

文章编号:1674-8190(2019)05-673-08

# 一种新型乘波体设计方法研究

陈立立, 郭正, 邓小龙, 侯中喜, 汪文凯

(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

**摘要:** 吻切锥乘波体是一种非常重要的高超声速飞行器设计构型, 设计出既具有较高升阻比又能保持较高容积效率的乘波体, 仍然是研究的难点。提出一种新型吻切乘波体设计方法, 以圆锥流场为基准, 在上表面出口型线(FCC)和下表面激波出口型线(ICC)基础上引入一条新的出口激波圆心曲线; 通过调整出口激波曲率半径达到改变乘波体体积和容积率的目的; 设计四种乘波体——传统吻切锥乘波体、激波半径减小乘波体、激波半径加长乘波体和直线 ICC 乘波体, 并采用 CFD 数值模拟方法对四种乘波体进行对比分析。结果表明: 所提乘波体设计方法合理可行; 在无粘条件下, 容积率小的乘波体拥有更大的升阻比; 在粘性条件下, 四种乘波体升阻比接近, 本文设计的乘波体具有更大的容积率和更好的应用价值。

**关键词:** 高超声速; 乘波体; 吻切锥; 升阻比; 容积率

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.05.013

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Investigation on a Novel Waverider Design Method

Chen Lili, Guo Zheng, Deng Xiaolong, Hou Zhongxi, Wang Wenkai

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Osculating cone waverider is a very important design configuration of hypersonic vehicle. Designing waverider with high lift-drag ratio and high volume efficiency is the goal of future waverider design. A new design method of osculating waverider is proposed. Based on the conical flow field, a new exit shock circle curve is introduced on the basis of the upper surface outlet profile(FCC) and the lower surface shock outlet profile(ICC). The volume and volumetric efficiency of the waverider can be changed by adjusting the radius of curvature of the outlet shock wave. Four kinds of waveriders are designed, including the traditional osculating-cone waverider, the shock radius-reduced waverider, the shock radius-lengthened waverider, the waverider with straight line ICC. The CFD numerical simulation method is used to compare and analyze these waveriders designed. The results show that under the inviscid condition, the waverider with low volume efficiency has a larger lift-to-drag ratio; under viscous conditions, these four waveriders behave close lift-to-drag ratio property, but the waverider newly designed in this paper has a larger volumetric efficiency and better engineering application value.

**Key words:** hypersonic; waverider; osculating-cone; lift-to-drag ratio; volumetric ratio

收稿日期:2019-07-22; 修回日期:2019-09-25

基金项目:湖南省研究生科研创新项目(CX2016B004)

通信作者:郭正, guozheng@nudt.edu.cn

引用格式:陈立立, 郭正, 邓小龙, 等. 一种新型乘波体设计方法研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 673-680, 690.

Chen Lili, Guo Zheng, Deng Xiaolong, et al. Investigation on a novel waverider design method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 673-680, 690. (in Chinese)

## 0 引言

近年来,高超声速飞行器因其杰出性能备受各国重视。吻切锥乘波体是一种非常重要的高超声速飞行器设计构型<sup>[1]</sup>。传统的吻切锥乘波体在给定上表面出口型线(Flow Capture Curve,简称 FCC)和下表面激波出口型线(Inlet Capture Curve,简称 ICC)后,其构型就确定了。对于乘波体而言,升阻比和容积率是两个相互制约的因素,如何设计出既具有较高升阻比又能保持较高容积效率的乘波体,一直是重要的研究方向<sup>[2]</sup>。

目前,高超声速飞行器设计主要基于乘波体概念,设计方法包括:楔导法、锥导法、楔锥法和吻切锥方法等。国内外已对乘波体构型的设计进行了诸多探索,例如,王发民等<sup>[3]</sup>采用纵向对接乘波体方法设计了宽速域乘波飞行器,兼顾低速和高速性能;李永洲等<sup>[4]</sup>提出了一种可同时控制前后缘型线的乘波体设计方法,使得后缘出口流场均匀,有利于与进气道进行匹配;许少华等<sup>[5]</sup>采用正交试验方法对圆锥半顶角、底部基线形状等参数进行分析,研究了锥导乘波体设计参数的敏感性;张翠娥<sup>[6]</sup>研究了锥导乘波体的设计,并对激波角、半展角、长宽比和膨胀角等参数对升阻比和容积率的影响进行了分析,得出当激波角为  $11.5^\circ$  左右时乘波体的升阻比达到最大;C. E. Cockrell Jr 等<sup>[7]</sup>研究了平面翼乘波体和弯曲翼乘波体的气动性能,研究表明乘波体是突破升阻比屏障的重要手段;M. J. Lewis 等<sup>[8-9]</sup>采用吻切锥乘波体设计飞行器前体,使得发动机入口获得更均匀的流场;P. E. Rodi<sup>[10]</sup>通过吻切锥方法,设定乘波体前缘后掠角度产生新的乘波体布局,利用前缘产生的涡增大背风面的负压,来提高整体的升阻比;季廷炜等<sup>[11]</sup>建立了乘波构型的设计代理模型,并基于该模型进行了性能分析和优化;K. Cui 等<sup>[12]</sup>提出了高压捕获翼构型,并说明这类飞行器具有较高的升阻比和容积率;S. B. Li 等<sup>[13]</sup>提出了一种变马赫数宽速域乘波体设计方法;A. Ueno 等<sup>[14]</sup>在对基准模型进行风洞试验的基础上,提出了改进高超声速飞行器底部构型而减少阻力的方法,该方法建议乘波体底部截面应该被修改为凹面型以达到减阻的目的;L. L. Chen 等<sup>[15]</sup>基于吻切理论设计了变激波角乘波体,通过改变激波角分布研究了变激波角乘波体容积率和稳定性

的变化规律;丁峰<sup>[16]</sup>首次提出“全乘波”气动设计理论,提出了基于任意超声速轴对称基准流场的通用型乘波体设计方法,并针对新型冯卡门乘波体进行了详细分析。

虽然国内外研究人员已对乘波体构型的设计进行了系统且相对全面的研究,但是乘波体固有的容积率和气动性能之间的矛盾仍然存在,如何设计出既有较高容积率又有较高升阻比的乘波体飞行器依然是研究难点。本文在对圆锥流场进行详细分析的基础上,提出一种释放部分几何约束的乘波体设计方法。该方法通过引入一条新的设计曲线来实现不同乘波体构型参数的调整,以期拓宽乘波体的设计空间,使乘波体的容积率和升阻比可以在一定范围内有效控制。

## 1 基准流场求解

在高超声速圆锥绕流中,激波前后的流场满足 Taylor-Maccoll 控制方程<sup>[17]</sup>,采用临界声速无量纲化的表达式(式(1))和四阶龙哥库塔(Runge-Kutta)求解流场。

$$\begin{cases} \frac{dv_r^*}{d\theta} = v_\theta^* \\ \frac{dv_\theta^*}{d\theta} = \frac{(c/c^*)^2(v_r^* + v_\theta^* \cot\theta)}{v_\theta^{*2} - (c/c^*)^2} - v_r^* \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\theta$ 为圆锥中心轴线与射线的夹角; $v_r^*$ 为圆锥射线速度; $v_\theta^*$ 为周向速度; $c$ 为声速; $c^*$ 为自由来流的临界声速。

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (2)$$

$$c^* = \sqrt{\frac{2\gamma R}{\gamma+1} T_i} \quad (3)$$

则

$$(c/c^*)^2 = \frac{\gamma-1}{2} \cdot \left( \frac{\gamma+1}{\gamma-1} - Ma^{*2} \right) \quad (4)$$

$$Ma^{*2} = v_r^{*2} + v_\theta^{*2} \quad (5)$$

式中: $\gamma$ 为比热比; $R$ 为气体常数; $T$ 为静温; $T_i$ 为总温。

## 2 新型乘波体设计方法

新型乘波体设计示意图如图 1 所示,给定出口激波型线(ICC)和上表面出口型线(FCC),建立 FCC 和 ICC 的一一对应关系,根据不同切面处的激波半径设计得到相应的激波圆心,这些激波圆心

形成一条激波圆心曲线 (Curve of Center of Shock, 简称 COC) (或者提前给定 COC 曲线, 激波半径所在直线与 COC 曲线的交点就是当地激波圆心), 近似认为这些平面就是当地吻切面, 然后基于吻切锥设计方法得到一个新型乘波体构型。

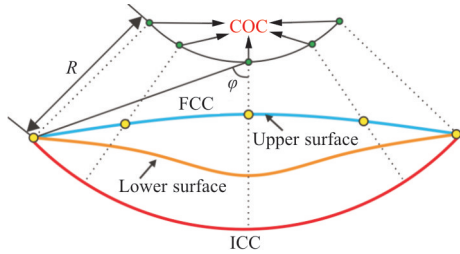


图 1 新型乘波体设计示意图

Fig. 1 Schematic illustration of novel waverider

通过与传统曲率圆心相比, 本文定义新的圆心相当于改变了同一锥型流激波上流线的位置。根据锥型流特点, 当激波面上的流线起始点靠近圆锥原点时, 在相同的流向距离上, 流线扩张角更大, 对应更大的当地出口厚度, 从而可以改变乘波体的容积。基于相同的圆锥流场, 采用流线追踪方法计算 3 个从不同径向半径前缘点出发的流线的差异, 如图 2 所示, 可以看出: 半径越小对应的出口流线偏转度越大。

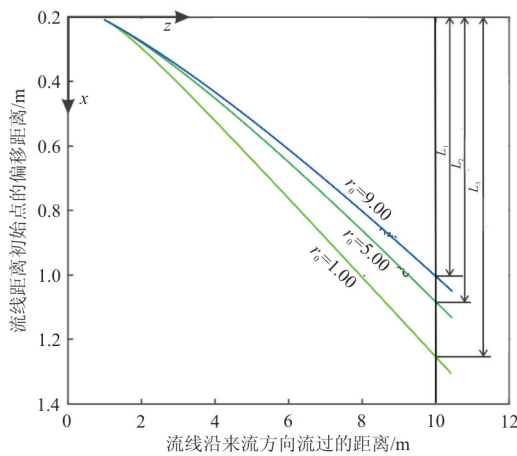


图 2 前缘点径向距离对流线的影响

Fig. 2 Streamlines difference by different radial distance of leading points

对应于设计乘波体时, 如图 3 所示, 从 A 点出发的流线, 当地激波半径不同时, 在相同的流向上乘波体出口厚度不同,  $r_2 > r_0 > r_1$ , 对应  $CF > CE > CD$ 。

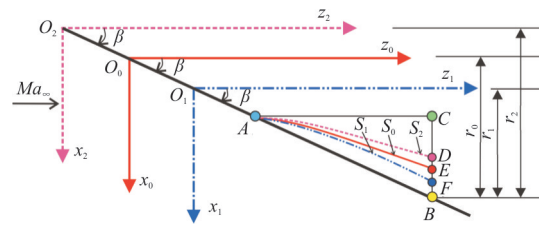


图 3 圆锥流线示意图

Fig. 3 Schematic illustration of conical streamlines

本文采用该方法分别设计四种乘波体: 传统吻切锥乘波体、激波半径减小乘波体、激波半径加长乘波体和激波曲线为直线的乘波体, 分别命名为 W1、W2、W3 和 W4, 如图 4 所示。

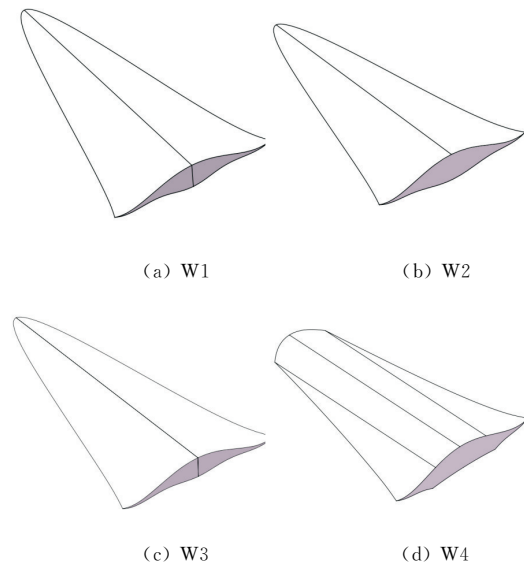
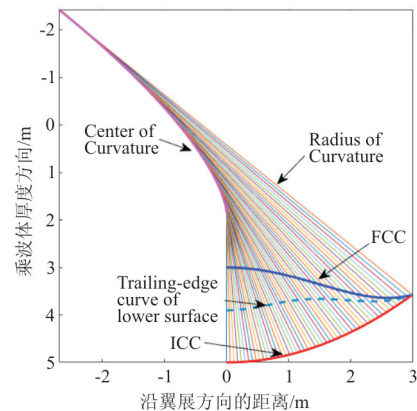


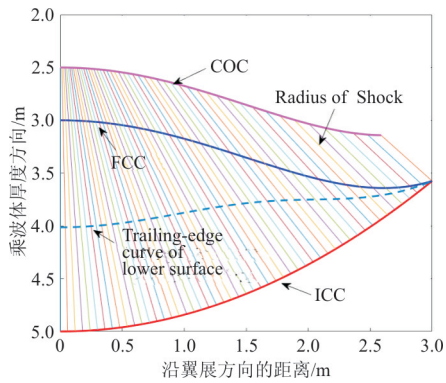
图 4 不同设计方法得到的乘波体构型

Fig. 4 Waverider configurations by different design methods

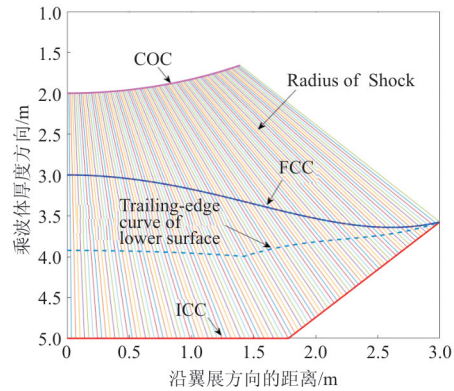
四种设计方法如图 5 所示。



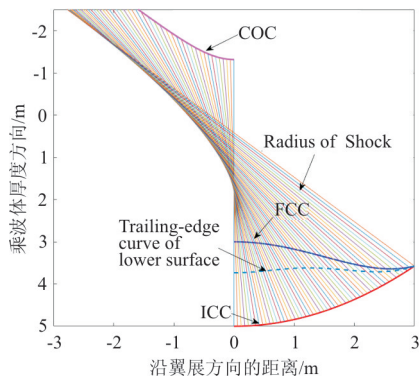
(a) 吻切锥乘波体设计



(b) 激波半径减小乘波体设计



(d) 直线激波曲线乘波体设计



(c) 激波半径加长乘波体设计

图 5 不同乘波体设计示意图

Fig. 5 Design schematic of different waveriders

四种乘波体的几何参数特征如表 1 所示,可以看出:当出口激波半径被加长时,会导致乘波体的容积和容积率降低,出口激波半径被减小则对应更大的容积和容积效率。

本文容积率的定义为

$$\eta = \frac{V}{S_p}$$

式中: $V$  为乘波体的体积; $S_p$  为乘波体的水平投影面积。

表 1 不同乘波体的几何设计参数

Table 1 Geometric parameters of different waveriders

| 四种不同乘波体 | $\beta/(^{\circ})$ | $L/m$   | $W/m$ | $V/m^3$  | $t/m$   | $S_{wet}/m^2$ | $S_p/m^2$ | $S_b/m^2$ | $\eta$  |
|---------|--------------------|---------|-------|----------|---------|---------------|-----------|-----------|---------|
| W1      | 12                 | 9.409 3 | 6.0   | 7.858 5  | 0.903 3 | 62.584 1      | 30.649 3  | 2.319 5   | 0.128 9 |
| W2      | 12                 | 9.409 3 | 6.0   | 9.620 1  | 1.013 7 | 62.604 1      | 30.625 9  | 2.874 7   | 0.147 7 |
| W3      | 12                 | 9.409 3 | 6.0   | 6.759 8  | 0.733 1 | 62.492 1      | 30.631 6  | 1.966 7   | 0.116 7 |
| W4      | 12                 | 9.405 7 | 6.0   | 11.468 8 | 0.923 8 | 72.688 0      | 35.432 6  | 3.130 2   | 0.143 5 |

### 3 数值方法和验证

SST  $k-\omega$  湍流模型是在 Menter 提出的标准  $k-\epsilon$  湍流模型的基础上发展起来的,该模型结合了  $k-\epsilon$  和  $k-\omega$  湍流模型的优点,在近壁面附面层采用  $k-\omega$  湍流模型,由于  $k-\omega$  模型对逆压梯度敏感,能够模拟较大分离运动;在附面层外面的流场中,使用  $k-\epsilon$  湍流模型,能够有效地避免  $k-\omega$  模型对自由来流敏感的缺点。因此,SST  $k-\omega$  模型能够较好地模拟中等分离流动。其控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (7)$$

湍流粘性系数  $\mu_t$  通过  $k$  和  $\omega$  来计算:

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \cdot \frac{1}{\max\left(\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{\alpha_1 \omega}\right)} \quad (8)$$

式(6)~式(8)中其他参数的具体含义可参考 ANSYS FLUENT 帮助文档<sup>[18]</sup>。

N. Takashima 等<sup>[19]</sup>利用 MAXWARP(Mary-



land Axisymmetric Waverider Program)代码进行乘波体设计,得到一个优化的乘波体构型,并采用 CFL3D 对该乘波体进行数值分析,证明了 MAXWARP 在优化乘波体构型设计中的优越性。本文采用文献[19]中给出的前缘曲线生成锥导乘波体构型,并对本文的设计方法进行验证。文献[19]中乘波体的长度为 60 m,飞行马赫数为 6,飞行高度为 30 km,基于乘波体长度的雷诺数为  $1.294 \times 10^8$ 。第一层网格厚度为 0.000 01 m,基于单位长度雷诺数的  $y^+$  小于 5。

本文验证乘波体的计算区域和网格示意图如图 6 所示,分为结构网格和非结构混合网格进行对比验证。

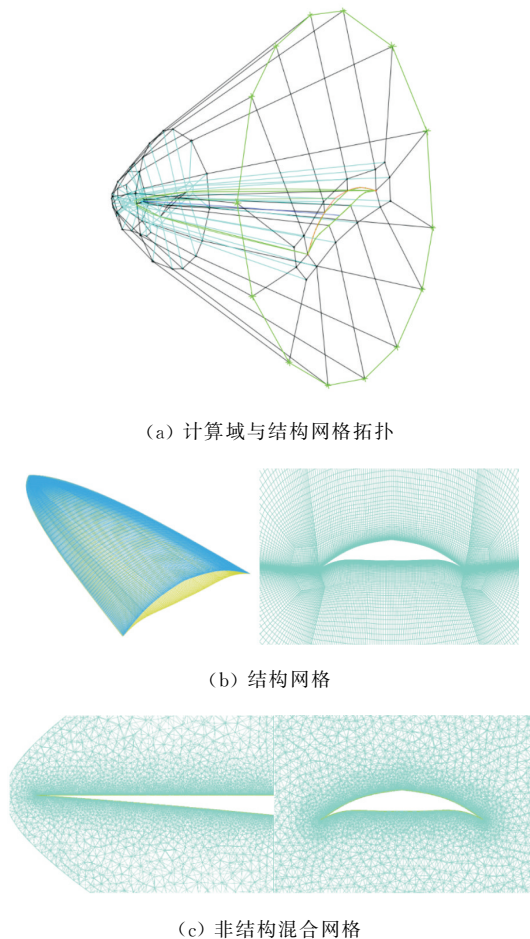


图 6 乘波体构型与计算网格

Fig. 6 Waverider geometry and computed grid

粘性条件下的网格收敛性分析如表 2 所示,本文计算结果均不考虑底阻对气动性能的影响,可以看出:在本文选择的网格规模内,不同网格计算结果差异性很小,为了保证精度同时提高计算效率,

选择中等规模的网格进行分析。

表 2 网格收敛性分析

Table 2 Grid independency analysis

| 网格规模   | 网格尺寸      | $C_L$     | $C_D$       | $L/D$ |
|--------|-----------|-----------|-------------|-------|
| 粗网格    | 1 855 592 | 0.031 852 | 0.004 424 6 | 7.199 |
| 中等规模网格 | 3 352 222 | 0.031 867 | 0.004 447 0 | 7.166 |
| 细网格    | 5 322 252 | 0.031 877 | 0.004 455 9 | 7.154 |

不同计算方法和网格对计算结果的影响如表 3 所示,可以看出:与文献[19]结果对比,本文采用结构和非结构混合网格都能得到较好的计算结果。

表 3 不同计算方法的无粘结果对比

Table 3 Inviscid results of different computational methods

| 计算方法              | $C_L$    | $C_D$     | $L/D$  | Difference/% |
|-------------------|----------|-----------|--------|--------------|
| MAXWARP           | 0.031 72 | 0.002 257 | 14.060 | —            |
| CFL3D             | 0.031 68 | 0.002 315 | 13.680 | -2.7         |
| Fluent_structured | 0.031 65 | 0.002 311 | 13.695 | -2.6         |
| Fluent_hybrid     | 0.031 65 | 0.002 313 | 13.684 | -2.7         |

MAXWARP 和 Fluent 计算的出口压力云图对比如图 7 所示,可以看出:Fluent 计算结果与文献[19]结果吻合较好。

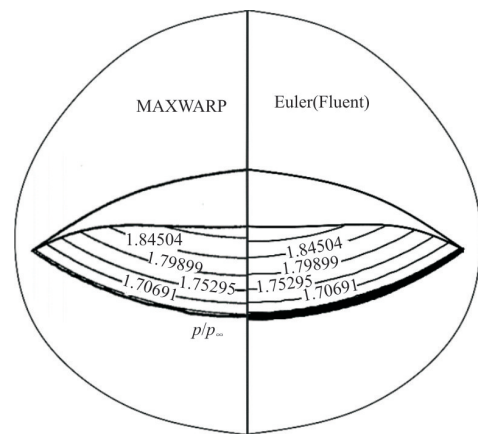


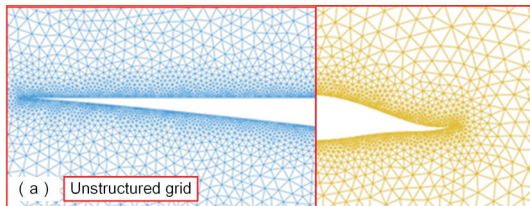
图 7 本文计算与文献[19]中压力云图对比

Fig. 7 Pressure contour contrast between results in this paper and results from reference[19]

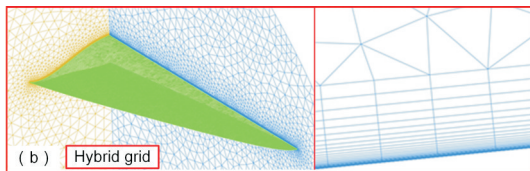
## 4 结果分析

针对设计的四种乘波体分别进行无粘和粘性数值分析,无粘计算采用非结构网格,粘性计算采用非结构混合网格。计算马赫数为 6,飞行高度为 30 km,来流压强为 1 200 Pa,来流温度为

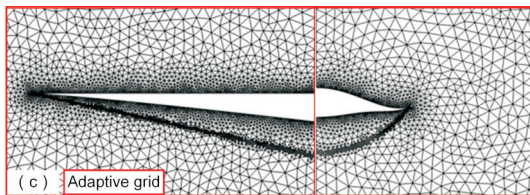
226.5 K。采用半模型进行计算,总网格量约为 200 万,第一层网格厚度为 0.000 01 m,基于单位长度雷诺数的  $y^+$  小于 5。为了更好地捕捉激波面,在无粘计算中采用自适应网格技术,计算网格如图 8 所示。采用压力远场和压力出口边界条件,壁面选择无滑移绝热壁面边界条件。



(a) 非结构网格



(b) 非结构混合网格



(c) 自适应网格

图 8 乘波体计算网格图

Fig. 8 Schematic diagram of the waverider computed grid

设计状态下的无粘计算结果如表 4 所示。

表 4 设计状态无粘计算结果

Table 4 Inviscid results of different waveriders

| Cases | $C_L$    | $C_D$     | $C_M$     | $K$    | $X_{cp}$ |
|-------|----------|-----------|-----------|--------|----------|
| W1    | 0.032 74 | 0.002 552 | -0.021 04 | 12.829 | 0.641    |
| W2    | 0.042 59 | 0.004 083 | -0.027 66 | 10.431 | 0.650    |
| W3    | 0.027 03 | 0.017 50  | -0.017 20 | 15.446 | 0.634    |
| W4    | 0.038 89 | 0.003 483 | -0.023 93 | 11.166 | 0.616    |

从表 4 可以看出:无粘条件下,W3 具有最大的升阻比,达到了 15.446;W2 升阻比是最小的,为 10.431,原因是 W2 的容积率是其中最大的;四种乘波体的升力系数和阻力系数也表现出明显的差异,压心的位置差异性不大,基本都是在 0.63 左

右,因此设计状态下乘波体气动性能与设计参数的关联性很大。

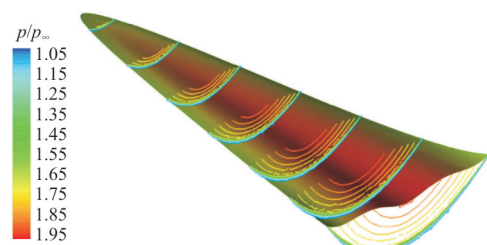
设计状态下的粘性计算结果如表 5 所示,可以看出:四种乘波体的粘性升阻比非常接近,压心位置也基本一致;粘性升力系数与无粘基本一致,阻力系数出现明显增加;值得注意的是,虽然无粘升阻比差异很大,但是粘性升阻比差异很小;W2 相比于 W1,容积率增加了 14.58%,升阻比只减小了 4.59%。因此,从容积特性和气动性能总体来看,本文的设计方法较传统的吻切锥乘波体拥有更大的自由度,可以调节乘波体的容积效率,同时能够保持较好的乘波特性的。

表 5 设计状态粘性计算结果

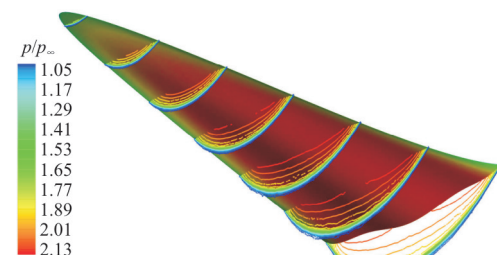
Table 5 Viscous results of different waveriders

| Cases | $C_L$    | $C_D$     | $C_M$     | $K$   | $X_{cp}$ |
|-------|----------|-----------|-----------|-------|----------|
| W1    | 0.033 49 | 0.005 173 | -0.021 56 | 6.474 | 0.643    |
| W2    | 0.043 41 | 0.007 028 | -0.028 25 | 6.177 | 0.648    |
| W3    | 0.027 89 | 0.004 386 | -0.017 78 | 6.359 | 0.634    |
| W4    | 0.039 36 | 0.006 157 | -0.024 23 | 6.393 | 0.613    |

四种乘波体在无粘条件下的截面压力等值线图如图 9 所示,可以看出:在设计状态,四种乘波体都能较好地将高压区域限制在乘波体下表面,表现出很好的乘波特点。



(a) W1



(b) W2

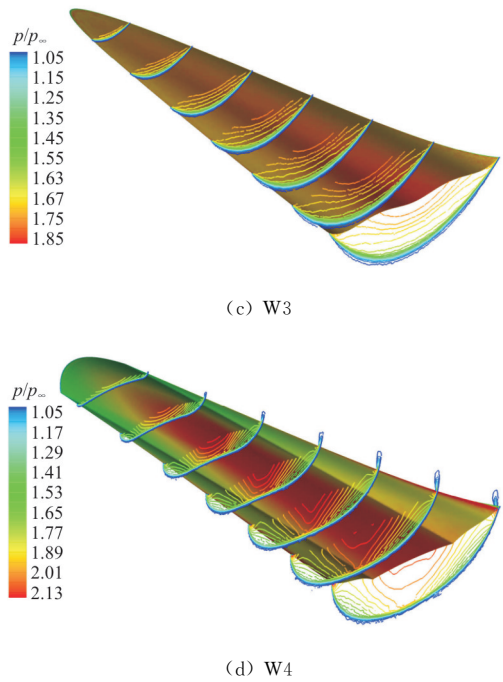
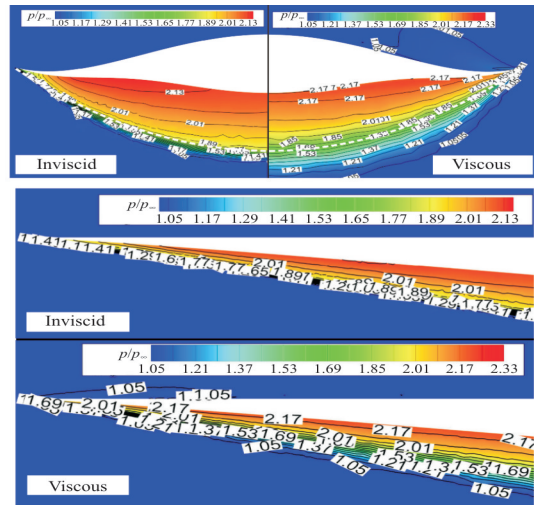
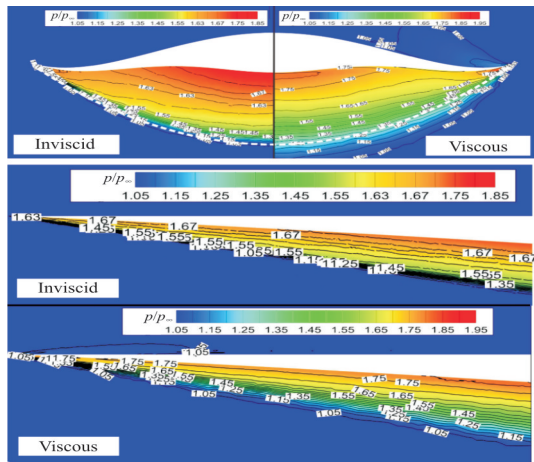


图 9 无粘条件下不同截面等压线分布  
 Fig. 9 Distribution of inviscid pressure contours at different slices

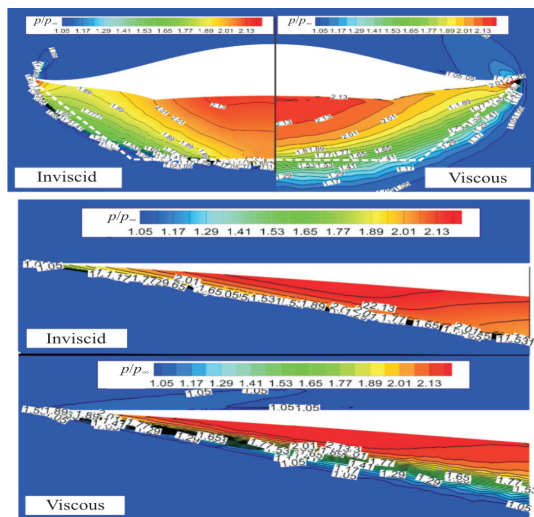
出口截面无粘和粘性压力云图对比如图 10 所示,可以看出:无粘条件下,高压都能很好地被限制在下表面;粘性条件下,乘波体两侧出现部分高压泄露,这是由于粘性导致乘波体前缘产生了脱体激波。



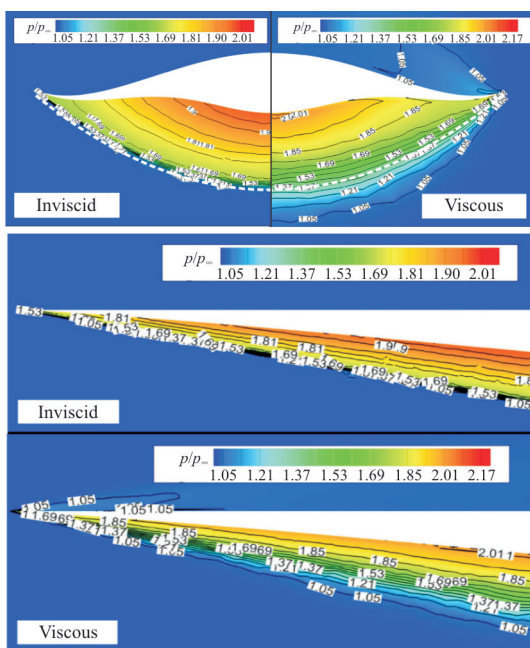
(b) W2



(c) W3



(d) W4



(a) W1

图 10 无粘和粘性出口压力云图和对称面压力云图对比  
 Fig. 10 Comparison of pressure contour of outlet and symmetry planes between inviscid and viscous results



## 5 结 论

(1) 在设计状态下,本文提出的新型乘波体能够得到与传统吻切锥乘波体一致的升阻比,证明本文方法是可行的。

(2) 通过改变出口激波半径,可以有效调节乘波体的容积效率,对乘波体的粘性气动性能产生很小的影响。本文所提设计方法扩展了传统吻切锥乘波体的设计空间,在相同 FCC 和 ICC 的前提下,该方法可以根据容积需求得到期望的乘波体构型,还能够通过调整参数设计不同的构型。

(3) 本文所提设计方法可以释放对 ICC 曲线的几何约束,通过采用直线出口激波的计算结果来看,乘波体依然具有较好的乘波气动性能。因此,本文提出的新型乘波体设计方法可以有效拓展已有乘波体设计理念,为未来更加实用的乘波体构型和高超声速飞行器设计提供参考。

### 参考文献

- [1] 赵博. 乘波体飞行器气动外形设计及其数值验证[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.  
Zhao Bo. Waverider aerodynamic configuration design and numerical simulation validation[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013. (in Chinese)
- [2] Chen L L, Deng X L, Guo Z, et al. A novel approach for design and analysis of volume-improved osculating cone waveriders[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 161: 430-445.
- [3] 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[J]. *中国科学: 技术科学*, 2009, 39(11): 1828-1835.  
Wang Famin, Ding Haihe, Lei Maifang. Aerodynamic characteristics research on wide-speed range waverider configuration[J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2009, 39(11): 1828-1835. (in Chinese)
- [4] 李永洲, 孙迪, 张堃元. 前后缘型线同时可控的乘波体设计[J]. *航空学报*, 2017, 38(1): 120153.  
Li Yongzhou, Sun Di, Zhang Kunyuan. Waverider design for controlled leading and trailing edge[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(1): 120153. (in Chinese)
- [5] 许少华, 侯中喜, 葛爱学, 等. 锥导乘波构型设计、优化与分析[J]. *推进技术*, 2008, 29(4): 448-453.  
Xu Shaohua, Hou Zhongxi, Ge Aixue, et al. Design, optimization and analysis of cone derived waverider[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(4): 448-453. (in Chinese)
- [6] 张翠娥. 锥导乘波构型的设计优化及数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2008.  
Zhang Cuie. Design optimization and numerical simulation of cone-derived waverider[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2008. (in Chinese)
- [7] Cockrell Jr C E, Huebner L D, Finley D B. Aerodynamic characteristics of two waverider-derived hypersonic cruise configurations[R]. NASA TP-3559, 1996.
- [8] Takashima N, Lewis M J. Engine-airframe integration on osculating cone waverider-based vehicle designs[R]. AIAA-96-2551, 1996.
- [9] O'Brien T F, Lewis M J. Rocket-based combined-cycle engine integration on an osculating cone waverider vehicle[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(6): 1117-1123.
- [10] Rodi P E. Vortex lift waverider configurations[C]// The 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. AIAA, 2012: 1238.
- [11] 季廷炜, 王崧, 张继发, 等. 面向乘波体气动外形设计的代理模型特性分析及优化[J]. *固体火箭技术*, 2015, 38(4): 451-457.  
Ji Tingwei, Wang Yinzhong, Zhang Jifa, et al. Surrogate models characteristic analysis and optimization for waverider aerodynamic design[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2015, 38(4): 451-457. (in Chinese)
- [12] Cui K, Li G L, Xiao Y, et al. High-pressure capturing wing configurations[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(6): 1909-1919.
- [13] Li S B, Huang W, Wang Z G, et al. Variable Mach number design methodology for a wide-speed range waverider generated from axisymmetric supersonic flows[C]// 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. AIAA, 2017: 2439.
- [14] Ueno A, Imamura S, Taguchi H. Experimental and numerical study on aerodynamic design of hypersonic vehicle [C]// 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. AIAA, 2011: 2340.
- [15] Chen L L, Guo Z, Deng X L, et al. Waverider configuration design with variable shock angle[J]. *IEEE Access*, 2019(7): 42081-42093.
- [16] 丁峰. 吸气式高超声速飞行器内外流一体化“全乘波”气动设计理论和方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.  
Ding Feng. Research of a novel airframe/inlet integrated full-waverider aerodynamic design methodology for air-breathing hypersonic vehicles[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016. (in Chinese)
- [17] Taylor G, Maccoll J. The air pressure on a cone moving at high speeds[J]. *Proceedings of the Royal Society of London: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 1933, 139(838): 278-297. (下转第 690 页)



- [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(7): 953-958. (in Chinese)
- [11] 刘溢浪, 张伟伟, 蒋跃文, 等. 一种基于增量径向基函数插值的流场重构方法[J]. 力学学报, 2014, 46(5): 694-702. Liu Yilang, Zhang Weiwei, Jiang Yuewen, et al. A reconstruction method for finite volume flow field solving based on incremental radial basis functions[J]. Acta Mechanica Sinica, 2014, 46(5): 694-702. (in Chinese)
- [12] Wang G, Mian H H, Ye Z Y, et al. Improved point selection method for hybrid-unstructured mesh deformation using radial basis functions[J]. AIAA Journal, 2014, 53(4): 1016-1025.
- [13] Wang G, Chen Xin, Xing Yu, et al. Multi-body separation simulation with an improved general mesh deformation method[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 763-771.
- [14] 王刚, 叶正寅. 三维非结构混合网格生成与 NS 方程求解[J]. 航空学报, 2003, 24(5): 385-390. Wang Gang, Ye Zhengyin. Generation of three dimensional mixed and unstructured grids and its application in solving Navier-Stokes equations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(5): 385-390. (in Chinese)
- [15] Jameson A. Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings [C] // 10th Computational Fluid Dynamics Conference. Honolulu: AIAA, 1991: 1591-1596.
- [16] Gaitonde A L. A dual method for the solution of the unsteady Euler equations[J]. Aeronautical Journal, 1994, 98: 283-291.
- [17] Wang G, Jiang Y, Ye Z. An improved LU-SGS implicit scheme for high Reynolds number flow computations on hybrid unstructured mesh[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(1): 33-41.
- [18] Newman J C, Baysal O. Transonic solutions of a wing/pylon/finned store using hybrid domain decomposition[C] // 1992 AIAA Astrodynamic Conference. Hilton Head Island: AIAA, 1992: 4571.
- [19] Wang Z J, Parthasarathy V, Hariharan N. A fully automated Chimera methodology for multiple moving body problems[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2000, 33(7): 919-938.

### 作者简介:

靳晨晖(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行动力学。

王刚(1977—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:计算流体力学和流固耦合。

陈鑫(1993—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学。

周豪(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:流固耦合。

(编辑:丛艳娟)

### (上接第 680 页)

- [18] ANSYS. ANSYS fluent 17.0 theory guide[M]. Canonsburg, PA: ANSYS, Inc., 2016.
- [19] Takashima N, Lewis M J. Navier-Stokes computation of a viscous optimized waverider[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(3): 383-391.

### 作者简介:

陈立立(1990—),男,博士研究生。主要研究方向:无人飞行器气动布局设计,高超声速飞行器设计。

郭正(1974—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器

气动布局设计,计算流体力学。

邓小龙(1984—),男,博士,讲师。主要研究方向:临近空间飞行器设计与应用研究。

侯中喜(1973—),男,博士,教授。主要研究方向:临近空间飞行器总体技术,无人飞行器技术。

汪文凯(1990—),男,博士研究生。主要研究方向:高超声速飞行器总体设计。

(编辑:马文静)