

文章编号: 1000-8055(2008)05-0796-07

基于替代模型的高超声速前体/ 进气道一体化优化

吴先宇, 刘 睿, 罗世彬, 王振国
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙, 410073)

摘 要: 采用基于替代模型的渐进优化策略对二维高超声速前体/进气道进行一体化设计优化, 采用拉丁超立方试验设计法选择样本点, 采用二维粘性 CFD 方法计算进气道流场来建立样本数据库, 综合运用了多项式响应面、Kriging 模型、BP 神经网络和径向基神经网络等替代模型. 相对于基准构型, 前体/进气道的优化构型在设计态时提高了流量捕获与来流压缩能力, 提高了总压恢复性能, 同时减小了阻力系数, 综合性能提高了 5.3%; 在非设计态时优化构型的综合性能也有不同程度的改善.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 高超声速飞行器; 前体/进气道; 一体化优化; 替代模型; 数值计算
中图分类号: V 434 **文献标识码:** A

An integrated optimization of hypersonic forebody/inlet based on surrogate models

WU Xianyu, LIU Rui, LUO Shibin, WANG Zhenguo

(Institute of Aerospace and Material Engineering,
National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A successive optimization strategy based on surrogate models was applied to integrated optimization of a hypersonic 2D forebody/inlet. The sample data points were selected by Latin Hypercubes design of experiment technique, and the sample database was constructed by forebody/inlet flowfield numerical calculation using computational fluid dynamics (CFD) method based on 2D viscous Navier-Stokes equation. Four types of surrogate models including polynomial response surface, Kriging model, BP neural network and radial bases function neural network were adopted. As compared with baseline forebody/inlet at our design state, the optimal forebody/inlet has better flow capture and compression and total pressure recover capability, and has lower drag force coefficient, with 5.3% improvement of overall performance. The performance of optimal forebody/inlet at off-design states has also improved to some extent.

Key words: aerospace propulsion system; hypersonic vehicle; forebody/inlet; integrated optimization; surrogate models; numerical calculation

高超声速飞行器/发动机一体化构型已经成为标准构型, 前体/进气道是其重要部件. 前体/进

气道的一体化设计优化需要综合考虑多个性能要求, 如有效地捕获和压缩来流空气、具有较高的总

收稿日期: 2007-05-14; 修订日期: 2007-10-16

基金项目: 国家“863”计划重点资助项目(2005AA723070)

作者简介: 吴先宇(1978-), 男, 湖北恩施人, 博士生, 主要从事高超声速推进技术研究.

压恢复系数和较低的阻力系数. 由于高超声速气流粘性影响, 必须采用基于 CFD 的高精度数值计算方法获得前体/ 进气道性能. 但由于 CFD 计算量庞大, 难以将其直接用于进气道流道优化过程, 常用的策略是: 基于一维等熵分析进行流道优化, 然后利用二维 CFD 流场分析方法计算进气道性能^[1-2].

为了更有效地平衡计算精度与计算成本, 本文采用基于替代模型的渐进优化策略来进行前体/ 进气道一体化优化设计, 并比较前体/ 进气道的优化构型与基准构型在设计态与非设计态下性能.

1 基于替代模型的渐进优化方法

1.1 替代模型及其表述

响应面法(RSM) 是以试验设计为基础的用于处理多变量建模与分析的一套统计处理技术, 在全局近似中得到了最为广泛地运用^[3]. 响应面法所用的模型即为替代模型(Surrogate Model)^[4]. 替代模型以简单的形式表述复杂系统的输入输出关系, 也被称为元模型(Metamodel). 替代模型作为计算量大的模拟程序或耗费大的物理试验的近似, 有利于快速分析、改进设计^[4]. 构造替代模型的主要步骤为: 1) 采用试验设计方法选择设计点, 并获得样本数据; 2) 选择表述模型, 并对数据进行拟合.

本文考虑常用的多项式响应面、Kriging 模型、BP 神经网络和径向基神经网络.

1.1.1 多项式响应面

多项式响应面是利用样本数据拟合出的设计变量与性能响应间多项式函数关系^[5]. 多项式响应面基本上能反映设计空间的非线性, 一般采用二阶多项式响应面(PRS), 即

$$y = c_0 + \sum_{i=1}^n c_i x_i + \sum_{i=1}^n c_{ii} x_i^2 + \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n c_{ij} x_i x_j + \varepsilon \quad (1)$$

式中 y 为响应, x 为设计变量, ε 为拟合误差, n 为设计变量的维数, c 为待定多项式参数, 可由最小二乘法计算得到.

1.1.2 Kriging 模型

Kriging 模型是结合了工程学、地质学、数学、统计学等的函数近似方法^[6]. Kriging 模型具有相当的灵活性, 可对样本数据进行无差拟合, 但计算量较大. Kriging 模型表述为

$$y(\mathbf{x}) = f(\mathbf{x}) + Z(\mathbf{x}) \quad (2)$$

其中 $y(\mathbf{x})$ 为待定响应, $f(\mathbf{x})$ 为多项式函数, 一般取常数 β , $Z(\mathbf{x})$ 为均值为 0、方差为 σ^2 、协方差非 0 的统计实现

对于输入 $\mathbf{x}$, 响应 $\hat{y}$ 可用下式计算

$$\hat{y} = \beta + \mathbf{r}(\mathbf{x})\mathbf{R}^{-1}(\mathbf{y} - \mathbf{f}\beta) \quad (3)$$

其中 $\mathbf{r}$ 为输入 $\mathbf{x}$ 与各样本点 $\{\mathbf{x}^1, \mathbf{x}^2, \dots, \mathbf{x}^{ns}\}$ 的相关系数, $\mathbf{R}$ 为样本点相关矩阵. $\mathbf{r}$ 和 $\mathbf{R}$ 的基本元素为相关函数 $\mathbf{R}(\mathbf{x}^i, \mathbf{x}^j)$. 最常用的 Gaussian 型相关函数为

$$\mathbf{R}(\mathbf{x}^i, \mathbf{x}^j) = \prod_{k=1}^n \exp(-\theta_k |x_k^i - x_k^j|^2) \quad (4)$$

而 θ_k 则为 Kriging 模型拟合参数, 可用极大似然估计方法计算获得.

1.1.3 神经网络

神经网络(Neural networks, NN)是由大量神经元互连形成的复杂网络系统, 它可通过对样本数据的学习来不断适应环境, 对高度非线性问题具有很强的映射能力^[7].

这里采用经典的后向传播神经网络(BP-NN)和径向基神经网络(RBNN). BPNN 在训练过程中对所有权值和罚值进行修正, 是一种全局近似神经网络, RBNN 则具有较强的局部逼近能力. 神经网络的训练一般需要较多的样本数据, 计算量大.

1.2 渐进优化流程

图 1 给出了基于替代模型的渐进优化流程. 首先, 采用试验设计方法在设计域内选择一定数量的设计点, 并通过高精度分析建立设计点的性能样本数据库; 然后, 利用样本数据构造替代模型, 并对其优化可获得近似的优化设计点; 经高精度分析后将该点补充到样本数据库, 并更新替代模型再次优化直至满足设计要求. 可采用自动的或人为干预的形式来实现该流程.

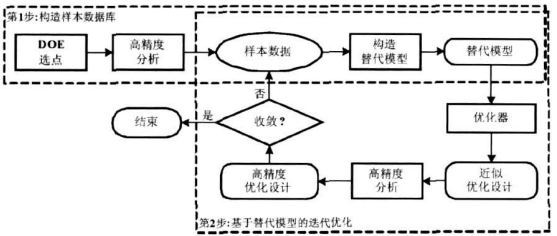


图 1 基于替代模型的渐进优化流程
Fig. 1 Successive optimization process based on surrogate models

在迭代优化中可综合采用具有全局/局部近

似特性的几种替代模型, 获得一批改进的设计点, 然后增加样本数据, 进行下一次迭代. 这样有利于综合各替代模型的优势, 提高迭代收敛速度.

另外, 本文采用了 iSIGHT 软件^{[8]1} 作为辅助工具. iSIGHT 软件提供了多种试验设计、近似建模、优化以及质量设计等综合探测与分析手段, 可提高实现设计优化以及数据分析的效率.

2 前体/ 进气道基准构型设计与分析

2.1 前体/ 进气道基准构型设计

图 2 所示为前体/ 进气道一体化构型, 采用 3 级外压缩、2 级内压缩的二维混合压缩进气道(含

隔离段). 为了增加容积效率, 前体上壁面设计有小扩张角.

表 1 为前体/ 进气道的主要构型参数、流场参数和性能参数的说明, 其中捕获流量指进气道单位宽度捕获流量.

给定前体/ 进气道基准构型的设计条件: 1) 设计态飞行马赫数 $Ma_0 = 6.0$ 、高度 $H = 25.0\text{ km}$ 、攻角 $\alpha = 2.0^\circ$; 2) 设计态时捕获流量 $\dot{m} = 25.0\text{ kg/s}$; 3) 前体上壁面扩张角 $\beta = 2.5^\circ$; 4) 楔面角 $\theta_1 = 6.0^\circ, \theta_2 = 10.0^\circ, \theta_3 = 13.0^\circ$, 外罩内倾角 $\theta_{\text{cow}1} = 6.0^\circ$; 5) 外罩厚度 $T_{\text{cow}1} = 0.02\text{ m}$.

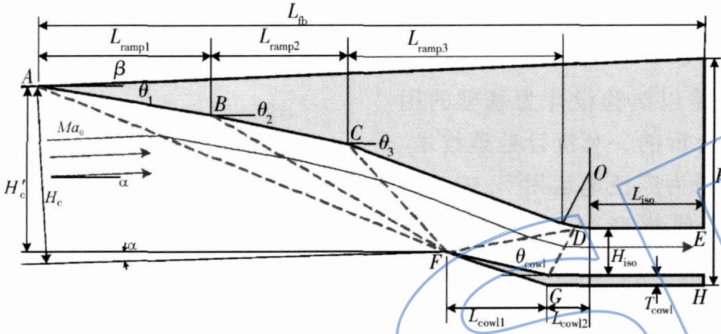


图 2 前体/ 进气道一体化构型
Fig. 2 Configuration of integrated forebody/inlet

表 1 参数说明

Table 1 Nomenclature of Parameters

参数	说明	参数	说明
L_{fb}/m	前体长	$\dot{m}/(\text{kg/s})$	捕获流量
$\theta_i/(\circ)$	第 i 级楔面角	T_2/K	出口温度
$L_{\text{ramp}i}/\text{m}$	第 i 级楔面长	p_2/kPa	出口压强
$\theta_{\text{cow}1}/(\circ)$	外罩倾角	$V_2/(\text{m/s})$	出口速度
$L_{\text{cow}1}/\text{m}$	外罩斜段长	Ma_2	出口马赫数
$L_{\text{cow}2}/\text{m}$	外罩直段长	σ	总压恢复系数
H_{iso}/m	隔离段高	φ	流量系数
L_{iso}/m	隔离段长	C_D	阻力系数
H_c/m	进气道迎风高度	C_L	升力系数
$\beta/(\circ)$	上壁面扩张角	R_p	压升比

基准构型采用基于一维等熵分析的激波系汇交法^[9] 设计, 即外压缩斜激波汇交于外罩唇口, 内压缩斜激波汇交于肩点 D . 为了减小边界层分离, 肩点 D 处采用圆弧过渡.

在优化过程中保持实际迎风高度 H_c 不变, 以保证各种进气道构型的最大捕获流量基本相

等. 几何约束条件为

$$L_{\text{iso}} = kH_{\text{iso}} \tag{5}$$

$$L_{\text{fb}} = L_{\text{ramp}1} + L_{\text{ramp}2} + L_{\text{ramp}3} + r\sin\theta_3 + L_{\text{iso}} \tag{6}$$

$$H'_c = L_{\text{ramp}1}\tan\theta_1 + L_{\text{ramp}2}\tan\theta_2 + L_{\text{ramp}3}\tan\theta_3 + r(1 - \cos\theta_3) + H_{\text{iso}} - L_{\text{cow}1}\tan\theta_{\text{cow}1} \tag{7}$$

$$H_c = (L_{\text{fb}} - L_{\text{iso}} - L_{\text{cow}1} - L_{\text{cow}2})\sin\alpha + H'_c\cos\alpha \tag{8}$$

给定过渡圆弧半径 $r = H_{\text{iso}}/\tan(\theta_3/2)$, 隔离段长高比 $k = 6.0$.

2.2 数值计算方法

流场控制方程采用二维雷诺平均的 N-S 方程, 离散方法为有限体积法. 对粘性项采用二阶中间差分, 对无粘项的离散采用二阶精度的基于 Roe 平均的 OC-TVD 格式求解. 湍流模型为标准模型. 采用 LU-SGS 方法, 用块追赶法求解三对角块矩阵方程, 可加速收敛. 入口边界为自由来流; 出口边界条件为超声速流动. 对壁面取绝热、无滑移的物面条件.

采用结构化网格, 并在近壁面和流道转折处加密网格, 计算域覆盖前体/ 进气道的内外流场.

2.3 基准构型及其流场分析

为比较前体/ 进气道在非设计态下的性能, 给

定 3 个非设计态, 其飞行动压与设计态时相等.

非设计态 1: $Ma_0 = 6.0, H = 25.0 \text{ km}, \alpha = 0.0^\circ$;

非设计态 2: $Ma_0 = 5.0, H = 22.5 \text{ km}, \alpha = 2.0^\circ$;

非设计态 3: $Ma_0 = 7.0, H = 26.9 \text{ km}, \alpha =$

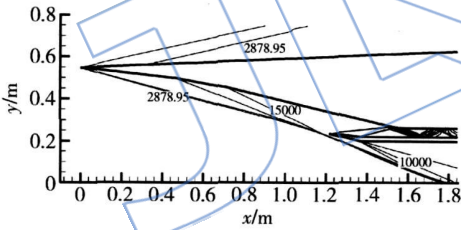
2.0° .

按上述前体/进气道基准构型设计与流场分析方法, 可获得基准构型几何参数及其设计态和非设计态性能. 表 2 给出了基准构型设计参数及流场分析结果, 图 3 所示为相应流场的压强分布.

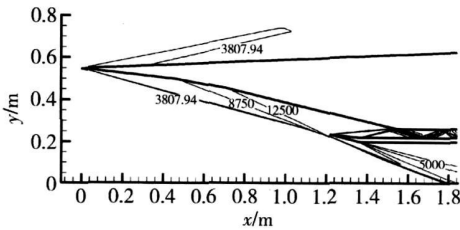
表 2 基准构型设计参数与流场分析结果

Table 2 Configuration and analysis results of baseline forebody/inlet

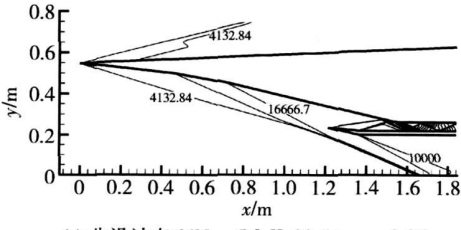
构型 参数	设计 值	性能 参数	分析结果			
			设计态	非设计态 1	非设计态 2	非设计态 3
L_{fb}/m	1.841 3	$\dot{m}/(\text{kg/s})$	23.058	20.794	23.980	21.778
L_{rampl}/m	0.468 5	T_2/K	708.214	658.666	642.860	817.346
L_{rampl2}/m	0.246 5	p_2/kPa	75.510	61.903	90.642	68.511
L_{cow1}/m	0.147 3	$V_2/(\text{m/s})$	1 487.367	1 521.077	1 169.961	1 784.813
H_{cow2}/m	0.227 7	Ma_2	2.784	2.954	2.298	3.113
H_{iso}/m	0.041 8	σ	0.542	0.572	0.602	0.423
H_{iso}/m	6.0	φ	0.922	0.945	0.777	1.000
$\theta_1/(\circ)$	10.0	C_D	0.232	0.241	0.285	0.212
$\theta_2/(\circ)$	13.0	C_L	0.298	0.081	0.277	0.201
$\theta_{cow1}/(\circ)$	6.0	R_p	30.644	25.490	24.942	37.347



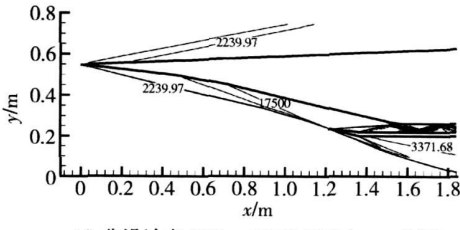
(a) 设计态 ($Ma_0=6.0, H=25.0 \text{ km}, \alpha=2.0^\circ$)



(b) 非设计态 1 ($Ma_0=6.0, H=25.0 \text{ km}, \alpha=0.0^\circ$)



(c) 非设计态 2 ($Ma_0=5.0, H=22.5 \text{ km}, \alpha=2.0^\circ$)



(d) 非设计态 3 ($Ma_0=7.0, H=26.9 \text{ km}, \alpha=2.0^\circ$)

图 3 基准构型在设计态和非设计态时的压强分布

Fig. 3 Pressure contours of the baseline forebody/inlet

可知, 前体/进气道基准构型在设计态时, 受高超声速流粘性影响, 外压缩斜激波汇交于唇口之外, 内压缩斜激波基本交于肩点; 隔离段内存在斜激波反射干扰; 流量系数较低. 由于来流条件变

化, 在非设计态 1 时, 进气道的流量系数、总压恢复系数增大, 但压缩能力与阻力特性下降, 实际捕获流量减小; 在非设计态 2 时, 进气道实际捕获流量、压缩能力和总压恢复性能有所提高, 但流量系

数低,阻力特性变差;在非设计态 3 时,外压缩波汇交于唇口内,使流量系数达到 1.0,但捕获流量较小,总压恢复系数较低。

3 前体/进气道构型优化与结果分析

3.1 替代模型构造

以 9 个独立构型参数作为设计变量,各变量设计域为基准值的 $\pm 25\%$ 。在设计域内采用拉丁超立方试验设计方法选择 125 个样本点,并采用 2 维粘性 CFD 流场分析获得前体/进气道性能参数。以性能参数(σ , φ , C_D , C_L , R_p)为输出响应,构造 PRS, Kriging, BPNN 和 RBNN 等四种替代模型。基于各替代模型,对前体/进气道进行渐进优化。

3.2 优化模型

以基准构型设计态性能参数为参考值,通过各性能参数的比例加权可定义目标函数 f

$$f = \frac{0.3\bar{\sigma} + 0.2\bar{\varphi} - 0.35\bar{C}_D + 0.15\bar{R}_p}{0.3 + 0.2 - 0.35 + 0.15}$$

其中,定义了 $R_Y = \bar{Y} = Y/Y_b$, Y 为 σ , φ , C_D , R_p 。下标 b 表示基准构型的相应参数值;由于 C_D 和 σ 对进气道总体性能影响更为重要,故对其施以相对较大的权值。显然,基准构型在设计态时的目标函数 $f = 1.0$ 。

前体/进气道的设计态优化模型表示如下:

目标: $\max f$

优化变量及取值域:

$$0.3514 \leq L_{\text{ramp}1} \leq 0.5856, 4.5 \leq \theta_1 \leq 7.5$$

$$0.1849 \leq L_{\text{ramp}2} \leq 0.3081, 7.5 \leq \theta_2 \leq 7.5$$

$$0.1105 \leq L_{\text{cow}1} \leq 0.1841, 12.5 \leq \theta_3 \leq 7.5$$

$$0.1707 \leq L_{\text{cow}2} \leq 0.2846, 4.5 \leq \theta_{\text{cow}1} \leq 7.5$$

$$0.0313 \leq H_{\text{iso}} \leq 0.0522,$$

约束:

$$2.0 \leq M_{a2} \leq 3.0, \quad 0.5 \leq \bar{C}_D \leq 1.5$$

$$0.9 \leq \bar{\sigma} \leq 1.2, \quad 0.5 \leq \bar{C}_L \leq 1.5$$

$$0.9 \leq \bar{\varphi} \leq 1.2, \quad 1.0 \leq \bar{R}_p \leq 1.2$$

为了减小替代模型近似误差影响,对各性能参数施加了约束。

3.3 构型优化与分析

在 iSIGHT 软件中集成替代模型,表述优化问题,并选用多岛遗传算法(MIGA)与序列二次

规划算法(NLPQL)^[18]组合的优化算法,以提高全局搜索能力和局部搜索速度。采用人为干预的形式更新样本数据库和替代模型。

图 4 给出了优化迭代历史,共进行 12 次迭代获得 48 个优化点,其中 R_{mf} , R_{ptr} , R_{cd} 和 R_{rp} 分别为 σ , φ , C_D , R_p 相对于基准构型参考值的相对值。

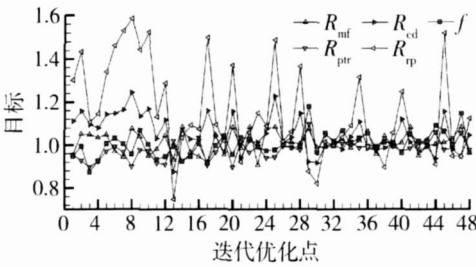


图 4 优化迭代历史

Fig. 4 Iteration history of optimization

可知,由于替代模型的近似性和各性能参数的相互冲突,前体/进气道构型优化比较困难,需要进一步对各目标进行综合权衡,选择各性能目标均有所改善的设计作为最优解。

表 3 给出了前体/进气道优化构型的主要结构参数及流场分析结果,表 4 为优化构型相对于基准构型的结构与性能改变,图 5 所示为相应流场的压强分布。

可知,相对于基准构型,前体/进气道优化构型的结构参数改变主要有:1)前体总长减小,第 1、2 楔面长增加,第 3 楔面长减小;2)第 1 楔面角减小,第 2、3 楔面角增大;3)外罩倾角减小至下限,斜段长增加,直段长减小至下限,使得外罩转折点后移;4)隔离段高度略增加。

在设计态时,进气道流场内激波系有适当调整,外激波汇交点更接近唇口,提高了捕获流量,也提高进气道压升比和总压恢复系数,同时略微减小了阻力系数,综合性能提高了 5.3%。

在各非设计态时,前体/进气道优化构型综合性能分别提高了 4.2%、6.8% 和 2.7%。在非设计态 1 时,进气道阻力系数略有增加,其它性能指标有所改善;在非设计态 2 时,各性能指标均有改善;在非设计态 3 时,总压恢复能力减小,其它性能指标有所改善。

总体而言,采用激波汇交法设计的前体/进气道基准构型具有比较好的性能;通过渐进优化,获得了综合性能有所改善的前体/进气道构型。由于设计变量的耦合影响、性能参数的相互冲突,使得前体/进气道优化效果不显著。

表 3 优化构型设计参数与流场分析结果

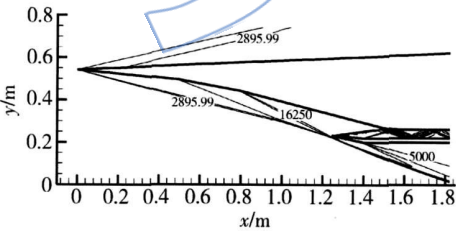
Table 3 Configuration and analysis results of optimal forebody/inlet

构型 参数	设计 值	性能 参数	分析结果			
			设计态	非设计态 1	非设计态 2	非设计态 3
L_{fb}/m	1.820 5	$m/(kg/s)$	23.678	21.360	24.579	21.774
L_{ramp1}/m	0.493 6	T_2/K	708.214	710.270	663.975	634.599
L_{ramp2}/m	0.308 1	p_2/kPa	77.426	64.037	91.700	67.834
L_{cow1}/m	0.154 1	$V_2/(m/s)$	1 486.991	1 515.537	1 164.903	1 787.820
L_{cow2}/m	0.170 7	Ma_2	2.818	2.982	2.326	3.177
H_{iso}/m	0.042 0	σ	0.545	0.578	0.611	0.416
$\theta_1/(^\circ)$	5.389	φ	0.947	0.973	0.796	1.000
$\theta_2/(^\circ)$	10.127	C_D	0.231	0.243	0.279	0.207
$\theta_3/(^\circ)$	13.873	C_L	0.239	0.121	0.254	0.172
$\theta_{cow1}/(^\circ)$	4.500	R_P	31.725	26.044	25.467	38.044

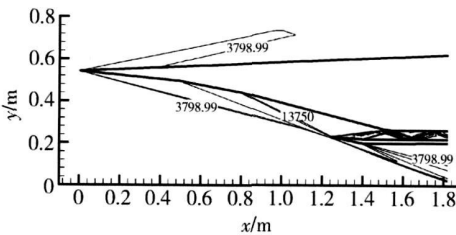
表 4 优化构型结构与性能的相对改变

Table 4 Configuration and performance relative changes of optimal forebody/inlet

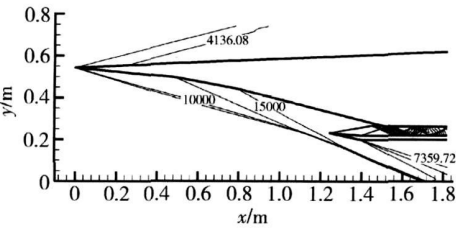
构型参数	相对改变/ (%)	构型参数	相对改变/ (%)	性能参数	相对改变/(%)			
					设计态	非设计态 1	非设计态 2	非设计态 3
$\Delta \bar{L}_{fb}$	-1.1	$\Delta \bar{H}_{iso}$	0.5	$\Delta \bar{\sigma}$	0.6	1.0	1.4	-1.7
$\Delta \bar{L}_{ramp1}$	5.4	$\Delta \bar{L}_{iso}$	0.5	$\Delta \bar{\varphi}$	2.7	3.0	2.5	0.1
$\Delta \bar{L}_{ramp2}$	25.0	$\Delta \bar{\theta}_1$	-10.2	$\Delta \bar{C}_D$	-0.4	0.4	-2.0	-2.4
$\Delta \bar{L}_{ramp3}$	-13.7	$\Delta \bar{\theta}_2$	1.3	$\Delta \bar{C}_L$	-19.8	49.2	-8.2	-14.4
$\Delta \bar{L}_{cow1}$	4.6	$\Delta \bar{\theta}_3$	6.7	$\Delta \bar{R}_P$	3.5	2.2	2.1	1.9
$\Delta \bar{L}_{cow2}$	-25.0	$\Delta \bar{\theta}_{cow1}$	-25.0	$\Delta \bar{f}$	5.3	4.2	6.8	2.7



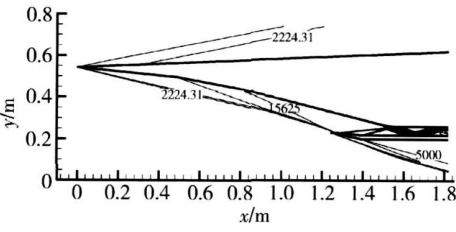
(a) 设计态 ($Ma_0=6.0, H=25.0\text{ km}, \alpha=2.0^\circ$)



(b) 非设计态 1 ($Ma_0=6.0, H=25.0\text{ km}, \alpha=0.0^\circ$)



(c) 非设计态 2 ($Ma_0=5.0, H=22.5\text{ km}, \alpha=2.0^\circ$)



(d) 非设计态 3 ($Ma_0=7.0, H=26.9\text{ km}, \alpha=2.0^\circ$)

图 5 优化构型在设计态和非设计态时的压强分布

Fig. 5 Pressure contours of the optimal forebody/inlet

4 结 论

1) 高精度分析结合替代模型的渐进优化策略可获得改进设计;

2) 由于研究对象的复杂性, 在优化迭代中同时采用各种替代模型可综合各替代模型的优势, 通过大量积累样本数据有利于获得优化方案;

3) 采用激波汇交法设计的前体/进气道具有较好的性能;

4) 在设计态时, 前体/进气道优化构型提高了捕获流量、来流压缩能力, 流场的改善提高了进气道总压恢复系数, 同时降低了阻力系数, 其综合性能有 5.3% 的改进.

5) 在非设计态时, 前体/进气道优化构型的综合性能也有不同程度的改善; 低马赫数时比高马赫数时改进更明显.

参考文献:

[1] 徐 旭, 蔡国飙. 超燃冲压发动机二维进气道优化设计方法研究 [J]. 推进技术, 2001, 22(6): 468-472.
XU Xu, CAI Guobiao. Design and optimization method for two dimensional scramjet inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(6): 468-472.

[2] 罗世彬, 罗文彩, 丁猛, 等. 超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法研究 [J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(3): 1-6.
LUO Shibin, LUO Wencai, DING Meng, et al. The study of multi level and multiobjective optimization design method for two dimensional scramjet inlet [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(3): 1-6.

[3] 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.
WANG Zhenguo, CHEN Xiaoqian, LUO Wencai, et al. Research on the theory and application of multidisciplinary design optimization of flight vehicles [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2000.

[4] Lin Y, Mistree F, Allen J K. Sequential metamodeling in engineering design [R]. AIAA 2004-4304, 2004.

[5] 陈立周. 稳健设计 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1999.

[6] Cressie N A C. Statistics for spatial data [M]. New York: John Wiley & Sons, 1993.

[7] 阎平凡, 张长水. 人工神经网络与模拟进化计算 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2000.

[8] iSIGHT Reference guide (Version 8.0) [M]. Engineous Software, Inc, 2002.

[9] Wie D M V, Ault D A. Internal flowfield characteristics of a scramjet Inlet at mach 10 [J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(1): 158-164.