

高速动能导弹及超高速导弹用固体火箭推进剂

莫红军，张海燕

(西安近代化学研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 综述了国外几种主要动能拦截导弹、战术动能导弹和超高速导弹以及其所用固体推进剂的配方和主要性能, 在此基础上分析了高速动能导弹和超高速导弹对固体推进剂在性能方面的需求。推进剂的高压燃烧稳定性问题以及采用新型含能材料组分的N EPE类配方是高速动能导弹发射推进剂研究开发的重点技术领域和发展趋势; 燃气清洁、快速点火响应以及能在高过载条件下稳定工作等是当前KKV轨/姿控系统对固体推进剂性能的主要要求。尽管在实用性能上存在很多问题, 但凝胶推进剂应用于轨/姿控系统具有更加灵活的能量输出控制能力, 可使KKV更具智能飞行和快速机动的能力, 是KKV控制用推进剂的发展方向。

关键词: 固体推进剂; 动能导弹; 超高速导弹

中图分类号: TJ 55; V 512

文献标识码: A

文章编号: 1007-7812(2005)01-0001-04

Solid Propellants Applying for Kinetic or Hyper-velocity Missiles

MO Hong-jun, ZHANG Haixian

(Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract Information on some foreign kinetic missiles and hyper-velocity missiles, and the formations and performances of solid propellants were presented and some demands on performance of solid propellant used for the missiles were analyzed. It is found that a new type of N EPE propellant which can operate reliably in high pressure rocket motors is the trend and hot issue of research on launching kinetic missiles and hyper-velocity missiles. The Divert/Attitude Control System (DACS) of KKV has some demands on properties of solid propellant, such as cleanly exhaust, flash ignition, burning stably in highly over-loading condition, etc. Although there are a number of issues that need to be resolved in order to make gel propellant applicable to the DACS of KKV, gel propellant provides the on-demand and thrust needed for KKV smart flight and rapid maneuverability. Concerning the energy management capabilities, gel propellant, compared with solid propellant, has better adaptability for advanced KKV in future.

Key words: solid propellant; kinetic missile; hyper-velocity missile

引言

高速动能导弹是一种利用弹头(KKV)高速飞行所具有的动能以直接碰撞方式毁伤目标的现代动能武器, 是一种结合了精确制导与控制、先进火箭推进等多项现代高新技术, 并已由大量实验证明了可行性和效能的高技术武器。在国外, 高速动能导弹主要有“动能拦截导弹”和“战术动能导弹”两大类。高速动能导弹火箭推进技术不仅在反弹道导弹、反卫星等战略领域(动能拦截导弹)得到了广泛应用, 而且还可应用于对各种装甲目标、巡航导弹和其它高/低速飞行器具有精确打击能力的战术动能导弹和超高速导弹中。目前国外已有许多高速动能导弹及超

高速导弹研制和应用项目, 如以PAC-3、THAAD、GBI和标准3为代表的动能拦截导弹, 以LOSA T、CKEM和SL D为代表的战术动能导弹和德国的HVM超高速导弹等。高速动能导弹主要由两部分构成: 发射、加速KKV的固体火箭发动机(与超高速导弹火箭发动机类似); 用于拦截和摧毁目标的“KKV”。前者使用的固体推进剂主要有HTPB类复合推进剂N EPE推进剂和各种高比冲、高燃速以及高压下稳定燃烧的新型推进剂; KKV轨/姿控系统使用的推进剂包括各种高灵敏度、高响应特性的液体推进剂、固体推进剂和凝胶推进剂。本文主要介绍两类动能导弹发射用固体推进剂和KKV轨/姿控系统用推进剂的配方、主要性能及发展趋势。

收稿日期: 2004-09-16

作者简介: 莫红军(1973-), 男, 工程师, 从事火炸药及应用技术情报研究。

1 动能拦截导弹助推推进剂性能水平

美国是世界上研制动能拦截导弹技术最成熟的国家,目前已研制和实验了包括 PAC-3 在内的 4 种动能拦截导弹,这些动能拦截导弹的助推推进剂主要为含铝 HTPB 推进剂。有文献^[1]报道了美国两种拦截导弹助推用含铝 HTPB 固体推进剂,其配方是固含量达 89% 左右的 HTPB 四组元推进剂(含 HM X),标准理论比冲达 265.8 N · s/kg,密度为 1.8 g/cm³,常温力学性能为 δ_m 0.7 MPa, ϵ_m 29%。除了这类性能比较成熟的推进剂外,一些 N EPE 高

能推进剂也很可能在动能拦截导弹发射助推发动机中得到了应用。另外,一些以含能增塑剂增塑非结晶聚醚为黏合剂的新型高能推进剂是 N EPE 类推进剂的进一步发展,也具有应用于动能拦截导弹发射助推发动机的巨大潜力,这类推进剂目前尚处于发展之中,表 1 是这种推进剂的两个代表配方,其能量水平和力学性能与前述 HTPB 四组元推进剂相当,但因使用了极性聚合物黏合剂体系,不仅使推进剂导电率增高,安全性得到了改善;而且因可以使用含能增塑剂,配方的固含量在 82% 左右,推进剂工艺性能要好于 HTPB 四组元推进剂。

表 1 动能拦截导弹用新型高能推进剂(美国)配方^[1]

Table 1 Formulations of high energy propellant for launching kinetic interceptors

序号	含量/%									
	TERACOL TE/DD I	BuN ENA	MNA	N 100	TPB	马来酸酐	A P	铝粉	RDX	
1	8 254	8 5	0 4	0 589	0 05	0 05	51.5	21.5	10.0	
2	10 507	8 0	0 2	0 687	0 05	0 05	51.0	19.0	10.0	

注: BuN ENA 为正丁基-2-硝酸乙基硝胺; TPB 为三苯基铋; DD I 为一种二异氰酸酯; TERACOL TE 为杜邦公司商品名,一种环氧乙烷与四氢呋喃的共聚醚。

2 战术动能导弹发射推进剂

2.1 国外的战术动能导弹及其发射推进剂

目前国外在研或已少量装备部队的战术动能导弹和超高速导弹主要有: LOSAT 动能导弹、紧凑型动能导弹(CKEM)、小型低成本拦截器(SLD)、德国研制的超高速导弹(HVM)、加拿大研制的高动能导弹(HEMi)。

LOSAT 动能导弹推进系统的特点为:(1)单推力助推/续航推进剂药柱一体化设计;(2)低特征信号(微烟)XLDB 推进剂;(3)壳体粘结装药设计使推进剂装填系数最大;(4)绝热层为 R196 EPDM。美国在研制 LOSAT 导弹武器系统时,最初采用 RDX(HM X)取代部分 A P 的少烟复合推进剂,但在飞行实验中因推进剂排气羽流对激光信号衰减太严重而放弃。在后来的发展计划中,改用了含 RDX(HM X)和惰性聚酯、聚醚黏合剂的微烟交联改性双基(XLDB)推进剂。美国宾州大学 Young 和 Boyer 等^[2]曾对这种推进剂进行过混合浇铸制造工艺放大和硝胺粒度对燃速影响的研究,这类推进剂具有与硝胺改性双基推进剂相近的特征信号水平,但比冲和力学性能有提高,实测比冲达 242 s 以上,21 M Pa 时燃速为 18 mm/s,28 M Pa 压力以下压力指数很平稳,抗拉强度为 1.4 M Pa,延伸率为 112%。

CKEM 导弹推进系统采用了 ATK 公司研制的

GB 高能低特征信号推进剂和复合材料发动机壳体,测试表明,该推进剂的能量性能较当前广泛应用的低特征信号推进剂高 8%,而且力学性能和工艺性能非常优异,推进剂具有在高压下稳定燃烧的特性。

德国 HVM 导弹是一种超高速导弹(又叫高超声速导弹),共有两个研制型号 HFK1 和 HFK2。HFK1 采用推力比为 10:1 的单室双推力发动机、碳纤维复合材料壳体和高燃速含铝高能复合推进剂,推进剂的燃烧时间为 1.5 s,导弹在点火 1 s 后速度达到 5 mach。HFK1 于 1990~1993 年进行了发动机开发,1993~1997 年进行了飞行实验。HFK2 为单推力助推发动机设计,采用 BC/PROTAC 公司制造的碳纤维复合材料壳体,推进剂为满足武器系统特征信号要求的少烟高能复合推进剂,燃烧时间 2.4 s。ICT 曾为 HVM 导弹研制过高能少烟速燃推进剂,最初采用少烟 HTPB(含 HM X)推进剂,但由于燃速问题,后来研制了高燃速的 GAP/TM ETN/HM X/A P 新型推进剂配方,据报道^[3]该推进剂的性能如下:标准比冲 2500 N · s/kg;密度 1.77 g/cm³;10 M Pa 燃速达 50 mm/s;4~25 M Pa 压力指数为 0.3~0.5。

加拿大 HEMi 导弹推进系统设计采用单推力固体火箭发动机,装填燃烧排气不影响激光束制导的少烟高能推进剂^[4],推进剂燃烧时间少于 0.5 s(高燃速),燃烧室压强高达 31 M Pa。该推进系统质量为 14 kg,可将导弹加速到 6~7 mach。

2.2 战术动能导弹发射推进剂的发展趋势

2.2.1 对推进剂的性能要求

虽然固体助推火箭技术是一种很成熟的技术, 但战术动能弹和超高速导弹具有结构紧凑的特点, 对助推火箭性能有更高的要求。末速度是动能弹杀伤力的关键, 而动能导弹末速度主要是由助推火箭所决定的。在提高速度方面, 对于各种战术动能弹和超高速导弹而言, 由于不能象一些比较大型的动能拦截弹一样采用多级助推火箭来获得高速度, 所以对助推推进剂性能及装药结构有更高的要求。具体而言, 德国 ICT 的研究人员在文献^[3]中报道了这类导弹发射推进剂装药性能必须同时满足下列要求: 高比冲, 68~91 膨胀比比冲大于 250 s; 高燃速, 10 MPa 下大于 30 mm/s; 压力指数低于 0.5; 在整个使用温度范围(-54~72)内具有高的机械强度, 同时具有满足壳体粘接装药要求的力学性能; 好的热稳定性和服役寿命; 爆轰、撞击感度低。总之, 高能高燃速是这类推进剂基本性能要求; 另外, 考虑到推进剂高压燃烧对发动机性能的显著提升, 推进剂的高压燃烧稳定性也是未来高速动能导弹推进系统设计对发射装药的性能要求; 为保证精确制导和隐蔽发射, 对推进剂也有低特征信号的要求。

2.2.2 推进剂的发展趋势

超高速导弹和常规动能导弹对固体推进剂的性能要求(前述)并不是目前所应用的 HTPB 复合推进剂 XLDB 推进剂和 NEPE 推进剂能完全满足的, 因此国外都在大力开发各种高能、高燃速、高压燃烧稳定和低特征信号的新型固体推进剂^[5~7]。这些推进剂配方的一个共同特点就是使用了各种新型含能黏合剂、增塑剂及氧化剂组分, 并继承了 NEPE 推进剂的配方思想, 大都采用了含能增塑剂增塑含能聚醚的黏合剂体系; 其中有一些新型推进剂在配方设计中还考虑了高压燃烧稳定性问题。在未来的高速动能导弹应用中, 性能上能满足火箭发动机高压工作需求的固体推进剂尤其值得关注。

高速动能导弹或超高速导弹对高比冲和大比推力固体火箭发动机有很强的现实需求, 而固体火箭发动机的高压力工作可获得更高的比冲和更大的推力。随着高比强度火箭发动机壳体材料和耐烧蚀喷喉材料的研制成功, 研制具有高工作压力(高膨胀比)的高性能火箭发动机将成为可能。因此, 今后在高速动能导弹用高工作压力火箭发动机设计方面, 对具有高压燃烧稳定性和更高力学性能的固体推进剂将有很大需求。如加拿大计划研制的 HEM i 导弹少烟推进剂的工作压力高达 31 MPa^[4]; 美国研制的高性能固体火箭发动机膨胀比达 17, 采用 C-C 复合材料壳体、耐烧蚀小喉径喷管和高压燃烧稳定的推进剂, 固体推进剂装药(全程单推力助推方案)

能在高压下稳定工作, 工作压力波动小, 发动机材料耐压和耐烧蚀设计余量小, 大大减轻了发动机的消极质量, 显著提高了火箭发动机的性能, 与常规技术(普通喷喉材料、重发动机壳体和单室双推力的普通推进剂装药)相比可使导弹弹道性能提高 300%。

开展与固体推进剂高压燃烧稳定性和提高力学性能(高压工作要求推进剂有更好的力学性能)相关的研究具有很强的高速动能导弹应用背景。高性能火箭发动机技术的发展对固体推进剂提出了高工作压力下具有低压力指数和燃速温度敏感系数的现实需求, 这是固体推进剂技术专业在燃烧性能调节方面面临的挑战。对这类具有高压燃烧稳定性的推进剂, 美国 Cordant 技术公司和海军都获得了美国专利^[5~6]。这些推进剂主要是一些以 AP 为主要氧化剂的 NEPE 类推进剂, 并且采用了一些新型含能材料组分。与常规 AP 复合推进剂不同, 这些推进剂在 20~50 MPa 的压力范围内压力指数仍小于 0.15, 燃速温度系数低于 0.15%/F。美国海军空战中心武器分部(NAW CWD)2000 年报道^[7]了其研制的具有高压燃烧稳定性的高能低特征信号推进剂, 主要配方组分包括含能黏合剂、硝酸酯增塑剂 ADN 和 CL-20, 标准理论比冲为 2 600 N·s/kg, 这大大高于常规低特征信号推进剂所能达到的比冲值。该类推进剂具有的一个独特的燃烧性能就是其 6.89~55.12 MPa 范围内燃速~压力曲线的斜率恒为 0.68~0.69, 压力指数无突跃, 而在此压力范围内常规 AP 复合推进剂通常会存在压力指数的突跃现象。

3 动能导弹 KKV 轨/姿控用推进剂

3.1 国外主要动能导弹 KKV 及其轨/姿控推进剂

KKV 轨/姿控系统使用的推进剂主要有液体推进剂和固体推进剂。如雷声公司为 GB I 动能导弹研制的大气层外拦截器(EKV)轨姿控系统采用了液体推进剂; THAAD 拦截导弹的弹头(KKV)重达 60 kg, 采用液体推进剂转向和高度控制系统(DACS); PAC-3 和标准-3 拦截导弹 KKV 姿控系统都采用了许多小型固体推进剂火箭发动机的组合, 其固体推进剂具有非常高的推质比; Aerojet 公司为标准-3 拦截导弹研制的转向和高度控制系统(DACS)也采用固体推进剂。固体推进剂和液体推进剂用于 KKV 轨/姿控系统各有利弊。固体推进剂推质比高, 利于 KKV 的小型化, 但在实现推力矢量控制方面, 对发动机组合的点火控制及燃气阀门的调节要求非常高; 液体推进剂容易实现推力矢量控制, 但不利于 KKV 的小型化。从 KKV 轻小型化的发展趋势来看, 采用高性能固体推进剂可以满足小型化的要求, 是发展方向之一, 但凝胶推进剂因具有

较固体推进剂灵活的能量输出控制能力和较液体推进剂更高的安全性和能量密度,因而在未来高速动能弹 KKV 应用中具有很强的吸引力,并且国外已有开发实践^[8]。

3.2 KKV 轨/姿控固体推进剂性能分析

KKV 固体推进剂轨/姿控系统是目前应用和发展的主流。对于三轴稳定 KKV 的固体火箭推力矢量控制动力系统而言,目前主要有变燃气流率和脉冲调制变推力两种推力矢量控制技术方案,两种方案需研究的与推进剂有关的主要技术包括:高效能量管理燃气发生器设计;燃气发生器推进剂研制;燃气发生器质量漂移多药柱装药设计。前一种方案对推进剂有高压力指数的要求,后一种方案对推进剂有在燃烧室压力急剧变化时不熄火的要求,而且要求燃气清洁不腐蚀阀门。

对于自旋稳定 KKV,其轨/姿控固体火箭发动机具有稳态和脉冲两种工作状态,采用直接作用力推力矢量控制系统(适用于中低空弹道导弹和吸气式目标的防御),即用安装于 KKV 弹体周围的一组小火箭发动机控制 KKV 的飞行。这要求从发出点火指令到达最大推力的时间必须为毫秒级,因此固体推进剂具有快速响应的特性;其中轨控发动机的推力必须远大于 KKV 的质量,从而要求推进剂具有高能、高燃速和高压稳定燃烧的特性。美国目前这种发动机的推重比已大于 1000。对于直接作用力推力矢量控制系统,与固体推进剂相关的主要研究内容有:高压、高质量比单脉冲微型发动机设计;高压、高燃速推进剂装药及其燃烧研究;微型发动机点火延时可控技术研究;多脉冲发动机集成及点火控制技术研究;高能点火器研究;微型发动机实验测量技术研究。

KKV 姿控系统和轨控系统对固体推进剂性能的主要要求有:对信号的响应速度快,燃速高,并且点火延迟应非常小;对 KKV 寻的器的主动红外导引头和毫米波雷达或激光导引头干扰小;推进剂的可靠性高,安全性好,性能稳定,环境因素(温度、压力)对推进剂性能的影响小;推进剂高压燃烧稳定性满足设计要求;推进剂的性能满足多脉冲火箭发动机的特殊包覆及装药结构要求;推进剂燃气清洁,对阀门腐蚀小。另外,在轨/姿控系统开始工作时,KKV 一般都具有类似于火箭增程炮弹一样极高的纵向和旋转过载,与增程火箭推进剂一样,其轨/姿控推进剂必须满足在这种高过载条件下稳定燃烧的要求,因此固体推进剂在高过载条件下的燃烧性能以及与静态燃烧性能的相关性研究也是一项重要的技术内容^[9]。

4 结束语

(1) 动能拦截导弹助推固体推进剂主要是含铝和 AP 的高能复合推进剂,而 NEPE 新型固体推进剂已基本达到应用水平,综合性能更加优异的 NEPE 类推进剂尚处于发展之中。

(2) 战术动能导弹和超高速导弹发射推进剂的性能特点是高能、少烟、速燃和低特征信号,另外高压燃烧稳定性和高机械强度正成为未来动能导弹和超高速导弹推进系统对固体推进剂性能要求。

(3) 目前见诸报道的高压燃烧稳定固体推进剂都是一些 NEPE 类配方,其氧化剂以 AP 和一些新型高能材料(ADN、CL-20)为主,而关于 CMDB 和 XLDB 类推进剂的高压燃烧稳定性问题研究却鲜见报道,改性双基类推进剂是否可以实现高压力工作以及可达到何种程度的高压燃烧稳定性问题值得研究和探索。

(4) 对于高速动能导弹 KKV 控制用推进剂方面,高燃速、快速点火响应的固体推进剂技术是当前应用和开发的主要内容,凝胶推进剂 KKV 控制技术具有显著的理论优势,尽管目前尚不成熟,但将是未来的发展方向。

参考文献:

- [1] Goleniewski John R, Roberts James A. Solid propellant with non-crystalline polyether-energetic plasticizer binder[P]. U.S.P. 5 783 769, 1998.
- [2] Young G, Boyer E. Effect of processing procedures on solid propellant burning rate[A]. The 50th JANNAF propulsion meeting[C]. 2002.
- [3] Siegfried E. About the burning behaviors and other properties of smoke reduced composites based on AP/CL 20/GAP [A]. 32nd Int Annu Conf ICT [C]. 2001.
- [4] M.H. Canada develops technologies for hypervelocity missile[J]. Jane's International Defense Review, 2003, (1): 25.
- [5] Hawkins David K, Campbell Carol J. Advanced designs for high pressure, high performance solid propellant rocket motors[P]. U.S.P. 6 086 692, 2000.
- [6] Chan May L, Turner Alan D. Insensitive high energy booster propellant[P]. U.S.P. 6 682 615, 2004.
- [7] May Lee Chan. Properties of ADN propellants[A]. The Fifth International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion: Combustion of Energetic Materials[C]. 2000: 492.
- [8] Yasuhara, W. k. Advanced gel propulsion controls for kill vehicles[R]. AIAA. 1993.
- [9] 李上文,赵凤起,罗阳,等.大口径炮弹增程技术对固体推进剂的要求[J].火炸药学报,2003,26(3): 20-23.