



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105173116 B

(45)授权公告日 2017.03.29

(21)申请号 201510621891.7

(22)申请日 2015.09.25

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 105173116 A

(43)申请公布日 2015.12.23

(73)专利权人 北京航空航天大学

地址 100191 北京市海淀区学院路37号

(72)发明人 蒋崇文 高振勋 李椿萱

(74)专利代理机构 北京永创新实专利事务所

11121

代理人 姜荣丽

(51)Int.Cl.

B64F 5/00(2017.01)

(56)对比文件

CN 103662087 A,2014.03.26,全文.

CN 104210672 A,2014.12.17,全文.

CN 103963996 A,2014.08.06,全文.

US 2007187550 A1,2007.08.16,全文.

US 6634594 B1,2003.10.21,全文.

审查员 商园春

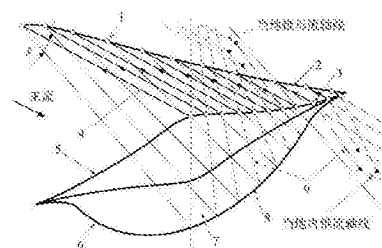
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54)发明名称

高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法

(57)摘要

本发明公开了一种高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法,属于飞行器设计技术领域。本发明首先对密切锥乘波体设计方法进行改进,并对密切内锥乘波体设计方法进行延拓。基于Sobieczky对三维流动的简化,密切锥过渡到密切楔,再过渡到密切内锥的过程比较平顺,可认为横向流动较弱,流动主要发生在密切平面内。因此,对具有任意曲率的复杂截面激波曲线,可将其划分为凹曲线段、凸曲线段及过渡段,分别用一系列激波强度相等的当地密切锥/楔形流近似,所得波后流场具有二阶精度,可用以进行乘波体设计。本发明可利用任意曲率截面形状的激波进行设计,生成平面形状更加复杂的乘波体,提高其在大马赫数范围内的乘波特性。



1. 高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法,其特征在於:对任意曲率截面形状的激波,将其划分为凹曲线段、凸曲线段及过渡段,分别采用改进的密切锥方法、延拓的密切内锥方法及密切楔方法进行近似,获得流场参数一致的波后流场,用以进行乘波体设计;

所述的改进的密切锥方法是指,设想存在这样的一系列流场,流动仍然发生在由当地激波曲线确定的密切平面里,流场中流线方向固定为波后流场起始点的流动方向,该流场看成是密切平面里的楔形流;

所述的延拓的密切内锥方法是指按照奇线边缘处流线切向方向构造奇线后流场,对密切内锥乘波体设计方法的积分区域进行延拓。

2. 根据权利要求1所述的高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法,其特征在於:包括以下步骤,

步骤1:给定某截面形状的激波截面曲线,并将激波截面曲线划分为若干激波微段;由激波微段的形状与当地曲率中心位置关系确定在所述激波微段的密切平面内,将采用何种流场近似;根据各流场近似方式,再由激波参数确定当地激波面微段;

步骤2:给定乘波体上表面截面曲线,沿自由来流流线由乘波体上表面曲线离散点向上游追踪,得到前缘点;由乘波体上表面截面曲线向上游追踪,获得捕获流管曲面;以当地激波面微段与捕获流管曲面的交线作为乘波体的前缘线微段,连接各前缘线微段即得到乘波体前缘曲线;

步骤3:由来流马赫数、激波角确定波后流场,由前缘线微段向下游追踪波后流线形成乘波体下表面;

步骤4:从乘波体前缘曲线上某一前缘线微段向下游追踪自由来流流线,即得到乘波体上表面微段;连接所有前缘线微段向下游追踪自由来流流线得到的乘波体上表面微段,即形成乘波体上表面。

3. 根据权利要求2所述的高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法,其特征在於:步骤3具体为:根据来流马赫数、激波角确定波后流场,进而获得波后流线;由乘波体前缘曲线上某一前缘点开始,根据前缘线微段所在位置锥形激波或楔形激波流场,向下游追踪波后流线至所需乘波体底面位置,即得到该前缘点对应的乘波体下表面后缘点,连接各后缘点即得到乘波体下表面后缘曲线;由相邻两个前缘点之间的前缘线微段向下游追踪波后流线,即得到相应的乘波体下表面微段;连接所有前缘线微段向下游追踪得到的下表面微段,即得到乘波体下表面。

高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法

技术领域

[0001] 本发明高超声速飞行器设计技术领域,具体涉及一种高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法。

背景技术

[0002] 相比翼身组合体、升力体等传统布局形式,乘波体布局具有更高的升阻比,且易于采用机体/推进系统一体化设计,因此近期吸气式高超声速飞行器多采用乘波体或类乘波体气动布局。

[0003] 迄今为止的乘波体设计方法主要包括 Λ 型乘波体设计方法、锥形流乘波体设计方法、密切锥乘波体设计方法、楔锥混合流乘波体设计方法、定/变楔形角构型方法、内锥/密切内锥乘波体设计方法6类。这些乘波体设计方法的基本流场局限了其所能用于乘波体设计的激波截面形状。基于楔形流场的 Λ 型乘波体、定/变楔角方法只能用于激波形状为直线或凹曲线的乘波体设计;基于圆锥激波流场的锥形流方法、密切锥方法只能用于激波形状为凹曲线的乘波体设计,近期基于密切锥方法发展的密切流场方法也仅能利用激波截面形状为分段凹曲线进行乘波体设计;基于楔锥混合流场的楔锥混合流方法只能用于激波形状为凹曲线的乘波体设计;基于内锥激波流场的内锥/密切内锥方法只能用于设计激波形状为凸曲线的乘波体。

[0004] 基于超声速流场的线化小扰动理论,当势函数对柱坐标系下极角的二阶导数为小量,也就是几乎没有展向流动的条件下,柱坐标系下的小扰动线化方程退化为轴对称下的小扰动方程。Sobieczky认为简化后方程可由当地的密切轴对称流动代替,当地流动的速度方向和梯度取决于当地密切锥形流场。由于圆锥激波流场中压力、马赫数随极角的变化幅度不大,因此应用密切锥方法,对于截面为凹形曲线的任意激波流场,可将激波曲线离散成若干段,并用圆锥激波流场代替,可较好地近似激波流场。但密切锥方法只是近似方法,由于圆锥激波流场中流场参数是随极角变化的,密切锥乘波体激波后的流动并不完全在当地密切平面里。另外,对基于圆锥流场中追踪流线生成的密切锥乘波体,由于流线流向角变化较大,要保证流线的流向角均处在可获得高升阻的迎角范围是件很困难的事。因而可以断定,密切锥乘波体沿流线方向的某些区域里产生了高升阻比,而某些区域里处于低升阻比状态。

[0005] 同时,现有密切内锥乘波体设计方法中,流线积分终止点为奇线极角。为了防止流线积分到奇线极角时还未到达指定截面,要求给定的激波曲线曲率半径尽可能大,以保证从前缘点到尾缘点的流线均位于内锥激波流场所允许的积分范围。这就限制了密切内锥乘波体设计方法的应用,因为无法在设计伊始给定激波形状时就判定流线积分是否会超过奇线极角。

[0006] 目前的乘波体设计方法只能用于设计激波截面形状为凹曲线、分段凹曲线或凸曲线的乘波体,因此乘波体的平面形状只能是前缘后掠角不断增大的简单外形。密切曲面乘波体设计方法可利用具有任意曲率截面形状的激波进行设计,生成平面形状更加复杂的乘

波体,提高其在大马赫数范围内的乘波特性。

发明内容

[0007] 本发明提出一种高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法,所述方法首先对密切锥乘波体设计方法进行改进,并对密切内锥乘波体设计方法进行延拓,基于Sobieczky对三维流动的简化,密切锥过渡到密切楔,再过渡到密切内锥的过程比较平顺,可认为横向流动较弱,流动主要发生在密切平面内。因此,对具有任意曲率的复杂截面激波曲线,可将其划分为凹曲线段、凸曲线段及过渡段,分别用一系列激波强度相等的当地密切锥、密切内锥和密切楔形流近似,所得波后流场具有二阶精度,可用以进行乘波体设计。

[0008] 本发明提供的高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法,包括以下步骤:

[0009] 步骤1:给定某截面形状的激波截面曲线,并将激波截面曲线划分为若干激波微段。由激波微段的形状与当地曲率中心位置关系确定在所述激波微段的密切平面内,将采用何种流场近似。根据各流场近似方式,再由激波参数确定当地激波面微段。

[0010] 步骤2:给定乘波体上表面截面曲线,沿自由来流流线由乘波体上表面曲线离散点向上游追踪,得到前缘点;由乘波体上表面截面曲线向上游追踪,获得捕获流管曲面;以当地激波面微段与捕获流管曲面的交线作为乘波体的前缘线微段,连接各前缘线微段即得到乘波体前缘曲线;沿自由来流流线向上游追踪,获得捕获流管曲面;以当地激波面与捕获流管曲面的交线作为乘波体的前缘线微段。

[0011] 步骤3:由来流马赫数、激波角确定波后流场,由前缘线微段向下游追踪波后流线形成乘波体下表面。

[0012] 步骤4:从乘波体前缘曲线上某一前缘线微段向下游追踪自由来流流线,即得到乘波体上表面微段;连接所有前缘线微段向下游追踪自由来流流线得到的乘波体上表面微段,即形成乘波体上表面。

[0013] 若还有其它需求,则可根据需求设计乘波体上表面。

[0014] 本发明的优点在于:目前乘波体设计方法仅能用于设计激波截面形状为凹曲线、分段凹曲线或凸曲线的乘波体,因此乘波体的平面形状只能是前缘后掠角不断增大的简单外形。本发明可利用任意曲率截面形状的激波进行设计,生成平面形状更加复杂的乘波体,提高其在大马赫数范围内的乘波特性。

附图说明

[0015] 图1为密切曲面乘波体设计方法中前缘线确定方法示意图;

[0016] 图2为密切曲面乘波体设计方法中下表面生成方法示意图;

[0017] 图3为实施例中所设计的乘波体俯视图;

[0018] 图4为实施例中所设计乘波体的升阻比与马赫数关系曲线;

[0019] 图5为实施例中所设计乘波体N-S方程计算所得压力云图。

[0020] 图中:

[0021] 1.前缘点;2.前缘线微段;3.乘波体上表面曲线离散点;4.自由来流流线;5.乘波体上表面截面曲线;6.激波截面曲线;7.激波面微段;8.激波微段;9.当地曲率半径;10.波后流线;11.后缘点。

具体实施方式

[0022] 下面结合附图和实施例对本发明进行详细说明。

[0023] 本发明提供一种高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法,对于任意曲率截面形状的激波,在激波强度相同,且波后流动均匀,展向流动可忽略的条件下,凹曲线部分采用密切锥流场近似,凸曲线部分采用密切内锥流场近似,凹曲线向凸曲线过渡部分采用密切楔流场近似,并要求各当地锥/楔形流场的激波角相等。本方法可利用任意曲率截面形状的激波进行设计,生成平面形状更加复杂的乘波体,提高其在大马赫数范围内的乘波特性。

[0024] 所述的高超声速飞行器密切曲面乘波体设计方法,结合图1和图2,包括以下步骤:

[0025] 步骤1:给定某截面形状的激波截面曲线6,将激波截面曲线6划分为若干激波微段8,划分激波微段8时应使各激波微段8仅为凹曲线、凸曲线或过渡段。由激波微段8的形状与激波微段当地曲率中心位置关系确定在其密切平面内,将采用何种流场近似:对凹曲线,采用密切锥流场近似;对凸曲线,采用密切内锥流场近似;由凹曲线向凸曲线过渡部分采用密切楔流场近似。根据各近似方式,再由激波参数(包括当地曲率半径9和激波角)确定当地激波面微段7。对密切锥和密切内锥流场,由当地曲率半径9和激波角共同确定当地锥形激波面微段;对密切楔流场,仅由当地激波角 β 确定当地楔形激波面微段。

[0026] 步骤1中所述采用密切锥流场以及密切内锥流场近似,为本发明在已有方法基础上对密切锥乘波体设计方法进行改进,并对密切内锥乘波体设计方法进行延拓后获得的流场近似方法。

[0027] 首先,对密切锥乘波体设计方法进行改进。基于Sobieczky对三维流动的简化可知,波后流场可用展向流动小的一系列锥形流场代替。据此分析,在激波强度相同的情况下,流场不仅可用密切锥形流场代替,也可直接由其他展向流动较小的流场代替。据此,设想存在这样的一系列流场,流动仍然发生在由当地激波曲线确定的密切平面里,流场中流线方向固定为波后流场起始点的流动方向。该流场不是锥形流,可看成是密切平面里的楔形流。由于此流场是对密切锥形流的近似,因此以此流场代替密切锥形流场描述给定截面形状的激波流场。当地密切平面内的楔形流(密切楔)由于给定了流线方向,因此可以很方便把乘波体下表面的物面迎角控制在高升阻比迎角区,可获得更高升阻比。并且,由于波后流场为超声速流场,小扰动不会向上游传播。因此尽管楔形流场参数与圆锥激波流场参数存在一定差别,由于波后起始点参数一致,下游流线上流场参数的改变并不会使起始点激波参数发生改变,基于直流线生成的乘波体可仍保持密切锥乘波体的乘波特性。

[0028] 然后,对密切内锥乘波体设计方法进行延拓。尽管内锥激波流场流线方向趋向中心线方向变化,由于流管面积逐渐增大,因此流动是在不断膨胀的。到达奇线附近时,因马赫线穿过原点,与此时的极径方向重合,按照Euler方程性质,积分无法跨越特征线。奇线后流场在一定程度上不会影响已有内锥激波流场,只要不在流场中添加强扰动,即可随意构造奇线后流场。为了方便延拓密切内锥乘波体生成方法,本发明按照奇线边缘处流线切向方向构造奇线后流场,对密切内锥乘波体设计方法的积分区域进行延拓。

[0029] 基于Sobieczky对三维流动的简化,密切锥过渡到密切楔,再过渡到密切内锥的过程比较平顺,可认为横向流动较弱,流动主要发生在密切平面内。任意曲率的复杂截面激波曲线可用一系列激波强度相等的当地密切锥/楔形流近似,并具有二阶精度。因此,在步骤1

中对凹曲线、凸曲线和过渡段激波微段8分别采用改进的密切锥方法、延拓的密切内锥方法及密切楔方法进行近似,可以获得流场参数基本一致的波后流场,用以进行乘波体设计。

[0030] 步骤2:给定乘波体上表面截面曲线5,沿自由来流流线4由乘波体上表面曲线离散点3向上游追踪,得到前缘点1;由乘波体上表面截面曲线5向上游追踪,获得捕获流管曲面。以当地激波面微段7与捕获流管曲面的交线作为乘波体的前缘线微段2,连接各前缘线微段2即得到乘波体前缘曲线。

[0031] 步骤3:根据来流马赫数、激波角确定波后流场,进而获得波后流线10。由乘波体前缘曲线上某一前缘点1开始,根据前缘线微段2所在位置锥形激波或楔形激波流场,向下游追踪波后流线10至所需乘波体底面位置,如图2,即得到该前缘点1对应的乘波体下表面后缘点11,连接各后缘点11即可得到乘波体下表面后缘曲线。由相邻两个前缘点1之间的前缘线微段2向下游追踪波后流线10,即得到相应的乘波体下表面微段。连接所有前缘线微段2向下游追踪得到的下表面微段,即得到乘波体下表面。

[0032] 步骤4:从乘波体前缘曲线上某一前缘线微段2向下游追踪自由来流流线4,即得到乘波体上表面微段;连接所有前缘线微段2向下游追踪自由来流流线4得到的乘波体上表面微段,即形成乘波体上表面。若还有其它需求,则可根据需求设计上表面。

[0033] 本发明提供的方法,首先对密切锥乘波体设计方法进行改进,并对密切内锥乘波体设计方法进行延拓,使得圆锥激波流场不仅可采用密切锥或密切内锥流场近似,还可采用密切楔流场近似,从而对任意曲率截面形状的激波,可将其划分为凹曲线段、凸曲线段及过渡段,分别采用密切锥楔流场近似,用以进行乘波体设计,提高其在大马赫数范围内的乘波特性。

[0034] 实施例:设计马赫数 $Ma=5.0$,激波角 $\beta=14.3^\circ$ 。采用密切曲面乘波体设计了具有S型前缘的乘波体,这是传统方法所无法实现的。设计得到的乘波体俯视图如图3所示。图4给出了所设计乘波体升阻比随马赫数的变化曲线。图中可见,基于本发明提供的密切曲面方法设计的乘波体具有良好的升阻特性,无粘流最大升阻比达到8.85,粘性流中最大升阻比达到6.86。该飞行器在马赫数4-6范围内均具有较高的升阻比。

[0035] 图5给出了设计状态时通过N-S方程数值模拟的流场等压线云图。图中可见,激波截面形状曲线类似S型,既有凹曲线部分也有凸曲线部分,高压气体很少外泄到飞行器上表面。

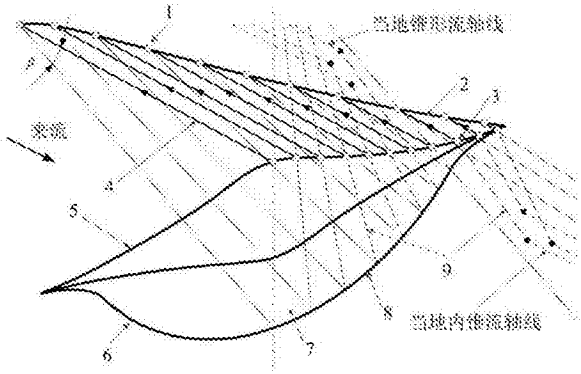


图1

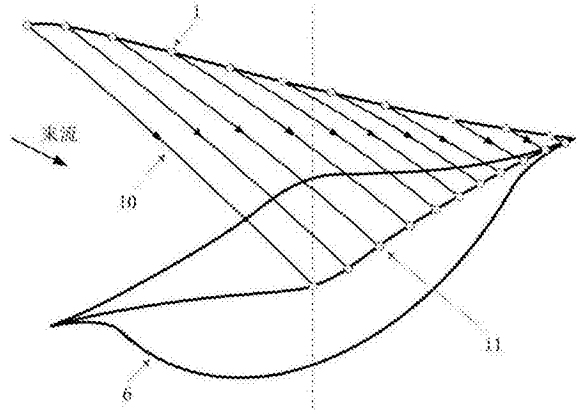


图2

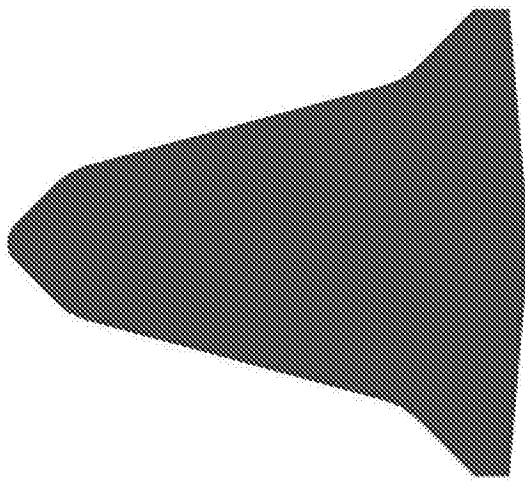


图3

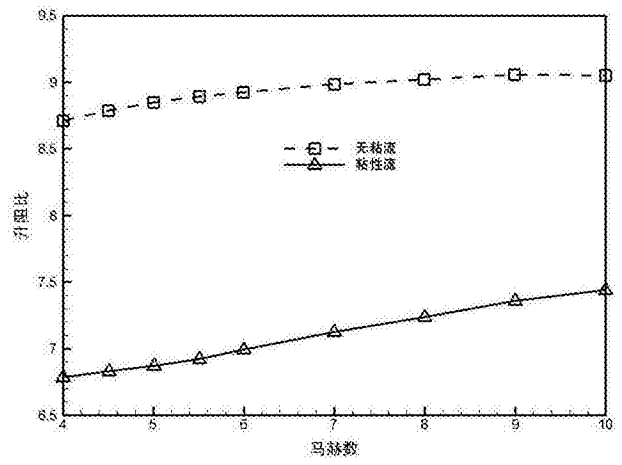


图4

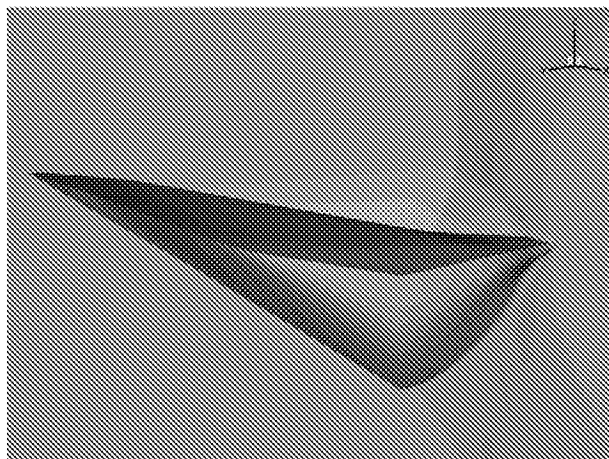


图5