

略论推进系统在制导兵器技术发展中的若干贡献*

张 平

(北京理工大学飞行器工程系, 北京, 100081)

摘 要: 论述了固体火箭推进系统在制导兵器技术发展中的重要作用, 列举了推进系统除了完成一般的推进职能外对导弹和制导兵器所作的特殊贡献, 如降低喷焰的电子数密度、提高多脉冲推进能力、提高耐高过载能力、提高快速机动控制能力和发展低易损性推进系统等。

主题词: 制导武器, 火箭技术, 固体推进剂火箭发动机, 述评

分类号: V435

ON CONTRIBUTIONS OF PROPULSION SYSTEM TO DEVELOPMENT OF GUIDED ORDNANCE TECHNOLOGY

Zhang Ping

(Dept. of Flight Vehicle Engineering, Beijing Inst. of Technology, Beijing, 100081)

Abstract: Important functions of solid rocket propulsion system in the development of guided ordnance technology have been described. Special contributions of the propulsion system to missiles and guided ordnances, such as decrease of electron number density in plumes, increase of abilities of multiple-pulse propulsion, high-acceleration resistance and instantaneous maneuver control, and development of LOVA propulsion system, etc., have been indicated besides its general functions for propulsion.

Subject terms: Guided weapon, Rocketry, Solid propellant rocket engine, Review

1 引 言

发动机的可靠性是飞行器可靠性中最薄弱的环节, 其在重量、体积和成本等各方面对整个飞行器具有举足轻重的影响, 实属飞行器的重大而关键部件。在制导兵器技术发展中, 制导系统和部件无疑是研究的重点。然而, 推进系统作为制导兵器系统中的一个分系统, 除了完成一般推进职能外, 对制导兵器的发展还有其特殊贡献的一面, 需要与制导兵器的总体技术密切配合, 耦合进行研究。

2 降低发动机喷焰中的电子数密度

降低制导兵器喷焰中产生的自由电子的数密度 (N_e) 主要是出于两种需要。一是制导需要。喷焰中存在的自由电子会对穿越过喷焰的微波制导信号产生反射、散射和衰减等作用。若

* 收稿日期: 19960709, 修回日期: 19961024, 为中国宇航学会固体推进专业委员会 1995 年学术研讨会优秀论文

喷焰中的 N_e 超过了该入射微波频率所对应的临界电子密度 N_{ce} 时, 会发生信号的全反射, 造成通讯中断, 这类失败教训在国内外制导兵器的研制历史上并不少见, 不能不引起重视。二是隐身需要。喷焰中带电粒子数的增加, 会造成喷焰作为一种媒质的雷达散射截面 (RCS) 的增加。对于低空高速飞行的飞行器来说, 其尾焰或尾迹的 RCS 有时可比飞行器本身的 RCS 大出好多倍, 易于被敌方雷达探测到。为此, 必须分析研究喷焰中生成自由电子的主要因素, 并采取必要措施抑制它的生成。造成喷焰中 N_e 增加的主要因素有: 发动机燃气温度、推进剂配方、喷焰激波效应和喷焰后燃效应等。

2.1 发动机燃气温度

燃烧室内燃气温度的增加会使燃气中的各种组份产生电离而形成正离子和自由电子, 温度越高, N_e 越大。燃气在喷管中流动时, 温度下降, 燃气中组份产生复合反应, N_e 也随之下降。此时化学反应速率起着重要作用。计算表明, 冻结流的 N_e 要比平衡流的大好几个数量级。实际流动则是介于两者之间的有限速率化学反应流。

2.2 推进剂配方

实验和计算均证明, 推进剂中碱金属杂质含量是产生 N_e 的重要来源。即使它们仅以微量或痕量存在, 但它们生成 N_e 的作用决不能低估, 特别是在高温环境中。由于它们的电离电位低, 即使是平衡流形成的喷焰温度也足以使它们完全电离。根据国外某些研究的统计规律, 通常国外市售推进剂中钠杂质含量为 $90 \times 10^{-6} \sim 160 \times 10^{-6}$, 钾杂质含量为 $25 \times 10^{-6} \sim 45 \times 10^{-6}$, 其含量比大致为 4:1。至于钾、钠杂质含量比例的变化, 对 N_e 总数的影响并不很大^[1]。图 1 表示出某双基 (NC+RDX) 推进剂中钾钠杂质含量和化学反应速率对 N_e 的贡献。从图中可以看出, 对于无钾钠杂质的推进剂, 化学反应速率起主导作用, 冻结流的 N_e ($1 \times 10^{11} \text{ cm}^{-3}$) 可比平衡流的 ($4 \times 10^3 \text{ cm}^{-3}$) 高出 7~8 个数量级, 对于有钾钠杂质的推进剂, 杂质含量起主导作用, 冻结流的 N_e 只比平衡流的高 3~4 个数量级。如喷管采用烧蚀材料结构, 则材料中钠含量的作用也必须计及。如果推进剂中钾钠杂质以过氯酸盐的形式存在, 它们对 N_e 的贡献则远小于单纯的钾、钠元素, 因为前者具有高得多的电离电位。

推进剂中的其它元素, 如 Cl、F 和 B 等与自由电子有较强的亲和力和吸附作用, 有望成为降低喷焰中 N_e 的推进剂配方中的有效添加剂。推进剂中含的铝 (Al) 也能电离, 使 N_e 增加。研究表明, 喷焰中固体颗粒的作用会使 N_e 数发生约 10% 的变化^[2]。

2.3 喷焰激波效应

由于超音速气体自喷管出口向外界急剧膨胀, 会在喷焰核心区 (近场) 附近产生激波系结构, 其高欠膨胀气流还会在出口下游约 4~5 倍出口直径处形成马赫盘, 使通过马赫盘的燃气流温度跃升, 导致原来渐减的 N_e 也有很大的跃升, 但随着喷流的继续膨胀而逐渐降低。

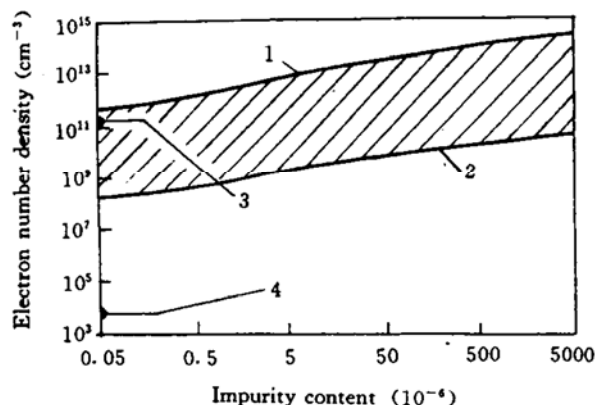


Fig. 1 The contribution of impurity content and chemical reaction rate to electron number density in plume

- 1 Frozen flow with impurity
- 2 Equilibrium flow with impurity
- 3 Frozen flow without impurity
- 4 Equilibrium flow without impurity

如能使喷管气流在出口处接近完全膨胀,即可降低激波效应对 N_e 的影响。由于激波分布的不均匀性,对由此造成的 N_e 变化的分析计算有一定难度。

2.4 喷焰后燃效应

后燃效应是指喷管排出燃气中的富燃成份与周围空气中的氧产生二次燃烧反应使温度升高的效应。温度的升高会使喷焰中钾钠杂质的电离程度和 N_e 急剧增加。后燃效应主要发生在喷焰与周围媒质的混合边界(远场)部分。研究表明,严重时微波信号衰减的80%可来源于这一效应,比激波效应的影响大得多。因此,制导兵器的推进系统,应注意采用碱金属杂质含量低、燃烧温度低、燃气内固体含量低和富燃成份低的“四低”推进剂配方,国内要特别注意推进剂配方中碱金属杂质含量的检测与控制。同时改进发动机设计,减少激波效应和两相流效应,使发动机喷焰中的电子数密度降低到最小程度。当然,降低喷焰的其它信号特征效应(如烟雾和红外辐射等)对于相应的制导兵器的发展也有其特殊贡献,这里不再论述。

3 提高多脉冲推进能力

多脉冲发动机是指在其整个工作期间可按指令需要间断地发出多次脉冲推力的发动机,它克服了常规固体火箭发动机只能一次点火后连续工作完毕的弱点,在战术导弹和制导兵器上的应用具有明显优势。它可实现飞行器弹道的最优控制和发动机推进能量的最优管理;提高射程的末段接敌的机动性以及减少喷焰对制

导信号的干扰等。此时的推进系统设计不应看作简单的部件设计,而是整个飞行器总体技术不可分割的一部分,必须与总体设计耦合进行。例如,对于目标函数为最大末速度和最短飞行时间,通过对发动机参数($F-t$ 曲线形状、脉冲次数、每一脉冲延续时间、脉冲点火时间间隔等)和弹道参数的同时优化,可比助推-续航发动机的性能提高5%~7%。试验表明,采用双脉冲推力方案优化技术,可在给定的总冲条件下,比单脉冲发动机增加有效射程27%^[3]。最大末速度比单级常规发动机大25%。由于末段机动性的提高,可使导弹拦截高度提高10%以上^[4]。资料还表明,对于一枚以100m/s飞行速度低速飞行10km的导弹,需要总冲为35000N·s,而采用4个以脉冲助推-滑翔方式飞行的相同导弹仅需前者冲量的1/10,其有动力飞行时间仅占总飞行时间的5%^[4],从而极大地降低了导弹的信号特征(见图2)。

综上所述,采用多脉冲推进方案,会使导弹或制导兵器性能得到显著改进,是此类武器系统总体设计不可忽视的新概念,各国都在致力于这一目标的实现。为此,在多脉冲发动机结构设计上,要妥善解决级间隔板、隔板上的可碎式堵塞、多次点火、限燃层与隔热层、工作可靠性与稳定性、发动机的轻质和低成本等问题,以保证多脉冲最优推力方案的实现。

4 提高发动机耐高过载的能力

制导炮弹是制导兵器的主要类别之一。它可使常规炮弹既增加射程又提高落点精度。而炮弹增程任务则由弹上的推进系统——火箭发动机来完成。此时的发动机除了也要满足制导系统所需的喷焰低信号特征要求外,一个最突出的要求是必须经受得了炮弹发射时的高过载环境。常规火箭导弹发射时,弹上发动机通常只承受几倍或十几倍重力加速度的轴向过载,即

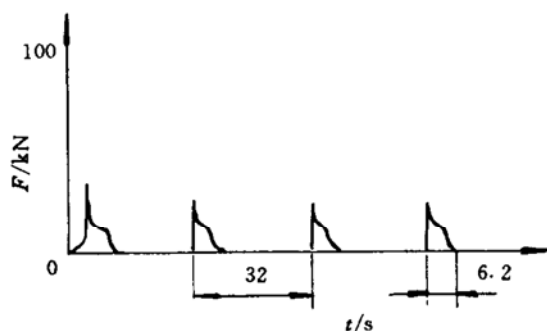


Fig. 2 Typical $F \sim t$ curves with four pulses

使是高速动能导弹或快速拦截导弹,其承受的最大轴向过载也只有重力加速度的100多倍。但在射程为4km、口径为100mm的坦克炮射导弹上的发动机需承受3000多倍重力加速度的轴向过载,射程为10km的末制导炮弹上的发动机则需承受近10000倍重力加速度的轴向过载。发动机系统承载的薄弱环节是推进剂装药。因此要求在选择推进剂种类、装药药型、装填方式和装药支承形式,及发动机结构等方面必须认真考虑高过载作用。在某些情况下,制导炮弹上的发动机壳体还同时随受炮膛内的高外压;某些火箭发动机还同时承受火箭弹高速旋转产生的法向过载。因而减少发动机结构重量、提高发动机质量比也是研制耐高过载发动机的主要方向之一。我国已经有过研制10km高炮增程弹和8~15km高旋涡轮火箭弹的经验,其发动机和固体推进剂装药均分别承受约20000倍重力加速度的轴向和法向过载的作用。

5 提高制导兵器的快速机动控制能力

现代制导兵器飞行时快速机动或快速姿态控制都需要有能产生快速响应控制力的推力器或执行机构,特别是对高速旋转稳定方式飞行的武器系统需要有极短脉冲工作的多个小尺寸推力器。它们不同于常规火箭发动机的主要特点是:点火延迟在1ms以内,推力器脉冲工作时间也仅有几毫秒至十几毫秒,但其推力冲量比很大。这种推力器还可用于远程火箭的简易制导、空间拦截器的姿态控制、子弹头的分导或抛撒等场合。国外近年来几乎每年都有关于该姿态控制推力器的专题学术会议。在1995年7月召开的第31届AIAA/ASME/SAE/ASEE联合推进会议上,专门设有“脉冲姿态控制用固体燃料推力器好还是用液体燃料推力器好”的专题讨论。点火快速性、工作重复性、瞬态推力测量、冲量损失、高性能速燃推进剂及轻质小尺寸推力器结构等都是研制这种固体短脉冲推力器必须解决的关键技术。

6 设计具有低易损性的制导兵器推进系统

导弹武器的低易损性和弹药的不敏感性一样,是现代战争对导弹系统提出的一种新概念和新要求,旨在使导弹武器的局部损害或破坏不致对武器或人员产生总体的毁灭性破坏。所谓低易损性(LOVA)是指导弹受到意外刺激时,发动机的危险性响应和随之发生的二次损害小,因而它是发动机遇到各种威胁(如热、机械、静电等)时安全特征的表征。为此,要求推进剂的危险等级低(美国对研制新型推进剂的要求之一是具有1.3低危险等级,应低于过去的丁羟推进剂和当今的NEPE推进剂的1.1的危险等级),贮存和运输安全,有高的延伸率、耐热性好和着火温度高,在受到意外刺激时,不致着火或爆炸。在壳体选材上,实现复合材料化;在结构设计上采用自破性壳体和安全的激光点火系统等,以减少爆炸的危险性。

参 考 文 献

- 1 Hughes R C, Landrum D B. Computational investigation of electron production in solid rocket plumes. AIAA 93-2454
- 2 Smoot L D. Causes of ionization in rocket exhausts. Journal of Spacecraft and Rockets. 1975, 12 (3)
- 3 Peretz A, Berger M. Thrust profile optimization of solid-propellant two-pulse motors for range extension. AIAA 92-3354
- 4 航天工业总公司31所. 多脉冲固体火箭发动机(译文集). 推进技术编辑部, 1992