



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110510149 A

(43)申请公布日 2019. 11. 29

(21)申请号 201910784771.7

(22)申请日 2019.08.23

(71)申请人 中国航天空气动力技术研究院

地址 100074 北京市丰台区云岗西路17号

(72)发明人 沈清 唐伟 陈兰 刘深深 胡静

喻海川 冯毅 刘磊 薛飞

董金刚

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 庞静

(51)Int.Cl.

B64G 1/14(2006.01)

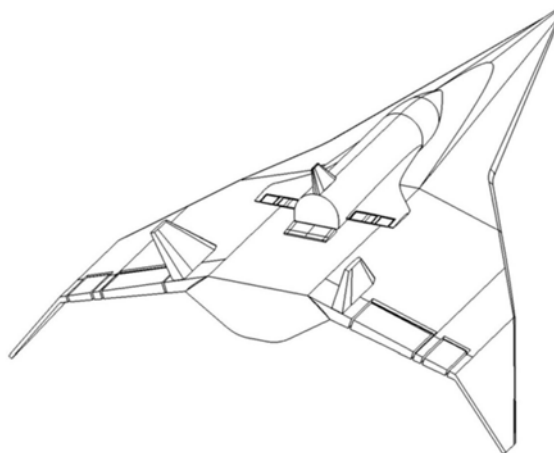
权利要求书1页 说明书5页 附图5页

(54)发明名称

一种水平起降两级入轨重复使用空天飞机布局

(57)摘要

本发明涉及一种水平起降两级入轨重复使用空天飞机布局,包括一级飞行器和二级飞行器,二级飞行器和一级飞行器上下水平并联布局;所述的二级飞行器为带楔形头部、融合边条、小展弦比后掠薄机翼、中心垂尾的翼身组合体布局;所述一级飞行器为具有乘波特征下反后掠翼、可下折翼稍及V尾的翼身组合体布局。本发明布局满足基于TBCC的TSTO飞行原理,达成了全速域、全空域的升阻匹配、推阻匹配、操稳匹配、容重匹配等设计需求,实现了概念设计阶段TSTO技术方案的闭合。



1. 一种水平起降两级入轨重复使用空天飞机布局,其特征在于:包括一级飞行器和二级飞行器,二级飞行器和一级飞行器上下水平并联布局;所述的二级飞行器为带楔形头部、融合边条、小展弦比后掠薄机翼、中心垂尾的翼身组合体布局;所述一级飞行器为具有乘波特征下反后掠翼、可下折翼稍及V尾的翼身组合体布局。

2. 根据权利要求1所述的空天飞机布局,其特征在于:所述的一级飞行器的可下折翼稍,在马赫数2.5以下的飞行条件下与具有乘波特征下反后掠翼保持相同的下反,在飞行马赫数达到2.5以后下折。

3. 根据权利要求1或2所述的空天飞机布局,其特征在于:所述的可下折翼稍为梯形翼,梯形翼面积占所述下反后掠翼面积的7%-10%。

4. 根据权利要求1所述的空天飞机布局,其特征在于:所述的一级飞行器的翼身组合体通过下述方式进行设计:

根据装填涡轮基推进排气系统以及燃料存储空间需求,从锥导乘波体出发,结合冲量定理获得椭圆形变截面机身;

在获得的机身的背风面设置一平面,用于安装二级飞行器,满足安装后的二级飞行器的质心与一级飞行器的质心重合;

在机身和所述的下反后掠翼之间通过边条进行融合,得到翼身组合体。

5. 根据权利要求1所述的空天飞机布局,其特征在于:所述的一级飞行器采用具有乘波特征的上单下反后掠翼。

6. 根据权利要求1所述的空天飞机布局,其特征在于:所述的一级飞行器的V尾为双V尾,双V尾分别安装在两侧下反后掠翼的翼根处。

7. 根据权利要求6所述的空天飞机布局,其特征在于:所述双V尾之间的夹角为 40° - 50° 。

8. 根据权利要求1所述的空天飞机布局,其特征在于:所述一级飞行器的具有乘波特征下反后掠翼上设置副翼和襟翼。

9. 根据权利要求1所述的空天飞机布局,其特征在于:所述的副翼和襟翼的弦长一致,且占整个下反后掠翼平均弦长的20%-22%。

10. 根据权利要求1所述的空天飞机布局,其特征在于:所述的二级飞行器的小展弦比后掠薄机翼上设置襟副翼和体襟翼,襟副翼的弦长占整个小展弦比后掠薄机翼平均弦长的10-15%,体襟翼的弦长占整个二级机身长度的8-10%,机翼展弦比小于1。

一种水平起降两级入轨重复使用空天飞机布局

技术领域

[0001] 本发明属高超声速飞行器技术领域,涉及水平起降两级入轨重复使用空天飞机气动布局形式。

背景技术

[0002] 空天飞机是航空和航天技术高度融合的产物,实现快速可重复天地往返可以大幅度降低发射成本、大幅度缩减发射周期、大幅度提高航天应用。空天飞机是航空航天技术的终极发展目标,自1935年德国科学家桑格尔率先提出空天飞机概念以来,以美国为代表的国际空天大国先后推出了多个空天飞机概念,包括火箭动力/吸气动力及组合动力方案,单级/多级入轨方案、水平/垂直发射着陆方案等。实践证明:火箭推进是实现入轨空天飞行的基石,吸气推进拥有较高的推进效率,现阶段推进技术尚不能实现单级入轨,火箭基组合循环(RBCC)/火箭推进更适用于垂直起飞水平/垂直着陆方案,涡轮基组合循环(TBCC)/火箭推进更适用于水平起飞水平着陆方案。

[0003] 受限于当前涡喷/冲压/吸气超燃发动机推进技术以及燃料能量水平,受限于当前飞行器材料结构质量水平,水平起降两级入轨重复使用空天飞机必须在全速域全空域具备更高的气动效率,以获得基于TBCC/火箭推进的两级入轨(TSTO)概念的最终封闭。

发明内容

[0004] 本发明解决的技术问题是:在给定有效载荷及有限推重比约束下,针对基于TBCC的TSTO全速域、全空域的升阻匹配、推阻匹配、操稳匹配、容重匹配等设计需求,以多学科、多目标、高度一体化的匹配兼容设计,提供一种水平起降两级入轨重复使用空天飞机布局。

[0005] 本发明解决技术的方案是:一种水平起降两级入轨重复使用空天飞机布局,包括一级飞行器和二级飞行器,二级飞行器和一级飞行器上下水平并联布局;所述的二级飞行器为带楔形头部、融合边条、小展弦比后掠薄机翼、中心垂尾的翼身组合体布局;所述一级飞行器为具有乘波特征下反后掠翼、可下折翼稍及V尾的翼身组合体布局。

[0006] 优选的,所述的一级飞行器的可下折翼稍,在马赫数2.5以下的飞行条件下与具有乘波特征下反后掠翼保持相同的下反,在飞行马赫数达到2.5以后下折。

[0007] 优选的,所述的可下折翼稍为梯形翼,梯形翼面积占所述下反后掠翼面积的7%-10%。

[0008] 优选的,所述的一级飞行器的翼身组合体通过下述方式进行设计:

[0009] 根据装填涡轮基推进进排气系统以及燃料存储空间需求,从锥导乘波体出发,结合冲量定理获得椭圆形变截面机身;

[0010] 在获得的机身的背风面设置一平面,用于安装二级飞行器,满足安装后的二级飞行器的质心与一级飞行器的质心重合;

[0011] 在机身和所述的下反后掠翼之间通过边条进行融合,得到翼身组合体。

[0012] 优选的,所述的一级飞行器采用具有乘波特征的上单下反后掠翼。

[0013] 优选的,所述的一级飞行器的V尾为双V尾,双V尾分别安装在两侧下反后掠翼的翼根处。

[0014] 优选的,所述双V尾之间的夹角为 40° – 50° 。

[0015] 优选的,所述一级飞行器的具有乘波特征下反后掠翼上设置副翼和襟翼。

[0016] 优选的,所述的副翼和襟翼的弦长一致,且占整个下反后掠翼平均弦长的20%–22%。

[0017] 优选的,所述的二级飞行器的小展弦比后掠薄机翼上设置襟副翼和体襟翼,襟副翼的弦长占整个小展弦比后掠薄机翼平均弦长的10–15%,体襟翼的弦长占整个二级机身长度的8–10%,机翼展弦比小于1。

[0018] 本发明与现有技术相比的有益效果是:

[0019] (1) 本发明提出的一种水平起降两级入轨重复使用空天飞机布局满足基于TBCC的TSTO飞行原理,达成了全速域、全空域的升阻匹配、推阻匹配、操稳匹配、容重匹配等设计需求,实现了概念设计阶段TSTO技术方案的闭合。

[0020] (2) 本发明一级飞行器、二级飞行器采用上下水平并联方式,实现水平起飞水平着陆。背风面削平的一级飞行器与二级飞行器平坦迎风面的上下水平并联方式便于连接安装并尽量减缓气动干扰,有利于实现级间分离。

[0021] (3) 本发明二级飞行器气动布局为单垂尾、带边条及体襟翼的小展弦比后掠翼的翼身组合体,满足火箭动力加速爬升入轨阶段的容重平衡及再入返回阶段的重复使用等需要。

[0022] (4) 本发明二级飞行器采用楔形头部,一方面有利于再入返回飞行阶段大攻角姿态的防热设计,另一方面也有利于解决级间分离阶段小/负攻角的配平及稳定性问题。

[0023] (5) 本发明二级飞行器中心垂尾采用全动式方案,用于飞行的方向稳定及横航向控制。

[0024] (6) 本发明二级飞行器带融合边条的小展弦比后掠薄机翼,翼型采用ARA-D13%并根据机翼厚度进行了缩放,一方面用于兼顾高超声速大攻角再入飞行的升阻需求和低速进场着陆的中等攻角升力需求,一方面减轻高超声速飞行的热防护负担,同时还有益于不同速域的静稳定裕度协调。平衡非定常动态级间分离过程及再入返回全速域飞行过程的操稳需求。

[0025] (7) 本发明二级飞行器襟翼及副翼,副翼通过差动方式用于滚转控制,并可与中心垂尾及襟翼共同作用于方向控制。襟翼主要用于再入返回过程中的俯仰控制。体襟翼主要用于进行纵向的飞行攻角控制。

[0026] (8) 本发明一级飞行器采用上单下反后掠翼,确保飞行器背风面的简洁干净,不仅便于二级飞行器的安放,减小了组合体飞行时的气动干扰,有利于高超声速级间分离。上单下反后掠翼是高超声速飞行减阻及防热的需要,还能充分利用激波升力,获得更大的超声速气动效率。翼稍下折机翼有利于解决机身扁平化引起的飞行器方向稳定性减弱问题。

[0027] (9) 本发明V尾布置在一级飞行器背风面尾端,V尾方式、尾容量大小及安装间距和安装角需要充分考虑一级飞行器及组合体飞行器在宽速域内的横侧向操稳控制需求,并为级间分离预留足够的安全分离边界。在一级飞行器机翼后部匹配切分出襟翼及副翼,副翼通过差动方式用于滚转控制,并可与V尾及襟翼共同协作用于方向控制。襟翼主要用于俯仰

控制。襟副翼满足一级飞行器及组合体飞行状态下的操稳需求。

[0028] (10) 本发明结合水平起降两级入轨重复使用空天飞机任务设计、动力配置、飞行模式等,将飞行器气动布局与总体规模、飞行剖面等进行融合设计,提高了飞行器的气动效率,实现了概念设计阶段TSTO技术方案的闭合,为TSTO初样设计关键技术的解决提供了基础。

附图说明

- [0029] 图1为本发明水平起降两级入轨重复使用空天飞机布局外形图;
[0030] 图2为本发明提供的二级飞行器外形示意图;
[0031] 图3为本发明提供的二级飞行器机头与机身横截面及模线示意图;
[0032] 图4为本发明提供的一级飞行器外形示意图;
[0033] 图5为本发明提供的一级飞行器机头与机翼模线示意图;
[0034] 图6为本发明提供的组合体起飞加速爬升至分离窗口的飞行剖面;
[0035] 图7为本发明提供的组合体两级对称面压力云图;
[0036] 图8为本发明提供的二级飞行器风洞纹影图;
[0037] 图9为本发明提供的组合体沿重构飞行剖面的升阻比及压心特性;
[0038] 图10为组合体及一级配平特性。

具体实施方式

[0039] 下面结合实施例对本发明作进一步阐述。

[0040] 本发明是针对水平起降两级入轨重复使用空天飞机技术方案闭合困难的难题,提出一种新的气动布局及相应的水平并联方式,满足基于TBCC的TSTO飞行原理,达成了全速域、全空域的升阻匹配、推阻匹配、操稳匹配、容重匹配等设计需求,实现了概念设计阶段TSTO技术方案的闭合。

[0041] 如图1所示,本发明提出的空天飞机布局由上下水平并联的两级飞行器构成。下面的一级飞行器采用液体碳氢燃料TBCC组合动力推进,背负上面的二级飞行器水平起飞,根据飞行速度高度进行推进模态转换加速爬升至级间分离窗口,与上面的二级飞行器完成分离后动力飞行或者无动力滑翔飞行至着陆场水平着陆,完成一级飞行器的飞行任务。二级飞行器采用液体碳氢燃料火箭动力推进,二级飞行器与一级飞行器分离后,利用自身携带的火箭发动机及燃料加速爬升并入轨,执行有效载荷释放等轨道任务后通过离轨、再入、大攻角无动力滑翔减速、中小攻角能量管理等飞行阶段,实现自主水平着陆,完成二级飞行器的飞行任务。

[0042] 如图2所示,二级飞行器采用翼身组合体布局,由楔形头部1、机身2、中心垂尾3、融合边条的小展弦比后掠薄机翼4、襟翼5、副翼6、体襟翼7等构成。二级飞行器气动布局重点协调火箭动力加速爬升入轨阶段的容重平衡及再入返回阶段的重复使用等矛盾。二级飞行器机身尺寸根据有效载荷规模、级间分离条件、采用的燃料种类、二级飞行器材料结构及热防护形式种类、着陆速度与质量等进行迭代权衡获得,采用了模线设计方法对头部、机身进行了放样设计及重量尺寸规模回归分析并进行了数据规整,横截面形状为上圆下方,如图3所示。二级飞行器的小展弦比后掠薄机翼上设置的襟副翼的弦长占整个小展弦比后掠薄机

翼平均弦长的15%，体襟翼占整个二级机身的10%。机翼展弦比小于1。

[0043] 以所述的空天飞机全系统有效载荷2吨、载荷空间 20m^3 为例，假设二级近地轨道窗口为高度100km，速度7450m/s，倾角 28° ，分离窗口为飞行马赫数6、高度30km，并采用液体碳氢燃料，经过二级飞行器的重量尺寸规模回归分析及布局外形数据规整，机头1及机身2的长度为35米，高4.2m，宽5.8m，机翼后掠角 55° ，全机翼展17.5m，最大高度8m，起飞总重200吨，其中干重35吨，推进剂质量162吨。

[0044] 如图4所示，位于下部的一级飞行器气动布局为翼身组合体布局，重点解决有限推重比及模态转换衔接困难条件下，提供满足宽速域的升阻匹配、推阻匹配、操稳匹配、容重匹配等设计需求的气动布局。所述的一级飞行器由头部8、锥导机身9、V尾10、上单下反后掠翼11、机翼翼稍下折机翼12、襟翼13、副翼14等构成。

[0045] 如图5所示，机身9与机翼主翼11采用具有乘波属性的翼身融合体方案进行一体化设计，从锥导乘波体出发，结合冲量定理获得椭圆形变截面机身9及机翼主翼11。在获得的机身的背风面设置一平面，用于安装二级飞行器，满足安装后的二级飞行器的质心与一级飞行器的质心重合；一级飞行器背风面及二级飞行器迎风面均采用大面积平坦设计，便于安装并尽量减少组合体飞行阶段的气动干扰，有利于实现级间分离。在机身和所述的下反后掠翼之间通过边条进行融合，得到翼身组合体。一级飞行器的可下折翼稍12，在马赫数2.5以下的飞行条件下与具有乘波特征下反后掠翼保持相同的下反，在飞行马赫数达到2.5以后下折。带边条的下反后掠机翼主翼11以及超声速条件下的机翼翼稍下折机翼12充分利用激波增升原理，获得更大的超声速气动效率，并提高一级飞行器及组合体飞行器的方向稳定性

[0046] 本例中给出一优选实施例，可下折翼稍为梯形翼，梯形翼面积占所述下反后掠翼面积的7%-10%。一级飞行器的V尾为双V尾，双V尾分别安装在两侧下反后掠翼的翼根处，双V尾之间的夹角为 40° - 50° 。一级飞行器的具有乘波特征下反后掠翼的副翼和襟翼的弦长一致，且占整个下反后掠翼平均弦长的20%-22%。

[0047] 根据两级推进系统特点和有效比冲等概念，使用回归分析方法，在考虑发动机模态转换条件及性能和飞行器推阻特性的情况下，对一级飞行器尺寸和质量进行了评估，以将200吨规模的二级飞行器运送到马赫数6、高度30km分离窗口，经过规整后的一级飞行器机头8及机身9的全长为85米，翼展62.7m，机翼后掠角 60° ，下反角 20° ，组合体飞行器起飞重量730吨。

[0048] 上述机翼展弦比定义展长与平均弦长之比。展弦比大于6，称为大展弦比机翼；低速/亚声速飞机一般选用大展弦比，如轰炸机B-52展弦比为6.5，U-2侦察机展弦比为10.6，全球鹰无人机展弦比为26。展弦比小于2-3，称为小展弦比机翼；超声速战斗机一般选用小展弦比或中等展弦比，如歼8展弦比为2，F-117展弦比为1.65。本发明二级飞行器机翼展弦比为0.68。

[0049] 机翼厚度定义为翼型最大厚度占弦长的百分比。通常认为，厚度大于10%，称为厚机翼。低速飞机机翼的相对厚度大致为12-18%，亚声速飞机机翼的相对厚度大致为10-15%，超声速飞机机翼的相对厚度大致为3-5%。本发明二级机翼的相对厚度为3%。

[0050] 融合边条指将边条与机翼融合，保持流向周向连续光滑。

[0051] 本发明空天飞机爬升阶段的飞行流程如图6所示，具体为：

[0052] (1) 地面滑跑加速至马赫数0.3并以15°攻角拉起起飞,或者加速至马赫数0.35并以12°攻角拉起起飞;

[0053] (2) 涡喷动力,加速爬升至高度8km,速度0.8马赫,攻角为6.5°;

[0054] (3) 涡喷动力,减小攻角至3°跨越声速至高度9km,马赫数1.1;

[0055] (4) 涡喷动力,加速爬升至马赫数2.5,高度15km,攻角4.7°;

[0056] (5) 亚燃模态,加速爬升至马赫数4.0,高度22.5km,攻角5.6°;

[0057] (6) 超燃模态,加速爬升至马赫数6.0,高度30.0km,攻角5.4°,级间分离。

[0058] 所述的空天飞机布局必须提供满足宽速域飞行所需的升阻匹配、推阻匹配、操稳匹配、容重匹配等气动性能。使用风洞试验及计算流体力学(CFD)方法进行验证,图7及图8为本发明级间分离过程中流场压力云图及二级飞行器风洞纹影图,揭示并联分离及单独二级飞行器的复杂流场特征。图9为组合体沿重构飞行剖面的升阻比及压心特性,此时的组合体升力与组合体加速爬升阶段扣除燃料消耗后飞行器重量是平衡的,但气动干扰降低了TSTO全系统的升阻效率。沿飞行剖面,组合体压心移动在一级全长的2%左右,与单独一级飞行器相比,组合体的压心在低速时更靠前,超声速时组合体压心较靠后,而在高超声速状态则稍有前移,有利于级间分离。图10给出了TSTO系统的配平特性,组合体在马赫数3及6时均可以通过体襟翼偏转获得稳定配平,单独一级飞行器的稳定配平攻角小于零度,有利于级间分离及分离后一级安全迅速与二级飞行器分开。

[0059] 本发明虽然已以较佳实施例公开如上,但其并不是用来限定本发明,任何本领域技术人员在不脱离本发明的精神和范围内,都可以利用上述揭示的方法和技术内容对本发明技术方案做出可能的变动和修改,因此,凡是未脱离本发明技术方案的内容,依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、等同变化及修饰,均属于本发明技术方案的保护范围。

[0060] 本发明未详细说明部分属于本领域技术人员的公知常识。

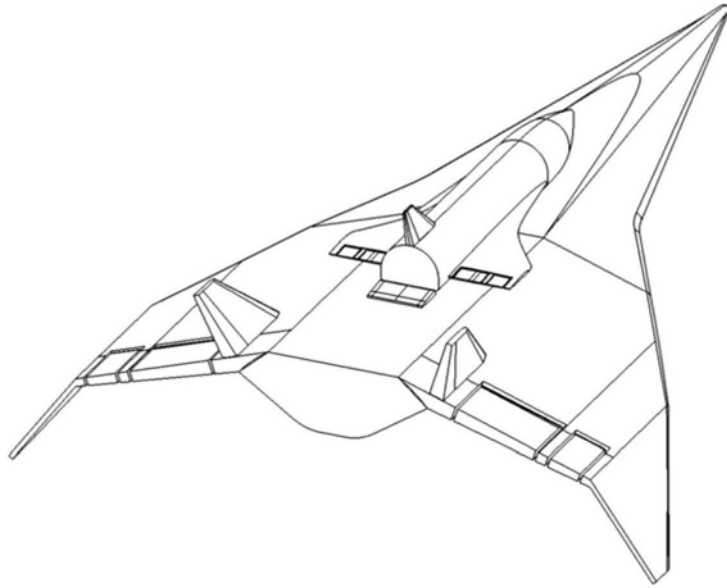


图1

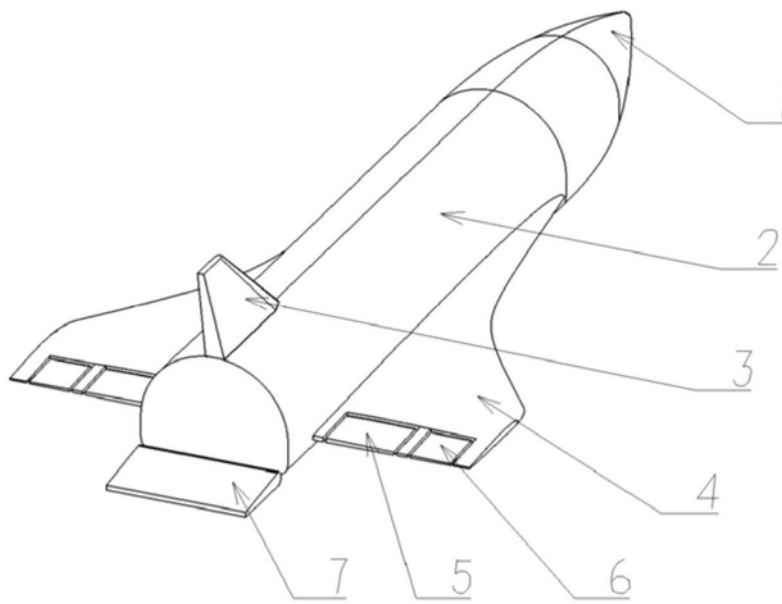


图2

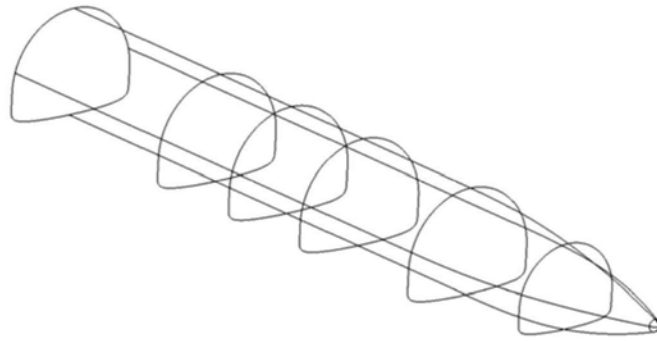


图3

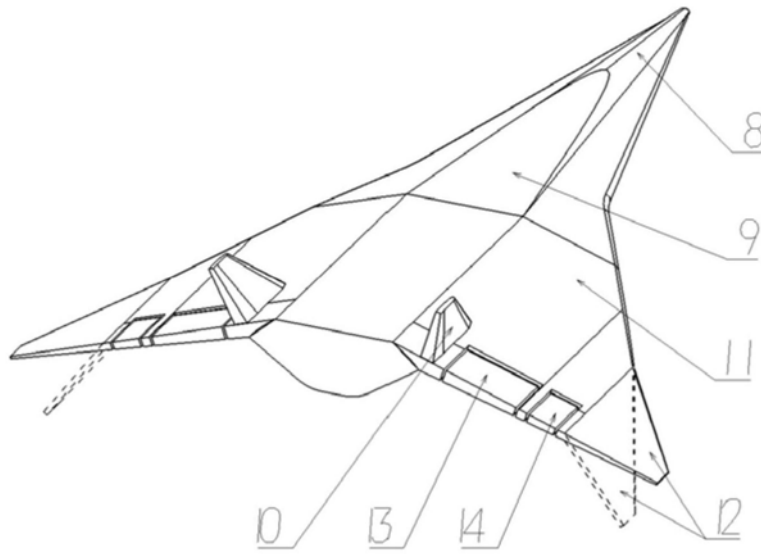


图4

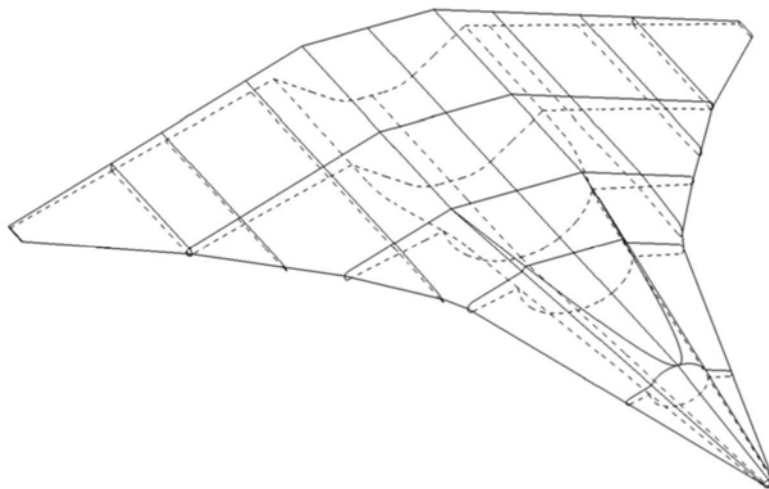


图5

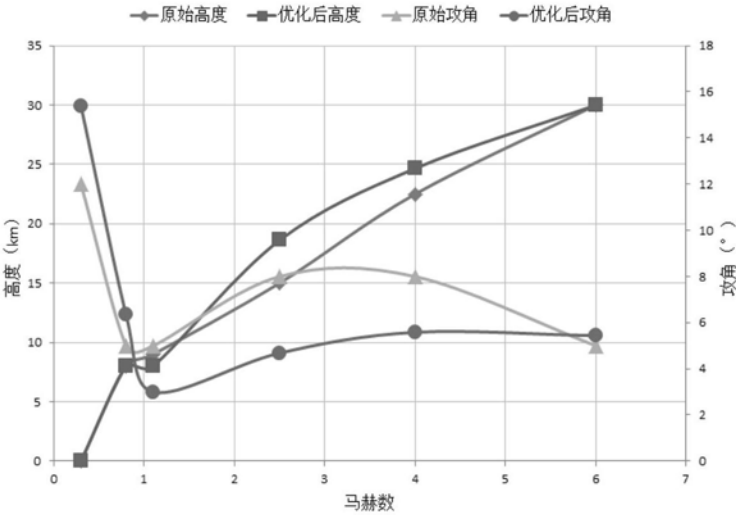


图6

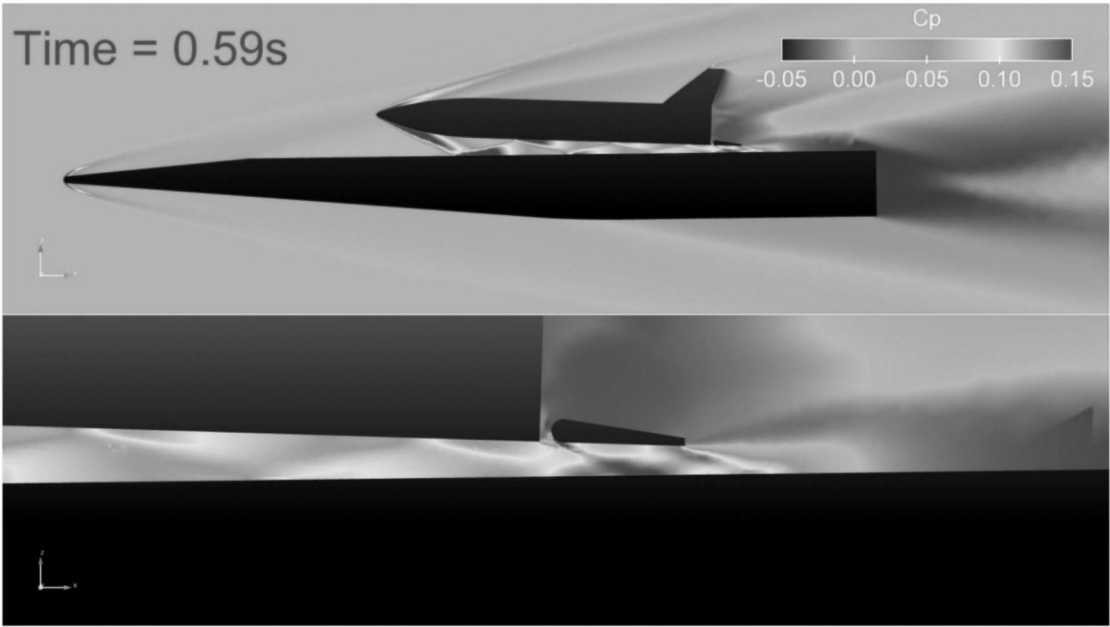


图7

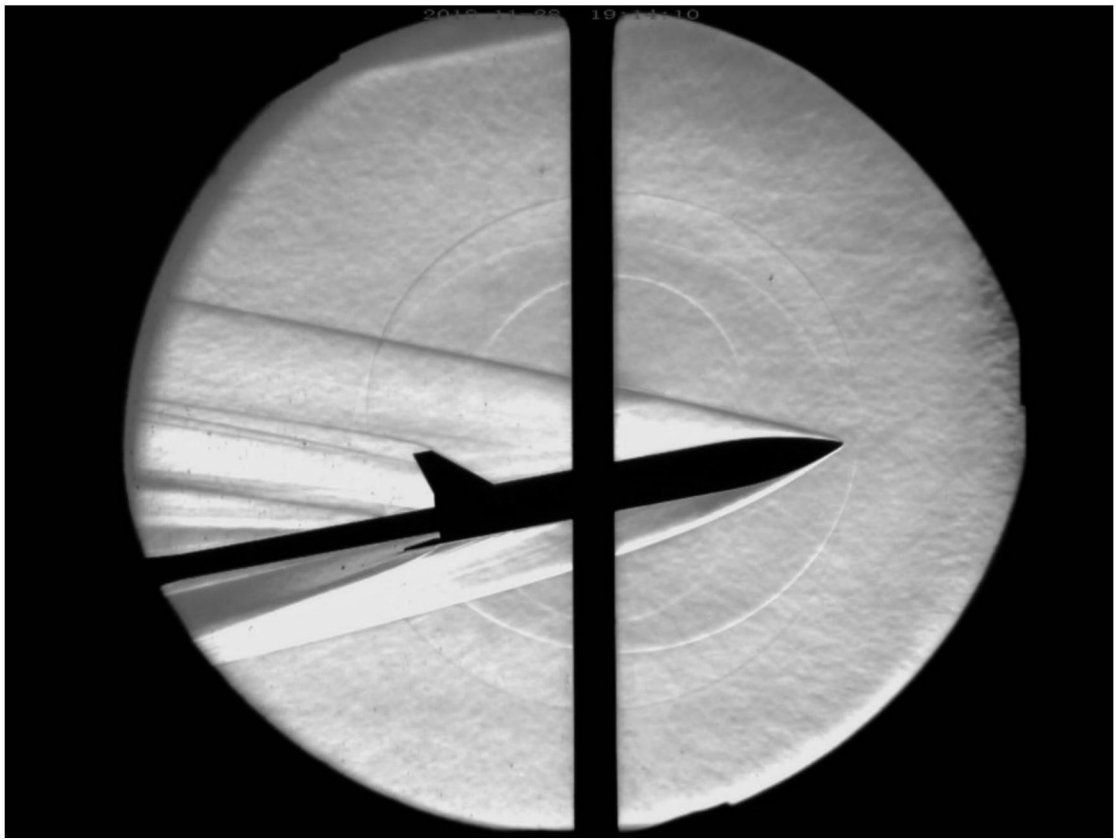


图8

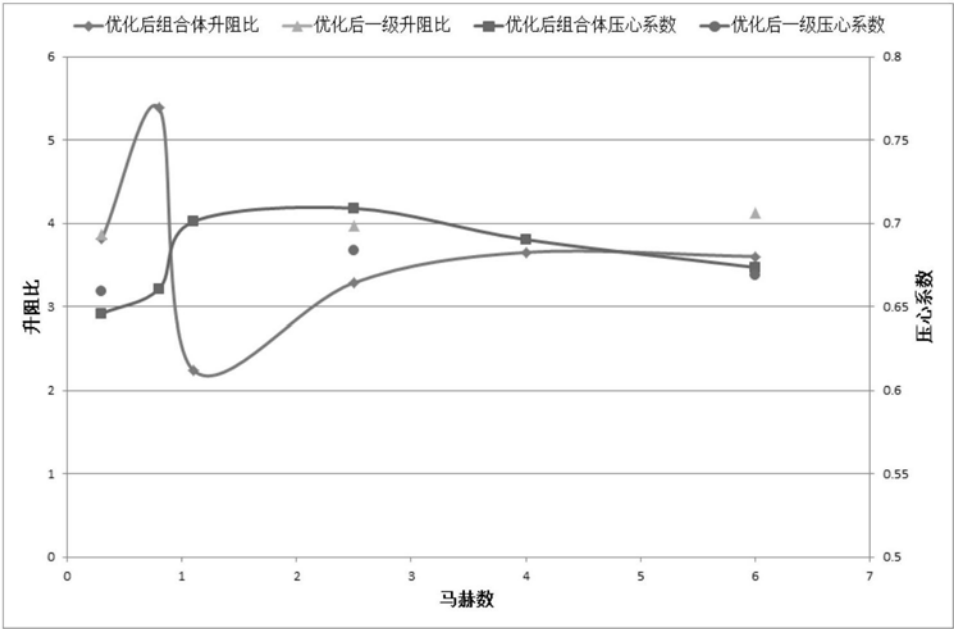


图9

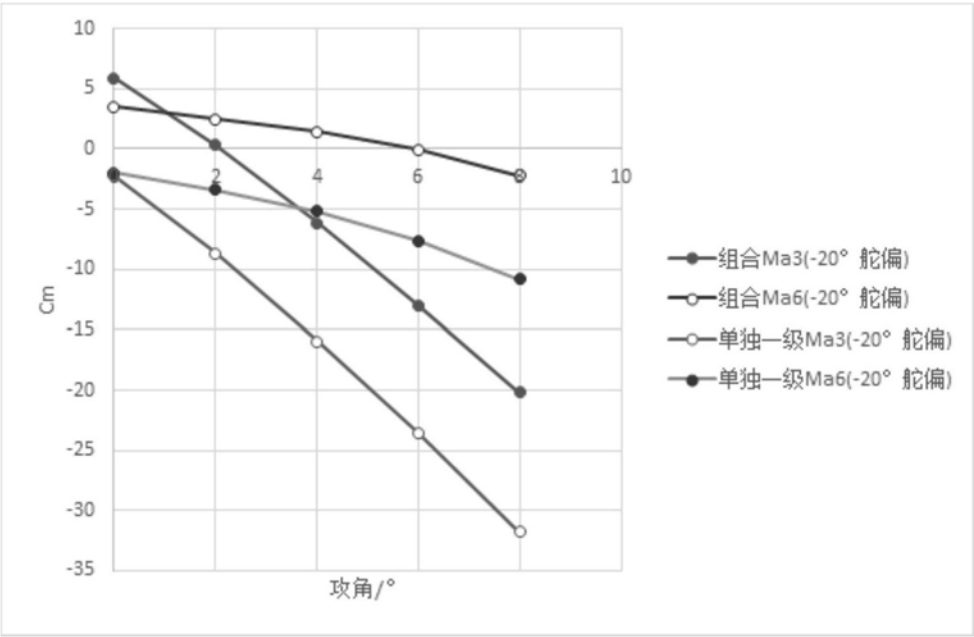


图10