

文章编号: 1000-8055(2008)07-1253-07

低雷诺数条件下涡轮性能的计算研究

孙大伟, 乔渭阳, 许开富, 罗华玲
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于求解欧拉方程的方法, 发展了能将多种不同损失模型耦合起来的涡轮 S_2 流面准三维计算程序. 并在不同雷诺数条件下对三台发动机涡轮部件性能进行了计算. 计算结果表明, 三套涡轮的效率及流通能力随雷诺数减小的变化量低于俄罗斯经验关联曲线所给出的变化量, 但总体趋势比较吻合, 不同的模型计算结果差别较大.

关 键 词: 涡轮性能; 欧拉方程; S_2 流面; 损失模型; 雷诺数

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Study on turbine performance at low Reynolds number

SUN Da-wei, QIAO Wei-yang, XU Kai-fu, LUO Hua-ling

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The Quasi-three dimensional calculation program of S_2 stream surface incorporated with some different loss model is developed on the base of solving Euler equation. And the performance of 3 different sets of turbine components is calculated at different Reynolds numbers. The prediction results show that the predicted values of variations of both turbine efficiency and flow capacity with Reynolds number decreasing show smaller than that of Russia correlation, but the overall trend agrees, and the prediction results using different loss model are greatly different.

Key words: turbine performance; euler equation; S_2 stream surface; loss model; reynolds number

在过去的几十年里,大量的实验结果和数值技术的发展使得航空燃气涡轮的设计水平得到飞速发展,设计出的涡轮在海平面状态下工作时效率都很高.但是随着近年来高空无人作战飞机的兴起,对航空燃气涡轮发动机部件的研制又提出了新的挑战. Helton^[1]等人在研究美国著名的“全球鹰”飞机所用的 AE3007H 的三级低压涡轮流动损失时发现,在高空巡航时其低压涡轮效率降低达到了 6 个百分点.这就要求现代的涡轮设计者在设计涡轮时必须把雷诺数对涡轮的影响考虑进去,从而使得设计的涡轮在低雷诺数条件下也能保持很高的效率,这也成为了一种趋势.

本文正是基于这样的考虑,发展了能将多种考虑雷诺数影响的损失模型耦合起来的涡轮 S_2 流面准三维计算程序,以三套涡轮为算例,在不同雷诺数条件下对涡轮的性能进行了计算.并和俄罗斯经验关系曲线进行了比较,以期能够深刻认识不同涡轮损失模型在性能计算上的差异,并对计算程序以及所用损失模型的合理性及准确性加以验证,试图找到一定的规律,为今后涡轮设计提供一定帮助.

1 S_2 流面准三维计算程序

虽然现代 CFD 数值模拟技术不断发展,涡轮流场的全三维计算已经成为现实.但由于涡轮流

收稿日期: 2007-07-02; 修订日期: 2007-10-23

基金项目: 国家自然科学基金(10377011)

作者简介: 孙大伟(1982-),男,吉林延边人,博士生,研究方向为叶轮机气动热力学.

场内部流动十分复杂以及现有全三维设计技术发展还不十分成熟,全三维计算尚不能完全应用于工程优化设计中。而 S_2 流面准三维计算程序经过多年的发展已经非常成熟,相对于 CFD 数值模拟技术,它具有计算快速方便的优点,并且经过多年的发展完善,对于叶片性能的预测也较为准确,在叶片前期设计中,应用十分广泛。在 CFD 数值模拟技术发展不够完善的时候, S_2 流面准三维计算依然是工程设计中的主要手段。

自从著名学者吴仲华教授于 1952 年提出了两类相对流面 (S_1 流面, S_2 流面) 理论以来,建立在 S_2 流面理论基础上的各种计算方法不断被提出。其中最具有代表性的是 Novak R A^[2] 提出求解完全径向平衡方程的流线曲率法; Marsh H^[3] 提出的引入流函数的矩阵通流方法; 以及由于一些优秀的数值格式如 Lax-Weandroff 格式、TVD 格式和先进网格生成程序的发展,在 70 年代中期兴起的求解欧拉方程的方法,也被工程上所采用。

1.1 计算方法

本文采用较先进的求解欧拉方程的方法,编写了 S_2 流面准三维计算程序。欧拉法采用代数方法生成计算网格,为了更加准确的计算叶栅流场,在叶片排内部设立了计算站。差分格式采用高精度 TVD 格式^[4] 求解守恒型欧拉方程。其中由于粘性力的影响而引起的熵增,通过引入损失模型来加入,在损失模型中通过引入雷诺数影响系数,来考虑雷诺数的影响。求解欧拉方程时,设计者只须给定进口 p_0^* , t_0^* , 以及进口气流方向,几何形状和出口静压,而不需给定流量。在全部堵塞时,迭代计算求出的流量就由 p_0^* , t_0^* , 叶片排出口背压唯一确定的流量。

在航空燃气涡轮设计分析过程中,工质的热力性质计算的准确度,直接影响着涡轮的性能预测的可信性。而现代涡轮进出口温差不断加大,一般可达到 900 K 左右,这对工质热力性能影响非常大,正是基于这种考虑,本程序中采用了变比热的气体热力过程计算方法,这样可以更加准确的计算涡轮效率。在变比热容计算各热力参数时,认为比定压热容 c_p 及比热比 K 等均为温度函数。

1.2 基本方程

S_2 流面的平均方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{r}\bar{T}U) + \frac{\partial}{\partial t}(\bar{r}\bar{T}F) + \frac{\partial}{\partial t}(\bar{r}\bar{T}G) = \bar{Q}$$

式中 $\bar{Q}$ 为

$$\bar{Q} = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{q}_z + \bar{r}p \frac{\partial \bar{q}}{\partial z} \\ \bar{q}_r + \bar{q}_\theta + \bar{r}p \frac{\partial \bar{q}}{\partial r} + \bar{p}(W_\phi + \omega r)^2 + \bar{r}\bar{q} \frac{\Delta p}{\Delta \phi} \frac{\partial \bar{q}}{\partial r} \\ \bar{q}_\phi - \bar{r}W_r(W_\phi + 2\omega r) - \frac{\Delta p}{\Delta \phi} \\ \bar{p}W_r\omega^2 r^2 \end{bmatrix}$$

S_2 流面方程

$$W_z \frac{r \partial \bar{q}}{\partial z} + W_r \frac{r \partial \bar{q}}{\partial r} - W_\phi = 0$$

$$\text{粘性摩擦力 } f = - \frac{\rho \omega W}{W^2} T \Delta S$$

在计算过程中,需要根据损失模型计算出的各种损失去计算熵增而求出粘性力 f , 代入方程参与迭代。

2 考虑雷诺数影响的损失模型

到目前为止,已经发展了多种航空燃气涡轮损失的计算模型。在本文中,选用了三种有代表性的考虑了雷诺数影响的涡轮损失模型: AMDC 模型、K-O 模型和 Traupel-Zehner 模型。

2.1 AMDC 模型

该模型给出的公式是基于 Aniley & Matheson^[5] 涡轮损失计算方法,后经 Dunham & Came^[6] 发展了的第二代涡轮损失模型。该模型假设压力损失系数与气流马赫数无关。将雷诺数和尾迹的影响考虑在内,总损失为

$$Y = \left[(Y_p + Y_s) \left(\frac{Re}{2 \times 10^5} \right) + Y_{T1} \right] \chi_{Te}$$

其中 χ_{Te} 为尾迹校正系数,由文献[5] Fig 9 得到。

叶型损失主要取决于几何进口角、气流进口角、气流出口角、相对栅距、相对最大厚度和相对尾迹厚度等。设计状态的叶型损失为

$$Y_{P(i=0)} =$$

$$\left[Y_{P(a'_{in}=0)} + \left(\frac{a'_{in}}{a'_{out}} \right)^2 (Y_{P(a'_{in}=a'_{out})} - Y_{P(a'_{in}=0)}) \right] \left(\frac{t/l}{0.2} \right) \frac{a'_{in}}{a'_{out}}$$

其中 $Y_{P(a'_{in}=0)}$ 和 $Y_{P(a'_{in}=a'_{out})}$ 分别为喷嘴叶栅和冲动叶栅叶型损失,分别由文献[5] Fig. 4a 和 Fig. 4b 得到。

在非设计状态下的叶型损失为

$$Y_p = \chi_i Y_{P(i=0)}$$

其中 χ_i 为攻角因子,由文献[5] Fig. 6 得到,其中的失速攻角可根据相对栅距、进口几何角、出口气流角以及文献[5] Fig. 7 得到。

Dunham & Came 认为二次流损失主要取决于叶片载荷和叶片展弦比,而叶片载荷则被认为

是叶片转折角的函数.

$$Y_s = 0.0334 \left(\frac{1}{H} \right) [4(\tan \alpha_n - \tan \alpha_{ut})^2] \cdot \left(\frac{\cos^2 \alpha_{ut}}{\cos \alpha_n} \right) \left(\frac{\cos \alpha_{ut}}{\cos \alpha_n} \right)$$

对于叶尖间隙损失, Dunham & Came 认为叶片载荷和间隙高度是主要影响因素.

$$Y_{Ti} = B \frac{1}{H} \left(\frac{1}{l} \right)^{0.78} [4(\tan \alpha_n - \tan \alpha_{ut})^2] \cdot \left(\frac{\cos^2 \alpha_{ut}}{\cos \alpha_n} \right)$$

2.2 K-O 模型

Kcaker & Opapuu 在 AMDC 模型基础上发展了 Kcaker & Opapuu^[7] 模型. 该模型重新构造了损失体系, 考虑了气流压缩性和激波的影响.

$$Y = \chi_{Re} Y_p + Y_s + Y_{Ti} + Y_{Te}$$

$$\chi_{Re} = \begin{cases} \left(\frac{Re}{2 \times 10^5} \right)^{-0.4} & Re \leq 2 \times 10^5 \\ 1.0 & 2 \times 10^5 < Re < 10^6 \\ \left(\frac{Re}{10^6} \right) & Re > 10^6 \end{cases}$$

其中 χ_{Re} 为雷诺数校正系数.

Kcaker & Opapuu 给出的叶型损失模型为

$$Y_p = 0.914 \left[\frac{2}{3} K_p \chi_i Y_{p(i=0)} + Y_{shock} \right]$$

$$Y_{p(i=0)} = \left[Y_{p(\alpha'_{in}=0)} + \left| \frac{a'_{in}}{a'_{out}} \right| \left(\frac{a'_{in}}{a'_{out}} \right) (Y_{p(\alpha'_{in}=\alpha'_{out})} - Y_{p(\alpha'_{in}=0)}) \right] \cdot \left(\frac{1/l}{0.2} \right) \left(\frac{a'_{in}}{a'_{out}} \right)$$

其中 χ_i 与 AMDC 模型中的一样, 而与前模型相比该模型中不同的是 $|a'_{in}/a'_{out}|$, 它允许负的进口气流角. Kcaker & Opapuu 认为 AMDC 模型给出的叶型损失系数是在低亚声速条件下的叶栅实验得到的, 应用到较高马赫数情况下的涡轮时偏于保守, 所以在模型中给出了马赫数修正因子

$$K_p = 1 - 1.25(Ma_{out} - 0.2) \left(\frac{Ma_{in}}{Ma_{out}} \right)^2, Ma_{out} > 0.2$$

Y_{shock} 是激波引起的损失

$$Y_{shock} = 0.75(Ma_{in,H} - 0.4)^{1.75} \left(\frac{r_{Hi}}{r_{Ti}} \right) \left(\frac{p_{in}}{p_{out}} \right) \cdot \frac{1 - \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{in}^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)}}{1 - \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{out}^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)}}$$

$Ma_{in,H}$ 是叶根进口马赫数, 它可以由进口马赫数的平均值及叶根与叶尖半径的比值得到

$$Ma_{in,H} = Ma_{in} \left(1 + K \left| \frac{r_{Hi}}{r_{Ti}} - 1 \right|^{2.2} \right)$$

Kcaker & Opapuu 考虑了叶片展弦比和气流压缩性的影响, 对二次流损失模型进行了修改

$$Y_s = 0.04 \left(\frac{1}{H} \right) \chi_{AR} [4(\tan \alpha'_n - \tan \alpha'_{ut})^2] \cdot \left(\frac{\cos^2 \alpha'_{ut}}{\cos \alpha'_n} \right) \left(\frac{\cos \alpha'_{ut}}{\cos \alpha'_n} \right) \left[1 - \left(\frac{l_x}{H} \right)^2 (1 - K_p) \right]$$

$$\chi_{AR} = \begin{cases} 1 - 0.25 \sqrt{2 - H/l} & H/l \leq 2 \\ 1 & H/l > 2 \end{cases}$$

在 K-O 模型中, 尾迹损失是单独给出的.

$$Y_{Te} = \frac{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{out}^2 \left(\frac{1}{1 - \Delta E_{Te}} - 1 \right) \right]^{\gamma/(\gamma-1)}}{1 - \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{out}^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)}}$$

其中 ΔE_{Te} 是叶片尾缘厚度和叶片喉部的函数 $\Delta E_{Te}(\alpha'=0)$ 与 $\Delta E_{Te}(\alpha'=\alpha'_{out})$ 分别为喷嘴叶栅和冲动叶栅的能量损失系数, 可由文献[7] Fig. 14 得到.

$$\Delta E_{Te} = \Delta E_{Te}(\alpha'=0) + \left| \frac{a'_{in}}{a'_{out}} \right| \left(\frac{a'_{in}}{a'_{out}} \right) [\Delta E_{Te}(\alpha'=\alpha'_{out}) - \Delta E_{Te}(\alpha'=0)]$$

2.3 T-Z 模型

Traupel^[8] 给出了一个一维经验模型, 他认为不同的气流扰动是由叶片几何因素(叶冠、封严齿等)产生的, 通过特定的实验得到了叶片几何参数与损失系数的经验关系. 总损失为

$$\zeta = \zeta_p + \zeta_s + \zeta_{Ti}$$

叶型损失取决于叶型表面的摩擦和叶片表面边界层的分离

$$\zeta_p = \chi_{Re} \chi_{Ma} \zeta_{p0} + \zeta_{Te} + \zeta_c$$

$$\zeta_c = \left(\frac{\Delta \alpha}{1 - \Delta \alpha} \right) \sin \alpha_{out}$$

$$\Delta \alpha = \frac{t'}{t \sin(90^\circ - \alpha_{out})}$$

其中 χ_{Re} 为雷诺数校正系数, 可由文献[8] Fig. 8. 4. 6 得到, χ_{Ma} 为马赫数校正系数, ζ_{p0} 为基本叶型损失系数, ζ_{Te} 为尾迹损失系数, 可由文献[8] Fig. 8. 4. 5 得到.

二次流损失模型根据直叶片实验数据得到, 假设二次流损失区域与端壁不互相干涉

$$\zeta_s = \frac{\zeta_p}{\zeta_{p0}} F \left(\frac{1}{H} \right) + \zeta_c$$

$$\zeta_s = \frac{\zeta_p}{\zeta_{p0}} F \left(\frac{1}{H} \right) + \zeta_a + A \left(\frac{1}{H} - \frac{1/t}{(H/t)_k} \right) \quad \left. \begin{matrix} \frac{H}{t} \geq \left(\frac{H}{t} \right)_k \\ \frac{H}{t} \geq \left(\frac{H}{t} \right)_k \end{matrix} \right\}$$

$$(H/t)_k = B \sqrt{\zeta_p}$$

其中 F 表示气流转折对二次流的影响,可根据气流转折角由文献[8]Fig. 8.4.8 得到; l_1 和 l_2 为机匣高度, δ_{o1} 和 δ_{o2} 分别为叶栅轴向间距.

在 Traupel 模型中,叶间间隙损失用效率的降低量来表达

$$\Delta \eta_{\pi} = K_8 \frac{(\tau - 0.002) D}{H D_m}$$

其中 K_8 可由文献[8]Fig. 8.4.16 得到.

对于非设计条件下的修正我们应用 Zehner 模型. Zehner^[9]给出了一种计算轴流涡轮非设计点叶片损失的方法,其损失系数与叶片几何参数和气流参数(尤其是攻角、雷诺数、马赫数)有关.

3 算例涡轮

3.1 NGTE-S 轻负荷单级涡轮

NGTE-S 是英国国家燃气涡轮研究院 (NGTE) 设计和试验的一种轻负荷单级涡轮.该涡轮的主要设计参数都基于“确保合理的高水平效率量级”设计.关于此涡轮的详细资料可参考文献[10].

3.2 NASA-T 两级高温涡轮

NASA-T 两级涡轮是用于航空发动机的涡轮,它采用了较厚的叶片造型设计,涡轮前后缘都比较厚,适用于航空发动机的冷却需要,相应的涡轮稠度较低.关于此涡轮的详细资料可参考文献[11].

3.3 某涡扇发动机两级低压涡轮(LPT-T)

LPT-T 是某较新型涡扇发动机的两级低压涡轮.其设计点基本参数如表 1 所示.

表 1 LPT-T 涡轮设计点基本参数

Table 1 Main parameters of turbine LPT-T

参数	数值
转速 n / (r/min)	11 320
流量 M / (kg/s)	23.00
膨胀比 π	2.2
效率 η %	87.6
功率/kW	4 068.73

4 计算结果与分析

4.1 设计工况下的涡轮性能

本文首先预测了 NGTE-S 单级涡轮在地面

吹风实验状态下的设计点性能,并与实验结果进行了对比.

图 1 所表示的曲线为涡轮效率随总压比的变化关系,图 2 为换算流量随总压比的关系.由结果可以看出,对于效率而言,K-O 模型与实验值比较吻合,AMDC 模型的预测值略低于实验值.而 T-Z 模型在较低压比时,预测值略低于实验值,但随着压比的增加,预测值与实验值的差值不断增大.当总压比为 1.9 时,T-Z 模型预测的效率低于实验值约 5 个百分点.对于换算流量,三种模型的预测结果均略低于实验值,其中 T-Z 模型的预测流量最小.

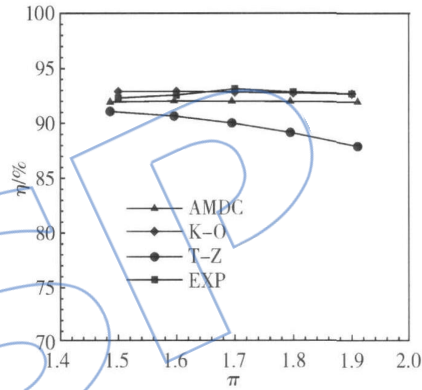


图 1 效率与总压比的变化关系

Fig. 1 Efficiency vs. total pressure ratio

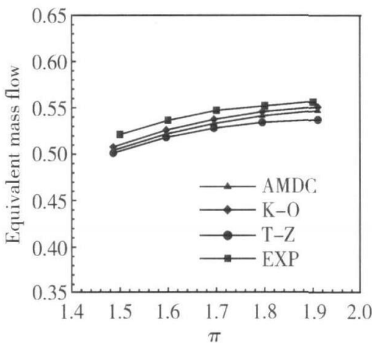


图 2 换算流量与总压比的变化关系

Fig. 2 Equivalent mass flow vs. total pressure ratio

对于以上三种模型性能预测差别的原因我们认为:K-O 模型是在 AMDC 模型基础上发展而来的,Kacker 和 Okapuu 发现 AMDC 模型高估了叶栅的叶型损失和二次流损失^[7],这种现象在我们以前的研究中也发现^[12],因而 K-O 模型预测的效率略高于 K-O 模型;而 T-Z 模型出现的较晚,它针对的是较新型的高负荷叶片,而本算例的 NGTE-S 涡轮,是应用较早技术设计的一种轻负荷涡轮,所以 T-Z 模型预测的效率与实验差别较大.

综上所述,应用本文的 S_2 计算程序,选择合适的损失模型,可以比较好地预测燃气涡轮的性能。

4.2 涡轮性能随雷诺数的变化

本文在保证涡轮的落压比不变的前提下,在各雷诺数工况下对三台涡轮的性能进行预测。在程序中,通过改变进口边界总压和出口背压,即通过调节密度来改变雷诺数。并对三台涡轮的性能预测结果与俄罗斯经验关联曲线^[13]进行了对比。

4.2.1 NGTE-S 单级涡轮的预测结果

对于 NGTE-S 单级涡轮,本文在各种雷诺数工况下计算时将总压比保持在 1.8 左右。图 3 为涡轮相对效率随涡轮工作雷诺数的变化关系。其中,涡轮的工作雷诺数为

$$Re_{T1} = G_T b_{avg} / F_{avg} \mu_T$$

式中 G_T 为涡轮燃气流量; b_{avg} 为涡轮工作轮叶片平均弦长; F_{avg} 为涡轮进出口轴向面积平均值; μ_T 为按燃气平均温度计算的燃气动力粘性系数。

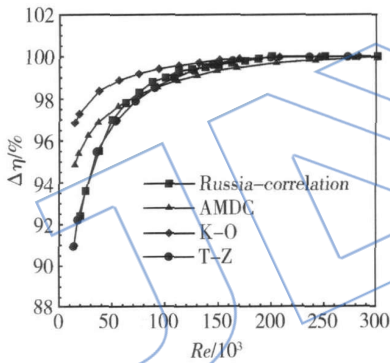


图 3 NGTE-S 涡轮相对效率与工作雷诺数的变化关系
Fig. 3 Relative efficiency vs. work Re for NGTE-S

由图 3 可以看出,T-Z 模型的效率预测结果与经验关联曲线吻合得非常好;而 AMDC 和 K-O 模型的效率预测结果大部分落在经验关联曲线的左侧,表明这两种模型预测的效率随雷诺数变化的降低量可能小于真实的降低量,但总体变化趋势与经验关联曲线符合得较好。从总体上来看,NGTE-S 单级涡轮工作雷诺数从 300 K 减小到 20 K 左右时,AMDC 模型预测的涡轮效率大致降低 5~6 个百分点;K-O 模型预测的效率降低 3~4 个百分点;而 T-Z 模型的预测结果则与统一的俄罗斯经验关系曲线一样,降低 6~7 个百分点。

图 4 为雷诺数对涡轮流通能力的影响关系。其中纵坐标为涡轮流通能力相对改变量 $\Delta\beta$

$$\Delta\beta_r = (\beta_r - \beta_{r,cr}) / \beta_{r,cr}$$
$$\beta_r = G_T \sqrt{T_T^*} / p_{T0}$$

横坐标为涡轮导向器雷诺数 Re_{T2}

$$Re_{T2} = G_T b_{noz} / F_{noz,min} \mu_T$$

式中 G_T 为涡轮燃气流量; b_{noz} 为导向器叶片弦长; $F_{noz,min}$ 为导向器最小截面面积; μ_T 为根据涡轮前温度计算的燃气动力粘性系数。

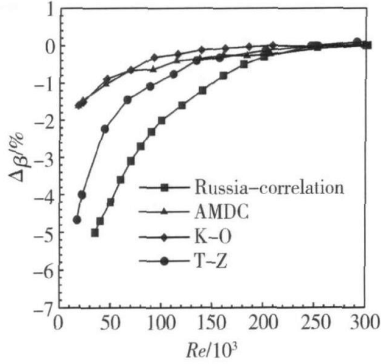


图 4 NGTE-S 涡轮涡轮流通能力与雷诺数的变化关系
Fig. 4 Turbine capacity vs. Re for NGTE-S

由图 4 可以看出,三种模型的预测结果均落在经验关联曲线的左侧。AMDC 和 K-O 模型的预测结果与经验关联曲线偏离相对较大。但三种模型预测结果均与经验关联曲线反映的变化趋势比较符合。对于 NGTE-S 单级涡轮,涡轮导向器雷诺数在 300 K 到 35 K 这个范围内变化时,AMDC 和 K-O 模型的预测的相对流通能力降低 1~2 个百分点;T-Z 模型预测值降低 3~4 个百分点;而俄罗斯经验关系曲线表明相对流通能力会降低 4~5 个百分点。

4.2.2 NASA-T 两级涡轮的预测结果

图 5 和图 6 分别给出了三种模型对 NASA-T 两级涡轮的相对效率以及流通能力的预测值随工作雷诺数和导向器雷诺数的变化情况。

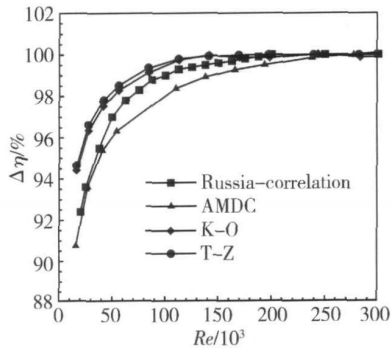


图 5 NASA-T 涡轮相对效率与工作雷诺数的变化关系
Fig. 5 Relative efficiency vs. work Re for NASA-T

由图 5 可以看出,对于 NASA-T 涡轮,涡轮工作雷诺数从 300 K 减小到 20 K 左右时,K-O

和 T-Z 模型预测相对效率的变化量小于由经验关联曲线得到的结果,约降低 5~6 个百分点;而 AMDC 模型在工作雷诺数小于 50 K 时预测结果与经验曲线吻合得比较好。

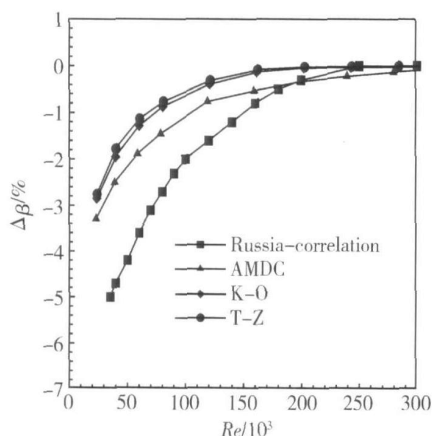


图 6 NASA-T 涡轮涡轮流通能力与雷诺数的变化关系

Fig. 6 Turbine capacity vs. Re for NASA-T

从图 6 看出,涡轮导向器雷诺数在 300 K 到 35 K 这个范围内变化时,三种模型预测的相对流通能力下降约 3~4 个百分点,小于俄罗斯经验关系曲线所给出的结果。

4.2.3 LPT-T 两级涡轮的预测结果

图 7 和图 8 给出了三种模型预测的 LPT-T 两级涡轮相对效率以及流通能力随工作雷诺数和导向器雷诺数的变化情况。

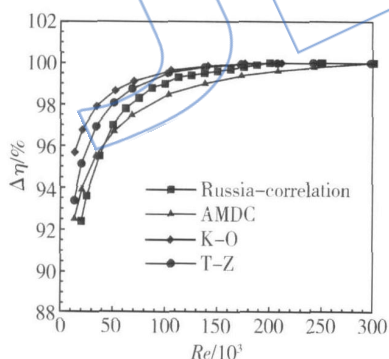


图 7 LPT-T 涡轮相对效率与工作雷诺数的变化关系

Fig. 7 Relative efficiency vs. work Re for LPT-T

由图 7 可看出,涡轮工作雷诺数从 300 K 减小到 20 K 左右时,AMDC 和 T-Z 模型对相对效率的预测结果与经验关联曲线所得结果相对比较吻合,而 K-O 模型预测相对效率的变化量较经验关联曲线给出的结果则偏小,大约下降 3~4 个百分点。在图 8 中,我们可以看出,涡轮导向器雷诺数从 300 K 减小到 35 K 时,三种模型预测的涡轮流通能力的大约下降 2~3 个百分点,小于经验关

联曲线所得结果。

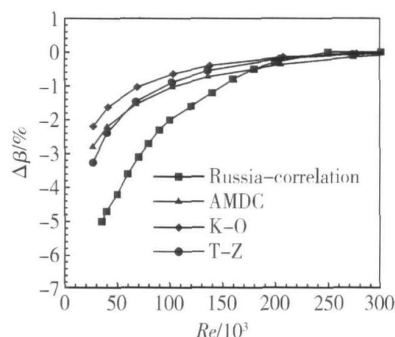


图 8 LPT-T 涡轮涡轮流通能力与雷诺数的变化关系

Fig. 8 Turbine capacity vs. Re for LPT-T

现有损失预测模型中主要是根据雷诺数影响系数来考虑雷诺数对损失的影响。综合以上结果我们可以发现,T-Z 模型的性能预测结果,与俄罗斯经验关系曲线最为接近,这说明 T-Z 模型中的雷诺数影响系数,在三个模型中最为准确。

5 结 论

1) 在设计工况下,应用本文发展的 S_2 准三维计算程序,可以比较准确的预测燃气涡轮的性能。然而由于在基本原理和基本假设等方面的差异,不同损失模型的预测结果差异较大,在今后计算中应该合理的选择损失模型。

2) 在多种雷诺数工况下的预测结果表明,本文发展的 S_2 准三维计算程序可以较合理的反映出涡轮性能随雷诺数的变化趋势。但是预测结果较俄罗斯李特维诺夫统一经验关系曲线得出的结果还有一定偏差,尤其是随着雷诺数的减小,预测的涡轮流通能力变化量较之偏小很多。

3) 综合三套涡轮算例来看,在雷诺数变化时,T-Z 模型的性能预测结果,与俄罗斯经验关系曲线最为接近,预测结果的可信度比较高,具有较好的工程应用价值。

参考文献:

- [1] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 198-206.
- [2] Novak R A. Streamline curvature computing procedures for fluid problems[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1961, 10: 478-490.
- [3] Marsh H. Adigital computer program for through flow fluid mechanics in an arbitrary turbomachine using a matrix method[R]. Aeronautical Research Council R&M No. 3509, 1968.
- [4] 傅德薰. 流体力学数值模拟[M]. 北京: 国防工业出版社,

1993.

[5] Ainley D G, Mathieson G C R, A method of performance estimation for axial-flow turbine[R]. British Aeronautical-Research Council, R &M 2974, 1951.

[6] Dunham J, Came P M, Improvements to the ainley-mathieson method of turbine performance prediction[J]. ASME, 70-GT-2, 1970.

[7] Kacker S C, Okapuu U, A mean line prediction method for axial flow turbine efficiency[J]. ASME 81-GT-58.

[8] Traupel W. Thermische turbomaschinen [M]. Berlin: Springer Verlag, 1958.

[9] Zehner P. Calculation of four-quadrant characteristics of turbines[R]. ASME 80-GT-2.

[10] Smith D J L, Johnston I H. Investigations on an experimental single-stage turbine of conservative design[R]. N. G. T. E. Report No R.283, R.292. 1967.

[11] Whitney W J, Schum H J, Behning F P. Cold-air Investigation of a turbine for high-temperature-engine application, I V- Two-stage turbine performance[R]. NASA TN D-3751,1972.

[12] 孙大伟,乔渭阳. 涡轮叶型损失模型的分析研究[C] //中国高等教育学会工程热物理专业委员会第十三届全国学术会议论文集, No. D-07009. 西安:西安交通大学,2007.

[13] 李特维诺夫·尤阿. 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能[M]. 北京:国防工业出版社,1968.

