



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103029830 A

(43) 申请公布日 2013. 04. 10

(21) 申请号 201210558589. 8

(22) 申请日 2012. 12. 20

(71) 申请人 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 崔凯 胡守超 李广利 屈志朋

(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 胡剑辉

(51) Int. Cl.

B64C 21/00 (2006. 01)

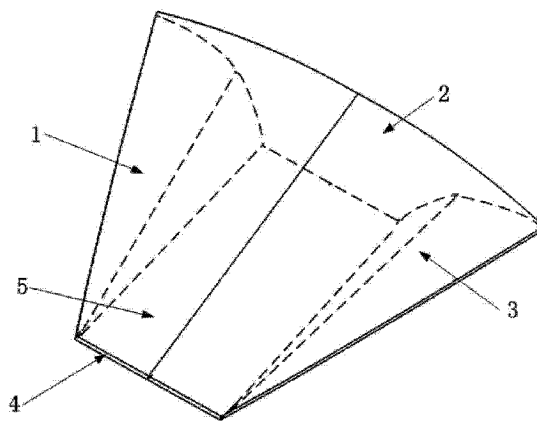
权利要求书 1 页 说明书 3 页 附图 3 页

(54) 发明名称

一种双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体及其设计方法

(57) 摘要

本发明公开了一种双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体及其设计方法,双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体包括:左乘波体和右乘波体,所述左乘波体和右乘波体间隔预定间距对称设置;拼接面,形成在所述左、右乘波体的下前缘线之间,所述拼接面用于缝合左右乘波体下前缘线间的缝隙,并作为前体的升力面为飞行器提供额外的升力;上壁面,形成在所述拼接面前缘线和所述左、右乘波体上前缘线之间,所述上壁面用于缝合左右乘波体上前缘线间的缝隙。本发明通过形成双乘波体结构,并在双乘波体之间形成用于合理缝合左右乘波体下前缘线间缝隙且提升飞行器气动/容积综合性能的拼接面和上壁面,这样,就能够很好地提升飞行器腹部空间的利用。



1. 一种双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体,其特征在于,包括:
左乘波体和右乘波体,所述左乘波体和右乘波体间隔预定间距对称设置;
拼接面,形成在所述左、右乘波体的下前缘线之间,所述拼接面用于缝合左右乘波体下前缘线间的缝隙,并作为前体的升力面为飞行器提供额外的升力;
上壁面,形成在所述拼接面前缘线和所述左、右乘波体上前缘线之间,所述上壁面用于缝合左右乘波体上前缘线间的缝隙。
2. 一种双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体的设计方法,其特征在于,包括如下步骤:
 - 1) 形成对称的间隔预定间距的左乘波体和右乘波体;
 - 2) 连接左、右乘波体的下前缘线生成拼接面;
 - 3) 将拼接面前缘线和左、右乘波体上前缘线直接上移并进行相应的钝化处理;
 - 4) 在上移后的拼接面前缘线和左、右乘波体上前缘线之间形成上壁面。

一种双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体及其设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器设计,尤其涉及不同气动布局需求的飞行器前体及其气动外形设计。

背景技术

[0002] 高超声速飞行器是指在大气层中以高于五倍声速飞行的飞行器。具有广阔的应用前景,也是国际航空航天领域竞争的制高点、难点和焦点之一。从目前国内外的现状来看,以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超飞行器相关研究已成为此领域研究的主要方向(如美国的 X-43A、X-51A 等)。当飞行器以高超声速飞行时,波阻和摩阻急剧增加,导致气动阻力的增大和发动机推力裕度的减小,产生严重的推阻匹配问题。为减阻增升,确保飞行器的整体工作性能,一般采用机体和发动机高度一体化的设计方案。

[0003] 这种高度一体化方案设计的飞行器一般包括前体、超燃冲压发动机和后体三部分。其中飞行器前体作为发动机进气道的外延,一方面需要充当发动机进气道的外压缩面,在保证来流捕获量的前提下,为发动机进气道提供稳定而均匀的高品质入口流场。另一方面也是飞行器产生升力的重要部件。前体在设计上必须面向发动机和飞行器两方面的耦合需求,综合考虑流场压缩性能、来流流量捕获性能、压缩后流场的均匀性、总压恢复特性、升力性能、阻力性能、热防护性能等多项性能指标。这些耦合的设计需求和性能指标要求给飞行器前体设计带来了极大的难度。

[0004] 采用乘波体作为飞行器前体是目前较为先进的一种方案。乘波体构型在设计飞行条件下(给定马赫数、攻角、飞行高度等),高超声速飞行时产生的弓形激波完全附着于飞行器的外沿,飞行器的上下表面没有流动泄露。因而具有来流捕获量大、升阻比高等优点。

[0005] 此外,由于乘波体是源自预先设定的压缩流场进行设计,通过合理的选择源流场,可使设计获得乘波体外形具有较好的压缩性、均匀性和总压恢复特性等优点。正因如此,乘波体十分适合作为高超飞行器的前体使用。

[0006] 由于压缩面位于乘波体的下部,因此目前使用乘波体作为前体的一体化构型设计中,均采用腹部进气的布局方案,典型如美国 X-51A 高超声速实验验证飞行器。腹部进气布局是将发动机嵌于机体下方,在很大程度上影响了飞行器腹部空间的利用。对于未来的远程运输高超声速飞行器而言,腹部空间的合理利用必然是一个十分重要的要求。

发明内容

[0007] 针对现有技术存在的问题,本发明的目的在于提供一种双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体及其设计方法,能够很好地提升飞行器腹部空间的利用。

[0008] 本发明的一种双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体,包括:

[0009] 左乘波体和右乘波体,所述左乘波体和右乘波体间隔预定间距对称设置;

[0010] 拼接面,形成在所述左、右乘波体的下前缘线之间,所述拼接面用于合理缝合左右乘波体下前缘线间的缝隙,同时充当前体的升力面为飞行器提供额外的升力,此拼接面的

合理设定亦需满足容积需求；

[0011] 上壁面,形成在所述拼接面前缘线和所述左、右乘波体上前缘线之间,所述上壁面用于合理缝合左右乘波体上前缘线间的缝隙,其形状应综合考虑飞行器气动及容积性能合理设计。

[0012] 本发明的一种双乘波体对拼吸气式高超飞行器前体的设计方法,包括如下步骤:

[0013] 1) 形成对称的间隔预定间距的左乘波体和右乘波体;

[0014] 2) 连接左、右乘波体的下前缘线生成拼接面;

[0015] 3) 将拼接面前缘线和左、右乘波体上前缘线直接上移并进行相应的钝化处理;

[0016] 4) 在上移后的拼接面前缘线和左、右乘波体上前缘线之间形成上壁面。

[0017] 本发明通过形成双乘波体结构,并在双乘波体之间形成用于合理缝合左右乘波体下前缘线间缝隙且提升飞行器气动/容积综合性能的拼接面和上壁面,这样,就能够很好地提升飞行器腹部空间的利用。

附图说明

[0018] 图 1 为双乘波对拼式前体构型示意图;

[0019] 图 2 为适合于机头进气气动布局的前体设计实例示意图;

[0020] 图 3 为适合于两侧进气气动布局的前体设计实例示意图;

[0021] 图 4 为适合于侧腹进气气动布局的前体设计实例示意图;

[0022] 图 5 为一个前体设计实例示意图;

[0023] 图 6 为前体设计实例三视图;

[0024] 图 7 为前体出口处的马赫数分布等值线和压力等值线分布;

[0025] 图 8 为高超声速飞行器构型俯视图。

具体实施方式

[0026] 双乘波对拼式飞行器前体的设计方法简述如下:

[0027] 1) 依据实际飞行器的飞行条件要求、气动性能要求和发动机外形、发动机进气道的入口流场需求给定乘波体设计的基准几何体和流场,采用流线追踪方法设计基本乘波体外形。此步骤采用一般的乘波体外形设计流程,已有方法和文献中有大量介绍,此处不再赘述。左、右乘波体 1、3 一般采用对称设计方式,即两个乘波体沿前体中心面左右对称,故基本乘波体外形仅设计一个即可。此外,实际设计中发现,乘波体的前缘线采用直线设计的方式可以获得性能较好的前体外形。

[0028] 2) 依据飞行器的气动布局设计要求,分别对左、右乘波体 1、3 沿轴向方向进行旋转和沿垂直于前体对称面方向进行平移。旋转角度和平移量为两个可调参数,其具体数值应参考飞行器的气动布局方案和飞行器的气动参数要求给定。其中旋转角度一般在 0-90 度之间。上述两个参数给定不同数值时,可针对不同类型的气动布局。

[0029] 3) 连接左、右两个乘波体 1、3 的下前缘线生成拼接面 5,拼接面 5 可采用直线连接或曲线连接方式设计,优选采用直线连接方式。

[0030] 4) 依据飞行器的气动热防护要求给定钝化前缘 4 厚度或半径,依据此参数将拼接面 5 前缘线和左、右乘波体 1、3 上前缘线直接上移并进行相应的钝化处理。

[0031] 5)依据上移后的拼接面5前缘线和左、右乘波体1、3上前缘线,综合考虑飞行器的气动、容积性能设计上壁面2,上壁面2可采用平面或曲面设计方式。

[0032] 如前所述,给定不同的乘波体偏转角度和平移量可获得适用于不同气动布局方案的前体外形,以下给出几个实例。

[0033] 实例一:适合于机头进气布局的设计实例,如图2所示。

[0034] 实例二:适合于两侧进气布局的设计实例,如图3所示。

[0035] 实例三:适合于侧腹进气布局的设计实例,如图4所示。

[0036] 实际效果检验

[0037] 下面通过一个实例设计和相应的数值分析来检验本发明所设计前体的性能。基于前述设计方法所设计的一个实际前体外形如图5所示,其三视图及外形轮廓尺寸如图6所示。

[0038] 采用数值模拟技术,计算获得的气动性能参数如表1所示。从计算结果可以看出,由于采用本发明所设计的双乘波体对拼前体,可以获得很高的来流捕获量,满足流量设计需求。此外,由于乘波体具有高升阻比特性,双乘波对拼式前体也具有较高的升阻比。

[0039] 表1数值分析所获得的性能参数

飞行 马赫数	飞行高度 (公里)	飞行政角 (度)	升力 (牛)	阻力 (牛)	升阻 比	实际流 量 (公斤/ 秒)	流量要求 (公斤/秒)
4	16	0	1260	395	3.18	13.0	11.76
6	26	0	4500	127	3.55	4.74	4.6

[0041] 图7给出了前体出口处的马赫数分布等值线和压力分布等值线,可以看出,经双乘波对拼式前体压缩后,前体出口的流场十分均匀,这对于进气道的设计是十分有益的。

[0042] 实例应用

[0043] 图8给出了采用本发明作为前体的一个一体化高超声速飞机构型的俯视图,沿对称线上半部分为内部剖视图,下半部分为外形轮廓图。该构型主要由前体11、发动机12、机翼13、机体14和控制舵15几个部分组成。其中机翼13和机体14在外形上采用融合方式设计。发动机12采用两个轴对称性发动机配置,可以看出,前体11和发动机14之间可以很好的进行匹配。

[0044] 另外,本发明所提出的前体及其设计方法十分适用于各类采用超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器;可以很好的同矩形、轴对称形、和其他外形的超燃冲压发动机进行匹配。

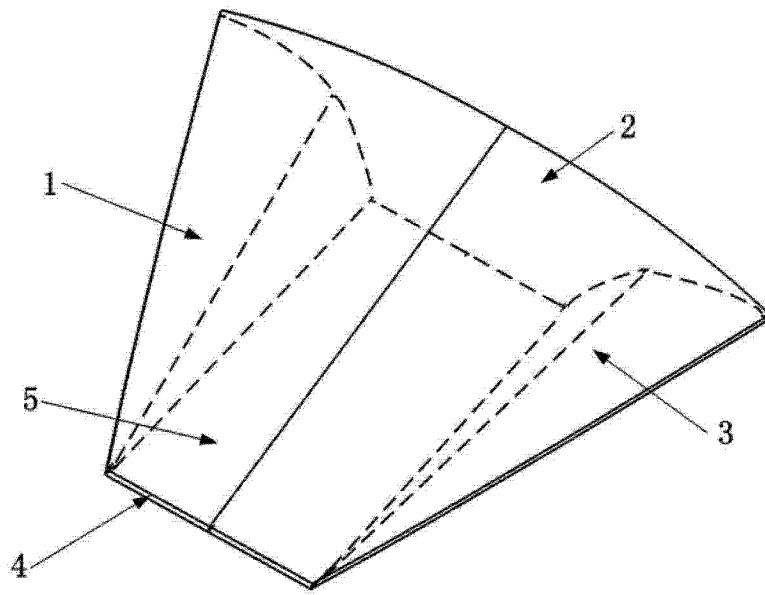


图 1

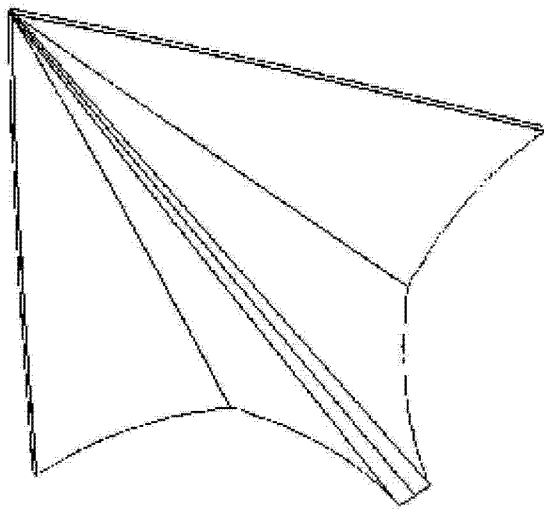


图 2

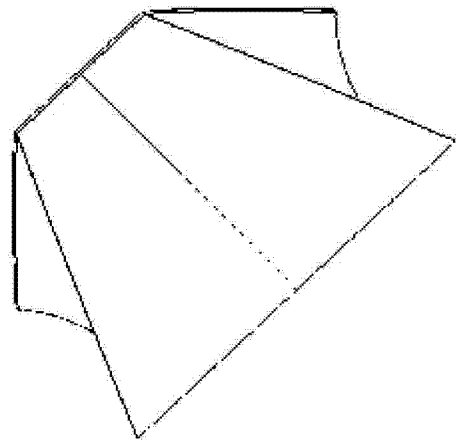


图 3

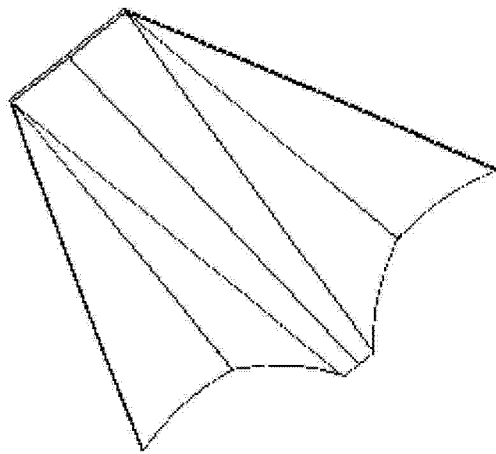


图 4

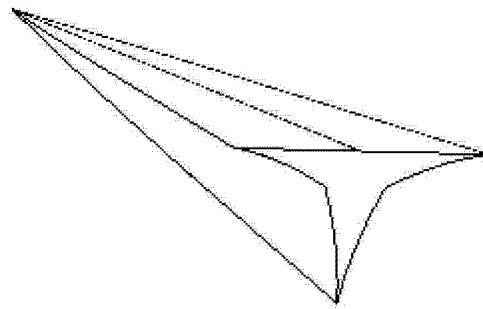


图 5

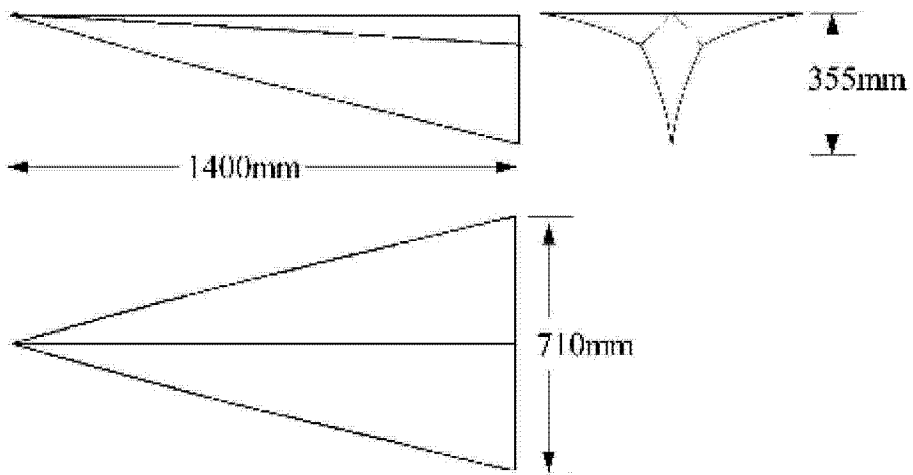


图 6

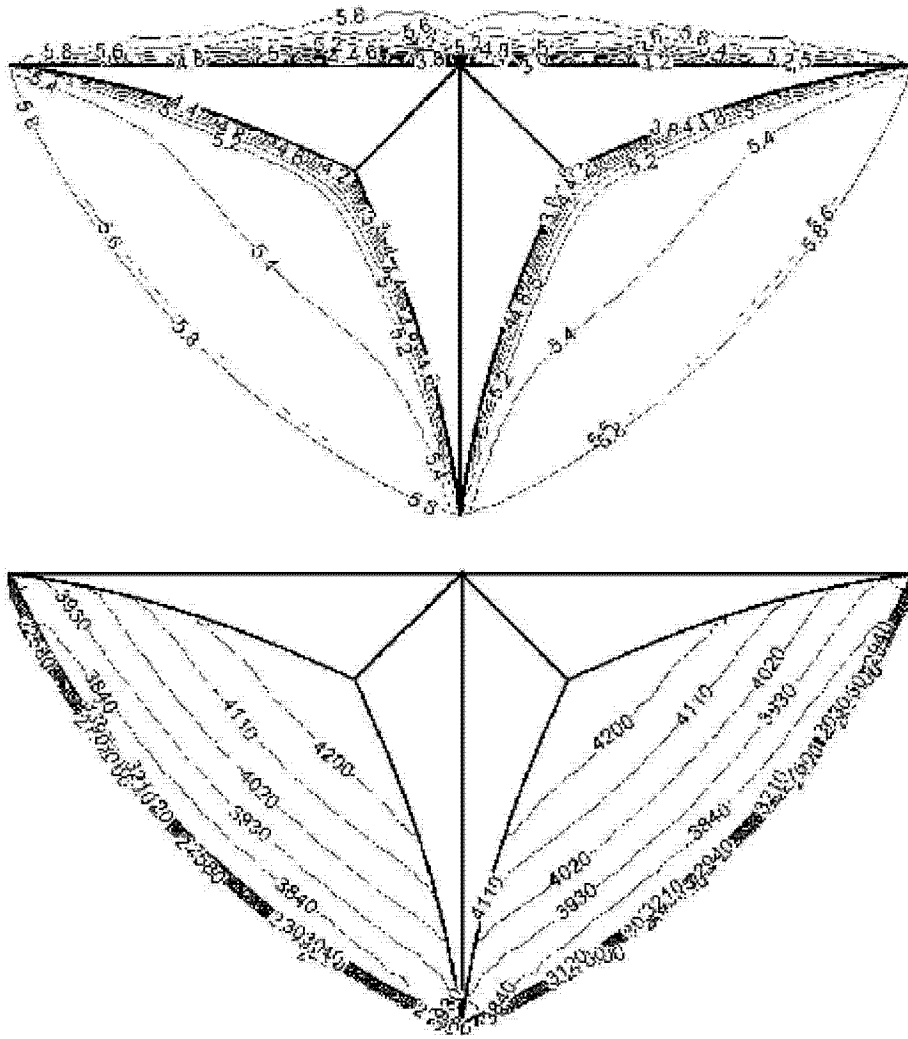


图 7

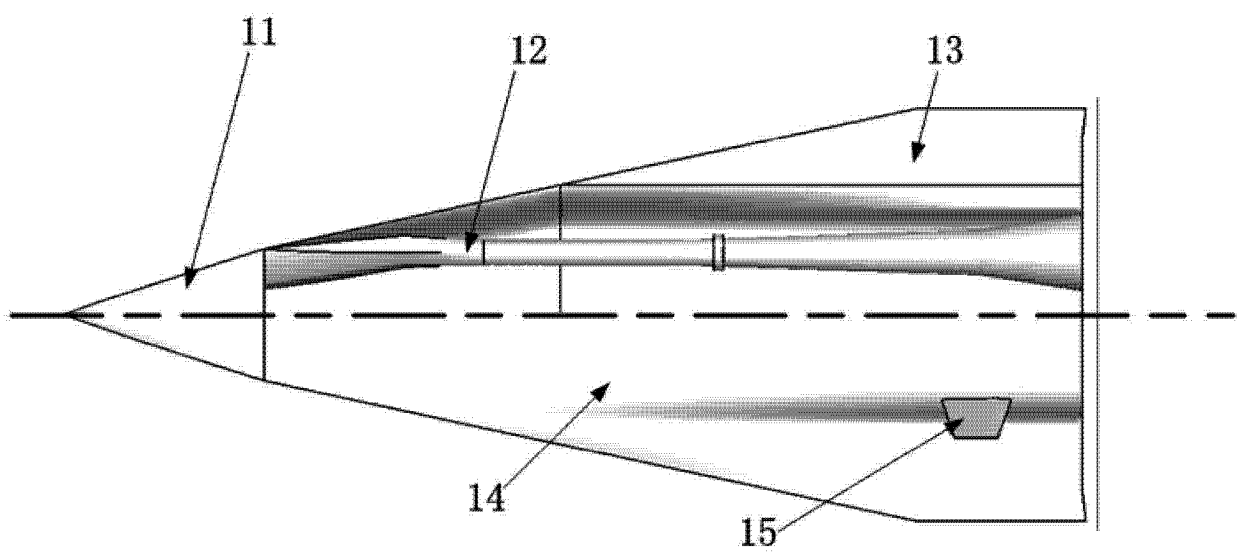


图 8