



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105667812 B

(45)授权公告日 2016.11.02

(21)申请号 201610064525.0

(22)申请日 2016.01.29

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 105667812 A

(43)申请公布日 2016.06.15

(73)专利权人 中国人民解放军国防科学技术大学

地址 410073 湖南省长沙市开福区德雅路109号

(72)发明人 丁峰 柳军 沈赤兵 刘珍 黄伟
王庆文 姚雷雷

(74)专利代理机构 北京中济纬天专利代理有限公司 11429

代理人 陈立新

(51)Int.Cl.

B64D 33/02(2006.01)

B64F 5/00(2006.01)

(56)对比文件

US 8256806 B1,2012.09.04,

EP 1818257 A2,2007.08.15,

CN 103662087 A,2014.03.26,

CN 203581388 U,2014.05.07,

审查员 张凯

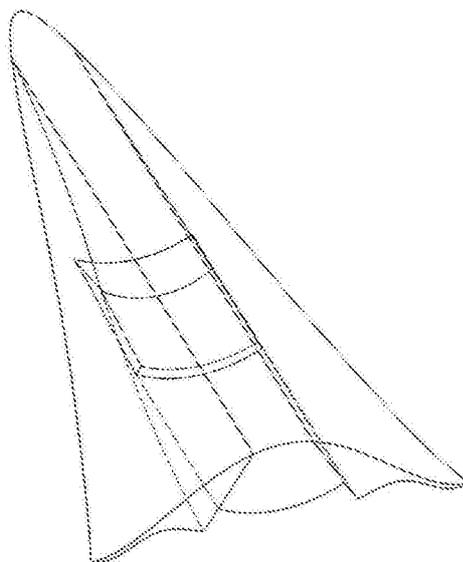
权利要求书7页 说明书16页 附图9页

(54)发明名称

高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法

(57)摘要

本发明提供一种高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法,在乘波前体/进气道一体化设计基础上,应用特征线理论,构建高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场和机翼轴对称基准流场两个流场,然后在两个基准流场中分别应用流线追踪技术生成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型和机翼构型,两个构型共同组成高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型。在设计状态下,整个高超声速飞行器外流场具有类乘波特性的乘波前体作为进气道的预压缩面,高效捕获预压缩气流提供给进气道,乘波机翼为飞行器提供高升阻比。



1.一种高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法,其特征在于,包括以下步骤:

S1.设计一种内外锥混合压缩超声速轴对称流场,作为生成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型的基准流场,称该基准流场为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场;

S1.1给定第一尖头回转体母线(10-11),尖头回转体的转轴是X轴,第一尖头回转体母线的起点是第一点(10),第一尖头回转体母线的末端点是第二点(11),然后选取进气道唇口所在的横截面(12),所述横截面是与X轴相垂直的平面;

将超声速来流条件(7)和第一尖头回转体母线(10-11)作为输入参数,利用有旋特征线方法求解第一前缘激波(15)和前缘激波依赖区(16)的特征线网格节点上的位置坐标和流动参数,其中连接第一点(10)与点第三点(13)的第一曲线(10-13)即为第一前缘激波(15),由第一前缘激波(15)、第二曲线(10-14)以及过第三点(13)左行特征线(14-13)所围成的区域即前缘激波依赖区(16);第三点(13)为第一前缘激波(15)与进气道唇口所在的横截面(12)的交点,第四点(14)为经过第三点(13)的左行特征线(14-13)与第一尖头回转体母线(10-11)的交点,第二曲线(10-14)为连接第一点(10)与第四点(14)的曲线;

S1.2连接第四点(14)和第三点(13)的曲线为左行特征线(14-13),由左行特征线(14-13)和第一尖头回转体母线(10-11)上的第一曲线段(14-11),利用有旋特征线方法求解经过第三点(13)的右行特征线(13-17)与第一尖头回转体母线(10-11)的交点即第五点(17),并求解由左行特征线(14-13)、过第三点(13)的右行特征线(13-17)以及第三曲线(14-17)所包围区域的流场,其中第三曲线(14-17)为连接第四点(14)与第五点(17)的曲线;

第三点(13)作为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波的起始点,给定反射激波波后的流动方向角分布,利用预估-校正的迭代方法,求解反射激波(13-18)的位置及反射激波(13-18)与尖头回转体母线(10-11)的交点即第六点(18),然后利用斜激波关系式求解反射激波(13-18)波后的流动参数;由过第三点(13)的左行特征线(14-13)、反射激波(13-18)及第四曲线(14-18)所围成区域(19)作为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的激波间等熵压缩的主压缩区;其中,流动方向角是流动方向与圆柱坐标系的轴向坐标轴X的夹角,第四曲线(14-18)为连接第四点(14)与第六点(18)的曲线;

S1.3利用有旋特征线方法,由反射激波(13-18)波后的流动参数,求解高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的外罩内壁面前段曲线(13-31),直至与过第六点(18)的右行特征线(18-31)交于第七点(31),并求解由外罩内壁面前段曲线(13-31)、反射激波(13-18)与过第六点(18)的右行特征线(18-31)所包围的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波依赖区(32),其中外罩内壁面前段曲线(13-31)的起始点为第三点(13),外罩内壁面前段曲线(13-31)的末端点为第七点(31);

S1.4、给定第六点(18)右侧的中心体壁面曲线(33)以及该中心体壁面曲线(33)上的马赫数分布,同时使该中心体壁面曲线(33)在第六点(18)位置的切线角与当地流动方向角重合,然后给定进气道出口横截面(34);利用有旋特征线方法,由第六点(18)右侧的中心体壁面曲线(33)以及该中心体壁面曲线(33)上的马赫数分布,求解第七点(31)右侧的外罩内壁面后段曲线(35),直至进气道出口横截面(34),外罩内壁面后段曲线的末端点(36)位于进

气道出口横截面(34)上;同时,求解由过第六点(18)的右行特征线(18-31)、外罩内壁面后段曲线(35)、经过外罩内壁面后段曲线的末端点(36)的右行特征线(36-37)及中心体壁面曲线(33)上的第二曲线段(18-37)所围成的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的稳定区(38),其中:经过外罩内壁面后段曲线的末端点(36)的右行特征线(36-37)与中心体壁面曲线(33)的交点为第八点(37),第二曲线段(18-37)为中心体壁面曲线(33)上第六点(18)与第八点(37)间的曲线段,切向角是曲线的切线与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角;

得到一种内外锥混合压缩超声速轴对称流场,将其作为生成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型的基准流场,该基准流场包括第一前缘激波(15)、反射激波(13-18),前缘激波依赖区(16)、激波间等熵压缩的主压缩区(19)、反射激波依赖区(32)和稳定区(38);

S2.设计机翼轴对称基准流场,该基准流场用于生成机翼构型,称该基准流场为机翼轴对称基准流场;

设计第二尖头回转体母线(43),第二尖头回转体母线(43)上的前段曲线(10'-17')与步骤S1.2中所设计第一尖头回转体母线(10-11)上的连接第一点(10)和第五点(17)的第五曲线(10-17)相同,第二尖头回转体母线(43)上的起始点也即前段曲线(10'-17')的起始点为第九点(10'),第十点(17')为前段曲线(10'-17')的末端点,在前段曲线(10'-17')的基础上继续设计完整的第二尖头回转体母线(43);

尖头回转体的转轴是X轴,第二尖头回转体母线(43)的起点是第九点(10'),第二尖头回转体母线(43)的末端点是第十一点(39),第二尖头回转体母线(43)是由前段曲线(10'-17')和后段曲线(17'-39)组成,其中前段曲线10'-17'与步骤S1中用于设计高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的第一尖头回转体母线(10-11)上的第五曲线(10-17)是相同的,由第二尖头回转体母线(43)旋转得到的尖头回转体在零攻角和超声速来流(7)的作用下,产生附体第二前缘激波(10'-13'-41);其中,第一激波点(13')是第二前缘激波(10'-13'-41)与步骤S1中所定义的进气道唇口所在的横截面(12)的交点,第二前缘激波(10'-13'-41)上连接第九点(10')与第一激波点(13')之间的前缘激波段(10'-13')与步骤S1中的第一前缘激波(15)上连接第一点(10)和第三点(13)的第一曲线(10-13)是相同的,由前缘激波段(10'-13')、第六曲线(13'-18')及第七曲线(10'-18')所围成的流场与步骤S1中的由第一前缘激波(15)、反射激波(13-18)及第八曲线(10-18)所围成的流场也是相同的,其中,第六曲线(13'-18')的起始点是第一激波点(13'),第六曲线(13'-18')的末端点是第十二点(18'),第十二点(18')的位置与步骤S1中的第六点(18)的位置是相同的,第六曲线(13'-18')的形状和位置也与步骤S1中的反射激波(13-18)的形状和位置是相同的,第七曲线(10'-18')是连接在第九点(10')和第十二点(18')之间的曲线,第十三点(14')与步骤S1中的第四点(14)的位置也是相同的;

将超声速来流条件(7)和第二尖头回转体母线(43)作为输入参数,利用有旋特征线方法,求解绕零攻角母线为第二尖头回转体母线(43)的尖头回转体的超声速轴对称流场,得到前缘激波和激波波后的特征线网格节点上的位置坐标和流动参数,其中,位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度和当地流动方向角,第二前缘激波(10'-13'-41)上的特征线网格节点上的位置坐标可以表示出前缘激波外形;由第二前缘激波(10'-13'-41)、

第二尖头回转体母线(43)及第一直线(41-39)所围成的区域即为机翼轴对称基准流场,其中第一直线为第二前缘激波(10'-13'-41)的末端点(41)与第十一点(39)之间的连线;

S3. 给定飞行器前体前缘线、进气道唇口型线、进气道前掠侧板前缘线和机翼前缘线在底部横截面的投影曲线;从前体前缘线、进气道唇口型线和进气道前掠侧板前缘线出发,在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中进行流线追踪,生成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型;从机翼前缘线出发,在机翼轴对称基准流场中进行流线追踪,生成机翼构型;高超声速飞行器前体-进气道一体化构型和机翼构型共同组成高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型。

2. 根据权利要求1所述的高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法,其特征在于:步骤S1.1中,进气道唇口所在的横截面(12)的选取原则是该横截面与第一点(10)沿X轴方向的距离大于飞行器前体长度。

3. 根据权利要求1所述的高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法,其特征在于:步骤S1.1中,位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角,第一前缘激波(15)上的特征线网格节点上的位置坐标可以表示出前缘激波外形;所述特征线网格节点是左行特征线与右行特征线的交点。

4. 根据权利要求1所述的高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法,其特征在于,步骤S1.2中,利用预估-校正的迭代方法求解反射激波(13-18)的位置,其方法如下:

反射激波(13-18)的起始点是第三点(13),反射激波(13-18)与左行特征线的交点称为激波点,求解反射激波(13-18)的位置是求解所有激波点的坐标值,直至反射激波(13-18)与第一尖头回转体母线(10-11)的交点即第六点(18);

针对反射激波(13-18)上任意两个相邻的激波点,靠近第三点(13)的激波点定义为上游激波点(22),远离第三点(13)的激波点定义为下游激波点(23),由上游激波点(22)的坐标值求解下游激波点(23)的坐标值方法如下所述:

特征线网格节点是左行特征线与右行特征线的交点,特征线网格节点的位置坐标和流动参数均可以通过有旋特征线方法求解得到,特征线网格节点的位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角;

预估-校正的迭代方法中的预估方程如式(1)所示,校正的迭代方程如式(2)所示:

$$r_{i+1}^0 = r_i + \tan(\pi - (\beta_i - \theta_{i,1})) \Delta x \quad (1)$$

$$r_{i+1}^n = r_i + \tan \left[\frac{(\pi - (\beta_i - \theta_{i,1})) + (\pi - (\beta_{i+1}^{n-1} - \theta_{i+1,1}^{n-1}))}{2} \right] \Delta x \quad (2)$$

其中,x为激波点在圆柱坐标系的轴向坐标轴的坐标,r为激波点在圆柱坐标系的径向坐标轴的坐标, r_i 为上游激波点(22)的在圆柱坐标系的径向坐标轴的值,i为激波点的位置编号, Δx 为下游激波点(23)和上游激波点(22)在X方向的差值, β 是反射激波的当地激波角,所述当地激波角是激波与波前速度方向的夹角; r_{i+1}^0 是下游激波点(23)预估后的r值, r_{i+1}^n 是下游激波点(23)校正n次之后所得到的r值; $\theta_{i,1}$ 是上游激波点(22)的波前的当地流动方

向角 θ 值, $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 是下游激波点(23)校正n-1次之后所得到的波前的当地流动方向角 θ 值, $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 由左行特征线上的第十四点(20)和第十五点(21)的 θ 值线性插值得到; β_i 是上游激波点(22)的 β 值, β_{i+1}^{n-1} 是下游激波点(23)校正n-1次之后所得到的 β 值, β_{i+1}^{n-1} 由式(3)求解得到:

$$\tan(\theta_{i+1,1}^{n-1} - \theta_{i+1,2}) = 2 \cot \beta \frac{(M_{i+1,1}^{n-1})^2 \sin^2 \beta_{i+1}^{n-1} - 1}{(M_{i+1,1}^{n-1})^2 (\gamma + \cos(2\beta_{i+1}^{n-1})) + 2} \quad (3)$$

其中, $M_{i+1,1}^{n-1}$ 和 $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 分别为下游激波点(23)校正n-1次之后所得到的波前的当地马赫数 M 值和当地流动方向角 θ 值, $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 由左行特征线上的第十四点(20)和第十五点(21)的 θ 值线性插值得到; $\theta_{i+1,2}$ 是下游激波点(23)的波后的当地流动方向角 θ 值, $\theta_{i+1,2}$ 是已知条件, $\theta_{i+1,2}$ 根据反射激波(13-18)波后的流动方向角分布得到。

5. 根据权利要求4所述的高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化设计方法, 其特征在于, 步骤S1.2中, 所述利用斜激波关系式求解反射激波波后流动参数的公式如(4)~(8)所示:

$$\tan(\Delta\theta) = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (4)$$

$$\Delta\theta = \theta_1 - \theta_2 \quad (5)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} \left(M_1^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2\gamma} \right) \quad (6)$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{2}{\gamma+1} \left(\frac{1}{M_1^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma-1}{2} \right) \quad (7)$$

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{\sin \beta}{\sin[\beta - \Delta\theta]} \left(\frac{2}{(\gamma+1)M_1^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \quad (8)$$

其中, β 是反射激波的当地激波角, 所述当地激波角是激波与波前速度方向的夹角, $\Delta\theta$ 是反射激波的当地气流偏转角, θ_1 是反射激波波前的当地流动方向角, M_1 是反射激波波前的当地马赫数, P_1 是反射激波波前的当地静压, ρ_1 是反射激波波前的当地密度, V_1 是反射激波波前的当地速度, θ_2 是反射激波波后的当地流动方向角, P_2 是反射激波波后的当地静压, ρ_2 是反射激波波后的当地密度, V_2 是反射激波波后的当地速度。

6. 根据权利要求5所述的高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化设计方法, 其特征在于, 步骤S1.2中, 在激波点处的反射激波的微元与激波点处的反射激波波前速度方向的夹角是反射激波在激波点位置的当地激波角 β , 激波点处的反射激波波前速度方向与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角是反射激波在激波点位置的波前流动方向角 θ_1 , 激波点处的反射激波波后速度方向与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角是反射激波在激波点位置的波后流动方向角 θ_2 , 激波点处的反射激波波前速度方向与激波点处的反射激波波后速度方向的夹角是反射激波在激波点位置的当地气流偏转角 $\Delta\theta$ 。

7. 根据权利要求1所述的高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化设计方法, 其特征在于, 步骤S3的方法为:

给定飞行器机体前缘线投影曲线(47-48-49-50-51), 该曲线作为飞行器机体前缘线在

尖头回转体的底部横截面(40)的投影曲线,其中,第十六点(48)和第十七点(50)是飞行器机体前缘线投影曲线与在进气道唇口所在的横截面(12)上的第一激波轮廓线(45)的交点,第十八点(47)和第十九点(51)是飞行器机体前缘线投影曲线与在尖头回转体的底部横截面(40)上的第二激波轮廓线(46)的交点;

第一激波轮廓线(45)和第二激波轮廓线(46)的圆心重合,由第一激波轮廓线(45)和第二激波轮廓线(46)的圆心(44)发出的左侧射线(44-52)与飞行器机体前缘线投影曲线(47-48-49-50-51)交于第二十二点(52),并与第一激波轮廓线(45)交于第二十二点(54),由第一激波轮廓线(45)和第二激波轮廓线(46)的圆心(44)发出的右侧射线(44-53)与飞行器机体前缘线投影曲线(47-48-49-50-51)交于第二十二点(53),并与第一激波轮廓线(45)交于第二十三点(55),左侧射线(44-52)、右侧射线(44-53)与飞行器纵向对称面(64)的夹角均为 Φ 值;第二十二点(52)、第二十四点(49)和第二十二点(53)之间的曲线段作为前体前缘线在尖头回转体的底部横截面(40)的投影曲线,称为前体前缘线投影曲线(52-49-53);第十八点(47)与第二十二点(52)之间的曲线段和第二十二点(53)和第十九点(51)之间的曲线段作为机翼前缘线在尖头回转体的底部横截面(40)的投影曲线,称为机翼前缘线投影曲线(47-52)以及机翼前缘线投影曲线(53-51);第二十二点(54)和第二十三点(55)之间的曲线段作为进气道唇口型线在尖头回转体的底部横截面(40)的投影曲线,称为进气道唇口型线投影曲线(54-55);

应用自由流线法,由前体前缘线投影曲线(52-49-53)、进气道唇口型线投影曲线(54-55)和机翼前缘线投影曲线(47-52)以及机翼前缘线投影曲线(53-51),分别计算前体前缘线、进气道唇口型线和机翼前缘线;

从前体前缘线和进气道唇口型线出发,在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中进行流线追踪,求解经过前体前缘线和进气道唇口型线的所有流线,直至进气道出口横截面(34)位置,进而得到进气道出口型线即闭环曲线(56-57-58-59-60-61);从机翼前缘线出发,在机翼轴对称基准流场中进行流线追踪,求解经过机翼前缘线的所有流线,直至尖头回转体的底部横截面(40)位置,进而得到机翼后缘线;

将经过前体前缘线的所有流线放样成第一流面(65),将经过进气道唇口型线的所有流线放样成第二流面(66),并加上进气道前掠侧板(67),第一流面(65)、第二流面(66)和进气道前掠侧板(67)组成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型;

将经过机翼前缘线左侧的所有流线放样成第三流面(68),并将经过机翼前缘线右侧的所有流线放样成第四流面(69),上表面应用自由流线法生成,组成机翼构型,所述机翼构型包括左机翼(70)和右机翼(71);

所述高超声速飞行器前体-进气道一体化构型和机翼构型组成了高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型。

8. 根据权利要求7所述的高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化设计方法,其特征在于,步骤S3中,由自由流线法生成前体前缘线和进气道唇口型线的实现方式如下:

设第二十五点(72)是前体前缘线投影曲线(52-49-53)或进气道唇口型线投影曲线(54-55)上的一个离散点,用经过第二十五点(72)并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的第二直线(73)与第一前缘激波(15)相交于一点,该交点是前体前缘线或进气道唇口型线上的点,将其称为前体前缘点或进气道唇口点(74),连接第二十五点(72)和前体前缘点或进气

道唇口点(74)的第三直线(74-72)即为经过前体前缘点或进气道唇口点(74)的自由流线;

从前体前缘点或进气道唇口点(74)出发,将高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中各特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条件,利用流线追踪方法求解第一流线(75),直至进气道出口横截面(34),第一流线(75)在进气道出口横截面(34)上的末端点是进气道出口型线上的点,将之称进气道出口点(76);

用上述相同方法,求解得到所有前体前缘点和进气道唇口点,以及经过前体前缘点和进气道唇口点的所有流线,并得到与前体前缘点对应的进气道出口点以及与进气道唇口点对应的进气道出口点;所有前体前缘点组成前体前缘线,所有进气道唇口点组成进气道唇口型线,所有与前体前缘点对应的进气道出口点组成进气道出口型线的上壁面(56-57-58),所有与进气道唇口点对应的进气道出口点组成进气道出口型线的下壁面(61-60-59)。

9. 根据权利要求8所述的高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化设计方法,其特征在于,步骤S3中,所述由自由流线法生成机翼前缘线以及生成机翼后缘线的实现方式如下:

设第二十六点(77)是机翼前缘线投影曲线上的一个离散点,用经过第二十六点(77)并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的第三直线(78)与第二前缘激波(10'-13'-41)相交于一点,该交点是机翼前缘线上的点,将之称为机翼前缘点(79),连接机翼前缘点(79)与第二十六点(77)的第四直线(79-77)即为经过机翼前缘点(79)的自由流线;

从机翼前缘点(79)出发,将机翼轴对称基准流场中特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条件,利用流线追踪方法求解第二流线(80),直至尖头回转体的底部横截面(40),第二流线(80)在尖头回转体的底部横截面(40)上的末端点是机翼后缘线上的点,将该点称为机翼后缘点(81);

用上述相同方法,求解得到所有机翼前缘点,以及经过机翼前缘点的所有流线,并得到所有机翼后缘点,所有左机翼前缘点和右机翼前缘点分别组成左机翼前缘线和右机翼前缘线,所有左机翼后缘点和右机翼后缘点分别组成左机翼后缘线和右机翼后缘线;左机翼前缘线和右机翼前缘线组成机翼前缘线,左机翼后缘线和右机翼后缘线组成机翼后缘线。

10. 根据权利要求9所述的高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化设计方法,其特征在于,步骤S3中,所述进气道前掠侧板前缘线和进气道前掠侧板的实现方式如下:

进气道前掠侧板包括左侧板和右侧板,左侧板和右侧板的前缘线在尖头回转体的底部横截面(40)的投影曲线分别为连接在第二十点(52)与第二十一(54)间的第九曲线(52-54)和连接在第二十二点(53)和第二十三点(55)之间的第十曲线(53-55),侧板前缘线设置在反射激波(13-18)上;

用经过第二十点(52)并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的第五直线(82)与反射激波(13-18)相交于侧板前缘点(83),侧板前缘点(83)是左侧板前缘线上的末端点;用经过第二十一(54)并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的第六直线(84)与反射激波(13-18)相交于侧板前缘点(85),侧板前缘点(85)是左侧板前缘线上的起始点,在二维平面上,侧板前缘点(85)与反射激波上的第三点(13)重合;

从侧板前缘点(83)出发,将高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波依赖区(32)和稳定区(38)中特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条

件,利用流线追踪方法求解第三流线(86,直至进气道出口横截面(34),第三流线(86)在进气道出口横截面(34)上的末端点是进气道侧板后缘线上的点,将该末端点称为侧板后缘点(87);

用上述相同的方法,求解得到所有侧板前缘点,以及经过侧板前缘点的所有流线,并得到所有侧板后缘点;将经过左侧板前缘点的所有流线放样成流面,组成左侧板,将所有左侧板前缘点组成左侧板前缘线,将所有左侧板后缘点组成进气道出口型线的左侧壁面(56-61);将经过右侧板前缘点的所有流线放样成流面,组成右侧板,将所有右侧板前缘点组成右侧板前缘线,将所有右侧板后缘点组成进气道出口型线的右侧壁面(58-59);左侧板前缘线和右侧板前缘线组成进气道前掠侧板前缘线。

高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及吸气式高超声速飞行器气动外形设计的技术领域,具体涉及一种高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法。

背景技术

[0002] 吸气式高超声速飞行器是指飞行马赫数大于5、以吸气式发动机或其组合发动机为主要动力、能在大气层和跨大气层中远程飞行的飞行器,其应用形式包括高超声速巡航导弹、高超声速有人/无人飞机和空天飞机等多种飞行器。

[0003] 自20世纪60年代以来的大量研究充分说明,推进系统与机体的一体化设计是实现高超声速飞行的关键,是高超声速飞行器技术亟待解决的关键技术之一,而机体/推进系统一体化的核心则是飞行器机体和进气道的一体化。从设计角度出发考虑,总体对二者的要求存在着差异:对机体的要求主要为高升阻比,高有效容积,以及良好的前缘气动热防护性能;而对进气道的要求则是用最小的气流能量损失为燃烧室提供尽可能多的有效气源。良好的机体-推进系统一体化构型能满足设计人员对高超声速飞行器气动-推进性能的综合需求。

[0004] 乘波设计概念应用于高超声速飞行器机体-进气道一体化设计主要有两大优势:一是可以高效地捕获预压缩后的气流。这是因为通过乘波体的前缘激波压缩不仅可以实现预压缩气流的目的,而且由于乘波设计使得气动构型下表面高压区溢向上表面低压区的气流较少,因此可以尽可能多地捕获气流。二是通过优化设计(例如选取合适的激波角),可以实现飞行器的高升阻比性能设计。

[0005] 乘波设计概念应用于高超声速飞行器机体-进气道一体化设计的常规方法主要是飞行器前体-进气道乘波一体化设计,称之为乘波前体-进气道一体化设计。如图1和图2所示,将乘波体1用作高超声速飞行器前体,简称为乘波前体1,进气道采用下颌式进气道,乘波前体1作为进气道的预压缩面,为进气道提供预压缩后的气流,乘波前体1产生前缘激波5,前缘激波5入射在进气道唇口2,并产生反射激波6,气流经过前缘激波5、反射激波6以及进气道外罩3的压缩进入进气道隔离段4,为燃烧室提供气源。在这种常规乘波体-进气道一体化设计方法中,仅将乘波体用作飞行器前体,未考虑飞行器其他部位的乘波一体化设计(例如机翼),因此不能充分发挥乘波体的高升阻比特性。

发明内容

[0006] 针对现有技术存在的缺陷,本发明的目的在于提供一种高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法,可以充分发挥乘波体高效捕获预压缩气流特性和高升阻比两大特性。

[0007] 本发明的技术方案是:

[0008] 一种高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法,采用以下步骤:

[0009] S1. 设计一种内外锥混合压缩超声速轴对称流场,作为生成高超声速飞行器前体-

进气道一体化构型的基准流场,称该基准流场为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场;

[0010] S1.1给定尖头回转体母线10-11,尖头回转体的转轴是X轴,尖头回转体母线的起点是点10,尖头回转体母线的末端点是点11,然后选取进气道唇口所在的横截面12,所述横截面是与X轴相垂直的平面;

[0011] 将超声速来流条件7和尖头回转体母线10-11作为输入参数,利用有旋特征线方法求解前缘激波15和前缘激波依赖区16的特征线网格节点上的位置坐标和流动参数,其中连接点10与点13的曲线10-13即为前缘激波15,由前缘激波15、曲线10-14以及左行特征线14-13所围成的区域即前缘激波依赖区16;点13为前缘激波15与进气道唇口所在的横截面12的交点,点14为经过点13的左行特征线与尖头回转体母线10-11的交点;

[0012] S1.2连接点14和点13的曲线14-13为左行特征线,由左行特征线14-13和尖头回转体母线10-11上的曲线段14-11,利用有旋特征线方法求解经过点13的右行特征线与尖头回转体母线10-11的交点17,并求解由左行特征线14-13、右行特征线13-17以及曲线14-17所包围区域的流场;

[0013] 点13作为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波的起始点,给定反射激波波后的流动方向角分布,利用预估-校正的迭代方法,求解反射激波的位置及反射激波与尖头回转体母线10-11的交点18,称该反射激波为反射激波13-18,然后利用斜激波关系式求解反射激波13-18波后的流动参数;由左行特征线14-13、反射激波13-18及曲线14-18所围成区域19作为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的激波间等熵压缩的主压缩区;其中,流动方向角是流动方向与圆柱坐标系的轴向坐标轴X的夹角;

[0014] S1.3利用有旋特征线方法,由反射激波13-18波后的流动参数,求解高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的外罩内壁面前段曲线13-31,直至与过点18的右行特征线交于点31,并求解由曲线13-31、反射激波13-18与右行特征线18-31所包围的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波依赖区32;

[0015] S1.4、给定点18右侧的中心体壁面曲线33以及该中心体壁面曲线33上的马赫数分布,同时使中心体壁面曲线33在点18位置的切线角与当地流动方向角重合,然后给定进气道出口横截面34;利用有旋特征线方法,由中心体壁面曲线33以及该中心体壁面曲线33上的马赫数分布,求解点31右侧的外罩内壁面后段曲线35,直至进气道出口横截面34,外罩内壁面后段曲线35的末端点36位于进气道出口横截面34上;同时,求解由右行特征线18-31、外罩内壁面后段曲线35、右行特征线36-37及中心体壁面曲线33的曲线段18-37所围成的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的稳定区38,点37是经过点36的右行特征线与中心体壁面曲线33的交点;其中,切向角是曲线的切线与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角;

[0016] 得到一种内外锥混合压缩超声速轴对称流场,将其作为生成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型的基准流场,该基准流场包括前缘激波15、反射激波13-18,前缘激波依赖区16、激波间等熵压缩的主压缩区19、反射激波依赖区32和稳定区38。

[0017] S2.设计机翼轴对称基准流场,该基准流场用于生成机翼构型,称该基准流场为机翼轴对称基准流场;

[0018] 设计尖头回转体母线43,尖头回转体母线43的前段曲线10'-17'与步骤S1.2中所设计的曲线10-17相同,在曲线10'-17'的基础上继续设计完整的尖头回转体母线43。

[0019] 尖头回转体的转轴是X轴,尖头回转体的底部横截面是40,尖头回转体母线43的起点是点10',尖头回转体母线43的末端点是点39,尖头回转体母线43是由前段曲线10'-17'和后段曲线17'-39组成,其中前段曲线10'-17'与步骤S1中用于设计高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的尖头回转体母线10-11前段曲线10-17是相同的,由尖头回转体母线43旋转得到的尖头回转体在零攻角和超声速来流7的作用下,产生附体前缘激波10'-13'-41;其中,激波点13'是前缘激波10'-13'-41与步骤S1中所定义的进气道唇口所在的横截面12的交点,激波段10'-13'与步骤S1中的前缘激波段10-13是相同的,由前缘激波段10'-13'、曲线13'-18'及曲线10'-18'所围成的流场与步骤S1中的由前缘激波15、反射激波13-18及曲线10-18所围成的流场也是相同的,其中,点18'的位置与步骤S1中的点18的位置是相同的,曲线13'-18'的形状和位置也与步骤S1中的反射激波13-18的形状和位置是相同的,点14'与步骤S1中的点14的位置也是相同的。

[0020] 将超声速来流条件7和尖头回转体母线43作为输入参数,利用有旋特征线方法,求解绕零攻角母线为43的尖头回转体的超声速轴对称流场,得到前缘激波和激波波后的特征线网格节点上的位置坐标和流动参数,其中,位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度和当地流动方向角,前缘激波10'-13'-41上的特征线网格节点上的位置坐标可以表示出前缘激波外形。由前缘激波10'-13'-41、尖头回转体母线43及直线41-39所围成的区域即为机翼轴对称基准流场。

[0021] S3.给定飞行器前体前缘线、进气道唇口型线、进气道前掠侧板前缘线和机翼前缘线在底部横截面的投影曲线;从前体前缘线、进气道唇口型线和进气道前掠侧板前缘线出发,在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中进行流线追踪,生成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型;从机翼前缘线出发,在机翼轴对称基准流场中进行流线追踪,生成机翼构型;高超声速飞行器前体-进气道一体化构型和机翼构型共同组成高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型。

[0022] 进一步地,本发明的步骤S1.1中,进气道唇口所在的横截面12的选取原则是该横截面与点10沿X轴方向的距离大于飞行器前体长度。

[0023] 进一步地,本发明的步骤S1.1中,位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角,前缘激波15上的特征线网格节点上的位置坐标可以表示出前缘激波外形。所述特征线网格节点是左行特征线与右行特征线的交点。

[0024] 进一步地,本发明的步骤S1.2中,利用预估-校正的迭代方法求解反射激波13-18的位置,其方法如下:

[0025] 反射激波13-18的起始点是点13,反射激波13-18与左行特征线的交点称为激波点,求解反射激波13-18的位置是求解所有激波点的坐标值,直至反射激波13-18与尖头回转体母线10-11的交点18。

[0026] 针对反射激波13-18上任意两个相邻的激波点22和23,靠近点13的激波点22定义为上游激波点22,远离点13的激波点定义为下游激波点23,由上游激波点22的坐标值求解

下游激波点23的坐标值方法如下所述：

[0027] 特征线网格节点是左行特征线与右行特征线的交点，特征线网格节点的位置坐标和流动参数均可以通过有旋特征线方法求解得到，特征线网格节点的位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值，流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角；

[0028] 预估-校正的迭代方法中的预估方程如式(1)所示，校正的迭代方程如式(2)所示：

$$[0029] \quad r_{i+1}^0 = r_i + \tan(\pi - (\beta_i - \theta_{i,1})) \Delta x \quad (1)$$

$$[0030] \quad r_{i+1}^n = r_i + \tan \left[\frac{(\pi - (\beta_i - \theta_{i,1})) + (\pi - (\beta_{i+1}^{n-1} - \theta_{i+1,1}^{n-1}))}{2} \right] \Delta x \quad (2)$$

[0031] 其中，x为激波点在圆柱坐标系的轴向坐标轴的坐标，r为激波点在圆柱坐标系的径向坐标轴的坐标， r_i 为上游激波点22的在圆柱坐标系的径向坐标轴的值，i为激波点的位置编号， Δx 为下游激波点23和上游激波点22在X方向的差值， β 是反射激波的当地激波角，所述当地激波角是激波与波前速度方向的夹角； r_{i+1}^0 是下游激波点23预估后的r值， r_{i+1}^n 是下游激波点23校正n次之后所得到的r值； $\theta_{i,1}$ 是上游激波点22的波前的当地流动方向角 θ 值， $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 是下游激波点23校正n-1次之后所得到的波前的当地流动方向角 θ 值， $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 由左行特征线上的点20和点21的 θ 值线性插值得到； β_i 是上游激波点22的 β 值， β_{i+1}^{n-1} 是下游激波点23校正n-1次之后所得到的 β 值， β_{i+1}^{n-1} 由式(3)求解得到：

$$[0032] \quad \tan(\theta_{i+1,1}^{n-1} - \theta_{i+1,2}) = 2 \cot \beta \frac{(M_{i+1,1}^{n-1})^2 \sin^2 \beta_{i+1}^{n-1} - 1}{(M_{i+1,1}^{n-1})^2 (\gamma + \cos(2\beta_{i+1}^{n-1})) + 2} \quad (3)$$

[0033] 其中， $M_{i+1,1}^{n-1}$ 和 $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 分别为下游激波点23校正n-1次之后所得到的波前的当地马赫数M值和当地流动方向角 θ 值， $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 由左行特征线上的点20和点21的 θ 值线性插值得到； $\theta_{i+1,2}$ 是下游激波点23的波后的当地流动方向角 θ 值， $\theta_{i+1,2}$ 是已知条件， $\theta_{i+1,2}$ 根据反射激波13-18波后的流动方向角分布得到。

[0034] 进一步地，本发明的步骤S1.2中，所述利用斜激波关系式求解反射激波波后流动参数的公式如(4)~(8)所示：

$$[0035] \quad \tan(\Delta\theta) = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (4)$$

$$[0036] \quad \Delta\theta = \theta_1 - \theta_2 \quad (5)$$

$$[0037] \quad \frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} \left(M_1^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2\gamma} \right) \quad (6)$$

$$[0038] \quad \frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{2}{\gamma+1} \left(\frac{1}{M_1^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma-1}{2} \right) \quad (7)$$

$$[0039] \quad \frac{V_2}{V_1} = \frac{\sin \beta}{\sin[\beta - \Delta \theta]} \left(\frac{2}{(\gamma + 1) M^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right) \quad (8)$$

[0040] 其中, β 是反射激波的当地激波角, 所述当地激波角是激波与波前速度方向的夹角, $\Delta \theta$ 是反射激波的当地气流偏转角, θ_1 是反射激波波前的当地流动方向角, M_1 是反射激波波前的当地马赫数, P_1 是反射激波波前的当地静压, ρ_1 是反射激波波前的当地密度, V_1 是反射激波波前的当地速度, θ_2 是反射激波波后的当地流动方向角, P_2 是反射激波波后的当地静压, ρ_2 是反射激波波后的当地密度, V_2 是反射激波波后的当地速度。

[0041] 进一步地, 本发明的步骤 S1.2 中, 在激波点(上游或者下游激波点均可)处的反射激波的微元与激波点处的反射激波波前速度方向的夹角是反射激波在激波点位置的当地激波角 β , 激波点处的反射激波波前速度方向与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角是反射激波在激波点位置的波前流动方向角 θ_1 , 激波点处的反射激波波后速度方向与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角是反射激波在激波点位置的波后流动方向角 θ_2 , 激波点处的反射激波波前速度方向与激波点处的反射激波波后速度方向的夹角是反射激波在激波点位置的当地气流偏转角 $\Delta \theta$ 。

[0042] 进一步地, 本发明的步骤 S3 的方法为:

[0043] 给定飞行器机体前缘线投影曲线 47-48-49-50-51, 该曲线作为飞行器机体前缘线在底部横截面 40 的投影曲线, 其中, 点 48 和 50 是飞行器机体前缘线投影曲线与在进气道唇口所在的横截面 12 上的激波轮廓线 45 的交点, 点 47 和点 51 是飞行器机体前缘线投影曲线与在底部横截面 40 上的激波轮廓线 46 的交点;

[0044] 激波轮廓线 45 和激波轮廓线 46 的圆心重合, 由激波轮廓线 45 和激波轮廓线 46 的圆心 44 发出的左侧射线 44-52 与飞行器机体前缘线投影曲线 47-48-49-50-51 交于点 52, 并与激波轮廓线 45 交于点 54, 由激波轮廓线 45 和激波轮廓线 46 的圆心 44 发出的右侧射线 44-53 与飞行器机体前缘线投影曲线 47-48-49-50-51 交于点 53, 并与激波轮廓线 45 交于点 55, 左侧射线 44-52、右侧射线 44-53 与飞行器纵向对称面 64 的夹角均为 Φ 值; 点 52、点 49 和点 53 之间的曲线段作为前体前缘线在底部横截面 40 的投影曲线, 称为前体前缘线投影曲线 52-49-53; 点 47 与点 52 之间的曲线段和点 53 和点 51 之间的曲线段作为机翼前缘线在底部横截面 40 的投影曲线, 称为机翼前缘线投影曲线 47-52 以及机翼前缘线投影曲线 53-51; 点 54 和点 55 之间的曲线段作为进气道唇口型线在底部横截面 40 的投影曲线, 称为进气道唇口型线投影曲线 54-55;

[0045] 应用自由流线法, 由前体前缘线投影曲线 52-49-53、进气道唇口型线投影曲线 54-55 和机翼前缘线投影曲线 47-52 以及机翼前缘线投影曲线 53-51, 分别计算前体前缘线、进气道唇口型线和机翼前缘线;

[0046] 从前体前缘线和进气道唇口型线出发, 在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中进行流线追踪, 求解经过前体前缘线和进气道唇口型线的所有流线, 直至进气道出口横截面 34 位置, 进而得到进气道出口型线即闭环曲线 56-57-58-59-60-61; 从机翼前缘线出发, 在机翼轴对称基准流场中进行流线追踪, 求解经过机翼前缘线的所有流线, 直至底部横截面 40 位置, 进而得到机翼后缘线 47-62 以及 63-51;

[0047] 将经过前体前缘线的所有流线放样成流面 65, 将经过进气道唇口型线的所有流线

放样成流面66,并加上进气道前掠侧板67,65、66和67组成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型;

[0048] 将经过机翼前缘线左侧的所有流线放样成流面68,并将经过机翼前缘线右侧的所有流线放样成流面69,上表面应用自由流线法生成,组成机翼构型,所述机翼构型包括左机翼70和右机翼71;

[0049] 所述高超声速飞行器前体-进气道一体化构型和机翼构型组成了高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型。

[0050] 进一步地,本发明的步骤S3中,由自由流线法生成前体前缘线和进气道唇口型线的实现方式如下:

[0051] 设点72是前体前缘线投影曲线52-49-53或进气道唇口型线投影曲线54-55上的一个离散点,用经过点72并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线73与前缘激波10-13相交于一点,该交点是前体前缘线或进气道唇口型线上的点,将其称为前体前缘点或进气道唇口点74,直线74-72即为经过前体前缘点或进气道唇口点74的自由流线;

[0052] 从前体前缘点或进气道唇口点74出发,将高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中各特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条件,利用流线追踪方法求解流线75,直至进气道出口横截面34,流线75在进气道出口横截面34上的末端点是进气道出口型线上的点,将之称进气道出口点76;

[0053] 用上述相同方法,求解得到所有前体前缘点和进气道唇口点,以及经过前体前缘点和进气道唇口点的所有流线,并得到与前体前缘点相对应的进气道出口点以及与进气道唇口点相对应的进气道出口点;所有前体前缘点组成前体前缘线,所有进气道唇口点组成进气道唇口型线,所有与前体前缘点相对应的进气道出口点组成进气道出口型线的上壁面56-57-58,所有与进气道唇口点相对应的进气道出口点组成进气道出口型线的下壁面61-60-59。

[0054] 进一步地,本发明的步骤S3中,所述由自由流线法生成机翼前缘线以及生成机翼后缘线的实现方式如下:

[0055] 设点77是机翼前缘线投影曲线上的一个离散点,用经过点77并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线78与前缘激波10'-13'-41相交于一点,该交点是机翼前缘线上的点,将之称为机翼前缘点79,直线79-77即为经过前缘点79的自由流线;

[0056] 从机翼前缘点79出发,将机翼轴对称基准流场中特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条件,利用流线追踪方法求解流线80,直至底部横截面40,流线80在底部横截面40上的末端点是机翼后缘线上的点,将该点称为机翼后缘点81;

[0057] 用上述相同方法,求解得到所有机翼前缘点,以及经过机翼前缘点的所有流线,并得到所有机翼后缘点,所有左机翼前缘点和右机翼前缘点分别组成左机翼前缘线和右机翼前缘线,所有左机翼后缘点和右机翼后缘点分别组成左机翼后缘线和右机翼后缘线;左机翼前缘线和右机翼前缘线组成机翼前缘线,左机翼后缘线和右机翼后缘线组成机翼后缘线。

[0058] 进一步地,本发明的步骤S3中,所述进气道前掠侧板前缘线和进气道前掠侧板的实现方式如下:

[0059] 进气道前掠侧板包括左侧板和右侧板,左侧板和右侧板的前缘线在底部横截面40

的投影曲线分别为曲线52-54和曲线53-55,侧板前缘线设置在反射激波13-18上;

[0060] 用经过点52并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线82与反射激波13-18相交于侧板前缘点83,侧板前缘点83是左侧板前缘线上的末端点;用经过点54并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线84与反射激波13-18相交于侧板前缘点85,侧板前缘点85是左侧板前缘线上的起始点,在二维平面上,侧板前缘点85与反射激波上的点13重合;

[0061] 从侧板前缘点83出发,将高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波依赖区32和稳定区38中特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条件,利用流线追踪方法求解流线86,直至进气道出口横截面34,流线86在进气道出口横截面34上的末端点是进气道侧板后缘线上的点,将该末端点称为侧板后缘点87;

[0062] 用上述相同的方法,求解得到所有侧板前缘点,以及经过侧板前缘点的所有流线,并得到所有侧板后缘点;将经过左侧板前缘点的所有流线放样成流面,组成左侧板,将所有左侧板前缘点组成左侧板前缘线,将所有左侧板后缘点组成进气道出口型线的左侧壁面56-61;将经过右侧板前缘点的所有流线放样成流面,组成右侧板,将所有右侧板前缘点组成右侧板前缘线,将所有右侧板后缘点组成进气道出口型线的右侧壁面58-59;左侧板前缘线和右侧板前缘线组成进气道前掠侧板前缘线。

[0063] 本发明的有益效果是:

[0064] 本发明在乘波前体/进气道一体化设计基础上,应用特征线理论,构建高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场和机翼轴对称基准流场两个流场,然后在两个基准流场中分别应用流线追踪技术生成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型和机翼构型,两个构型共同组成高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型。在设计状态下,整个高超声速飞行器外流场具有类乘波特性和乘波前体作为进气道的预压缩面,高效捕获预压缩气流提供给进气道,乘波机翼为飞行器提供高升阻比。

附图说明

[0065] 图1为常规乘波前体-进气道一体化设计方案的三维示意图;

[0066] 图2为常规乘波前体-进气道一体化设计方案的纵向对称面的示意图;

[0067] 图3为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的前缘激波依赖区;

[0068] 图4为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场激波间等熵压缩的主压缩区和反射激波;

[0069] 图5为求解反射激波位置的示意图;

[0070] 图6为反射激波的当地激波角 β ,反射激波波前的流动方向角 θ_1 ,反射激波波后的流动方向角 θ_2 以及反射激波的当地气流偏转角 $\Delta\theta$ 的定义;

[0071] 图7为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波依赖区;

[0072] 图8为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场及其稳定区;

[0073] 图9为机翼轴对称基准流场;

[0074] 图10示出了飞行器前体前缘线、进气道唇口型线、进气道前掠侧板前缘线、机翼前缘线以及横截面12和底部横截面40位置的激波在底部横截面40的投影曲线;

[0075] 图11为高超声速飞行器前体-进气道一体化构型及构造它的流面;

[0076] 图12为机翼构型及构造它的流面;

[0077] 图13为由高超声速飞行器前体-进气道一体化构型和机翼构型组成的高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型;

[0078] 图14为前体前缘线、进气道唇口型线、流线和进气道出口型线的设计示意图;

[0079] 图15为机翼前缘线、流线和机翼后缘线的设计示意图;

[0080] 图16为进气道前掠侧板前缘线、流线;

[0081] 图17为在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中经过前缘点88的流线;

[0082] 图18为在机翼轴对称基准流场中经过前缘点88的流线。

[0083] 图中,1表示乘波前体;2表示进气道唇口;3表示进气道外罩;4表示进气道隔离段;5表示由乘波前体产生的前缘激波;6表示前缘激波5入射在唇口2的反射激波;7表示超声速来流;10表示尖头回转体顶点;X表示圆柱坐标系的轴向坐标轴;Y表示圆柱坐标系的径向坐标轴;11表示尖头回转体母线10-11的末端壁面点;12表示进气道唇口横截面;13表示前缘激波15在进气道唇口横截面12处的末端点;14表示经过点13的左行特征线与尖头回转体母线10-11的壁面交点;15表示绕母线为10-11的尖头回转体、在进气道唇口横截面12之前的前缘激波;16表示由前缘激波15、曲线10-14以及左行特征线14-13所围成的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的前缘激波依赖区;17表示由经过点13的右行特征线与尖头回转体母线10-11的壁面交点;18表示反射激波与尖头回转体母线10-11的壁面交点;19表示左行特征线14-13、反射激波13-18及曲线14-18所围成的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场激波间等熵压缩的主压缩区;20和21表示同一条左行特征线上的相邻特征线网格节点;22和23表示反射激波13-18上的相邻激波点;24表示点23处的反射激波的微元;25表示点23处的反射激波波前速度方向;26表示点23处的反射激波波后速度方向;27表示点23处反射激波的当地激波角 β ;28表示点23处反射激波波前气流方向角 θ_1 ;29表示点23处反射激波波后气流方向角 θ_2 ;30表示点23处反射激波当地气流偏转角 $\Delta\theta$;31表示经过点18的右行特征线与高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场外罩内壁面的壁面交点;32表示由曲线13-31、反射激波13-18与右行特征线18-31所围成的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波依赖区;33表示点18右侧的中心体壁面曲线;34表示进气道出口横截面;35表示点31右侧的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场外罩内壁面曲线;36表示高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场外罩内壁面曲线35的末端点;37表示经过点36的右行特征线与高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中心体壁面曲线33的壁面交点;38表示由右行特征线18-31、外罩内壁面后段曲线35、右行特征线36-37及中心体壁面曲线33的曲线段18-37所围成的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的稳定区;39表示尖头回转体母线43在回转体底部横截面40的末端点;40表示母线为43的尖头回转体底部横截面;41表示绕母线为43的尖头回转体的前缘激波10-13-41在底部横截面40的末端点;42表示机翼轴对称基准流场;43表示用于生成机翼轴对称基准流场的尖头回转体母线;44表示表示激波轮廓线45和46的圆心;45表示前缘激波15在横截面12位置的轮廓线,该轮廓线为一个圆;46表示前缘激波10-13-41在横截面40位置的轮廓线,该轮廓线为一个圆;47表示机翼前缘线投影曲线47-52与激波轮廓线46的交点;48表示机翼前缘线投影曲线47-52与激波轮廓线45的交点;50表示机翼前缘线投影曲线53-51与激波轮廓线45的交点;51表示机翼前缘线投影曲

线53-51与激波轮廓线46的交点;52表示前体前缘线投影曲线52-53的左端点;53表示前体前缘线投影曲线52-53的右端点; Φ 是由圆心44发出的射线44-52或44-53与飞行器纵向对称面64的夹角,简称为半展角 Φ 值;54和55是进气道唇口型线投影曲线54-55的左、右端点;56表示进气道出口型线(闭环曲线56-57-58-59-60-61)的上壁面56-57-58的左侧端点,它是与点52相对应的进气道出口点;57表示进气道出口型线(闭环曲线56-57-58-59-60-61)的上壁面56-57-58的中点,它是与点49相对应的进气道出口点;58表示进气道出口型线(闭环曲线56-57-58-59-60-61)的上壁面56-57-58的右侧端点,它是与点53相对应的进气道出口点;59表示进气道出口型线(闭环曲线56-57-58-59-60-61)的下壁面61-60-59的右侧端点,它是与点55相对应的进气道出口点;60表示进气道出口型线(闭环曲线56-57-58-59-60-61)的下壁面61-60-59的中点;61表示进气道出口型线(闭环曲线56-57-58-59-60-61)的下壁面61-60-59的左侧端点,它是与点54相对应的进气道出口点;62表示机翼后缘线47-62的右端点,它是与点52相对应的机翼后缘点;63表示机翼后缘线63-51的左端点,它是与点53相对应的机翼后缘点;64表示飞行器纵向对称面位置;65表示由经过前体前缘线的所有流线放样成的流面;66表示由经过进气道唇口型线的所有流线放样成的流面;67表示进气道前掠侧板;68表示经过机翼前缘线左侧的所有流线放样成的流面;69表示经过机翼前缘线右侧的所有流线放样成的流面;70和71分别表示左、右机翼;72表示前体前缘线投影曲线(52-49-53)或进气道唇口型线投影曲线(54-55)上的一个离散点;73表示经过点72并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线;74表示与点72相对应的前体前缘点或进气道唇口点,即为直线73与前缘激波15(即10-13)的交点;75表示在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中经过点74的流线;76表示流线75在进气道出口横截面34上的末端点,它也是进气道出口型线上的点,即进气道出口点;77表示机翼前缘线投影曲线(47-52, 53-51)上的一个离散点;78表示经过点77并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线;79表示与点77相对应的机翼前缘点,即为直线78与前缘激波10'-13'-41的交点;80表示在机翼轴对称基准流场中经过点79的流线;81表示流线80在底部横截面40上的末端点,它也是机翼后缘线上的点,即机翼后缘点;82表示经过点52并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线;83表示左侧板前缘线上的末端点,即为直线82与反射激波13-18的交点;84表示经过点54并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线;85表示左侧板前缘线上的起始点,即为直线84与反射激波13-18的交点,在二维平面上,交点85与激波点13重合;88是点52所对应的前缘点,它是前体前缘线的左端点和左机翼前缘线的右端点;89是在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中经过前缘点88的流线;90是流线89与反射激波13-18的交点;91是流线89与横截面34的交点;92是在机翼轴对称基准流场中经过前缘点88的流线;93是流线92与13'-18'的交点;94是流线92与横截面40的交点;10', 14', 17'和18'是尖头回转体母线43上的点,它们的定义和位置和分别与10, 14, 17和18的定义和位置相同;13'是前缘激波10'-13'-41与图3中所定义的进气道唇口所在的横截面12的交点。

具体实施方式

[0084] 下面结合附图对本发明提供的一种高超声速飞行器前体、进气道和机翼乘波一体化设计方法进行详细说明。

[0085] 步骤S1、应用特征线理论,设计一种内外锥混合压缩超声速轴对称流场,作为生成

高超声速飞行器前体-进气道一体化构型的基准流场,称该基准流场为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场。

[0086] S1.1、如图3所示,给定尖头回转体母线10-11,尖头回转体的转轴是X轴,尖头回转体母线的起点是点10,尖头回转体母线的末端点是点11,选取进气道唇口所在的横截面12,进气道唇口所在的横截面12的选取原则是该横截面与点10沿X轴方向的距离大于飞行器前体长度。所述横截面是与X轴相垂直的平面。

[0087] 将超声速来流条件7和尖头回转体母线10-11作为输入参数,超声速来流条件包括来流马赫、来流静压以及来流静温,利用有旋特征线方法(有旋特征线方法为本领域的公知技术,具体可参见“《气体动力学》,M.J.左克罗,J.D.霍夫曼,国防工业出版社,1984年,p138-195”)求解前缘激波15和前缘激波依赖区16的特征线网格节点上的位置坐标和流动参数,其中曲线10-13即为前缘激波15,由前缘激波15、曲线10-14以及左行特征线14-13所围成的区域即前缘激波依赖区16;点13为前缘激波15与进气道唇口所在的横截面12的交点,点14为经过点13的左行特征线与尖头回转体母线10-11的交点。位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角,前缘激波15上的特征线网格节点上的位置坐标可以表示出前缘激波外形。所述特征线网格节点是左行特征线与右行特征线的交点。

[0088] S1.2、如图4所示,利用有旋特征线方法,有旋特征线方法为本领域的公知技术,具体可参见“《气体动力学》,M.J.左克罗,J.D.霍夫曼,国防工业出版社,1984年,p138-195”,点14和点13之间的曲线14-13为左行特征线,由左行特征线14-13和尖头回转体母线10-11上的曲线段14-11,求解经过点13的右行特征线与尖头回转体母线10-11的交点17,并求解由左行特征线14-13、右行特征线13-17以及曲线14-17所包围区域的流场;点13作为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波的起始点,给定反射激波波后的流动方向角分布,利用预估-校正的迭代方法,求解反射激波的位置及反射激波与尖头回转体母线10-11的交点18,称该反射激波为反射激波13-18,然后利用斜激波关系式求解反射激波13-18波后流动参数。由左行特征线14-13、反射激波13-18及曲线14-18所围成区域19作为高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的激波间等熵压缩的主压缩区。其中,流动方向角是流动方向与圆柱坐标系的轴向坐标轴X的夹角。

[0089] 所述利用预估-校正的迭代方法求解反射激波13-18的位置具体方法如下所示。

[0090] 如图5所示,图5中的细实线代表左行特征线,虚线代表右行特征线,空心节点代表特征线网格节点,反射激波13-18的起始点是点13,反射激波13-18与左行特征线的交点简称为激波点,例如上游激波点22、下游激波点23,所述求解反射激波13-18的位置是求解所有激波点的坐标值,直至反射激波13-18与尖头回转体母线10-11的交点18。

[0091] 针对反射激波13-18上任意两个相邻的激波点22和23,靠近点13的激波点22定义为上游激波点22,远离点13的激波点23定义为下游激波点23,由上游激波点22的坐标值求解下游激波点23的坐标值方法如下所述。

[0092] 图5中特征线网格节点的位置坐标和流动参数均可以通过有旋特征线方法求解得到,有旋特征线方法为本领域的公知技术,具体可参见“《气体动力学》,M.J.左克罗,J.D.霍夫曼,国防工业出版社,1984年,p138-195”,位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地

速度、当地流动方向角。

[0093] 所述预估方程如式(1)所示,校正的迭代方程如式(2)所示。

$$[0094] \quad r_{i+1}^0 = r_i + \tan(\pi - (\beta_i - \theta_{i,1})) \Delta x \quad (1)$$

$$[0095] \quad r_{i+1}^n = r_i + \tan \left[\frac{(\pi - (\beta_i - \theta_{i,1})) + (\pi - (\beta_{i+1}^{n-1} - \theta_{i+1,1}^{n-1}))}{2} \right] \Delta x \quad (2)$$

[0096] 其中,x为圆柱坐标系的轴向坐标轴的坐标,r为圆柱坐标系的径向坐标轴的坐标, r_i 为上游激波点22的在圆柱坐标系的径向坐标轴的值,i为激波点的位置编号, Δx 为下游和上游激波点在X方向的差值, β 是反射激波的当地激波角,所述当地激波角是激波与波前速度方向的夹角; r_{i+1}^0 是下游激波点23预估后的r值, r_{i+1}^n 是下游激波点23校正n次之后所得到的r值; $\theta_{i,1}$ 是上游激波点22的波前的当地流动方向角 θ 值, $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 是下游激波点23校正n-1次之后所得到的波前的当地流动方向角 θ 值, $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 由左行特征线上的点20和点21的 θ 值线性插值得到; β_i 是上游激波点22的 β 值, β_{i+1}^{n-1} 是下游激波点23校正n-1次之后所得到的 β 值, β_{i+1}^{n-1} 由式(3)求解得到。

$$[0097] \quad \tan(\theta_{i+1,1}^{n-1} - \theta_{i+1,2}) = 2 \cot \beta \frac{(M_{i+1,1}^{n-1})^2 \sin^2 \beta_{i+1}^{n-1} - 1}{(M_{i+1,1}^{n-1})^2 (\gamma + \cos(2\beta_{i+1}^{n-1})) + 2} \quad (3)$$

[0098] 其中, $M_{i+1,1}^{n-1}$ 和 $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 分别为下游激波点23校正n-1次之后所得到的波前的当地马赫数M值和当地流动方向角 θ 值, $\theta_{i+1,1}^{n-1}$ 由左行特征线上的点20和点21的 θ 值线性插值得到; $\theta_{i+1,2}$ 是下游激波点23的波后的当地流动方向角 θ 值, $\theta_{i+1,2}$ 是已知条件,它可以根据反射激波13-18波后的流动方向角分布得到。

[0099] 所述利用斜激波关系式求解反射激波波后流动参数的公式如(4)~(8)所示。

$$[0100] \quad \tan(\Delta \theta) = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (4)$$

$$[0101] \quad \Delta \theta = \theta_1 - \theta_2 \quad (5)$$

$$[0102] \quad \frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} \left(M_1^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{2\gamma} \right) \quad (6)$$

$$[0103] \quad \frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{2}{\gamma+1} \left(\frac{1}{M_1^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma-1}{2} \right) \quad (7)$$

$$[0104] \quad \frac{V_2}{V_1} = \frac{\sin \beta}{\sin[\beta - \Delta \theta]} \left(\frac{2}{(\gamma+1)M^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \quad (8)$$

[0105] 其中, β 是反射激波的当地激波角,所述当地激波角是激波与波前速度方向的夹角, $\Delta \theta$ 是反射激波的当地气流偏转角, θ_1 是反射激波波前的当地流动方向角, M_1 是反射激波波前的当地马赫数, P_1 是反射激波波前的当地静压, ρ_1 是反射激波波前的当地密度, V_1 是反

射激波波前的当地速度, θ_2 是反射激波波后的当地流动方向角, P_2 是反射激波波后的当地静压, ρ_2 是反射激波波后的当地密度, V_2 是反射激波波后的当地速度。

[0106] 所述反射激波的当地激波角 β , 反射激波波前的流动方向角 θ_1 , 反射激波波后的流动方向角 θ_2 以及反射激波的当地气流偏转角 $\Delta\theta$ 的定义如图6所示, 在图6中是以下游激波点23为例, 在下游激波点23处的反射激波的微元24与下游激波点23处的反射激波波前速度方向25的夹角27是反射激波在下游激波点23位置的当地激波角 β , 下游激波点23处的反射激波波前速度方向25与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角28是反射激波在下游激波点23位置的波前流动方向角 θ_1 , 下游激波点23处的反射激波波后速度方向26与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角29是反射激波在下游激波点23位置的波后流动方向角 θ_2 , 下游激波点23处的反射激波波前速度方向25与下游激波点23处的反射激波波后速度方向26的夹角30是反射激波在下游激波点23位置的当地气流偏转角 $\Delta\theta$ 。

[0107] S1.3、如图7所示, 利用有旋特征线方法, 有旋特征线方法为本领域的公知技术, 具体可参见“《气体动力学》, M. J. 左克罗, J. D. 霍夫曼, 国防工业出版社, 1984年, p138-195”, 由反射激波13-18波后的流动参数, 求解高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的外罩内壁面前段曲线13-31, 直至与过点18的右行特征线交于点31, 并求解由曲线13-31、反射激波13-18与右行特征线18-31所包围的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波依赖区32。

[0108] S1.4、如图8所示, 首先给定点18右侧的中心体壁面曲线33以及该曲线33上的马赫数分布, 同时使中心体壁面曲线33在点18位置的切线角与当地流动方向角(即反射激波13-18在点18的波后流动方向角)重合, 以保证反射激波13-18在点18位置无反射, 然后给定进气道出口横截面34; 利用有旋特征线方法(有旋特征线方法为本领域的公知技术, 具体可参见“《气体动力学》, M. J. 左克罗, J. D. 霍夫曼, 国防工业出版社, 1984年, p138-195”)由中心体壁面曲线33以及该曲线上的马赫数分布, 求解点31右侧的外罩内壁面后段曲线35, 直至进气道出口横截面34, 外罩内壁面后段曲线35的末端点36位于进气道出口横截面34上, 与此同时, 求解由右行特征线18-31、外罩内壁面后段曲线35、右行特征线36-37及中心体壁面曲线33的曲线段18-37所围成的高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的稳定区38, 点37是经过点36的右行特征线与中心体壁面曲线33的交点。其中, 切向角是曲线的切线与圆柱坐标系的轴向坐标轴的夹角。

[0109] 如图8所示的基准流场, 是一种内外锥混合压缩超声速轴对称流场, 本发明命名该基准流场为“高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场”。该基准流场的结构可以概括为“两波四区”。其中, “两波”包括前缘激波15和反射激波13-18, 四区包括前缘激波依赖区16、激波间等熵压缩的主压缩区19、反射激波依赖区32和稳定区38, 其中前两个区均为外压缩曲面锥形流场(即外压缩流场), 第三个区为内收缩曲面锥形流场(即内收缩流场), 第四个区用于调整气流方向。

[0110] 步骤S2、应用特征线理论, 设计与高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场具有相同尖头回转体母线前段的机翼轴对称基准流场, 该基准流场用于生成机翼构型, 称该基准流场为机翼轴对称基准流场。

[0111] 如图9所示, 设计尖头回转体母线43, 尖头回转体母线43的前段曲线10'-17'与步骤S1中所设计的曲线10-17相同, 在曲线10'-17'的基础上继续设计完整的尖头回转体母线

43。尖头回转体的转轴是X轴,尖头回转体母线为43的尖头回转体底部横截面是40,尖头回转体母线43的起点是点10',尖头回转体母线43的末端点是点39,尖头回转体母线43是由前段曲线10'-17'和后段曲线17'-39组成,其中前段曲线10'-17'与如图8所示的用于设计高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的尖头回转体母线10-11前段曲线10-17是相同的,点10'和点17'的位置分别与点10和点17的位置相同。由尖头回转体母线43(即10'-17'-39)旋转得到的尖头回转体在零攻角和超声速来流7的作用下,产生附体前缘激波10'-13'-41。其中,激波点13'是前缘激波10'-13'-41与步骤S1中(图3中)所定义的进气道唇口所在的横截面12的交点,激波段10'-13'与步骤S1中(图8中所示)的前缘激波段10-13是相同的,与此同时,由前缘激波段10'-13'、曲线13'-18'及曲线10'-18'所围成的流场与步骤S1中(图8中所示)的由前缘激波15、反射激波13-18及曲线10-18所围成的流场也是相同的。其中,点18'的位置与步骤S1中(图8中所示)的点18的位置是相同的,曲线13'-18'的形状和位置也与步骤S1中(图8中所示)的反射激波13-18的形状和位置是相同的。图9中的点14'与步骤S1中(图8中所示)的点14的位置也是相同的。

[0112] 将超声速来流条件7和尖头回转体母线43(即10'-17'-39)作为输入参数,来流条件包括来流马赫、来流静压、来流静温,利用有旋特征线方法,有旋特征线方法为本领域的公知技术,具体可参见“《气体动力学》,M.J.左克罗,J.D.霍夫曼,国防工业出版社,1984年,p138-195”,求解绕零攻角尖头回转体(母线为43,即10'-17'-39)的超声速轴对称流场,得到前缘激波和激波波后的特征线网格节点上的位置坐标和流动参数,位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角,前缘激波10'-13'-41上的特征线网格节点上的位置坐标可以表示出前缘激波外形。由前缘激波10'-13'-41、尖头回转体母线43及直线41-39所围成的区域即为机翼轴对称基准流场。

[0113] 步骤S3、给定飞行器前体前缘线、进气道唇口型线、进气道前掠侧板前缘线和机翼前缘线在底部横截面的投影曲线;从前体前缘线、进气道唇口型线和进气道前掠侧板前缘线出发,在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中进行流线追踪,生成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型;从机翼前缘线出发,在机翼轴对称基准流场中进行流线追踪,生成机翼构型;高超声速飞行器前体-进气道一体化构型和机翼构型共同组成高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型。

[0114] 如图10所示,给定二维开环曲线47-48-49-50-51,该曲线作为飞行器机体前缘线在底部横截面40的投影曲线,简称为飞行器机体前缘线投影曲线(47-48-49-50-51),其中,点48和点50是飞行器机体前缘线投影曲线与进气道唇口所在的横截面12在激波轮廓线45上的交点,点47和点51是飞行器机体前缘线投影曲线与底部横截面40在激波轮廓线46上的交点。激波轮廓线45和激波轮廓线46的圆心重合。由激波轮廓线45和激波轮廓线46的圆心44发出的左侧射线44-52与飞行器机体前缘线投影曲线(47-48-49-50-51)交于点52,并与激波轮廓线45交于点54,由激波轮廓线45和激波轮廓线46的圆心44发出的右侧射线44-53与飞行器机体前缘线投影曲线(47-48-49-50-51)交于点53,并与激波轮廓线45交于点55,左侧射线44-52、右侧射线44-53与飞行器纵向对称面64的夹角均为 Φ 值,简称为半展角 Φ 值;点52、点49和点53之间的曲线段52-49-53作为前体前缘线在底部横截面40的投影曲线,简称为前体前缘线投影曲线(52-49-53);点47与点52之间的曲线段47-52和点53和点51之间

的曲线段53-51作为机翼前缘线在底部横截面40的投影曲线,简称为机翼前缘线投影曲线(47-52,53-51);点54和点55之间的曲线段54-55作为进气道唇口型线在底部横截面40的投影曲线,简称为进气道唇口型线投影曲线(54-55)。

[0115] 应用自由流线法,由前体前缘线投影曲线(52-49-53)、进气道唇口型线投影曲线(54-55)和机翼前缘线投影曲线(47-52,53-51),分别计算前体前缘线、进气道唇口型线和机翼前缘线。

[0116] 从前体前缘线和进气道唇口型线出发,在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中进行流线追踪,求解经过前体前缘线和进气道唇口型线的所有流线,直至进气道出口横截面34位置,进而得到进气道出口型线(闭环曲线56-57-58-59-60-61);从机翼前缘线出发,在机翼轴对称基准流场中进行流线追踪,求解经过机翼前缘线的所有流线,直至底部横截面40位置,进而得到机翼后缘线(47-62,63-51)。

[0117] 如图11所示,将经过前体前缘线的所有流线放样成流面65,将经过进气道唇口型线的所有流线放样成流面66,并加上进气道前掠侧板67,65、66和67组成高超声速飞行器前体-进气道一体化构型。

[0118] 如图12所示,将经过机翼前缘线左侧的所有流线放样成流面68,并将经过机翼前缘线右侧的所有流线放样成流面69,上表面应用自由流线法生成,组成机翼构型,所述机翼构型包括左机翼70和右机翼71。

[0119] 如图13所示,所述高超声速飞行器前体-进气道一体化构型(由65、66和67组成)和机翼构型(由70和71组成)组成了高超声速飞行器前体-进气道-机翼乘波一体化构型。

[0120] 所述由自由流线法生成前体前缘线和进气道唇口型线的实现方式如下所述。

[0121] 如图14所示,设点72是前体前缘线投影曲线(52-49-53)或进气道唇口型线投影曲线(54-55)上的一个离散点,用经过点72并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线73与前缘激波10-13相交于交点74,交点74是前体前缘线或进气道唇口型线上的点,简称为前体前缘点或进气道唇口点74,直线74-72即为经过前体前缘点或进气道唇口点74的自由流线;从前体前缘点或进气道唇口点74出发,将高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中各特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条件(其中:位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角),利用流线追踪方法(流线追踪方法为本领域的公知技术,具体可参见“《基于特征线理论的流线追踪内转向进气道设计方法研究》,卫锋,国防科学技术大学学位论文,2012,p67-69”)求解流线75,直至进气道出口横截面34,流线75在进气道出口横截面34上的末端点76是进气道出口型线上的点,简称进气道出口点76;

[0122] 用上述相同方法,求解得到所有前体前缘点和进气道唇口点,以及经过前体前缘点和进气道唇口点的所有流线,并得到与前体前缘点相对应的进气道出口点以及与进气道唇口点相对应的进气道出口点;所有前体前缘点组成前体前缘线,所有进气道唇口点组成进气道唇口型线,所有与前体前缘点相对应的进气道出口点组成进气道出口型线的上壁面56-57-58,所有与进气道唇口点相对应的进气道出口点组成进气道出口型线的下壁面61-60-59。

[0123] 所述由自由流线法生成机翼前缘线的实现方式,以及生成机翼后缘线的实现方式

如下所述:

[0124] 如图15所示,设点77是机翼前缘线投影曲线(47-52,53-51)上的一个离散点,用经过点77并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线78与前缘激波10'-13'-41相交于交点79,交点79是机翼前缘线上的点,简称为机翼前缘点79,直线79-77即为经过前缘点79的自由流线;从机翼前缘点79出发,将机翼轴对称基准流场中特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条件(其中,位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角),利用流线追踪方法(流线追踪方法为本领域的公知技术,具体可参见“《基于特征线理论的流线追踪内转向进气道设计方法研究》,卫锋,国防科学技术大学学位论文,2012,p67-69”)求解流线80,直至底部横截面40,流线80在底部横截面40上的末端点81是机翼后缘线上的点,简称为机翼后缘点81;

[0125] 用上述相同方法,求解得到所有机翼前缘点,以及经过机翼前缘点的所有流线,并得到所有机翼后缘点,所有左机翼前缘点和右机翼前缘点分别组成左机翼前缘线和右机翼前缘线,所有左机翼后缘点和右机翼后缘点分别组成左机翼后缘线和右机翼后缘线。左机翼前缘线和右机翼前缘线组成机翼前缘线,左机翼后缘线和右机翼后缘线组成机翼后缘线。

[0126] 所述进气道前掠侧板前缘线和进气道前掠侧板的实现方式如下所述:

[0127] 进气道前掠侧板包括左侧板和右侧板。如图16所示,左侧板和右侧板的前缘线在底部横截面40的投影曲线分别为曲线52-54(曲线52-54的两端点分别为点52和点54)和53-55(曲线53-55的两端点分别为点53和点55),为了使侧板是前掠型的,将侧板前缘线设置在反射激波13-18上。用经过点52并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线82与反射激波13-18相交于侧板前缘点83,侧板前缘点83是左侧板前缘线上的末端点;用经过点54并与圆柱坐标系的轴向坐标轴X平行的直线84与反射激波13-18相交于侧板前缘点85,侧板前缘点85是左侧板前缘线上的起始点,在二维平面上,侧板前缘点85与激波点13重合。从侧板前缘点83出发,将高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场的反射激波依赖区32和稳定区38中特征线网格节点上的位置坐标和流动参数作为已知条件(其中,位置坐标为特征线网格节点在圆柱坐标系下轴向坐标轴X上的坐标值和径向坐标轴Y上的坐标值,流动参数包括当地静压、当地密度、当地速度、当地流动方向角),利用流线追踪方法(流线追踪方法为本领域的公知技术,具体可参见“《基于特征线理论的流线追踪内转向进气道设计方法研究》,卫锋,国防科学技术大学学位论文,2012,p67-69”)求解流线86,直至进气道出口横截面34,流线86在进气道出口横截面34上的末端点87是进气道侧板后缘线上的点,简称侧板后缘点87。

[0128] 用上述相同的方法,求解得到所有侧板前缘点,以及经过侧板前缘点的所有流线,并得到所有侧板后缘点。将经过左侧板前缘点的所有流线放样成流面,组成左侧板,将所有左侧板前缘点组成左侧板前缘线,将所有左侧板后缘点组成进气道出口型线的左侧壁面56-61;将经过右侧板前缘点的所有流线放样成流面,组成右侧板,将所有右侧板前缘点组成右侧板前缘线,将所有右侧板后缘点组成进气道出口型线的右侧壁面58-59;左侧板前缘线和右侧板前缘线组成进气道前掠侧板前缘线。

[0129] 所述进气道前掠侧板的优势是当进气道在低马赫数下工作时,通过两侧溢流,降

低最低工作马赫数,特别是当进气道不起动时,内压段进口处分离流可从两侧溢出,利于进气道起动性能,即进气道前掠侧板具有自动溢流利于进气道起动的优势。

[0130] 所述进气道出口型线的上壁面56-57-58、下壁面61-60-59、左侧壁面56-61和右侧壁面58-59组成进气道出口型线(闭环曲线56-57-58-59-60-61)。

[0131] 所述高超声速飞行器前体-进气道一体化构型与机翼构型能够一体化的原因如下所述。

[0132] 如图17和图18所示,点88是点52所对应的前缘点,它是前体前缘线的左端点和左机翼前缘线的右端点;在高超声速飞行器前体-进气道一体化轴对称基准流场中,经过前缘点88的流线为89,流线89与反射激波13-18和横截面34分别交于点90和点91,从而流线89分为两段88-90和90-91;在机翼轴对称基准流场中,经过前缘点88的流线为92,流线92与13'-18'和横截面40分别交于点93和点94,从而流线92分为两段88-93和93-94。由于如步骤S2所述由前缘激波段10'-13'、曲线13'-18'及曲线10'-18'所围成的流场与由前缘激波15、反射激波13-18及曲线10-18所围成的流场是相同的,因此流线89的前段流线88-90与流线92的前段流线88-93是相同的。而流线89是前体左侧边缘的流线,其中前段流线88-90是外压缩段,流线92是左机翼右侧边缘的流线,这样就可以保证前体左侧边缘流线的压缩段与左机翼右侧边缘流线的压缩段相同,从而使得高超声速飞行器前体-进气道一体化构型与左机翼构型在边缘对接处是光滑连接的,即两者是一体化的。类似的,高超声速飞行器前体-进气道一体化构型与右机翼构型在边缘对接处是光滑连接的,即两者是一体化的。

[0133] 综上所述,虽然本发明已以较佳实施例揭露如上,然其并非用以限定本发明,任何本领域普通技术人员,在不脱离本发明的精神和范围内,当可作各种更动与润饰,因此本发明的保护范围当视权利要求书界定的范围为准。

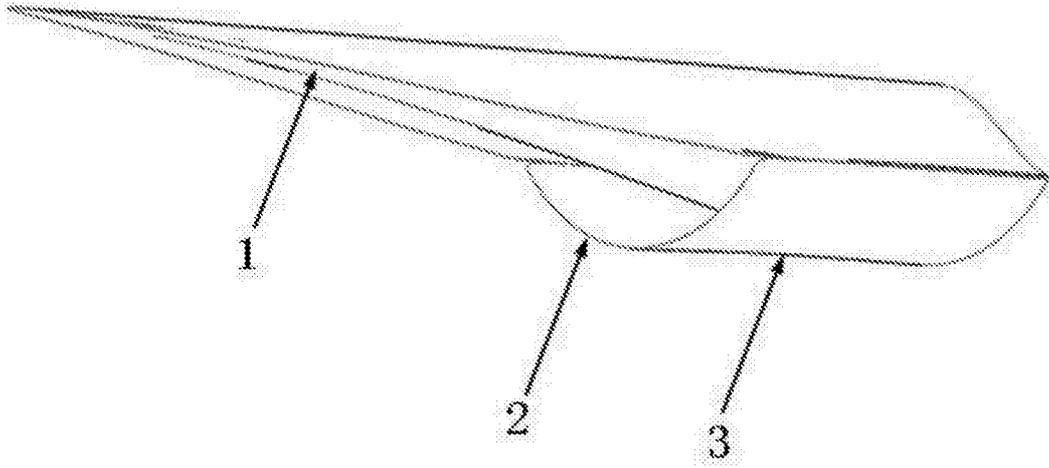


图1

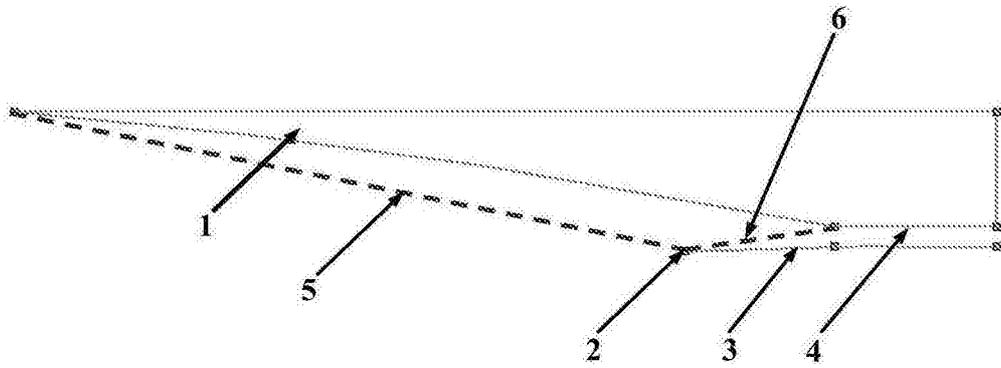


图2

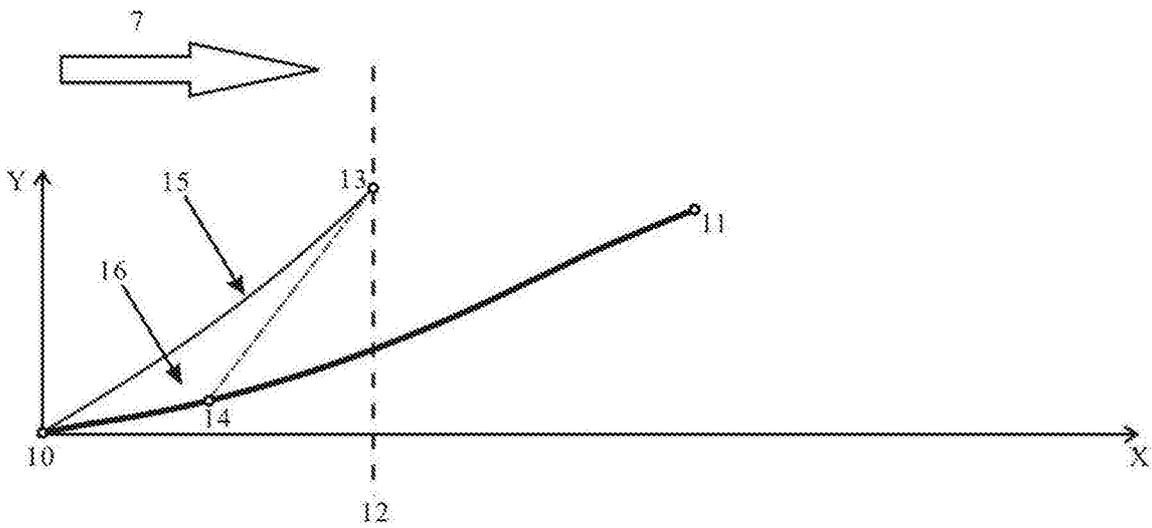


图3

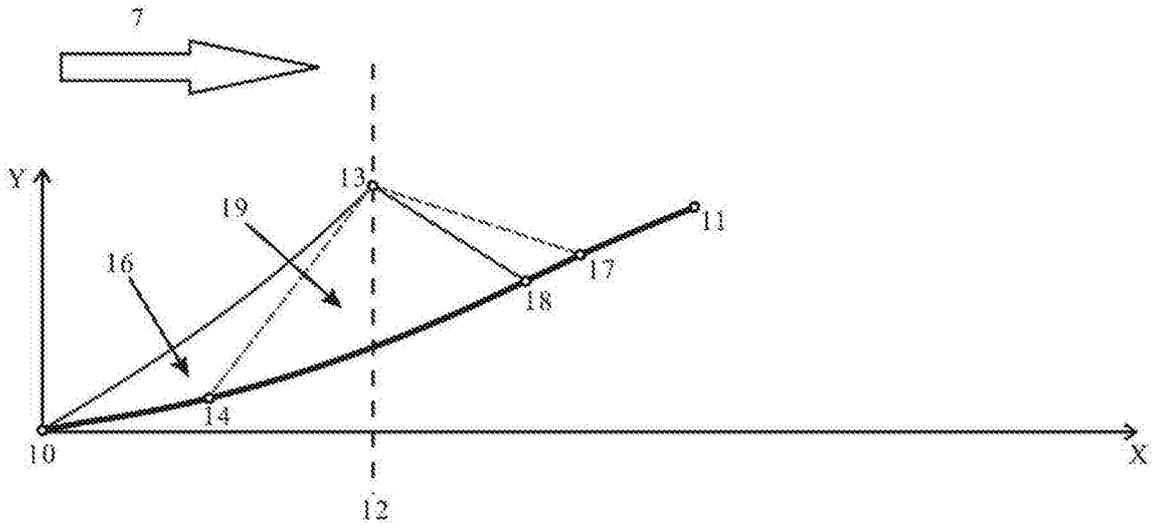


图4

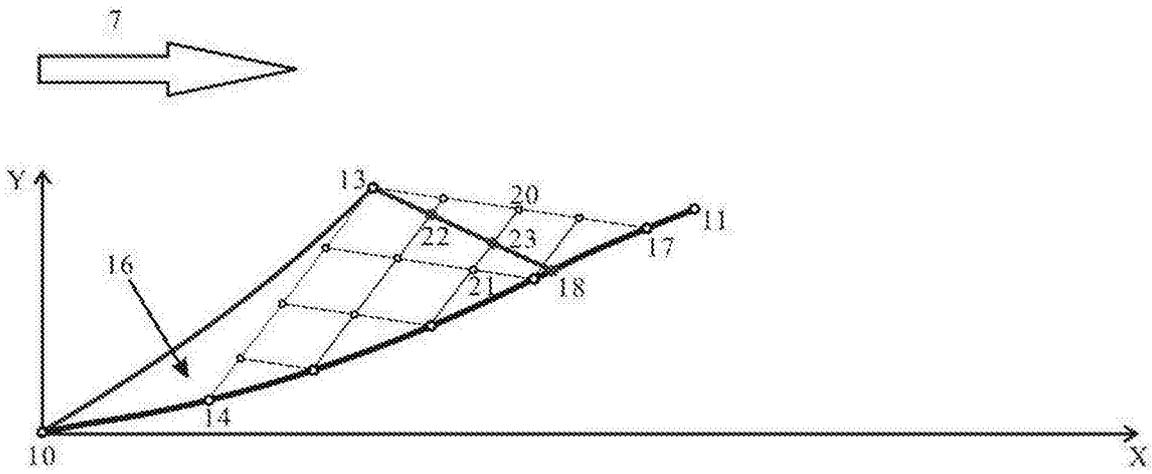


图5

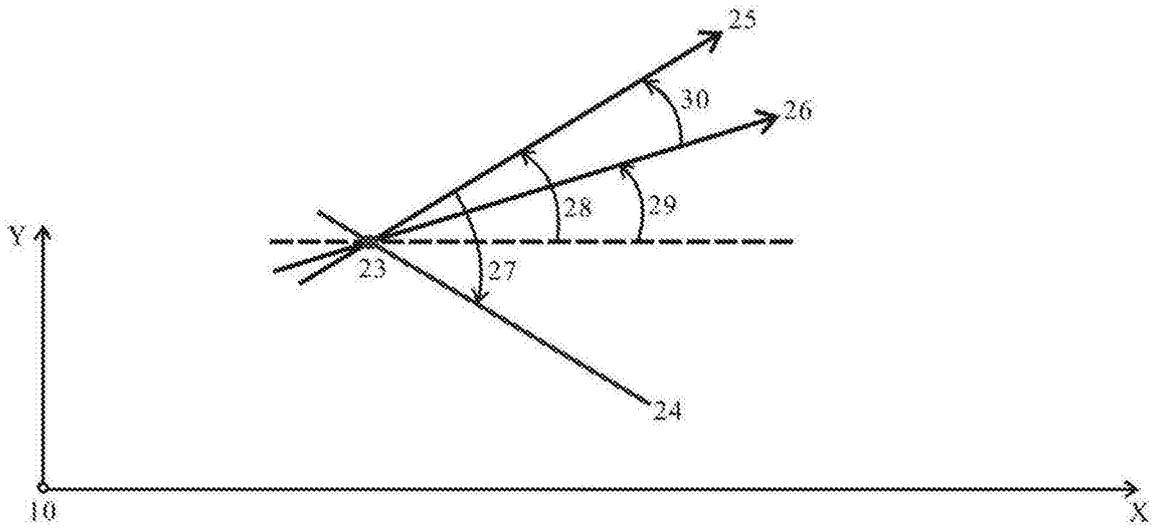


图6

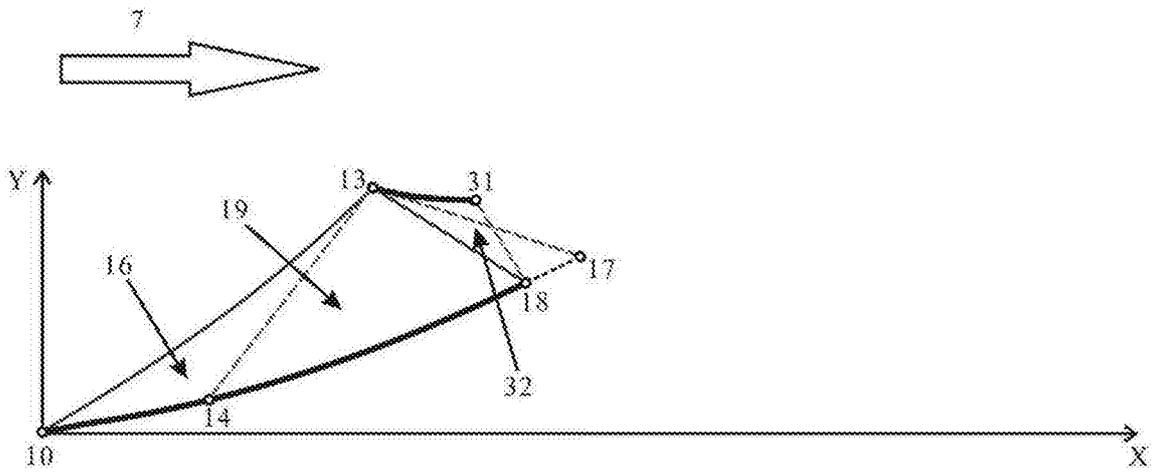


图7

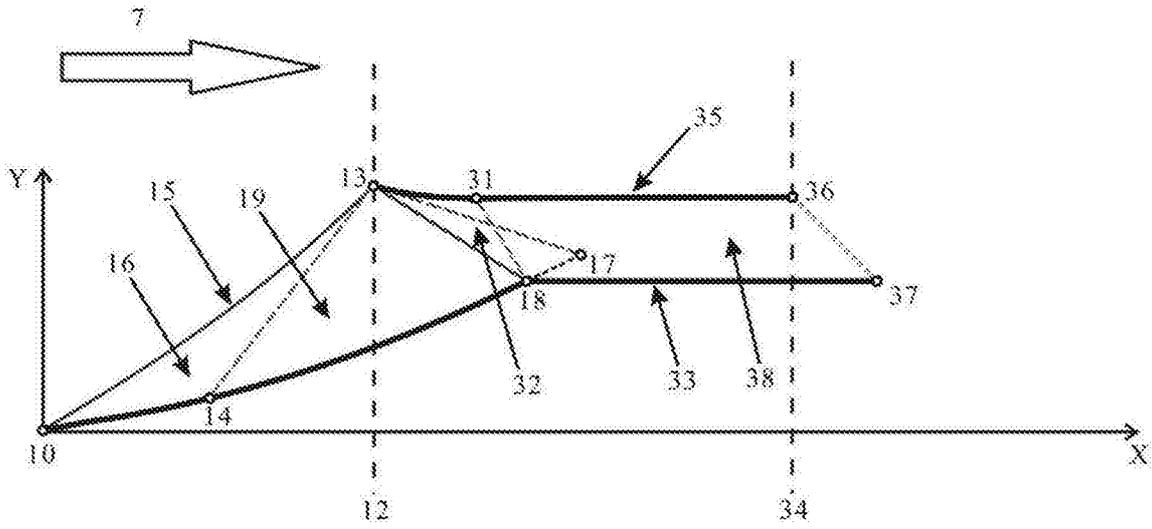


图8

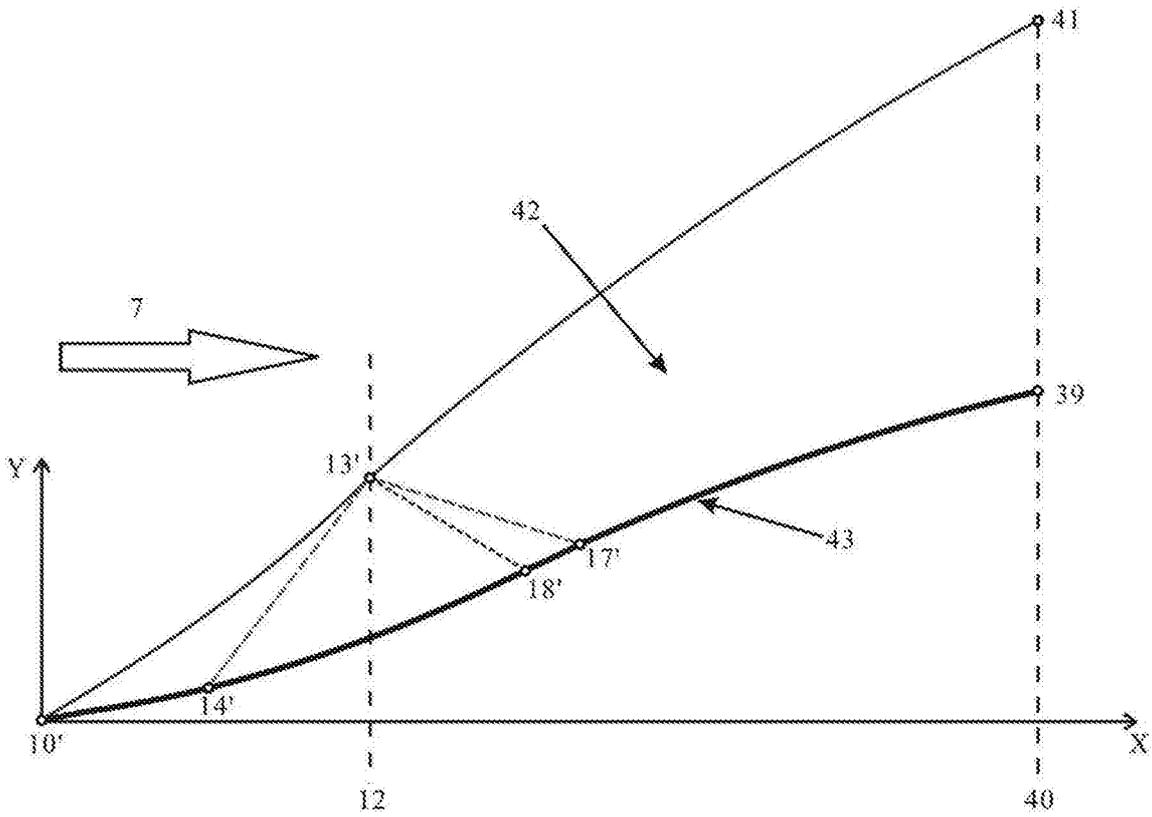


图9

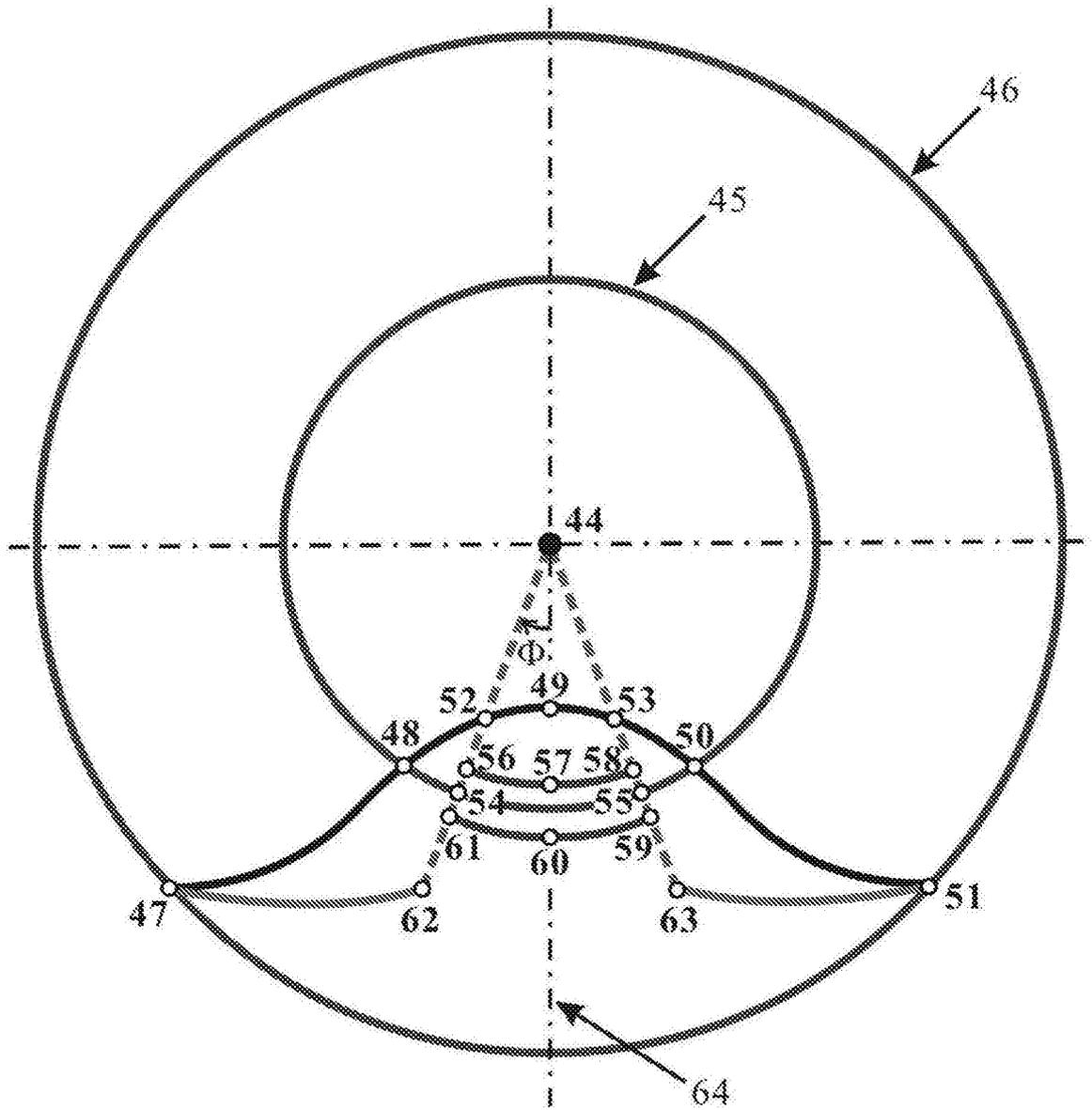


图10

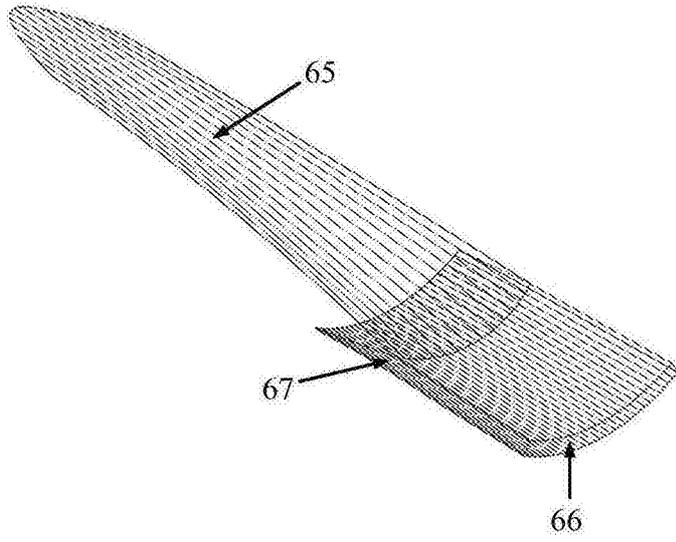


图11

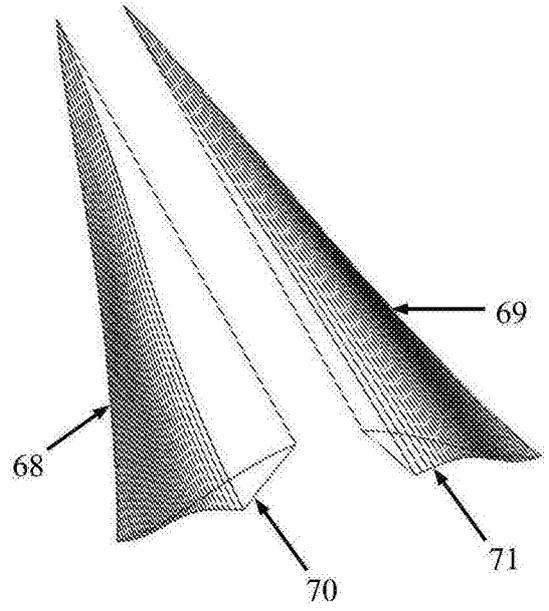


图12

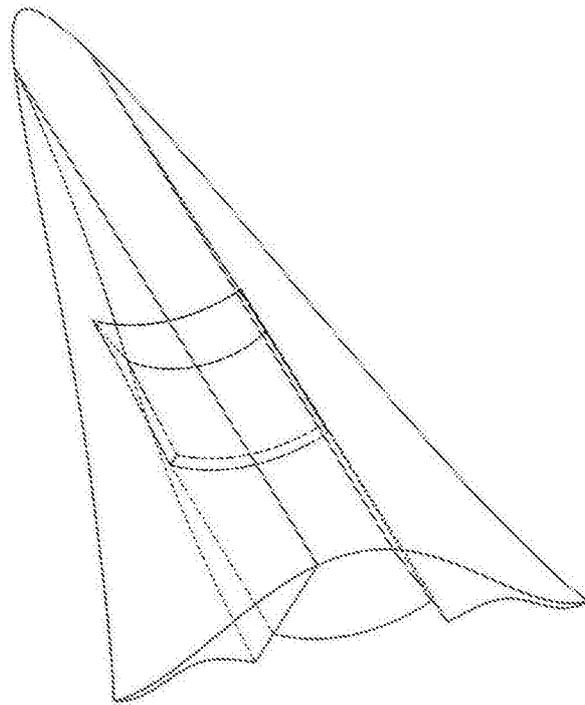


图13

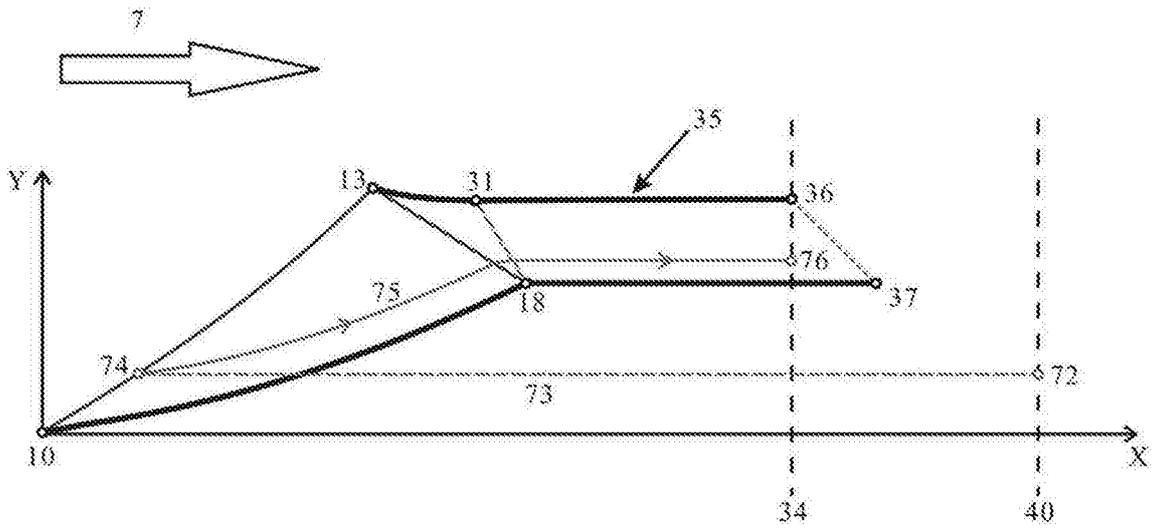


图14

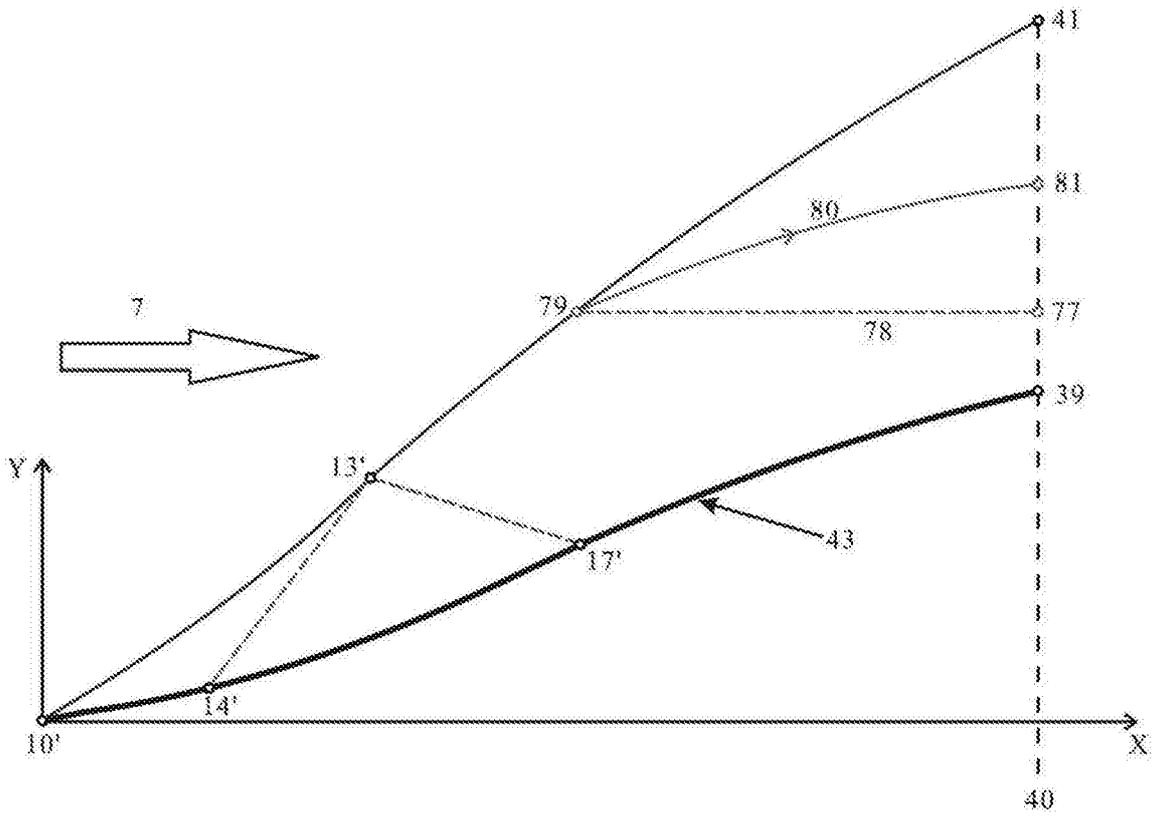


图15

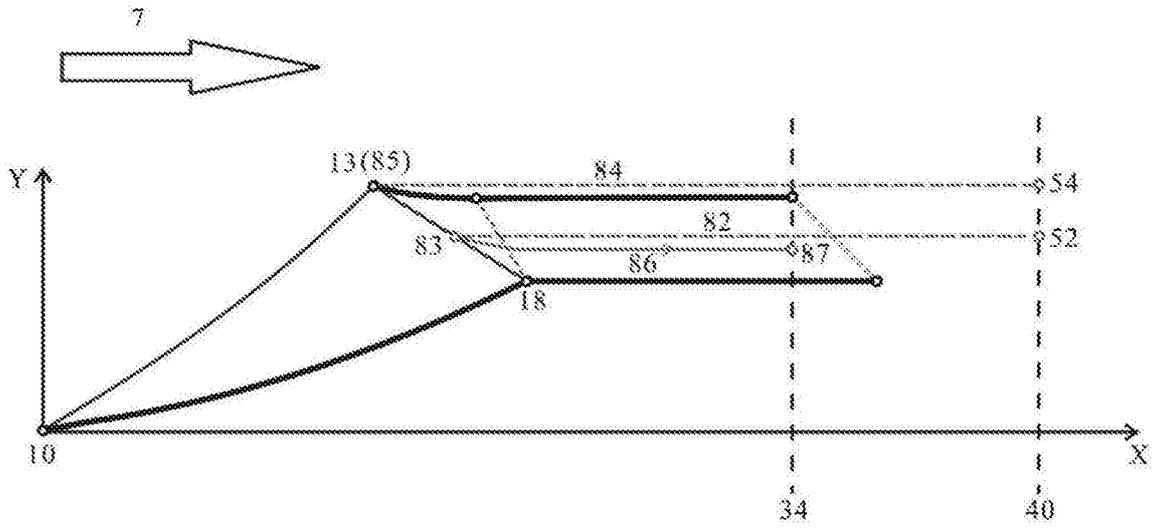


图16

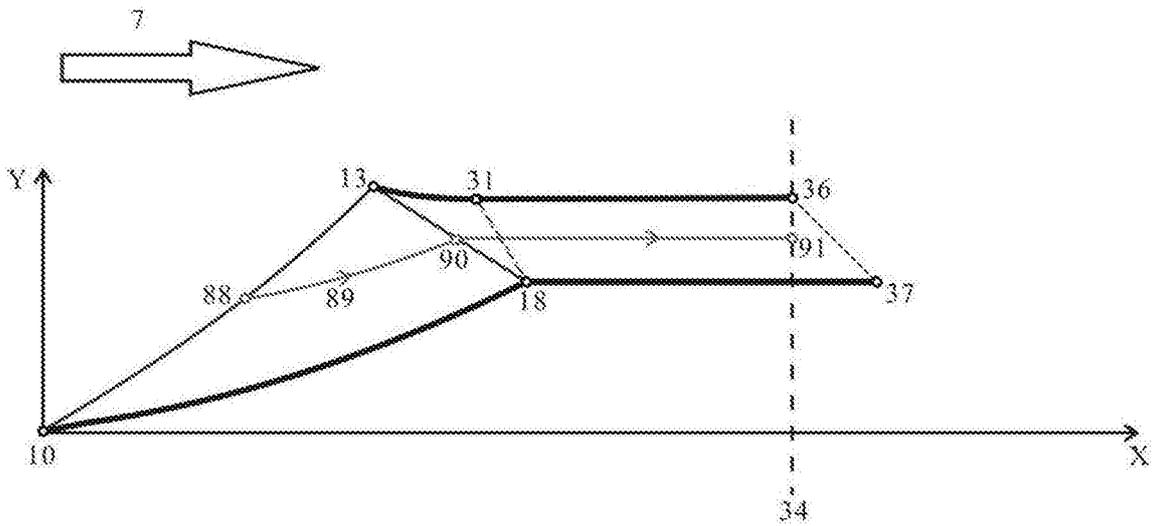


图17

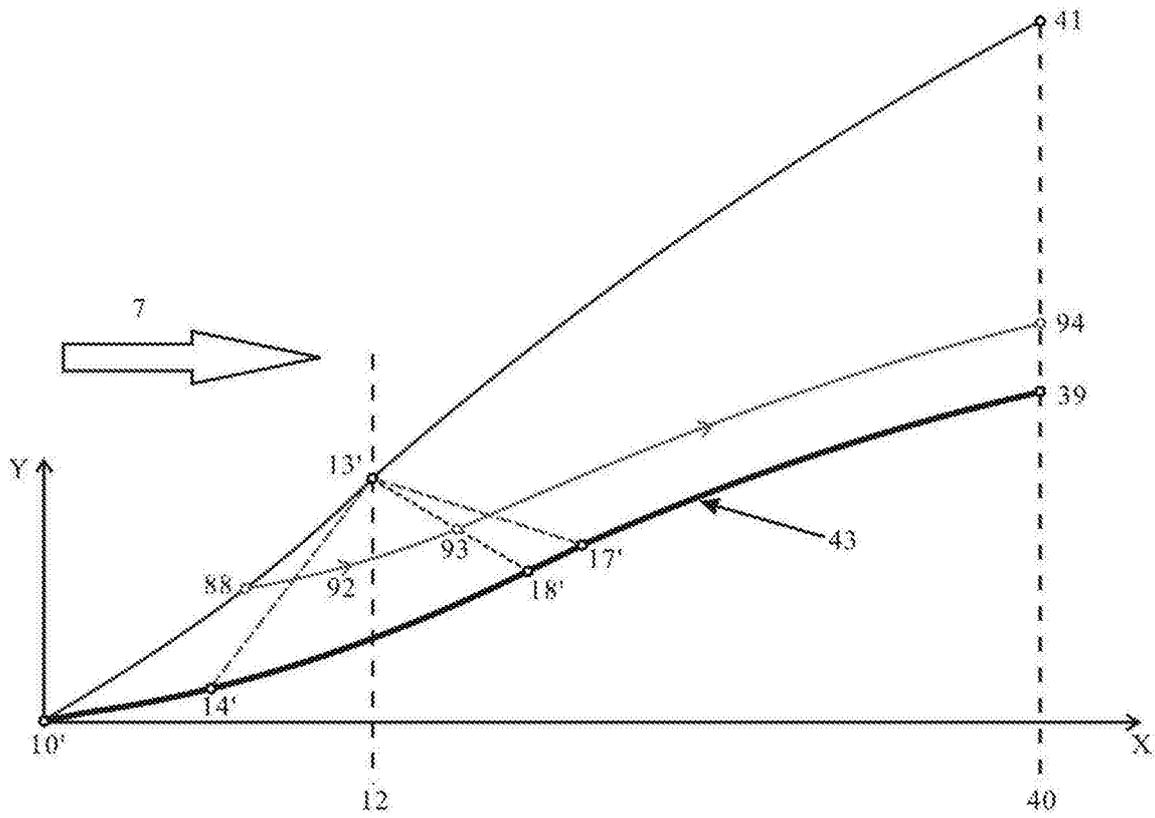


图18