

文章编号: 1000-8055(2008)07-1232-08

不同攻角对涡轮叶栅损失的影响

孙大伟, 乔渭阳, 许开富, 李 伟

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 应用基于压力修正的三维计算流体动力学(CFD)程序,通过改变进口攻角,对不同工况下的涡轮叶栅流场进行了数值模拟,并结合 CFD 模拟结果,应用较合理的损失分离方法,对比分析了三种常用的变工况涡轮损失预测模型。结果表明:在正攻角情况下,随着攻角的增加,涡轮叶栅总压损失显著增加;在负攻角情况下,随着攻角的增加,涡轮叶栅总压损失则有种先减小后增大的趋势,但变化范围不大。而对于三种变工况涡轮损失预测模型来说,虽能基本上反映出涡轮损失随攻角的变化趋势,但预测结果差别很大。

关 键 词: 攻角; 损失预测模型; 总压损失

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Influence of different incidences on loss in turbine cascade

SUN Da-wei, QIAO Wei-yang, XU Kai-fu, LI Wei

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

Abstract: A pressure-correction 3-D computational fluid dynamics (CFD) code was used to simulate numerically the flow fluid of turbine cascade with different incidences. And three turbine loss models of off-design operating condition were analyzed and compared on the basis of the CFD numerical simulation. The results show that the total pressure loss increases with the increase of incidence, provided that the incidence is positive; the total pressure loss decreases a little and then increases with the increase of incidence, provided that the incidence is negative. Though three turbine loss models of off-design operating condition can show the changing tendency of the total pressure loss with the change of incidence, the prediction results differ a lot.

Key words: incidence; turbine loss models; total pressure loss

随着飞行器飞行环境和飞行状态的变化,航空发动机的工作状态改变也很大。为了保证飞行器飞行中始终具有良好的性能,这就要求航空发动机必须具备在各种工况和环境下工作的能力。涡轮是航空燃气发动机中重要的动力部件,所以对于航空燃气涡轮设计者来说,不仅要求在设计工况下涡轮具有良好的气动性能,变工况性能也是十分重要的指标。而进口攻角的改变常常会引起涡轮工况的巨大改变,所以认真研究探讨攻角变化对涡轮叶栅气动性能的影响也变得十分重要。

国内外学者 Jouini^[1-2], Benner^[3-4], 钟兢军^[5-6] 等人对进口攻角对涡轮叶栅流动损失的影响做了大量的实验工作,发现攻角变化对涡轮叶栅的叶型损失以及二次流损失有很大的影响。然而实验成本高,周期长,无法对涡轮流场的细节进行研究。所以本文尝试采用 CFD 数值模拟的方法,对不同进口攻角下的涡轮叶栅流场进行详细求解。根据数值计算的结果,对涡轮叶栅的损失进行较合理分离,以期详细分析研究不同攻角下涡轮叶栅叶型损失以及二次流损失的变化规律。并在 CFD 数值计算的基础上,对三

收稿日期: 2007-07-02; 修订日期: 2007-12-20

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,研究方向叶轮机气动热力学。

种常用的非设计状态涡轮损失预测模型进行详细的对比分析,为今后的涡轮设计提供有意义的参考。

1 计算方法和计算网格

本文应用商用 CFD 软件求解三维定常粘性的雷诺平均 N-S 方程组。对控制方程的求解采用基于单元中心有限体积法,耦合隐式格式的时间推进算法;对控制方程对流项的离散采用二阶迎风格式,湍流模型采用 $k-\epsilon$ 湍流模型加壁面函数。

数值模拟所采用的计算网格中,主流区和叶尖间隙区域分别采用二维 H 型网格和三角网格沿径向积叠而成。计算网格沿轴向取 150 个节点,周向取 70 个节点,径向取 75 个节点。数值模拟所采用的计算网格如图 1 所示,其中 x 为轴向, y 为切向, z 为径向。进口边界到叶片前缘的距离为 1 倍轴向弦长,尾缘到出口边界距离为 1.5 倍轴向弦长。进口和出口边界条件分别采用压力进口和压力出口边界条件。

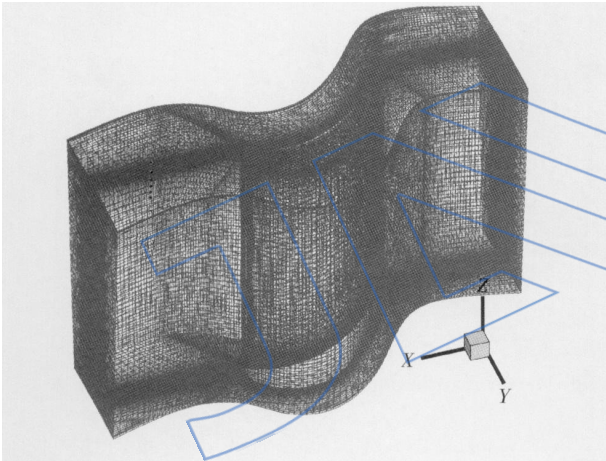


图 1 计算网格
Fig. 1 Computational grid

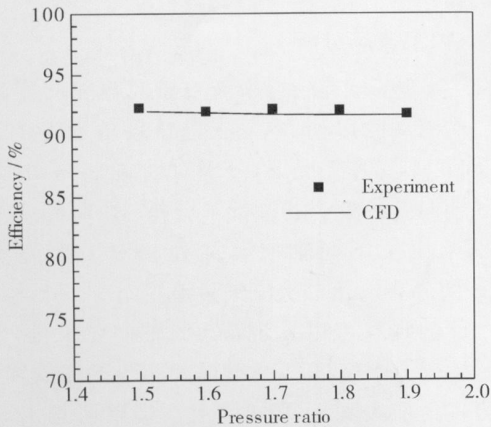


图 2 涡轮滞止等熵效率随压比的变化关系
Fig. 2 Efficiency vs. pressure ratio

为了验证所用的 CFD 程序计算的准确性,本文首先对 NASA 中心的一个单级轻负荷涡轮^[7]的总性能进行了计算,并与实验结果作了比较。图 2 为涡轮滞止等熵效率随压比的变化关系,图 3 为换算流量随压比的变化关系。可以看出,计算结果与实验结果符合较好。应用此 CFD 程序可以很好计算涡轮叶栅气动性能。

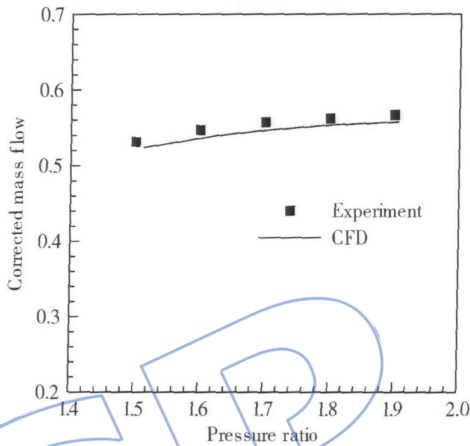


图 3 涡轮换算流量随压比的关系
Fig. 3 Corrected mass flow vs. pressure ratio

2 数值模拟结果与分析

本文研究对象是某型轴流涡轮导叶,其叶片为直叶片,叶片弦长 58 mm,栅距 42 mm,叶高 90 mm,进口几何角(与轴向的夹角)为 46° 。针对以上涡轮叶栅,在出口马赫数约为 0.55 的状态下,详细计算分析了改变叶栅进口攻角对涡轮叶栅流场的影响。

2.1 涡轮叶栅出口流场比较

为了能直分析不同进口攻角下涡轮叶栅出口流场的变化,本文首先给出了涡轮叶栅出口流场相对总压的分布以及出口二次流矢量流线(见图 4)。二次流速度矢量的定义依赖于流场的主流方向的定义,在本研究中叶栅出口的主流方向定义为出口处的平均速度方向。

当进口攻角为零度时,由于叶栅通道内存在横向的压力梯度,在叶栅通道内会形成通道涡,通道涡与叶片表面径向串流相互作用在叶栅上、下端壁区产生两个较明显的低压区。在整个尾迹区存在三个明显的二次流涡系,其中两端的两个涡系是由通道涡造成的,而中间偏下的涡系则跟叶片表面的进行径向串流有关。

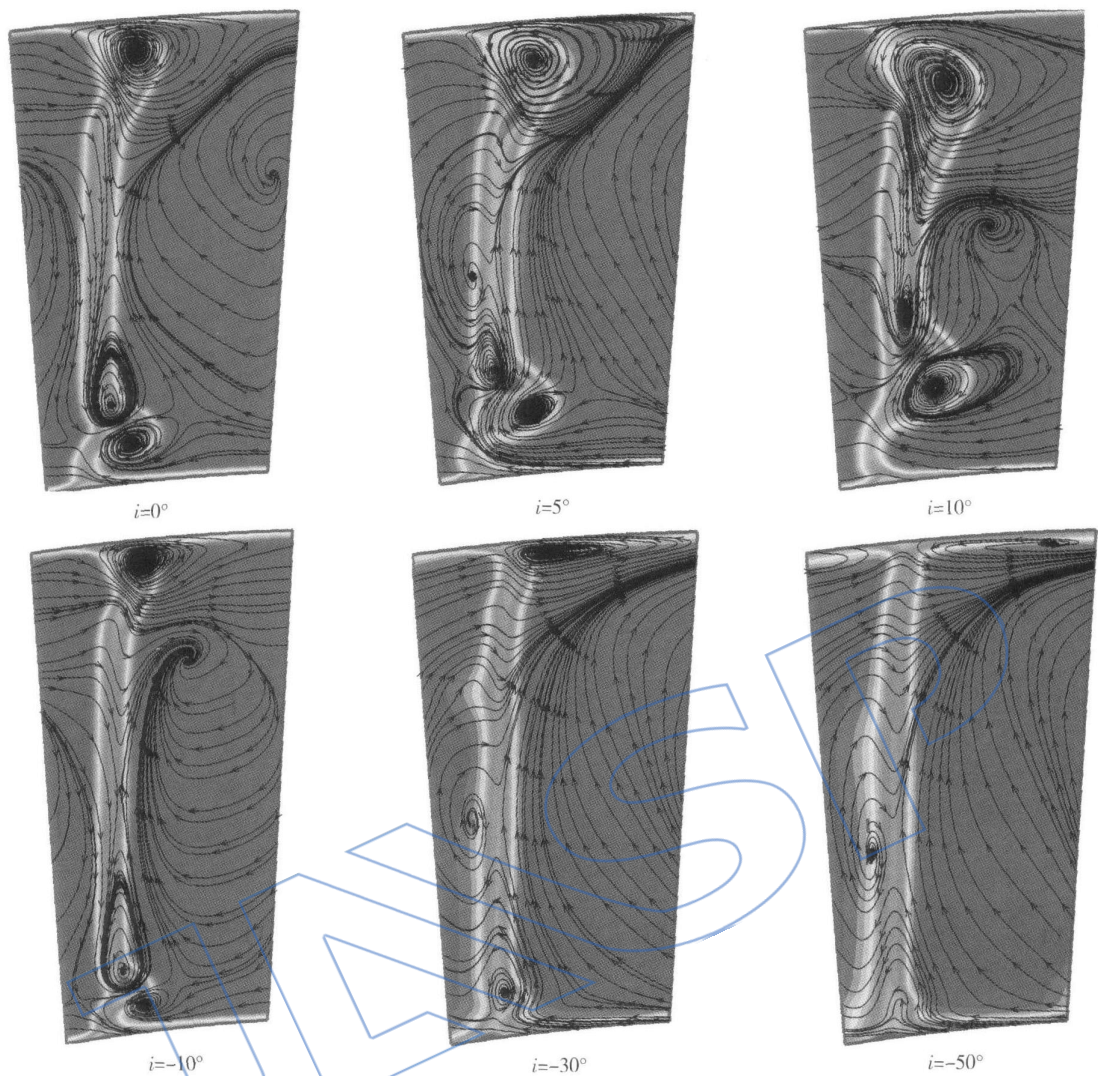


图 4 涡轮叶栅出口的总压分布和二次流速度流线

Fig. 4 Total pressure distributions and secondary flow vector distributions at exit of turbine cascade

当进口攻角为正时,随着攻角的增大,上、下端壁区的低压区明显增大,并不断向中径移动.尾迹区的弯度不断加大,上、下端壁边界层局部变得很薄.同时由于正攻角的增大,导致叶片吸力面的逆压梯度也逐渐加大,从而加重吸力面附面层的分离,使叶栅尾迹厚度不断增加.尾迹区的三个二次流涡系强度以及影响范围均不断加大,而且涡心位置不断向中径靠近.

当进口攻角为负时,最初随着负攻角的不断增大,上、下端壁区的低压区不断减小,并向两端移动,逐步变得不明显.尾迹区不断变直,两端边界层由于上、下端壁区的低压区不断靠近,使其厚度不断增加,总压损失加大,下端壁边界层变化尤为明显.同时由于在大负攻角下,气流在叶片压力面进口发生膨胀,随后遇到扩压段,叶片压力面附面层增厚并发生分离,使叶栅尾迹厚度增加.尾迹

区原有的三个二次流涡系强度不断减弱,并且向两端移动,与端壁边界层相互影响.其中中间的二次流涡系负 30°左右已经消失.而两端的二次流涡系在较大负攻角工况下,也变得不可辨认.

2.2 内部流场分析

为了进一步说明,来流攻角对涡轮叶栅端壁处二次流动的影响.本文在进口攻角为正 10°,0°以及负 10°三种工况下,分别对轴向 20%,60%和 90%轴向弦长处流场进行了分析.图 5,图 6,图 7 分别给出了不同轴向截面处相对二次流动能 SKE 的分布以及二次流矢量流线.

仔细观察可以发现,20%轴向弦长处,0°攻角时叶栅上端壁区已经出现较明显的二次流涡;而当攻角增大到正 10°时,上下端壁区均出现二次流涡且其强度明显加强,并向吸力面移动;攻角为负 10°时,在流场中没有发现明显的二次流涡

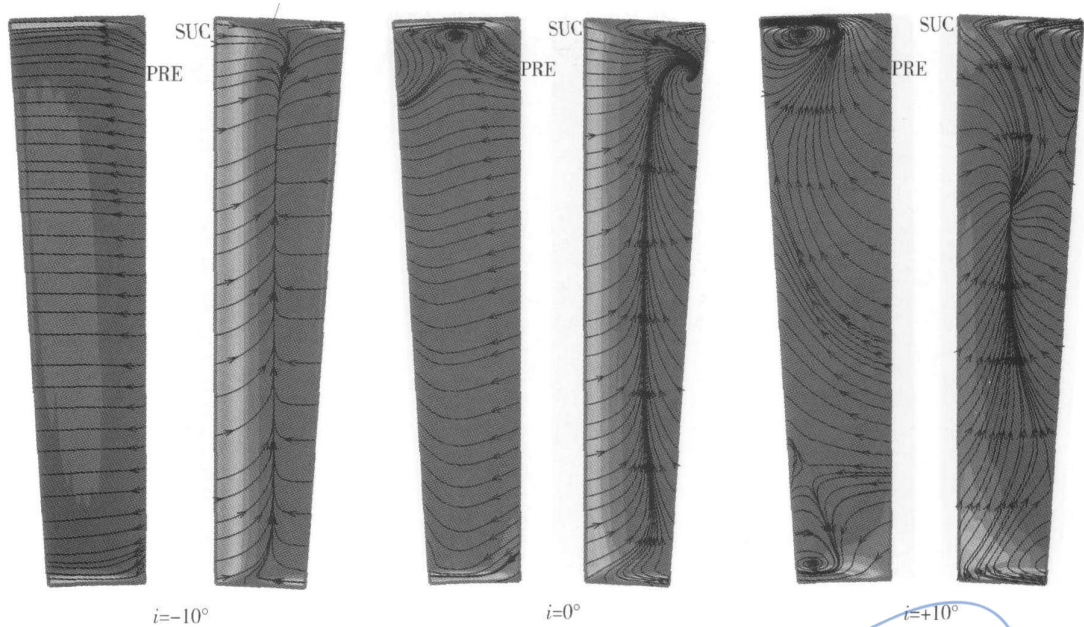


图 5 20%轴向弦长处二次流动能分布和二次流速度流线
Fig. 5 Secondary kinetic energy and secondary flow vector distributions at 20% axial chord

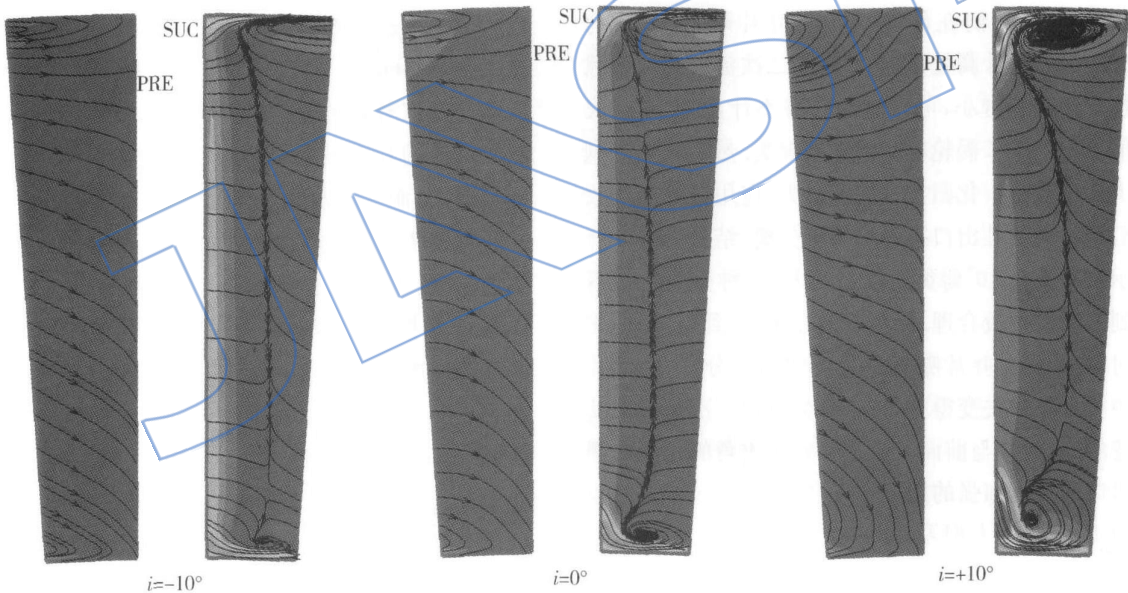


图 6 60%轴向弦长处二次流动能分布和二次流速度流线
Fig. 6 Secondary kinetic energy and secondary flow vector distributions at 60% axial chord

形成.而在 60 %轴向弦长处,攻角由负 10 增大到正 10°,上下端壁区的二次流涡不断向吸力面移动,其强度与尺寸都不断加强.尤其是正 10°时,二次流涡的影响范围沿着吸力面向中径处扩散,且强度明显增大.90 %轴向弦长处,随着攻角的增加,这种变化趋势更加明显.特别是攻角为正 10°情况下,上下端壁的二次流涡强度和尺寸有明显的增大,其影响范围已经扩散到径向 20 %处.综合来看,正攻角会明显的增强涡轮叶栅端壁区的二次流动,而适当的负攻角则可以起到改善端壁

区二次流动作用.

2.3 损失分离

现有的损失预测模型一般将涡轮叶栅损失分为三类:①叶型损失(包括尾缘损失和激波损失);②二次流损失;③动叶叶尖间隙损失.本文为了能比较直观的反映出涡轮叶栅各种损失随进口攻角的变化情况,并与模型预测结果进行比较.参考国内外大量资料,选择了比较简单合理的损失分离技术,人为的将涡轮动叶出口总损失分离成叶型损失和二次流损失.

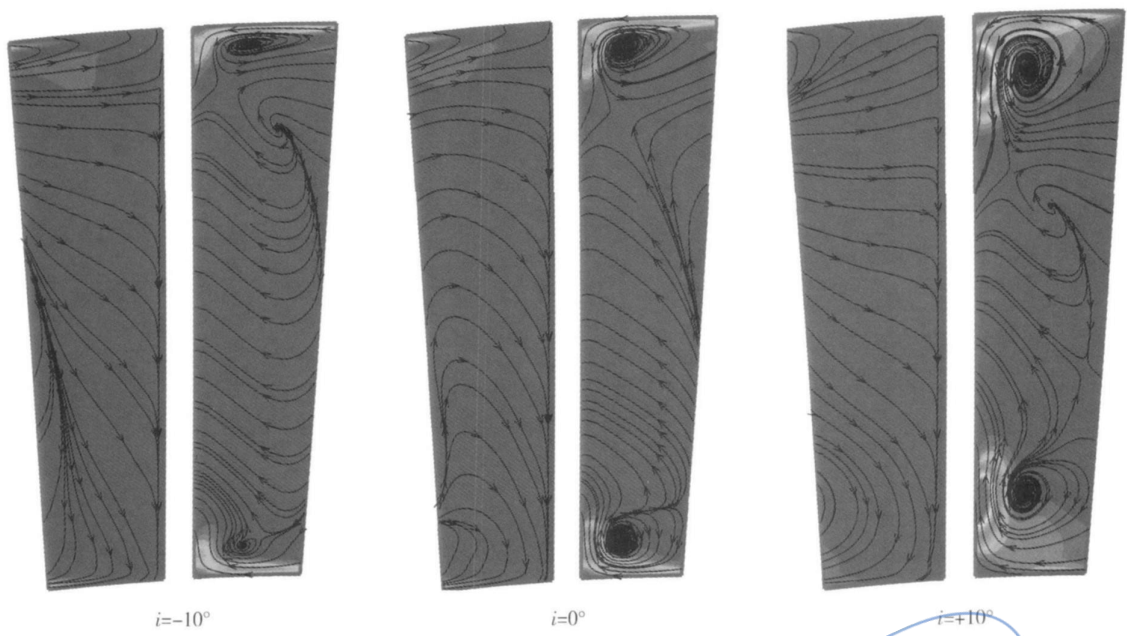


图 7 90 %轴向弦长处二次流动能分布和二次流速度流线

Fig. 7 Secondary kinetic energy and secondary flow vector distributions at 90 % axial chord

现在人们在研究涡轮直叶片时,普遍认为 50 %的相对叶高处,涡轮叶栅的二次流损失和间隙损失影响非常小,可以近似忽略不计,则此时损失值可近似等于涡轮叶栅的叶型损失.然后将导叶剩下的损失统一化归为二次流损失.应用这种方法我们将涡轮导叶出口损失进行了分离.结果如图 8 所示攻角在正 10 到负角度之间时,这种分离方法得到的结果比较合理.而当攻角在正 10 到正 20 变化时,由于此时叶片吸力面分离变得十分严重,叶片中径处的损失变得很大,这时分离出二次流损失就变的很小,这与前面分析的随着正攻角的增大叶栅出口二次流加强的规律不符合.这说明在较大正攻角工况下,用人们习惯的损失分离方法不适用,这种情况在国外研究中也有过发现^[3-4,8]

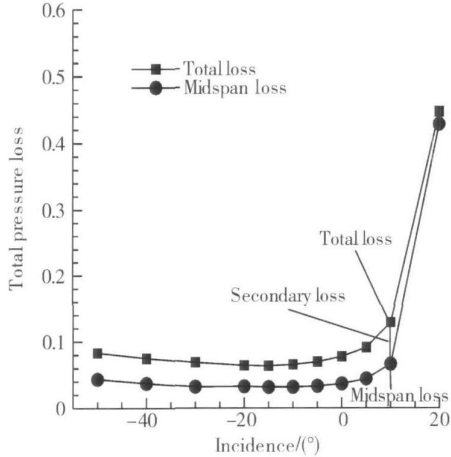


图 8 原有的损失分离

Fig. 8 Loss decomposition using the old method

为了解决上述问题,本文中应用了一种由加拿大学者 Benner^[8]改进的损失分离方法(如图 9 所示).在这种新的分离方法中,将不受二次流影响区域内的叶片表面附面层中产生的损失划归为叶型损失;而二次流损失则为二次流影响区域内的所有损失,包括这个区域内叶片表面附面层产生的损失.为确定叶栅出口二次流影响区域范围, Benner 根据大量实验给出了计算涡轮叶栅出口通道涡在叶片展向上的影响范围 Z_{te}/H 的经验公式.

$$Y_{total} = Y_{pro} + Y_{sec} = Y_{mid} (1 - Z_{te}/H) + Y_{sec}$$

其中 Y_{total} 为总损失, Y_{pro} 为叶型损失, Y_{sec} 为二次流损失, Y_{mid} 为叶片中径处的损失.

$$Z_{te}/H = \frac{0.1(F_t)^{0.79}}{\sqrt{CR}(H/C)^{0.55}} + 32.7 \left(\frac{\delta}{H} \right)^2$$

$$F_t = 2(S/C_x) \cos^2 \alpha_n (\tan \alpha_i + \tan \alpha_e)$$

$$\tan \alpha_n = 0.5(\tan \alpha_i - \tan \alpha_e)$$

$$CR = \cos \alpha_i / \cos \alpha_e$$

其中 H 为叶高, C 为弦长, δ 为进口边界层位移厚度, S 为栅距, C_x 为轴向弦长, α_i 为进口气流角, α_e 为出口气流角.

图 10 给出了应用改进的分离方法给出的各种损失随进口攻角的变化情况.其中损失系数应用总压损失系数,其定义为

$$\Psi = \frac{p_{t0} - p_{t1}}{1/2 \rho U^2}$$

其中 p_{t0} 是叶栅进口气流平均总压, p_{t1} 是叶栅出

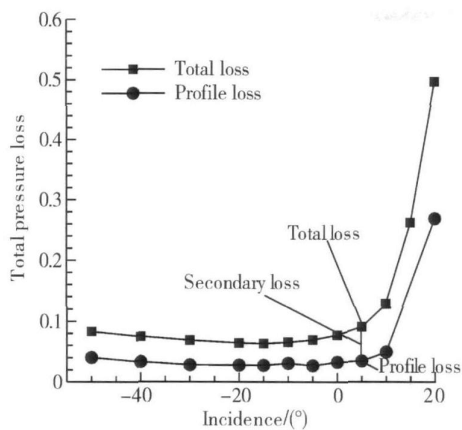


图 9 改进的损失分离

Fig. 9 Loss decomposition using the advanced method

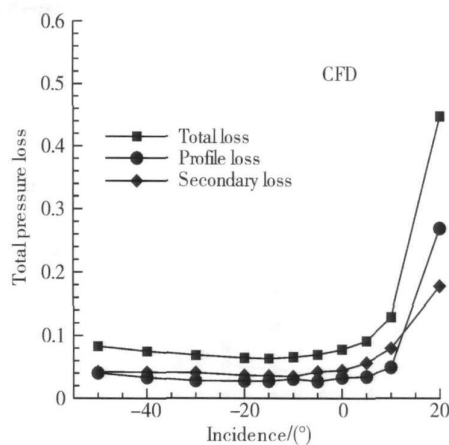


图 10 CFD 计算的损失结果

Fig. 10 Total pressure loss of CFD

口气流总压, $1/2\rho u^2$ 是叶栅出口平均动压头。

由图 10 可以看出, 攻角由负 50° 变化到负 20° , 叶型损失不断减小; 攻角在负 20° 到 0° 之间时, 叶型损失变化不大; 而当攻角为正时, 随着攻角的增大叶型损失迅速增加。这是由于在正攻角和较大负攻角工况下, 叶片表面附面层会发生分离, 而且随着正攻角和负攻角的增大, 附面层分离变得更加严重。对于二次流损失来说, 由前面的出口流场分析可知: 当攻角为正时, 随着正攻角的增大, 涡轮叶栅出口二次流强度逐渐增强; 而当攻角为负时, 随着负攻角增加, 叶栅出口二次流强度不断减小, 但是叶栅端壁附面层不断增厚。所以如图所示, 攻角在负 50° 和负 10° 之间变化时, 二次流强度减小与壁附面层增厚的影响相互抵消, 二次流损失略微减小但变化不十分明显。而攻角由负 10° 向正攻角增大时, 二次流强度的不断加强使叶栅二次流损失不断增加。由以上分析可以看出, 改进的分离方法得到的叶型损失和二次流损失符合涡轮叶栅流场的变化规律, 具有一定的合理性。

对于总损失而言, 随着攻角由负攻角向正攻角变化, 叶栅出口总损失有一种先减小后增大的趋势, 并存在一个损失最小的最佳工况, 对于本讨论涡轮叶栅来说这个最佳工况在负 20° 左右。

3 非设计工况下涡轮损失模型预测

本文选用了三种常用的非设计状态的涡轮损失预测模型: AMDC 模型^[9-10]; K-O 模型^[11]; Moustapha 模型^[12]。其中 Moustapha 模型只能应用于非设计状态, 无法计算设计状态的损失, 所以本文应用 Moustapha 模型时根据 CFD 数值计算给出了零攻角状态下的叶型损失和二次流损失。

3.1 非设计状态下涡轮损失模型预测结果

图 11, 图 12, 图 13 分别给出了 AMDC 模型、K-O 模型以及 Moustapha 模型的损失预测结果。三种损失模型预测的涡轮损失随攻角变化的趋势基本上相同, 总损失在负攻角状态下均存在一个损失最小的最佳工况, 但不同模型预测的损失大小以及损失随攻角变化的幅度则有很大的差别。当攻角由负 50° 开始增大时, 预测的叶型损失首先不断减小, 到攻角为零度以后叶型损失则逐渐增大; 而二次流损失, 则随着攻角的增大而单调增加。对于 K-O 模型预测的尾缘损失来说, 攻角影响不大。

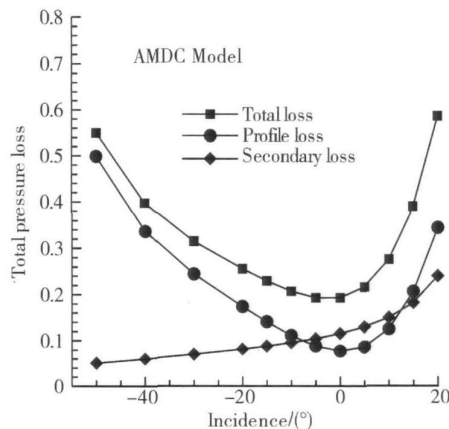


图 11 AMDC 模型预测的损失结果

Fig. 11 Total pressure loss of AMDC model

3.2 模型预测结果与 CFD 计算结果的比较

为了更好的对比分析不同涡轮损失模型预测损失随攻角变化的规律, 本文在图 14, 图 15 中将叶型损失、二次流损失模型预测结果与 CFD 计算结果进行了比较。

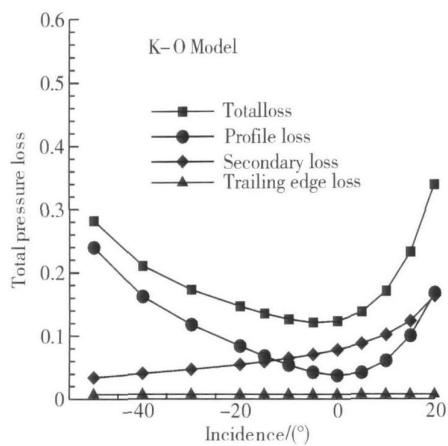


图 12 K-O 模型预测的损失结果

Fig12 The total pressure loss of K-O model

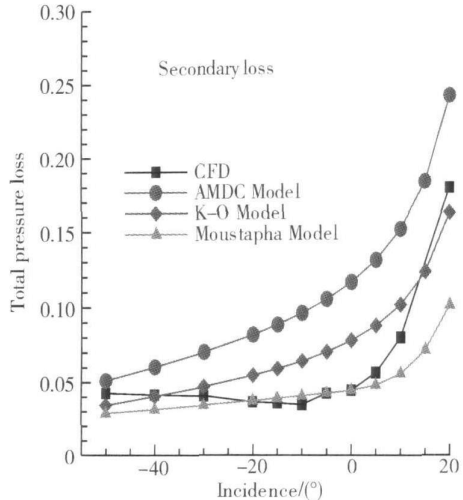


图 15 CFD 计算与模型预测的二次流损失比较

Fig 15 The comparison of secondary loss between loss model and CFD

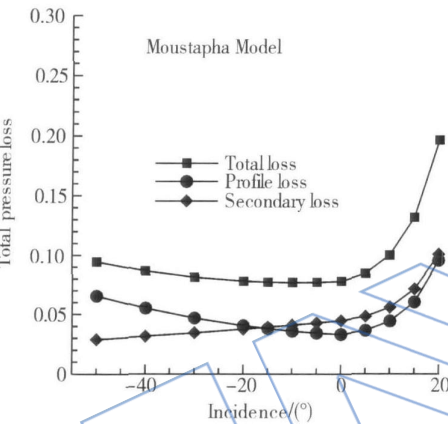


图 13 Moustapha 模型预测的损失结果

Fig. 13 The total pressure loss of Moustapha model

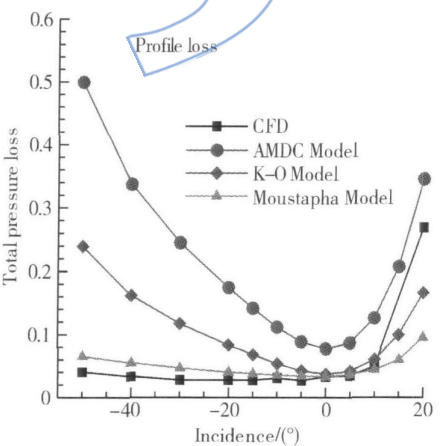


图 14 CFD 计算与模型预测的叶型损失比较

Fig. 14 The comparison of profile loss between loss model and CFD

由图 14 可以看到,在攻角为 0 时, K-O 模型预测的损失与 CFD 计算结果比较吻合,而 AMDC 模型的预测结果明显偏大. 在负攻角情况下, AMDC 模型和 K-O 模型预测的叶型损失与 CFD

计算结果相比对攻角的敏感度过高,损失值随攻角的变化幅度过大, Moustapha 模型预测结果与 CFD 计算结果比较吻合,只是在较大负攻角状态下,预测的损失值偏高. 正攻角小于 10° 情况下, K-O 模型和 Moustapha 模型预测结果与 CFD 计算结果较为接近,而当正攻角进一步增大,叶面吸力面分离加剧,此时损失模型很难准确的预测损失大小.

由图 15 可以看到,随着攻角由 - 50° 开始增大,损失模型预测的二次流损失有逐渐增大的趋势, CFD 计算结果则先略微减小而后逐渐增大. 在负攻角状态下, AMDC 模型和 K-O 模型预测的二次流损失,与 CFD 计算结果相比增长明显过快; Moustapha 模型与 CFD 计算相比,在负攻角下吻合较好,但在正攻角状态下,其二次流损失增长的偏慢.

4 结 论

- 1) 涡轮叶栅进口攻角的变化,对叶栅流场的流动结构有很大的影响,这将导致涡轮叶栅气动性能的巨大变化. 正攻角增大使叶栅出口二次流强度明显加大;而当负攻角增大时,二次流强度不断减弱. 在较大负攻角工况下,二次流损失主要表现为端壁边界层内的摩擦损失.
- 2) 正攻角会加剧涡轮叶栅内部上下端壁区的二次流动,而适当的负攻角则可以改善端壁区的二次流.
- 3) 随着涡轮叶栅进口攻角由较大负攻角向正攻角变化,叶型损失、二次流损失均有先减小后

增大的趋势.在负攻角状态下,涡轮各种损失变化幅度不大,尤其是二次流损失变化不是十分明显;而当进口攻角为正时,涡轮各种损失则随着正攻角的增加而迅速增大.

4) 本文中研究的三种非设计状态下的涡轮损失预测模型,虽然能大体上反映出各种涡轮损失随攻角变化的趋势.但就本套涡轮算例来说,其预测结果与 CFD 计算结果相比,有比较大的差异.总体上来说,在负攻角状态下,Moustapha 模型预测的损失值及其变化规律,与 CFD 计算结果比较吻合;而 AMDC 模型和 K-O 模型预测损失的变化幅度过大;在较小正攻角状态下,Moustapha 模型预测结果则偏于保守,K-O 模型的结果与 CFD 计算较为接近;当正攻角进一步增加时,叶片吸力面附面层分离加剧,损失模型对此时的损失预测的不够准确.

参考文献:

- [1] Jouini D B M , Sjolander S A. Midspan flow-field measurements for two transonic linear turbine cascades at off-design conditions[J]. ASME J. Turbomach. ,2002,124: 176-186.
- [2] Jouini D B M , Sjolander S A. Off-design performance of a single-stage transonic turbine. [R]. ASME Paper . 2000-GT-0482.
- [3] Benner M W , Sjolander S A , Moustapha S H. Measurements of secondary flows downstream of a turbine cascade at off-design incidence[R]. ASME Paper GT2004-53786.
- [4] Benner M W , Sjolander S A , Moustapha S H. Measurements of secondary flows in turbine cascade at off-design incidence[R]. ASME Paper 97- Gt-382.
- [5] 钟兢军,苏杰先,王仲奇,等. 不同冲角下弯曲扩压叶栅出口流场的实验研究[J]. 工程热物理,1995,16(3):284-289.
ZHONG Jingjun, SU Jiexian, WANG Zongqi, et al. Experimental investigation of compressor cascade exit flow field with curved blades at different incidences [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1995,16(3): 284-289. (in Chinese)
- [6] 钟兢军,苏杰先,王仲奇. 不同冲角下弯曲扩压叶栅壁面静压的实验研究[J]. 航空动力学报. 1995,10(4):365-368.
ZHONG Jingjun, SU Jiexian, WANG Zongqi. Experimental investigation of surface static pressure in curved blade compressor cascade at different incidences[J]. Journal of Aerospace Power, 1995,10(4):365-368. (in Chinese)
- [7] Smith D J L , Johnston I H. Investigations on an experimental single-stage turbine of conservative design[R]. Reports and Memoranda No. 3541. 1967.
- [8] Benner M W , Sjolander S A , Moustapha S H. An empirical prediction method for secondary losses in turbines-part I: A new loss breakdown scheme and penetration depth correlation[J]. ASME J. Turbomach. 2006,128:273-280.
- [9] Ainley D G, Mathieson G C R. A method of performance estimation for axial-flow turbine[R]. British Aeronautical Research Council, R and M 2974, 1951.
- [10] Dunham J , Came P M. Improvements to the Ainley-Mathieson method of turbine performance prediction[R]. ASME, 70-GT-2.
- [11] Kacker S C , Okapuu U. A mean line prediction method for axial flow turbine efficiency[R]. ASME 81-GT-58.
- [12] Moustapha S H , Kacker S C , Tremblay B. An improved incidence losses prediction method for turbine airfoils[R]. ASME 89-GT-284.