文章编号:1001-2060(2009)06-0719-06

压气机分层优化气动设计体系研究

姜斌,吴晓鹏,王松涛,冯国泰

(哈尔滨工业大学能源科学与工程学院,黑龙江哈尔滨150001)

摘 要: 基于压气机分层次气动优化设计思想,结合了优化 算法、CFD(计算流体力学)技术与压气机气动设计程序,利 用商业软件,建立了压气机气动优化设计平台,将气动优化 设计思想融入到了压气机气动设计多个阶段,以实现压气机 气动设计使性能最优化的目的。应用商业通用优化平台进 行了轴流压气机一维、S2反问题气动优化设计,并采用 NU-MECA 提供的全三维优化设计平台 对压气机进行了全三维 气动优化设计。计算结果表明:分层气动优化设计是提高压 气机气动性能的有效手段,先进的优化算法在气动设计的各 阶段都能够比传统设计手段更大限度地实现压气机性能的 最优化。

关 键 词: 压气机; 设计体系; 优化设计; CFD; 分层优化 中图分类号: TK474.8 文献标识码: A

引 言

叶轮机械气动设计体系的发展直接关系着叶轮 机械的发展水平,从20世纪40年代直到现在压气 机气动设计体系主要经历了经验的一维设计阶段、 半经验的准三元设计阶段以及近些年的全三维定 常、非定常气动设计阶段、其设计体系在不断完善和 满足新的叶轮机械发展的需要。随着计算机水平的 不断发展, CFD 技术和数值优化算法不断成熟 $[1^{-2}]$, 气动优化算法结合 CFD 技术在叶轮机械气动设计 当中越来越被人们所重视,在如今已经成为叶轮机 械设计过程当中不可缺少的一部分。优化思想在压 气机设计体系当中很早已经有所应用了,由于早期 计算机水平的限制,优化过程局限于准三维设计的 S1 流面的叶片型线优化等对计算机要求不高的领 域,而且优化算法比较简单^[3],随着计算能力的提 高,如今优化思想已经发展到全三维叶片的反设计 与多目标优化的阶段。比较通用的优化平台如 BIGHT等,专门针对叶轮机械的 Numeca/Design3D 优化平台在压气机设计领域逐渐得到了越来越广泛

收稿日期: 2008-09-23; 修订日期: 2009-02-27 基金项目: 国家 973 基金资助项目(2007CB210104)

作者简介:姜 斌(1980-),男,吉林省吉林人,哈尔滨工业大学博士研究生.

的应用^[4~8]。

本研究提出一种将优化算法分层次融入压气机 气动设计体系各阶段的想法,弥补了以往优化过程 只集中到气动设计某一步骤的缺点,使得气动设计 过程的每一步都能够实现气动性能最优化。在这个 想法的基础上,对几个典型的例子在不同的气动设 计阶段进行了优化设计。

1 优化与数值算法



图 1 NSGA-II 流程图

如何将优化算法通过 CFD 技术与压气机气动 设计方法相结合,是实现轴流压气机气动优化设计 的关键。本文研究的分层优化过程建立在一维和 S2反问题的优化设计平台和 Numeca 提供的三维气 动优化平台 Design3D 的基础上,优化算法方面,一 维、S2反问题采用了多目标遗传算法 NSGA-II,图 1 给出了 NSGA-II 算法的流程图。FINE/Design3D 采 用了基于近似函数的优化技术,采用人工神经网络 建立几何优化变量与气动目标参数之间的近似函数 关系,在此基础上,通过遗传算法进行优化,预测出 最优解。

在求解三维粘性流场时,利用 Numeca 提供的 CFD 技术进行网格划分并求解雷诺平均 N-S 方 程,计算网格采用 HOH 型拓扑结构,单列叶栅网格 总数 22 万。空间离散采用二阶迎风差分格式辅以 矢量分裂算法。四阶 Runge-Kutta 法迭代求解,多重 网格加速收敛,湍流模型采用 S-A 模型,壁面附近 平均 y^+ 值小于 5。

2 分层优化设计过程

压气机设计过程往往需要依靠大量的经验因 素,特别是在一维和准三维设计阶段。而正是这个 方案确定阶段在最大程度上限定了压气机的性能, 也是设计过程中最为重要的阶段,细节设计只能是 对其进行完善的过程,在此阶段性能提高的潜力已 经不大。

分层优化利用 CFD 技术将优化算法与压气机 设计的各个步骤相结合能够尽可能地提高各个设计 阶段的气动性能,尽量减少经验因素,因此可以预 见,分层优化设计是进一步提高压气机气动性能的 有效手段。为了进一步说明这个问题,下面在各个 设计阶段都进行了举例说明。

2.1 压气机一维优化设计

首先选择某型号发动机低压风扇为设计原型进 行一维气动优化设计。该风扇为进口跨音速级,叶 尖切线速度在 470 m/s 左右, 压比 2.1 左右。

变量/m	下限	上限
入口工作轮平均直径	- 0. 01	+0.01
出口平均直径	-0.01	+0.01

表1 优化设计1	1 变量变化范围
----------	----------

表2 优化设计2	变量变化范围
----------	--------

变量 /m°s ⁻¹	下限	上限
工作轮前轴向分速度	-3	+ 10
工作轮后轴向分速度	- 8	+5
压气机出口轴向分速度	-5	+2

利用一维优化设计平台对单级轴流压气机设计 点进行性能优化。优化 1:根据表 1,对工作轮出口 平均直径和导向器出口平均直径实施绝热效率优 化,约束条件是流量不变,原始压比做下限,优化结 果使绝热效率从 0.8615 提高到 0.8857,提高了 2.81%;优化 2:根据表 2.对工作轮前、后以及压气 机出口气流轴向分速度实施绝热效率优化,流量不 变,原始压比做下限,优化结果是绝热效率从 0.8615 提高到 0.8698,提高了 0.96%。

优化结果表明了效率优化的方向,向着弦长增 加的方向,也就是说,小展弦比对提高效率有利。同 时也可知,优化参数对性能影响程度不同,工作轮出 口平均直径和导向器出口平均直径对性能影响较 大。

2.2 压气机 S2 反问题优化设计

优化设计原型是某型号发动机的低压压气机。 S2计算采用考虑叶片力的流线曲率法求解程序。 流道内设置 28 个计算站,叶片排内部设置了 9 个计 算站。同样使用一维优化设计平台,优化变量选择 为工作轮总压比沿叶高的分布规律,目标函数为等 熵滞止效率。图 2 中给出了优化后总压比沿叶高的 分布情况,经过优化,效率由原来的 87.9%提高到 了 88.5%,提高了近 1 个百分点。可看到,一些传统 设计的思想(如等功设计思想等),在一定的工况下 不一定是最优的情况,S2 的优化设计能够帮助设计 者尽快找到最优的子午流型。

2.3 压气机全三维优化设计

全三维优化设计是在 Numeca/ Design3D 平台上 进行的。设计原型是某发动机的跨音速低压风扇转 子,三维粘性计算结果得到总压比 1.88,等熵滞止 效率 92.1%。

通过对三维流场的基本参数分析,可知叶栅根 部和顶部损失较大,总压比由根部到顶部逐渐增加。 这里以等熵滞止效率为目标函数,分别对叶片的圆 周方向积迭规律和叶型参数进行了优化。



图2 优化前后压比沿叶高分布曲线对比

2.3.1 全三维优化方法

Design3D 的优化技术基于函数近似的概念,将

?1994-2017 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

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,它允许以有效方式使用遗传算法。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,该估算过程应该尽可能地快,并且尽可能 精确地模拟由高精度 CFD 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,使用数据库中的取样构造如图 3 所示的近似模型。图中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。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。

优化算法方面这里选择了遗传算法,是建立在 达尔文的以自然选择学说为核心的生物进化论的基 础之上的,模仿自然界生物进化来求得问题的最优 解。产生一个初始种群并在这个初始种群中根据性 能优劣选择个体,适应性弱的个体在繁衍下一代前 就趋向于淘汰死亡,而适应性强的个体就能活得更 长并且能繁衍许多后代。



图 3 近似模型

2.3.2 叶片积叠线圆周方向变化规律优化

叶片积叠线在圆周方向的变化,会改变叶片力 的分布,对叶栅流场有比较大的影响。这里叶片圆 周方向积迭线的控制形式选择了贝塞尔曲线一直线 一贝塞尔曲线来控制。其形式如图4所示,积叠线 共有7个控制参数。由于原型叶片根部损失较大, 本方案将控制根部周向积叠规律的4个参数 α₁、 *P*₁、*C*₁、α₂ 作为优化参数,给定其变化范围如表3所 示。而后通过参数化叶型,样本数据库生成,采用人 工神经网络拟合优化参数与目标函数的关系的方 法,最后按遗传算法寻优。

优化结果可以看到,叶片积叠线的变化还是很 明显的,弯高和弯角都是向着较大的方向移动,可以 看到较大程度的反弯对提高叶栅效率是有利的。

通过遗传算法寻优后,叶栅等熵效率有了一定 的提高(0.5%)。表 4 给出了优化后主要气动性能 参数的变化。

表3 周向积叠优化参数范围及优化前后的值

优化参数	优化范围	优化前	优化后
α1	- 3~25	-0.006	- 3
p_1	0.2~1.0	0.5	1
c_1	0.01~0.5	0.106	0.5
α2	-10~15	-4.381	- 10

表 4 原始叶片与周向积叠优化叶片的气动性能参数比较

	原始叶片	优化叶片
等熵效率/ %	92.19	92.65
总压比	1.88	1.87
流量 / ㎏° ѕ ⁻¹	21.9	21.6





图5 效率沿叶高分布

图 5 显示了在设计工况时优化前后动叶等熵效 率沿叶高的分布情况。其中,"ORI"表示原型, "OPT"表示改型。从图中可看出,在叶根和叶顶附 近的叶高范围内,优化后的效率较优化前有明显的 提高,但在40%~65%叶高范围内,效率比优化后的效率反而降低,这说明虽然是对叶片局部进行的优化,但是积迭线的变化对整个流道的损失分布都产生了影响。图6显示了总压比在根部范围里有所增加,而在中部和顶部区域里呈减少的趋势。



图6 压比沿叶高分布

图 7 给出了动叶表面静压系数分布, *Cp* 表示静 压系数, *Z* 表示相对轴向弦长, 可以看出, 优化后, 根 部负荷和横向压力梯度减小, 叶型损失和二次流损 失减小, 因此根部效率增大, 而在改型叶展中部, 前 部最低压力点的压力值略有减小, 横向压力梯度增 大, 所以冲角损失和叶型损失均有一定的增加; 但是 后部的扩压段缩短, 叶型损失略有减小; 两者的作用 导致改型叶展中部的损失增加。在叶顶处, 优化后, 流道中第一道激波有所增强, 而第二道激波明显减 弱, 而且扩压段缩短, 叶型损失减小, 三者的作用导 致该型叶展顶部损失减小、效率增加。



图7 动叶表面静压系数分布

图 8~图 10 分别为 92%叶展、50%叶展以及 10%叶展 3 个不同叶展截面处相对马赫数分布。从 图中可以看出,顶部效率明显增大的主要原因是由 进口处前缘脱体激波和槽道激波的变化引起的。优 化后脱体激波和槽道激波的波前马赫数减小,且槽 道激波的波后马赫数比优化前的大,从而使激波强 度变弱,损失减小。中间叶高优化后进口处前缘脱 体激波和槽道激波的波后马赫数变小,激波强度稍 微有所增加,同时尾迹损失有一定程度的减小。由于叶片顶部和中部的激波强度均减小,导致了顶部和中部的扩压能力降低,图 10显示了根部效率增加的原因是叶型损失减小,尾迹强度减弱。





图 9 50% 叶高处相对马赫数

2.3.3 叶片型线优化

从图 5 等熵效率沿叶高分布可以看出,叶片顶 部有着较大的损失,在此方案中,选择顶部两个截 面,即85%叶高截面、叶尖截面的弦长和厚度控制 参数共 12 个参数为优化变量,考虑强度的因素,将



原型叶片厚度控制 参数的当前值定义 为优化范围的最小 值。图 11 中给出 了叶片型线的几何 定义方式,其由贝 1.0 塞尔曲线构成。表 5 给出了优化变量 的变化范围和优化 前后的取值。从表 中可以看出,优化

后,弦长变长,厚度也有微小的增加。图 14 给出了 85%叶高截面上叶片优化前后型线的变化。

优化后主要性能指标有了进一步的提高,表6 给出了优化后的气动性能比较,可见等熵效率提高 了0.5%,压比基本没变,而流量只有微小的增大。

图 12显示了在设计工况时优化前后动叶等熵 效率沿叶高的分布情况。从图中可看出,沿整个叶 高,优化后效率均有所增加。图13显示了总压比在 根部到中部范围里有所增加,而在顶部区域里呈减 少的趋势。



图 10 10% 叶高尾缘处相对马赫数

表 5	叶型优化参数 范围及优化前后的值

优化参数	优化范围	优化前	优化后
S 5 – CHO RD	0. 144 ~ 0. 164	0. 154	0. 164
S5 - P1	0.000 44 ~ 0.000 6	0.00044	0.000 44
S5 - P2	0.001 2~0.001 4	0.0012	0.001 2
S5 - P3	0.0017~0.0019	0.0017	0.0017
S5 - P4	0.001 67 ~ 0.001 9	0.001 67	0.001 67
S5 – P5	0.000 72 ~ 0.000 9	0.00072	0.00072
<i>S</i> 6 – CHO RD	0. 161 ~ 0. 181	0.171	0. 181
S6 - P1	0.000 35 ~ 0.000 5	0.00035	0.000 36
S6 - P2	0.000 98 ~ 0.001 1	0.00098	0.001 04
S6 - P3	0.001 41 ~ 0.001 6	0.0014	10.001 41
S6 - P4	0.0014~0.0016	0.0014	0.001 44
S6 - P5	0.000 66 ~ 0.000 8	0.00066	0.00077

表 6 原始叶片与叶型优化叶片的气动性能参数比较

	原始叶片	优化叶片
等熵效率/ %	92. 19	92.65
总压比	1.88	1.88
流量 / kg° s ⁻¹	21.9	21.99





图 14 85% 叶展截面的型线变化

图 15 为动叶不同叶展位置型面压力系数分布 曲线,可以看出,优化后的根部负荷和横向压力梯度 减小,叶型损失和二次流损失减小,因此根部效率增 大。而在改型叶展中部,前部最低压力点的压力值 略有减小,所以冲角损失有一定的增加,但是横向压 力梯度减小,二次流损失减小,同时后部的扩压段缩 短,叶型损失减小,三者的作用导致改型叶展中部的 损失变化不大。在叶顶处,优化后二道激波强度明 显减弱,而且扩压段缩短,叶型损失减小,三者的作 用导致该型叶展顶部损失减小、效率增加。

图 16~图 18 分别为 92%叶展、50%叶展以及 10%叶展 3 个不同叶展截面处相对马赫数分布。从 图 16 可以看出,顶部效率明显增大的主要原因是由 进口处前缘脱体激波和槽道激波的变化引起的。优 化后脱体激波和槽道激波的波前马赫数减小,且槽 道激波的波后马赫数比优化前的大,从而使激波强 度变弱,损失减小。从图 17 可以看出,优化后进口 处前缘脱体激波强度减弱,但槽道激波的波前马赫 数变大,而波后马赫数变小,从而槽道激波强度增 强,同时尾迹损失也有一定程度的减小。由于叶片 顶部激波强度均减小,导致了顶部的扩压能力降低, 同时,叶片中部激波强度增强,使得中部扩压能力增 大。图 18 显示了根部效率增加的原因是叶型损失 减小,尾迹强度减弱。

°724 °

1.3 1.6 1.6 1.2 1.4 1.4 1.1 e 1.2 යි 1.0 ය. 1.2 ප 0.9 1.0 1.0 0.8 0.8 0.8 - ORI ORI OPT 0.7 0.6 0.6 0.6 0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 0 0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 0 0.2 0 Z (a) 10%叶高 (b) 50%叶高

各个步骤当中去的想法,建立了压气机一维与 S2反问题的气动优化设计平台,并使用 Numeca/ Design 3D 作为全三维的优化设计平台。通过对 3 个低压压气机的不同设计阶段的优化,可以得出以下结论:

(1)建立了压气机一维气动优化设计平台和 S2反问题气动优化设计平台。通过对特定压气机 一维、S2反问题气动设计的改进,可以使设计效率 明显提高。同时更好地指明了方案选择的关键影响



(2)通过全三
维气动优化,原型
低压风扇效率有所
1.0 提高,但幅度不大,在 0.5%左右。可
见,全三维的气动
优化能够得到的效率
率收益远不如一维

因素,为方案改进

指出方向。





图 16 92% 叶高处相对马赫数



图 17 50% 叶高处相对马赫数



图 18 10% 叶高尾缘处相对马赫数

3 结 论

提出将优化算法融入到了压气机气动设计体系

和 *S* 2 反问题优化产生的收益。因此,将优化算法 引入一维与 S2 反问题设计过程是十分必要的。

(3)对跨音速风扇的三维优化,使叶栅流场发 生变化,效率有了一定的提高。所研究的两种优化 方式,得到的效率提升基本相当,积迭线的改变主要 向着根部反弯弯高和弯角增大的方向,叶型优化主 要向着顶部弦长增长的方向。通过对流场的进一步 分析可知,损失降低的主要原因是顶部进口马赫数 降低,顶部两道激波强度减弱,以及根部叶栅负荷降 低,减少了根部叶型和二次流损失。

参考文献:

- DUTA MIHAI C, SHAHROKH SHAHPAR, GILES MICHAEL B. Turbomachinery design optimization using automatic differentiated adjoint orde[R]. ASME Paper GT 2007–28329, 2007.
- [2] 席 兵,杨春信.遗传算法在离心压气机叶轮结构优化中的应 用[J].热能动力工程,2001,16(2):182-185.
- [3] 蒋浩兴.国外发展风扇/压气机设计体系的一些经验和启示 [J].航空发动机,2001(2):45-57.
- [4] 伊卫林,黄鸿雁,韩万金.轴流压气机叶片优化设计[J].热能动 力工程,2006,21(2):140-144.
- [5] 慰 涵, 袁 新. 轴流压气机多叶片排的气动优化设计[J]. 热能动力工程, 2005, 20(6): 603-607.
- [6] WU HONG, LI QIUSHI, ZHOU SHENG. Optimization of highly baded fan rotor based on throughflow model[R]. ASME Paper GT 2007-27603 2007.
- [7] JANG CHOON MAN, ABUDUS SAMAD, KM KWANG YONG. Optimal design of swept leaned and skewed blades in a transonic axial compressor[R]. ASM E Paper GT 2006-90384, 2006.

(编辑 单丽华)

wetness removal stage, wetness removal efficiency

空冷汽轮发电机转子风道中气体运动流场分析= Analysis of the Air Motion Flow Field in the Air Duct of an Air-cooled Steam Turbine Generator Rotor[刊,汉]/WU De-yi (School of Civil Construction Engineering, Anhui College of Building Industry, Hefei, China, Post Code: 230022)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(6). -710~713

In the light of the features of rotors running at a high speed, analyzed was the air moving status in the air duct of the rotors with a numerical calculation model being established. The analytic results show that the air motion in the rotor air duct is the result of a joint action of the fan and rotor high speed rotation. With the ventilation structure of a suction type air-cooled turbogenerator serving as an example, a rotor rotating at a speed of 3 000 r/min can increase the air admission quantity of the air duct from 0. 14 kg/s to 0. 21 kg/s, and the influence of the rotor rotation on the air motion in the air duct must be taken into account. The inviscid version should be chosen for a viscid model. A comparison of model test results of the rotor air duct outlet air speed with the numerical simulation ones under same conditions indicates that the numerical simulation ones are in agreement with relevant engineering practice. A rational calculation model for the air motion flow field in the air duct of the rotors shall be as follows; the suction type fan and the inlet of the air duct of the rotor are used as the inlet and outlet boundary conditions, the rotor rotation is considered in the fluid boundary condition, the relative coarseness coefficient and constants in the wall boundary conditions which reflect the surface coarseness of the tube walls shall be $K_s^+ = 500 \approx 1000$ and $C_k = 1.0$ respectively. An inviscid model would be chosen for the viscous model. The calculation model in question can be used to analyze the air motion flow field in the rotor air duct of the air-cooled turbogenerator. Key words; rotor turning, viscous model, air motion flow field in the air duct of the air-cooled turbogenerator. Key words; rotor turning, viscous model, air motion flow field in the air duct of a rotor

跨音速压气机中展弦比对弯掠叶片气动性能影响的分析=Analysis of the Influence of the Aspect Ratio of a Transonic Compressor on the Aerodynamic Performance of Bowed and Swept Blades[刊,汉]/ZHANG Yong-jun, WANG Hui-she (Engineering Thermophysics Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100190), FENG Guo-tai (College of Energy Science and Power Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(6). -714~718

A comparison of the numerical calculation results of a transonic stationary cascade with the test ones shows that they are in relatively good agreement. To determine an appropriate aspect ratio for bowed and swept blades in a transonic compressor, numerically analyzed were the flow fields of the bowed and swept blades with $0 \sim 30$ degrees having an aspect ratio of 1. 25, 1. 50 and 2. 00 respectively at an attack angle of 0 degree. It has been found that when the bowed and swept angle is set at 10 degrees, the bowed and swept blades with a small aspect ratio have a comparatively conspicuous influence on the blade performance. When the above-mentioned angle is 20 degrees, the blades with a big aspect ratio exercise a relatively obvious influence on the blade performance. The bowed and swept blades can make the shock waves at the leading edge being converted to oblique shock waves and weaken the intensity of the passage shock waves, thus reducing the shock wave losses of the cascade. It can be proven that the magnitude of the aspect ratio under the transonic conditions represents an important reference factor on how to use the bowed and swept blades. **Key words:** diffusion cascade, bowed and swept blade, turning angle, transonic compressor

压气机分层优化气动设计体系研究=A Study of an Aerodynamic Design System for the Layered Optimization of a Compressor[刊,汉]/JIANG Bin, WU Xiao-peng, WANG Song-tao, et al (College of Energy Science and Power Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(6). -719~724

On the basis of a design idea involving layered aerodynamic optimization of compressors, in combination with an optimization algorithm and CFD (computational fluid dynamics) techniques as well as a compressor aerodynamic design program, the aerodynamic optimized design thought was fused into the multi-stages of the compressor aerodynamic design to achieve the aim of compressor performance optimization through an aerodynamic design. The above aim has been accomplished by using a commercial software and a compressor aerodynamic optimized design platform. By the use of a commercial generalpurpose optimization platform, the authors have conducted an optimized design of one-dimensional and S2 reverse problem of axial flow compressors, and employed the full three-dimensional optimized design platform provided by NUMECA to conduct a full 3D (three dimensional) aerodynamic optimized design of the compressors. The calculation results show that the layered aerodynamic optimized design is an effective means for enhancing the aerodynamic performance of a compressor. An advanced optimization algorithm can invariably secure the performance optimization of compressors at various stages of aerodynamic design to a greater extent as compared with the traditional design method. **Key words:** compressor, design system, optimized design, CFD (computational fluid dynamics), layered optimization

带后置蜗壳的斜流叶轮机匣处理扩稳研究= A Study of the Stability Enhancement Achieved by the Casing Treatment of an Oblique-flow Impeller Equipped with a Rear-mounted Volute Housing[刊,汉]/CHU Wu-li, GAO Peng, WU Yan-hui, et al (College of Power and Energy Source, Northwest China Polytechnic University, Xi' an, China, Post Code: 710072)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(6). — 725 ~ 729

Experimentally studied and analyzed through a numerical simulation was the casing treatment of a small-sized high-speed oblique-flow impeller. The test results show that the casing treatment structure being designed can effectively enlarge the operating range of the oblique-flow impeller. By using a parallel calculation technology, numerically simulated was the flow field of the whole machine, including the casing treatment structure and volute housing of the impeller, revealing the mechanism governing the stability enhancement achieved by the casing treatment. The low-energy fluid in the area of the blade tip was sucked into the treatment slot by the casing treatment structure, flowed out of the circumferential slot in the area at the suction surface side inside the blade passage and jetted into the rotor passage, thus eliminating the blockage caused by the low-energy air mass in the area, improving the air flow status at the blade tip of the rotor and delaying stall occurrence. **Key words:** oblique-flow impeller, volute housing, casing treatment, stall, rear-mounted volute, circumferentially slotted casing

线性唯象传热定律下广义不可逆卡诺热机的频率特性 = Frequency Characteristics of a Generalized Irreversible Carnot Heat Engine Under a Linear Phenomenological Heat Transfer Law[刊,汉]/LIU Xiao-wei, CHEN Lin-gen, SUN Feng-rui (Postgraduate School, Naval Engineering University, Wuhan, China, Post Code: 430033) //Journal of Engineering for Themal Energy & Power. - 2009, 24(6). - 730 ~ 736

With a generalized irreversible Carnot heat engine serving as an object of study and the heat transfer between the working medium and the heat source being considered as observing the linear phenomenological heat transfer law, studied was the relationship of the heat engine performance and its cycle frequency. Obtained was the relationship among the output power, efficiency, available temperature difference as well as the ratio of heat absorption and release time under the condition different from an internally reversible Carnot heat engine. Through a numerical calculation, an analysis was conducted of the characteristics influencing the heat leakage and internally irreversible properties. It has been found that at any ratio of the cyclic heat absorption and release time, there exists an optimum cyclic frequency for the engine that can maximize its output power. When there is a heat leakage, at any ratio of the cyclic heat absorption and release time, there exists an optimum cyclic frequency, resulting in a maximal cyclic efficiency. **Key words**; finite time thermodynamics, irreversible heat engine, cyclic frequency, linear phenomenological heat transfer law, frequency characteristics

流型对循环流化床径向气体混合影响的试验研究=Experimental Study of the Influence of Flow Patterns on Radial Gas Mixing in a Circulating Fluidized Bed[刊,汉]/YANG Jian-hua, QU Wei-dong, QIN Guang-yao (Department of Power Engineering, Zhengzhou College of Electric Power, Zhengzhou, China, Post Code, 450004)// Journal of En-