

文章编号: 1000-8055(2010)04-0912-06

高超声速飞行器并行子空间优化设计

车 竞, 王文正, 何开锋

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 采用正交试验设计方法生成初始数据库, 建立二次多项式响应面近似模型, 以最大巡航距离为设计目标, 机体/推进一体化外形参数和巡航弹道参数为设计变量, 对高超声速飞行器进行了多约束多学科并行子空间优化设计。优化设计获得了多学科融合条件下的最优化外形和弹道参数, 可作为飞行器进一步详细设计的参考方案。

关 键 词: 并行子空间过程; 多学科设计优化; 高超声速飞行器; 响应面; 机体/推进一体化

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

Concurrent subspace optimization design of hypersonic cruise vehicle

CHE Jing, WANG Wen-zheng, HE Kai-feng

(Computational Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: By employing orthogonal experiment design method to build up an initial database and approximate response surface model of quadric polynomial, this paper presented a concurrent subspace optimization process of hypersonic cruise vehicle (HCV) for airframe/scramjet integrated shape parameters and trajectory parameters based on multi-restricted and multi-disciplinary conditions. Through the optimization process, the optimal shape and trajectory parameters on multi-disciplinary synergetic conditions were acquired, providing a reference scheme of HCV for further detailed design.

Key words: concurrent subspace process; multidisciplinary design optimization;

hypersonic cruise vehicle; response surface; airframe/scramjet integration

高超声速飞行器作为一种先进空天飞行器概念, 具有远距离巡航、防区外发射、短时间全球部署、高空高速特点以及有效拦截和打击时间敏感目标的能力, 近年来得到了广泛的研究^[1]。优化设计是高超声速飞行器概念设计和初步设计阶段的主要研究手段, 其中机体/推进一体化设计^[2-3]又是高超声速飞行器优化设计的突破口, 是实现高超声速飞行的关键技术之一。在机体/推进一体化的基础上, 气动布局的总体优化设计工作^[4-5]目前取得了部分研究成果。但是由于高超声速飞行器的优化设计工作具有多峰性和强耦合性等特点,

总体优化设计并不能解决多学科融合条件下的总体最优化问题。因此, 采用多学科设计优化 (multidisciplinary design optimization, MDO) 方法就成为高超声速飞行器设计的新途径。美国是最早开展高超声速飞行器的 MDO 研究的国家, NASA 还专门成立了多学科设计分部^[6]。国内国防科大^[7], 西工大^[8]等单位也相继展开了高超声速巡航飞行器的 MDO 研究。本文采用 MDO 思想, 对高超声速飞行器的一体化外形与巡航弹道参数进行了优化设计。采用正交试验设计方法生成初始数据库, 在此基础上建立二次多项式响应

收稿日期: 2009-03-30; 修订日期: 2009-07-06

基金项目: 中国博士后科学基金(20080431373)

作者简介: 车竞(1977-), 男, 四川新津人, 研究实习员, 博士后, 主要从事飞行器设计的研究。

面模型,并通过设计耦合系统的结构矩阵与学科输出接口,解除学科间的耦合,完成了并行子空间优化设计过程,获得了最优外形和巡航参数方案.

1 多学科优化问题描述

对高超声速飞行器的多学科设计优化,以部分气动外形参数和两个弹道参数为设计变量,最大巡航航程为设计目标,涉及学科范围包括:气动、推进、质量、热环境、雷达隐身(RCS)、弹道等学科,另外包含外形分析和机体/推进一体化设计两个子系统,约束条件涵盖上述各个学科(子系统).基准方案飞行器如图 1 所示.

1.1 几何外形参数化建模

对如图 1 所示的高超声速飞行器,建立其参数化模型,主要设计参数如图 2 所示,前体/进气

道采用三楔板外压缩与二次转折内压缩方案, $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ 是设计变量.尾喷管外形采用三次样条函数建模,由 δ_6 和 δ_7 两个设计变量描述.在设计工况下,前体激波系将汇在进气道外罩唇口 D 点处.

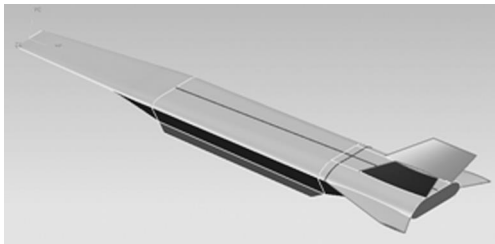


图 1 高超声速飞行器基准方案假想图

Fig. 1 Image project of hypersonic cruise vehicle

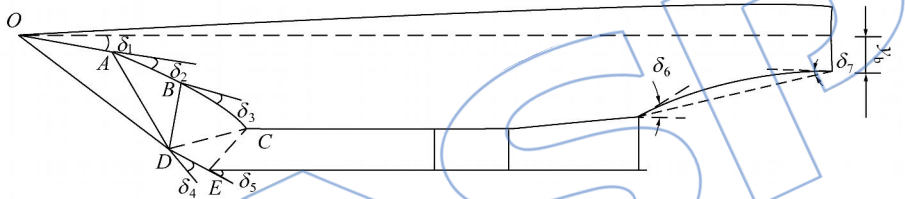


图 2 高超声速飞行器外形参数化建模

Fig. 2 Shape Parametric modeling of hypersonic cruise vehicle

除了 6 个一体化外形参数外,另外两个设计变量选为巡航马赫数与巡航高度.因此多学科设计优化包括 8 个设计变量.

1.2 约束条件

高超声速飞行器的多学科设计优化过程,必然是逐步满足各种约束条件的过程.优化过程中必须满足的约束条件包括:

- 1) 前体长度 $L_{oc} \leq 2.7 \text{ m}$;
- 2) 机身底部尾喷管上壁面的 y 坐标 (图 2) $y_b \leq 0.001 \text{ m}$;
- 3) 机身容积 $V_b \geq 1.48 \text{ m}^3$;
- 4) 机身头部驻点温度 $T_s \leq 1600 \text{ K}$;
- 5) 机身正侧向 RCS 为: $\sigma \leq 3.0 \text{ dBsm}$
- 6) 巡航状态配平攻角范围为 $0.5^\circ \leq \alpha_{\text{aim}} \leq 4^\circ$;
- 7) 巡航状态俯仰舵偏角范围为 $-10^\circ \leq \delta_z \leq 10^\circ$;
- 8) 法向可用过载为 $n_y \geq 1.2$;
- 9) 纵向静稳定性为 $X_{cl} \geq -15.0 \%$.

2 学科耦合分析与接口设计

基于气动布局参数和巡航飞行参数的航程优

化设计,涉及到飞行器的机体/推进一体化外形、质量、气动、热环境、推进、RCS、弹道等学科(或子系统),其学科众多,耦合关系复杂.因此,建立学科耦合分析模型,理顺学科之间的调用关系,设计合理的学科输入输出接口,可为学科的初步解耦打下基础.

2.1 学科性能分析

以工程分析方法为主.对于气动计算,基于高超声速无黏流理论,计及黏性阻力修正与翼身、翼翼干扰影响.对于热环境分析,采用 Fay-Riddle 公式计算驻点热流,参考温度法计算表面热流,考虑边界层转捩.对于推进性能的计算,前体基于一维斜激波理论,隔离段/燃烧室采用一维管流模型,后体采用二维特征线法.对于质量分布特性计算,以基准方案质量分布特性为基准,主要计算与机身容积相关的燃油质量(满载情况)的改变以及与表面积相关的结构质量的改变.对于 RCS 的计算,以物理光学法和边缘等效电磁流法为主,分别计算镜面反射和边缘绕射;同时考虑面元遮挡和翼翼的二面角反射器效应.对于弹道计算,首先采用逐次逼近的简单推力法获取平衡状态,

然后采用三自由度弹道方程求解。

2.2 学科耦合分析

对于上述学科,通常可用设计结构矩阵分析它们之间的耦合关系,针对高超声速飞行器气动布局与弹道参数的多学科设计优化问题,简化的设计结构矩阵如图 3 所示。

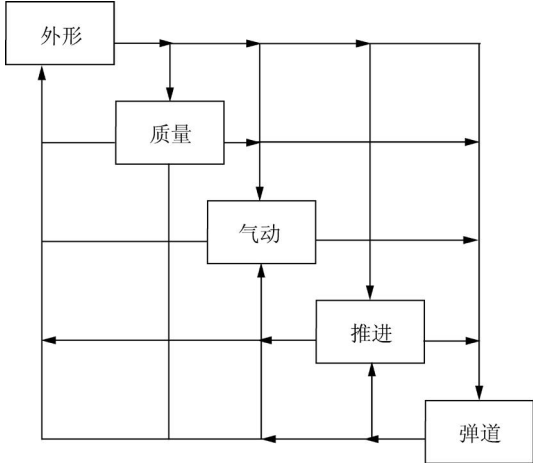


图 3 多学科设计接口矩阵

Fig. 3 Multidisciplinary design interface matrix

由设计结构矩阵可知,学科之间的耦合主要体现在外形与推进之间,以及气动、推进与弹道之间。外形与推进系统之间的耦合主要表现为机体/推进一体化设计将会重构前体尺寸与外形,因此学科分析将有一个从推进系统到外形的反馈过程。而气动、推进与弹道之间的耦合主要表现为弹道学科中不断变化的飞行姿态角成为气动和推进学科的输入,而推进系统的工作又将会改变气动特性。

针对上述两种主要耦合,本文对相关学科进行了分解,并重新设计了输出接口,提出了两种解耦方法。

1) 关于外形与推进系统之间的耦合,将推进学科分为两个子系统:机体/推进一体化外形设计子系统与推进性能计算子系统。机体/推进一体化外形设计子系统的作用是,由设计变量中的气动外形参数部分,根据前体/进气道一体化的要求,计算设计工况下的激波系位置,获得前体尺寸,从而形成完整的气动布局参数。推进性能计算子系统则根据完整的气动外形参数,进行任意状态下的推进性能计算。这样处理以后,推进与外形子系统的耦合被解除,系统分析时先调用机体/推进一体化外形设计子系统得到完整的飞行器外形参

数,然后再进行外形分析。

2) 关于气动、推进与弹道之间的耦合,设计气动、推进学科的输出接口,以解除它们与弹道学科之间的耦合。一个重要的思路是将这两个学科的输出表示成攻角、侧滑角、舵偏角、总攻角等姿态角的多次导数形式。这样可在弹道计算中不必反复调用气动与推进分析模块,只根据输出的导数与姿态角便可重建气动特性和推进特性的表达式,达到解除弹道姿态角影响两学科的目的。

2.3 学科接口设计

如前所述,各学科的输出通过接口设计可降低系统耦合程度,以推进、气动、弹道学科为例。

1) 推进学科:输入参数包括外形参数和弹道参数:巡航马赫数和高度。模块计算该状态下的推进特性,输出最大可用推力系数、燃油最大秒流量、前后体气流参数等变量随总攻角的零次、一次、二次导数(零次导数指零角度下的数值,以下同)。

2) 气动学科:输入参数包括外形参数、推进系统输出参数和弹道参数。推进系统输出参数指后体尾喷管的附加升阻力、俯仰力矩系数随总攻角的导数;在模块计算中根据具体姿态角重建发动机气动干扰的表达式。输出参数是升力、阻力、侧力、偏航力矩和俯仰力矩系数随攻角、侧滑角、俯仰舵偏角的零次、一次、二次导数。

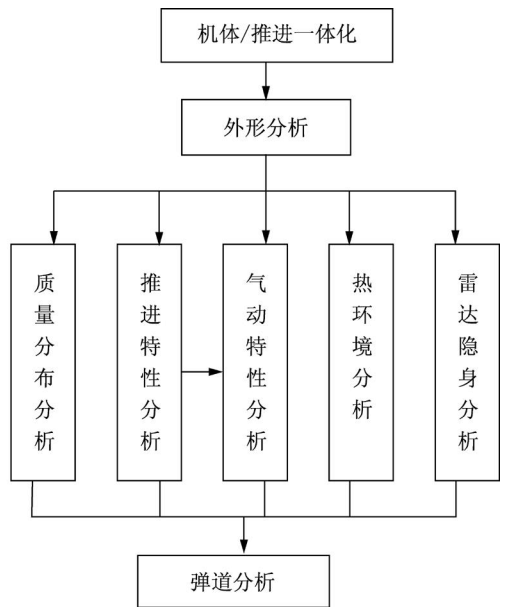


图 4 改进的系统分析关系图

Fig. 4 Modified system analytical relationship

3) 弹道学科:输入参数包括弹道参数、气动导数、推进导数、质量分布参数等等学科的输出.输出巡航段的速度、航程、配平攻角、舵偏角、过载、静稳定性等指标,是系统级学科.

经过两种解耦方式,高超声速飞行器的学科调用关系由耦合型简化为串行调用方式,避免了系统分析时反复迭代求解的麻烦.采用工程方法进行系统分析时,具有快速性.改进后的系统分析流程如图 4 所示.

3 多学科设计优化模型

针对高超声速飞行器的多学科设计优化,建立基于响应面近似的并行子空间优化设计模型.该模型包括下面五大要素.

1) 响应面近似技术:采用二次多项式响应面模型,拟合所有状态变量随设计变量变化的曲线.响应面方法描述如下:假设有 M 对试验数据 $\{(x^{(i)}, y^{(i)}), i = 1, 2, \dots, M\}$, 其中 $x^{(i)}$ 是 N_d 维设计变量,即 $x^{(i)} = (x_1^{(i)}, x_2^{(i)}, \dots, x_{N_d}^{(i)})^T$. 则二阶多项式响应面可写为

$$y^{(i)} = c_0 + \sum_{1 \leq j \leq N_d} c_j x_j^{(i)} + \sum_{1 \leq j < k \leq N_d} c_{N_d+1+j+k} x_j^{(i)} x_k^{(i)} \quad (1)$$

式中 c_0, c_j 和 $c_{N_d+1+j+k}$ 为待估参数,总共有 $n = (N_d + 1)(N_d + 2)/2$ 个参数.上式可写为矩阵形式 $Y = XC$. 其中

$$Y = [y^{(1)}, y^{(2)}, y^{(3)}, \dots, y^{(M)}]^T \quad (2)$$
$$X = \begin{bmatrix} 1, x_1^{(1)}, x_2^{(1)}, \dots, x_{N_d}^{(1)}, x_1^{(1)} x_2^{(1)}, x_2^{(1)} x_2^{(1)}, \dots, x_{N_d}^{(1)} x_{N_d}^{(1)} \\ 1, x_1^{(2)}, x_2^{(2)}, \dots, x_{N_d}^{(2)}, x_1^{(2)} x_2^{(2)}, x_2^{(2)} x_2^{(2)}, \dots, x_{N_d}^{(2)} x_{N_d}^{(2)} \\ \dots \\ 1, x_1^{(M)}, x_2^{(M)}, \dots, x_{N_d}^{(M)}, x_1^{(M)} x_2^{(M)}, x_2^{(M)} x_2^{(M)}, \dots, x_{N_d}^{(M)} x_{N_d}^{(M)} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中 X 是 M 行 n 列矩阵,当 $R(X) = n$ 时,方程 $Y = XC$ 可求得唯一最小二乘解

$$C = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (4)$$

响应面的估值为

$$\hat{y}^{(i)} = C \cdot x^{(i)} \quad (5)$$

2) 试验设计方法:采用正交设计方法,建立 8 因素 7 水平 75 次试验设计的正交表.对于这 75 个样本,建立初始响应面模型.

3) 学科优化算法:采用改进的遗传算法,以精确罚函数法作为约束处理方法,采用基于共享

机制的小生境技术保持种群多样性.

4) 参与优化的学科(子系统):机体/推进一体化外形、气动、质量、推进、热环境、RCS、弹道等学科.

5) 优化过程:基于响应面的并行子空间优化过程.首先利用正交设计和系统分析得到初始试验设计数据库,生成初始响应面模型,然后进行并行子空间优化设计.每个子空间优化过程中,均采用所有的系统设计变量作为设计变量,系统目标作为子空间优化目标,涉及本学科的性能指标计算采用精确计算方法,其他学科的性能指标计算采用响应面近似方法.子空间优化后,将最优点送入试验设计数据库,然后基于响应面近似进行系统级优化设计,再将最优点送入试验设计数据库,如此反复,以扩大数据库容量,使得响应面越来越逼近真实系统.

基于上述技术细节,得到高超声速飞行器的多学科设计优化框架,如图 5 所示.

4 多学科设计优化过程与结果分析

设定遗传算法参数为:种群规模 80,交叉概率 0.8,变异概率 0.4,子空间优化的最大进化代数 200 代,系统级优化的最大进化代数 500 代.优化中对约束条件采用精确罚函数法处理.优化过程在 P4 双核 2.8 G 处理器上进行.优化设计中,初始试验设计数据库容量 74,由正交表生成.并行子空间循环到 100 代时优化过程被终止,运行机时 200 h 左右.每一循环代进行如图 5 所示的 6

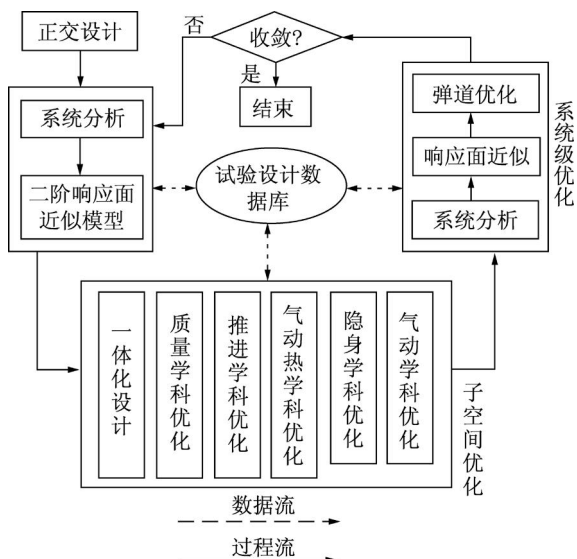


图 5 并行子空间优化过程

Fig. 5 Concurrent subspace process

个子系统级优化和一个系统级优化,到优化结束时,新增最优设计点 700 个,试验设计数据库容量达到 774.利用这个大容量的数据库,建立更为精确的响应面模型,进行了针对系统级的弹道优化设计.该优化过程如图 6 所示.

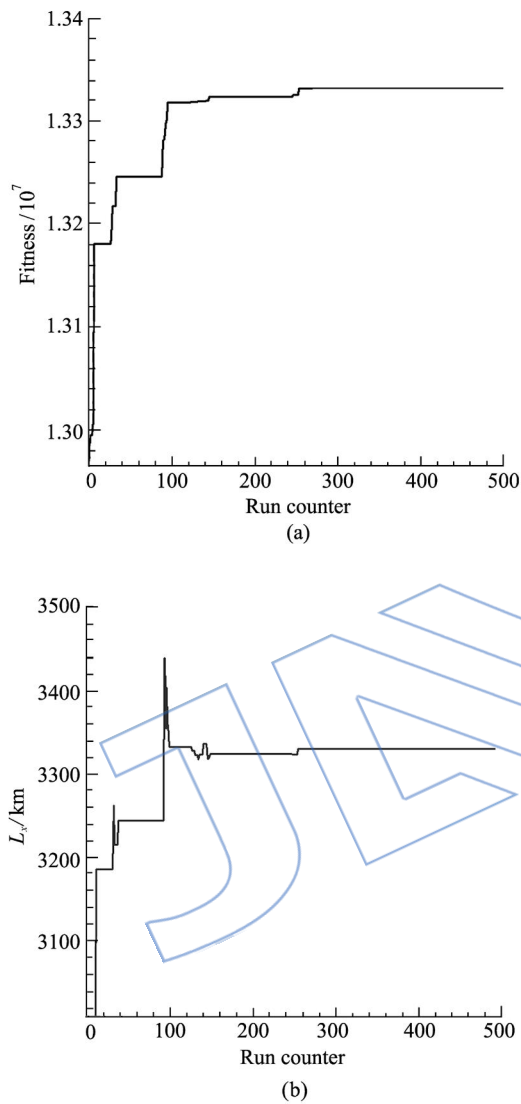


图 6 弹道(系统级)优化设计过程
Fig.6 Optimization process of trajectory
(system level)

从图 6 看出,优化过程从 100 代左右开始进入可行域,经过 400 多代的优化,得到了最优方案.其参数列于表 1.表中 H 为高度; Ma 为马赫数; L_x 为航程.

图 7 给出了最优布局巡航段的配平攻角、俯仰舵偏角、质量随时间的变化规律.图 8 绘出了最优布局方案飞行器的 CAD(计算机辅助设计)模型图.

表 1 最优方案的参数		
Table 1 Parameters of optimal project		
方案	基本方案	最优方案
$\delta_1 / (^\circ)$	5.043	3.732
$\delta_2 / (^\circ)$	2.149	2.404
$\delta_3 / (^\circ)$	2.370	1.244
$\delta_4 / (^\circ)$	7.608	6.288
$\delta_5 / (^\circ)$	9.000	7.703
$\delta_6 / (^\circ)$	5.294	5.200
H / km	30.000	32.937
Ma	6.000	6.497
L_x / km	3078	3343

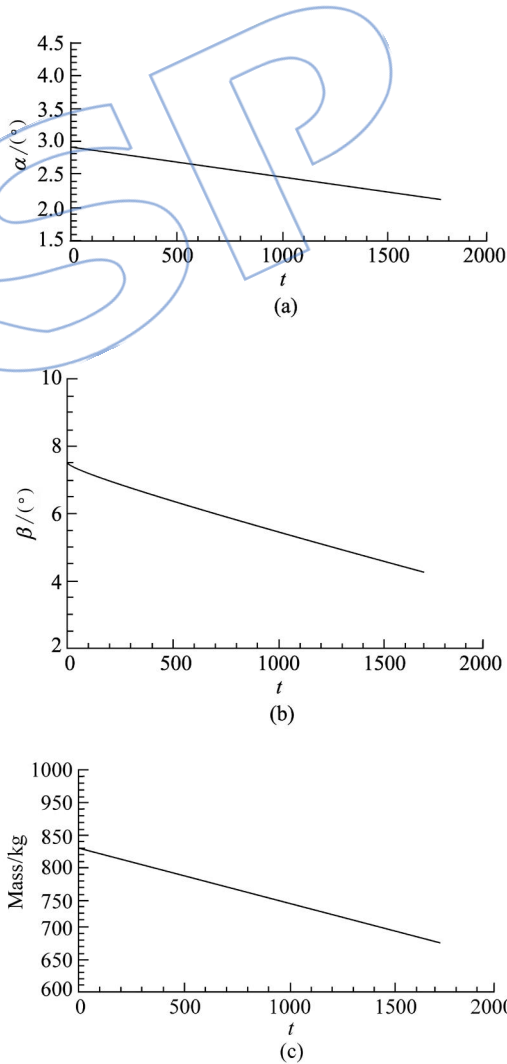


图 7 最优方案飞行轨迹参数曲线
Fig.7 Flight track curve of optimal project
由优化流程可知,子空间优化的主要作用在于提供用于构造响应面的数据点.因此,随着优化



图8 最优布局的外形图

Fig. 8 Shape figure of optimal configuration

过程的进行,数据点越来越多,响应面也越来越精确,系统级优化中建立的近似系统也就越来越逼近真实系统.与普通数据不同的是,这些新增的数据点都是各学科优化的最优设计点,因此在系统级优化设计时无形中将优化算法的搜寻方向引导至这些点处,从而加快优化过程.

5 结束语

本文对高超声速飞行器进行了包括布局参数和弹道参数在内的多学科设计优化,采用基于二次多项式响应面的并行子空间过程,考虑一体化外形、质量、气动、热环境、RCS、推进、弹道等学科(子系统).优化设计从初始响应面开始,不断增加子学科最优设计点到数据库中,使得响应面拟合精度越来越高.基于庞大的试验设计数据库,系统级优化最终得到了最优设计方案.对比基准方案飞行器,最优化弹道方案的马赫数大约应在6.5,巡航高度大约在33 km,航程提高了近10%.这一优化结果可作为基准方案的替代方案,进行下一步的详细设计.

参考文献:

- [1] Lockwood M K, Petley D H, Hunt J L, et al. Airbreathing hypersonic vehicle design and analysis methods[R]. AIAA 96-0381, 1996.
- [2] Gerald C, Doyle K, Khaled R, et al. Multi-criteria design optimization of two-dimensional supersonic inlet [R]. AIAA 2001-1064, 2001.
- [3] Arnaud G, Doyle K. Multicriteria design optimization of integrated three-dimensional supersonic inlets [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(3): 456-463.
- [4] CHE Jing, TANG Shuo. Research on integrated optimization design of hypersonic cruise vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(7): 567-572.
- [5] CHE Jing, TANG Shuo. Integrated optimization design of hypersonic cruise vehicle [R]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2008-0142, 2008.
- [6] 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2004.
LUO Shibin. Research on airframe/ engine integration issues and multidisciplinary optimization methods for air-breathing hypersonic vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004. (in Chinese)
- [7] 王振国, 陈小前, 罗文彩, 等. 飞行器多学科设计优化理论与应用研究[M]. 北京:国防工业出版社, 2006.
- [8] WANG Zhenguo, CHEN Xiaoqian, LUO Wencai, et al. Research on the theory and application of multidisciplinary design optimization of flight vehicles[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [9] 龚春林, 谷良贤, 袁建平. 飞航导弹基于响应面近似技术的并行子空间优化设计[J]. 西北工业大学学报. 2005, 23(3): 392-395.
GONG Chunlin, GU Liangxian, YUAN Jianping. Is CSSO/ RSA method better than single-level MDO method in design of cruise missile [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(3): 392-395. (in Chinese)