

DOI:10.3969/j.issn.1001-4551.2016.06.011

# 某燃气涡轮气动设计及通用特性曲线计算\*

蓝吉兵<sup>1,2</sup>, 何大江<sup>1,2</sup>, 初 鹏<sup>1,2</sup>, 隋永枫<sup>1,2,3</sup>,  
辛小鹏<sup>1,2</sup>, 毛汉忠<sup>1,2</sup>, 孔建强<sup>1,2</sup>

(1. 杭州汽轮机股份有限公司 工业透平研究院, 浙江 杭州 310022; 2. 浙江省工业汽轮机转子动力学研究重点实验室, 浙江 杭州 310022; 3. 浙江工业大学 机械工程学院, 浙江 杭州 310014)

**摘要:**针对燃气轮机中涡轮的设计,介绍了杭汽燃气涡轮气动设计体系,并阐述了冷却涡轮掺混损失计算方法和几种效率定义方法。通过一维热力设计和S2流面完全径向平衡方程设计,设计出了三级燃气涡轮。应用计算流体力学软件CFX对所设计的涡轮进行了不带冷气的性能分析,应用源项法对带冷气的涡轮进行了性能分析。通过三维计算,得到了新设计的三级涡轮的折合流量、折合转速、效率的特性曲线;并为涡轮的进一步气动优化设计和强度振动校核打下了基础。计算结果显示:设计的涡轮气动性能良好,变工况性能宽,基本达到了设计要求;不带冷却涡轮效率91%,带冷却的涡轮效率89.7%。

**关键词:**燃气涡轮;效率;气动设计;特性曲线

中图分类号:TK26;TH122;TP24

文献标志码:A

文章编号:1001-4551(2016)06-0699-05

## Aerodynamic design and characteristics calculation of a turbine

LAN Ji-bing<sup>1,2</sup>, HE Da-jiang<sup>1,2</sup>, CHU Peng<sup>1,2</sup>, SUI Yong-feng<sup>1,2,3</sup>,  
XIN Xiao-peng<sup>1,2</sup>, MAO Han-zhong<sup>1,2</sup>, KONG Jian-qiang<sup>1,2</sup>

(1. Industrial Turbine Academy Turbomechanical Institute, Hangzhou Steam Turbine Co., Ltd., Hangzhou 310022, China;  
2. Zhejiang Industrial Steam Turbine Rotor Dynamics Research Key Laboratory, Hangzhou 310022, China;  
3. College of Mechanical Engineering, Zhejiang University of Technology, Hangzhou 310014, China)

**Abstract:** Aiming at the problem of gas turbine design, Turbine aerodynamic design system of Hangzhou steam turbine corporation was introduced. Moreover, computational method for mixing loss of cooled turbine and others method for defining the efficiency were elaborated. Through design concept of one dimensional thermal and S2 steam surface full radial equilibrium equation, a three stage turbine was acquired. CFD method was used to calculate the parameter in order to evaluate aerodynamic performance of the designed uncooled turbine, the aerodynamic performance of the designed cooled turbine was also evaluated through a source term method. Through three-dimensional calculated, the characteristics curve such as reduced flow rate, reduced rotary speeds and efficiency of the designed turbine was got. The achievements of this paper also layed the good foundation for further aerodynamic optimization and strength vibration check. The result indicates: the designed turbine achieves 91% total efficiency without cooling and 89.7% total efficiency with cooling, it reaches the design target.

**Key words:** turbine; total efficiency; Aerodynamic design; characteristics curve

## 0 引 言

燃气轮机广泛应用于发电、航空、船舶、管道输运

等国民经济的各个领域<sup>[1]</sup>。近年来,随着环保压力日趋严重,以清洁能源天然气为燃料的燃气轮机动力设备越来越受到重视。燃气轮机具有体积小、重量轻、启

收稿日期:2016-01-14

基金项目:浙江省科技厅优先主题重大工业项目(2008C01063)

作者简介:蓝吉兵(1982-),男,四川广汉人,博士,高级工程师,主要从事机械相关产品气动、强度振动、转子动力学方面的研究. E-mail:lanjb@htc.cn

动快、自动化程度高、污染小、安装周期短的特点。由于燃机核心技术被 GE、三菱、西门子等大公司垄断,燃机购买、后期安装维护成本高,早日掌握燃气轮机设计技术和核心零部件的国产化至关重要。燃气涡轮处于高温、高压、高转速工况,目前三菱 J 级燃气轮机涡轮前温度达到 1 600 ℃,涡轮是燃气轮机中唯一做工的部件,涡轮单级叶片负荷大,涡轮气动设计是涡轮设计的第一步也是关键的一步。

本研究针对燃气轮机中涡轮的设计,介绍杭汽燃气涡轮气动设计体系。

## 1 燃气涡轮气动设计体系

涡轮是燃气轮机三大部件唯一输出功元件。涡轮

设计<sup>[2]</sup>主要分为两个部分:气动设计和结构设计。燃机总体提出对涡轮部件性能设计要求,气动设计完成涡轮通流设计并确定参数,结构设计要实现涡轮气动性能,保证与总体结构的协调和寿命期内可靠工作。每一部分又是由多个设计环节组成的。设计过程中与相关专业有相互需求和迭代关系。

总体对涡轮设计参数及要求包括:流量、总压、总温、有效功率、效率、冷却空气量、涡轮流道基本尺寸。涡轮的转速选取是涡轮与压气机协调的结果。相比于汽轮机叶片设计,气冷涡轮的设计还要考虑冷却空气加入后涡轮性能、强度等方面的变化。

参照文献[3],杭汽气冷涡轮气动设计体系如图 1 所示。

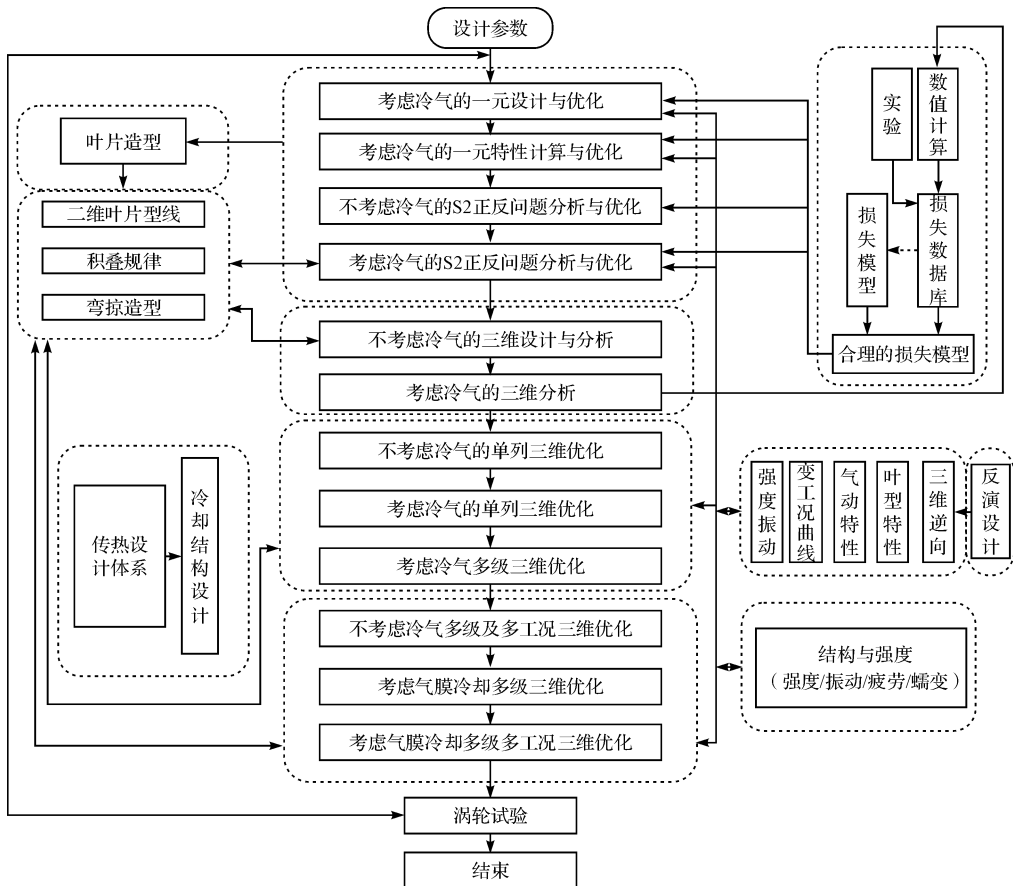


图 1 具有分层优化的气冷涡轮气动设计

气动设计体系包括:一维设计与优化、叶片造型、S2 流面反设计,S2 流面正分析与优化、叶片积叠规律及弯掠造型、冷却结构设计、三维设计分析及优化。气动设计体系既包括全新涡轮设计,也包括对已有涡轮进行反演设计。一维设计和 S2 流面采用 Axstream,三维计算采用 Numeca、CFX。

## 2 掺混损失和气冷涡轮效率定义

气冷涡轮中由于冷却空气的引入,需要解决的两

个基本问题就是加入冷气后的掺混损失计算方法和气冷涡轮效率的合理定义。下面就两方面的问题进行简要介绍。

涡轮运行过程中要承受 1 000 ℃ 以上的高温,从压气机侧抽气对涡轮进行冷却,冷却空气的加入带来掺混损失和涡轮效率的下降。气冷涡轮内部损失包括:叶型损失、二次流损失、泄露损失、掺混损失等。对于掺混损失目前主要有两种计算方法:Hartsel 等人<sup>[4]</sup>提出用压力损失来衡量掺混损失。压力损失有两种计

算方法:恒定压力混合法和线性近似法,两种方法的计算公式如下所示:

恒定压力混合法:

$$\frac{\Delta P_t}{P_{ig}} = \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_f^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_g^2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \quad (1)$$

线性近似法:

$$\frac{\Delta P_t}{P_{ig}} \approx -\frac{\gamma}{2} \frac{W_c}{W_g} M_a^2 \left[ 1 + \frac{T_{ic}}{T_{ig}} - 2 \frac{V}{V_g} \cos\theta \right] \quad (2)$$

式中: $M$ —马赫数, $c$ —冷却空气, $f$ —燃气与空气混合后的混合, $P_t$ —总压, $V$ —速度。

这种公式在冷却涡轮早期设计中应用较多,随着冷却空气量增加,计算得到的总压损失准确性下降。

冷却空气与主流的混合是一个熵增的过程,用熵的变化来衡量混合过程的损失更简单直接<sup>[5-7]</sup>。

熵的增加分为两个部分:热传导和动能耗散引起的不可逆的损失,如下式所示:

$$\Delta \bar{s} = C_p \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_g^2 \right) \frac{\Delta T^0}{T_g^0} + C_p (\gamma-1) M_g^2 \left( 1 - \frac{W_c \cos\theta}{W_g} \right) \frac{m_c}{m_g} \quad (3)$$

式中: $\Delta T^0$ —由于热传导引起的总温变化; $W_c$ —冷却流的速度; $\theta$ —进入主流的入射角度,所有的参数都是质量平均量; $\Delta T^0$ —总温的变化, $\Delta T^0 = T_{mix}^0 - T_g^0$ ,由混合平面总焓的混合值求得。

广义的气冷涡轮效率定义如下:

$$\eta = \frac{P_{实际}}{P_{理想}} \quad (4)$$

式中: $P_{理想}$ —燃气的理想功; $P_{实际}$ —涡轮实际功,可以通过试验测量或者通过损失模型来进行计算。

目前对于气冷涡轮效率计算方法并不统一,常用的主要有以下几种:

最常用的是将涡轮看成将热能转换为轴功的一个黑匣。所有燃气都有做功能力。这个定义当中,静叶出口的温度不需要测量。这是当前应用最为广泛的效率定义<sup>[8]</sup>,每一股冷气都要考虑在涡轮里是否做功。所有静叶的冷却空气在动叶中都要做功。动叶进口的温度( $T_{41}$ )通过质量加权混合焓来求得。这里的焓是总焓。动叶进口混合滞止焓用下式进行计算:

$$h_{T_{41}} = \frac{m_4 h_{T_4} + m_A h_{T_3}}{m_4 + m_A} \quad (5)$$

式中: $M_4$ —燃气质量流量; $m_A$ —空气的质量流量; $h_{T_4}$ ,  $h_{T_3}$ —静叶进口总焓和冷却空气的总焓。混合过程为

等压混合。轮盘和端壁冷却、密封气的流量不被考虑,因为它们不具备做功的能力,缺少动量。

一级冷却涡轮示意图如图 2 所示。

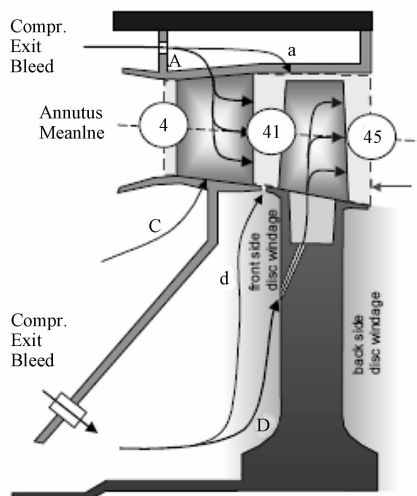


图 2 一级冷却涡轮示意图

一级冷却涡轮焓熵图如图 3 所示。

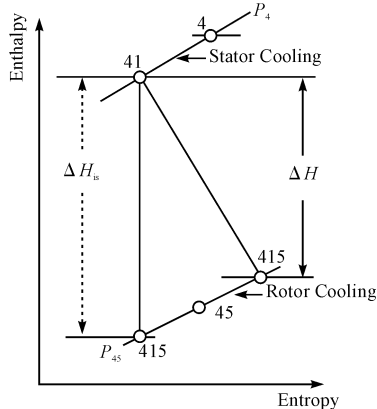


图 3 一级冷却涡轮焓熵图

动叶中的冷却空气  $W_d$  和端壁冷却  $W_a$  在动叶中也不做功,因此从 415 到 45 的过程是不做功的,动叶中冷却空气假设在动叶之后混合。动叶这种膨胀过程与无冷却是一致的。此时气冷涡轮效率定义为涡轮实际做功与混合之后的燃气的等熵膨胀功之比:

$$\eta = \frac{PW_{SD}}{m_{41} \cdot \Delta H_{is}} \quad (6)$$

第二种是气动热力学效率,定义如下:

气动热力学效率 =  $\frac{\text{涡轮实际膨胀功}}{\text{不经过混合的每一股气的等熵膨胀功}}$

$$\eta = \frac{(m_g + m_c)(h_{02} - h_2)}{m_g(h_{01g} - h_{2Sg}) + m_c(h_{01c} - h_{2Sc})} \quad (7)$$

$$(m_g + m_c)h_{02} = m_g h_{01g} + m_c h_{01c} \quad (8)$$

式中: $m_g$ —燃气质量流量, $m_c$ —空气质量流量, $h_{02}$ —燃气和空气混合之后的焓, $h_{01c}$ —涡轮进口空气焓, $h_2$ —

涡轮实际出口焓,  $h_{2s,g}$ —未混合的燃气等熵膨胀后的焓,  $h_{2s,c}$ —未混合的空气等熵膨胀后的焓。气动热力学效率计算方法只需要知道燃气和每股空气的进口参数和出口压力就可以, 便于衡量, 也更能反映混合的物理意义。本研究采用气动热力学定义涡轮效率。

### 3 设计实例

涡轮设计的输入参数如表 1、表 2 所示。

表 1 涡轮设计参数

转速/ $r \cdot \text{min}^{-1}$	总温/ $^{\circ}\text{C}$	总压/ bar	功率/ kW	燃气流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	排气总 压力/bar	预估出口 温度/ $^{\circ}\text{C}$
5 015	1 079	10.6	82 000	134	1.06	550

表 2 燃气组分

组分	$\text{CO}_2$	$\text{N}_2$	$\text{O}_2$	Ar	$\text{H}_2\text{O}$
质量分数	0.193 3	0.687 0	0.096 1	0.008 0	0.015 6

笔者通过一维设计, 初步确定了涡轮子午面, 该涡轮采用中等径设计, 设计考虑了冷气流量。Axstream 中一元计算采用 CC 损失模型, 子午面如图 4 所示。

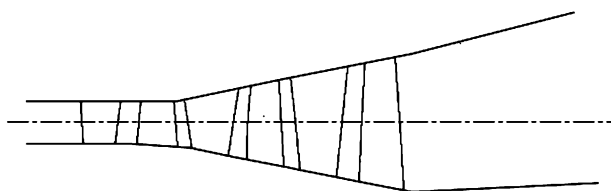


图 4 涡轮子午面图

涡轮设计成三级, 综合考虑总体尺寸要求、冷却流量、气动效率、以及涡轮叶片材料、强度等方面的问题, 对三级涡轮进行合理的焓降分配, 并确定了合适的级内、级间参数的匹配关系, 最终完成三级涡轮的一维气动设计。

S2 流面设计采用完全径向平衡方程, 计算得到沿叶高分布的几何参数和气动参数。为了达到预期的涡轮做功能力和效率要求, 本研究在设计过程中对叶片展向气动参数进行控制, 得到了合理的叶片扭曲规律, 使反动度、进、出气角、马赫数等参数沿叶高分布符合要求。

S2 计算的计算站分布如图 5 所示。

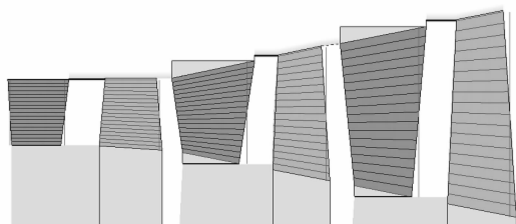


图 5 S2 流面计算得到子午面分布

### 4 三维气动分析

本研究采用 CFX 对不带冷却的燃气涡轮进行气动计算。进口给定总温总压, 出口给定背压, 计算得到不带冷气的涡轮总效率为 91%, 涡轮出功为 82 358.7 kW, 得到燃气质量流量为 134 kg/s。

由三维计算得到的涡轮性能参数(不带冷气)如表 3 所示。

表 3 三维计算得到的涡轮性能参数(不带冷气)

P3 *	T3 *	P4 *	涡轮总总 效率	涡轮功率/ kW	质量流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$
/MPa	/ $^{\circ}\text{C}$	/MPa			
1.06	1 079	0.106	0.91	82 358.7	134.86

反动度沿叶高分布情况如图 6 所示。

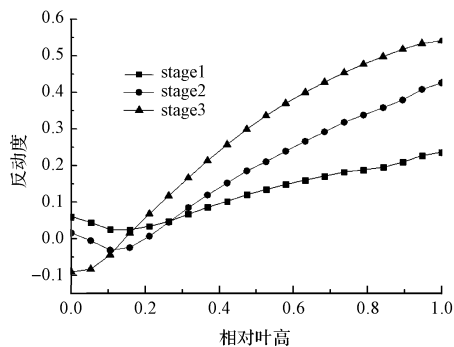


图 6 压力反动度沿叶高分布

三维气动分析结果和 S2 流面设计基本吻合, 但第三级根部反动度较低, 设计有改善的空间。不同叶高平面内的压力和流线分布如图 7 所示。

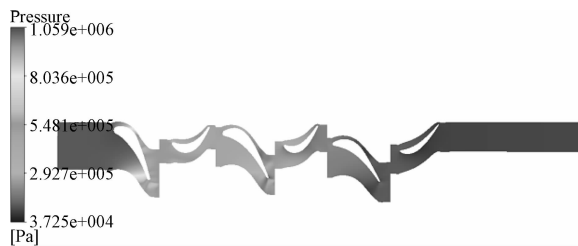


图 7 50% 叶高压力分布

结果表明涡轮内部流动通畅、没有产生大的漩涡和分离。

本研究进一步对带冷气的涡轮进行三维气动计算, 采用源项法将冷却空气加入主流。冷却涡轮效率计算采用气动热力学计算方法。计算得到涡轮的功率 83 403 kW, 由于三维计算没有考虑涡轮间隙泄露, 计算得到的涡轮效率和功率偏高, 主要参数汇总如表 4 所示。

表 4 三维计算得到涡轮性能参数(带冷气)

P3 *	T3 *	P4 *	涡轮总总 效率	涡轮功率/ kW
/MPa	/ $^{\circ}\text{C}$	/MPa		
1.06	1 079	0.106	0.897	83 403

由于涡轮冷态间隙和热态间隙存在差别,对效率将会产生一定影响。热态间隙值的计算需要通过叶片热胀伸长量,转子轴向膨胀等值计算得到,实际间隙对涡轮效率、功率影响需要后续中继续研究。

## 5 通用特性曲线

本研究采用三维计算获得了涡轮通用特性曲线如图8所示,通用特性曲线分为带冷气和不带冷气两部分。对于不带冷气的涡轮,在小压比情况下折合流量下降较快;压比在3-12,涡轮折合流量基本不变。涡轮的变工况性能较宽,在压比5-12,涡轮效率变化仅有2%。

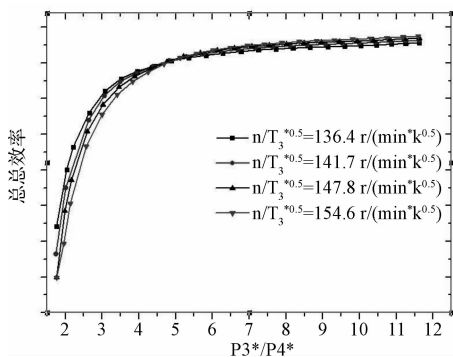


图8 折合流量特性曲线图(不带冷气)

## 6 结束语

本研究围绕燃气轮机气冷涡轮气动设计,介绍了杭汽燃气涡轮气动设计体系,介绍了气冷涡轮内掺混损失计算和效率定义方法,并设计了三级气冷涡轮。

(1)通过一维、S2流面设计出三级气冷涡轮,并通过三维CFD进行数值验证,结果显示,设计的涡轮基

本达到了设计目标。

(2)对已经设计的三级涡轮进行带冷气和不带冷气的特性计算,计算出涡轮折合流量和效率的变化,为计算燃机总体性能提供数据。

(3)后续需要对新设计的涡轮进行气动优化和强度振动校核。

## 参考文献(References):

- [1] 翁史烈. 燃气轮机性能分析[M]. 上海:上海交通大学出版社,1985.
- [2] 航空发动机设计手册第10册涡轮[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [3] 冯国泰,顾中华,温风波,等. 燃气涡轮机气冷涡轮气动设计体系设计思想及其应用[J]. 工程热物理学报,2009,30(11):1841-1848.
- [4] HARTSEL J E. Prediction of effects of mass-transfer cooling on the blade-row efficiency of turbine airfoils[R]. San Diego, AIAA 10th Aerospace Sciences Meeting,1972.
- [5] DENTON J D. Loss Mechanisms in Turbomachines[J]. **Turbomachinery**,1993,115(4):621-656.
- [6] YOUNG J B, WILCOCK R C. Modeling the air-Cooled Gas turbine: Part I-General Thermodynamics[J]. **Turbomachinery**,2003,124(2):207-213.
- [7] YOUNG J B, WILCOCK R C. Modeling the air-Cooled Gas turbine: Part II-Coolant Flows and Losses[J]. **Turbomachinery**,2002,124(2):214-221.
- [8] KURZKE J. Performance modeling methodology: efficiency definitions for cooled single and multistage turbines[R]. The Netherlands: Internatinal Gas Turbine Institute,2002.

[编辑:李 辉]

## 本文引用格式:

蓝吉兵,何大江,初 鹏,等. 某燃气涡轮气动设计及通用特性曲线计算[J]. 机电工程,2016,33(6):699-703.

LAN Ji-bing, HE Da-jiang, CHU Peng, et al. Aerodynamic design and characteristics calculation of a turbine[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2016,33(6):699-703.

《机电工程》杂志: <http://www.meem.com.cn>