

高负荷跨音速复合气冷涡轮叶片的设计与计算

燃气涡轮研究所 邓化愚 刘存禄 罗明俊 刘玉芳 彭庆明

南华动力机械研究所 盛荣昌 高玉华 胡志清

沈阳航空发动机研究所 王华阁 李星恒 邹学岩

【摘要】 本文提出了一套跨音速复合式气冷涡轮叶片内冷气流分配、温增、内外换热系数和温度场的计算方法，对设计的“冲击-对流-气膜”多种冷却方案进行了计算。与实测值比较，验证了本计算方法的可靠性和精确度，择优选取了四套叶片内冷结构，精心地进行了结构设计。

一、设计与计算

根据需求和实际情况要求复合气冷导向叶片的冷气流流量比 $K_G = 5 \sim 6\%$ 、工作叶片的 $K_G = 3.5\%$ 时，平均绝对冷却效果分别为 $300 \sim 350K$ 、 $250 \sim 300K$ ，以满足涡轮进口燃气温度 $1600K$ 水平的发动机要求。

根据选定的“对流-冲击-气膜”复合气冷方案，采用高温耐热合金，制造了四套导向叶片和工作叶片（简称导叶、导叶、动叶、动叶）有多种气膜孔方案。叶片结构如图1至图2所示。导叶分两路进气。在叶片中部用隔板分隔成前腔和后腔。前腔内表面配置了18条弦向肋，以增加换热面积，并且装有冷气导管，开设冲击孔来冲击冷却叶片前缘、叶盆和叶背。后腔采用有横向冲击、扰流柱强化冷却及分裂式尾缘的冷却结构。在叶片表

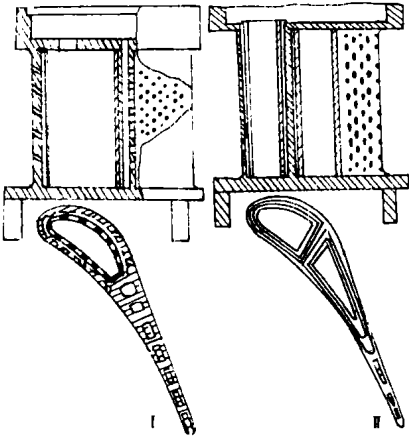


图1 导叶 和 的结构示意图

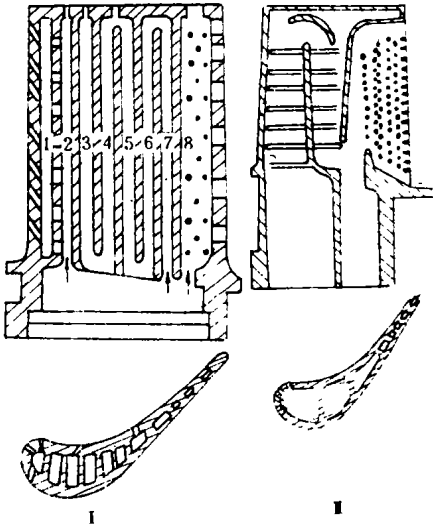


图2 动叶 和 的结构示意图

面，还开设了5排气膜孔。导叶 由中隔板分隔成前后两腔，腔内均安嵌冲击冷却空气导管。

尾缘为 5 排扰流柱和中劈缝。整个叶片分布 11 排气膜孔, 其中前缘有 5 排空间喷射角的错排气膜孔排。动叶为冷气由叶根分三路进气的复合式冷却结构。第一路冷气由叶根进入 2 腔, 经由前隔板上的 8 条窄缝, 冲击冷却叶片前缘内壁, 然后由 1 腔前缘 3 排气膜孔排至燃气通道, 冷却叶片前缘。第二路冷气进入 7 腔回流冷却叶片中弦区。第三路冷气进入叶片尾腔, 经由 3 排强化换热扰流柱沿径向流动, 冷却叶片尾缘, 再由尾缘 7 条劈缝排至燃气通道。动叶为叶根分两路进气的“对流-肋和扰流柱强化-气膜”冷却结构。第一路冷气进入前腔, 沿径向流动, 一部分冷气由前缘 5 排气膜孔冷却叶片前缘。另一部分冷气经由顶部折转再次分为两股, 一股沿顶部盖板流动, 对流冷却叶片顶部; 另一股折转向根部回流, 再折转与叶片根部第二路冷气汇合, 经由后腔扰流柱, 冷却叶片尾缘, 再由尾缘劈缝排至燃气通道。

利用跨音速平面叶栅流场的时间相关法^[1]计算叶型表面的压力分布(图 3 和图 4)。

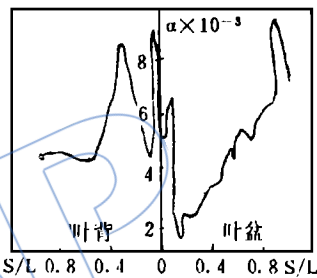
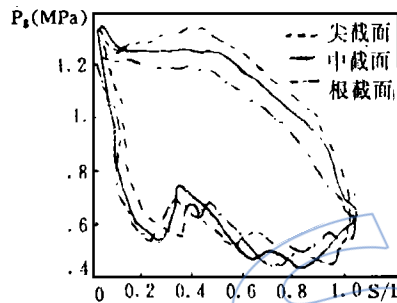
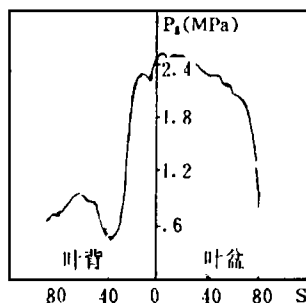


图 3 燃气沿导叶的压力分布 (中截面) 图 4 燃气沿动叶的压力分布 图 5 导叶局部外换热系数分布 (中截面)

以叶型表面的压力分布为边界条件, 采用有压力梯度和换热的可压缩附面层方程和雷诺相似理论计算叶片的局部外换热系数^[2]。计算中考虑了燃气热物性、主流紊流度对换热和附面层转捩的影响(图 5 和图 6)。

根据国内外有关文献介绍的试验数据, 针对叶片内冷结构特点, 选用较为合理的流量系数、摩擦阻力和内换热准则公式; 采用变截面、有摩擦、换热、旋转效应、流量流出与流进的一维管道可压缩稳定流动的动量方程; 考虑换热和泵功效应的能量方程和流量公式联合迭代求解叶片内冷气流量分配、温增和内换热系数^[2]。叶片内冷气流量分配比例: 导叶的、方案, 前后腔冷气分配为 45 55、47 53、44 56, 导叶为 31 69, 动叶的、方案前、中、后腔冷气分配都同样是 26 30 44, 动叶的、方案的前、后腔冷气分配都同样是 66 34。

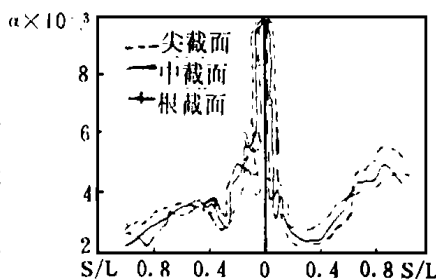


图 6 动叶局部外换热系数分布

利用叶片内、外换热系数作为边界条件, 用有限元法^[3]计算了叶片二维稳态温度场。

二、叶片壁面温度计算值与实测值比较

为了验证我们使用的一整套设计计算方法和计算机程序的可靠性和精度, 根据叶片试验件在冷效试验器上实测的参数, 计算了叶片中截面压力分布、局部外换热系数、叶片内冷气

流量分配、温增、内换热系数和平面温度场。以导叶 (方案) 和动叶 (方案) 为例, 将其壁面温度分布和表面加权平均温度的计算值与叶片表面热偶点的实测值进行了比较 (图 7)。

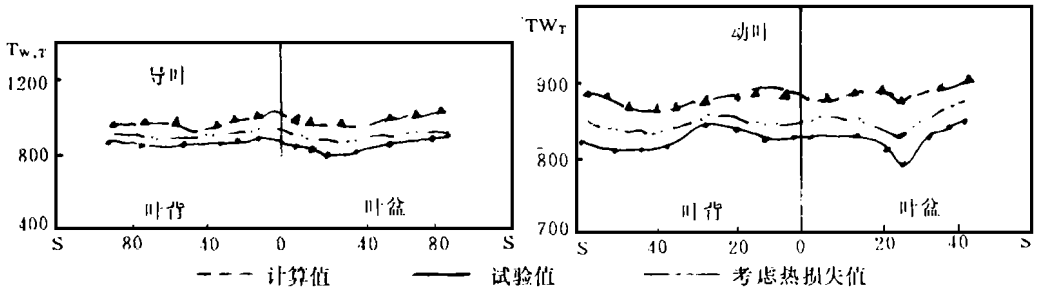


图 7 导叶和动叶中截面壁面温度计算值与实测值比较

由图 7 可见, 计算温度和实测值沿弦向的变化趋势一致, 只是存在一差值。计算的壁面温度偏高, 实测值偏低, 主要是由于试验器上有热损失, 其次, 可能由于在计算中选取某些系数偏保守所致。经热损失修正^[5]后, 导叶实测的壁面加权平均温度为 900K, 而计算值为 937K, 相对偏差为 4%。叶片壁面局部温度的最大偏差为 9.8%, 最小偏差为 2%。动叶实测的壁面加权平均温度为 840K, 而计算值为 874K, 相对偏差为 3.8%。叶片壁面局部温度最大偏差为 6.4%, 最小偏差为 1.3%。

经过实验验证表明, 提出的一整套设计计算方法具有较高的工程精度, 行之有效。

参 考 文 献

- [1] 张耀科、沈孟育、龚增锦, “平面叶栅跨音速绕流的数值试验”, 计算数学, No. 4, 1978。
- [2] 邓化愚、刘玉芳、罗明俊、**彭庆明**, “复合式气冷涡轮叶片内冷气流动和换热计算”, 航空动力学报, Vol. 4, No. 4, 1989。
- [3] 葛永乐、郭宽良等, “涡轮机叶片温度场的分析研究(涡轮机高温零件温度场专题文集第三集)”, 国防工业出版社, 1983。
- [4] 刘存禄、罗明俊、邓化愚、刘玉芳, “高负荷跨音速涡轮复合气冷叶片试验研究”, 航空动力学报, Vol. 4, No. 4, 1989。

DESIGN AND CALCULATION OF COMPOSITE AIR-COOLED BLADES IN A HIGHLY-LOADED TRANSONIC TURBINE

Deng Huayu, Liu Cunlu, Luo Mingjun, Liu Yufang, **Peng Qingming**

(*Gas Turbine Establishment*)

Sheng Rongchang, Gao Yuhua, Hu Zhiqing (*Nanhua Powerplant Research Institute*)

Wang Huage, Li Xingheng, Zou Xueyan (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

A set of calculation methods is presented for predicting coolant mass flow distribution, temperature rise, heat transfer coefficients (internal and external) and temperature field of transonic turbine blades with impingement convection-film cooling. Various air-cooled schemes has been calculated, in result four internal air-cooling structures in turbine blades have been chosen accordingly and designed elaborately. The results of calculation according to actual parameters are compared with the measured wall temperature distributions over turbine blades. Maximum and minimum deviations of the local wall temperature over the turbine vanes and blades are 9.8% and 2%, 6.4% and 1.3% respectively. The methods are verified to be credible and accurate.

CALCULATION OF COOLANT FLOW AND HEAT TRANSFER INSIDE COMPOSITE AIR-COOLED TURBINE

Deng Huayu, Liu Yufang, Luo Mingjun, **Peng Qingming**

(*Gas Turbine Establishment*)

ABSTRACT

A calculation method is presented for iterative solution of the coolant mass flow distribution, temperature rise and internal heat transfer coefficient inside composite air-cooled turbine blade. An numerical example is given. The effects of rotation on coolant flow and heat transfer are discussed. The method has been successfully applied to the design of air-cooled turbine blades for HPPSARP project, and it can also be used in model modification and calculation check.

NUMERICAL STUDY OF CONDUCTIVE TEMPERATURE DISTRIBUTION AND RECURRENCE RELATION IN TRANSIENT COMPUTATION

Zhu Gujun, Ji Shouli, Yang Fan

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The numerical analysis of steady and unsteady conductive temperature distributions of turbine disk and blade is presented as part of HPPSARP project. It consists of two-dimensional (plane and axisymmetric) and three-dimensional problems. This paper gives a summary illustration of its features and emphasis on the stability of time recurrence relations in transient computation. A variable weighted coefficient to summarize the different time schemes is proposed in the developed computing program. It is favourable to improve the accuracy and restrain the oscillation in calculation. Some numerical examples are given to verify the characters of different schemes.