



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112949222 B

(45) 授权公告日 2023. 10. 10

(21) 申请号 202110275428.7

B64F 5/00 (2017.01)

(22) 申请日 2021.03.15

B64C 30/00 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

G06F 113/08 (2020.01)

申请公布号 CN 112949222 A

G06F 119/14 (2020.01)

(43) 申请公布日 2021.06.11

(56) 对比文件

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所

CN 104724281 A, 2015.06.24

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

彭钧, 陆志良, 李文正. Ma4.5 巡航飞行器乘波体方法优化设计. 宇航学报. 2004, (第02期), 14-19.

(72) 发明人 刘文 张陈安 杨磊 李文皓

崔凯; 徐应洲; 肖尧; 李广利. 乘波体压缩面变化对其气动性能影响分析. 力学学报. 2017, (第01期), 82-90.

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理事务所(普通合伙) 11390

专利代理师 胡剑辉

审查员 谢琳

(51) Int. Cl.

G06F 30/28 (2020.01)

G06F 30/15 (2020.01)

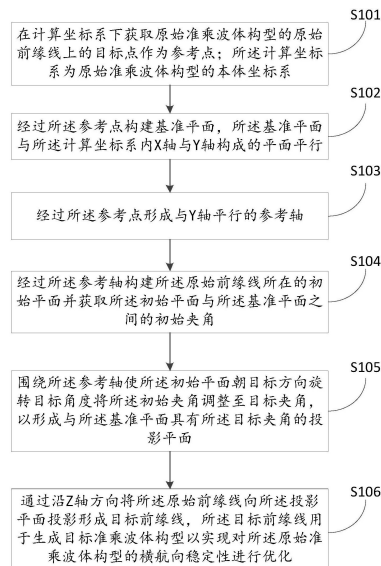
权利要求书2页 说明书10页 附图12页

(54) 发明名称

一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法、系统及升力体

(57) 摘要

本发明公开了一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法、系统及升力体, 本申请实施例提供的准乘波体构型横航向稳定性优化方法, 可以对原始准乘波体进行修型, 通过改变前缘线所在初始平面与水平面的夹角生成投影平面, 将原始准乘波体构型的前缘线在投影平面上投影生成新的前缘线, 通过调整初始平面与水平面的夹角来调整前缘线的位置, 进而改变准乘波体下表面的上反特征, 从而很容易的调整准乘波体的横航向稳定性。同时可以实现不依靠机身上凸起的安定面来调整该类飞行器的横航向稳定性, 大大缓解了高超声速飞行时面临的热防护难题。



1. 一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法,其特征在于,包括:

在计算坐标系下获取原始准乘波体构型的原始前缘线上的目标点作为参考点;所述计算坐标系为原始准乘波体构型的本体坐标系;

经过所述参考点构建基准平面,所述基准平面与所述计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行;

经过所述参考点形成与Y轴平行的参考轴;

经过所述参考轴构建所述原始前缘线所在的初始平面并获取所述初始平面与所述基准平面之间的初始夹角;

围绕所述参考轴使所述初始平面朝目标方向旋转目标角度将所述初始夹角调整至目标夹角,以形成与所述基准平面具有所述目标夹角的投影平面;

通过沿Z轴方向将所述原始前缘线向所述投影平面投影形成目标前缘线,所述目标前缘线用于生成目标准乘波体构型以实现与所述原始准乘波体构型的横航向稳定性进行优化;

确定在Z轴方向上所述原始前缘线与所述目标前缘线的相对位置关系;

根据所述相对位置关系以及所述参考点的位置信息确定所述目标方向;

所述参考点为所述原始前缘线的首部端点;

在Z轴方向上所述原始前缘线位于所述目标前缘线以上,所述目标方向为沿Z轴方向下;所述目标角度越大形成的所述目标前缘线越靠下,目标上反角越小,所述目标准乘波体构型的横航向稳定性越弱;

在Z轴方向上所述原始前缘线位于所述目标前缘线以下,所述目标方向为沿Z轴方向上;所述目标角度越大形成的所述目标前缘线越靠上,所述目标上反角越大,所述目标准乘波体构型的横航向稳定性越强;

在所述目标前缘线选取多个点,从每个点沿每个纵向截面采用相同的曲线方程生成多条目标截面型线且均直到底面截止;

根据所述目标前缘线以及多条所述目标截面型线生成所述目标准乘波体构型的下表面。

2. 根据权利要求1所述的准乘波体构型横航向稳定性优化方法,其特征在于,所述曲线方程为与生成所述原始准乘波体构型相同的曲线方程。

3. 根据权利要求2所述的准乘波体构型横航向稳定性优化方法,其特征在于,所述曲线方程的表达式如下:

$$\frac{z}{L} = \sum_{i=1}^{11} a_i \left(\frac{x}{L}\right)^{b_i}$$

式中,L为给定的乘波体总长, $a_i$ 方程系数, $b_i = 0.5 + 0.1i$  ( $1 \leq i \leq 11$ )。

4. 根据权利要求1所述的准乘波体构型横航向稳定性优化方法,其特征在于,所述本体坐标系为获得所述原始准乘波体构型的原始坐标系,所述X轴与Y轴构成的平面与水平面平行。

5. 根据权利要求4所述的准乘波体构型横航向稳定性优化方法,其特征在于,所述原始坐标系的X轴的指向为原始准乘波体构型的尾部指向头部、Y轴的指向为在水平面上指向左侧、Z轴的指向为在铅锤面内指向下方。

6. 根据权利要求1所述的准乘波体构型横航向稳定性优化方法,其特征在于,所述原始准乘波体构型为以配平和纵向稳定性为优化目标获得的尖头前缘准乘波体。

7. 一种准乘波体构型横航向稳定性优化系统,其特征在于,包括:

参考点确定机构,用于在计算坐标系下获取原始准乘波体构型的原始前缘线上的目标点作为参考点;所述计算坐标系为原始准乘波体构型的本体坐标系;

基准平面构建机构,用于经过所述参考点构建基准平面,所述基准平面与所述计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行;

参考轴形成机构,用于经过所述参考点形成与Y轴平行的参考轴;

初始夹角获取机构,用于经过所述参考轴构建所述原始前缘线所在的初始平面并获取所述初始平面与所述基准平面之间的初始夹角;

投影平面形成机构,用于围绕所述参考轴使所述初始平面旋转目标角度将所述初始夹角调整至目标夹角,以形成与所述基准平面具有所述目标夹角的投影平面;

横航向稳定性优化机构,用于通过沿Z轴方向将所述原始前缘线向所述投影平面投影形成目标前缘线,所述目标前缘线用于生成目标准乘波体构型以实现对所述原始准乘波体构型横航向稳定性进行优化;

确定在Z轴方向上所述原始前缘线与所述目标前缘线的相对位置关系;

根据所述相对位置关系以及所述参考点的位置信息确定目标方向;

所述参考点为所述原始前缘线的首部端点;

在Z轴方向上所述原始前缘线位于所述目标前缘线以上,所述目标方向为沿Z轴方向下;所述目标角度越大形成的所述目标前缘线越靠下,目标上反角越小,所述目标准乘波体构型的横航向稳定性越弱;

在Z轴方向上所述原始前缘线位于所述目标前缘线以下,所述目标方向为沿Z轴方向上;所述目标角度越大形成的所述目标前缘线越靠上,所述目标上反角越大,所述目标准乘波体构型的横航向稳定性越强;

在所述目标前缘线选取多个点,从每个点沿每个纵向截面采用相同的曲线方程生成多条目标截面型线且均直到底面截止;

根据所述目标前缘线以及多条所述目标截面型线生成所述目标准乘波体构型的下表面。

8. 一种准乘波体构型,其特征在于,包括:

前缘线,所述前缘线为将原始前缘线沿Z轴方向朝投影平面上投影获得的目标前缘线;所述目标前缘线用于生成具有目标上反角的目标准乘波体构型;

其中,所述原始前缘线为原始准乘波体构型的前缘线;所述投影平面为围绕参考轴使基准平面旋转目标角度形成的平面,所述参考轴为经过参考点形成与Y轴平行的轴,所述参考点为原始前缘线上的目标点,所述基准平面为经过所述参考点与计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行的平面,所述X轴的指向为原始准乘波体的尾部指向头部,所述Y轴的指向为在水平面上指向左侧,所述Z轴的指向为在铅锤面内指向下方;

下表面,所述下表面为采用与所述目标前缘线相交的多条截面型线生成的表面;所述截面型线与生成所述原始准乘波体构型的下表面的多条截面型线相同;

上表面,所述上表面为自由流面。

## 一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法、系统及升力体

### 技术领域

[0001] 本发明涉及乘波构型优化技术领域,特别是涉及一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法、系统及升力体。

### 背景技术

[0002] 在高超声速条件下,由于常规外形的飞行器在超音速流中前缘大都是脱体激波,激波前后存在的压差使得常规外形的飞行器上的波阻非常大,飞行器将遭受极大的摩阻和波阻,升阻比提升十分困难,会面临难以逾越的“升阻比屏障”。为了解决上述问题,乘波构型的飞行器应运而生。乘波构型也称为乘波体,是一种适宜高超音速飞行的飞行器外形,其所有的前缘都具有附体激波。乘波构型飞行时其前缘平面与激波的上表面重合,就像骑在激波的波面上,依靠激波的压力产生升力。由于乘波体的上表面与自由流面同面,所以不会形成大的压差阻力。因此,乘波体被认为是最有希望打破高超声速“升阻比屏障”的一种新型气动布局。

[0003] 基于各种基准流场的乘波体生成方法的发展,使得在飞行器设计过程中可以根据不同需求选择不同类型的乘波体构型。但是,乘波体构型一般难以直接满足容积率、配平、稳定性等基本的飞行器设计工程需求。针对这一情况,“准乘波体”构型优化设计方法应运而生,“准乘波体”设计过程为:保留乘波体的前缘线;从前缘线上的点出发,沿每个纵向截面采用可解析表达的曲线确定该截面型线,直到底面截止;保持对称面处型线高度与原乘波体一致;上表面仍然沿用自由流面。最后,再采用遗传算法对曲线进行优化,即可生成满足配平和纵向稳定性的高升阻比准乘波体构型。

[0004] 可见,上述准乘波体构型优化设计主要考虑了纵向静稳定性的影响,而在工程应用中,飞行器的横向和航向稳定性也至关重要。在传统航空飞行器设计过程中,一般通过在尾部迎风面或背风面布置安定面来改善横航向稳定性。然而,由于高超声速飞行时,气动热问题突出,机身上凸起的安定面气动烧蚀严重,会面临较大的结构失效风险,且产生的激波会进一步增大波阻,造成较大的升阻比损失,从而大大降低飞行任务成功的可能性。

[0005] 因此,如何实现依靠准乘波体自身几何特征的合理设计来满足横航向稳定性要求,是迫切需要本领域技术人员解决的技术问题。

### 发明内容

[0006] 本发明提供了一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法、系统及升力体。

[0007] 本发明提供了如下方案:

[0008] 一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法,包括:

[0009] 在计算坐标系下获取原始准乘波体构型的原始前缘线上的目标点作为参考点;所述计算坐标系为原始准乘波体构型的本体坐标系;

[0010] 经过所述参考点构建基准平面,所述基准平面与所述计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行;

- [0011] 经过所述参考点形成与Y轴平行的参考轴；
- [0012] 经过所述参考轴构建所述原始前缘线所在的初始平面并获取所述初始平面与所述基准平面之间的初始夹角；
- [0013] 围绕所述参考轴使所述初始平面朝目标方向旋转目标角度将所述初始夹角调整至目标夹角,以形成与所述基准平面具有所述目标夹角的投影平面；
- [0014] 通过沿Z轴方向将所述原始前缘线向所述投影平面投影形成目标前缘线,所述目标前缘线用于生成目标标准乘波体构型以实现与所述原始准乘波体构型的横航向稳定性进行优化。
- [0015] 优选地:确定在Z轴方向上所述原始前缘线与所述目标前缘线的相对位置关系；
- [0016] 根据所述相对位置关系以及所述参考点的位置信息确定所述目标方向。
- [0017] 优选地:所述参考点为所述原始前缘线的首部端点。
- [0018] 优选地:在Z轴方向上所述原始前缘线位于所述目标前缘线以上,所述目标方向为沿Z轴方向下;所述目标角度越大形成的所述目标前缘线越靠下,所述目标上反角越小,所述目标标准乘波体构型的横航向稳定性越弱。
- [0019] 优选地:在Z轴方向上所述原始前缘线位于所述目标前缘线以下,所述目标方向为沿Z轴方向上;所述目标角度越大形成的所述目标前缘线越靠上,所述目标上反角越大,所述目标标准乘波体构型的横航向稳定性越强。
- [0020] 优选地:在所述目标前缘线选取多个点,从每个点沿每个纵向截面采用相同的曲线方程生成多条目标截面型线且均直到底面截止；
- [0021] 根据所述目标前缘线以及多条所述目标截面型线生成所述目标标准乘波体构型的下表面。
- [0022] 优选地:所述曲线方程为与生成所述原始准乘波体构型相同的曲线方程。
- [0023] 优选地:所述曲线方程的表达式如下：
- [0024] 
$$\frac{z}{L} = \sum_{i=1}^{11} a_i \left(\frac{x}{L}\right)^{b_i}$$
- [0025] 式中,L为给定的乘波体总长, $a_i$ 方程系数, $b_i = 0.5 + 0.1i$  ( $1 \leq i \leq 11$ )。
- [0026] 优选地:所述本体坐标系为获得所述原始准乘波体构型的原始坐标系,所述X轴与Y轴构成的平面与水平面平行。
- [0027] 优选地:所述原始坐标系的X轴的指向为原始准乘波体构型的尾部指向头部、Y轴的指向为在水平面上指向左侧、Z轴的指向为在铅锤面内指向下方。
- [0028] 优选地:所述原始准乘波体构型为以配平和纵向稳定性为优化目标获得的尖头前缘准乘波体。
- [0029] 一种准乘波体构型横航向稳定性优化系统,包括：
- [0030] 参考点确定机构,用于在计算坐标系下获取原始准乘波体构型的原始前缘线上的目标点作为参考点;所述计算坐标系为原始准乘波体构型的本体坐标系；
- [0031] 基准平面构建机构,用于经过所述参考点构建基准平面,所述基准平面与所述计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行；
- [0032] 参考轴形成机构,用于经过所述参考点形成与Y轴平行的参考轴；
- [0033] 初始夹角获取机构,用于经过所述参考轴构建所述原始前缘线所在的初始平面并

获取所述初始平面与所述基准平面之间的初始夹角；

[0034] 投影平面形成机构,用于围绕所述参考轴使所述初始平面旋转目标角度将所述初始夹角调整至目标夹角,以形成与所述基准平面具有所述目标夹角的投影平面；

[0035] 横航向稳定性优化机构,用于通过沿Z轴方向将所述原始前缘线向所述投影平面投影形成目标前缘线,所述目标前缘线用于生成目标准乘波体构型以实现对所述原始准乘波体构型横航向稳定性进行优化。

[0036] 一种准乘波体构型,包括:

[0037] 前缘线,所述前缘线为将原始前缘线沿Z轴方向朝投影平面上投影获得的目标前缘线;所述目标前缘线用于生成具有目标上反角的目标准乘波体构型;

[0038] 其中,所述原始前缘线为原始准乘波体构型的前缘线;所述投影平面为围绕参考轴使基准平面旋转目标角度形成的平面,所述参考轴为经过参考点形成与Y轴平行的轴,所述参考点为原始前缘线上的目标点,所述基准平面为经过所述参考点与所述计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行的平面,所述X轴的指向为原始准乘波体的尾部指向头部,所述Y轴的指向为在水平面上指向左侧,所述Z轴的指向为在铅锤面内指向下方。

[0039] 优选地:下表面,所述下表面为采用与所述目标前缘线相交的多条截面型线生成的表面;所述截面型线与生成所述原始准乘波体构型的下表面的多条截面型线相同。

[0040] 优选地:上表面,所述上表面为自由流面。

[0041] 根据本发明提供的具体实施例,本发明公开了以下技术效果:

[0042] 本申请实施例提供的准乘波体构型横航向稳定性优化方法,可以对原始准乘波体进行修型,通过改变前缘线所在初始平面与水平面的夹角生成投影平面,将原始准乘波体构型的前缘线在投影平面上投影生成新的前缘线,通过调整初始平面与水平面的夹角来调整前缘线的位置,进而改变准乘波体下表面的上反特征,从而很容易的调整准乘波体的横航向稳定性。同时可以实现不依靠机身上凸起的安定面来调整该类飞行器的横航向稳定性,大大缓解了高超声速飞行时面临的热防护难题。

[0043] 另外,在优选地实施方式下,在生成的新前缘线基础上,可以保持下表面生成方法和截面型线不变,从而生成新的准乘波体构型,对准乘波体构型的升阻比影响小,既可以提高准乘波体构型的横航向稳定性,同时还可保持该类构型的高升阻比特性,为高超声速高升阻比乘波类构型的工程化应用提供了一种有效的设计方法。

[0044] 当然,实施本发明的任一产品并不一定需要同时达到以上所述的所有优点。

## 附图说明

[0045] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0046] 图1是本发明实施例提供的一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法的流程图;

[0047] 图2(a-b)是典型锥导乘波体生成示意图;

[0048] 图3是准乘波体下表面生成示意图;

[0049] 图4(a-d)是典型准乘波体构型示意图;

- [0050] 图5是本发明实施例提供的目标前缘线生成过程示意图；
- [0051] 图6(a-d)是本发明实施例提供的根据目标前缘线生成的典型目标乘波体构型示意图；
- [0052] 图7(a-d)是本发明实施例提供的初始平面与水平面的初始夹角为 $\theta=3.5^\circ$ 的原始准乘波体构型的结构示意图；
- [0053] 图8(a-c)是本发明实施例提供的原始准乘波体构型的气动特性线形图；
- [0054] 图9(a-d)是本发明实施例提供的初始平面与水平面的初始夹角为 $\theta=2^\circ$ 的目标乘波体构型的结构示意图；
- [0055] 图10(a-c)是本发明实施例提供的目标乘波体构型的气动特性线形图；
- [0056] 图11是本发明实施例提供的一种准乘波体构型横航向稳定性优化系统的示意图。
- [0057] 图中：前缘线1、原始前缘线11、目标前缘线12、截面型线2、基准平面31、初始平面32、投影平面33、激波4、轴对称体5、准乘波体构型6、基准底面7。

### 具体实施方式

[0058] 下面将结合本发明实施例中的附图，对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述，显然，所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例，而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例，本领域普通技术人员所获得的所有其他实施例，都属于本发明保护的范围。

#### [0059] 实施例

[0060] 参见图1，为本发明实施例提供的一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法，如图1所示，该方法可以包括：

[0061] S101：在计算坐标系下获取原始准乘波体构型的原始前缘线上的目标点作为参考点；所述计算坐标系为原始准乘波体构型的本体坐标系；

[0062] S102：经过所述参考点构建基准平面，所述基准平面与所述计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行；

[0063] S103：经过所述参考点形成与Y轴平行的参考轴；

[0064] S104：经过所述参考轴构建所述原始前缘线所在的初始平面并获取所述初始平面与所述基准平面之间的初始夹角；

[0065] S105：围绕所述参考轴使所述初始平面朝目标方向旋转目标角度将所述初始夹角调整至目标夹角，以形成与所述基准平面具有所述目标夹角的投影平面；

[0066] S106：通过沿Z轴方向将所述原始前缘线向所述投影平面投影形成目标前缘线，所述目标前缘线用于生成具有目标上反角的目标乘波体构型以实现与所述原始准乘波体构型的横航向稳定性进行优化。

[0067] 本申请实施例提供的准乘波体构型横航向稳定性优化方法，将原始准乘波体构型的前缘线在投影平面上投影生成新的前缘线，通过调整投影平面与初始平面的夹角来调整前缘线在Z轴方向上的上下位置，进而改变准乘波体下表面的上反特征，从而很容易的调整准乘波体的横航向稳定性，同时还可以保证获得的目标乘波体构型具有满足设计要求的升阻比。达到无需在机体上设置凸起的安定面，仅依靠准乘波体自身几何特征的合理设计来满足横航向稳定性要求。

[0068] 由于准乘波体构型优化设计主要考虑了纵向静稳定性的影响,在工程应用中,飞行器的横向和航向稳定性也至关重要。而准乘波体的横航向稳定性受到准乘波体下表面的上反特征影响明显,主要表现为上反特征越明显准乘波体的横航向稳定性越好,因此本申请实施例提供的方法可以根据需要确定目标角度的大小,达到调整准乘波体的上反特征的目的,进而实现对横航向稳定性的调节。

[0069] 需要说明的是,为了简化计算步骤达到快速生成原始准乘波体构型的目的,因此,在形成原始准乘波体构型的过程中用户通常会使用原始准乘波体构型的原始前缘线具有一定的上反特征,因此,当原始准乘波体构型生成后,可以首先对原始准乘波体构型的升阻比以及横航向稳定性进行检测,判断升阻比以及横航向稳定性是否均满足设计要求,如果满足设计要求则可以将该原始准乘波体构型作为最终构型使用。如果不满足设计要求,则需要根据不满足设计要求的特性对初始前缘线的位置进行调整。

[0070] 由于准乘波体的上反特征是否明显由前缘线在Z轴方向上的高低位置所决定,因此本申请实施例可以通过原始前缘线与目标前缘线在Z轴方向上的高低位置确定初始夹角需要增大还是需要减小。由于该参考轴为初始平面与基准平面的交线,因此两个平面相对旋转时,参考轴的位置对于两个平面相互旋转后形成的投影平面会使原始前缘线上移还是下移不确定,因此在实际应用中,需要根据参考轴的位置确定旋转的目标方向以及目标角度。具体的,本申请实施例可以提供确定在Z轴方向上所述原始前缘线与所述目标前缘线的相对位置关系;根据所述相对位置关系以及所述参考点的位置信息确定所述目标方向。

[0071] 在具体选择调整方法时,可以首先确定参考点的位置,例如,在一种实现方式下,为了简化操作步骤本申请实施例可以提供所述参考点为所述原始前缘线的首部端点。当检测到原始准乘波体构型的升阻比不满足要求,而横航向稳定性满足要求时,需要将该初始夹角调小,具体的操作方法为,在Z轴方向上所述原始前缘线位于所述目标前缘线以上,所述目标方向为沿Z轴方向下;所述目标角度越大形成的所述目标前缘线越靠下,所述目标上反角越小,所述目标准乘波体构型的横航向稳定性越弱。通过减小上反特征可以提高升阻比。

[0072] 再例如,当检测到原始准乘波体构型的升阻比满足要求,而横航向稳定性不满足要求时,需要将该初始夹角调大,具体的操作方法为,在Z轴方向上所述原始前缘线位于所述目标前缘线以下,所述目标方向为沿Z轴方向上;所述目标角度越大形成的所述目标前缘线越靠上,所述目标上反角越大,所述目标准乘波体构型的横航向稳定性越强。通过增加上反特征可以提高横航向稳定性,只要确保目标角度合适可以使得升阻比在设计范围内波动。

[0073] 可以理解的是,如果该参考点为原始前缘线的尾部端点,要与参考点为原始前缘线的首部端点时获得相同的结果,则只需要向相反的方向进行相应的旋转即可。

[0074] 本申请实施例提供的方法是在基于传统生成准乘波体方法的基础上进行的改进,因此,在目标前缘线生成后,可以采用现有技术中任何一种可以生成准乘波体构型的方法。例如,本申请实施例可以提供在所述目标前缘线选取多个点,从每个点沿每个纵向截面采用相同的曲线方程生成多条目标截面型线且均直到底面截止;根据所述目标前缘线以及多条所述目标截面型线生成目标准乘波体构型的下表面。采用在目标前缘线上选取点,在由各个点为起点采用相同的曲线方程生成目标截面型线,可以保证生成的各条目标截面型线



均与目标前缘线相交。进而保证获得的目标乘波体构型的下表面的流场在理论上和基准流场的对应部分完全相同,激波可以完全附着在前缘线处,阻止下表面波后高压气体上溢,在小攻角即可获得较高升力。

[0075] 可以理解的是,该曲线方程可以是根据需要定义的任意的曲线方程,在实际操作时,只需要保证生成各条截面型线时采用的曲线方程相同即可。例如,在一种实现方式下,本申请实施例可以提供所述曲线方程为与生成所述原始准乘波体构型相同的曲线方程。采用与原始准乘波体构型相同的曲线方程生成的下表面,可以保留原始准乘波体构型的下表面的大部分特征,使得升阻比变化较小,便于快速得到满足升阻比要求的升力体。

[0076] 具体的,所述曲线方程的表达式如下:

$$[0077] \quad \frac{z}{L} = \sum_{i=1}^{11} a_i \left(\frac{x}{L}\right)^{b_i}$$

[0078] 式中,L为给定的乘波体总长, $a_i$ 方程系数, $b_i=0.5+0.1i (1 \leq i \leq 11)$ 。

[0079] 在实际应用中,所述原始准乘波体构型可以为以配平和纵向稳定性为优化目标获得的尖头前缘准乘波体。该本体坐标系可以根据原始准乘波体构型当前所处的姿态所确定,为了方便进行计算,所述本体坐标系可以为获得所述原始准乘波体构型的原始坐标系。具体的,所述原始坐标系的X轴的指向为由原始准乘波体的尾部指向头部、Y轴的指向为在水平面上指向左侧、Z轴的指向为在铅锤面内指向下方。为了方便计算,所述本体坐标系可以为获得所述原始准乘波体构型的原始坐标系,所述X轴与Y轴构成的平面与水平面平行。采用水平面作为基准平面可以有效地降低计算难度。

[0080] 总之,本申请实施例提供的准乘波体构型横航向稳定性优化方法,可以对原始准乘波体进行修型,通过改变前缘线初始平面与水平面的夹角,生成前缘投影后的准乘波体构型,可以实现不依靠机身上凸起的安定面来调整该类飞行器的横航向稳定性,大大缓解了高超声速飞行时面临的热防护难题。

[0081] 下面通过具体实施方式对本申请实施例提供的方法进行详细介绍。

[0082] 首先,对原始准乘波体构型的具体生成步骤进行详细介绍。

[0083] 具体设计步骤如下:

[0084] 步骤一、原始前缘线定义。

[0085] 首先,根据锥导乘波体生成前缘线,其生成过程如图2(a-b)所示。给定来流马赫数Ma和锥形激波的激波角 $\beta_s$ ,可以得到三维激波面(Generating Shock),在激波面的底面(Base Surface)YZ平面上定义一条任意形式的基准曲线,此处采用如下形式的三次多项式来定义底面上的基准曲线:

$$[0086] \quad z = \begin{cases} a + by + cy^2 + dy^3 (y \geq 0) \\ a - by + cy^2 - dy^3 (y < 0) \end{cases} \quad (1)$$

[0087] 为了更清晰直观地描述该曲线,设激波圆半径为 $R_s$ ,基准曲线Z截距为 $R_0$ ,方位角为 $\varphi$ ,令曲线与激波圆交点位置处的切线与Y轴的夹角为 $\eta$ ,曲线与Z轴交点位置处的切线与Y轴的夹角为 $\lambda$ ,并令参数 $kw=R_0/R_s$ ,化简后可得:

$$[0088] \quad \begin{cases} a = -kw \cdot R_s \\ b = -\tan \lambda \\ d = \frac{-\sin \varphi (\tan \lambda + \tan \eta) + 2(\cos \varphi - kw)}{R_s^2 \sin^3 \varphi} \\ c = \frac{\tan \lambda - \tan \eta - 3dR_s^2 \sin^2 \varphi}{2R_s \sin \varphi} \end{cases} \quad (2)$$

[0089] 这样,给定设计参数 $kw$ 、 $\varphi$ 、 $\eta$ 和 $\lambda$ ,即可完全确定式(1)的基准曲线形式;再将该曲线沿X轴方向朝激波面投影得到一条交线,即为乘波体的原始前缘线(Leading Edge);

[0090] 步骤二、原始准乘波体构型生成

[0091] 在上述前缘线上选取若干个点,从每个点,沿每个纵向截面采用相同的曲线形式生成该截面型线,直到底面截止,曲线表达式如下:

$$[0092] \quad \frac{z}{L} = \sum_{i=1}^{11} a_i \left(\frac{x}{L}\right)^{b_i} \quad (3)$$

[0093] 式中, $L$ 为给定的准乘波体总长, $a_i$ 方程系数, $b_i = 0.5 + 0.1i$  ( $1 \leq i \leq 11$ )。

[0094] 根据前缘线和截面型线,即可生成准乘波体下表面,如图3所示。

[0095] 上表面采用与自由来流方向平行的自由流面。最终生成的典型准乘波体构型如图4(a-d)所示。

[0096] 采用传统的方法对生成的原始准乘波体进行优化时,往往采用的是以配平和纵向稳定性为优化目标,形成的原始准乘波体可能存在横航向稳定性达不到设计要求的情况。因此,在原始准乘波体采用传统的方法优化完成后,可以对其横航向稳定性进行评估,判断原始乘波体的横航向稳定性是否满足要求。横航向稳定性的判断可以通过计算流体动力学(CFD:Computational Fluid Dynamics)计算原始准乘波体的横向静导数和航向静导数,评估是否满足横航向稳定性要求。如果满足要求即为最终构型,如果不满足要求,则可以通过本申请提供的方法对原始前缘线的上反特征进行调整,直至满足横航向稳定性要求为止确定最终构型。

[0097] 当确定原始乘波体的横航向稳定性不满足要求,需要对其上反特征进行调整时,可以通过以下方法实现,考虑到左右两侧外形的对称性,仅以左半侧说明该构型的设计过程,如图5所示。

[0098] ①在前缘线端点A点处构建水平面YZ面;

[0099] ②过A点作与Y轴平行的直线AB;

[0100] ③过直线AB做原始前缘线所在的初始平面;

[0101] ④保持水平面不动绕AB轴将初始平面向上或向下旋转目标角度得到投影平面,使投影平面与水平面的夹角为目标夹角 $\theta$  ( $\theta \geq 0$ );

[0102] ⑤将原始前缘线沿Z轴方向朝投影平面投影,即可获得投影后的目标前缘线;

[0103] ⑥在投影后的目标前缘线上选取若干点,采用与原始准乘波体构型相同的截面型线生成下表面,上表面同样为自由流面,最终得到的典型目标准乘波体构型如图6(a-d)所示。

[0104] 在构型生成过程中,平面旋转角度 $\theta$ 为关键控制参数,其设计规律为:角度 $\theta$ 越小,

前缘线位置越靠上,整个构型的上反特征越明显,横航向稳定性越强。

[0105] 采用本申请实施例提供的方法对原始前缘线进行优化后,即可以获得满足横航向稳定性要求的上反特征,同时对于原始准乘波体的升阻比影响不大,完全可以满足生成的升力体对于高升阻比的要求。下面对本申请实施例提供的方法对升阻比影响以及目标夹角对于上反特征的影响进行验证。

[0106] 飞行工况:马赫数20,飞行高度40km。

[0107] 飞行器长度:5.5米。

[0108] 横航向稳定性设计要求:假设质心位置位于全长60%(即力矩参考点),后处理时参考面积为1平方米,参考长度为5.5米,则在最大升阻比所在攻角,横向静稳定要求 $C_{1\beta} < -0.15$ ,航向静稳定要求 $C_{n\beta} > 0.05$ 。

[0109] 说明:横向静导数 $C_{1\beta} < 0$ 表示横向静稳定,其值越小,横向静稳定性越强;航向静导数 $C_{n\beta} > 0$ 表示航向静稳定,其值越大,航向静稳定性越强。

[0110] 原始前缘线设计参数(步骤一): $k_w = 0.717$ 、 $\varphi = 33.457^\circ$ 、 $\eta = 37.554^\circ$ 和 $\lambda = 25.183^\circ$ 。

[0111] 下表面型线系数(方程3):

系数	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_4$	$a_5$	$a_6$	$a_7$	$a_8$	$a_9$	$a_{10}$	$a_{11}$
值	-0.03	0.03	0.01	0.05	-0.06	0.08	-0.00	-0.00	0.06	0.09	-0.04
	562	355	372	931	090	506	525	076	091	343	787

[0113] 采用上述设计参数以及下表面型线系数生成的原始准乘波体构型各个气动特性的测定:

[0114] 初始平面与水平面的初始夹角为: $\theta = 3.5^\circ$ ,获得的原始准乘波体构型如图7(a-d)所示。图8(a-c)给出了该外形在20马赫40km高度的气动特性,包括升阻比(图8a)、横向静导数(图8b)和航向静导数(图8c)。从图8(a-c)中可见,该外形在 $1^\circ$ 攻角升阻比最大,达到5.50,此时其横向静导数 $C_{1\beta}$ 为-0.106、航向静导数 $C_{n\beta}$ 为0.044。

[0115] 可见,该外形不满足 $C_{1\beta} < -0.15$ 且 $C_{n\beta} > 0.05$ 的横航向静稳定性要求。

[0116] 采用本申请实施例提供的方法对原始准乘波体构型进行改进,将沿Z轴方向使初始平面向上旋转 $1.5^\circ$ 形成投影平面,将原始前缘线向该投影平面上投影获得目标前缘线,并根据目标前缘线获得的目标准乘波体构型,目标准乘波体构型各个气动特性的测定如下:

[0117] 投影平面与水平面的目标夹角为: $\theta = 2^\circ$ ,获得的目标准乘波体构型如图9(a-d)所示。图10(a-c)给出了该外形在20马赫40km高度的气动特性,包括升阻比(图10a)、横向静导数(图10b)和航向静导数(图10c)。从图10(a-c)中可见,该外形在 $1^\circ$ 攻角升阻比最大,达到5.46,此时其横向静导数 $C_{1\beta}$ 为-0.157、航向静导数 $C_{n\beta}$ 为0.0625。

[0118] 可见,该目标准乘波体构型满足 $C_{1\beta} < -0.15$ 且 $C_{n\beta} > 0.05$ 的横航向静稳定性要求,且相比原始准乘波体构型,升阻比仅降低0.04。

[0119] 参见图11,与本申请实施例提供的一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法相对应,如图11所示,本申请实施例还提供了一种准乘波体构型横航向稳定性优化系统,该系统

具体可以包括：

[0120] 参考点确定机构201,用于在计算坐标系下获取原始准乘波体构型的原始前缘线上的目标点作为参考点;所述计算坐标系为原始准乘波体构型的本体坐标系;

[0121] 基准平面构建机构202,用于经过所述参考点构建基准平面,所述基准平面与所述计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行;

[0122] 参考轴形成机构203,用于经过所述参考点形成与Y轴平行的参考轴;

[0123] 初始夹角获取机构204,用于经过所述参考轴构建所述原始前缘线所在的初始平面并获取所述初始平面与所述基准平面之间的初始夹角;

[0124] 投影平面形成机构205,用于围绕所述参考轴使所述初始平面旋转目标角度将所述初始夹角调整至目标夹角,以形成与所述基准平面具有所述目标夹角的投影平面;

[0125] 横航向稳定性优化机构206,用于通过沿Z轴方向将所述原始前缘线向所述投影平面投影形成目标前缘线,所述目标前缘线用于生成目标准乘波体构型以实现对所述原始准乘波体构型横航向稳定性进行优化。

[0126] 进一步的,在一种实现方式下,还可以包括:

[0127] 位置关系确定机构,用于确定在Z轴方向上所述原始前缘线与所述目标前缘线的相对位置关系;

[0128] 目标方向确定机构,用于根据所述相对位置关系以及所述参考点的位置信息确定所述目标方向。

[0129] 再进一步的,在另一种实现方式下,还可以包括:

[0130] 目标截面型线生成机构,用于在所述目标前缘线选取多个点,从每个点沿每个纵向截面采用相同的曲线方程生成多条目标截面型线且均直到底面截止;

[0131] 下表面生成机构,用于根据所述目标前缘线以及多条所述目标截面型线生成所述目标准乘波体构型的下表面。

[0132] 与本申请实施例提供的一种准乘波体构型横航向稳定性优化方法以及系统相对应,本申请实施例还可以提供一种准乘波体构型,包括:

[0133] 前缘线,所述前缘线为将原始前缘线沿Z轴方向朝投影平面上投影获得的目标前缘线;所述目标前缘线用于生成具有目标上反角的目标准乘波体构型;

[0134] 其中,所述原始前缘线为原始准乘波体构型的前缘线;所述投影平面为围绕参考轴使基准平面旋转目标角度形成的平面,所述参考轴为经过参考点形成与Y轴平行的轴,所述参考点为原始前缘线上的目标点,所述基准平面为经过所述参考点与所述计算坐标系内X轴与Y轴构成的平面平行的平面,所述X轴的指向为原始准乘波体的尾部指向头部,所述Y轴的指向为在水平面上指向左侧,所述Z轴的指向为在铅锤面内指向下方。

[0135] 进一步的,在一种实现方式下,还可以包括下表面,所述下表面为采用与所述目标前缘线相交的多条截面型线生成的表面;所述截面型线与生成所述原始尖头前缘准乘波体构型的下表面的多条截面型线相同。

[0136] 再进一步的,在另一种实现方式下,还可以包括上表面,所述上表面为自由流面。

[0137] 需要说明的是,在本文中,诸如第一和第二等之类的关系术语仅仅用来将一个实体或者操作与另一个实体或操作区分开来,而不一定要求或者暗示这些实体或者操作之间存在任何这种实际的关系或者顺序。而且,术语“包括”、“包含”或者其任何其他变体意在涵盖

非排他性的包含,从而使得包括一系列要素的过程、方法、物品或者设备不仅包括那些要素,而且还包括没有明确列出的其他要素,或者是还包括为这种过程、方法、物品或者设备所固有的要素。在没有更多限制的情况下,由语句“包括一个……”限定的要素,并不排除在包括所述要素的过程、方法、物品或者设备中还存在另外的相同要素。

[0138] 通过以上的实施方式的描述可知,本领域的技术人员可以清楚地了解到本申请可借助软件加必需的通用硬件平台的方式来实现。基于这样的理解,本申请的技术方案本质上或者说对现有技术做出贡献的部分可以以软件产品的形式体现出来,该计算机软件产品可以存储在存储介质中,如ROM/RAM、磁碟、光盘等,包括若干指令用以使得一台计算机设备(可以是个人计算机,服务器,或者网络设备等)执行本申请各个实施例或者实施例的某些部分所述的方法。

[0139] 本说明书中的各个实施例均采用递进的方式描述,各个实施例之间相同相似的部分互相参见即可,每个实施例重点说明的都是与其他实施例的不同之处。尤其,对于系统或系统实施例而言,由于其基本相似于方法实施例,所以描述得比较简单,相关之处参见方法实施例的部分说明即可。以上所描述的系统及系统实施例仅仅是示意性的,其中所述作为分离部件说明的单元可以是或者也可以不是物理上分开的,作为单元显示的部件可以是或者也可以不是物理单元,即可以位于一个地方,或者也可以分布到多个网络单元上。可以根据实际的需要选择其中的部分或者全部模块来实现本实施例方案的目的。本领域普通技术人员在不付出创造性劳动的情况下,即可以理解并实施。

[0140] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已,并非用于限定本发明的保护范围。凡在本发明的精神和原则之内所作的任何修改、等同替换、改进等,均包含在本发明的保护范围内。

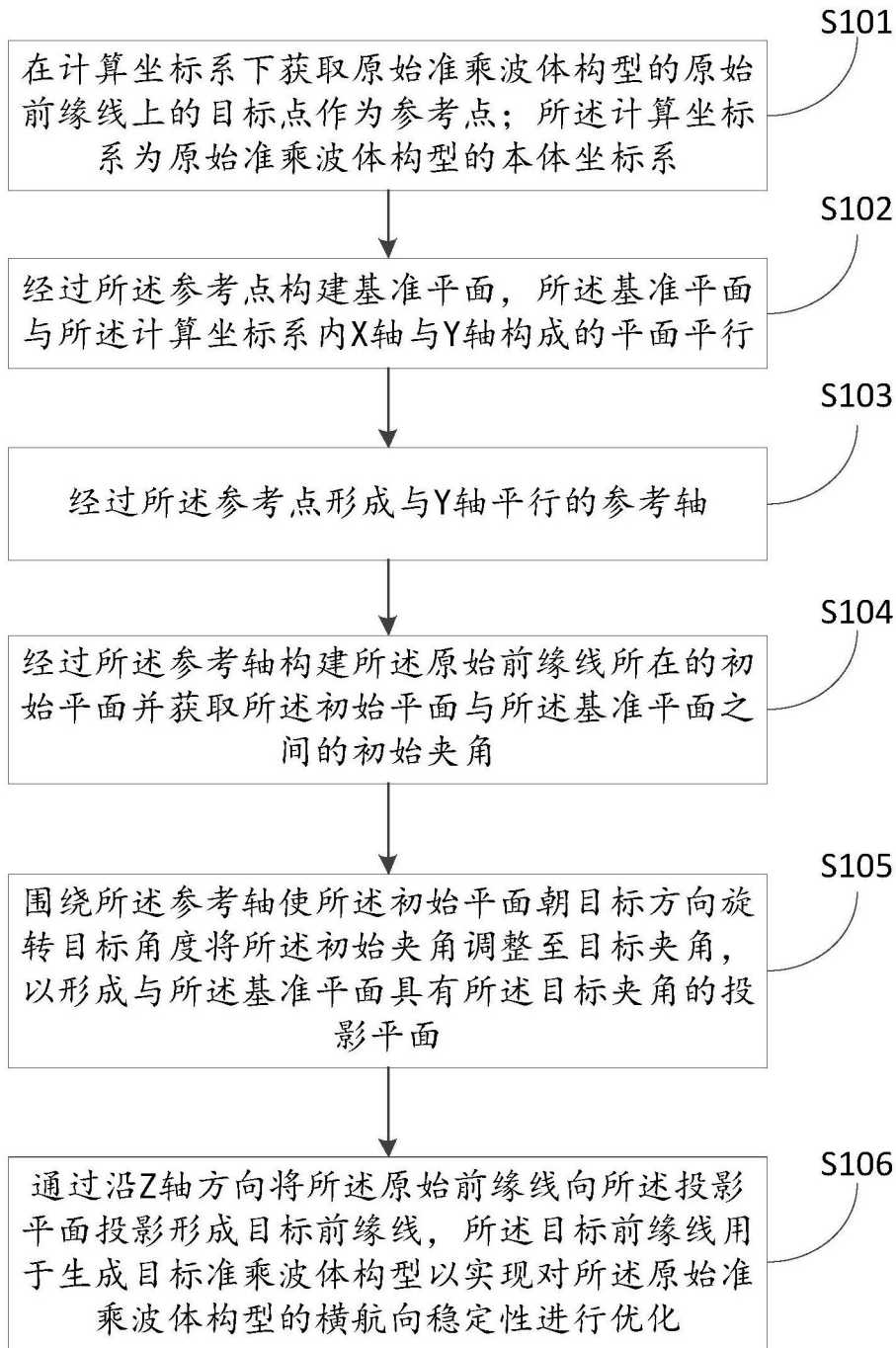


图1

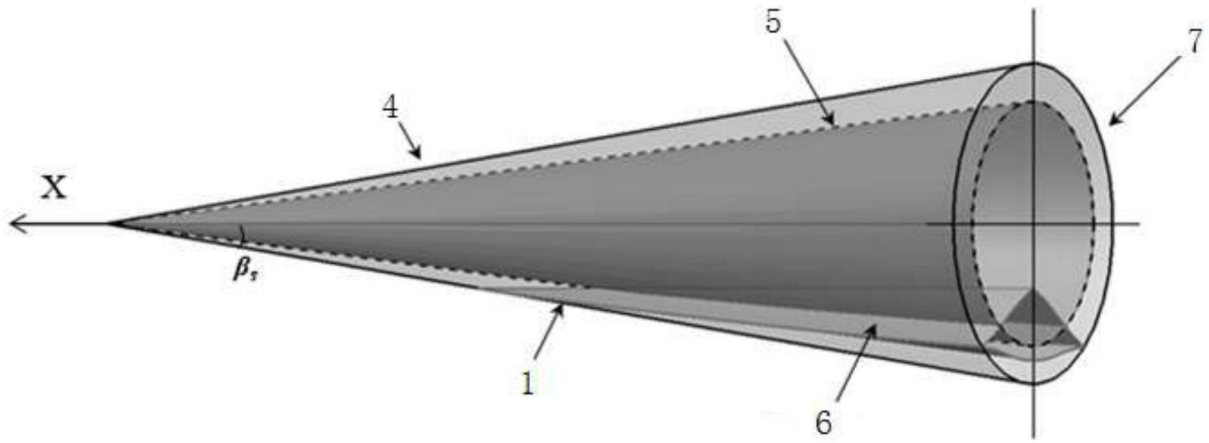


图2a

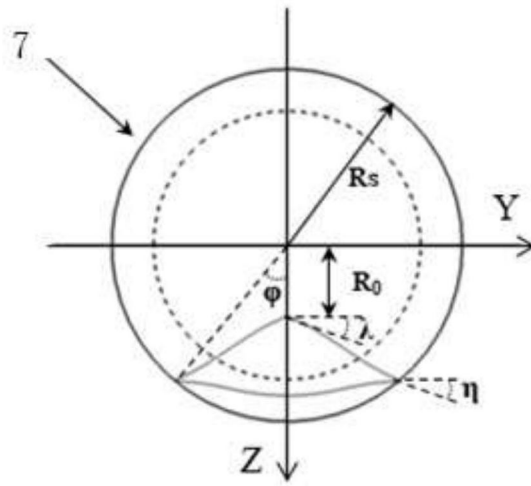


图2b

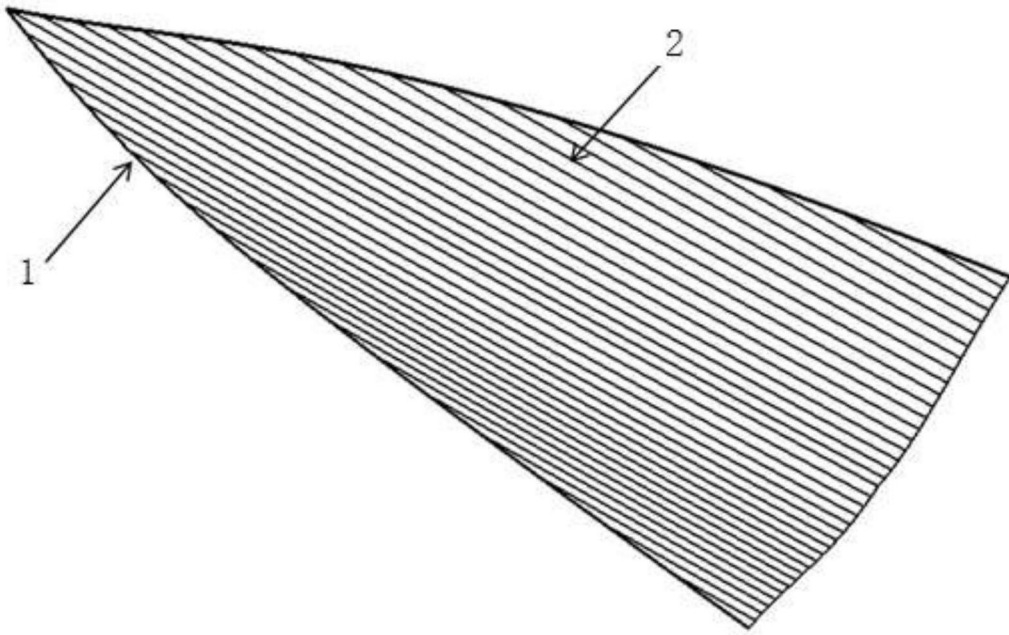


图3

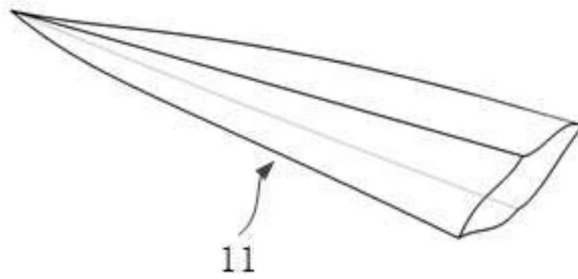


图4a

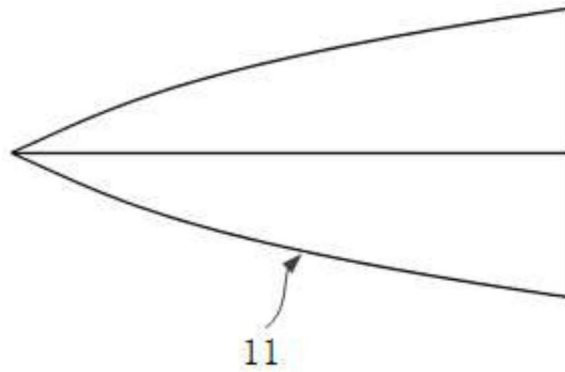


图4b



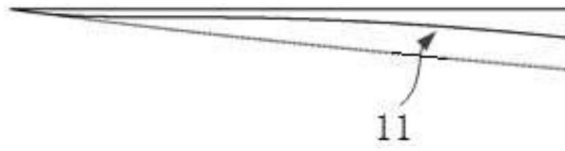


图4c

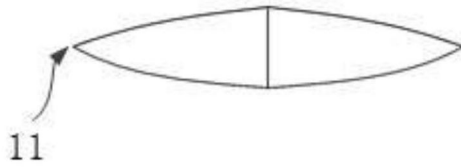


图4d

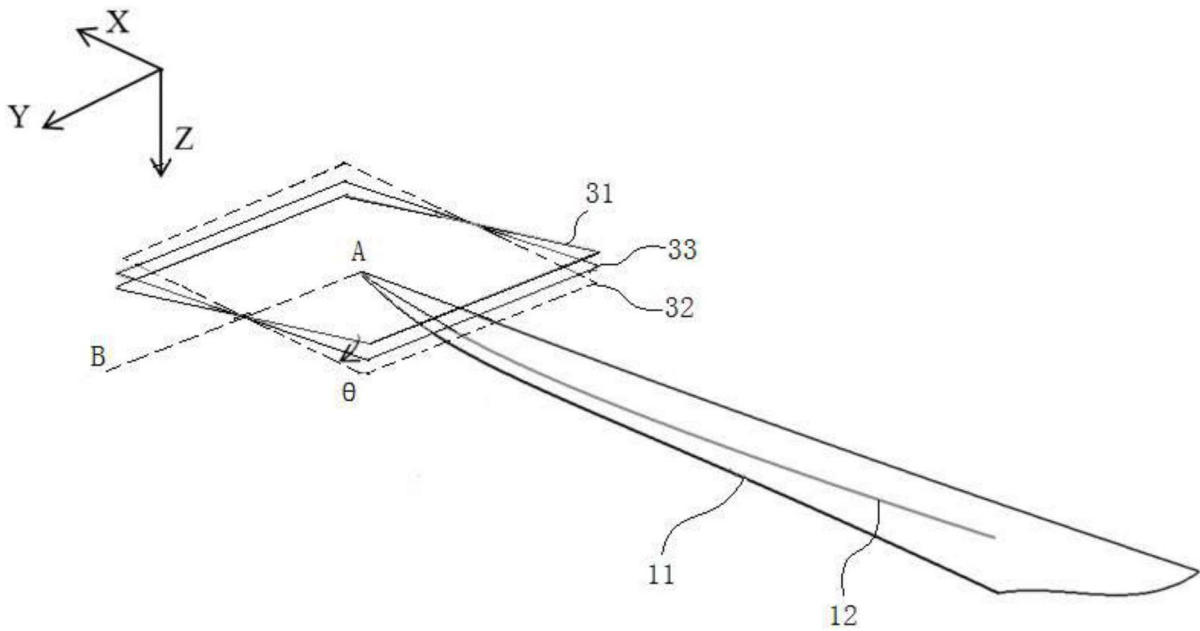


图5

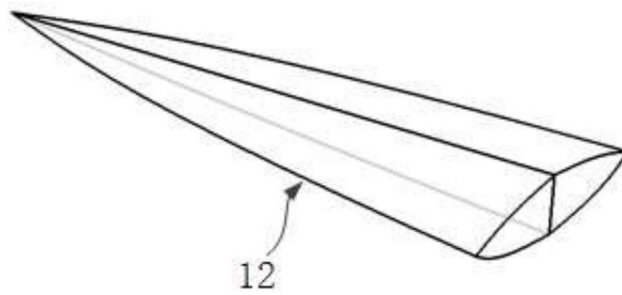


图6a

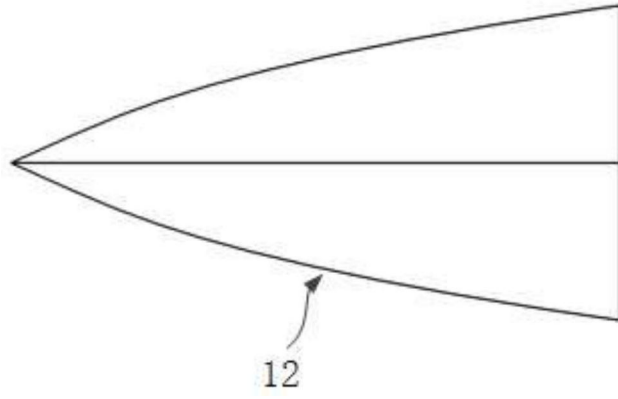


图6b



图6c

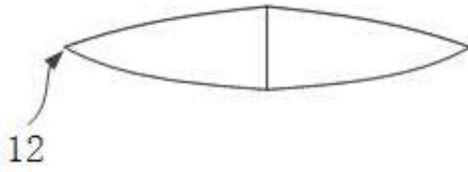


图6d

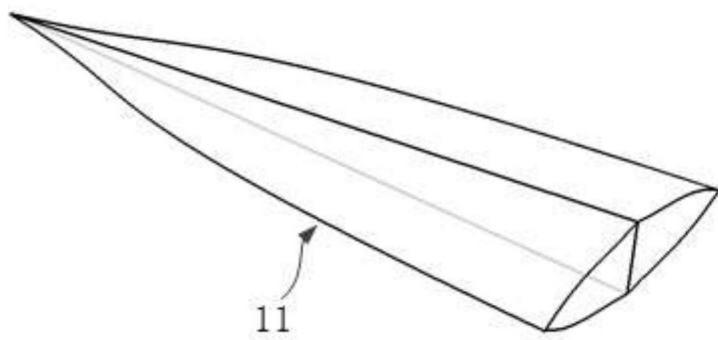


图7a

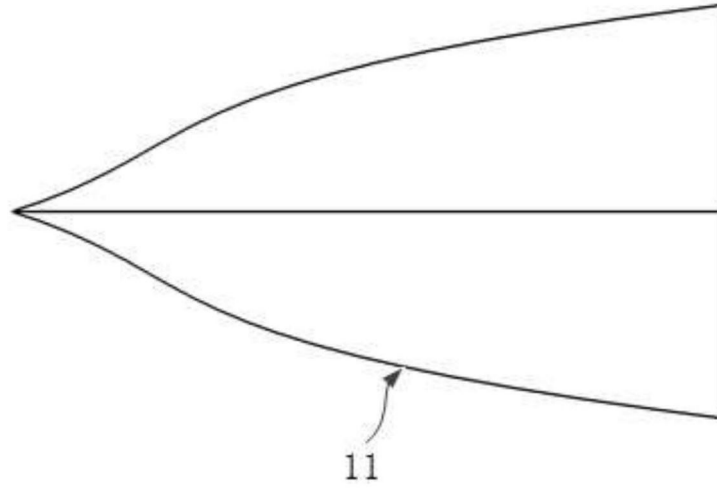


图7b



图7c

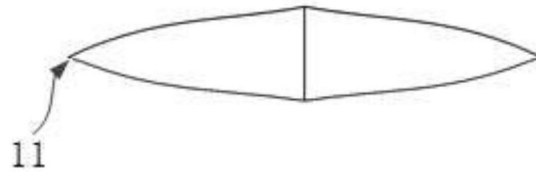


图7d

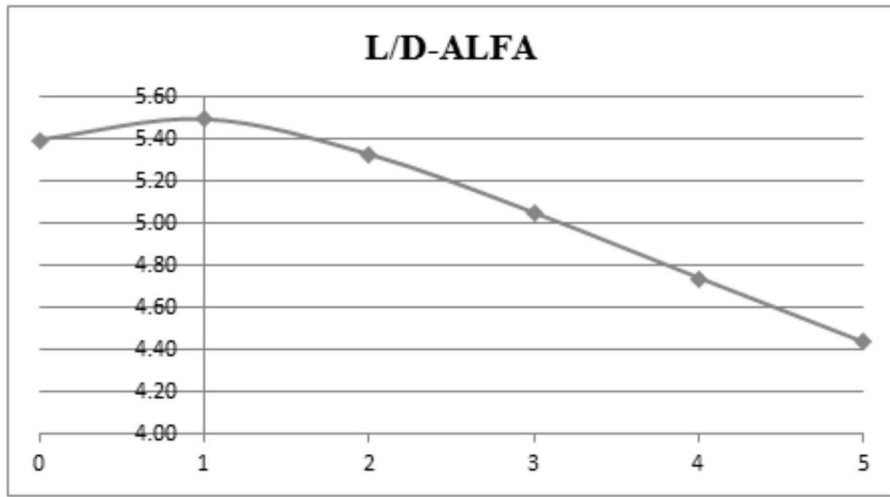


图8a

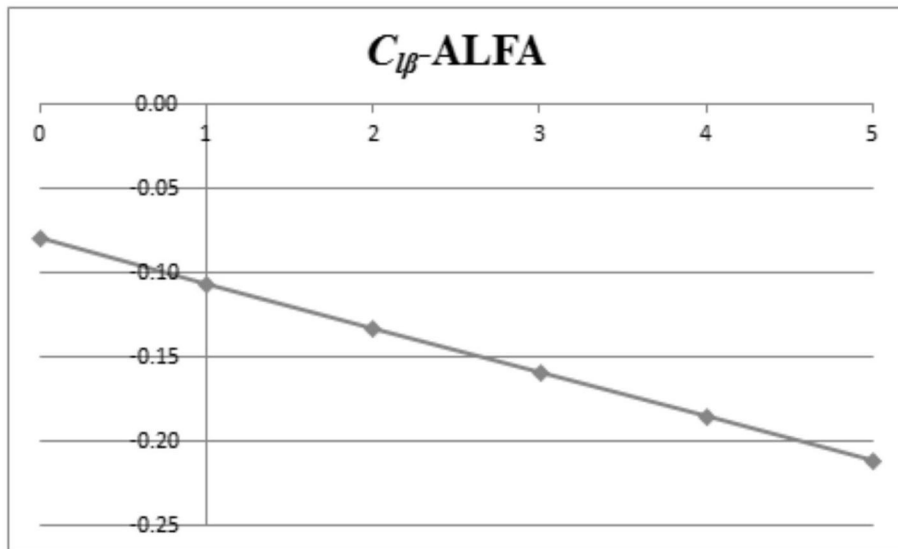


图8b

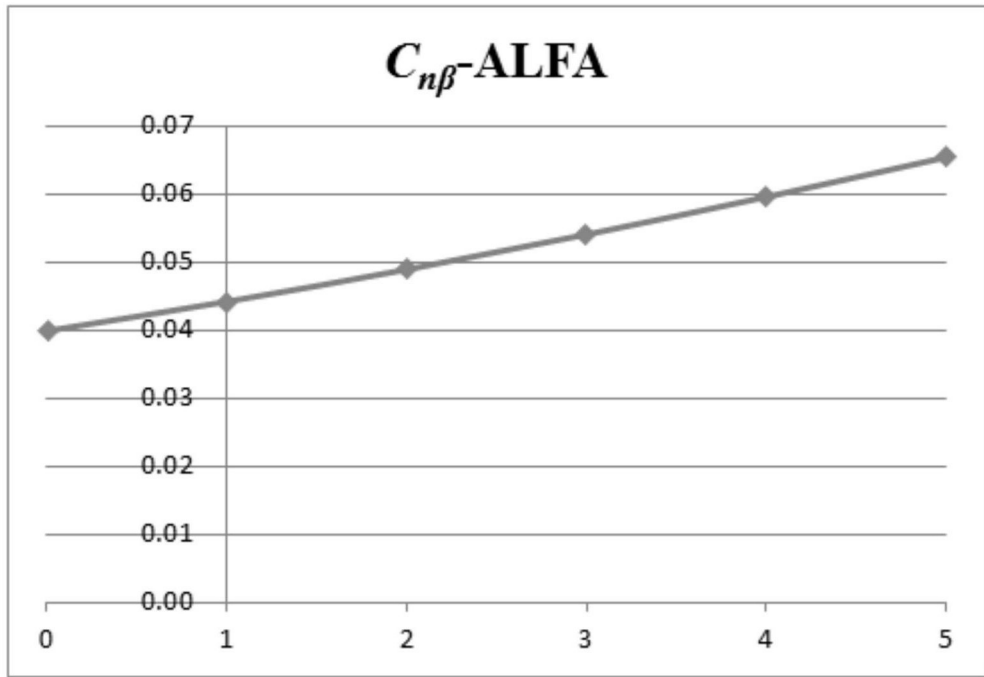


图8c

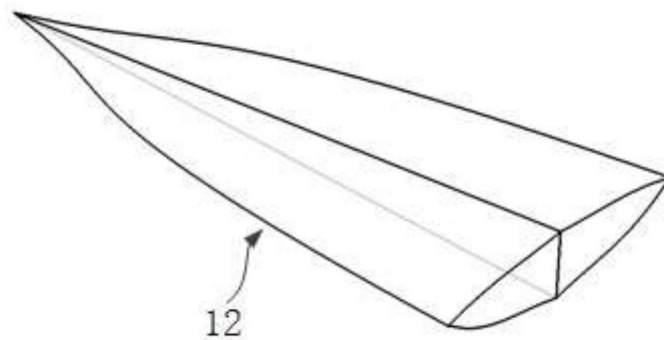


图9a

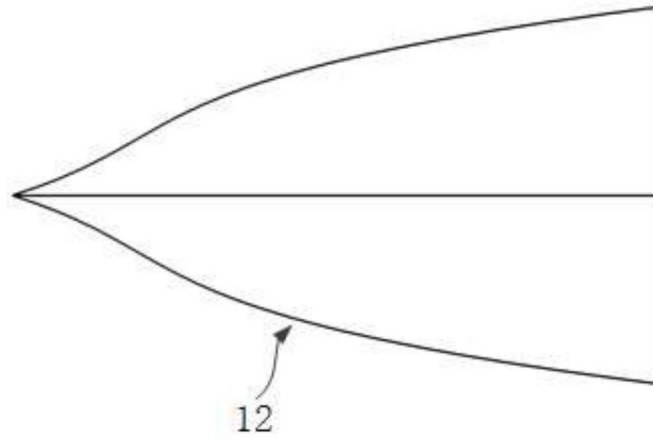


图9b



图9c

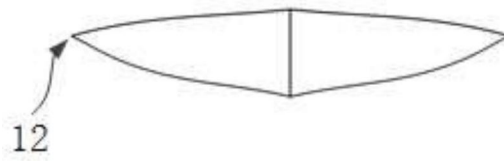


图9d

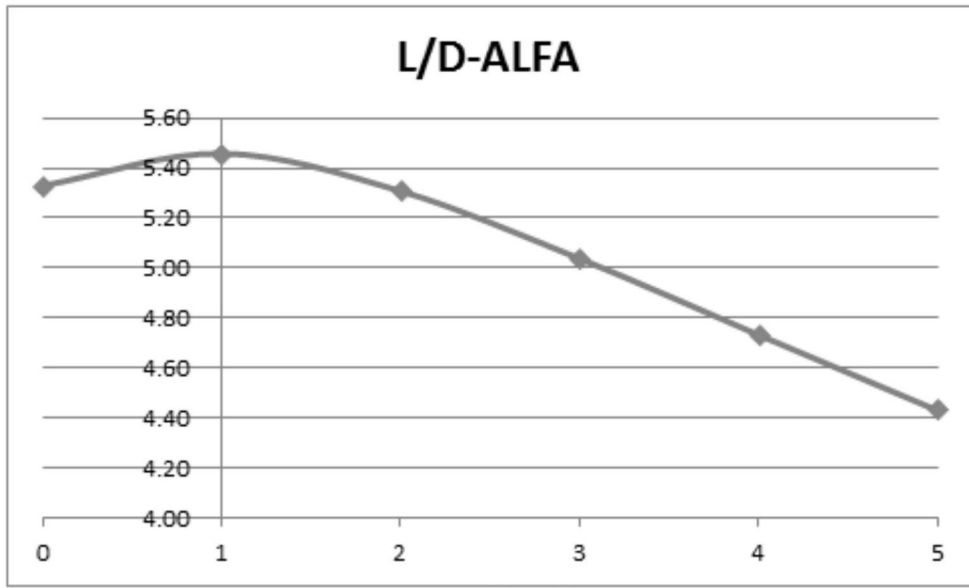


图10a

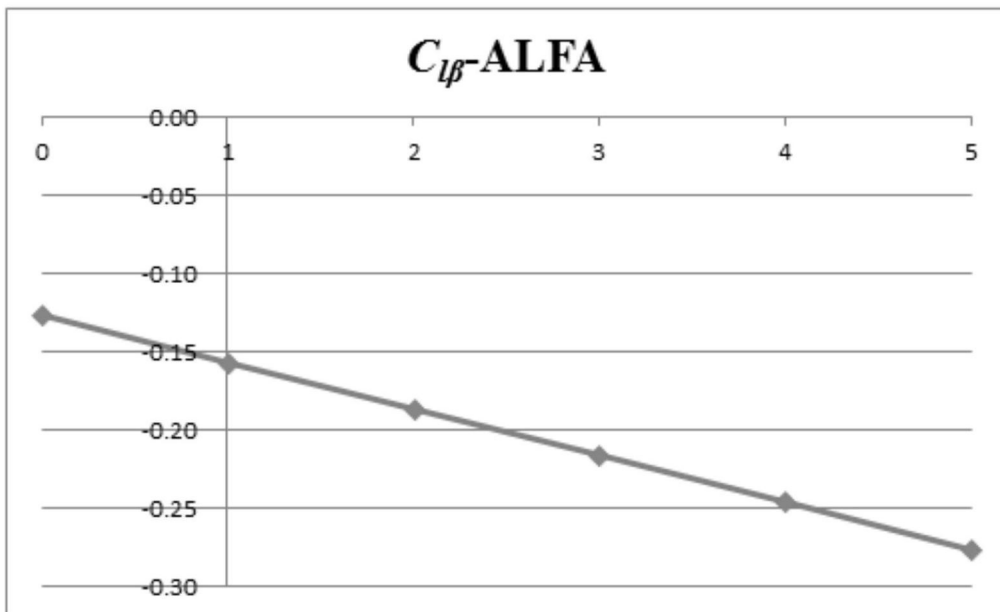


图10b

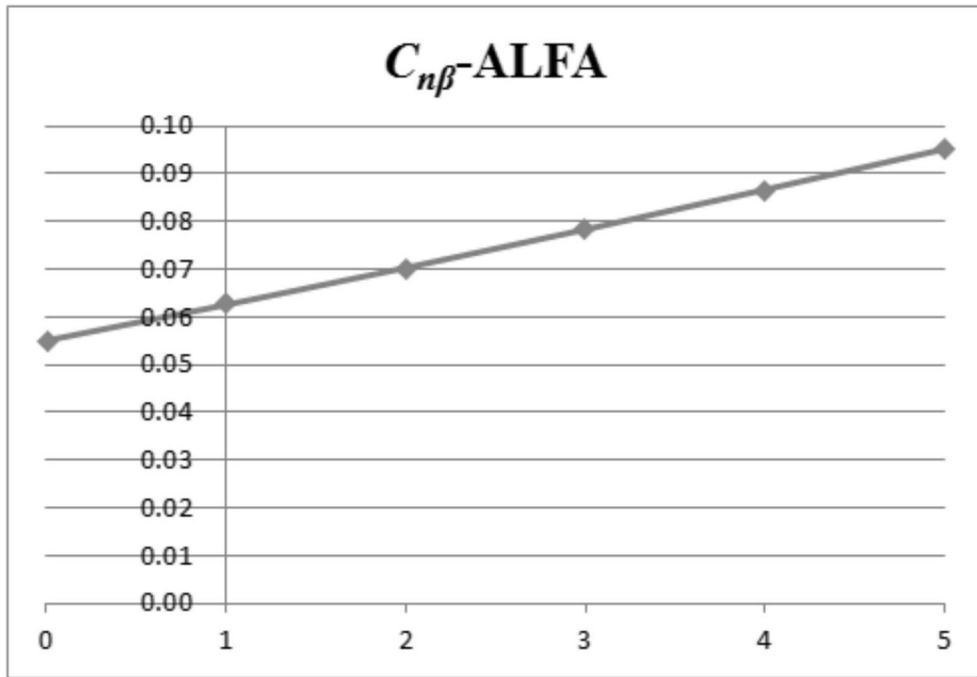


图10c





图11