

# 前缘水平投影可控的乘波体设计方法研究

李永洲<sup>1</sup>, 李光熙<sup>1</sup>, 张堃元<sup>2</sup>, 孙迪<sup>3</sup>

- (1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100;  
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;  
3. 西安航天动力技术研究所, 陕西 西安 710025)

**摘要:** 结合流线追踪技术和密切面混合函数提出了一种前缘水平投影可控的乘波体设计方法, 并完成了前缘水平投影为超椭圆的乘波体 (Waverider-F) 和超椭圆前缘转超椭圆后缘的乘波体 (Waverider-FT) 设计。二者具有较高的容积效率, 前缘对应的轴向投影近似为余弦曲线。通过数值仿真验证了设计方法的有效性, 设计点时 Waverider-F 的乘波特性良好且保持了基准流场的特点, Waverider-FT 前部完全乘波, 后部两侧诱导激波使流场变形且形成高压区, 接力点时二者的乘波特性也较好。另外, 二者具有较高的升阻比和预压缩效率, 设计点时无粘升阻比分别为 3.46 和 2.88。与 Waverider-F 相比, Waverider-FT 的升力、阻力和出口增压比都明显增加, 而升阻比、俯仰力矩和出口总压恢复系数降低。有粘条件下, 设计点的升阻比由 2.91 降为 2.41, 对应的出口总压恢复系数降低了 5.8%。

**关键词:** 乘波体; 投影形状; 流线追踪; 混合函数; 密切面

**中图分类号:** V221-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2017)05-0020-09

## Design method of waverider with controlled horizontal projection of leading edge

LI Yongzhou<sup>1</sup>, LI Guangxi<sup>1</sup>, ZHANG Kunyuan<sup>2</sup>, SUN Di<sup>3</sup>

- (1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;  
2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
3. Xi'an Institute of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** A design method of waverider with controlled horizontal projection of leading edge is proposed in combination with streamline tracing technique and blend function of osculating plane, with which the waveriders with hyper elliptic horizontal projection of leading edge (Waverider-F) and with hyper elliptic leading edge to hyper elliptic trailing edge transition (Waverider-FT) are designed. Both of them are of high volume ratio and their corresponding axial projection of leading edges

收稿日期: 2017-04-11; 修回日期: 2017-05-17

基金项目: 国家自然科学基金 (11702205)

作者简介: 李永洲 (1984—), 男, 博士, 研究领域为高超声速组合发动机设计

is approximate to cosine curve. The effectiveness of the design method was validated by numerical simulation. For design point, Waverider-F has good waverider characteristics and keeps the feature of reference flow field. The forepart of Waverider-FT is a complete waverider, but the flow field is transfigured by both sides' induced shock of rear part and exists high pressure region. Their waverider characteristics are also good at relay point. Moreover, they are of high lift-drag ratio and pre-compression efficiency. Under inviscid condition, their lift-drag ratios are 3.46 and 2.88 for design point. In comparison with Waverider-F, the lift force, drag force and exit compression ratio of Waverider-FT are significantly increased, and the lift-drag ratio, pitching moment and exit total pressure recovery coefficient are decreased. Under viscous condition, the lift-drag ratio at the design point decreases from 2.91 to 2.41, its corresponding exit total pressure recovery coefficient reduces 5.8%.

**Keywords:** waverider; projection shape; streamline tracing; blend function; osculating plane

## 0 引言

目前, 高超声速飞行器的气动布局主要有升力体、旋成体、翼身融合体和乘波体四类<sup>[1]</sup>, 其中乘波体以其具有的性能和反设计等优势, 逐渐成为当前的研究热点<sup>[2-3]</sup>。

自 1959 年 Nonweiler<sup>[4]</sup>提出“ $\wedge$ ”型乘波体以来, 乘波体从早期的简单构型逐渐发展为各种复杂构型, 其基准流场也从二维流场发展到复杂的三维流场。Jones 等<sup>[5]</sup>基于圆锥流场设计的锥导乘波体有效提高了容积率。但是, 这种方法设计的乘波体激波形状固定且升阻比较小, Sobieczky 等<sup>[6]</sup>提出了吻切锥方法生成乘波体可以指定激波的形状, 将三维流动通过二维轴对称流动来近似, 极大地提高了设计的灵活性。考虑到曲面压缩的优势, 曲面内锥形<sup>[7]</sup>和外锥形基准流场<sup>[8]</sup>被应用到乘波体设计中。除了二维基准流场, 一些简单的三维基准流场也被研究, 比如倾斜圆锥、椭圆锥<sup>[9]</sup>和楔锥组合体流场<sup>[10]</sup>等。随着数值仿真技术的进一步发展, 更多复杂的三维基准流场被研究, 如引入激波装配法计算的钝头椭圆锥体和组合尖锥体等<sup>[11]</sup>。此外, 随着乘波体从单纯的概念设计逐渐转向工程化, 国内外很多机构将上述设计方法发展为成熟的软件, 不但可以生成复杂形状的乘波体, 而且可以快速评估和优化<sup>[12]</sup>。

对于高超声速巡航飞行器, 需要经历宽域加速和高速巡航飞行阶段, 高速飞行和全程减阻提升要求飞行器具有大后掠翼特点, 而低速飞行又

要求飞行器具有大翼面以提供足够的升力, 高低速特性需要同时兼顾, 这给飞行器的设计带来严峻挑战。现代战斗机(如歼 10 和 F/A-18)广泛使用的大后掠三角翼和双三角翼在超声速飞行时, 气动阻力小, 升阻比大, 而且大攻角时可以产生非线性涡升力<sup>[13]</sup>。另外, 其翼面积大且刚度好, 可以选择较小的厚度来进一步减小波阻。在乘波体的设计中, 研究人员也充分借鉴了三角翼和双三角翼的优点。Rodi 等对定后掠密切锥乘波体和定后掠密切流场乘波体设计方法进行研究, 但是未交待详细的设计细节<sup>[14]</sup>。段延辉等<sup>[15]</sup>详细给出了一种定后掠前缘的密切锥乘波体设计方法并进行了多目标优化。该方法需要保证前缘对应的激波面和流动捕获管都是平面, 进而使前缘 FCT (Flow capture tube) 轴向投影为水平直线, ICC (Inlet Capture Curve) 为直线和直线相切的圆弧, 设计限制较多, 方法适应性较差。刘传振等<sup>[16]</sup>更进一步, 提出了双后掠密切锥乘波体设计概念。这两种方法本质相同, 后者只是将前者 ICC 的相切圆弧改为 B 样条曲线。虽然保证了外形的光滑过渡, 但是过渡区的处理存在问题, 与设计预期差别明显。此外, 飞行器方案设计阶段不但包括机翼和机身形状的确定, 而且也包括重要组件的布置, 如发动机、有效载荷、起落架和油箱等, 此时对飞行器水平投影(俯视图)的形状要求更加迫切, 而传统乘波体设计中指定前缘轴向投影(前视图)的方法受限较大。

基于上述研究, 本文提出了一种前缘水平投

影可控的乘波体设计方法,一方面直接给定水平投影的形状可以很容易满足飞行器对后掠角以及组件布置的要求,另一方面进一步提高设计的灵活性,前缘水平投影不用限制为定后掠角的直线,可以为变后掠角的任意光滑曲线或分段曲线,而且后缘型线也可以同时指定。文中基于马赫数可控的外锥形基准流场<sup>[8]</sup>,以前缘水平投影超椭圆为例介绍了乘波体的整个设计流程,通过数值仿真验证了设计方法并获得了设计点和非设计点的气动特性。

## 1 前缘水平投影可控的乘波体设计

采用反正切马赫数分布的外锥形弯曲激波基准流场可以在较短的距离上完成高效压缩,压缩效率远高于圆锥流场<sup>[8]</sup>。本文具体设计参数为型面设计马赫数  $Ma_i = 6.0$ 、捕获半径  $R_i = 0.25\text{m}$ 、前缘半锥角  $\delta_c = 7^\circ$ 。基准流场的结构如图 1 所示,总收缩比  $R_{ct} = 3.43$ ,出口增压比为 7.4 时总压恢复系数为 0.816,出口马赫数分布均匀且平均马赫数约为 4.10,长度  $L_b/R_i = 3.70$ 。

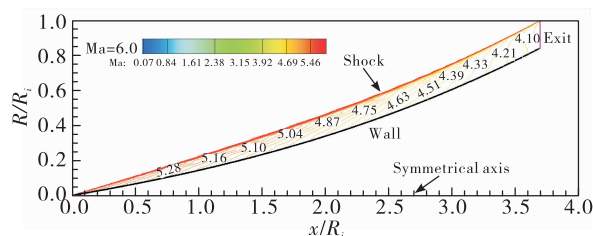


图 1 马赫数可控的外锥形基准流场

Fig. 1 External conical reference flow field with controlled Mach number distribution

在上述基准流场中,结合流线追踪技术和密切面混合函数完成前缘水平投影可控的乘波体设计,具体步骤如下:

步骤 1 根据飞行器总体的设计要求确定前缘水平投影,然后在马赫数可控外锥形基准流场中,从该前缘出发向下游追踪流线生成乘波体 Waverider-F 的下表面,上表面取自由流面。该方法与传统指定前缘轴向投影方法的主要区别在于流线需要按照轴向距离选取。

图 2 给出了前缘水平投影在基准流场中的相对位置,采用变后掠角的三角翼形,前缘 FCT 水

平投影为超椭圆曲线,长半轴为 490 mm,短轴为 200 mm,指数 1.1。该曲线可以改善低速起降时操作性能,后掠角从  $56^\circ$  增加为  $76^\circ$ 。 $D_F$  为超椭圆中心与锥尖的距离,  $D_F/R_i = L_b/R_i = 3.70$ 。图 2 中 Waverider-F 下表面(橙色区域)的前缘与指定前缘完全重合,与设计预期相符,初步证明了设计方法的有效性。

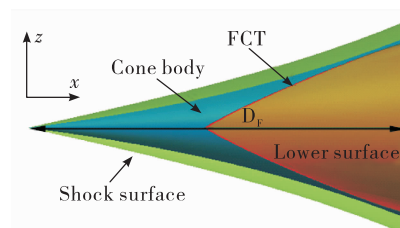


图 2 前缘水平投影在基准流场中的位置

Fig. 2 Location of horizontal projection of leading edge in reference flow field

图 3 给出了乘波体 Waverider-F 的三维型面,前缘对应的轴向投影近似为余弦曲线,而且后缘也是中间下凹两侧上凸的复杂曲线,两侧空间利用率低。

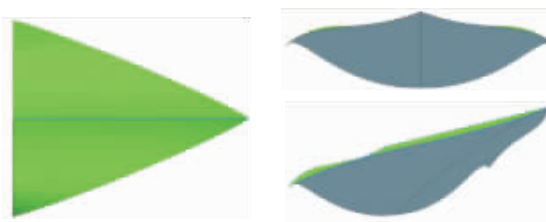


图 3 指定前缘的乘波体 (Waverider-F)

Fig. 3 Waverider with controlled leading edge

步骤 2 从指定的后缘(TCT, Trailing capture tube)出发向上游追踪流线生成乘波体 Waverider-T 下表面,上表面取自由流面。

为了提高 Waverider-F 两侧空间利用率并改善乘波体后部型面平整度以利于与进气道一体化设计,后缘也取为超椭圆曲线,见图 4,长半轴为 208 mm,短半轴为 75 mm,指数为 1.42。 $D_T$  为后缘超椭圆中心与外锥基准流场轴心的距离,  $D_T/R_i = 0.56$ 。

图 5 给出了 Waverider-T 的三维型面,对应的前缘轴向投影为 M 型曲线,水平投影也近似为超椭圆,但是乘波体下表面的前部变化剧烈。

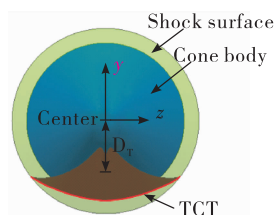


图 4 后缘轴向投影在基准流场中的位置

Fig. 4 Location of axial projection of trailing edge in reference flow field

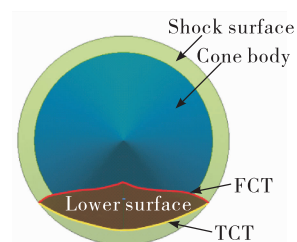


图 6 基准流场中前后缘前视图

Fig. 6 Front view of leading and trailing edges in reference flow field

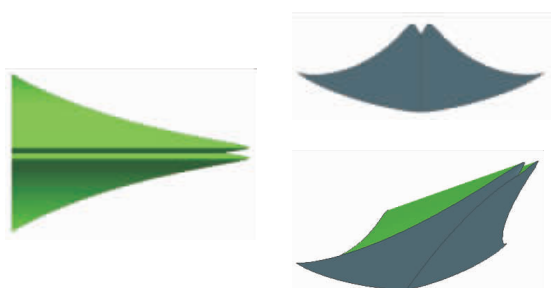


图 5 指定后缘的乘波体 (Waverider-T)

Fig. 5 Waverider with controlled trailing edge

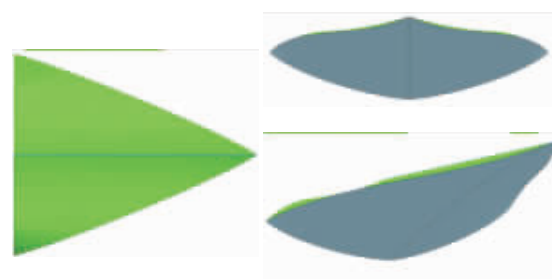


图 7 前后缘同时可控的乘波体 (waverider-FT)

Fig. 7 Waverider with controlled leading and trailing edges

步骤 3 将乘波体 Waverider-F 的前缘水平投影按照角度分为  $N$  个密切面, 在每个密切面内分别取 Waverider-F 和 Waverider-T 对应的流线, 采用混合函数处理二者的坐标便可以得到前后缘同时可控乘波体 Waverider-FT 的下表面, 上表面仍取自由流面。若采用通常使用的线性混合函数, 生成的乘波体下表面前部扭曲, 这与 Waverider-T 下表面剧烈变化相关。为了保持 Waverider-FT 较好的乘波性, 选梯度逐渐增加的混合函数 (式 1) 可以生成光滑的下表面。

$$y = x^2 \quad (1)$$

图 6 中前缘 FCT 和后缘 TCT 为指定型线, 乘波体 Waverider-FT 的前/后缘型线与指定型线完全重合, 实现了前缘水平投影和后缘同时可控。

图 7 给出了 Waverider-FT 的三维型面, 其下表面集成了 Waverider-F 和 Waverider-T 的优点, 前部与 Waverider-F 型面相似, 变化平缓, 后部与 Waverider-T 相似, 两侧无上凸。

步骤 4 对乘波体 Waverider-F 和 Waverider-FT 的无粘下表面进行粘性修正, 上表面仍取自自由流面。文献 [17] 提供了一种简单有效的位移

厚度  $\delta$  计算方法, 见式 2, 式中  $a$  和  $b$  为系数,  $x$  为轴向坐标。沿每条流线叠加位移厚度, 便可以生成修正的下表面。

$$\delta(x) = ax + bxe^{-x} \quad (2)$$

## 2 数值计算方法

由于构型和流动的对称性, 选取半模进行计算, 加密近壁面处的网格, 总网格单元约为 140 万。压力远场、对称面和压力出口边界条件, 壁面取绝热无滑移和固体边界条件。采用 Fluent 软件求解, 无粘时采用二阶迎风格式求解欧拉方程。有粘时, 通量差分采用 Advection Upstream Splitting Method (AUSM) 格式, 湍流模型为两方程的 Re-Normalization Group (RNG)  $k - \varepsilon$  模型, 近壁处采用非平衡壁面函数。采用多项式拟合比热, Sutherland 公式计算分子粘性系数, 各残差至少下降 4 个数量级并且流量沿程守恒视为收敛。文献 [18] 校核了计算方法的可信度, 表明其能较准确地模拟高超声速复杂流场结构。下文的来流条件: 设计点马赫数 6.0, 静压 2 549.22 Pa, 静温 221.55 K; 接力点马赫数 4.0, 静压 5 529.3 Pa,

静温 216.65 K。

### 3 设计结果数值分析

#### 3.1 设计方法的 CFD 验证

##### 3.1.1 设计点时乘波体的无粘流场特征

在设计点对 Waverider - F 和 Waverider - FT 无粘构型进行无粘计算, 图 8 给出了乘波体 Waverider - F 和 Waverider - FT 对称面和出口截面的马赫数分布, Waverider - F 不但对称面内前缘弯曲激波与基准流场激波形状相同, 而且流场内的马赫数分布一致。出口圆弧激波紧贴前缘, 马赫数分布均匀且平均马赫数约为 4.1。Waverider - FT 虽然对称面内的激波形状和马赫数分布与基准流场差别不大, 但是两侧的诱导激波与对称面附近的圆弧激波相交, 造成出口很不均匀, 呈现典型的五区结构, 这与 Waverider - F 明显不同。

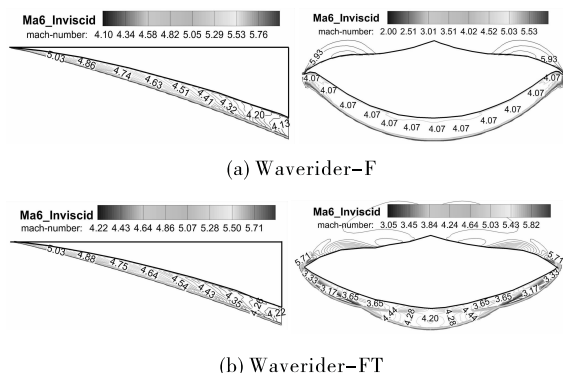


图 8 无粘设计点时乘波体对称面和出口马赫数分布

Fig. 8 Mach number distribution of symmetry plane and exit plane at inviscid design point

图 9 给出了 Waverider - F 和 Waverider - FT 沿程横截面的马赫数分布, Waverider - F 下表面激波整体依附在前体前缘, 没有气流泄漏, 具有良好的乘波特性和。每个横截面内的激波均为同心圆弧, 体现了轴对称基准流场的流动特点。Waverider - FT 下表面激波在前部很好地乘波且横截面内激波也为同心圆弧, 后部型面过渡使得两侧产生诱导激波并与下表面圆弧激波相交, 造成流场越来越不均匀, 但激波仍然较好地附在前缘。

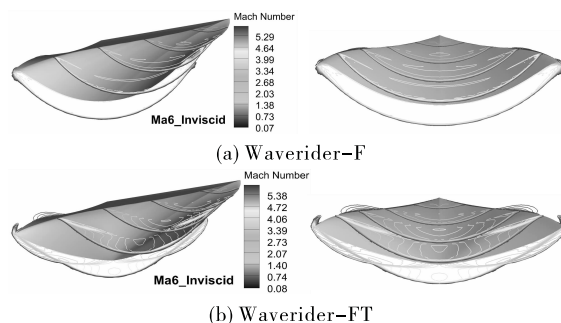


图 9 无粘设计点时乘波体沿程横截面的马赫数分布

Fig. 9 Mach number distribution of waverider cross sections along the flow direction at inviscid design point

图 10 表明, Waverider - F 下表面的流线向外偏转, 静压分布为中间高两侧低, 这都符合曲面外锥基准流场的特点, 对称面处的压缩距离最长, 压缩量最大。Waverider - FT 静压分布有两个明显的高压区, 此处流线向外偏转角度更大, 高压区的边界是诱导激波产生的位置。

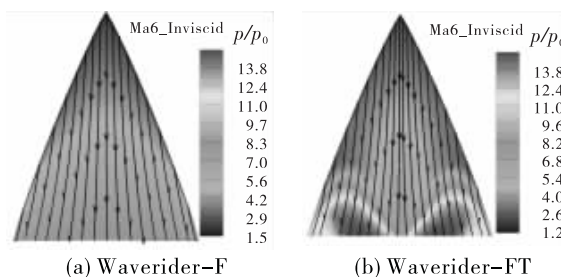


图 10 无粘设计点时乘波体的下表面静压与流线

Fig. 10 Lower surface pressure distribution and streamlines of waverider at inviscid design point

上述研究表明, Waverider - F 设计点的无粘流场特征初步验证了水平投影可控的乘波体设计方法有效, 型面过渡的 Waverider - FT 流场虽然产生了局部变形, 但仍可以较好地保持乘波特性和。

##### 3.1.2 设计点时乘波体的有粘流场特征

为进一步验证本文设计方法尤其是粘性修正方法的有效性, 对设计点的有粘流场进行分析。分别对 Waverider - F 和 Waverider - FT 的粘性修正构型进行有粘计算, 图 11 可以看出, Waverider -



F 对称面的激波形状和马赫数分布与基准流场激波也基本一致 (图 1), 出口激波紧贴前缘, 主流区的马赫数变化范围 4.08 ~ 4.14。Waverider - FT 与无粘时 (图 8 (b)) 基本一致, 出口流场呈现五区结构, 均匀性变差。

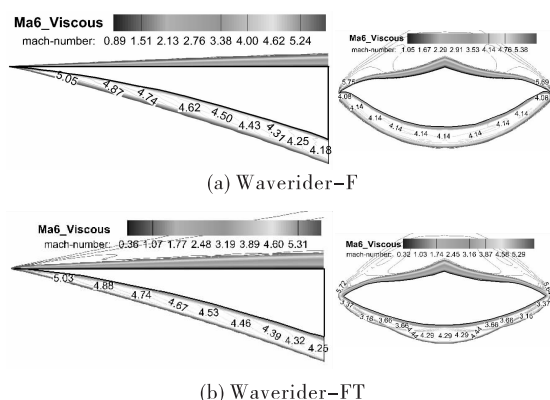


图 11 有粘设计点时乘波体对称面和出口马赫数分布

Fig. 11 Mach number distribution of waverider symmetry plane and exit plane at viscous design point

有粘时 Waverider - F 激波结构 (图 12 (a)) 与无粘时 (图 9 (a)) 相同, 横截面内激波呈同心圆弧分布。Waverider - FT (图 12 (b)) 也与无粘时 (图 9 (b)) 一致, 后部两侧相同位置出现了诱导激波。

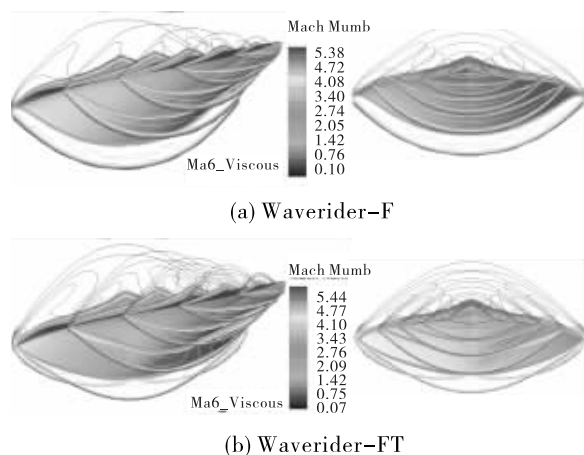


图 12 有粘设计点时乘波体沿程横截面的马赫数分布

Fig. 12 Mach number distribution of waverider cross sections along the flow direction at viscous design point

有粘条件下, 由于进行了附面层修正, Waverider - F 和 Waverider - FT 下表面的静压分布 (图 13) 与无粘时 (图 10) 相同, 但是此时 Waverider - FT 下表面两侧的高压区对附面层内低速气流影响明显, 外侧气流向外偏转和内侧气流向对称面偏转程度都加剧。

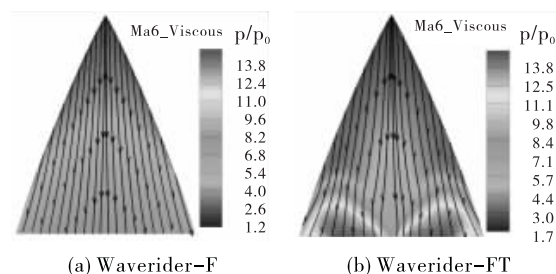


图 13 有粘设计点时乘波体的壁面静压与极限流线  
Fig. 13 Wall surface static pressure distribution and limit streamlines of waverider at viscous design point

### 3.1.3 设计点时乘波体的总体性能

乘波体容积率的定义为

$$\eta = V^{2/3}/A \quad (3)$$

式中:  $V$  为容积;  $A$  为水平投影面积。乘波体 Waverider - F 和 Waverider - FT 无粘构型的容积率约为 0.23, 有粘构型的容积率约为 0.22。

表 1 给出了无粘和有粘条件下设计点时乘波体的总体性能参数, 其中:  $L$  为升力,  $C_L$  为升力系数,  $D$  为总阻力,  $C_D$  为总阻力系数,  $C_{Dp}$  为压差阻力系数, 升阻比为  $L/D$ 。以升力系数  $C_L$  为例 (式 4), 其余系数与此定义相同。俯仰力矩系数为  $C_M$  (式 5), 参考点选为前体上表面与对称面交线的末端点。出口截面定义为出口处最外侧激波与后缘线围成的区域, 若激波没有紧贴后缘, 过前后缘交点做水平线与激波相交。 $\sigma_e$  为出口总压恢复系数,  $p_e/p_0$  为出口增压比,  $Ma_e$  为出口马赫数, 各参数按照质量加权平均。

$$C_L = L / (0.5 \cdot \rho_0 v_0^2 A) \quad (4)$$

式中  $\rho_0$  和  $v_0$  分别为来流密度和速度。

$$C_M = M / (0.5 \cdot \rho_0 v_0^2 A \cdot L_w) \quad (5)$$

式中:  $M$  为俯仰力矩 (抬头力矩为正); 乘波体长度  $L_w/R_i = 1.96$ 。

无粘条件下, Waverider - F 的升阻比达到

3.46, Waverider - FT 两侧的高压区造成压差阻力相对 Waverider - F 增加 40.4% 而升力仅增加了 16.7%, 因此升阻比降为 2.88, 此时抬头力矩也减小。Waverider - F 的增压比和出口马赫数与基准流场基本相等, 但是其流场只是靠近前缘弯曲激波上部的基准流场 (图 1), 所以总压恢复系数相对降低了 4.9%。Waverider - FT 型面的变化造成增压比显著增加, 相应总压恢复系数相对基准流场降低了 9.6%。

相对无粘性能, 有粘时 Waverider - F 和 Waverider - FT 的升力和压差阻力均下降, 但是由于摩擦阻力的存在, 二者总阻力都增加, 从而造成升阻比下降明显, Waverider - F 的有粘升阻比降为 2.91。Waverider - F 和 Waverider - FT 的出口增压比和马赫数与无粘时近似相等而总压恢复系数降低, 二者分别降低了 6.2% 和 7.0%。上述总体性能分析进一步表明本文的设计方法有效, 型面过渡使得 Waverider - FT 的出口增压比明显增加。

表 1 设计点时乘波体总体性能参数

Tab. 1 General performance parameters of waverider at design point

Model	Condition	$C_L$	$C_{Dp}$	$C_D$	$L/D$	$C_M$	$\sigma_e$	$p_e/p_0$	$Ma_e$
Waverider - F	Inviscid	0.18	0.052	0.052	3.46	0.040	0.776	7.2	4.09
Waverider - FT		0.21	0.073	0.073	2.88	0.035	0.738	10.5	3.82
Waverider - F	Viscous	0.16	0.046	0.055	2.91	0.036	0.728	7.1	4.04
Waverider - FT		0.20	0.071	0.083	2.41	0.030	0.686	10.7	3.76

### 3.2 接力点时乘波体有粘流场特征与总体性能

在接力点 ( $Ma = 4.0$ ) 对乘波体 Waverider - F 和 Waverider - FT 的粘性修正构型进行有粘数值仿计算, 对称面和出口的马赫数分布如图 14 所示, 对称面内, 二者前缘弯曲激波形状基本相同, 但是压缩区域后半段 Waverider - FT 的马赫数有所增加。出口截面处, Waverider - F 的激波仍然呈圆弧, 但是未紧贴前缘, 主流区马赫数在 3.01 ~ 3.12 之间, Waverider - FT 两侧的诱导激波将出口分为三区且每个区内马赫数分布较均匀。

图 15 可以看出, 接力点时 Waverider - F 和 Waverider - FT 前部的激波都可以很好乘波, 后部的激波不断远离前缘, 这也验证了前缘弯曲激波的优势, 在低马赫数时仍具有较高的升阻比。另外, 横截面内 Waverider - F 的激波形状仍然是同心圆弧, 这也体现了轴对称基准流场的压缩特点。Waverider - FT 后部两侧产生了诱导激波且范围不断变大, 相对设计点 (图 12), 接力点的激波更好地保持了圆弧形。

图 16 可以看出, 有粘条件下, 接力点时下表面的静压分布和极限流线与设计点时 (图 13)

基本一致, Waverider - FT 两侧还是存在高压区使气流方向发生偏转。

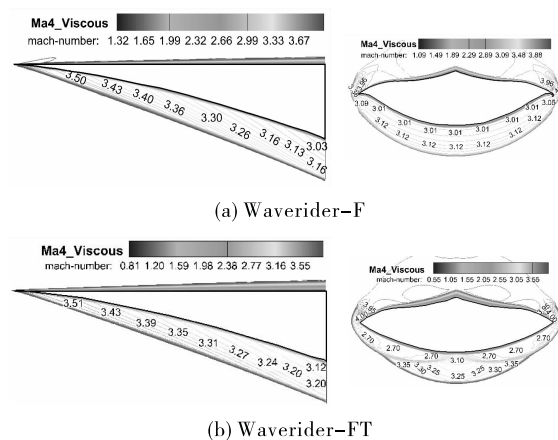


图 14 有粘接力时乘波体对称面和出口马赫数分布

Fig. 14 Mach number distribution of waverider symmetry plane and exit plane at viscous relay point

表 2 给出有粘接力点时总体性能参数, Waverider - F 和 Waverider - FT 都保持了较好的气动性能。与设计点 (表 1) 相比, Waverider -

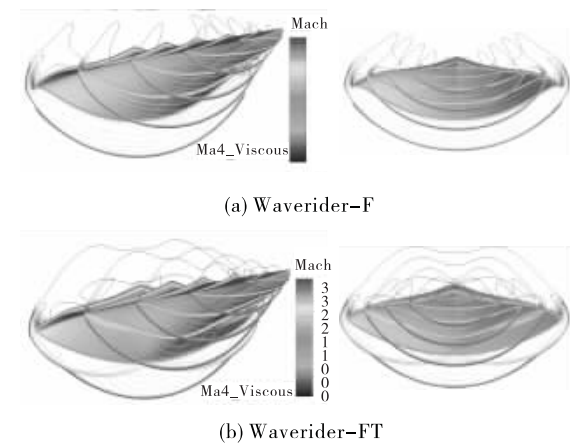


图 15 有粘接力点时乘波体沿程横截面的马赫数分布

Fig. 15 Mach number distribution of waverider cross sections along flow direction at viscous relay point

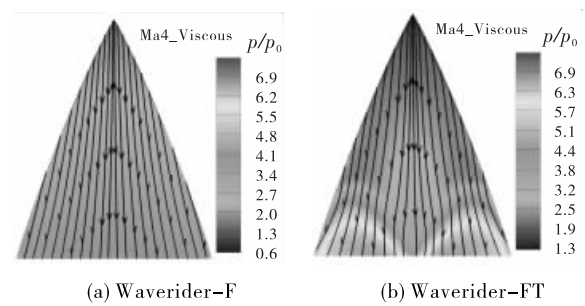


图 16 有粘接力点时乘波体的下表面静压与极限流线

Fig. 16 Static pressure distribution and limit streamlines on lower surface of waverider at viscous relay point

表 2 有粘接力点时乘波体的总体性能参数								
Tab. 2 General performance parameters of waverider at relay point under viscous condition								
Model	$C_L$	$C_{Dp}$	$C_D$	$L/D$	$C_M$	$\sigma_e$	$p_e/p_0$	$Ma_e$
Waverider - F	0.18	0.061	0.067	2.69	0.042	0.926	3.5	3.05
Waverider - FT	0.21	0.086	0.094	2.23	0.036	0.916	4.8	2.87

F 和 Waverider - FT 的升力系数有所增加而升阻比降低, 二者升阻比相对降低 7.6% 和 7.5%。对于出口性能, 二者的增压比相对减小了约一半, 但是此时的总压恢复系数高达 0.92。此外, 接力点和设计点时, 相对 Waverider - F, Waverider - FT 的变化趋势一致, 出口增压比增加而总压恢复系数降低, 接力点时的变化幅度更小, 总压恢复系数仅下降了 1.1%。

4 结论

- 1) 乘波体的气动型面和数值仿真结果均符合设计预期, 验证了前缘水平投影可控的乘波体设计方法可行, 进一步提高了设计灵活性。
- 2) 乘波体 Waverider - F 容积率较高且乘波特性良好, 设计点的流场结构和总体性能与基准流场基本相同。Waverider - FT 前部可以完全乘波, 后部两侧过渡处产生了诱导激波和高压区, 出口均匀性变差。
- 3) 设计点和接力点时 Waverider - F 和 Waverider - FT 都具有较高的升阻比和预压缩效

率。有粘条件下, Waverider - F 设计点和接力点的升阻比分别为 2.91 和 2.69, 对应出口总压恢复系数分别为 0.728 和 0.926。

4) 与乘波体 Waverider - F 相比, Waverider - FT 升力、阻力和出口增压比增加, 但是升阻比、俯仰力矩和总压恢复系数下降, 而且接力点时变化幅度减小。设计点时, 有粘升阻比由 2.91 降为 2.41, 对应的出口总压恢复系数由 0.728 降为 0.686。

参考文献:

- [1] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694.
- [2] ANDERSON J D, LEWIS M J. Hypersonic waveriders: where do we stand?: AIAA 1993-0399 [R]. USA: AIAA, 1993.
- [3] DUNCAN LUNAN M A. Waverider, a revised chronology: AIAA 2015-3529 [R]. USA: AIAA, 2015.
- [4] NONWEILER T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles [J]. Journal of the royal aeronautical society, 1959, 63: 521-530.