



(10) 授权公告号 CN 114007860 B

(45) 授权公告日 2024.05.03

(21) 申请号 202080039609.3

(22) 申请日 2020.05.20

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 114007860 A

(43) 申请公布日 2022.02.01

(30) 优先权数据
19176940.5 2019.05.28 EP

(85) PCT国际申请进入国家阶段日
2021.11.26

(86) PCT国际申请的申请数据
PCT/EP2020/064081 2020.05.20

(87) PCT国际申请的公布数据
W02020/239580 EN 2020.12.03

(73) 专利权人 诺贝丽斯科布伦茨有限责任公司
地址 德国科布伦茨

(72) 发明人 B·雅各比 A·伯格
S·M·斯潘格尔 P·迈尔

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001

专利代理师 李进 彭昶

(51) Int.Cl.
B32B 15/01 (2006.01)
C22C 21/00 (2006.01)
B22D 11/00 (2006.01)
C22C 21/12 (2006.01)
C22C 21/16 (2006.01)
C22F 1/05 (2006.01)
B23K 103/10 (2006.01)

(56) 对比文件
JP H06278243 A, 1994.10.04
US 2002031681 A1, 2002.03.14
US 2005064226 A1, 2005.03.24
US 2014366999 A1, 2014.12.18

审查员 崔海星

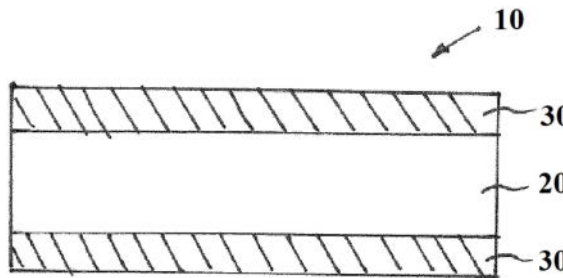
权利要求书4页 说明书10页 附图2页

(54) 发明名称

包覆的2xxx系列航空航天产品

(57) 摘要

本发明涉及一种轧制复合航空航天产品(10),其包括2XXX系列芯层(20),优选AA2024系列铝合金,和耦合到所述2XXX系列芯层的至少一个表面的Al-Mn合金层(30),其中所述Al-Mn合金层(30)是包含0.3%至2.0%的Mn的3XXX系列铝合金。



1. 一种轧制复合航空航天产品(10),其包括2XXX系列芯层(20)和耦合到所述2XXX系列芯层的至少一个表面的Al-Mn合金层(30),其中所述Al-Mn合金层(30)是包含0.3%至2.0%的Mn的3XXX系列铝合金,

其中居间衬垫(40)被定位在所述2XXX系列芯层(20)与所述Al-Mn合金层(30)之间,并且其中所述居间衬垫(40)由与所述Al-Mn合金层(30)不同的3XXX系列铝合金制成,所述居间衬垫由Zn含量比用来形成轧制复合航空航天产品的外表面层的3XXX系列铝合金高的3XXX系列铝合金制成。

2. 根据权利要求1所述的轧制复合航空航天产品,其中所述3XXX系列铝合金包含0.3%至1.8%的Mn。

3. 根据权利要求1所述的轧制复合航空航天产品,其中所述Al-Mn合金层(30)是3XXX系列铝合金,其具有以下以重量%计的组成:

Mn	0.5 至 2.0,
Si	至多 1.2,
Fe	至多 0.7,
Cu	至多 1.5,
Mg	至多 1.0,
Cr	至多 0.25,
Zr	至多 0.25,
Ti	至多 0.25,
Zn	至多 1.5,

其他元素和杂质各自<0.05,总计<0.15,余量为铝。

4. 根据权利要求3所述的轧制复合航空航天产品,其中所述Mg的含量在0.1%至0.7%的范围内,并且所述Cu的含量在0.20%至1.2%的范围内。

5. 根据权利要求3所述的轧制复合航空航天产品,其中所述Mg的含量在0.1%至0.7%的范围内,并且所述Cu的含量为至多0.25%。

6. 根据权利要求3所述的轧制复合航空航天产品,其中所述Mg的含量为至多0.25%,并且Cu的含量在0.20%至1.2%的范围内。

7. 根据权利要求3所述的轧制复合航空航天产品,其中所述Mg的含量为至多0.20%,并且所述Cu的含量为至多0.25%。

8. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述Al-Mn合金层(30)是未经均质化的。

9. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述Al-Mn合金层(30)是经均质化的。

10. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述Al-Mn合金层(30)通过轧制粘结的方式耦合到所述2XXX系列芯层(20)的至少一个表面上。

11. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中每个Al-Mn合金层(30)的厚度在所述轧制复合航空航天产品(10)的总厚度的1%至20%的范围内。

12. 根据权利要求11所述的轧制复合航空航天产品,其中每个Al-Mn合金层(30)的厚度

在所述轧制复合航空航天产品(10)的总厚度的1%至10%的范围内。

13. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其由2XXX系列芯层(20)和耦合到所述2XXX系列芯层(20)的一个表面的Al-Mn合金层(30)组成。

14. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其由2XXX系列芯层(20)和耦合到所述2XXX系列芯层(20)的两个表面的Al-Mn合金层(30)组成。

15. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述芯层(20)的2XXX系列合金具有以下以重量%计的组成:

Cu 1.9%至 7.0%;
Mg 0.30%至 1.8%;
Mn 至多 1.2%;
Si 至多 0.40%;
Fe 至多 0.40%;
Cr 至多 0.35%;
Zn 至多 1.0%;
Ti 至多 0.15%;
Zr 至多 0.25%;
V 至多 0.25%;
Li 至多 2.0%;
Ag 至多 0.80%;
Ni 至多 2.5%; 且

余量为铝和杂质。

16. 根据权利要求15所述的轧制复合航空航天产品,其中所述芯层(20)的2XXX系列合金具有3.0%至6.8%的Cu含量,以重量%计。

17. 根据权利要求15所述的轧制复合航空航天产品,其中所述芯层(20)的2XXX系列合金具有3.2%至4.95%的Cu含量,以重量%计。

18. 根据权利要求15所述的轧制复合航空航天产品,其中所述芯层(20)的2XXX系列合金具有0.35%至1.8%的Mg含量,以重量%计。

19. 根据权利要求15所述的轧制复合航空航天产品,其中所述芯层(20)的2XXX系列合金具有0.2%至1.2%的Mn含量,以重量%计。

20. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述2XXX系列芯层(20)来自2x24系列合金。

21. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述2XXX系列芯层(20)处于T3、T351、T39、T42、T8或T851回火状态。

22. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中居间衬垫(40)被定位在所述2XXX系列芯层(20)与所述Al-Mn合金层(30)之间,并且其中所述居间衬垫(40)由与所述Al-Mn合金层(30)不同的3XXX系列铝合金制成,所述居间衬垫(40)由包含0.3%至2.0%的Mn和0.25%至4%的Zn的3XXX系列铝合金制成。

23. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述居间衬垫

(40) 被定位在2XXX系列芯层(20)与所述Al-Mn合金层(30)之间,并且其中所述居间衬垫(40)由与所述Al-Mn合金层(30)不同的3XXX系列铝合金制成,所述居间衬垫(40)由包含以下以重量%计的组分的3XXX系列铝合金制成:

Mn 0.3%至 2.0%;
Zn 0.25%至 4%;
Si 至多 1.2%;
Fe 至多 0.7%;
Cu 至多 1.5%;
Mg 至多 1.0%;
Cr 至多 0.25%;
Zr 至多 0.25%;
Ti 至多 0.25%; 且

其他元素和杂质各自<0.05%,总计<0.15%,并且余量为铝。

24. 根据权利要求23所述的轧制复合航空航天产品,其中制成所述居间衬垫(40)的3XXX系列铝合金包含0.5%至1.8%的Mn,以重量%计。

25. 根据权利要求23所述的轧制复合航空航天产品,其中制成所述居间衬垫(40)的3XXX系列铝合金包含0.5%至4%的Zn,以重量%计。

26. 根据权利要求23所述的轧制复合航空航天产品,其中制成所述居间衬垫(40)的3XXX系列铝合金包含至多0.9%的Si,以重量%计。

27. 根据权利要求23所述的轧制复合航空航天产品,其中制成所述居间衬垫(40)的3XXX系列铝合金包含至多0.5%的Fe,以重量%计。

28. 根据权利要求23所述的轧制复合航空航天产品,其中制成所述居间衬垫(40)的3XXX系列铝合金包含至多1.2%的Cu,以重量%计。

29. 根据权利要求23所述的轧制复合航空航天产品,其中制成所述居间衬垫(40)的3XXX系列铝合金包含至多0.7%的Mg,以重量%计。

30. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述轧制复合航空航天产品(10)的总厚度为0.8mm至50.8mm。

31. 根据权利要求30所述的轧制复合航空航天产品,其中所述轧制复合航空航天产品(10)的总厚度为0.8mm至25.4mm。

32. 根据权利要求30所述的轧制复合航空航天产品,其中所述轧制复合航空航天产品(10)的总厚度为0.8mm至12mm。

33. 根据权利要求1至7中任一项所述的轧制复合航空航天产品,其中所述轧制复合航空航天产品为航空航天结构件。

34. 制造根据权利要求1至33中任一项所述的轧制复合航空航天产品的方法,其包括以下步骤:

- 提供用于形成所述复合航空航天产品的芯层的2xxx系列铝合金的铸锭;
- 将所述2xxx系列铝合金的铸锭在400°C至505°C范围内的温度下均质化至少2小时;
- 提供3xxx系列铝合金的铸锭或轧制包覆衬垫,用于在所述2xxx系列芯铝合金上形成外包覆层;

-任选地在至少450℃范围内的温度下将所述3xxx系列铝合金的铸锭均质化至少1小时;

-提供3xxx系列铝合金的铸锭或轧制包覆衬垫,用于形成被定位在2XXX系列芯层和3XXX系列外包覆层之间的居间衬垫或内包覆层;

-将所述3xxx系列铝合金轧制粘结到所述2xxx系列芯合金上以形成轧制粘结产品;

-在450℃至505℃范围内的温度下对所述轧制粘结产品进行固溶热处理;

-将经固溶热处理的轧制粘结产品冷却至低于100℃;

-任选地拉伸经固溶热处理和冷却的轧制粘结产品,以及

-对所述经冷却的轧制粘结产品进行时效处理。

35.根据权利要求34所述的方法,其中任选地在至少530℃至630℃范围内的温度下将所述3xxx系列铝合金的铸锭均质化至少1小时。

36.根据权利要求34所述的方法,其中通过热轧并且任选地随后冷轧的方式将所述3xxx系列铝合金轧制粘结到所述2xxx系列芯合金上以形成轧制粘结产品。

37.根据权利要求34所述的方法,其中将经固溶热处理的轧制粘结产品冷却至室温。

38.根据权利要求34至37中任一项所述的方法,其中所述方法进一步包括在成型过程中将所述经固溶热处理和冷却的轧制粘结产品成型,并且还任选地拉伸成具有单轴或双轴曲率的预定形状的产品。

39.根据权利要求34至37中任一项所述的方法,其中在所述时效处理步骤之后执行成型步骤。

40.根据权利要求38所述的方法,其中在高温下将所述成型步骤和所述时效处理步骤组合在成型步骤中。

41.根据权利要求40所述的方法,其中在140℃至200℃范围内的温度下将所述成型步骤和所述时效处理步骤组合在成型步骤中。

42.根据权利要求40所述的方法,其中在1至50小时范围内的时间下将所述成型步骤和所述时效处理步骤组合在成型步骤中。

包覆的2xxx系列航空航天产品

发明领域

[0001] 本发明涉及一种轧制复合航空航天产品,其包括2XXX系列芯层和耦合到2XXX系列芯层的至少一个表面的铝合金层。该轧制复合产品理想地适用于结构性航空航天部件。本发明进一步涉及一种制造轧制复合航空航天产品的方法。

[0002] 发明背景

[0003] 在航空航天工业中,AA2024系列铝合金及其变型被广泛用作高损伤耐受铝合金,主要处于T3状态或其修饰态(modification)下。这些铝合金产品具有相对高的强度重量比,并表现出良好的断裂韧性、良好的疲劳性能和足够的耐腐蚀性。

[0004] 几十年来,为了提高耐腐蚀性,AA2024系列合金产品可以作为在一侧或两侧具有相对薄的包覆层的复合产品提供。包覆层通常具有较高的纯度,它的腐蚀保护AA2024芯合金。包覆层包括基本上非合金的铝。一般来说,经常提到1XXX系列铝合金,其包括1000型、1100型、1200型和1300型的亚类。然而,实际上,用于包覆层的1XXX系列铝合金是相当纯的,其具有以下组成:Si+Fe<0.7%,Cu<0.10%,Mn<0.05%,Mg<0.05%,Zn<0.10%,Ti<0.03%,余量为铝。

[0005] 包覆有1XXX系列合金的AA2024系列铝合金也可以进行阳极氧化处理。与裸金属相比,阳极氧化可提高耐腐蚀性和耐磨性,并为底漆和粘合剂提供更好的附着力。阳极氧化制品被应用于例如机翼、水平尾翼、垂直尾翼或机身的蒙皮面板中的结构粘合剂金属粘结。进一步的已知应用包括夹层结构,其中一个或多个(玻璃)纤维增强层利用粘合剂粘结插入到铝板或铝片之间,从而产生所谓的纤维金属层压板。专利文献WO-2017/183965-A1(Fokker)公开了一种对铝合金进行阳极氧化的方法,其用于施加多孔阳极氧化涂层,为后续施加粘合剂粘结层和/或底漆层做准备。

[0006] 1XXX系列合金作为包覆层的一个缺点是这些合金非常软并且在产品处理过程中对表面损伤很敏感。并且在成型操作期间,这可能导致例如粘模。

[0007] 发明描述

[0008] 如下文应理解,除非另外指示,否则铝合金和回火名称是指如铝业协会(Aluminium Association)在2018年发布的铝标准和数据以及注册记录(Aluminium Standards and Data and the Registration Records)中的铝业协会名称,并且是本领域技术人员众所周知的。回火名称也在欧洲标准EN515中有所规定。

[0009] 对于合金组成或优选合金组成的任何描述,除非另外指示,否则所有对百分比的提及均按重量百分比计。

[0010] 如本文所用的术语“至多”和“至多约”明确包括但不限于其所指代的特定合金组分的重量百分比为零的可能性。例如,至多0.25%的Zn可以包括不具有Zn的铝合金。

[0011] 就本发明而言,片状产品或片材应被理解为厚度不小于1.3mm(0.05英寸)且不大于6.3mm(0.25英寸)的轧制产品,并且板材或板状产品应被理解为厚度大于6.3mm(0.25英寸)的轧制产品。另见铝标准和数据,铝业协会,第5章术语,1997年。

[0012] 本发明的目的是提供一种基于2XXX系列合金并提供耐腐蚀性和可成型性的改进

平衡的轧制航空航天产品。

[0013] 本发明通过提供一种轧制复合航空航天产品而满足或超越了该目的和其他目的以及进一步的优点,该产品包括2XXX系列芯层(其中该芯层具有两个面),以及耦合到所述2XXX系列芯层的至少一个表面或面的Al-Mn合金层。该Al-Mn合金是包含0.3%至2.0%的Mn、优选0.5%至1.8%的Mn、更优选0.5%至1.5%的Mn的3XXX系列铝合金。

[0014] Al-Mn合金或3xxx系列合金,特别是优选实施方案与1XXX系列合金相比具有几个优点。具有至多2.0%的Mn的Al-Mn合金或3XXX系列合金使铝合金更具阴极性。通过具有至少0.3%的Mn,优选至少0.5%的Mn,包覆层与2XXX系列芯合金具有足够的电位差,从而为轧制复合航空航天产品提供了非常好的耐腐蚀性,特别是还提供了良好的耐晶间腐蚀性。

[0015] Al-Mn合金或3XXX系列合金具有非常好的可成型特性,因此可以在需要高度变形的成型操作中使轧制复合航空航天产品成型。所述可成型特性可与几种汽车用片状铝合金的可成型特性相媲美。由于该包覆层的硬度与1XXX系列包覆层相比增加,因此该包覆层与成型模具的粘模现象显著减少,甚至得以避免。Al-Mn合金或3XXX系列合金在例如形成为扁平卷边时具有非常好的卷边性能。形成扁平卷边后没有可见的表面裂纹。没有表面裂纹避免了任何成型润滑剂吸入表面中。没有表面裂纹也显著提高了复合航空航天产品的疲劳性能。此外,非常好的抗点蚀性能提高了疲劳性能,因为疲劳通常是由点蚀起始位点引发的。使用Al-Mn合金或3XXX系列合金还避免了在拉伸操作期间形成Lüders线或拉伸应变痕,从而获得非常好的表面质量。Al-Mn或3XXX系列合金具有比1XXX系列合金更高的强度,从而导致表面更硬,相应地减少产品处理过程中的划痕等表面损伤。

[0016] Al-Mn合金或3XXX系列合金的阳极氧化性能非常好,因此在后续施加粘合剂粘层和/或底漆层时不会出现问题。

[0017] Al-Mn合金或3XXX系列合金明显强于1XXX系列合金,使得复合航空航天产品的整体强度与相同包覆层厚度的1XXX系列合金相比有所提高。这也允许设计具有更薄包覆层厚度的复合航空航天产品,同时导致重量减轻并且仍然提供所需的良好耐腐蚀性和改进的可成型特性。

[0018] 此外,轧制复合航空航天产品的工业规模废料的回收不会导致任何重大问题,因为2XXX系列合金还有意添加了Cu、Mn和Mg。可以在不预先将一个或多个包覆层与芯层分离的情况下将轧制粘层产品重新熔化。

[0019] 在实施方案中,Al-Mn合金层或3xxx系列铝合金通过轧制粘层,优选通过热轧的方式粘层到芯层,以实现层间所需的冶金粘层。这种轧制粘层工艺非常经济,并且产生具有所需特性的非常有效的复合航空航天产品。当进行此种用于生产根据本发明的轧制复合产品的轧制粘层工艺时,优选芯层和一个或多个3xxx系列铝合金层两者都在轧制粘层期间经历厚度减小。与1XXX系列合金相比,3XXX系列铝合金与芯合金的轧制粘层问题较少,1XXX系列合金明显更软,并且需要更多的轧制道次才能达到最终规格。通常,在轧制之前,特别是在热轧之前,至少对芯层的轧制面进行刮削,以去除轧制用铸锭的铸态表面附近的偏析区域并增加产品平整度。Al-Mn合金包覆衬垫可以作为热轧板提供。

[0020] 优选地,2XXX合金芯层的铸锭或铸坯在热轧之前被均质化并且/或者它可以被预热,然后直接被热轧。2XXX系列合金在热轧前的均质化和/或预热通常在400°C至505°C的温度范围内以单个或多个步骤进行。在任何一种情况下,铸态材料中合金元素的偏析都得以

减少,并且可溶性元素被溶解。如果在低于约400°C下进行处理,则所得均质效果不充分。如果温度高于约505°C,可能会发生共晶熔化,导致不希望的孔形成。该热处理的优选时间在2至30小时之间。更长的时间通常不会有害。均质化通常在高于约480°C的温度下进行。典型的预热温度在约430°C至460°C的范围内,其中浸泡时间在至多约15小时的范围内。

[0021] 在本发明的实施方案中,形成Al-Mn合金或3xxx系列铝合金包覆衬垫的铸锭或铸坯在热轧至更薄规格之前已经被均质化。均质化导致更精细且更均匀的晶粒结构,并导致最终轧制复合航空航天产品中Al-Mn合金层的可成型性提高。均质化热处理优选在至少450°C的温度下进行至少约1小时,优选在约1至30小时的范围内,通常持续约6至20小时。优选地,均质化温度在约530°C至630°C的范围内。

[0022] 在本发明的实施方案中,形成Al-Mn合金或3xxx系列铝合金包覆衬垫的铸锭或铸坯在热轧至更薄的规格之前尚未被均质化。它只是被预热到热轧温度,以便减薄到中间厚度,以形成热轧衬垫板(liner plate),用于与AA2XXX系列芯合金进行轧制粘结。这导致最终轧制复合航空航天产品中的Al-Mn合金或3XXX系列铝合金层的耐腐蚀性增加。

[0023] 在热轧到更薄的规格以形成用于轧制粘结到AA2XXX系列芯合金上的热轧衬垫板之前,可以对Al-Mn合金或3xxx系列合金层的轧制面进行刮削,以去除轧制用铸锭的铸态表面附近的偏析区域,并增加产品的平整度。

[0024] 如在本领域中常规的那样,通过热轧并任选地随后冷轧的方式使轧制复合航空航天产品减薄至最终规格。

[0025] 在将轧制复合产品轧制至最终规格后,通常在约450°C至505°C的温度范围内对该产品进行固溶热处理,持续足以使固溶效果接近平衡的时间,其中典型的浸泡时间在5到120分钟的范围内。优选地,固溶热处理在475°C至500°C范围内的温度下,例如在约495°C下进行。固溶热处理通常在间歇炉或连续炉中进行。在指定温度下,优选的浸泡时间在约5至35分钟的范围内。然而,对于包覆产品,应注意避免浸泡时间过长,因为特别是来自2XXX芯层的太多铜可能会扩散到Al-Mn合金或一个或多个3xxx系列铝合金包覆层中,这可不利地影响所述一个或多个层提供的腐蚀保护。固溶热处理后,重要的是将复合产品足够快地冷却到175°C或更低的温度,优选冷却到100°C或更低的温度,更优选冷却到环境温度,以防止或最大程度地减少次级相(例如 Al_2CuMg 和 Al_2Cu)的不受控制的沉淀。另一方面,冷却速率不应太高,以便允许复合产品具有足够的平整度和低水平的残余应力。合适的冷却速率可以利用水,例如水浸或水射流来实现。在该温度范围内的固溶热处理导致Al-Mn合金或3xxx系列合金层的再结晶微观结构。在这种情况下,与非再结晶情况相比,包覆层提供了增强的可成型性。

[0026] 可以进一步冷加工复合产品,例如,通过在其原始长度的0.5%至8%的范围内对其进行拉伸,以减轻其中的残余应力并提高产品的平整度。优选地,拉伸的范围为0.5%至6%,更优选为0.5%至4%,最优选为0.5%至3%。

[0027] 冷却后,对轧制复合航空航天产品进行自然时效处理,通常在环境温度下进行,并且替代地也可以对复合航空航天产品进行人工时效处理。在该工艺步骤中进行人工时效处理对于更高规格的产品会特别有用。鉴于所采用的固溶热处理,Al-Mn合金或3xxx系列铝合金在经自然时效处理和人工时效处理后均表现出增强的固溶硬化强化和增强的时效硬化反应,从而尤其导致产生促进最终轧制复合航空航天产品的整体强度的有利的高机械性

能。

[0028] 一个或多个3XXX系列铝合金层通常比芯薄得多,每个Al-Mn合金层占复合材料总厚度的1%至20%。更优选地,Al-Mn合金层占总复合材料厚度的约1%至10%。

[0029] 在实施方案中,3XXX系列铝合金层粘结在2XXX系列芯层的一个表面或面上。

[0030] 在实施方案中,3XXX系列铝合金层粘结在2XXX系列芯层的两个表面或面上,从而形成轧制复合航空航天产品的外表面。

[0031] 在实施方案中,轧制复合航空航天产品具有至少0.8mm的总厚度。

[0032] 在实施方案中,轧制复合航空航天产品具有至多50.8mm(2英寸),优选至多25.4mm(1英寸),最优选至多12mm的总厚度。

[0033] 在实施方案中,轧制复合航空航天产品是板状产品。

[0034] 在实施方案中,轧制复合航空航天产品是片状产品。

[0035] 在实施方案中,3XXX系列层来自这样的铝合金,其具有包含以下的以重量%计的组成:

[0036] Mn 0.3%至2.0%,优选0.5%至1.8%,更优选0.5%至1.5%,

[0037] 最优选0.6%至1.25%,

[0038] Si 至多1.2%,优选 $\leq 0.9\%$,更优选 $\leq 0.5\%$,

[0039] Fe 至多0.7%,优选 $\leq 0.5\%$,更优选 $\leq 0.3\%$,

[0040] Cu 至多1.5%,优选 $\leq 1.2\%$,更优选0.20%-1.2%或 $\leq 0.25\%$,

[0041] Mg 至多1.0%,优选 $\leq 0.7\%$,更优选0.10%-0.7%或 $\leq 0.15\%$,

[0042] Cr 至多0.25%,优选 $\leq 0.15\%$,

[0043] Zr 至多0.25%,优选 $\leq 0.15\%$,

[0044] Ti 至多0.25%,优选 $\leq 0.2\%$,更优选0.005%至0.20%,

[0045] Zn 至多1.5%,优选至多1.0%,

[0046] 其他元素和杂质各自 $< 0.05\%$,总计 $< 0.15\%$,并且余量为铝。

[0047] Mn是主要的合金元素,并且为包覆层提供了强度和可成型性。Mn含量的下限优选为0.5%,更优选为0.6%。在实施方案中,Mn含量的上限为1.8%,优选为1.5%,更优选为1.25%。

[0048] 在3XXX系列层的实施方案中,Mg含量在0.1%至0.7%的范围内,优选在0.2%至0.7%的范围内。Cu含量在0.20%至1.2%的范围内,优选在0.30%至1.0%范围内。添加Cu后,3XXX系列合金在固溶热处理(无论是自然时效还是人工时效)后表现出增强的时效硬化反应,从而导致产生促使强度增加的有利的高机械性能。

[0049] 在3XXX系列层的实施方案中,Mg含量在0.1%至0.7%的范围内,优选在0.2%至0.7%的范围内。Cu含量在至多0.25%的范围内。虽然固溶热处理后仍具有时效硬化反应,但相对低的Cu含量充当了来自2xxx系列芯合金的Cu的Cu扩散屏障,从而增强了复合航空航天产品的耐腐蚀性。

[0050] 在3XXX系列层的实施方案中,Cu含量在0.20%至1.2%的范围内,优选在0.3%至0.9%的范围内。Mg含量在至多0.25%的范围内,优选在至多0.15%的范围内。降低Mg含量的优点是在外表面有较少的Mg基氧化物对芯合金层和包覆层之间的粘结产生不利影响。它还降低了形成砂眼的风险。

[0051] 在3XXX系列层的实施方案中,Mg含量为至多0.20%,并且Cu含量为至多0.25%。在优选实施方案中,组合的Mg+Cu含量小于0.35%,优选小于0.25%。这提供了轧制复合航空航天产品的可成型性和耐腐蚀性的良好平衡。降低Mg含量的优点是在外表面有较少的Mg基氧化物对芯合金层和包覆层之间的粘结产生不利影响。它还降低了形成砂眼的风险。

[0052] 在实施方案中,Fe含量为至多0.5%,优选至多0.3%,更优选至多0.2%。较低的Fe含量有利于形成更多的Mn弥散体,特别是AlMn₆弥散体(其是3XXX系列合金中的主要强化形成元素),从而提高了包覆层的强度。较低的Fe含量还导致较高的可成型性。

[0053] Zn含量为至多1.5%,优选至多1%。Zn的添加允许调节特定应用所需的腐蚀电位,从而增强了轧制航空航天产品的耐腐蚀性。

[0054] 在实施方案中,3XXX系列层来自这样的铝合金,其具有由以下组成的以重量%计的组成:Mn 0.3%至2.0%,Si至多1.2%,Fe至多0.7%,Cu至多1.5%,Mg至多1.0%,Cr至多0.25%,Zr至多0.25%,Ti至多0.25%,Zn至多1.5%,余量为铝和杂质,并具有如本文所述和要求保护的优选较窄的组成范围。

[0055] 在实施方案中,3XXX系列铝合金包覆层的组成被调整或设置成使得它具有-710mV或更低(例如,-750mV)的开路电位腐蚀值(相对于标准甘汞电极(SCE)而言,也被称为“腐蚀电位”),从而为2XXX系列芯合金提供最佳的腐蚀保护,并在25°C下用0.1N甘汞电极在53g/L NaCl加3g/L H₂O₂的溶液中的经固溶热处理和快速冷却的材料中进行测量。在优选实施方案中,3XXX系列铝合金包覆层的腐蚀电位在-730mV至-800mV的范围内,是在SHT和快速冷却之后测量的,因此是在关键合金元素大部分处于固溶体中时测量的。

[0056] 在实施方案中,2XXX芯层和3XXX系列铝合金包覆层之间的腐蚀电位差,即在最终回火状态下,是在30到100mV的范围内,以提供从阳极包覆层到芯层的足够腐蚀保护。

[0057] 在一个实施方案中,2XXX系列芯层来自这样的铝合金,其具有包含以下的以重量%计的组成:

[0058] Cu 1.9%至7.0%,优选3.0%至6.8%,更优选3.2%至4.95%;

[0059] Mg 0.30%至1.8%,优选0.35%至1.8%;

[0060] Mn 至多1.2%,优选0.2%至1.2%,更优选0.2%至0.9%;

[0061] Si 至多0.40%,优选至多0.25%;

[0062] Fe 至多0.40%,优选至多0.25%;

[0063] Cr 至多0.35%,优选至多0.10%;

[0064] Zn 至多1.0%;

[0065] Ti 至多0.15%,优选0.01%至0.10%;

[0066] Zr 至多0.25%,优选至多0.12%;

[0067] V 至多0.25%;

[0068] Li 至多2.0%;

[0069] Ag 至多0.80%;

[0070] Ni 至多2.5%;

[0071] 余量为铝和杂质。通常,此类杂质各自的存在量<0.05%,总计<0.15%。

[0072] 在另一个实施方案中,2XXX系列芯层来自这样的铝合金,其具有包含以下的以重量%计的组成:

- [0073] Cu 1.9%至7.0%,优选3.0%至6.8%,更优选3.2%至4.95%;
- [0074] Mg 0.30%至1.8%,优选0.8%至1.8%;
- [0075] Mn 至多1.2%,优选0.2%至1.2%,更优选0.2%至0.9%;
- [0076] Si 至多0.40%,优选至多0.25%;
- [0077] Fe 至多0.40%,优选至多0.25%;
- [0078] Cr 至多0.35%,优选至多0.10%;
- [0079] Zn 至多0.4%;
- [0080] Ti 至多0.15%,优选0.01%至0.10%;
- [0081] Zr 至多0.25%,优选至多0.12%;
- [0082] V 至多0.25%;且
- [0083] 余量为铝和杂质。通常,此类杂质各自的存在量 $<0.05\%$,总计 $<0.15\%$ 。
- [0084] 在优选实施方案中,2XXX系列芯层来自AA2X24系列铝合金,其中X等于0、1、2、3、4、5、6、7或8。特别优选的铝合金在AA2024、AA2524和AA2624的范围内。
- [0085] 在实施方案中,2XXX系列芯层以T3、T351、T39、T42、T8或T851状态提供。
- [0086] 2XXX系列芯层可以以非固溶热处理状态,如“F”回火状态或退火的“O”回火状态提供给用户,然后由用户成型并进行固溶热处理和时效处理至所需状态,例如T3、T351、T39、T42、T8或T851回火状态。
- [0087] 在实施方案中,居间衬垫(interliner)或内包覆层被定位于2XXX系列芯合金层的外表面和每个Al-Mn合金或3XXX系列铝合金层的内表面之间。居间衬垫由Zn含量比用来形成轧制复合航空航天产品的外表面层的3XXX系列铝合金高的3XXX系列铝合金制成。该居间衬垫充当Cu从芯合金到外表面的进一步扩散屏障。有目的地添加更多的Zn还会在与2XXX系列芯合金粘结的3XXX系列层中产生Zn梯度,从而为芯合金提供增强的电流保护,并从而通过优先居间衬垫腐蚀来提高芯合金的抗点蚀和晶间腐蚀性能,同时保持由3XXX系列铝合金外层提供的强度和表面特性。通过选择两个3XXX系列铝合金层(居间衬垫和外表面层),而不是例如一个1XXX系列合金居间衬垫和一个3XXX系列外层,保持了3XXX系列铝合金良好的轧制粘结特性。在热轧制粘结操作期间,合金成分略有不同的两种3XXX系列合金的流动行为几乎没有任何差异。
- [0088] 在3XXX系列铝合金居间衬垫的Zn含量比3XXX系列外层的Zn含量高的实施方案中,该居间衬垫由于具有较高的Zn含量,因此最初具有比外层低的OCP值或开路电位腐蚀值(相对于标准甘汞电极(SCE)而言,也被称为“腐蚀电位”)。这将补偿在热机械加工期间,特别是在固溶热处理期间Cu从芯合金向居间衬垫中的扩散。扩散到居间衬垫中的Cu将会使居间衬垫的OCP值升高回约等于外层的水平,这使得两个3xxx系列层在OCP值上更加平衡。
- [0089] 在实施方案中,每个3XXX系列合金居间衬垫的厚度通常比芯薄得多,每个居间衬垫占总复合材料厚度的1%至20%。更优选地,居间衬垫占总复合材料厚度的约1%至10%。
- [0090] 在实施方案中,居间衬垫由3XXX系列铝合金制成,该铝合金包含0.3%至2.0%的Mn和有目的地添加的在0.25%至4%范围内的Zn。在实施方案中,Zn含量的下限是0.5%。在实施方案中,Zn含量的上限是3%。
- [0091] 在实施方案中,居间衬垫由包含以下以重量%计的组分的3XXX系列铝合金制成:
- [0092] Mn 0.3%至2.0%,优选0.5%至1.8%,更优选0.5%至1.5%,

- [0093] 最优选0.6%至1.25%；
- [0094] Zn 0.25%至4%，优选0.5%至4%，更优选0.5%至3%；
- [0095] Si 至多1.2%，优选至多0.9%，更优选至多0.5%；
- [0096] Fe 至多0.7%，优选至多0.5%，更至多0.3%；
- [0097] Cu 至多1.5%，优选至多1.2%；
- [0098] Mg 至多1.0%，优选至多0.7%；
- [0099] Cr 至多0.25%，优选至多0.15%；
- [0100] Zn 至多0.25%，优选至多0.15%；
- [0101] Ti 至多0.25%，优选至多0.2%，更优选0.005%至0.20%；
- [0102] 其他元素和杂质各自<0.05%，总计<0.15%，并且余量为铝。
- [0103] 在实施方案中，居间衬垫由3XXX系列铝合金制成，该铝合金具有由以下组成的以重量%计的组成：Mn 0.3%至2.0%，Zn 0.25%至4%，Si至多1.2%，Fe至多0.7%，Cu至多1.5%，Mg至多1.0%，Cr至多0.25%，Zr至多0.25%，Ti至多0.25%，余量为铝和杂质，并具有如本文所述和要求保护的优选较窄的组成范围。
- [0104] 本发明还涉及一种制造本发明的轧制复合航空航天产品的方法，该方法包括以下步骤：
- [0105] (a) 提供用于形成复合航空航天产品的芯层的2XXX系列铝合金的铸锭或轧制原料；
- [0106] (b) 将所述2XXX系列铝合金的铸锭在400℃至505℃范围内的温度下均质化至少2小时；
- [0107] (c) 提供用于在2XXX系列芯铝合金上形成外包覆层的3XXX系列铝合金的铸锭或轧制包覆衬垫；任选地，提供3XXX系列铝合金的两个铸锭或两个轧制包覆衬垫，用于在2XXX系列芯铝合金的每一侧形成包覆层。
- [0108] (d) 任选地在至少450℃范围内的温度下将3XXX系列铝合金的一个或多个铸锭均质化至少1小时，优选在530℃至630℃范围内的温度下进行；
- [0109] (e) 任选地提供3xxx系列铝合金的铸锭或轧制包覆衬垫，用于形成被定位在2XXX系列芯层和3XXX系列外包覆层之间的居间衬垫或内包覆层；任选地提供3XXX系列铝合金的两个铸锭或两个轧制包覆衬垫，用于形成被定位在2XXX系列芯层与每个3XXX系列外包覆层之间的居间衬垫或内包覆层。
- [0110] (f) 优选通过热轧并且任选地随后冷轧的方式将一个或多个3XXX系列铝合金层轧制粘结到2xxx系列芯合金层上以形成轧制粘结产品；
- [0111] (g) 在450℃至505℃范围内的温度下，以分批操作或连续操作的方式对轧制粘结产品进行固溶热处理；
- [0112] (h) 将经固溶热处理的轧制粘结产品冷却至低于100℃，优选至室温；
- [0113] (i) 任选地将经固溶热处理的轧制粘结产品拉伸，优选地通过在其原始长度的0.5%至8%的范围内，优选0.5%至6%，更优选0.5%至4%，最优选0.5%至3%的范围内冷拉伸的方式进行；以及
- [0114] (j) 通过自然时效和/或人工时效对经冷却的轧制粘结产品进行时效处理。在优选实施方案中，时效处理使2XXX系列芯层达到T3、T351、T39、T42、T8或T851回火状态。3xxx系

列合金包覆层将处于0回火状态。

[0115] 在根据本发明的方法的实施方案中,在接下来的加工步骤(k)中,将轧制复合航空航天产品在环境温度或升高的温度下的成型过程中成型为具有单轴曲率或双轴曲率中的至少一者的成形产品。

[0116] 在该方法的替代实施方案中,在步骤(f)中优选通过热轧并任选地随后冷轧的方式将一种或多种3xxx系列铝合金轧制粘结到2xxx系列芯合金上以形成轧制粘结产品之后,使轧制粘结产品在环境温度或升高的温度下的成型过程中成型为具有单轴曲率或双轴曲率中的至少一者的成形产品,随后将其固溶热处理并随后时效处理至最终状态。

[0117] 所述成型可以通过来自弯曲操作、轧制成型、拉伸成型、时效蠕变成型、深拉伸和高能液压成型的组中的成型操作,特别是通过爆炸成型或电动液压成型来进行。

[0118] 在实施方案中,升高的温度下的成型过程或成型操作在约140°C至200°C范围内的温度下进行,并且优选地,轧制复合航空航天产品在成型温度下保持约1至50小时的时间。在优选的实施方案中,在升高的温度下的成型是通过时效蠕变成型操作的方式进行的。时效蠕变成型是在时效热处理期间将部件限制为特定形状,允许部件释放应力并蠕变到轮廓(例如具有单轴曲率或双轴曲率的机身外壳)的过程或操作。

[0119] 在实施方案中,本发明不包括这样的根据本发明的轧制复合航空航天产品,其在已经接受固溶热处理(SHT)之后并且在成型为预定形状之前接受在轧制复合航空航天产品中诱导至少25%冷加工的SHT后冷加工步骤,特别是所述冷加工包括将轧制航空航天产品冷轧至最终规格,如通过引用并入本文中的专利文件US-2014/036699-A1中所公开的。

[0120] 在本发明的方面,它涉及如本文所述和要求保护的3xxx系列铝合金作为2xxx系列铝合金的一个或两个表面上的包覆层以形成轧制航空航天包覆产品的用途。

[0121] 在本发明的进一步方面,提供了一种焊接结构,其包括根据本发明的轧制复合航空航天产品和至少一个铝合金加强元件,该铝合金加强元件通过铆接或焊接操作的方式接合到所述轧制复合航空航天产品上。

[0122] 在实施方案中,本发明涉及一种飞行器的焊接结构构件,其包括根据本发明的轧制复合航空航天产品和至少一个铝合金加强元件,优选为桁条(stringer),该铝合金加强元件通过铆接或焊接操作的方式,例如通过激光束焊接的方式或通过摩擦搅拌焊接接合到所述轧制复合航空航天产品上。它还涉及焊接的机身结构,其中机身面板通过激光束焊接(“LBW”)或搅拌摩擦焊(“FSW”)的方式,例如通过对焊的方式彼此接合。

[0123] 本发明还包括飞行器或航天器,其机身全部或部分由可并入到飞行器的各个结构部分中的根据本发明的轧制复合航空航天产品构造而成。例如,各种公开的实施方案都可用于形成机翼组件中的结构部分和/或尾部组件(尾翼)中的结构部分。所述飞行器一般代表商用客机或货机。在替代实施方案中,本发明还可以并入到其他类型的飞行器中。此类飞行器的例子包括载人和无人军用飞行器、旋翼飞行器,或甚至弹道飞行器。

[0124] 本发明的轧制复合航空航天产品可以成形为飞机的构件,如机身部件或面板,或者如机翼部件或面板,并且飞机可以利用如所描述的本发明的优点。所指的成形可包括弯曲,拉伸成型,机械加工和本领域已知的用于使飞行器、航空航天或其他交通工具的面板或其他构件成形的其他成形操作。涉及弯曲或其他塑性变形的成型可以在室温或升高的温度下执行。

[0125] 附图描述

[0126] 还应参考附图来描述本发明,其中图1和图2分别是示出本发明实施方案的示意图。

[0127] 图1是根据某些说明性实施方案的具有三个不同层的轧制复合航空航天产品的示意图。

[0128] 图2是根据某些说明性实施方案的具有五个不同层的轧制复合航空航天产品的示意图。

[0129] 图3是根据本发明的制造轧制复合航空航天产品的工艺的几个实施方案的示意流程图。

[0130] 图1示出了轧制复合航空航天产品10的实施方案,该产品具有2XXX系列芯合金层20的三层结构,该芯合金层在每一侧都具有如本文所阐述并要求保护的3XXX系列铝合金的Al-Mn合金包覆层30。

[0131] 图2示出了轧制复合航空航天产品10的实施方案,该产品具有由2XXX系列芯合金层20组成的五层结构,该芯合金层在每一侧都具有如本文所阐述并要求保护的3XXX系列铝合金的Al-Mn合金包覆层30,并且其中另一个Al-Mn合金包覆层40插入在芯合金层20和Al-Mn合金包覆层30之间,使得Al-Mn合金包覆层30形成轧制复合航空航天产品10的外层。Al-Mn合金包覆层40也由Zn含量比Al-Mn合金包覆层30的3XXX系列合金的Zn含量高的3XXX系列合金制成,并且Al-Mn合金包覆层40具有如本文所述并要求保护的组成。

[0132] 图3是本发明的制造轧制复合航空航天产品的工艺的几个实施方案的示意流程图。在工艺步骤1中,铸造形成复合航空航天产品的芯合金的2XXX系列合金的铸锭,其任选地可以在步骤2中被刮削,以去除轧制用铸锭的铸态表面附近的偏析区域并增加产品的平整度。在工艺步骤3中,将轧制用铸锭均质化。并行地,在工艺步骤4中,铸造Al-Mn合金或3XXX系列铝合金的铸锭,用于在复合航空航天产品的芯合金的表面上,任选地在芯合金的两个面上,形成至少一个包覆层。该铸锭也可任选地在步骤5中被刮削。在工艺步骤6中,Al-Mn合金或3XXX系列铝合金被均质化并被预热至热轧开始温度,或未被均质化并仅被预热至热轧开始温度,并随后在工艺步骤7中被热轧从而形成一个或多个衬垫板,因为包覆层通常比芯薄得多。在工艺步骤8中,优选地通过热轧的方式将2XXX芯合金和该芯合金一侧或两侧上的3XXX系列铝合金衬垫板轧制粘结。根据所需的最终规格,可以在工艺步骤9中将轧制粘结产品冷轧成最终规格,例如冷轧成片状产品或薄规格板产品。在工艺步骤10中,对轧制的航空航天产品进行固溶热处理,接下来在工艺步骤11中进行冷却,并优选在工艺步骤12中进行拉伸。

[0133] 在实施方案中,将经冷却的产品在成型过程13中成型并在工艺步骤14中对它进行时效处理(即,自然时效或人工时效),以达到最终回火状态,例如T3或T8回火状态。

[0134] 在实施方案中,成型过程13和工艺步骤14的时效处理可以组合,例如,成型操作在约140°C至200°C范围内的温度下进行,优选持续在约1至50小时范围内的时间,使得2XXX系列芯和一个或多个3XXX系列合金包覆层的人工时效处理也发生。

[0135] 在实施方案中,在工艺步骤14中对经冷却的产品进行时效处理(即自然时效或人工时效),以达到期望的回火状态,随后将它成型过程13中成型为预定形状的成型产品。

[0136] 在替代实施方案中,在将2XXX系列芯和一个或多个3XXX系列铝合金包覆层轧制粘

结成最终规格后,在成型过程13中将轧制产品成型为预定形状,在工艺步骤15中对成型产品进行固溶热处理,并在工艺步骤11中进行冷却,随后在工艺步骤14中进行时效处理(即自然时效或人工时效)以达到最终回火状态,例如T3或T8回火状态。

[0137] 本发明不限于前面描述的实施方案,并且可以在如由所附权利要求书限定的本发明的范围内广泛地变化。

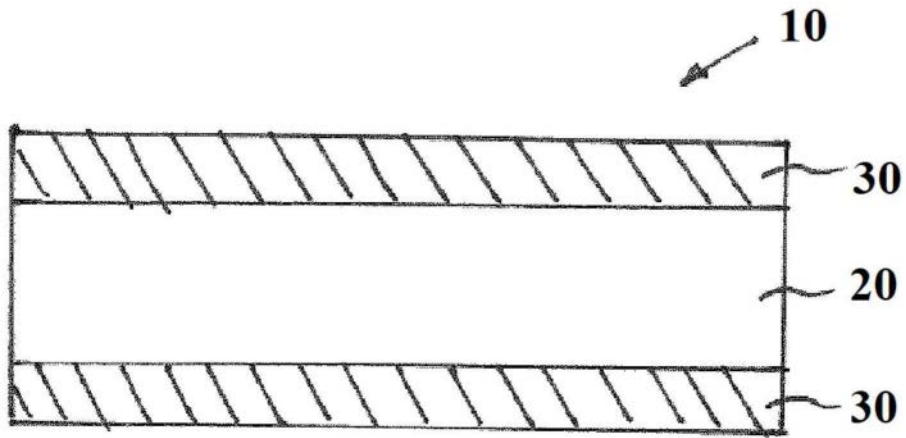


图1

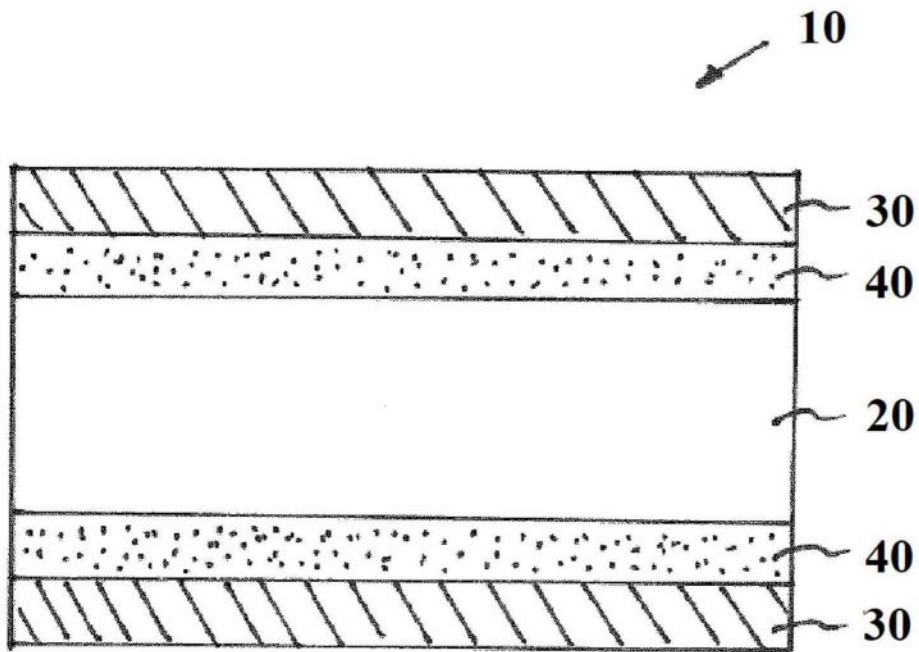


图2

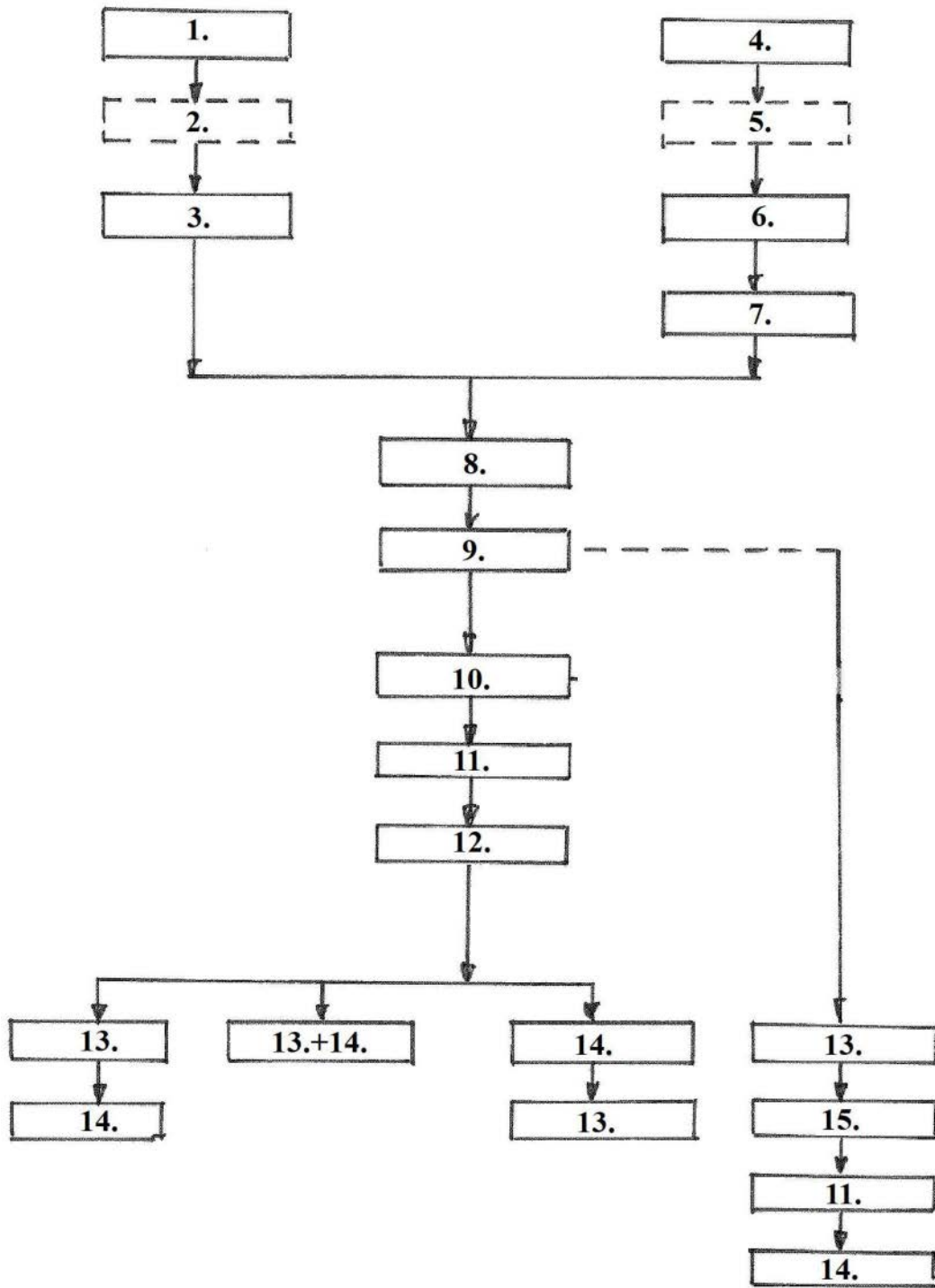


图3