

基于代理模型的运载器头罩外形优化设计

马 洋¹, 王丹丹², 杨 涛¹, 丰志伟¹, 张青斌¹

(1. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073;

2. 中国运载火箭技术研究院 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 引入 Kriging 代理模型, 选取若干不同头罩外形的运载器, 进行气动性能分析, 利用运载器气动性能参数作为拟合样本建立代理模型. 以具有足够精度的代理模型替代 CFD 分析, 发展了一种基于代理模型的运载器头罩外形优化设计方法. 在马赫数为 3、飞行攻角为 3°、飞行高度为 8 km 条件下, 利用该方法对运载器进行最小阻力系数、最大纵向压心系数的单目标优化和综合考虑上述 2 个目标的多目标优化. 结果表明: 2 个目标存在冲突, 为同时兼顾减小阻力和增强纵向稳定性, 必须对运载器头罩外形进行多目标优化, 得到的外形阻力系数减小了 1.95%, 纵向压心系数增大了 5.93%, 采用基于代理模型的优化设计方法能在保证精度条件下有效提高计算效率.

关 键 词: 运载器; 优化设计; Kriging 代理模型; 遗传算法; CFD; 参数化设计

中图分类号: V411.3

文献标志码: A

Optimization design of shroud configuration of transporter based on surrogate model

MA Yang¹, WANG Dan-dan², YANG Tao¹,
FENG Zhi-wei¹, ZHANG Qing-bin¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering,

China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Transporters with different shroud configurations were chosen, and aerodynamic characteristics were analyzed. Kriging surrogate model was introduced and established with aerodynamic characteristic parameters. The surrogate model with adequate analysis precision was used to replace CFD analysis in optimization process. Single-objective optimization with the minimum resistance coefficient and the maximum longitudinal pressure center coefficient of transporter and multi-objective optimization considering these two objects were implemented under the conditions of Mach number of 3, angle-of-attack of 3 degrees and flight altitude of 8 km. The optimization results indicate that the conflict exists between two objects. To take account of decreasing the resistance and enhancing the longitudinal stability, multi-objective optimization is necessary and the method based on surrogate model is efficient and credible. Optimization design obtains desired configuration of transporter, where the resistance coefficient is decreased by 1.95%, and the longitudinal pressure center coefficient

cient is increased by 5.93%.

Key words: transporter; optimization design; Kriging surrogate model; genetic algorithm; CFD; parametric design

头罩是运载器的主要组成部分,也是影响运载器上升段气动特性的最重要部分.一般来说,运载器头罩所追求的气动特性与其他飞行器略有不同,它们对升阻比要求不高,但要求阻力尽可能地小,并且要求有一定的飞行稳定性,这两个要求一般很难同时满足,有时它们甚至是相互冲突的,因而需要进行多目标的优化设计.

在进行运载器头罩外形优化设计时,需多次调用气动性能分析模块,对于此类问题,一般的做法是采用简单的工程估算方法^[1-5],其最大优点是运算简单、计算速度快,但很难保证分析结果的精度,相比之下,采用 CFD 分析的计算结果相对准确.但由于 CFD 分析需要的计算资源本身很庞大,在优化设计时多次 CFD 分析所消耗的计算资源在目前的硬件水平上更是无法接受,所以基于代理模型的优化设计方法得到了广泛的应用^[6-8].在此背景下,本文充分利用 CFD 分析得到较精确分析结果,将其作为拟合代理模型的样本,建立具有足够分析精度的代理模型,优化设计时用代理模型替代 CFD 分析,大大节省计算成本.

本文以某运载器为研究对象,对所关心的头罩母线进行参数化设计,建立可以替代 CFD 气动特性分析的 Kriging 代理模型,并对代理模型进行验证,优化算法采用遗传算法,针对运载器阻力系数和纵向压心系数,分别进行单目标和多目标优化,取得了较好的效果.

1 头罩母线的参数化设计

几何建模是性能分析的前提,作为优化的准备工作,首先必须对头罩母线进行参数化设计,即采用若干控制参数表达头罩母线.如图 1 所示,OA 弧和线段 AB,BC 给出了运载器头罩双锥母线示意图,由于气动加热的约束,固定头部球冠的半径,当 B 点坐标给定后,头罩双锥母线也就随之唯一确定,所以只需要使用 B 点坐标表达头罩母线.以 B 点坐标(x_B, y_B)为设计变量时,其约束条件可由图 1 清晰表示:G 点为过 C 点与过 OA 弧的切点,H 为 CG 延长线与 y 轴正向的交点,则 B 点的可行区域就是三角形 CIH 所围成的区域.

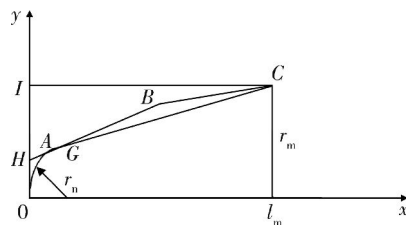


图 1 头罩母线参数化设计

Fig. 1 Parametric design of shroud generatrix

2 数值分析方法

本文采用基于结构网格和 Navier-Stokes(N-S)方程的数值计算方法^[9]计算气动性能,具体计算方法简要表述为:使用 Fluent 软件求解三维定常可压缩流动,选取标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型,对流项采用 2 阶迎风格式.运载器表面满足无滑移边界条件,远场边界满足压力远场边界条件,来流湍流度取 1%,湍流黏性比等于 1.使用 Pointwise 软件划分网格,以一个典型计算外形为例(网格如图 2),由于流场的对称性,只对一半流场进行网格划分,生成的结构网格周向为 25 点,径向为 100 点,轴向为 180 点,总共约 45 万网格单元.在靠近旋成体表面对网格进行加密,最靠近物面的一层网格间距为 10^{-4} .

首先采用本文数值分析方法对文献[10]中运载火箭模型进行计算,与风洞数据的结果对比见图 3.图中给出了运载器背风面压力系数 c_p 沿轴向位置的分布(其中 L 表示火箭最大长度, α 表示试验攻角).可见数值结果与试验结果吻合得很

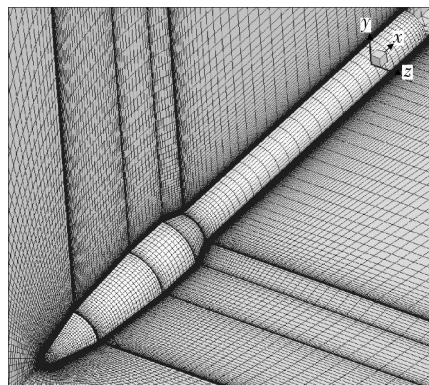


图 2 流场计算网格

Fig. 2 Computational grids of flow field

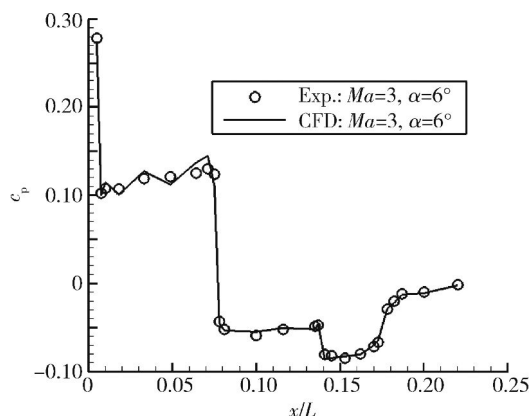


图 3 数值结果与试验结果比较

Fig. 3 Comparison of CFD and experiment results

好,误差在 5% 左右,说明本文 CFD 分析方法具有较好的精度。

3 代理模型及其验证

如果将 CFD 方法直接用于头罩母线优化,计算量将相当惊人. 本文通过构建代理模型来解决这一问题. 所谓代理模型,是指在不降低精度的情况下构造的一个计算量小、计算周期短,但计算结果与数值分析或物理试验结果相近的数学模型^[11].

代理模型总是基于一定的数值分析或物理试验样本点建立起来的,样本点的数目、本身的精度和它们在可行域上的分布决定了代理模型的精度,因而对优化结果的准确性也有很大的影响. 试验设计方法就是用来解决构造代理模型所需样本点的个数和空间分布这一问题的. 为保证样本点具有较强的代表性,本文采用拉丁超方试验设计

法^[12]生成样本点.

本文采用 Kriging 模型作为气动计算的代理模型. Kriging 模型是一种由样本点数据对未知点处响应做无偏、最优估计的模型^[11]. 它的最大优点是能够捕获真实物理问题中的某些非线性特征,因而适合在优化设计中拟合高度非线性的原始模型. 实际操作时,使用 38 个 CFD 计算样本点构建 Kriging 代理模型,并选择额外的 7 组计算数据作为测试样本,通过比较测试样本输出值和代理模型输出值之间的误差,检验代理模型是否能有效地逼近原始模型. 图 4 给出了构建代理模型的拟合样本点和检验代理模型的测试样本点的分布情况,7 组测试样本点 CFD 计算值与预测值的相对误差见表 1 (其中 C_d 为阻力系数, x_p 为纵向压心系数),可见,测试样本点的最大相对误差为 2.7%,因此该代理模型可很好地代替高精度的 CFD 分析.

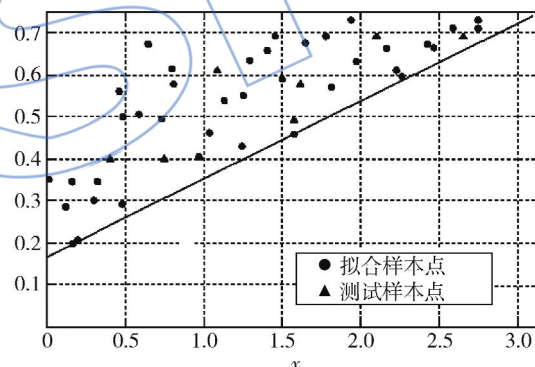


图 4 拟合样本点和测试样本点

Fig. 4 Fitting sample points and test sample points

表 1 测试样本点 CFD 计算值与预测值的相对误差

Table 1 Relative errors of test samples between CFD computation and forecast value

	1	2	3	4	5	6	7
C_d 相对误差/%	0.69	2.3	0.77	1.8	2.70	1.00	0.09
x_p 相对误差/%	2.30	2.7	2.10	2.0	0.85	0.72	1.70

4 优化算法

遗传算法模拟生物在自然环境中的遗传和进化过程,是一种自适应、全局优化的概率搜索算法,它具有良好的鲁棒性、全局性和并行性,在当今工程技术领域的多目标优化问题中应用非常广泛^[4,8,13-15]. 在众多的多目标遗传算法中,非劣分类遗传算法(NSGA)采用简洁明晰的非劣超排序

(non-dominated sorting) 机制,使算法具有逼近 Pareto 最优解的能力,采用排挤机制保证得到的 Pareto 最优解具有良好的分布,Deb 等^[16]在 NSGA 基础上改进得到 NSGA2,引入精英保留策略对产生的非劣解进行非劣快速分类和密度估计操作,比较其拥挤度,确定是否可接受为 Pareto 最优解. NSGA2 算法提出了新的基于分级的快速非劣排序算法,将计算复杂度由 $O(m \cdot N^3)$ 降低

到 $O(m \cdot N^2)$;同时为使 Pareto 最优解散布范围较大,尽可能均匀遍布,引入了拥挤距离的概念,并采用拥挤比较算子代替需要计算共享参数的适应度共享方法;最后引入精英保留机制,不但扩大了采样空间,而且有利于保持优良个体,迅速提高了种群的整体水平. 由于 NSGA2 算法的上述优点和可靠性,本文以其作为优化算法.

5 算例及结果分析

5.1 研究对象

如图 5 所示,运载器头罩及弹身总体上为旋成体,头罩为锥柱及球冠组合体,弹身为圆柱体. 图中 O, A, B, C, D, E, F 为主要控制点,OA 圆弧与 AB 线段相切于 A 点,球冠半径为 r_n ,头罩前锥角和后锥角分别为 θ_1 和 θ_2 , d_m 为头罩平直段最大直径, d_z 为弹身直径. 令 $d_z = 1$, 利用其对运载器几何参数做无量纲化,则主要的尺寸如表 2.

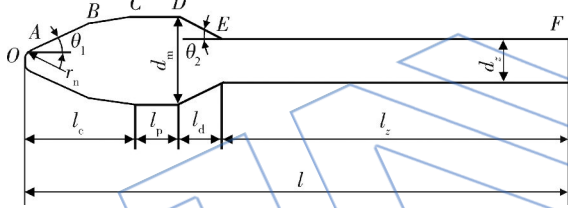


图 5 运载器外形参数

Fig. 5 Configuration parameters of transporter

表 2 运载器外形参数及其尺寸

Table 2 Configuration parameters and dimensions of transporter

外形参数	d_m	l_z	l_d	l_p	l_c	l	r_n
尺寸	1.5	8	0.7	1.2	3.15	13.05	0.2

采用上述方法建立气动分析代理模型,以 C_d 和 x_p 为优化目标,分别进行运载器头罩曲线的单目标和多目标优化,计算中,运载器的气动性能分析使用代理模型,优化算法使用 NSGA2 算法. 在下面算例中,运载器飞行马赫数为 3,飞行攻角为 3° ,飞行高度为 8 km.

5.2 单目标优化

首先给出用于比较优化结果的基本外形参数和相应的气动性能(如表 3).

单目标优化问题可以表达为如下最优化问题标准形式:

表 3 基本外形参数及其气动性能

Table 3 Configuration parameters and aerodynamic characteristics of baseline

B 点坐标		气动性能	
x_B	y_B	C_d	x_p
2.75	0.71	0.62	0.118

$$\min C_d$$

$$\min (-x_p)$$

表 4 给出了运载器单目标优化结果及其与基本外形相应性能的比较. 由表 4 可以看出,以 C_d 为优化目标得到的优化外形,与基本外形相比, C_d 只减小了 4.64%,同时纵向稳定性却变差了(x_p 减小了 7.2%);以 x_p 为优化目标得到的优化外形,与基本外形相比纵向稳定性增强(x_p 增大 16.7%),但同时 C_d 却增大了 72.4%. 可见,当只追求某单一气动性能最优时,另一个气动性能表现会不同程度地变差,所以有必要综合考虑头罩曲线对 2 个优化目标的影响,进行多目标优化.

表 4 单目标优化结果及其与基本外形的比较

Table 4 Single-objective optimization results and comparison of configurations of baseline

优化目标	以 C_d 为优化目标		以 x_p 为优化目标	
	优化值	与基本外形的误差/%	优化值	与基本外形的误差/%
C_d	0.5918	-4.64	1.0691	72.4
x_p	0.1095	-7.20	0.1377	16.7

图 6~图 8 为运载器单目标优化得到的头罩曲线与基本外形头罩曲线的比较.

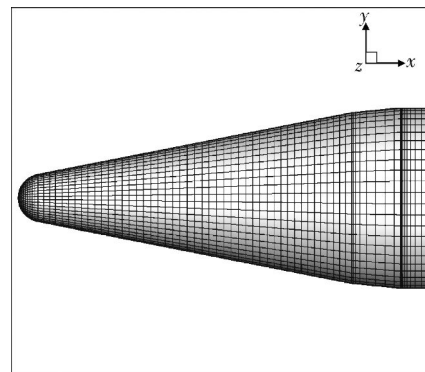
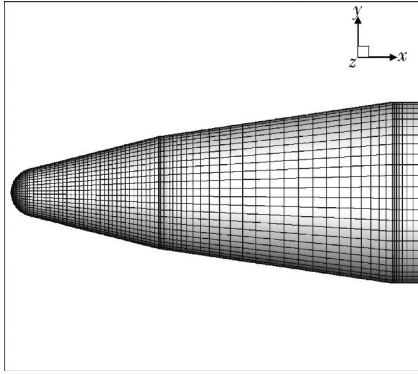
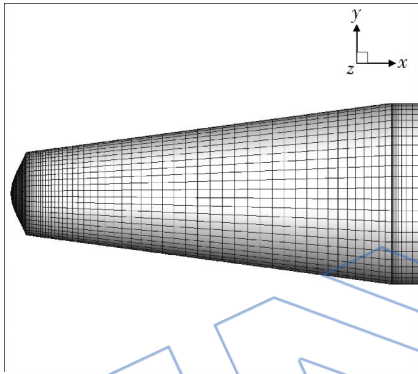


图 6 基本外形头罩

Fig. 6 Shroud configuration of baseline

图 7 最小 C_d 外形头罩Fig. 7 Shroud configuration with the minimum C_d 图 8 最大 x_p 外形头罩Fig. 8 Shroud configuration with the maximum x_p

5.3 多目标优化

从上面单目标优化的结果看,所选的 2 个优化目标总体上是冲突的,如果没有特殊限制,将会

存在很多满足 2 个优化目标达到相互“妥协”的优化解,而上节得到的单目标优化结果就是众多优化解中的极限解,它们构成 Pareto 优化前沿的 2 个端点.

图 9 给出了多目标优化结果,图中 Pareto 优化前沿的 2 个端点为单独满足 C_d 最小和 x_p 最大的单目标优化解;实心方块标记点为同时满足 2 个优化目标的理想状态,由于 2 个优化目标相互冲突,该理想状态不可能达到;实心三角形标记点为基本外形对应的状态,从该状态出发分别作水平和竖直实线,Pareto 优化前沿夹在这两条实线之间的优化结果为最终可行的优化解,这些优化解的共同特征是它们同时使得 2 个优化目标得到了改善,而 Pareto 优化前沿上的其他点则只是改善了一个优化目标但使得另一个变得更差了.对于图 9 的研究还发现 2 个现象:①在 Pareto 优化前沿上靠近最小 C_d 的一端, C_d 增大很少就能换来较大的纵向稳定性,而在靠近最大 x_p 的一端,牺牲较少的纵向稳定性将能使得 C_d 减小较多;②由于优化前沿的非凸特性,Pareto 优化前沿上缺少 C_d 从 0.655 到 0.91 的状态点,也就是说,不存在 C_d 在 (0.655, 0.91) 区间上的多目标优化解.

从 Pareto 优化前沿上选取一典型的优化解,相应外形的 B 点坐标为 (1.48, 0.46),表 5 给出了该优化解及其与基本外形气动性能的比较.可以看出,与基本外形相比较,阻力系数减小了 1.95%,纵向压心系数增大了 5.93%,较好地兼顾了 2 个气动特性的改善,达到了多目标优化的目的.图

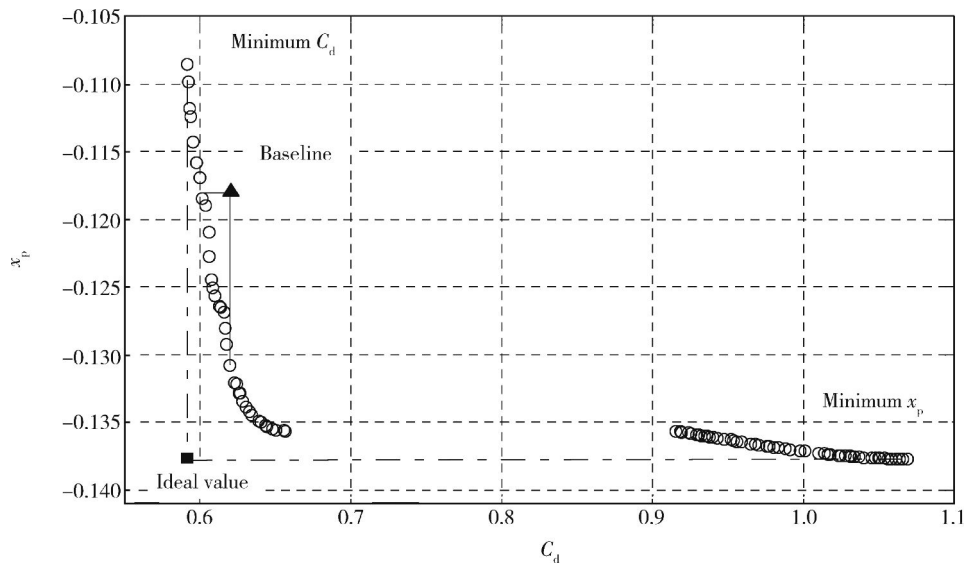


图 9 多目标优化结果

Fig. 9 Results of multi-objective optimization

10 为多目标优化外形头罩曲线示意图。

最后对 2 个单目标优化外形和上述多目标优化外形进行 CFD 气动性能分析,以验证基于代理模型的优化计算的可靠性,表 6 给出了优化结果与 CFD 分析结果的相对误差;阻力系数最大相对误差为 2.68%,纵向压心系数最大相对误差为 3.18%。可见本文代理模型及优化计算是可信的。

表 5 多目标优化结果及其与基本外形的比较

Table 5 Multi-objective optimization results and comparison of configurations of baseline

优化目标	优化值	与基本外形的误差/%
C_d	0.6084	-1.95
x_p	0.125	5.93

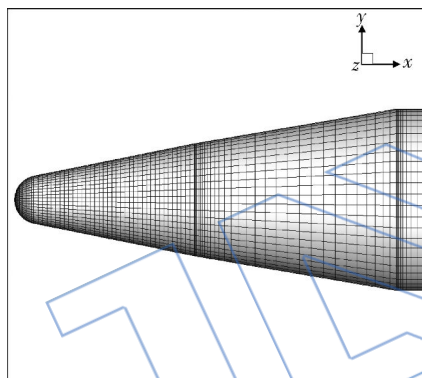


图 10 多目标优化外形头罩

Fig. 10 Shroud configuration of multi-objective optimization

表 6 优化结果与 CFD 分析结果相对误差

Table 6 Relative errors between optimization results and CFD analysis

验证外形	优化结果与 CFD 分析结果的 相对误差/%	
	C_d	x_p
C_d 最小外形	2.42	3.05
x_p 最大外形	2.68	3.18
多目标优化外形	0.36	2.13

6 结 论

本文以某运载器为研究对象,建立了一套基于代理模型技术的头罩外形优化设计方法,该方法能在保证精度条件下有效提高计算效率。首先

通过对具有双锥头罩形式的运载器进行单目标优化,说明了在马赫数为 3、飞行攻角为 3° 、飞行高度为 8 km 条件下,为达到减小阻力和增强纵向稳定性的效果必须进行多目标优化;通过多目标优化得到了一种同时改善阻力特性和纵向稳定性的头罩外形,与基本外形比较阻力系数减小 1.95%,纵向压心系数增大 5.93%,并通过 CFD 分析验证,证明了本文基于代理模型的优化设计方法的可信性和有效性。

参考文献:

- [1] 夏露,高正红,李天. 飞行器外形多目标多学科综合优化设计方法研究[J]. 空气动力学学报,2003,21(3):275-281.
XIA Lu,GAO Zhenghong,LI Tian. Research on multi-objective and multi-disciplinary optimization design of aircraft configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2003,21(3):275-281. (in Chinese)
- [2] 唐伟,高晓成,李为吉. 双椭圆截面再入飞行器的气动计算及布局优化设计[J]. 空气动力学学报,2004,22(2):171-174.
TANG Wei,GAO Xiaocheng,LI Weiji. Aerodynamics prediction and configuration optimization for reentry vehicle with double-ellipse cross-section[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2004,22(2):171-174. (in Chinese)
- [3] 唐伟,桂业伟,方方. 新型升力再入飞船返回舱气动外形选型研究[J]. 宇航学报,2008,29(1):84-88.
TANG Wei,GUI Yewei,FANG Fang. Aerodynamic configurations selection for lift reentry capsule[J]. Journal of Astronautics,2008,29(1):84-88. (in Chinese)
- [4] 王允良,张勇,李为吉. 可重复使用运载器机翼外形优化[J]. 宇航学报,2004,25(5):488-491.
WANG Yunliang,ZHANG Yong,LI Weiji. Wing shape optimization of the reusable launch vehicle[J]. Journal of Astronautics,2004,25(5):488-491. (in Chinese)
- [5] Theisinger J E,Braun R D. Multi-objective hypersonic entry aeroshell shape optimization[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2009,46(5):957-966.
- [6] 曾会华,余雄庆. 基于代理模型的气动外形优化[J]. 航空计算技术,2005,35(4):84-87.
ZENG Huihua,YU Xiongqing. An approach to aerodynamic shape optimization using surrogate models [J]. Aeronautical Computer Technique,2005,35(4):84-87. (in Chinese)
- [7] 杨华. 机翼气动双向代理模型设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
YANG Hua. 2D surrogate model design of aerodynamic force of air-foil[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2007. (in Chinese)
- [8] 李晓宇,欧海英,丁国昊. 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,2010,306(2):8-11.

- LI Xiaoyu, OU Haiying, DING Guohao. Integrative aerodynamic design and optimization of hypersonic vehicle configurations based on response surface methodology[J]. *Missile and Space Vehicles*, 2010, 306(2): 8-11. (in Chinese)
- [9] Wesseling P. Principles of computational fluid dynamics [M]. Berlin: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2001.
- [10] Azevedo J L F, Moraes P Jr. Code validation for high-speed flow simulation over satellite launch vehicle[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 30(1): 15-21.
- [11] 穆雪峰. 多学科设计优化代理模型技术的研究和应用 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
- MU Xuefeng. Surrogate model study and application in multi-disciplinary design optimization [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [12] Tang B. Orthogonal array-based latin hypercubes[J]. *Journal of the American Statistical Association*, 1993, 88(424): 1392-1397.
- [13] 杨劼, 戴全辉, 黄兴军. 一种基于参数化建模的飞行器隐身外形设计优化方法[J]. *战术导弹技术*, 2009(2): 1-5.
- YANG Jie, DAI Quanhui, HUANG Xingjun. An approach to stealth shape design and optimization for flying vehicle based on parametric modeling[J]. *Tactical Missile Technology*, 2009(2): 1-5. (in Chinese)
- [14] Fares R, CHEN Xiaoming, Agarwal R. Shape optimization of an axisymmetric diffuser and a 3D hydro-turbine draft tube using a genetic algorithm[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2011: 4-7.
- [15] 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.
- [16] Deb K, Pratap A, Agrawal S. A fast and elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-II [J]. *Transactions on Evolutionary Computation*, 2000, 6(2): 182-197.