

# 高超声速乘波体扩容设计及流场快速预测

侯 强, 苏伟仪, 孙 斐, 崔 晟, 王谋远  
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 为发展一种兼具乘波体高升阻比和升力体高容积率的气动设计与预测方法,开展了3个方面的研究工作。基于升力体和乘波体融合设计理念,提出了一种大容积率、高升阻比的乘波前体的扩容设计方法。对扩容设计的乘波前体进行了数值模拟,获得了典型设计参数对前体容积率、升阻比等气动性能参数的影响规律。基于本征正交分解理论和径向基函数建立了高超声速乘波前体流场结构和气动性能参数的快速预测模型,并对扩容设计的乘波前体流场开展了快速预测研究。研究表明:相比于未扩容之前,高度为5、10 mm时,容积增加8.00%和15.00%;基于本征正交分解理论的快速预测方法可精确、快速地获得不同几何设计参数下乘波前体的流场,预测误差不高于2.00%。

**关 键 词:** 乘波体; 吻切锥; 流线追踪; 本征正交分解; 径向基函数; 快速预测  
**中图分类号:** V221.3 **文献标志码:** A

## Design of improving volumetric efficiency of hypersonic waverider and rapid prediction of flow field

HOU Qiang, SU Weiyi, SUN Fei, CUI Sheng, WANG Mouyuan  
(College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to develop an aerodynamic design and prediction method that combines the high lift-to-drag ratio of waverider and the high volumetric efficiency of lifting vehicle, research was carried out in three aspects. Based on fusion design concept of lifting vehicle and waverider, a hypersonic waverider design method with large volumetric efficiency and high lift-drag ratio was proposed. Numerical simulation was carried out to obtain the influence of typical design parameters on the aerodynamic performance, such as the volumetric efficiency and lift-drag ratio. Based on the proper orthogonal decomposition method and radial basis function, a rapid prediction model of hypersonic waverider flow field and aerodynamic performance was established and the rapid prediction of flow field was studied. The research showed that compared with ordinary waverider, when the height was 5 and 10 mm, the volume increased by 8.00% and 15.00%; the rapid prediction method based on the proper orthogonal decomposition method can accurately and quickly obtain the flow field of waverider with different design parameters and the prediction error was not higher than 2.00%.

**Key words:** waverider; osculating-cone; streamline tracing;  
proper orthogonal decomposition; radial basis function; rapid prediction

收稿日期:2020-07-30

基金项目:国家自然科学基金(11572155)

作者简介:侯强(1995—),男,硕士生,主要从事高超声速气动热力学研究。E-mail:hq. z@foxmail. com

引用格式:侯强,苏伟仪,孙斐,等. 高超声速乘波体扩容设计及流场快速预测[J]. 航空动力学报,2021,36(3):564-574. HOU Qiang, SU Weiyi, SUN Fei, et al. Design of improving volumetric efficiency of hypersonic waverider and rapid prediction of flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 564-574.

在高超声速环境下,飞行器面临严重的气动阻力和气动热问题,随着新的任务需求,复杂气动布局飞行器前体设计时面临新的问题,因此设计满足高超声速环境的优良气动布局十分必要。

目前,高超声速前体设计主要有升力体和乘波体等方案。升力体布局设计灵活、容易获得较高的容积率而得到大量研究。国际上,美国开展了一系列高超声速飞行器升力体构型的设计和试验,研究了不同气动布局、气动热、材料和控制等关键技术,对以 Hypersonic Technology Vehicle-2(HTV-2)飞行器<sup>[1]</sup>为代表的升力体构型开展了多次飞行试验。国内方面,唐伟等<sup>[2]</sup>设计了升力体构型,并进一步研究了采用该布局飞行器的气动效率和操纵效率,表明升力体构型相比传统气动构型飞行器具有很大的优势。冯毅等<sup>[3]</sup>基于二次曲线和类型函数设计了类 X-33 飞行器,并对该构型的气动特性进行了研究。刘深深等<sup>[4]</sup>通过 HTV-2 飞行器改型设计,研究对比了两者横侧向稳定性。

相对于普通升力构型,乘波体具有更高的升阻比优势<sup>[5]</sup>,成为高超声速前体设计的理想构型之一。乘波体主要有楔导和锥导乘波体<sup>[6-9]</sup>两种,乘波体的设计有正向设计和反向设计两种,正向设计首先给定基准流场生成体,进一步获得基准流场以及前体激波位置等;反向设计首先给定激波形状,从激波形状开始反向求解,进一步获得基准流场,反向设计有密切理论<sup>[10-13]</sup>等。王发民等<sup>[14]</sup>设计了宽速域乘波体,研究了乘波构型在宽速域条件下的气动特性。许少华等<sup>[15]</sup>采用正交试验设计的方法研究了锥导乘波体的设计参数的敏感性。李永洲等<sup>[16]</sup>提出了乘波体前后缘型线同时可控的设计方法,并通过数值模拟研究了该方法所设计乘波体压缩面流场的均匀性。

大量学者针对乘波体构型进行了研究,证明了其作为高超声速飞行器前体的优势,但是乘波体低容积率成为制约其工程应用的主要原因。为了增大乘波体的容积率,本文基于升力体和乘波体融合设计理念,研究了一种高超声速乘波前体的扩容快速设计方法。由于冯卡门曲线具有减小空气阻力和载荷的作用,本文将冯卡门曲线应用于乘波前体上表面以增大前体的容积率,而在前体上表面展向则采用升力体函数进行型面融合设计。

另一方面,在早期的研究过程中发现,对于这种融合构型的三维复杂前体,通过计算流体力学

(computational fluid dynamics,CFD)方法获取前体性能时往往需要进行复杂的三维网格划分、数值模拟、以及后处理等环节,计算耗时长、需要人工干预多,设计、计算过程中需要设计人员从前体设计方法有非常专业的理解和认识,这种基于三维 CFD 的前体设计及性能分析难以自动化、快速化进行。迫切需要一种可针对不同设计参数下对乘波前体的性能和流场结构进行精确、快速预测的方法。

本征正交分解理论(proper orthogonal decomposition,POD)<sup>[17-19]</sup>是一种经典的数学方法,可以在保证流场结构信息精度的前提下,将冗余信息忽略,从而大幅度降低计算问题的自由度,从而减小模型预测的时间。该方法目前已经大量被应用于湍流结构、人脸修复、大规模集成电路故障检测等领域。因此,在前面研究的基础上,进一步引入 POD 方法构建了快速预测 ROM 模型(reduced order model,ROM),对乘波前体在几何尺寸改变的前提下进行了流场的快速预测研究,探究了所构建的 ROM 模型针对高超声速条件下变几何外形乘波前体流场的预测能力。

## 1 乘波体扩容设计方法

为了开展乘波前体扩容设计,对乘波体和升力体进行气动融合设计。给定来流马赫数和激波角在吻切面外锥流内部通过求解 Taylor-Maccoll 方程组<sup>[20]</sup>

$$\frac{dv_r}{d\theta} = v_\theta \quad (1)$$

$$\frac{dv_\theta}{d\theta} = -v_r + c^2 \frac{v_r + v_\theta \cot \theta}{v_\theta^2 - c^2} \quad (2)$$

获得基准流场,其中  $c$  为当地声速。式(1)和式(2)采用 4 阶 Runge-Kutta 法进行数值求解。

首先采用吻切锥方法获得乘波体下表面,给定进气道入口型线(inlet capture curve,ICC)和乘波体前缘型线沿自由来流投影曲线(forebody capture tube,FCT),如图 1,将 ICC 曲线离散,在点 A 通过锥形激波半径和锥形激波角获得该点处吻切锥圆心  $O_1$ ,半径  $AO_1$  和 FCT 交点为点 E,在吻切面内,点 E 沿来流向前投影与锥形激波面交点即为前体前缘点 F,进一步从前体前缘点向后流线追踪获得对应的流线。对 ICC 曲线每一点均采用上述方法即可获得所有下表面流线,所有流线构成了乘波体下表面。

图 1 中 ICC 曲线采用二次曲线设计

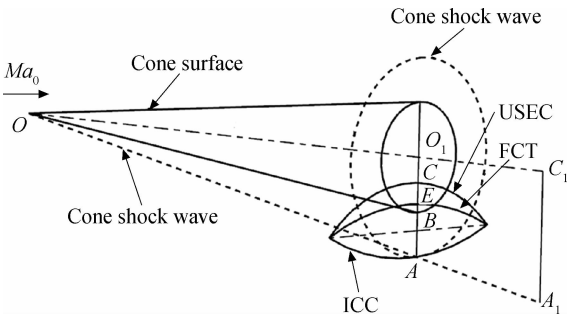


图 1 乘波体设计示意图

Fig. 1 Design schematic of waverider

$$f(x) = c_1 x^2 + c_2 \tag{3}$$

其中  $c_1$ 、 $c_2$  为系数,图 1 中  $Ma_0$  表示自由来流马赫数。

其次通过冯卡门曲线和类型函数完成乘波前体上表面的扩容设计。如图 2,平面  $OA_1C_1$  为 ICC 曲线点 A 位置的吻切面,直线  $OC_1$  为吻切锥中心线。图中点 C 为扩容设计的乘波前体上表面出口型线 (upper surface exit curve, USEC) 与半径  $AO_1$  的交点,点 D 为乘波体下表面和半径  $AO_1$  交点。图中红色曲线 FC 为乘波体上表面,红色曲线 FD 为乘波体下表面。

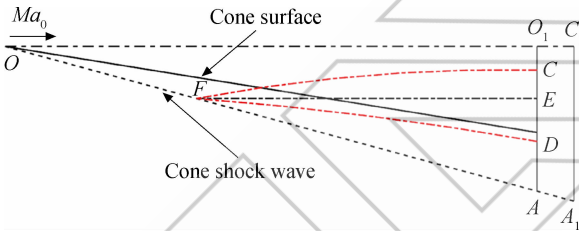


图 2 ICC 曲线 A 点处的吻切面

Fig. 2 Surface of osculating-cone at point A of ICC curve

乘波体采用扩容设计时,上表面出口型线 USEC 采用类型函数<sup>[21-22]</sup>

$$\frac{y}{H} = \left( \frac{z}{2W} + 0.5 \right)^n \left( 0.5 - \frac{z}{2W} \right)^{2^{2n}} \tag{4}$$

式中  $H$  为高度,如图 2 中  $E$ 、 $C$  两点距离, $W$  为乘波前体出口宽度, $n$  为扩容参数。

乘波体上表面沿流向采用冯卡门曲线

$$\frac{y}{H} = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \cdot \sqrt{\arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right) - 0.5 \sin\left\{2\left[\arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right)\right]\right\}} \tag{5}$$

式中  $L$  为乘波体长度。

在乘波体的扩容设计过程中,为了保持下表

面乘波特性,下表面采用了给定激波形状的吻切锥方法设计,为了进一步增加前体容积率和减小气动阻力,上表面流向采用冯卡门曲线设计,上表面出口型线采用类型函数进行参数化设计。

2 数值模拟方法

数值模拟采用三维、非结构网格、有限体积法进行求解,湍流模型使用 shear-stress transport (SST)  $k-\omega$  模型,其中有黏通量采用 2 阶迎风、Roe 格式离散。分子黏度采用 Sutherland 公式计算。

由于计算域和流动具有对称性,对所有模型采用一半网格计算,计算域网格如图 3,网格总数为 240 万,对模型近壁面进行加密,第 1 层网格设置为 0.000 01 m,网格增长率为 1.2,当残差下降 5 个数量级时可认为计算达到收敛状态。

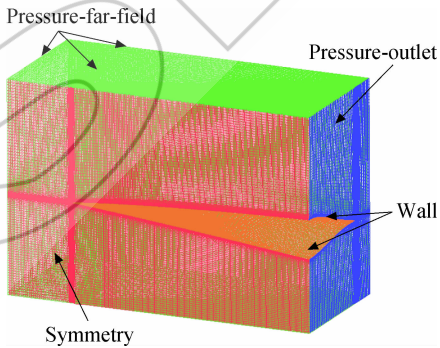


图 3 三维计算域网格

Fig. 3 Three dimensional calculation domain grids

边界条件方面,采用绝热无滑移壁面边界条件,设置压力远场和压力出口边界条件。文献[23-24]针对乘波体构型进行了数值研究,本文所采用的数值计算方法与其相同,此处不再进行校核。

乘波前体的设计点工况参数如表 1。表中  $H_0$  表示飞行高度, $p_0$  表示自由来流压力, $T_0$  表示自由来流温度, $\rho_0$  表示自由来流密度。

表 1 设计点来流工况参数

Table 1 Flow condition parameters of design point

| $H_0$ /km | $Ma_0$ | $p_0$ /Pa | $T_0$ /K | $\rho_0$ /(kg/m <sup>3</sup> ) |
|-----------|--------|-----------|----------|--------------------------------|
| 25        | 6      | 2549      | 221.6    | 0.04008                        |

3 快速预测方法

研究过程中发现,乘波前体结构复杂、网格量

大,采用计算流体力学方法进行流场和性能计算时非常耗时,在飞行器概念设计阶段很不方便。为此,发展了一种基于 CFD 大数据的快速预测方法,并编制了相关程序。

设计流程如图 4。

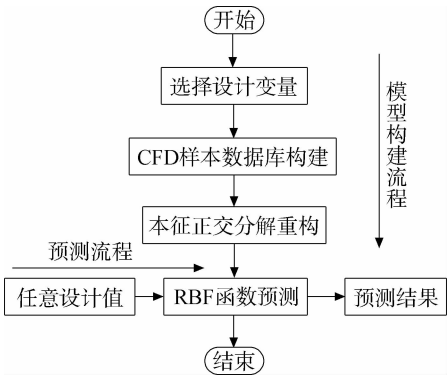


图 4 快速预测构建流程图

Fig. 4 Flow chart of fast prediction method

- 1) 首先根据不同的设计参数,获得乘波前体几何构型。
  - 2) 采用 CFD 数值模拟构建样本数据集。
  - 3) 利用本征正交方法对所构建的样本数据进行模态分解与重构,获得彼此正交的降维表达。
- POD 方法是将场量  $F^n(x)$  采用正交基  $j_i(x)$  表示

$$F^n(x) = \sum_{i=1}^n h_i j_i(x) \quad (6)$$

其中  $j_i(x)$  为场量  $F^n(x)$  在降维空间的基函数,  $n$  为基函数数目,  $h_i$  为  $j_i(x)$  的相关系数。

正交基  $\varphi$  在降维空间的投影误差最小,因此该正交基称为最优正交基,采用该方式可以将场量内任一样本投影到正交基函数  $j_i(x)$  上,包含场量的大部分信息,从而实现降阶的作用。

将 POD 应用于流场预测时,首先获得  $M$  个流场样本信息  $\{U^j\}_{j=1}^M$ , 通过求解方程组

$$j_i = \sum_{j=1}^M a_j^i U^j \quad (7)$$

$$\frac{1}{M} \sum_{k=1}^M \langle U^j, U^k \rangle a_k^i = \lambda_i a_j^i \quad (8)$$

$j = 1, \dots, M$

其中  $a_j^i$  为系数,  $\lambda_i$  为特征值,基函数  $j_i$  按照特征值大小进行排序。

求得最优正交基函数后,流场中的任一样本都可以使用基函数  $j_i$  表示。

对样本流场求解特征值  $\lambda_i$ , 将对应的特征值

按照能量降维排序,前  $k$  个特征值之和与所有特征值之和的比值表示前  $k$  阶基模态

$$V(k) = \frac{\sum_{i=1}^k \lambda_i}{\sum_{i=1}^N \lambda_i} \quad (9)$$

$V(k)$  表示包含的能量信息,  $V(k)$  越接近于 1, 表示包含能量越高,越接近原数据集。由于基模态是按照能量进行排序,因此前几阶模态已经包含了大部分流场信息,将后面模态舍弃,采用包含流场大部分信息的基模态代替流场信息,对流场进行重构,从而在保证精度的前提下实现流场降阶重构。

4) 针对新设计参数下不同几何构型前体的流场结构和气动性能参数,采用所构建的 ROM 模型进行流场预测,本文采用设计参数  $H$  和  $n$ 。

将径向基函数 (radial basic function, RBF) 插值方法应用于流场预测和构建 POD 基系数函数关系式,径向基函数采用高斯函数

$$f(x) = \sum_{k=1}^m \zeta_k \varphi(\|x - x_k\|_2) \quad (10)$$

$$\{\Phi^k\}_{k=1}^N \varphi(r) = \exp\left(-\frac{r^2}{2\sigma}\right) N \quad (11)$$

式中  $\zeta_k, \sigma$  为系数。

为了量化分析 ROM 对前体流场预测的准确性,定义了预测误差

$$E = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^M (u_i^{\text{CFD}} - u_i^{\text{ROM}})^2}{\sum_{i=1}^M (u_i^{\text{CFD}})^2}} \quad (12)$$

式中  $u_i^{\text{CFD}}$  为数值模拟结果,  $u_i^{\text{ROM}}$  为降阶模型预测结果。

## 4 结果分析

利用乘波体和升力体融合设计方式对乘波体进行了扩容设计,在此基础上开展了以下两方面的研究:

1) 不同设计参数对乘波前体流场结构及气动性能的影响

在进行参数化研究时,固定乘波前体下表面,改变上表面设计参数,研究了参数  $H$  和  $n$  对乘波体气动性能的影响。

为了便于比较,在分析典型设计参数对扩容乘波体性能影响时,本文将未扩容的、上表面采用自由流面的乘波体作为基准乘波体,即  $H = 0$  mm,表 2 给出了基准乘波体升阻比  $L/D$  和容积

比  $V/V_0$ ，其中  $V_0$  为基准乘波体的容积。

表 2 基准乘波体性能参数  
Table 2 Performance parameters of standard waverider

| 参数            | 数值   |
|---------------|------|
| $H/\text{mm}$ | 0    |
| $L/D$         | 5.48 |
| $V/V_0$       | 1    |

2) 不同设计参数下,乘波前体流场结构和性能的快速预测研究

采用 ROM 针对扩容设计的乘波前体流场进行预测时,选用参数  $H$ , 对其进行均匀取样,取值范围为  $H=0\sim40\text{ mm}$ ,每隔  $5\text{ mm}$  取 1 个样本点,共计 8 个样本点,预测点为  $H=22.5\text{ mm}$ 。

4.1 乘波体扩容参数化

4.1.1 展向参数  $n$  对前体气动性能的影响

图 5 给出了乘波前体上表面随展向控制参数  $n$  的变化规律。保持乘波前体上表面高度恒定,可以看出随着参数  $n$  的减小,展向曲线越高,乘波前体的容积增大,气动阻力增加。

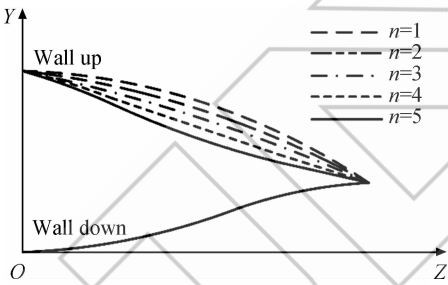


图 5 上表面展向设计参数  $n$  对乘波体形状的影响  
( $H=15\text{ mm}$ )

Fig. 5 Influence of design parameter  $n$  of the upper surface along the span direction on the shape of waverider ( $H=15\text{ mm}$ )

图 6 给出了  $H=15\text{ mm}$  时乘波前体上表面压力分布随扩容参数  $n$  的变化规律,其中压力以自由来流压力  $p_0$  无量纲处理。可以看出,高压区主要集中在乘波前体的边缘部分,越靠近乘波前体尾部,压力越低,主要是因为流向采用了冯卡门曲线设计,冯卡门曲线在起始段斜率变化较大,在靠近乘波前体尾部时,冯卡门曲线斜率逐渐减小,上表面越平缓。

通过乘波前体上表面压力分布对比,可以看出随着  $n$  的增加,前缘位置均为高压区,高压区范

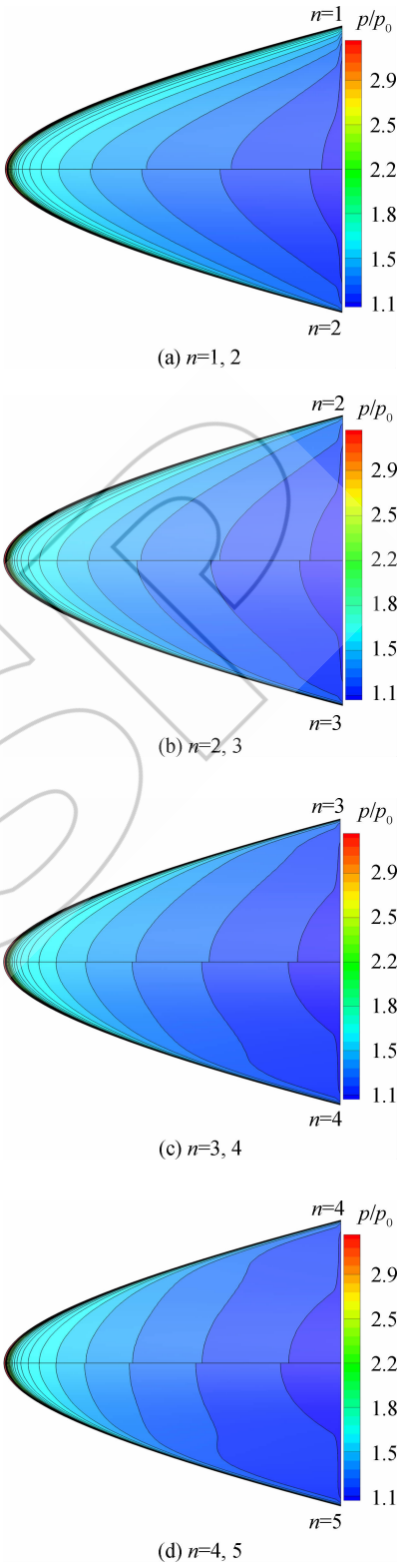


图 6 乘波体上表面压力分布( $H=15\text{ mm}$ )  
Fig. 6 Pressure distributions of the upper surface of waverider ( $H=15\text{ mm}$ )

围分布基本相同,乘波前体上表面前缘位置高压区对扩容参数  $n$  的变化并不是很敏感,而在靠近乘波前体尾部时,扩容参数  $n$  越大,压力较低的区域明显增大并且前移。上表面低压区的扩大有利

于乘波前体升阻比的增加。

图 7 给出了乘波前体容积比和升阻比随指数  $n$  的变化规律,其中前体容积采用未扩容基准乘波体的容积  $V_0$ 。无量纲处理。可以看出,相对于基准乘波体,不同  $n$  取值条件下乘波体容积均得到了有效提升, $n=1,3,5$  时,容积分别提升了 32.00%、25.00%和 21.00%。然而,容积的增加会导致升阻比减小, $n=1,3,5$  时,升阻比分别降低了 26.46%、17.70%和 14.23%。

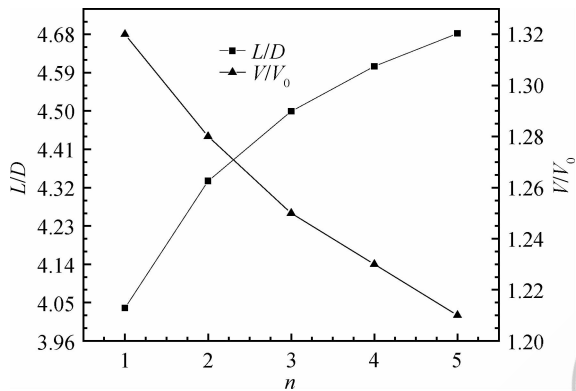


图 7  $L/D$  和  $V/V_0$  随参数  $n$  的变化规律  
( $H=15\text{ mm}$ )

Fig. 7 Variation law of  $L/D$  and  $V/V_0$  with parameter  $n$  ( $H=15\text{ mm}$ )

4.1.2 流向参数  $H$  对前体气动性能的影响

图 8 为乘波前体上表面沿流向随着高度  $H$  的变化规律,保持展向控制参数  $n$  恒定,随着高度  $H$  的增加,乘波前体上表面越高,相应的乘波前体的容积增加。

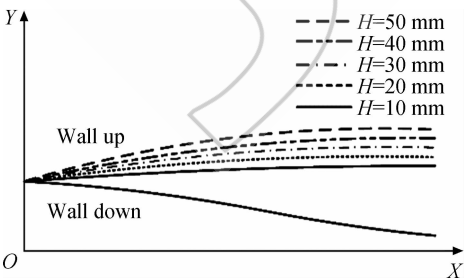


图 8  $H$  对乘波体上表面形状的影响( $n=4$ )

Fig. 8 Influence of  $H$  on the shape of the upper surface of waverider ( $n=4$ )

图 9 给出了  $n=4$  时不同高度  $H$  的乘波体上沿程截面压力分布。可以看出采用该方法设计的乘波体,具有良好的乘波效果,激波形状同理论设计的 ICC 曲线形状符合。

由于上表面采用了冯卡门曲线和类型函数进行扩容设计,乘波体边缘位置产生了弱激波,而在上表面后半段形成了膨胀波,这是因为冯卡门曲线的斜率在初始位置比较大,因此所设计的几何构型在边缘位置有着较大气流转折角,使得该处压力成为最大值,而在靠后位置,上表面沿流向变得平缓,逐渐产生膨胀波。可以看出,下表面压力远大于上表面,并且下表面压力分布较为均匀,只有中心位置产生了较高的压力,而上表面压力从前缘到出口截面总体趋势依次减小。

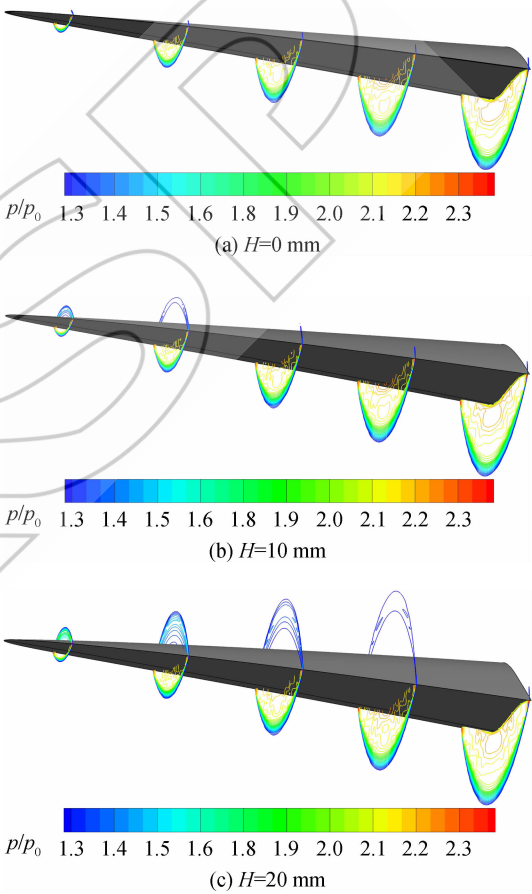
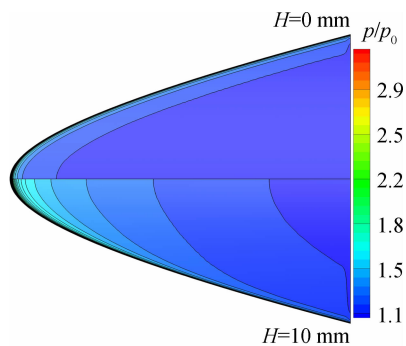


图 9 沿程截面压力分布( $n=4$ )

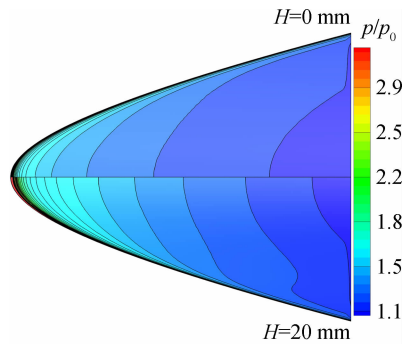
Fig. 9 Pressure distribution of cross-sections along flow direction ( $n=4$ )

图 10 为  $H=10, 20, 30\text{ mm}$  时上表面压力分布对比图。可以看出,在乘波前体的边缘位置产生了高压区,随着高度  $H$  增大,边缘位置高压区明显扩大,该高压区对  $H$  变化敏感,与扩容参数  $n$  刚好相反,随着高度  $H$  的增加,低压区开始减小,并且在乘波前体上表面沿展向高压区增大更加明显,压力等值线变得不再光滑。

图 11 给出了乘波前体容积比和升阻比随高度  $H$  的变化规律,其中  $V_0$  为未扩容设计乘波体容



(a)  $H=0, 10\text{ mm}$



(b)  $H=10, 20\text{ mm}$

图 10 乘波体上表面压力分布 ( $n=4$ )

Fig. 10 Pressure distributions of the upper surface of waverider ( $n=4$ )

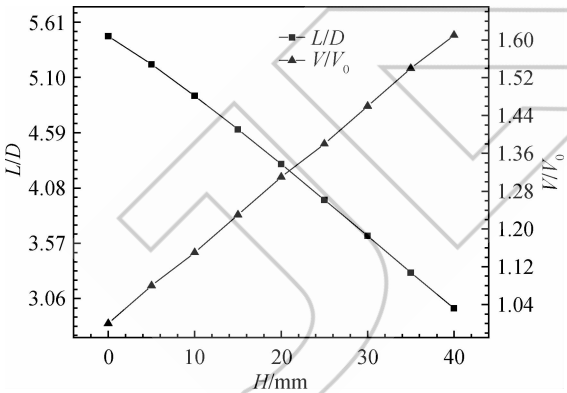


图 11  $L/D$  和  $V/V_0$  随参数  $H$  的变化规律 ( $n=4$ )

Fig. 11 Variation law of  $L/D$  and  $V/V_0$  with parameter  $H$  ( $n=4$ )

积。可以看出,相对于基准乘波体,不同  $H$  取值条件下的乘波体容积均得到了有效提升, $H=10, 20, 30\text{ mm}$  时,容积分别提升了  $8.00\%$ 、 $31.00\%$  和  $46.00\%$ 。然而随着高度增加,气动阻力同样增加,造成升阻比下降, $H=10, 20, 30\text{ mm}$  时,升阻比分别下降  $10.04\%$ 、 $21.53\%$  和  $33.58\%$ 。

4.2 扩容乘波体流场快速预测

图 12 给出了 ROM 针对前体流场马赫数预

测的能量图。由于能量对应重构流场特征值占比,可以看出能量随着总基模态数的增加而增加,POD 方法 1 阶基模态能量占流场的  $98.87\%$ ,前两阶模态能量占流场的  $99.80\%$ ,POD 方法 1 阶基模态占据了流场中的大部分能量,能够保留流场大部分信息的前提下实现对流场的降阶处理,因此本文采用 POD 方法 1 阶基模态对扩容乘波体流场进行预测。

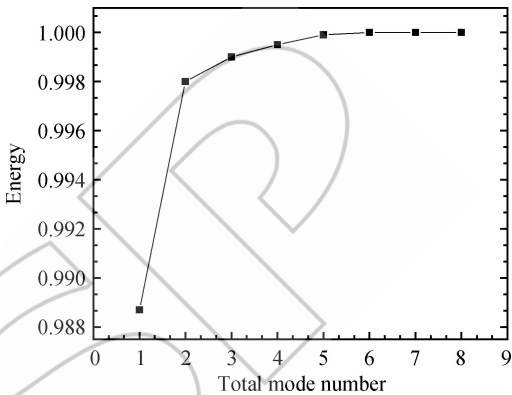


图 12 乘波体马赫数流场预测能量图

( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )

Fig. 12 Prediction energy for Mach number flow field of waverider ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )

图 13 给出了  $H=22.5\text{ mm}, n=4$  几何构型上表面压力分布的 1 阶基模态预测云图和数值模拟的结果对比。可以看出,ROM 的预测结果已经十分准确,图中乘波体上表面 ROM 预测结果压力等值线的分布和 CFD 结果基本一致,预测误差主要在乘波前体上表面前部压力梯度变化比较大的位置以及两侧压力波动较大的区域,而上表面尾部低压区的预测与 CFD 结果相符,降阶模型的预测误差为  $2.00\%$ ,因此采用 ROM 针对乘波体表面压力分布预测准确。

图 14 给出了乘波前体上表面温度的 1 阶基模态预测云图和数值模拟结果的对比,图中温度以自由来流温度  $T_0$  进行无量纲处理。可以看出 ROM 预测结果和数值模拟的结果基本重合,乘波体上表面 ROM 预测结果的温度等值线分布范围和 CFD 结果相同,仅在靠近对称面位置产生了较小区别,降阶模型的预测误差为  $2.00\%$ ,因此 ROM 针对乘波体表面温度场的预测可靠。

图 15 给出了乘波体出口截面上密度场 ROM 预测结果和 CFD 数值结果对比。图中实线表示 CFD 数值结果,虚线表示 ROM 预测结果,密度以自由来流密度  $\rho_0$  进行无量纲处理。可以看出

两者基本重合。1 阶基模态的预测结果仅在下表面中间部分存在较小误差。ROM 预测结果密度场的分布和数值模拟结果基本相同,降阶模型的

预测误差为 0.26%,因此采用 ROM 针对乘波体密度场的预测结果可靠。

图 16 给出了乘波体出口截面马赫数分布 ROM 预测结果和 CFD 数值模拟结果的对比。图中实线表示 CFD 数值结果,虚线表示 ROM 预测结果。可以看出预测结果和数值模拟结果基本重合,降阶模型的预测误差为 0.83%,因此采用 ROM 针对乘波体流场马赫数预测的结果可靠。

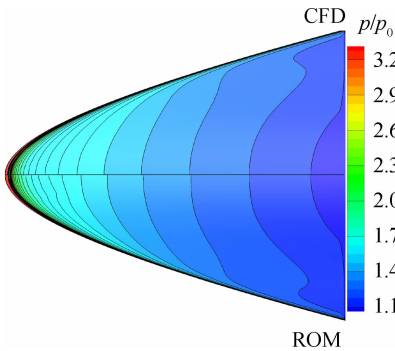


图 13 乘波体上表面压力分布 ROM 预测结果和 CFD 结果对比 ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )  
Fig. 13 Pressure comparison of ROM prediction and CFD results of the upper surface of waverider ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )

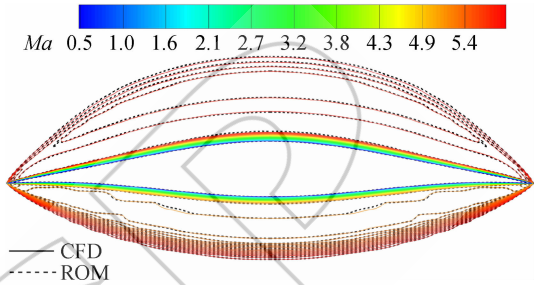


图 16 乘波体出口截面马赫数分布 ROM 预测结果和 CFD 结果对比 ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )  
Fig. 16 Mach number comparison of ROM prediction and CFD results of the exit section of waverider ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )

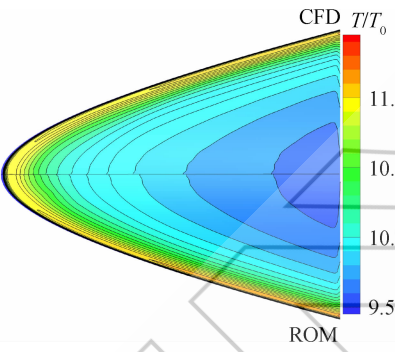


图 14 乘波体上表面温度分布 ROM 预测结果和 CFD 结果对比 ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )  
Fig. 14 Temperature comparison of ROM prediction and CFD results of the upper surface of waverider ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )

图 17 给出了乘波体对称面处马赫数分布 ROM 预测结果和数值模拟结果对比。图中实线表示 CFD 数值结果,虚线表示 ROM 预测结果。可以看出两者分布基本相同,仅在上表面存在较小误差,降阶模型的预测误差为 0.16%,ROM 预测结果可靠。

图 18 给出了乘波体对称面压力分布 ROM 预测结果和 CFD 数值结果对比。图中实线表示 CFD 数值模拟结果,虚线表示 ROM 预测结果。可以看出 ROM 预测结果压力等值线分布和 CFD

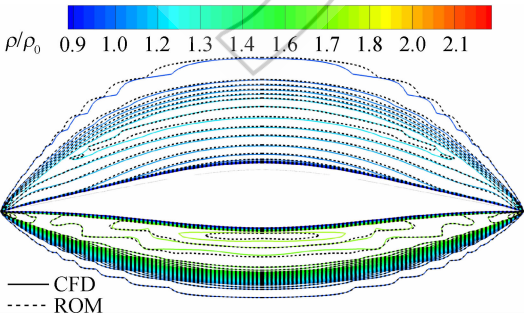


图 15 乘波体出口截面密度分布 ROM 预测结果和 CFD 结果对比 ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )  
Fig. 15 Density comparison of ROM prediction and CFD results of the exit section of waverider ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )

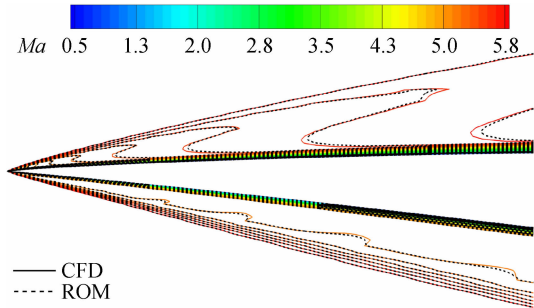


图 17 乘波体对称面马赫数 ROM 预测结果和 CFD 结果对比 ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )  
Fig. 17 Mach number comparison of ROM prediction and CFD results of the symmetry surface of waverider ( $H=22.5\text{ mm}, n=4$ )

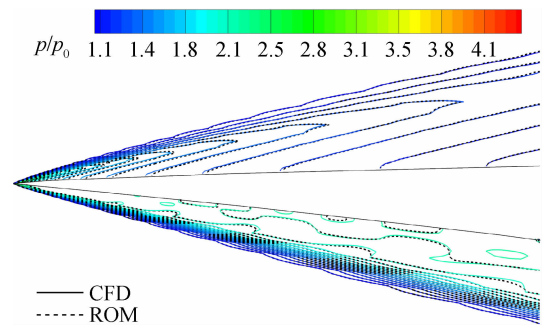


图 18 乘波体对称截面压力分布 ROM 预测结果和 CFD 结果对比( $H=22.5\text{ mm}$ ,  $n=4$ )

Fig. 18 Pressure comparison of POD prediction and CFD results of the symmetry surface of waverider ( $H=22.5\text{ mm}$ ,  $n=4$ )

数值结果基本重合,两者仅在下表面处存在较小误差,降阶模型的预测误差为 0.77%,ROM 预测结果可靠。

为了定量说明采用 ROM 针对前体流场预测的准确性,图 19 给出了  $H=22.5\text{ mm}$ 、 $n=4$  时,扩容乘波体上表面在流向不同站位  $x$  沿展向压力分布的数值模拟结果和 ROM 预测结果,图 19 中可以看出,不同站位 CFD 结果和 ROM 预测结果压力分布几乎完全重合,采用 ROM 预测结果准确。

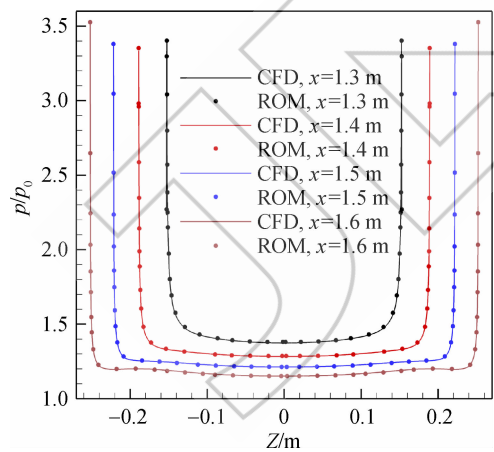


图 19 乘波体上表面不同站位沿展向压力分布 ROM 预测结果和 CFD 结果对比( $H=22.5\text{ mm}$ ,  $n=4$ )

Fig. 19 Pressure comparison of ROM prediction and CFD results along the span direction at different stations of the upper surface of waverider ( $H=22.5\text{ mm}$ ,  $n=4$ )

表 3 给出了所使用的计算机配置,表 4 给出了  $H=22.5\text{ mm}$  预测点针对乘波体 CFD 数值模拟和 ROM 预测所需的时间。采用 CFD 仿真计算时需要耗费 19.7 h,而使用 ROM 对流场预测

时仅需 30 s 就能够得到结果,因此使用 ROM 针对乘波体流场降阶处理,能够大幅降低时间成本,提高设计效率。ROM 在针对变几何构型预测时,有着较高的预测精度。

表 3 计算机配置  
Table 3 Computer specifications

| 参数   | 数值及详情                             |
|------|-----------------------------------|
| 处理器  | Inter(R) Core(TM)i7-4790 3.60 GHz |
| 操作系统 | Windows 2007                      |
| 内存   | 16G                               |
| 编译器  | Matlab R2016b                     |

表 4 ROM 预测和 CFD 数值模拟时间  
( $Ma=6$ ,  $H=22.5\text{ mm}$ )

Table 4 Time of ROM prediction and CFD numerical simulation ( $Ma=6$ ,  $H=22.5\text{ mm}$ )

| 参数           | 数值   |
|--------------|------|
| CFD 数值模拟耗时/h | 19.7 |
| ROM 降阶预测耗时/s | 30   |

## 5 结 论

本文提出了一种乘波体扩容设计方法,并构建了乘波体流场快速预测降阶模型。数值研究表明,这种扩容设计方法能有效提升乘波体容积,同时,基于 POD 的快速预测方法能准确可靠地预测前体流场。具体结论如下:

1) 采用冯卡门曲线对乘波体上表面进行扩容设计时,能够显著提升乘波体容积率,在扩容参数  $n$  恒定时,相比于上表面为自由流面乘波体,  $H=5\text{ mm}$  时,容积增加 8%;  $H=10\text{ mm}$  时,容积增加 15%。

2) 基于 POD 方法的快速预测降阶模型能够快速、有效地进行三维流场预测,预测误差保持在 2.00% 以下。在相同条件下,传统 CFD 方法获取流场耗时 19.7 h,采用 POD 方法预测时仅需 30 s。

需要说明的是,在扩容设计中,为了获得高升阻比需要尽量避免在上表面产生高压区;然而,有时为了全弹道稳定性的需要,负攻角时上表面需要产生高压区。实际设计过程中需要根据具体设计要求进行权衡。

## 参考文献:

[1] FWALKER S, SHERK J, SHELL D, et al. The DARPA/

- AF Falcon program; the hypersonic technology vehicle 2 (HTV-2) flight demonstration phase[R]. Dayton, US; 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [2] 唐伟, 曾磊, 冯毅, 等. 升力体机动飞行器气动布局概念设计[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 370-373.
- TANG Wei, ZENG Lei, FENG Yi, et al. Aerodynamic configuration conceptional design for high maneuverable lift body with flaps [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 370-373. (in Chinese)
- [3] 冯毅, 唐伟, 肖光明, 等. 类 X-33 运载器气动特性分析[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(4): 473-476.
- FENG Yi, TANG Wei, XIAO Guangming, et al. Aerodynamics analysis for X-33 analog lifting body transporter [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(4): 473-476. (in Chinese)
- [4] 刘深深, 解静, 冯毅, 等. 一种仿 HX 扁平面对称类升力体布局气动特性分析[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 787-791.
- LIU Shenshen, XIE Jing, FENG Yi, et al. Aerodynamic characteristics analysis for HX analog lifting body[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 787-791. (in Chinese)
- [5] 刘燕斌, 姚克明, 陆宇平. 空天飞行器乘波设计的概念研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2409-2414.
- LIU Yanbin, YAO Keming, LU Yuping. Conceptual research on waverider design for aerospace vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2409-2414. (in Chinese)
- [6] NONWEILER T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63(585): 521-528.
- [7] 邓帆, 尘军, 谢峰, 等. 基于超燃冲压发动机的 HIFiRE 项目飞行试验研究进展[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 683-695.
- DENG Fan, CHEN Jun, XIE Feng, et al. Research progress on flight tests of HIFiRE project based on scramjet [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 683-695. (in Chinese)
- [8] RASMUSSEN M L, JISCHKEL M C, DANIEL D C. Experimental forces and moments on cone-derived waveriders for  $M_\infty = 3$  to 5 [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(6): 592-598.
- [9] DING F, LIU J, SHEN C B, et al. Novel approach for design of a waverider vehicle generated from axisymmetric supersonic flows past a pointed von Karman ogive[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 297-308.
- [10] TAKASHIMA N, LEWIS M. Engine-airframe integration on osculating cone waverider-based vehicle designs[R]. Lake Buena Vista, USA; the 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1996.
- [11] 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.
- [12] 贺旭照, 秦思, 周正, 等. 一种乘波前体进气道的一体化设计及性能分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1270-1276.
- HE Xuzhao, QIN Si, ZHOU Zheng, et al. Integrated design and performance analysis of waverider forebody and inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1270-1276. (in Chinese)
- [13] 卫锋, 丁国昊, 马志成, 等. 密切曲面锥导乘波体的设计与理论分析[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 298-308.
- WEI Feng, DING Guohao, MA Zhicheng, et al. Design and theoretical analysis of the osculating curve cone derived waverider [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 298-308. (in Chinese)
- [14] 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: E 辑 技术科学, 2009, 39(11): 1828-1835.
- WANG Famin, DING Haihe, LEI Maifang. Aerodynamic characteristics and research of waverider in wide speed range [J]. Scientia Sinica: E Technologica, 2009, 39(11): 1828-1835. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] 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): 81-90.
- LI Yongzhou, SUN Di, ZHANG Kunyuan. Waverider design for controlled leading and trailing edge [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 81-90. (in Chinese)
- [17] AUBRY N, HOLMES P, LUMLEY J L, et al. The dynamics of coherent structures in the wall region of a turbulent boundary layer [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1988, 192: 115-173.
- [18] 陈鑫, 刘莉, 岳振江. 基于本征正交分解和代理模型的高超声速气动热模型降阶研究[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 462-472.
- CHEN Xin, LIU Li, YUE Zhenjiang. Reduced order aerothermodynamic modeling research for hypersonic vehicles based on proper orthogonal decomposition and surrogate method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 462-472. (in Chinese)
- [19] 聂春生, 黄建栋, 王迅, 等. 基于 POD 方法的复杂外形飞行器热环境快速预测方法[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 760-765.
- NIE Chunsheng, HUANG Jiandong, WANG Xun, et al. Fast aeroheating prediction method for complex shape vehicles based on proper orthogonal decomposition [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 760-765. (in Chinese)
- [20] 耿永兵, 刘宏, 姚文秀, 等. 锥形流乘波体优化设计研究[J]. 航空学报, 2006, 27(1): 23-28.

GENG Yongbing,LIU Hong,YAO Wenxiu,et al. Viscous optimized design of waverider derived from cone flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2006,27(1):23-28. (in Chinese)

[21] 马洋,周伟,秦伟伟. 基于升力体的变构型超声速飞行器气动特性研究[J]. 兵器装备工程学报,2017,38(12):191-194,226.

MA Yang,ZHOU Wei,QIN Weiwei. Research on aerodynamic character of supersonic morphing vehicle based on lifting body[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2017,38(12):191-194,226. (in Chinese)

[22] KULFAN B,BUSSOLETTI J. “Fundamental” parameter-ic geometry representations for aircraft component shapes [R]. Portsmouth, USA: AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference,2006.

[23] TAKASHIMA N,LEWIS M J. Navier-Stokes computation of a viscous optimized waverider[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,1994,31(3):383-391.

[24] 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)

(编辑:王碧琚)