

多级涡轮 S_2 流面的变比热 气动热力计算方法*

哈尔滨工业大学 杨弘** 于清 王仲奇

【摘要】 针对在多级涡轮流道中沿流动方向燃气温度变化较大这一特点,为了准确反映出温度变化对气动热力计算结果的影响,提出了一种考虑变比热影响的 S_2 流面的气动热力计算方法。该方法摒弃了传统的定比热气动热力计算公式和由温度、密度确定压力的求解顺序,而是根据导出的变比热计算压力的关系式求解压力,然后用温度和压力计算密度。计算结果显示出本文的算法较传统的未能充分考虑变比热影响的气动热力计算方法可以改善多级涡轮联算时的计算准确度。

主题词: 涡轮 气体动力学 热力计算 计算方法

分类号: O354 V231.11

由于多级涡轮的进、出口温度相差很大,而比热又是温度的函数,所以从涡轮进口到出口之间比热的变化也很大。若想得到准确的计算结果,必须考虑比热变化的影响。正是基于这个目的,推导了考虑比热变化影响的气动热力计算关系式,提出了一种 S_2 流面的变比热气动热力计算方法。

1 变比热气动热力计算方法

1.1 气动热力关系式

在变比热条件下推导了求解压力的计算关系式。沿流线上的二点(1 点和 2 点)间积分吉伯斯恒等式 $dp/\rho = C_p dT - T ds$ 得到

$$p_2 = p_1 \cdot f(T_1, T_2) \cdot g(s_1, s_2) \quad (1)$$

式中函数 $f(T_1, T_2) = e^{\int_{T_1}^{T_2} \frac{\kappa}{T^2} dT}$, $g(s_1, s_2) = e^{-(s_2 - s_1)/R}$, R 是气体常数,函数 $f(T_1, T_2)$ 中的 κ 值是温度的函数,(1)式是在变比热条件下推出的。可见,如果已知某一流线上两点处的温度、熵值及一点处的压力,则可以通过(1)式计算出另一点处的压力。另外,如果已知某点处的静压、静温和总温,则可以通过积分吉伯斯恒等式得到总压:

$$p^* = p \cdot f(T, T^*) \quad (2)$$

温度和熵以及速度的计算方法与文献[1]是一样的,而密度则是通过状态方程计算。

1.2 计算方法

同传统的 S_2 流面气动热力计算方法^[1-3]不同的是在求出温度后本文先根据变比热计算

式(1)求解压力,而后由状态方程求解密度。

在应用(1)式时,须事先求出函数 $f(T_1, T_2)$ 。本文的作法是:先给定一个足够大的温度区间 $[T_s, T_e]$,使涡轮内各处的燃气温度均不超出这个区间,即 $T \in [T_s, T_e]$ 。将这个区间分为 N 等分,在等分点上的温度可表示为: $T = T_s + n \cdot \Delta T$,其中 ΔT 是温度间隔,取 $\Delta T = 1K$, n 是一个正整数, $n \in [1, N]$ 。通过数值积分的方法可以求出函数:

$$F(T) = e^{\int_{T_s}^T \frac{\kappa}{\kappa-1} \frac{1}{T} dT} \quad (3)$$

式中比热比 κ 可根据温度和其他热力参数由燃气热力性质表或热力性质的经验计算式求出。根据(3)式,对于沿流线上任意二点,函数 $f(T_1, T_2)$ 可以表示为 $f(T_1, T_2) = F(T_2) - F(T_1)$,式中 $F(T_1)$ 、 $F(T_2)$ 可根据事先已求得的 $F(T) - T$ 数值表通过插值求出。在温度和压力求出后,由状态方程计算密度,由(2)式计算总压。其余各参数的计算方法同文献[1]。

2 计算结果和分析

给出了一个某型双级燃气涡轮的计算实例。图1示出了该涡轮进口处的总温、总压和环量(相对值)沿叶高的分布规律,可见该涡轮的进口参数沿径向的分布很不均匀,流场计算较困难。应用上述算法,对该双级涡轮的 S_2 流面半反问题进行了计算。文献[1]中的气动热力计算方法类似于文献[2, 3],这种计算方法简称为传统方法。将传统方法的计算结果和变比热方法的计算结果进行了对比。两种方法计算时使用了同一个损失模型,详见文献[4]。

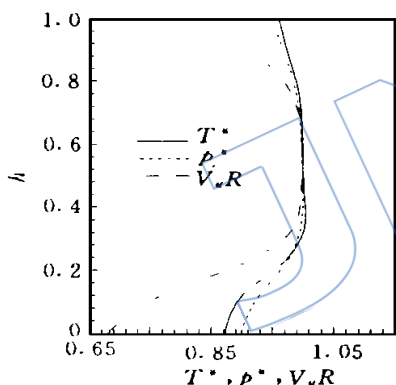


图1 总温、总压和环量(相对值)沿叶高的分布

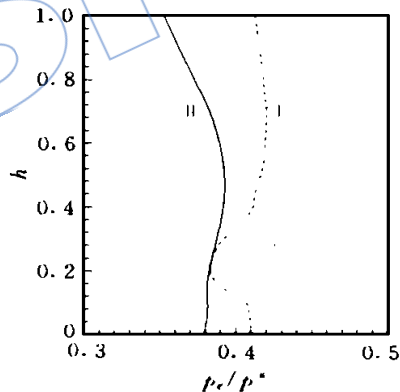


图2 静压(相对值)沿叶高的分布

图2绘出了两种算法得到的涡轮末级出口静压沿叶高的分布(曲线II—本文变比热算法的计算结果,曲线I—传统方法的计算结果,下同)。曲线II表示的静压沿叶高按流量平均而得到的平均值与总体性能计算结果和考虑变比热影响的流线曲率法的计算结果是吻合的,而曲线I的平均值要偏高些。另外,曲线I在20%叶高附近的形状明显与实验情况不符。图2说明本文的变比热计算方法较传统方法的计算准确度提高了。

图3示出的是子午面上涡轮的等温线分布。可以看出图3(II)的温度下降梯度较图3(I)的要大一些,二者之间的差别主要表现在第二级导叶进口以后。但总的说来,图3(I)和图3(II)上的等值线差别并不太大。主要是由于这两种算法都要为满足能量守恒而用总焓(导叶)或转焓(工作叶片)沿流线不变的条件来确定温度的。图4示出的子午面压力的等值线则显示出这两个算法的显著差异。图4(II)显示出压力变化比均匀、合理,而图4(I)表示的第2级

导叶内存在着扩压区和等压区,这显然是不合理的。究其原因这是由于传统方法在计算密度时没能充分考虑比热变化的影响,因而造成了压力求解的显著误差。从图 4 还可以看到在第 2 级涡轮内两种算法的计算结果差异不大。这主要是由于多级涡轮联算时下 1 级涡轮的进口参数是按其上一级涡轮的出口参数得来的,而按此 2 种算法求得的第 1 级涡轮出口参数已有明显的差异(如图 5 所示),因而不同的进口条件和未能充分考虑比热变化的影响造成了传统方法在第 2 级涡轮内的计算结果与本文算法的计算结果存在着明显的差异。

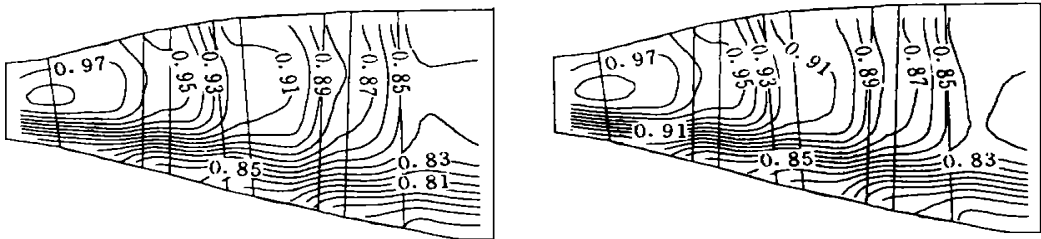


图 3 子午面上的温度(相对值)的等值线分布

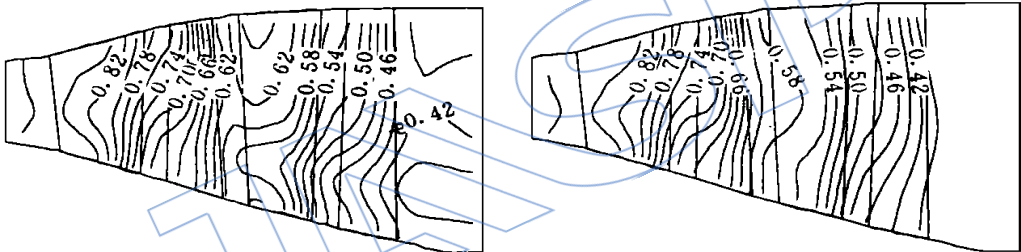


图 4 子午面上的压力(相对值)的等值线分布

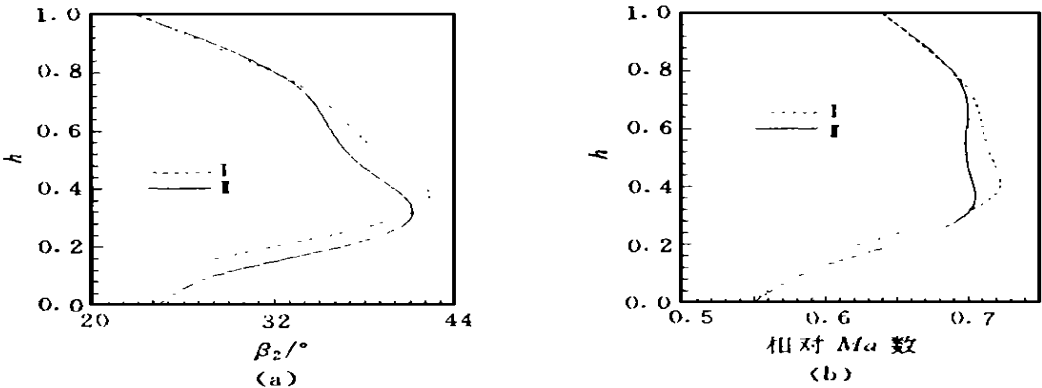


图 5 第 1 级工作叶片(a)出口相对气流角(b)相对 Ma 数沿叶高的分布

图 6、图 7 示出第 2 级导叶出口 Ma 数和第 2 级工作叶片出口气流角沿叶高的分布,可见两种算法的计算结果存在着很大差异。而两种算法在第 1 级涡轮的计算中具有相同的进口条

件(如图 1 所示),所以这 2 种算法在第 1 级涡轮内的计算结果没有象第 2 级那样有显著的差异。图 8 示出了第 1 级导叶出口 Ma 数沿叶高的分布上,可见两种算法的计算结果相差不大。

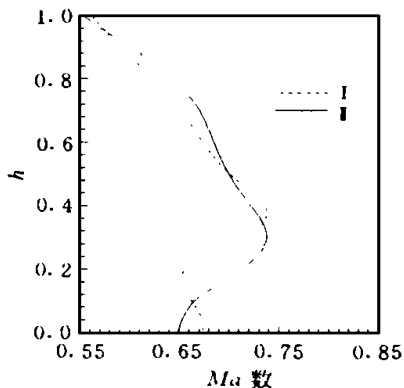


图 6 第 2 级导叶出口 Ma 数沿叶高的分布

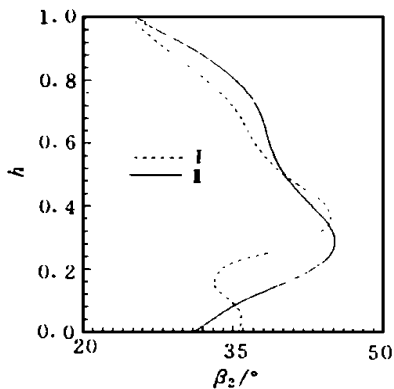


图 7 第 2 级工作叶片出口相对气流角沿叶高的分布

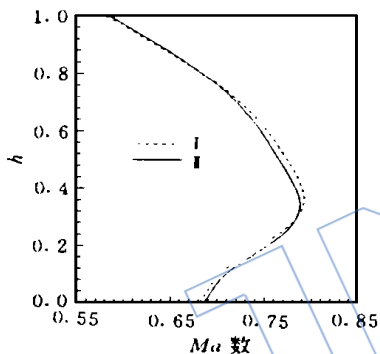


图 8 第 1 级导叶出口 Ma 数沿叶高的分布

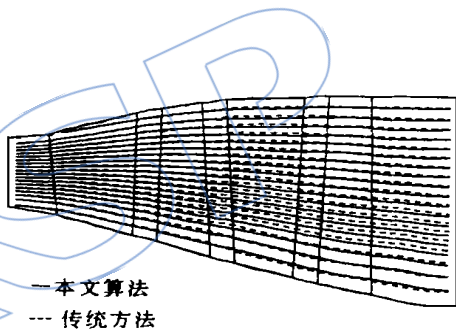


图 9 子午面上的流线

图 9 绘出了子午面上流线的分布情况。可见由本文算法得到的流线的形状变化比较平缓,两种算法的计算结果在第 1 级工作叶片出口以后有较大的差别。

3 结 论

(1) 本文的气动热力计算方法充分地考虑了变比热的影响,因而其计算准确度较传统方法有显著提高,而且气动热力参数的分布也更加合理。(2) 在多级涡轮联算时,传统的未能充分考虑变比热影响的计算方法在第 1 级工作叶片以后将会产生较大的计算误差,因而对多级涡轮联算必须要充分地考虑比热变化的影响,尤其是对进口非均匀的流场计算更应如此。

参 考 文 献

- 1 王仲奇,杨弘等. 具有弯扭叶片的燃气透平正问题计算方法. 航空动力学报, 1992, 7(2)
- 2 朱荣国. 使用非正交曲线坐标与速度分量 S_2 流面反问题流场线松弛解. 工程热物理学报, 1980, 1(1)
- 3 丁云峰,邓子同. 非正交曲线坐标叶轮机械 S_2 流面正问题计算机程序. 工程热物理学报, 1980, 1(1)
- 4 黄忠湖,王月奇,杨锦甫. 有冷气掺混的涡轮气动设计计算方法. 航空动力学报, 1989, 4(2)

(责任编辑 杨再荣)