

苏联的镍基弥散强化复合材料

镍基弥散强化复合材料是制造在高温条件下工作的受力零件,特别是航空发动机重要部件的主要材料之一。因此,苏联在发展弥散强化复合材料时把镍基弥散强化复合材料列为研究的重点,其主要目标是提高镍基合金的耐热性、降低其高温蠕变性。

苏联和西方国家一样,主要采用氧化物作为镍基弥散强化复合材料的强化相。这是因为在高温下,氧化物在镍中的稳定性比其他难熔化合物要高一些。也有关于采用TiC和TaC作强化相的报道。在氧化物中强化镍用得最广的是氧化钽。众所周知的苏联ВДУ-1就含有2%的ThO₂。氧化钽的最大缺点是毒性大。此外,也采用氧化钨、氧化钼、氧化锆和氧化铝作为强化相。苏联的ВДУ-2就含有3%的HfO₂。以合金化镍为基的弥散强化复合材料的强度可达到更高的水平。苏联已研制出体积含量为Ni-76%、Cr-20%、HfO₂-4%的ВДУ-3。

镍基弥散强化复合材料可用粉末冶金法制造。以复杂合金化合金XH56BMKIO为基的弥散强化复合材料是通过在超声波真空电弧重熔过程中加入体积含量为2%的强化弥散质点ZrO₂来制取。镍基弥散强化复合材料的粉末混合物用熔体氢还原法和溶体化学沉淀、而后还原的方法制备。在制备合金化材料时,可采用化学沉淀法和机械混合或机械合金化法相结合。混合物在400~600MPa压力下压制,在1323~1373K的温度下,于氢气中烧结。烧结的毛坯要经热压或热轧、拉伸、滚锻和冷轧。在多数情况下,是在混合后直接进行压力加工。弥散强化质点可促使晶粒不等轴系数很大的定向组织稳定,此种不等轴性是在变形-热处理过程中形成的。加工条件对材料的高温力学性能具有很大影响。镍基弥散强化复合材料的半成品可加工成棒材、管材、丝材、板材、带材和箔材提供。

非合金化基的弥散强化复合材料在冷作硬化状态的室温强度极限可达800~900MPa,而在退火状态可达450~600MPa。随着温度的升高,强度降低,到温度为1373K时,强度降到100~120MPa。在室温下,其弹性模数为145~155GPa,在1373K下为750~850GPa。在293~1473K的温度范围内,冲击韧性保持在(150~180)·10⁴J/m²的水平。

非合金化基弥散强化复合材料在1173~1473K的温度范围内的持久强度较高(见表1),但其室温和中温强度,以及耐热性都较差。而镍基用铬合金化时,上述性能可得到显著改善(见表2)。

含铝的镍铬基弥散强化复合材料在具有复杂合金化基体的情况下,其弥散质点强化与时效时从固溶体中析出的金属间化合物强化结合在一起时,力学性能可达很高水平。

在高温试验中和蠕变条件下,镍基弥散强化复合材料有一个突出的特点,这就是在一定时间内软化速度小,而且当温度升高时,软化程度增长不明显。镍钼基合金具有较高的抗蠕变性能。

表1 ВДУ-1和ВДУ-2的持久强度

半成品 种类	温度,K	σ_{10}, MPa		σ_{100}, MPa		$\sigma_{1000}, \text{MPa}$	
		ВДУ-1	ВДУ-2	ВДУ-1	ВДУ-2	ВДУ-1	ВДУ-2
板 材	1173	—	—	115	95	105	85
	1273	—	78	95	75	85	65
	1373	78	62	75	55	65	45
	1473	67	42	50	35	40	25
棒 材	1173	—	—	150	105	140	95
	1273	—	95	125	90	120	80
	1373	108	75	105	70	100	65
	1473	88	60	75	55	65	40

表2 ВДУ-3(板材, 1mm)的力学性能

温度,K	σ_b, MPa	$\delta, \%$	σ_{100}, MPa
293	750~850	8~12	—
873	400~450	5~7	—
1273	130~140	2~2.5	50
1373	90~100	2~2.5	35
1473	75~80	1.5~2.5	20

镍基弥散强化复合材料在温度高于1273K时,其持久强度和疲劳性能都优于工业用时效镍基合金。

在293~1573K的温度范围内,非合金化基弥散强化复合材料的比热为580~650J/kg·K,线性膨胀温度系数为(14~18)·10⁻⁶,K⁻¹,导热率为56~77W/m·K,高于工业用镍基耐热合金。电阻率为(8~63)×10⁻⁶Ω·m。

镍基弥散强化复合材料不仅具有比基体材料更高的耐热性,而且通过喷镀铝保护层可进一步提高其耐高温性能,在镍铬合金的基体中加入2~5%的铝也可提高其耐热性。

弥散强化复合材料不易受到晶间腐蚀,氧化膜可与基体金属牢牢地结合在一起。

用氧化钨强化的XH56BMKIO合金为基体的弥散强化复合材料在1373K下保持100小时,其增重仅为30.3g/m²,氧化速度为0.3g/m²·h;而非弥散强化的合金在相同条件下的数值各为41.2g/m²和0.4g/m²·h。

当弥散强化复合材料中的强化相含量很小、对基体不起作用时,则其物理性能接近基体金属及合金的性能。

纯镍基弥散强化复合材料的工艺性很好,但其基体成分的复杂化会促使其工艺性能变差。

镍基弥散强化复合材料的板材采用扩散焊和高温钎焊进行连接。普通熔焊法的应用受到一定限制,只有在低于1373K温度下工作的弥散强化复合材料才可采用电弧焊。

在苏联,镍基弥散强化复合材料主要用于制造承受温度至1575K、但应力不高的航空发动机零件,例如,发动

机的喷嘴、燃烧室和加力燃烧室的零件等。还可用于生产热导气管、隔热板、耐高温的紧固件等，特别是用弥散强化复合材料代替普遍镍基耐热合金制造隔热板可减轻重量15%左右。

(朱荃芳)

关键零部件的真空热处理及其改进

新型飞机的起落架和其它结构件承受高载荷和比较苛刻的工作条件。为了满足这些要求，设计师们使用300M (UNSK 44220) 和其它高强度低合金钢并热处理到最低极限拉伸强度为1930MPa。另外，零件的高应力区是不允许脱碳或晶间高温氧化发生的。因此，大多数航空航天热处理规范都对此作出了严格的规定。

目前，常用的对300M钢和其它高强度钢飞机零件进行热处理的3种不同方法是：中性盐槽、可控气氛（吸热式气氛和氮基气氛）和真空热处理。热处理时，中性盐槽和可控气氛虽可提供高度的保护，但局部脱碳和高温氧化仍会发生，尽管能控制在合格范围内。此外，关键部位还会发生环境影响的问题，尤其是废液的处理问题。

比较起来，真空热处理能够比较好地控制表面脱碳和晶间氧化。1979年，Vac-Aero International Inc. 用一个真空炉替换了中性盐槽装置，其整体式装载机装在真空密闭的淬火油槽里。在过去的10年间，在这个真空炉内已成功地处理了大量的300M钢和其它高强度钢（例如AISI 4340和4330M，HyTuff和D₆AC）的生产工件。尽管没有用真空阀门把淬火油槽和加热室隔离，产生了一些局部脱碳（少于0.0038mm），但局部脱碳和晶间腐蚀仍维持在技术规范规定的限度内。因此，零件的关键部件仍要用镀铜来提供补充保护。

真空热处理可以成为一种低成本、高可靠性和故障保险的工艺，对低合金、高强度钢零件进行热处理而无需镀铜。这正是人们所希望的。因为，更多严格的控制氟化物溶液处理的环境法规可能在今后排除作为辅助保护方法的镀铜的应用。当前的另一个发展就是美汽车工程师学会航空航天材料分部，航空航天金属工程委员会制订的工业规范“真空热处理”，这个规范正处于最后的批准阶段。

改进了设计的炉子结构消除了镀铜的需要。新炉子把一个真空密闭隔离门放在加热室和淬火油槽之间。当门关闭时，炉子和淬火槽分开，结果，炉膛内获得了较低真空压强和较少的杂质含量。另外，常用质谱仪来分析炉内的残余气体。

由于热处理零件不进行镀铜，这就要求在加热之前满足一些特定条件，其中包括：在最初的抽空降压期间真空室内的压力应抽至4Pa (30×10^{-3} 托) 或更低；由残余气体分析证明氧和水蒸汽好于可接受的水平，它们的分压分别为 $1 \mu\text{Pa}$ (1×10^{-7} 托) 和 0.09 mPa (7×10^{-8} 托)。这些标准是通过该特定的炉子和残余气体分析仪确定的，这些数值不适用于其它不同的炉子和残余气体分析仪。

目前，大多数航空航天真空热处理规范仅要求一个最低的抽真空压力，并且每周检查一次压升验证真空炉是否处于满意的工作状态。每次热处理开始时，对氧和水蒸汽

的残余气体分析是炉子是否密闭的较具体的证明。到目前为止，超过150炉300M钢的零件，从大的活塞和作动筒到扭力臂和制动杆都是在该真空炉内热处理的。金相和显微硬度检验证明它们没有发生局部脱碳和晶间腐蚀。Menasco Aerospace股份有限公司所做的拉伸和冲击试验证明，与生产工件一起热处理的试样的力学性能均在技术规范允许的范围内。

如果供电中断或出现其它问题，为保护工件，操纵系统中包含有几个故障保险装置。在供电中断超过30秒时，真空泵阀门关闭，同时加热室自动回充氮气达到85kPa的压力。炉子本身是一个密闭容器。试验表明，工件能在真空中冷却而不会受到损伤。当然，氮气的回充可为防止零件损伤提供更加充分的保证。例如，模拟供电中断实验证明，在回充氮气的条件下，炉料能以淬火温度870℃冷却至低于150℃而表面没有任何脱碳现象。

尽管真空炉可靠性高，但为了控制在热处理期间可能产生的意想不到的比较大的泄漏，可以把最大压力设定值编程到操纵系统中。如果在预定时间内超过最大允许压力（考虑到炉料的脱气），则自动关闭电源，炉腔内自动回充氮气。已经进行的试验确定了允许漏气的大小，因而也确定了能保证工件不受损伤的最大压力。空气泄漏比水蒸汽的泄漏可能性大。残余气体分析过程中的高压水汽表明，不是水冷系统中有泄漏就是出炉后暴露于潮湿的大气中吸收过量的水分所致。

在热处理由1个主夹具加上3个模拟的主起落架活塞杆组成的模拟生产装炉量的时候，通过在不同压力下把空气引入炉腔内进行了试验。另外，将9个300M脱碳试样均匀地放在炉料旁。实验炉料重1000kg，表面积为 19 m^2 。在炉内气体被抽空到压力为4Pa时进行了泄漏实验和残余气体分析，明显的压升率低于 0.9 Pa/h ，残余气体分析证明，水蒸汽和氧是在合格标准之内。大多数航空航天规范规定真空热处理最大压升率为 1.3 Pa/h 。

为使炉膛内的压力提高到16Pa，空气由1个精密的针状阀引进炉内。在下面的热处理中保持这个压力。

注：①以 $80^\circ\text{C}/\text{min}$ 的速度加热到 595°C ，并保持90min。

②以 $8^\circ\text{C}/\text{min}$ 的速度加热到 870°C ，并保持90min，然后淬入 40°C 的油中。

300M试样的金相检验证明，在整个热处理循环期间，在相当严重的空气泄漏中也不会产生任何局部脱碳。虽然发生少量氧化（少于0.0038mm，深），但可用喷沙清理除去。在这些试验结果的基础上，确定13Pa的压力作为最大安全压力设定值。

(韩波)

钛和复合材料在宇航中的应用对比

美国Oregon金属公司的宇航材料专家们对钛和复合材料在宇航工业中的应用状况作了调查，调查结果表明，目前复合材料在宇航应用中仅在少数几种情况下取代了钛，这几种应用主要是考虑到减轻重量和隐形性能；由于钛与复合材料有相容性，因此常常作为选用的金属材料，