



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114148549 B

(45) 授权公告日 2022.04.29

(21) 申请号 202210123952.7

审查员 王俊理

(22) 申请日 2022.02.10

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 114148549 A

(43) 申请公布日 2022.03.08

(73) 专利权人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 汪运鹏 王粤 姜宗林

(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

代理人 焦海峰

(51) Int. Cl.

B64G 1/24 (2006.01)

B64G 1/64 (2006.01)

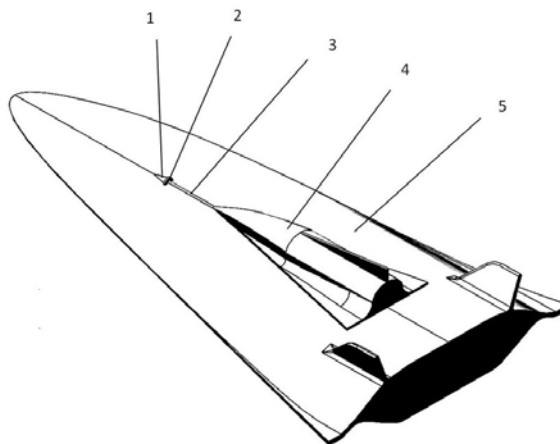
权利要求书2页 说明书7页 附图3页

(54) 发明名称

一种两级入轨水平级间分离的飞行器及其防激波冲击方法

(57) 摘要

本发明公开了一种两级入轨水平级间分离的飞行器,包括助推级飞行器和轨道级飞行器,轨道级飞行器贴合在助推级飞行器的上表面;其防激波冲击方法包括在轨道级飞行器的端部设置防冲击装置;在轨道级飞行器和助推级飞行器处于两级水平分离环境时,轨道级飞行器在自身发动机推力作用下沿助推级飞行器表面加速分离;防冲击装置在轨道级飞行器和助推级飞行器水平分离的过程中,先穿过由轨道级飞行器的前缘端部在飞行过程中形成的前缘弓形激波,并使得前缘弓形激波逐渐转变为由防冲击装置主导形成的锥形激波,随后在防冲击装置完全凸出助推级飞行器的前缘端部时,将的锥形激波转变成弯曲激波,直至轨道级飞行器和助推级飞行器完全水平分离。



1. 一种两级入轨水平级间分离的飞行器,其特征在于,包括助推级飞行器和轨道级飞行器,所述轨道级飞行器贴合在所述助推级飞行器的上表面;

所述助推级飞行器用于驮着轨道级飞行器从地面机场以最大升力翼展滑跑起飞,快速爬升到助推级飞行器和轨道级飞行器的高空水平级间分离飞行环境;

所述轨道级飞行器用于在处于高空水平级间分离飞行环境下与助推级飞行器分离,所述轨道级飞行器在自身推力作用下进入太空目标轨道;

其中,在所述轨道级飞行器和助推级飞行器分离过程中,轨道级飞行器和助推级飞行器始终保持相对贴合;

所述轨道级飞行器的顶部装配有防冲击装置,所述防冲击装置用于在助推级飞行器和轨道级飞行器分离后,防冲击装置将助推级飞行器产生的弓形激波会逐渐转变为由防冲击装置主导的锥形激波。

2. 根据权利要求1所述的一种两级入轨水平级间分离的飞行器,其特征在于,所述防冲击装置包括前导尖锥结构,所述前导尖锥结构通过支架杆连接所述轨道级飞行器;

所述前导尖锥机构用于在前导尖锥结构运动到与助推级飞行器的前缘头部重合时,前导尖锥结构穿过由助推级飞行器形成的前缘弓形激波时,使所述弓形激波在前导尖锥结构的作用下逐渐转变为由前导尖锥结构所主导形成的锥形激波。

3. 根据权利要求2所述的一种两级入轨水平级间分离的飞行器,其特征在于,所述前导尖锥结构包括尖锥主体,所述尖锥主体的端部通过激波干涉结构连接支架杆,所述激波干涉结构用于在所述前导尖锥结构从助推级飞行器的前缘头部完全露凸出后,使得尖锥主体主导形成的锥形激波冲击到所述激波干涉结构上形成弯曲激波。

4. 根据权利要求3所述的一种两级入轨水平级间分离的飞行器,其特征在于,所述激波干涉结构包括半圆盘,所述尖锥主体的端部通过半圆盘连接支架杆,所述半圆盘的直径大于所述尖锥主体的底部直径,且半圆盘与尖锥主体、支架杆同心连接。

5. 根据权利要求4所述的一种两级入轨水平级间分离的飞行器,其特征在于,所述前导尖锥的半锥角等于轨道级飞行器的机翼前缘曲线与轨道级飞行器的机身轴线的夹角;

所述半圆盘的半径为轨道级飞行器的半翼展宽度的十分之一;

其中,根据高空水平级间分离飞行环境的流条件下的尖锥主体形成的锥形激波的锥角、半圆盘的半径以及所述前导尖锥的半锥角的大小确定尖锥主体的长度。

6. 根据权利要求5所述的一种两级入轨水平级间分离的飞行器,其特征在于,根据高空水平级间分离飞行环境的流条件下的尖锥主体形成的锥形激波的锥角、半圆盘的半径以及所述前导尖锥的半锥角的大小确定尖锥主体的长度的具体公式包括:

$$\text{公式a: } \tan\beta \cdot (l + L + 0.5X) > \max(D_1, D_2), L = 2D_1;$$

$\beta$ 满足的方程表达式为:

$$\text{公式b: } \tan(\theta - \alpha) = 2\cot\beta \frac{(M\sin\beta)^2 - 1}{M^2(1.4 + \cos 2\beta) + 2};$$

其中, $X$ 为轨道级机身长度; $D_1$ 为轨道级飞行器机身高度; $D_2$ 为轨道级飞行器半机身宽度; $l$ 为尖锥主体的长度; $\alpha$ 为来流攻角; $M$ 为来流马赫数; $\theta$ 为半锥角; $\beta$ 为激波角。

7. 一种根据权利要求1-5任意一项所述的两级入轨水平级间分离的飞行器的防激波冲

击方法,其特征在于,包括步骤:

S100、通过轨道级飞行器和助推级飞行器的完全贴合连接组成水平起降两级入轨飞行器,并在轨道级飞行器的端部设置防冲击装置;

S200、在轨道级飞行器和助推级飞行器处于两级水平分离环境时,轨道级飞行器在自身发动机推力作用下沿助推级飞行器表面加速分离;

其中,轨道级飞行器在自身发动机推力作用下沿助推级飞行器表面加速分离过程中,轨道级飞行器保持与助推级飞行器的表面贴合;

S300、所述防冲击装置在轨道级飞行器和助推级飞行器水平分离的过程中,先穿过由轨道级飞行器的前缘端部在飞行过程中形成的前缘弓形激波,并使得前缘弓形激波逐渐转变为由防冲击装置主导形成的锥形激波,随后在防冲击装置完全凸出助推级飞行器的前缘端部时,将所述的锥形激波转变成弯曲激波,直至轨道级飞行器和助推级飞行器完全水平分离。

8. 根据权利要求7所述的防激波冲击方法,其特征在于,其中,设定轨道级飞行器和助推级飞行器处于的两级水平分离环境包括40km的高空,轨道级飞行器和助推级飞行器的级间分离马赫数为7,轨道级飞行器和助推级飞行器的攻角为 $4^{\circ}$ 。

## 一种两级入轨水平级间分离的飞行器及其防激波冲击方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及航空航天技术领域,具体涉及一种两级入轨水平级间分离的飞行器及其防激波冲击方法。

### 背景技术

[0002] 水平起降两级入轨空天飞行器作为下一代天地运输往返系统,由可在大气层内进行高超声速飞行的助推级和以火箭发动机为动力的轨道级组成,可将2吨载荷送入近地轨道,相比较于单级入轨飞行器具有成本低、技术风险低、效率高等优点。但是两级入轨飞行器作为一项大型科研工程建设,需要面临助推级组合动力系统、两级飞行器高超声速级间分离以及空天飞机再入时的热防护等重大技术难关。

[0003] 两级入轨飞行器在高超声速条件下的级间分离,将会面临复杂的激波干扰等气动干扰问题。在一般的两级入轨飞行器概念方案中,级间分离采用垂直分离方式,但是在这种级间分离方式下,两级之间的严重激波干扰会在两级飞行器表面上产生严酷的高压、高热流区域;此外级间分离中非定常气动干扰会给两级飞行器带来急剧变化的气动载荷,这将严重影响两级飞行器在分离过程中的稳定性控制,很有可能造成两级之间发生碰撞直接导致两级入轨任务的失败。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种两级入轨水平级间分离的飞行器及其防激波冲击方法,以解决两级入轨飞行器水平分离过程中轨道级穿过助推级前缘弓形激波时气动载荷发生突变问题。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:

[0006] 一种两级入轨水平级间分离的飞行器,包括助推级飞行器和轨道级飞行器,所述轨道级飞行器贴合在所述助推级飞行器的上表面;

[0007] 所述助推级飞行器用于驮着轨道级飞行器从地面机场以最大升力翼展滑跑起飞,快速爬升到助推级飞行器和轨道级飞行器的高空水平级间分离飞行环境;

[0008] 所述轨道级飞行器用于在处于高空水平级间分离飞行环境下与助推级飞行器分离,所述轨道级飞行器在自身推力作用下进入太空目标轨道;

[0009] 其中,在所述轨道级飞行器和助推级飞行器分离过程中,轨道级飞行器和助推级飞行器始终保持相对贴合。

[0010] 作为本发明的一种优选方案,所述轨道级飞行器的顶部装配有防冲击装置,所述防冲击装置用于在助推级飞行器和轨道级飞行器分离后,防冲击装置将助推级飞行器产生的弓形激波会逐渐转变为由前防冲击装置主导的锥形激波。

[0011] 作为本发明的一种优选方案,所述防冲击装置包括前导尖锥结构,所述前导尖锥结构通过支架杆连接所述轨道级飞行器;

[0012] 所述前导尖锥机构用于在前导尖锥结构运动到与助推级飞行器的前缘头部重合

时,前导尖锥结构穿过由助推级飞行器形成的前缘弓形激波时,使所述弓形激波在前导锥结构的作用下逐渐转变为由前导尖锥结构所主导形成的锥形激波。

[0013] 作为本发明的一种优选方案,所述前导尖锥结构包括尖锥主体,所述尖锥主体的端部通过激波干涉结构连接支架杆,所述激波干涉结构用于在所述前导尖锥结构从助推级飞行器的前缘头部完全露凸出后,使得尖锥主体主导形成的锥形激波冲击到所述激波干涉结构上形成弯曲激波。

[0014] 作为本发明的一种优选方案,所述激波干涉结构包括半圆盘,所述尖锥主体的端部通过半圆盘连接支架杆,所述半圆盘的直径大于所述尖锥主体的底部直径,且半圆盘与尖锥主体、支架杆同心连接。

[0015] 作为本发明的一种优选方案,所述前导尖锥的半锥角等于轨道级飞行器的机翼前缘曲线与轨道级飞行器的机身轴线的夹角;

[0016] 所述半圆盘的半径为轨道级飞行器的半翼展宽度的十分之一;

[0017] 其中,根据高空水平级间分离飞行环境的流条件下的尖锥主体形成的锥形激波的锥角、半圆盘的半径以及所述前导尖锥的半锥角的大小确定尖锥主体的长度。

[0018] 作为本发明的一种优选方案,根据高空水平级间分离飞行环境的流条件下的尖锥主体形成的锥形激波的锥角、半圆盘的半径以及所述前导尖锥的半锥角的大小确定尖锥主体的长度的具体公式包括:

[0019] 公式a: $\tan\beta \cdot (l + L + 0.5X) > \max(D_1, D_2), L = 2D_1$ ;

[0020]  $\beta$ 满足的方程表达式为:

[0021] 公式b: $\tan(\theta - \alpha) = 2\cot\beta \frac{(M\sin\beta)^2 - 1}{M^2(1.4 + \cos 2\beta) + 2}$ ;

[0022] 其中, $X$ 为轨道级机身长度; $D_1$ 为轨道级飞行器机身高度; $D_2$ 为轨道级飞行器半机身宽度; $l$ 为尖锥主体的长度; $\alpha$ 为来流攻角; $M$ 为来流马赫数; $\theta$ 为半锥角; $\beta$ 为激波角。

[0023] 本发明提供一种所述的用于两级入轨水平级间分离的轨道级飞行器的防激波冲击方法,包括步骤:

[0024] S100、通过轨道级飞行器和助推级飞行器的完全贴合连接组成水平起降两级入轨飞行器,并在轨道级飞行器的端部设置防冲击装置;

[0025] S200、在轨道级飞行器和助推级飞行器处于两级水平分离环境时,轨道级飞行器在自身发动机推力作用下沿助推级飞行器表面加速分离;

[0026] S300、所述防冲击装置在轨道级飞行器和助推级飞行器水平分离的过程中,先穿过由轨道级飞行器的前缘端部在飞行过程中形成的前缘弓形激波,并使得前缘弓形激波逐渐转变为由防冲击装置主导形成的锥形激波,随后在防冲击装置完全凸出助推级飞行器的前缘端部时,将所述的锥形激波转变成弯曲激波,直至轨道级飞行器和助推级飞行器完全水平分离。

[0027] 作为本发明的一种优选方案,其中,设定轨道级飞行器和助推级飞行器处于的两级水平分离环境包括40km的高空,轨道级飞行器和助推级飞行器的级间分离马赫数为7,轨道级飞行器和助推级飞行器的攻角为 $4^\circ$ 。

[0028] 作为本发明的一种优选方案,轨道级飞行器在自身发动机推力作用下沿助推级飞

行器表面加速分离过程中,轨道级飞行器保持与助推级飞行器的表面贴合。

[0029] 本发明与现有技术相比较具有如下有益效果:

[0030] 本发明公开用于两级入轨水平级间分离的轨道级飞行器,所述轨道级飞行器贴合在所述助推级飞行器的上表面,且在分离过程中保持相对的贴合状态,在两级水平分离过程中,轨道级飞行器在火箭发动机推力下沿助推级飞行器表面加速运动分离,这样在两级之间不会发生复杂的激波干扰、反射等问题,避免飞行器表面产生高压、高热流区域以及急剧变化的非定常气动载荷,直接避免了垂直分离方式引起的技术风险。

### 附图说明

[0031] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对实施方式或现有技术描述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示例性的,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,还可以根据提供的附图引伸获得其它的实施附图。

[0032] 图1为本发明的两级入轨飞行器模型图;

[0033] 图2为本发明的两级入轨飞行器水平分离示意图;

[0034] 图3为本发明的两级入轨飞行器水平分离过程中激波结构变化示意图;

[0035] 图4为本发明的两级水平分离过程中轨道级所受气动力防冲击作用示意图;

[0036] 图5为本发明的轨道级防冲击杆尺寸参数示意图。

[0037] 图中的标号分别表示如下:

[0038] 1-尖锥主体;2-半圆盘;3-支架杆;4-轨道级飞行器;5-助推级飞行器。

### 具体实施方式

[0039] 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在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0040] 如图1所示,本发明提供了一种两级入轨水平级间分离的轨道级飞行器,

[0041] 包括助推级飞行器5和轨道级飞行器4,所述轨道级飞行器4贴合在所述助推级飞行器5的上表面;助推级飞行器5用于驮着轨道级飞行器4从地面机场以最大升力翼展滑跑起飞,快速爬升到助推级飞行器5和轨道级飞行器4的高空水平级间分离飞行环境;轨道级飞行器4用于在处于高空水平级间分离飞行环境下与助推级飞行器5分离,所述轨道级飞行器4在自身推力作用下进入太空目标轨道;其中,在所述轨道级飞行器4和助推级飞行器5分离过程中,轨道级飞行器4和助推级飞行器5始终保持相对贴合。

[0042] 该水平起降并联空天飞行器起飞时,由助推级飞行器驮着轨道级飞行器从地面机场以最大升力翼展滑跑起飞,在从低马赫数加速到高马赫数过程中由助推级飞行器根据当前飞行条件自适应调整机翼翼展(减小翼翼展)达到最大升阻比,快速爬升加速到马赫7在高空水平分离,轨道级飞行器在自身火箭发动机的推进下进入太空目标轨道,助推级飞行器则自行返回降落,轨道级飞行器完成入轨任务之后也可以再入大气层滑翔降落。

[0043] 在水平分离过程中,由于轨道级飞行器完全贴合在助推级飞行器上表面,所以轨

道级飞行器和助推级飞行器的两级之间没有明显间隙。这样可以避免两级之间激波干扰等复杂气动干扰问题引起的两级表面高压、高热流问题,同时可以避免两级气动力发生急剧变化,有利于分离过程中两级飞行器操纵稳定性。

[0044] 在两级飞行器水平分离过程中,轨道级会穿过前缘弓形激波,在轨道级头部穿过前缘弓形激波时会使流场结构发生突变,使得两级所受气动力载荷发生突变,给轨道级造成冲击作用。

[0045] 为了避免或者减小这种气动载荷突变,在轨道级头部装配防冲击装置,于是在水平分离过程中,两级入轨飞行器水平分离过程中激波结构变化示意图如图3所示,轨道级飞行器4的顶部装配有防冲击装置,防冲击装置用于在助推级飞行器5和轨道级飞行器4分离后,防冲击装置将助推级飞行器5产生的弓形激波会逐渐转变为由前防冲击装置主导的锥形激波。

[0046] 防冲击装置包括前导尖锥结构,前导尖锥结构通过支架杆3连接轨道级飞行器4;

[0047] 前导尖锥机构用于在前导尖锥结构运动到与助推级飞行器5的前缘头部重合时,前导尖锥结构穿过由助推级飞行器5形成的前缘弓形激波时,使弓形激波在前导锥结构的作用下逐渐转变为由前导尖锥结构所主导形成的锥形激波。

[0048] 前导尖锥结构包括尖锥主体1,尖锥主体1的端部通过激波干涉结构连接支架杆3,激波干涉结构用于在前导尖锥结构从助推级飞行器5的前缘头部完全露凸出后,使得尖锥主体1主导形成的锥形激波冲击到激波干涉结构上形成弯曲激波。

[0049] 激波干涉结构包括半圆盘2,尖锥主体1的端部通过半圆盘2连接支架杆3,半圆盘2的直径大于尖锥主体1的底部直径,且半圆盘2与尖锥主体1、支架杆3同心连接。

[0050] 前导尖锥的半锥角等于轨道级飞行器4的机翼前缘曲线与轨道级飞行器4的机身轴线的夹角;

[0051] 半圆盘2的半径为轨道级飞行器4的半翼展宽度的十分之一;

[0052] 其中,根据高空水平级间分离飞行环境的流条件下的尖锥主体1形成的锥形激波的锥角、半圆盘2的半径以及前导尖锥的半锥角的大小确定尖锥主体1的长度。

[0053] 根据高空水平级间分离飞行环境的流条件下的尖锥主体1形成的锥形激波的锥角、半圆盘2的半径以及所述前导尖锥的半锥角的大小确定尖锥主体1的长度的具体公式包括:

[0054] 公式a:  $\tan\beta \cdot (l + L + 0.5X) > \max(D_1, D_2), L = 2D_1;$

[0055]  $\beta$ 满足的方程表达式为:

[0056] 公式b:  $\tan(\theta - \alpha) = 2\cot\beta \frac{(M\sin\beta)^2 - 1}{M^2(1.4 + \cos 2\beta) + 2};$

[0057] 其中,X为轨道级机身长度; $D_1$ 为轨道级飞行器机身高度; $D_2$ 为轨道级飞行器半机身宽度; $l$ 为尖锥主体1的长度; $\alpha$ 为来流攻角;M为来流马赫数; $\theta$ 为半锥角; $\beta$ 为激波角。

[0058] 由公式b从假设的半锥角 $\theta$ ,以及级间分离马赫数M,可以求出激波角 $\beta$ ,再将激波角 $\beta$ 代入公式a中可以确定 $l+L$ 的数值范围,再根据支架杆的长度 $L = 2D_1$ ,则可以确定出前导半锥的长度 $l$ 。

[0059] 进一步地,本发明中的轨道级飞行器包括三角翼空天飞机,且三角翼空天飞机的

宽度与助推级飞行器的上表面的水平宽度相同。

[0060] 当防冲击装置的尖锥主体1运动到与助推级飞行器5前缘头部重合时,尖锥主体1穿过助推级前缘弓形激波时,弓形激波会逐渐转变为由尖锥主体1主导的锥形激波。

[0061] 当尖锥主体1从轨道级飞行器4头部完全露出后,锥形激波会打到半圆盘2上然后形成弯曲激波,至此由半圆盘和支架杆3稳定轨道级头部流场结构形状。

[0062] 防冲击装置使得原先轨道级飞行器4的头部形成的弓形激波在尖锥主体1的光滑重构过程变成激波强度较小的锥形激波,可以有效减小轨道级飞行器4受到的防冲击作用,同时可以减小气动阻力,轨道级飞行器4所受气动力防冲击作用效果示意图如图4所示。

[0063] 可见支架杆3可以将轨道级飞行器4在水平分离过程中穿过前缘弓形激波时受到的气动力载荷变化变得平缓,并且可以减小轨道级飞行器4所受到的气动阻力。

[0064] 为了使防冲击杆在两级入轨飞行器水平分离过程中达到预计效果,支架杆3的尺寸参数关系需要与流场激波结构以及轨道级几何尺寸参数建立适当的关系。

[0065] 本发明提供了一种所述的用于两级入轨水平级间分离的轨道级飞行器的防激波冲击方法,包括步骤:

[0066] S100、通过轨道级飞行器和助推级飞行器的完全贴合连接组成水平起降两级入轨飞行器,并在轨道级飞行器的端部设置防冲击装置;

[0067] S200、在轨道级飞行器和助推级飞行器处于两级水平分离环境时,轨道级飞行器在自身发动机推力作用下沿助推级飞行器表面加速分离;

[0068] S300、所述防冲击装置在轨道级飞行器和助推级飞行器水平分离的过程中,先穿过由轨道级飞行器的前缘端部在飞行过程中形成的前缘弓形激波,并使得前缘弓形激波逐渐转变为由防冲击装置主导形成的锥形激波,随后在防冲击装置完全凸出助推级飞行器的前缘端部时,将所述的锥形激波转变成弯曲激波,直至轨道级飞行器和助推级飞行器完全水平分离。

[0069] 其中,设定轨道级飞行器和助推级飞行器处于的两级水平分离环境包括40km的高空,轨道级飞行器和助推级飞行器的级间分离马赫数为7,轨道级飞行器和助推级飞行器的攻角为 $4^{\circ}$ 。

[0070] 轨道级飞行器在自身发动机推力作用下沿助推级飞行器表面加速分离过程中,轨道级飞行器保持与助推级飞行器的表面贴合本发明提出的两级入轨飞行器模型图如图1所示,其中左边为未装配防激波冲击杆的两级飞行器气动布局,右边为在轨道级头部装配防冲击杆的两级飞行器气动布局。

[0071] 本发明中的两级入轨飞行器由宽速域自适应变形翼可重复使用助推级飞行器和三角翼空天飞机轨道级组成。

[0072] 该水平起降并联空天飞行器起飞时,由助推级驮着轨道级从地面机场以最大升力翼展滑跑起飞,在从低马赫数加速到高马赫数过程中由助推级根据当前飞行条件自适应调整机翼翼展(减小翼展)达到最大升阻比,快速爬升加速到到马赫7在高空水平分离(此时助推级还原为设计状态下的乘波体气动外形),轨道级在自身火箭发动机的推进下进入太空目标轨道,助推级则自行返回降落,轨道级完成入轨任务之后也可以再入大气层滑翔降落。

[0073] 图2为本发明的两级入轨飞行器水平分离示意图,当两级入轨飞行器快速爬升加速到级间分离条件时,比如在40km的高空分离,级间分离马赫数为7,分离时的两级飞行器



攻角为 $4^\circ$ 。

[0074] 轨道级收到分离指令后,火箭发动机开始点火,轨道级在火箭推力作用下沿助推级上表面快速分离,脱离助推级之后,轨道级在所受的气动力和抬头力矩作用下,以合适的姿态角快速爬升进入目标轨道。

[0075] 在水平分离过程中,由于轨道级完全贴合在助推级上表面,所以两级之间没有明显间隙。

[0076] 这样可以避免两级之间激波干扰等复杂气动干扰问题引起的两级表面高压、高热流问题,同时可以避免两级气动力发生急剧变化,有利于分离过程中两级飞行器操纵稳定性。

[0077] 两级之间的水平分离方式极大的提高了级间分离的安全性和可靠性,降低两级入轨任务的技术风险。

[0078] 在两级飞行器水平分离过程中,轨道级会穿过前缘弓形激波,在轨道级头部穿过前缘弓形激波时会使流场结构发生突变,使得两级所受气动力载荷发生突变,给轨道级造成冲击作用。

[0079] 为了避免或者减小这种气动载荷突变,在轨道级头部装配防冲击杆,于是在水平分离过程中,两级入轨飞行器水平分离过程中激波结构变化示意图如图3所示。

[0080] 当防冲击杆的尖锥主体运动到与助推级前缘头部重合时,尖锥主体穿过助推级前缘弓形激波时,弓形激波会逐渐转变为由尖锥主体主导的锥形激波。

[0081] 当尖锥主体从轨道级头部完全露出后,锥形激波会打到半圆盘上然后形成弯曲激波,至此由半圆盘和支杆稳定轨道级头部流场结构形状。

[0082] 防冲击杆使得原先轨道级头部形成的弓形激波在尖锥主体的光滑重构过程变成激波强度较小的锥形激波,可以有效减小轨道级受到的防冲击作用,同时可以减小气动阻力,轨道级所受气动力防冲击作用效果示意图如图4所示。

[0083] 可见防冲击杆可以将轨道级在水平分离过程中穿过前缘弓形激波时受到的气动力载荷变化变得平缓,并且可以减小轨道级所受到的气动阻力。

[0084] 为了使防冲击杆在两级入轨飞行器水平分离过程中达到预计效果,防冲击杆的尺寸参数关系需要与流场激波结构以及轨道级几何尺寸参数建立适当的关系。

[0085] 图5为本发明的防冲击杆尺寸参数示意图,其中 $\theta$ 为半尖锥主体的锥角、长度为 $l$ 、 $L$ 为支杆的长度、 $D_1$ 和 $D_2$ 为轨道级的特征几何尺度参数, $r$ 为半圆盘的半径。

[0086] 为了让尖锥主体和半圆盘形成的锥形激波完全包覆轨道级机身并且远离轨道级,半尖锥主体的锥角 $\theta$ 选择为轨道级三角翼的机翼前缘线与机身轴线的夹角大小( $\theta=13^\circ$ ),半圆盘的半径选择为轨道级半翼展宽度的十分之一,即 $r=0.1D_2$ ;

[0087] 为了使得半尖锥主体形成的锥形激波能够正好打在半圆盘上,并且起到良好的防冲击作用,减轻轨道级穿过前缘弓形激波时受到的冲击载荷作用。

[0088] 根据级间分离马赫7来流条件下尖锥主体1形成的锥形激波的锥角 $\beta$ 以及半圆盘2的半径 $r$ 还有锥角 $\theta$ 的大小可以确定尖锥主体的长度 $l$ 。

[0089] 最后选择支架杆3的长度,支架杆3的长度为 $L/D_1 = 2$ 。

[0090] 以上实施例仅为本申请的示例性实施例,不用于限制本申请,本申请的保护范围由权利要求书限定。本领域技术人员可以在本申请的实质和保护范围内,对本申请做出各

种修改或等同替换,这种修改或等同替换也应视为落在本申请的保护范围内。

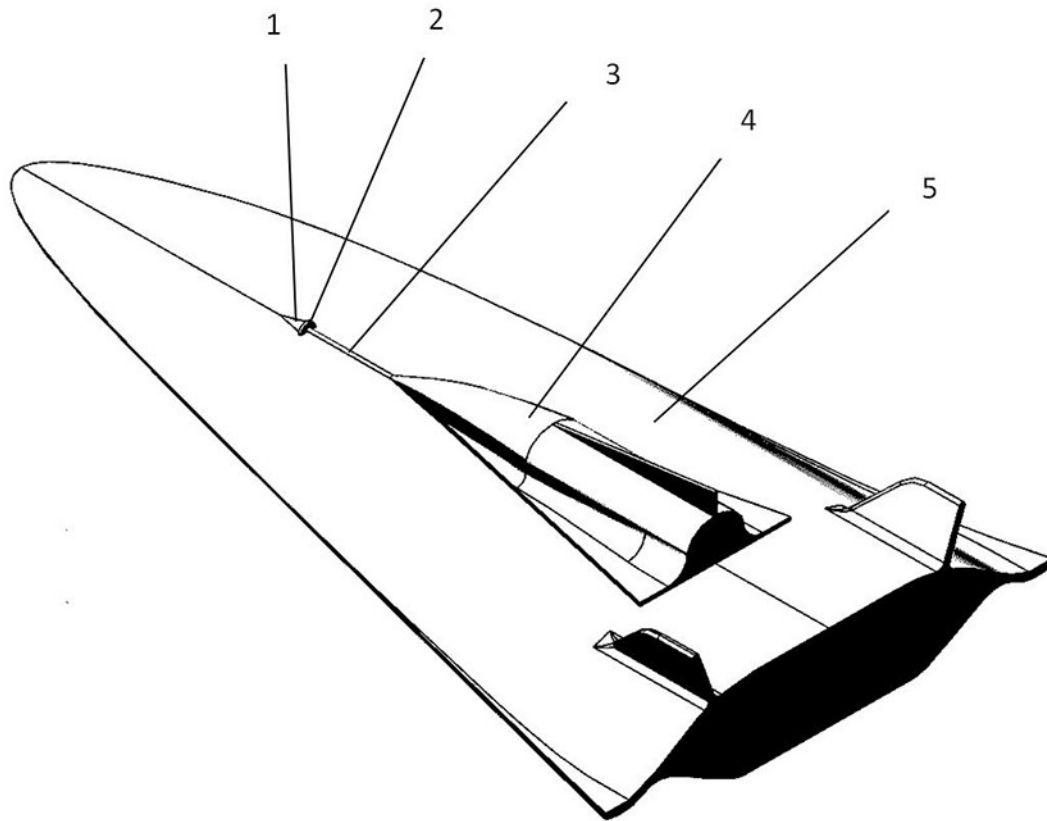


图1



图2

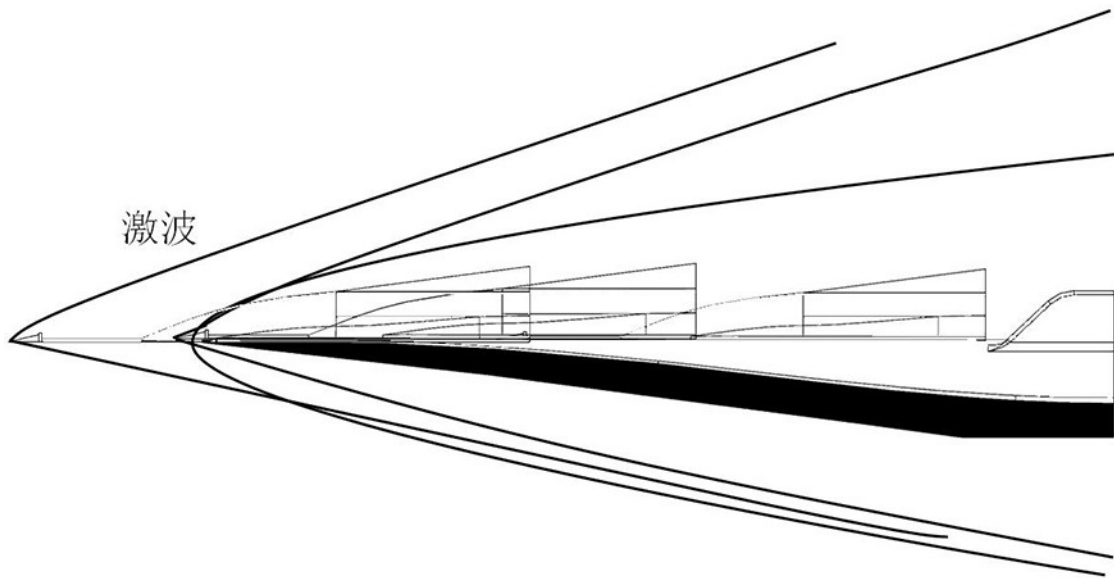


图3

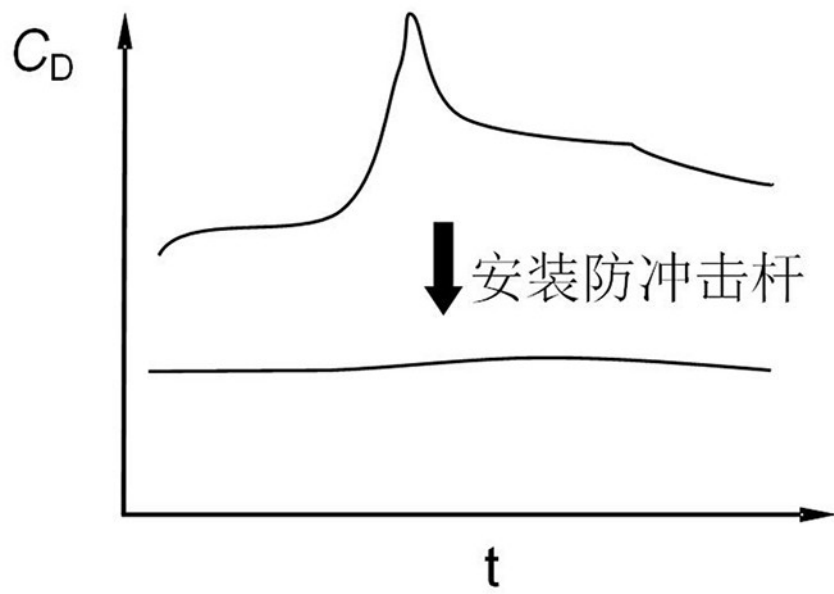


图4

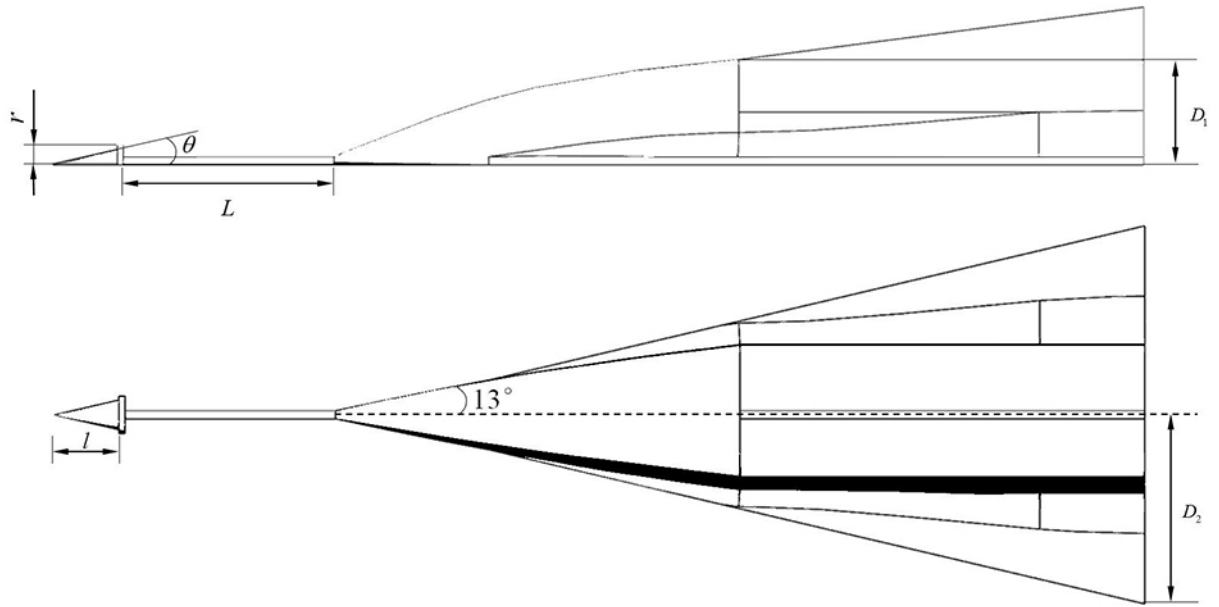


图5