

基于代理模型的二元收扩喷管流道 型面优化设计

施小娟, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 在二元收扩(2D-CD)喷管设计参数对喷管气动性能影响研究的基础上,以获得尽可能高的喷管推力系数为目标,以喉道宽高比、喉道型面半径比、收敛半角和扩张半角为设计变量,对二元收扩喷管的流道型面进行了优化设计。设计过程中,利用正交试验设计方法确定初始样本点,建立喷管推力系数与设计参数间的 Kriging 代理模型,采用自适应模拟退火算法(ASA)对代理模型进行分析求解。结果表明,二元收扩喷管的优化型面参数为:喉道宽高比为 6,喉道型面半径比为 0.3,收敛半角为 15° ,扩张半角为 5.64° ,此时最大推力系数为 0.97847,流量系数为 0.98778。

关 键 词: 二元收扩喷管; 优化设计; 代理模型; 自适应模拟退火算法; 设计参数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Optimization design of two dimensional convergent and divergent nozzles' profile based on surrogate models

SHI Xiao-juan, JI Hong-hu

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the influence research of design parameters on the aerodynamic performance of two dimensional convergent and divergent (2D-CD) nozzle, the optimization design of 2D-CD nozzles' profile was conducted. The goal of optimization design was to get thrust coefficient as high as possible. The design variables of optimization design were throat aspect ratio, throat radius ratio, convergent half angle, divergent half angle. In the design process, the initial sample points were selected using the orthogonal experiment design method, then the Kriging surrogate model of thrust coefficient for design parameters was established. The analysis and optimization was conducted with the Adaptive Simulated Annealing Algorithm (ASA). The results show that when the throat aspect ratio is 6, throat radius ratio is 0.3, convergent half angle is 15° , divergent half angle is 5.64° , the maximum thrust coefficient of the 2D-CD nozzle is 0.97847, and the flow coefficient is 0.98778.

Key words: two dimensional convergent and divergent nozzle;
optimization design; surrogate model;
adaptive simulated annealing algorithm; design parameters

在新一代飞机发动机排气系统的选型上,二元收扩喷管具有很大的优势^[1-4]。二元收扩喷管的型面由圆转矩过渡段和主喷管段组成,圆转矩过渡段是不可调的,它实现了发动机加力燃烧室出口圆形截面到二元主喷管段进口矩形截面的转变;主喷管段由两块平行的侧板和上下两块收扩调节片组成,收敛调节片和扩张调节片是可调的,实现喷管喉道面积和出口面积的变化,以适应飞机在不同工作状态下的需求,得到尽可能大的推力系数和较低的耗油率^[5-6]。要使得二元收扩喷管在某一工况下获得较大的气动性能,必须开展二元收扩喷管的型面设计,良好的型面,可减小喷管内的流动阻力,减小流动分离,从而可使得喷管流量增大,推力增大,得到较大的气动性能。本文的研究目的即是在某一工况下,通过型面设计使得二元收扩喷管获得尽可能大的气动性能,即在要求气动性能最优的条件下,开展二元收扩喷管流道型面的优化设计。

在已知喷管几何设计参数的情况下求解喷管的气动性能属于正问题,可通过数值模拟的方法进行求解,文献[7]即在已知二元收扩喷管几何参数的情况下,采用正交试验设计方法进行喷管数值模拟算例的设计,得到了不同设计参数水平组合下的喷管气动性能,综合研究了二元收扩喷管8个设计参数(圆转矩过渡段4个:长径比、横截面积变化率、长半轴变化率、短半轴变化率;主喷管段4个:喉道宽高比、喉道型面半径比、收敛半角、扩张半角)对气动性能的影响。而在给定气动性能的条件下求解喷管的几何设计参数,此类问题属于逆问题,逆问题的求解较为困难,本文通过建立气动性能与喷管几何设计参数的代理模型,再采用优化算法对代理模型进行分析求解,即可获得逆问题的解,即气动性能最优时的喷管几何设计参数。

代理模型是在不降低精度的情况下,构造一个计算量小,但计算结果可以代替高精度模型计算结果的分析模型。代理模型根据原始分析模型的输入-输出样本点来构造一个替代模型,利用已知点的响应信息来预测未知点的响应值;同时基于代理模型的优化可以大大提高优化设计的效率。代理模型技术和基于代理模型的优化方法已经在很多领域得到了应用^[8-10],但是在喷管型面设计中的应用研究文献较少。任超奇等^[11]以流量系数和推力系数为优化指标,选取收敛半角、喉道半径、扩张半角、底部面积和尾部收缩角为优化变

量,开展了轴对称收扩喷管与飞行器后体的一体化气动优化设计。穆雪峰等^[12]以正交试验设计方法构造代理模型所需的样本点,建立了某机翼展向气动载荷分布的多项式响应面模型、径向基函数模型和 Kriging 模型,从3个模型的平均平方误差来看,Kriging 模型的预测精度最好。曾会华等^[13]在 Isight 软件中采用 Kriging 代理模型、多岛遗传算法和序列二次算法相结合的优化策略,对机翼的气动外形进行了优化。杨俊杰等^[14]对某涡轮转子叶片分别使用 Kriging 模型和精确分析方法进行优化对比,得出两者的结果误差约为1.86%,而基于 Kriging 模型的优化效率提高了近46%。韩永志等^[15]基于 Kriging 模型建立了一种三维涡轮叶片的多学科设计优化方法。黄章俊等^[16]采用正交试验设计和有限元分析方法获得初始样本数据,开展了基于 Kriging 模型的涡轮盘优化设计。刘克龙等^[17]采用遗传算法,对15杆平面拱式桁架、悬臂梁和25杆空间桁架开展了基于 Kriging 模型的结构形状优化。

本文在地面静止状态,喷管出口完全膨胀的条件下,以推力系数为优化目标,以喉道宽高比 R_a 、喉道型面半径比 R_w/R_s 、收敛半角 α 和扩张半角 β 为优化变量,对二元收扩喷管的流道型面进行了优化设计。本文的研究结果表明:本文中二元收扩喷管的优化型面参数为: $R_a = 6$, $R_w/R_s = 0.3$, $\alpha = 15^\circ$, $\beta = 5.64^\circ$, 此时最大推力系数为0.97847,流量系数为0.98778。

本文的研究工作是在二元收扩喷管设计参数对喷管气动性能影响研究的基础上的开展的^[7],因而本文中对于二元收扩喷管设计参数对喷管气动性能影响研究的算例设计和结果分析不具体阐述,只引用部分结论。

1 型面优化设计数学模型

与文献[7]相同,本文在二元收扩喷管流道型面设计中保持支板、中心锥、混合器、火焰稳定器等结构不变,研究加力燃烧室筒体过渡段设计,以及主喷管段收敛调节片、扩张调节片和侧板几何结构的设计,简化后的流道型面示意图如图1所示。进口分为内进口(内外涵气流混合后某截面位置)和冷却气进口;冷却气流道为加力燃烧室筒体与隔热屏之间的通道,一直延伸到主喷管收敛段进口处,在过渡段位置,也将隔热屏设计成与加力燃烧室筒体相似的圆转矩型面。图中 H_7 , H_8 , H_9 分别为主喷管进口、喉部和出口的高度; W 为侧

壁的宽度; R_w 为喉部型面圆弧半径; L_g 为过渡段长度。

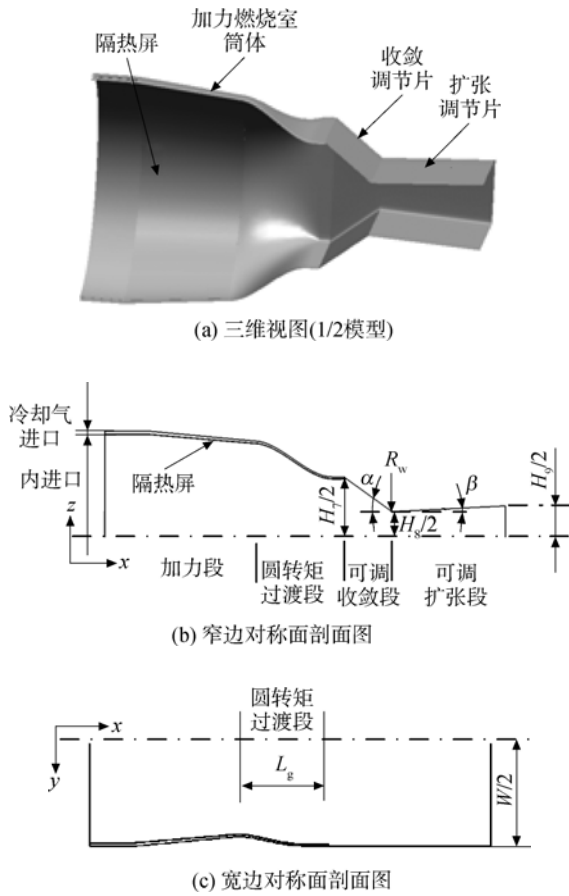


图1 二元收扩喷管流道型面示意图
Fig. 1 Profile sketch of 2D-CD nozzle

文献[7]在主喷管进口面积、喉道面积和出口面积保持不变的情况下,研究了二元收扩喷管8个设计参数(超椭圆型面过渡段4个:长径比、横截面积变化率、长半轴变化率、短半轴变化率;主喷管段4个:喉道宽高比、喉道型面半径比、收敛半角、扩张半角)对喷管气动性能的影响,得出二元收扩喷管的流量系数和推力系数几乎与过渡段型面无关的结论.文中流量系数和推力系数的定义如下文。

流量系数 C_d 定义为流过喷管的实际流量 $\dot{m}_{\text{actual}}$ 与理想流量 $\dot{m}_{\text{ideal}}$ 之比; $\dot{m}_{\text{actual}}$ 由对喷管流场的数值模拟中获得, $\dot{m}_{\text{ideal}}$ 如下式计算:

$$\dot{m}_{\text{ideal}} = p_0^* \cdot A_8 \frac{\kappa \sqrt{\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}}{\sqrt{\kappa R T_0^*}} \quad (1)$$

式中 p_0^* , T_0^* 分别为气流的总压、总温; A_8 为喷管的喉道面积; κ , R 分别为等熵指数、通用气体常数。

推力系数 C_t 定义为实际推力 F_{actual} 与理想推

力 F_{ideal} 之比,其中 F_{actual} 和 F_{ideal} 分别如下所示:

$$F_{\text{actual}} = \dot{m}_{\text{actual}} \cdot U_x + (p_9 - p_a) A_9 \quad (2)$$

$$F_{\text{ideal}} = \dot{m}_{\text{ideal}} \cdot U_{\text{ideal}} \quad (3)$$

式中 F_{actual} 由数值模拟获得; A_9 , p_9 , U_x 分别为喷管出口截面的面积、静压和轴向速度; p_a 为环境压力; U_{ideal} 为气流等熵完全膨胀时的喷管出口速度,其表达式如下式所示:

$$U_{\text{ideal}} = \sqrt{2 \frac{\kappa R T_0^*}{\kappa - 1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right]} \quad (4)$$

本文在二元收扩喷管的型面设计中,保持喷管收敛段进口面积、喉道面积和出口面积不变,因而在 F_{ideal} 定义式中采用理想流量 $\dot{m}_{\text{ideal}}$,因此喉道宽高比 R_a ,喉道型面半径比 R_w/R_8 (其中 R_8 为喉道当量半径)和收敛半角 α 对喷管流量系数和推力系数的影响趋势一致,而扩张半角 β 对流量系数的影响很小,主要影响推力系数。

因而本文二元收扩喷管型面优化设计时保持过渡段结构不变(过渡段长径比为0.4,横截面积 A 变化率为 $A(x) = 4x^3 - 3x^4$,长半轴 a 变化率为 $a(x) = 6x^2 - 8x^3 + 3x^4$ 、短半轴 b 变化率为 $b(x) = 3x^2 - 2x^3$,优化设计变量有4个:喉道宽高比 R_a 、喉道型面半径比 R_w/R_8 、收敛半角 α 以及扩张半角 β ,优化设计目标是获得尽可能高的喷管推力系数 C_t 。

由于喷管内气流流动存在流动阻力,因而推力系数最大不超过1,另外根据几何设计参数的取值范围(参考文献[7]),可建立二元收扩喷管型面优化设计模型,其数学表达式为

$$\begin{aligned} \max C_t &= f(R_a, R_w/R_8, \alpha, \beta) \\ \text{s. t. } C_{t, \max} &< 1, \quad 3.49 \leq R_a \leq 6, \\ 0 &\leq R_w/R_8 \leq 0.3, \quad 15^\circ \leq \alpha \leq 45^\circ, \\ 2^\circ &\leq \beta \leq 15^\circ \end{aligned}$$

2 型面优化设计条件、方法

2.1 型面优化设计条件

本文是在地面静止状态,主喷管进口面积、喉道面积和出口面积保持不变,通过对喷管几何设计参数 R_a , R_w/R_8 , α 以及 β 的优化设计,获得推力系数最优的喷管型面结构。

喷管的进口气流条件:喷管内进口总压为411220 Pa,总温为923.6 K;冷却气进口总压为411350.3 Pa,总温为467.1 K;外界大气压力为101325 Pa,温度为300 K。

2.2 型面优化设计方法与流程

本文采用多学科设计优化软件 Isight 开展二

元收扩喷管型面优化设计代理模型的构造和对代理模型的优化. 本文中对于喷管推力系数和几何设计参数间代理模型的构造采用 Kriging 代理模型, Kriging 代理模型是一种估计方差最小的无偏估计模型, 通过相关函数的作用, 具有局部估计的特点, 能充分利用大量均匀分布的样本点拟合非常复杂的形状, 在多学科优化设计中得到了大量的应用. 本文采用自适应模拟退火算法 (adaptive simulated annealing algorithm, ASA) 对喷管型面设计的代理模型进行优化, ASA 是 Ingber 等提出的对模拟退火算法 (simulated annealing algorithm, SA) 的改进算法, 它具有比传统 SA 更优良的全局求解能力和计算效率^[18].

二元收扩喷管流道型面优化设计流程如图 2 所示, 主要步骤有:

1) 首先采用正交试验设计方法设计型面优化所需的初始样本点 (本文取 16 个样本点, 见文献[7]).

2) 对每个初始样本点建立喷管几何模型, 进行气动性能的数值模拟, 获得每个喷管模型的推力系数 (即样本点的响应, 见文献[7]), 下文将给出了第 1 步和第 2 步的相关数据.

3) 根据初始样本点和样本点的响应, 构造 Kriging 代理模型, 并检验其精度.

4) 型面设计的单目标优化: ①采用 ASA 算法对代理模型进行优化, 获得二元收扩喷管推力

系数的优化型面; ②对优化型面进行建模及数值模拟, 获得推力系数的数值结果, 将数值结果与优化结果进行对比验证, 判断收敛性; ③若满足收敛性要求, 则此优化型面即为最优型面, 若不满足收敛性, 则将优化型面数据点添加到初始样本点中, 重新构造代理模型, 重复 3)~4) 步, 直至推力系数的数值结果与优化结果满足收敛性要求.

下文分别对 3) 步和 4) 步的过程进行讨论.

3 初始代理模型的构造

本节主要介绍文中第 2.2 节中型面优化设计流程 1)~3) 步的内容, 构造二元收扩喷管推力系数和设计变量间的初始代理模型.

3.1 初始样本点

采用正交试验设计方法确定二元收扩喷管推力系数和设计变量间代理模型的初始样本点, 喉道宽高比 R_a , 喉道型面半径比 R_w/R_s , 收敛半角 α , 扩张半角 β 的因素水平表如表 1 (参见文献[7]) 所示.

表 1 型面设计的因素水平表

Table 1 Factors and levels of profile design

水平	R_a	R_w/R_s	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$
1	4.24	0	38.42	3.24
2	3.49	0.2	45	9
3	5	0.1	25	15
4	6	0.3	15	2

4 因素 4 水平可选择正交表 $L_{16}(4^5)$, 表 2 给出了由正交试验设计方法确定的初始样本点方案及各样本点处推力系数的数值结果 (参见文献[7]), 16 个喷管模型分别记为模型 1、模型 2、..., 模型 16.

3.2 初始代理模型的构造

设 $X^i = (x_1^i, x_2^i, \dots, x_d^i)$, 其中 $i=1, 2, \dots, n$ 为 n 个已知的初始设计样本点, d 为设计变量的维数. Kriging 代理模型假设系统的响应值 $y(X)$ 与自变量之间的真实关系可表示成如下的函数关系式:

$$y(X) = \delta + z(X) \quad (5)$$

式中 δ 为一个常数, 表示对全局的近似; $z(X)$ 为服从正态分布 $N(0, \sigma^2)$ 的随机误差模型, 它的均值为 0, 方差为 σ^2 , 协方差如下:

$$\text{cov}[z(X^i), z(X^j)] = \sigma^2 R(X^i, X^j) \quad (6)$$

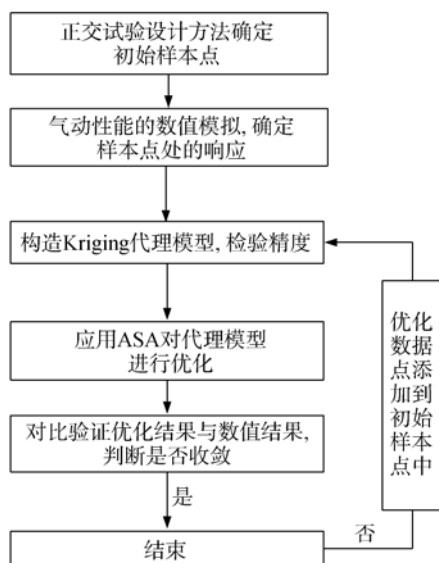


图 2 二元收扩喷管型面优化设计流程

Fig. 2 Process of optimization design of 2D-CD nozzles' profile

表 2 型面设计的初始样本点及推力系数数值结果

Table 2 Initial sample points and thrust coefficient of profile design

喷管模型	设计参数				气动性能
	R_a	R_w/R_s	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	C_f
1	4.24	0	38.42	3.24	0.92680
2	4.24	0.2	45	9	0.95930
3	4.24	0.1	25	15	0.93875
4	4.24	0.3	15	2	0.97475
5	3.49	0	45	15	0.90223
6	3.49	0.2	38.42	2	0.95808
7	3.49	0.1	15	3.24	0.97068
8	3.49	0.3	25	9	0.97076
9	5	0	25	2	0.95072
10	5	0.2	15	15	0.95831
11	5	0.1	38.42	9	0.94381
12	5	0.3	45	3.24	0.97225
13	6	0	15	9	0.96683
14	6	0.2	25	3.24	0.96933
15	6	0.1	45	2	0.94156
16	6	0.3	38.42	15	0.95779

式中 $R(X^i, X^j)$ 是只与两点 X^i 和 X^j 的距离有关的相关函数, 采用高斯函数作为相关函数模型, 则

$$R(X^i, X^j) = \prod_{k=1}^d R_k(X_k^i, X_k^j) = \prod_{k=1}^d \exp(-\theta_k |X_k^i - X_k^j|^2) \quad (7)$$

式中 $\theta_k (\theta_k \geq 0)$ 为相关函数待估参数 θ 的第 k 个元素。

利用样本点 X^i 的响应值 $y(X^i)$ 的线性加权叠加插值来计算待测点 X 的响应值, 则在未知点 X , Kriging 代理模型近似值表示为如下形式:

$$\hat{y}(X) = \mathbf{w}^T \mathbf{Y}(X) \quad (8)$$

式中 $\mathbf{w} = (w^1, w^2, \dots, w^n)^T$ 为待求权系数向量, $\mathbf{Y}(X) = [y(X^1), y(X^2), \dots, y(X^n)]^T$ 为由已知初始设计样本点的响应组成的 $n \times 1$ 阶向量。

由于 Kriging 代理模型对未知点进行无偏最优估计, 要求模型的预测方差最小, 最小化均方误差得到 Kriging 代理模型的预测值为

$$\hat{y}(X) = \hat{\delta} + \mathbf{r}(X)^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{Y} - \mathbf{I} \hat{\delta}) \quad (9)$$

式中 $\hat{\delta} = (\mathbf{I}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{I})^{-1} \mathbf{I}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{Y}$, $\mathbf{I}$ 为单位列向量; $\mathbf{r}(X)$ 为 $n \times 1$ 阶相关系数向量, 其元素为 $r_i(X) =$

$R(X, X^i); i=1, 2, \dots, n$.

以表 2 中二元收扩喷管型面设计的 16 个喷管模型设计参数方案及推力系数数值结果作为构造代理模型的初始样本数据, 在 Isight 软件中构造推力系数的 Kriging 代理模型。

3.3 初始代理模型的验证

由于 Kriging 代理模型是插值模型, 模型中样本点的响应值与数值结果是相等的, 为了检验其对未知点响应值的预测精度, 需增加新的样本点, 判断其代理模型预测值与真实响应 (即文中的数值模拟结果) 的方均根误差 E_{rms} 和最大误差 E_{max} . 本文用于精度检验的 11 个喷管模型参数如表 3 所示, 分别记为模型 17、模型 18、 $\dots$, 模型 27, 表中给出了各个喷管模型由 CFD 数值模拟得到的推力系数 $C_{f, \text{CFD}}$ 以及由 Kriging 代理模型得到的推力系数 $C_{f, \text{Kriging}}$, 定义 $\epsilon_{C_f} = C_{f, \text{Kriging}} - C_{f, \text{CFD}}$, 则方均根误差 E_{rms} 和最大误差 E_{max} 的表达式如下:

$$E_{\text{rms}} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \epsilon_{C_f, i}^2} \quad (10)$$

$$E_{\text{max}} = \max(|\epsilon_{C_f, i}|) \quad i = 1, \dots, n \quad (11)$$

式中 n 为验证模型的个数, 本文中 $n=11$.

表3 Kriging代理模型精度检验数据

Table 3 Accuracy test data of Kriging surrogate model

喷管模型	设计参数				气动性能		
	R_a	R_w/R_8	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	$C_{f,CFD}$	$C_{f,Kriging}$	$\epsilon_{C_f}/\%$
17	6	0.3	15	9	0.97571	0.97473	-0.098
18	6	0.3	45	3.24	0.97268	0.97282	0.014
19	6	0.186	15	3.57	0.97415	0.97603	0.188
20	6	0.3	15	3.57	0.97769	0.97642	-0.127
21	6	0.174	15	2	0.97197	0.97408	0.211
22	3.49	0.3	45	15	0.95263	0.95599	0.336
23	3.49	0	45	2	0.91449	0.91844	0.395
24	6	0	45	2	0.91331	0.92303	0.972
25	5	0.3	15	2	0.97556	0.97495	-0.061
26	3.49	0.3	15	2	0.97408	0.97438	0.03
27	5	0	15	9	0.96676	0.96506	-0.17

由表3中的数据计算得到:推力系数的 Kriging 代理模型的方均根误差 $E_{rms}=0.35\%$,最大误差 $E_{max}=0.972\%$,误差符合精度要求。

4 型面设计的单目标优化

二元收扩喷管以推力系数最大为目标的型面优化设计模型数学表达式为

$$\begin{aligned} \max C_f &= f(R_a, R_w/R_8, \alpha, \beta) \\ \text{s. t. } C_{f,\max} &< 1, \quad 3.49 \leq R_a \leq 6, \\ 0 &\leq R_w/R_8 \leq 0.3, \quad 15^{\circ} \leq \alpha \leq 45^{\circ}, \\ 2^{\circ} &\leq \beta \leq 15^{\circ} \end{aligned}$$

本节主要介绍第2.2节中型面优化设计流程4)步的内容,即采用ASA对推力系数的Kriging代理模型进行优化,并判断收敛性,直至获得满足收敛性要求的优化型面。

1) 首先采用ASA对文中第3节中构造的推力系数的初始代理模型进行优化,获得二元收扩喷管推力系数的优化型面结果为:当 $R_a=6, R_w/R_8=0.247, \alpha=15^{\circ}, \beta=5.64^{\circ}$, C_f 最优且 $C_{f,\max}=0.9774$ 。

2) 为判断优化结果与数值结果的收敛性,则对该优化结构(记为模型28: $R_a=6, R_w/R_8=0.247, \alpha=15^{\circ}, \beta=5.64^{\circ}$)建模,数值模拟得到其推力系数 $C_{f,CFD}=0.97695$,则推力系数最优解与数值解的误差为 $(C_{f,\max}-C_{f,CFD})/C_{f,CFD}=0.046\%$,符合精度要求。

3) 虽然模型28推力系数的优化结果与数值

结果满足收敛性要求,但是模型28的 $R_w/R_8=0.247$,这与文献[7]中的结论(随着 R_w/R_8 的增大,二元收扩喷管的推力系数增大)不一致,因此考虑在原先16个样本点(模型1~模型16)的基础上,增加样本点,将模型20、模型28和模型29($R_a=6, R_w/R_8=0.3, \alpha=15^{\circ}, \beta=2^{\circ}$)添加到初始样本点中,重新构造代理模型并对代理模型进行优化(为节省篇幅,此过程不详述),重复型面优化设计流程4)步的过程,得到新一轮优化结果为:当 $R_a=6, R_w/R_8=0.3, \alpha=15^{\circ}, \beta=5.64^{\circ}$ 时, C_f 最优且 $C_{f,\max}=0.97826$,此推力系数优化值大于第1轮优化的结果。对此次优化结构(记为模型30: $R_a=6, R_w/R_8=0.3, \alpha=15^{\circ}, \beta=5.64^{\circ}$)建模,数值模拟得到其推力系数 $C_{f,CFD}=0.97847$,则此时推力系数优化解与数值解的误差为 -0.02% ,符合精度要求。

二元收扩喷管的设计参数 $R_a, R_w/R_8, \alpha$ 和 β 在如表1所示的水平下,其推力系数最优结构的水平组合为模型17($R_a=6, R_w/R_8=0.3, \alpha=15^{\circ}, \beta=9^{\circ}$),且推力系数的数值结果为0.97571(参见文献[7])。对比优化结果模型30的推力系数的数值结果0.97847可见,模型30的推力系数提高了约0.28%。优化结果与文献[7]结果的不一致原因主要在于:从参数的灵敏度分析中得知扩张半角 β 对于喷管的推力系数影响较大,而在设计参数对气动性能影响研究时, β 未在 5° 附近取值,所以在气动性能直观分析中无法精确得出 β 在

3. $24^\circ \sim 9^\circ$ 范围内对推力系数的影响曲线(见图3, 参考文献[7]); 不过从图3可见 β 在 $3.24^\circ \sim 9^\circ$ 范围内对推力系数的影响曲线近似是一条水平直线, 因而在 $3.24^\circ \sim 9^\circ$ 范围内曲线出现极大值也是合理的。

因此可以认为优化型面模型30 ($R_a = 6$, $R_w/R_s = 0.3$, $\alpha = 15^\circ$, $\beta = 5.64^\circ$) 即为推力系数最优的型面, 此时最大推力系数为 0.97847, 流量系数为 0.98778。模型30相比初始样本点中的模型1(推力系数为 0.9268, 流量系数为 0.94139), 推力系数提高了 5.6%, 流量系数提高了 4.9%; 相比初始样本点中气动性能最高的模型4(推力系数为 0.97475, 流量系数为 0.98777), 推力系数提高了 0.4%, 流量系数几乎不变, 由此也说明了, 喉道型面半径比 R_w/R_s 和收敛半角 α 是影响二元收扩喷管气动性能的主要参数, 喉道宽高比 R_a 对喷管气动性能的影响很小。

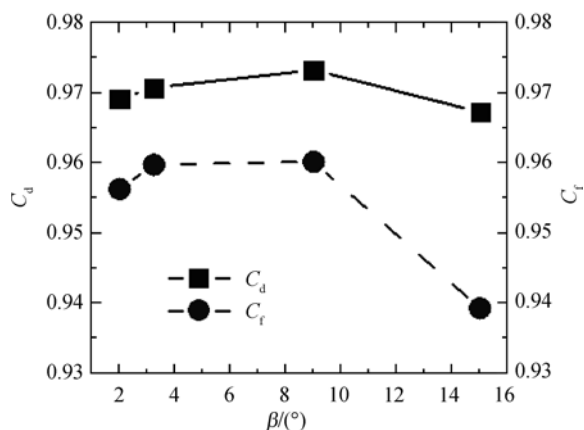


图3 扩张半角 β 对喷管气动性能的影响

Fig. 3 Influence of β to nozzles' aerodynamic performance

5 结论

本文在地面静止状态, 保持主喷管进口面积、喉道面积和出口面积不变, 对二元收扩喷管的型面进行了优化设计。结果表明:

1) 在本文流量系数和推力系数的定义下, 设计参数喉道宽高比 R_a 、喉道型面半径比 R_w/R_s 和收敛半角 α 对其影响趋势一致, 而扩张半角 β 对流量系数的影响很小, 主要影响推力系数, 因此可以采用对推力系数的单目标优化即可得到优化型面。

2) 本文中二元收扩喷管的优化型面参数为: $R_a = 6$, $R_w/R_s = 0.3$, $\alpha = 15^\circ$, $\beta = 5.64^\circ$, 此时最大推力系数为 0.97847, 流量系数为 0.98778。

参考文献:

- [1] Hiley P E, Wallace H W, Booz D E. Study of non-axisymmetric nozzles installed in advanced fighter aircraft[R]. AIAA 75-1316, 1975.
- [2] Stevens H L, Thayer E B, Fullerton J F. Development of the multi-function 2-D/C-D nozzle[R]. AIAA 81-1491, 1981.
- [3] Capone F J. The nonaxisymmetric nozzle; it is for real[R]. AIAA 79-1810, 1979.
- [4] 斯仁, 吉洪湖, 刘常春, 等. 冷却抑制二元收扩喷管红外特征的模型实验与数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(4): 463-469.
SI Ren, JI Honghu, LIU Changchun, et al. Model experiment and numerical analysis on infrared character and infrared suppression by cooling of two-dimensional convergent-divergent nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(4): 463-469. (in Chinese)
- [5] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第7册 进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [6] 吴达, 郑克扬. 排气系统的气动热力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1989.
- [7] 施小娟, 吉洪湖, 斯仁. 二元收扩喷管设计参数对气动性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8): 1799-1810.
SHI Xiaojuan, JI Honghu, SI Ren. Numerical investigation of geometric parameters' influence to aerodynamic performance of two dimensional convergent and divergent nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 1799-1810. (in Chinese)
- [8] Simpson T W, Mauery T M, Korte J J, et al. Comparison of response surface and Kriging models for multidisciplinary design optimization[R]. AIAA 98-4755, 1998.
- [9] Simpson T W, Booker A J, Ghosh D, et al. Approximation methods in multidisciplinary analysis and optimization; a panel discussion[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2004, 27(5): 302-313.
- [10] 余雄庆, 丁运亮. 多学科设计优化算法及其在飞行器设计中应用[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 1-6.
YU Xiongqing, DING Yunliang. Multidisciplinary design optimization a survey of its algorithms and applications to aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 1-6. (in Chinese)
- [11] 任超奇, 王强, 胡海洋. 收-扩喷管与飞行器后体的一体化气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2294-2302.
REN Chaoqi, WANG Qiang, HU Haiyang. Integrated aerodynamic optimization design of convergent-divergent nozzle and vehicle afterbody[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2294-2302. (in Chinese)
- [12] 穆雪峰, 姚卫星, 余雄庆, 等. 多学科设计优化中常用代理模型的研究[J]. 计算力学学报, 2005, 22(5): 608-612.
MU Xuefeng, YAO Weixing, YU Xiongqing, et al. A sur-

- vey of surrogate models used in MDO[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2005, 22(5): 608-612. (in Chinese)
- [13] 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 a aerodynamic shape optimization using surrogate models [J]. Aeronautical Computer Technique, 2005, 35(4): 84-87. (in Chinese)
- [14] 杨俊杰,王荣桥,樊江,等. 涡轮叶片的气动-热-结构多学科设计优化研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 617-622.
YANG Junjie, WANG Rongqiao, FAN Jiang, et al. Multi-disciplinary aero-dynamic-thermal-structure design optimization for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 617-622. (in Chinese)
- [15] 韩永志,高行山,李立州,等. 基于 Kriging 模型的涡轮叶片多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1055-1059.
HAN Yongzhi, GAO Hangshan, LI Lizhou, et al. Kriging model-based multidisciplinary design optimization turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1055-1059. (in Chinese)
- [16] 黄章俊,王成恩. 基于 Kriging 模型的涡轮盘优化设计方法[J]. 计算机集成制造系统, 2010, 16(5): 905-911.
HUANG Zhangjun, WANG Chengen. Turbine optimization design based on Kriging model[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2010, 16(5): 905-911. (in Chinese)
- [17] 刘克龙,姚卫星,穆雪峰. 基于 Kriging 代理模型的结构形状优化方法研究[J]. 计算力学学报, 2006, 23(3): 344-347.
LIU Kelong, YAO Weixing, MU Xuefeng. A method of structural shape optimization based on Kriging model[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2006, 23(3): 344-347. (in Chinese)
- [18] 赖宇阳,姜欣,方立桥,等. Isight 参数优化理论与实例详解[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2012.

(编辑:秦理曼、叶青)