

# 不同损失模型对气冷涡轮 S2 流面优化影响的分析

靳 杰, 温风波, 韩万金, 冯国泰

(哈尔滨工业大学 推进理论与技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘 要:**应用 S2 流面正问题进行某涡轮优化设计, 在考虑设计变量、目标函数和约束条件的情况下, 考察不同损失模型对于优化结果的影响。计算结果显示, 不同损失模型对于 S2 优化结果影响差异较大, 降低了总体损失, 等熵效率都有不同程度的提高。因此, 采用可靠准确的损失模型是 S2 优化计算的关键, 对现有损失模型进行与实验数据的考核非常重要。

**关 键 词:** 涡轮; 损失模型; S2 流面; 优化设计

**中图分类号:** TK472 **文献标识码:** A

## 引 言

从理论上讲, 直接利用优化算法对涡轮在时间与空间上进行全三维优化设计是可行的, 但实际过程会非常漫长, 如果没有一套很好的准三维计算结果作为全三维设计的初始值, 在短时间内很难得出非常好的结果<sup>[1]</sup>。因此, 在一维优化设计的基础上, 将 S2 流面正问题优化的结果作为初始给定值, 再进行三维优化, 是一种省时省力且效果显著的设计方法。

谷传钢最早提出“最优流型(相当在 S2 流面上)”的命题<sup>[2]</sup>, 根据现代最优控制理论, 从建立物理模型和数学模型到上机计算求解, 较完整地解决了最优流型问题。辛喆针对轴流涡轮级整体优化设计的具体问题<sup>[3]</sup>, 建立了完善的物理及数学模型, 并采用严格的数学求解方法进行优化设计, 在涡轮级整体优化设计的思想及方法上进行了有益尝试。赵洪雷联合应用 S2 流面正问题计算和多级局部优化设计对某三级涡轮进行多级气动优化设计<sup>[4]</sup>, 减少了各列叶栅的叶型损失、二次流损失、激波损失和尾迹损失等, 使涡轮级效率提高了 1.1%。温风波尝试用遗传算法、模拟退火算法和广义简约梯度算法

与 Kriging 近似建模方法相结合, 对某四级低压涡轮进行优化设计<sup>[5]</sup>, 优化后总体效率提高约 1.6%, 而且优化周期较短。

然而 S2 流面正问题计算结果的准确与否, 与损失模型准确程度有直接关系, 所以损失计算在 S2 优化问题中起着关键作用。

通过对大量实验数据的考察, Yang Xiuquan 发现 AMDCKO 在预测高于最佳反动度的空气透平损失时显得能力不足<sup>[6]</sup>。在对叶片出口处高马赫数下的损失机理进行深入理解的情况下, 基于实验数据, 在 AMDCKO 的基础上, 对于尾迹损失、泄漏损失及二次流损失做了修改, 更改后的模型与 46 台透平实验数据吻合的非常好。华鑫基于子午面流线曲率法<sup>[7]</sup>, 对比分析了各种损失模型在基本假设、损失机理、损失观测及涡轮性能计算方面的差异, 提出不同损失模型的适用条件不同, 预测结果差异也较大, 在涡轮设计中应予以注意。Leonid Moroz 在一个单级空气透平实验机的实验数据基础上<sup>[8]</sup>, 用 Craig 和 Cox 的损失模型进行了考核, 认为 AxSTREAM 软件加之此损失模型能够提供准确通流数据。

上述文献对于不同模型进行了比较, 对于 S2 流面的优化也进行了相关的讨论, 但都没有比较不同损失模型在 S2 流面优化中的影响, 损失模型在 S2 计算中非常关键, 只有应用可靠准确损失模型的 S2 程序才是有价值的。本文将在文献<sup>[5]</sup>的基础上, 主要讨论 S2 正问题优化过程中, 不同损失模型对于优化结果的影响, 得出一些重要的优化准则。

## 1 损失模型

### 1.1 AMDCKO 模型<sup>[9]</sup>

AMDCKO 模型是欧美比较流行的损失模型,

收稿日期: 2008-01-21; 修订日期: 2008-03-11

基金项目: 国防科工委 GTDP 计划基金资助项目(0701); 国防科工委 APTD 计划基金资助项目(0602A-03)

作者简介: 靳 杰(1983-)男, 内蒙古临河人, 哈尔滨工业大学硕士研究生

Aniley 和 Mathieson 详细地给出了适应于设计工况与非设计工况的各种损失模型, Dunham 和 Came 在 AM 的基础上对叶型损失考虑了  $Mt$  和  $Re$  的修正, 在二次流损失中加入了对于展弦比与来流边界层的影响。Kacker 和 Opapuu 在 AMDC 的基础上, 主要对叶型损失与二次流损失进行了气体的可压缩性与激波影响的修正, 具体模型的公式来源于文献 [9]。

1.2 BTH 模型

BTH 即原苏联热工研究所的简称, 是基于对大量涡轮实验数据进行综合, 并结合汽轮机的损失模型所提出的确定透平损失的方法。该模型不仅提出了叶型损失、尾迹损失、激波损失、漏气损失和攻角损失等, 还对常规直列叶栅在扇形条件下的损失修正, 并进行了相对节距和出口速度系数对损失系数的修正。该模型所采用的数据是近代设计的涡轮整机或级的实验数据, 反映了现代涡轮设计的实际水平, 计算结果可信度比较高。

1.3 ЦИАМ 模型

ЦИАМ 的模型来自于 ЦИАМ 的科研报告 PIM161479。该报告详述了航空涡轮发动机冷气涡轮和非冷气涡轮损失的精确计算方法。ЦИАМ 模型是在二百多套叶栅实验数据的基础上提出的, 经过了多个航空发动机设计的考察, 证明有非常好的工程价值, 误差在 0.5%~1%。

2 S2 优化系统及计算实例

采用的 S2 正问题计算程序, 其数学模型采用 5 个主方程再加一个流面方程, 在叶列间隙求解中已经不使用等环量处理的近似计算方法, 而是比较科学地考虑损失的方法, 是真正粘性方程的简化, 没有一般流线曲率方法与流函数方法产生的理想无粘方程与考虑损失的矛盾。计算程序采用三阶精度的 TVD 格式, 不但可以捕捉激波, 数值粘性也很小。与流线曲率方法和流函数方法相比, 在跨音流量阻塞时没有计算稳定性的问题<sup>[10]</sup>。另外计算程序考虑了冷气掺混和变比热, 可进行多种冷却方式、多工况和变工况的优化计算。此程序已经进行过几十个涡轮的工程计算, 是可靠性比较高的工程设计程序。

由于是 S2 正问题计算, 将参数化的叶片成型程序加入, 叶片成型采用 11 参数法, 型线用非均匀有理 B 样条曲线描述, 这样既可保证 S2 流面计算的准确性, 又可研究叶片一些几何参数对性能的影响。

S2 正问题优化计算中不同问题选择的约束条件应该是不一样的, 本研究从总体气动设计需求出发, 主要选择流量和末级出口气流角作为约束条件, 目标函数为等熵效率, 重点讨论不同损失模型对效率预测的影响。为便于比较, 对于优化算法均采用遗传算法, 整个优化流程如图 1 所示。

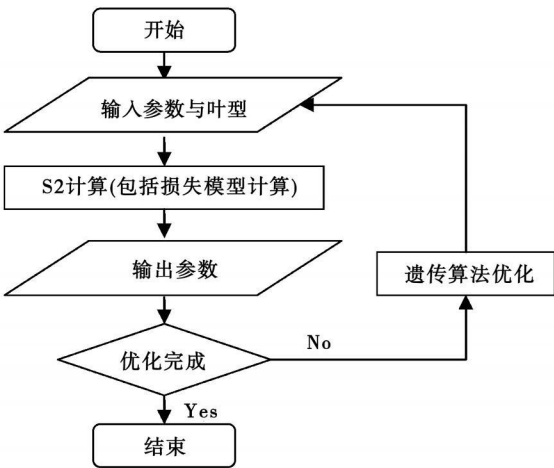


图 1 优化流程

以某四级低压涡轮为原型, 采用 3 种损失模型进行 S2 流面正问题优化, 优化目标函数取为涡轮的等熵效率, 尽量提高涡轮等熵效率。设计变量选择为叶片的底、中、顶部截面的进出口几何角, 约束条件为出口气流角的变化范围在  $\pm 10^\circ$ , 流量约束为  $\pm 1 \text{ kg/s}$ 。

3 总体参数分析

下面将分析总体参数与各沿叶高参数分布在优化前后的变化, 由于原始叶型、初始条件及优化算法是完全一致的, 只是在迭代求解时分别应用 3 种不同损失模型进行计算, 所以参数前后变化归于损失模型。而对于每一个损失模型, 其在假设条件、修正条件与系数等方面不同, 其损失预测结果是不同的。优化迭代过程中, 不同的沿叶高分布的损失值又会返回来影响沿叶高各参数的分布, 如此循环迭代, 最终找到损失值为最小时所对应的参数分布。

表 1 是不同损失模型优化后所得的等熵效率, 对于 3 种不同损失模型来说, 原始叶型是一样的, 但所预测效率却是有差别的。总体来看, 优化后的效率虽然提高幅度不一样, 但都有提高的趋势。尤其以 ЦИАМ 的提高最为显著, 这与能量损失预测结果相匹配, 由图 3 和图 4 能量损失沿叶高的分布来看, 大体上 BTH 模型对于损失的减少较小, 而

AMDCKO 和Ци AM 模型对于损失的减小较显著。

表 1 等熵效率 (%)

	AMDCKO	ВТИ	Ци AM
原型	89.298	89.678	90.400
优化	91.234	90.927	92.611
提高	1.936	1.249	2.211

不同损失模型对于同一涡轮效率的预测结果是不同的,在 S2 优化过程中,不同损失模型对于结果的影响也是非常巨大的,总体来说都会不同程度地提高效率。因此,在进行 S2 流面优化过程能否找到可靠准确的损失模型尤为重要,只有应用具有相当准确程度的损失模型,才能使结果可靠并且准确。

表 2 和表 3 分别是流量与总功率相对值的变化情况,不同损失模型对流量与总功率影响相当大。由于流量与总功率直接相关,所以其变化趋势相同。虽然在优化时对流量进行了约束,但由于给定的限制范围不够小,导致 Ци AM 的流量减少非常多,这是由于考虑到为了得到更加高的效率,没有给定太严格的约束条件。由此可见,在优化过程中,不仅要考虑提高效率,更要做好约束,只有合理的约束,才能得到合理的效率,从而保证优化结果现实可行。

表 2 流量(与 AMDCKO 原型的相对值)

	AMDCKO	ВТИ	Ци AM
原型	1.000	1.002	1.001
优化	1.010	0.973	0.947
变化/%	0.000	-2.894	-5.395

表 3 总功率(与 AMDCKO 原型的相对值)

	AMDCKO	ВТИ	Ци AM
原型	1.000	1.005	1.013
优化	1.025	0.994	0.987
变化/%	2.500	-1.095	-2.567

表 4 是各级效率的分配,3 种模型优化后功率分配变化较大,从图 3 和图 4 的能量损失可以看出,对于 AMDCKO 模型,第一级损失变化不大,第二级静叶损失增大较多,第三级也有部分减小,第四级动静叶损失均减小,从而导致第一级和第四级功率分配增多;ВТИ 模型优化后,由于损失没有太大的变化,所以功率分配没有太大的变化。Ци AM 模型优化后,从动静叶损失综合考虑,第二级与第四级的损失是减小的,所以在第二级与第四级的功率分配增多。由此可见,损失模型直接影响功率分配,一般会呈现出损失较小的级分配更多功率的趋势。

表 4 各级功率(与 AMDCKO 原型第一级的相对值)

	AM DCKO		ВТИ		Ци AM	
	原型	优化	原型	优化	原型	优化
第一级	1.000	1.198	1.006	1.001	1.011	0.867
第二级	1.114	1.027	1.113	1.096	1.139	1.181
第三级	1.092	0.971	1.096	1.043	1.108	1.091
第四级	0.782	0.888	0.792	0.823	0.783	0.797

4 沿叶高参数分析

4.1 沿叶高反动度的分布

图 2 是反动度沿叶高的分布,AMDCKO 和ВТИ模型的反动度都有沿叶高均化的趋势,表现为顶部反动度下降,根部的反动度增加,这样可以使动叶顶部的漏气损失减小。而 Ци AM 模型优化后的反动度呈现相反的趋势,根部更加小,而顶部更加大。由此推断优化过程中,与常规的设计方法不同,程序是根据数学准则来分配反动度,因此在优化过程中要充分考虑约束,通过约束来加深对程序优化结果的

控制,从而达到设计要求。

例如第三级和第四级根部反动度分别出现过小和过大的问题,对应于反动度的变化,该位置进出口气流角也发生较大变化。但从该位置的损失来看,损失并未发生大的变化,这是因为 Ци AM 模型中叶型损失和二次流损失都是以气流折转角为一个参数来估算损失的,而这两处的气流折转角(受进出口气流角共同作用)恰恰变化不大,叶型损失和二次流损失又占到总损失的较大比例,从而导致总损失不会发生太大变化。此时程序自动认为损失达到合适的值而终止,最终出现根部反动度变化剧烈的情况,这种情况显然是不符合工程实际的,但如果对于反

动度加以约束, 则可以符合工程实际。由此看来, 在 优化过程中还要考虑应用恰当的约束条件。

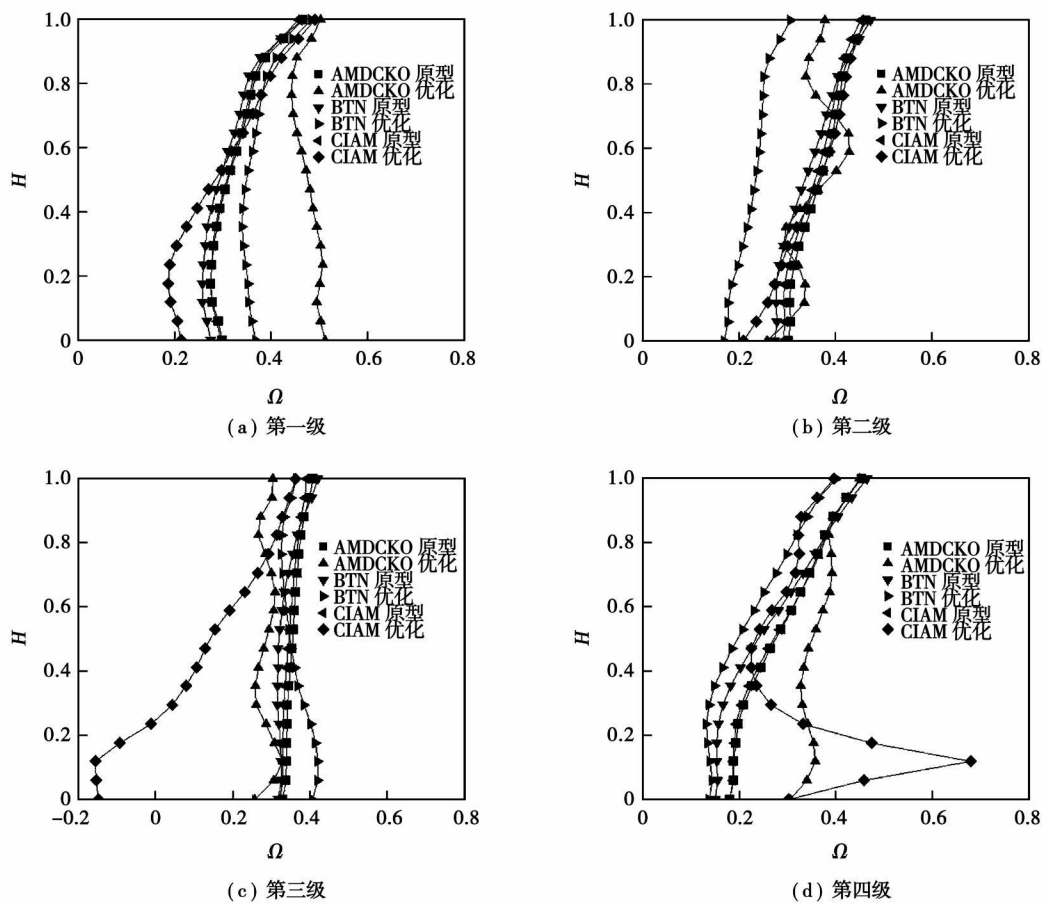


图 2 反动度沿叶高的分布(横坐标为反动度, 纵坐标为相对叶高)

4.2 沿叶高能损失系数的分布

图 3 和图 4 为能量损失系数沿叶高的分布, 各级动静损失基本上都有降低, 但有极少数叶栅损失是升高的。这也是容易理解的, 在优化过程中, 总是一个统筹和相互制约的过程, 很难找到一个使各级叶栅损失都下降的方案, 总是尽量能找到使总体损失下降的方案, 而以部分叶栅损失升高为代价。

4.3 沿叶高出口气流角的分布

图 5 和图 6 为出口气流角沿叶高的分布情况。3 种模型优化后, 多数为由顶部向根部逐渐增大, 这与可控涡的设计思想是一致的。但其中也有一些叶栅发生了较大变化, 如第一级动叶顶部与根部出口气流角非常大, 而叶栅的中部出口气流角相对较小, 这样可以将二次流损失降低, 有效提高效率。可见,

不同损失模型对于优化的叶型出口气流角影响是很大的, 对于出口气流角的分布有时将不再按照传统的设计观点进行分布, 而完全会自动地按照损失最小的情况进行分布。

4.4 沿叶高末级绝对出口气流角的分布

图 7 为末级绝对出口气流角沿叶高的分布, AMDCKO 的出口角从根部到顶部都不同程度地减小, 而ВТИ 和ЦИАМ 优化后呈现出根部减小而顶部增大的趋势, 可以看出, 虽然在约束条件中加入了出口气流角的约束, 但由于只是约束了出口气流角的加权平均值, 没有更加细致的约束, 从而使出口气流角的变化较大。因此, 在优化过程中, 约束条件的给定是相当重要的, 根据实际设计的需要, 给定一些关键的设计约束条件, 可以使设计结果更加合理。

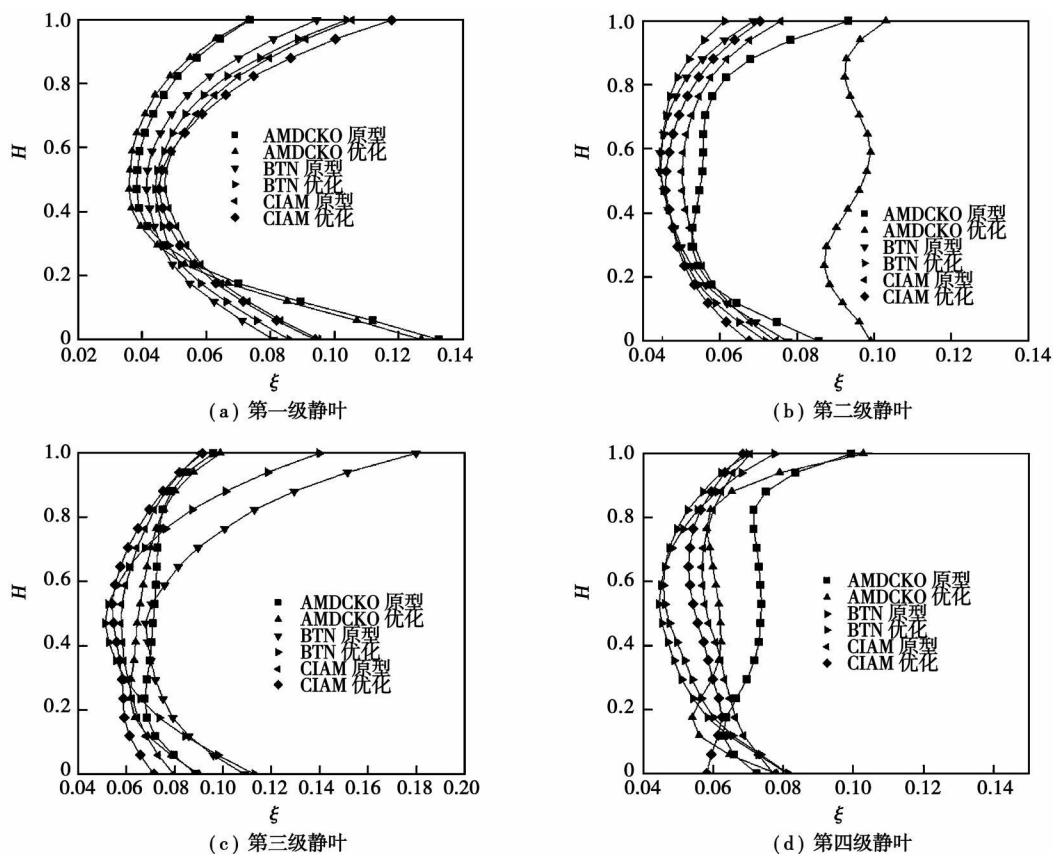


图 3 静叶能量损失系数沿叶高的分布(横坐标为损失系数,纵坐标为相对叶高)

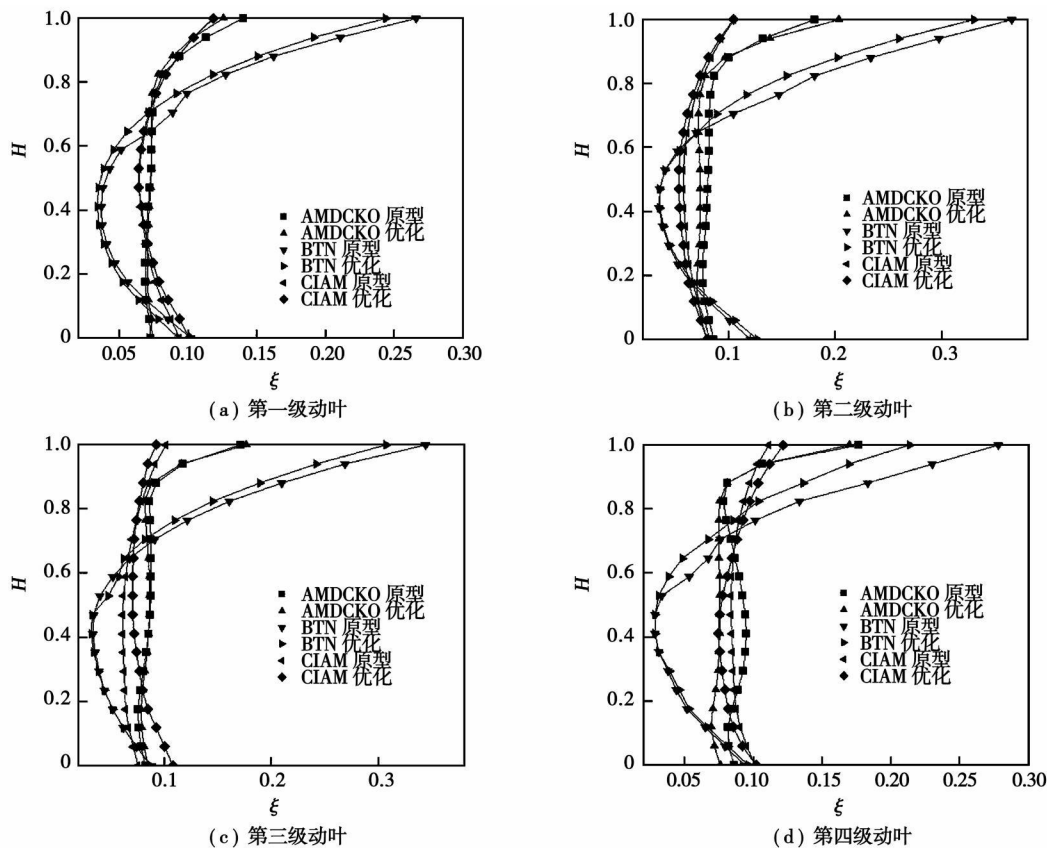


图 4 动叶能量损失系数沿叶高的分布(横坐标为损失系数,纵坐标为相对叶高)

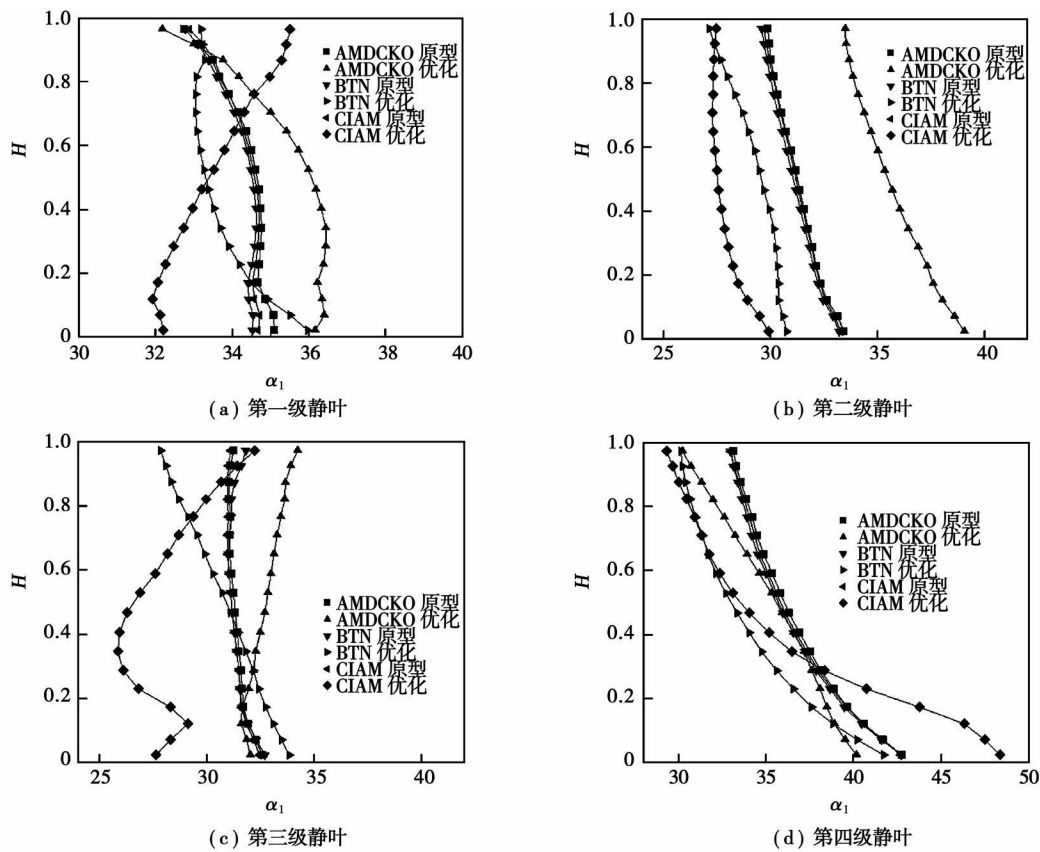


图 5 静叶绝对出口气流角沿叶高的分布(横坐标为出口气流角, 纵坐标为相对叶高)

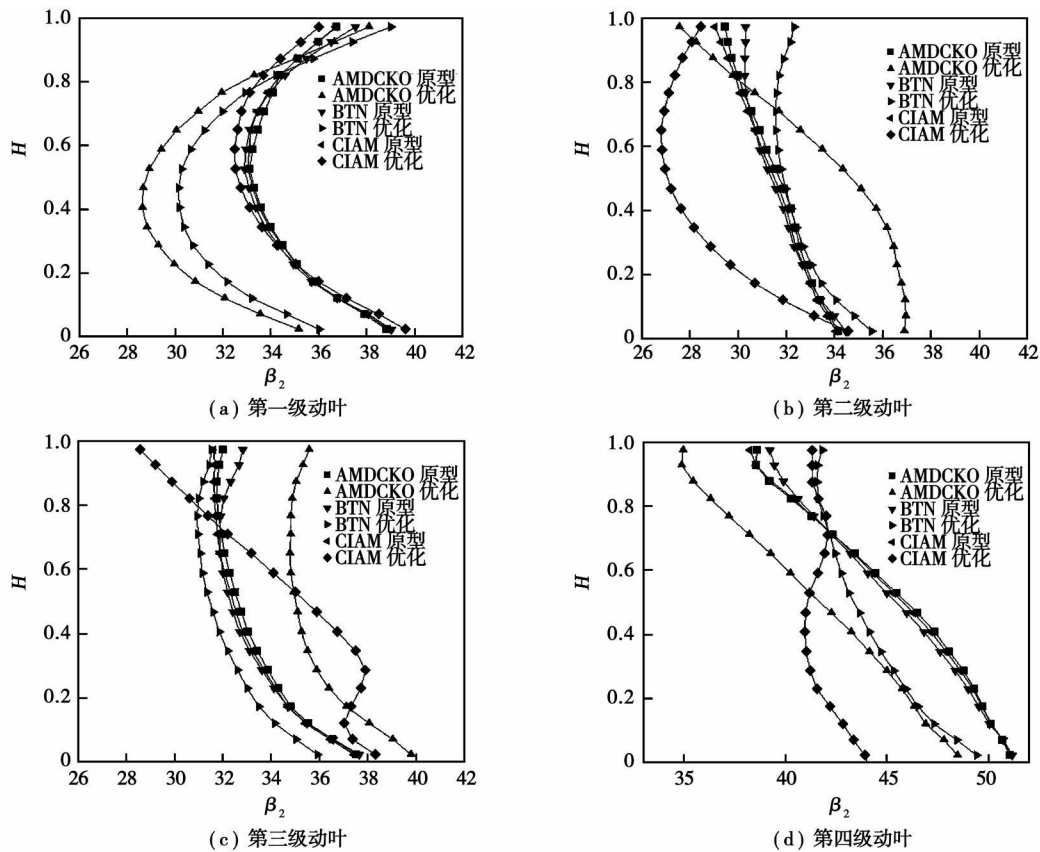


图 6 动叶相对出口气流角沿叶高的分布(横坐标为出口气流角, 纵坐标为相对叶高)

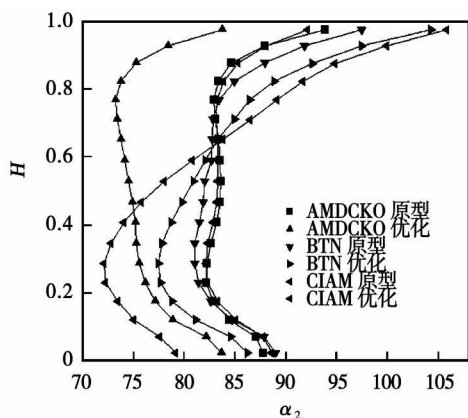


图 7 末级绝对出口气流角沿叶高的分布

从以上参数沿叶高的分布规律来看,虽然每一损失模型计算的效率都有提高,但参数分布规律有很大差异,有的规律甚至相反。但哪一种规律更好将取决于损失模型对于损失预测是否接近实际,只有损失计算准确了,才有可能使效率预测准确。这就需要损失模型与实际数据详细考核并进行修正,找到最准确的损失模型,这也将是本文的后续工作。

## 5 结 论

(1) 不同损失模型对于同一涡轮效率预测结果不同,在 S2 优化过程中,不同损失模型对于结果的影响非常巨大,总体来说都会不同程度地提高效率。不同损失模型对于优化以后的效率、流量、功率分配及总功率都有较大影响,流型有非常大的不同,设计人员需要根据设计经验进行合理选择。

(2) 优化过程是一个统筹和相互制约的过程,很难找到一个使各级叶栅损失都下降的方案,总是尽量能找到使总体损失下降的方案,而以部分叶栅损失升高为代价。

(3) 优化过程不仅要考虑提高效率,更要做好约束,只有合理的约束才能得到合理的效率,从而保证优化结果合理可行。

(4) 在进行 S2 流面优化过程能否找到可靠准确的损失模型是极其重要,只有应用具有相当准确程度的损失模型,才能使结果可靠准确。对于损失模型的考核工作将在后续工作中进行。

参考文献:

- [1] 温风波,王松涛,冯国泰,等. 分层次的考虑冷气掺混的涡轮气动优化设计体系 //中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 绍兴:中国工程热物理学会,2007. 526—532
- [2] 谷传纲. 轴流式压气机最优流型的理论研究[J]. 上海机械学院学报,1982(1): 45—61
- [3] 辛 茜,邹滋祥. 基于现代最优控制理论的轴流涡轮级 S2 流面优化设计计算方法探讨[J]. 中国农业大学学报,2004,9(2): 63—67.
- [4] 赵洪雷,王松涛,韩万金,等. 联合应用现代优化方法与 S2 流面计算进行多级涡轮的气动设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2007,20(1): 27—31.
- [5] 温风波,王松涛,冯国泰,等. 气冷涡轮 S2 流面优化计算方法以应用 //中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 绍兴:中国工程热物理学会,2007. 518—525
- [6] YANG XIUQUQN. Aerodynamic loss modeling in transonic turbines [D]. Montreal: Concordia University, 2003.
- [7] 华 鑫,乔渭阳,卢 蕊,等. 基于流线曲率法的航空轴流涡轮损失模型研究[J]. 机械设计与制造,2005,12: 12—14.
- [8] LEONID MOROZ, YURI GOVORUSCHEKO, PETR PAGUR Axial turbine stages design: 1D/ 2D/ 3D aerodynamic computation results against test data[R]. Reno Tahoe: ASME, 2005
- [9] KACKER S C, OKAPUU U. A mean line prediction method for axial flow turbine efficiency[J]. Journal of Engineering for Power, 1982, 104(1): 111—119
- [10] 袁 宁,顾中华,冯国泰,等. 轴流压气机三种 S2 流面计算程序的比较[J]. 燃气涡轮试验与研究,1998,11(1): 33—38

(编辑 伟)

## · 书 讯 ·

### 《循环流化床锅炉设备与运行》

本书主要对循环流化床锅炉的结构特点、工作原理、流体动力学特性、传热与燃烧特性、启动运行与变负荷特性等进行了介绍,并对循环流化床锅炉的主体结构、关键部件、主要辅助设备,如气固分离装置、给料装置、点火装置和冷渣装置等进行了分析,同时对循环流化床锅炉炉衬、受热面的防磨措施、灰渣利用特性等进行了探讨。书中还结合基本原理和实际需要给出了一定的计算实例。

读者对象:循环流化床锅炉安装、调试、运行、管理技术人员。

2008 年 8 月出版

燃气轮机叶片气膜冷却研究进展 = **Recent Advances in the Study of Air-film-cooled Gas Turbine Blades**[刊, 汉]/ DAI Ping (College of Power and Energy Source Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001), LIN Feng (CSIC (China Shipbuilding Industrial Corporation) Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 1 ~ 6

With turbine inlet gas temperatures ever increasing, the turbine blade-surface cooling problem of modern high-performance gas turbo-engines has received growing and unremitting attention. Among numerous cooling technologies, air-film cooling enjoys a conspicuous edge and relatively brilliant prospects for engineering applications. A survey of the recent research findings concerning the air-film cooling technologies used on gas turbine blades was given along with a description of the air-film cooling theory. Summarized were the advances in the study of air-film cooling technologies for blade end walls, tips, as well as leading and trailing edges, and the research results on the flow coefficient of air-film holes. Various factors influencing the air-film cooling effectiveness and their effects on the aerodynamic losses were expounded. Finally, it should be noted that a complex cooling mode combining the air-film cooling with other blade cooling technologies represents the development trend of the technologies under discussion in the near future. **Key words:** turbine blade, air-film cooling, heat-transfer coefficient, flow coefficient, aerodynamic loss

LNG 运输船的主动力装置 = **Main Propulsion Plants for LNG (Liquefied Natural Gas) Tankers**[刊, 汉]/ WU Qiong, WANG Chong, JI Gui-ming (CSIC (China Shipbuilding Industrial Corporation) Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036), WANG Jian-feng (CNOOC Research Centre, Beijing, China, Post Code: 100027)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 7 ~ 11

A variety of main propulsion plants for LNG (Liquefied Natural Gas) tankers (referred to as LNG tankers for short) were analyzed. It is noted that although a tendency to change from the traditional boiler and steam turbine plants to diesel ones has emerged currently, the traditional boiler and steam turbine plants still predominate for LNG vessels in active service. During an in-depth investigation of the technology, the boiler and steam turbine plants have been found to undergo ceaseless improvements. With marine gas turbines securing a widespread use in military and civilian vessels, the study concerning main propulsion plants for LNG vessels enjoys a new development tendency. One can state that gas turbines have provided efficient, durable and environment-friendly main propulsion plants for future generations of LNG vessels. Regarding the application of LNG vessels, the main points for the design of boiler and steam turbine plants as well as gas turbine ones were briefly described. Two-stroke low-speed diesels and dual-fuel ones and their use on LNG vessels were also briefly explained and analyzed. **Key words:** LNG (Liquefied Natural Gas) tanker, main propulsion plant, boiler, steam turbine, gas turbine, diesel

不同损失模型对气冷涡轮 S2 流面优化影响的分析 = **Analysis of the Influence of Various Loss Models on the Optimization of Air-cooled Turbine S2 Stream Surfaces**[刊, 汉]/ JIN Jie, WEN Feng-bo, HAN Wan-jin, et al (Propulsion Theory and Technology Research Institute, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 12 ~ 18

S2 stream-surface direct problem was employed to perform the optimized design of a turbine. With due consideration of design variables, target functions and constraint conditions, investigated was the influence of various loss models on their optimized results. The calculation results show that the difference in the influence of the models in question on S2 optimized results is relatively big with the overall loss being reduced and the isentropic efficiency also being increased to various degrees. Hence, the use of a reliable and high-precision model is crucial for S2 stream surface optimization calculations and it is of the utmost importance to verify the existing loss models when compared with test data. **Key words:** turbine, loss



model, S2 stream surface, optimization design

轴向掠对涡轮静叶栅气动性能的影响 = **Influence of Axially-swept Blades on the Aerodynamic Performance of a Turbine Stationary Cascade**[刊, 汉]/ FENG Zi-ming, HAN Wan-jin, ZHONG Jing-jun, et al (College of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 19 ~ 23

With a turbine stationary cascade serving as a prototype cascade and through a change of axially-swept angles and heights of the prototype to form blades with various swept blade profiles, the influence of axially-swept blades on the aerodynamic performance of the turbine stationary cascade was studied. The remodeled and calculated swept angles include forward-and-back-swept ones of 10 degrees and 30 degrees respectively, while the swept heights, 10% and 30% of the blade height respectively. CFD (Computational Fluid Dynamics) numerical simulation software was employed to simulate the aerodynamic performance of the axially-swept cascade. The simulation results show that compared with the prototype blade, the axial forward-swept stationary cascade has intensified the concentration of low-energy fluid at end-wall corners, leading to an increase of transversal secondary flows on the endwalls. This caused a rise of losses, but a decrease of losses in the middle of the blade chord. The axial back-swept stationary cascade has lessened the concentration of low-energy fluid at end-wall corners, diminishing the secondary flows at the endwalls. As a result, the losses at the endwalls have been reduced due to the low-energy fluid being drawn into a main flow zone, and the losses in the main flow zone, increased.

**Key words:** turbine, stationary cascade, swept angle, swept height, numerical calculation

全息谱技术在轴系现场动平衡方法中应用 = **A Study of Methods for an On-site Shafting Dynamic Balance Based on a Holographic Spectrum Technology**[刊, 汉]/ LIU Shi (Guangdong Electric Grid Company, Academy of Electric Power Science, Guangzhou, China, Post Code: 510600), QU Liang-sheng (College of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, China, Post Code: 710049)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 24 ~ 30

On-site dynamic balance is one of the key technologies for coping with the vibration faults of turbogenerator units. Traditional balancing methods are usually based on information from a single sensor with vertical and horizontal vibrations being regarded as two separate components. In fact, the motion of rotors is a kind of complicated spacial movement. It is impossible for measurements made by using only unidirectional sensors to objectively and reliably reflect the movement status of the rotors. The information from the sensors must be fused. The authors have presented an on-site dynamic balance method based on a fusion of information from a variety of sensors. The essence of the matter consists in fully integrating the information fusion technology with flexible rotor dynamic balance technology. In the meantime, advanced computer simulation and a genetic algorithm-based optimization are employed to simplify balanced operations, thus enhancing the balance accuracy and efficiency. The demerits of the balance method based on a single sensor were analyzed, and the working principle of a shafting holographic dynamic balance method was described. In addition, the effectiveness of the method in question has been verified by the on-site dynamic balance of several 300 MW turbogenerator units. **Key words:** on-site dynamic balance, holographic spectrum, flexible rotor

汽轮机末级叶片流固耦合数值模拟 = **Numerical Simulation of Fluid-solid Coupling of Blades in the Last Stage of a Steam Turbine**[刊, 汉]/ GONG San-wei, ZOU Zheng-ping, LIU Huo-xing (National Key Laboratory on Aero-engine Aerodynamics and Thermodynamics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China, Post Code: 100083), YANG Zhen-ya (Ansys-China Co. Ltd., Beijing, China, Post Code: 100026)// Journal of Engineering for