

## 高超声速滑翔式升力体外形设计与优化\*

马洋, 杨涛, 张青斌

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**针对高超声速飞行器外形参数多、气动布局设计复杂的问题,基于类型函数/形状函数变换技术和幂函数表达方法,采用6个控制参数设计了一种便于分析与设计的升力体构型。通过正交试验分析了各参数对升力体容积率和升阻比的影响,得到了对性能影响较大的参数,并发现几乎所有的控制参数对容积率和升阻比的影响趋势都是相反的,进而以纵向稳定性和容积为约束条件,对升阻比和容积率进行多目标优化。结果表明,基于Kriging代理模型技术的多目标优化方法计算效率高,得到的优化前缘均匀,典型优化结果的容积率和升阻比较基本外形分别提高17.31%和11.94%,并且由于代理模型构建时采用了改进的EI加点策略,优化结果的误差能达到4%以内,完全满足初步设计的要求。另外研究了边缘钝化对优化设计结果的影响,边缘钝化能显著减小升阻比,钝化半径越大升阻比越小。而且当仅考虑气动力特性时,基于尖锐前缘外形得到的优化结果能直接外推到钝化条件下。

**关键词:**高超声速;参数化设计;正交试验;代理模型;多目标外形优化;边缘钝化

中图分类号:V411 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2014)02-0034-07

## Configuration optimization design of hypersonic gliding lifting body

MA Yang, YANG Tao, ZHANG Qingbin

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

**Abstract:** The hypersonic vehicle has a large number of configuration parameters, and its aerodynamic shape design is very complicated. To overcome this difficulty, a lifting body shape parametric design method is proposed. This method is based on class function/shape function transformation (CST) and power function expression, whose design variables are limited to six ones, which makes it very convenient for configuration analysis and design. By means of orthogonal experiment analysis, the influence of the configuration parameters on volume efficiency and lift-drag ratio of the lifting body was studied, and the ones with the great influence were obtained. Meanwhile, the experiment results found that the configuration parameters have conflict influence on the volume efficiency and lift-drag ratio. Thus, to search for the best configuration parameters, a Kriging surrogate model based multi-objective genetic algorithm was applied to design the lifting body shape, in which the volume efficiency and lift-drag ratio were taken as the two conflict objectives under the constraints of the longitudinal stability and vehicle volume. Numerical results show the efficiency of the method and a uniform Pareto front was obtained. The volume efficiency and lift-drag ratio of the typical optimized shape can be increased by 17.31% and 11.94%, respectively, in comparison with the baseline. Differences of the results gained from the Kriging surrogate model and real physical model are less than 4%. Furthermore, the influences of leading edge blunting on aerodynamic character were researched. The results indicate that, the lift-drag ratio of the lifting body decreases significantly with the increase of blunting radius. It is also found that the optimized results can be extrapolated to the leading edge blunting shapes when aerodynamic character is the unique concern.

**Key words:** hypersonic; parametric design; orthogonal experiment; surrogate model; multi-objective configuration optimization; leading edge blunting

导弹防御技术的不断发展对弹道导弹突防技术提出了新的更高的要求。高超声速滑翔式飞行器利用空气动力控制再入弹道,具有大升阻比、高机动性的优点,能有效突破导弹防御系统,在未来远程快速到达、精确投送等方面具有巨大的优势和潜力<sup>[1]</sup>。

气动操纵变轨机动需要高超声速滑翔式飞行器具有良好的气动外形,但外形参数多、参数对飞行器气动性能影响复杂等一直是困扰高超声速飞行器外形设计的重要问题。升力体构型采用三维设计的翼身融合体产生升力,能在包括高超声速在内的大速率范围内保持较好的升阻比特性,在

\* 收稿日期:2013-05-27

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11272345)

作者简介:马洋(1982—),男,湖南澧县人,博士研究生,E-mail:mldy0612@sina.com;

张青斌(通信作者),男,副教授,博士,硕士生导师,E-mail:qingbinzhang@sina.com

可重复使用运载器<sup>[2-5]</sup>和高超声速巡航飞行器<sup>[6-8]</sup>等领域都得到了广泛应用。文献[9]采用试验手段研究了面对称高超声速升力体外形湍流流动,认为该外形在典型飞行弹道条件下能满足升阻比和横纵向稳定性要求。唐伟<sup>[10-11]</sup>在参数化设计的基础上提出了两种高超声速升力体构型,均能满足升阻比和操纵特性的要求,可以作为高超声速滑翔飞行的潜在外形方案。

尽管随着计算机技术的发展,CFD气动分析已经在飞行器设计领域发挥出越来越重要的作用,但在方案初步设计阶段,由于飞行器外形需要反复修正,所有分析状态都采用CFD方法的计算代价难以接受,因而气动代理模型技术受到了研究人员的青睐。张珍铭<sup>[8]</sup>和李晓宇<sup>[12]</sup>分别采用径向基函数和二次多项式响应面方法构建代理模型,对类X-33和X-43高超声速构型进行多目标优化设计,说明了基于代理模型进行高超声速外形优化的可行性和高效性。Ahmed<sup>[13-14]</sup>基于Kriging代理模型和NSGA2遗传算法对高超声速钝头锥体的外形进行优化,详细分析了代理模型中模型参数对预测精度的影响。代理模型方法还在亚声速翼形、风洞外形等其他很多气动相关的外形优化设计研究中得到广泛应用<sup>[15-16]</sup>。

本文首先设计了一种便于分析与设计的参数化滑翔式升力体构型,在分析典型高超声速条件下控制参数对容积率和升阻比特性影响的基础上,引入代理模型,采用遗传算法进行飞行器外形优化设计。

## 1 升力体外形参数化设计

参数化设计在飞行器外形设计中是至关重要的问题。好的参数化方法应该能够用较少的参数表达相对较多的飞行器外形,而且控制参数能够在一定程度上体现飞行器的几何特征,便于设计者理解参数意义、提出设计方案的改进方向。本文基于类型函数/形状函数变换技术<sup>[17-19]</sup>(Class function/Shape function Transformation, CST)和幂函数表达方法,采用很少的控制参数通过简单的数学变换能表达几乎整个设计空间的几何外形,并且控制参数能较好反映升力体的几何特征。

本文参数化方法将控制参数分为三类:总体轮廓参数、底部截面控制参数和俯视图控制参数。

### 1.1 总体轮廓参数

总体轮廓参数包括升力体的总长 $L$ 和最大宽度 $W$ 。假设总长为常数: $L=4\text{m}$ 。最大宽度 $W$ 的变化体现了长宽比对升力体性能的影响。

### 1.2 底部截面控制参数

CST方法的基本思想是:首先将曲线上的物理坐标 $(x, y)$ 归一化为参数坐标 $(\psi, \eta)$ ,然后把参数坐标值 $\eta(\psi)$ 解析地表达成类型函数 $C_{N_{c1}}^{N_{c1}}(\psi)$ 与形状函数 $S_{N_{c2}}^{N_{c2}}(\psi)$ 的乘积。其中,类型函数定义了曲线所具有的几何属性,形状函数则为精确表达曲线形式的表达式。

如图1所示,底部截面由上下两条曲线组成,最大宽度为 $W$ , $x$ 的取值范围为 $\left[-\frac{W}{2}, \frac{W}{2}\right]$ ,设曲线高度为 $H$ ,则 $y$ 的取值范围为 $[0, H]$ 。归一化处理: $\psi = \frac{x}{W} + 0.5, \eta = \frac{y}{H}$ ,则参数坐标 $(\psi, \eta)$ 表示的曲线方程为:

$$\eta(\psi) = C(\psi) \cdot S(\psi) \quad (1)$$

类型函数表达式为:

$$C(\psi) = \psi^{N_{c1}}(1 - \psi)^{N_{c2}} \quad (2)$$

$$\psi \in (0, 1) \quad (3)$$

其中 $N_{c1}, N_{c2}$ 为类型函数指数。由于本文研究升力体的面对称特性,记: $N_{c1} = N_{c2} = N_c$ 。

形状函数 $S$ 根据所要表达的曲线形式确定,这里取:

$$S = 2^{2N_c} \quad (4)$$

式(2)、(4)代入式(1),并将参数坐标 $(\psi, \eta)$ 还原到物理坐标 $(x, y)$ :

$$y_u = H_u \cdot \left(\frac{x}{W} + 0.5\right)^{N_{cu}} \cdot \left(0.5 - \frac{x}{W}\right)^{N_{cl}} \cdot 2^{2N_{cu}} \quad (5)$$

$$y_l = -H_l \cdot \left(\frac{x}{W} + 0.5\right)^{N_{cl}} \cdot \left(0.5 - \frac{x}{W}\right)^{N_{cl}} \cdot 2^{2N_{cl}} \quad (6)$$

其中下标“ $u$ ”和“ $l$ ”分别表示上、下截面曲线参数。

图1给出了两个典型底部截面曲线形式,表1为其控制参数的具体值。可见,由 $N_{cu}, N_{cl}, H_u$ 和 $H_l$ 四个参数确定的截面曲线具有如下特征:(1)左右对称;(2)最大宽度为 $W$ ;(3)上、下部分的高度分别为 $H_u$ 和 $H_l$ 。

表1 典型底部截面曲线参数

Tab. 1 Typical parameters of the bottom curve

	$N_{cu}$	$N_{cl}$	$H_u$	$H_l$
Imaginal line	2.5	1.5	0.3W	0.15W
Continuous line	0.7	0.9	0.35W	0.2W

### 1.3 俯视图控制参数

如图2所示,俯视截面曲线采用幂函数描述<sup>[20]</sup>如式(7)。

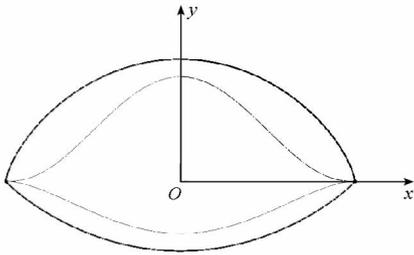


图 1 底部截面曲线示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the bottom curve

$$y = \frac{W}{2L^n} x^n \quad (7)$$

其中  $n$  为控制曲线曲率变化的指数,不同的  $n$  值对应于不同的曲线形式,体现为升力体头部宽度的变化,图中实线代表的曲线  $n = 0.3$ ; 虚线代表的曲线  $n = 0.6$ 。

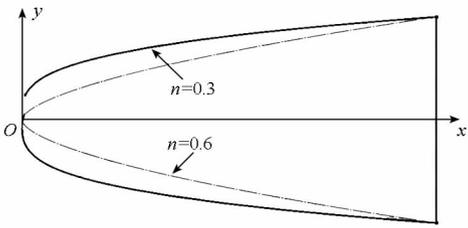


图 2 俯视图轮廓曲线示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the planform curve

为减少外形参数的数量,采用连接头部和底部的两条直线段定义正视图,如图 3 所示。



图 3 升力体正视图

Fig. 3 Front view of lifting body

### 1.4 生成外形举例

上述参数化模型需要最大宽度  $W$ 、4 个底部截面控制参数  $N_{cu}$ 、 $N_{cd}$ 、 $H_u$ 、 $H_l$  和俯视图控制指数  $n$  共 6 个参数来表现升力体外形,仅仅从几何层面来讲,这 6 个参数的选择相互独立、互不冲突,并且各参数具有明确的几何意义,所能表现的外形非常丰富。生成外形举例如图 4 所示。

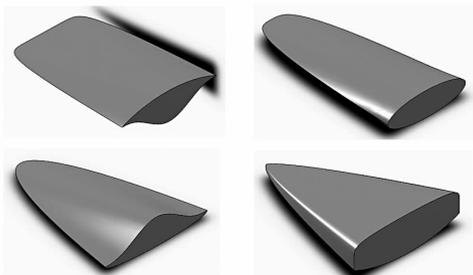


图 4 生成外形举例

Fig. 4 Examples of lifting body

## 2 气动特性分析方法

气动性能分析采用成熟的 Fluent 软件。选取 SST  $k - \omega$  两方程湍流模型,对流项离散采用三阶 MUSCL 格式,升力体表面满足无滑移边界条件,进口取来流参数,出口数值边界条件采用外推方式获得。

采用结构网格离散流场,由于流场的对称性,只对一半流场进行网格划分,在靠近升力体表面对网格进行加密,典型的计算网格如图 5 所示。

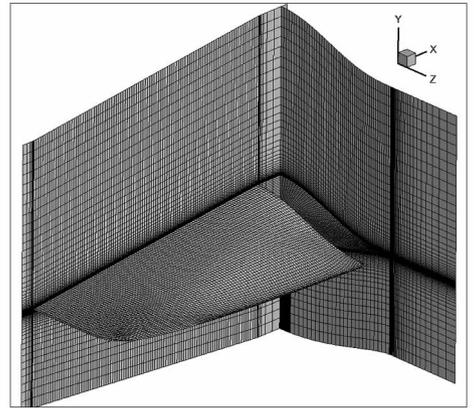


图 5 CFD 计算网格

Fig. 5 Computational grids

## 3 正交试验分析

正交试验设计按照均匀分散、整齐可比的原则布置少量代表性很强的试验点<sup>[21]</sup>,通过对试验结果的分析处理,可从中提取出关键信息,因而具有很高的效率。本文采用该方法探索外形参数对升力体性能的影响。

### 3.1 正交试验设计

针对 6 个外形参数,每个参数选取 5 个水平,采用  $L_{25}(5^6)$  正交表,一共需要进行 25 次 CFD 计算。表 2 给出了正交试验各因素的水平设置情况。

表 2 正交试验因素水平设置

	$W/m$	$N_{cu}$	$N_{cd}$	$H_u/m$	$H_l/m$	$n$
level1	2	0.1	0.1	0.2	0.2	0.1
level2	2.5	0.5	0.5	0.325	0.325	0.3
level3	3	0.9	0.9	0.45	0.45	0.5
level4	3.5	1.5	1.5	0.575	0.575	0.7
level5	4	3	3	0.7	0.7	0.9

### 3.2 试验结果分析

本文主要考察各外形参数对升力体容积率  $\eta$

和升阻比  $L/D$  的影响。计算升阻比时,来流条件为:马赫数 10,飞行攻角  $11^\circ$ ,飞行高度 25km。

采用 CFD 方法计算各因素各水平的结果,并计算极差<sup>[21]</sup>,表 3 给出了各因素不同试验指标对应的极差值,其中  $R_{\eta_j}$  和  $R_{L/D_j}$  分别表示容积率和升阻比对应的第  $j$  因素的极差。极差  $R_j$  反映了第  $j$  因素对试验指标的影响程度,极差越大,该因素对试验指标的影响就越大。从表 3 中可见,底部截面高度  $H_u$  和  $H_l$  对容积率的影响最大,其次是俯视图控制指数  $n$ ,  $W$ 、 $N_{cu}$ 、 $N_{cl}$  的影响相对较小。就升阻比而言,底部截面高度  $H_l$  的影响最大, $n$  和  $N_{cl}$ 、 $N_{cu}$ 、 $H_u$  和  $W$  的影响较小。

表 3 各因素极差分析结果

Tab. 3 Range analysis results of each factor

Factor	$W/m$	$N_{cu}$	$N_{cl}$	$H_u/m$	$H_l/m$	$n$
$R_{\eta_j}$	0.05	0.04	0.04	0.1	0.09	0.08
$R_{L/D_j}$	0.19	0.31	0.61	0.27	1.07	0.64

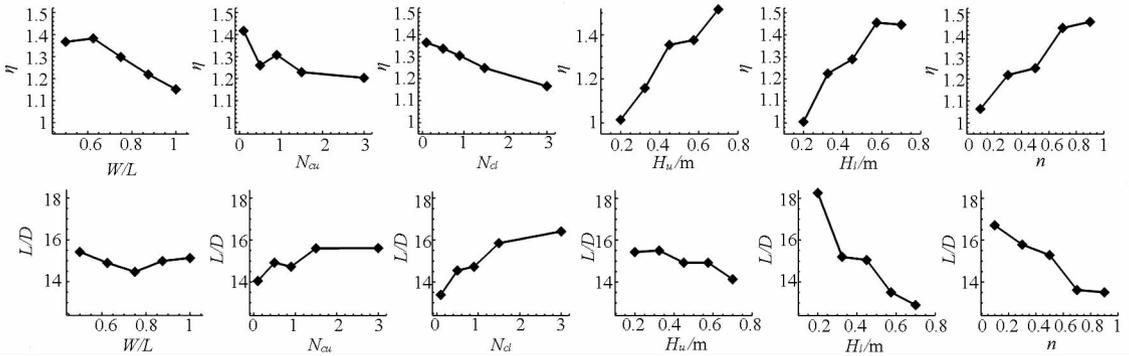


图 6 各因素不同水平对容积率和升阻比的影响

Fig. 6 Influences of each factor with different levels on volume efficiency and lift-drag ratio

### 4 代理模型构建

代理模型是指通过数学手段构造的计算量小,但计算结果与数值分析或物理试验结果相近的近似数学模型,本文通过构建满足设计分析精度的代理模型替代 CFD 计算,进行升力体的外形优化设计。

#### 4.1 样本选取方法

样本点的选择对代理模型的预测能力影响很大,本文采用设计速度快、样本分布均匀的拉丁超立方试验设计方法产生反映设计空间特性的试验样本点,初始样本点的个数遵循“10k”原则(即初始样本点个数为设计变量个数的 10 倍)<sup>[22]</sup>,样本点的气动特性采用前述的 CFD 分析方法得到。

#### 4.2 Kriging 代理模型构建

代理模型技术主要包括多项式响应面、径向

图 6 给出了各因素同一水平下的容积率(或升阻比)之和的变化,反映了各因素不同水平对试验指标的影响。可以看出,底部截面高度  $H_u$  和  $H_l$  对容积率的影响最大,且底部高度越大  $\eta$  越大,这是因为升力体尾部容积所占的比重最大,改变底部截面高度能最有效地改变  $\eta$ 。 $n$  值的影响也较大,且  $n$  越大  $\eta$  也越大。随着  $W$ 、 $N_{cu}$  和  $N_{cl}$  的增大, $\eta$  总体上变小。就升阻比而言, $H_u$  和  $H_l$  对  $L/D$  的影响相似,高度越高,升力体越“厚”,阻力越大, $L/D$  越小,但因为飞行攻角的原因,升力体下表面迎风而上处于背风区,所以  $H_l$  对  $L/D$  的影响更明显。 $N_{cu}$  和  $N_{cl}$  越大,升力体两侧越扁平,两侧机身在飞行时起到类似于机翼的作用产生更大的升力,因而  $L/D$  越大,同样由于飞行攻角的原因  $N_{cl}$  对  $L/D$  的影响更明显。 $n$  值越小升力体头部越宽,升力和阻力都变大,但升力变化更明显,所以  $L/D$  越大。最大宽度  $W$  对  $L/D$  的影响很小。

基函数、神经网络和 Kriging 方法等。其中,前两种方法处理强非线性和高维数问题时表现不好<sup>[23]</sup>,神经网络方法虽然较适合处理强非线性和高维数问题,但其预测精度和鲁棒性在一定程度上不及 Kriging 方法<sup>[23]</sup>。

本文采用 Kriging 方法构建替代 CFD 分析的代理模型,为了增强代理模型的寻优精度和效率,借鉴经典的 EI 函数方法<sup>[22]</sup>并加以改进,提出在现有样本点基础上,同时加入 EI 值最大的点和 Kriging 模型预测方差最大的点来改善模型预测精度,EI 函数值和 Kriging 模型预测方差的具体计算方法参考文献[22],这样的加点寻优方法一方面具有 EI 函数方法兼顾局部和全局寻优的特点,另一方面在模型预测方差最大处加点更注重模型的全局精度,并且多点加点方式也适合于并行计算,有利于提高优化设计的效率。

经过 12 次加点迭代和模型修正后, Kriging 模型最大预测方差满足收敛要求, 然后随机产生 6 个测试点对建立的代理模型进行验证, 升阻比和容积率的最大误差分别为 3.78% 和 3.45%, 这样的模型精度完全可以替代 CFD 分析进行优化设计研究。

## 5 多目标优化与分析

### 5.1 问题描述

根据正交试验分析结果, 飞行器容积率和升阻比存在着严重的“冲突”, 基于一组外形参数生成的升力体构型很难同时满足二者的要求, 而容积率和升阻比对于高超声速滑翔飞行器的重要性不言而喻, 以它们为优化目标进行多目标优化有着重要的意义。

由于升力体最大宽度  $W$  对其性能影响相对较小且受飞行器总体规模的限制, 本文优化时假设  $W = 2.5\text{m}$ , 其余的 5 个外形参数作为设计变量, 它们的取值范围如表 4。

表 4 设计变量及其变化范围

Tab.4 Design variables and their ranges

Factor	$N_{cu}$	$N_{cl}$	$H_u/\text{m}$	$H_l/\text{m}$	$n$
Lower bound	0.25	0.25	0.2	0.2	0.1
Upper bound	3	3	0.7	0.7	0.9

另外为了保证升力体的飞行稳定性和总的容积, 以满足实际飞行需要, 将飞行器的纵向压心系数  $X_p$  和体积  $V$  作为约束条件。

表 5 给出了升力体基本外形和相应的性能, 优化设计问题可以这样描述:

$$Ma = 10, \alpha = 11^\circ, H = 25\text{km}$$

$$\min \begin{cases} -\eta \\ -L/D \end{cases} \quad (8)$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} X_p \geq 0.614 \\ V \geq 2.015\text{m}^3 \end{cases}$$

表 5 基本外形及其性能

Tab.5 Baseline and its performance

	$\eta$	$L/D$	$X_p$	$V/\text{m}^3$
	0.257	2.708	0.614	2.015

### 5.2 优化结果与分析

采用遗传算法对容积率和升阻比进行多目标寻优, 得到的优化结果如图 7 所示。图中空心圆圈为优化得到的满足约束条件的前缘点, 它们分布均匀, 体现了两个优化目标间的冲突和妥协; 实

心三角形和圆点分别对应于基本外形(图中标注“BL”)和同时满足  $\eta$  和  $L/D$  最大的理想状态(图中标注“Ideal”), 由于优化目标相互冲突, 该理想状态是无法达到的; “+”标记点表示用于构建代理模型的样本点, 包括初始的 50 个、12 次迭代加入的 24 个以及用于验证的 6 个随机样本; 前缘上首尾标注“Max VE”和“Max LD”的点为满足约束前提下, 分别以  $\eta$  和  $L/D$  为目标的单目标优化结果; 由基本外形对应的状态出发作水平和竖直虚线, 与前缘会有两个交点, 夹在这两点之间的前缘点即为可行解(Feasible Solution, FS), 每一个可行解都能在满足约束的前提下同时提高  $\eta$  和  $L/D$ , 而这两点分别成为可行解的上下界(图中标注为“UBFS”和“LBFS”), 前缘上可行解之外的区域上的点仅仅能改善一个性能而使得另一个变差; 标注“TFS”和“TPF”的点分别代表典型的可行解和典型的前缘点。

从图 7 中可知, 在  $L/D > 3.487$  或  $\eta < 0.2546$  的区域没有优化解, 这是由于需要满足压心系数和容积约束条件的缘故。

图 7 还给出了样本点和前缘点上典型状态对应的外形, 可见升力体的厚度(由外形参数  $H_u$  和  $H_l$  表征)与俯视图控制参数  $n$  对容积率和升阻比影响较大。可行解对应的外形具有这样的特征:  $n$  值中等(0.6 左右), 背部高度  $H_u$  较大(0.65m 左右)且接近高度上限而腹部高度  $H_l$  相对较小且变化较大: 当追求较大容积率时  $H_l$  较大, 反之追求较大升阻比时  $H_l$  较小。

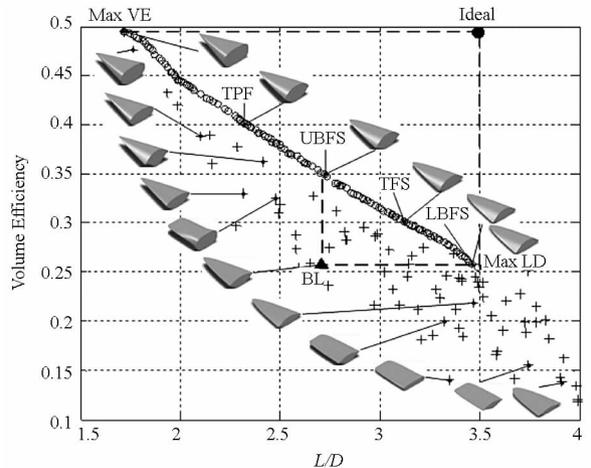


图 7 多目标优化结果

Fig.7 Pareto-optimal solutions of multi-objective optimization

表 6 给出了图 7 中典型可行解(TFS)的气动性能及与基本外形的差别, 可见多目标优化后的外形容积率和升阻比都有了显著提高(分别增大 17.31% 和 11.94%), 同时纵向稳定性稍微增强,

飞行器容积显著增大,优化效果明显。

表6 典型可行解及其与基本外形的比较

Tab.6 Comparison between typical feasible solution and Baseline

Parameter	$\eta$	$L/D$	$X_p$	$V/m^3$
Value	0.302	3.032	0.625	2.45
Difference(%)	17.31	11.94	1.805	21.66

最后选取图7中前缘上的5个典型外形采取CFD方法进行分析,以验证本文基于代理模型优化方法的有效性。表7给出了验证结果,可见,无论是容积率还是升阻比,物理模型与代理模型的响应差别最大都不超过3.5%。

表7 典型优化前缘特性验证

Tab.7 Verification of typical Pareto front

Shapes	Difference of $\eta$	Difference of $L/D$
Max LD	-1.84%	1.51%
TFS	-3.28%	3.33%
TPF	0.92%	2.49%
UBFS	1.52%	0.97%
LBFS	0.057%	1.72%

### 5.3 边缘钝化对优化设计结果的影响

高超声速飞行条件下,恶劣的气动热环境使得尖锐边缘容易被烧蚀;受工艺的制约,尖锐边缘也较难加工,因此需要进行必要的边缘钝化处理。由于边缘钝化对飞行器容积率的影响微乎其微,本节主要研究不同钝化半径对优化前缘上构型升阻比的影响。

选取图7中前缘上的20个典型外形,依据升阻比从小到大的顺序,将它们分别编号(1~20),并对它们进行半径为8mm、16mm和24mm的边缘钝化,得到不同钝化半径下升阻比随构型编号的变化情况如图8所示。可见边缘钝化使得优化前缘上的外形升阻比显著减小,钝化半径越大升阻比越小,并且随着升阻比增大,钝化导致的升阻比减小的幅度逐渐增大。另外,不同钝化半径条件下,按序编号的各优化构型的升阻比与排序编号均成单调递增的关系,这说明仅仅以升阻比和容积率为目标,基于尖锐前缘外形得到的优化结果就能指导飞行器的设计。但如果考虑到气动热的影响,本文研究的高超声速滑翔式升力体设计必须基于钝化的外形进行详细的优化设计与分析。

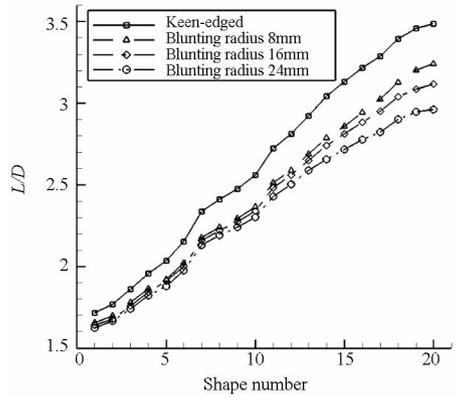


图8 边缘钝化对升阻比的影响

Fig.8 Influences of edge blunting on lift-drag ratio

## 6 结论

本文采用较少的外形控制参数设计了一种高超声速滑翔式升力体构型,通过正交试验分析了各外形参数对容积率和升阻比的影响,并基于Kriging代理模型技术和遗传算法对升力体进行外形优化设计。通过研究得到以下结论:

(1) 基于6个控制参数的升力体参数化方法具有参数数目少、数学表达简单、所能表达的外形丰富等特点,并且参数能较好反映外形几何特征,非常适宜此类构型的设计与分析。

(2) 对升力体容积率和升阻比影响较大的外形参数主要有  $H_u$ 、 $H_l$  和  $n$ ,而且它们对这两个特性的影响作用是相反的。

(3) 采用Kriging方法,分别对容积率和升阻比构建代理模型,构建好的代理模型输出误差小于4%,完全满足外形优化设计需要。

(4) 采用多目标遗传算法对基本外形进行优化设计,得到了满足飞行器纵向压心系数和容积约束条件的优化前缘及可行解。通过对可行解的分析认为,在所研究的飞行状态下,要兼顾容积率和升阻比的要求且满足约束条件,升力体外形具有这样的特征: $n$ 值中等,背部最大高度  $H_u$  接近高度上限,腹部最大高度  $H_l$  相对较小。典型可行解的容积率和升阻比较基本外形分别提高17.31%和11.94%。

(5) 升力体边缘钝化能显著减小升阻比,钝化半径越大升阻比越小。当仅仅以升阻比和容积率为目标时,基于尖锐前缘外形得到的优化结果能直接外推到钝化条件下。

## 参考文献 (References)

- [1] 陈小庆. 高超声速滑翔飞行器机动技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.

- CHEN Xiaoqing. Study of maneuvering technology for hypersonic gliding vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [2] Robert I B, John D E. Lifting body—an innovative RLV concept[C]//AIAA 1995 Space Programs and Technologies Conference, Huntsville, 26–28 September, 1995.
- [3] Kawato H, Watanabe S, Yamamoto Y. Aerodynamic performances of lifting-body configurations for a reentry vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(2): 232–239.
- [4] Ware G M, Spencer B Jr, Micol J R. Aerodynamic characteristics of the HL-20 and HL-20A lifting-body configurations [C]//AIAA 9th Applied Aerodynamics Conference, Baltimore, 23–25 September, 1991.
- [5] Barret C. The lifting body legacy[C]//37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 11–14 January, 1999.
- [6] Wallcer S, Sherk C J, Shell D, et al. The DARPA/AF falcon program; The hypersonic technology vehicle #2 (HTV–2) flight demonstration phase [C]//Proceedings of 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [7] Wallcer S, Tang M, Morris S, et al. Falcon HTV-3X-A reusable hypersonic test bed [C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, 28 April–1 May, 2008.
- [8] 张珍铭, 丁运亮, 刘毅. 升力体外形设计的代理模型优化方法[J]. 宇航学报, 2011, 32(7): 1435–1444.  
ZHANG Zhenming, DING Yunliang, LIU Yi. A surrogate model-based optimization method for a lifting-body configuration design[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(7): 1435–1444. (in Chinese)
- [9] Kimmel R, Adamczak D, Berger K, et al. HIFiRE-5 flight vehicle design [C]//40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Chicago, Illinois, 28 June–1 July, 2010.
- [10] 唐伟, 桂业伟. 通用大气飞行器的参数化气动布局研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 325–328.  
TANG Wei, GUI Yewei. Aerodynamic configuration design for a parameterized lifting body common aero vehicle [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(3): 325–328. (in Chinese)
- [11] 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 conceptual design for high maneuverable lift body with flaps [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(3): 370–373. (in Chinese)
- [12] 李晓宇, 欧海英, 丁国昊, 等. 基于响应面方法的高超声速飞行器一体化布局气动设计与优化[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(2): 8–11.
- LI Xiaoyu, OU Haiying, DING Guohao, et al. Integrative aerodynamic design and optimization of hypersonic vehicle configurations based on response surface methodology [J]. Missile and Space Vehicles, 2010(2): 8–11. (in Chinese)
- [13] Ahmed M Y M, Qin N. Metamodels for aerothermodynamic design optimization of hypersonic spiked blunt bodies [C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010, 14(5): 364–376.
- [14] Ahmed M Y M, Qin N. Surrogate-based multi-objective aerothermodynamic design optimization of hypersonic spiked bodies[J]. AIAA Journal, 2012, 50(4): 797–810.
- [15] Leifsson L, Koziel S. Variable-resolution shape optimization: low-fidelity model setup and algorithm scalability [C]//12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSM, Indianapolis, Indiana, 17–19 September, 2012.
- [16] Leifsson L, Koziel S. Surrogate-based shape optimization of low-speed wind tunnel contractions [C]//42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, New Orleans, Louisiana, 25–28 June, 2012.
- [17] Kulfan B M. “Fundamental” parametric geometry representations for aircraft component shapes [C]//11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, 6–8 September, 2006.
- [18] Kulfan B M. A universal parametric geometry representation method—“CST” [C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 8–11 January, 2007.
- [19] Kulfan B M. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 142–158.
- [20] 蔡国飙, 徐大军. 高超声速飞行器技术[M]. 北京: 科学出版社, 2012.  
CAI Guobiao, XU Dajun. Hypersonic aircraft technology[M]. Beijing: Science Press, 2012. (in Chinese)
- [21] 任露泉. 试验优化设计与分析[M]. 北京: 高等教育出版社, 2003.  
REN Luquan. Optimization design and analysis of experiment[M]. Beijing: Higher Education Press, 2003. (in Chinese)
- [22] Jones D R, Schonlau M, Welch W J. Efficient global optimization of expensive black-box functions[J]. Journal of Global Optimization, 1998, 13(4): 455–492.
- [23] Paiva R M, Crawford C, Sulemon A. Comparison of surrogate models in a multidisciplinary optimization framework for wing design[J]. AIAA Journal, 2010, 48(5): 995–1006.