

文章编号: 1000-8055(2008)01-0106-06

多级涡轮多工况气动优化设计研究

赵洪雷, 王松涛, 韩万金, 冯国泰
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用将三维设计和多级局部优化联合的多级涡轮多工况气动优化设计流程对某三级航空发动机涡轮进行多级气动优化设计. 优化联合采用人工神经网络和遗传算法对各列叶栅进行三维局部优化, 流场计算采用全三维粘性流 $N-S$ 方程求解. 通过优化设计, 改善了各列的性能, 并对各列间参数进行了优化匹配, 两种工况的总效率均提高 1%, 总流量基本不变, 总体性能提高, 达到设计要求.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮; 多工况优化设计; 遗传算法; 人工神经网络

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Study on aerodynamic optimization design of multistage axial turbine under multiple working conditions

ZHAO Hong-lei, WANG Song-tao, HAN Wan-jin, FENG Guo-tai

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, 150001, China)

Abstract: A three-stage axial turbine was redesigned by using an aerodynamic optimization design process of multistage axial turbine in multiple working conditions, which combines quasi-3D design methods and multistage local optimization methods. Genetic algorithm and artificial neural network were employed to 3D local optimization of various cascades. The flow field was computed through a three-dimensional viscosity Navier-Stokes equation. With optimization design, the performance of every cascade was optimized, and the overall efficiency increased by 1% under the reliable total flow mass, indicating that the total performance was improved to satisfy the design requirements.

Key words: aerospace propulsion system; turbine; optimization design under multiple working conditions; genetic algorithm; artificial neural network

对于航空发动机, 起飞、巡航状态是它的最主要工况, 把地面起飞状态或者空中巡航状态作为设计点, 差异较大. 作为航空发动机重要部件的涡轮的设计应综合考虑这两种工况. 对于叶轮机机械, 气动设计是其设计核心, 没有高水平的气动设计就没有高水平的性能. 过去准三维设计方法被大量采用. 近年来, 人们大量采用自动优化设计来提高叶轮机机械的性能, 多种优化方法和优化策略

被采用. 例如: Kammerer 等^[1]对某一级半涡轮进行三维优化设计. Andrea 等^[2]采用 CFD 分析和优化技术对一个三维高升力涡轮叶栅进行重新设计. Martina 等^[3]采用优化方法对超低展弦比跨声速涡轮静叶进行优化设计来减少二次流动. 但将现代优化设计方法与准三维设计联合进行多级涡轮多工况三维优化设计的研究, 目前还很少见到这方面的文献. 本文采用多级涡轮多工况气动

收稿日期: 2006-12-11; 修订日期: 2007-03-28

作者简介: 赵洪雷(1976-), 男, 黑龙江齐齐哈尔人, 博士生, 主要从事叶轮机机械气动热力学和优化设计研究, Tel: 0451-86412433, E-mail: zhaohl1225@sina.com.

优化设计流程对某三级涡轮进行多工况优化设计.设计中,先采用准三维设计,主要是 S2 流面正问题和 S1 流面正问题计算进行初步设计,再采用现代优化设计方法(联合采用遗传算法和人工神经网络)进行多级多工况局部优化,使此涡轮在起飞和巡航工况下性能均得到提高,达到设计要求.

1 优化设计

1.1 优化设计流程

图 1 为多级涡轮多工况气动优化设计流程示意图.由于是改型设计,有原型作为原始参数,所以准三维设计由给定的原型参数出发直接进行 S2 流面正问题计算.计算采用哈尔滨工业大学的 S2 流面正问题程序^[4],主要功能是计算 S2 流面参数,分析 S2 流面参数沿叶高分布是否合理与确定流量、功率、效率等总体参数.接着进行 S1 流面正问题设计,计算采用 Fluent 软件,对每个叶片根、中、顶三个截面进行了分析,然后根据原型进行叶片选型.采用准三维设计进行初步设计,使参数分布尽量合理,可以初步提高总体性能,但要继续采用准三维设计方法提高性能,很难达到设计目标,所以需要采用现代优化设计方法继续设计.但对于多级涡轮,每列叶栅需要上百个变量描述,共有几百个变量,直接进行优化需要极其庞大的样本空间,优化无法有效的进行.所以采用多级环境下的三维局部优化提高局部性能来提高总体性能.每次只对某一列叶栅进行局部优化,使样本空间尽量小,优化得以进行,并且可以使优化设计在较短的时间内完成,局部优化部分是整个设计过程中最困难,最费时,也是最重要的部分.首先对准三维设计结果分别在地面起飞和空中巡航工况下进行多级三维计算和分析,然后将分析结果汇总,寻找两种工况下的异同点.再根据分析结果,逐次对各列叶栅进行多级环境下的局部优化,各列叶栅均进行优化后,第一轮局部优化设计结束,若达到设计目标,优化结束,否则,对第一轮结果再在两个工况下进行三维计算、分析和分析结果汇总,然后根据分析结果进行第二轮局部优化,如此循环,直到达到设计目标.对于每列叶栅进行优化时,根据分析结果,在两个工况下,此列叶栅中可能分别存在较大的叶型损失,二次流损失,叶栅匹配损失,激波损失,以及反动度分配不合理等的一项或者几项,分别或者组合对它们进行优化.对于优化过程中的流场计算,根据各列叶栅的性能进行不同对待,对于两种工况相似的,设计时以一

种为主,只进行单一工况计算,对于差别较大的,必须同时考虑两种工况,进行双工况流场计算.优化目标为起飞工况效率最大和巡航工况效率最大,因此为多目标优化问题.优化时,通过给这两个子目标赋予不同的权重来实现多目标优化,在这里两者同等重要,赋予相同的权重.两个子目标均采用罚函数的方法控制效率为最优,即使其效率最大,同时亦控制流量变化不大.为了缩短优化时间,提高计算效率,三维流场计算均采用先由粗网格进行计算,最后用细网格校核的方法.

1.2 叶型参数化

子午流道由多义线表述,优化时不改变子午流道.对于动静叶,由 7 个截面积叠而成,每个截面采用压力面和吸力面的方法描述,以与中弧线的相对位置来表述.中弧线采用二阶贝塞尔曲线描述,通过安装角、进口几何角、出口几何角表述.压力面和吸力面采用贝塞尔曲线,在吸力面上分布 5 个控制点,在压力面 4 个控制点,连同前缘、尾缘半径,尾缘楔形角控制点共同控制各截面的叶型,每个截面有 15 个独立变量,每列叶片共有 105 个变量.空间积叠方式,静叶采用前缘积叠,动叶采用重心积叠,可以基本保证强度性能要求.径向和周向的积叠线形式采用两端为贝塞尔曲线,中间为直线的组合方式,径向有 15 个独立变量,周向有 7 个独立变量.优化设计时每列叶片共有 127 个变量,如不改变积叠方式共有 105 个变量.

1.3 优化方法

与叶轮机械设计相关联的优化问题常涉及许多约束和大量参数,一般导致目标函数有许多极值点.目前常用的优化方法有:遗传算法,模拟退火,基于梯度法等.其中遗传算法和基于梯度法使用最广泛,基于梯度法可有效收敛,但不能确保产生全局最佳效果^[5].遗传算法虽有利于达到全局最佳效果,但需要上千步迭代计算^[6],直接与三维 N-S 求解器进行耦合,计算量过大,不宜直接采用,需要与其他方法联合使用.本文优化采用 Numeca/Design3D 软件,其优化技术基于函数近似的概念,将人工神经网络和遗传算法联合使用,主要优化思想是:用人工神经网络代替流动求解方法执行连续设计估算,它允许以有效的方式使用遗传算法^[7].近似模型的目的是为了具有一个能够估算叶片气动性能的快速方法,该估算过程应尽可能地快,并尽可能精确地模拟由高精度 CFD

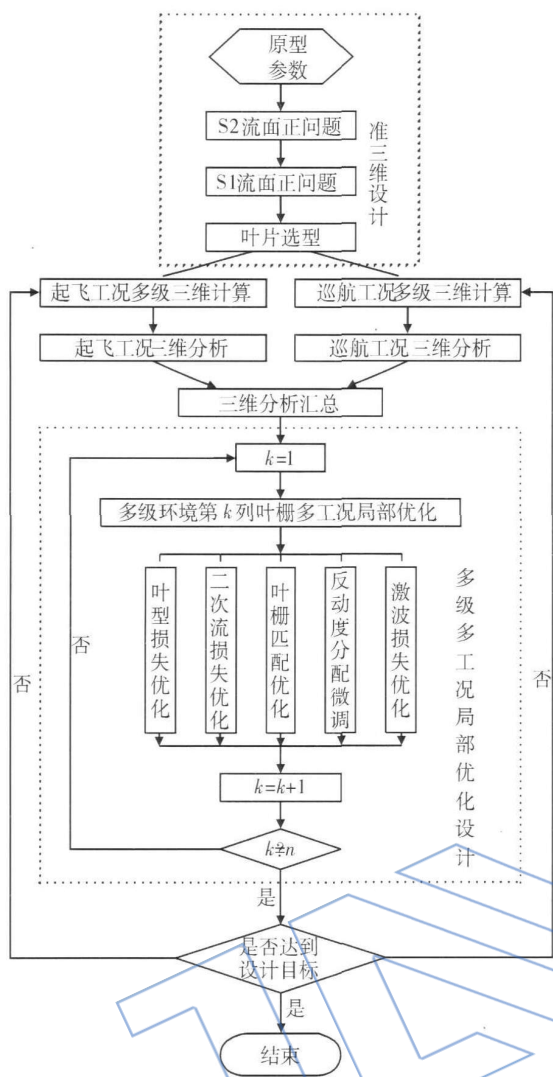


图 1 多级涡轮多工况气动优化设计流程示意图
Fig. 1 Schematic diagram of aerodynamic optimization design process of multistage turbine under multiple work conditions

模型计算的真实叶片性能. 该方法需要有包含多个叶片几何形状及其相应气动性能的数据库. 采用优化算法计算出近似模型的适应值, 且仅对该取样进行 CFD 计算, 并将该取样几何参数及 CFD 结果存入数据库, 然后过程继续. 随着在每一设计循环后数据库中取样数的增加, 近似模型会变得越来越精确, 将很快找到较好的叶片形状.

近似模型是采用人工神经网络来构造的. 人工神经网络由若干称作节点的基本处理单元构成. 这些节点安排在各层上, 与被称作权重值的不同强度连接在一起, 构造成平行结构. 网络通常由几层构成: 输入层、一个或若干隐层、输出层. 输入向量的每个元素在第一层上通过权重值矩阵与每

个节点相连. 每个节点对加权输入及偏差进行求和, 构成它自己的标量输出. 其结果由传递函数进行处理. 信息以同样的方式传播到下一层直至输出层. 网络的学习过程是寻找连接权值和偏差, 从而得到与规定的输出相一致的实际输出. 在训练的数据库中, 必须有成对的输入和输出向量, 以便网络能够学会预测. 经过训练的网络对于从没见过输入能够给出合理的输出. 因此, 通过具有代表性的成对输入与输出训练网络并获得好的结果是可能的, 而不是用所有成对的输入和输出训练网络. 最普遍的学习算法称做“逆误差传播学习”. 第一步是用小的随机数初始化权值和偏差系数, 然后第一个训练取样的输入向量被表示在网络的输入上, 接着信息传播到输出层. 通常, 网络预测的输出向量与所期望的预输入向量相对应的实际输出向量不符合. 网络预测的输出向量与所期望的输出向量之间的误差向后传播直到网络的输入层, 该误差用来调整连接权以减小误差. 为实现学习过程, 要有一组输入向量和输出向量, 并表示在网络的输入上. 对每一训练组, 重复输入和输出向量的表示及权值的修正过程直到达到收敛. 神经网络的精度通过计算神经网络预测的输出和训练数据库中提取的目标输出之间的误差值来衡量.

1.4 流场计算

流场计算采用定常计算. 在这里通过对 4 级轴流试验涡轮在不同工况下 (转速和流量不同) 内部流场的数值模拟来验证计算的可靠性. 该 4 级轴流涡轮实验台为在德国汉诺威科技大学搭建的低速空气实验涡轮, 设计工况为转速 $n_0 = 7\,500\text{ r/min}$, 流量 $m_0 = 7.8\text{ kg/s}$ 等, 表 1 为数值模拟的不同工况汇总, 详细情况见参考文献[8]. 湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型, 空间离散采用二阶迎风格式. 边界条件为进口给定总压、总温, 气流角, 出口给定静压, 壁面给定无滑移边界条件. 分别采用四套网格对各个工况进行计算, 网格采用 HOH 型网格, 即入口段、出口段采用 H 型网格, 叶片域采用 O 型网格, 图 2 为第一级网格示意图, 网格数如表 2.

表 1 不同工况汇总

Table 1 Collection of different work conditions

相对转速	相对质量流量 m/m_0			
$n/n_0 = 1.00$	1.00	0.83	0.59	0.53
$n/n_0 = 0.75$	0.71	0.50	0.41	

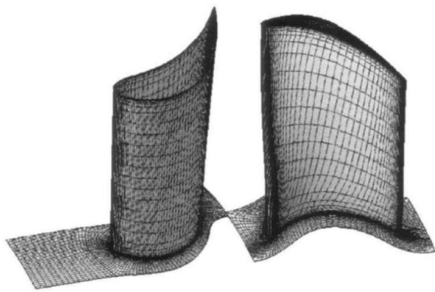


图 2 第一级网格示意图
Fig. 2 Schematic diagram of the first stage mesh

表 2 计算网格汇总

Table 2 Collection of calculation grids

	进口段	叶栅 1 - 8	出口段	总数
类型	H 型	O 型	H 型	
网格一	33 ×	21 ×	41 ×	1 029 530
(100)	33 ×17	33 ×169	33 ×17	
网格二	33 ×	25 ×	41 ×	1 809 186
(180)	49 ×17	49 ×169	49 ×17	
网格三	33 ×	25 ×	41 ×	2 370 714
(240)	65 ×17	65 ×169	65 ×17	
网格四	33 ×	25 ×	45 ×	2 894 706
(290)	73 ×17	73 ×185	73 ×17	

图 3 给出了涡轮内效率的计算和实验对比图.其中 1.00_EXP 为 $n/n_0 = 1.00$ 的实验数据, 1.00_290 为 $n/n_0 = 1.00$ 采用网格四(约 290 万网格)时的计算结果,0.75_EXP 为 $n/n_0 = 0.75$ 的实验数据,0.75_290 为 $n/n_0 = 0.75$ 采用网格四(约 290 万网格)时的计算结果,其他与之类同.可以看出,采用各套网格计算的涡轮总体性能非常接近,并且在趋势上与实验结果相同.可以认为程序可以有效地模拟流场.

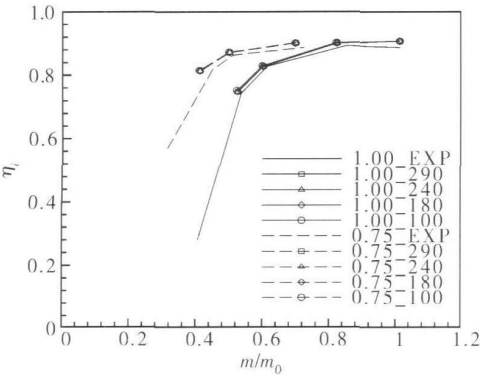


图 3 透平流量-效率曲线
Fig. 3 Turbine mass flow-internal efficiency curve

对此三级涡轮计算时采用与数值验证时相同

的网格拓扑方式,湍流模型,边界条件,离散方式等.优化采用粗网格,最后采用与网格四各列相同的结点数进行校核计算以使结果更加可靠,表 3 为优化和校核计算用网格汇总.

表 3 计算网格

Table 3 Calculation grids

	进口段	叶栅 1-6	出口段	总数
类型	H 型	O 型	H 型	
优化	33 ×	21 ×	45 ×	763 092
	33 ×17	33 ×173	33 ×17	
校核	33 ×	25 ×	45 ×	2 127 512
	73 ×17	73 ×185	73 ×17	

2 结果及分析

此三级涡轮的设计目标为:在流量变化不大(不超过 1 %)的前提下,地面起飞和空中巡航工况效率提高均达到 1 %,同时作功能力不下降.

2.1 总体结果

表 4 为原型和优化设计后的总体性能汇总,其中流量和功率给出的是与原型的比较值.可以看出,优化设计后,与原型相比,起飞和巡航工况总效率分别提高了 1.01 %和 1.15 %,同时,流量分别下降了 0.274 %和 0.246 %,变化很小,起飞工况功率提高了 1.161 %,巡航工况功率下降了 0.090 %,下降很小.性能更优,达到了设计目标.

表 4 性能汇总

Table 4 Performance collection

参数	工况	原型	改型
等熵效率/ %	地面起飞工况	92.553	93.563
	空中巡航工况	92.380	93.533
流量	地面起飞工况	1	0.997 2
	空中巡航工况	1	1.011 6
功率	地面起飞工况	1	0.997 5
	空中巡航工况	1	0.999 1

2.2 性能分析

图 4 为第一级静叶能量损失系数沿叶高分布,图 5~图 7 分别为第一级静叶顶部截面(约 90 %叶高),中部截面(约 50 %叶高),根部截面(约 10 %叶高)表面静压分布.图 8 为第三级动叶能量损失系数沿叶高分布,图 9~图 11 分别为第三级动叶顶部截面(约 90 %叶高),中部截面(约 50 %叶高),根部截面(约 10 %叶高)表面静压分布.静压采用相对静压,均为与原型本列叶栅进口总压的比值.图中 ORIL 和 OPTL 分别表示原型

和优化改型地面起飞工况的结果, ORIH 和 OPTH 分别表示原型和优化改型空中巡航工况的结果.

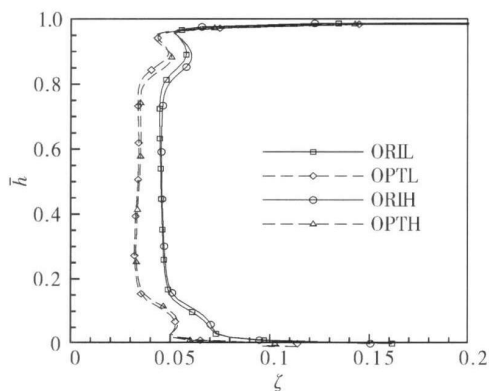


图4 第一级静叶能量损失系数图

Fig. 4 Energy loss coefficient distribution along blade height of the first stator

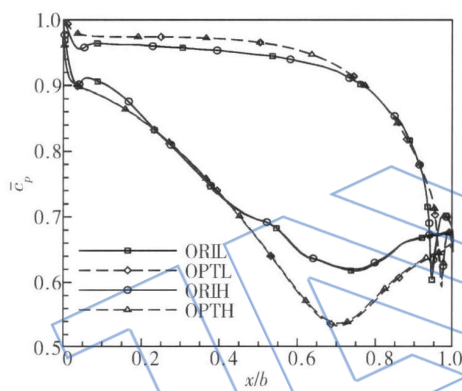


图5 第一级静叶顶部表面静压分布图

Fig. 5 Surface static pressure distribution of the first stator tip

从图5~图7可以看出,不论是原型还是改型,它的地面工况和空中工况的表面静压分布都非常相似,同样的情况也发生在前两级其他几列中,所以优化设计在对前两级进行叶型修改时,可以考虑采用以一个工况为主进行设计,同时适当考虑另一工况,这样可以减少优化设计时间,提高设计效率.可以看出,改型后根、中、顶均有明显的后部加载特性,最大负荷后移,逆压段减少,进口冲角略有改善.尤其是顶部前部的最低压力点上移,横向压力梯度减少,叶型损失,二次流损失减少.所以改型后根、中、顶部的损失均下降,这与图4的能量损失系数分布相符.

从图9~图11看出,不论是原型还是改型,地面工况和空中工况的表面静压分布都相差较大,所以优化设计在对最后一级进行叶型修改时,

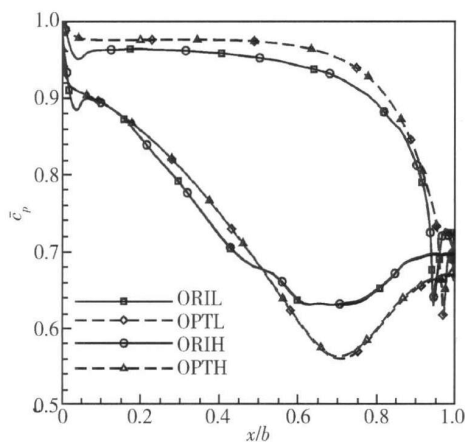


图6 第一级静叶中部表面静压分布图

Fig. 6 Surface static pressure distribution of the first stator mean

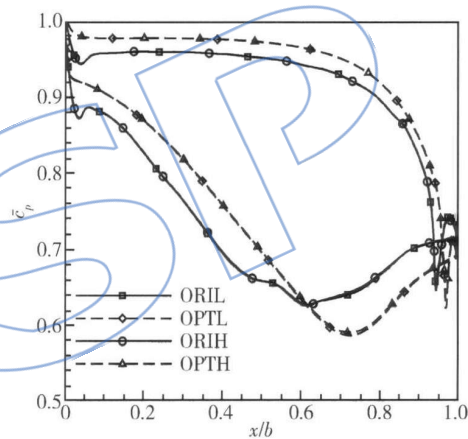


图7 第一级静叶根部表面静压分布图

Fig. 7 Surface static pressure distribution of the first stator hub

必须同时考虑两个工况,必须采用多工况设计.可以看出,改型后顶部的进口冲角改善明显,最低压力点提高,前部的平均压力提高,横向压力梯度减少,二次流损失和叶型损失均减小,损失减少.改型后中部的最低压力点提高,平均压力提高,但进口冲角有所恶化,所以损失变化不大.改型后根部最低压力点提高,前部的平均压力提高,二次流损失和叶型损失均减小,虽然冲角略有恶化,但总损失减少.这与图8的能量损失系数分布相符.

3 结 论

(1) 通过优化设计,改善了各列的性能,并对各级间参数进行了优化匹配,两种工况的效率提高均超过1%,流量保持不变,功率略有提高.

(2) 优化过程采用粗网格进行流场计算,对优化结果在细网格上进行校核,这一方法可以在

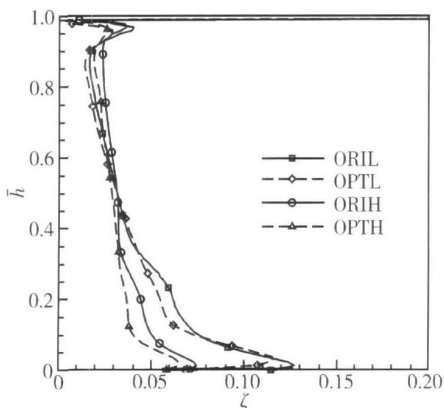


图 8 第三级动叶能量损失系数
Fig. 8 Energy loss coefficient distribution
along blade height of the third rotor

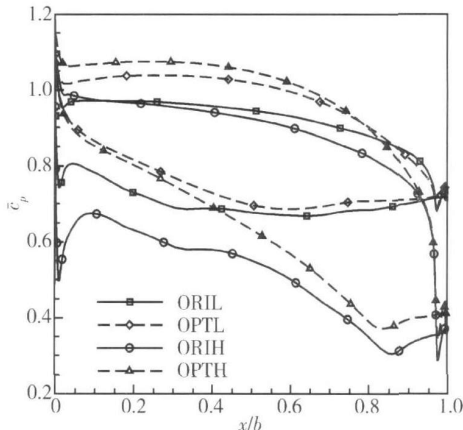


图 11 第三级动叶根部表面静压分布图
Fig. 11 Surface static pressure distribution
of the third rotor hub

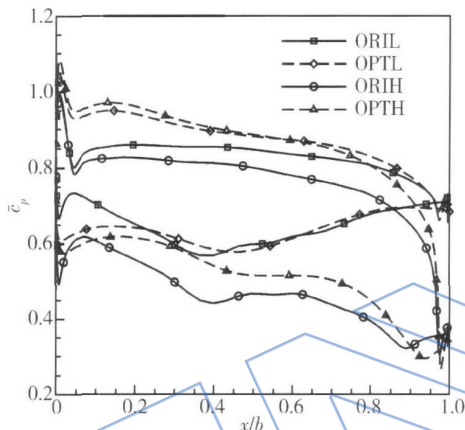


图 9 第三级动叶顶部表面静压分布图
Fig. 9 Surface static pressure distribution
of the third rotor tip

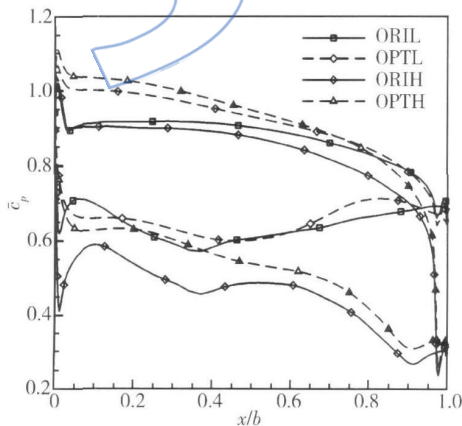


图 10 第三级动叶中部表面静压分布图
Fig. 10 Surface static pressure distribution
of the third rotor mean

保证设计要求的情况下,大大减少计算时间,提高优化效率.

(3) 前两级各列叶栅在起飞和巡航工况的性能很相似,设计时可以以一个工况为主,适当考虑

另一工况,但在最后一级,两种工况差别较大,设计时必须同时考虑两种工况,采用多工况设计.

(4) 对于多级涡轮多工况设计不能单纯的盲目采用多工况优化设计,应该根据分析,对于各工况下性能相似的,采用单工况为主的设计方法可以提高设计效率,对于差别较大的,必须采用多工况设计,以保证设计有效地进行.

本涡轮的改型设计虽然使涡轮效率在两个工况下均提高了 1 %,但仍有改进余地,可以继续优化设计.

参考文献:

[1] Kammerer S, Mayer J F, Paffrath M, et al. Three-dimensional optimization of turbomachinery bladings using sensitivity analysis[R]. ASME GT2003-38037.

[2] Arnone A, Bonaiuti D, Focacci A, et al. Parametric optimization of a high-lift turbine vane[R]. ASME GT2004-54308.

[3] Hasenjager M, Sendhoff B, Sonoda T, et al. Three dimensional aerodynamic optimization for an ultra-low aspect ratio transonic turbine stator blade[R]. ASME GT2005-68680, 2005.

[4] SU Jiexian, FENG Guotai, HU Kung. A direct problem method on S2 stream surface for transonic compressor in aeroengine[R]. Corpus of the Second Sino-Soviet Space Navigation Proseminar, 1992.

[5] Vanderplaats G N. Numerical optimization techniques for engineering design[M]. New York:McGraw-Hill, 1984.

[6] Goldberg D E. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning[M]. Boston:Addison Wesley Professional, 1989.

[7] Demeulenaere A, Ligout A, Hirsch C. Application of multipoint optimization to the design of turbomachinery blades[R]. ASME GT2004-53110, 2004.

[8] Fottner L. Test cases for computation of internal flows in aero engine components[R]. A GARD-AR-275, 1990.