高超声速飞行器后体/尾喷管优化设计

甘文彪 阎 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 结合试验设计方法、替代模型技术和遗传算法构建一套改进的优化方法,并将其应用于高超声速飞行器后体/尾喷管的一体化设计. 在构建优化方法时,针对替代模型采用渐近全局策略提高精度;针对遗传算法,采用实数编码、多目标定级排序和改进小生境技术. 在后体/尾喷管的一体化设计应用中,结合高精度的计算流体力学(CFD, Computational Fluid Dynamics)求解,以两个设计点的推力和升力为目标,以力矩为约束,得到优化问题的 Pareto 最优前沿面,优化结果在综合性能方面有很大提升. 该优化方法可进一步推广应用于更复杂的优化设计当中.

关 键 词: 高超声速飞行器; 后体/尾喷管; 优化设计; 遗传算法; 替代模型; 计算流体力学

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)11-1440-06

Afterbody/nozzle optimal design of hypersonic vehicle

Gan Wenbiao Yan Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Through combining design of experiment (DOE), surrogate models with genetic algorithms, modified optimization method was built, which was applied in the integrated design of afterbody/nozzle of a hypersonic vehicle. The sequential global surrogate models were developed to satisfy the computational demand. The issue of modifying genetic algorithms included the real number coding, niche technique and multi-objective class&rank skill. In the optimization question, precise computational fluid dynamics(CFD) were used, thrust and lift were used as the performance objects, moment were used as constrain , and the Pareto front was gotten. After the optimization, the thrust and lift force of the nozzle has a great improvement. As a method, this algorithm can be applied in the optimization design with a more complex flow model.

Key words: hypersonic vehicle; afterbody/nozzle; optimal design; genetic algorithms; surrogate models; computational fluid dynamics(CFD)

当吸气式高超声速飞行器采用机体推进一体化布局时,后体/尾喷管是产生升力和推力的主要部件,对后体/尾喷管进行精细的优化设计能有效地改善机体推进一体化飞行器的整体气动性能.

后体/尾喷管的优化设计起始于 20 世纪 70 年代,文献[1]以推力系数为目标,几何参数为设计变量,完成了简化构型的优化设计. 文献[2]以推力系数为目标,引入 CFD(Computational Fluid Dynamics)技术进行优化设计. 文献[3]利用响应面和多目标优化方法,实现了二维构型的优化;文献[4-7]应用 CFD 技术结合遗传算法完成了优化设计;文献[8-9]则是直接利用特征线法结合遗传算法对喷管外形进行设计.

本文结合试验设计(DOE, Design of Experi-

收稿日期: 2010-08-02; **网络出版时间**: 2011-10-14 08:26; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20111014.0826.001
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20111014.0826.001.html
基金项目: 基础研究发展计划资助项目(2009CB724104); 国家自然科学基金资助项目(90716010)
作者简介: 甘文彪(1985-),男,湖南邵阳人,硕士生,ganhope@126.com.

ment)方法[10]、替代模型技术[11-12]和遗传算法[13-14]构建一套改进的优化方法. 在构建优化方法时,针对替代模型采用渐近全局策略提高精度;针对遗传算法,采用实数编码、小生境技术和多目标定级排序的改进策略.

本文将改进的优化方法应用于后体/尾喷管的多点多目标优化设计中. 优化设计时,对后体/尾喷管进行参数化建模,实现了流场计算网格的自动生成,并利用高精度 CFD 解算器进行自动快速求解,最后得到优化问题的 Pareto 最优前沿面,优化结果在综合性能方面有很大提升.

1　优化方法的基本框架

DOE 方法是有关如何科学合理地安排试验的数学方法,常用的 DOE 方法有正交设计、均匀设计、拉丁方设计等. 为了能充分反映设计空间的特性,为构造替代模型提供有代表性的样本点,本文采用拉丁超立方设计.

本文结合 DOE 方法、替代模型技术和遗传算法构建一套改进的优化方法. 针对替代模型技术和遗传算法,在优化方法中引入改进策略.

优化方法的简略流程如图 1 所示. 优化方法流程可概括为以下 3 个步骤:①将几何参数设计问题表述为多目标优化问题;②按渐近全局策略构建替代模型;③应用遗传算法进行优化,更新替代模型和优化迭代过程,求得优化结果.

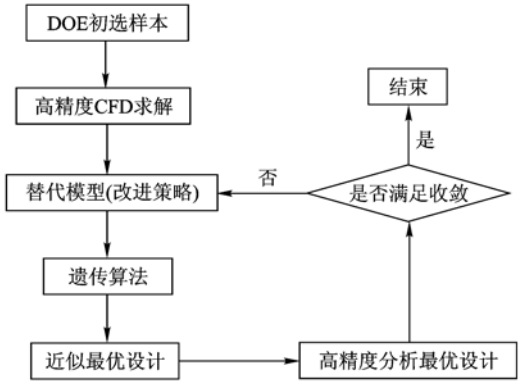


图 1　优化方法总体框架图

2　优化方法的改进策略

2.1　替代模型的渐近全局策略

替代模型是指计算量小,但计算结果与原分析模型的计算结果相近似的计算模型. 在优化迭代计算中用替代模型替代原有分析程序,可有效地减少计算量.

构造替代模型的关键是如何用较少的样本点构造出具有足够精度的替代模型. 为了提高替代模型的全局及局部精度,本文采用一种渐近的全局替代模型策略. 基于这种策略,可连续地在设计空间的全局和局部均加入新样本点,不断提高替代模型的全局拟合精度,直至获得满意的替代模型为止. 其流程图如图 2 所示,步骤如下:

1)应用试验设计方法生成初始样本集,根据初始样本点数据集建立初始替代模型.

2)通过拉丁超立方法在全局设计空间布小样本点集,生成测试样本集.

3)分别用气动分析程序和替代模型求解样本点的计算值和近似值.

4)根据步骤 3)中求得的数据计算结果,应用精度验证准则判断是否收敛. 用误差平方 σ 作为全局精度准则;局部精度准则采用相对最大绝对值误差 ε. 如果收敛,则循环结束;否则进入下一步.

$$\sigma^2 = 1 - \frac{\sum_{j=1}^{n}(y_j - \tilde{y}_j)^2}{\sum_{j=1}^{n}(y_j - \bar{y}_j)^2} \tag{1}$$

$$\varepsilon = \max_{j=1,2,\cdots,n}\left(\frac{|y_j - \tilde{y}_j|}{S}\right) \tag{2}$$

式中,y_j 为气动分析程序求解值;$\tilde{y}_j$ 为对应的替代模型预测值;$\bar{y}_j$ 为测试样本集的均值;S 为测试样本集的标准差;n 为用于测试样本点的数目. σ^2 越靠近 1,表示替代模型全局近似程度越好;ε 越接近 0,表示局部误差越小.

5)在 ε 值大的位置周围选定小空间,布置少量样本点,目的是有针对性地提高替代模型在这个区域的精度.

6)将测试样本点和局部样本点加入到样本

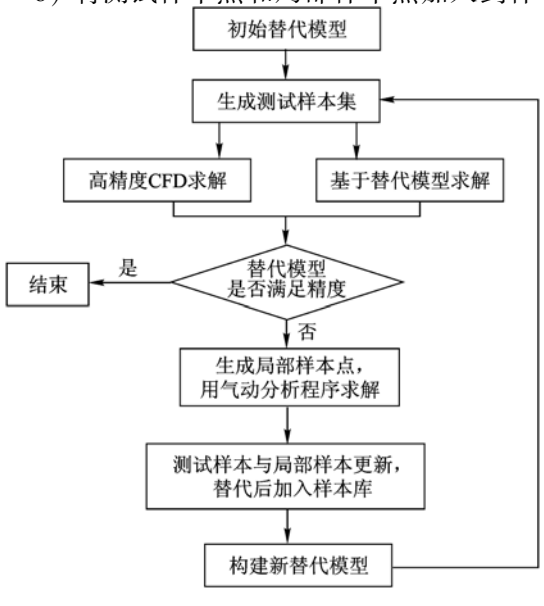


图 2　替代模型的渐近全局策略流程图

库,替换部分不重要区域的原始样本点,得到新样本库. 以这个新的总样本库构建新的替代模型.

7) 返回步骤 2),开始新一轮迭代,直到构建的替代模型满足所期望的精度或达到最大迭代次数为止.

本文基于渐近全局改进策略构建替代模型,优化设计实例采用三次响应面作为替代模型.

2.2 遗传算法改进策略

1) 实数编码. 二进制编码的编码空间是离散的,对于复杂问题,必须增加编码长度,这将直接导致搜索空间的急剧扩大. 为改进这些缺点,本文采用了实数编码,可使编码长度大大减小,提高运算效率.

2) 遗传算子. ① 交叉算子:实数编码下的交叉操作采用算术交叉. ②变异算子:实数编码下的变异运算是对个体加上一个随机数来实现的. 随机数一般取为按正态分布的实数,称为高斯变异.

3) 约束条件的实现. 针对约束条件的实现,本文采用搜索空间限定法和适应度惩罚措施. 对于简单的显式约束,采用搜索空间限制法,在个体生成时不得违反约束条件;而对于复杂的隐式约束,当个体违反约束条件时,采用惩罚适应度的措施,让其在下一代被淘汰.

4) 多目标适应度共享和定级排序. 在多目标遗传算法中,一个个体的秩等于当前种群中支配它的染色体数目,所有非劣个体的秩均为 1,而被支配的个体依据属于它们所在区域的种群密度被惩罚(适应度共享用于验证个体区域的拥挤程度). 最后,按适应度值排序来划分子种群.

5) 改进的小生境技术. 为防止遗传过程中出现早熟和停滞现象,维持种群多样性,本文引入了小生境技术. 基本思路是:设大种群规模为 N,子种群规模为 K,K 是关于 D 的一个函数,可根据问题的特征预先设置,D 为大种群个体的方差,σ 为一常数. 当大种群个体多样性降低时,D 就减小,当 D 小于某一阈值 σ 时,子种群规模就降低到最低限度 2,以刺激种群多样性的提高. 子种群间是相对隔离的. 在小生境遗传算法优化中,隔离使得各子种群在解空间内搜索各可能存在极值点的区域,并不断缩小该可信域. 每一代进化完成后将子种群合并,然后重新计算个体适值,再按照适值相似性原则重新划分子种群.

在小生境技术中,本文采用($\mu+\lambda$)选择机制. ($\mu+\lambda$)选择策略是指在 μ 个父代个体和由这 μ 个个体交叉产生的 λ 个子个体中选择 μ 个最佳个体. 但当变异的个体为子种群中的最优个体时,对该最优个体及由其变异所得新个体进行(1+1)选择以保证最优个体以概率 1 保留到下一代.

3 后体/尾喷管设计模型

3.1 CFD 求解方法

采用有限体积法求解可压缩流动雷诺平均 N-S 方程组. 时间离散采用 LU-SGS(Lower-Upper Symmeffic Gauss-Seidel)方法,无粘项空间离散使用上风 Roe 格式,粘性项采用中心差分.

计算采用 SA(Spalart-Aumaras)湍流模型. 湍流模型求解采用非耦合平均流动方程的隐式方法,模型对流项采用二阶离散. 虽然 Roe 格式具有较高的间断分辨率,但它仍有出现非物理解的可能,尤其在超音速情况下,所以本文采用 minnod 限制器.

3.2 后体/尾喷管参数化描述

后体/尾喷管外形如图 3 所示. 喷管上表面 AB 为一段 Akima 三次曲线. 若以 A 点作为坐标原点,三次曲线 AB 方程为

$$y = a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 \tag{3}$$

其中

$$a_1 = \tan\theta_1 \tag{4}$$

$$a_2 = (3\tan a_C - 2\tan\theta_1 - \tan\theta_2)/S \tag{5}$$

$$a_3 = (\tan\theta_1 - 2\tan a_C + \tan\theta_2)/S^2 \tag{6}$$

保证曲线上凹,把拐点配置在 C 点,$\tan a_C = (\tan\theta_1 + 2\tan\theta_2)/3$. S 为后体总长度. 当给定 S 时,AB 由 θ_1 和 θ_2 确定.

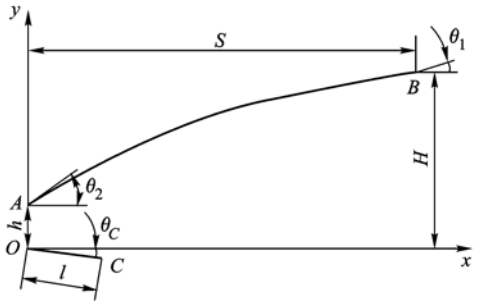


图 3 后体/尾喷管外形图

后体总高度 H 给定;燃烧室出口高度 h 作为设计变量,考虑发动机总体性能,确定变化范围;喷管下板 OC 长度 l 和偏角 θ_C 为设计变量,在一定范围内变化;喷管长度由曲线 AB 决定,作为约束,变化范围由重心要求确定为[1 500,2 000].

在优化设计中,设计变量为 $\theta_1,\theta_2,\theta_C,l,h$. 设计变量的上下限分别为[25,5, -8,120,160],[40,15,8,500,200].

3.3　优化过程的自动实现

在初始实体模型和网格基础上,用定义外形的参数来描述新的后体/尾喷管外形,随外形变化,自动更新实体模型和计算网格. 本文由二维沿展向拉伸得到三维实体,实体建模用 SolidWorks 的 VB 脚本自动生成;网格由 Gridgen 的 Tcl 脚本自动生成得到. 优化过程包括多次 CFD 求解、替代模型重构、优化迭代,整个过程由优化方法自动化实现.

优化设计时发动机性能指标给定,尾喷管入口条件分别为:$\rho = 0.1289\ \mathrm{kg/m^3}$,$u = 1749.94\ \mathrm{m/s}$,$P = 72517\ \mathrm{Pa}$. 外场来流 $Ma = 6.0$,攻角分别是 0°和 4°,飞行高度 30 km. 推力等气动力模型计算为后体/尾喷管实体表面积分,积分时展向宽度取 0.1 m.

4　优化设计结果

4.1　单设计点的多目标优化设计

后体/尾喷管一体化设计就是要尽可能地提高推力和升力. 针对 4°巡航状态进行推力和升力双目标优化设计. 基于整体要求考虑,力矩作为隐式约束. 优化过程采用三次响应面作为替代模型,进行了 3 次替代模型改进和遗传算法优化迭代,全过程共需要 CFD 计算 126 次. σ^2 和 ε 的取值对计算结果可信度有一定影响,而对计算效率的影响较小,依据设计对计算结果和效率的要求,渐近全局策略替代模型的最终允许误差推荐设定为 $0.999 < \sigma^2 < 1$ 和 $0 \leqslant \varepsilon \leqslant 0.005$,替代模型有足够的拟合精度.

图 4 为 4°设计点的 Pareto 最优前沿图,非劣解数目较多,分布均匀,目标之间具有排斥性;在引入进一步的决策信息前,不能判定 Pareto 各最优解的优劣性,这符合多目标优化设计的特点,体现了良好的优化效果.

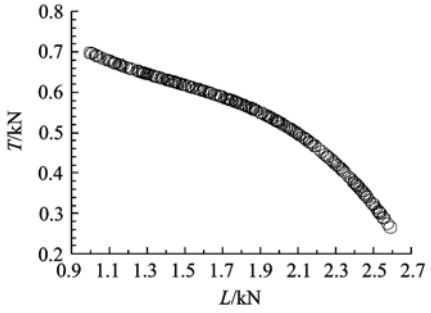


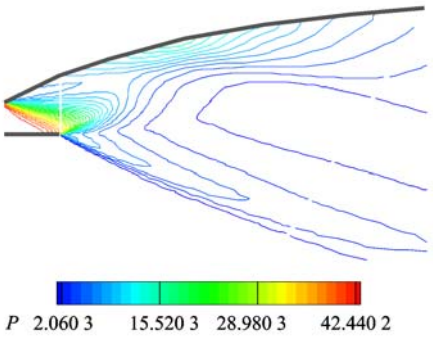
图 4　Pareto 最优前沿图

表 1 是一组最优解设计与原始设计性能对比,通过优化设计,气动性能得到了很好的提升,升力提高了 13.23%,推力提高了 24.82%.

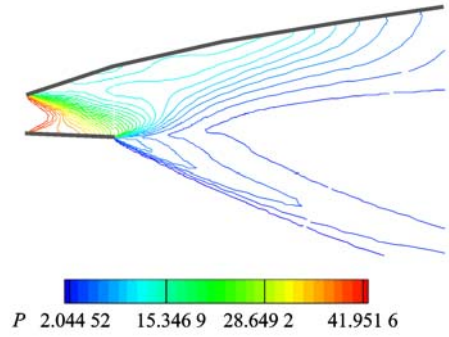
图 5 为优化前后流场的无量纲(相对来流)压力等值线比较. 原始设计的流场在喷管上表面膨胀过度,出现了再压缩;下板偏角为 0°,不利于产生推力. 优化设计后的流场在喷管上表面能较好膨胀;下板有一定偏角,有利于增大推力.

表 1　Pareto 非劣解优化设计与原始设计性能对比

状态	θ_1/(°)	θ_2/(°)	θ_C/(°)	l/mm	h/mm	L/N	T/N
原始设计	30	5	0	260	160	1389.5	497.6
优化设计	20	8.9	2.5	418.4	199.6	1573.3	621.1



a　原始设计



b　优化设计

图 5　4°时优化前后流场的无量纲等压线比较

表 2 为优化设计与原始设计在非设计点的性能对比,l_s 为后体总长度. 优化设计的升力有一定提高,推力性能有较大改善,显然下板偏角对推力性能的影响较大.

表 2　优化与原始设计在非设计点的性能对比

状态	l_s/mm	L/N	T/N	M_z/(N·m)
原始设计	1953.9	1318.1	616.1	3945.7
优化设计	1993.1	1389.5	758.2	4355.2

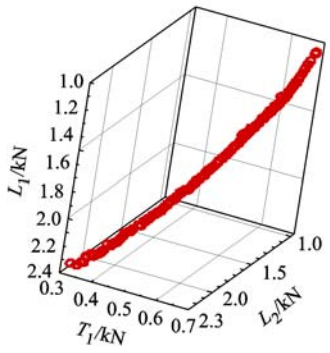
当攻角为 0°时,吸气式飞行器前体的力矩较小,为保持力矩平衡,需要约束后体的力矩. 基于力矩平衡考虑,后体/尾喷管优化设计应尽量使力矩小于原始设计. 而该优化结果在 0°的力矩大于原始设计,显然需要改进.

4.2　多设计点的多目标优化设计

针对 4°和 0°两个状态进行多目标优化设计. 设计目标供 4 个,包括两个状态下的升力和推力.

基于整体要求考虑,力矩作为隐式约束,4°时力矩限定在一定范围内变化,0°时力矩必须小于原始设计值. 优化过程采用三次响应面作为替代模型,进行了 4 次替代模型改进和遗传算法优化迭代,全过程共需要 CFD 计算 144 次.

图 6 所示为各设计目标值的 Pareto 最优前沿(侧视)图. 由图 6 可知,多点优化设计时,非劣解数目较多,分布均匀,体现了较好的优化效果;最优前沿面宽度较小,这是约束条件比较严格的必然结果.



L_1,T_1—4°时的升力和推力;L_2—0°时的升力.

图 6 多点优化的 Pareto 最优前沿图

表 3 是一组最优解设计与原始设计的设计变量对比. 表 4 是优化与原始设计气动性能的对比.

表 3 Pareto 非劣解优化设计与原始设计变量对比

状态	θ_1/°	θ_2/°	θ_C/°	l/mm	h/mm
原始设计	30	5	0	260	160
优化设计	26.3	5.5	9.4	436.2	199.5

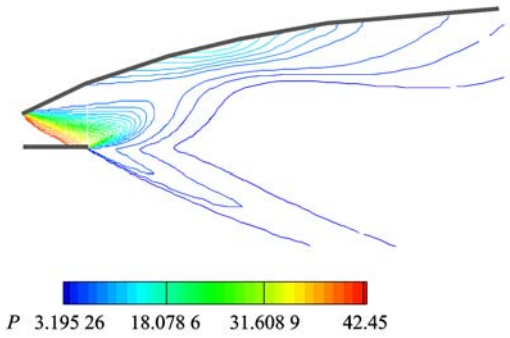
表 4 优化与原始设计的气动性能对比

状态	L/N	T/N	M_z/(N·m)
原始设计 1	1389.5	497.6	3980.4
优化设计 1	1520.1	606.3	3890.6
原始设计 2	1318.1	616.1	3945.7
优化设计 2	1369.4	754.9	3751.2

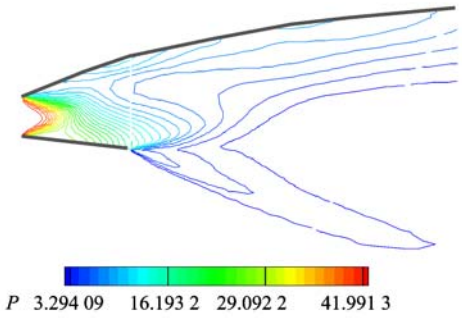
注:原始设计 1 和优化设计 1 代表 4°时的原始和优化设计值;原始设计 2 和优化设计 2 代表 0°时的原始和优化设计值.

由表 4 可知,4°时升力提高了 9.40%,推力提高了 21.84%;0°时的升力提高了 3.89%,推力提高了 22.52%;特别是 0°时的力矩比原始设计小,满足设计的要求,适合飞行器的配平. 显然,优化设计使后体/尾喷管的综合性能有很大提升.

图 7 为 0°时的优化前后流场的无量纲(相对来流)压力等值线比较. 原始设计的流场在喷管上表面膨胀过度,出现了再压缩;下板偏角为 0°,不利于产生推力. 优化设计后的流场在喷管上表面膨胀得到改善;下板有一定偏角有利于增大推力. 需要特别指出的是,流场在喷管上表面膨胀不如单点设计光滑,这是由 0°设计状态的力矩约束所决定的.



a 原始设计



b 优化设计

图 7 0°时优化前后流场的无量纲等压线比较

5 结 论

结合试验设计方法、替代模型技术和遗传算法构建一套改进的优化方法,并将其应用于高超声速飞行器后体/尾喷管的一体化设计. 在优化设计过程中,采用试验设计和替代模型能大大降低计算量,采用渐近全局策略保证了替代模型的精度,采用实数编码、多目标定级排序提高了遗传算法的搜索效率,采用改进小生境技术保证了 Pareto 最优解集完整与多样性.

由于优化方法在计算效率和精度方面的改善,适于结合高精度气动数值模拟,便于处理多设计点多目标多约束优化问题. 在高超声速飞行器后体/尾喷管一体化设计应用中,针对单/多设计点都得到优化问题的 Pareto 最优前沿面,优化结果在综合性能方面有很大提升.

进一步的工作将从两个方面展开:①优化后的后体/尾喷管在非设计状态下的气动性能;②本文的优化设计方法在更复杂的优化设计问题中的进一步推广应用.

参考文献(References)

[1] Edwards C L Q, Small W J, Weidner J P. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[R]. AIAA

75-58,1975

[2] Baysal O,Eleshaky M,Burgreen G. Aerodynamic shape optimization using sensitivity analysis on third-order Euler equations[J]. Journal of Aircraft,1993,30(6):953 – 961

[3] 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:国防科学技术大学航天与材料工程学院,2004
Luo Shibin. Research on airframe/engine integration issues and multidisciplinary design optimization methods for air-breathing hypersonic vehicle[D]. Changsha:College of Aerospace & Materials Engineering, National University of Defense Technology, 2004(in Chinese)

[4] 陈兵. 空间推进算法及超燃冲压发动机部件优化设计研究[D]. 北京:北京航空航天大学宇航学院,2006
Chen Bing. A space-marching algorithm with application to scramjet components optimization design[D]. Beijing:School of Astronautics,Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006 (in Chinese)

[5] 贺旭照,张勇,汪广元,等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计[J]. 推进技术,2007,28(2):148 – 151
He Xuzhao,Zhang Yong,Wang Guangyuan,et al. Automated design optimization of single expansion ramp nozzle for hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28 (2): 148 – 151(in Chinese)

[6] 贺旭照,倪鸿礼,周正,等. 吸气式高超声速飞行器三维后体/尾喷管优化设计[J]. 推进技术,2009,30(6):687 – 690
He Xuzhao, Ni Hongli, Zhou Zheng, et al. 3D afterbody nozzle optimization of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology,2009,30(6):687 – 690(in Chinese)

[7] 周正,倪鸿礼,贺旭照,等. 基于 Rao 方法的二维单壁膨胀喷管优化设计[J]. 推进技术,2009,30(4):451 – 456
Zhou Zheng,Ni Hongli,He Xuzhao,et al. Optimization design of single expansion ramp nozzle based on Rao's method[J]. Journal of Propulsion Technology,2009,30(4):451 – 456(in Chinese)

[8] 曹德一,李椿萱. 高超声速飞行器尾喷管的优化设计[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(10):1162 – 1165
Cao Deyi,Lee Chunhian. Optimal design of nozzle for hypersonic Vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(10):1162 – 1165(in Chinese)

[9] 车竞. 高超声速飞行器乘波布局优化设计研究[D]. 西安:西北工业大学航天学院,2006
Cheng Jing. Optimization design of waverider-hypersonic cruise vehiele[D]. Xi'an:College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University,2006(in Chinese)

[10] Giunta A A. Use of data sampling,surrogate models,and numerical simulation optimization in engineering design[R]. AIAA 2002-0538,2002

[11] Queipo N V,Haftka R T,Shyy W,et al. Surrogate-based analysis and optimization[J]. Progress in Aerospace Sciences,2005, 41(1):1 – 28

[12] Forrester A I J,Keane A J. Recent advances in surrogate-based optimization[J]. Progress in Aerospace Sciences,2009,45(3): 50 – 79

[13] Dyer J D,Hartfiekd R J. Aerospace design optimization using a steady state real coded genetic algorithm[R]. AIAA 2008-5921,2008

[14] Ahuja V,Hartfield R J Jr. Optimization of air-breathing hypersonic aircraft design for maximum cruise speeds using genetic algorithms[R]. AIAA 2009-7323,2009

(编　辑:李　晶)

(上接第 1439 页)

参考文献(References)

[1] Omar M A,Zhou Y. A quantitative review of three flash thermography processing routines[J]. Infrared Phys Techn, 2008, 51(4):300 – 306

[2] Hung M Y Y,Chen Y S,Siu P N,et al. Review and comparison of shearography and pulsed thermography for adhesive bond evaluation[J]. Opt Eng,2007,46(5):51007 – 51016

[3] Galmiche F,Leclerc M,Maldague X. Time aliasing problem in pulsed phased thermography[C]//Rozlosnik A,Dinwiddie R. Thermosense XXⅢ. Orlando,FL:SPIE,2001:550 – 553

[4] Maldague X,Marinetti S. Pulse phase infrared thermography[J]. Journal of Applied Physics,1996,79(5):2694 – 2698

[5] Ibarra-Castanedo C,Galmiche F,Darabi A,et al. Thermographic nondestructive evaluation:overview of recent progress[C]//Crametk,Maldague X. Proc SPIE Thermosense XXV. Florida:SPIE, 2003:450 – 459

[6] 奥本海姆 A V,谢弗 R W. 离散时间信号处理[M]. 西安:西安交通大学出版社,2001
Oppenheim A V,Schafer R W. Discrete-time signal processing [M]. Xi'an:Xi'an JiaoTong University Press,2001(in Chinese)

[7] Wu D,Salerno A,Schonbach B,et al. Phabe sensitive modulation thermography and its applications for NDE[C]//Wurzbach R, Burleigh D. Proc SPIE Thermosense XIX. Bellingham: SPIE, 1997:176 – 182

[8] 陈祝明,丁义元,向敬成. 采用 Chirp-Z 变换提高 LFMCW 雷达的测距精度[J]. 信号处理,2002,18(2):110 – 112
Chen Zhuming, Ding Yiyuan, Xiang Jingcheng. Improving range precision of LFMCW radar by chirp-Z transform [J]. Signal Processing,2002,18(2):110 – 112 (in Chinese)

[9] 郭惠勇,李正良. 基于模态应变能与频率信息修正的结构多损伤识别研究[J]. 应用基础与工程科学学报,2008,16(5): 719 – 725
Guo Huiyong, Li Zhengliang. An improved information method based on modal strain energy and frequency for structural multiple damage identification [J]. Journal of Basic Science and Engineering,2008,16(5):719 – 725(in Chinese)

[10] Babiner L,Schafer R,Rader C. The chirp Z-transform algorithm [J]. Audio and Electmacoustics,IEEE Tmnsactions on,1969, 17(2):86 – 92

(编　辑:刘登敏)