

基于自由变形技术的混合排气喷管 气动优化设计

徐大成, 谢买祥, 陈冰, 蔡建兵, 黄兴, 万大为
(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 以内外涵混合排气喷管为研究对象,建立了控制体与喷管网格模型的映射关系,通过控制点运动实现了喷管内、外涵双层壁面与网格同步、大曲率变形,并应用优化拉丁超立方设计(OLDH)方法创建了实验样本点。在此基础上,利用 Isight 软件驱动网格自由变形(FFD)模块和 CFD 仿真模块完成了所有样本点计算。结果表明:通过优选设计仿真结果,喷管推力系数提高 0.6%,总压损失降低 0.6%。对优选造型采用多段线+圆弧的方式进行了几何特征提取,获得的参数化造型与优选造型性能接近,具有一定的工程实用价值。

关 键 词: 混合排气喷管; 自由变形(FFD)技术; 优化拉丁超立方设计(OLHD); 自动化仿真流程; 几何特征提取

中图分类号: V228.7⁺3 文献标志码: A

Aerodynamic optimization design of mixed exhaust nozzle based on FFD technique

XU Dacheng, XIE Maixiang, CHEN Bing, CAI Jianbing,
HUANG Xing, WAN Dawei

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: As a mixed exhaust nozzle was taken as the research object, the mapping relation between the arbitrary shape deformation volume and a mixed exhaust nozzle sketch was built. Through movement of the control points, synchronously large curvature deformation of the profiles and grid was realized. What's more, experimental samples were established with application of the optimal Latin hypercube design (OLHD) method. On this basis, as the free form deformation (FFD) and CFD modules were driven by the Isight software, all the sample points were calculated. According to the simulation results, optimum sketch was selected with 0.6% increase of the thrust coefficient and 0.6% reduction of the total pressure loss. Finally, multi-lines and arcs were adopted to parameterize the optimum sketch with no performance degeneration, which can be used in engineering practice.

Key words: mixed exhaust nozzle; free form deformation (FFD) technique;
optimal Latin hypercube design (OLHD);
automatic design and simulation process; geometric feature extraction

收稿日期:2017-07-20
作者简介:徐大成(1987—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机进排气系统气动热力学研究。

引用格式:徐大成,谢买祥,陈冰,等. 基于自由变形技术的混合排气喷管气动优化设计[J]. 航空动力学报,2018,33(11):2796-2801. XU Dacheng, XIE Maixiang, CHEN Bing, et al. Aerodynamic optimization design of mixed exhaust nozzle based on FFD technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2796-2801.

混合排气喷管是大涵道比航空涡扇发动机的重要组成部分,其设计优劣直接关乎发动机性能。有研究表明,无论是超声速还是亚声速巡航状态,喷管效率每下降 1%,将造成发动机超过 1%的净推力损失^[1]。对发动机性能要求的不断提高,结合经验公式和数值仿真的人工设计方法因难以对设计空间信息全面捕捉、设计效率低下,难以满足设计需求。

随着计算流体力学、计算机辅助设计以及数值优化技术的日趋成熟,气动型面优化设计近年来在航空领域得到了广泛应用^[2-5],但传统的气动优化流程(即气动造型更新-网格自动生成-CFD 计算-迭代寻优)在实际应用过程中存在两大瓶颈^[6]:①难以获得稳健灵活的复杂参数化造型;②网格生成过程周期较长,对复杂拓扑结构、附面层以及流动敏感区域网格质量难于控制,常会发生网格划分失败的情形。

自由变形(free form deformation,FFD)技术的出现,对克服传统参数化方法的不足提供了一种思路^[6-13]。可实现气动造型和网格同步、大曲率、光滑变形,易于集成到气动仿真和优化流程中,使传统优化过程简单化、自动化,省去气动造型更新和网格重新生成过程,不需要进行人工干预,有效提高产品设计效率和水平。

本文将自由变形技术融入了某涡扇发动机混合排气喷管设计流程,实现了喷管内外双层壁面的同步变形。利用该技术,通过与实验设计方法相结合,获得了大量有用的设计信息。并对喷管造型进行了设计优选,取得了较好的设计效果。

1 自由变形技术

自由变形方法最早由杨伯翰大学的 Sederberg 和 Parry 于 1986 年提出^[7],该方法假定目标几何体具有很好的弹性,并将其嵌入由若干控制点构成的控制体中,当控制点移动时,目标几何体的形状也随之改变。

自由变形实质是物理空间与参数空间的映射过程。变形过程中,首先将目标几何体上任意点的全局坐标映射到控制体空间的局部坐标;当控制点位置变化后,再将局部坐标系的点映射到全局坐标系中去。自由变形实现过程主要分为控制体创建、冻结控制点、移动控制点和解冻控制点 4 个基本步骤,见图 1。

根据使用基函数的不同,可以分为基于 Bernstein 基函数^[7]、均匀有理 B 样条基函数^[8]和

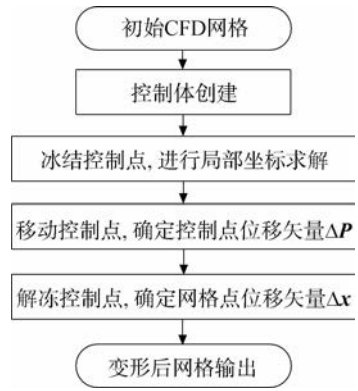


图 1 自由变形过程

Fig. 1 FFD process

NURBS(又称非均匀有理 B 样条)基函数的 FFD 方法^[9]。其中 NURBS 方法在局部曲面控制、数据计算量和表面网格生成方面具有较强优势。

本文利用基于 NURBS 基函数的 FFD 方法建立了二维物理空间与参数空间的映射关系,控制体内任意一点的笛卡儿坐标 $\mathbf{x}$ 可表示为

$$\mathbf{x}(s,t) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m \mathbf{R}_{i,j}(s,t) \mathbf{P}_{i,j} \quad 0 \leq s, t \leq 1 \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{R}_{i,j}(s,t) = \frac{N_{i,p}(s) N_{j,q}(t) \omega_{i,j}}{\sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m N_{i,p}(s) N_{j,q}(t) \omega_{i,j}} \quad (2)$$

其中 $\mathbf{P}_{i,j}$ 为控制点矢量,控制点数量为 $(n+1) \times (m+1)$, $\omega_{i,j}$ 为权重系数。 $N_{i,p}(s)$ 和 $N_{j,q}(t)$ 分别为沿 s 向的 p 次和沿 t 向的 q 次 B 样条基函数,其表达形式为分段函数^[14]。

建立了目标几何体与控制点的相互关系后,当对控制点施加位移 $\Delta \mathbf{P}_{i,j}$ 时,物面点的位移 $\Delta \mathbf{x}(s,t)$ 可由下式确定:

$$\Delta \mathbf{x}(s,t) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m \mathbf{R}_{i,j}(s,t) \Delta \mathbf{P}_{i,j} \quad (3)$$

2 数值仿真方法

物理模型为轴对称旋成体,由 3 层壁面组成,由内至外依次称为中心锥、核心喷管、风扇喷管。计算模型可等效为图 2 所示的二维轴对称模型,图中 x, y 表示轴向和径向位置,两者均用喷管特征长度 L_0 进行了无量纲化。

本文使用 Fluent 软件进行 CFD 仿真,计算采用四边形网格,近壁区域网格采用等比加密,计算域网格总量约 4.5 万。

内、外涵道进口边界均给定压力入口。其中,

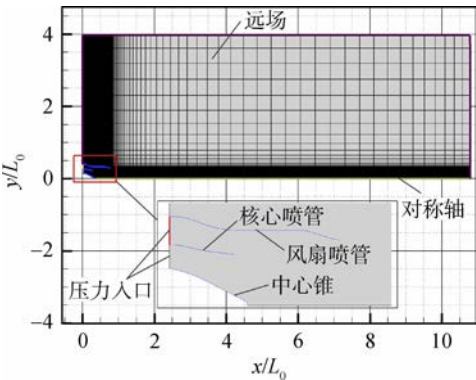


图 2 计算边界及网格

Fig. 2 Computational oundary condition and meshes

内涵道进口总压设定为 149 961 Pa,总温为 858 K;外涵道进口总压设定为 153 710 Pa,总温为 334.8 K。考虑到喷管出口附近流场并未充分发展,压力不等于环境大气压力,在喷管出口外设置了一个足够大的远场区域(约为风扇喷管出口直径的 20 倍),其边界压力取环境大气压力为 101 325 Pa,其他变量按沿流向梯度为零处理。壁面采用无滑移、绝热固壁边界。

流场计算采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,流场入口处湍流动能和湍流动能耗散率按照经验关系选取: $k_{in}=0.03u_{in}^2$, $\epsilon_{in}=k_{in}^{1.5}/(0.005d_e)$ 。这里, d_e 为外涵入口直径。近壁处理方法选用标准壁面函数法。流动与能量输运方程均采用 2 阶迎风差格式进行离散,压力-速度耦合采用 Coupled 算法,收敛精度要求均达到 10^{-5} 。

为验证数值仿真方法的可靠性,对上述条件下的计算结果与地面台架实验结果进行了对比,结果见表 1,表中参数均采用各自对应的某一参考值($\dot{m}_{ref}$ 表示流量参考值, F_{ref} 表示净推力参考值)进行了无量纲化(各参数对应参考值大小全文统一,后文类似之处不予赘述)。可以看出,风扇喷管出口流量 $\dot{m}_e$ 的计算与实验结果偏差为 2.2%,净推力 F_a 的计算与实验结果偏差为 1.9%,两者吻合较好,数值计算方法可信。

表 1 CFD 计算与实验结果对比

Table 1 Comparison of CFD and experiment results

名称	$\dot{m}_e/\dot{m}_{ref}$	F_a/F_{ref}
CFD	0.773	0.816
实验	0.791	0.801

3 模型参数化控制

为实现混合排气喷管内、外双层壁同步自由

变形,建立了如图 3 所示的控制体,控制体由 8×6 个控制点组成,并包络需要变形的目标区域。本文选取了 7 个沿径向运动的控制点 $p_{c,i}(i=1,2,\cdots,7)$ 定义为喷管内、外型线变形的控制点。其中 $p_{c,i}(i=1,2,\cdots,5)$ 相对初始径向位置运动范围定义为 $r_i/L_0\in(-0.04,0.1)$,用于控制风扇喷管型线及其出口面积; $p_{c,i}(i=6,7)$ 相对初始径向位置运动范围定义为 $r_i/L_0\in(-0.1,0.045)$,用于控制核心喷管型线及其出口面积。控制点移动时,能够保证变形后网格边界曲率导数连续,附面层网格依然保持较高网格质量,如图 4。

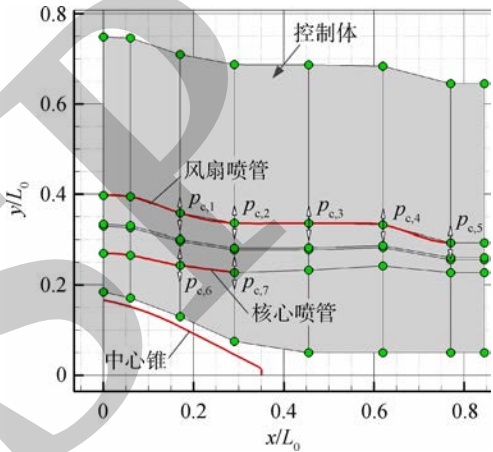


图 3 控制体示意

Fig. 3 Control volume diagrammatic sketch

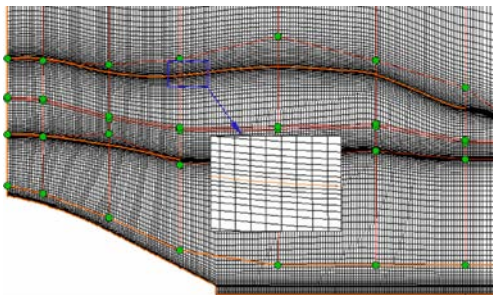


图 4 网格变形效果

Fig. 4 Deformation result of the meshes

4 自动化设计仿真流程

气动优化设计如果直接将数值模拟技术与传统优化方法相结合,反复迭代过程将产生海量数据,使计算代价极高甚至难于实施。为了均衡优化精度与效率之间的矛盾,研究人员提出了基于实验设计和近似模型理论的代理模型方法^[15-17]。

优秀的实验设计 (design of experiment,

DOE)能有效降低复杂系统仿真次数,优化拉丁方实验设计(OLHD)在随机拉丁方实验的基础上进行改进,既满足正交性,又提高了均匀性^[18],能够为实验设计结果后处理提供更精确的数据信息。

鉴于代理模型精度与样本点分布和数量、优化空间特征直接相关,并且不同代理模型本身存在适用性问题,使用时容易出现误差难以接受的情形,需多次调整实验设计或近似模型方法,延长研制周期。

综合考虑,本文借助 Isight 软件集成平台,将网格自由变形模块、CFD 气动仿真模块和性能参数计算模块进行了集成,并应用优化的拉丁超立方实验设计方法,建立了喷管自动化设计仿真流程,如图 5 所示。通过循环计算得到所有样本点性能参数后,再进行样本空间内方案优选。

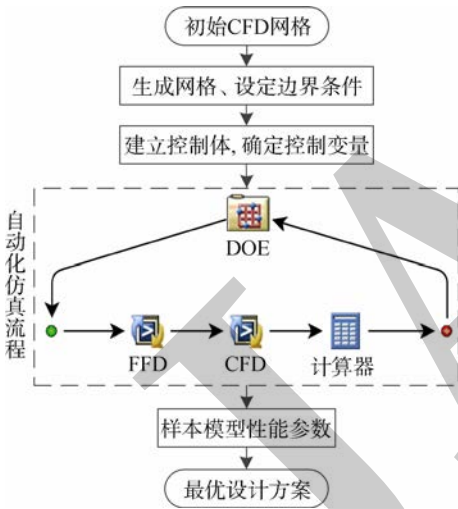


图 5 自动化设计仿真流程

Fig. 5 Automatic design and simulation process

5 设计优选分析

借助上文搭建的自动化设计仿真平台完成了 1200 次计算,并以喷管净推力 F_a 和总压恢复系数 σ 为响应值,得到了图 6 所示的设计变量与响应变量形成的可行解集,图中 A_e 为风扇喷管出口面积。在满足整机内、外涵流量匹配要求的前提下,本文进行了的喷管气动造型优选,优选方案与初始方案对比情况见图 7,性能、几何参数对比情况见表 2,表中 C_f 和 σ 的计算方法参见文献^[19]。与初始造型相比,优选造型掺混器外涵与内涵入口面积比 $A_{f,in}/A_{c,in}$ 和风扇喷管出口面积增加,风扇喷管出口流量 $\dot{m}_e$ 增大,且内、外涵流

量重新分配,涵道比 $\dot{m}_t/\dot{m}_c$ 增大,最终使优选方案净推力 F_a 增大近 21%、推力系数 C_f 和总压恢复系数 σ 均提高 0.6%。

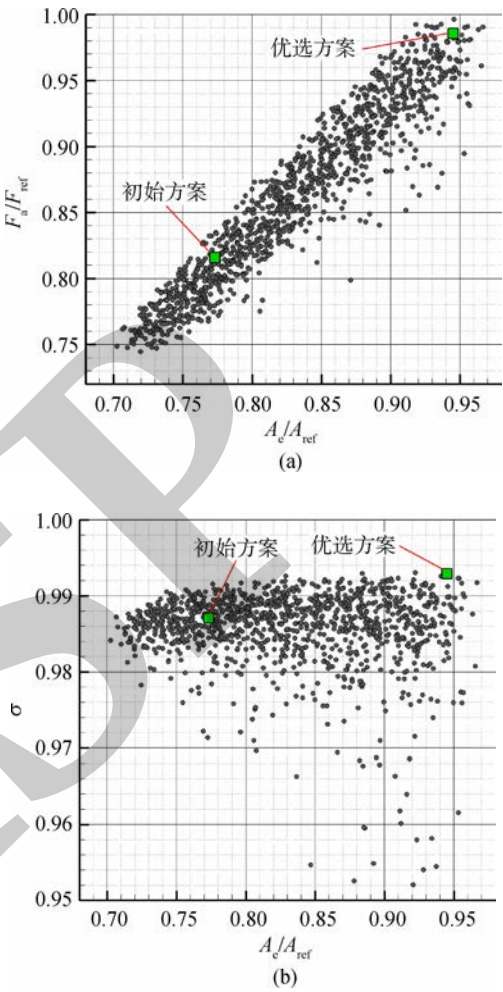


图 6 可行解集

Fig. 6 Set of feasible solution

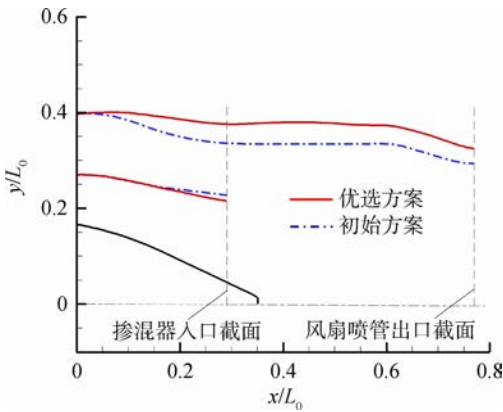


图 7 优选前、后造型对比

Fig. 7 Sketch comparison before and after optimum

根据 1200 组实验设计结果,得到了设计变量对性能响应的敏感度影响,如图 8 所示,图中百分比为设计变量对性能影响的百分比正值表示性能参数随变量增大而增大,负值则反之。不难看出,对喷管净推力 F_a 贡献最大的是控制风扇喷管出口面积的控制点 $p_{c,5}$,其次为控制掺混器外涵

与内涵入口面积比的控制点 $p_{c,2}$ 、 $p_{c,7}$;受沿程壁面曲率变化影响,各控制变量对总压恢复系数 σ 贡献相对平均,其中起主要作用的是掺混器进口截面上、下游的控制点 $p_{c,1}$ 、 $p_{c,2}$ 、 $p_{c,6}$ 和 $p_{c,7}$ 。

6 几何特征提取

初始方案经过自由变形后得到的参数化方程较为复杂,不易于工程实用。本文对优选方案核心喷管和风扇喷管造型进行了几何特征参数提取。根据文中第 5 节分析,提取过程中保持:①喷管出口面积、掺混器内涵入口及掺混器外涵入口面积不变;②内、外涵入口面积不变;③内、外涵喷管出口几何角不变。提取过程采用多段线+圆弧过渡的方式进行,最终将喷管造型简化为图 9 所示的一系列长度、角度及圆弧半径组成的设计参数集。如图 10 所示,经过几何特征参数提取后的喷管气动型面曲率 K 值过渡平滑(黑色实线),消除了优选方案的小幅波动情况红色虚线,型面得到简化的同时,性能与优选方案也非常接近,如表 3。

表 2 设计优选前后喷管参数对比
Table 2 Parameters of nozzle comparison before and after optimum

参数	初始方案	优选方案	变化量/%
F_a/F_{ref}	0.816	0.986	+20.8
C_t	0.992	0.998	+0.6
σ	0.987	0.993	+0.6
$\dot{m}_e/\dot{m}_{ref}$	0.773	0.981	+26.8
$\dot{m}_c/\dot{m}_{ref}$	0.225	0.177	-21.3
$\dot{m}_f/\dot{m}_{ref}$	0.548	0.804	+46.7
A_e/A_{ref}	0.774	0.946	+22.2
$A_{c,in}/A_{ref}$	0.446	0.397	-11.0
$A_{f,in}/A_{ref}$	0.549	0.851	+55.0

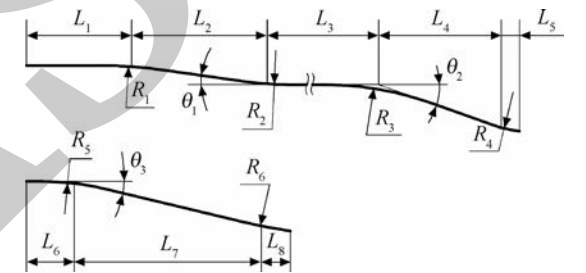


图 9 喷管参数化造型
Fig. 9 Parameterized sketch of the nozzle

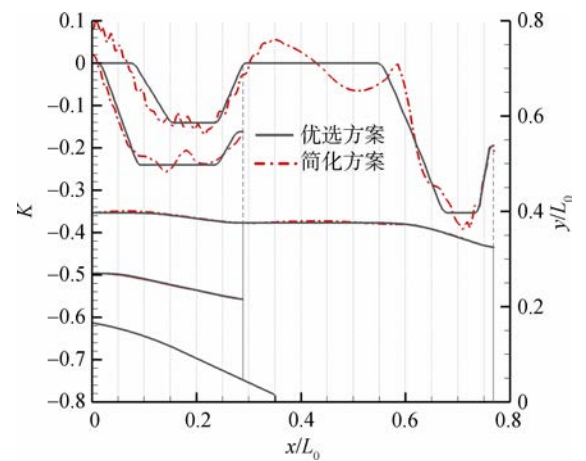


图 10 简化前后曲率对比
Fig. 10 Curvature comparison before and after the simplification

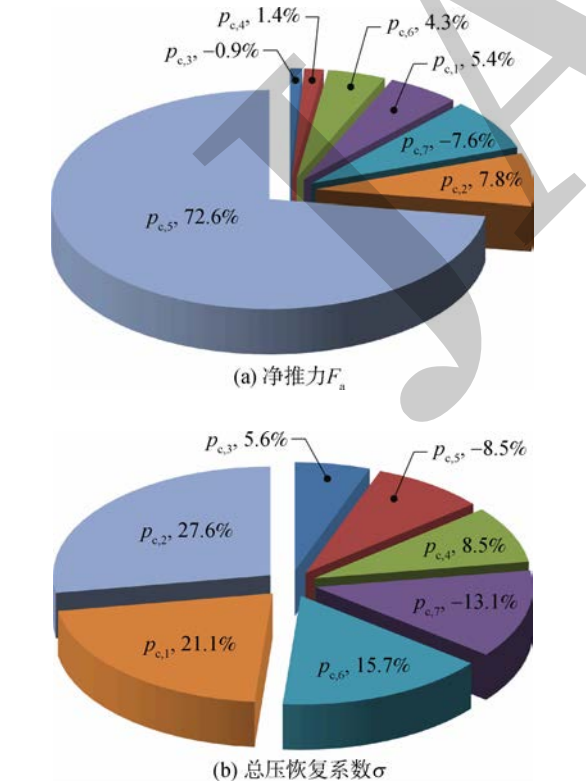


图 8 设计变量对喷管性能影响
Fig. 8 Influence of design variables on nozzle performance

表 3 优选方案和简化方案性能对比

Table 3 Performance comparison between optimum and simplified sketch

方案名称	F_a/F_{ref}	σ
优选方案	0.986	0.993
简化方案	0.989	0.993

7 总 结

1) 基于网格变形技术,搭建了内外涵混合排气喷管的自动化设计仿真平台,通过与实验设计方法相结合,有效降低了设计周期。

2) 提供了一种喷管优化设计思路,即先对初始造型进行自由变形设计和仿真计算,再开展满足发动机流量匹配要求的设计优选。

3) 获得了大量有用的设计信息,摸清了喷管造型参数与性能的影响关系,并通过设计优选使喷管推力系数和总压恢复系数均提高 0.6%。

4) 采用几何特征提取,在未影响喷管性能的情况下,降低了优选造型复杂程度,具有一定的工程实用价值。

参考文献:

[1] 刘大响,叶培梁. 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.

[2] EDWARDS C L W, SMALL W J, WEIDNER J P. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[R]. AIAA 75-58, 1975.

[3] BAYSAL O, ELESKAKY M, BURGREN G. Aerodynamic shape optimization using sensitivity analysis on third-order Euler equations[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6):953-961.

[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,2005.

CHEN Bing. A Space-marching algorithm with application to scramjet components optimization design[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)

[5] 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)

[6] YAMAZAKI W, MOUTON S, CARRIER G. Efficient design optimization by physics-based direct manipulation free-form deformation[R]. AIAA-2008-5953, 2008.

[7] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models[J]. Computer Graphics, 1986, 20(4):151-160.

[8] GRIESSMAIR J, PURGATHOFER W. Deformation of solids with trivariate B-spline[M]. Chichester: Elsevier, 1989.

[9] LAMOUSIN H J, WAGGENSPACK W N. NURBS-based free form deformation[J]. IEEE Computer Graphics and Applications, 1994, 14(6):59-65.

[10] COQUILLART S. Extended free-form deformation: a sculpturing tool for 3D geometric modeling[J]. Computer Graphics, 1990, 24(4):187-193.

[11] BECHMANN D, BERTRAND Y, THERY S. Continuous free form deformation[J]. Computer Networks and Integrated Services Digital Network Systems, 1996, 29(14):1715-1725.

[12] MAERCKEN R, JOY K I. Free-form deformations with lattices of arbitrary topology[R]. New York: Conference on Computer Graphics and Interactive Techniques, 1996.

[13] SONG Wenhao, YANG Xunnian. Free form deformation with weighted T-splines[J]. The Visual Computer, 2005, 21(3):139-151.

[14] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京:科学出版社, 2000.

[15] 高翔,高扬,李密. 基于响应面法的混合排气涡轮发动机喷管特性研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(11):19-24.

GAO Xiang, GAO Yang, LI Mi. Research on nozzle characteristics of a mixed exhaust turbofan engine based on response surface methodology[J]. Aeronautical Science and Technology, 2016, 27(11):19-24. (in Chinese)

[16] 谷海涛,林洋,胡志强,等. 基于代理模型的水下滑翔机机翼优化设计方法[J]. 机械工程学报, 2009, 45(12):7-14.

GU Haiyang, LIN Yang, HU Zhiqiang, et al. Surrogate models based optimization method for the design of underwater glider wing[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(12):7-14. (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 after body nozzle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(5):641-646. (in Chinese)

[18] 刘晓路,陈英武,荆显荣,等. 优化拉丁方试验设计方法及其应用[J]. 国防科技大学学报, 2011, 35(5):73-77.

LIU Xiaolu, CHEN Yingwu, JING Xianrong, et al. Optimized Latin hypercube sampling method and its application [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2011, 35(5):73-77. (in Chinese)

[19] GU Rui, XU Jinglei, FAN Zhipeng, et al. Numerical investigation of performance of the air tab in the turbofan nozzle[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5):1272-1280.