

文章编号: 1000-8055(2007)02-0291-07

离心压气机通流/造型/CFD 参数化优化设计集成反问题方法

王 琦, 单 鹏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在自主开发的离心压气机通流/造型反问题设计程序的基础上, 发展了一套离心压气机的通流/造型/CFD 于优化设计程序系统下集成的反问题方法, 建立了离心压气机的参数化优化设计平台. 采用“试验设计+ 响应曲面模型+ 近似优化”的快速优化算法, 对一个 10 daN 推力级微型涡喷发动机的离心压气机进行了多准则气动优化. 结果表明, 这种过程集成的快速优化方法是很有有效的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 离心压气机; 气动优化; 过程集成; 试验设计; 响应曲面模型

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Integrated inverse problem optimization method of through-flow design/ airfoil design/ CFD simulation for centrifugal compressors

WANG Qi, SHAN Peng

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An integrated inverse problem optimization method for through-flow design/ airfoil design/CFD simulation of centrifugal compressors has been developed in this paper. Using the scheme of “DOE (design of experiments) + RSM (response surface model) + Approximate optimization”, the relevant four component code system establishes an integrated parameterized optimization workbench for centrifugal compressors. A centrifugal compressor used in a micro-turbojet with a thrust of 100 N is optimized. And this fast optimization method is proved to be very effective.

Key words: aerospace propulsion system; centrifugal compressor;
aerodynamic optimization; process integration;
design of experiments (DOE); response surface model (RSM)

1988 年以来, 已经有不少叶轮机快速数值优化方法在国际上出现. 美国冯卡门流体力学研究所以应用人工神经网络方法, 在有限次数值检验的基础上, 得到一张叶轮机性能目标函数随叶片造型特征参数变化的响应曲面^[1]. 德国西门子公司

和德国宇航中心合作, 用有限个几何参数定义燃气轮机的压气机叶型, 采用全局和局部数学规划方法, 寻找叶型设计的最优解^[2]. 韩国仁荷大学的 Kim G Y 也将高负荷 NASA 37 号转子的积迭参数简化为 3 个, 应用响应曲面方法, 进行弯曲积迭

收稿日期: 2006-01-26; 修订日期: 2006-06-20

作者简介: 王琦(1981-), 男, 陕西宝鸡人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士生, 主要从事叶轮机气动力的研究.

轴和叶轮机性能之间的寻优^[3]. 在造型优化设计方面,美国海军研究生院则研究以 6 片贝塞尔函数曲面构成的叶片来替代复杂得多的初始生成曲面的叶片,以研究掠形叶片的优化几何定义的简化问题^[4,5]. 国内对叶轮机优化设计方法的研究起步较晚. 清华大学的袁新在集成优化软件 ISIGHT 的环境下,把轴流压气机叶片的 NURBS 曲线几何造型程序和 CFD 软件 NUMECA 集成在一个优化设计平台中,进行了多排轴流压气机的优化^[6,7]. 西安交通大学的席光、王晓峰等对离心压气机的响应曲面优化方法进行了机理研究和优化程序编制^[8,9].

在这类反问题方法中,当对某些气动参数或几何参数被调整后,数值模拟能够给出三维流场品质和总体性能参数的相应变化,这就为优化设计提供了宝贵的信息. 因此,CFD 方法提供了部件流动性能的海量信息,而数值优化方法则有效地分析信息,进而进行反问题迭代,以此寻找设计参数之间的最佳组合.

1 10 daN 推力级发动机离心压气机的初始设计

使用离心压气机通流反问题设计方法和造型设计方法^[10],进行了一个 10 daN 推力级发动机离心压气机的初始设计. 总体设计对于离心压气机设计点性能的要求见表 1.

表 1 离心压气机设计点性能指标

Table 1 Design target of the centrifugal compressor			
级增压比	级绝热效率	流量	转速
π_k^*	η_k^*	$\dot{m}/(\text{kg/s})$	$n/(\text{r/min})$
3.0	> 0.72	0.23	110000

除流量和子午面流道形状变化外,本例沿用文献[10]中的离心压气机的设计参数. 图 1 为所设计的离心压气机的子午流道. 采用叶片式扩压器,第 4,7,14,15,20 个计算站依次为转子叶片进口,分流叶片进口,转子叶片和分流叶片出口,扩压器叶片进口,扩压器叶片出口. 造型设计所得到的压气机叶轮见图 2.

初始设计的离心压气机的设计点性能 CFD 模拟结果见表 2. 从表 2 可见,初始设计的流量没有达到设计要求,级效率偏低. 因此基于这个初始设计进行下面的优化设计.

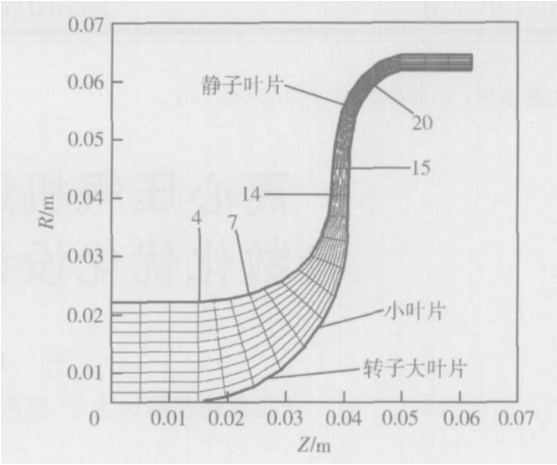


图 1 离心压气机通流设计的子午流线

Fig. 1 Meridional streamlines of centrifugal compressor through flow design

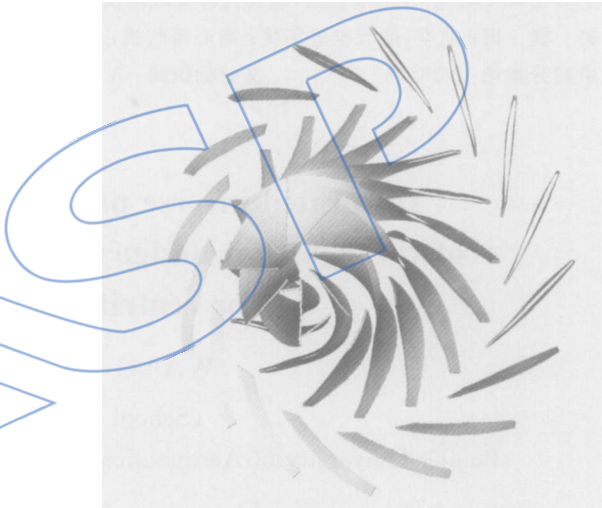


图 2 离心压气机长短叶片叶轮

Fig. 2 Rotor and splitter blades of centrifugal compressor

表 2 初始通流设计结果与 CFD 检验结果对比

Table 2 Contrast of initial through flow design and CFD simulation		
	初始通流 设计结果	CFD 检验 结果
$\dot{m}/(\text{kg/s})$	0.23	0.227
π_k^*	3.0	3.007
转子绝热效率	—	0.894
扩压器(有叶+无叶)	—	0.807
全段总压恢复系数	—	0.725
η_k^*	—	0.725

2 离心压气机通流/造型/CFD 集成反问题优化设计平台

离心压气机通流/造型/CFD 集成反问题优

化设计方法是一种以通流设计为基础的优化设计方法. 它从准三维 $S2_m$ 气动设计出发, 经过三维任意叶型叶片造型, 最后进行三维流动数值模拟. 构成离心压气机集成优化设计平台的软件工具, 包括自主开发的离心压气机通流、造型程序, CFD 软件 NUMECA, 和多学科优化设计软件 OPTIMUS. 在 OPTIMUS 提供的集成环境中, 前 3 个工具有机地结合在一起了. 本文对上述特定离心压气机的工程优化设计问题, 采用了固定压气机级出口反压的优化方案.

优化流程包括 5 个分析程序, 4 个输出数据, 2 个文件, 1 个输入数据集和 1 个输出数据集. 首先读取通流/造型程序的输入文件, 进行通流/造型设计; 其次进行网格划分; 再采用多重网格技术进行流场计算; 最后输出 CFD 计算结果和离心压气机的性能参数. 优化过程中系统通过采样自动改变设计参数; 设计参数的变化引起压气机通流/造型结果的变化, 生成具有不同气动特征的叶片; 叶片改变则计算网格也发生改变; CFD 程序读入不同的网格就得到不同的计算结果. 优化工作就是建立在这样一个流程之上, 其中离心压气机的通流/造型设计程序是整个优化过程的基础数据发生器.

3 离心压气机优化设计变量和目标函数

目前在离心压气机的设计中, 我们对一些问题还没有彻底研究清楚. 比如扩压器叶片的出口气流角度应取多大才合适, 它将影响进入燃烧室气流的角度; 分流叶片能改善压气机性能, 但是如何确定分流叶片的长短并没有准确的依据; 从已进行过的离心压气机转子叶轮的强度校核中发现, 转子大叶片、分流叶片的最大厚度位置对叶片的强度影响较大, 这 2 个参数对压气机的气动性能影响如何, 也是一个要考察的问题.

出于对以上问题的考虑, 在本离心压气机的优化设计中, 选取的设计变量包括扩压器叶片出口环量值 r_{cus} , 以无量纲的 0~100 表示, 转子出口环量为 100; 分流叶片前缘位置 I_{rs} , 以通流计算站的站号表示; 为了减少优化设计的变量, 在通流/造型设计中, 把转子叶片、分流叶片的每个基元级的最大厚度位置变量统一为 2 个变量 P_{rmax} 和 P_{smax} , 以该位置占各自叶片弦长的百分数表示. 目标函数为离心压气机的级绝热效率. 设计变

量的约束条件为: $r_{cus} \in [0, 100]$, $I_{rs} \in [4, 12]$, $P_{rmax} \in [0.1, 0.9]$, $P_{smax} \in [0.1, 0.9]$. 另外采用不等式约束来约束压气机性能参数流量和级增压比, 要求两者均大于等于设计要求值.

由于采用的是固定出口反压的优化方案, 考虑到优化设计的结果应当是在变反压的设计点下进行 CFD 计算, 因此对性能参数的约束做了适当的放松和调整. 采用的性能参数的约束条件为流量大于等于 0.23, 增压比大于等于 2.9.

4 离心压气机参数化优化设计方法

首先进行 DOE (design of experiments), 即试验设计, 采用抽样的方法来研究设计参数对响应的情况. 对于离心压气机全级优化 4 个设计变量的优化问题, 总共进行了 103 次拉丁方 DOE 试验, 见图 3~图 6 (本文所有图中: r_{cus} 扩压器叶片出口环量; I_{rs} 一流叶叶片前缘位置; P_{rmax} 一转子叶片最大厚度位置; P_{smax} 一流叶片最大厚

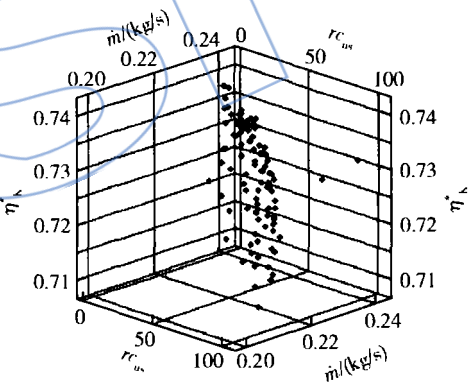


图 3 r_{cus} 对于级效率/流量的 3D 显示
Fig. 3 3D plot of variable r_{cus} to stage efficiency and massflow

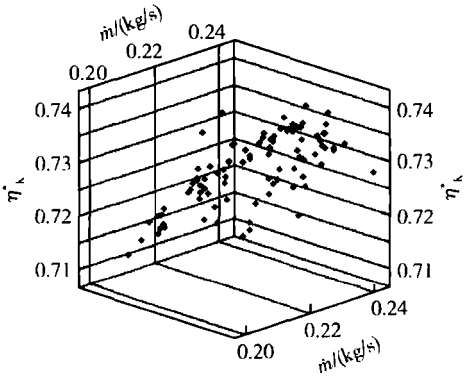


图 4 I_{rs} 对于级效率/流量的 3D 显示
Fig. 4 3D plot of variable I_{rs} to stage efficiency and massflow

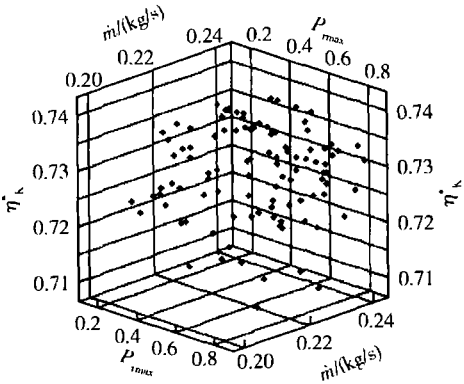


图 5 P_{rmax} 对于级效率/ 流量的 3D 显示

Fig.5 3D plot of variable P_{rmax} to stage efficiency and massflow

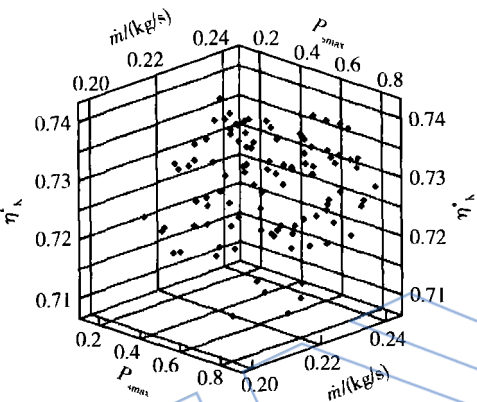


图 6 P_{smax} 对于级效率/ 流量的 3D 显示

Fig.6 3D plot of variable P_{smax} to stage efficiency and massflow

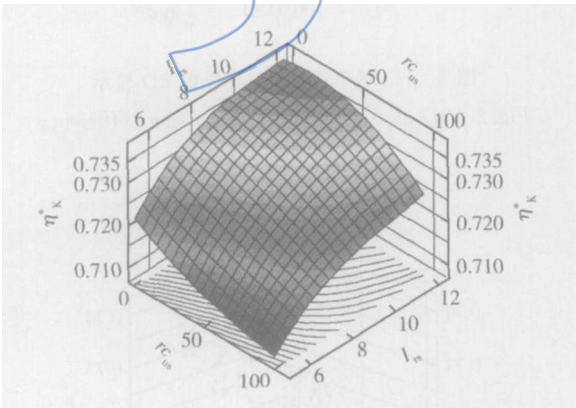


图 7 rc_{us}/I_{rs} 对于级效率的 3D RSM

Fig.7 3D RSM of variable rc_{us} and I_{rs} to stage efficiency

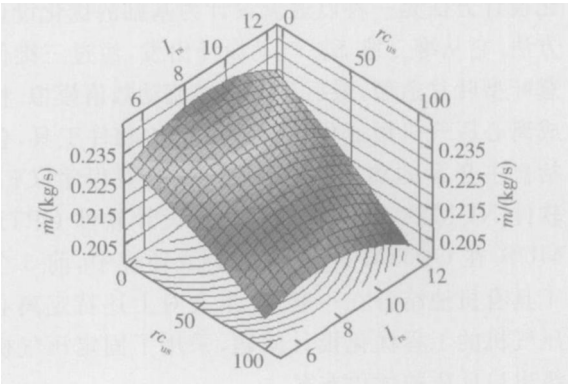


图 8 rc_{us}/I_{rs} 对于流量的 3D RSM

Fig.8 3D RSM of variable rc_{us} and I_{rs} to massflow

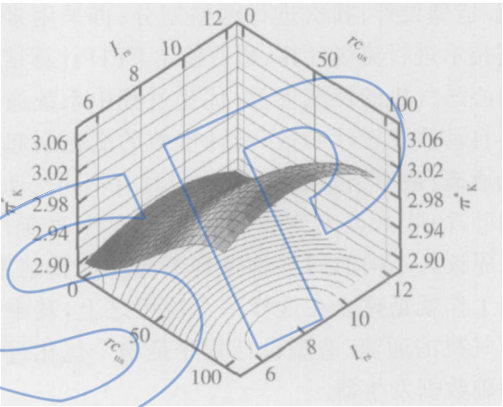


图 9 rc_{us}/I_{rs} 对于级增压比的 3D RSM

Fig.9 3D RSM of variable rc_{us} and I_{rs} to stage total pressure ratio

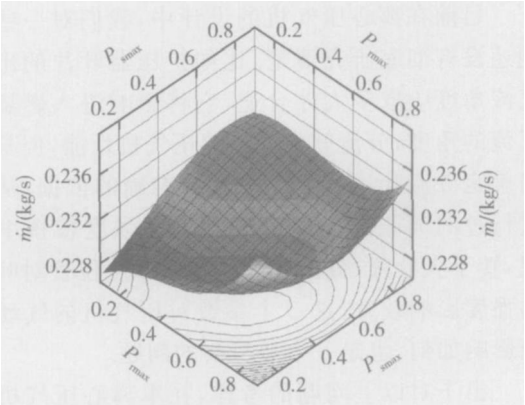


图 10 P_{rmax}/P_{smax} 对于级效率的 3D RSM

Fig.10 3D RSM of variable P_{rmax} and P_{smax} to stage efficiency

度位置; η_k 一级绝热效率; $\dot{m}$ 流量; π_k 一级增压比) 在 DOE 的基础上采用 RSM (Response Surface Model), 即响应曲面模型, 拟合出设计变量和系统目标函数之间的函数关系. 对于离心压气

机的全级优化问题, 根据最小二乘原则, 利用 3 次泰勒级数展开式构造响应曲面, 见图 7~ 图 12.

在试验设计和响应曲面模型的基础上进行近似优化, 这是一种快速有效的优化方法. 利用响应曲面模型代替仿真分析程序在响应曲面上寻优,

大大缩短了优化进程的时间. 近似优化的目标是使压气机级效率在设计空间中最大.

自的响应曲面模型也能得出这样的结论. 用 CFD 对该优化解进行了再检验, 对比见表 3.

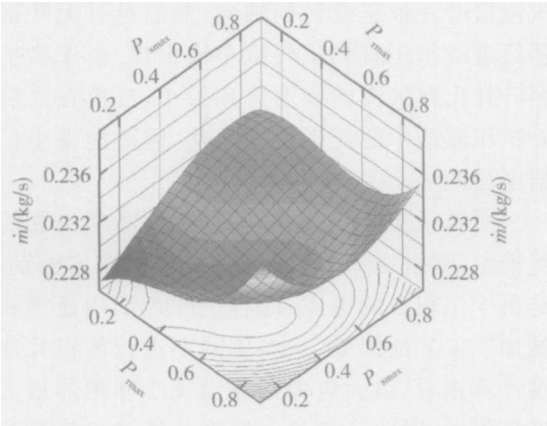


图 11 P_{rmax}/P_{smax} 对于流量的 3D RSM
Fig. 11 3D RSM of variable P_{rmax} and P_{smax} to massflow

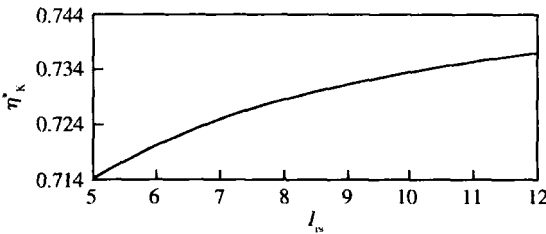


图 13 全级优化 I_{rs} 对于级效率的 RSM
Fig. 13 RSM of variable I_{rs} to stage efficiency in stage optimization

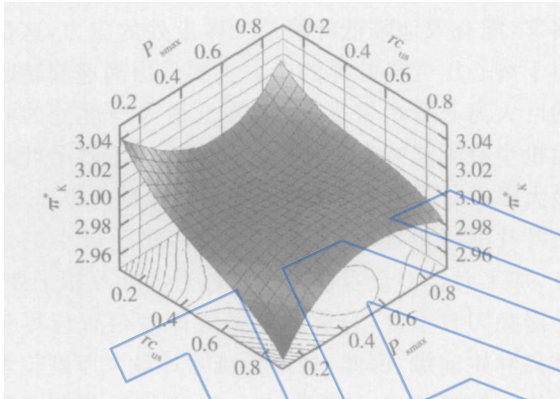


图 12 P_{rmax}/P_{smax} 对于增压比的 3D RSM
Fig. 12 3D RSM of variable P_{rmax} and P_{smax} to stage total pressure ratio

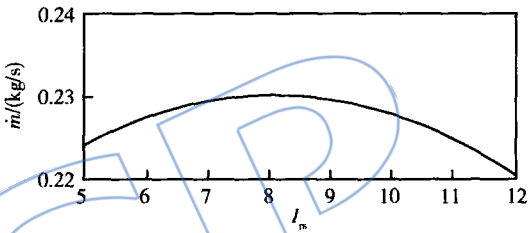


图 14 全级优化 I_{rs} 对于流量的 RSM
Fig. 14 RSM of variable I_{rs} to massflow in stage optimization

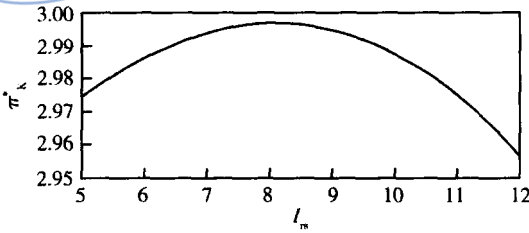


图 15 全级优化 I_{rs} 对于增压比的 RSM
Fig. 15 RSM of variable I_{rs} to pressure ratio in stage optimization

对于离心压气机全级的优化问题, 从响应曲面模型可以看出, 响应在多设计参数构成的设计空间中呈现出多峰值的状态, 因此需要采用全局优化算法. 但是对这个全级优化算例来说, 分流叶片前缘位置 I_{rs} 这一设计参数是一个整型变量, 因此只能采用混合整型优化方法. 但是这种方法在本质上又是一种局部优化算法. 为解决这一矛盾, 只能在全局优化中舍去这个设计参数, 而通过对响应曲面模型的人为判断, 见图 13~ 图 15, 来确定这个参数的值.

综合考虑分流叶片前缘所在位置对级效率、流量和级增压比的影响, 确定通流第 8 计算站为分流叶片前缘的位置. 采用差分遗传算法 DE (Differential Evolution) 对剩下的 3 个设计参数进行了优化, 结果见图 16. 可以认为, 目标的优化解出现在这 3 个设计参数的约束边界上, 从其各

可以看出, 由于压气机内流动的非线性, 全级优化的 DOE 结果也呈现出非线性和多峰特征,

表 3 优化结果与 CFD 检验结果对比

Table 3 Contrast of optimization result and CFD simulation		
	优化解值	CFD 检验值
$\dot{m}/(\text{kg/s})$	0. 2427	0. 244 2
π_k^*	2. 903	2. 937
η_k^*	0. 741	0. 736 3

Table 3 Contrast of optimization result and CFD simulation

6 结 论

本文以自主开发的离心压气机通流/造型程序,CFD 软件 NUMECA, 和 multidisciplinary optimization 软件 OPTIMUS 的集成应用为主要工具, 以一个完全自主设计的 10 daN 推力级微型涡喷发动机的离心压气机为例, 对其集成反问题优化设计方法进行了探索和研究. 配合结构强度的要求和机械加工的需要, 综合考虑所有的因素, 最终得到了优化设计的结果, 表明这种过程集成的快速优化方法是有效的.

参考文献:

- [1] Pierret S, Van den Braembussche R A. Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network[R]. International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition, 1998.
- [2] Koller U, Monig R, Kusters B, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy duty gas turbines, part 1: desing and optimization[R]. ASME 99-GT-95.
- [3] Ahn C S, Kim K Y. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor[R]. Proceedings of ASME Turboexpo, 2002.
- [4] Abdelhamid H F, Shreeve R P. Sweep in a transonic rotor, part 1: 3D geometry package[R]. Proceedings of ASME Turboexpo, 1998.
- [5] Abdelhamid H F, Shreeve R P. Sweep in a transonic rotor, part 2: CFD and stress analyses[R]. Proceedings of ASME Turboexpo, 1998.
- [6] 陈波, 袁新. 基于 NURBS 三维造型的粘性气动最优化设计技术[A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 北京: 中国工程热物理学会, 2004: 345-350.
- [7] 高学林, 袁新, 叶轮机全三维粘性气动优化设计系统[A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 北京: 中国工程热物理学会, 2004: 351-355.
- [8] 王晓锋, 席光, 王尚锦. 离心压缩机叶轮的响应面法优化设计 I——优化设计方法[A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 北京: 中国工程热物理学会, 2003: 227-232.
- [9] 席光, 王晓锋, 王尚锦. 离心压缩机叶轮的响应面法优化设计 II- 优化设计实例及讨论[A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 北京: 中国工程热物理学会, 2003: 233-238.
- [10] 王琦, 单鹏. 径流及斜流压气机任意曲面叶型长短叶片的造型设计方法[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 747-753.
WANG Qi, SHAN Peng Design radial flow and mixed flow compressor rotor splitter blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 747-753.