

二硝酰胺铵无毒推进剂用燃烧室材料研究进展

蔡宏中^{1,2}, 易健宏², 魏 燕¹, 郑 旭¹, 张翎翔¹, 胡昌义^{1,2*}

(1. 昆明贵金属研究所 稀贵金属综合利用新技术国家重点实验室, 昆明 650106)

(2. 昆明理工大学 材料科学与工程学院, 昆明 650093)

摘 要: 二硝酰胺铵(ADN)无毒推进剂是未来化学推进技术的一个新方向。介绍了二硝酰胺铵基无毒单组元液体推进剂的性能特点, 概述了 ADN 推进剂用发动机材料研究应用现状。采用具有高熔点、优良的高温抗氧化性能和高温强度的贵金属基材料用于发动机燃烧室的制备, 是提高 ADN 无毒推进系统发动机性能的有效途径。

关键词: 二硝酰胺铵(ADN); 无毒推进剂; 燃烧室材料; GH3128; 铂基合金; 铱基合金

中图分类号: TG146.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1004-0676(2017)S1-0018-06

Research Progress of Combustion Chamber Materials for ADN Nontoxic Propellants

CAI Hongzhong^{1,2}, YI Jianhong¹, WEI Yan¹, ZHENG Xu¹, ZHANG Xuxiang¹, HU Changyi^{1,2*}

(1. State Key Laboratory of Advanced Technologies for Comprehensive Utilization of Platinum Metals,

Kunming Institute of Precious Metals, Kunming 650106, China;

2. Faculty of Materials and Engineering, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650093, China)

Abstract: Ammonium dinitramide (ADN) non-toxic propellant is a new direction of chemical propulsion technology in the future. The ammonium dinitramide performance based nontoxic liquid monopropellant was introduced, the ADN propellant engine material research and application status were reviewed. The use of noble metal based materials with high melting point, excellent high-temperature oxidation resistance and high temperature strength is an effective way to improve the engine performance of ADN non-toxic propulsion systems.

Keywords: ammonium dinitramide(ADN); nontoxic propellant; combustion chamber material; GH3128; platinum based alloy; iridium base alloy

肼推进剂由于具有研制成本低、比冲较高、使用寿命长等优点, 是目前卫星、火箭和飞船的姿态控制系统和小卫星的主推进系统所主要采用的单元推进剂。但其存在毒性大、能量偏低和冰点高, 以及对地球大气环境和太空环境造成污染等问题^[1-2]。进入 21 世纪以来, 随着航天技术的不断进步, 尤其是载人航天技术取得长足进展, 空间推进系统的无毒化, 发展新型高性能绿色无毒单元推进剂替代剧毒的肼单元推进剂, 已经成为一种趋势及航天推进

技术的主要发展方向之一, 美国、日本、俄罗斯、瑞典等国的航天机构都投入了大量的人力物力对无毒推进系统进行广泛的研究^[3-4]。

二硝酰胺铵(Ammonium Dinitramide, 分子式为 $\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$, 缩写为 ADN)推进剂是目前世界上研究较热门的无毒推进剂。ADN 推进剂由氧化性组分二硝酰胺铵、燃料及水组成, 具有无毒、高密度、低冰点、低挥发性、稳定性高等特点, 特别适用于低污染的航天飞机助推系统和空间运输动力系统。

收稿日期: 2017-07-25

基金项目: 国家自然科学基金(51361014)、云南省技术创新人才项目(2016HB025)。

作者简介: 蔡宏中, 男, 硕士, 高级工程师, 研究方向: 稀贵金属功能材料。E-mail: chz@ipm.com.cn

*通讯作者: 胡昌义, 研究员, 博士, 研究方向: 贵金属功能材料。Email: hcy@ipm.com.cn

火箭发动机试验表明：这种推进剂点火快、能量高、无毒、燃烧完全且排气清洁，不污染环境^[5-8]。然而，ADN 燃烧分解过程中会生成 NO、N₂O、NO₂、HONO 及 HNO₃ 等具有强氧化性及腐蚀性中间产物^[9]。因此，以 ADN 为推进剂的发动机的工作环境极为恶劣，既需要在高温下长期稳定工作，又需要具有很强的抗氧化性燃气高温冲刷侵蚀的能力，对发动机燃烧室材料的高温力学性能和高温抗氧化性能均提出了极为苛刻的要求。

2010 年 6 月，瑞典空间公司采用 ADN 为推进剂的 PRISMA 卫星实现成功首飞，圆满完成了高性能、无毒、可长期贮存的 ADN 液体推进技术的空间飞行验证^[3]。本文对 ADN 推进剂用发动机燃烧室材料研究应用现状及发展趋势进行了简要的归纳和总结。

1 GH3128 镍基高温合金

GH3128 合金是钢铁研究总院于 20 世纪 60 年代研制成功的以 W、Mo、Al 和 Zr 等元素进行综合固溶强化的镍基变形高温合金^[10]。该合金具有高的塑性、良好的抗氧化性、较高的持久蠕变强度以及良好的冲压和焊接性能等，可用于制造航空发动机火焰筒、加力燃烧室壳体等零部件^[11]。通过在 GH3128 合金表面涂覆金属涂层的方法可以防止或延缓合金的氧化和腐蚀速率，延长合金部件的使用寿命^[12-13]，也可以采用预氧化处理方法，使合金在使用之前预先在某一特定条件下发生氧化，形成组织结构优良的保护性预氧化膜以阻碍合金使用期间的氧化，从而提升合金的抗高温氧化性能^[14]。

然而，受材料本身熔点的限制，GH3128 合金的长期使用温度只能在 950℃ 左右^[15-16]，无法有效发挥 ADN 推进剂的优势。超过这一温度，GH3128 合金性能急剧下降，如图 1 所示为采用 GH3128 合金所制备的发动机挡板在 1200℃ 条件下短时间使用后的情况。从图 1 中可以明显看出，在喷管内高温高压及高速氧化气流的冲刷下，GH3128 合金挡板出现了严重的烧蚀及变形。除了出现变形及烧损的情况外，在高温高压及高速氧化冲刷的下，GH3128 合金还会出现游离出的金属附着在催化剂表面的现象，导致催化剂活性的下降，从而影响 ADN 分解及燃烧。

航天发动机的性能受发动机工作温度的制约，发动机工作温度越高，燃料反应越充分，燃烧效率



图 1 热试车后严重烧蚀变形的 GH3128 合金挡板

Fig1. GH3128 alloy baffle with severe ablation deformation after hot test

越高，发动机性能越好^[17-19]。2016 年 11 月，中国航天科技集团公司所研制的 ADN 无毒推进系统随实践十七号卫星顺利升空，圆满完成在轨任务。虽然我国成为继瑞典之后，第二个掌握无毒推进技术在轨应用的国家，但受发动机材料性能的制约，我国的 ADN 无毒推进系统的发动机性能与瑞典相比，还有一定的差距。

为了能更好的发挥 ADN 推进剂的性能，提高发动机的性能，需要采用抗氧化性更强，能耐更高温度的材料制备燃烧室及其相关配件。

2 铂基高温合金

贵金属铂及其合金熔点高，化学稳定性优良、抗熔融氧化物的侵蚀，高温抗氧化、高温强度优异，在高温领域有着广泛的应用。铂基合金在使用中无需采用涂层保护，有效克服了发动机抗氧化涂层的寿命限制^[20]，大幅提高了发动机的稳定性和可靠性。著名航天专家戚发轫院士指出，推力室采用铂基合金材料可显著提高航天发动机比冲性能，对延长航天器寿命意义重大^[21]。目前研究及应用的铂基合金高温材料可大致可分为弥散强化型铂基复合材料、沉淀强化型铂基合金及固溶强化型合金。

弥散强化铂基复合材料的基体为纯铂、铂铈或铂铱合金等，以 Y₂O₃、ZrO₂ 或 Sc₂O 等的氧化物颗粒为弥散强化相。弥散强化铂合金复合材料的高温力学性能普遍高于同成分的固溶型铂基合金。但弥散强化铂基复合材料存在一些问题，首先是经氧化物弥散强化后的材料，其延展性也会大幅下降，脆性显著增加，从而导致加工困难，应力集中时易于

开裂;其次是焊接后焊接处强度会大幅下降至未强化前的水平^[22],而燃烧室材料在实际的使用中都要涉及到大量的加工及焊接工艺。因此,弥散强化铂基复合材料不适用于进行具有复杂形状的发动机燃烧室的制备。

沉淀强化型铂基合金主要有铂锆、铂铪等二元系和铂铈锆和铂铈铪等三元系合金。锆、铪元素的加入,会在合金中形成了与基体共格的 γ' 相(Pt_3Zr 和 Pt_3Hf), γ' 相沉淀强化作用使这些合金具有很高的高温力学性能^[23-26]。然而,由于锆、铪元素在 Pt 中的固溶度较大,添加量(原子分数)要超过 16%才能形成 Pt_3X ($\text{X}=\text{Zr}, \text{Hf}$)强化相,使这些合金均存在抗氧化能力较差的问题^[27]。同时,锆、铈脆性氧化物的形成也会导致合金的脆化^[28]。因此,这一类合金也无法用于发动机燃烧室的制备。

固溶强化型合金主要包括铂铑、铂铱、铂钌、铂镍、铂钨等二元合金及铂钯铑、铂铑钌等三元合金。作为高温氧化环境气氛下使用的合金,不仅要求基体必须具有良好的高温力学性能和热稳定性,也要求合金元素具有良好的高温稳定性,高的抗氧化性和低的氧化挥发速率。铑及其氧化物的高温稳定性与铂及其氧化物相近。对于铂而言,铑是最稳定的高温固溶强化元素,铂铑合金是最稳定的高温固溶强化型合金。已有的研究表明^[29-30],在铂中添加铑,在显著提高合金强度性能的同时,仍能保持合金较强的抗氧化性能。目前,尚无其他合金材料能够替代铂铑合金在高温功能型和结构型材料领域的应用。因此,铂铑合金成为高性能航天发动机材料的首选。

近年来,国际上航天工业发达国家或地区开始将铂基高温合金应用于航天空间推进发动机领域。如欧洲航空防务与空间公司(EADS)德国 MMB 公司等 20 世纪 80 年代中期为满足更高性能及更高寿命卫星的性能要求,开展了铂铑合金材料的研制,成功制备出铂铑合金发动机,将铂基合金材料燃烧室大量应用于无毒推进、单组元及双组元发动机,取得了良好的效果。近年来,昆明贵金属研究所也开展了新型铂铑合金发动机材料的研究,所研制的合金在 1500℃时的高温强度超过 40 MPa,同时还保持有优异的高温抗氧化能力。铂铑合金燃烧室工作时,外壁面温度可长期保持在 1400℃以上,燃烧室不会出现任何氧化烧蚀的情况。

与 GH3128 合金燃烧室相比,铂铑合金燃烧室大幅提高了发动机的工作温度,使发动机的性能有

了很大的提升,但铂铑合金在 1500℃以上的高温力学性能还是不足,无法完全发挥 ADN 推进剂的优势。从图 2 可以看出,试车后的铂铑合金发动机挡板,在燃烧室内高温高压及高速氧化气流的冲刷下,铂铑合金挡板虽然没有出现氧化烧蚀的现象,但还是出现了一定程度的变形。

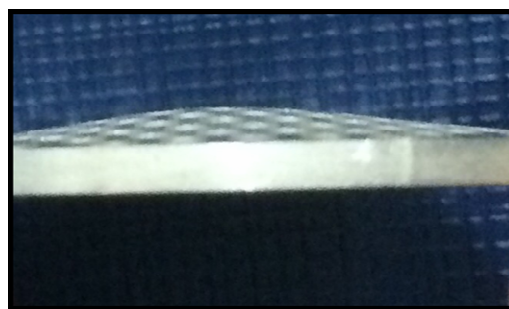


图 2 热试车后变形的铂铑合金挡板

Fig.2 PtRh alloy baffle with deformation after hot test

3 铱基高温合金

铱具有比铂更高的熔点和强度,在 2100℃时仍具有很低的氧渗透率,在 2200℃的弱氧化性气氛和高速气流冲刷下长期工作不受严重损失^[31-34],成为了可以完全发挥 ADN 推进剂性能优势的候选材料。然而,在高温强氧化性气氛环境下,铱的氧化速率显著增加,高温抗氧化能力不足^[35-36];同时,铱虽属面心立方结构,但加工性能不佳,在温度高达 1000℃时其断裂模式仍表现出与体心立方结构金属相似的脆性断裂。因此,降低铱的脆性,提高其高温强氧化环境下抗氧化性能,一直受到国内外材料研究者的高度关注,是铱合金研究的重点及热点。

目前,研究及应用铱基合金大至分为铱钨系合金,沉淀强化型铱基超合金及铱铑合金。

铱钨系合金主要有 Ir-0.3W, Ir-W-Th, Ir-W-Th-Al, 这一类合金在航天航空及太空探测器热电池有了一定的应用^[37-40]。W、Th 和 Al 等元素的加入主要是改善铱的加工性能,提高合金的冲击韧性,但对铱的高温抗氧化性无显著改善。因此,铱钨系合金不适用于 ADN 推进剂发动机燃烧室的制备。

1997 年起,日本国立材料科学研究所先后研究了 Ir-(原子分数)15%X ($\text{X}=\text{Ti}, \text{Ta}, \text{Nb}, \text{Hf}, \text{Zr}, \text{V}$)二元合金, Ir-Hf-Zr 三元系和 Ir-Nb-Ni-Al 四元系合金^[41-43]。添加的合金元素与 Ir 形成 fcc 结构的固溶

体和 L_{12} 型有序金属间化合物 $Ir_3X(L_{12}$ 相亦称 γ' 相)。fcc 与 γ' 相形成理想的高温强化共格结构, 共格结构起到了明显的强化效果, 有望成为 1800°C 以上应用的新一代“高温超合金”。国内方面, 北京航空航天大学等^[44-45]对 Ir-Hf-Nb 和 Ir-Nb-Si 等三元合金系中 L_{12} 型结构的 γ' 高温强化相的组成、形貌及强化机理进行了探索; 昆明贵金属研究所对 Ir-Al 体系开展了一定的研究。在铱超合金研究方面, 国内尚属起步阶段。

铑的熔点(1963°C)仅次于铱, 耐腐蚀能力接近铱, 但抗氧化性能远优于铱。在铱中添加适量的铑, 在保证合金熔点不低于 2000°C 情况下, 明显提高合金抗氧化性, 同时还可显著改善合金的加工性能, 使合金可用于进行具有复杂形状的发动机燃烧室的制备加工。近年来, 昆明贵金属研究所也开展了铱铑合金发动机材料的研究, 对铱铑合金的组织结构、加工性能、高温抗氧化性等性能进行了初步的研究。研究表明, 在铱中添加适量的铑, 可以起到明显的细化晶粒的作用, 合金的加工性能、高温抗氧化性也得到显著的改善^[46]。目前, 昆明贵金属研究已完成了铱铑合金燃烧室及相关配件的加工。近期, 将进行发动机燃烧室的热试车工作, 对铱铑合金燃烧室的性能进行考核验证。

4 结语

推进系统的无毒化是航天推进技术的主要发展方向之一。ADN 绿色单组元液体推进剂跟传统肼推进剂相比具有更大的比冲, 安全, 毒性较小, 且产生的气体对环境无害, 但其在燃烧分解过程中所生成的具有强氧化性及腐蚀性中间产物也对燃烧室材料提出了更高的要求。

国外的航天机构对 ADN 推进剂、相关的催化剂及燃烧室材料都进行了大量的研究且有了较好的应用。近年来, 我国在相关领域也进行了大量的研究, 也取得了较好的研究成果, 但受发动机燃烧室材料性能的制约, 我国 ADN 推进剂发动机的性能与发达国家相比, 仍有一定的差距, 还有一些关键问题需要解决, 而我国目前正处于从航天大国向航天强国迈进的关键时期, 必须加强此方面的研究。

参考文献:

[1] MORGAN O, MEINHARDT D. Monopropell selection criteria-hydrazine and other options[C]. AIAA, 1999-2595.

[2] WILSON F C. Recent advance in satellite propulsion and associated mission benefits[C]. AIAA, 2006-5307.

[3] 陈兴强, 张志勇, 滕奕刚, 等. 可用于替代肼的 2 种绿色单组元液体推进剂 HAN、ADN[J]. 化学推进剂与高分子材料. 2011, 9(4): 63-66.

CHEN X Q, ZHANG Z Y, TENG Y G, et al. Two kinds of green liquid monopropellants HAN, ADN for replacing hydrazine[J]. Chemical propellants & polymeric materials, 2011, 9(4): 63-66.

[4] 杨军. 绿色液体单元推进剂: 新机遇和新挑战[R]. 总装备部卫星系统技术专业组航天推进技术发展论文集, 2012: 156-160.

[5] 贺芳, 方涛, 李亚裕, 等. 新型绿色液体推进剂研究进展[J]. 火炸药学报, 2006, 29(4): 54-57.

HE F, FANG T, LI Y Y, et al. Development of green liquid propellants[J]. Chinese journal of explosives & propellants. 2006, 29(4): 54-57.

[6] 刘海洲, 许华新, 李宁, 等. 混酸法合成 ADN 的分离纯化工艺研究[J]. 化学推进与高分子材料, 2009, 7(5): 47-49.

LIU H Z, XU H X, LI N, et al. Separation and purification of ADN synthesized by mixed acid method [J]. Chemical propellants & polymeric materials, 2009, 7(5): 47-49.

[7] 王伯周, 刘愆, 张志忠, 等. 华氨基甲醇乙酯法合成 ADN[J]. 火炸药学报, 2005, 28(3): 49-51.

WANG B Z, LIU Q, ZHANG Z Z, et al. Synthesis of ammonium dinitramide from ethyl carbamate[J]. Chinese journal of explosives & propellants, 2005, 28(3): 49-51.

[8] ANFLO K, GRONLAND T, BERGMAN G. Towards green pro-pulsion for spacecraft with ADN-based monopropellants[R]. AIAA, 2002-3847.

[9] 姚兆普, 王梦, 陈君. 基于二硝酰胺铵(ADN)的无毒推进剂热分解及燃烧反应的路径研究[J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(5): 53-57.

YAO Z P, WANG M, CHEN J. On thermal decomposition and path of combustion reaction for ADN-based nontoxic aerospace propellant[J]. Aerospace control and application, 2013, 39(5): 53-57.

[10] 郭建亭. 高温合金材料科学应用基础理论[M]. 北京: 科学出版社, 2008.

GUO J T. Materials science and engineering for super alloys[M]. Beijing: Science Press, 2008.

[11] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册 第 2 卷[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.

- Editing Committee of Chinese Aviation Material. Manuscript Chinese aviation material manuscript, vol 2 [M]. Beijing: Chinese Standard Press, 2002.
- [12] LI Z M, QIAN S Q, WANG W. Characterization and oxidation behavior of NiCoCrAlY coating fabricated by electrophoretic deposition and vacuum heat treatment[J]. Applied surface science, 2011, 257(10): 4616-4620.
- [13] LI Z M, QIAN S Q, WANG W. Microstructure and oxidation resistance of magnetron-sputtered nanocrystalline NiCoCrAlY coatings on nickel-based superalloy[J]. Journal of alloys and compounds, 2010, 505(2): 675-679.
- [14] 李志明, 钱士强, 王伟, 等. 预氧化温度对 GH3128 合金抗高温循环氧化性能的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2012, 41(11): 1980-1984.
- LI Z M, QIAN S Q, WANG W, et al. Effect of preoxidation temperature on high temperature cyclic oxidation resistance of GH3128 superalloy[J]. Rare materials and engineering, 2012, 41(11): 1980-1984.
- [15] 郭领军, 郭琛, 李贺军, 等. C/C 复合材料与镍基高温合金连接接头的力学性能和微观结构[J]. 稀有金属材料与工程, 2011, 40(1): 111-114.
- GUO L J, GUO C, LI H J, et al. Mechanical properties and microstructure of the joints between carbon-carbon composites and Ni based high temperature alloys[J]. Rare materials and engineering, 2011, 40(1): 111-114.
- [16] 刘虹, 向祥蓉. ICP-AES 法测定 GH3128 合金中硅、锰、钨、钼、铬、钛、铝、铁和锆等元素[J]. 分析仪器, 2012(2): 45-48.
- LIU H, XIANG X R. Determination of Si, Mn, W, Mo, Cr, Ti, Al, Zr in GH3128 alloy by ICP-AES[J]. Analytical instrumentation, 2012(2): 45-48.
- [17] JAMES A. High Temperature rhenium material properties[R]. AIAA, 98-3354
- [18] HARDING J T, KAZAZOFF J M, APPLE M A. Iridium-coated rhenium thruster by CVD[R]. NASA TM-101309, 1988: 10.
- [19] SCHOENMAN L, ROSENBEG S D, JASSOWSKI D M. Test experience, 490-N high-performance (321-s specific impulse) engine[J]. Journal of propulsion and power, 1995, 11(5): 992-997.
- [20] 徐方涛, 张绪虎, 贾中华. 姿/轨控火箭发动机推力室高温抗氧化涂层[J]. 宇航材料工艺, 2012(1): 25-29.
- XU F T, ZHANG X H, JIA Z H. High temperature oxidation resistance coatings on attitude or orbit control engine thruster chamber[J]. Aerospace materials & technology, 2012(1): 25-29.
- [21] 戚发轫, 朱仁璋, 李颐黎. 载人航天器技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- QI F R, ZHU R Z, LI J L. Manned spacecraft technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [22] FISCHER B, BEHRENDTS A, FREUND D, et al. High temperature mechanical properties of the platinum group metals[J]. Platinum metal rev, 1999, 43(1): 18-28.
- [23] WENDEROTH M, VÖLKL R, YOKOKAWA T, et al. High temperature strength of Pt-base superalloys with different γ' volume fractions[J]. Scripta materialia, 2006, 54(2): 275-279.
- [24] WENDEROTH M, VÖLKL R, VORBERG S. Microstructure, oxidation resistance and high-temperature strength of gamma hardened Pt-base alloys[J]. Intermetallics, 2007, 15(4): 539-549.
- [25] VÖLKL R, WENDEROTH M, PREUSSNER J, et al. Development of a precipitation-strengthened Pt-base super alloy[J]. Mater sci eng A, 2009, 510(18): 328-331.
- [26] WADOOD A, YAMABE-MITARAI Y. Recent research and developments related to near-equiatomic titanium-platinum alloys for high-temperature applications[J]. Platinum metals rev, 2014, 58(2): 61-67.
- [27] DOUGLAS A, HILL P J, MURAKUMO T, CORNISH L A, et al. The platinum development initiative: Platinum-based alloys for high temperature and special applications: part I[J]. Platinum metals rev, 2009, 53(1): 2-10.
- [28] HILL P J, BIGGS T, ELLIS P, et al. An assessment of ternary precipitation-strengthened Pt alloys for ultra-high temperature applications[J]. Mater sci eng A, 2001, 301: 167-179.
- [29] 宁远涛, 杨正芬, 闻飞. 铂[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2010.
- NING Y T, YANG Z F, WEN F. Platinum[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2010.
- [30] 宁远涛. 铂族金属高温固溶强化型合金[J]. 贵金属, 2009, 30(2): 51-56.
- NING Y T. High temperature solid solution strengthening alloys based on platinum group metals[J]. Precious metals, 2009, 30(2): 51-56.
- [31] STRIFE J R, SHEEHAN J E. Ceramic coating for carbon-carbon composites[J]. Ceramic bulletin, 1988, 67(2): 369-374
- [32] HARDING J T, FRY V R. Oxidation protection of

- refraction materials by CVD coating of Iridium and other platinum metals[C]. International Precious Metal Institute, Proceedings of the 10th International Precious Metals Institute Conference, Allentown PA, 1986: 431.
- [33] TUFFIAS R H, WILLIAMS B E, KAPLAN R B. USA patent No.5855828[P]. 1999.
- [34] TUFFIAS R H, WILLIAMS B E, KAPLAN R B. Method of forming a composite structure such as a rocket combustion chamber: US 5855828 A[P]. 1999-01-05.
- [35] MUMTAZ K, ECHIGOYA J, TAYA M, et al. Preliminary study of iridium coating on carbon/carbon composites[J]. Journal of materials science, 1993, 28: 5521-5527.
- [36] FORTINI A J, TUFFIAS R H. Advanced materials for chemical propulsion: Oxide-iridium/rhenium combustion chambers[R]. AIAA, 1999-2894.
- [37] TUFFIAS R H, WILLIAMS B E, FORTINI A J. Next-generation rhenium-based thrust chambers[R]. 7th Aero Mat Conference, 1996.
- [38] HELLE K J, MOORE J P. Production of iridium alloy clad vent sets for the cassini mission to Saturn[C]//12th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion/Conference on Accelerator Driven Transmutation Technologies and Applications, Albuquerque, New Mexico: AIP Conference, 1995, 324: 245.
- [39] HELLE K J, MOORE J P. Production of iridium-alloy clad vent sets for the Cassini mission to Saturn[C]//AIP Conference Proceedings, New Mexico: American Institute of Physics, 1995: 245-252.
- [40] MCKAMEY C G, LEE E H, COHRON J W, et al. The effect of low-pressure oxygen exposure on the high-temperature tensile impact ductility of thorium-doped iridium alloy[J]. Scripta materialia, 1996, 35(2): 181-185.
- [41] LIU C T, GEORGE E P, BLOOM E E. Ir-based alloys for ultrahightemperature applications: US0129960A[P]. 2005-06-16.
- [42] COUPLAND D R, HYDE R. Iridium alloy: US0165554A[P]. 2006-07-27.
- [43] YAMABE-MITARAI Y, RO Y, MARUKO T, et al. Microstructure dependence of strength of Ir-base refractory super alloys[J]. Intermetallics, 1999, 7(1): 49-58.
- [44] YU X H, YAMABE-MITARAI Y, RO Y, et al. Design of quaternary Ir-Nb-Ni-Al refractory superalloys[J]. Metall mater trans A, 2000, 31(1): 173-178.
- [45] HUANG C, YAMABE-MITARAI Y, YU X H, et al. Partial phase relationships in Ir-Nb-Ni-Al and Ir-Nb-Pt-Al quaternary systems and mechanical properties of their alloys[J]. Metall mater trans A, 2005, 36 (3): 539-545.
- [46] SHA J B, YAMABE-MITARAI Y. Saturated solid solution hardening behavior of Ir-Hf-Nb refractory superalloys for ultra-high temperature applications[J]. Scripta materialia, 2006, 54(1): 115-119.
- [47] SHA J B, YAMABE-MITARAI Y, HARADA H. Ir-Nb-Si ternary refractory superalloys with a three-phase Fcc/L12 /silicide structure for high-temperature applications: Phase and microstructural evolution[J]. Metall mater Trans A, 2006, 37(6): 1831-1839.
- [48] 蔡宏中, 易健宏, 魏燕, 等. Ir 和 IrRh40 合金的组织结构与性能研究[J]. 贵金属, 2016, 37(S1): 28-31.
- CAI HONGZHONG, YI JIANHONG, WEI YAN, et al. Study on microstructure and properties of Ir and IrRh40 alloy[J]. Precious metals, 2016, 37(S1): 28-31.