



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104724281 B

(45)授权公告日 2017.01.04

(21)申请号 201510079522.X

审查员 王平

(22)申请日 2015.02.13

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104724281 A

(43)申请公布日 2015.06.24

(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 崔凯 李广利 肖尧

(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 23/00(2006.01)

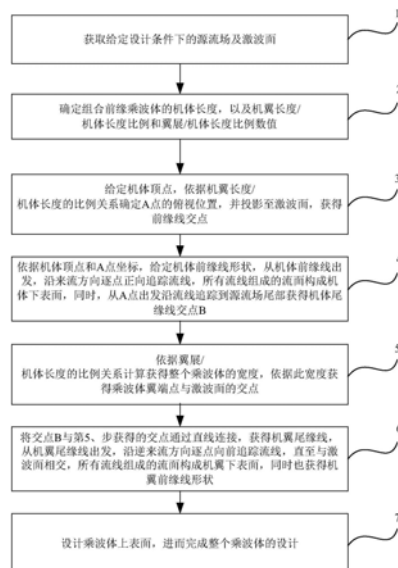
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

一种组合前缘乘波体设计方法及组合前缘乘波体

(57)摘要

本发明实施例提供一种组合前缘乘波体设计方法及组合前缘乘波体,所述方法提出将乘波体外形分为机体/机翼两个部分,并进而分别采用前/后缘曲线定义的方法。从而有效改善乘波体的设计灵活性,并可获得更加贴近实际的外形。本发明实施例机翼下表面与激波面相交后形成翼前缘线,进而获得乘波体的组合前缘线采用该方法设计时,不但可以保证乘波体的特点,同时还具有长宽比例灵活可调及保证尾缘平直的优点,更加适用于实际飞行器的设计。机体下表面可采用给定前缘线的正流线追踪方法设计,机翼下表面可采用给定尾缘线的逆流追踪方法设计。本发明主要应用范围为各类高超声速飞行器的构型设计,尤其适用于未来高超声速飞机或者滑翔类飞行器的设计。



1. 一种组合前缘乘波体设计方法,其特征在于,所述方法包括:

1) 获取给定设计条件下的源流场及激波面;

2) 确定组合前缘乘波体的机体长度,以及机翼长度/机体长度比例和翼展/机体长度比例数值;

3) 给定机体顶点,依据机翼长度/机体长度的比例关系确定A点的俯视位置,并投影至激波面,获得前缘线交点,即机体前缘线和机翼前缘线的交点;

4) 依据机体顶点和A点坐标,给定机体前缘线形状,从机体前缘线出发,沿来流方向逐点正向追踪流线,所有流线组成的流面构成机体下表面,同时,从A点出发沿流线追踪到源流场尾部获得机体尾缘线交点B;

5) 依据翼展/机体长度的比例关系计算获得整个乘波体的宽度,依据此宽度获得乘波体翼端点与激波面的交点;

6) 将交点B与第5)步获得的交点通过直线连接,获得机翼尾缘线,从机翼尾缘线出发,沿逆来流方向逐点向前追踪流线,直至与激波面相交,所有流线组成的流面构成机翼下表面,同时也获得机翼前缘线形状;

7) 设计乘波体上表面,进而完成整个乘波体的设计。

2. 如权利要求1所述方法,其特征在于,所述获取给定设计条件下的源流场及激波面,包括:

当源流场为简单锥形流场时,依据Taylor-Maccoll方程进行求解激波面。

3. 如权利要求2所述方法,其特征在于,所述获取给定设计条件下的源流场及激波面,包括:

当源流场并不为简单锥形流场时,采用计算流体动力学CFD进行数值求解激波面。

4. 如权利要求1所述方法,其特征在于,所述设计乘波体上表面,包括:

采用自由来流面设计方法设计乘波体上表面。

5. 一种组合前缘乘波体,所述乘波体的整个构型由机体和机翼两部分组成,其特征在于,机体顶点及其机体前缘线均位于激波面上,机体尾缘线依据所述机体前缘线获得,机体尾缘线末端位于所述激波面内部,机翼前缘线依据机体尾缘线定义,并与所述激波面相交,所述机体前缘线和机翼前缘线的交点位于所述激波面上,两部分前缘线在该交点导数不连续。

6. 根据权利要求5所述的组合前缘乘波体,其特征在于,所述机体的上表面采用自由来流面设计,下表面采用流线追踪法设计。

7. 根据权利要求5所述的组合前缘乘波体,其特征在于,所述机翼的上表面采用自由来流面设计,下表面采用流线追踪法设计。

8. 根据权利要求5-7任一项所述的组合前缘乘波体,其特征在于,机翼尾缘线为直线,以便于控制舵面。

一种组合前缘乘波体设计方法及组合前缘乘波体

技术领域

[0001] 本发明涉及高超声速飞行器的高升力/高升阻比构型设计,尤其涉及一种组合前缘乘波体设计方法及组合前缘乘波体。

背景技术

[0002] 新型高速飞行器构型设计是目前飞行器研制的热点问题。由于高速飞行条件下,飞行器的激波阻力和摩擦阻力急剧增加,导致所谓“升阻比屏障”的产生。这一问题也催生了诸多新概念构型的出现,乘波体构型就是其中之一。这种构型依据给定的流场,通过激波面切割和流线追踪的方式设计,在设计飞行条件下(给定马赫数、攻角等),高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,这样,激波后的高压区完全被包裹于飞行器的下半部分,使飞行器获得大升阻比。因其飞行时好像乘在激波之上,故称为“乘波体”。这一构型在近年来,随着高超声速飞行器研究的升温而逐渐成为热点研究问题之一。

[0003] 就设计方式而言,乘波体可主要分为基于给定流场的设计方法和密切锥/面设计方法。前者是在给定基准流场前提下,通过指定乘波体的前缘或后缘线,依据流线追踪方式获得其压缩面。后者则是将乘波体的压缩面分割为一系列二维密切面上的流线,在给定激波面形状下依据反设计方法生成。在现有的设计方法中,乘波体的定义均为指定其前缘或者后缘曲线,因而其设计灵活性受到较大限制,虽然通过前缘线的优化设计可以在一定程度上改善这一问题,但必须耗费大量的计算时间和人工。

[0004] 实际中,高超声速飞行器的气动布局设计具有较多限制,例如,从减小阻力的角度出发,需要飞行器头部相对尖锐,再如,飞行器机翼尾部应尽可能保持平直,以便于控制舵面的安装。此外,飞行器的机长/翼展应符合一定的比例关系,使得飞行器可以在气动/控制等方面保持较优的性能。但目前的乘波体设计方法在上述方面的灵活性均较差。针对这一问题,本发明提出了一种组合前缘乘波体的设计方案,并给出了相应的设计方法。

发明内容

[0005] 本发明实施例提供一种组合前缘乘波体设计方法及组合前缘乘波体,提出将乘波体外形分为机体/机翼两个部分,并进而分别采用前/后缘曲线定义的方法。从而有效改善乘波体的设计灵活性,并可获得更加贴近实际的外形。

[0006] 一方面,本发明实施例提供了一种组合前缘乘波体设计方法,所述方法包括:

[0007] 1)获取给定设计条件下的源流场及激波面;

[0008] 2)确定组合前缘乘波体的机体长度,以及机翼长度/机体长度比例和翼展/机体长度比例数值;

[0009] 3)给定机体顶点,依据机翼长度/机体长度的比例关系确定A点的俯视位置,并投影至激波面,获得前缘线交点;

[0010] 4)依据机体顶点和A点坐标,给定机体前缘线形状,从机体前缘线出发,沿来流方

向逐点正向追踪流线,所有流线组成的流面构成机体下表面,同时,从A点出发沿流线追踪到源流场尾部获得机体尾缘线交点B;

[0011] 5)依据翼展/机体长度的比例关系计算获得整个乘波体的宽度,依据此宽度获得乘波体翼端点与激波面的交点;

[0012] 6)将交点B与第5)步获得的交点通过直线连接,获得机翼尾缘线,从机翼尾缘线出发,沿逆来流方向逐点向前追踪流线,直至与激波面相交,所有流线组成的流面构成机翼下表面,同时也获得机翼前缘线形状;

[0013] 7)设计乘波体上表面,进而完成整个乘波体的设计。

[0014] 另一方面,本发明实施例提供了一种组合前缘乘波体,所述乘波体的整个构型由机体和机翼两部分组成,机体顶点及其机体前缘线均位于激波面上,机体尾缘线依据所述机体前缘线获得,机体尾缘线末端位于所述激波面内部,机翼前缘线依据机体尾缘线定义,并与所述激波面相交,所述机体和机翼前缘线的交点位于所述激波面上,两部分前缘线在该点导数不连续。

[0015] 上述技术方案具有如下有益效果:机翼下表面与激波面相交后形成翼前缘线,进而获得乘波体的组合前缘线采用该方法设计时,不但可以保证乘波体的特点,同时还具有长宽比例灵活可调及保证尾缘平直的优点,更加适用于实际飞行器的设计。机体下表面可采用给定机体前缘线的正流线追踪方法设计,机翼下表面可采用给定机体尾缘线的逆流线追踪方法设计。本发明主要应用范围为各类高超声速飞行器的构型设计,尤其适用于未来高超声速飞机或者滑翔类飞行器的设计。

附图说明

[0016] 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。

[0017] 图1为本发明实施例组合前缘乘波体设计方法流程示意图;

[0018] 图2为本发明实施例组合前缘乘波体设计场景示意图;

[0019] 图3为本发明实施例锥形流场乘波体设计实例示意图。

具体实施方式

[0020] 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。

[0021] 如图1所示,为本发明实施例组合前缘乘波体设计方法流程示意图,图2为本发明实施例组合前缘乘波体设计场景示意图,其中,21为激波面,22为机体前缘线,23为机翼前缘线,24为机体尾缘线,25为机翼尾缘线,该方法包括如下:

[0022] 1、获取给定设计条件下的源流场及激波面;

[0023] 2、确定组合前缘乘波体的机体长度,以及机翼长度/机体长度比例和翼展/机体长

度比例数值；

[0024] 3、给定机体顶点，依据机翼长度/机体长度的比例关系确定A点的俯视位置，并投影至激波面，获得前缘线交点；

[0025] 4、依据机体顶点和A点坐标，给定机体前缘线形状，从机体前缘线出发，沿来流方向逐点正向追踪流线，所有流线组成的流面构成机体下表面，同时，从A点出发沿流线追踪到源流场尾部获得机体尾缘线交点B；

[0026] 5、依据翼展/机体长度的比例关系计算获得整个乘波体的宽度，依据此宽度获得乘波体翼端点与激波面的交点；

[0027] 6、将交点B与第5、步获得的交点通过直线连接，获得机翼尾缘线，从机翼尾缘线出发，沿逆来流方向逐点向前追踪流线，直至与激波面相交，所有流线组成的流面构成机翼下表面，同时也获得机翼前缘线形状；

[0028] 7、设计乘波体上表面，进而完成整个乘波体的设计。

[0029] 优选的，所述获取给定设计条件下的源流场及激波面，包括：当源流场为简单锥形流场时，依据Taylor-Maccoll方程进行求解激波面。

[0030] 优选的，所述获取给定设计条件下的源流场及激波面，包括：当源流场并不为简单锥形流场时，采用计算流体动力学CFD进行数值求解激波面。

[0031] 优选的，所述设计乘波体上表面，包括：采用自由来流面设计方法设计乘波体上表面。

[0032] 如图3所示，为本发明实施例锥形流场乘波体设计实例示意图，整个构型由机体和机翼两部分组成，其中，31激波面，32机体前缘线，33机翼前缘线，34机体尾缘线，35机翼尾缘线。其中机体顶点及其机体前缘线均位于激波面31上，其下表面依据流线追踪生成，上表面可采用自由来流面或其他型面设计，这里以自由来流面为例。机体尾缘线34依据机体前缘线32获得，但机体尾缘线34末端位于激波面31内部。机翼部分尾缘34线为直线，以便于控制舵面的设计。机翼下表面也采用流线追踪法设计，上表面仍可采用自由来流面或其他型面设计，这里亦以自由来流面为例。机翼前缘线33依据机翼尾缘线35定义，并与激波面31相交。机体和机翼前缘线32、33的交点位于激波面31上，两部分前缘线在该点导数不连续。前缘线(尾缘线)存在导数不连续点是组合前缘乘波体与其他现有乘波体的主要区别，也正是由于此点的存在，乘波体才可明显分为机体和机翼两个部分。

[0033] 优选的，所述机体的上表面采用自由来流面设计，下表面采用流线追踪法设计。

[0034] 优选的，所述机翼的上表面采用自由来流面设计，下表面采用流线追踪法设计。

[0035] 优选的，机翼尾缘线为直线，以便于控制舵面。

[0036] 上述技术方案具有如下有益效果：机翼下表面与激波面相交后形成翼前缘线，进而获得乘波体的组合前缘线采用该方法设计时，不但可以保证乘波体的特点，同时还具有长宽比例灵活可调及保证尾缘平直的优点，更加适用于实际飞行器的设计。机体下表面可采用给定前缘线的正流线追踪方法设计，机翼下表面可采用给定尾缘线的逆流追踪方法设计。本发明主要应用范围为各类高超声速飞行器的构型设计，尤其适用于未来高超声速飞机或者滑翔类飞行器的设计。

[0037] 以上所述的具体实施方式，对本发明的目的、技术方案和有益效果进行了进一步详细说明，所应理解的是，以上所述仅为本发明的具体实施方式而已，并不用于限定本发明

的保护范围,凡在本发明的精神和原则之内,所做的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

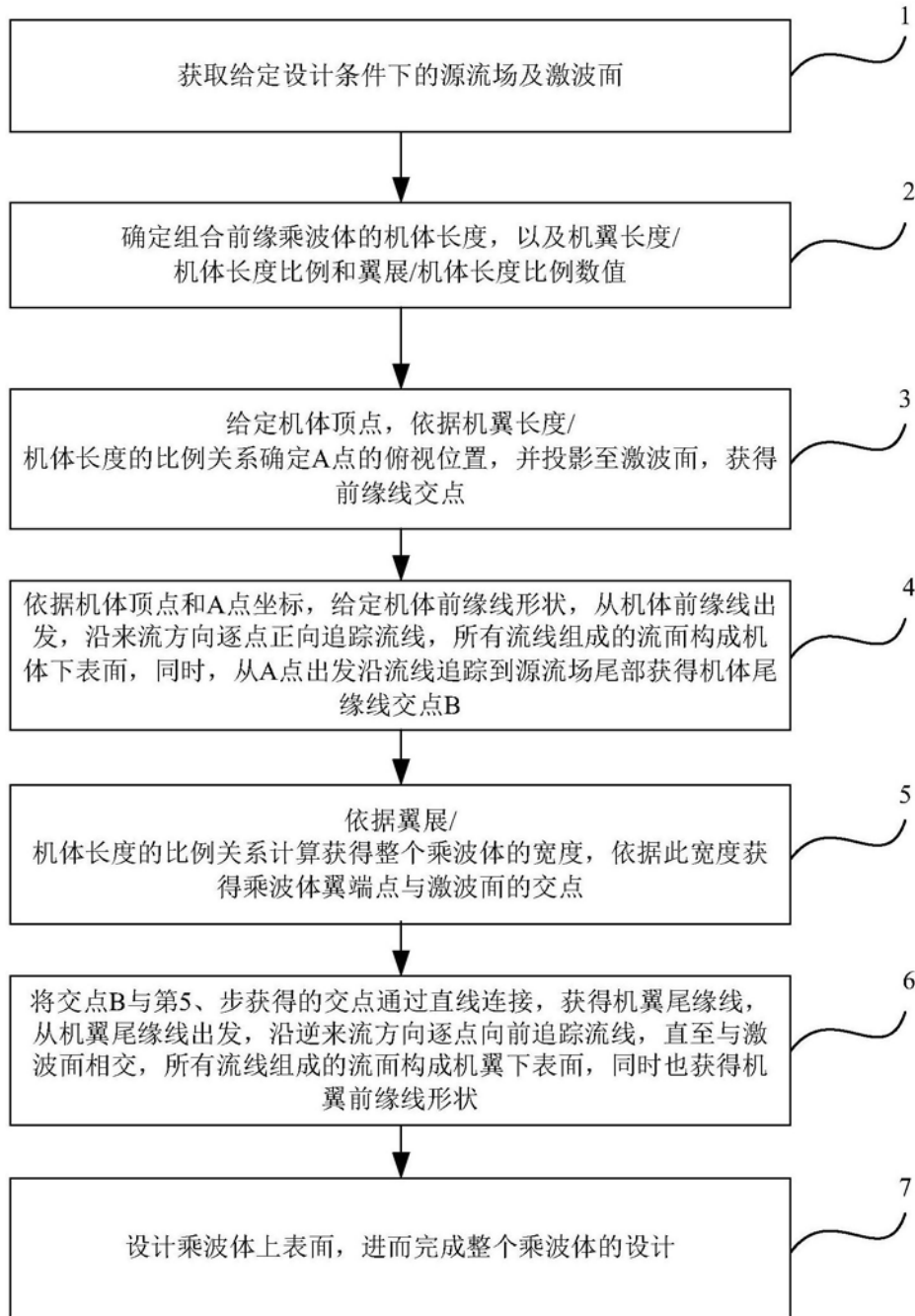


图1

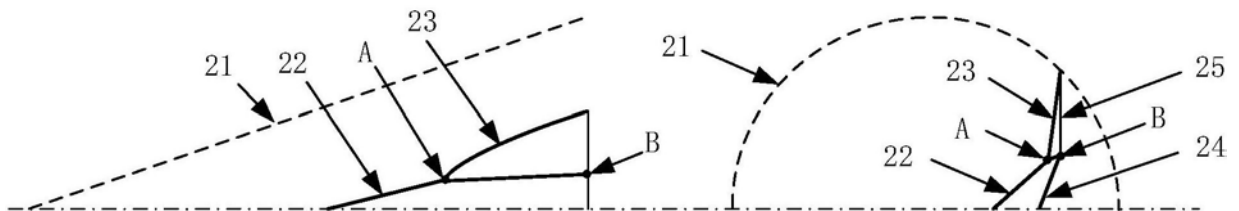


图2

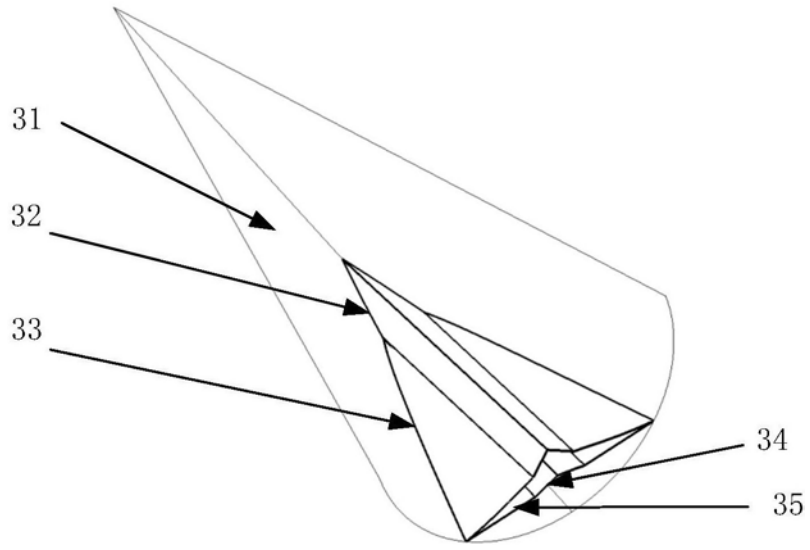


图3