



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102133698 A

(43) 申请公布日 2011.07.27

(21) 申请号 201110041275.6

(22) 申请日 2011.02.17

(71) 申请人 中国航空工业集团公司西安飞机设计研究所

地址 710089 陕西省西安市阎良区人民东路
1号

(72) 发明人 杨健

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008

代理人 杜永保

(51) Int. Cl.

B23P 15/00 (2006.01)

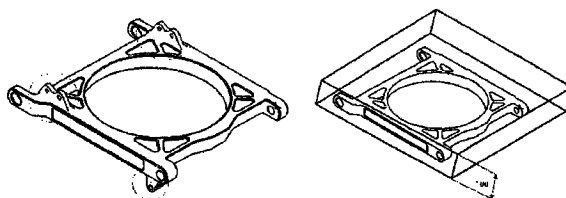
权利要求书 1 页 说明书 2 页 附图 1 页

(54) 发明名称

一种飞机金属整体结构制造方法

(57) 摘要

本发明属于航空制造领域,涉及一种对飞机金属整体结构进行制造的方法。本方法对金属整体结构平整部分先采用自由锻造的方法进行加工,对于凸出部分,采用激光熔覆的方法进行堆积。本发明具有高柔性,自由锻造不需模具,激光成形不需工夹具,不受大规格原材料及大型锻铸设备限制,制造实现数字化、智能化和无纸化;本发明还具有精密性,适用于成形大型/空腔(心)/薄壁类结构零件,能够实现产品近净成形;本发明具有高品质,高能激光的快速溶化和凝固可获得致密组织和良好的综合性能;此外,本发明能够降低成本,材料利用率高,后续机械加工量小,从原材料到零件的整个制造周期短。



1. 一种飞机金属整体结构制造方法,其特征在于,包括以下步骤:
 - 1) 根据金属整体结构形式,将金属整体结构划分为平整部分及突出部分;
 - 2) 选取合适规格的棒材,对棒材进行自由锻造,获得平整部分;
 - 3) 对平整部分进行粗加工,获得可实施激光快速成形的基体表面;
 - 4) 采用激光快速成形工艺,在平整部分基体表面上对与棒材同牌号的粉材进行熔覆堆积,获得金属整体结构上突出部分的近形体;
 - 5) 按零件图纸对金属整体结构进行机械加工,去除平整部分及突出部分的多余材料;
 - 6) 对已经成型的金属整体结构进行热处理和表面处理。

一种飞机金属整体结构制造方法

技术领域

[0001] 本发明属于航空制造领域,涉及一种对飞机金属整体结构进行制造的方法。

背景技术

[0002] 现代飞机对使用性能、可靠性和安全性的要求越来越高,为此,采用金属整体结构成为一种趋势,尤其是大型飞机,金属整体结构对提高飞机寿命、减轻结构重量、提高飞机可靠性等具有显著效益。

[0003] 对于金属整体结构,目前主要有以下两种技术途径:一是传统锻造技术,对于金属整体结构,采用传统锻造技术对原材料、锻造设备等要求高,即要求原材料规格大,锻造设备具有足够的打击能力,同时厚大截面锻件的锻造工艺和热处理工艺实施与控制复杂,且后续机械加工量非常大,导致材料利用率非常低(10%),机械加工去除的材料无法再作为航空材料回收使用。从以上各方面考虑,对于平整的结构采用该技术经济性较好,而将平整部分和局部突出部分都采用该技术制造则没有优势且经济性差。另外,如果缺乏大规格材料,需要投入大量经费进行研制和投入设备,研制时间很长,无法及时满足飞机生产需要,即使研制成功,由于规格的增大,导致材料出现内部缺陷的几率必将增大,同时大规格材料由于变形抗力增大,容易出现变形不充分、组织不均匀等问题,导致性能低于小规格材料;如果锻造设备吨位不足,还需要引进或改造设备,同样需要投入大量经费和时间,不利于生产。二是激光快速成形技术,该技术采用激光熔覆的方法将粉材按照结构特征进行堆积,获得近形体。其优点在于激光设备只需一次投入,对于金属结构成形无需大规格原材料及专用工模具;该技术的缺点在于以激光束作为热源,通过快速加热和冷却的极端非平衡条件下才能获得致密组织与优异性能,由于激光光斑尺寸有限,所以要求粉材同步送入量不能太大,进而导致成形速率慢,对于大体积平整结构成形需要堆积的时间非常长,不利于发挥该技术的优势。因此,对于具有大体积平整部分和局部突出部分的金属整体结构利用上述两种技术进行组合制造非常适用,即能够确保金属整体结构的一体化制造,同时满足飞机的性能要求。

发明内容

[0004] 本发明的目的:本普通发明的目的是提出一种组合制造方法,它可以克服传统制造技术的弊端,弥补大规格原材料及大吨位锻造设备的不足,提高材料利用率,缩短加工周期,降低飞机金属整体结构的制造成本,同时满足飞机设计要求。

[0005] 本发明的技术方案:

[0006] 一种飞机金属整体结构制造方法,包括以下步骤:

[0007] 1) 根据金属整体结构形式,将金属整体结构划分为平整部分及突出部分;

[0008] 2) 选取合适规格的棒材,对棒材进行自由锻造,获得平整部分;

[0009] 3) 对平整部分进行粗加工,获得可实施激光快速成形的基体表面;

[0010] 4) 采用激光快速成形工艺,在平整部分基体表面上对与棒材同牌号的粉材进行熔

覆堆积,获得金属整体结构上突出部分的近形体;

[0011] 5) 按零件图纸对金属整体结构进行机械加工,去除平整部分及突出部分的多余材料;

[0012] 6) 对已经成型的金属整体结构进行热处理和表面处理。

[0013] 本发明的优点:1) 高柔性,自由锻造不需模具,激光成形不需工夹具,不受大规格原材料及大型锻铸设备限制,制造实现数字化、智能化和无纸化;2) 精密性,适用于成形大型/空腔(心)/薄壁类结构零件,能够实现产品近净成形;3) 高品质,高能激光的快速溶化和凝固可获得致密组织和良好的综合性能;4) 低成本,材料利用率高,后续机械加工量小,从原材料到零件的整个制造周期短。

附图说明:

[0014] 图1是自由锻造方法加工某飞机典型结构的示意图;

[0015] 图2是本方法加工某飞机典型结构的示意图。

[0016] 具体实施方式:下面对本普通发明做进一步详细说明。图1是一种飞机典型结构(零件总厚度300mm,其中单边突出部分高度与中间平整部分高度各为100mm),如果单纯采用常规自由锻造工艺,需要锻造图2所示长方体所包容的实体部分,对于这样一个大厚度截面的锻件,存在以下问题:一是对原材料规格需要增大;二是需要的锻造设备吨位增大,且锻件厚度大,需要的锻造火次多,容易出现变形不充分和组织不均匀,无法保证锻件性能;三是锻造完成后需要进行大量的机械加工,去除多余材料。从以上看,采用常规锻造技术制造该整体结构,不仅对原材料、设备要求高,且锻造和后续加工周期长,费用昂贵,尤其对于稀有金属。

[0017] 采用本发明提出的制造方法,主要步骤如下:

[0018] 1) 根据金属整体结构形式,将金属整体结构划分为平整部分及突出部分;

[0019] 2) 选取合适规格的棒材,对棒材进行自由锻造,获得平整部分,也即图3所示长方体所包容的实体部分;棒材可以根据不同金属结构的需求选择不同规格的棒材。

[0020] 3) 对自由锻件进行粗加工,获得可实施激光快速成形的基体表面;

[0021] 4) 采用激光快速成形工艺制造图4所示上下突出部分,具体通过激光熔覆的方法将粉末材料逐层堆积,获得近形体;

[0022] 5) 按零件图纸进行机械加工,去除两部分的多余材料;

[0023] 6) 按零件图纸要求进行后续处理。

[0024] 由此可见,与常规自由锻造方法相比,采用本方法对图1所示某飞机典型结构进行加工,仅需100mm厚度棒材,而采用自由锻造方法,则需要300mm棒材,因此采用本方法可以节约70%以上的材料。

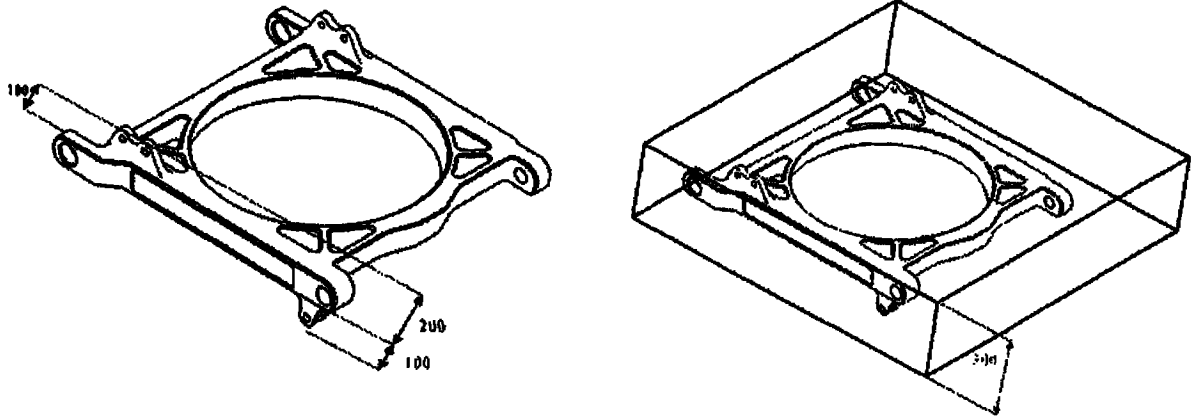


图 1

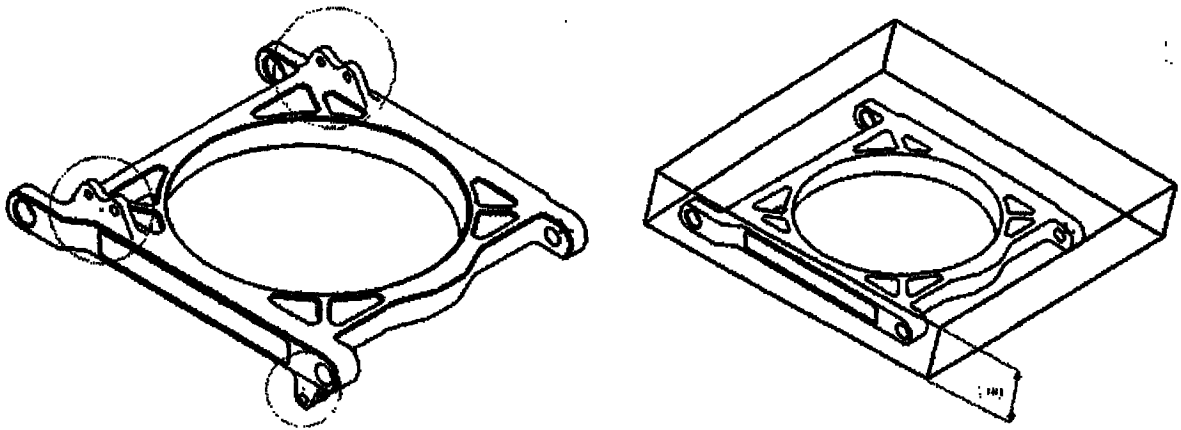


图 2