



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104404409 A

(43) 申请公布日 2015.03.11

(21) 申请号 201410766261.4

(22) 申请日 2014.12.12

(71) 申请人 西南铝业(集团)有限责任公司
地址 401326 重庆市九龙坡区西彭镇西南铝业(集团)有限责任公司

(72) 发明人 敖尚龙

(74) 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227

代理人 赵青朵

(51) Int. Cl.
C22F 1/04(2006.01)

权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺

(57) 摘要

本申请提供了一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺,包括:将 Y7 机翼大梁型材进行淬火处理,所述淬火处理的温度为 490℃~510℃,淬火处理的保温时间为 195min~225min。由于 Y7 机翼大梁型材为异形型材且最大壁厚较小,本申请通过优化热处理工艺的淬火温度与淬火时间,使 Y7 机翼大梁型材的三向力学性能稳定且较高。

1. 一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺,包括:

将 Y7 机翼大梁型材进行淬火处理,所述淬火处理的温度为 $490^{\circ}\text{C} \sim 510^{\circ}\text{C}$,淬火处理的保温时间为 $195\text{min} \sim 225\text{min}$ 。

2. 根据权利要求 1 所述的热处理工艺,其特征在于,所述 Y7 机翼大梁型材的最大壁厚为 51mm 。

3. 根据权利要求 2 所述的热处理工艺,其特征在于,所述 Y7 机翼大梁型材淬火处理的温度为 495°C ,淬火处理的保温时间为 195min 。

4. 根据权利要求 1 所述的热处理工艺,其特征在于,所述 Y7 机翼大梁型材的最大壁厚为 53mm 。

5. 根据权利要求 4 所述的热处理工艺,其特征在于,所述 Y7 机翼大梁型材淬火处理的温度为 495°C ,淬火处理的保温时间为 195min 。

6. 根据权利要求 1 所述的热处理工艺,其特征在于,所述 Y7 机翼大梁型材的最大壁厚为 62mm 。

7. 根据权利要求 6 所述的热处理工艺,其特征在于,所述 Y7 机翼大梁型材淬火处理的温度为 495°C ,淬火处理的保温时间为 195min 。

8. 根据权利要求 1 所述的热处理工艺,其特征在于,所述 Y7 机翼大梁型材的最大壁厚为 73mm 。

9. 根据权利要求 8 所述的热处理工艺,其特征在于,所述 Y7 机翼大梁型材淬火处理的温度为 495°C ,淬火处理的保温时间为 225min 。

一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺

技术领域

[0001] 本发明涉及铝合金技术领域,尤其涉及一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺。

背景技术

[0002] Y7 航空系列型材是锻造厂重要的军工型材,随着国际形势的变化,该系列航空材料需求量较大。由于工艺、装备及质量控制体系等因素的变化,产品质量稳定性与需求间存在突出的矛盾,主要表现为在生产中存在组织性能波动、工艺规范在满足技术标准的能力方面尚显不足。

[0003] Y7 机翼大梁型材包括 XC6470 型、XC6471 型、XC6472 型与 XC6473 型。Y7 机翼大梁型材为丁字异型航空型材,其最大壁厚为 51 ~ 73mm,截面积最小为 96cm²,为同类形状型材中最小的型材,其对三向力学性能要求较高。按技术要求,力学性能仅从头端取样,而由于 Y7 机翼大梁系列型材力学性能要求高,富余量相对较小,就存在这样可能:当头端性能合格时,而尾端的实际性能不一定是合格的,特别是三向性能有要求的型材,其头端横向、高向富余量已非常小,其尾端性能很难完全合格,因此,设计一种热处理工艺以满足 Y7 机翼大梁系列型材的性能要求是十分必要的。

发明内容

[0004] 本发明解决的技术问题在于提供一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺,本发明提供的热处理工艺能够实现 Y7 机翼大梁型材三向力学性能稳定且较高。

[0005] 本申请提供了一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺,包括:

[0006] 将 Y7 机翼大梁型材进行淬火处理,所述淬火处理的温度为 490℃ ~ 510℃,淬火处理的保温时间为 195min ~ 225min。

[0007] 优选的,所述 Y7 机翼大梁型材的最大壁厚为 51mm。

[0008] 优选的,所述 Y7 机翼大梁型材淬火处理的温度为 495℃,淬火处理的保温时间为 195min。

[0009] 优选的,所述 Y7 机翼大梁型材的最大壁厚为 53mm。

[0010] 优选的,所述 Y7 机翼大梁型材淬火处理的温度为 495℃,淬火处理的保温时间为 195min。

[0011] 优选的,所述 Y7 机翼大梁型材的最大壁厚为 62mm。

[0012] 优选的,所述 Y7 机翼大梁型材淬火处理的温度为 495℃,淬火处理的保温时间为 195min。

[0013] 优选的,所述 Y7 机翼大梁型材的最大壁厚为 73mm。

[0014] 优选的,所述 Y7 机翼大梁型材淬火处理的温度为 495℃,淬火处理的保温时间为 225min。

[0015] 本申请提供了一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺,包括:将 Y7 机翼大梁型材进行淬火处理,所述淬火处理的温度为 490℃ ~ 510℃,淬火处理的保温时间为 195min ~

225min。由于 Y7 机翼大梁型材是一种丁字异型航空型材，本申请通过优化热处理工艺的淬火温度与淬火时间，使 Y7 机翼大梁型材的三向力学性能稳定，且强度与韧性都较好。

附图说明

[0016] 图 1 为本发明 XC6470 机翼大梁型材截面图。

具体实施方式

[0017] 为了进一步理解本发明，下面结合实施例对本发明优选实施方案进行描述，但是应当理解，这些描述只是为进一步说明本发明的特征和优点，而不是对本发明权利要求的限制。

[0018] 本发明实施例公开了一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺，包括：

[0019] 将 Y7 机翼大梁型材进行淬火处理，所述淬火处理的温度为 490℃～510℃，淬火处理的保温时间为 195min～225min。

[0020] 本申请提供了 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺，该热处理工艺通过优化热处理过程中的淬火温度与保温时间，使 Y7 机翼大梁型材的三向力学性能稳定且较高。

[0021] 由于 Y7 机翼大梁型材的制品丁字异型航空型材，最大壁厚为 51mm～73mm，截面积最小为 96cm²。随着 Y7 机翼大梁型材最大壁厚的增加，金属的升温速度明显要慢，因此要是金属得到充分固溶，应当调节 Y7 机翼大梁型材的热处理温度与热处理时间。

[0022] 本申请所述 Y7 机翼大梁型材 XC6470 型的截面图如图 1 所示。Y7 机翼大梁型材 XC6470 型、XC6471 型、XC6472 型与 XC6473 型为本领域技术人员熟知的机翼大梁型材，本申请不作特别的限制，上述型号的机翼大梁型材结构上没有太大区别，只是最大壁厚是不同的。根据上述机翼大梁型材的最大壁厚的不同，而采用了不同的热处理工艺。本申请中 Y7 机翼大梁型材的材质为本领域技术人员熟知的，本申请优选为 2A12T4 铝合金。具体的，对于 XC6470 型材，所述淬火处理的温度优选为 495℃，保温时间优选为 195min，所述淬火处理的冷却方式为水冷，所述水冷的水温优选为 20～40℃。对于 XC6471 型材，所述淬火处理的温度优选为 495℃，所述淬火处理的保温时间优选为 195min。对于 XC6472 型材，所述淬火处理的温度优选为 495℃，所述淬火处理的保温时间优选为 195min。对于 XC6473 型材，所述淬火处理的温度优选为 495℃，所述淬火处理的保温时间优选为 225min。

[0023] 本申请所述 Y7 机翼大梁型材的处理工艺只是热处理制度发生了改变，其它工艺未进行改变。

[0024] 本申请提供了一种 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺，包括：将 Y7 机翼大梁型材进行淬火处理，所述淬火处理的温度为 490℃～510℃，淬火处理的保温时间为 195min～225min。由于 Y7 机翼大梁型材最大壁厚较厚且是异形型材，本申请通过优化热处理工艺的淬火温度与淬火时间，使 Y7 机翼大梁型材的三向力学性能稳定，且强度与韧性都较好。

[0025] 为了进一步理解本发明，下面结合实施例对本发明提供的 Y7 机翼大梁型材的热处理工艺进行详细说明，本发明的保护范围不受以下实施例的限制。

[0026] 实施例 1

[0027] 将 XC6470、2A12T4 的机翼大梁型材在空气炉中进行淬火，淬火温度为 495℃，保温时间为 195min，然后在 20℃的水中进行冷却，自然时效。将经过热处理的机翼大梁型材进

行力学性能检测,检测结果如表 1 所示。

[0028] 实施例 2

[0029] 将 XC6471、2A12T4 的机翼大梁型材在空气炉中进行淬火,淬火温度为 495℃,保温时间为 195min,然后在 20℃的水中进行冷却,自然时效。将经过热处理的机翼大梁型材进行力学性能检测,检测结果如表 1 所示。

[0030] 实施例 3

[0031] 将 XC6472、2A12T4 的机翼大梁型材在空气炉中进行淬火,淬火温度为 495℃,保温时间为 195min,然后在 30℃的水中进行冷却,自然时效。将经过热处理的机翼大梁型材进行力学性能检测,检测结果如表 1 所示。

[0032] 实施例 4

[0033] 将 XC6473、2A12T4 的机翼大梁型材在空气炉中进行淬火,淬火温度为 495℃,保温时间为 225min,然后在 40℃的水中进行冷却,自然时效。将经过热处理的机翼大梁型材进行力学性能检测,检测结果如表 1 所示。

[0034] 表 1 实施例 1~实施例 6 制备的型材的力学性能数据表

[0035]

组别	纵向力学性能			横向力学性能			高向力学性能		
	R _{p0.2} /MPa	R _m /MPa	A _{5.65} /%	R _{p0.2} /MPa	R _m /MPa	A _{5.65} /%	R _{p0.2} /MPa	R _m /MPa	A _{5.65} /%
实施例 1	400	514	16.5	322	449	15.0	292	402	7.5
实施例 2	416	517	13.0	322	443	13.0	288	399	6.5
实施例 3	424	522	11.0	324	443	14.0	298	399	5.5
实施例 4	414	519	14.0	325	444	14.0	294	408	6.5

[0036] 以上实施例的说明只是用于帮助理解本发明的方法及其核心思想。应当指出,对于本技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明原理的前提下,还可以对本发明进行若干改进和修饰,这些改进和修饰也落入本发明权利要求的保护范围内。

[0037] 对所公开的实施例的上述说明,使本领域专业技术人员能够实现或使用本发明。对这些实施例的多种修改对本领域的专业技术人员来说将是显而易见的,本文中所定义的一般原理可以在不脱离本发明的精神或范围的情况下,在其它实施例中实现。因此,本发明将不会被限制于本文所示的这些实施例,而是要符合与本文所公开的原理和新颖特点相一致的最宽的范围。

