



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111994263 B

(45) 授权公告日 2022. 03. 08

(21) 申请号 202010680390.7

B64C 1/06 (2006.01)

(22) 申请日 2020.07.15

B64C 3/00 (2006.01)

B64F 5/00 (2017.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 111994263 A

(56) 对比文件

(43) 申请公布日 2020.11.27

CN 110539898 A, 2019.12.06

CN 110550203 A, 2019.12.10

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所
地址 100089 北京市海淀区北四环西路15号

RU 2509035 C1, 2014.03.10

US 2015336659 A1, 2015.11.26

CN 110395389 A, 2019.11.01

CN 106507755 B, 2011.02.16

(72) 发明人 刘文 张陈安 李文皓 杨磊
王发民

赵俊波等. 升力体布局飞行器偏航气动增稳方法研究.《空气动力学学报》.2016,第34卷(第3期),第322-326页.

(74) 专利代理机构 北京维正专利代理有限公司
11508

审查员 严芳

代理人 李传亮

(51) Int. Cl.

B64C 30/00 (2006.01)

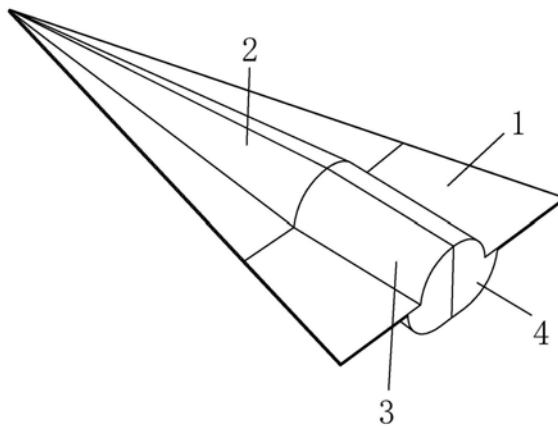
权利要求书1页 说明书5页 附图6页

(54) 发明名称

一种提升航向稳定性的高超声速飞行器及其设计方法

(57) 摘要

本发明涉及飞行器的技术领域,涉及一种提升航向稳定性的高超声速飞行器及其设计方法,包括翼身,所述翼身包括机身和设置在机身两侧的机翼,其特征在于:所述机身包括机尾段和与机尾段相连的机头段,所述机尾段的侧壁上开设有弧型凹面,且机尾段靠近机头段的直径小于机尾段远离机头段的直径。本发明其在未安装安定面的情况下有效提升飞行器的航向稳定性。



1. 一种提升航向稳定性的高超声速飞行器的设计方法,其特征在于包括如下步骤:

(1) 确定基础翼身:基础翼身包括机身,机身包括圆锥机头段(2)和与圆锥机头段(2)相连的圆柱机尾段,机身两侧设置有机翼(1);圆柱机尾段包括位于机翼(1)一侧的第一机尾段(3)和位于机翼(1)另一侧的第二机尾段(4);

(2) 确定物面倾角:根据飞行器飞行要求确定航向静导数 C_{np} ,根据航向静导数 C_{np} 确定物面倾角 θ ;

(3) 调整第二机尾段翼面:首先,选取半侧机身,半侧机身的第二机尾段(4)的翼面由第一连接线(11)、第二连接线(12)、第三连接线(13)和第四连接线(14)首尾相连围成的弧面;

接着,将第一连接线(11)围绕第一连接线(11)与第四连接线(14)的相交点向第三连接线(13)一侧转动物面倾角 θ 形成第五连接线(21);

然后,将第五连接线(21)由直线内凹形成曲线形成第八连接线(31);

接着,平移第二连接线(12)使第二连接线(12)的一端与第八连接线(31)相连,第二连接线(12)的另一端与机翼(1)相连,平行后的第二连接线(12)为第六连接线(22);

从而第六连接线(22)与机翼(1)相连的一端与第四连接线(14)相连形成第七连接线(23),第八连接线(31)、第六连接线(22)、第七连接线(23)和第四连接线(14)首尾相连围成调整后的第二机尾段翼面;

(4) 补齐底部型面:根据第一连接线(11)和第八连接线(31)生成平面,并补齐底部型面;

(5) 成型:将调整后的半侧机身左右对称,得到整个飞行器。

2. 根据权利要求1所述的一种提升航向稳定性的高超声速飞行器的设计方法,其特征在于:所述步骤(2)中物面倾角 θ 为 $0-20^\circ$ 。

3. 根据权利要求1所述的一种提升航向稳定性的高超声速飞行器的设计方法,其特征在于:所述步骤(3)中第五连接线(21)包括一端与第四连接线(14)相交端点P1,和远离端点P1的另一端端点P2,第五连接线(21)上任意选取一控制点P3,将控制点P3向远离机翼(1)方向移动得到控制点P4,依次连接端点P1、控制点P4和端点P2形成第八连接线(31);且控制点P3与端点P1存在间距,控制点P3与端点P2也存在间距。

4. 根据权利要求1所述的一种提升航向稳定性的高超声速飞行器的设计方法,其特征在于:调整后的第二机尾段(4)远离机头段(2)一端的端面与第一机尾段(3)远离机头段(2)一端的端面在同一平面上。

5. 一种采用权利要求1所述的提升航向稳定性的高超声速飞行器的设计方法的高超声速飞行器,其特征在于:包括翼身,所述翼身包括机身和设置在机身两侧的机翼(1),所述机身包括机尾段和与机尾段相连的机头段(2),所述机尾段的侧壁上开设有弧型凹面,且机尾段靠近机头段(2)的直径小于机尾段远离机头段(2)的直径。

6. 根据权利要求5所述的高超声速飞行器,其特征在于:所述机尾段包括位于机翼(1)一侧的第一机尾段(3)和位于机翼(1)另一侧的第二机尾段(4),所述第一机尾段(3)远离机头段(2)一端的端面长度小于所述第二机尾段(4)远离机头段(2)一端的端面长度,所述第二机尾段(4)的侧壁上开设有弧型凹面。

一种提升航向稳定性的高超声速飞行器及其设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器的技术领域,尤其是涉及一种提升航向稳定性的高超声速飞行器及其设计方法。

背景技术

[0002] 随着航空航天科学技术的发展,高超声速飞行方式正由传统的弹道式飞行和太空返回向在临近空间大气层内做长时间高速高机动飞行的方向发展。近空间高超声速飞行器的出现,无论是作为未来的战略战术武器平台还是载人空天运载平台,对国防安全和国民经济发展都具有重要的战略意义,是二十一世纪航空航天技术新的制高点,具有战略性、前瞻性、标志性和带动性。其中,远程机动高超声速滑翔飞行器以单级或多级火箭为动力,助推到一定高度和马赫数后箭体分离,之后滑翔器在近空间进行高超声速无动力滑翔机动飞行。相比航空飞行器,高超声速滑翔飞行器具有飞行高度高、飞行速度快、覆盖范围广、生存能力强等特点,能够实现快速有效打击;相比空间飞行器,高超声速滑翔飞行器具有机动性好、响应快速、突防能力强、部署方便灵活等特点。由于飞行速度极快且飞行轨迹难以预测,该类飞行器几乎无法被拦截,在军事上具有极其重要的战略价值,已成为各军事强国一个新的研究热点。

[0003] 目前,多项气动布局关键技术制约着该类飞行器走向最终的应用。首先,升阻比决定着该类飞行器的航程能否达到任务指标,高超声速飞行时摩阻和波阻都很大,升阻比提升十分困难,发展高升阻比气动布局设计方法尤为重要;其次,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航向稳定性,例如歼-20,但是远程机动高超声速滑翔飞行器在近空间内的飞行时间长达2000~3000秒。

[0004] 长时间高超声速飞行过程中的气动热问题突出,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。

发明内容

[0005] 针对现有技术存在的不足,本发明的目的是提供一种提升航向稳定性的高超声速飞行器及其设计方法,在未安装安定面的情况下有效提升飞行器的航向稳定性。

[0006] 本发明的上述发明目的是通过以下技术方案得以实现的:一种提升航向稳定性的高超声速飞行器,包括翼身,所述翼身包括机身和设置在机身两侧的机翼,其特征在于:所述机身包括机尾段和与机尾段相连的机头段,所述机尾段的侧壁上开设有弧型凹面,且机尾段靠近机头段的直径小于机尾段远离机头段的直径。

[0007] 通过采用上述技术方案,机尾段侧壁上弧型凹面的设置能够改变飞行器物面压力分布,使得高压区后移,从而使得航向压心后移,增大航向力矩的力臂,提升了航向静稳定度,实现在未安装安定面的情况下有效提升飞行器的航向稳定性。

[0008] 本发明进一步设置为:所述机尾段包括位于机翼一侧的第一机尾段和位于机翼另

一侧的第二机尾段,所述第一机尾段远离机头段一端的端面长度小于所述第二机尾段远离机头段一端的端面长度,所述第二机尾段的侧壁上开设有弧型凹面。

[0009] 通过采用上述技术方案,由于第一机尾段远离机头段一端的端面长度小于所述第二机尾段远离机头段一端的端面长度,因此通过飞行器机身尾部型面的局部扩张修型,能够大大提升飞行器的航向静稳定性,相比传统尾部安定面设计方法,可以大大缓解飞行器的防热压力,降低结构损伤风险;同时能够大大减少升阻比损失,有利于使得飞行器的航程满足任务指标。

[0010] 一种提升航向稳定性的高超声速飞行器的设计方法,包括如下步骤:

[0011] (1) 确定基础翼身:基础翼身包括机身,机身包括圆锥机头段和与圆锥机头段相连的圆柱机尾段,机身两侧设置有机翼;圆柱机尾段包括位于机翼一侧的第一机尾段和位于机翼另一侧的第二机尾段;

[0012] (2) 确定物面倾角:根据飞行器飞行要求确定航向静导数 $C_{n\beta}$,根据航向静导数 $C_{n\beta}$ 确定物面倾角 θ ;

[0013] (3) 调整第二机尾段翼面:首先,选取半侧机身,半侧机身的第二机尾段的翼面由第一连接线、第二连接线、第三连接线和第四连接线首尾相连围成的弧面;

[0014] 接着,将第一连接线围绕第一连接线与第四连接线的相交点向第三连接线一侧转动物面倾角 θ 形成第五连接线;

[0015] 然后,将第五连接线由直线内凹形成曲线形成第八连接线;

[0016] 接着,平移第二连接线使第二连接线的一端与第八连接线相连,第二连接线的另一端与机翼相连,平行后的第二连接线为第六连接线;

[0017] 从而第六连接线与机翼相连的一端与第四连接线相连形成第七连接线,第八连接线、第六连接线、第七连接线和第四连接线首尾相连围成调整后的第二机尾段翼面;

[0018] (4) 补齐底部型面:根据第一连接线和第八连接线生成平面,并补齐底部型面;

[0019] (5) 成型:将调整后的半侧机身左右对称,得到整个飞行器。

[0020] 通过采用上述技术方案,凹面设计相当于改变了物面的侧向倾角分布,越靠近飞行器尾部侧向倾角越大;倾角越大物面压力越大,即高压区域越靠后,使得航向压心后移,侧向力作用的力臂增大,导致侧滑时产生的航向恢复力矩增大,其结果是增大航向静导数的值,航向稳定性增强。

[0021] 本发明进一步设置为:所述步骤(2)中物面倾角 θ 为 $0-20^\circ$ 。

[0022] 通过采用上述技术方案,物面倾角 θ 在 $0-20^\circ$ 之间合适;物面倾角 θ 的角度可以扩大,但不能使第一连接线偏转至使第一连接线与第三连接线相交。

[0023] 本发明进一步设置为:所述步骤(3)中第五连接线包括一端与第四连接线相交端点P1,和远离端点P1的另一端端点P2,第五连接线上任意选取一控制点P3,将控制点P3向远离机翼方向移动得到控制点P4,依次连接端点P1、控制点P4和端点P2形成第八连接线;且控制点P3与端点P1存在间距,控制点P3与端点P2也存在间距。

[0024] 通过采用上述技术方案,可通过控制点P3的选择和控制点P3至P4的移动距离调整第八连接线的内凹深度;当控制点P3的位置不变时,控制点P3至P4的移动距离越大,则第八连接线的内凹深度越深;当控制点P3至P4的移动距离不变时,控制点P3的位置越靠近飞行器尾部,则第八连接线的内凹深度越深;第八连接线的内凹深度越深,则说明第八连接线的

曲线尾部倾斜率越大,使得高压区后移,从而使得航向压心后移,增大航向力矩的力臂,提升了航向静稳定度,实现在未安装安定面的情况下有效提升飞行器的航向稳定性。

[0025] 本发明进一步设置为:调整后的第二机尾段远离机头段一端的端面与第一机尾段远离机头段一端的端面在同一平面上。

[0026] 综上所述,本发明包括以下至少一种有益技术效果:

[0027] 1. 机尾段侧壁上弧型凹面的设置能够改变飞行器物面压力分布,使得高压区后移,从而使得航向压心后移,增大航向力矩的力臂,提升了航向静稳定度,实现在未安装安定面的情况下有效提升飞行器的航向稳定性;

[0028] 2. 通过飞行器机身尾部型面的局部扩张修型,能够大大提升飞行器的航向静稳定性,可以大大缓解飞行器的防热压力,降低结构损伤风险;同时能够大大减少升阻比损失,有利于使得飞行器的航程满足任务指标。

附图说明

[0029] 图1是物面倾角示意图;

[0030] 图2是基础翼身的半剖示意图;

[0031] 图3是图2中第一连接线偏转的结构示意图;

[0032] 图4是图3中第一连接线内凹形成曲线形成第八连接线的结构示意图;

[0033] 图5是图4第二连接线平行的结构示意图;

[0034] 图6是图5第八连接线平行的结构示意图;

[0035] 图7是图6中形成调整后的第二机尾段翼面的结构示意图;

[0036] 图8是图7补齐底部型面的结构示意图;

[0037] 图9是本发明的结构示意图;

[0038] 图10是本发明设计飞行器与现有飞行器的航向静导数随攻角的变化曲线。

具体实施方式

[0039] 以下结合附图1-10对本发明作进一步详细说明。

[0040] 结合图1,高超声速物面压力可通过牛顿公式来计算:

$$[0041] \quad C_p = 2\sin^2\theta \quad (1)$$

[0042] 式中, C_p 表示物面压力系数, θ 表示物面相对机身轴线方向的倾角。图中 β 表示侧滑角, V_∞ 表示自由来流速度, l_{VT} 表示尾部倾斜物面与飞行器质心的间距(即产生偏航力矩的力臂), Y_{VT} 表示侧力。

[0043] 当飞行器存在侧滑时,即 β 不为零,图中所示物面的左右两侧气动力不相等,二者相减即为产生的侧力,侧力系数 C_Y 的大小为:

$$[0044] \quad \begin{aligned} C_Y &= C_{PLS} - C_{PUS} \\ &= 2\sin^2(\theta + \beta) - 2\sin^2(\theta - \beta) \quad (2) \\ &= 8\cos\theta\sin\beta\sin\theta\cos\beta \\ &\approx 8\theta\beta \end{aligned}$$

[0045] 最后一步近似:一般而言 θ 和 β 较小,则有: $\cos\theta \approx 1$, $\sin\beta \approx \beta$, $\sin\theta \approx \theta$, $\cos\beta \approx 1$ 。

[0046] 侧力产生的偏航力矩系数 N_{VT} 为:

$$[0047] \quad \begin{aligned} C_n &= C_Y \cdot l_{VT} \\ &= 8\theta\beta \cdot l_{VT} \end{aligned} \quad (3)$$

[0048] 则航向静导数 $C_{n\beta}$ 为:

$$[0049] \quad \begin{aligned} C_{n\beta} &= \frac{\partial C_n}{\partial \beta} \\ &= 8l_{VT} \cdot \theta \end{aligned} \quad (4)$$

[0050] 从上式可以看到,在高超声速条件下,物面倾角 θ 越大, $C_{n\beta}$ 越大,即航向稳定性越强。

[0051] 一种提升航向稳定性的高超声速飞行器的设计方法,包括如下步骤:

[0052] (1) 确定基础翼身:基础翼身包括机身,机身包括圆锥机头段2和与圆锥机头段2相连的圆柱机尾段,机身两侧设置有机翼1;圆柱机尾段包括位于机翼1一侧的第一机尾段3和位于机翼1另一侧的第二机尾段4。

[0053] (2) 确定物面倾角:根据飞行器飞行要求确定航向静导数 $C_{n\beta}$,根据航向静导数 $C_{n\beta}$ 确定物面倾角 θ 。

[0054] 物面倾角 θ 为 $0-20^\circ$ 。

[0055] (3) 调整第二机尾段翼面:

[0056] 如图2所示,首先,选取半侧机身,半侧机身的第二机尾段4的翼面由第一连接线11、第二连接线12、第三连接线13和第四连接线14首尾相连围成的弧面。

[0057] 如图3所示,接着,将第一连接线11围绕第一连接线11与第四连接线14的相交点向第三连接线13一侧转动物面倾角 θ 形成第五连接线21。

[0058] 如图4所示,然后,将第五连接线21由直线内凹形成曲线形成第八连接线31。

[0059] 第五连接线21包括一端与第四连接线14相交端点P1,和远离端点P1的另一端端点P2,第五连接线21上任意选取一控制点P3,将控制点P3向远离机翼1方向移动得到控制点P4,依次连接端点P1、控制点P4和端点P2形成第八连接线31;且控制点P3与端点P1存在间距,控制点P3与端点P2也存在间距。

[0060] 如图5、图6所示,接着,平移第二连接线12使第二连接线12的一端与第八连接线31相连,第二连接线12的另一端与机翼1相连,平行后的第二连接线12为第六连接线22。

[0061] 如图7所示,从而第六连接线22与机翼1相连的一端与第四连接线14相连形成第七连接线23,第八连接线31、第六连接线22、第七连接线23和第四连接线14首尾相连围成调整后的第二机尾段4翼面。

[0062] (4) 补齐底部型面:

[0063] 如图8所示,根据第一连接线11和第八连接线31生成平面,并补齐底部型面;

[0064] (5) 成型:

[0065] 如图9所示,将调整后的半侧机身左右对称,得到整个飞行器。

[0066] 调整后的第二机尾段4远离机头段2一端的端面与第一机尾段3远离机头段2一端的端面在同一平面上。

[0067] 如图9所示,一种提升航向稳定性的高超声速飞行器,包括翼身,翼身包括机身和设置在机身两侧的机翼1,机身包括机尾段和与机尾段相连的机头段2。

[0068] 机尾段包括位于机翼1一侧的第一机尾段3和位于机翼1另一侧的第二机尾段4,第

一机尾段3远离机头段2一端的端面长度小于第二机尾段4远离机头段2一端的端面长度,第二机尾段4的侧壁上开设有弧型凹面。

[0069] 设计说明:

[0070] 飞行器的总长度为4000mm,其中圆锥机头段2的长度为3000mm,圆柱机尾段的长度为1000mm;机尾段的直径为600mm,设置机翼1端飞行器的宽度为2000mm;飞行器左右对称、上下对称。

[0071] 飞行工况:飞行速度15马赫,飞行高度40公里。沿飞行器轴向的质心位置选为60%L。

[0072] 如图10所示,采用本申请的方法,当 $\theta=5^\circ$,控制点P3位于第五连接线21的中点,控制点P3向远离机翼1方向平移距离为20mm得到控制点P4,得到外形如图9所示。

[0073] 飞行工况:15马赫,40公里高度。沿飞行器轴向的质心选为60%L。如图所示为该飞行器的航向静导数 C_{nb} 随攻角的变化曲线,都有 $C_{nb}>0$,所以飞行器航向静稳定,满足设计要求,证明了本申请的有效性。

[0074] 如图10所示,为现有飞行器的航向静导数 C_{nb} 随攻角的变化曲线,都有 $C_{nb}<0$,所以飞行器航向静不稳定,要求 $C_{nb}>0$ 未满足航向静稳定的要求。

[0075] 本具体实施方式的实施例均为本发明的较佳实施例,并非依此限制本发明的保护范围,故:凡依本发明的结构、形状、原理所做的等效变化,均应涵盖于本发明的保护范围之内。

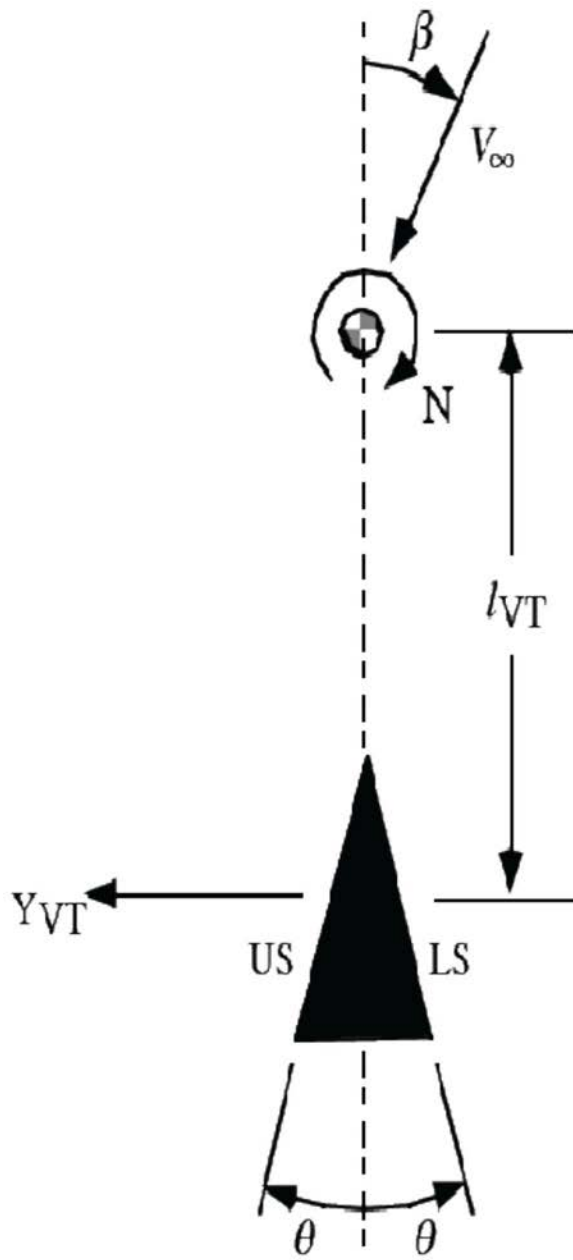


图1

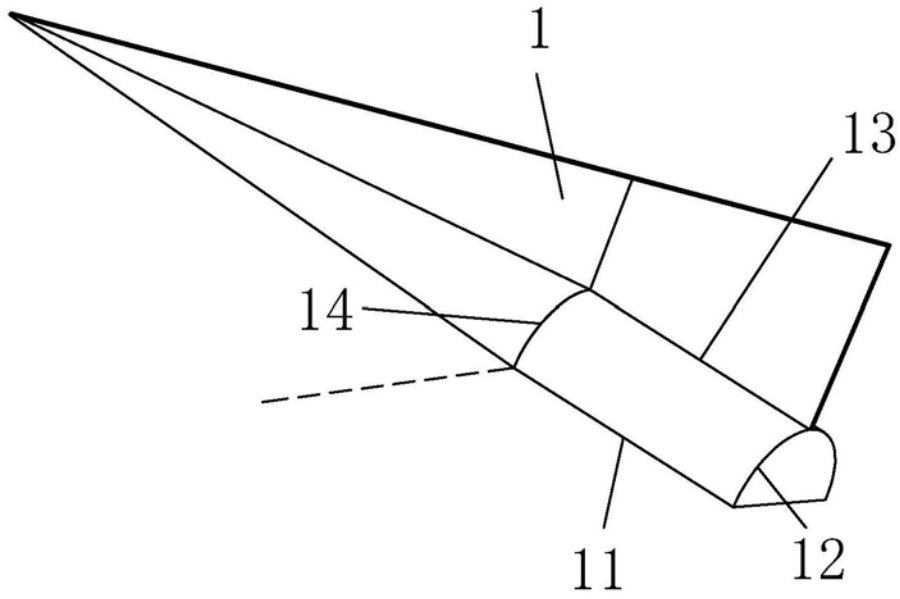


图2

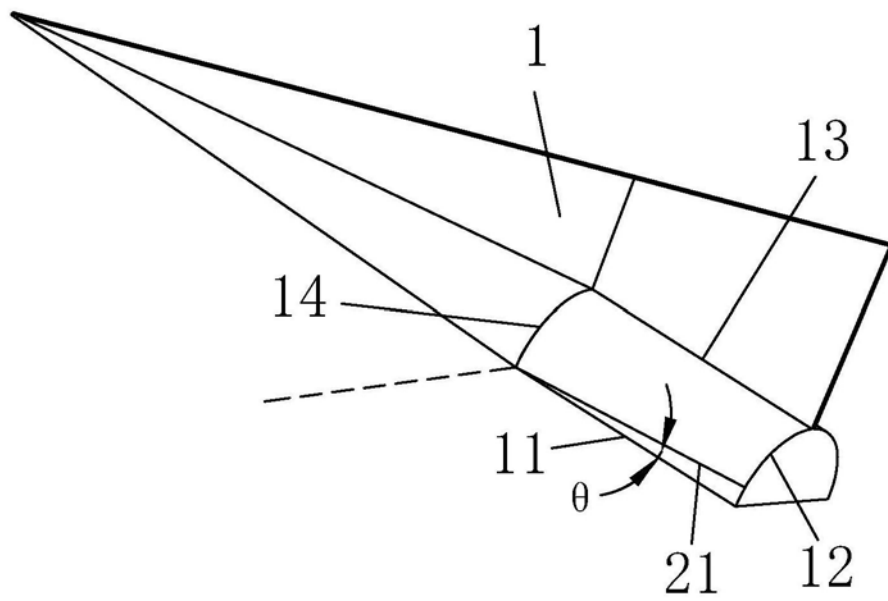


图3

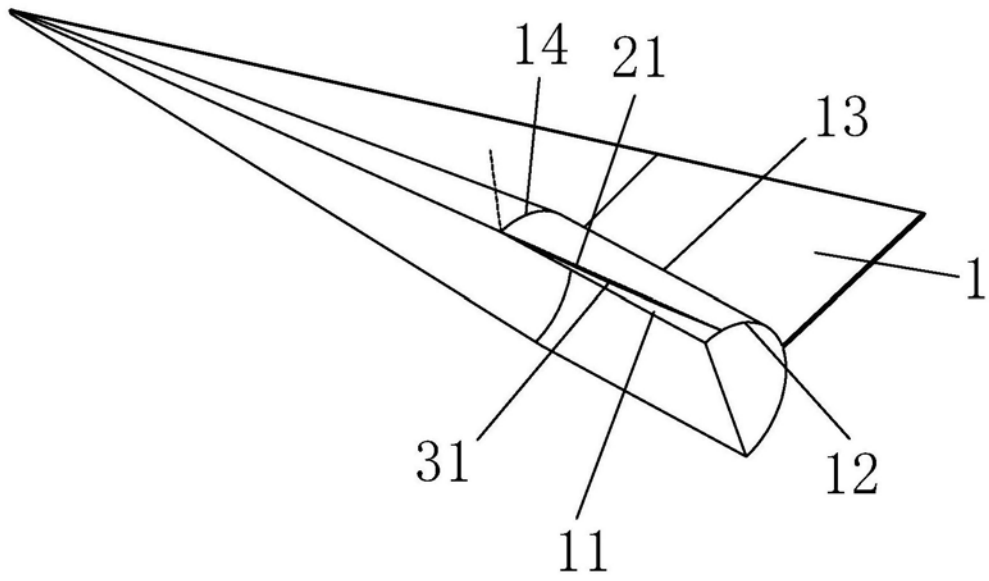


图4

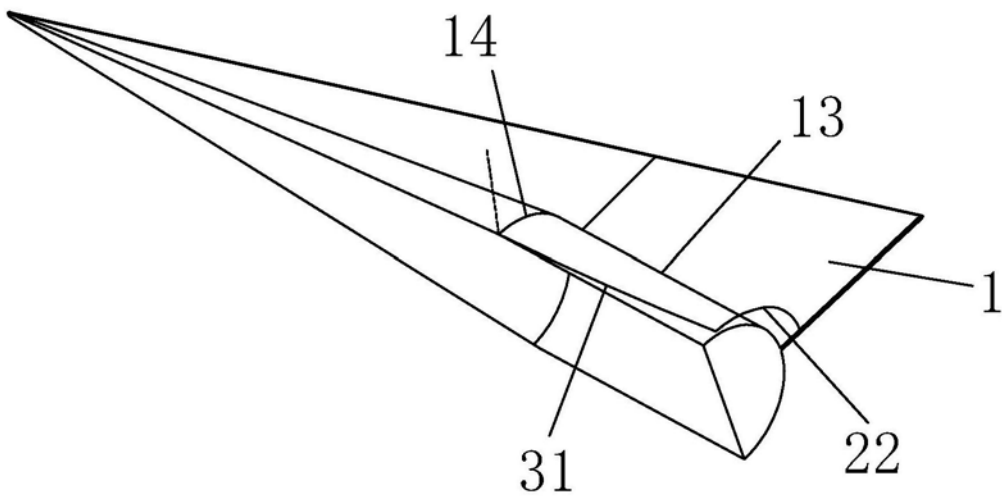


图5

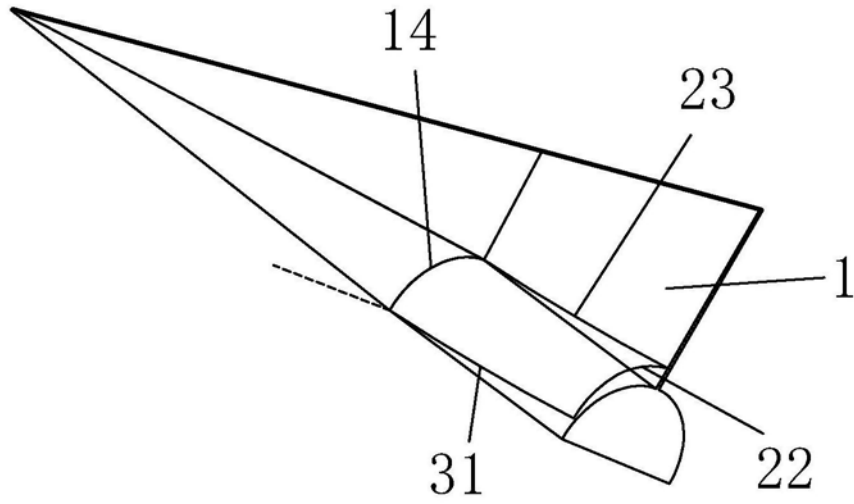


图6

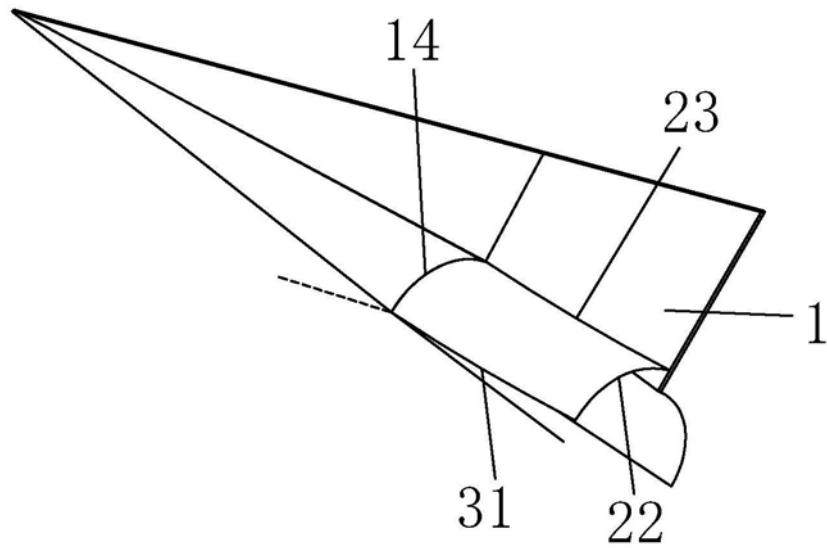


图7

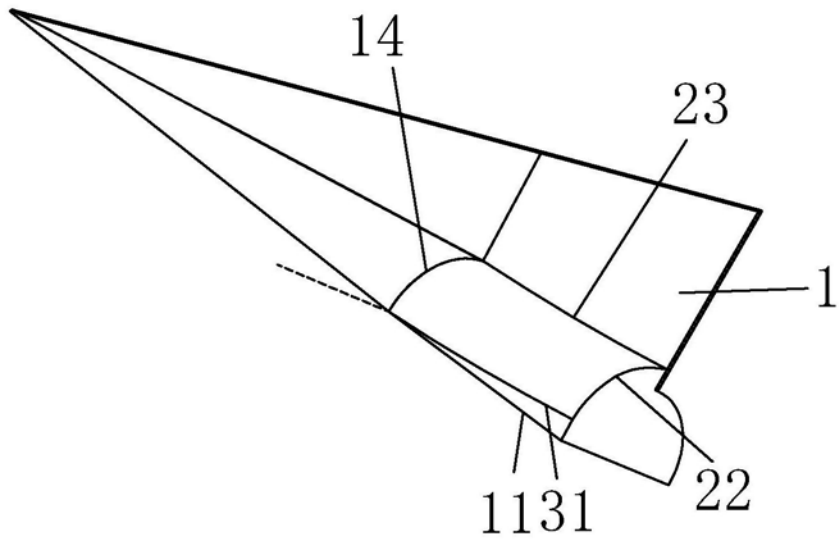


图8

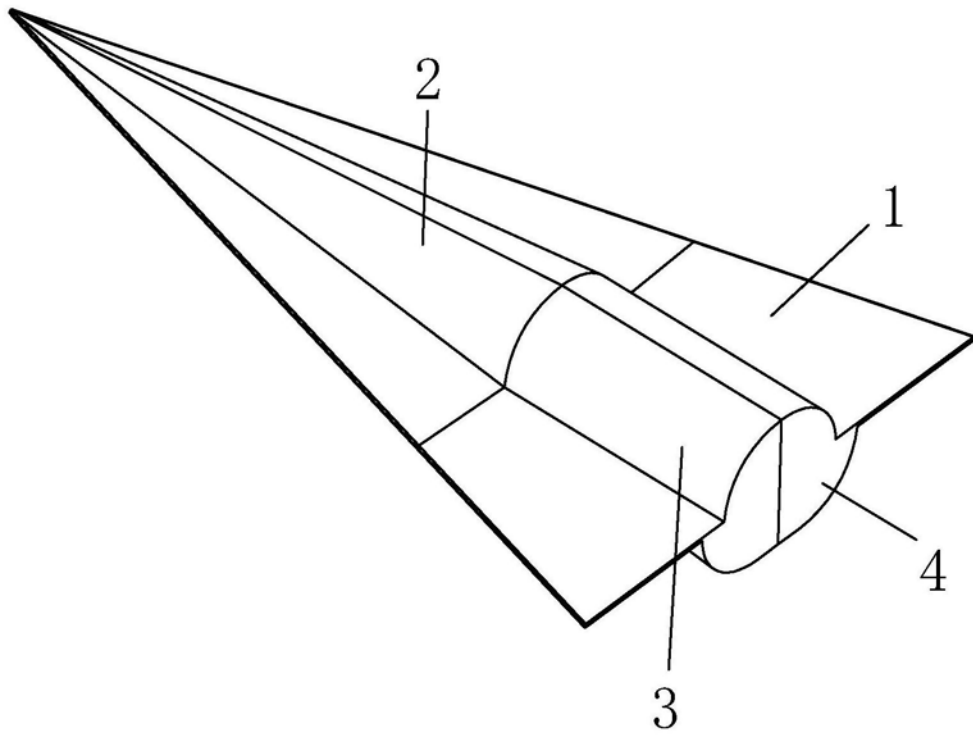


图9

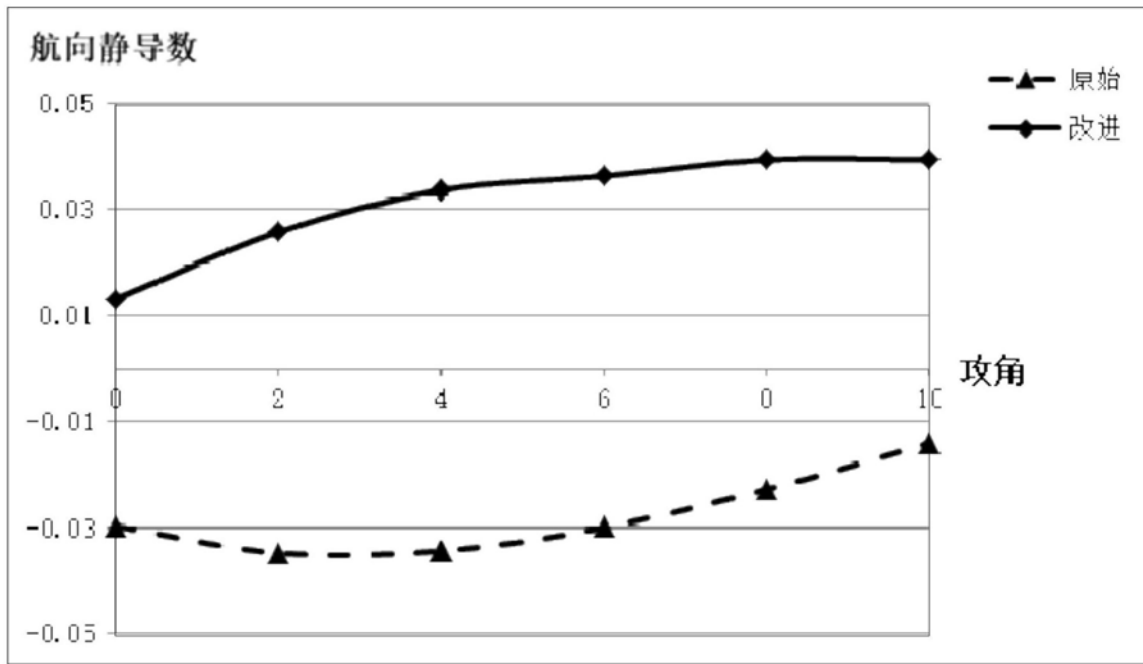


图10