

文章编号: 1000-8055(2009)05-1066-05

涡轮非定常流数值计算方法研究

葛 宁

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 在实际叶片排几何模型不变的条件下, 采用交接面周期性处理方法可大大缩小非定常流计算域, 减小计算量, 但该方法会给非定常流计算带来一些近似, 通过某跨声速涡轮级三维粘流数值计算, 分析和评估计算方法, 结论是该方法不改变时间平均下的稳态性能参数, 而且可用于多级涡轮非定常流计算。

关 键 词: E^3 高压涡轮级; 非定常流计算; 交接面缩放; 多级涡轮; 性能参数

中图分类号: V234

文献标识码: A

Evaluation of a numerical calculation method for unsteady flow in turbomachinery

GE Ning

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The real blade-to-blade passage geometry can be computed owing to approximate treatment of the flow continuity condition on periodic boundaries. This technique is specifically intended to reduce the computational domain. The boundary treatment induces some approximate computation of the unsteady flow phenomena. These were analyzed in the cases of the E^3 high-pressure turbine in which the viscous flow was computed. The main conclusion is that, this approach doesn't affect the time average performance parameters and can also be applied to multi-stage turbines.

Key words: E^3 high-pressure turbine; unsteady flow simulation;
interface contraction/ dilatation; multi-stage turbines; performance parameters

E^3 是美国 80 年代初期研制的 Energy efficient engine 发动机简称^[1]。高压涡轮为单级, 要求高负荷、高效率和高寿命。为此, 设计采用了高空气动力热力循环状态和地面核心机/ 低压转子组合验证系统, 重点在如何通过地面验证技术满足高空飞行状态下的发动机要求。

为达到高性能和高寿命的目的, 在保持叶片应力可接受的前题下, 增加了轮缘速度, 同时对叶片采用热膜保护涂层和新的气冷方法, 进一步减少发动机中使用的冷气流量。在通过分析和一系列地面试验后, 高压涡轮最终选择了低通流速度和

高反力度作为设计基础, 反力度最大取到了 43%。同时, 叶型设计采用了涡轮出口低外折转角和低尾缘劈角的设计方案, 以降低尾缘气动损失。试验表明 E^3 高压涡轮级效率达到了当时最高水平。

本论文的目的在于采用南航开发的 NUAA-Turbo 软件对 E^3 高压涡轮级进行稳态流场全三维气动性能验算, 并在此基础上进行非定常流计算方法的研究。

1 稳态性能验算

E^3 高压涡轮采用单级, 其中导叶 25 片, 转子

收稿日期: 2008-05-14; 修订日期: 2008-11-18

作者简介: 葛宁(1961 -), 男, 江苏南京人, 教授, 博士, 主要从事航空发动机叶轮机气动力学及流体数值计算专业工作。

54 片。导叶前缘头部较纯, 叶片弦长较长, 最大厚度靠近前缘。导叶下缘板为一圆柱形表面, 上缘板为一 S 型回转曲面。选用较厚的气动型面能减小冷气流动带来的损失, 而 S 弯端壁主要是为降低二次流损失。表 1 是 E^3 涡轮级部分主要性能参数。高反力度是设计中的一大特点, 地面试验表明反力度越高, 气动性能越好。在设计压比下, 预测采用 43 % 反力度要比 35 % 反力度的涡轮气动效率高出 0.8 %。表 2 显示了 NASA 地面无冷却涡轮试验得到的效率, 达到 91.1 %, 从而验证了 E^3 先进涡轮的设计理念。

表 1 E^3 涡轮级主要设计性能参数 ($Ma_0 = 0.8, H = 10668\text{ m}$)

Table 1 E^3 high-pressure turbine aerodynamic design parameters ($Ma_0 = 0.8, H = 10668\text{ m}$)					
进口总压/ Pa	进口总温/ K	转速/ (r/min)	落压 比	反力度/ %	效率/ %
1324491	1633	13232	4	43	87.9

表 2 E^3 无冷却涡轮预测与试验效率

Table 2 E^3 high-pressure turbine uncooled rig efficiency		
	预测/ %	试验/ %
反力度 35 % (E^3 # 1)	90.3	90.4
反力度 43 % (E^3 # 2)	90.8	91.1

NUAA-Turbo 是南京航空航天大学开发的一个基于 RANS 下的叶轮机隐式非定常三维粘流计算程序, 采用结构网格, 数值计算方法主要参考文献 [2-3], S-A 一方程紊流模型^[4]。计算中涡轮导叶进口取设计点状态, 均匀进口, 稳态得到的效率与 NASA 预测的对比如图 1 所示。

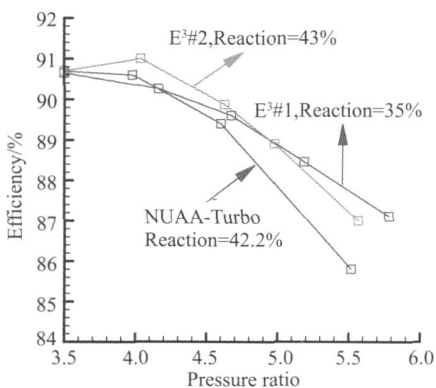


图 1 E^3 涡轮级稳态性能计算与试验对比

Fig. 1 E^3 high-pressure turbine stage performance comparison between NUAA-Turbo and NASA prediction

E^3 设计点落压比为 $\pi^* = 4.0$ 。从图 1 来看, 计算得到的效率为 90.6 %, 略低于试验 91.1 %; 反力度计算为 42.2 %, 与设计值接近。非设计点计算与 NASA 预测总体变化趋势一致。稳态计算主要用于对比非定常时间平均下的性能参数。

2 非定常流数值计算

从单级涡轮几何模型来看, 任一通道流场的计算主要是一个边界条件问题, 特别是边界上需保证流量连续, 有很多计算方法可以解决这个问题。最简单的是将涡轮所有通道合起来计算, 这样任一单个通道的边界都是计算域中的内边界, 就不存在单个通道边界条件的问题。显然这种计算方法太费时, 而且需要大量的计算机资源。因此, 对于工程来说, 缩小计算域几乎是不可避免的事。

法国 ONERA 发展了一种边界处理方法^[5], 目的是在保证叶片排几何模型不变的前题下进行缩小计算域下的非定常流计算。本文将介绍、分析并通过计算评估该方法。

2.1 缩小计算域

考虑某单级涡轮, 每排叶片数分别为 N_1 和 N_2 , 选取两最小整数 K_1 和 K_2 , 使得 K_1/N_1 越接近 K_2/N_2 越好。这样, K_1 和 K_2 代表实际计算域中各叶片排的叶片数。现在考查各叶片排的边界, 它们是:

- † 进、出口边界;
- † 周向对应 K_1 和 K_2 叶片数的周期边界。

前叶片排进口和后叶片排出口边界条件同稳态计算是相同的, 只有两叶片排交接面上需要做些特殊处理。

在研究转-静非定常相互干扰时, 流动在周向边界上都是非定常的, 除非 $K_1/N_1 = K_2/N_2$, 否则空间上不存在周期性。因此流动在时间上存在一定的相位差, 而且其差值会随着 K_1/N_1 不断接近 K_2/N_2 , 变得越来越小。法国 ONERA 提出一种处理方法, 在交接面上采用周期性边界条件, 不仅解决了计算中的相位差问题, 同时还保证交接面上流量连续, 而且非常容易实现。如果 $K_1/N_1 = K_2/N_2$, 交接面属于一种自然的流体界面, 只要考虑转子旋转就可以了。

但在大多数情况下, K_1/N_1 与 K_2/N_2 不相等, 这就意味着交接面上两叶片排所对应的周向角不一样, 分别是

$$E_1 = 2\pi K_1 / N_1, E_2 = 2\pi K_2 / N_2$$

取一平均周向角, $E_C = (E_1 + E_2) / 2$, 由此可得比值 $\lambda_k = E_C / E_1$, $\lambda_e = E_C / E_2$.

如图2所示, 如果 A_1 代表前叶片排实际出口边界, 通过放大或缩小 λ_k 倍, 将气动参数放在同轴向位置的人工边界 B_1 上, 即

$$f_{A_1}(\theta - \theta_{ef}) = f_{B_1}[\lambda_k(\theta - \theta_{ef})]$$

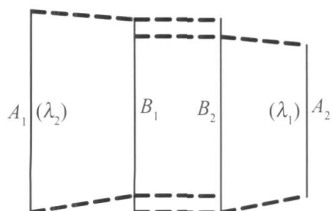


图2 叶片排非定常计算连接示意图

Fig.2 Schema of unsteady flow joint between blade rows

其中 f 代表交接面上的气体压力、密度或速度分量等参数。同样的方法用于后叶片排进口交接面 A_2 和人工边界 B_2 。这样, 边界 B_1 和 B_2 就有相同的周向长度 E_C , 此时采用周期性边界条件可保证流量连续。这种交接面处理方式最终仅会涉及到参数比 λ_k / λ_e , 该比值在一定意义上代表了交接面采用周期近似处理的程度。

通过交接面处理缩小了计算域, 但重要的是能保证在进行非定常流计算时采用实际叶片排几何模型。当然, 交接面的处理会导致流场周向梯度发生变化, 给非定常流计算带来一些误差, 论文的目的就是通过数值计算来评估近似的程度。

2.2 非定常时间近似

首先带来的是时间近似, 对于单级涡轮非定常流, 前叶片排周期是后排叶片通过时间, 而后排周期是前排叶片通过时间, 即

$$T_1 = T_{rot} / N_2, \quad T_2 = T_{rot} / N_1$$

这里 T_{rot} 是转子旋转一圈的时间, 可表示为 $T_{rot} = 2\pi / |\omega - \omega|$, 其中 ω 和 ω 分别为两叶片排旋转角速度。在交接面处, 两叶片排通过的时间会被改变。若记平均周期为

$$T_{ref} = E_C / |\omega - \omega| = T_{rot} E_C / 2\pi$$

对于前叶片排, 近似周期同理论周期关系为

$$T'_{p1} = T_{ref} / K_2 = \lambda_e T_1$$

对于后叶片排, 近似周期同理论周期关系为

$$T'_{p2} = T_{ref} / K_1 = \lambda_k T_2$$

在大多数计算中, 参数 λ_k 和 λ_e 选择时应尽可能地接近 1, 因而近似周期也接近理论周期。

2.3 流量

根据上面分析, 非定常流动时间近似程度取决于叶片数 K_1 和 K_2 的选取。然而, 需要强调的是涡轮时间平均总体性能参数如流量、负荷等与叶片数的选取无任何关系, 后面的数值计算也将证明这一点。这里先给出一个简单的分析过程, 证明时间平均下的流量与 K_1 和 K_2 数无关。

如果假定 Q_i 是通过人工边界 B_1 和 B_2 的流量, 则通过边界 A_1 的流量应该满足下式

$$Q_{A_1} / E_1 = Q_i / E_C$$

同样有: $Q_{A_2} / E_2 = Q_i / E_C$, 即 $Q_{A_1} / E_1 = Q_{A_2} / E_2$ 其中 Q_{A_1} 是流体通过前叶片排 K_1 的流量, 而 Q_{A_2} 是通过后叶片排 K_2 的流量。因此, 通过叶轮的总流量可以表达为

$$Q_t = N_1 (Q_{A_1} / K_1) = N_2 (Q_{A_2} / K_2)$$

由上可见, 通过涡轮的总流量与叶片数 K_1 , K_2 的选取理论上没有任何关系。

3 计算结果及分析

采用 NUAATurbo RANS 隐式时间推进非定常流计算程序。E³ 高压涡轮导叶数 $N_1 = 24$, 得理论周期 $T_1 = 8.9715 \times 10^{-5}$; 转子数 $N_2 = 54$, 得理论周期 $T_2 = 1.88917 \times 10^{-4}$, 最小叶片比为 4/9。涡轮级进出口边界条件采用远场特征值方法。计算中选择了后排转子进口半叶高轴向速度作为非定常流动分析参数。计算域构造如下:

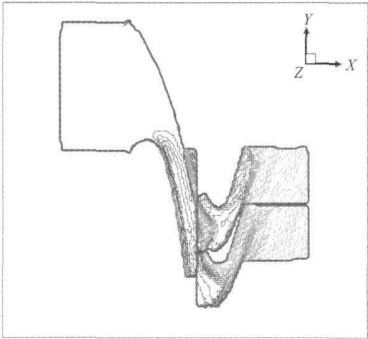
$$K_1 = 1, \quad K_2 = 2, \quad \lambda_k = 0.94444, \quad \lambda_e = 1.06250$$

$$K_1 = 2, \quad K_2 = 5, \quad \lambda_k = 1.05555, \quad \lambda_e = 0.94999$$

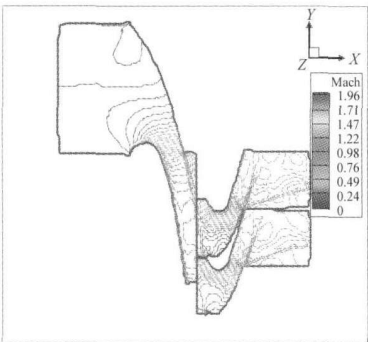
$$K_1 = 4, \quad K_2 = 9, \quad \lambda_k = 1.00000, \quad \lambda_e = 1.00000$$

图3、图4和图5分别是流场熵和马赫数等值线, 可以清楚地看到导叶尾迹向下游输运的过程, 首先尾迹在转子前缘处被切割成两半, 在转子通道中尾迹变形较大, 成箭头状逐渐拉开。4/9叶片比是实际叶片比, 尾迹在通过交接面上不存在相位差, 而 1/2 和 2/5 叶片比在交接面处都有相位差问题。图右边是对应的马赫数图, 可以看出转子尾缘有较强的激波。

图6、图7和图8分别是 1/2、2/5 和 4/9 叶片比下转子进口非定常轴向速度振幅和相位频谱分析图。4/9 叶片比频谱得到的非定常周期是 1.8933×10^{-4} , 同理论值 $T_2 = 1.88917 \times 10^{-4}$ 基本接近, 误差可能是在取峰值过程中造成的。

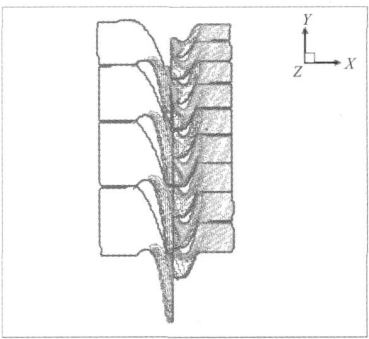


(a) 等熵

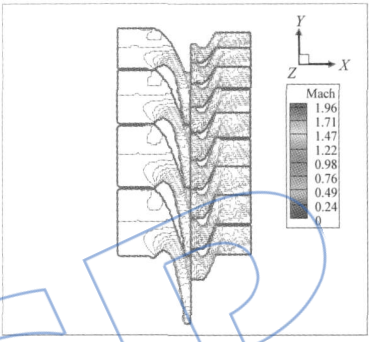


(b) 等马赫数

图 3 1/2 叶片比等熵和等马赫数图
Fig. 3 Entropy and Mach number distributions for 1/2 blade number ratio

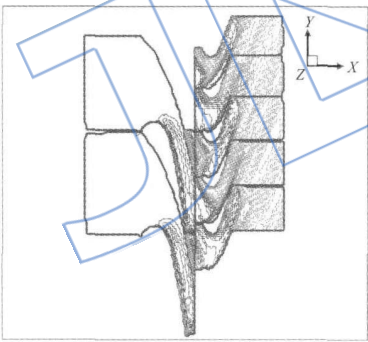


(a) 等熵

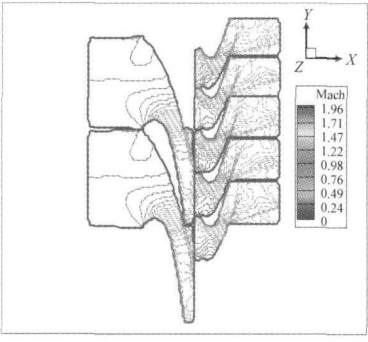


(b) 等马赫数

图 5 4/9 叶片比等熵和等马赫数图
Fig. 5 Entropy and Mach number distributions for 4/9 blade number ratio



(a) 等熵



(b) 等马赫数

图 4 2/5 叶片比等熵和等马赫数图
Fig. 4 Entropy and Mach number distributions for 2/5 blade number ratio

而 1/2 和 2/5 叶片比下的非定常周期反映了交接面处理带来的近似,与理论分析也是一致的,其中 1/2 叶片比周期减小了 0.92 倍,而 2/5 叶片比增加了 1.059 倍,同理论值 λ_1, λ_2 相比有点误差,其中 1/2 叶片比略小些. 从振幅上来看,1/2 和 2/5 叶片比幅值基本接近 4/9,但无论是 1/2 还是 2/5 叶片比在相位上同 4/9 都相差甚远.

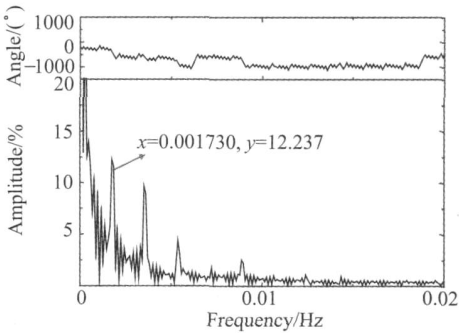


图 6 1/2 叶片比非定常流频谱分析图
Fig. 6 Spectral analysis of unsteady flow for 1/2 blade number ratio

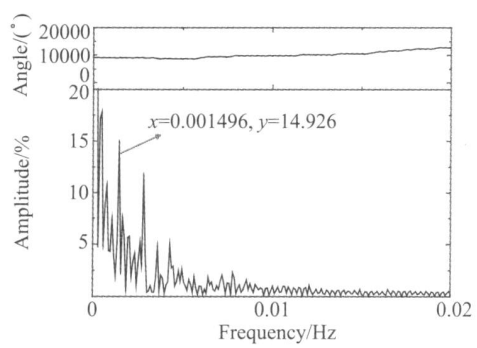


图 7 2/5 叶片比非定常流频谱分析图
Fig. 7 Spectral analysis of unsteady flow for 2/5 blade number ratio

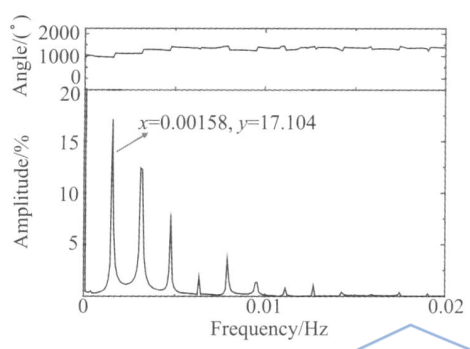


图 8 4/9 叶片比非定常流频谱分析图
Fig. 8 Spectral analysis of unsteady flow for 4/9 blade number ratio

表 3 给出了时间平均下的性能参数,可以看出,叶片比的选择与时间平均参数几乎无关,与稳态计算基本保持一致,验证了前面的理论证明是正确的。

表 3 各叶片比下的涡轮级非定常时间平均总体性能参数
Table 3 Time average performance of the turbine stage for different blade number ratios

叶片比	进口流量/ (kg/s)	出口流量/ (kg/s)	落压比	级效率
1/2	30.00821	30.11349	4.0677	0.8927
2/5	30.02281	30.16451	4.0628	0.8928
4/9	30.04134	30.20791	4.0596	0.8933
稳态	30.35586	31.60738	3.9801	0.9058

4 结 论

本文采用 NUAA-Turbo 软件对 E³ 涡轮级进行了稳态性能验证,并采用法国 ONERA 叶片排交接面技术进行了非定常流数值计算研究. ONERA 交接面主要特点是通过非定常边界近似解决了叶片数的问题,计算结果表明该方法不影响涡轮级总体时间平均参数,而且只要合理选择叶片比就能得到精确的非定常流解,最重要的是该方法能保证在计算中采用实际叶片排几何模型,并可以推广到多级涡轮非定常流计算中。

参考文献:

[1] Robert D T, Howe D C, Irwin D S. Energy efficient engine high pressure turbine detailed design report [R]. NASA CR-165608.

[2] Chen J P. Unsteady three-dimensional thin-layer Navier-Stokes solutions for turbomachinery in transonic flow [D]. Mississippi State: Mississippi State University, 1991.

[3] Chen J P, Ghosh A R, Sreenivas K, et al. Comparison of computations using Navier-Stokes equations in rotating and fixed coordinates for flow through turbomachinery [R]. AIAA Paper-97-0878.

[4] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows [R]. AIAA Paper 92-0439.

[5] Fourmaux A. Evaluation numerique d'une technique de calcul des ecoulements instationnaires de fluide visqueux dans les turbomachines multi-stages [R]. Paris: 31eme Colloque d'Aerodynamique Appliquee, Ministere de l'Enseignement Superieur et de la Recherche, 27-29 Mars 1995.