

固体火箭发动机的能量管理技术研究

殷 金 其

(西北工业大学)

摘 要:介绍了固体火箭发动机的能量管理技术对于提高战术导弹射程、命中精度等方面的作用,针对隔板式能量管理技术,分别对美国、加拿大、日本、德国等国的代表性研究方案进行了评述,指出了今后的研究方向。

主题词:固体火箭发动机,脉冲式火箭发动机,战术导弹,能量管理

STUDIES OF ENERGY MANAGEMENT TECHNOLOGY OF SOLID ROCKET MOTORS

Yin Jinqi

(Northwestern polytechnical University)

Abstract: This paper presents the advantages of using solid rocket motors with energy management technology in tactical missiles. The special kind of rocket motor provides significant expansion of missile flight altitude and range. The energy management features of rocket motors permit airframes with reduced wing size, weight and drag and also provide the possibility of thrust vector control for end-game maneuvering during terminal flight. Several kinds of structures of solid rocket motors with energy management technology are reviewed. The researches of new kind of structure, the cycling ablation of internal thermal insulator and throat of nozzle, oscillation combustion, ignition at various volume chambers and internal flow fields are proposed.

Keywords: Solid rocket motor, Impulse rocket engine, Tactical missiles, Energy management

具有能量管理技术的固体火箭发动机是一种新型发动机(图1)。这种发动机也称为脉冲发动机,它是在同一燃烧室内用阻燃隔热层将推进剂装药分段隔离,每段装药有独立点火系

统。当前段药柱燃尽时,发动机关机。根据导弹飞行速度及与目标间的距离,由自动控制系统确定下段装药点火时间,使有限质量的推进剂能按最佳飞行弹道要求通过间歇方式释放,实现固体火箭发动机的能量管理。

1 能量管理发动机在战术导弹中的用途

具有能量管理技术的固体火箭发动机能够赋予战术导弹系统高速、远射程、高命中率和较轻的系统结构质量。

目前战术导弹的制导体制趋向于采用末制导,这要求导弹拥有接近目标时高度的机动性,以消除中制导误差。在常规战术导弹中,一般采用助推/续航推进模式:两级发动机或单室双推力发动机。在两级发动机模式中,级间分离增加了控制的复杂性和结构质量。在单室双推力发动机中,发动机续航段工作在非设计状态,产生很大的能量损失。更重要的是,助推/续航推进模式从发射时刻起,导弹加速直至发动机关机,达到最大速度。此后,导弹基本上处于惯性飞行状态。由于导弹飞行阻力与其速度平方成正比,因此导弹达到最大速度后的惯性飞行会受到很大的阻力,造成能量损失,降低了导弹的射程和末速度。在高空空气稀薄处,导弹的气动力控制作用减弱,需采用发动机的推力向量控制技术才能实现导弹的机动飞行。而常规助推/续航发动机一般在高空已停止工作,无法实施推力向量控制。可见常规助推/续航模式在能量损失、射程及推力向量控制等诸方面存在着不足。

具有能量管理技术的固体火箭发动机能够给予导弹优越的机动特性。能两次工作的发动机在第一次工作时,将导弹加速到一定的速度,达到一定高度后关机,使导弹自由飞行一段时间,增加射程,因为此时导弹速度不是很大,空气阻力较小。当导弹到达高空时,发动机第二次工作。导弹加速到其机动飞行所需气动力的速度,攻击目标。此时,空气稀薄,阻力很小,导弹速度减小不大。导弹邻近目标时,发动机仍然工作,这给实施推力向量控制技术提供了可能性,从而可更加提高导弹的机动性和命中精度。

据文献报道^[1~3],采用二次工作的能量管理发动机,可使空空导弹的命中速度和精度提高约25%和9.5倍,总冲提高5~7%,飞行攻击时间也有所缩短(见表1)。

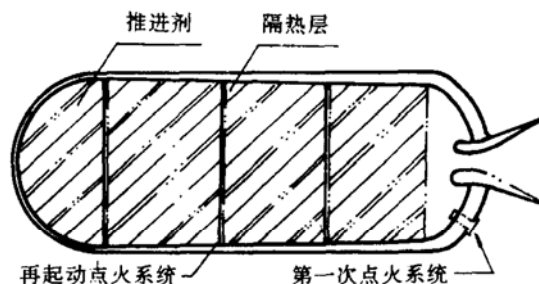


图1 具有能量管理技术的固体火箭发动机示意图

表1 采用两种不同推进模式时导弹弹道变化研究结果

	能量管理发动机	常规助推/续航发动机
推力间隔时间 (s)	7.4	—
攻击时间 (s)	157.1	165.5
脱靶距离 (m)	0.88	8.38
末速度 (m/s)	480	385

在地空导弹中,两次工作的能量管理发动机可比常规助推/续航模式给予导弹更大的射程

(图 2), 且飞行高度越高, 采用前者越有利。如果使导弹保持命中目标时末速度相同, 则采用前者可获得更长的巡航时间, 以增加射程 (图 3)。

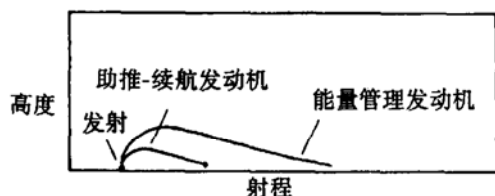


图 2 能量管理发动机增加
地空导弹射程

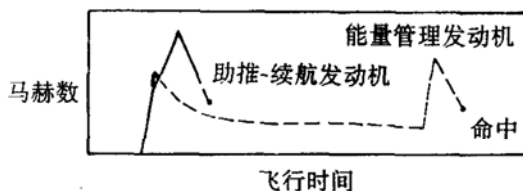


图 3 能量管理发动机增加
地空导弹巡航时间 (末速度相同)

研究表明, 能量管理发动机由于使导弹获得了最大的末速度, 可最大限度地减小导弹末段飞行升力所需的弹翼尺寸。这是因为导弹的升力近似与速度平方成正比。因而采用能量管理发动机的导弹将具有更大的机动性, 且具有同样质量推进剂的三次工作发动机比两次工作发动机给予导弹更优越的机动性。

可见具有能量管理技术的固体火箭发动机能赋予导弹最大的射程、末速度和高度的机动性, 并能降低弹翼结构质量。因此开展固体火箭发动机能量管理技术的研究, 在新一代战术导弹研究中占有十分重要的地位。

由于能量管理发动机的上述优点, 国外从 60 年代中期结合新一代先进导弹的研制, 已对此进行了研究^[4]。进入 80 年代, 由于材料、工艺技术等方面的迅速发展, 这方面的研究取得了显著进展。目前美国在其反卫星导弹 (ASAT) 中已采用了两次工作的能量管理发动机 (SRAM-A)^[5]。这种导弹由 F-15 飞机在空中发射, 由 SRAM-A 和 Altair I 固体火箭推进进入卫星轨道, 拦截卫星。美已成功地用 ASAT 击毁了一颗废弃的卫星。SRAM-A 由美国锡奥科尔公司研制, 直径为 450mm, 长度约 1800mm。意大利在其 Idra 地空导弹中也采用了两次工作的能量管理发动机^[6]。加拿大、日本和德国也已进行了这类发动机的研究工作。近年来, AIAA 举办的联合推进会议也将固体火箭发动机的能量管理技术列为一个重要的议题, 进行广泛的学术交流。下文将针对隔板式能量管理技术就国外的研究工作作一评述。

2 国外固体火箭发动机能量管理技术研究

图 4 是美国锡奥科尔公司研制的能量管理试验发动机^[7]。据资料分析该发动机可能就是 ASAT 中的 SRAM-A 的缩比发动机。该发动机采用无金属添加物的少烟推进剂。它在两段装药交界处分段。以便于装药贴壁浇注和安装。装药为内孔燃烧等面型, 中部为圆柱形。采用充填硅的聚 2-甲基丁二烯阻燃绝热层。第一次工作由常规点火器点火。二级点火器安装在头部。为使点火燃气迅速点燃绝缘层覆盖下的二级装药燃面, 点火器有一环形空腔, 环向开有 15 个径向燃气出口, 点火药 (硼/硝酸钾加少量推进剂) 充填在空腔内。为在二级工作时固定绝热层, 使之不大块脱落而堵塞喷管, 在燃烧室头部装有一个中心支承。该发动机已成功地进行了热试。压强曲线见图 5, 检验了环形点火器和绝热层性能等。

该发动机级间连接简单, 没有轴向隔板。但由于二级装药燃面要粘贴阻燃绝热层, 因而二级装药药型不能复杂。如果二级工作时, 绝热层不能有效破碎、或大块脱落, 容易造成喷

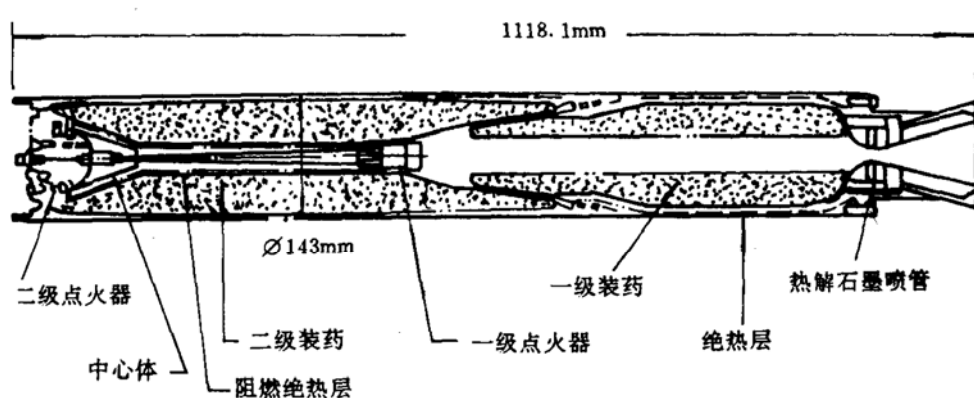


图4 美国锡奥科尔公司研制的试验发动机

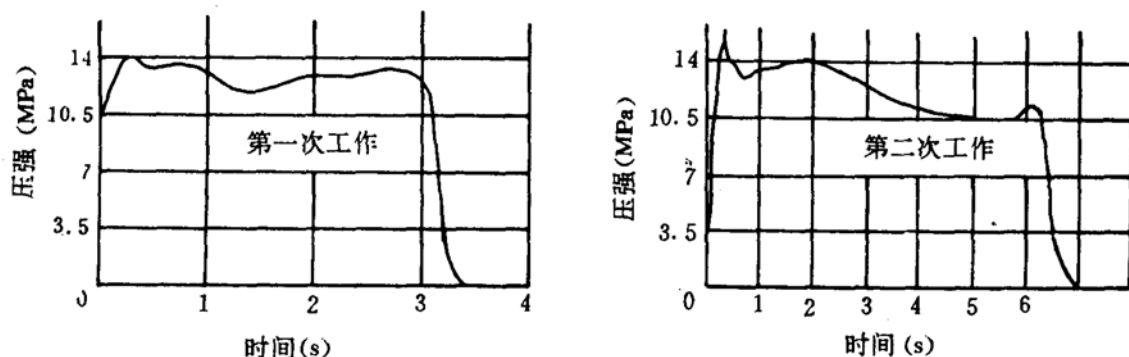


图5 试车压强时间曲线

管堵塞，发动机就不能正常工作，二次工作时出现过振荡燃烧。

图6是加拿大Carrier等人^[8]研究的方案。该发动机内径/长度为200/1500mm。一、二级装药长度比为2:1，采用固体含量为90%的少烟推进剂，加有2%的 $ZrSiO_4$ 微粒抑制振荡燃烧。钢壳体壁厚7.62mm，潜入喷管由FM-16771玻璃纤维酚醛复合材料和石墨喉衬制成，喉径41.5mm。一级点火器安装在一级燃烧室中部。喷管用厚1.27mm的6061-76铝合金可吹除堵盖封闭，以建立点火压强。二级点火器安装在发动机头部，点火药均为硼/硝酸钾。设计压强为13.8MPa，两次工作时间为4s和3s。

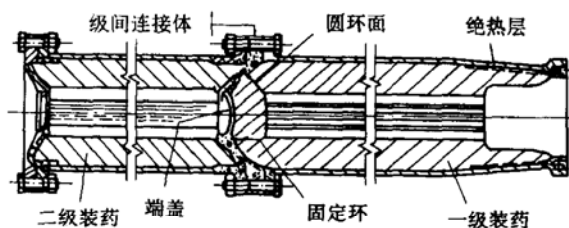


图6 加拿大研究的试验发动机

该发动机的特点在于两级燃烧室的连接方式，它由三部分组成：法兰级间连接体，半环形端盖和端盖固定环。中心元件是半球端盖。端盖凸向一级燃烧室，以承受一级工作产生的高压；二级工作时，端盖很易破成碎片并从喷管排出。端盖厚6mm，由可加工玻璃陶瓷制成，用环氧树脂粘贴在连接体上，并用螺纹固定环固定。其机械性能和工艺性能均达到基本设计要求。端盖破碎后出口直径为70mm，大于喷管喉径，不会产生临界流动而造成能量损失。

该发动机一级燃烧室内壁绝热层和装药包覆材料分别为氧化铝充填或石棉充填的HTPB橡胶，厚度为2.5mm和5mm。由于二级燃烧室不承受二次烧蚀和冲刷，绝热层和包覆层厚为

1. 25mm。

发动机热试车基本达到预期目的,但耐烧蚀绝热层和压强曲线重复性不甚理想(图7),二次工作时有振荡。可加工玻璃陶瓷和级间连接体的性能有待进一步提高。

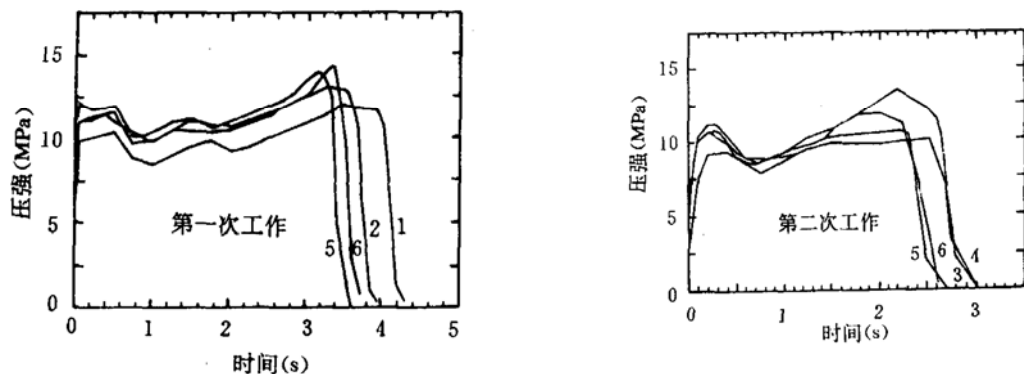


图7 试车压强时间曲线(图中数字为试验次序)

图8是日本Nishii等人提出的双脉冲方案^[9],它有两级燃烧室,级间隔板及喷管等组成。点火器和装药分别安装。隔板在一级工作时保护二级装药和点火器。一级工作完后等一段时间,二级点火,装药燃气吹除级间隔板上的塞柱,通过喷管排出。

一、二级装药均为含铝丁羟推进剂,AP/Al/HTPB的比例分别为70/16/14和67/17/16,压强指数为0.35和0.18,以降低压强对初温的敏感性。药型均为六角内孔燃烧,外侧面及两端面用三元乙丙橡胶包覆,装药外径118mm,长度可以变化。壳体材料为铬钼钢。隔板材料为铬钼钢或铝合金,上面钻有19个小孔,用小塞柱堵塞。隔板在一级燃烧室一侧涂有环氧树脂绝热层,另一侧无防热措施,以便二级工作时,将隔板烧毁,总冲可提高2%,小孔总面积7.31cm²,为喷管喉道面积(3.8cm²)的1.92倍。塞柱材料为酚基玻璃钢或铝合金,它与隔板间用“O”型橡胶圈密封。

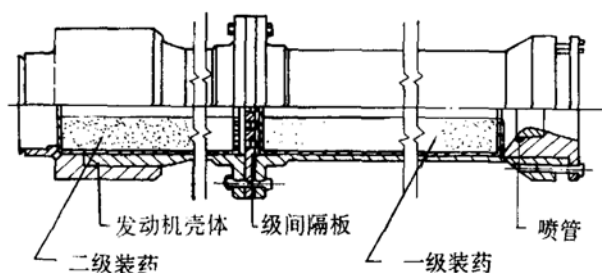


图8 日本研究的试验发动机

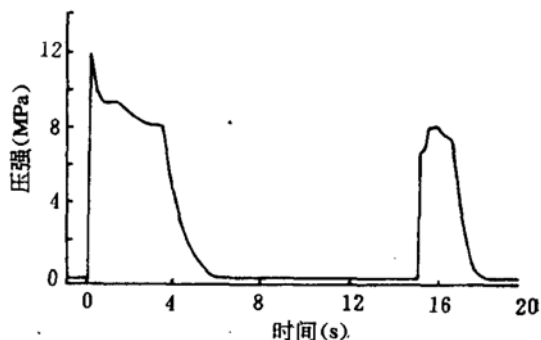


图9 试车压强时间曲线

实验表明,当二级燃烧室压强达到5MPa时,19个塞柱可全被吹除,对喷管没有损害。图9为一、二级装药长度分别600mm和300mm时的压强曲线,两级压强和工作时间分别为8.5MPa、4.9s和7.8MPa、2.5s,工作间隔9.5s。试验后级间隔板烧去65%。实验取得了成功。

该方案结构简单,可行性好。但如何保证塞柱全部同时吹除及其对喷管无损坏等方面的技术还有待进一步研究。塞柱从喷管吹出,会造成喉面积瞬时脉动,对诱发不稳定燃烧的可

能性的预估尚需深入探讨。

图10是德国 Schoeffl 提出的方案^[10], 该方案将用于光纤制导导弹, 该导弹巡航速度 $100 \sim 200\text{m/s}$, 高度为 500m , 射程 $10 \sim 20\text{km}$, 飞行时间 $1 \sim 3\text{min}$ 。该动力装置由助推和续航级组成。图10是该续航级采用四次工作能量管理技术的发动机结构图。它的特点在于将由4组装药和点火器组成整体式的独立单体, 以“弹夹”形式装填在发动机壳体内。单体中装药用一钢制支承盘相隔离套装在一根中心棒上。中心棒与支承盘的空间装有点火管和点火药。对该单体整体包覆绝热层并使装药间相互密封。装药外径 118.5mm , 长尾管膨胀比为 $8:1$, 长 610mm 。点火器由 $1\text{W}/1\Omega$ 的发火管和硼/硝酸钾药粒组成。发火管火焰通过支承盘上的径向槽传播推进剂端面处的点火药实现点火。支承盘上加工有许多通孔供装药燃气通过, 所有通孔都用硝化棉片粘贴密封, 中心棒中有4根穿过对应点火线的管子和4个装有发火管的中心件组成。中心棒安装完毕后, 所有空处均用树脂填充密封。整体式推进剂单体用螺母固定在发动机壳体内。

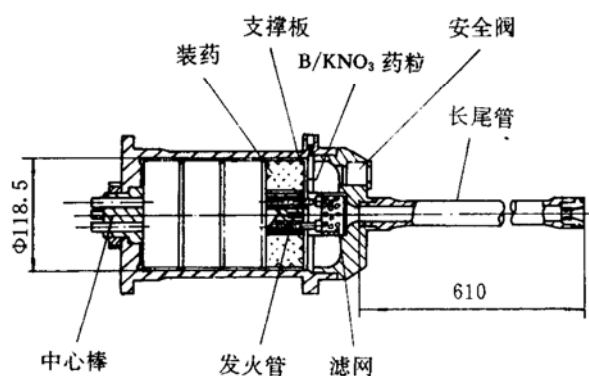


图10 德国研究的试验发动机

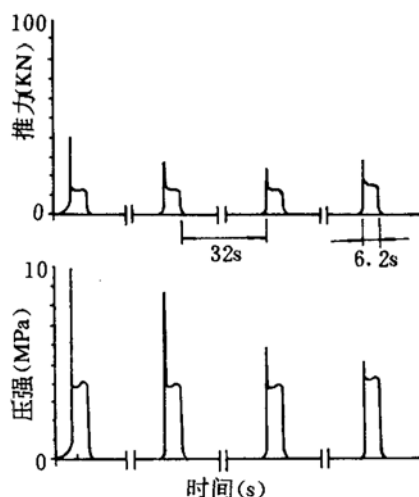


图11 试车压强和推力时间曲线

发动机采用双基推进剂, 设计工作时间为 $4 \times 2.3\text{s}$, 平均推力 380N , 总冲 $4 \times 874\text{Ns}$ 。为检验装药间的密封和绝热, 实验中将每次工作时间增加到 6s 。图11是典型的实验曲线。脉冲间隔 $30 \sim 40\text{s}$, 实验取得了成功。但初始压强、推力峰较大, 这是由于过量点火药所致。随着脉冲次数增加, 发动机自由容积增加, 初始峰减小。由于长尾管没有采用绝热措施, 热损失严重, 且热损失随时间增长而减小, 因此推力随脉冲次数增加而略有升高。

这种结构形式比较适合于需求小推力发动机的场合。

3 结 论

由前文所述可见, 实现固体火箭发动机的能量管理技术已趋成熟, 本文介绍的几种国外研究方案分别适用于不同的战术导弹的需求, 可供有关方面借鉴。由于实现能量管理技术的固体火箭发动机能使武器系统的性能(射程、命中精度、结构重量等)大大改善, 因此能量管理技术的研究和应用已成为国内外许多单位所追求的目标。今后除了应继续探索更有效的

结构形式外,还应加强以下几方面的研究工作,即绝热材料和喷管的多次循环烧蚀、相应的流场以及振荡燃烧、变空腔条件下的点火等,以期全面提高能量管理发动机的性能。

参 考 文 献

- [1] Froning Jr H D. Airframe—Propulsion Considerations for Pulse-Motor Powered Missiles. AIAA 86-0444
- [2] Cheng V H L et al. A Reduced-Order Approach to Near-Optimal Real-Time Pulse-Motor Ignition Control. AIAA 85-0500
- [3] Calise A J and Prasad J V R. Pulse Motor Control for Maximizing Average Velocity. J. Guidance, 1989, 12 (2): 169~174
- [4] 殷金其,吴心平. 固体火箭发动机多次起动研究评述. 固体火箭技术, 1988 (2)
- [5] McDonald A J. Solid Rockets: An Affordable Solution to Future Space Propulsion Needs. AIAA 84-1188
- [6] 叶定友,王敬超. 固体火箭发动机多次起动技术及其应用. 推进技术, 1989 (1)
- [7] Voris C R and Rabern J W. Elastomeric Barrier Pulse Motors. JANNAF Propulsion Meeting, 1985 (1)
- [8] Carrier J L C et al. Dual-Interrupted-Thrust Pulse Motor. J. Propulsion, 1987, 3 (4): 308~312
- [9] Nishii S et al. Combustion Tests of Two-Stage Pulse Rocket Motors. AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference, Monterey, CA/July 10-12, 1989
- [10] Schoeffl R. A Multiple-Pulse Solid Rocket Motor for Fiber Optic Guided Missiles. AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, July 16-18, 1990/Orlando, FL