

高超声速轴对称进气道多目标优化设计

王昌盛, 额日其太, 丁文豪
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以高超声速轴对称进气道为研究对象,对进气道型面进行参数化设计,选取一般二次曲线饱和度、一般二次曲线控制线、过渡圆弧半径、喉道拐角、喉道等直段长高比、中心线控制参数、当量锥角 7 个参数作为设计变量对进气道进行了多目标优化设计。设计过程中,利用正交试验设计方法确定初始样本点,建立进气道在设计点下总压恢复系数、出口畸变两个优化目标与设计参数之间的 Kriging 代理模型,采用第二代非劣排序遗传算法(NSGA-Ⅱ)对代理模型进行分析求解。结果表明:进气道型面在经过多目标优化设计后,在设计点下进气道总压恢复性能提升 2.63%,出口畸变指数减小 27.57%。

关 键 词: 轴对称进气道; 参数化设计; 代理模型; NSGA-Ⅱ算法; 多目标优化设计

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Multi-objective optimization design of hypersonic axisymmetric inlet

WANG Changsheng, Eriqitai, DING Wenhao
(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Taking the hypersonic axisymmetric inlet as the research object, firstly, parametric design of the inlet profile was carried out, and seven parameters, such as the general conic saturation, the general conic control line, the transition arc radius, the throat corner, the throat straight line to height ratio, the center line control parameter and the equivalent cone angle, were selected as the design variables to carry out the multi-objective design of the inlet. In the design process, the initial sample points were determined by orthogonal test design method, and Kriging surrogate models between two optimization objectives of inlet total pressure recovery coefficient and outlet distortion with design parameters were established. The surrogate model was analyzed and solved by the second generation of Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-Ⅱ). The results showed that after multi-objective optimization, the total pressure recovery performance of the inlet increased by 2.63%, and the outlet distortion reduced by 27.57%.

Key words: axisymmetric inlet; parametric design; surrogate model; NSGA-Ⅱ algorithm; multi-objective optimization design

进气道是高超声速飞行器动力系统的关键部件^[1],其作用是给发动机提供高品质空气气流,进气道性能的好坏决定着发动机的性能。在众多类型的进气道中,轴对称进气道因结构简单、压

收稿日期:2019-11-19
作者简介:王昌盛(1994—),男,硕士生,研究方向为高超声速发动机进气道设计研究。

引用格式:王昌盛,额日其太,丁文豪.高超声速轴对称进气道多目标优化设计[J].航空动力学报,2020,35(7):1392-1401. WANG Changsheng, Eriqitai, DING Wenhao. Multi-objective optimization design of hypersonic axisymmetric inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(7): 1392-1401.

缩效率高、调节方便、易于设计等优点,成为了高超声速发动机进气道的主要方案之一,并且开展了大量的研究工作^[2-4]。在进气道性能评估过程中,总压恢复系数和出口畸变是两个非常重要的指标。进气道的气动性能主要取决于型面的设计。良好的型面设计可以有效减少进气道内流动分离现象,提高总压恢复系数以及使得进气道出口气流更加均匀,降低出口畸变。

优化设计是获得良好的进气道型面的重要途径。在众多气动优化方法中,根据原始输入输出样本点数据来构造的代理模型方法是完成近似优化策略的一项重要技术^[5],即通过对已知样本点真实值的数学处理达到快速预测未知样本点响应的效果。其关键和难点在于要构造一种计算时间少,精度足够高的数学模型。众多研究人员已经在相关领域对该技术方法做了大量应用研究。吴先宇等^[6]完成了基于替代模型的高超声速进气道优化,并且比较了不同代理模型的优化效果。曾会华等^[7]将 CAD 软件、CFD 软件以及代理模型串联起来完成了对飞机气动外形的优化。任超奇等^[8]运用基于正交多项式的代理模型完成了对轴对称收扩喷管与飞行器后体的优化设计。向有志等^[9]在基于沿程压升规律可控的轴对称物理壁面设计方法结合替代模型多目标优化设计压缩面,基于优化结果,设计了一种高超轴对称进气道,并进行了数值研究。施小娟等^[10-11]对二元收扩喷管设计参数对喷管气动性能的影响进行了细致研究,而后在此基础上完成了基于代理模型的二元收扩喷管的单目标优化。向开恒等^[12]通过代理模型技术显著降低了不同初始条件下发射窗口数值计算时间。

本文以高超声速发动机轴对称进气道为研究对象,建立了进气道型面几何型面的参数化模型,选取一般二次曲线饱和度、一般二次曲线控制线、过渡圆弧半径、喉道拐角、喉道等直段长高比、中心线控制参数、当量锥角 7 个参数作为设计变量,以总压恢复系数和出口畸变为设计目标,对轴对称进气道进行了多目标优化设计。结果表面,在经过多目标优化之后,进气道总压恢复系数增加,出口畸变明显减小,进气道气动性能得到了明显改善。

1 高超声速进气道型面参数化设计

进气道优化的基础是型面的参数化建模,尽管轴对称进气道构型相对简单,完成一个适合于

实际工程应用的进气道设计也是十分复杂的,需要通过初步设计、性能评估、调整参数这样一套步骤不断重复迭代。

为了达到调节有限个设计参数进而生成不同进气道型面的效果,需要确定数量尽可能少的、同时能控制进气道型面的几何参数。而设计参数的选择直接影响到进气道几何型面的形式并且决定了进气道优化效果的好坏,合理地选择进气道几何控制参数十分重要。

1.1 超声速进气道性能评估

本文选取总压恢复系数 σ_{bx} 和出口总压畸变指数 D 来衡量进气道的性能。两者定义如下:

总压恢复系数 σ_{bx}

$$\sigma_{bx} = \frac{p_2^*}{p_0^*} \tag{1}$$

式中 p_2^* 为进气道出口总压, p_0^* 为进气道进口总压。 σ_{bx} 的是衡量气流在压缩过程中的损失程度。

进气道出口畸变指数

$$D = \frac{p'_{2,\max} - p'_{2,\min}}{p_2^*} \tag{2}$$

式中 $p'_{2,\max}$ 、 $p'_{2,\min}$ 是 p_2^* 进气道出口的最大总压、最小总压和平均总压。

1.2 型面设计方法

本文选取的高超声速发动机进气道设计点是马赫数为 5,飞行高度为 27.5 km,进口流量为 70 kg/s。

根据传统进气道设计原理^[13-16],本文将进气道分为外压缩段和内压缩段两部分进行设计,进气道内压缩部分进一步细分为超声速扩压段和亚声速扩压段。最终选取的设计参数为一般二次曲线饱和度(ρ),一般二次曲线控制直线长度(L),过渡圆弧半径(R),喉道拐角(θ_{th}),喉道等直段长高比(L_{th}/H_{th}),中心线控制点(Y_m),亚声速扩压段当量锥角(θ_{ac}),共 7 个设计变量构建进气道型线。具体设计方法如下。

1.2.1 外压缩段设计

气流在进气道外部压缩主要靠中心锥来实现,为满足进气道在宽范围内都能保持稳定良好的工作,以及便于设计和加工,外压段选择为单锥角。本文选取的中心锥半锥角为 12°,既不会使得进气道长度过长,也可以使得进气道的圆锥激波损失较小。

1.2.2 内压缩段设计

进气道内压缩段分为超声速扩压段和亚声速

扩压段。

超声速扩压段依据等熵压缩思想,采用一道外压锥形激波和一道唇口内压斜激波和的波系配置。如图 1 所示,黑色线为进气道超声速扩压段型面,红色线为激波系。唇罩气流转折角 δ 为唇罩相对于第一道激波后气流的拐角,为减小进气道阻力,唇罩气流转折角 δ 取值与中心锥半锥角相等;将唇口斜激波打在中心锥上的位置点 A 定为过渡圆弧的起点,此时唇口斜激波与圆弧转折引起的膨胀波分离,可以达到减小总压损失的目的;超声速扩压段上型面选取为直线接一段二次曲线,下型面为直线加过渡圆弧,设计原则是保证超声速内压缩段的气流流通面积是逐渐减小的,其中,控制一般二次曲线的参数为二次曲线饱和度 ρ ,以及一般二次曲线控制直线 L , ρ 值为曲线的饱满度,一般情况下, ρ 值越小,曲线就越平坦; ρ 值越大,曲线就越饱满, $\rho < 0.5$,曲线为椭圆, $\rho = 0.5$ 时,曲线为抛物线; $\rho > 0.5$ 时,曲线为双曲线。下型面设计参数定为过渡圆弧半径 R ,喉部拐角 θ_{th} 以及一段喉部直线段,该直线段以喉道长度与喉道高度之比为控制参数。因此超声速扩压段的设计参数为一般二次曲线饱和度 ρ ,一般二次曲线控制直线 L ,过渡圆弧半径 R ,喉部拐角 θ_{th} ,直线段长高比 L_{th}/H_{th} 。

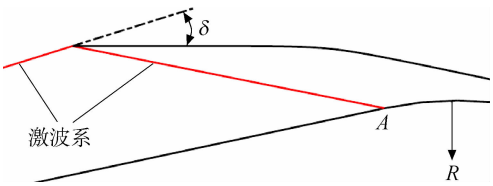


图 1 超声速内压缩段型面

Fig. 1 Supersonic internal compression section profile

气流在通过喉道附近的正激波后速度降为亚声速。亚声速段后接发动机压气机部件,为满足压气机进口气流尽量均匀的要求,在亚声速扩张段的设计时应尽量避免流场出现较大的逆压梯度,防止出现气流分离现象^[17-18]。本文在亚声速扩压段设计中,设计参数包括当量锥角 θ_{ac} 、中心线控制参数 Y_m 。当量锥角主要影响的是亚声速扩进出口面积比以及扩压段长度,其计算公式如下:

$$\theta_{ac} = 2\arctan \left[\frac{\sqrt{A_{out}} - \sqrt{A_{in}}}{\sqrt{\pi}L_1} \right] \tag{3}$$

其中 A_{out} 为亚声速扩压段出口面积, A_{in} 为亚声速扩压段进口面积,即喉部面积 A_{th} , L_1 为亚声速扩

压段长度,出口截面的内径由进气道后部所接预冷器和压气机直径确定,亚声速扩压段进口高度即喉部高度由选定的内收缩比获得。据参考文献[17]可知,气流在亚声速扩压段的偏转程度主要由中心线的变化规律所确定,中心线变化规律用四次多项式方程表示,其表达式如下:

$$\frac{y}{Y_1} = A(x/L_1)^4 + B(x/L_1)^3 + C(x/L_1)^2 + D(x/L_1) + E \tag{4}$$

式中 A 、 B 、 C 、 D 、 E 为匹配系数值。 L_1 为亚声速扩压段长度, $0 \leq x/L_1 \leq 1$; Y_1 为偏距,其值为亚声速通道扩张段进、出口中心之间的纵向距离, $y/Y_1 \geq 0$ 。

如图 2 所示,方程中系数由通过下述条件可得:①中心线过 $(0,0)$, $(1,1)$, (X_m,Y_m) 点,其中 $X_m=0.5$, Y_m 为设计参数;②起始角度为喉道拐角,终止角度固定为 0° 。

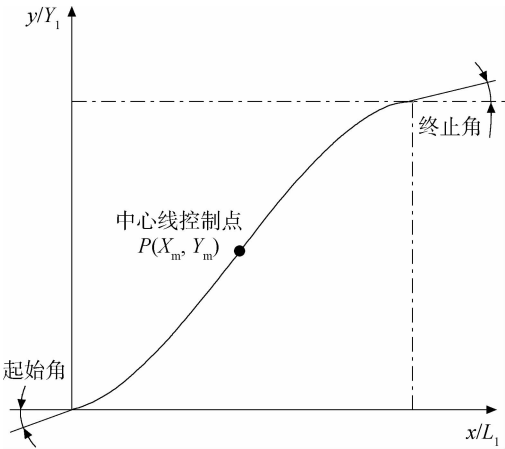


图 2 亚声速扩压段中心线

Fig. 2 Center line of subsonic diffuser

亚声速扩压段流通面积变化规律决定了扩压段的扩张程度,从而决定了通道内沿流向的压力梯度。当曲线方程的系数取值不同时,可以得到不同缓急程度的沿程流通截面面积。其表达式为 $Y = aX^4 + bX^3 + cX^2$ (5) 式中 $X = x/L$, $Y = (A_n - A_{in}) / (A_{out} - A_{in})$ 。 A_n 为通道内任一截面面积。根据文献[17]得出结论,当扩压段面积变化规律为先缓后急时,通道中气流分离最小,因此本文流通截面面积变化规律选为先缓后急,参数取值分别为 $a = -3$, $b = 4$, $c = 0$ 。

最终所得设计参数如表 1 所示,由参数可以得到基准进气道型面图 3 所示。

表 1 基准进气道设计参数

Table 1 Reference inlet design parameters

设计参数	数值
一般二次曲线饱和度 ρ/mm	0.4
一般二次曲线控制线长度 L/mm	100
喉道拐角 $\theta_{\text{th}}/(^{\circ})$	13
圆弧半径 R/mm	410
喉道长高比 $L_{\text{th}}/H_{\text{th}}$	2
中心线控制点 Y_{m}	0.8
当量锥角 $\theta_{\text{ac}}/(^{\circ})$	8

1.3 数值计算方法及验证

对高超声速进气道的数值仿真是运用商业软件 Ansys Fluent 15.0 实现的,湍流模型采用 standard $\kappa\text{-}\epsilon$ 采用增强型壁面函数,差分格式为二阶迎风格式。

数值计算方法的验证模型是 NASA (National Aeronautics and Space Administration) 兰利研究中心所设计的轴对称混压式进气道^[19],其设计点马赫数为 2.5,把本文的数值计算方法计算得出的外罩内型面压力分布和中心锥压力分布与实验结果的对比结果如图 4 和图 5 所示,由此可知,本文的采用的数值模拟方法与实验结果相当吻合,方法准确有效。图中 p 为静压, p^* 为总压。

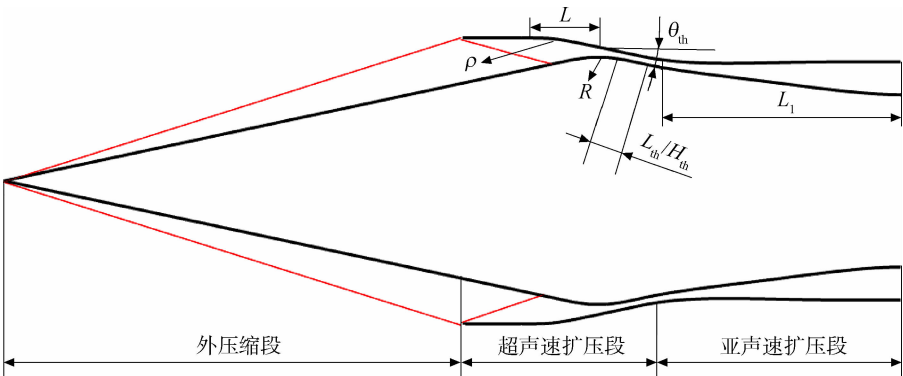


图 3 基准进气道型面示意图

Fig. 3 Schematic diagram of reference inlet profile

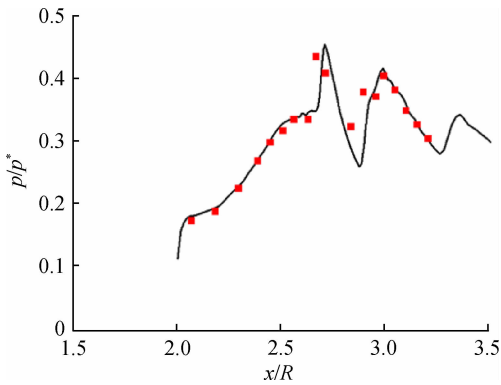


图 4 外罩内型面壁面压力分布结果对比

Fig. 4 Comparison of pressure distribution results of inner surface of outer cover

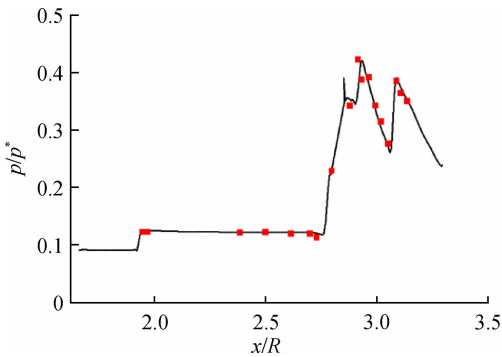


图 5 中心锥压力分布结果对比

Fig. 5 Comparison of pressure distribution on the central cone wall

2 型面优化设计条件、方法

2.1 型面优化设计条件

本文所研究的进气道设计点是马赫数为 5,进口流量为 70 kg/s。前文已通过参数化设计方法得到能满足设计要求的基准进气道,在此基础

上进行进气道型面优化。受进气道后部所接部件尺寸条件限制,进气道出口半径保持不变,喉道马赫数保持在 1.3~1.5 之间。

在进气道参数化设计的基础上,通过对进气道几何设计参数一般二次曲线饱和度、一般二次曲线控制线、过渡圆弧半径、喉道拐角、喉道等直

段长高比、中心线控制参数、当量锥角的优化设计,获得进气道气动性能最优的型面。

2.2 型面优化设计方法与流程

对进气道型面的代理模型构造以及多目标优化在 Isight 软件^[20]中完成。因进气道设计参数较多,多项式响应面法在拟合设计变量较多的复杂函数关系时效果不理想,而用神经网络法生成响应面的用时太久,在考虑了响应生成效率以及准确性后,本文选择 Kriging 模型来生成设计参数与优化目标之间的响应面。采用 NSGA-II (non-dominated sorting genetic algorithm-II)算法^[21]对进气道型面设计的代理模型进行优化,该算法具有比传统遗传算法更加高效准确的全局求解能力。

本文对于高超声速轴对称进气道的优化设计的基本流程如图 6 所示,该流程主要包含:

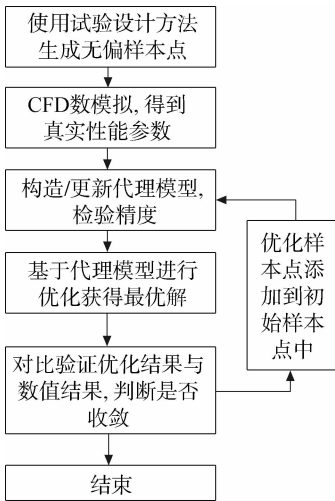


图 6 进气道型面优化设计流程

Fig. 6 Optimization design progress of inlet profile

- 1) 采用正交试验设计方法得到所需的初始样本点。
- 2) 针对每个初始样本点,通过 CFD 计算得到各样本的真实气动性能数据。
- 3) 通过已知的样本点和真实的响应值在给定的设计空间内构造代理模型。
- 4) 检验代理模型精度,若精度符合要求则对代理模型进行优化,并将近似最优解作为结果输出;若代理模型精度没有达到要求,则继续增加样本点,把之前优化的结果添加进现有样本点中,从而提高代理模型的精度。
- 5) 采用 NSGA-II 算法对代理模型进行优化,用 CFD 计算优化后的进气道模型,获得总压

恢复系数和出口畸变指数的计算结果,将两者对比,判断误差是否满足收敛性要求;若满足,则停止优化,得出最有型面,反之,则将上一轮优化的 CFD 结果添入样本点内,继续完善代理模型,直至总压恢复系数和出口总压畸变的数值结果与优化结果之间的误差满足收敛性要求。

3 初始代理模型的构造

3.1 初始样本点

采用正交试验设计方法确定构造代理模型所需的初始样本点,选取的各进气道设计参数因素水平如表 2。

表 2 型面设计的因素水平表
Table 2 Factors and levels of profile design

水 平	因素						
	ρ	L/mm	R/mm	$\theta_{\text{th}}/(^{\circ})$	$L_{\text{th}}/H_{\text{th}}$	Y_{m}	$\theta_{\text{ac}}/(^{\circ})$
1	0.4	80	650	8	2	0.68	6
2	0.6	210	800	10	2.5	0.8	7.5
3	0.8	340	950	12	3	0.92	9

7 个因素 3 个水平可选择 $L_{27}(3^7)$ 正交表得到 27 个设计样本点,分别将 27 个样本点的设计参数组合构建进气道模型,并按上文验证的数值方法进行数值模拟计算,确定进气道在设计点下的总压恢复系数和出口畸变指数值。如表 3 所示,给出了初始样本点的总压恢复系数和出口畸变指数的数值模拟结果,27 个进气道模型分别记为模型 1、模型 2、…、模型 27。这些样本点的总压恢复系数范围是 0.3917~0.4953,出口畸变指数的范围是 0.0116~0.0250,进气道出口马赫数 Ma_{out} 范围是 0.14~0.15 之间。

3.2 敏感度分析

在 Isight 软件中,利用表 3 中的数据及试验设计方法中的回归分析方法,对组成进气道型面的 7 个设计参数与总压恢复系数、出口畸变之间的关系进行敏感度分析。

图 7 和图 8 分别给出了 7 个设计参数对进气道总压恢复和出口畸变影响的 Pareto 图。纵坐标是各设计参数,横坐标是影响程度;蓝色代表设计参数和气动性能之间是正相关;而红色代表设计参数和气动性能之间是负相关。由图可见:①对进气道总压恢复系数影响较大的设计参数从大往小排序依次是 $\theta_{\text{th}}, \rho, R, L, L_{\text{th}}/H_{\text{th}}$ 。②对

表 3 型面设计的初始样本点及气动性能数值结果

Table 3 Initial sample points and numerical results of aerodynamic performance in profile design

模型	设计参数							性能参数		
	ρ	L	R	θ_{th}	L_{th}/H_{th}	Y_m	θ_{ac}	σ_{bx-cfd}	D_{cfd}	Ma_{out}
1	0.4	80	650	8	2	0.68	6	0.3917	0.0207	0.1419
2	0.4	80	650	8	2.5	0.8	7.5	0.4114	0.0212	0.1459
3	0.4	80	650	8	3	0.92	9	0.4008	0.0239	0.1477
4	0.4	210	800	10	2	0.68	6	0.4716	0.0116	0.1401
5	0.4	210	800	10	2.5	0.8	7.5	0.4720	0.0157	0.1429
6	0.4	210	800	10	3	0.92	9	0.4767	0.0168	0.1438
7	0.4	340	950	12	2	0.68	6	0.4795	0.0129	0.1445
8	0.4	340	950	12	2.5	0.8	7.5	0.4843	0.0164	0.1456
9	0.4	340	950	12	3	0.92	9	0.4849	0.0194	0.1410
10	0.6	80	800	12	2	0.8	9	0.4896	0.0220	0.1445
11	0.6	80	800	12	2.5	0.92	6	0.4895	0.0165	0.1389
12	0.6	80	800	12	3	0.68	7.5	0.4937	0.0183	0.1423
13	0.6	210	650	8	2	0.8	9	0.4847	0.0182	0.1432
14	0.6	210	650	8	2.5	0.92	6	0.4868	0.0127	0.1398
15	0.6	210	650	8	3	0.68	7.5	0.4813	0.0172	0.1413
16	0.6	340	950	10	2	0.8	9	0.4691	0.0250	0.1443
17	0.6	340	950	10	2.5	0.92	6	0.4688	0.0156	0.1434
18	0.6	340	950	10	3	0.68	7.5	0.4668	0.0179	0.1422
19	0.8	80	950	10	2	0.92	7.5	0.4953	0.0188	0.1444
20	0.8	80	950	10	2.5	0.68	9	0.4896	0.0210	0.1461
21	0.8	80	950	10	3	0.8	6	0.4880	0.0171	0.1401
22	0.8	210	650	12	2	0.92	7.5	0.4960	0.0191	0.1411
23	0.8	210	650	12	2.5	0.68	9	0.4985	0.0214	0.1432
24	0.8	210	650	12	3	0.8	6	0.4965	0.0150	0.1471
25	0.8	340	800	8	2	0.92	7.5	0.4531	0.0206	0.1426
26	0.8	340	800	8	2.5	0.68	9	0.4732	0.0163	0.1437
27	0.8	340	800	8	3	0.8	6	0.4729	0.0131	0.1414

进气道出口畸变主要影响设计参数排序依次是 $\theta_{ac}, R, L, L_{th}/H_{th}$ 。③ $\theta_{th}, \rho, R, L, L_{th}/H_{th}$ 与总压恢复系数成正效应,即随着这几个因素取值的增大,总压恢复系数也逐渐增大;而对于进气道出口畸变, θ_{ac} 与其呈现正相关,而 $R, \rho, L_{th}/H_{th}$ 都与其呈现负相关,因此综合设计参数与气动性能关系来看,为了尽可能得到最优的设计结果,在考虑设计参数的取值范围时要适当减小当量锥角 θ_{ac} 取值范围,增大一般二次曲线饱和度 ρ 、

过渡圆弧半径 R 以及喉道长高比 L_{th}/H_{th} 取值范围。

3.3 初始代理模型的构造

由文献[8]所得结论可知,在进气道优化中,Kriging代理模型的效果更好,其一般数学表达如下:

$$f(x) = f_1(x) + \epsilon(x)$$

(6)

式中 $f(x)$ 为真实模型; $f_1(x)$ 为代理模型; $\epsilon(x)$ 为

真实值和预测值之间的误差。 $\epsilon(x)$ 的协方差矩阵公式为

$$\text{Cov}[Z(x_i), Z(x_j)] = \sigma^2 \mathbf{R}[R(x_i, x_j)] \quad (7)$$

式中 R 为只与两点 x_i 和 x_j 高斯相关函数, $\mathbf{R}$ 为对称相关矩阵。

本文初始代理模型构造所需的样本数据选取表 3 中的 27 个进气道模型设计参数方案及其总压恢复系数、出口畸变, 利用 Isight 软件完成代理模型的构造。

3.4 初始代理模型的检验

由构造 Kriging 模型数学原理可知, 模型中

样本点的响应值就等于数值结果, 因此直接用样本点数据无法检测响应面精度, 需要增加额外样本点, 通过判断响应面模型预测的响应值与真实值之间的方均根误差 E_{rms} 和最大误差 E_{max} 来检验代理模型的精度。为完成精度检验, 另添加样本点模型 29~模型 34, 所得数据如表 4 所示。表中分别给出了由 CFD 计算得到的进气道的总压恢复系数 $\sigma_{\text{bx-cfd}}$ 和出口畸变指数 D_{cfd} , 以及由 Kriging 响应面模型预测出的总压恢复系数 $\sigma_{\text{bx-kg}}$ 和出口畸变值 D_{kg} 。

方均根误差 E_{rms} 和最大误差 E_{max} 公式分别为

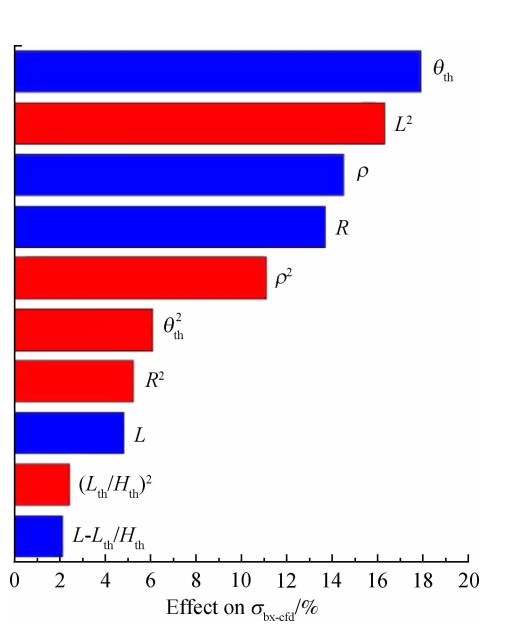


图 7 进气道设计参数对总压恢复影响

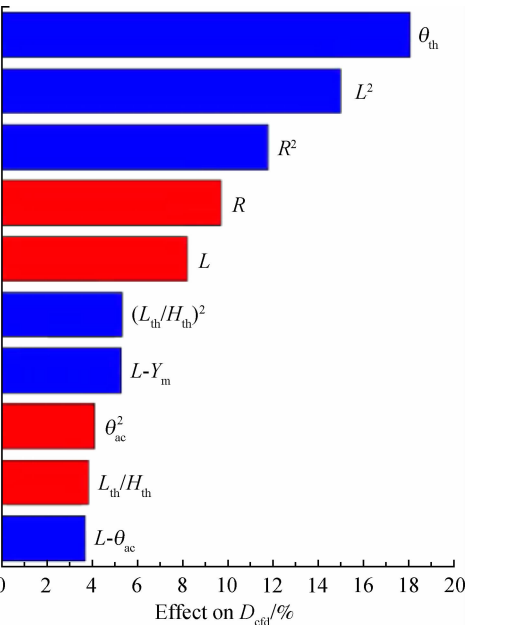


图 8 进气道设计参数对出口畸变影响

Fig. 7 Influence of inlet design parameters on total pressure recovery

Fig. 8 Influence of inlet design parameters on outlet distortion

表 4 Kriging 代理模型精度检验数据

Table 4 Accuracy test data of Kriging surrogate model

模 型	设计参数							性能参数					
	ρ	L	R	θ_{th}	$L_{\text{th}}/H_{\text{th}}$	Y_{m}	θ_{ac}	$\sigma_{\text{bx-cfd}}$	$\sigma_{\text{bx-kg}}$	误差/ $\%$	D_{cfd}	D_{kg}	误差/ $\%$
28	0.5	250	830	9	2.5	0.72	7.5	0.4637	0.4628	0.1963	0.0271	0.0281	3.6900
29	0.5	250	840	10	3	0.74	8	0.4852	0.4845	0.1622	0.0202	0.0198	1.9802
30	0.7	300	850	11	3	0.76	8	0.5059	0.5110	1.0038	0.0191	0.0201	5.3927
31	0.75	100	860	12	2	0.78	7	0.4785	0.4757	0.5868	0.0198	0.0205	3.5354
32	0.7	310	820	11	2.6	0.8	8	0.4969	0.4938	0.6192	0.0241	0.0231	4.1308
33	0.8	150	800	10	2.7	0.88	9	0.4922	0.4908	0.2841	0.0229	0.0216	5.6901
34	0.8	200	890	9	2.8	0.7	7	0.4936	0.4988	1.0608	0.0203	0.0195	4.0933

$$E_{\text{rms}} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \epsilon_{\sigma i}^2} \quad (8)$$

$$E_{\text{max}} = \max(|\epsilon_{\sigma i}|) \quad (9)$$

其中 $i=1, \dots, n$ 误差公式为 $\epsilon_{\sigma i} = \sigma_{i, \text{cfd}} - \sigma_{i, \text{Kriging}}$, n 为验证模型的个数。由表 4 中数据得出, 进气道总压恢复系数 Kriging 代理模型的方均根误差 $E_{\text{rms}} = 0.6553\%$, 最大误差 $E_{\text{max}} = 1.0608\%$, 出口畸变 Kriging 代理模型的方均根误差 $E_{\text{rms}} = 4.2311\%$, 最大误差 $E_{\text{max}} = 5.6901\%$ 。

4 多目标优化设计结果与分析

在设计点下的进气道型面多目标优化, 以总压恢复系数 σ_{bx} 最大和出口畸变指数 D 最小为目标的优化设计数学模型表达式为

$$\max f(x) = \{\sigma(x), -D(x)\}$$

$$\sigma_{\text{bx}} = f(\rho, L, R, \theta_{\text{th}}, L_{\text{th}}/H_{\text{th}}, Y_{\text{m}}, \theta_{\text{ac}})$$

$$D = f(\rho, L, R, \theta_{\text{th}}, L_{\text{th}}/H_{\text{th}}, Y_{\text{m}}, \theta_{\text{ac}})$$

$$\text{S. t. } 0.4 \leq \rho \leq 0.8, \quad 80 \leq L \leq 340,$$

$$650 \leq R \leq 950, \quad 8 \leq \theta_{\text{th}} \leq 12,$$

$$2 \leq L_{\text{th}}/H_{\text{th}} \leq 3,$$

$$0.68 \leq Y_{\text{m}} \leq 0.92, \quad 6 \leq \theta_{\text{ac}} \leq 9$$

采用 NSCA-II 算法对总压恢复系数和出口总压畸变的 Kriging 代理模型进行优化, 从得到的 Pareto 最优解中选取一个可行解进行验证, 判断收敛性, 直至获得满足收敛性要求的优化型面。计算中, 种群大小取为 40, 最大进化代数取为 80, 交叉概率为 0.9, 变异概率为 0.01。图 9 给出了计算所得到的可行解和 Pareto 最优前沿, 数据点越往左表示出口畸变越小, 越往右表示总压恢复系数越高。从图中可以看到, 经过优化之后, 获得了总压恢复系数较高、出口畸变较小的设计方案。在实际设计时, 设计者可根据设计目标的侧重点来折中选取具体的设计方案。

从图 9 中选取一个 Pareto 可行解, 将其命名

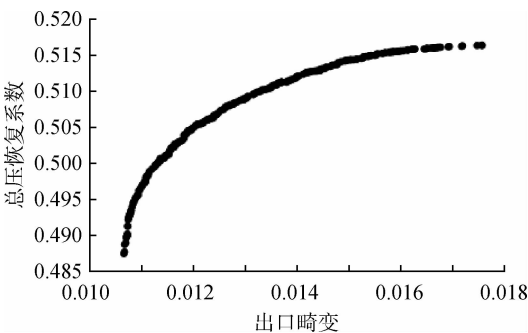


图 9 多目标优化设计的 Pareto 前沿

Fig. 9 Pareto frontier of multi-objective optimization design

为模型 35, ($\rho = 0.74, L = 205.71, R = 888.27, \theta_{\text{th}} = 11.95, L_{\text{th}}/H_{\text{th}} = 2.57, Y_{\text{m}} = 0.82, \theta_{\text{ac}} = 7.07$)。

优化后进气道的总压恢复系数 $\sigma_{\text{bx-kg}}$ 为 0.5152, 出口畸变指数 D_{kg} 为 0.0158, 对结果进行验证分析, CFD 得到的总压恢复系数 $\sigma_{\text{bx-cfd}}$ 为 0.5116, 相对误差为 0.7%, 出口畸变指数 D_{cfd} 为 0.0155, 相对误差为 1.9%。

在前述 27 个初始样本点中选取总压恢复性能最佳的进气道模型 23, 将其气动性能与优化后的模型 35 相比较, 对比发现, 进气道总压恢复系数从 0.4985 增至 0.5116, 提升 2.63%, 出口畸变指数从 0.0214 降至 0.0155, 降低 27.57%。

通过对比两个模型静压等值线图及其局部放大图 10~图 15, 在临界状态下, 未优化前的进气道(模型 23)因激波/边界层干扰在中心锥过渡圆弧前部存在明显的回流区, 因此造成了一定的总压损失, 从局部放大图 11 和局部流线图 12 中可以看出在中心锥圆弧附近流动十分复杂, 激波/附面层在此处相互干扰导致气流在中心锥圆弧前部形成了回流区, 造成了气体流动损失进而导致进气道总压恢复系数的下降, 在经过多目标优化后, 如图 14 和图 15 所示, 原来存在激波和附面层干

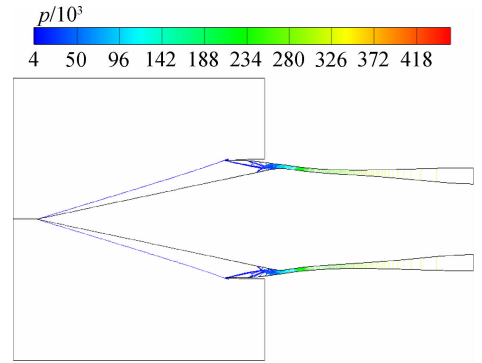


图 10 进气道模型 23 静压等值线图

Fig. 10 Isoline diagram of inlet model 23 static pressure

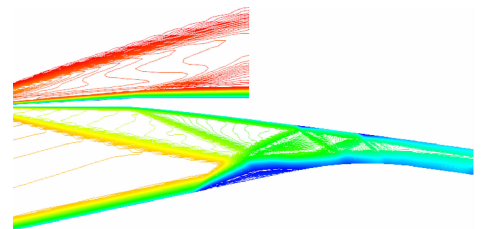


图 11 进气道模型 23 马赫数等值线局部放大图

Fig. 11 Partial enlarged view of mach number contour of inlet model 23

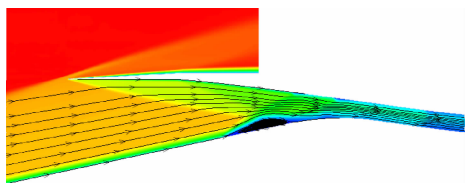


图12 进气道模型23局部流线图

Fig. 12 Local streamline diagram of inlet model 23

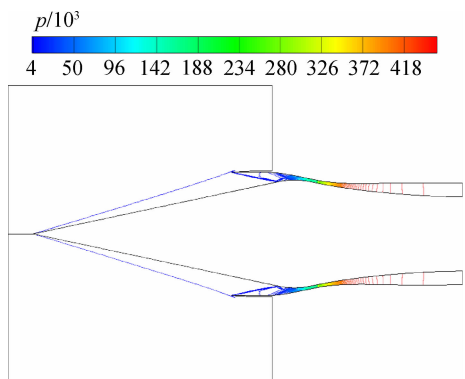


图13 进气道模型35静压等值线图

Fig. 13 Isoline diagram of inlet model 35 static pressure

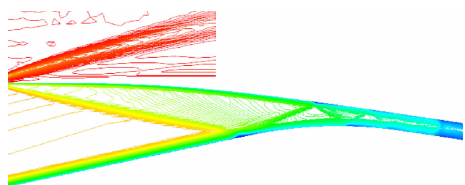


图14 进气道模型35马赫数等值线局部放大图

Fig. 14 Partial enlarged view of mach number contour of inlet model 35

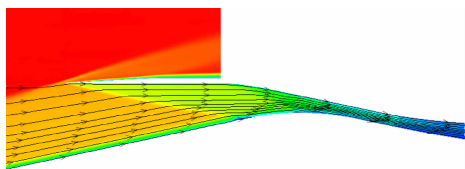


图15 进气道模型35局部流线图

Fig. 15 Local streamline diagram of inlet model 35

扰的区域明显减小,使得进气道流动损失减小,总压恢复系数的增大,出口畸变减小,进气道性能获得明显提升。

5 结论

本文在对高超声速轴对称进气道型面进行参数化设计的基础上,以进气道在巡航设计点的总压恢复系数和出口畸变为优化目标,选取一般二

次曲线饱和度、一般二次曲线控制线、过渡圆弧半径、喉道拐角、喉道等直段长高比、中心线控制参数、当量锥角7个参数作为设计变量对进气道进行了多目标优化设计,采用第二代非劣排序遗传算法(NSGA-II)对构造的Kriging代理模型进行优化。得到结果如下:

1) 在构成进气道型面的7个设计参数中,喉道拐角 θ_{th} 对总压恢复性能影响最大,当量锥角 θ_{ac} 对出口畸变影响最大。因此在构造设计空间时,可以适当增大喉道拐角 θ_{th} 取值范围,同时尽量减小当量锥角 θ_{ac} 的取值范围。

2) 经过多目标优化后,进气道型面更加合理,同优化前的进气道性能相比较,总压恢复系数从0.4985增至0.5116,提升2.63%,出口畸变指数从0.0214降至0.0155,降低27.57%,改善了进气道气动性能。

参考文献:

- [1] 邹正平,刘火星,唐海龙,等.高超声速航空发动机强预冷技术研究[J].航空学报,2015,36(8):2544-2562.
ZOU Zhengping, LIU Huoxing, TANG Hailong, et al. Pre-cooling technology study of hypersonic aeroengine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2544-2562. (in Chinese)
- [2] 刘晓伟.弹用超声速进气道设计、数值模拟和流动控制研究[D].西安:西北工业大学,2007.
LIU Xiaowei. Supersonic inlet design, numerical simulation and flow control for missiles [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [3] SATO T, TANATSUGU N, NARUO Y, et al. Development study on ATREX engine [J]. Acta Astronautica, 2000, 47(11): 799-808.
- [4] 陈兵,徐旭,王元光,等.定几何混压式轴对称超声速进气道设计及性能计算[J].航空动力学报,2005,20(3):373-379.
CHEN Bing, XU Xu, WANG Yuanguang, et al. Design and performance calculation of the mixed-compression fixed-geometry axisymmetric supersonic inlets [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 373-379. (in Chinese)
- [5] 龙腾,刘建, WANG G G, 等.基于计算试验设计与代理模型的飞行器近似优化策略探讨[J].机械工程学报,2016,52(14):79-105.
LONG Teng, LIU Jian, WANG G G, et al. Discuss on approximate optimization strategies using design of computer experiments and metamodels for flight vehicle design [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(14): 79-105. (in Chinese)
- [6] 吴先宇,罗世彬,陈小前,等.基于替代模型的高超声速进气道优化[J].弹箭与制导学报,2008,28(1):148-152.
WU Xianyu, LUO Shibin, CHEN Xiaoqian, et al. Hyper-

sonic inlet optimization based on alternative model[J]. Journal of Projectile and Guidance, 2008, 28(1): 148-152. (in Chinese)

[7] 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): 89-92.

ZENG Huihua, YU Xiongqing. An approach to a aerodynamic shape optimization using surrogate models [J]. Aeronautical Computer Technique, 2005, 35(4): 89-92. (in Chinese)

[8] 任超奇,王强,胡海洋. 收一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. Intergrated aerodynamic optimization design of convergent-divergent nozzle and vehicle afterbody [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2294-2302. (in Chinese)

[9] 向有志,张堃元,王磊,等. 壁面压升可控的高超轴对称进气道优化设计[J].航空动力学报, 2011, 26(10): 41-47.

XIANG Youzhi, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Optimization design of hypersonic axisymmetric inlet with controllable law of wall pressure rise[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 41-47. (in Chinese)

[10] 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 study of the influence of the design parameters of the two-dimensional nozzle on the aerodynamic performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 1799-1810. (in Chinese)

[11] 施小娟,吉洪湖. 基于代理模型的二元收扩喷管流道型面优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2124-2131.

SHI Xiaojuan, JI Honghu. Optimization design of two dimensional convergent and divergent nozzles' profile based on surrogate models [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9): 2124-2131. (in Chinese)

[12] 向开恒,李人杰,陈杨. 基于代理模型的空间飞越发射窗口[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(12): 154-161.

XIANG Kaiheng, LI Renjie, CHEN Yang. Space overflight lunch window based on agent model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(12): 154-161. (in Chinese)

[13] 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.

[14] 李建. 高超声速轴对称进气道变几何方案研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.

LI Jian. Research on variable geometry scheme of hypersonic axisymmetric inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[15] SORENSEN N E, LATHAM E A, SMELTZER D B. Variable geometry for supersonic mixed-compression inlets [J]. Journal of Aircraft, 1976, 13(4): 309-312.

[16] 朱俊强,黄国平,雷志军. 航空发动机进排气系统气动热力学[M]. 上海:上海交通大学出版社, 2014.

[17] SORENSEN N E, BENCZE D P. Possibilities for improved supersonic inlet performance[J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(5): 288-293.

[18] 张华军,刘兴国,郭荣伟,等. TBCC 进气道涡轮通道扩张段设计及涡轮模态特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 181-191.

ZHANG Huajun, LIU Xingguo, GUO Rongwei, et al. Design of turo diffuser for TBCC inlet based on characteristics of turbo mode[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 181-191. (in Chinese)

[19] WASSERBAUER J F, CHOBY D A. M6ach 2. 5 performance of a bicone inlet with internal focused comperssion and 40-percent internal contraction [R]. NASA TM X-2294, 1971.

[20] 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.

[21] 陈兵,徐旭,蔡国飙. 基于遗传算法和空间推进方法的高超声速进气道优化设计研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 190-195.

CHEN Bing, XU Xu, CAI Guobiao. Optimization design of hypersonic inlet based on genetic algorithm and space propulsion method[J]. Acta Astronautica, 2006, 27(5): 190-195. (in Chinese)

(编辑:张 雪)