

俄罗斯液体潜射弹道导弹长期贮存材料工艺技术

王骁骞¹ 赵峥嵘² 吴小宁³

(1 黑龙江大学俄语学院, 哈尔滨 150080)

(2 航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

(3 北京强度环境研究所, 北京 100076)

文 摘 对液体潜射弹道导弹长期加注贮存技术的发展进程、最新进展及研究现状进行概述。重点介绍俄罗斯液体潜射弹道导弹的结构设计、材料选取和制造工艺以及出厂加注封装和密封性检测方法,最后指出实现长期加注贮存的技术路径。

关键词 长期贮存, 相容性, 密封性, 结构, 材料, 焊接工艺, 封装, 检测

中图分类号: V25

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2024.04.019

Russian Technical Progress of Long-term Storage Materials Processing for Liquid Submarine-launched Ballistic Missiles

WANG Xiaoqian¹ ZHAO Zhengrong² WU Xiaoning³

(1 Heilongjiang University Russian Language Institute, Haerbin 150080)

(2 Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

(3 Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076)

Abstract This paper summarizes the development process, latest progress and research status of long-term storage technology for filled liquid submarine-launched ballistic missiles. The structural design, material selection and manufacturing technology of Russian liquid submarine-launched ballistic missile, as well as the ex-factory fueling, packaging and sealing test methods are emphatically introduced. Finally, the technical path to achieve long-term filling and storage is pointed out.

Key words Long-term storage, Compatibility, Sealing, Structure, Material, Welding process, Packaging, Testing

0 引言

弹道导弹武器系统是投资庞大、威慑力巨大的一次性使用装备,长期贮存能够大大缩短作战准备时间,是导弹实现预警反击、提升实战能力的重要途径之一。而长期加注贮存技术更是液体导弹长期承载和贮存服役乃至延长服役期的重大关键技术之一,液体导弹在长期加注贮存期间要长期接触推进剂介质,较为常用的推进剂如四氧化二氮和偏二甲肼等往往腐蚀性较强,强腐蚀介质在长期贮存情况下必然会对导弹材料、结构件和弹体造成显著影响,弹体材料可能面临应力腐蚀、点蚀、晶间腐蚀、缝隙腐蚀等各种腐蚀问题和长期承载结构变形失效等风险。这对材料性能、工艺保障和结构设计提出了更

高的要求。相容性和密封性是导弹长期贮存过程中必须要解决的两大问题。需要重点关注材料与推进剂介质的相容性、贮箱、管路结构件的密封性设计及焊接工艺。本文主要介绍俄罗斯液体潜射弹道导弹的结构设计、材料选取和制造工艺以及出厂加注封装和密封性检测方法。

1 导弹长期贮技术发展进程

20世纪美苏军备竞赛期间,两国就液体战略导弹的长期加注贮存问题开展了广泛的研究。

美国对液体弹的长期贮存研究主要集中于六七十年代,具体是在大力神2导弹研制和服役阶段。1960-1963年,美国空军委托贝尔航空系统公司对N₂O₄和混肼50推进剂进行了一系列研究和试验,得出推进剂物

收稿日期:2024-05-13

基金项目:专项资金项目2023-KYYWF-1524

第一作者简介:王骁骞,1980年出生,硕士,讲师,主要从事俄汉翻译、俄罗斯装备技术及术语研究工作。E-mail:64533463@qq.com

理性能以及与铝合金、不锈钢、塑料、橡胶等材料的相容性数据^[1]。马丁公司作为大力神2导弹的主承包商,在研制之初和部署后开展了大量有关推进剂相容性的工作。研究发现,导弹的2014铝合金和7075铝合金贮箱未出现相容性问题,但在发射井部署后和初始飞行试验中发生非金属密封件与氧化剂不相容引发的密封失效问题,得出如果在预研阶段对材料相容性认识不足,可导致导弹长期加注贮存的维护成本过高的结论^[2]。1968年-1977年,美国空军火箭推进实验室持续推进推进剂长期贮存研究计划,分别委托 Thiokol 化学公司喷气发动机分部和马丁·玛丽埃塔公司设计制造四氧化二氮全铝膜片系统 Rolldex 钢制贮箱和2014-T6铝合金、2021-T6铝合金、2219-T6铝合金、17-7PH抗腐蚀钢、A-286抗腐蚀钢、AM-350抗腐蚀钢和6Al-4V钛合金的缩比N₂H₄肼贮箱,开展了氦气检漏和高温排气试验,以及为期4年的铝、钢和钛合金燃料/氧化剂贮箱和增压输送系统的长期贮存评估试验,试验表明焊缝设计不当和材料应力腐蚀裂纹造成氧化剂贮箱有泄漏现象^[3-5]。1973年,美国NASA委托格兰布林学院对恒定应力下浸泡在不同溶液里的2014、2219等高强铝合金应力开裂腐蚀失效开展研究^[6]。1977年美国空军火箭推进实验室在爱德华空军基地开展了加注贮存4~6年的不同材料氧化剂/燃料贮箱的腐蚀试验,得出腐蚀主要发生在贮箱外表面的结论^[7]。

由于液体战略导弹长期贮存相容性问题没有得到彻底解决,美国最终放弃了液体导弹的发展,转向固体导弹研究。直至20世纪80年代中期到90年代初,航天飞机2219-T87铝合金贮箱在潮湿环境下发生易腐蚀问题,美国重新恢复铝铜合金的腐蚀性能研究,但重点是开展2219-T87铝合金的底漆腐蚀机理电化学研究和阳极氧化涂层的腐蚀性能研究^[8-10]。

当前,俄罗斯是液体导弹技术最为先进也最为成熟的国家,先后研制了四代陆基液体战略导弹系统和三代潜射液体战略导弹系统,拥有的液体弹道导弹数量位居世界首位,建立起一套成熟度较高的完整技术体系。

俄罗斯液体导弹长期贮存技术的发展始于20世纪60年代初第二代井基导弹SS-11和SS-9导弹的研制^[11]。两型导弹通过采用全焊接结构、发射筒密封工艺等结构工艺措施实现内外封装密封,达到在发射井内加注贮存7~10年的目标^[12-13]。到第三代井基导弹SS-18,长期加注贮存技术得到进一步完善,导弹以装筒状态装填发射井,通过增压输送系统和贮箱系统加注前后的完全密封,以及弹上压缩气体防泄漏等措施,可将导弹处于完全作战准备的时间延长至10~15年,潜在的使用年限达到25年^[14]。基于井基战略导弹演变而来的液体潜射弹道导弹,在发

展到第二代时也相应在设计、材料工艺方面实现技术突破,显著提高密封性和耐腐蚀性,实现了加注封装、各种方式运输及长期贮存,提高了作战效能和可靠性。到20世纪70年代开始研制第三代潜射导弹,长期贮存结构工艺方案得到进一步发展。迄今为止,俄罗斯先后研制了三代潜射导弹系统、八种基准型导弹和十六种改型,批产了4000多枚液体弹道导弹,先进的材料制造工艺及优良的结构性能可使导弹在海军中安全服役20~30年,在多年应用中仅有3次泄漏情况^[15]。

与井基液体战略弹装填完发射井后进行加注不同,俄罗斯潜射弹道导弹的一大特点是在全寿命使用周期都处于加注状态,即出厂前完成加注^[16],这对密封保障工艺提出更高更多的要求,需要建立一套规范化的完整材料工艺保障体系。

2 俄罗斯导弹结构设计特点

除第一代潜射导弹为钢制壳体外,俄罗斯的第二代(以SS-N-6、SS-N-8为代表)、第三代液体潜射弹道导弹(如SS-N-18、SS-N-23)均采用全焊接AMr6牌号的铝镁合金壳体,采用四氧化二氮作为氧化剂、偏二甲肼作为燃料,可实现工厂加注、贮箱焊接封装和长期贮存,普遍具有以下结构特点^[16]:

- (1)弹体结构为全焊接壳体,不含可断开接头,密封性得到保障;
- (2)发动机置于贮箱内,嵌入推进剂组元中;
- (3)通过设置双层分离底部去掉级间段和箱间段;
- (4)将若干结构件的作用集中到一个结构件:仪器舱体-导弹前底、发动机机架-导弹后底、导弹前底-头部凹槽;
- (5)全焊接弹体采用网格夹层结构;
- (6)采用密封、高强度双金属连接。

图1为SS-N-8、SS-N-18和SS-N-23导弹的结构示意图。

俄罗斯潜射弹道导弹的网格夹层结构壳体包括圆柱段、锥段、球形段壳体,以及球锥体等组合形状壳体。贮箱采用AMr6铝镁合金制造,由圆筒段和球形底部构成,为双层共底结构,外面为薄底、里面为承力底部的两层球形结构的匹配比较复杂,制造时需采用模具轮廓校准,即通过底部校形、拉紧薄底,并采用将薄底部同蒙皮材料组合等措施进行装配。

俄罗斯液体潜射导弹的上述结构设计方案与工艺和材料技术密切相关。连接面广泛采用焊接方式,壳段和隔框采用冷加工工艺制造,生产出的铝合金全焊接弹体满足战术指标要求。选取的铝合金等材料能够满足对力学属性、工艺性和抗腐蚀性及生产质量提出的要求。

P-29Д (SS-N-8 2型)

P-29PL (SS-N-18 2型)

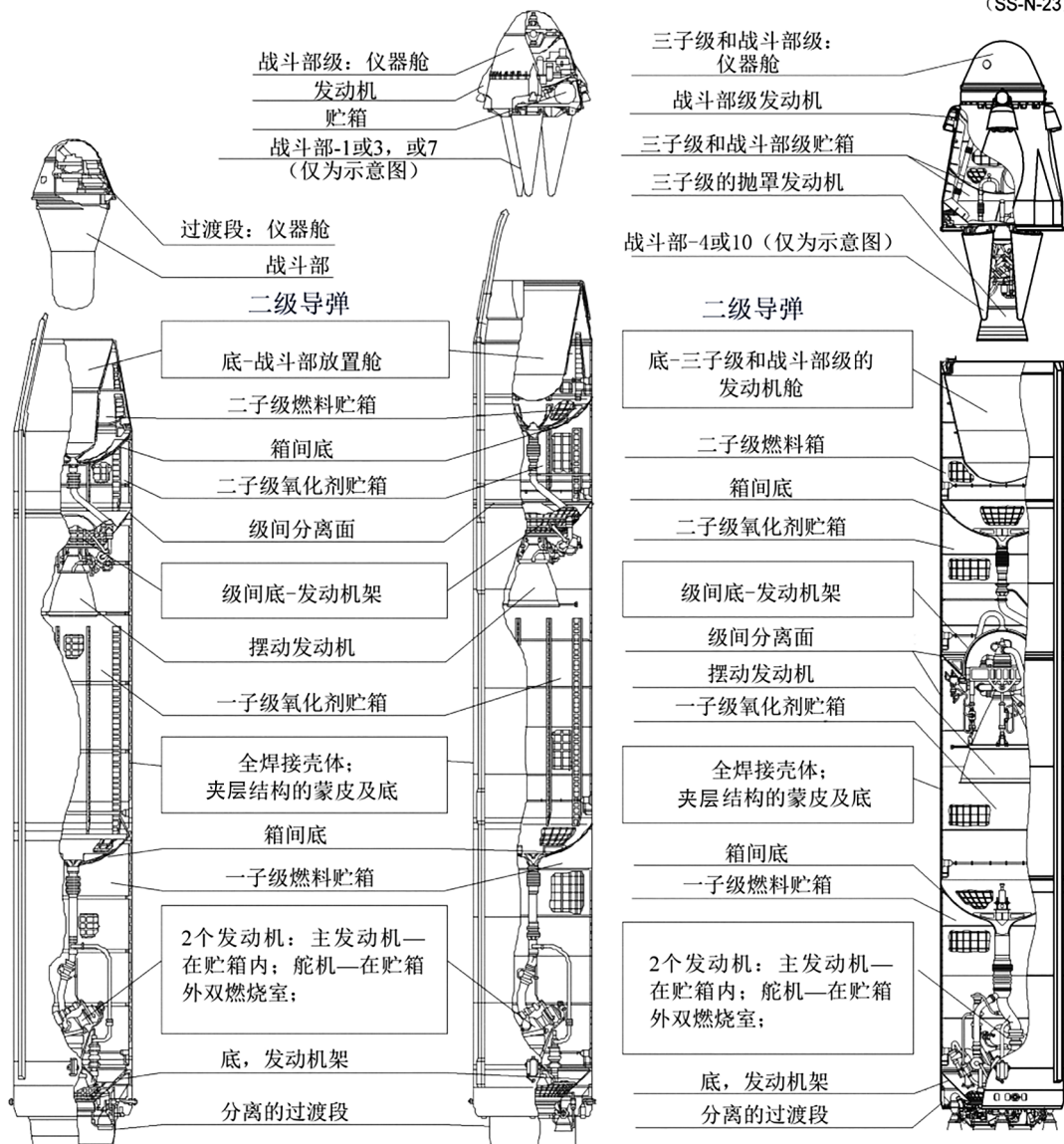
P-29PM
(SS-N-23)

图1 俄罗斯液体潜射弹道导弹全焊接铝合金弹体结构发展

Fig. 1 Development of all-welded aluminum alloy body structure of Russian liquid submarine-launched ballistic missile

3 导弹结构材料选取方案

考虑到长期贮存潜射导弹有着严格的尺寸要求,且导弹装备部队后要长期处于加注贮存状态并保持有效作战能力,需要选用具有高抗腐蚀性和高工艺适应性的高强轻合金作为弹体主要材料。

3.1 铝合金

俄罗斯潜射导弹与井基导弹相同,选择传统铝镁系合金AMr6作为主承力结构,包括壳段、贮箱、底部、加强框以及主管路和截断活门等^[17]。在无须热处理的情况下,铝镁系合金的可塑性、强度、耐腐蚀性、可焊接性等性能可以达到最优结合(表1)。温度在20℃时AMr6在四氧化二氮和偏二甲肼中的腐蚀速度均为 1×10^{-4} mm/a。

AMr6铝合金的特点是具有良好的塑性和强度、宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2024年 第4期

无须热处理及良好的抗腐蚀性和可焊性,还具有冷态和温态(低于再结晶温度)强化成形的特点。针对AMr6铝合金屈服极限较低的缺点,俄罗斯在研制第三代潜射导弹时专门研发出冷变形半成品的超塑性强化工艺,冷变形可达到20%~40%,用于多数截断活门和壳体零件的等温模锻。在AMr6合金中通过铈的合金化作用,研发出具有更好力学性能的合金1570。针对AMr6合金半成品在寒冷状态下不能强化成型,全俄航空材料研究所先后开发出热处理强化铝-镁-锂系合金1420和高强合金1421。1421由于具有较好的焊接适应性和耐腐蚀性,用在潜射导弹头部,用来固定战斗部^[18]。

气体含量是决定AMr6合金焊缝多孔性和密封品质的主要指标。俄罗斯人通过采用预先熔融体过滤,

表 1 俄潜射弹道导弹结构中应用的铝镁合金

Tab. 1 Al-Mg alloy used in Russian submarine-launched ballistic missile structure

牌号	热处理状态	$\rho/\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$	E/GPa	σ/MPa	σ_s/MPa	$\psi/\%$	耐腐蚀性	晶间腐蚀倾向
Al-Mg6M	退火	2.64	68.6	313.6	156.8	15	满足	不倾向
Al-Mg6H	冷加工, 20%~30%	2.64	69.6	372.4	284.2	6	满足	不倾向
Al-Mg6HПП	冷加工, 20%~30%	2.64	69.6	411.6	323.4	5.5	满足	不倾向
01420	淬火+人工时效	2.47	73.5	372.4	215.6	6	满足	倾向
01421	淬火+人工时效	2.49	73.5	441	313.6	6	满足	倾向
01570	退火	2.64	68.6	352.8	235.2	15	满足	不倾向
01570H	冷加工 30%	2.64	68.6	441	352.8	6	满足	不倾向

表 2 降低 AMr6 合金内氢的含量

Tab. 2 Reducing hydrogen content in AMr6 alloy

时间/年	100 g 金属中氢的含量/ cm^3	时间/年	100 g 金属中氢的含量/ cm^3
1963-1965	0.70	1980-1981	0.37
1969-1971	0.61	1982-1995	0.30
1975-1976	0.47		

表 3 降低金属中缺陷的含量

Tab. 3 Reducing the content of defects in metals

时间/年	1 t 金属中的缺陷个数/个	时间/年	1 t 金属中的缺陷个数/个
1963-1965	3.6	1980-1981	0.8
1969-1971	3.1	1985-1995	0.4
1975-1976	0.8		

吹入氯气、氩气,混合炉内熔融体的真空处理,结晶槽的封闭式转注等冶炼工艺,降低 AMr6 合金的内部缺陷和气体含量(表 2、3),使其性能得到显著提升^[17]。

3.2 钢

俄液体潜射导弹的内嵌发动机壳体、贮箱内部结构以及高压气瓶等均采用钢材材料制成。专门针对马氏体时效钢和奥氏体不锈钢开展了机械性能及耐腐蚀强度提高研究工作^[17]。奥氏体不锈钢利用塑性形变进行强化,包括温度在-196℃下的形变。最终其强度极限增大 0.8 倍,而屈服强度则增大 1 倍(表 4)。

表 4 俄潜射弹道导弹结构中应用钢材的性能

Tab. 4 Steel properties used in Russian submarine-launched ballistic missile structure

牌号	E/MPa	σ/MPa	$\delta/\%$	$\psi/\%$	$\alpha_k/\text{kJ}\cdot\text{m}^{-2}$
09X16H4B(ЭП-56)	980	343	8	45	588
23X13H210MΦ(ЭП-65)	1 470	1 078	8	40	352.8
25X12H2B2M2Φ(ЭП-311)	1 519	1 127	10	40	441
03X11H10M2T-ВД(ЭП-678)	1 323	1 225	8	35	490
03X13H8M2Д-ВД(ЭП-699)	1 421	1 323	8	35	441
10X17H8M2(3И-941) 冷加工	1 470	1 372	12	40	588
12X18H9-选择器, -196℃温度下的热机械硬化	980	882	12	50	686
10X17H8M217H8M2-选择器, -196℃温度下的热机械硬化	1 764	1 715	10	45	588

3.3 双金属

利用非相容金属材料研制双金属是保证非均质金属可靠密封连接和实现含嵌入式发动机的导弹长期加注贮存所必须解决的问题。

钢制发动机置于 AMr6 铝合金贮箱时需要解决双金属接头制造问题。由于不锈钢 12X18H10T 与铝合金 AMr6 这两种材料不能熔焊,必须要研究新的连接方法。在研究的所有异种金属的连接方法中选择了共同轧制方法,这种方法可保证层接合区形成加强金属连接。除了双金属组件的连接之外,如果在铝合金和钢之间加纯铝中间层,还能够制造出柔性弯曲零件,进行拉伸操作,即获得连接发动机钢制零件和铝合金壳体的双金属接头,从而解决导弹的封装问题。利用上述工艺,能够生产出厚度达 11 mm 的双金属片,制造的双金属环、板、管转接件的直径可达 200 mm。利用双金属件结构的这一可靠密封工艺可以解决发动机与弹体的无接头连接,以及经铝合金外壳和底部的钢管通道、钢管和铝合金管的连接问题。从第一枚封装导弹发展至今,双金属接头在俄罗斯潜射弹道导弹领域的使用数量增加了 4 倍,在各型导弹中的应用数量见表 5^[17]。

表 5 12X18H10T+AD1+ AMr6 双金属在俄各型导弹中的应用
Tab. 5 Application of the bimetal material of 12X18H10T+AD1+AMg6 in Russian missiles

导弹代号	双金属接头数量/个	导弹代号	双金属接头数量/个
SS-N-5	10	SS-N-18	39
SS-N-6	12	SS-N-23	48
SS-N-8	35		

对于钢制发动机来说,一个主要问题是提高耐腐蚀钢的结构强度。解决的工艺途径是对钢进行热处理和塑性变形强化,强化后耐腐蚀钢的强度极限提高为原来的 1.8 倍,而屈服极限则提高 2 倍,其他工艺性能则保持不变。

4 导弹焊接工艺选择

液体弹道导弹的贮箱、管路和弹体均采用焊接完成,焊接工艺是实现密封性保障的一大有效措施。制备液体封装导弹高强铝合金全焊接壳体的焊接工

艺,需保证焊缝的力学特性、密封性和耐腐蚀性满足要求,以及制造的全焊接结构具有较高的几何精度。这两个目标大多通过采取减少焊接变形的焊接形式和其他综合措施来实现。

俄罗斯所有液体导弹弹体结构为全焊接壳体。俄罗斯液体潜射弹道导弹的壳段和贮箱结构最初采用氩弧焊,从第三代导弹起开始采用电子束焊接^[17]。

4.1 氩弧焊

20世纪60年代初期,俄罗斯工业企业采用填丝的双道氩弧焊法焊接厚度大于4 mm的铝合金结构件。在制造全焊接导弹壳体时研发出填丝三相氩弧焊新型焊接方法及相应焊接设备。填丝三相氩弧焊可保证大于4 mm厚的铝合金单道一次焊成,首次焊接的焊缝合格率达92%~95%。填丝三相氩弧焊结合内向焊、补偿翻边、弹性弯曲和热处理校形等措施能够保证壳体的几何精度。

4.2 真空电子束焊

焊接工艺的继续发展与真空电子束焊接法在制造液体导弹壳体和固体导弹舱段中的广泛应用有着密切关系。俄罗斯制造第三代潜射导弹时,氩弧焊被电子束焊取代。电子束焊的焊接厚度达60 mm,可一次焊透100 mm的结构件。在理想的焊接槽防护下,电子束焊可以通过软化显著减小导弹质量,并且电子束焊的热输入仅为氩弧焊的1/6~1/4,可以减小焊接变形,提高铝合金和镁合金结构的几何精度,有效提高导弹的几何形状。随着大型焊接装置的问世,环形缝、纵向缝、部件焊接等问题得到解决,电子束焊接也实现了工业应用。电子束焊在生产中的应用可以看作是导弹制造工艺的一次革命性进步。

俄罗斯研制第三代潜射液体弹道导弹轻舟SS-N-23时,开发了纵向、环向和圆焊缝的全真空和局部真空电子束焊接工艺,专门研制11台全真空和局部真空焊接设备,首次用电子束焊接了导弹底部、筒段和加强框的环形接头,并针对最终加工装配单元的焊缝缺陷,开发出补焊工艺。电子束焊接技术在SS-N-23导弹上的应用使得一次焊接质量合格率达到95%。

4.3 全位置焊接及其他焊接

管路是液体导弹中种类最多的部分之一。在贮箱系统中,管路和其他零件的连接不允许使用密封性较差的可拆卸接头。由于Al-Mg6铝合金薄壁管和钢制管路采用手动焊接无法保障焊缝的密封性和强度,俄罗斯开发了管路的自动焊接工艺,研发出含扩管、局部密封、填充凸边及焊接后垫环的焊接结构,以及球体-圆锥体的搭接连接,并开发了管路头部的镲粗工艺和设备,解决了装配条件下管路的全位置自动焊接问题。

针对10~380 mm管路,开发了悬置小型焊接头部

的 γ 射线无损检测和焊接过程在线质控的工艺。可以对95%~98%的管路进行焊接,而无需修整。开发的薄壁管路自动焊设备,可在装配条件下对直径6~70 mm的管路进行全位置焊,使得工厂一次焊接质量的合格率从52%~55%提高到95%。现在这种工艺方法仍然用于俄罗斯最新潜射型号蓝天导弹的批产中。

俄罗斯同时开发的工艺包括:用吊挂焊接枪头进行贮箱的隧道管和输送管焊接装配;双金属对接头表面的耐腐蚀包覆锌层喷涂工艺;双金属转接头自动摩擦焊工艺;镁蒸气下的高温真空扩散钎焊工艺;40~80 mm厚度大型高强钢结构件的氩气和二氧化碳混合气保护窄间隙坡口的焊接工艺。另外,俄罗斯通过改良毛坯制造工艺来提高结构密封性。采用专门的三动式液压冲床及温度场可调的加热模压组件,将毛坯的金属纤维沿零件轮廓进行缠绕,并利用超塑性效应提高金属的可塑性,利用原变形力的1/4~1/2即可使毛坯形状接近于零件的最终成品形状。

4.4 加注封装

20世纪60年代初,俄罗斯马克耶夫国家导弹中心在世界上首次解决液体导弹的工厂加注和注气问题,避免了在潜艇上开展相应工作,使液体导弹的应用性能达到一个新的水平。采用不填丝自动氩弧焊工艺实现加注/泄出阀的密封封装,在工厂建立专门的推进剂加注、加注/泄出阀及注气/排气阀焊接封装生产线,并实现远程控制。

5 导弹密封性检测方法

液体导弹在长期加注贮存和使用过程中的密封性是最重要的可靠性指标之一,在装配生产过程中和完成加注后需要对单个部件、单机及导弹进行密封性检测。密封问题涉及多结构和工艺设计问题,对于发动机置于推进剂贮箱内的导弹结构来说更是如此。

俄罗斯马克耶夫国家导弹中心采用包括无损检测在内的多种手段进行检测^[15]。检测覆盖导弹的整个制造过程,从毛坯生产开始,隔框环形毛坯、壳段板片、锻件、双金属接头、管、棒材及壳体主要零件的单个毛坯都在生产工厂经过100%的自动化超声探伤,检测是否存在内部冶金缺陷。弹体和管路的全部焊缝都经过高灵敏X射线检测,用电子束焊接法完成的焊缝则既经过X射线检验,又经过超声检验。采用专门方法检测结构件上所涂覆非金属和防热材料的漏粘、剥层和厚度。密封性检测则采用氦气或氩气试验气体真空法。开发的气密性检测方法,如总体密封性多次检测法、局部漏率检测、加注产品密封性检测工艺等,在保证加注导弹应用可靠性方面起到了重要作用。

作为长期贮存技术体系中的关键结构件,贮箱需进行周密的密封性检测。在推进剂加注前后,贮箱系统都要进行密封性检测。在检测密封性之前先用氦气

-113 冲洗塑腔,随后进行真空干燥。氦质谱分析法是检验密封性的主要方式,在真空室内完成总漏率检测,采用抽真空法检测单独腔室,使用真空吸嘴检测导弹表面的局部气密性,使用探针寻找泄漏位置。经过多年的研究,目前俄罗斯液体潜射导弹的非密封极限标准从 1×10^{-3} 提高到 $1 \times 10^{-9} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ ^[15]。导弹加注封装后,需对密封性进行最终检验。利用导弹“干态”腔室大气的化学气体分析法检测推进剂泄漏率,确定推进剂的蒸气密度,导弹检验腔的数量为4~22。

6 结语

综上所述,俄罗斯的液体潜射战略导弹已经建立起一套较为成熟的长期加注贮存材料保障体系。近年俄罗斯通过开展液体导弹加速腐蚀试验,持续研究导弹焊接接头质量和工作能力,验证加注封装结构工艺的高可靠性,并定期开展液体导弹延寿工作,将保质期为18~20年的SS-N-23潜射导弹的服役期延长了15年,将保质期为10年的SS-19导弹的服役期延长了37年以上。

通过研究发现,实现长期加注贮存的关键技术路径包括以下几方面。

(1)结构布局紧凑且最大减小非金属连接。弹体设计利用可分离双层底部替代级间段和箱间段,且全部焊接而成,广泛采用高强密封双金属接头。

(2)提高材料与推进剂介质的相容性。对材料基本属性开展比对研究,选择耐腐蚀性较强的贮箱和管路材料,确保结构件能够长期存放。

(3)采用多种工艺和检测手段,最大化减小泄漏,使漏率达到 $10^{-9} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。采用氩弧焊、真空电子束焊、全位置焊接等焊接工艺及密封冗余,确保全焊接弹体结构的实现。综合运用X射线和超声检测等方法对弹体、管路以及贮箱的焊接密封性进行检测。采用真空气体检测方法和化学气体分析法对加注前后贮箱的密封性进行检验。

(4)建立加注密封系统,实现液体导弹在工厂加注封装。对加注封装过程进行远程控制,采用不填丝自动氩弧焊工艺完成加注/泄出阀及注气/排气阀的密封封装。

参考文献

- [1] LLBERTO R R. Titan II storable propellant handbook [R]. AD-260333, 1961
- [2] BENDER O C. Titan II propellant handling and compatibility problems [R]. AIAA, 1963:63-086.
- [3] O'GRADY T J. Design and development of storable propellant tanks [R]. AD-854131, 1969.
- [4] CAUDILL C L. Design and fabrication of hydrazine storability test tanks [R]. AD0853735, 1969.
- [5] WHITE H. M. Long-term storage testing of propellant tankage [R]. AD-755383, 1972.
- [6] TERRELL J. Time exposure studies on stress corrosion cracking of aluminum 2014-T6, 2219-T87, cracking of aluminum

2014-T6, 2219-T87 [R]. NASA 73-29531, 1973.

[7] KAMMERCR H G, KING E I. Analysis of liquid rocket tankage after extended exposure to propellants [R]. AIAA 77-852, 1977.

[8] DANFORD M D, HIGGINS R H. An electrochemical study of the corrosion behavior of primer coated 2219-T87 aluminum [R]. NASA TP-2459, 1985.

[9] DANFORD M D, KNOCKEMUS W W. The corrosion mechanisms for primer coated 2219-T87 aluminum [R]. NASA-TP-2715, 1987.

[10] DANFORD M D. The corrosion protection of 2219-t87 aluminum by anodizing [R]. NASA TM - 103540, 1991.

[11] 魏毅彦. 世界导弹大全. 第三版 [M]. 北京:军事科学出版社, 2011.

WEI Y Y. World Missile Book. Third Edition [M]. Beijing: Military Science Press, 2011.

[12] КУЛАГА Е С. Ампулизация стратегической ракеты УР-100 Научно-технические разработки [M]. ОКБ-23-КБ САЛЮТ, МОСКВА: ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ, 2006:49-60.

KULAGA E S. Ampulization of strategic missile UR-100 Scientific and technical developments [M]. OKB-23-KB Salyut. MOSCOW: Air Transport, 2006:49-60.

[13] ГОРБУЛИН В П. Историческая личность: к 100-летию со дня рождения Михаила Кузьмича Янгеля [J]. Наука Наука Знание, 2011(4):5-15.

GORBULIN V P. Historical personality: To the 100th anniversary of the birth of Mikhail Kuzmichyangel [J]. Nauka Ta Naukoznavstvo, 2011(4):5-15.

[14] 吴小宁, 张秀刚. SS-18 导弹研制技术综述 [J]. 飞航导弹, 2019(5):13-19.

WU X N, ZHANG X G. An overview of SS-18 missile development technology [J]. Flying Missiles, 2019(5):13-19.

[15] КАНИН Р Н, ТИХОНОВ Н Н. СКБ-385, КБ машиностроения, ГРЦ КБ им. академика В. П. Макеева [M]. МОСКВА: Государственный Ракетный Центр «КБ им. академика В. П. Макеева», «Военный Парад», 2007.

KANIN R N, TIKHONOV N N. SKB-385, Design bureau of mechanical engineering, state research center [M]. academician V. P. Makeev Design Bureau [M]. MOSCOW: State Rocket Center "KB named after Academician V. P. Makeyev", "Military Parade", 2007.

[16] КЛЕЙМАН В Л, МОЧАЛОВ Г Б. Опыт разработки морских жидкостных ампулизованных баллистических ракет [C]. Миасс: Баллистические Ракеты Подводных Лодок России. 1994.

KLEIMAN V L, MOCHALOV G B. Experience of development of marine liquid-propellant ampullized ballistic missiles [C]. Miass: Russian Submarine-launched Ballistic Missiles, 1994.

[17] ДОДИН Г В, КЛЕЙМАН В Л, Николаев В М. Вопросы технологического обеспечения при создании баллистических ракет подводных лодок [C]. Миасс: Баллистические Ракеты Подводных Лодок России, 1997.

DODIN G V, KLEIMAN V L, NIKOLAEV V M. Issues of technological support in the development of submarine ballistic missiles [C]. Miass: Russian Submarine-launched Ballistic Missiles, 1997.

[18] ДУЮНОВА В А, ЛЕОНОВ А А, МОЛОДЦОВ С В. Вклад ВИАМ в разработку легких сплавов и борьбу с коррозией изделий ракетно-космической техники [J]. Труды ВИАМ, 2020, 86(2):28-29.

DUYUNOVA V A, LEONOV A A, MOLODTSOV S V. VIAM contribution to the development of light alloys and corrosion control of rocket and space engineering products [J]. Proceedings of Viam, 2020, 86(2):28-29.