

液体推进剂的现状及未来发展趋势

符全军

中国航天科技集团公司第六研究院一六五所

摘要: 详细介绍了液体推进剂的历史及国内外的研发现状, 通过对液体推进剂研发现状的分析, 提出了其未来发展趋势和研发对策。

关键词: 液体推进剂; 现状; 发展

中图分类号: V511

文献标识码: A

文章编号: (2004)01-0001-06

1 引言

人们最早使用的推进剂是固体推进剂, 但是由固体推进剂火箭发展到液体推进剂火箭中间经历了 1000 多年, 直到 1900 年以后, 液体火箭才正式开展研究。俄国的齐奥尔可夫斯基和德国的阿伯尔等创立了火箭理论, 建立了许多火箭构造和星际航行的新概念, 并提出了近代液体火箭发动机的再生冷却夹套燃烧室以及用氧、氢、汽油、酒精、柴油等作推进剂, 他们为液体火箭的最初发展做出了奠基性的贡献。

液体火箭发动机的迅速发展是二次世界大战期间从纳粹德国开始的, 1937 年德国工程师布劳恩负责领导进行了“A”系列液体火箭的研究, 用液氧和酒精作为推进剂, 并用过氧化氢作为涡轮工质。五年后, 即 1942 年进行了 A4 型火箭的首次飞行试验, 射程为 300km, 这就是著名的 V2 火箭。1944 年德国用它大规模袭击了伦敦。二战后, 前苏联、美国、英国及我国的第一代液体火箭, 实际上都是在 V2 火箭的基础上发展起来的。

自 1950 年到现在, 各国对氟类、硼类、胍类、炔类、醇类、过氧化氢、液氢等液体推进剂先后展开了全面研究, 给第二、三代液体火箭发动机的发展创造了良好条件, 并促进了洲际导弹、人

造卫星和宇宙飞船的迅速发展。

目前, 液体推进剂进一步发展过程中遇到剧毒、强腐蚀性、易燃易爆、环境污染、生产工艺及材料相容性的重重关卡, 进展缓慢。因此过去曾一度发展缓慢的固体火箭现在却取得较大的发展, 固体火箭发动机具有结构简单、维护方便、零部件少、可靠性高、发射准备时间短、机动性好、使用安全、贮存期长等优点, 目前使用的绝大多数战术导弹和火箭都使用了固体火箭发动机。自 20 世纪 70 年代开始, 在战略导弹中也开始采用固体火箭发动机。

但是, 在宇航领域液体火箭有其独特的优越性, 比如冲较大, 推力可调节, 可以多次点火启动和推力容易控制等优点。目前液体火箭发动机多用于发射卫星和空间飞行器, 我国的“长征”1 号、2 号、3 号、4 号火箭均属于液体火箭。

应当指出, 固体推进剂与液体推进剂在不同的使用领域都发挥着各自不同的重要作用, 至今为止, 液体推进剂仍然是世界各国使用量最大的推进剂, 因此, 目前有固体推进剂和液体推进剂并重, 固体火箭和液体火箭并举的发展局面。

2 液体推进剂的发展现状

1926 年美国试验第一个液体火箭, 推进剂是

收稿日期: 2003-12-20; 修回日期: 2004-01-13。

作者简介: 符全军 (1965—), 男, 博士, 研究领域为液体推进剂。

LO₂ 和煤油。四十年代的 V2 火箭用 LO₂ 和乙醇作推进剂，二次世界大战期间战术武器所用的液体火箭其氧化剂是 H₂O₂，燃料用含水肼、甲醇、乙醇、煤油以及它们的混合物，比冲 1569.6m/s~1863.9m/s。20 世纪 50 年代，苏联发射人类第一颗人造卫星的火箭用 LO₂ 和煤油作推进剂，以后美国把 N₂O₄/混肼用于“大力神”导弹上，液体推进剂开始迅速发展。20 世纪 60 年代，美国用于“阿波罗/土星”计划的大推力火箭使用了 LO₂/LH₂、LO₂/RP-1、N₂O₄/混肼、MMH 等推进剂。20 世纪 70 年代开始研制且到 80 年代开始使用的美国航天飞机和海空军使用的巡航导弹，其主发动机均使用液体推进剂。到 20 世纪 80 年代以后，俄罗斯继续使用液体推进剂火箭装备各种地地和潜地导弹和航天飞机，参照有关资料，液体火箭推进剂的现状分述如下：

2.1 国外目前采用的双组元液体推进剂

国外目前采用的双组元液体推进剂有两大类，即低温和可贮存推进剂。低温推进剂常用的是 LO₂/LH₂、LO₂/RP-1；可贮存推进剂常用的有 N₂O₄/混肼、N₂O₄/UDMH、N₂O₄/MMH、HNO₃/UDMH、HNO₃/肼。巡航导弹的容积有限，因此大多采用高密度、高能量的烃类燃料，如目前“战斧”巡航导弹用的就是 RJ-4。

由于作战性能的要求，国外导弹都已采用可贮存推进剂，而航天运载火箭则既用可贮存推进剂，也用低温推进剂。如美国的大型“土星”火箭，其底级采用 LO₂/RP-1，欧洲的“阿里安”火箭，其一、二级采用 N₂O₄/UDMH（“阿里安”5 火箭的第一级为 LH₂/LO₂），而一些运载火箭的上面级和美国的航天飞机则使用 LO₂/LH₂ 推进剂。在轨道或弹头机动系统和反作用控制系统中，大多使用推进剂为 N₂O₄/MMH 的发动机。

单组元液体推进剂一般用于提供控制力的发动机，常用的是肼。

2.2 导弹和运载火箭用推进剂

导弹用推进剂形成固体和液体推进剂并用的局面，而航天运载火箭大多使用液体推进剂。

目前美国装备的导弹几乎完全使用固体发动机，使用液体发动机的只有“大力神”II 战略导弹（N₂O₄/混肼）和“长矛”战术导弹

（HNO₃/UDMH），而且“大力神”II 已退役。

在航天用运载火箭方面，美国仍大量使用液体火箭发动机，其中不少是导弹发动机的改型。其中包括“大力神”3B、3C、3D、T-34D 的一、二级（N₂O₄/混肼），各型“德尔它”（一级为 LO₂/煤油，二级为 N₂O₄/混肼），“人马座”上面级（LO₂/LH₂），航天飞机主发动机（LO₂/LH₂）。

另外，“民兵”III、MX 的弹头母舱发动机和航天飞机的辅助发动机也使用了液体推进剂（N₂O₄/MMH）。

俄罗斯以前研制的导弹大多采用液体发动机，目前装备部队的导弹仍有一大部分是采用液体发动机，但正在向固体发动机过渡，新研制的导弹大都使用固体推进剂，俄罗斯使用的液体发动机导弹有：战术空空导弹 AS-4、AS-5、AS-9（AS-5 用 HNO₃/TF-02），潜射弹道导弹 SS-N-5、6、8、18，地地中程、中远程导弹 SS-1C、4、5（SS-1C 用 HNO₃/UDMH，SS-4 用 HNO₃/煤油、LO₂/UDMH，SS-5 用 HNO₃/UDMH），洲际弹道导弹 SS-6、8、10、11、17、18、19（SS-6 的两级和 SS-10 的第一级用 LO₂/煤油，SS-8、9 的两级和 SS-10 的第二、三级用 HNO₃/UDMH，SS-18、19 用 N₂O₄/UDMH）。

俄罗斯的航天运载火箭完全采用液体发动机，如“宇宙号”C（HNO₃/UDMH），“联盟号”SL-4（LO₂/煤油），“质子号”SL-9（LO₂/UDMH），SL-13（第一级为 LO₂/UDMH，第二级为 N₂O₄/混肼）。

法国和其他西欧国家的导弹完全使用固体发动机（瑞典的空空导弹萨伯 O5A 除外），但欧空局研制的“阿里安”火箭使用液体发动机（一、二级为 N₂O₄/UDMH，三级为 LO₂/LH₂，捆绑式助推器为固体推进剂）。

日本在引进美国火箭的基础上研制成的 H-1、H-2 火箭采用了液体发动机（第一级为 LO₂/煤油，第二级为 N₂O₄/混肼，捆绑式助推器采用固体推进剂）。

2.3 国外用于姿控和轨道调整的火箭发动机推进剂

国外用于姿态控制和轨道调整的火箭发动机有多种使用液体推进剂。

美国在实施阿波罗登月计划时，月舱下降发

动机、月舱上升发动机、月舱姿态控制发动机、指挥舱姿态控制发动机、服务舱发动机所用液体推进剂为 N_2O_4 /混肼 50, 服务舱姿态控制发动机用液体推进剂为 N_2O_4 /UDMH。美国空间渡船轨道机动系统和反作用控制系统发动机所用的液体推进剂为 N_2O_4 /MMH, 美国“海盗”号火星轨道器用液体推进剂为 N_2O_4 /MMH, 而“海盗”号火星着陆器所用的液体推进剂为肼单组元催化推进剂。

法国—德国通信卫星的远地点发动机和姿态控制发动机使用的是 $\text{N}_2\text{O}_4+0.3\%\text{NO}$ /混肼。德国国际通信卫星 V 号姿态和轨道控制发动机使用肼液体推进剂。加拿大通信工艺卫星姿控发动机也使用肼单元液体推进剂。

俄罗斯“联盟号”主发动机使用 HNO_3 /无水肼液体推进剂, 姿态控制发动机使用 H_2O_2 推进剂。

2.4 国外一些主要液体推进剂简介

2.4.1 肼

它是一种地面可贮存单元液体推进剂, 其冰点高, 热稳定性差, 以往很少单独使用, 而主要与 MMH 制成混肼燃料与硝酸肼及 H_2O 组成单组元推进剂, 并用催化分解方法, 用于航天飞行器的姿控和轨道调整以及用在末助推器控制系统及气体发生器上。肼作为重要的工业原料之一, 世界年产量在 8 万吨左右, 肼系列推进剂具有优越的脉冲式比冲, 推力重复性好, 响应特别灵敏, 可靠性高, 肼易于贮藏, 价格也低。

2.4.2 偏二甲肼 (UDMH)

它是肼类燃料中热稳定性最好的一种燃料, 可以单独使用, 也可与肼或二乙三胺或煤油等组成混和燃料 (即混肼、胺肼、油肼燃料)。世界上主要是美国和俄罗斯在生产和使用, 近年来法国也在生产。

50%UDMH 与 50%肼的混合物称为混肼 50, 使用这种燃料的有美国“大力神”II 导弹和俄罗斯 SL-13 运载火箭。

胺肼燃料, 既能降低室壁热流, 改善冷却性能, 又能提高比冲, 国外仍在继续研制性能优越的硅烷添加剂。胺肼-X/ HNO_3 -X 推进剂是一种性能优越的战术导弹推进剂。

UDMH 与 N_2O_4 的组合是法国“阿里安”和俄罗斯 SS-18、SS-19 弹道导弹采用的推进剂, UDMH

也是俄罗斯战略导弹和航天运载火箭的主要燃料。

2.4.3 甲基肼或一甲基肼 (MMH)

这是一种全天候可贮存液体推进剂, 冰点低、可以单独使用, 也可与肼或 UDMH 或与肼和硝酸肼组成混和燃料来使用。MMH 能量介于肼与 UDMH 之间, 但毒性是三种肼中最大的一种, 且生产复杂, 价格也高, 它具有很宽的液态温度范围, 其高温及高空性能都优于混肼 50。

MMH 与 N_2O_4 的组合可作为上面级火箭的姿控、速控和反作用控制发动机的推进剂, LO_2 /MMH 也在 20 世纪 80 年代后期在航天系统中使用。国外通信卫星和广播卫星以及航天飞机的姿控和轨道机动推进系统均采用 LO_2 /MMH 来替换肼推进系统, 虽然 MMH 比肼的推力低, 但是它具有良好的多次启动能力, 且入轨精度高。

2.4.4 硝基氧化剂

液体推进剂的基本要求之一是希望点火延迟期要短, 这样点火可靠、启动快、关车后能重复启动, 一般自燃液体推进剂点火延迟期不超过 0.02~0.03 秒。 HNO_3 /混肼为 25ms、 HNO_3 -275 和 N_2O_4 /UDMH 为 4ms, N_2O_4 /无水肼为 2ms。 N_2O_4 推进剂一般含有 10%的 NO, 它是火箭发动机常用的氧化剂, 但其毒性较大, 必须严格按安全规程进行生产和使用。

2.4.5 三氟氧氯 (ClF_3O)、五氟化氯 (ClF_5) 和液氟 (LF_2)

ClF_3O 是一种空间可贮存液体氧化剂, 是密度最大 ($1.865\text{g}/\text{cm}^3$) 的液体氧化剂, ClF_5 是一种高能可贮存液体氧化剂, 性能优于 N_2O_4 , 美国洛克达因公司曾把 ClF_5 用在空军战术导弹上。 LF_2 也是一种空间可贮存高能液体氧化剂, 密度为液氧的 1.3 倍, 具有自燃点火优点, 但是使用过程技术问题多, 具有强烈毒性和腐蚀性, 且不易解决。 LF_2 是目前现有的能量最高的氧化剂, 美国贝尔公司曾改进“阿金纳”发动机, 使用 LF_2 发动机, 在 RL-10 氢氧发动机上用 LF_2 代替 LO_2 获得成功, 日本也对 LF_2 /肼发动机进行了研究。

2.4.6 烃类燃料

高密度烃类燃料的使用近年来发展很快, 范围在不断扩大, 其发展与加氢技术的发展是分不

开的。国外烃类燃料研究主要有：a.以纯化合物 RJ-4、RJ-5、JP-10 为基本组份，互相掺和或添加改性添加剂；b.金刚烷衍生物的合成；c.浆状燃料。通过这些途径制取高性能、高密度、高能量、低成本的烃类燃料。

2.4.7 LO₂/LH₂ 推进剂

LO₂/LH₂ 是目前实用的比冲最高的火箭推进剂。在美国、法国、西欧、俄罗斯以及日本的氢氧火箭发动机上已大量使用。由于世界航天产业的不断发展，估计到 2025 年世界氢用量将为目前的 12~17 倍。

3 国外液体推进剂的发展趋势

3.1 液体推进剂无毒无污染化趋势

1995 年“大力神”IV 在位于美国西海岸范登堡空军基地 (VFBA) 爆炸，原因是火箭发动机工作失效导致释放出大量有毒的烟雾，幸运的是由于风向偏离人群，而无伤亡事故。1995 年中国 CZ-2E 运载火箭在西昌卫星发射中心发射时一级出现故障，据报道，大量有毒的烟雾造成人员伤亡。1996 年中国的 CZ-3B 运载火箭在西昌发射卫星时发生爆炸，据报道也造成人员伤亡。美国空军估计因有毒推进剂造成死亡的总数超过 200 人。近年来所有的人员死亡涉及到有毒推进剂。

无毒推进剂的好处是巨大的，它包括降低工作费用、提高性能及降低对人类的危害的风险。在工作过程中，可取消人员保护设备、复杂的遥测操作系统、专用设备及隔离要求。更为重要的是没有有毒介质溢出，因而无有害物质处理的风险。

替换有毒推进剂的很多工作还在进行，到 2007 年，有毒推进剂使用将减少 36%，从 1997 年的 1.36 万吨降到 2007 年的 0.86 万吨。

终止有毒推进剂的使用是一项带有经济性的挑战，没有多大的技术困难。当然短期比较困难，从长远来看是值得的。替换有毒推进剂是可行的，并能通过改进现有的运载系统来实现。LO₂/煤油或 LO₂/LH₂ 用在“阿里安”V、“德尔它”IV 和“大力神”III 的助推器系统上。日本 H-2 火箭也使用 LO₂/LH₂ 作推进剂。

除了这些新的运载器之外，NASA 正在探索研制用于航天飞机轨道机动系统的无毒可贮存的推进系统，以取消有毒的航天飞机轨道机动系统，使航天飞机机组人员及准备阶段的操作人员、发射场以及着陆更加安全。

目前国外使用和正在研制的无毒无污染液体推进剂有如下几类：

(1) LO₂/烃类无毒推进剂。包括 LO₂/煤油、LO₂/甲烷、LO₂/丙烷和 LO₂/甲烷/LH₂ 等，美国洛克达因公司的“宇宙神”助推发动机和主机、“土星”1、“土星”1B、“土星”1C 使用了 LO₂/RP-1，俄罗斯 GDL 的 SS-6 导弹、“东方号”、“闪电号”、“联盟号”助推及 I 级发动机均使用了 LO₂/煤油推进剂。美国麦道公司使用 LO₂/C₃H₈、LO₂/CH₄ 作为轨道机动和反作用控制的推进剂。

(2) H₂O₂ 类无毒推进剂：包括 H₂O₂ 单元推进剂、H₂O₂/乙醇、H₂O₂/煤油。

(3) 羟基单元无毒推进剂：包括硝酸羟胺、硝酸三乙醇胺和水的混合物。它的特点是除了无毒外具有冰点低、密度比冲高、常压下不敏感、贮存安全、无着火爆炸危险，可减少运输和贮存的安全性管理要求，因而被 NASA 作为新一代无毒单元推进剂进行研究与试验。

(4) 硝酸胍基无毒推进剂：包括 H₂O-硝酸胍及胍-硝酸胍-H₂O 三元体系，由于硝酸胍具有很高的爆炸能量 (D=8500m/s)，因此国外对 H₂O-N₂H₅NO₃ 及 N₂H₄-N₂H₅NO₃-H₂O 二个体系的爆轰危险性进行了大量研究。结果表明，在 H₂O-N₂H₅NO₃ 体系中，N₂H₅NO₃ 的含量不能超过 70%，而在 N₂H₄-N₂H₅NO₃-H₂O 体系中，N₂H₅NO₃ 的含量小于 25%，否则将有爆炸危险。

3.2 液体推进剂可贮存、不泄漏及减少使用维护的趋势

为了更简便、安全有效的使用液体推进剂，近年来，美国等国家对凝胶/膏体推进剂 (gelled propellant/pasty propellant) 进行了重点研究。通过在液体推进剂中加入超细金属或非金属粉末及添加胶化剂，从而实现安全稳定的凝胶/膏体推进剂体系。这种推进剂在常温、常压下是胶状或膏状，在加压或升温情况下，胶态破坏呈液态，可流动。

胶化剂是研究的重点，如下列胶化剂：

羟乙基纤维素 (HEC) + 醋酸纤维素 (USP3650857);

HEC+SiO₂(USP3736195);

JaguarA-20-B+Cr₂O₃(USP3811970);

聚丙烯酰胺+高氯酸肼 (USP3717518);

山梨醇单油酸酯 (USP3709747);

玻璃纤维+二乙基硬酯酰胺 (USP3660183);

SiO₂ 包裹的 β-碳化硅纤维 (USP3652348)。

从流变学特性看胶体推进剂可分为三类:

(1) 剪切变稀, 在屈服应力之上触变性不显著, 屈服应力比较低, 为 10Pa 级, 低于这个数值时, 是假性固体。

(2) 具有弹性, 是采用交联型胶凝剂的粘弹性固体, 由于具有弹性, 难于流动或雾化。

(3) 屈服应力比第一类高两个数量级, 触变性比较显著, 同时也具有剪切变稀性质。

3.3 三组元高比冲液体推进剂研究

近年来美国对未来大型运载器的助推发动机的方案进行了大量的概念性研究和原理性试验, 认为在 LO₂/烃类燃料发动机中, 以 LO₂/CH₄/LH₂ 三元组推进剂为最佳, 可较大幅度的提高比冲, 有利于解决点火、结焦、积碳和材料不相容等问题, 该类三组元推进剂发动机比冲可达到 3531.6m/s 或更高, 另外, 三组元推进剂发动机的另一个特性是能够把氢加到主燃烧室中燃烧, 这样可把比冲提高至 3727.8m/s, 其他三组元液体推进剂如: LO₂/RP-1(煤油)/LH₂、LO₂/C₃H₈/LH₂ 等。

3.4 高热值、高密度烃类燃料(吸热型碳氢推进剂)研究

目前美国有关增加烃类燃料体积热值的研究工作已处于相对稳定阶段。研究工作已开始转向为今后的超音速导弹研制高能液体燃料。

目前高热值、高密度烃类燃料有三类:

(1) 特殊人工合成的纯化合物, 如用于巡航导弹上的 RJ-6、RJ-10、JP-9、SI-80 等(以四氢甲基环戊二烯二聚体、四氢降冰片二烯聚体、四氢环戊二烯二聚体为基本组分的掺和物), 另一类为金刚烷衍生物, 由于具有对称性和独特的骨架, 密度大、热值可高达 11318kcal/L。

(2) 化工厂和炼油厂的石油加氢产物;

(3) 添加某些高热值的金属粉或碳粉末的浆

状燃料。硼粉浆状燃料的热值可高达 17710kcal/L, 但其燃烧产物是固态; 而碳粉浆状燃料可克服金属粉末浆状燃料的某些弊病, 其燃烧产物是气态, 所以碳浆液是理想的先进燃料。

4 国内液体推进剂今后发展对策

4.1 国内液体推进剂专业领域存在的问题

4.1.1 缺乏专门系统的研究机构

国外对液体推进剂专业的系统研究非常重视, 以美国为例, 在 NASA 有路易斯飞行推进试验所, 美国各兵种都有液体火箭推进实验室, 在一些大学和兵工厂也有液体推进剂专业, 比较出名的有: 美国海军航空试验站、皮卡蒂尼兵工厂液体火箭推进实验室、美国海军武器中心(NWC)、LOS、ALMAS 实验室等。

国内在推进剂研究方面, 固体推进剂专业研究在不断发展, 如国内的研究单位有: 北京理工大学、南京理工大学等。固体推进剂的专业研究非常活跃, 固体推进剂中的能量剂、偶联剂、粘接剂、配方、工艺等研究不断有新的发展。相比之下, 液体推进剂的研究非常萎缩, 只有极少数单位的少数人进行间断的研究工作, 专业研究和专业交流尚未系统的展开。整个液体推进剂专业发展基本处于停滞不前的局面, 与国外的差距不断加大。

4.1.2 缺乏系统的液体推进剂试制、生产企业

对于液体推进剂中有些燃料和氧化剂是普通的化学产品, 如 LO₂、LH₂、肼类、低浓度 H₂O₂、HNO₃ 等它的试制生产无需系统的专门企业, 但是对于那些用量不大, 且需特殊合成加工和配制的液体推进剂, 如硝酸肼类推进剂、硝酸酯类推进剂、高浓度的 H₂O₂、N₂O₄ 等, 发达国家都有相应的企业进行试制和生产, 如美国的 Picatinny 兵工厂、美国空军所属的马西森化学公司、NASA 的卡勒里化学公司、反作用发动机公司化学研究所、NASA 的路易斯飞行推进实验室等都具有液体推进剂试制生产能力。我国在液体推进剂试制及生产工艺的研究很少, 且处于低水平、临时性、零散的非系统状态。

4.1.3 缺乏从事液体推进剂研究的专业人才队伍

美国著名液体推进剂专家 J D Clark 在《液体

火箭推进剂史证》一书中提到,美国在 1970~1980 年期间专门从事液体推进及研究的专家和技术人员有 200 多人,现在虽无有关权威数字,但是随着美国宇航事业的快速发展,美国液体推进剂研究人员可能会超过 200 多人。相比之下,我国液体推进剂研究的专业技术人员很少,有关专家更是屈指可数。

4.2 液体推进及专业发展的思路

总体设想:借鉴美国、俄罗斯等发达国家的经验,结合国内实际。围绕拉长军品产业链的指导思想,建立和发展液体推进剂专业。

具体设想:

(1) 立足现有化工技术人才和基础条件,加强技术培训和技术人员再教育,形成液体推进剂专业的人才队伍。

(2) 紧密结合发动机设计试验需要,逐步开展液体推进剂及相关产品研制,建立推进剂及相关产品的试制生产基地。

(3) 高度关注国外液体推进剂最新研究动态,开展前瞻性的基础和应用基础预先研究,创建和拓展液体推进剂研究专业领域。



波音公司进行超小型导弹防御系统推进器热试车

波音公司已经成功进行了一种新型火箭推进器试车。这种推进器长仅为 8 英寸,是现在推进领域中该类型推进器里推力最大的发动机。

在加利福尼亚州的波音洛克达因公司,研制了一种转向与姿态控制系统(DACS)发动机。近期,该发动机在新墨西哥州的白沙试验基地进行了热试车,试车推力达到了 1100 磅。研制 DACS 发动机是为了满足下一代导弹防御系统的动能拦截器(KEI)高性能推进的要求。

DACS 火箭推进器的特点包括有能力进行随时开车和关机以满足目标瞄准系统、引导系统、飞行系统和控制系统的任务要求;有非常高的比冲和推质比;有高可靠性的操作和低的生产成本。

这种发动机的关键优势在于它使用的是可贮存的液体推进剂,液体推进剂有较全面的技术、性能、操作、安全和维护数据。数十年来,液体推进剂已经在美国航天和武器的许多领域中成功应用,火箭推进系统中的液体推进剂其性能具有高预见性和可重复性。

基于过去二十多年研制和生产导弹防御姿态控制系统的大量试验,波音洛克达因公司已经不断证明:可贮存液体推进剂系统能够有效满足,甚至超过导弹防御武器高性能机动所需的推进系统要求。

该公司已经为国家防御计划研制和经飞行考验了 70 多种不同的液体姿态控制系统设计方案,其推力水平从 1 磅到 1100 磅,已经生产了 200 多种推进系统。这些复杂的项目从先前的理论研究到系统设计和研制,再到生产产品。波音公司整体防御系统研究部门的总部设在路易斯街,它有 250 亿美元的资产。它提供的系统方案用于全球军事、政府和商业客户。它是情报、监视和侦察的主要提供者;是世界上最大的军事飞行器制造商;是世界上最大的卫星制造商和太空基础通讯的主要提供者;是美国导弹防御系统的主要组装商;是 NASA 最大的项目承担者;是全球发射服务的领导者。

(编译:龙辉)