



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112895520 A

(43) 申请公布日 2021.06.04

(21) 申请号 202110056345.9

(22) 申请日 2021.01.15

(71) 申请人 中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心

地址 102211 北京市昌平区昌平镇超前路9号301室

申请人 中国商用飞机有限责任公司

(72) 发明人 丛晶洁 刘磊 李星

(74) 专利代理机构 北京金智普华知识产权代理有限公司 11401

代理人 皋吉甫

(51) Int. Cl.

B29C 70/68 (2006.01)

B29B 11/04 (2006.01)

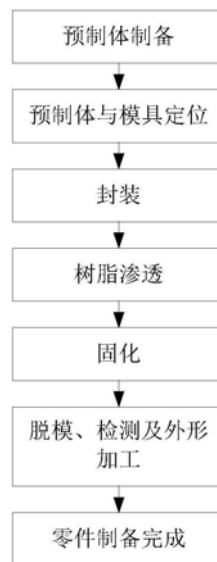
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

飞机舵面复合材料双向加强结构及成型方法

(57) 摘要

本发明涉及飞机结构大尺寸次承力壁板领域,提供了一种飞机舵面复合材料双向加强结构及成型方法。所述双向加强结构包括中间层板、设置在中间层板一侧的第一加强层、及设置在另一侧的第二加强层;第一加强层、第二加强层分别由多个并排布置的第一长桁、第二长桁组成,各长桁腹板与中间层板间呈设定夹角 $85^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 。所述成型方法包括:金属硬模制备、硅橡胶软模制备、碳纤维预制体成型、注胶、固化、脱模。本发明通过改变双向加强整体结构形式及其空间布置夹角等参数,可实现舵面结构传力路径的优化;成型工艺方法可适用于多种复合材料整体化结构,提高复合材料制件结构成型效率,降低制造成本。



1. 一种飞机舵面复合材料双向加强结构,其特征在於,所述双向加强结构包括中间层板、设置在所述中间层板一侧的第一加强层、及设置在所述中间层板另一侧的第二加强层;所述中间层板、第一加强层及第二加强层一体化成型;

所述第一加强层由多个并排布置的第一长桁组成,所述第二加强层由多个并排布置的第二长桁组成;所述第一长桁与第二长桁之间的夹角,及第一长桁、第二长桁与中间层板所在平面之间的夹角均呈设定角度。

2. 如权利要求1所述的飞机舵面复合材料双向加强结构,其特征在於,所述第一长桁、第二长桁的结构为U型、J型、T型或工型,所述第一长桁和第二长桁的结构相同或不同。

3. 如权利要求1所述的飞机舵面复合材料双向加强结构,其特征在於,所述第一长桁、第二长桁与中间层板所在平面的夹角取值范围为 $85^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 。

4. 如权利要求1所述的飞机舵面复合材料双向加强结构,其特征在於,所述第一长桁、第二长桁之间的夹角为 90° 、 60° 、 45° 或 30° 。

5. 如权利要求1所述的飞机舵面复合材料双向加强结构,其特征在於,所述中间层板、第一长桁、第二长桁的材质均为复合材料。

6. 一种飞机舵面复合材料双向加强结构的成型方法,其特征在於,所述方法用于成型如权利要求1-5任一项所述的飞机舵面复合材料双向加强结构,所述方法包括:

S1、金属硬模制备:根据所述复合材料双向加强结构的外轮廓形状与尺寸完成金属硬模制备,金属硬模为组合封闭模具,用于放置硅橡胶软模和碳纤维预制体及注胶成型;

S2、硅橡胶软模制备:根据第一长桁及第二长桁结构外型尺寸完成硅橡胶软模的硫化成型;硅橡胶软模用于第一长桁及第二长桁固化成型过程中的整体定位及尺寸控制;

S3、碳纤维预制体制备:采用三维纤维编织或纤维缝合技术完成碳纤维预制体的制备;所述碳纤维预制体的形状及尺寸与所述复合材料双向加强结构相对应;

S4、注胶:将碳纤维预制体与硅橡胶软模整体组合后内嵌于金属硬模中,在金属硬模上布置进出胶通道并检查密封性,抽真空后进行树脂注胶;

S5、固化:在设定温度下实现复合材料整体化双向加强结构的固化成型;

S6、脱模:冷却,取下硅橡胶软模即得所述飞机舵面复合材料双向加强结构。

7. 如权利要求6所述的飞机舵面复合材料双向加强结构的成型方法,其特征在於,步骤S1中,金属硬模上设置有硅橡胶定位孔,用于固定硅橡胶软模。

8. 如权利要求6所述的飞机舵面复合材料双向加强结构的成型方法,其特征在於,步骤S2中,硅橡胶软模硫化的温度为 $150^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$ 。

9. 如权利要求6所述的飞机舵面复合材料双向加强结构的成型方法,其特征在於,步骤S3中,利用三维机织设备或纤维缝纫设备完成碳纤维预制体的编织或缝合成型。

10. 如权利要求6所述的飞机舵面复合材料双向加强结构的成型方法,其特征在於,步骤S5中,固化温度为 $25^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$ 。

飞机舵面复合材料双向加强结构及成型方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞机结构大尺寸次承力壁板领域,特别涉及一种飞机舵面复合材料双向加强结构及成型方法。

背景技术

[0002] 现有飞机舵面复合材料双向加强结构形式主要有2种,一种是由“T”、“工”等长桁与复合材料蒙皮共胶接或共固化形成的加筋壁板结构;另一种是由蜂窝芯材与复合材料蒙皮共固化形成的夹层壁板结构。以舵面的受力形式,结构主要承受气动载荷和传递接头载荷,承力方向在航向,壁板结构设计时主要以防稳定性失效模式为主。

[0003] 专利1“Composite stringer and method of manufacturing a composite stringer”,专利2“Process of manufacturing composite panels with U-shaped stiffening members”,专利3“复合材料加筋板液体成型装置及方法”,及专利4“一种飞机复合材料加筋壁板结构”是一种典型的复合材料加筋壁板结构。专利5“一种复合材料升降舵”均涉及复合材料舵面壁板共固化整体成型方法,壁板结构主要为蜂窝或泡沫夹层整体结构。

[0004] 相较于传统金属结构,以上两种壁板结构都能有效地提高舵面刚度,减少紧固件连接数量,降低油耗,增加经济性。

[0005] 但是,蜂窝芯材形成的夹层结构面临结构吸湿及维修性差的问题;而加筋壁板结构主要缺点是蒙皮较厚,重量较大,只能制备规则结构,结构效率有限,同时工艺成本较高。

发明内容

[0006] 本发明的目的就是解决现有技术的不足,提供了一种飞机舵面复合材料双向加强结构及成型方法,该成型方法基于RTM成型工艺,解决了现有技术中复合材料整体化结构在用于以整体屈曲为控制条件的结构体中整体强度较低的技术问题。

[0007] 本发明采用如下技术方案:

[0008] 一种飞机舵面复合材料双向加强结构,包括中间层板、设置在所述中间层板一侧的第一加强层、及设置在所述中间层板另一侧的第二加强层;所述中间层板、第一加强层及第二加强层一体化成型;

[0009] 所述第一加强层由多个并排布置的第一长桁组成,所述第二加强层由多个并排布置的第二长桁组成;所述第一长桁与第二长桁之间的夹角,及第一长桁、第二长桁与中间层板所在平面之间的夹角均呈设定角度。

[0010] 进一步的,所述第一长桁、第二长桁的结构为U型、J型、T型或工型,所述第一长桁和第二长桁的结构相同或不同。

[0011] 进一步的,所述第一长桁、第二长桁与中间层板所在平面的夹角取值范围为 $85^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 。

[0012] 进一步的,所述第一长桁、第二长桁之间的夹角为 90° 、 60° 、 45° 或 30° 。

- [0013] 进一步的,所述中间层板、第一长桁、第二长桁的材质均为复合材料。
- [0014] 进一步的,所述复合材料为碳纤维-树脂复合材料
- [0015] 一种飞机舵面复合材料双向加强结构的成型方法,所述方法用于成型上述的飞机舵面复合材料双向加强结构,所述方法包括:
- [0016] S1、金属硬模制备:根据所述复合材料双向加强结构的尺寸完成金属硬模制备,金属硬模为组合封闭模具,用于放置硅橡胶软模和碳纤维预制体及树脂注胶成型;
- [0017] S2、硅橡胶软模制备:根据第一长桁及第二长桁结构外型尺寸完成硅橡胶软模的硫化成型;硅橡胶软模用于第一长桁及第二长桁成型过程中的定位;
- [0018] S3、碳纤维预制体制备:采用三维纤维编织或纤维缝合技术完成碳纤维预制体的制备;所述碳纤维预制体的形状或尺寸与所述整体化双向加强结构的基本相同;
- [0019] S4、注胶:将碳纤维预制体与硅橡胶软模整体组合后内嵌于金属硬模中,在金属硬模上布置进出胶通道并检查密封性,抽真空后进行树脂注胶;
- [0020] S5、固化:在设定温度下实现复合材料整体化双向加强结构的固化成型;
- [0021] S6、脱模:冷却,取下硅橡胶软模即得所述飞机舵面复合材料双向加强结构。
- [0022] 进一步的,步骤S1中,金属硬模上设置有硅橡胶定位孔,用于固定硅橡胶软模。
- [0023] 进一步的,步骤S2中,硅橡胶软模硫化的温度为 $150^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$ 。
- [0024] 进一步的,步骤S3中,利用三维机织设备或纤维缝纫设备完成碳纤维预制体的编织或缝合成型。
- [0025] 进一步的,步骤S5中,固化温度为 $25^{\circ}\text{C}\sim 200^{\circ}\text{C}$,具体根据树脂的种类确定。
- [0026] 一种飞机舵面复合材料双向加强结构的成型工装,包括金属硬模、硅橡胶软模及碳纤维预制体;
- [0027] 所述硅橡胶软模贴合布置于碳纤维预制体各长桁间隔中,起到对第一长桁、第二长桁的整体定位及尺寸控制作用(防止固化成型过程中长桁尺寸偏差及轴线偏差)。
- [0028] 本发明的有益效果为:双向加强的整体化结构解决了现有技术中复合材料结构在用于以整体屈曲为控制条件的结构体中整体强度较低的技术问题;通过改变双向加强结构形式及其长桁空间布置夹角等不同设计参数,可以实现舵面结构的传力路径的优化设计,以满足飞机舵面结构的应用需求;所提出的成型工艺方法可以适用于多种复合材料结构,提高复合材料制件结构成型效率,降低制造成本。

附图说明

- [0029] 图1所示为本发明实施例一种飞机舵面复合材料双向加强结构的示意图。
- [0030] 图2所示为实施例中飞机舵面复合材料双向加强结构的三视图示意;其中(a)为正视图,(b)为俯视图,(c)为侧视图。
- [0031] 图3所示为实施例中长桁与中间层板所在平面夹角为 85° 时的示意图。
- [0032] 图4所示实施例一种飞机舵面复合材料双向加强结构成型方法的流程示意图。
- [0033] 图5所示为碳纤维预制体与硅橡胶软模、金属硬模整体组合示意图(图中为便于理解,仅示出第一加强层,未示出第二加强层)。
- [0034] 图中:1-中间层板;2-第一长桁;3-第二长桁;4-金属硬模;5-硅橡胶软模;6-碳纤维预制体。

具体实施方式

[0035] 下文将结合具体附图详细描述本发明具体实施例。应当注意的是,下述实施例中描述的技术特征或者技术特征的组合不应当被认为是孤立的,它们可以被相互组合从而达到更好的技术效果。

[0036] 如图1所示,本发明实施例一种飞机舵面复合材料双向加强结构,包括中间层板1、设置在所述中间层板1一侧的第一加强层、及设置在所述中间层板1另一侧的第二加强层;所述第一加强层由多个并排布置的第一长桁2组成,所述第二加强层由多个并排布置的第二长桁3组成,所述第一长桁2、第二长桁3间呈设定夹角。在本实施例中,第一长桁2、第二长桁3结构形式为U型结构,长桁与中间层板1之间的夹角为 90° 如图2所示。图3所示为长桁与中间层板1间夹角为 85° 时的情况。

[0037] 所述第一长桁2、第二长桁3之间的夹角可以根据实际需求选取,例如为 90° 、 60° 、 45° 或 30° ,具体可根据飞机舵面受力情况分析确定。

[0038] 现有复合材料整体化结构在用于以整体屈曲为控制条件的结构体中,由于板内纤维断裂、堆积和弯曲所导致的结构体的整体强度较低,为解决该技术问题。本发明所提供的复合材料双向加强结构中第一长桁2和第二长桁3在其各自的平面内并排布置,避免了结构内部强度和刚度的薄弱处,从而实现整体结构强度和刚度的大幅增强。

[0039] 本发明所提供的整体化结构包括中间层板1以及双向加强层,可以基于舵面结构受力特点,通过改变双向加强结构形式及其空间布置夹角对舵面结构的传力路径进行设计,以满足不同载荷受力特点的飞机舵面结构应用需求,成为现有飞机舵面结构采用加筋壁板及夹芯结构的有效替代。

[0040] 需要说明的是,第一长桁2、第二长桁3可采用多种的结构形式,例如U型、J型、T型或工型,第一长桁2、第二长桁3的结构形式可相同,也可以不同,例如第一长桁2采用工型结构,同时第二长桁3采用T型结构。第一长桁2、第二长桁3之间的空间夹角也可根据实际受力特点进行设计。第一长桁2、第二长桁3与中间层板1所在平面的夹角通常布置为 $85^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 。本发明提供了多种组合方式,便于根据实际需要灵活选择。

[0041] 如图5所示,本发明实施例还提供了一种飞机舵面复合材料双向加强结构的成型工装,包括金属硬模4、硅橡胶软模5及碳纤维预制体6;所述硅橡胶软模5贴合布置于碳纤维预制体6各长桁间隔中。

[0042] 如图4所示,本发明实施例一种飞机舵面复合材料双向加强结构的成型方法,用于生产上述的飞机舵面复合材料双向加强结构,所述方法包括:

[0043] S1、金属硬模4制备:根据所述复合材料双向加强结构的尺寸完成金属硬模4制备,金属硬模4用于放置硅橡胶软模5和碳纤维预制体6;

[0044] S2、硅橡胶软模5制备:根据第一长桁2及第二长桁3结构外型尺寸完成硅橡胶软模5的硫化成型;硅橡胶软模5用于第一长桁2及第二长桁3成型过程中的定位;

[0045] S3、碳纤维预制体6制备:采用三维纤维编织或纤维缝合技术完成碳纤维预制体6的制备;所述碳纤维预制体6的形状或尺寸与所述整体化双向加强结构的尺寸基本相同;

[0046] S4、注胶:将碳纤维预制体6与硅橡胶软模5整体组合后内嵌于金属硬模4中,在金属硬模4上布置进出胶通道并检查密封性,抽真空后进行树脂注胶;

[0047] S5、固化:在设定温度下实现复合材料整体化双向加强结构的固化成型;

[0048] S6、脱模:冷却,取下硅橡胶软模即得所述飞机舵面复合材料双向加强结构。

[0049] 优选的,步骤S1中,金属硬模4上设置有硅橡胶定位孔,用于固定硅橡胶软模5。

[0050] 优选的,步骤S2中,硅橡胶软模5硫化的温度为150℃~200℃。

[0051] 优选的,步骤S3中,可利用三维机织设备或纤维缝纫设备完成碳纤维预制体6整体结构的编织或缝合成型。

[0052] 优选的,碳纤维预制体6与硅橡胶软模5之间采用粘合剂(与注胶树脂匹配)固定。

[0053] RTM工艺是指低粘度树脂在闭合模具中流动、浸润增强材料并固化成形的一种工艺技术。本发明采用液体成型RTM工艺制造完成飞机舵面复合材料双向加强结构,利用干的碳纤维实现中间层板1及两个方向加强层中长桁结构的三维编织或缝合技术整体预制成型,然后利用金属硬模4及硅橡胶软模5组合的RTM成型工装整体封装并注胶成型,可以同时保证两个方向的强度和刚度;复合材料双向加强结构中第一长桁2和第二长桁3结构的定位准确且方向直线度高,其成型工艺过程简单可行,且硅橡胶软模5可以多次使用,可以实现复合材料整体化结构的批量化生产,降低制造成本、且提高结构成型效率。

[0054] 本文虽然已经给出了本发明的几个实施例,但是本领域的技术人员应当理解,在不脱离本发明精神的情况下,可以对本文的实施例进行改变。上述实施例只是示例性的,不应以本文的实施例作为本发明权利范围的限定。

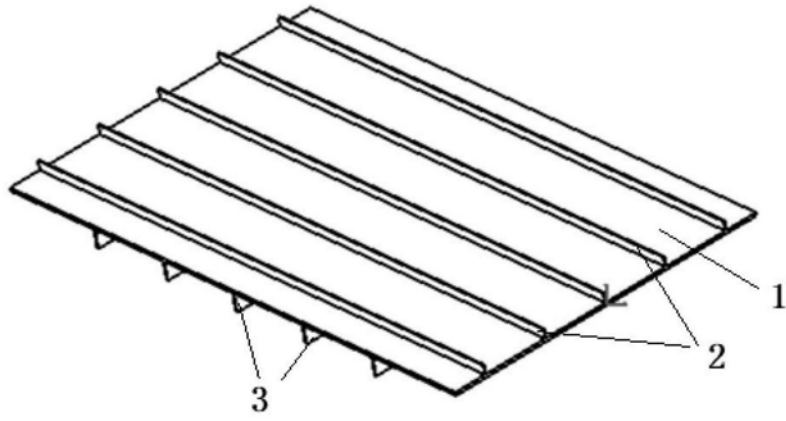


图1

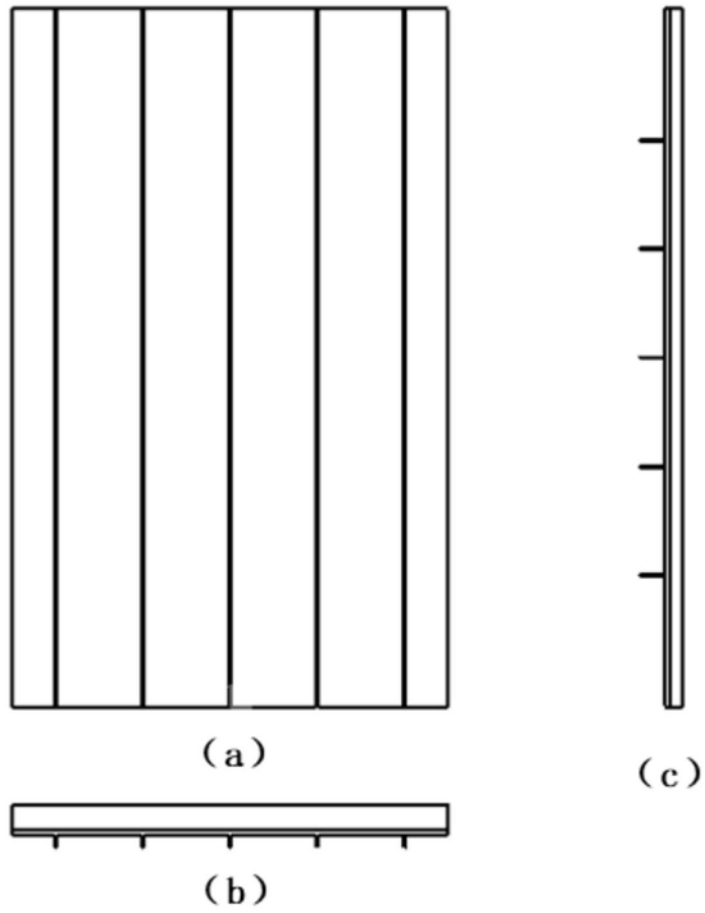


图2

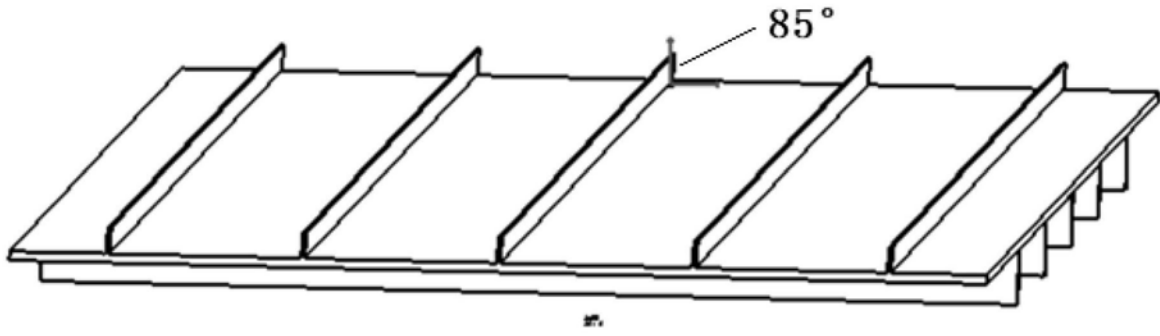


图3

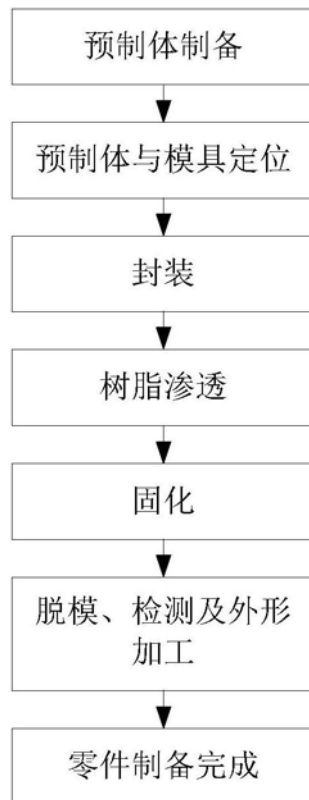


图4

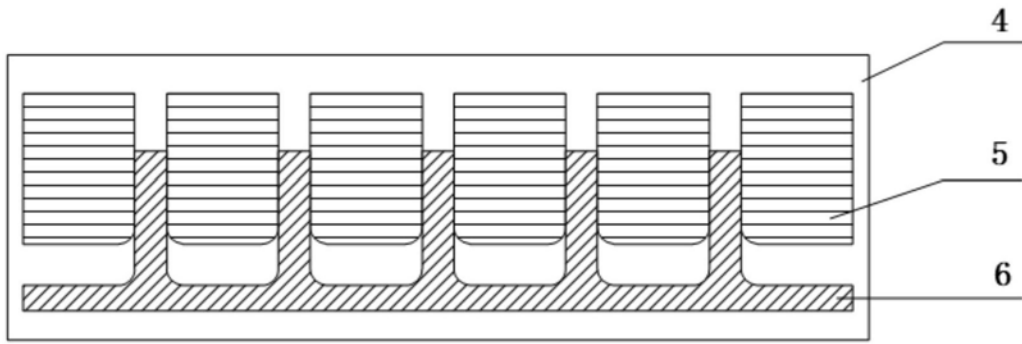


图5