

文章编号: 1001- 2486(2008) 04- 0001- 05

## 乘波构型优化设计与实验\*

许少华, 侯中喜, 陈小庆, 夏智勋

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 乘波构型是高超声速飞行器高升阻比气动布局设计的重要参考外形之一, 设计中需要综合考虑升阻比、容积率和容积等要求。本文开展了锥导乘波构型的参数化建模设计, 采用改进的多目标遗传优化算法, 完成了以升阻比、容积率和容积为多目标的乘波构型优化设计; 在 KD- 01 高超声速炮风洞中完成了不同攻角缩比模型的气动力实验, 并同 CFD 计算结果进行了比较分析。结果表明: 优化设计外形具有良好的升阻比, 且在一定攻角范围内升阻比较高, 数值模拟和实验分析基本吻合。研究结果可为高超声速滑翔式飞行器的设计提供参考。

**关键词:** 乘波构型; 优化设计; 数值计算; 风洞实验

中图分类号: V211. 5 文献标识码: A

## Optimized Design and Experimental Study of Waverider Configuration

XU Shao-hua, HOU Zhong-xi, CHEN Xiao-qing, XIA Zhixun

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Waverider is an important designing reference in the design of hypersonic high  $L/D$  vehicle.  $L/D$ , volumetric efficiency and volumetric are factors to be considered in the designing process. A parameter design model of cone derived waverider was established in this paper and an improved multi-object Genetic Algorithm was chosen as the optimized algorithm. Lift to Drag ratio, volumetric and volumetric efficiency were chosen as optimized objective functions in the multi-object optimization of the cone derived waverider. The optimized model was designed and experiments of attack state's wind tunnel at KD-01 hypersonic gun wind tunnel were conducted. The experiment results were compared with those of CFD. It shows that the model has good  $L/D$  performance and can maintain high  $L/D$  at certain angle of attack's scope. The CFD results and experiment results are almost identical. The research result is helpful for the hypersonic glide aircraft's aerodynamic design.

**Key words:** waverider configuration; optimized design; CFD; wind tunnel experiment

远程精确投送、快速到达、高机动能力和横向大范围区域覆盖是高超声速飞行器发展的重点目标, 主要包括无动力滑翔和有动力巡航两大分支。无动力滑翔飞行器具有技术成熟度高、效能显著等优点, 是各国近期重点发展的方向之一。无动力滑翔飞行器面临的核心技术是高超声速条件下高升阻比的气动外形、高性能的防热/隔热结构、特殊的飞行弹道和控制等问题。本文主要研究高超声速条件下高升阻比气动外形的设计、数值分析与实验。

乘波构型是实现高升阻比, 突破高超声速“升阻比屏障”的一种有效尝试。20 世纪 80 年代出现了乘波构型研究的高潮, 人们针对乘波构型的应用限制问题开展研究, 进行了不同目标的优化设计, 给出了一些简化设计结果和经验公式<sup>[1-8]</sup>。Rasmussen<sup>[1]</sup>等人采用高超声速小扰动理论对基于锥形流场生成的乘波构型进行了无粘升阻比优化; 马里兰大学 Corda<sup>[2]</sup>, Bowcutt<sup>[3]</sup>等人在 Anderson 教授的领导下, 把圆锥轴对称流场用于乘波构型的设计, 通过考虑粘性条件下的工程估算公式, 分析了乘波构型的性能, 并在此条件下运用单纯优化算法进行了简单的优化工作。锥导乘波构型具有升阻比高、结构紧凑、容积大

\* 收稿日期: 2008- 02- 26

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10302031); 国家 863 基金资助项目(2006AA756050)

作者简介: 许少华(1975-), 男, 博士生。

等优点, 特别适合与原有运载助推系统集成, 同时由于其表面积小, 长时间防热处理相对简单, 是无动力滑翔式飞行器设计的重要参考外形之一。

## 1 乘波构型设计与优化

### 1.1 乘波构型参数化设计

锥导乘波构型设计基于圆锥激波流场, 通过选择合适锥角和底部曲线确定外形, 如图 1 所示。底部基线的形状和位置决定设计形状和流场区域, 其涉及的参数比较多, 如何确定可优化的底部基线是设计的重要问题, 本文采用四次曲线作为底部基线, 并通过几何约束确定其系数以便进行优化设计。如图 2 所示, 底部基线方程取为:  $x = R_0 + b_2 y^2 + b_4 y^4$ , 参数含义如图 1、图 2 所示。

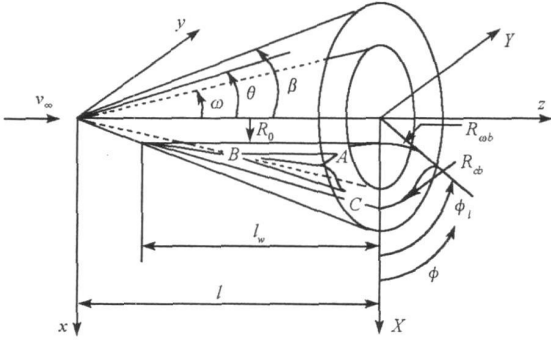


图 1 锥导乘波构型生成示意图

Fig. 1 Sketch map of coned waveride configuration

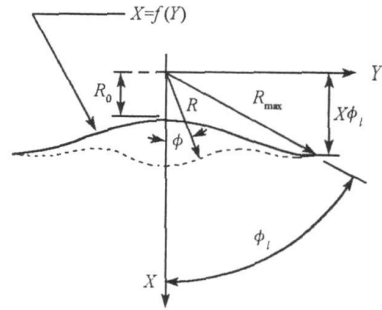


图 2 底部基线参数定义

Fig. 2 Parameter definition of base line

令曲线两端的斜率  $x' |_{\phi=0} = 0$ , 从而可以确定系数  $b_2$ 、 $b_4$ :

$$b_2 = \frac{2(x_{\phi} - R_0)}{y_{\phi}^2} \quad b_4 = -\frac{b_2}{2y_{\phi}^2}$$

一般地,  $0.3x_{\phi} \leq R_0 \leq x_{\phi}$ ,  $45^\circ \leq \phi \leq 75^\circ$ 。确定圆锥半顶角  $\delta$ 、 $\phi$  以及  $R_0$  和  $x_{\phi}$  的比值  $k$ , 即可唯一确定基线的外形, 再通过流线追踪可以确定乘波构型, 不同参数生成的外形如图 3 所示。

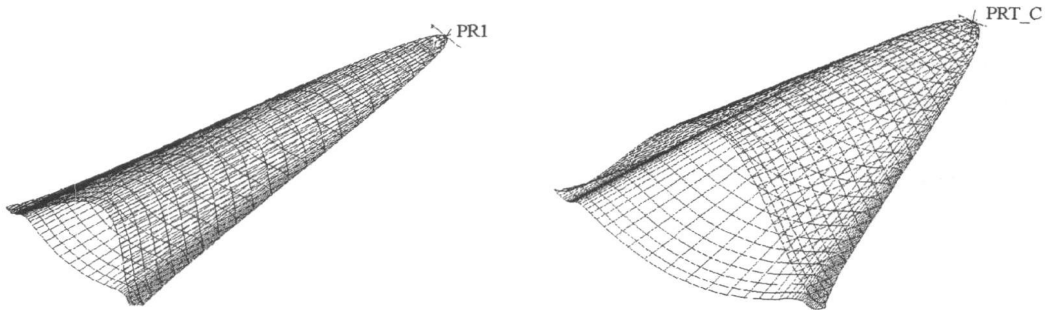


图 3 不同参数生成的外形

Fig. 3 Different configuration created by different parameters

### 1.2 多目标优化设计方法与参数选取

遗传算法提供了一种求解非线性、多模型、多目标等复杂系统优化问题的通用框架, 它不依赖于具体问题的领域, 特别适合于参数间耦合关系复杂的非线性问题。乘波构型参数间影响关系复杂, 局部最优值特点复杂且未知, 多参数的计算量非常大, 为了更好地研究乘波构型参数优化问题, 本文从变异算子入手改进了原有的遗传算法, 一方面维持了解的多样性, 防止出现早熟现象; 另一方面在求解后期, 算法加速向最优解收敛, 具体算法描述见文献[9]。

以升阻比、容积率和容积作为优化目标, 设计来流参数:  $P_{\infty} = 287.14 \text{ Pa}$ ,  $T_{\infty} = 250.4 \text{ K}$ ,  $\rho_{\infty} =$

$0.003996\text{kg/m}^3$ , 计算粘性应力时壁面参考温度选取  $T_w = 1500\text{K}$ 。优化参数选取为:采用实数编码;种群规模 100, 交配池规模为 220, 采用单点交叉, 交叉概率 0.9, 变异概率 0.05, 最大进化代数 2000。

### 1.3 升阻比和容积率优化分析

首先以升阻比和容积率为多目标进行优化设计, 获得的 Pareto 前沿曲线如图 4 所示, 可以看出:在升阻比( $L/D$ )和容积率( $\eta$ )之间存在着“此消彼长”的关系, 二者是相互影响的, 不可能同时取得最大值。得到的 Pareto 前沿中外形控制参数  $\delta$  的变化范围最大, 而  $\phi$  和  $k$  的变化相对较小, 这说明相对于  $\phi$  和  $k$ ,  $\delta$  是影响乘波构型性能的最重要参数。如图 5 所示, 当其他参数固定时, 升阻比随着  $\delta$  的增大而减小, 容积和容积率则随着  $\delta$  的增大而增大,  $k$  的取值则趋向于 0.3。

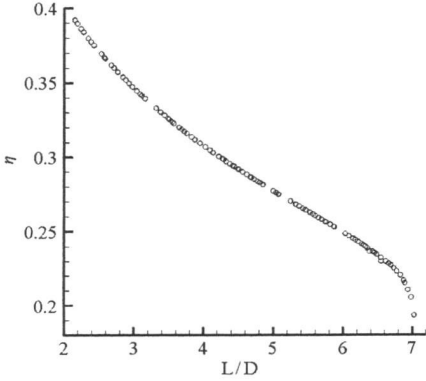


图 4 升阻比、容积率优化 Pareto 前沿  
Fig. 4 Pareto front of  $L/D$  and volumetric ratio

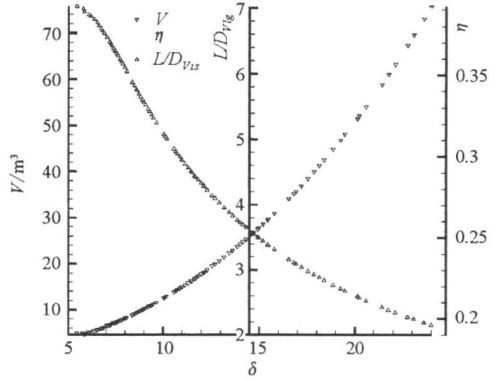


图 5 目标函数随  $\delta$  变化曲线  
Fig. 5 Variation of objected function with  $\delta$  changing

### 1.4 升阻比和体积优化分析

以升阻比和容积为优化目标函数进行优化, 优化结果的 Pareto 前沿如图 6 所示。二者之间同样相互影响, 不能同时取得最大值。类似上面的分析, 相对于  $\phi$  和  $k$ , 参数  $\delta$  也是影响优化结果的最重要参数。从外形参数来看, 参数  $k$  趋向于 1 时, 上表面趋向于平面, 与以容积率为目标的优化结果相比, 体积优化结果外形较宽, 但容积率不高。 $k$  的不同取值体现了容积率和容积之间的“矛盾”。在定长的情况下,  $k$  越小, 外形趋向于细长体, 容积率大, 但容积比较小;  $k$  越大, 外形越宽, 容积越大, 相应的容积率却比较小。

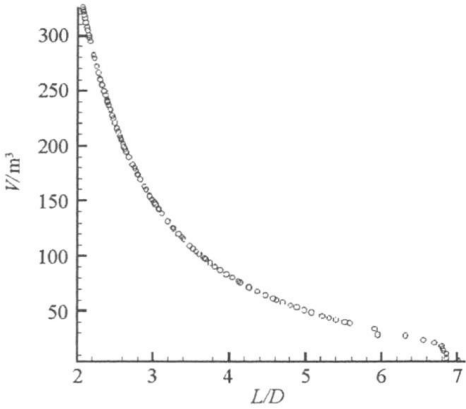


图 6 升阻比、容积优化 Pareto 前沿  
Fig. 6 Pareto front of  $L/D$  and volume

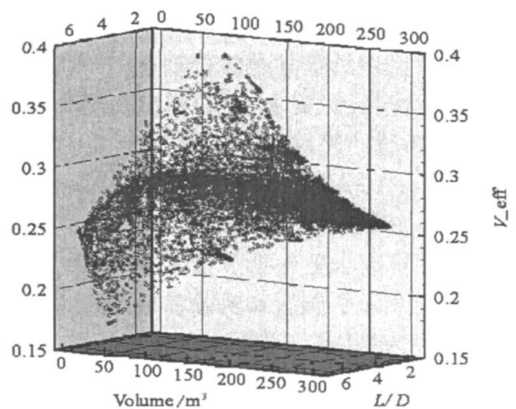


图 7 多目标优化的 Pareto 前沿  
Fig. 7 Pareto front of multiobject optimization

### 1.5 升阻比、容积率以及容积三目标优化

前面分析可知, 单纯的优化并不能得出比较满意的结果。在实际设计中, 必须综合考虑各方面的因素, 增加优化目标或者适当的约束以获得符合要求的设计外形。本文以升阻比、容积以及容积率为目标

进行多目标优化设计,优化参数选取和前面两目标优化参数相同。运行40次,得到4000个Pareto前缘,对优化结果进行处理,共得到3876个体,其Pareto前沿曲面分布如图7所示。前沿直观地体现了升阻比、容积以及容积率三者之间的“矛盾”关系。对于不同的锥角,  $\Phi$  和  $k$  不再趋于最大或者最小值,这是因为将容积和容积率一同作为了优化目标,二者之间在一定“制约”关系。

可进一步在升阻比、容积或容积率参数要求的范围内选择数据剖面,通过继续选择范围区间,直至选择到所需的设计参数。

## 2 数值模拟

采用CFD方法对优化的乘波构型基本性能进行分析,考虑精确模拟激波的要求,数值方法采用高精度、高分辨率的TVD格式,具体方程和算法参见文献[10]。计算条件同设计条件,出口处数值边界条件采用外推方式获得;壁面处提等温、无滑移物面条件。

图8和图9分别给出了无粘和有粘流场的马赫数分布图,可以看出,无粘条件下,激波很好地贴附在前缘边上,限制了下表面高压气体向上表面渗漏,从而使得构型完全“乘”于激波之上。考虑粘性的时候,由于边界层的影响,下表面的高压气体向上表面泄漏,降低了外形的气动性能,但是激波并没有脱体,“乘波”特性依然有效,这也说明优化设计方法是可行的。

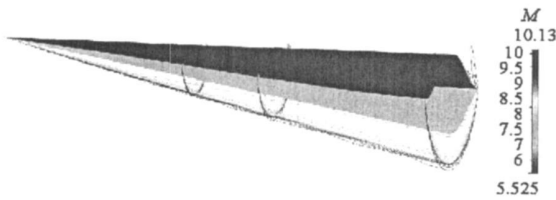


图8 无粘流场的马赫数分布

Fig. 8 Mach number distribution of Inviscid flowfield

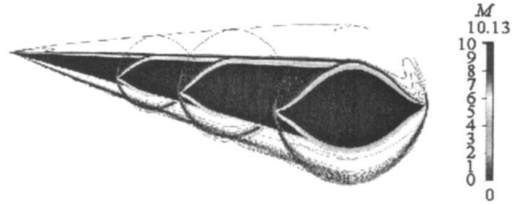


图9 有粘流场的马赫数分布

Fig. 9 Mach number distribution of viscous flowfield

在 $0^\circ$ 攻角条件下,CFD计算的粘性升阻比为3.4581,比无粘和工程估算低9.2%,这一方面是由于边界层导致激波未能很好贴合边缘,造成底部高压泄露,以及无粘设计未计及表面摩擦,粘性力工程估算不准确而导致。

## 3 风洞实验

### 3.1 实验模型与实验设备

本文选取优化的锥导乘波构型进行了加工。模型的控制参数为:基本圆锥角  $\delta = 12^\circ$ ,  $\Phi = 55^\circ$ ,  $k = 0.5$ 。根据实验设备的要求,实验模型长度为400mm,宽231.6mm,厚度为85mm,如图10所示。

KD-01高超声速风洞是一座脉冲式、空气驱动空气、轻活塞运行的高马赫数风洞。驱动段内径103mm,长度8~10m,被驱动段长度8~14m。驱动段的设计工作压力100MPa,被驱动段的设计压力为50MPa,出口马赫数  $Ma = 7 \sim 10$ ,实验段尺寸为  $1.6 \times 1 \times 1\text{m}$ ,真空罐长12m,容积  $75\text{m}^3$ 。KD-01高超声速风洞真空系统的配置包括3台真空泵,整个真空机组启动后,真空度可达8Pa。

测量系统由天平测量和实验参数测量系统两部分组成。天平测量系统由天平、加速度计、多通道加法器、应变放大器组成。天平为六分量应变天平。数据采集/分析仪和微机组组成数据采集、分析系统。

### 3.2 实验结果分析

实验测定了来流马赫数8.19,攻角分别为 $0^\circ$ 、 $2^\circ$ 、 $4^\circ$ 三个状态下,模型的气动力实验数据。每个状态重复三次实验,实验结果具有良好的重复性,和平均值相比,每次实验的结果差别都在2%以内,测试结果如表1所示,可以看出:综合考虑容积率和容积性能的优化外形其升阻比较高,在攻角变化范围内升阻比都大于3.2,而且随着攻角增加升阻比在逐渐增加。

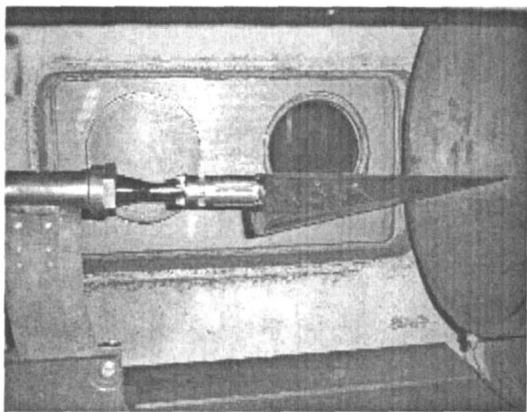


图 10 实验模型在风洞中的安装图

Fig. 10 Installation of experimental model in wind tunnel

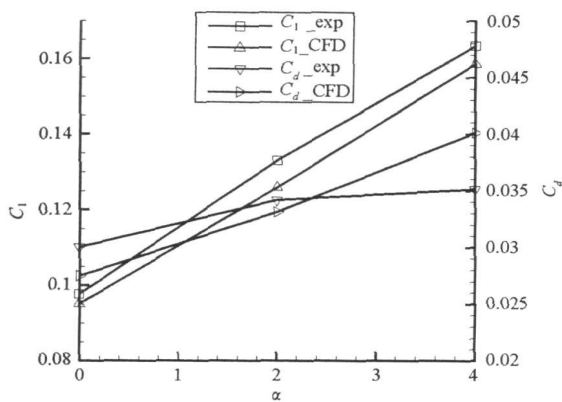


图 11 升力和阻力系数随攻角变化图

Fig. 11 Coefficient variation of lift and drag with attack angle

表 1 实验数据与 CFD 数据对比

Tab. 1 Comparable data of experiment and CFD

攻角	比较	$C_l$	$C_d$	$l/D$
0°	实验平均值	0.09769	0.03005	3.2505
	CFD 计算值	0.09508	0.02750	3.4581
2°	实验平均值	0.13306	0.03420	3.8907
	CFD 计算值	0.12589	0.03315	3.7973
4°	实验平均值	0.16338	0.03517	4.6461
	CFD 计算值	0.15864	0.04013	3.9532

CFD 计算结果和实验结果吻合较好,特别是在设计点 0° 攻角条件下,升力系数之间的差别为 2.67%,阻力系数差别为 8.48%;在实验的攻角范围内,升力系数和阻力系数都随着攻角成近似的线性关系,CFD 和实验趋势都相同,如图 11 所示;CFD 得到的升力系数同实验值相比更为一致,升力系数的计算结果和实验值差别在 3.5% 以内;阻力系数差别较明显,特别是在攻角为 4° 时,阻力系数差别为 14.1%,这导致升阻比有较大程度的差别。

造成实验和 CFD 差别的可能原因主要包括:底部阻力 CFD 计算较简单,同风洞实验底部的具体条件不一致,造成压差阻力差别大;高超声速粘性边界层计算误差大,受参考壁温、流动转捩、计算方法等因素影响,壁面摩擦阻力计算存在一定差别,造成摩擦阻力差别大;攻角变化后,上下表面流动参数差异大,上述问题更为明显,但升力主要由上下表面压差产生,受到的影响较小,因此升力误差较小,且变化趋势一致。

#### 4 结论

- (1) 乘波构型设计目标之间存在相互制约,包括升阻比、容积率和容积等要求,需要依据实际使用需求采用多目标优化的方法进行设计,通过增加优化目标或者采用适当约束以获得符合要求的设计外形;
- (2) 采用改进的非线性遗传算法对锥导乘波构型进行多目标优化设计是可行的,设计外形具有较高的升阻比,且在一定攻角范围内升阻比特性较好;
- (3) 无粘与有粘时计算结果有一定的差别,主要是粘性边界层造成了下表面和上表面之间的压力“泄漏”,造成升力下降,阻力增加;
- (4) 气动实验同数值模拟吻合较好,变化趋势一致,升力系数之间差别较小,阻力系数间由于底部阻力和粘性等影响差别较为明显。

设置标记数组大小为 50。从图中可以看出,在各种目标分布下,本系统采用的方法在运行时间上比完全算法改进了很多,而在解的性能上与完全算法的结果差别非常微小,证明本文方法是有效可行的。

## 5 结束语

面向可见光光学成像小卫星的成像调度需求,设计并实现了一个光学卫星成像调度系统。介绍了系统组成结构及工作流程,重点介绍了系统设计中的关键技术,主要包括成像方案生成过程中的成像约束图模型和基于标记更新思想的路径搜索算法,以及针对成像方案安排数据下传计划时的背包模型和启发式求解算法,最后给出了问题的应用实例和实验结果,实验结果证明了系统的适用性和可行性。需要特别指出的是,本文设计的系统适用于中小规模问题;当面向大规模应用时,可能无法在有限时间内获得可行解。因此,我们下一步的目标是针对大规模应用,采用近似算法进行问题求解。

## 参考文献:

- [1] Bensana E, Verfaillie G, Agnese J C, et al. Exact and Approximate Methods for the Daily Management of an Earth Observation Satellite[C]// Proceedings of SpaceOps- 96, Munich, Germany, 1996.
- [2] Harrison S A, Price M E. Task Scheduling for Satellite Based Imagery[C]//Proceedings of the Eighteenth Workshop of the UK Planning and Scheduling Special Interest Group, University of Sanford, UK,1999.
- [3] Gabrel V, Vanderpooten D. Enumeration and Interactive Selection of Efficient Paths in a Multiple Criteria Graph for Scheduling an Earth Observing Satellite[J]. European Journal of Operational Research, 2002, 139: 533- 542.
- [4] 张帆. 成像卫星计划编制中的约束建模及优化求解技术研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2005.
- [5] Muraoka H, Cohen R H, Ohno T, et al. Aster Observing Scheduling Algorithm[C]// Proceedings of SpaceOps- 98, Tokyo, Japan, 1998.
- [6] Potter W, Gasch J. A Photo Album of Earth: Scheduling Daily LandSat 7 Activities[C]// Proceedings of SpaceOps- 98, Tokyo, Japan, 1998.
- [7] Lin W C, Liao D Y, Liu C Y, et al. Daily Imaging Scheduling of An Earth Observation Satellite[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part A: System and Humans, 2005, 35(2): 213- 223.

(上接第 5 页)

## 参考文献:

- [1] Rasmussen M L. Waverider Configurations Derived from Inclined Circular and Elliptic Cones [J]. Journal of Spacecraft and Rockets 1980, 17 (6): 537- 545.
- [2] Corda S. Viscous Optimized Hypersonic Waveriders Designed from Flows over Cones and Mini-mum Drag Bodies [D]. University of Maryland College, Park, 1988.
- [3] Bowcutt K G. Optimization of Hypersonic Waveriders Derived from Cone Flows-including Viscous Effects [D]. University of Maryland College, Park, 1986.
- [4] Lobbia M, Suzuki K. Design and Analysis of Payload-optimized Waveriders [R]. AIAA2001- 1849, 2001.
- [5] Eckert E R G. Engineering Relations for Heat Transferred Friction in High Velocity Laminar and Turbulent Boundary Layer Flow over Surface with Constant Pressure and Temperature[J]. Transaction of the ASME, 1970, 78 (5): 855.
- [6] Bowcutt K G, Anderson J D. Viscous Optimized Waverider Designed From Ax symmetric Flow Fields [R]. AIAA 88- 20369, 1988.
- [7] Deb K, Pratap A, Agrawal S, et al. A Fast and Elitist Multi-objective Genetic Algorithm: NSGA- II [R]. KanGAL Report No. 200001, 2000.
- [8] Zitzler E, Deb K, Thiele L. Comparison of Multi-objective Evolutionary Algorithms: Empirical Results [J]. Evolutionary Computation, 2002, 8(2): 173- 195.
- [9] 许少华, 侯中喜, 等. 自适应遗传算法变异算子改进研究[J]. 推进技术, 2008(4).
- [10] 陈小庆, 侯中喜, 等. 乘波构型设计、分析与优化[C]// 第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集, 绵阳, 2006.