

给定前缘线平面形状的密切锥乘波体设计方法¹⁾刘传振* 白鹏^{*,2)} 王骥飞[†] 刘强*

*(中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

[†](西北工业大学航空学院, 西安 710072)

摘要 乘波体因其高超声速阶段的高升阻比性能成为目前研究的热点,但其本身的诸多性能缺陷限制了其在工程中的实际应用.密切锥乘波体设计是目前应用较广的乘波体外形设计方法,具有较高的灵活性和生成效率.本文以弥补乘波体性能缺陷,提高乘波体设计灵活性为目的,拓展了密切锥乘波体设计方法,推导设计方法中激波出口型线、流线追踪起始线与平面形状轮廓线之间的几何关系,并使用一个微分方程组给出了具体的数学表达,奠定了定平面形状乘波体设计的理论基础.通过介绍此微分方程组的数值求解过程,并分析应用此关系的注意事项,本文提出了给定前缘线平面形状的密切锥乘波体设计方法.根据此设计几何关系,以渐变前缘、弯曲前缘和双后掠等为例生成定平面形状乘波体外形,结合计算流体力学方法分析这几类外形的流场,通过流场分布与设计曲线的比较,说明通过此方法设计得到的乘波体外形保持了高超声速状态的乘波特性,并可以方便的控制平面形状,为提高乘波体的设计灵活性、改善性能缺陷提供了新的途径.

关键词 密切锥,乘波体,几何关系,定平面,渐变前缘

中图分类号: V211.5 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-18-368

OSCULATING-CONE WAVERIDER DESIGN BY CUSTOMIZING THE PLANFORM SHAPE OF LEADING EDGE¹⁾Liu Chuanzhen* Bai Peng^{*,2)} Wang Jifei[†] Liu Qiang*

*(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

[†](School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract The waverider has been the current research focus because of high lift to drag ratio in hypersonic state, while some deficiencies of waverider limit its practical application in engineering. Osculating-cone method is one of the most widely applicable waverider design methods for engineering, yielding much flexibility and efficiency. In order to remedy some of the deficiencies and improve the flexibility for waverider, the article extends the application of the osculating-cone waverider design method, conducting the geometric relationships among the inlet capture curve, flow capture tube and planform contour line, expressed by a differential equation set. The equation set lays a solid foundation for the planform-controllable waverider design. By introducing the numerical solving strategy for the differential equation set, combining with some solving tips, the osculating-cone waverider design by customizing the planform shape of leading edge is proposed. Three validation cases are generated in the article including the gradually varied leading edge, "S" leading edge and double swept planforms from the osculating-cone waverider by customizing the planform shape of the

2018-11-08 收稿, 2018-12-28 录用, 2018-12-28 网络版发表.

1) 国家自然科学基金资助项目 (11672281).

2) 白鹏, 研究员, 主要研究方向: 气动外形设计. E-mail: baipengaero@163.com

引用格式: 刘传振, 白鹏, 王骥飞, 刘强. 给定前缘线平面形状的密切锥乘波体设计方法. 力学学报, 2019, 51(4): 991-997

Liu Chuanzhen, Bai Peng, Wang Jifei, Liu Qiang. Osculating-cone waverider design by customizing the planform shape of leading edge. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, 51(4): 991-997

leading edge. Using computational fluid dynamics method, the flow fields of these three configurations are calculated and analyzed. Results suggested that the hypersonic wave-riding performance maintenances for the waverider since the shock wave obtained from CFD matches well with the design curve and high lift to drag ratio is remained as traditional waverider. The method and the CFD results indicate that it permit us to customize the planform of waverider conveniently and efficiently. The geometric relationships expressed by a differential equation set provide a novel idea to improve the flexibility and remedy some of the deficiencies of waverider.

Key words osculating-cone, waverider, geometric relationships, planform-controllable, gradually varied leading

引 言

21 世纪以来, 水平起降高超声速运载器和巡航飞行器的发展不断提上日程, 成为降低运载成本、实现全球打击的新方向^[1-2]. 水平起降的高超声速飞行器要求从地面起飞, 历经低、跨、超、高超等多个速域和空域, 设计难度很大. 目前常用的构型包括细长体^[3]、组合体^[4]、融合体^[5-6]、升力体^[7]等, 高超声速性能有限, 各国还未提出切实可行的布局方案.

乘波体布局利用了超声速流动的双曲特性, 通过附着激波阻止气流泄露, 可以在高超声速状态下保持一个非常高的升阻比^[8], 成为了目前乃至未来高超声速飞行器设计的优选构型之一. 但因为低速性能差^[9]、纵向稳定性不好^[10]等缺陷, 乘波体的工程实用性差, 应用于运载器或高超声速巡航飞行器的案例非常少, 未能充分发挥乘波体的性能优势.

传统的乘波体, 比如楔形流^[11]/锥形流^[12]乘波体、三维流场乘波体^[13-14]以及密切锥方法^[15-16]等设计方法, 都是从已有的激波形状或流场出发, 通过追踪流线生成乘波面. 乘波体的外形根据设计方法中的设计曲线结合流场获得, 难以自由指定. 然而飞行器的外形, 尤其是平面形状, 对飞行器的气动性能有较大的影响, 例如减小后掠角可提高低速性能^[17]、增加边条翼^[18]提高飞行器大迎角的高升力、增大后体面积改善纵向稳定性等. 因此, 通过对平面形状的定制设计乘波体外形是乘波体设计的重要研究方向, 从 20 世纪 70 年代开始, Starkey 等^[19]根据楔形/锥导乘波体开展了初步工作, 但提出的乘波体外形性能和容积有限, 未能持续发展下去. 2005 年开始, 美国洛马公司的 Rodi^[20-21]从密切锥方法出发, 提出了定后掠角乘波体的概念, 为定平面乘波体的设计提供了新的思路.

本文从密切锥方法出发, 推导了密切锥方法的全域性关系, 给出了数值求解过程, 建立了定平面乘波体设计的理论基础, 并给出算例验证设计方法,

为扩大乘波体的设计灵活性, 改善其性能缺陷提供了理论依据.

1 密切锥乘波体中的设计几何关系

1.1 几何关系推导

密切锥乘波体方法由给定的激波出口形状拟合流场, 进而生成乘波体外形. Sobieczky 等^[15-16]提出的密切锥理论假定: (1) 每个密切面内流场的激波与指定的激波形状一致; (2) 相邻密切面内的横向流动足够小. 在密切锥方法中, 有两条设计曲线, 一条是激波出口型线 (inlet capture curve, ICC), 决定了激波的出口形状; 另一条为流线追踪起始线 (flow capture tube, FCT), 表示流线追踪的起始投影线.

密切锥乘波体设计方法如图 1(a) 所示^[15], A 点为 ICC 上的一点, AA' 为 ICC 上过 A 点的垂面, 定义为密切平面, A' 为曲率中心, D 点为 FCT 上的一点, 它由 AA' 与 FCT 相交得到, C 点为密切锥壁上的一点, B 点为流线追踪得到的乘波体下表面对应点. 在密切平面内, 使用与锥导乘波体设计方法一致的流线追踪方法生成乘波面, 以密切平面 AA'

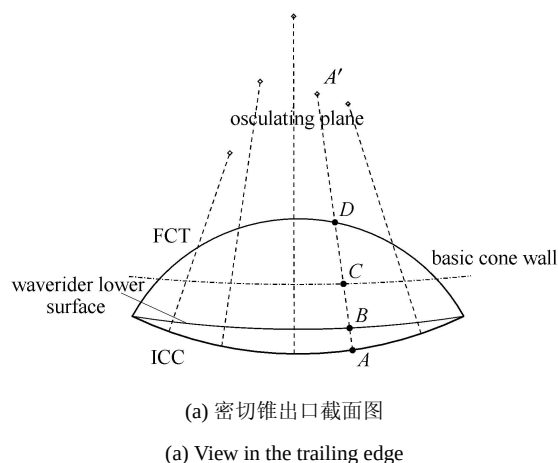
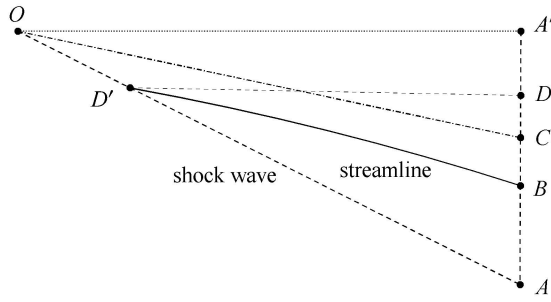


图 1 密切锥乘波体设计示意图

Fig. 1 Design views of the osculating-cone method



(b) 密切面内流动示意图

(b) Flow in one osculating plane

图 1 密切锥乘波体设计示意图 (续)

Fig. 1 Design views of the osculating-cone method (continued)

为例, 图 1(b) 所示, O 为锥形流的圆锥顶点, OC 为锥面, OA 为激波, D' 为 D 点在激波上的投影点, $D'B$ 为锥形流中的流线, 每个密切面的流线组合起来就是密切乘波面。

密切锥乘波体可以看作是一系列密切平面内子乘波体外形的组合, 在这里取任意一个密切平面为例推导几何关系式。如图 2 所示, 后视图中, G 为 ICC 曲线上的任意一点, 切线倾角为 δ_1 , 过 G 点作 ICC 的当地垂线, 交 FCT 曲线于 F 点, 切角为 δ_2 。俯视图中 PLF 曲线为平面形状轮廓线, 即乘波体前缘轮廓线在俯视平面的投影。 F' 点为 F 点在 PLF 上的对应点, 横坐标位置相同。 F' 点的切角为前缘后掠角

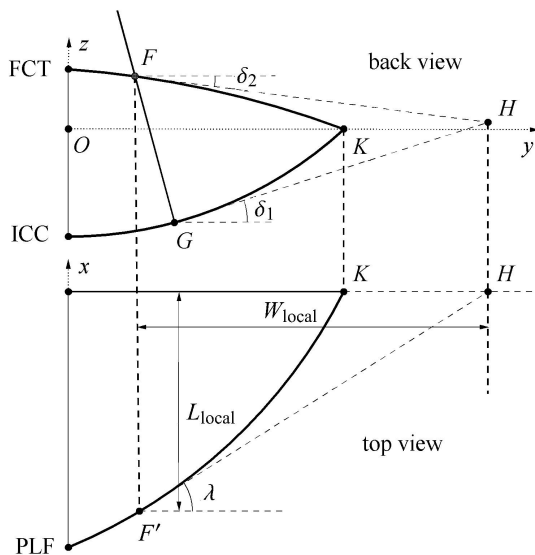


图 2 密切锥乘波体设计几何图

Fig. 2 View for the geometric relationships of the osculating-cone waverider

λ . 坐标系选择为标准坐标系, 以 y 坐标为自变量, ICC, FCT 和 PLF 可由 3 个方程 $c(y)$, $f(y)$ 和 $p(y)$ 表示。

根据密切面的定义, 存在关系式

$$\frac{f(y_F) - c(y_G)}{y_F - y_G} = -\frac{1}{c^{(1)}(y_G)} \quad (1)$$

其中, y_F, y_G 为 F 和 G 点的 y 坐标, 上标 (1) 代表一阶导数。

此子乘波体的长度和宽度分别为 L_{local} 和 W_{local} , 根据前缘后掠角的定义, 有

$$\tan \lambda = L_{\text{local}} / W_{\text{local}}$$

每个密切面中, 流动根据其当地的曲率半径选择相应尺度的拟二维锥形流动^[22], 如果曲率半径无穷大, 则使用二维楔形流动。设定每个密切平面中的流动激波角 β 都相同, 且锥形流或楔形流动中激波都是直线, 因此

$$\overline{FG} = L_{\text{local}} \tan \beta$$

δ_1 和 δ_2 的正负与 ICC 和 FCT 的当地切率一致, 因此 $\angle FHG = \delta_1 - \delta_2$ 。直角三角形 FHG 中存在几何关系

$$\overline{FH} = \frac{\overline{FG}}{\sin(\delta_1 - \delta_2)} = \frac{W_{\text{local}}}{\cos \delta_2}$$

整理以上 3 个关系式, 得到

$$\frac{\cos \delta_2}{\sin(\delta_1 - \delta_2)} = \frac{1}{\tan \lambda \tan \beta} \quad (2)$$

根据 $f(y)$, $c(y)$ 和 $p(y)$ 的定义, 存在另外 3 个关系式

$$\tan \delta_1 = c^{(1)}(y_G) \quad (3)$$

$$\tan \delta_2 = f^{(1)}(y_F) \quad (4)$$

$$\tan \lambda = p^{(1)}(y_{F'} = y_F) \quad (5)$$

方程组 (1)~(5) 即为密切锥方法的几何关系, 其边界条件为三条曲线的交汇点 K , 即 $f(y) = c(y) = p(y)|_{y=y_K}$, y_K 为半展长。可统一整理为

$$\frac{f(y_F) - c(y_G)}{y_F - y_G} = -\frac{1}{c^{(1)}(y_G)} \quad (6a)$$

$$\frac{\cos(\delta_2)}{\sin(\delta_1 - \delta_2)} = \frac{1}{\tan \lambda \tan \beta} \quad (6b)$$

$$\tan \delta_1 = c^{(1)}(y_G) \quad (6c)$$

$$\tan \delta_2 = f^{(1)}(y_F) \quad (6d)$$

$$\tan \lambda = p^{(1)}(y_{F'} = y_F) \quad (6e)$$

$$f(y) = c(y) = p(y)|_{y=y_K} \quad (6f)$$

此关系虽然是在单一密切面内推导得到,但在乘波体全部展长范围内均成立.

1.2 几何关系求解

微分方程组 (6) 建立了密切锥乘波体的设计参数 ICC 和 FCT 与外形平面形状 PLF 之间的几何关系. 观察此方程组, $y_F, y_G, \delta_1, \delta_2, \lambda$ 为 5 个未知数, β 为已知的流场激波角, 根据微分方程理论只要已知函数 f, c, p 中的 2 个, 第 3 个就可以求出. 存在如下 3 种情况: (1) 已知 f 和 c , 求 p . 此种情况即为传统的密切锥乘波体设计方法, 根据此方程即可预估平面形状轮廓线 p ; (2) 已知 f 和 p , 求 c . 当乘波体上表面通过自由流面生成时, f 曲线为出口处上表面型线, 也是乘波体轮廓线在 $y-z$ 平面的投影, 而 p 为乘波体轮廓线在 $x-y$ 平面的投影, 因此这种为通过外形的前缘轮廓线生成乘波体外形; (3) 已知 p 和 c , 求 f . 在密切锥方法中, c 决定了乘波体生成的基准流场, 此种情况可看作是已知乘波体的平面形状和基准流场设计外形.

方程 (6) 是一个狄利克雷问题, 解析求解比较困难, 可以采取数值方法推进求解, 下面以已知 $f(y)$ 和 $p(y)$ 求 $c(y)$ 为例说明求解过程:

(1) 从边界 y_K 出发向 $y_F = 0$ (即对称面) 推进, 在边界处 $y_G = y_F = y_K$, $c(y_G) = f(y_F)|_{y_F=y_K}$.

(2) 已知 $c(y)$ 上的前一个推进点 $(y_{G0}, c(y_{G0}))$, 取推进步长 Δy , 得到 $y_F = y_F - \Delta y$, 求此时对应的 $(y_G, c(y_G))$. 根据式 (6d) 求得 δ_2 , 式 (6e) 求 λ , 式 (6b) 求得 δ_1 , 式 (6c) 求 $c^{(1)}(y_G)$. 根据微分法则, 离散 $\tan \delta_1 = c^{(1)}(y_G)$ 可以得到 $\frac{c(y_G) - c(y_{G0})}{y_G - y_{G0}} = c^{(1)}(y_G)$, 联立式 (6a) 即可求得 $(y_G, c(y_G))$.

(3) 重复步骤 (2) 不断向内推进, 一直到 $y_F = 0$ 为止. 这样 $c(y)|_{y=[0, y_K]}$ 就可以离散点的形式给出, 步长选择 $\Delta y = \frac{y_K}{1000}$ 左右为宜.

方程组 (6) 和数值求解方法给出了定制平面形状设计乘波体外形的途径, 在实际应用中需要注意几个技术问题的实现:

(1) 此方程组没有给出曲率的影响, ICC 的曲率决定了密切平面内轴对称流场的大小, 已知 PLF 求解 ICC 时可能存在曲率突变或符号相反等问题. 当某区域曲率突变时, 可以设定曲率光滑过渡; 当局部曲率为负时, 密切面内可以使用轴对称内流^[23-24]替代.

(2) 在给定 PLF 设计时, 一般要求 PLF 曲线二次可导. 如果存在二次不可导的区域, 需要在这些地方设置奇点, 采用曲率渐变处理, 否则数值求解时可能推进求解不下去.

(3) 几何关系 (6) 没有考虑乘波体的厚度分布, 外形下表面的厚度分布与激波角 β 直接相关. 每个密切面内激波角相等, 可以通过设定激波角大小生成所需厚度的外形.

(4) PLF 曲线在对称轴处需要设定切率为 0, 保证乘波体外形在对称面处的光滑连接.

(5) 当设计尖头乘波体时, 给定 PLF 和 FCT 求解 ICC, ICC 曲线推进不到对称面处. 这是因为当 PLF 在前缘为尖点时, 流线会汇集到前缘点. 此时, 可以在 ICC 的对称面处增加一段圆弧, 圆心为 FCT 在对称面上的交点, 半径为 $L_{\text{total}} \tan \beta$.

2 应用算例

2.1 渐变后掠外形: 给定 f 和 p , 求 c

第一个算例由给定的 PLF 和 FCT 曲线, 生成密切锥乘波体. 简单起见, 给定 FCT 为水平直线, 即 $f(y) = 0$; 平面形状轮廓线 PLF 设定为一条从头部到尾部当地后掠角线性减小的曲线, 即

$$p^{(1)}(y) = \tan[y(\lambda_n - \lambda_0)/s + \lambda_0]$$

$$y \in [0, s], \lambda_0 > \lambda_n$$

其中, λ_0 为 PLF 在头部的当地后掠角, λ_n 为 PLF 在尾部的后掠角, s 代表外形宽度. 积分 $p^{(1)}(y)$, 得到 $p(y)$ 表达式如下

$$p(y) = -\frac{1}{a} \ln(\cos(ay + b)) + c, y \in [0, s]$$

$$\text{其中 } a = \frac{\lambda_n - \lambda_0}{s}, b = \lambda_0, c = \frac{1}{a} \ln(\cos b).$$

设计状态 $H = 30 \text{ km}$, $Ma = 6$, 设定 $\lambda_0 = 70^\circ$, $\lambda_n = 20^\circ$, 宽度 $s = 6.0$, 将 $f(y)$ 和 $p(y)$ 代入微分方程组 (6) 数值求解 ICC 的表达式 $c(y)$. 因为 PLF 头部尖锐, 数值求 ICC 时无法推进到对称面处, 因此增加一段圆弧, 如图 3(b) 中所示的 ICC Seg1, 与数值计算得到的 ICC Seg2 一起构成 ICC. 结合密切锥方法利用 $c(y)$ 和 $f(y)$ 生成乘波体, 此乘波体外形的平面形状轮廓线 PLF 就是当地后掠角由头部 70° 线性减小到 20° 的曲线 $p(y)$.

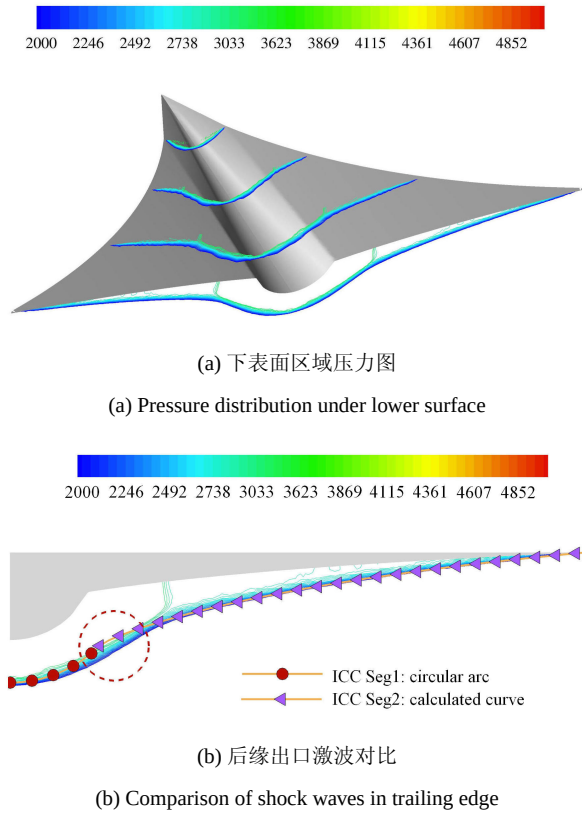


图 3 已知 FCT 和 PLF 设计的乘波体

Fig. 3 The waverider from known FCT and PLF

使用计算流体力学 (CFD) 数值求解 N-S 方程分析乘波体的气动性能. 使用分区结构化网格, 无黏通量采用 Roe 格式^[25] 计算, 有权重格林-高斯公式重构方法获得空间二阶精度, 梯度限制器选取改进的 Barth 限制器^[26], 以消除计算中间断附近的数值过冲和振荡, 同时应用基于压力辅助限制器的局部熵修正方法避免非物理解^[27]. 黏性通量采用二阶中心格式计算. 湍流模型采用在工程上广泛应用的 Menter SST $k-\omega$ 两方程模型^[28]. 时间方向采用二阶精度双时间步方法, LU-SGS 隐式推进求解^[29].

升阻比 6.21, 容积率 0.113. 图 3 给出了乘波体外形以及 CFD 计算得到的压力分布, 从图 3(a) 可以看到, 激波附着于下表面, 乘波效应明显; 图 3(b) 给出了 ICC 与后缘截面激波的对比, 可以看到 CFD 计算得到的激波与 ICC 基本吻合, 只是在 Seg1 和 Seg2 接合的地方有差距, 说明设计方法有效.

2.2 弯曲前缘外形: 给定 c 和 p , 求 f

第 2 个算例以给定的 PLF 和 ICC 设计乘波体外形, 在这个算例中, PLF 和 ICC 均由三次曲线表示. PLF 的表达式 $p(y)$ 可由首末两点的位置和斜率

决定, 即

$$\left. \begin{aligned} p(0) &= 0 \\ p^{(1)}(0) &= \tan \lambda_0 \\ p(s) &= l \\ p^{(1)}(s) &= \tan \lambda_n \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

其中, λ_0 和 λ_n 分别是头部和尾部的当地前缘后掠角, s 为宽度, l 为长度.

ICC 的表达式 $c(y)$ 也由首末两点的位置和斜率决定, 即

$$\left. \begin{aligned} c(0) &= z_0 \\ c^{(1)}(0) &= \tan \theta_0 \\ c(s) &= z_n \\ c^{(1)}(s) &= \tan \theta_n \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

其中, z_0, z_n 为 $c(y)$ 在首末两点的 z 坐标, θ_0 和 θ_n 为 $c(y)$ 在首末两点的当地切率.

具体取 $s = 6.0, l = 5.0$, PLF 头部取圆钝, $\lambda_0 = 0^\circ, \lambda_n = 20^\circ; z_0 = -1, z_n = 0, \theta_0 = 0^\circ, \theta_n = 2^\circ$; 已知 $p(y)$ 和 $c(y)$ 的表达后, 结合微分方程组 (6) 数值求解 FCT 的表达函数 $f(y)$, 然后结合密切锥方法使用 $c(y)$ 和 $f(y)$ 生成乘波体外形. 此外形的平面形状轮廓线就是表达式 (8) 决定的三次多项式, 如图 4(a), 类似 S 形前缘.

CFD 计算得到此外形的升阻比为 6.32, 容积率为 0.113. 图 4(a) 给出了乘波体下表面区域的压力分布, 可以看到具有明显的乘波特性; 如图 4(b) 所示, 给定的 ICC 曲线 (pre-defined ICC) 与 CFD 计算得到的激波吻合良好, 说明设计方法的有效性; 当上表面使用自由流追踪流线生成时, 上表面后缘曲线的投

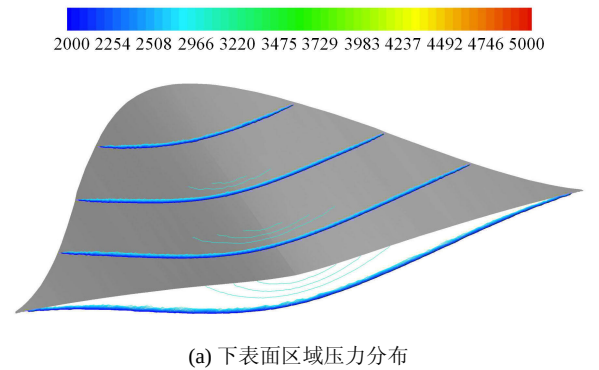
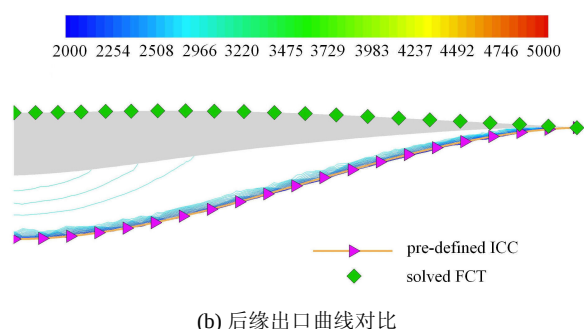


图 4 已知 PLF 和 ICC 设计的乘波体

Fig. 4 The waverider from known PLF and ICC



(b) 后缘出口曲线对比

(b) Comparison of shock waves in trailing edge

图 4 已知 PLF 和 ICC 设计的乘波体 (续)

Fig. 4 The waverider from known PLF and ICC (continued)

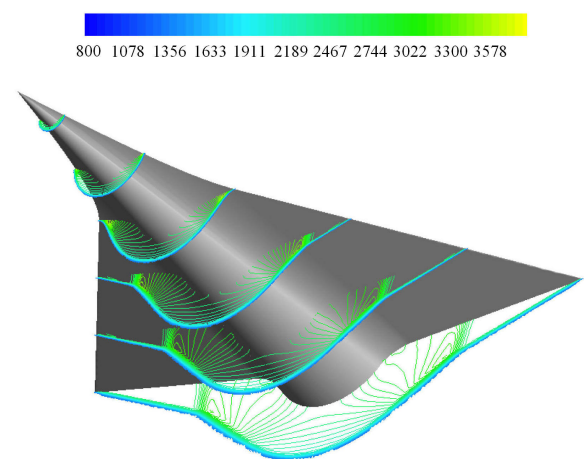
影就是 FCT 曲线, 从图中也可以看到数值求解微分方程组 (6) 得到的 FCT(solved FCT) 与乘波体上表面后缘曲线一致。

2.3 双后掠外形

笔者在前期工作中借助非均匀有理 B 样条设计过双后掠乘波体外形^[30], 采用数值求解方程组 (6) 的方式, 可以更为方便的设计生成双后掠乘波体。

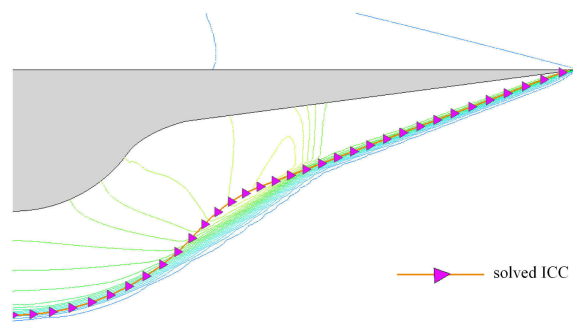
在这个算例中, PLF 曲线是由离散点组成的尖头双后掠前缘线, 内外段后掠角分别为 75° 和 50° , FCT 为水平直线, 设计状态 $Ma = 8$, $H = 30$ km, 锥形流激波角 12° , 求解方程组 (6) 得到 ICC, 进而生成乘波体外形。

图 5(a) 给出了乘波体外形和不同横截面的压力分布。乘波体前缘曲线就是事先指定的 PLF 曲线, 激波附着于下表面前缘, 阻止了气流泄露。此外形的升阻比为 5.6, 保持了高超声速状态的高升阻比特性。图 5(b) 中 “solved ICC” 表示数值求解方程组 (6) 得到



(a) 下表面压力分布

(a) Pressure distribution under lower surface



(b) 后缘出口激波对比

(b) Comparison of shock waves in trailing edge

图 5 尖头双后掠乘波体

Fig. 5 The double swept waverider with cusp head

的 ICC 曲线, 可以看到所生成的乘波体流场激波与设计激波吻合较好, 但在某些曲率变化较大的地方仍有出入, 原因可能是由于曲率变化较大的区域横向流动较强, 而密切锥方法忽略横向流动, 其具体原因还需要进一步研究。此外形的设计初衷是为了使用涡效应^[31]改善低速性能, 在海平面 $Ma = 0.4$ 工况计算气动性能, 低速升阻比为 4.3, 高于单后掠乘波体外形 (后掠角 65°) 的 3.1。

双后掠布局增大了飞行器的后部的面积, 可以提高纵向稳定性。高超声速状态下, 气动焦点的位置在距前缘驻点 70.7% 的飞行器全长处, 位置相对靠后, 这对提高飞行器的纵向稳定性是有利的, 使我们设定飞行器的质心更加容易。

3 结 论

本文推导密切锥乘波体中的几何设计关系, 并使用一个微分方程组表示, 建立了给定前缘线平面形状的密切锥乘波体设计方法。以前缘渐变、曲前缘和双后掠外形为例, 分析流场, 验证设计方法的有效性, 结果说明该设计方法生成的乘波体保持了下表面压力不外泄的乘波特性, 又可以根据工程需求选取所需的平面型线, 提高了乘波体的设计灵活性。研究还有部分工作需要进一步分析, 包括:

(1) 本方法得到的微分方程组可以数值求解得到, 未来将探索能否通过参数化方法表达设计曲线, 进而得到解析解。

(2) 未来工作中将评估曲率分布对乘波体性能的影响, 指导 ICC 求解中的曲率设定和密切面内流场的选择。

(3) 目前所给算例主要针对巡航类高超声速飞行

器. 飞行器在不同状态下的布局原理不同, 高超声速以下表面压力不泄露为原理, 低速主要应用上表面涡升力, 如何兼顾需要深入分析.

(4) 此类乘波体在高空 (≥ 50 km) 高速滑翔飞行器中的应用需要进一步研究, 目前生成的某些外形横向导数不连续, 可能使摩擦阻力增大, 需要额外注意.

参 考 文 献

- Hollis BR, Thompson RA, Murphy KJ, et al. X-33 Aerodynamic computations and comparisons with wind tunnel. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(5): 684-686
- Letchworth G. X-33 reusable launch vehicle demonstrator, spaceport and range. AIAA Paper 2011-7314, 2011
- Longstaff R, Bond A. The SKYLON Project. AIAA Paper 2011-2244, 2011
- 赵金山, 张志刚, 石义雷等. 高超声速飞行器气动热关联换算方法研究. *力学学报*, 2018, 50(5): 1235-1245 (Zhao Jinshan, Zhang Zhigang, Shi Yilei, et al. Research on the conversion method of aeroheating environment of hypersonic vehicle. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(5): 1235-1245 (in Chinese))
- Bowcutt K. The Hypersonic space and global transportation system: A concept for routine and affordable access to space. AIAA 2011-2295, 2011
- Keidel P, Geonda M, et al. A blended wing aircraft configuration design project. NASA Report, 1988
- 叶友达, 张涵信, 蒋勤学等. 近空间高超声速飞行器气动特性研究的若干关键问题. *力学学报*, 2018, 50(6): 1292-1310 (Ye Youda, Zhang Hanxin, Jiang Qinxue, et al. Some key problems in the study of aerodynamic characteristics of near-space hypersonic vehicles. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(6): 1292-1310 (in Chinese))
- Kossira H, Bardenhagen A, Heize W. Investigations on the potential of hypersonic waveriders with the integrated aircraft design program PRADO-HY//Munich Germany: AIAA/DGLR 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, 1993
- 王发民, 丁海河, 雷麦芳. 乘波布局飞行器宽速域气动特性与研究. *中国科学 (E 辑: 技术科学)*, 2009, 39(11): 1828-1835 (Wang Famin, Ding Haihe, Lei Maifang. Aerodynamic characteristics research on wide-speed range waverider configuration. *Sci China Ser E-Tech Sci*, 2009, 52(10): 2903-2910 (in Chinese))
- 贾子安, 张陈安, 王柯穆等. 乘波布局高超声速飞行器纵向静稳定特性分析. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44: 1114-1122 (Jia Zian, Zhang Chen'an, Wang Kemu, et al. Longitudinal static stability analysis of hypersonic waveriders. *Sci China Ser E-Tech Sci*, 2014, 44: 1114-1122 (in Chinese))
- Nonweiler TR. Aerodynamic problems of manned space vehicles. *Journal of Royal Aeronautical Society*, 1959, 63(1): 521-530
- Jones JG, Moore KC, Pike J, et al. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds using axisymmetric flow field. *Archive of Applied Mechanics*, 1968, 37(1): 56-72
- Lobbia MA, Suzuki K. Experimental investigation of a Mach 3.5 waverider designed using computational fluid dynamics. *AIAA Journal*, 2015, 53(6): 1590-1601
- 陈冰雁, 刘传振, 纪楚群. 基于激波装配法的乘波体设计与分析. *空气动力学学报*, 2017, 37(3): 11-22 (Chen Bingyan, Liu Chuazhen, Ji Chuqun. Design and analysis of the waverider based on the shock-fitting method. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 37(3): 11-22 (in Chinese))
- Sobieczyk HC, Dougherty FK. Hypersonic waverider design from given shock wave. 1st International Waverider Symposium, 1990
- Sobieczyk H, Stroeve JC. Generic supersonic and hypersonic configurations. AIAA 1991-3301, 1991
- Charles EC, Dennis BF, Lawrence DH. Aerodynamic performance and flow-field characteristics of two waverider-derived hypersonic cruise configurations. AIAA-95-0736, 1995
- Miller DS, Wood RM. Lee-side flow over delta wings at supersonic speed. NASA TP-2430
- Starkey RP, Lewis MJ. Analytical off-design lift-to-drag-ratio analysis for hypersonic waveriders. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1990, 37(5): 684-691
- Rodi EP. The osculating flowfield method of waverider geometry generation, AIAA Paper 2005-0511, 2005
- Rodi EP. Geometrical relations for osculating cones and osculating flowfield waveriders. AIAA Paper 2011-1188, 2011
- 崔凯, 徐应洲, 肖尧等. 乘波体压缩面变化对其气动性能影响分析. *力学学报*, 2017, 49(1): 75-83 (Cui Kai, Xu Yingzhou, Xiao Yao, et al. Effect of compression surface deformation on aerodynamic performance of waveriders. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(1): 75-83 (in Chinese))
- Molder S. Internal, axisymmetric, conical flow. *AIAA Journal*, 1967, 5(7): 1252-1255
- 贺旭照, 倪鸿礼. 密切内锥乘波体设计方法和性能分析. *力学学报*, 2011, 43(5): 803-808 (He Xuzhao, Ni Hongli. Osculating inward turning cone waverider design methods and performance analysis. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, 43(5): 803-808 (in Chinese))
- Roe PL. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43: 357-372
- Venkata Krishnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions. AIAA Paper 93-0880, 1993
- Kermani MJ, Plett EG. Modified entropy correction formula for the roe scheme. AIAA Paper 2001-0083, 2001
- Menter FR. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605
- Wang ZJ, Chen RF. Fast, block lower-upper symmetric gauss-seidel scheme for arbitrary grids. *AIAA Journal*, 2000, 38(12): 2238-2245
- 刘传振, 白鹏, 陈冰雁. 双后掠乘波体设计及性能优势分析. *航空学报*, 2017, 38(6): 12808 (Liu Chuazhen, Bai Peng, Chen Bingyan. Design and property advantages analysis of double swept waverider. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 28(6): 12808 (in Chinese))
- 林孟达, 崔桂香, 张兆顺等. 飞机尾涡演变及快速预测的大涡模拟研究. *力学学报*, 2017, 49(6): 1185-1200 (Lin Mengda, Cui Guixiang, Zhang Zhaoshun, et al. Large eddy simulation on the evolution and the fast-time prediction of aircraft wake vortices. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(6): 1185-1200 (in Chinese))