



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113722815 B

(45) 授权公告日 2023.09.19

(21) 申请号 202110840511.4

(22) 申请日 2021.07.24

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113722815 A

(43) 申请公布日 2021.11.30

(73) 专利权人 广东空天科技研究院
地址 511458 广东省广州市南沙区海滨路
1119号1号楼501房
专利权人 中国科学院力学研究所

(72) 发明人 何玉鑫 王昌银 李广利 田中伟
常思源 崔凯

(74) 专利代理机构 北京维正专利代理有限公司
11508
专利代理师 张岭 赵保迪

(51) Int. Cl.

G06F 30/15 (2020.01)

G06F 30/28 (2020.01)

B64F 5/00 (2017.01)

G06F 113/08 (2020.01)

G06F 119/14 (2020.01)

(56) 对比文件

CN 103448901 A, 2013.12.18

CN 104309797 A, 2015.01.28

CN 109405643 A, 2019.03.01

CN 110834715 A, 2020.02.25

US 2015217852 A1, 2015.08.06

审查员 杜克奎

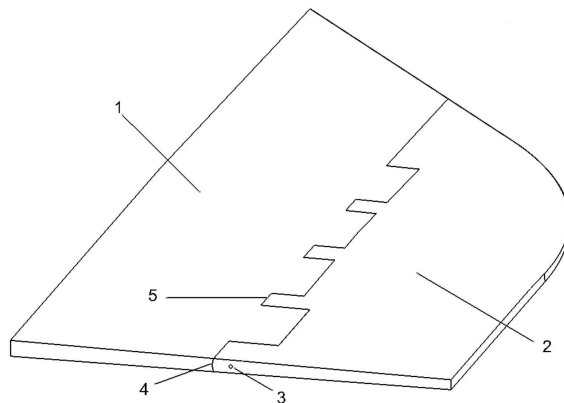
权利要求书1页 说明书6页 附图10页

(54) 发明名称

一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法

(57) 摘要

本发明属于航空航天飞行器折叠机翼结构技术领域,公开了一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,该方法包括:在机翼上下表面各自锯齿型交线的对称轴向段之间建立轴向分离面交线,该轴向分离面交线是基于折叠机翼分离面轴向分离定理和推论设计出的交线,可使外翼绕内翼向下转动时不发生干涉;还包括横向分离面和轴向分离面,所述的轴向子分离面为采用所述轴向分离面交线与锯齿型交线生成的可使得外翼绕转轴顺时针转动时内外翼不发生干涉的曲面;本发明方法设计的分离面无需机翼上下表面的外形,即不改变气动外形,且在折叠机翼展开状态内外翼之间没有间隙,可以避免机翼下方气流渗流到上方,造成升力损失。



1. 一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,包括以下步骤:

步骤一,建立内翼、外翼沿着轴线方向的重叠区域;

步骤二,在重叠区域上,根据内外翼尺寸设计要求确定转轴轴线位置、以及确定内外翼分离面在轴线两侧的大致位置,建立一个辅助包络线;

步骤三,在辅助包络线上,建立分离面与机翼上、下表面的交线,该交线采用锯齿型设计,锯齿个数和间距等尺寸可以自主设计,锯齿型的交线由多个与轴线平行的轴向段和多个与轴线垂直的横向段组成;

步骤四,在机翼上下表面各自锯齿型交线的对称轴向段之间建立轴向分离面交线;所述对称轴向段,包括同一个垂面的上下两条轴向段,其中一条为曲线、该曲线投影后的上下对称轴向段;

步骤五,在内翼和外翼锯齿型交线的横向段上,分别建立机翼上下表面之间的多个横向子分离面;

步骤六,在内翼和外翼的锯齿型交线的轴向段上,分别建立机翼上下表面之间的多个轴向子分离面;

步骤七,将内翼和外翼的各个横向和纵向子分离面拼接,即得到完整的分离面构型;

步骤八,用完整的分离面分割完整的机翼,得到内翼和外翼,并沿轴线建立转轴;

其特征在于:

所述轴向分离面交线是基于折叠机翼分离面轴向分离定理和推论设计出的交线,合理设计该交线,可使外翼绕内翼向下转动时不发生干涉;所述的横向子分离面为采用机翼上下表面锯齿型交线的横向段切割而成的垂直平面;所述的轴向子分离面为采用所述轴向分离面交线与锯齿型交线生成的可使得外翼绕转轴顺时针转动时内外翼不发生干涉的曲面。

2. 根据权利要求1所述一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,其特征在于:对任意一条轴向分离面交线S,该交线S的起点为A点,终点为Z点,以转轴轴心作为极点O,以过 \overline{OA} 的射线 \overline{Or} 作为极轴建立极坐标系,以逆时针方向为正方向;起点A点和终点Z点分别位于上下表面锯齿型交线对称的轴向段上;其上的点满足极径 $r(\theta)$; $0 \leq \theta \leq \angle AOZ$ 为单调非减函数时,该交线S与锯齿型交线生成的分离面,可使外翼绕转轴顺时针转动时一定不发生干涉。

3. 根据权利要求1所述一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,其特征在于:所述轴向分离面交线S包括I型,三条圆弧都以点O作为极点O,半径不同。

4. 根据权利要求1所述一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,其特征在于:所述轴向分离面交线S包括II型,曲线S即直线段AZ落在A点极径 \overline{OA} 的法线上。

5. 根据权利要求1所述一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,其特征在于:所述轴向分离面交线S包括III型:三种折线型分离面交线。

6. 根据权利要求1所述一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,其特征在于:所述轴向分离面交线S包括IV型:圆弧与直线混合型分离面交线。

一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法

技术领域

[0001] 本发明属于航空航天飞行器折叠机翼结构技术领域,尤其涉及一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法。

背景技术

[0002] 机翼是飞行器升力的主要来源,现代飞行器设计致力于提高机翼面积以获得更高的升力,然而飞行器翼展增大后对飞行器的存储和运输带来很大的困难,于是工程师们尝试采用折叠机翼取代一整块机翼。飞行器在运输、存储、起飞待机时,其机翼处于折叠状态,起飞时或起飞后机翼进入展开状态并锁定。

[0003] 常见的机翼折叠形式分为面内折叠和面外折叠,面内折叠即变后掠翼、变前掠翼、伸缩翼,面外折叠分为L型折叠、Z型折叠等,本发明所讨论的折叠机翼属于面外折叠形式。

[0004] 折叠机翼分为固定的内翼和可转动折叠的外翼,折叠翼展开状态时内翼与外翼之间的分界面称为分离面,为了尽可能减少对气动外形的改变,和机翼下方气流的上溢,分离面的设计应尽量减少间隙,且不破坏气动外形。

[0005] 现有的折叠机翼方案或是内外翼间隙很大,需要加盖板来降低气动力损失,如F35C战斗机等;或是根本没有考虑分离面的设计,如专利CN103287570Z等。

发明内容

[0006] 本发明为解决其技术问题,提出一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,目的在于解决现有的折叠机翼方案或是内外翼间隙很大,需要加盖板来降低气动力损失的问题。

[0007] 本发明为解决其技术问题,提出以下技术方案:

[0008] 一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法,包括以下步骤:

[0009] 步骤一,建立内翼、外翼沿着轴线方向的重叠区域;

[0010] 步骤二,在重叠区域上,根据内外翼尺寸设计要求确定转轴轴线位置、以及确定内外翼分离面在轴线两侧的大致位置,建立一个辅助包络线;

[0011] 步骤三,在辅助包络线上,建立分离面与机翼上、下表面的交线,该交线采用锯齿型设计,锯齿个数和间距等尺寸可以自主设计,锯齿型的交线由多个与轴线平行的轴向段和多个与轴线垂直的横向段组成;

[0012] 步骤四,在机翼上下表面各自锯齿型交线的对称轴向段之间建立轴向分离面交线;所述对称轴向段,包括同一个垂面的上下两条轴向段,其中一条为曲线、该曲线投影后的上下对称轴向段;

[0013] 步骤五,在内翼和外翼锯齿型交线的横向段上,分别建立机翼上下表面之间的多个横向子分离面;

[0014] 步骤六,在内翼和外翼的锯齿型交线的轴向段上,分别建立机翼上下表面之间的多个轴向子分离面;

[0015] 步骤七,将内翼和外翼的各个横向和纵向子分离面拼接,即得到完整的分离面构型。

[0016] 步骤八,用完整的分离面分割完整的机翼,得到内翼和外翼,并沿轴线建立转轴;

[0017] 其特点是:

[0018] 所述轴向分离面交线是基于折叠机翼分离面轴向分离定理和推论设计出的交线,合理设计该交线,可使外翼绕内翼向下转动时不发生干涉;所述的横向子分离面为采用机翼上下表面锯齿型交线的横向段切割而成的垂直平面;所述的轴向子分离面为采用所述轴向分离面交线与锯齿型交线生成的可使得外翼绕转轴顺时针转动时内外翼不发生干涉的曲面。

[0019] 对任意一条轴向分离面交线S,该交线S的起点为A点,终点为Z点,以转轴轴心作为极点O,以过 \overline{OA} 的射线 \overline{Or} 作为极轴建立极坐标系,以逆时针方向为正方向;起点A点和终点Z点分别位于上下表面锯齿型交线对称的轴向段上;其上的点满足极径 $r(\theta)$ ($0 \leq \theta \leq \angle AOZ$)为单调非减函数时,该交线S与锯齿型交线生成的分离面,可使外翼绕转轴顺时针转动时一定不发生干涉;

[0020] 所述轴向分离面交线S包括I型,三条圆弧都以点O作为极点O,半径不同。

[0021] 所述轴向分离面交线S包括II型,曲线S即直线段AZ落在A点极径OA的法线上。

[0022] 所述轴向分离面交线S包括III型:三种折线型分离面交线。

[0023] 所述轴向分离面交线S包括IV型:圆弧与直线混合型分离面交线。

[0024] 本发明的优点效果

[0025] 1、本发明的工作是提出了一种折叠机翼分离面的设计方法,按此方法设计的分离面无需机翼上下表面的外形,即不改变气动外形,且在折叠机翼展开状态内外翼之间没有间隙,可以避免机翼下方气流渗流到上方,造成升力损失。

[0026] 2、本发明提出的方法所设计出的分离面可保证外翼转动时不与内翼干涉,对于现有的折叠翼分离面方案也可由该方法判定是否会发生运动干涉,而无需做运动仿真,这可以大幅节省设计时间。

[0027] 3、本发明提出的用分离面切完整翼型,分出内外翼,可保证内外翼连接处无间隙,从而避免机翼下方气流渗到机翼上方,减少气动力动力损失,该方法属于本专利的保护范围。

[0028] 4、本发明所设计的内外翼上下表面完全贴合,没有凹槽凸台结构,不改变气动外形;本发明所设计的内外翼在分离面处完全咬合,没有间隙,可避免机翼下方气流渗到机翼上方,从而避免的气动力的损失;本发明所设计的分离面保证了外翼绕轴向下自由转动,不会发生干涉。本发明提出了一种不干涉分离面是设计方法,及几类构型,而非单纯的几种分离面实例,故具有一般指导意义。本发明提出的方案可用于验证现有的分离面设计是否合理,可无需用仿真软件做运动仿真,即可判断是否干涉,可以极大的减少设计时间。本发明提出了一类带限位板结构的分离面设计方法,限位板可用于平衡外翼上的气动荷载,从而减小了折叠翼锁定机构平衡高气动荷载的要求,降低了机构设计的难度。

附图说明

[0029] 图1.不改变气动外形的折叠机翼及其分离面的外观视图。

- [0030] 图2.分离面设计原理图。
- [0031] 图3.分离面性质原理图。
- [0032] 图4.圆弧型分离面(I型)。
- [0033] 图5.直线型分离面(II型)。
- [0034] 图6.折线型分离面(III型)例一。
- [0035] 图7.折线型分离面(III型)例二。
- [0036] 图8.圆弧与折线混合型分离面(IV型)例三。
- [0037] 图9.圆弧与直线混合型分离面(V型)例四。
- [0038] 图10.圆弧与折线混合型分离面(IV型)例五。
- [0039] 图11.圆弧与折线混合型分离面(IV型)例六。
- [0040] 图12.圆弧与折线混合型分离面(IV型)例七。
- [0041] 图13.分离面的包络体。
- [0042] 图14.分离面与机翼上表面的交线示意图。
- [0043] 图15.分离面示意图。
- [0044] 图16.由分离面切分出的内外翼及转轴。
- [0045] 图17.实例一:采用I型与IV型混搭分离面的折叠机翼的结构示意图。
- [0046] 图18.实例一的结构详图。
- [0047] 图19.实例二:采用IV型与II型混搭分离面的折叠机翼的结构示意图。
- [0048] 图20.实例二的结构详图。
- [0049] 其中,1、机翼的固定部分(称为内翼);2、机翼的可折叠部分(称为外翼);3、转轴;4、分离面与机翼横截面的交线(以下称为分离面曲线);5、分离面与机翼上表面的交线;6、转轴截面的圆心;7、一条任意的分离面曲线;8、两条曲线拼接的分离面曲线;9、直线型分离面曲线;10、折线型分离面曲线例一;11、折线型分离面曲线例二;12、IV型分离面曲线例三;13、V型型分离面曲线例四;14、IV型分离面曲线例五;15、IV型分离面曲线例六;16、IV型分离面曲线例七;17~19、实例一的I型分离面曲面;20、实例一的IV型分离面曲面;21、内翼的限位板;22、外翼的限位槽。

具体实施方式

[0050] 轴向分离面交线的设计原理:

[0051] 第一、关于轴向分离面交线

[0052] 本发明包括内翼(机翼固定部分)1、外翼(机翼可转动部分)2、转轴3、轴向分离面交线4、分离面与机翼上表面的交线5等组成。交线5采用锯齿型设计,锯齿的横向段垂直于转轴轴线。

[0053] 本发明中内翼与外翼的分离面分为轴向段和横向段,发明中所采用的机翼的下表面为平面,为便于加工和装配,折叠翼的转轴3的轴线平行于机翼下表面以及两侧机翼的对称面。

[0054] 内翼、外翼分离面的设计包括轴向段分离面和横向段分离面的设计。难点在于轴向段分离面的设计。轴向段分离面是由轴向分离面交线和锯齿形交线中的轴向段生成的。其中,锯齿形交线的轴向段作为轴向分离面的上边线和下边线,轴向分离面交线为上边线

和下边线之间的曲线,所述轴向段分离面就是由上下边线之间的轴向分离面交线沿着上边线和下边线相对的一端延伸到另一端组成的分离面,由于该分离面的上下边线为锯齿形交线的轴向段,所以称为轴向段分离面。

[0055] 第二、轴向分离面交线是按照一定规则生成的

[0056] 如图1所示,该轴向分离面交线4为一段弧线而非上下垂直的直线;所述按照一定规则生成就是:该交线组成的轴向分离面不妨碍外翼顺时针折叠,或者,当外翼顺时针折叠沿着转轴顺时针转动时,该轴向分离面不会对外翼产生干涉。否则,如果该交线不是按照一定规则生成,而是普通的上下垂直的一条直线,也就是图1的轴向分离面交线4不是弧线而是上下垂直的直线,则外翼2顺时针折叠时,该上下垂直的直线就会干涉外翼2的折叠、或者阻碍外翼2的折叠。

[0057] 第三、轴向分离面交线4的充分必要性证明

[0058] 本发明提出了一种轴向分离面交线4的设计方法,可使得外翼2绕转轴3顺时针转动时内外翼不发生干涉。如图2,机翼横截面上任意一条分离面交线S,起点为A点,终点为Z点,以转轴轴心作为极点O,以过OA的射线 O_r 作为极轴建立极坐标系,以逆时针方向为正方向,该坐标系的建立方式即为条件1。

[0059] 本发明指出命题1:对任意一条分离面交线S,其上的点满足极径 $r(\theta)$ ($0 \leq \theta \leq \angle AOZ$)为单调非减函数时,该轴向分离面S与锯齿型交线5生成的分离面,可使外翼绕转轴3顺时针转动时一定不发生干涉。

[0060] 充分性证明:取曲线S上的任意一点 $P(\theta_2, r(\theta_2))$,及曲线S在AP段的任意一点 $Q(\theta_1, r(\theta_1))$, $\theta_1 \leq \theta_2$,因为 $r(\theta)$ 为单调非减函数时,所以 $r(\theta_1) \leq r(\theta_2)$,则点P绕点O顺时针转动时不会落在曲线S的左侧,又因为曲线S为内外翼的分界线,左侧为内翼,右侧为外翼,那么外翼绕点O顺时针转动时一定不会碰到内翼,即不发生干涉。

[0061] 必要性证明:取曲线S上的任意两点 $P(\theta_2, r(\theta_2))$ 、 $Q(\theta_1, r(\theta_1))$,且满足 $\theta_1 \leq \theta_2$,已知点Q位于曲线S的AP段上。因为外翼绕点O顺时针转动时与内翼不发生干涉,则外翼边界上的点顺时针转动时不会落在内翼边界的右边,又因为内外翼有公共边界线S,那么对于点P绕点O顺时针转动时不会落在曲线S的AP段的左侧,那么有 $r(\theta_2) \geq r(\theta_1)$,由于 $\theta_1 \leq \theta_2$,则 $r(\theta)$ 在曲线S上为单调非减函数。

[0062] 第四、轴向分离面交线4的相关定理和推论

[0063] 至此充分必要性证毕,所提命题成立。进一步可写成以下形式:

[0064] 定理1:在条件1的坐标系下,满足 $r(\theta)$ 为单调非减函数的全体曲线S的集合 $\{S\}$ 与锯齿型交线5生成的分离面集合 $\{F\}$ 构成全体转动不干涉的分离面构型的集合 $\{F_{\text{nonitf}}\}$ 。该定理1称为折叠机翼分离面轴向分离定理。

[0065] 如图3,在条件1的坐标系下,交线S由两段曲线 S_1 、 S_2 拼接而成,且 S_1 、 $S_2 \in \{F_{\text{nonitf}}\}$,两曲线交点为点K,直线 $\overline{KK_1}$ 垂直于K点的极径 \overline{OK} 。于是有如下推论。

[0066] 推论1:对于由两条曲线 S_1 、 $S_2 \in \{F_{\text{nonitf}}\}$ 拼接而成的曲线S,当 S_2 落在两曲线交点K的极径的法线 $\overline{KK_1}$ 右侧时,曲线S也可与交线5生成一个转动不干涉分离面,即 $S \in \{F_{\text{nonitf}}\}$ 。

[0067] 推论1的证明:在条件1的坐标系下,设点K坐标为 $(\theta_0, r(\theta_0))$,在 S_1 、 S_2 上各取任意一点 $Q(\theta_1, r(\theta_1))$ 、 $P(\theta_2, r(\theta_2))$ 且 $\theta_1 \leq \theta_0 \leq \theta_2$ 。因为 S_1 、 $S_2 \in \{F_{\text{nonitf}}\}$,由定理1可知 $r(\theta_1) \leq r$

(θ_0) 、

[0068] $r(\theta_0) \leq r(\theta_2)$, 则有 $r(\theta_1) \leq r(\theta_2)$, 即曲线S上的各点满足 $r(\theta)$ 为单调非减函数, 那么由定理1可知 $S \in \{F_{\text{nonitf}}\}$, 证毕。

[0069] 推论1提出了一个拼接设计分离面交线的边界条件, 可用于自主设计分离面交线, 进而生成多种多样的分离面构型。此外推论1还可以导出另一个推论。

[0070] 推论2: 当交线S由两条曲线 S_1 、 S_2 拼接而成, 且 $S_1 \in \{F_{\text{nonitf}}\}$, 但 S_2 是否属于 $\{F_{\text{nonitf}}\}$ 未知, 若 S_2 为一条直线段且落在两曲线交点K的极径的法线 KK_1 上或右侧时, 亦有 $S \in \{F_{\text{nonitf}}\}$ 。该推理易证, 故省略。

[0071] 本发明基于定理1, 提出了一种圆弧型分离面交线(记作I型)的设计案例, 如图4所示, 三条圆弧都以点6作为极点0, 半径不同。

[0072] 本发明基于推论2, 提出了一种直线型分离面交线(记作II型)的设计案例, 如图5所示, 曲线S即直线段AZ落在A点极径OA的法线上。

[0073] 本发明基于推论2, 提出了三种折线型分离面交线(记作III型)的设计案例, 如图5、6、7所示。

[0074] 本发明基于推论2, 提出了一种圆弧与折线混合型分离面交线(记作IV型)的设计案例, 如图8、10、11、12所示。

[0075] 本发明基于推论2, 提出了一种圆弧与直线混合型分离面交线(记作V型)的设计案例, 如图9所示。

[0076] 基于以上原理, 本发明涉及了一种不改变气动外形的折叠机翼分离面设计方法, 包括以下步骤:

[0077] 步骤一, 建立内翼、外翼沿着轴线方向的重叠区域;

[0078] 步骤二, 在重叠区域上, 根据内外翼尺寸设计要求确定转轴轴线位置、以及确定内外翼分离面在轴线两侧的大致位置, 建立一个辅助包络线;

[0079] 步骤三, 在辅助包络线上, 建立分离面与机翼上、下表面的交线, 该交线采用锯齿型设计, 锯齿个数和间距等尺寸可以自主设计, 锯齿型的交线由多个与轴线平行的轴向段和多个与轴线垂直的横向段组成;

[0080] 步骤四, 在机翼上下表面各自锯齿型交线的对称轴向段之间建立轴向分离面交线; 所述对称轴向段, 包括同一个垂面的上下两条轴向段, 其中一条为曲线、该曲线投影后的上下对称轴向段;

[0081] 步骤五, 在内翼和外翼锯齿型交线的横向段上, 分别建立机翼上下表面之间的多个横向子分离面;

[0082] 步骤六, 在内翼和外翼的锯齿型交线的轴向段上, 分别建立机翼上下表面之间的多个轴向子分离面;

[0083] 步骤七, 将内翼和外翼的各个横向和纵向子分离面拼接, 即得到完整的分离面构型。

[0084] 步骤八, 用完整的分离面分割完整的机翼, 得到内翼和外翼, 并沿轴线建立转轴;

[0085] 其特征在于:

[0086] 所述轴向分离面交线是基于折叠机翼分离面轴向分离定理和推论设计出的交线, 合理设计该交线, 可使外翼绕内翼向下转动时不发生干涉; 所述的横向子分离面为采用机

翼上下表面锯齿型交线的横向段切割而成的垂直平面；所述的轴向子分离面为采用所述轴向分离面交线与锯齿型交线生成的可使得外翼绕转轴顺时针转动时内外翼不发生干涉的曲面。

[0087] 其特征在于：对任意一条轴向分离面交线S，该交线S的起点为A点，终点为Z点，以转轴作为极点O，以过 \overline{OA} 的射线 \overline{Or} 作为极轴建立极坐标系，以逆时针方向为正方向；起点A点和终点Z点分别位于上下表面锯齿型交线对称的轴向段上；其上的点满足极径 $r(\theta)$ ($0 \leq \theta \leq \angle AOZ$) 为单调非减函数时，该交线S与锯齿型交线生成的分离面，可使外翼绕转轴顺时针转动时一定不发生干涉；

[0088] 所述轴向分离面交线S包括I型，三条圆弧都以点O作为极点，半径不同。

[0089] 所述轴向分离面交线S包括II型，曲线S即直线段AZ落在A点极径 \overline{OA} 的法线上。

[0090] 所述轴向分离面交线S包括III型：三种折线型分离面交线。

[0091] 所述轴向分离面交线S包括IV型：圆弧与直线混合型分离面交线。

[0092] 实施例一

[0093] 本发明提出了一种分离面设计实例一，如图17所示，内外翼以犬牙交错的锯齿型结构耦合到一起，外翼2绕转轴3转动，其俯视图为图1，交线5采用锯齿型设计，不同锯齿横截面的轴向分离面交线4采用I型与IV型混搭。

[0094] 本发明提出的IV型分离面轴向分离面交线4，可与锯齿型交线5生成一系列带挡板的结构外形，如图18所示，挡板21为内翼的限位板，槽22为外翼的限位槽，21与22的咬合限制了外翼展平后继续绕逆时针方向转动，我们知道折叠翼飞行器飞行时，外翼受气动力作用，有向上转动的趋势，而结构21与22限制了转动，可作为承力结构，平衡外翼的气动荷载，这极大地降低了折叠翼锁定机构的承力，可大大简化锁定机构的设计。

[0095] 本发明对实例一做了改进，采用IV型与II型混搭的分离面轴向分离面交线4，以及更少锯齿数的交线5，以此生成了分离面。如图19所示，前面两个锯齿其横向投影为直线，分离面为平面，取代实例一的圆弧面，这样可以降低因加工圆弧面定位困难带来的误差过大的弊端。后面的三个锯齿结构其横截面交线为IV型，如图20所示，三对限位板与限位槽咬合，共同作为承力结构，平衡外翼上的气动荷载，比实例一可靠性更高。

[0096] 本发明的内外翼设计，是在一个完整翼型的基础上，用分离面切出内外翼，内翼与外翼在展平状态即为完整翼型外形，即未改变其气动外形。在此前提下，提出了分离面的设计方法，即设计转动不干涉的轴向分离面交线4和交线5，即满足定理1和推论1、推论2以及在此基础上推导出的I、II、III、IV、V型的轴向分离面交线4，与锯齿型交线5生成的分离面，使得外翼绕转轴顺时针转动时一定不发生干涉现象。

[0097] 本发明的IV型分离面交线，还诱导出一类平衡外翼气动荷载的限位结构，对结构设计大有裨益。

[0098] 本发明提出的内外翼分离面是完全咬合的，没有间隙，这样机翼下方的气流不会从间隙留到上方，从而避免了常规设计做掏空时留下大量间隙导致气动力损失严重的弊端。

[0099] 以上所述并非是对本发明的限制，应当指出：对于本技术领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明实质范围的前提下，还可以做出若干变化、改型、添加或替换，这些改进和润饰也应视为本发明的保护范围。

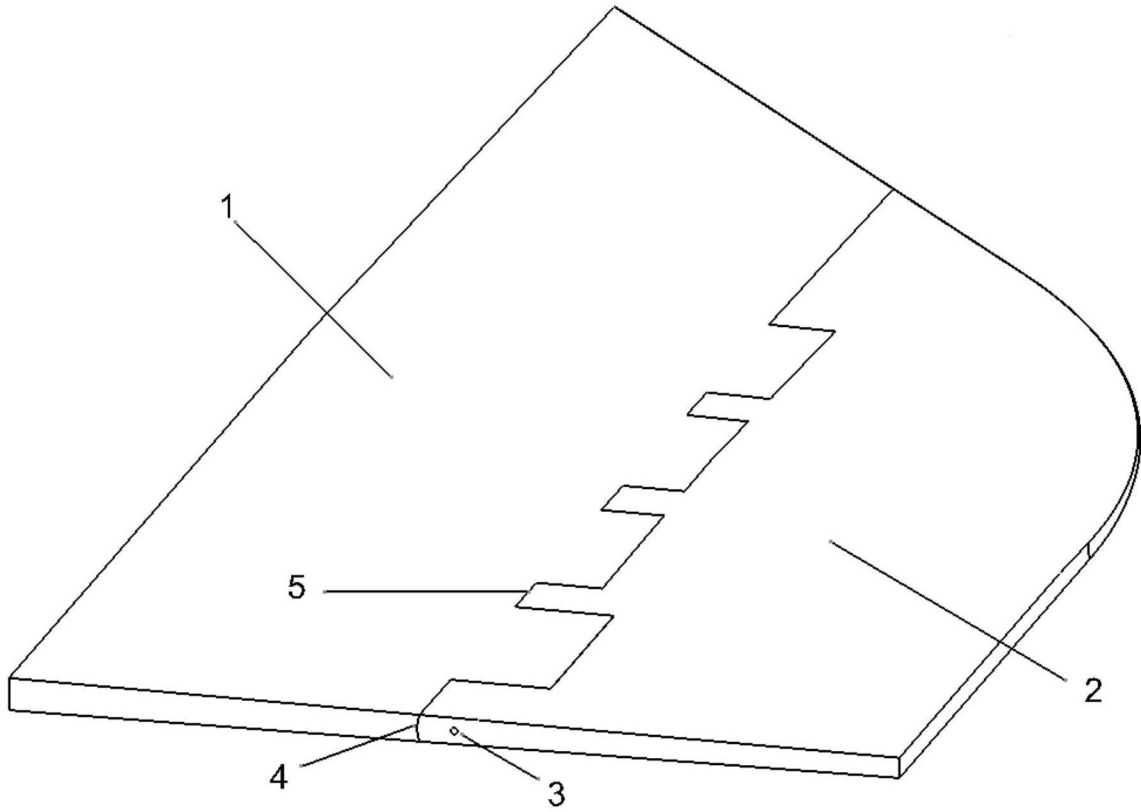


图1

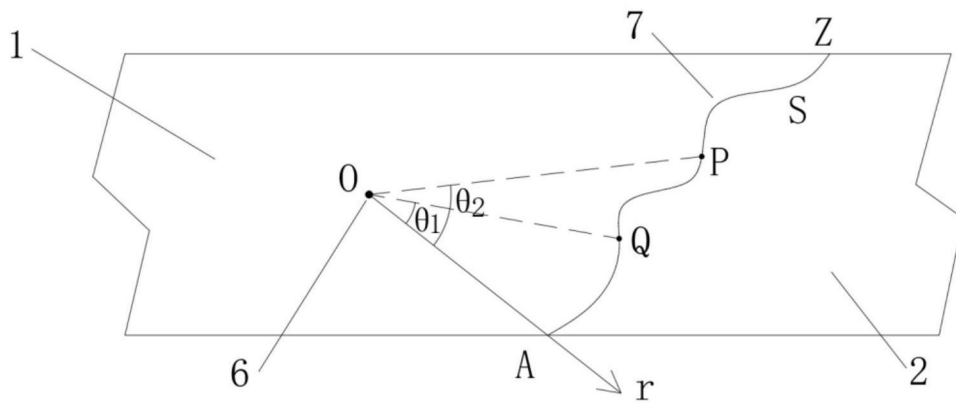


图2

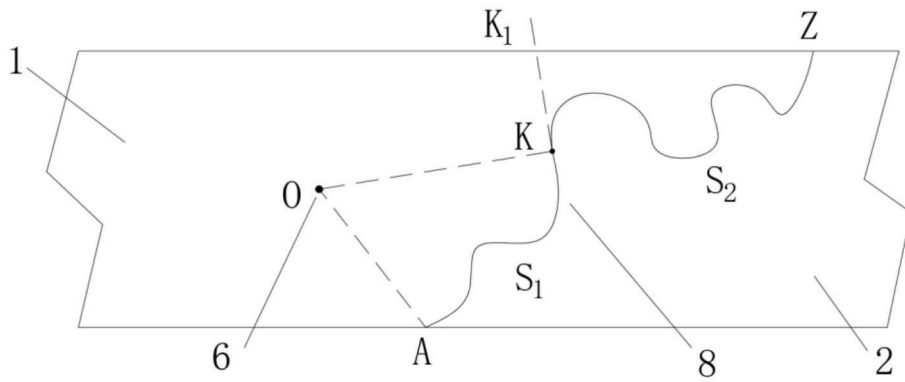


图3

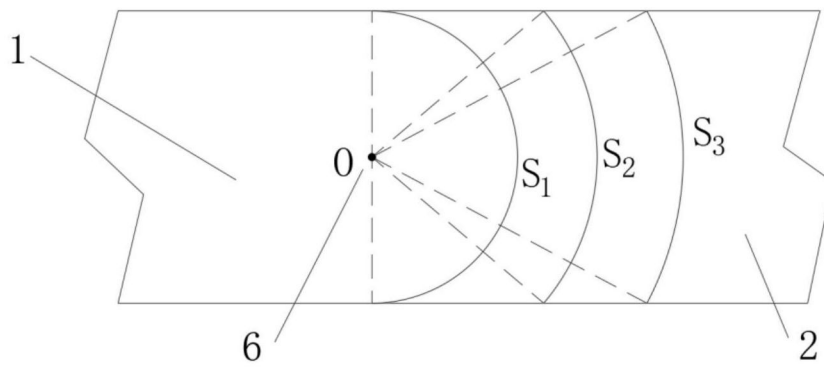


图4

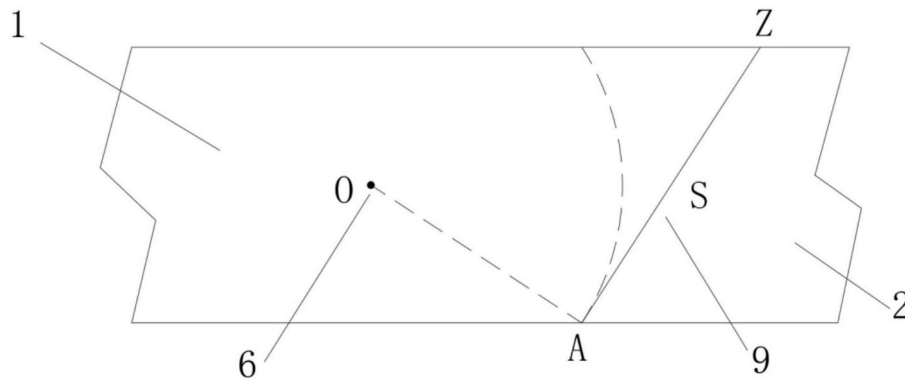


图5

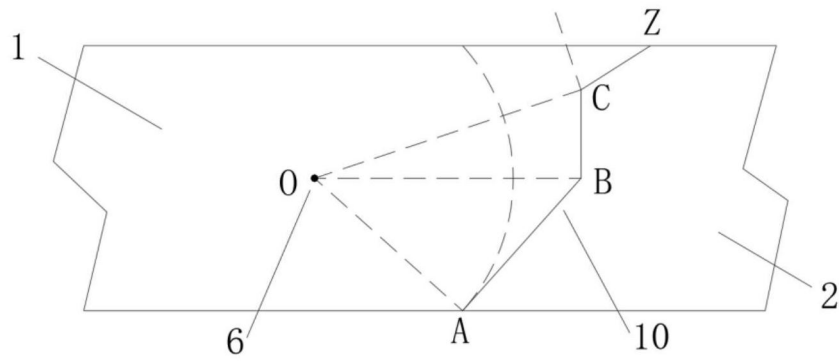


图6

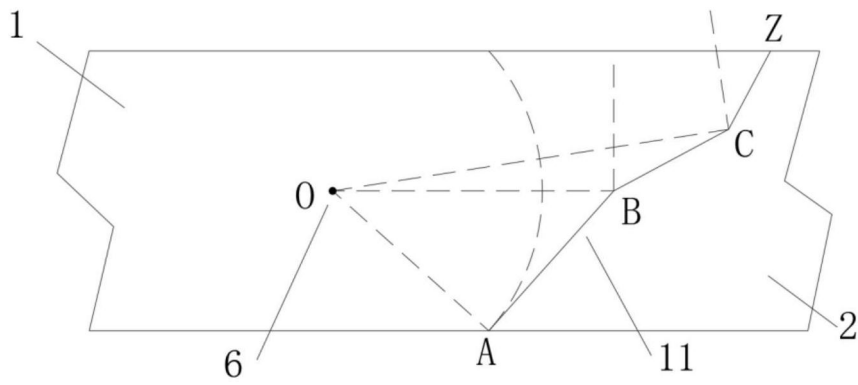


图7

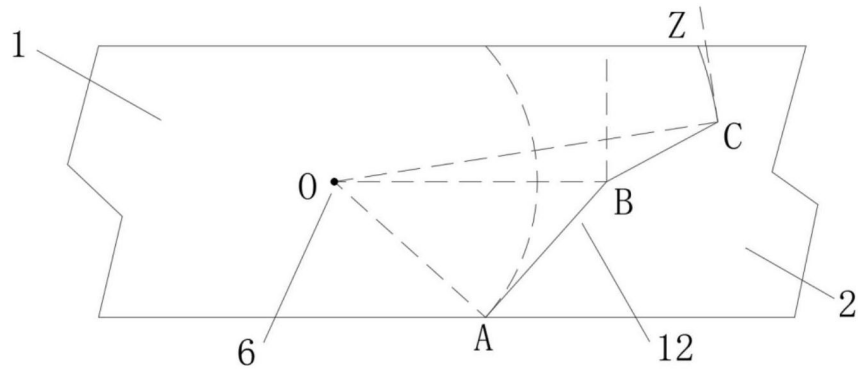


图8

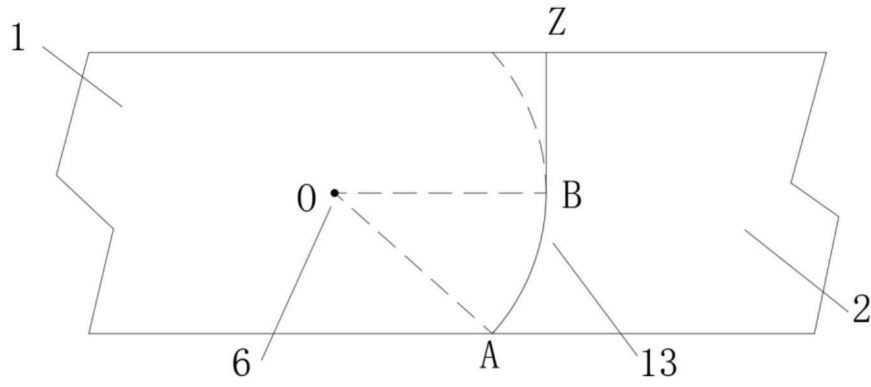


图9

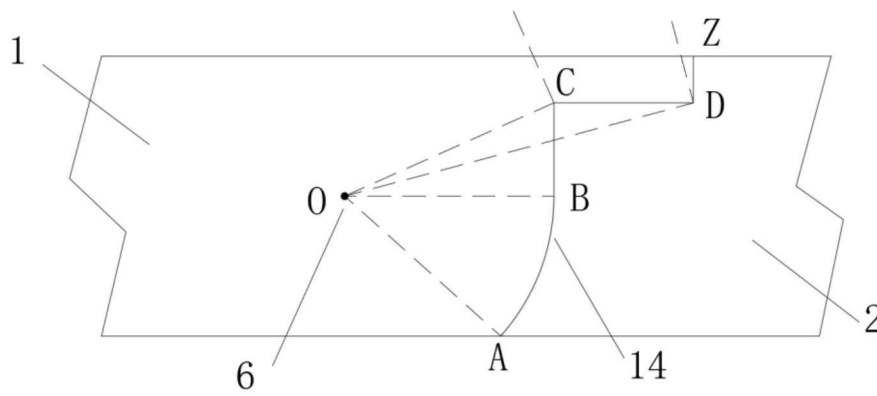


图10

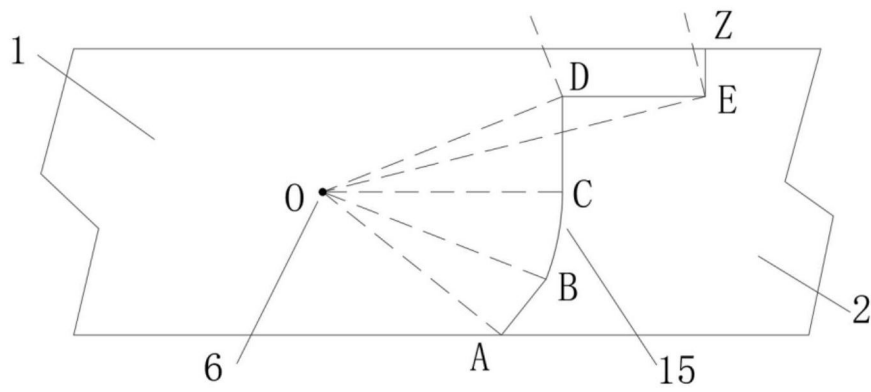


图11

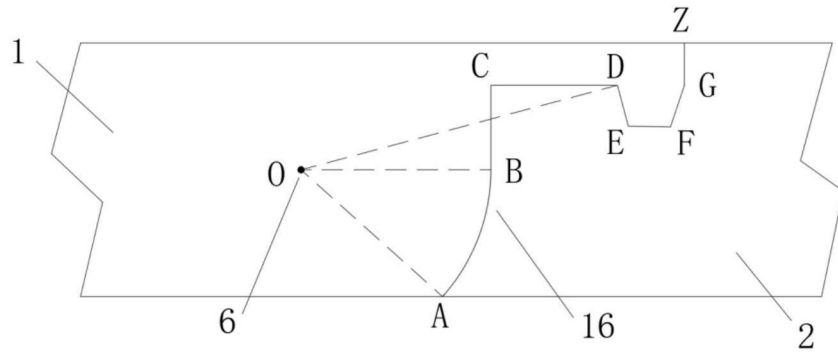


图12

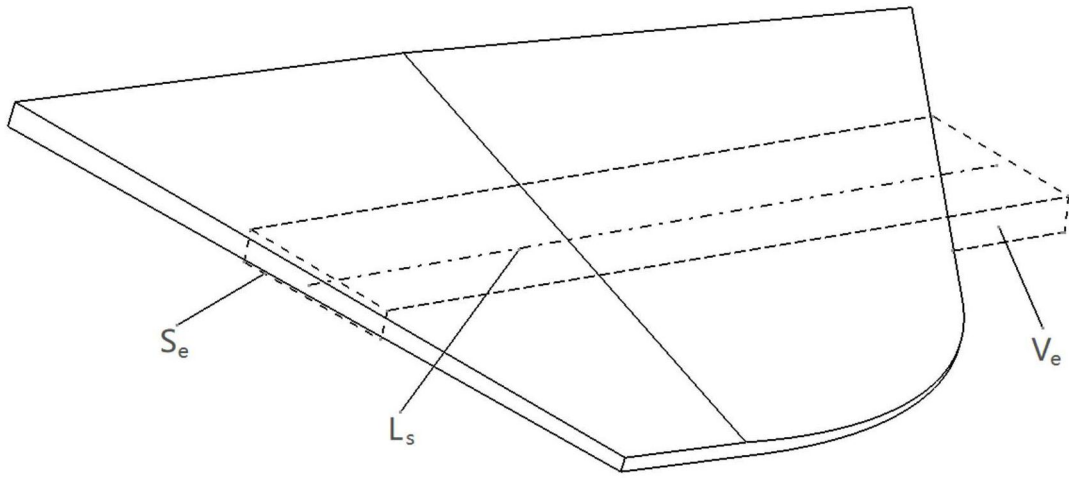


图13

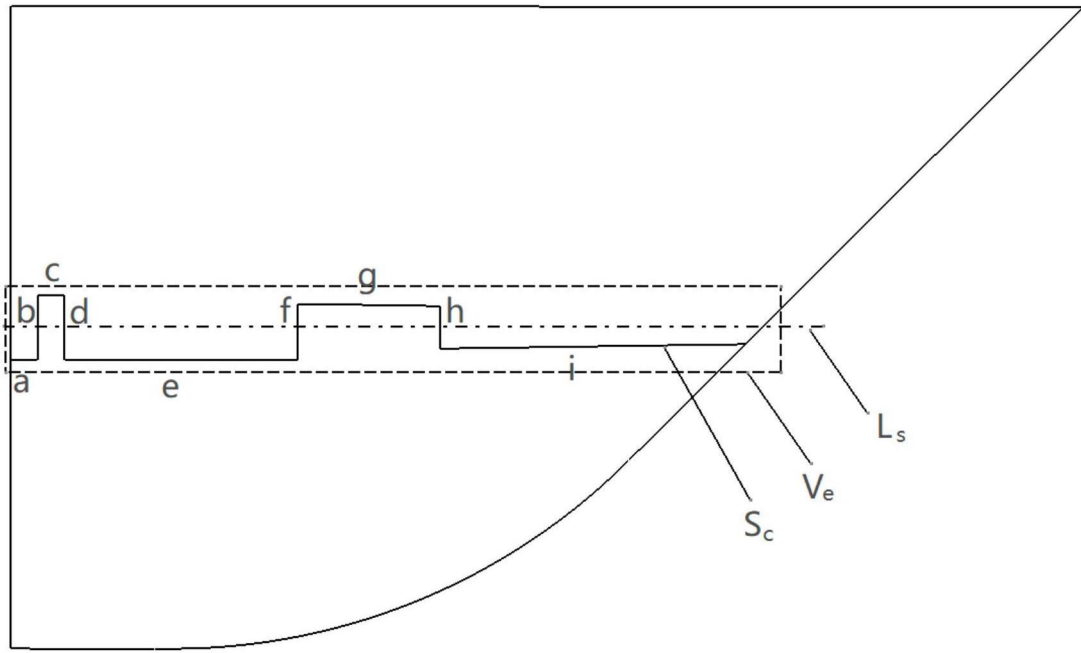


图14

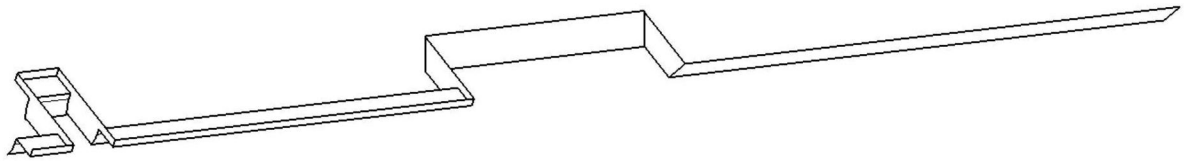


图15

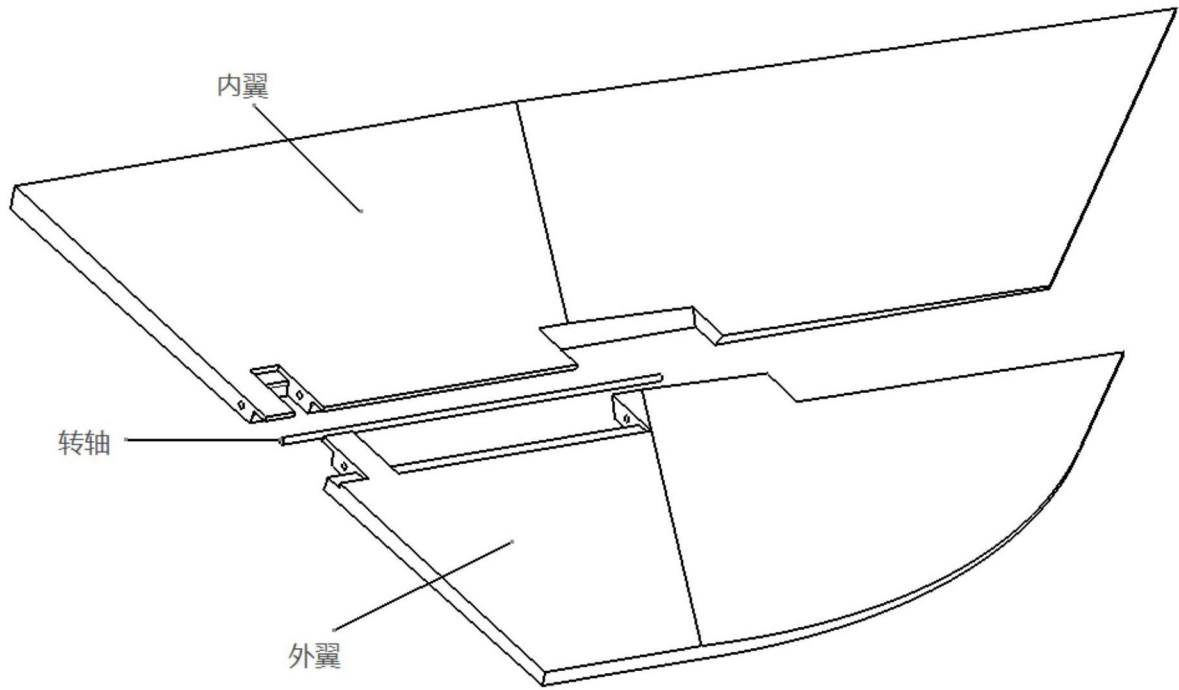


图16

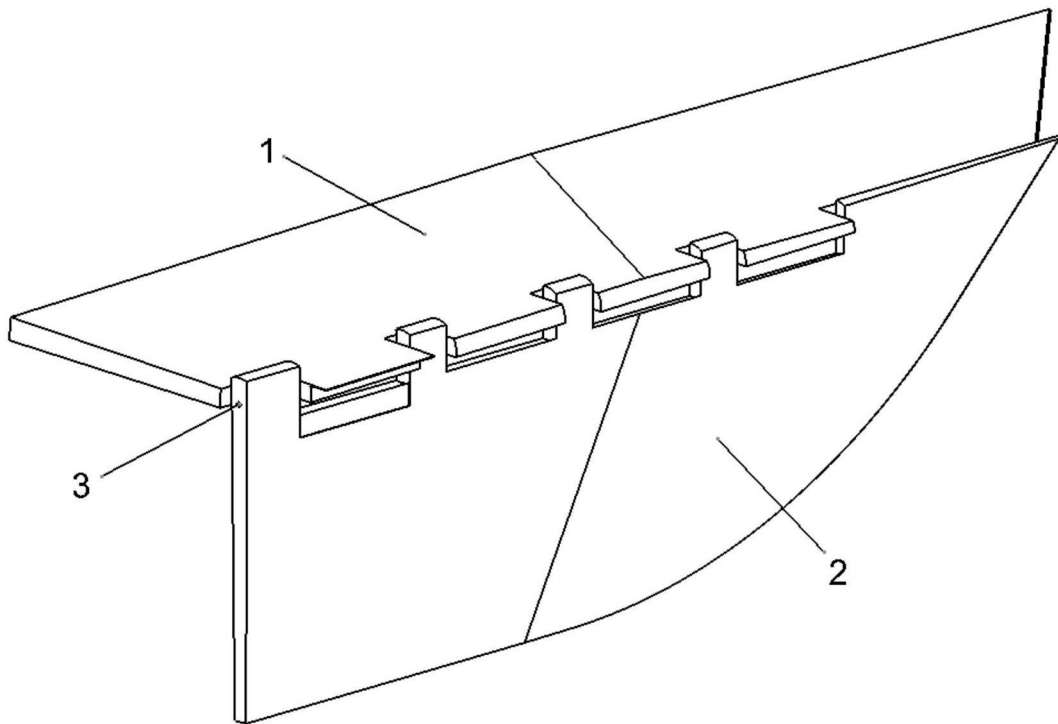


图17

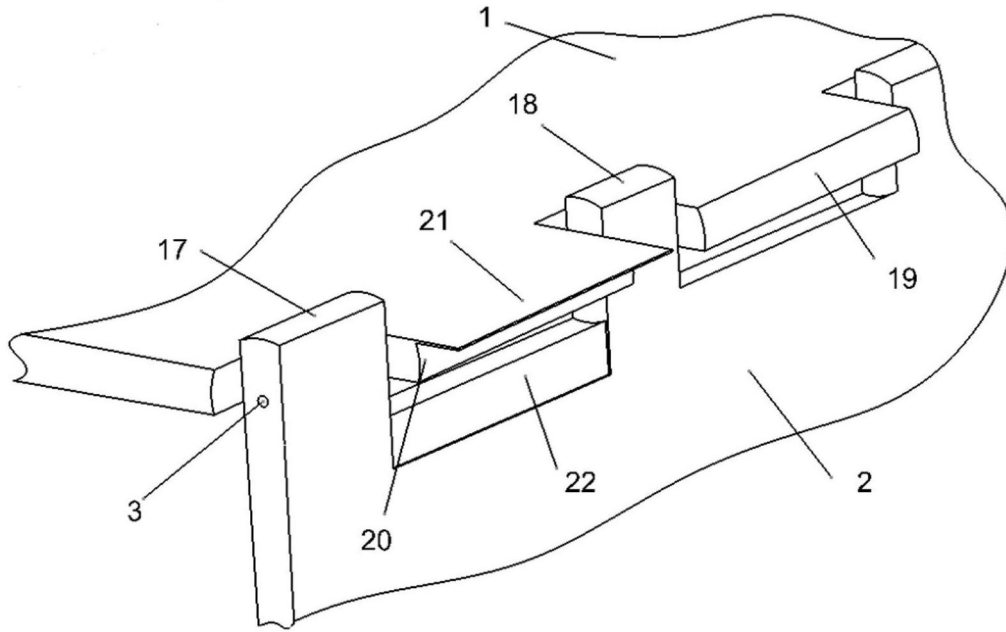


图18

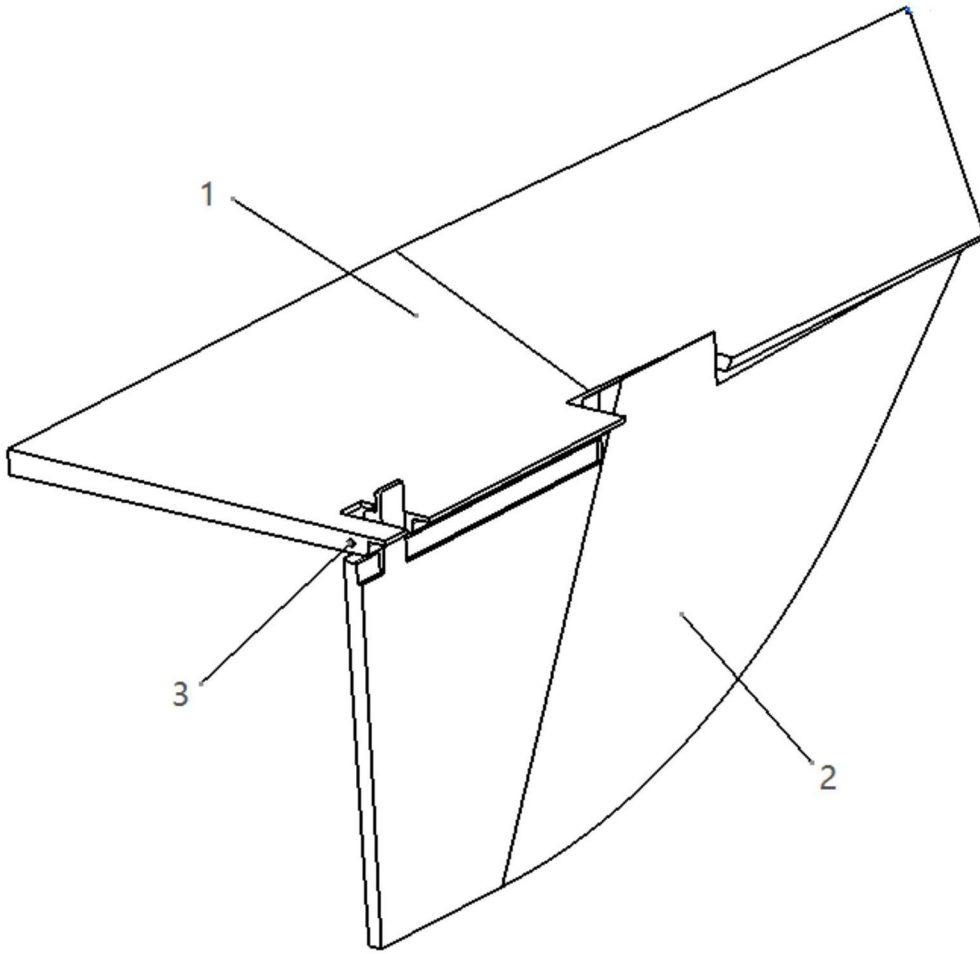


图19

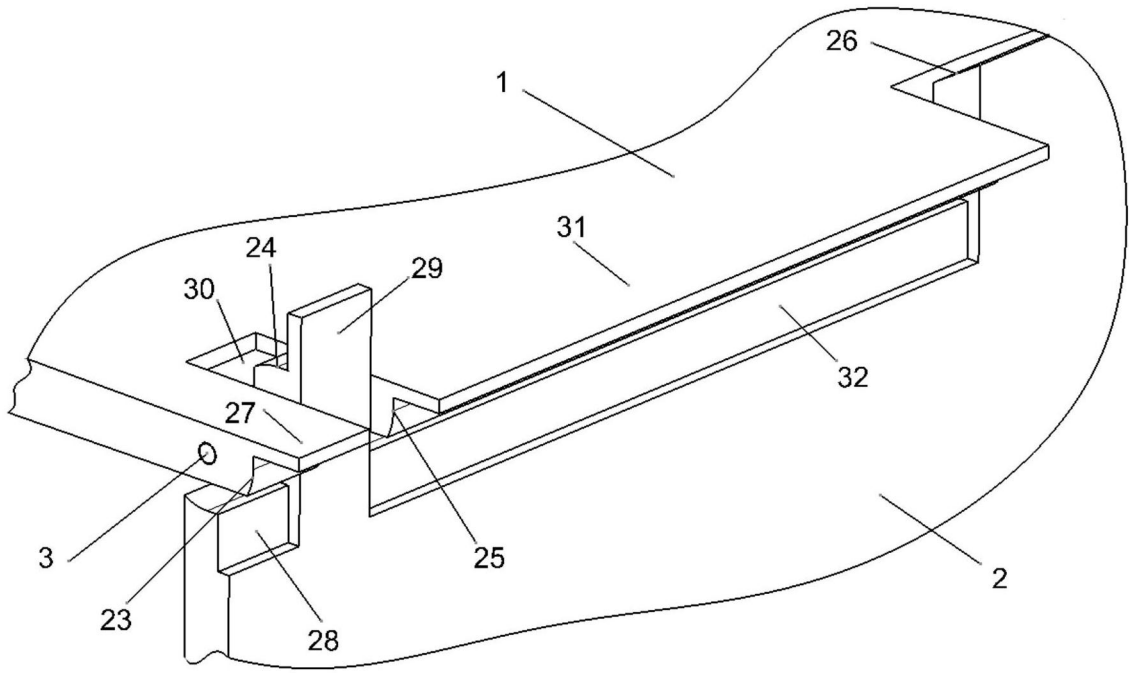


图20