

文章编号:1000-8055(2012)04-0953-08

多级轴流压气机 S_2 正问题气动性能优化

郭 义¹, 杜 刚¹, 陈 江¹, 尹红顺²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 将求解多级轴流压气机特性的 S_2 正问题计算程序集成在 ISIGHT 优化软件上, 构建压气机 S_2 正问题气动性能优化平台. 针对某 4 级轴流压气机, 通过调整沿径向截面的叶栅弯角、叶栅稠度、叶型最大相对厚度等参数, 考核设计几何参数对 S_2 正问题计算效率目标函数的影响程度, 择优选取设计参数作为优化变量, 建立响应面模型, 结合遗传算法, 对目标函数进行优化. 结果显示压气机特性整体提高, 设计点压比增加 19.6%, 效率提高 4.66%, 折合转速 1.0 下的稳定裕度增大到 22.32%, 验证了构建优化平台在压气机气动设计中的实用价值, 可供内流叶轮机气动性能优化设计参考.

关 键 词: 轴流压气机; S_2 正问题; 气动性能; 响应面模型; 遗传算法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Aerodynamic performance optimization on S_2 analysis code of multi-stage axial compressor

GUO Yi¹, DU Gang¹, CHEN Jiang¹, YIN Hong-shun²

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: An aerodynamic performance optimization platform was established for S_2 analysis code of compressor by integrating the ISIGHT optimization software and S_2 analysis code which calculated performance of multi-stage axial compressor. When a four-stages axial-flow compressor was optimized, the parameters were selected by adjusting blade camber angle, solidity, relative maximum thickness and so on, along radial which have more influence on the objective function just like efficiency to establish the response surface model and integrated evolutionary algorithm to optimize the objective function. The result shows that the whole characteristic of compressor improves, pressure ratio increases 19.6% and efficiency increases 4.66% at design point, stall margin increases to 22.32% at 1.0 equivalent rotor-speed, which proves that building optimization platform has practical value for aerodynamic design of compressor, and can be reference for aerodynamic performance optimization of inner flow turbomachinery.

Key words: axial-flow compressor; S_2 analysis code; aerodynamic performance; response surface model; evolutionary algorithm

收稿日期:2011-05-03; 修订日期:2011-10-10

作者简介:郭义(1985—),男,黑龙江齐齐哈尔人,硕士生,主要从事压气机设计及叶轮机械气动方面的研究.

自上世纪 50 年代吴氏三元流理论提出以来, S_2 流面准三维气动设计方法一直是压气机气动设计基础。截止目前, S_2 通流设计计算方法与求解技术已得到较好的发展和完善^[1]。在多级轴流压气机气动设计流程中, S_2 通流气动设计是对一维气动初步设计计算结果的详细设计, 通过设计确定压气机子午流道几何, 调整沿轴向、径向的环量分布、堵塞因子、转子效率与静子总压恢复系数等参数, 设计确定多级轴流压气机的压力场、速度场等气动参数, 进而设计完成各叶片排设计, 完成整个压气机气动设计^[2]。

气动设计确定的多级轴流压气机, 其气动性能优劣需通过正问题分析获取, 有一维、二维和全三维性能分析多种手段开展设计压气机的性能数值模拟分析。其中基于试验经验系数和损失模型的 S_2 流面二维(轴对称)正问题分析程序, 可对设计压气机进行数值性能检测。 S_2 通流详细设计是以经验为基础的气动设计, 将 S_2 设计(反)、分析(正)问题相结合, 进而获取性能达标的三维叶片造型结果^[3], 完成性能优异的压气机气动设计。

S_2 正问题分析涉及到每排叶片各个截面的多个几何参数, 对多级轴流压气机气动设计而言, 其设计参数量很大, 即使有经验的设计人员, 也很难在短时间内取得较好的性能计算结果, 这就促使人们考虑在 S_2 正问题程序计算基础上结合优化算法来进行压气机气动性能优化研究^[4]。

基于上述思想, 本文以俄罗斯 S_2 正问题计算程序^[5]为基础, 将其集成于 ISIGHT 优化软件中, 结合响应面模型与遗传算法实现多级轴流压气机 S_2 正问题气动性能优化平台的搭建, 并以 4 级轴流压气机叶片几何参数为优化变量, 设计点绝热效率为优化目标, 在流量、压比为约束条件下进行多级轴流压气机气动性能优化研究。

1 S_2 正问题程序简介

S_2 流面正问题计算程序是由俄罗斯塔雷金娜等人编写的、基于试验统计经验数据库的二维轴对称多级轴流压气机气动性能计算程序^[5], 主要用于亚、跨、超声速多级轴流压气机特性计算。该程序具有在工作状态和飞行马赫数宽广的变化范围内, 在转子和静子叶排调节情况下进行性能计算的功能。程序基础是实际压气机试验数据库建模处理的多级轴流压气机数学模型, 可视为可调节的多级轴流压气机特性计算实用方法, 在设计 and 调试阶段, 用于分析压气机内部流动。程序包

含有优化算法, 在一定参数个数下可进行多级轴流压气机性能优化设计^[6]。

S_2 正问题程序是基于气动方程求解与叶栅、叶排及压气机级试验综合性能合成方法:

- 1) 基于运动方程来计算二维轴对称, 无黏、无热交换的稳定流动;
- 2) 在旋成面上计算包括端区的叶栅特性, 应用了根据平面叶栅、级和叶排站内的试验数据统计以及端区流动研究的试验结果。

对压气机平面叶栅吹风结果进行了修正, 以允许把这些数据应用到布置在变半径和变厚度、旋成面上的叶栅上。

多级轴流压气机特性计算方法应用限制取决于所归纳的基元叶排以及平面、环形叶栅的几何和气动参数的变化范围。

在使用范围内, 使用该程序对各种类型、级数为 1~15 级的大量多级轴流压气机做了解析和试验数据的对比, 经广泛检验使程序计算方法得到确认^[5]。

2 优化目标与方法

在 Isight 优化软件基础上, 集成 S_2 正问题分析程序, 构建多级轴流压气机 S_2 正问题气动性能优化平台。整个平台优化流程如图 1 所示。优化过

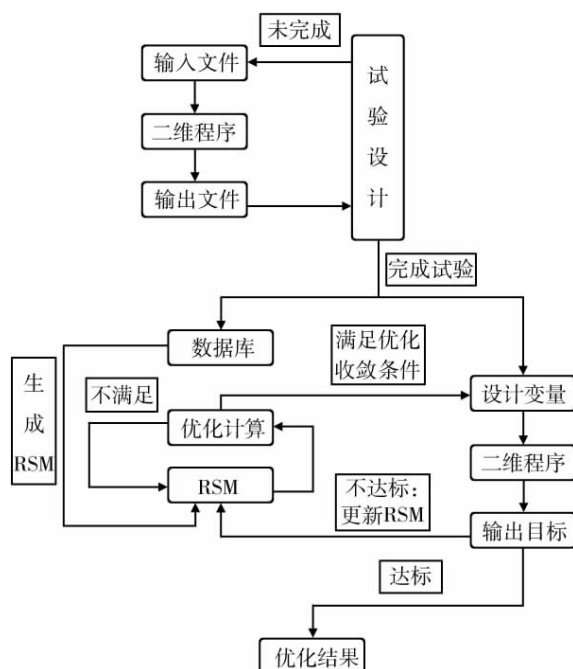


图 1 优化流程图

Fig. 1 Optimization flow chart

程分为三大部分,即试验设计、响应面模型(RSM)的建立与优化计算。

2.1 试验设计

二维气动设计中 S_2 程序所需的输入参数要包括各叶片排中每一处截面的叶栅安装角、叶栅稠度、叶型最大相对厚度等参数,而且为了增大计算的准确性,一排叶片要拥有多个计算截面,使程序的输入参数数量很多。如果将所有输入参数都作为设计变量带入到优化计算中,会大大增加优化时间与优化难度,必须筛选对目标函数影响显著的设计变量,所以在优化之前要对输入参数与目标函数进行试验设计(DOE)。

在叶轮机械气动优化设计中,DOE方法可以很好地研究设计变量的变化对目标函数和约束的影响,也是获取关于设计空间性质的有效方法。DOE方法可以从大量输入参数中筛选对目标函数影响较大的变量作为优化问题的设计变量,从而大大减小问题的规模。另外,DOE方法能够获取设计空间的结构化信息,便于构造问题的响应面模型,从DOE的样本数据中获得近似最优解^[7]。

DOE常用的方法有:正交试验设计、拉丁方设计等。此处选择正交矩阵试验设计方法进行分式析因试验。根据输入文件中包含的 n 个输入参数的多少来确定分式析因试验的次数,输入参数变化范围的两端极值作为试验中参数的取值。经过DOE方法后,将每次试验中输入参数与目标函数的值记录下来作为数据库,为建立初始响应面模型做准备;将输入参数对目标函数影响大小进行分析比较,从 n 个参数中选出前 m 个影响较大的参数作为优化时的设计变量^[8]。

2.2 响应面模型(RSM)的建立

S_2 流面程序优化计算输入参数多、公式多、计算量大,并包含多个约束条件,目标函数值随输入参数的变化显示多维、多峰值等特性。在有多目标函数时,各函数之间相互干涉,不能同时达到最优效果。程序对某些参数很敏感,有些参数的微小变化就会引起输出量的较大扰动,不利于优化算法顺利地找到多个局部最优点。为了克服优化问题中存在的种种缺点,优化时结合DOE方法建立了针对 S_2 正问题气动分析程序的响应面模型(RSM)。

响应面方法是试验设计与数理统计相结合的优化方法。当试验结果与已知参数间的函数关系为隐式时,通过响应面法可以设计试验结果与参

数变量间的关系,并在试验测量或数值分析的基础上对指定的设计点集合进行连续的试验,求得参数变量的系数,最终建立响应与参变量间的函数关系,再在此基础上进行优化。通过响应面模型的合适选择,可以拟合复杂的响应关系,具有良好的鲁棒性^[9]。在优化设计中,使用RSM方法处理问题,达到的设计效果是很明显的,主要有以下几个方面:①降低独立设计变量的维数;②减少了约束条件;③通过逼近目标函数和约束条件,减少大量的、耗时的详细分析运算。

由于二维气动设计是非线性问题,所以构造RSM要为高阶多项式。根据所选出的 m 个设计变量,构造了二阶RSM

$$y' = a_0 + \sum_{i=1}^m b_i x_i + \sum_{i=1}^m c_i x_i^2 + \sum_{1 \leq i < j \leq m} d_{ij} x_i x_j R^2 \quad (1)$$

其中 x_i 为第 i 个设计变量; m 为设计变量个数; a, b, c, d 为多项式系数。

根据数据库中设计变量与目标函数的值,将其带入到多项式中求系数,即可构造出初始RSM模型,这一切由ISIGHT优化软件完成。有了初始模型,既可与选定的优化算法进行优化。

要注意RSM生成后,为了保证模型的适应性,还须对其进行预测能力的评估,一般采用 R^2 来说明响应面模型的拟合程度

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n_s} (y_i - y'_i)^2}{\sum_{i=1}^{n_s} y_i^2 - \left(\sum_{i=1}^{n_s} y'_i \right)^2 / n_s} \quad (2)$$

式中 n_s 为试验设计测试点数(试验次数), y_i 为目标函数实际值, y'_i 为预测值。 R^2 分析常用来衡量RSM中构造响应面的设计点与实际值符合的程度。当构造响应面的设计点个数大于多项式系数的时候,ISIGHT会自动的对逼近函数执行 R^2 分析,它的大小在 $(0, 1)$ 之间,足够的逼近通常要求其值在 0.9 以上^[8]。

2.3 优化模块

二维气动性能优化是一个高度非线性的问题,所以在优化算法的选择上,必须选择适用于非线性问题的全局优化算法^[10],用遗传算法(non-dominated sorting genetic algorithm,简称NSGA-II)进行优化问题的求解能够满足要求。这种算法是用于处理实型参数的全局优化数值方法,与传统算法相比,此算法并不是直接作用在变量

本身上,而是利用变量的二进制编码技术,并且不依赖于问题的导数、连续性、单峰等假设,通过适应值信息来实现的一种算法^[11-13]。

优化过程是将试验设计中提取出的设计变量给定变化范围,作为 RSM 的自变量取值区间,运用遗传算法对 RSM 进行优化迭代。优化后得到的设计变量值返回到 S_2 程序中进行计算,得到真实的目标函数值,看是否满足收敛条件,若满足则输出优化结果;若不满足,则将真实值作为数据库数据重新拟合函数生成新的 RSM,再进行优化计算,如此反复迭代,直到满足收敛条件,得出优化结果。

3 优化算例验证与结果分析

采用上述构建的优化平台 S_2 正问题优化平台,选用某 4 级轴流压气机进行优化验证。该压气机设计点转速为 11 212 r/min,进口总温为 288.15 K,总压为 101 325 Pa,设计流量为 68.6 kg/s,压比为 3.6787,原设计绝热效率为 0.8335。

3.1 算例验证

算例优化分两步进行:第一步,优化第 1 级叶型;第二步,4 级叶型全部优化。

首先以第 1 级叶型为优化对象,将控制叶型参数作为试验设计的变量。该压气机输入文件给定径向 11 条流线,相当于每排叶片有 11 个截面;每个截面给出 5 个叶型影响参数:叶栅进口构造角、出口构造角、叶栅稠度、叶型最大相对厚度、叶型最大弯度点相对位置,故每排叶片有 55 个叶型变化参数。以第 1 级 110 个叶型变化参数为试验变量,设计点效率为目标函数进行试验设计,得到各变量对目标函数的影响程度,如图 2 所示。选取影响最大的 50 个参数作为设计变量进行 RSM 的

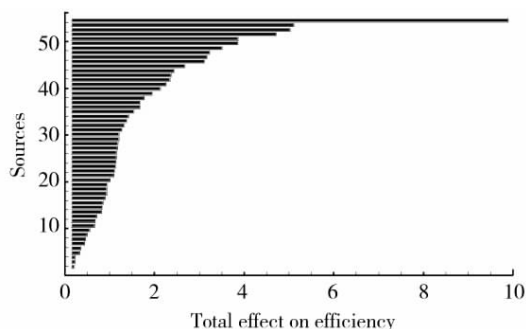


图 2 变量对目标影响率

Fig. 2 Rate of variables affect target

建立与目标函数的优化。

其次对 4 级叶型全部优化,共有 440 个叶型参数,经过试验设计选取影响最大的 150 个参数作为设计变量进行 RSM 的建立与目标函数的优化。

算例优化目标是 4 级轴流压气机的 4 条不同折合转速的绝热效率值,约束条件是各转速下压比、流量不小于设计值。在计算的 4 种转速状态下,给出最大流量与最小流量计算工况所对应的效率值有 8 个,分别为 $E_{1\max}, E_{1\min}, E_{2\max}, E_{2\min}, E_{3\max}, E_{3\min}, E_{4\max}, E_{4\min}$,以 8 个效率值的加权平均作为优化目标,同时满足不小于初始效率的约束条件,即

$$\max E_{\text{sum}} = \frac{1}{8} \sum_{i=1}^4 (E_{i\max} + E_{i\min}) \quad (3)$$

$$\text{s. t. } E_{i\max}^{\text{org}} \leq E_{i\max}$$

$$E_{i\min}^{\text{org}} \leq E_{i\min}$$

$$(i = 1, 2, 3, 4) \quad (4)$$

其中 $E_{i\max}^{\text{org}}$ 为指定转速下最大流量时对应的初始效率; $E_{i\min}^{\text{org}}$ 为指定转速下最小流量时对应的初始效率; E_{sum} 为各效率的加权平均值,作为优化目标函数。

3.2 结果分析

优化前后的各折合转速下的压气机特性曲线如图 3 所示,Original 对应初始压气机,Opt_1st 对应优化第 1 级叶型的压气机,Opt_all 对应 4 级叶型都优化的压气机。从特性线上可以看出经过优化后压比、效率随流量的变化都有一定程度的提高。表 1 列出了各折合转速下压气机特性的具体数值。

将 4 级压气机全部优化计算结果与初始压气机对比分析。第 1 排转子叶片的各参数变化相对其他叶片变化较大,故作为主要分析对象进行说明。第 1 排转子优化前后叶型参数变化如图 4~图 7 所示。图 4 表示优化前后进口构造角的径向变化。优化后转子根部进口构造角比初始转子的角度要大,尖部则比初始转子的角小。而计算得到出口构造角保持不变,说明优化转子的扭转程度比初始转子大。图 5 表示优化后转子叶栅稠度沿径向变化逐渐减小的趋势,由根部到中部优化转子的稠度大于初始转子,而中部到尖部优化转子的稠度明显小于初始转子,由于一般情况下叶栅平均稠度大于 1.4 后,其绝热效率随稠度增大而减小,优化转子平均稠度为 1.612,初始转子平均稠

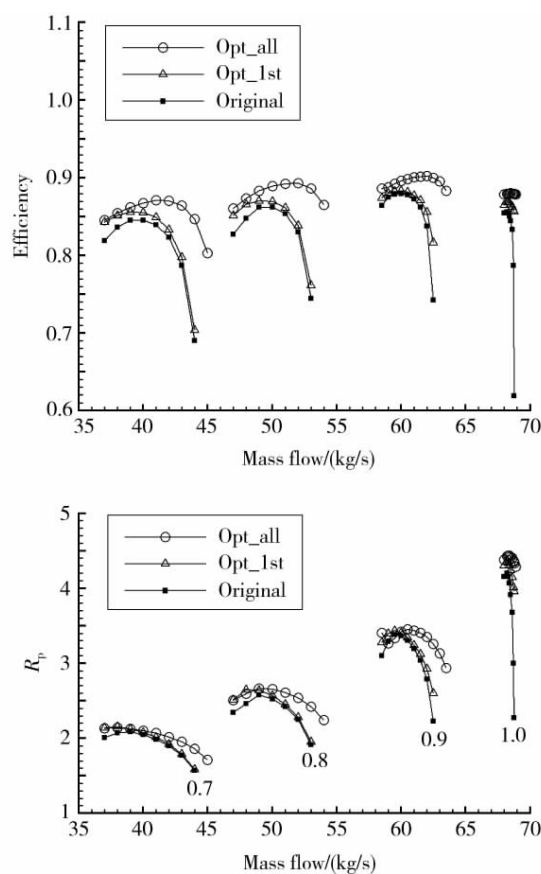


图 3 优化前后压气机特性曲线

Fig. 3 Characteristic lines of compressor of original and optimization

表 1 各折合转速下压气机特性

Table 1 Characteristic of compressor at each equivalent rotor-speed

	转速	流量/(kg/s)	压比	效率	裕度/%
1.0	Original	68.6	3.6787	0.8335	14.81
	Opt_1st	68.6	4.1467	0.8634	19.53
	Opt_all	68.6	4.4010	0.8801	22.32
0.9	Original	61.5	3.0354	0.8621	15.20
	Opt_1st	61.5	3.1237	0.8711	17.54
	Opt_all	61.5	3.4079	0.9020	19.09
0.8	Original	52.0	2.2475	0.8302	21.60
	Opt_1st	52.0	2.2826	0.8391	25.70
	Opt_all	52.0	2.5388	0.8935	30.88
0.7	Original	42.0	1.9001	0.8236	18.34
	Opt_1st	42.0	1.9208	0.8337	25.51
	Opt_all	42.0	2.0196	0.8709	28.22

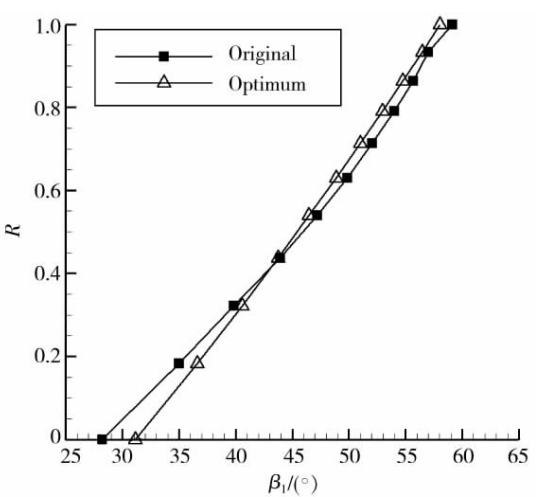


图 4 第 1 排转子优化前后进口构造角径向变化

Fig. 4 Change of import angle of the 1st rotor along radial between original and optimization

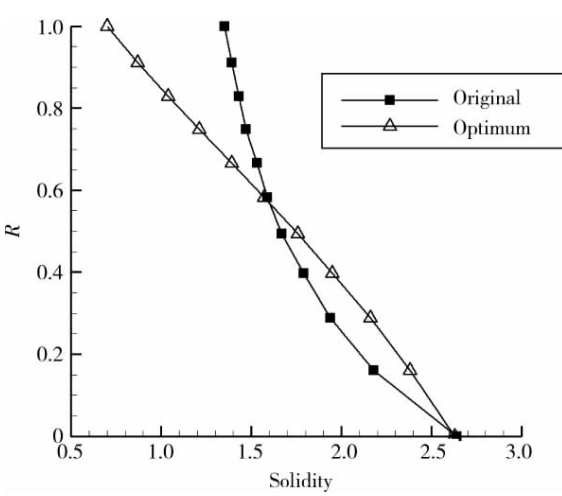


图 5 第 1 排转子优化前后叶栅稠度径向变化

Fig. 5 Change of solidity of the 1st rotor along radial between original and optimization

度为 1.725, 所以从叶栅稠度上看优化叶栅要优于初始叶栅。

图 6 表示优化前后转子最大相对厚度 ($C_{\max}$), 优化后转子根部 $C_{\max}$ 比初始转子略大, 可以加强根部断面承受拉伸应力的能力, 尖部 $C_{\max}$ 比初始转子小, 使得临界马赫数提高, 从而减小激波损失。图 7 表示优化前后转子根部最大弯度相对位置 (X_f), 优化前 X_f 比初始转子小得多, 由于根部相对速度较小, 而 X_f 较小的叶型具有较好的低速性能, 故优化转子根部的低速性能较好, 优

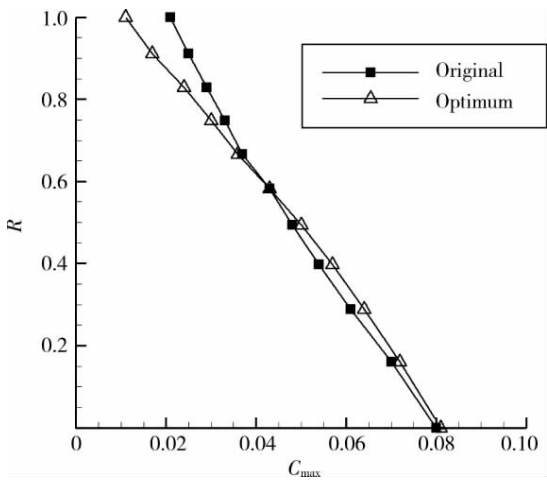


图 6 第 1 排转子优化前后最大相对厚度径向变化
Fig. 6 Change of relative maximum thickness of the 1st rotor along radial between original and optimization

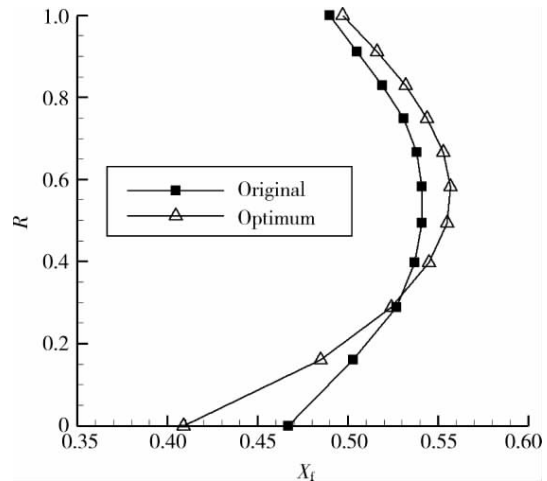


图 7 第 1 排转子优化前后最大弯度点相对位置径向变化
Fig. 7 Change of relative maximum curvature of the 1st rotor along radial between original and optimization

化转子中部到尖部的 X_f 比原始转子要大,这是由于此处的相对速度较大,而 X_f 增大可提高叶栅临界马赫数,以便减小激波损失.

第 1 排转子优化前后叶栅扩散因子(D)沿径向变化如图 8 所示. D 因子表征了气体流经叶栅的相对扩压程度的大小,根据试验结果和经验数据,叶栅沿径向各处的 D 因子应不大于 0.6,否则会导致叶栅效率下降.相对初始叶型,优化叶片沿

径向各处的 D 因子在满足要求的情况下明显增大,拥有较强的扩压能力.表 2 列出了其他叶片的

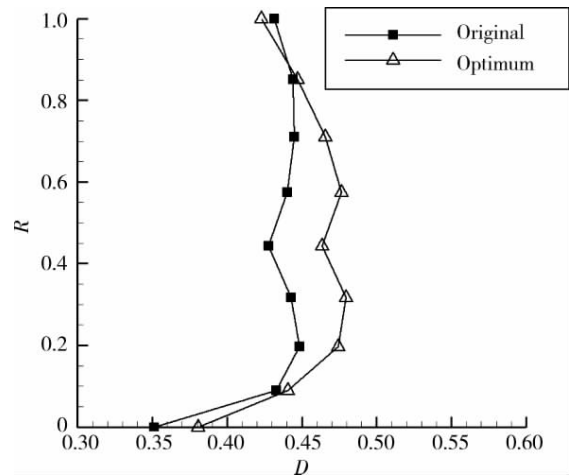


图 8 第 1 排转子优化前后 D 因子径向变化
Fig. 8 Change of D -factor of the 1st rotor along radial between original and optimization

表 2 各排叶片优化前后 D 因子径向变化
Table 2 Change of D -factor of every blade along radial between original and optimization

		D 因子		
		叶根	叶中	叶尖
R_1	Original	0.3514	0.4278	0.4316
	Optimum	0.3805	0.4636	0.4228
S_1	Original	0.5514	0.3548	0.1334
	Optimum	0.4868	0.2633	0.1235
R_2	Original	0.4308	0.3877	0.4499
	Optimum	0.4421	0.3772	0.3879
S_2	Original	0.4263	0.2719	0.2357
	Optimum	0.3924	0.2244	0.1875
R_3	Original	0.4307	0.3223	0.4082
	Optimum	0.4691	0.3506	0.4490
S_3	Original	0.3669	0.2681	0.3075
	Optimum	0.3701	0.2733	0.3376
R_4	Original	0.4612	0.3761	0.3855
	Optimum	0.4638	0.3696	0.4550
S_4	Original	0.4023	0.3492	0.2005
	Optimum	0.3779	0.3316	0.2190

D 因子沿径向变化,由数据显示优化后大多数叶片 D 因子增大,说明扩压能力都较初始叶片有所提高。

优化前后流场的总熵增变化如图9所示。熵增代表了损失的大小,熵增越大则损失越严重。优化后压气机流场从轮毂到机匣的熵增相对初始流场都有所减小,尤其是机匣处熵增减小量更多,表示二次流损失与激波损失等大大降低,损失的减少使得压气机整体效率得到提高。

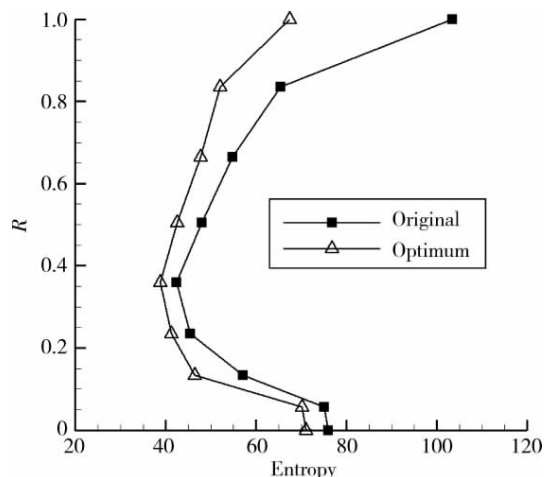


图9 优化前后熵增径向变化

Fig. 9 Change of entropy along radial of original and optimization

4 结论

基于 ISIGHT 优化平台集成了 S_2 正问题分析程序,建立起一套针对压气机 S_2 正问题气动性能的优化系统,并以某4级轴流压气机各工况下的绝热效率为目标进行叶型优化。得到结论如下:

1) 优化后压气机绝热效率与稳定裕度在各工况下都有提高,表示数值优化在压气机二维气动优化设计中有着较大的实用价值。

2) 通过试验设计与响应面模型的建立,择优筛选优化变量,用近似模型代替原函数,减少了优化时间,防止优化结果陷入局部极值点,获得了良好的鲁棒性与适应性。

3) 对于轴流压气机二维气动优化这种非线性、多目标函数的优化问题,用遗传算法进行全局搜索是得到最优解的有效途径之一,但缺点是搜索过程缓慢,耗时较长,将响应面方法与遗传算法相结合进行优化可以很好地解决这一问题。

参考文献:

- [1] 戴韧,王洪光,杨爱玲,等. 叶轮 S_2 流面气动半反问题通用解法的改进[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(10): 1655-1658. DAI Ren, WANG Hongguang, YANG Ailing, et al. Improved and unified S_2 through flow model for inverse problem in turbomachinery[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(10): 1655-1658. (in Chinese)
- [2] Wright L C, Novak R A. Aerodynamic design and development of the general electric CJ805-23 aft fan component [R]. ASME Paper 60-WA-270, 1960.
- [3] 厉海涛,宋立明,李颖晨,等. 基于控制理论和 N-S 方程的二维叶栅气动优化算法[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(12): 2021-2024. LI Haitao, SONG Liming, LI Yingchen. 2D aerodynamic optimization algorithm for turbine blades based on control theory and N-S equation[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(12): 2021-2024. (in Chinese)
- [4] 程荣辉,雷丕霓,刘波,等. 一种工程实用的多级轴流压气机特性二维数值计算方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 955-960. CHENG Ronghui, LEI Pini, LIU Bo, et al. A two dimension numerical method for multi-stage axial compressor performance in engineering applications [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 955-960. (in Chinese)
- [5] 塔雷金娜,别辽耶夫,左尼金. 基于轴对称模型(正问题), 多级轴流压气机的数值优化[M]. 沈阳: 沈阳航空发动机设计研究所, 1993.
- [6] 陈江,季路成. 多级轴流压气机气动特性优化[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(4): 583-585. CHEN Jiang, JI Lucheng. Aerodynamic characteristic optimization of a multistage axial flow compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(4): 583-585. (in Chinese)
- [7] Lepsch R A, Mcmillin M L, Unal R. Response surface model building and multidisciplinary optimization using D-optimal designs[R]. AIAA-98-4759, 2006.
- [8] 王晓峰,席光,王尚锦. 离心压缩机叶轮的响应面优化设计 I: 设计方法[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(3): 408-410. WANG Xiaofeng, XI Guang, WANG Shangjin. Response surface methodology for centrifugal compressor impeller optimization design Part I: design method[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(3): 408-410. (in Chinese)
- [9] 席光,王志恒,王尚锦. 叶轮机械气动优化设计中的近似模型方法及其应用[J]. 西安交通大学学报, 2007, 41(2): 125-135. XI Guang, WANG Zhiheng, WANG Shangjin. Aerodynamic optimization design of turbomachinery with approximation model method[J]. Journal of Xi'an Jiao Tong University, 2007, 41(2): 125-135. (in Chinese)
- [10] 张晓东,吴虎,黄健,等. 跨声速轴流压气机叶片周向弯曲的数值优化[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1908-1912.

- ZHANG Xiaodong, WU Hu, HUANG Jian, et al. Numerical optimization of transonic axial compressor by bowed blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1908-1912. (in Chinese)
- [11] Lian Y S and Liou M S. Multiobjective optimization using coupled response surface model and evolutionary algorithm [R]. AIAA-2004-4323, 2004.
- [12] 宋立明, 罗常, 李军, 等. 基于全局气动优化方法的跨声速叶栅气动优化[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1019-1023.
- SONG Liming, LUO Chang, LI Jun, et al. Aerodynamic optimization of transonic cascade using global aerodynamic optimization method [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1019-1023. (in Chinese)
- [13] Oyama A, Liou M S. Multiobjective optimization of a multi-stage compressor using evolutionary algorithm [R]. AIAA-2002-3535, 2002.