

基于 Kriging 代理模型的单边膨胀 喷管尾缘切角优化

魏仁敏, 杜 刚, 金 捷
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在设计点落压比 25 和非设计点落压比 15 条件下,对单边膨胀喷管(SERN)不同尾缘切角模型进行了三维数值模拟,并采用 Kriging 代理模型以 SERN 轴向推力系数为目标,对尾缘切角进行多目标优化。研究表明:尾缘切角会影响 SERN 后气体的膨胀,增强流动的三维效应,恰当的尾缘切角会使 SERN 后气体更充分膨胀,有利于提高 SERN 的轴向推力系数,改善 SERN 的性能;通过优化,SERN 的轴向推力系数由 0.94 达到了 0.975 以上,比优化之前提高了约 5%,基于 Kriging 代理模型的 SERN 优化方法是有效的。

关 键 词: 单边膨胀喷管; 尾缘切角; 优化设计; 轴向推力系数; 三维数值模拟

中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Optimization of trailing edge angles of single expansion ramp nozzle based on Kriging method

WEI Renmin, DU Gang, JIN Jie
(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on three-dimensional numerical simulation, different trailing edge angles of single expansion ramp nozzle (SERN) were studied under the condition of nozzle pressure ratio of 25 as the design point, and nozzle pressure ratio of 15 as the undesign point. The trailing edge angles were optimized to get a higher axial thrust coefficient under the nozzle pressure ratio of both 25 and 15 by the Kriging method. Results showed that the trailing edge angles made plume expanding better and the three-dimensional effect of fluid was enhanced. This was propitious to improve the axial thrust coefficient. What's more, within the design range, the axial thrust coefficient increased from 0.94 to 0.975, about 5% after optimization. So the optimization based on Kriging method is effective.

Key words: single expansion ramp nozzle; trailing edge angles;
optimization design; axial thrust coefficient;
three-dimensional numerical simulation

超声速巡航、过失速机动以及短距起飞垂直
着陆是第四代战斗机必备的性能^[1],新一代飞行
器要求与发动机采用一体化设计,单边膨胀喷管

(SERN)就是将后机身下表面作为尾喷管的部分
膨胀面而获得高的膨胀比,同时能减少推进系统
质量,降低飞行器的后体阻力,此外 SERN 的非

对称结构也使得飞行器在非设计点飞行时,具有一定的自适应补偿特性,这使 SERN 有很高的利用前景,美国第四代战斗机 F22“猛禽”就采用了 SERN 的设计。但影响 SERN 流场特性和性能的结构参数众多,这使得 SERN 的设计成为一个多约束多目标的优化问题。

近来 SERN 的研究受到了国内外的关注,美、俄、法、日等国开展了对 SERN 的研究,包括设计方法、实验、数值模拟等^[2-6],国内在 SERN 方面也开展了一系列工作,主要为 SERN 的数值模拟和优化工作^[7-19],且多应用于高速、高超声速飞行器。

本文研究的 SERN 是应用于中高推质比、兼顾隐身性的涡扇发动机。本文将 Kriging 代理模型与计算流体力学软件(CFD)相结合,以 SERN 在设计点落压比和非设计点落压比下的轴向推力系数为优化目标,选取了对 SERN 三维流场特性和红外辐射特性影响大的上膨胀面和下腹板尾缘切角进行优化,得到了 Pareto 最优尾缘切角角度,分析了尾缘切角对 SERN 性能的影响,验证了优化方法对于三维模型的有效性,为 SERN 的设计提供参考,同时也为 SERN 进一步的多参数多目标多学科优化奠定基础。

1 SERN 的数值模拟和优化方法

1.1 模型几何参数

本文研究的 SERN 设计点落压比 $\pi=25$,北京航空航天大学发动机数值仿真中心的相关研究表明:低设计落压比的 SERN 上膨胀面采用直线方程设计较优^[11-12]。SERN 的下腹板长度为 40 mm;上膨胀面长度为 77.1 mm,倾角为 18.2° ;喉道面积为 420 mm^2 ,宽高比为 4.2;SERN 流路采用 S 型,SERN 的圆转矩过渡段为超椭圆方程设计方案^[20]。图 1 为尾缘切角俯视图, θ 为尾缘切角的大小,本文中 θ_1 和 θ_2 分别为上膨胀面和下腹板尾缘切角,并以 $\theta_1_ \theta_2$ 格式标注。图 2 为 SERN 二维示意图。

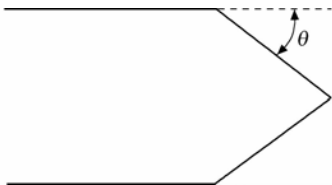


图 1 尾缘切角俯视图

Fig.1 Diagram of trailing edge angle

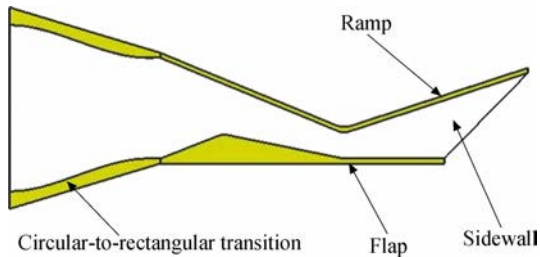


图 2 SERN 结构示意图

Fig.2 SERN configuration

1.2 数值计算模型

本文采用商用软件 Fluent 对所设计的实验样本点进行性能计算,计算网格总数约为 100 万,并在激波膨胀波等区域进行网格加密,SERN 壁面 $y^+ \leq 10$,湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A)模型;并对网格尺度无关性进行了验证,如表 1 所示,当网格数超过 100 万时,轴向推力系数与推力矢量角变化不大,本文选取 100 万网格进行计算。与实验条件一致,边界条件给定总温、总压,壁面为绝热、无滑移、无渗透,收敛条件为进、出口流量误差小于 0.008,计算域和局部加密网格如图 3 所示。由于收缩段对于膨胀端影响小,圆转矩过渡段不在计算范围内,SERN 的性能参数计

表 1 网格无关性验证

Table 1 Mesh independent verification

序号	网格数/万	轴向推力系数	推力矢量角/($^{\circ}$)
1	50	0.954 03	5.154
2	100	0.972 74	5.071
3	150	0.972 40	5.070

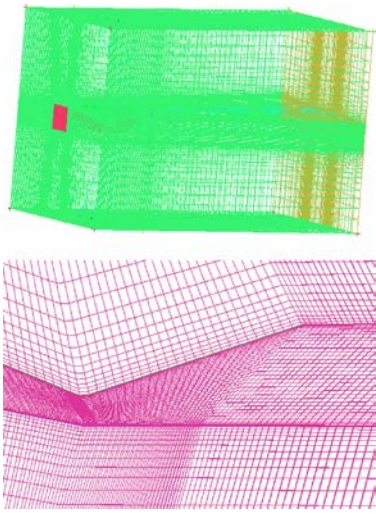


图 3 网格及计算域示意图

Fig.3 Mesh and computational domain

算参考文献[14]。

1.3 优化方法

实验设计方法用来选择分析优化的初始计算样本点,常用的方法有全因子实验设计、部分因子实验设计、中心复合实验设计、拉丁设计、希腊拉丁方设计、拉丁超立方采样等。Timothy^[21]通过 6 个工程算例的 7 905 个 Kriging 模型验证了 Kriging 方法可以用来有效地建立代理模型,且有较高精度,同时中心复合实验设计、正交设计和拉丁超立方设计常用来建立代理模型。本文实验设计方法采用部分因子实验设计中的正交实验。

Kriging 模型可以利用样本点的信息预测非样本点的响应,利用方差的变化来描述空间变化,并且能够保证通过空间分布得到的预测值误差最小。给定一组已知的样本点集 $\mathbf{X}_e = [x^1, x^2, \dots, x^n]^T$, 样本点的响应值 $\mathbf{Y}_e = [y^1, y^2, \dots, y^n]^T$ 其中 $x^i (1 \leq i \leq n)$ 是 m 维向量, m 为设计变量的个数, n 为样本点个数, Kriging 模型假设系统的响应值与自变量之间的真实关系可以表达成如下的形式

$$y(x) = f(x) + z(x) \tag{1}$$

其中 $f(x)$ 是确定性部分,是对设计空间的全局近似,一般 $f(x)$ 可以用一个常数 β 表示,则式(1)可以表示为

$$y(x) = \beta + z(x) \tag{2}$$

式中 $z(x)$ 是一个随机过程,代表对全局近似的背离。

Pareto 前沿被认为是目前最适合求解多目标优化问题的方法,较多工程、科学问题都可以归为多目标优化,本文也采用 Pareto 前沿确定尾缘切角的最优解。

为了完成优化目标,本文的研究过程如下:对 CFD 计算方法进行算法验证,保证数值模拟的可靠性和精度;利用实验设计方法选定实验样本点;根据计算结果采用 Kriging 代理模型的方法,构建响应面,分析和总结其对目标函数的影响规律,得到目标函数的 Pareto 前沿,即 SERN 尾缘切角的优化结果。

2 优化结果与分析

2.1 数值计算方法验证

本课题组对 SERN 进行了大量的实验研究^[7-13],本文数值计算方法的验证采用数值模拟结果与实验结果进行对比。图 4 为 5、10 和 25 三个不同落压比(π)下无尾缘切角模型 SERN 的上

膨胀面压力分布的数值模拟结果与实验结果对比,实验结果参考文献[13]。其中横坐标 X 为轴向距离,用喉道轴向位置 X_t 作为基准做无量纲化处理,纵坐标压力(p)以进口总压(p_t)做无量纲化处理,下标 si 为数值模拟结果,用实线表示;ex 为实验结果,用散点表示。由图可见,数值模拟结果与实验结果吻合较好,方均根误差为 6%,由低落压比 5 时的结果可见,在大分离状态下湍流模型的可信度较高。综上所述,该计算模型的可信度较高,可以用于后期研究。

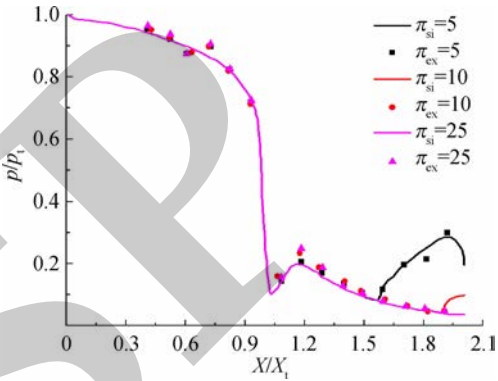


图 4 数值模拟与实验结果对比
Fig. 4 Comparison between numerical and experimental data

2.2 优化结果

2.2.1 样本点的选取

本文采用正交实验的方法对样本点进行选取,设计域的确定参照了国外已有的工程应用实例和北京航空航天大学发动机数值仿真中心对 SERN 尾缘切角研究的相关成果^[11-12],选择了上膨胀面尾缘切角 θ_1 和下腹板尾缘切角 θ_2 两个因素进行条件实验,并对两个因素在设计域内初步各选了四个水平,分别为 30°、45°、90°和 135°,构成了 16 个样本点,样本点见表 2。

同时,为了验证样本点数目的改变对代理模型精度的改变,在原四水平基础上每个因素又增加了两个水平,分别为 60°和 120°,样本点的总数达到 36,新增样本点见表 3。

2.2.2 Kriging 模型建立

本文利用商用数学分析软件 Matlab 的 DACE 工具箱,对数值模拟结果进行分析,调用 decefit 函数得到设计域内不同落压比的轴向推力系数的 Kriging 模型,采用的相关函数为指数型相关函数。

表 2 16 个样本点列表
Table 2 List of 16 sample points

序号	$\theta_1/(^{\circ})$	$\theta_2/(^{\circ})$	序号	$\theta_1/(^{\circ})$	$\theta_2/(^{\circ})$
1	30	30	9	90	30
2	30	45	10	90	45
3	30	90	11	90	90
4	30	135	12	90	135
5	45	30	13	135	30
6	45	45	14	135	45
7	45	90	15	135	90
8	45	135	16	135	135

表 3 增加样本点列表
Table 3 List of addition sample points

序号	$\theta_1/(^{\circ})$	$\theta_2/(^{\circ})$	序号	$\theta_1/(^{\circ})$	$\theta_2/(^{\circ})$
17	30	60	27	90	60
18	30	120	28	90	120
19	45	60	29	120	30
20	45	120	30	120	45
21	60	30	31	120	60
22	60	45	32	120	90
23	60	60	33	120	120
24	60	90	34	120	135
25	60	120	35	135	60
26	60	135	36	135	120

为了确定样本点数目改变对 Kriging 模型的影响,首先建立落压比 25 下 16 个样本点和 36 个样本点的 Kriging 代理模型,结果如图 5、图 6 所示。

通过对比图 5 和图 6 可以发现样本点的增加并没有使得设计域内最高点和最低点所在位置有明显改变。因此 Kriging 代理模型可以通过较少的实验点得到整个设计域内的变化,本文为了得到更精确的优化结果,选定 36 个样本点得到的 Kriging 模型作为求解 Pareto 前沿的原始数据。图 7 为落压比为 15 时由 36 个样本点建立的 SERN 轴向推力系数(C_f)的 Kriging 模型。

从图 6 和图 7 中可以看出在两个不同落压比下,轴向推力系数的变化趋势大致相同,当上膨胀面的尾缘切角为 30° ,下腹板尾缘切角为 45° 、 90° 和 120° 时,SERN 均有较高的轴向推力系数;下腹

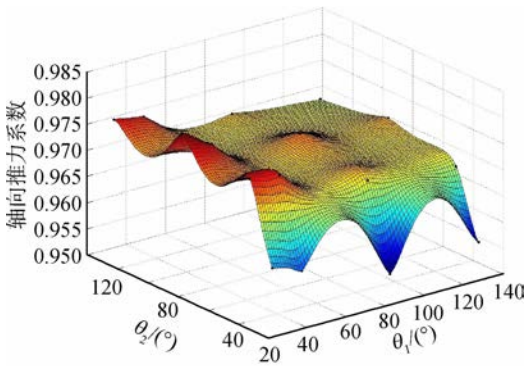


图 5 16 个样本点的轴向推力系数 Kriging 代理模型($\pi=25$)
Fig. 5 Axial thrust coefficient of Kriging method with 16 sample points ($\pi=25$)

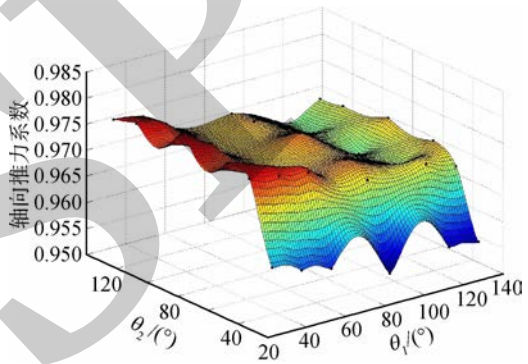


图 6 36 个样本点的轴向推力系数 Kriging 代理模型($\pi=25$)
Fig. 6 Axial thrust coefficient of Kriging method with 36 sample points ($\pi=25$)

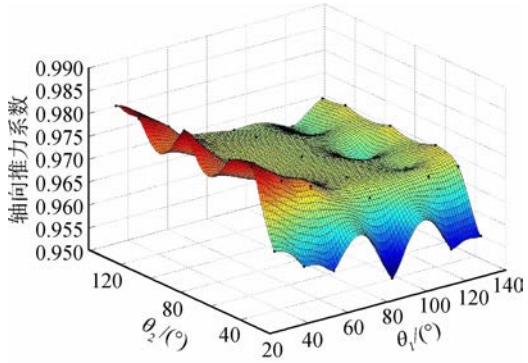


图 7 36 个样本点的轴向推力系数 Kriging 代理模型($\pi=15$)
Fig. 7 Axial thrust coefficient of Kriging method with 36 sample points ($\pi=15$)

板尾缘切角过小,上膨胀面尾缘切角大小不同会导致 SERN 轴向推力系数改变,但 SERN 轴向推力系数维持在一个相对较低的范围内,在设计选

择时此范围内的尾缘切角模型应尽量避免选择。综合各因素考虑,当上膨胀面尾缘切角为 30° ,下腹板尾缘切角范围在 $40^\circ \sim 60^\circ$ 时 SERN 有较好的性能。

上述研究表明,通过构建轴向推力系数的 Kriging 代理模型可以快速地搜索到设计域内的最大值区域,通过 16 个样本点也能确定设计域内的最大值范围。如果采用全部实验的方法来确定设计域内的最优解需要更多的实验点,耗费更多的计算时间。完成一次优化所需的时间大致为一个月,相较于传统方法节约 60% 以上的时间。

2.2.3 设计域内 Pareto 前沿

Pareto 最优解对于目标函数呈反比关系的优化问题,特别是在集合里的每个方案都无法不损害另一个目标的情况下,提高设计目标更为合适,为了得到落压比为 15 和 25 下最优尾缘切角组合,利用 Kriging 代理模型的预测值得到设计域内 Pareto 前沿,如图 8 所示。

图 8 中横坐标为落压比为 15 时 SERN 轴向推力系数,纵坐标落压比为 25 时 SERN 轴向推力系数,其中 Pareto 前沿点在图中用红线表示。本文的优化研究要求在两落压比下轴向推力系数同时取得较大值,因为两个目标函数的变化规律较为一致,所以得到的 Pareto 前沿如图所示,考虑到样本点的选取,最优尾缘切角为上膨胀面尾缘切角为 30° ,下腹板尾缘切角为 $60^\circ \pm 7.5^\circ$,此时在两不同条件下 SERN 的轴向推力系数均超过 0.975,与最低轴向推力系数相比提高了约 5%。

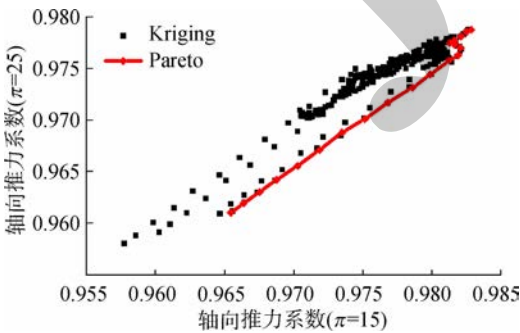


图 8 两落压比下轴向推力系数的 Pareto 前沿
Fig. 8 Pareto front of axial thrust coefficient with two nozzle pressure ratios

2.3 流场分析

2.3.1 不同模型展向截面流场分析

根据 2.2 节中 Kriging 模型的预测结果和

Pareto 前沿数据,分别选取了轴向推力系数不同的 SERN 模型进行流场分析。

图 9 与图 10 落压比分别为 15 和 25, SERN 喉道后 75 mm 截面处的等马赫数云图,图 9(a)、图 10(a)上膨胀面尾缘切角为 30° ,下腹板尾缘切角为 60° ;图 9(b)、图 10(b)为无尾缘切角模型;图 9(c)、图 10(c)上膨胀面尾缘切角为 135° ,下腹板尾缘切角为 135° 。图 10 中,上膨胀面和下腹板尾缘切角使 SERN 的侧壁面、上膨胀面与下腹板面积减小,气流在纵向和展向膨胀更加充分,相应的流动马赫数也越高,等马赫数云图说明,尾缘切角有利于 SERN 后气流膨胀。但图 9 与图 10 中的 135° _ 135° 模型和 90° _ 90° 模型相比较, 135° _ 135° 模型中的流动仅在对称截面处的膨胀更加充分,其流动的最大马赫数与 90° _ 90° 模型大致相同; 135° _ 135° 模型与 30° _ 60° 模型相比其尾缘切角对

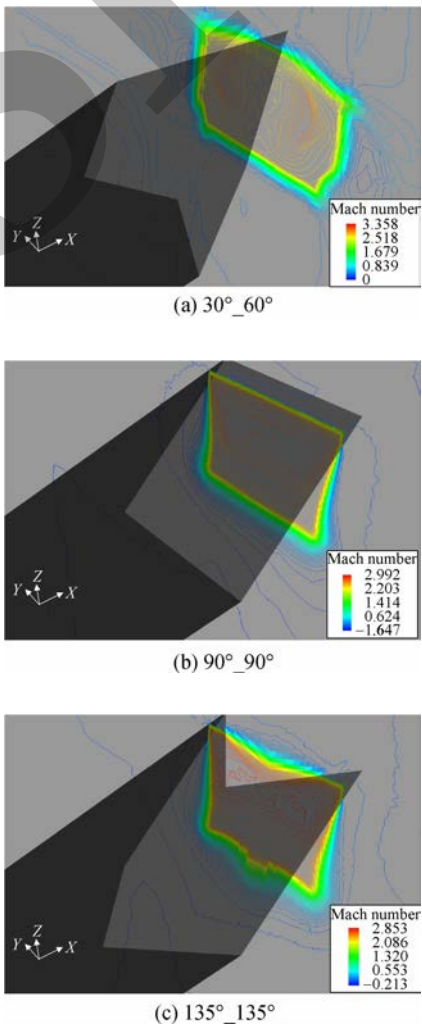


图 9 三模型流向截面等马赫数云图($\pi=15$)
Fig. 9 Mach number contours of three models on cross section ($\pi=15$)

SERN 后的流场影响较小,因此内凹尾缘切角模型对 SERN 性能的改善也较低。图 9 中流场图也有类似现象,这表明在落压比为 15 时尾缘切角对流动同样能产生影响。

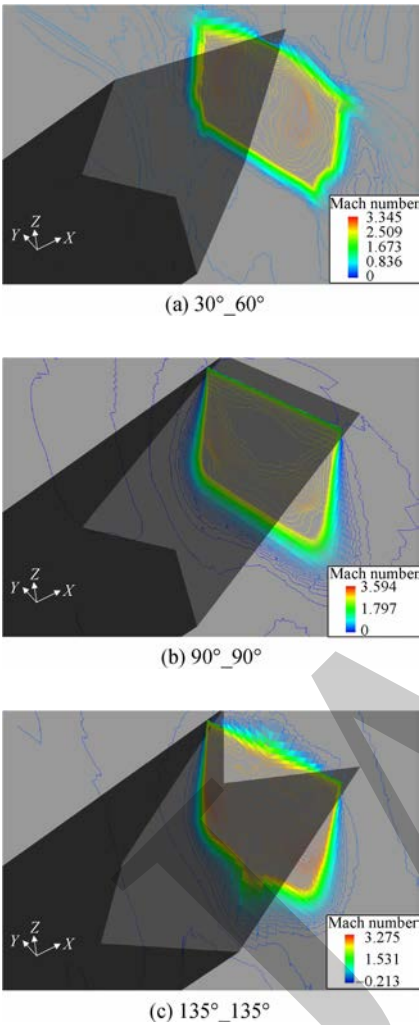


图 10 三模型流向等马赫数云图($\pi=25$)
Fig. 10 Mach number contours of three models on cross section ($\pi=25$)

2.3.2 不同模型流向截面流场分析

图 11、图 12 分别为落压比为 15 和 25 工况下,三模型轴对称截面的等马赫数云图。由图 11、图 12 可以看到三个模型中,30°_60°、90°_90°模型和 135°_135°模型比较,30°_60°、90°_90°流动的马赫数更高,由于气体过膨胀形成的上膨胀面斜激波更强;此时下腹板流动处于欠膨胀状态,且 135°_135°模型的欠膨胀程度更大,其造成的压力损失更大,故 135°_135°模型的轴向推力系数较小。

综上所述,30°_60°尾缘切角模型使得侧壁面

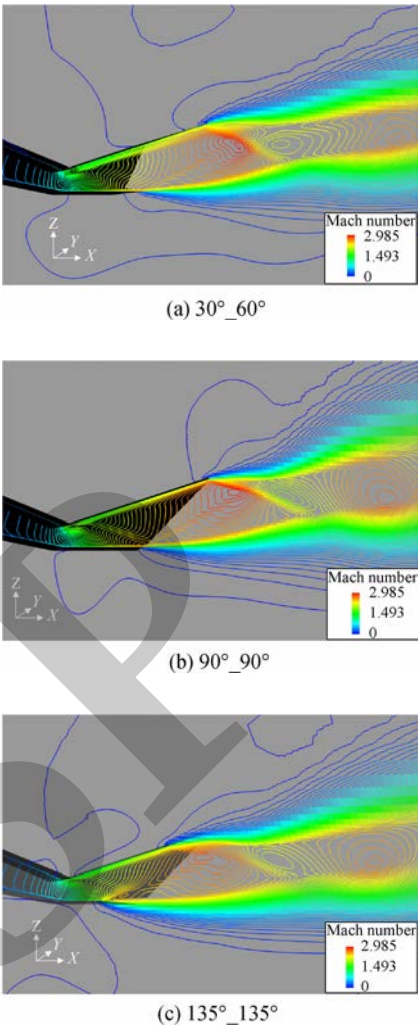
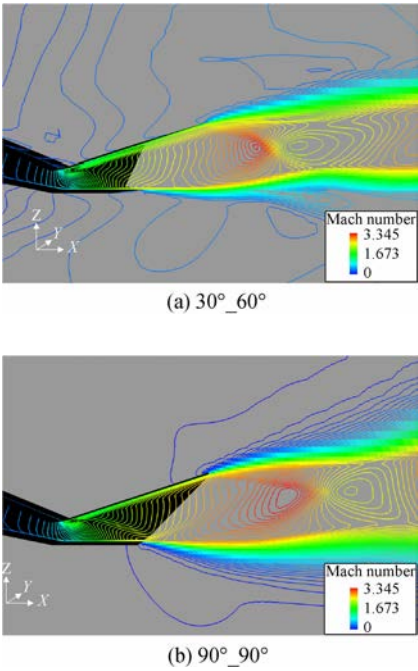
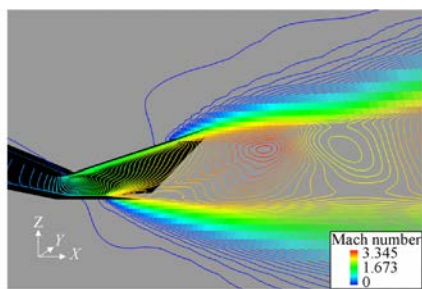


图 11 三模型轴对称截面等马赫数云图($\pi=15$)
Fig. 11 Mach number contours on symmetry plane of three models ($\pi=15$)





(c) 135°_135°

图12 三模型轴对称截面等马赫数云图($\pi=15$)Fig. 12 Mach number contours on symmetry plane of three models ($\pi=15$)

和膨胀面的面积减小,流动的纵向与展向膨胀充分,能达到更高的马赫数;合理的尾缘切角并不会造成很大的流动损失,这使得 30° _ 60° 尾缘切角模型能够在落压比为 15 和 25 工况下均达到较高的轴向推力系数。

3 结 论

1) Kriging 代理模型具有快速、准确的优点,本文首次采用此方法对 SERN 尾缘切角进行了优化,缩短了 60% 的设计计算时间。通过优化计算,验证了该方法有效性,由于尾缘切角对发动机的红外性能影响较大,该方法也为气动、红外等性能的多学科、多目标优化奠定了基础;

2) 优化结果表明,SERN 在两落压比下均能达到较高的轴向推力系数,其 Pareto 最优解为 30° _ $(60^\circ \pm 7.5^\circ)$,优化后的轴向推力系数能达到 0.975 以上,与优化前比提高约 5%;

3) 上膨胀边和下腹板的尾缘切角,会影响 SERN 后的流动,尾缘切角的存在增强了 SERN 的三维效应,使 SERN 后气流更充分的膨胀,恰当的切角可以明显提高 SERN 轴向推力系数;

4) 尾缘切角使上膨胀面、下腹板和侧壁面积减小,能够在不降低气动性能的情况下,减轻结构质量。

参考文献:

[1] 林左鸣. 战斗机发动机的研制现状和发展趋势[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 1-8.
LIN Zuoming. Development and future trends of aircraft engine[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 1-8. (in Chinese)

[2] CAPONE F J, RE R J, BAREE A. Parametric investigation of single-expansion-ramp nozzles at Mach numbers from 0.60 to 1.20[R]. NASA TP-3240, 1992.

[3] RUFFIN S M, VENKATAPATHY E, KEENER E R, et

al. Hypersonic single expansion ramp nozzle simulations[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(2): 749-755.

[4] WATANABE S. Scramjet nozzle experiment with hypersonic external flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 521-528.

[5] SPAID F W, KEENER E R. Hypersonic nozzle-afterbody experiment: flowfield surveys[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(3): 333-338.

[6] KEENER E R, SPAID F W. Hypersonic nozzle-afterbody experiment: flow visualization and boundary-layer measurements[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(3): 326-332.

[7] 谭杰, 金捷, 杜刚, 等. 过膨胀单边膨胀喷管试验和数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 292-296.
TAN Jie, JIN Jie, DU Gang, et al. Experimental and computational investigation of an over-expanded single-expansion-ramp-nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3): 292-296. (in Chinese)

[8] 谭杰, 金捷, 杜刚, 等. 单边膨胀喷管试验和数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1223-1230.
TAN Jie, JIN Jie, DU Gang, et al. Experiment and computational investigation of single-expansion-ramp-nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1223-1230. (in Chinese)

[9] 谭杰, 金捷, 杜刚, 等. 下腹板长度对单边膨胀喷管性能的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 726-734.
TAN Jie, JIN Jie, DU Gang, et al. Effect of flap length on the performance of single-expansion-ramp-nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 726-734. (in Chinese)

[10] 谭杰, 金捷. 单边膨胀喷管几何参数对内特性和流场的影响[J]. 推进技术, 2013, 34(2): 152-160.
TAN Jie, JIN Jie. Effects of geometric parameters on internal performance and flowfield of single expansion ramp nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(2): 152-160. (in Chinese)

[11] 马伟. 发动机尾喷管气动特性数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015.
MA Wei. Numerical study of aerodynamic performance of exhaust nozzle[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

[12] 李翔宇. 单边膨胀喷管气动和红外性能的数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016.
LI Xiangyu. Numerical investigation on the aerodynamic and infrared performance of single expansion ramp nozzle[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[13] LI Xiangyu, JIN Jie, DU Gang. Experimental and numerical investigation on the performance of single expansion ramp nozzle of different flap length[R]. Keynes, Australia, APISAT2015, 2015.

[14] 汪维娜, 王占学, 乔渭阳. 单斜面膨胀喷管几何参数对流场

和性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 280-284.

WANG Weina, WANG Zhanxue, QIAO Weiyang. Investigation of the influence of single expansion ramp nozzle geometric parameters on the flow field and performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 280-284. (in Chinese)

[15] 陈兵, 徐旭. 基于遗传算法和空间推进方法的单壁扩张优化设计研究[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 827-832.

CHEN Bing, XU Xu. Optimization design of single expansion ramp nozzles using genetic algorithms based on a parabolized navier stokes solver[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 827-832. (in Chinese)

[16] 庞丽娜, 徐惊雷, 范志鹏. 单边膨胀尾喷管下壁面型线优化设计及实验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1297-1302.

PANG Lina, XU Jinglei, FAN Zhipeng. Optimization design and experimental study of cowl configuration of SERN[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1297-1302. (in Chinese)

[17] 苗萌, 曾鹏, 阎超. 基于替代模型的三维后体尾喷管优化设计[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 641-646.

MIAO Meng, ZENG Peng, YAN Chao. Surrogate-based optimization of 3D afterbody nozzle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(5): 641-646. (in Chinese)

[18] 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, 31(9): 2124-2131. (in Chinese)

[19] 成沉, 鲍福廷, 刘旸, 等. 基于响应面法的喉栓式喷管型面优化设计[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(1): 47-51.

CHENG Chen, BAO Futing, LIU Yang, et al. Optimization design for contour of pintle nozzle based on response surface method[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(1): 47-51. (in Chinese)

[20] BURLEY J R, CARLSON J R. Circular-to-rectangular transition ducts for high-aspect-ratio nonaxisymmetric nozzles[R]. AIAA 85-1346, 1985.

[21] TIMOTHY W S. A concept exploration method for product family design[D]. Atlanta, US: Georgia Institute of Technology, 1998.

(编辑: 陈 越)