

固体火箭推进技术发展展望

王 铮

(航空航天部41所)

摘要: 本文简要综述了固体火箭推进技术在导弹和运载方面的发展及各单项技术现状, 展望了固体火箭推进技术在武器和航天领域内的发展趋势, 并据此提出了若干研究课题。

主题词: 固体火箭发动机, 火箭推进, 航天推进, 发展, 述评

一、固体火箭发动机各项技术现状

现代固体火箭发动机是从本世纪50年代中期迅速发展的, 在解决了推力向量控制、推力终止、推进剂选择和可靠性等技术问题后, 更促使固体发动机飞快发展。美国因此改变了丘辟特液体导弹计划, 而代之以固体北极星计划。在各国研制的数十种战略导弹中, 固体弹占65%以上, 美英法之国的现役战略导弹中约有97%是固体导弹。苏联近年也加快了固体化步伐。

在现役和在研的一百多种战术导弹中, 固体弹约占86%。

1. 固体推进剂

除一部分战术导弹使用双基推进剂外, 现在主要使用复合和复合改性双基推进剂。

70年代研制的HTPB推进剂, 性能优良、重现性好, 密度达到 1.84g/cm^3 , 压力指数低于0.4。88%固体含量的HTPB, 其延伸率可达62%。HTPB的能量(理论比冲 $2597\text{N}\cdot\text{s/kg}$)、力学性能、老化性能、成本等均优于CTPB推进剂。为进一步提高HTPB推进剂的能量: 一是提高固体含量, 二是添加高能炸药, 如HMX和RDX。现已研制出固体含量90%、含HMX的HTPB推进剂, 其中HMX为12%, Al为21%。该推进剂已用于高性能空间发动机IPSM-I。

70年代后期, 美国在复合双基的基础上研制成硝酸脂聚醚(NEPE)推进剂, 已用于MX导弹第三级发动机。NEPE的主要优点是能量高、力学性能好。理论比冲为 $2665\sim 2695\text{N}\cdot\text{s/kg}$, 燃烧效率达95%。

为提高导弹生存力和控制精度, 导弹对推进剂提出无烟或少烟要求, 为了适应夜间发射, 还提出无焰要求。美国提出的整体级导弹, 上面级发动机也要求“洁净”推进剂。为此, 国外正在研制叠氮(GAP)和含硼推进剂等。

为提高推进剂比冲, 现又提出含铍推进剂的研究。据莫顿·锡奥科尔公司称, 如将含铍推进剂用于带延伸出口锥的IPSM-I发动机, 其实际比冲可接近 $3332\text{N}\cdot\text{s/kg}$ 。此外, 为提高推进剂综合性能, 现正从事高体积比冲推进剂研究, 现已研制出体积比冲 $5.5\times 10^6\text{kg/m}^2\cdot\text{s}$ 。

的推进剂，是HTPB的1.2倍。

助推器用推进剂，廉价是第一位的，例如采用便宜的硝酸铵取代或部分取代高氯酸铵。

2. 药柱设计

早期使用的星形和车轮形内孔药柱，结构完整性差、装填分数低，除仍为少数战术导弹和固体运载火箭发动机使用外，一般战略导弹和航天用发动机很少使用。

70年代发展的三维药柱，如锥柱、翼柱和槽柱形药柱，装填分数大、无残药、结构完整性好，已被广泛采用，尤以翼柱形药柱使用最广。单室双推力发动机采用分段或同轴双燃速药柱，或者嵌金属丝端燃药柱。空间发动机多呈球形，常采用中孔头部满装填药柱，装填分数为0.95左右。

3. 燃烧室壳体

目前金属壳体主要用于战术导弹、运载火箭和一些老的在役战略导弹发动机。常用合金钢有4130、4340、H-11、D6AC、25/30CrMnSiA、28CrSiNiMoWVA、32SiMnMoV和40SiMnCrMoV等，马氏体时效钢在某些战术导弹（如屋刺和陶反坦克弹）和运载火箭（M火箭）发动机上使用。钛合金（Ti-6Al-4V）主要用于某些空间发动机（如Star系列发动机）。大型助推器主要使用高强钢，如D6AC。

目前研制的战略导弹发动机和空间发动机多采用复合材料壳体。所用增强纤维有Kevlar-49（ $\sigma_b = 3757\text{MPa}$ ， $E = 1.31 \times 10^5\text{MPa}$ ， $\rho = 1.44\text{g/cm}^3$ ），碳（石墨）纤维，如IM6（ $\sigma_b = 4370\text{MPa}$ ， $E = 275\text{GPa}$ ， $\rho = 1.744\text{g/cm}^3$ ）。改进的Kevlar-49(T981)纤维，强度提高到4132MPa；新研制的石墨纤维，强度达到6894MPa；高强高模聚乙烯纤维（A900），强度与Kevlar-49相当，密度只及其2/3。

燃烧室壳体通常采取整体焊接（金属）和缠绕（复合）成型。大型助推器一般采用分段结构，如航天飞机助推器由4段对接组成。

4. 内绝热层

目前广泛用于各先进发动机的内绝热层为三元乙丙（EPDM）橡胶，其密度低（ 1.08g/cm^3 ）、延伸率高（400~900%）、强度适中、有良好的抗烧蚀和隔热性能、贮存性能好。

现在国外正在研制一种可缠绕的内绝热层，其优点是成本低、可调整厚度、可与缠绕壳体一起固化，缩短了生产周期。

5. 喷管

除某些战术导弹发动机外，大多数固体发动机都采用潜入式喷管，以充分利用空间，缩短导弹长度。喉衬和入口段为整体多维碳-碳编织而成，出口锥采用碳纤维或布带缠绕而成。上面级和空间发动机，为了获得大面积比而又不增加不工作时发动机的长度，一般采用可延伸出口锥。可延伸出口锥多用碳-碳材料制做，其形式有套筒锥式、折叠板式和气体展开裙式等。

现已投入使用的可延伸出口锥都是在发动机工作时一次性伸展开的，其喷管面积比的扩大是阶跃式的。为使第一级发动机随工作高度改变逐渐扩大喷管面积比，现已研制出可连续变面积比的可延伸出口锥——瓦片搭接式可延伸出口锥。IPSM-Ⅱ发动机使用的是套筒锥加气体展开裙的可延伸出口锥。

6. 推力向量控制

除一些战术导弹发动机还采用燃气舵、致偏环，以及某些运载火箭发动机采用液体二次

喷射等技术控制推力方向外,大多数固体发动机采用全轴摆动喷管。常用的是柔性喷管,它结构可靠,但作动力矩较大。曾经研制过液浮喷管,其作动力矩虽小,但可靠性差。

70年代后期对全碳-碳热球窝喷管进行了试验研究,其结构简单、质量轻、摆角大,是很有希望的一种推力向量控制系统。用滚动副取代滑动副的珠承喷管,作动力矩小,但结构尺寸大,需加防扭转装置。

采取垂直发射的战术导弹,要求发动机使用直接侧向力控制技术,如采用径向喷管。

7. 推力终止

早期研制的战略导弹末级发动机和某些战术导弹发动机都采用反向或径向喷管实现推力终止。用预开孔(滚珠式打开机构)或聚能切割式打开机构打开反(径)向喷管孔。先进的战略导弹,如三叉戟Ⅱ已改用能量耗尽关机技术来控制导弹射程。

二、固体火箭发动机发展趋势和对策

战术导弹固体发动机在满足自身特点的前提下,适当采用战略导弹发动机的成熟技术,提高发动机性能,是现代战术导弹发动机的发展趋势。壳体向超高强钢和复合材料发展。推进剂向复合和复合改性双基推进剂发展,并开展无烟或少烟、以及无焰推进剂研究。药柱采用三维的,以提高装填分数。推力向量控制系统除采用全轴摆动喷管外,还在研制三轴推力向量控制系统和燃气二次喷射系统。很多战术导弹日益普遍采用垂直发射技术。

战略导弹发动机和空间发动机,普遍追求高比冲、高质量比和高可靠性。对它们来说,性能是第一位的。它们要求推进剂能量高、力学性能和贮存性能好,药柱装填分数高和结构完整性好、燃烧室和喷管结构质量轻。未来的重点将放在全复合材料发动机的研制上。

就战略导弹而言,整体级方案将用于导弹总体设计,以提高固体发动机的体积优势。壳体将主要采用碳(石墨)纤维和改进的有机纤维增强复合材料。基体树脂仍将以环氧为主,同时开展热塑性树脂研究,以提高韧性、抗湿性和抗热性,并大幅度提高纤维强度转化率。推进剂方面,一是使用高性能、高固体含量的丁羟(HTPB/AP/HMX/Al)推进剂,一是使用NEPE推进剂;为适应整体级要求,研制洁净推进剂。采用轻质喷管,对上面级发动机,使用阶跃式可延伸出口锥以扩大面积比,对第一级发动机争取用连续可调面积比的可延伸出口锥。推力向量控制仍以柔性接头为主,但应设法降低力矩。同时完善全碳-碳热球窝喷管的研究。在喷管与壳体的连接上将力图采用热结构复合材料(陶瓷-陶瓷)连接件。预计发动机质量比将达到0.95左右,地面和高空比冲分别达到 $2548\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 和 $2940\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。

空间发动机要在上述先进技术水平上更进一步。采用满头部装填药柱和可消融点火器,大面积比(≥ 100)可延伸出口锥,轻质全复合材料壳体和喷管结构。同时开发多次启动-关机技术和推力随机可调技术,以适应航天高技术的发展。发动机质量比将达到0.95,真空比冲大于 $2940\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。新近提出的准混合发动机概念,即在发动机工作过程中向燃烧室内充液氢或铝粉和液氢混合物,预计可增加比冲 $417\sim 727\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。

固体助推器随运载能力和发射频率的增加,将向大型、廉价和高可靠性方面发展。发动机采用分段技术制造,现场装药、对接。助推器分段应采取相对独立结构,以利按任务进行组合,使之具有更大灵活性,降低成本。为满足廉价和高可靠性要求,所用材料(含推进剂)都应现有和工艺成熟的。为降低结构造价,喷管可采用低燃速推进剂制做的可燃喷管,对固定发射架的运载火箭,可用激光点燃助推器,这样可省去安全发火机构和发射前的检测工

作。

为适应未来固体火箭推进技术的发展，应大力加强基础应用理论和基础技术的研究，以及总体技术的研究。要改变以往就事论事的设计观念，代之以充分发掘固体发动机体积优势的新设计概念。为此，建议开展以下诸项课题研究：

1. 发动机总体结构研究

重点研究如何充分发挥固体发动机的体积优势，如整体级多级发动机的结构研究，目的在于缩短全箭长度，提高全箭空间利用率，减少消极重量，达到提高有效载荷或增大射程。此外还应开展：1)大型发动机分段技术研究；2)单室多推力发动机研究；3)可燃喷管发动机研究；4)多次起动发动机研究；5)高质量比发动机研究。

2. 推进剂研究

对推进剂研究的总要求是：在能量、化学动力学（主要指燃速）和使用性能诸方面进行提高。为此，应开展：1)高能推进剂；2)高体积比冲推进剂；3)高燃速、高力学性能推进剂；4)低燃速高强度推进剂；5)无烟或少烟推进剂；6)推进剂老化机理和抗老化技术等研究。

3. 药柱设计和制造

进行分段药柱、高装填分数、光导纤维控制燃速的药柱设计和制造技术研究。

4. 燃烧室及其材料研究

开展：1)全复合材料燃烧室研究；2)非晶态金属基复合材料壳体研究；3)复合材料壳体防老化技术、表面防辐射和激光技术研究；4)新的高强（比强度大于 $2.6 \times 10^6 \text{ m}^2/\text{s}^2$ ）和中模量（比模量大于 $1.5 \times 10^8 \text{ m}^2/\text{s}^2$ ）纤维及其缠绕技术研究；5)低密度、低模量、高延伸率和少烟绝热层及其加工工艺研究。

5. 喷管和推力控制技术

开展：1)轻质喷管及可延伸出口锥研究；2)多维纤维编织成型技术研究；3)燃气二次喷射技术研究；4)直接侧向力控制技术研究；5)推力大小随机可调技术研究。

6. 点火方法研究

开展远距离非电点火、发动机尾部点火、多次点火诸项技术研究。

7. 性能预示

进行发动机比冲、工作瞬态特性、贮存寿命预估等方法研究。

8. 测试技术

开展：1)药柱应力长时间测量技术；2)燃速测试技术；3)推力（含侧向力）测试技术；4)喷焰流场测试技术；5)高真空度模拟试车技术；6)无损检测技术等研究。

此外还应开展计算机辅助设计、制造和发动机工程仿真技术研究；应用粘弹力学、复合材料力学、断裂力学和损伤力学分析药柱结构完整性、发动机结构强度；进行固体发动机优化和可靠性设计方法研究，用数理统计方法分析发动机故障和失效模式、成本模型等；研究相似准则在构件受力、动态特性和燃速相关性中的应用；开展发动机内气动力学和燃烧机理研究。

DEVELOPMENT AND PROSPECT OF SOLID ROCKET PROPULSION TECHNOLOGIES

Wang Zheng
(The 41st Institute)

Abstract: In the paper the author reviews briefly the development of solid rocket propulsion technologies and the present situation of their individual technology in fields of missiles and launching vehicles, expects the developmental trends of solid rocket propulsion technologies in fields of weapons and spaceflight, and, in light of them, proposes a certain amount of research tasks.

Keywords: Solid rocket engine, Rocket propulsion, Space propulsion, Development, Review

INFLUENCE OF GAS-INJECTOR GEOMETRY ON ATOMIZATION PERFORMANCE OF AERATED-LIQUID NOZZLES

Wang Xingfu
(The 31st Research Institute)

Abstract: The atomizing performance of an aerated-liquid nozzle is examined with special emphasis on the influence of gas-injector geometry on spray characteristics. A Malvern spray analyzer is used to measure mean drop sizes and drop-size distributions. All measurements are carried out when spraying water into air at normal atmospheric pressure and temperature. Two configurations were selected to provide a wide variation in gas-injector geometry.

The results show that atomization quality depends mainly on injection pressure and gas/liquid ratio, and is less sensitive to gas-injector geometry and injector-orifice diameter. This could prove very advantageous in applications where the liquid to be atomized contains solid particles or contaminants that would tend to block the small holes and passages of conventional nozzle.

Keywords: Fuel pulverization, Fuel spray, Turbojet engine