

逆算法对涡轮特性柯特略尔估算的改进

谢志武 王永泓 洪波 陈德来

(上海交通大学)

[摘要] 以柯特略尔法为例,对在级叠加式涡轮特性计算时使用逆算法的适用性进行了讨论。证明了末级首先临界的假定在各折合级设计压比相同的条件下可自然满足;当各折合级设计压比不全相同时,给出了寻找首先临界级的判据,并提出采用顺逆结合处理临界问题的方法,突破了末级首先临界的简化假定,优化了计算步骤,提高了估算精度。

关键词 涡轮 逆算法 柯特略尔方法

中图分类号 TK472

0 前言

估算涡轮特性时,临界是一个较难处理的问题。常用的顺流动方向的级特性叠加计算要求初级压比反复调整,以保证计算始终处于亚临界区。这使得级组临界点的确定十分复杂,严重时还可能引起总体性能计算的不稳定。

对级组临界的进一步研究发现,级组末级首先临界的情况最为常见。此时将末级膨胀比作为叠代控制量,就可保证其它级的亚临界状态。王永泓于 1990 年首次提出逆算法并将其运用于三轴燃气轮机的非设计工况计算中^[1];次年,Zhu 和 Saravanamuttu 也独立地提出并运用逆算法于 LM 1600 机组的性能预估^[2];两者都获得了很好的结果。由于逆算法建立在末级首先临界的假定之上,所以有必要对其适用范围加以讨论。

柯特略尔法^[3]是常用的燃气涡轮特性简化估算方法。由于燃气涡轮一般级数较少,采用 Fiegel 公式误差较大,逐圈计算又要求较详细的涡轮几何尺寸,因此在燃气轮机性能预估、状态监测及诊断等领域中,柯

特略尔法具有较高的应用价值。本文以该方法为例,具体讨论逆算法的适用性。由于柯特略尔方法对级特性作了一定简化,因此在使用逆算法时可以弱化甚至完全取消末级首先临界的假定,并能通过计算得到一些有意义的结论。

1 单级设计压比相同时的柯特略尔逆算法

1.1 末级先临界的证明

涡轮级组膨胀比提高时,各级的膨胀比也相应提高,当某级进入临界状态时,其余各级可能还处于亚临界。此后即便膨胀比继续提高,级组的流量受到临界级的制约也不会再变化,此时我们称该级先临界。

柯特略尔方法假定涡轮的每个折合级(指将涡轮级折算为纯冲动级,下同)设计压比都相同。如果再补充一个条件,即假定涡轮设计工况处于亚临界,就可以证明变工况时末级先临界。

首先证明如下命题:如果前后衔接的两个涡轮折合级满足上述两条件,那么只要后

级未超临界,前级必为亚临界

由级组在设计工况和工作工况时的质量守恒条件可得:

$$B_{i+1} \approx B_i \cdot \left(\frac{U_0}{U}\right)^{\frac{\lambda+1}{2}} \quad (1)$$

式中,

$B = \frac{B_k}{B_{k0}}$, 是单级的工作折合流量与设计流量之比, 其中

$$B_k = \frac{Gp_0}{Gkp} \cdot \frac{T}{T_0} = f(U), \text{ 是单级的工作折合流量与临界流量之比}$$

$U = 1/\tau$, 是单级的压比

λ 是多变指数

脚标 i 指反动式涡轮折算为冲动式涡轮后的第 i 个折合级, 0 指设计参数, k 指临界参数由于各级的设计压比相同, 可知 $B_{k0i} = \text{const}$, 代入 (1) 得

$$B_{k(i+1)} \approx B_{ki} \cdot \left(\frac{U_0}{U}\right)^{\frac{\lambda+1}{2}} \quad (2)$$

如果第 $(i+1)$ 级非超临界, 即 $B_{k(i+1)} \leq 1$, 显然上式右侧两项中或者至少有一项小于 1, 或者两项都等于 1 两项都等于 1 显然不可能; 前一项小于 1 等价于第 i 级亚临界; 若后一项小于 1, 必有 $U > U_0$, 考虑到前面作的设计工况处于亚临界的假定, 可得 $U_0 > U_k$, 因此 $U > U_k$, 第 i 级还是亚临界, 本命题证毕

其次证明末级首先临界。随着级组膨胀比的提高, 末级逐渐向临界点靠近。由以上证明可知, 只要末级亚临界, 前面任意一级都是亚临界; 直到膨胀比足够高以至于末级达到临界并引起级组临界时, 其余各级仍是亚临界。因此末级在上述条件下总是先临界。图 1 给出了用柯特略尔方法估算的某涡轮级组在变工况条件下各级膨胀比的分配情况, 从图上可以清楚地看到末级先临界。

1.2 逆算法的实施

使末级压比在 1 与 U_k 之间变化, 由末级压比 U 易得 B_{kM} 和 B_{kN} 。在柯特略尔方法中

$$B_{ki} = \frac{U_i^{\frac{1}{\lambda}} \cdot (1 - U_i^{\frac{\lambda-1}{\lambda}})^{\frac{1}{2}}}{U_k^{\frac{1}{\lambda}} \cdot (1 - U_k^{\frac{\lambda-1}{\lambda}})^{\frac{1}{2}}} \quad (2)$$

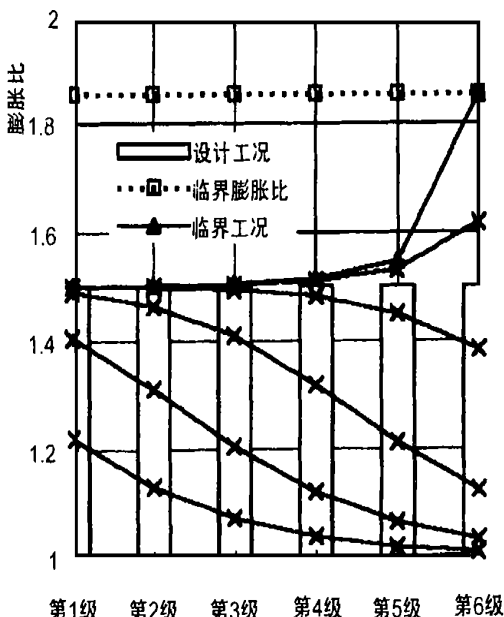


图 1 变工况时的各级膨胀比分配

为将末级参数向前倒推, 必须获得已知 $B_{k(i+1)}$ 求解 U 的方法。由 (3) 易证 $B_{k(i+1)}$ 的值在 U 处于 1 和 U_k 之间时是严格单调递减的, 因此可用二分法求解, 依此类推直至初级。图 2 给出了采用逆算法估算的某发电用燃气轮机机组涡轮变工况特性, 结果与顺序计算完全相同, 但却免去了试凑, 并获得了精确的临界参数

2 单级设计压比不同时的顺逆结合算法

实际机组中首先临界的不一定总是末级, 此时仍可借鉴逆算法的思路, 即找出首先临界的涡轮级。由于影响涡轮临界的因素十分复杂, 从估算的角度出发, 不妨简单地认为各级设计压比不同是造成非末级临界的唯一原因。当各级设计压比不同时, 式 (2) 变为

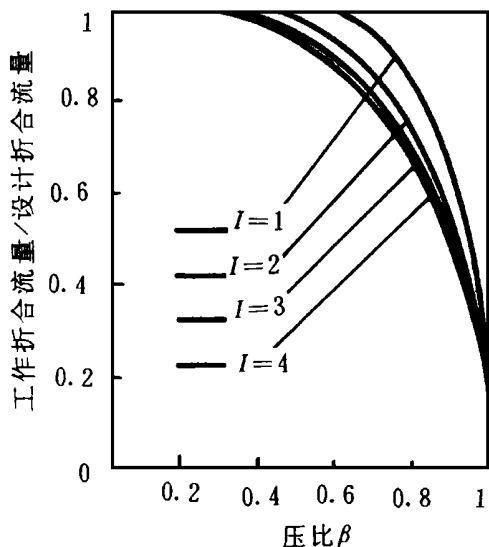


图 2 逆算法估算多级透平特性

$$B_{k(i+1)} = B_{ki} \cdot \frac{U_{(i+1)0}^{\frac{1}{\lambda}} \cdot (1 - U_{(i+1)0}^{\frac{\lambda-1}{\lambda}})^{\frac{1}{2}}}{U_{i0}^{\frac{1}{\lambda}} \cdot (1 - U_{i0}^{\frac{\lambda-1}{\lambda}})^{\frac{1}{2}}} \cdot \left(\frac{U_{i0}}{U_{(i+1)0}}\right)^{\frac{\lambda+1}{2}} \quad (4)$$

易证当第 i 级设计压比和流量一定时, 上式中 $B_{k(i+1)}$ 随着 $U_{(i+1)0}$ 的增大而减小 ($U_{(i+1)0} < U_{i0} < 1$ 时), 且最小值小于 1, 因此调整前后两级设计压比可以使前级先于后级进入临界。若相邻两级的设计压比均已知, 则可根据下式判断后级是否比前级先临界:

$$B_{k(i+1)} = \frac{U_{(i+1)0}^{\frac{1}{\lambda}} \cdot (1 - U_{(i+1)0}^{\frac{\lambda-1}{\lambda}})^{\frac{1}{2}}}{U_{i0}^{\frac{1}{\lambda}} \cdot (1 - U_{i0}^{\frac{\lambda-1}{\lambda}})^{\frac{1}{2}}} \cdot \left(\frac{U_{i0}}{U_{(i+1)0}}\right)^{\frac{\lambda+1}{2}} \quad (5)$$

如 $B_{k(i+1)} < 1$, 前级先临界; $B_{k(i+1)} = 1$, 前后级同时临界; $B_{k(i+1)} > 1$, 后级先临界。据式 (5) 可找到级组中首先临界的级, 之后, 从该级开始, 向前用逆算法, 向后用顺算法, 两者结合, 可以计算设计压比十分复杂的涡轮级组。图 3 给出了一个具体算例。在该算例中, 首级设计膨胀比大大高于末级的值, 总的设计压比分配方案造成了级组中首级先临界情况的出现, 而此时其它各级的膨胀比也很接近临界值, 从而使得总的临界膨

胀比大大高于各级设计压比相同时的值。换言之, 级组的工作范围扩大了。

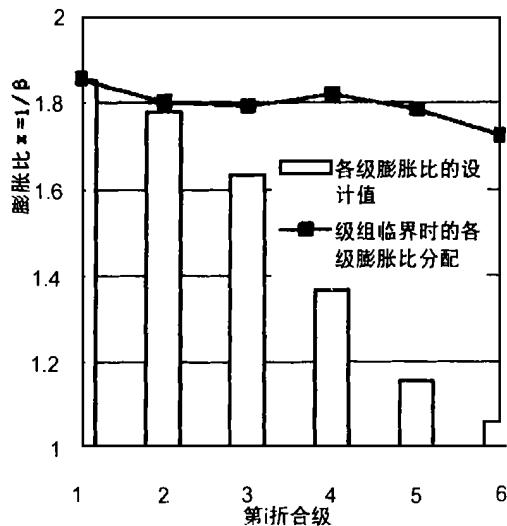


图 3 顺逆结合估算初级首先临界时设计压比的分配实例

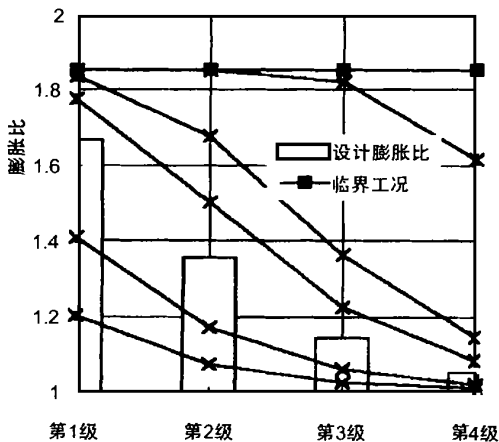


图 4 各级设计膨胀比不同时各级变工况下的膨胀比分配: 4级同时临界

3 讨论

折合级数为 n 的涡轮级组, 其临界压比从理论上说可达 U_k 。为达到这一理论临界压比, 应当调整各折合级的设计压比以使得所有各级同时达到临界, 图 4 给出了这样的

算例 实际的级组临界压比很少达到上述理论值 对级数较多的级组而言,一方面无此必要,另一方面这样的设计也会造成各级间焓降分配的严重不平衡(参见图 3),因此是不可取的 但对实际级数仅有一、二级的涡轮而言,采用式(4)适当规划各级的设计压比则有利于涡轮工作范围的扩大和工作效率的提高

4 结论

使用逆算法的思想对涡轮特性的柯特略尔估算方法进行改进,不仅简化了计算,而且可以较为精确地估算级组的临界参数,避免试凑引起的误差

弱化了逆算法中末级首先临界的简化假定,讨论了单级设计压比不同时顺逆结合运算的有效性,并给出了寻找级组中首先达到临界级的判别条件 计算证实了 U_0 的其分配对级组的临界工况影响较大 前级设计膨胀比略大于后级有利于扩大级组的工作

范围。

参考文献

- 1 Wang, Yonghong. A new method of prediction the performance of gas turbine engines. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991, 113 106~ 111
- 2 Zhu Ping, Saravanamuttoo H I H. Simulation of an advanced twin - spool industrial gas turbine. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992, 114 180~ 186
- 3 柯特略尔 И В 著. 燃气轮机装置的变动工况. 樊介生, 高椿译. 上海科学技术出版社, 1965年 6月

作者简介 谢志武,男,1970年5月生。1991年毕业于上海交通大学,获工学学士学位,现为上海交通大学在读博士研究生。主要从事燃气轮机总体性能的建模、仿真及控制,燃气轮机状态监测与故障诊断以及燃气轮机性能的并行计算等方面的研究。(200030 上海市华山路 1954号交大 95BA1信箱)

(渠 源 编辑)

新 机 组

新型的 Cyclone燃气轮机

据“Gas Turbine World”1997年7-8月号报道,Cyclone(龙卷风)是 EGT(欧洲燃气轮机)公司最大的燃气轮机,它是由 Tempest(暴风雨)比例放大得到的二轴发动机

发动机设计成 11级轴流压气机,6个回流干式低 NO单管式燃烧室,全空气冷却的 2级高压涡轮和 2级带冠自由动力涡轮。ISO基本负荷条件下,涡轮转子进口温度为 1250℃。

在海平面、15℃环境温度、60%相对湿度的 ISO标准条件下,燃用液体燃料,基本负荷额定功率为 12720 kW;燃用气体燃料为 13400 kW 燃用气体燃料时的热耗率为 10256 kJ/(kW·h),总的热效率为 35.1%。

在全负荷下,排气流量为 39.3kg/s,排气温度为 579℃,总压比为 16.7:1

动力涡轮全负荷转速范围为 8000-10000 r/min,使其能很好匹配直接驱动高速压气机,需通过齿轮箱减速来驱动发电机。

(思娟 供稿)

University) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -1998, 13(3). -178~ 182

Through an experimental study conducted on a circulating fluidized bed model (height 5.9 m, inner diameter 0.14 m) the formation mechanism of a wall-adhered return flow was explored and discussed with a physical model of the wall-adhered return flow proposed. The above work is meaningful for both engineering design and theoretical research of circulating fluidized beds. **Key words** wall-adhered return flow, circulating fluidized bed

《热能动力工程》引文分析和研究 = **Analysis and Study of the Engineering Literature Citations of "Journal of Engineering for Thermal Energy & Power"** [刊, 中] / Huang Mao Lin (Harbin Institute of Technology)

Liu Changhe (Harbin No. 703 Research Institute) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -1998, 13(3). -183~ 184

逆算法对涡轮特性柯特略尔估算的改进 = **An Improvement on Kotliar Prediction of Turbine Performance by the Use of an Inverse Computation Method** [刊, 中] / Xie Zhiwu, Wang Yonghong, Hong Bo, Chen Delai

(Shanghai Jiaotong University) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -1998, 13(3). -185~ 188

Taking Kotliar method as an example, this paper discusses the applicability of an inverse computation method for the calculation of stage superimposed type turbine performance. It has been proved that the last stage first stagnation hypothesis can be naturally fulfilled under the condition of identical design pressure ratio for each corrected stage. In case of the design pressure ratio for each corrected stage not identical given are ascertainment criteria for finding the first stagnant stage. In addition, the use of a combined sequential-inverse computation method is proposed for the treatment of critical issues, thus making a breakthrough regarding the last stage first stage hypothesis. Computation procedures have been optimized, resulting in an enhancement in evaluation precision. **Key words** turbine, inverse computation method, Kotliar method

弯曲叶片涡轮叶栅二次流损失计算经验模型 = **An Empirical Model for Calculating Secondary Flow Losses of Curved Blade Turbine Cascades** [刊, 中] / Yu Qing (Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -1998, 13(3). -189~ 192

On the basis of the experimental data analysis of inclined and composite curved plane cascades the author has come up with a secondary flow loss calculation model applicable for turbine cascades of curve-twist aerodynamically formed design. This model reflects the effect of such factors as blade inclination angle, aspect ratio, cascade solidity on the magnitude and distribution mechanism of secondary losses. With the help of this model evaluated in advance are the losses of a small aspect ratio gas turbine guide vane device under two forms of blades, i. e. straight and curved. The model-calculated values are in good agreement with those of the test and measuring results. **Key words** curved blades, turbine cascade, secondary loss model

恒热流竖壁降膜发展段流动换热分析 = **Flow Heat Exchange Analysis of Constant Heat Flow Vertical Wall Downcoming Liquid Film Development Section** [刊, 中] / Shi Jinsheng, Shi Mingheng (Southeastern University)

// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -1998, 13(3). -193~ 195

With the help of a boundary layer analogous solution an analysis is conducted of the laminar flow and heat exchange characteristics in the constant heat flow vertical wall downcoming liquid film development section. Obtained is the calculation expression of the development section length, liquid film thickness and non-dimensional heat exchange factor. **Key words** downcoming film, development section, speed boundary layer, temperature boundary layer

NG-130/39-M₂型锅炉的节能技术改造与运行 = **Energy Saving-oriented Technical Modification and Operation of a Model NG-130/39-M₂ Boiler** [刊, 中] / Cheng Qingang, Bao Yanjun, Zhang Guojun, et al (Harbin Power Equipment Design Institute)

// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -1998, 13(3). -196~ 199

Through the tests of a NG-130/39-M₂ boiler installed at a thermal power plant and its pulverized coal system, analyzed are some causes leading to the excessively high fly ash and slag combustible content and ex-