

文章编号: 1000-8055(2012)06-1261-09

一种槽道式处理机匣的准定常流动模型 I : 建模方法及验证

宁方飞, 樊琳

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为降低对槽道式处理机匣流动进行模拟的计算量, 特别地, 为了提供一种可用于处理机匣工程设计的快速评估手段, 基于对带有槽道式处理机匣的压气机非定常流动物理的理解, 提出了一种处理机匣的准定常流动模型, 并利用带有处理机匣的跨声压气机转子实验测量结果, 以及非定常数值模拟结果对所提出的模型进行了验证。结果表明: 处理机匣流动模型很好地预测了由于采用处理机匣所取得的转子失速裕度的提高, 并且与非定常模拟结果比较, 流动模型对转子主流以及处理机匣内部流动模拟的准确性也能得到保证。采用处理机匣流动模型所需的计算量仅约为非定常模拟的 1%, 这保证了提出的模型可用于快速评估槽道式处理机匣的气动特性, 从而为其工程优化设计提供了有效的手段。

关 键 词: 航空发动机; 轴流压气机; 处理机匣; 数值模拟; 流动模型

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Quasi-steady flow model of slot-type casing treatments I : modeling method and validation

NING Fang-fei, FAN Lin

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to predict more efficiently the compressor flow with slot-type casing treatment as well as to provide a computationally efficient tool for the design optimization of casing treatment, a quasi-steady flow model of the slot-type casing treatment flows was developed based on the understanding of the unsteady flow physics of the rotor-casing treatment combination. The new model has been coded up and validated against a slot-type casing treatment which was examined by experiment and unsteady RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) calculations. Results show that the developed model predicts the extension of the rotor stall margin due to the application of the casing treatment quite well. Moreover, as compared to the unsteady simulation results, the model well reproduces the flow field in both the rotor passage and the casing treatment. The computational expenses using the flow model is just about 1% of that using unsteady simulations. This ensures that the model can be used to give fast prediction of the aerodynamic characteristics of a compressor with slot-type casing treatment, and the design and optimization of casing treatment are thus readily applicable.

收稿日期: 2012-02-16

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1261_010.html

基金项目: 国家自然科学基金(50506001)

作者简介: 宁方飞(1974—), 男, 新疆昌吉人, 副教授, 博士, 主要从事叶轮机械气动和计算流体力学研究。

Key words: aero-engine; axial compressor; casing treatment; numerical simulation; flow model

自上世纪 60 年代处理机匣被发现能够有效扩大压气机的气动稳定性以来,已经在工程领域获得了较为成功的应用.然而,虽然近几十年在针对处理机匣的机理研究上已取得了较大的进展,但关于处理机匣的设计仍停留在主要依据经验和试验上.这与处理机匣的具体应用思路有关,即当一个压气机的裕度指标达不到时,才考虑采用处理机匣的扩稳方法.但更重要的,除周向环槽类型的处理机匣结构形式以外,是与目前没有工程实用的分析手段能够在物理实验前对所设计的处理机匣进行评估有关.已有的研究^[1-13]表明,处理机匣与转子通道主流会存在很强的相互作用,当对某个转子使用处理机匣之后,转子流量及负荷等的展向分布会受到较大的影响.因此,将转子与处理机匣认为是一个整体来进行设计,而不仅仅是对一个已设计好的转子使用处理机匣,是获得最优方案的必要保证.

对于周向槽式处理机匣,转子以及处理机匣流动可以认为是定常的,从而可以用通常的定常模拟进行分析.除此之外,几乎所有其他形式的处理机匣的流动本质上都是非定常的,所以需要采用非定常模拟方法对流动进行分析.然而,即使在目前计算机硬件水平下,利用非定常模拟手段对处理机匣进行分析和设计也是非常昂贵的^[8-10],特别是在评估采用处理机匣后压气机的稳定裕度上.从工程的角度考虑,发展能够计及处理机匣主要的流动机制、并且计算量小、具备可接受的工程精度的简化方法,无疑在处理机匣设计中有很大的实用价值.

已有的实验研究^[2-4]表明在各种类型的处理机匣中,轴向斜槽型处理机匣有最好的扩稳效果,从而得到了广泛的应用.早期针对槽道式处理机匣的简化模拟方法实际上没有将槽道流动与叶片主流很好的耦合,而主要是将槽道流动的影响以边界条件的形式施加到叶片通道流动. Crook^[11]数值模拟了槽道式轮毂处理,通过在槽道开口处设定轴对称定常进出口边界条件来模拟处理槽的作用. Hall 等^[12]、以及随后的 Wilke 和 Kau^[13]直接在槽道与叶片通道之间的交界面处采用了周向平均,这样叶片主流和处理机匣流动都可简化为定常的.这些方法的计算量都大大低于未经简化的非定常模拟,但由于引入了周向平均,叶片通道

的周向压力梯度及其所驱动的处理机匣与主流的相互作用是被忽略了的.实际上,基于周向平均的简化方法只有当流动的周向非均匀性不强时才可能期望获得与实际情况接近的结果,然而计算表明,在多数情况下,特别是存在通道激波的情况下,以上条件是不满足的,周向平均方法的局限性很大.

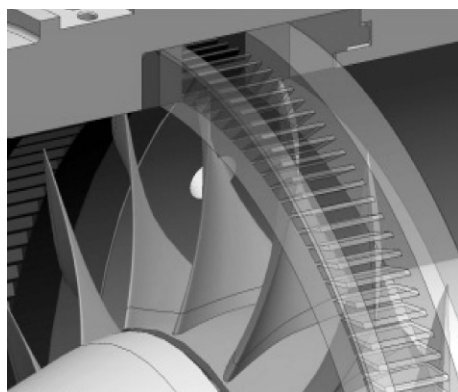
本文作为姊妹篇的第一篇,主要介绍一种新的针对槽道式处理机匣的流动模型,该模型主要是从流动物理的角度出发,在原始流动控制方程的基础上,通过模化槽道式处理机匣导流片的作用,建立处理机匣流动的模化方程,并与叶片通道流动耦合求解.本文通过对一个带有槽道式处理机匣的跨声转子的模拟对所发展的流动模型进行了验证.

1 处理机匣流动模型的物理基础

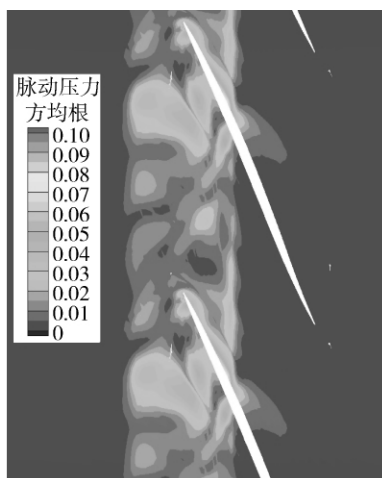
对于常用结构形式的槽道式处理机匣,槽道的数目通常要比转子叶片数大一个数量级.在这种情况下,槽道内部的流动及其对叶片通道流动的相互作用相对于叶片通道主流流动而言是小尺度的.正是这个原因,转子通道内流场的非定常性一般相对较弱.例如,对某带有槽道式处理机匣(图 1(a))的转子流场的非定常模拟结果显示(图 1(b)),转子叶尖区域的压力脉动量在绝大部分位置都小于平均压力的 5%.如果不考虑与强度振动相关的非定常气动力的因素,仅从气动的角度来讲,转子通道内流场的非定常性一般是可忽略的.

对于处理机匣槽道内的流动非定常性,通过观察利用非定常数值模拟得到的槽道内部的流动可以发现(图 1(c)),对于一个特定的槽道,其流动的非定常性虽然很强,但如果在转子坐标系下观察处理机匣槽道整体的流场,其流场分布大体上保持为“稳定”的形态.如果进一步考虑一种极限情况,即处理机匣的槽道数目趋于无穷大,这时在转子坐标系下观察,处理机匣内部的流动将严格沿槽道的方向流动,并且其“整体”流场将是定常的.实际上,这种极限假设与叶轮机中常用的无限叶片假设(即认为叶片数无穷多,从而忽略掉相对于流道而言是短波长和高频的、叶片到叶片的流动变化,进而可获得子午面平均流动的控制方

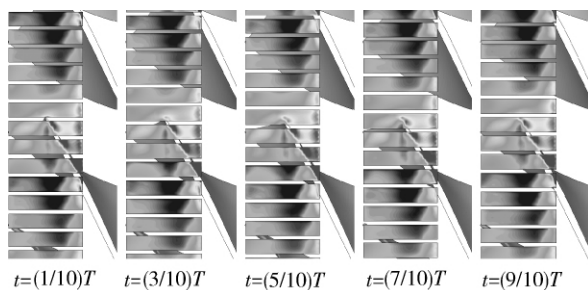
程)的物理基础是相同的。



(a) 处理机匣结构示意图



(b) 转子98%叶高处脉动压力方均根分布



(c) 一个槽道周期内处理槽开口处的瞬态径向速度分布

图1 带有槽道式处理机匣的某跨声转子流场的非定常数值模拟结果

Fig. 1 Unsteady calculation results of the flow field of a transonic rotor with slot-type casing treatment

根据以上分析,采用处理机匣槽道数无穷多的假设,则转子主流和处理机匣内部流动在转子系下都可简化为定常的。需要特别说明的是,实际的处理机匣槽道的深度与周向宽度之比越大,则基于无限槽道假设所建立的物理模型与实际情况越相符。从一般角度考虑,处理机匣的槽道(或槽

道间的导流片)其主要作用是对内部流动的导向,槽道的深宽比大,则内部流动与导流片的贴合会更好,从而起到控制流动方向的目的。以上建模思路不仅可用于槽道式处理机匣,也可用于例如凹槽导流片式、蜂窝结构(即认为蜂窝孔数无穷多)、静子轮毂槽道结构等形式的处理机匣的流动建模。

2 模型方程

基于上节所述的处理机匣物理模型,可以在三维流动控制方程的基础上构造处理机匣流动的模型方程,并且模型方程可与其他区域的流动控制方程耦合求解,从而获得定常流场解。文献[14]中的工作也是基于同样的方法,通过对非定常模拟结果的综合比较,本文所介绍的模型方程比文献[14]中的有所改进。以图2为例,在图中所示的区域B,是处理机匣内导流片所占据的区域,两相邻导流片构成槽道,在此区域内的流动由下面将介绍的模型方程描述,而在叶片通道主流区(区域A)以及处理机匣底部的气室(区域C,有些处理机匣结构无此容腔),仍由通常的流动控制方程描述。

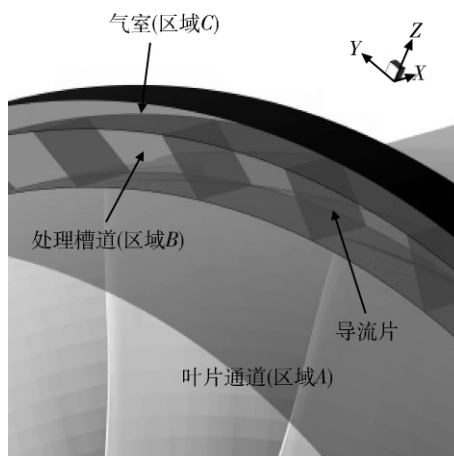


图2 模化的处理机匣流域分区示意图

Fig. 2 Sketch of the partitions of the modeled treatment flow region

在无限槽道数假设下,处理机匣导流片的作用可转化为施加给流体的彻体力以及导流片厚度所引起的堵塞效应。下面分别介绍对这两部分作用的模化方法。

2.1 对导流片彻体力的模化

导流片施加给流体的力可分为两部分:第一为垂直于导流片、将流动导向导流片方向的彻体力,第二为模拟导流片壁面边界层耗散的阻力。考虑了这两部分力的模化的控制方程可以在绝对坐

标系下写为如下形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q \cdot dV + \oint_{\partial V} (\bar{F} - \bar{F}_v) \cdot n \cdot dS = \int_V G \cdot dV \quad (1)$$

式(1)中, Q 为守恒变量, $\bar{F}$ 和 $\bar{F}_v$ 分别为对流通量和扩散通量, G 为单位体积的彻体力

$$G = \begin{bmatrix} 0 \\ F_{p,x} + F_{d,x} \\ F_{p,y} + F_{d,y} \\ F_{p,z} + F_{d,z} \\ uF_{d,x} + vF_{d,y} + wF_{d,z} \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中 $F_{p,x}, F_{p,y}, F_{p,z}$ 为垂直于导流片的彻体力 F_p ; $F_{d,x}, F_{d,y}, F_{d,z}$ 为导流片边界层阻力 F_d ; u, v, w 为绝对速度 q 的三个分量. 根据彻体力 F_p 是垂直于导流片、并使流体沿导流片方向, 所以它不对流体做功, 可以将其表示为如下形式:

$$F_p = \left\{ \left[\frac{D(\rho q)}{Dt} + F_s \right] \cdot n_v \right\} \cdot n_v \quad (3)$$

其中 ρ 为密度, F_s 为压力由压力和黏性应力组成的流体微元表面合力, n_v 为导流片法向单位矢量, D/Dt 代表随流导数. 上式可以理解为彻体力 F_p 平衡了流体微元相对于导流片法向的动量变化率以及所受表面合力, 从而使式(1)所描述的流动是沿导流片方向. 积分式(3), 并使用雷诺输运方程, 最后可有

$$\int_V F_p dV = \left[\left(\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho q dV + \oint_{\partial V} (\bar{F} - \bar{F}_v) \cdot n \cdot dS \right) \cdot n_v \right] \cdot n_v \quad (4)$$

由于在无限槽道数假设下, 流动是定常的, 所以上式中可去掉时间导数项. 这样, 在上式右端括号内剩余的项即是积分形式的流体动量方程中的通量项, 所以彻体力 F_p 的实际求解很简单: 在计算出方程(1)的通量之后, 将其投影到导流片法向, 即可得彻体力 F_p .

对于阻力 F_d , 参考文献[7]给出的壁面边界层流动阻力模化方法, 计算公式如下:

$$\int_V F_d dV = -C_d \rho S |q_\infty| q_\infty \quad (5)$$

其中 C_d 为阻力系数, 对于叶轮机内的湍流边界层, 文献[15]建议取值为 0.002; S 为壁面湿面积; 下标“ ∞ ”代表边界层边界处的流动. 对于处理机匣槽道内部的流动, 导流片数已知, 并且每个导流片都有两个侧壁面, 所以, 将式(5)应用于槽道

内部的流动, 则槽道流动总阻力可以写为

$$\int_V F_d dV = -2N_{\text{vane}} C_d \rho S_c |q_v| q_v \quad (6)$$

式(6)中, q_v 为流动速度在导流片上的投影, $q_v = q - (q \cdot n_v) \cdot n_v$, 实际上当流场收敛后 q_v 与 q 相等; S_c 为导流片的单侧表面积; N_{vane} 为导流片数目. 式(6)给出的是总的阻力, 在具体计算时, 可以采用体积加权的方式将总阻力分配给计算网格所划分的控制单元, q_v 可用当地流动速度计算.

最后, 将模型方程(1)转换到转子坐标系, 从而获得描述模化的处理机匣流动的模型方程. 从物理的角度讲, 这种坐标系的转换是将处理机匣槽道对其内部流体相对于转子的周向输运考虑了进来.

2.2 对导流片堵塞效应的模化

首先, 引入一个堵塞因子 θ , 令其等于导流片厚度与间距之比. 导流片的厚度所致的对流动的堵塞只需在模化的槽道流动区域与非模化流动区域(叶片通道及处理机匣背腔)之间的交界面处考虑. 在该交界面处, 需要分别为模化区域和非模化区域计算质量、动量和能量通量. 如果堵塞因子 θ 为零, 则交界面两侧的通量相等, 即质量、动量和能量通量是连续的. 然而, 由于导流片存在厚度, 所以在非模化区域一侧计算交界面处的通量时, 简单的方法是采用如下的通量计算公式计入导流片的堵塞作用

$$\begin{aligned} F_{\text{mass}} &= \rho U_n S \cdot (1 - \theta) \\ F_{x\text{-momentum}} &= F_{\text{mass}} \cdot u + S_x \cdot p \\ F_{y\text{-momentum}} &= F_{\text{mass}} \cdot v + S_y \cdot p \\ F_{z\text{-momentum}} &= F_{\text{mass}} \cdot w + S_z \cdot p \\ F_{\text{energy}} &= F_{\text{mass}} \cdot H \end{aligned}$$

在交界面处, 模化的槽道区域和非模化区域可采用对接边界条件实现信息的传递.

3 模型验证及分析

3.1 模拟对象

为验证所发展的处理机匣流动模型, 针对某跨声压气机转子(图3)设计了一种槽道式处理机匣. 该处理机匣带有底部气室, 全周均布 153 个槽道, 圆周上开口区域为总周长的 0.8 倍, 其他参数见图4. 处理机匣嵌套环可按图5所示方式装入进气机匣中, 方便不同处理机匣结构的更换. 在北京航空航天大学单/双级跨声高速压气机/风扇实验台上完成了实壁机匣和带有处理机匣的单转子气动性能实验测量工作.

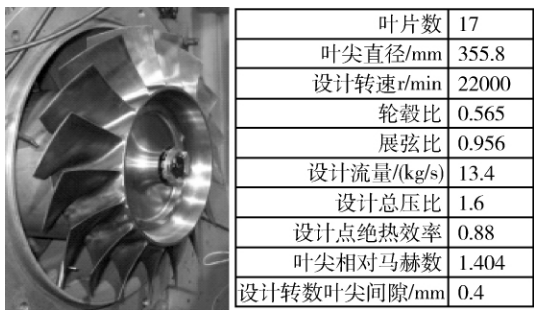


图 3 跨声压气机转子及其参数

Fig. 3 Transonic test rotor and its parameters

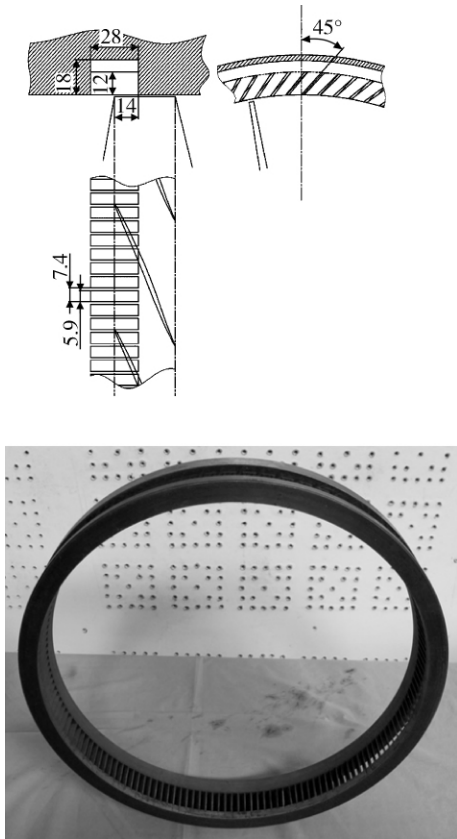


图 4 设计的处理机匣结构(单位:mm)

Fig. 4 Designed casing treatment configuration (unit:mm)

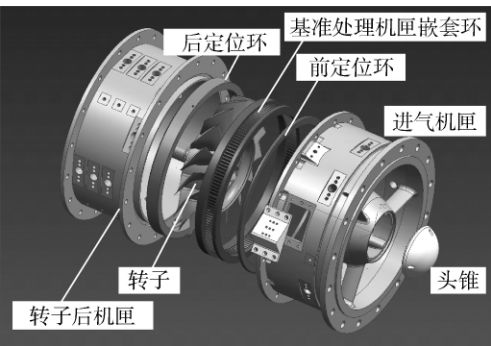


图 5 测试段装配图

Fig. 5 Exploded view of test section

3.2 数值方法和计算网格

数值计算所用的程序为自主开发的 MAP (multi-block aerodynamic prediction code) 程序^[16]. 它采用有限体积法求解雷诺平均 N-S (Navier-Stokes) 方程, 对流通量采用 LDFSS (low-diffusion flux-splitting scheme) 方法^[17] 计算, 并利用 MUSCL (monotone upstream-centered schemes for conservation laws) 插值获得空间三阶精度, 黏性通量采用常用的中心差分方法. 湍流模型采用改进的 S-A (Spalart-Allmaras) 模型^[18]. 程序基于 MPI (message passing interface) 实现了并行计算能力. 对于非定常模拟, 采用了 Jameson 的虚拟时间步方法^[19], 物理时间导数采用了二阶精度的 Crank-Nicolson 格式^[20]. 对于处理机匣模化方程的求解, 在 MAP 程序中加入了上节所述的彻体力模型和堵塞模型, 并实现了模型方程与非模化区域的流动控制方程的耦合求解.

分别针对实壁机匣完成了定常模拟、对带有处理机匣的转子流场完成了非定常模拟和采用处理机匣流动模型的定常模拟. 所有算例的计算域都只包含了一个叶片通道流场, 其中对带有处理机匣的转子流场的非定常模拟由于处理机匣槽道数与转子叶片数之比为 9 : 1, 所以其计算域可取为一个叶片通道和 9 个处理机匣槽道.

叶片通道的计算网格如图 6 所示, 其拓扑结构为 O-H-H-H, 通道网格点总数约为 60 万. 带有处理机匣的非定常模拟所用网格见图 7(a), 在每个处理槽道内采用了 H 型网格, 整个处理机匣内部的网格总数约为 40 万. 用于处理机匣流动模型模拟的计算网格见图 7(b), 是基于图 7(a) 所示网格、将导流片厚度为 0 生成, 这时不存在具体的槽道, 网格规模与用于非定常模拟的计算网格相同. 实际上, 由于不需要分辨具体的每个槽道, 在处理

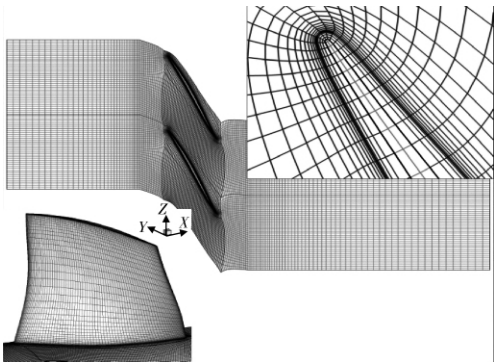
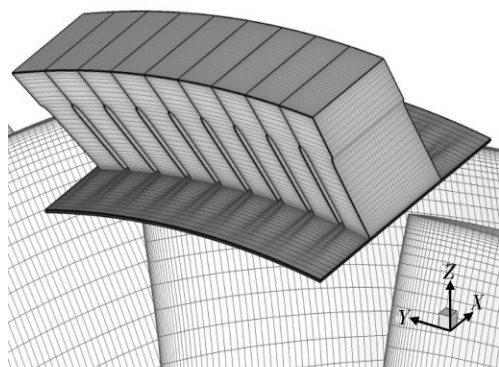
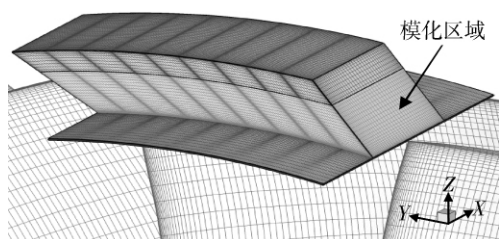


图 6 叶片通道网格

Fig. 6 Blade passage mesh



(a) 用于非定常计算的处理机匣网格



(b) 用于模型计算的处理机匣网格

图 7 处理机匣网格

Fig. 7 Casing treatment mesh

机匣模化区域的周向网格点数可更少, 网格也不需要沿导流片的方向周向倾斜. 之所以未独立生成处理机匣模化区域的网格, 是考虑到在对采用模型的计算结果与非定常结果进行比较时可排除网格形式及空间分辨率不同的因素.

由于处理机匣网格与转子通道网格在交界面处做不到网格点重合, 特别是机匣壁面既有槽道开口、又有槽道间(对于有实际槽道结构的非定常模拟)及上下游的实壁部分, 这使得两个区域之间的信息传递是一个不容易解决的问题. 这里的处理方法是两个区域间设置一层过渡网格(图 8), 该过渡网格与处理机匣网格在两者的交界面处重合, 从而可实现流场信息的直接传递, 并可方便定义过渡网格在槽道间及上下游的实壁部分的壁面边界条件; 而在过渡网格与叶片通道网格之间, 则采用插值的方法传递流场信息. 对于采用处理机匣流动模型的计算, 还是需要使用过渡网格, 与图 8 所示类似.

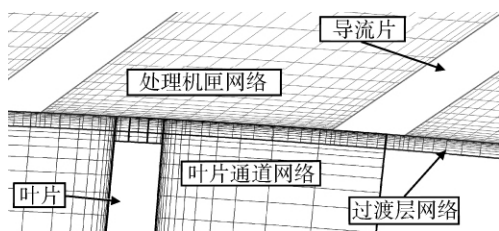


图 8 过渡层网格

Fig. 8 Intermediate mesh layer

边界条件定义方法与通常的压气机气动模拟相同, 出口采用径向平衡方程定义压力边条, 不再赘述.

3.3 结果及分析

图 9 给出了分别采用定常 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes) 计算的实壁机匣转子特性、采用非定常 RANS 和流动模型计算的处理机匣的转子特性, 另外转子实验结果也在图中给出. 如果将计算与实验结果相比, 差异是很大的, 特别是失速边界和转子效率. 其原因一方面是由于计算和实验测量各自都存在误差, 另一个未能确认的原因可能是计算所用转子几何与实验用转子不完全一致. 如果将带处理机匣的转子非定常模拟结果与流动模型模拟结果相比较, 可以看到两者所获得的转子特性无论是压比和效率、以及失速边界都吻合得非常好, 处理机匣流动模型有能力准确地预测出处理机匣对转子失速裕度的提升以及对转子效率的影响. 图 10 为采用流动模型计算在 98% 设计转速最高效率工作点的转子进出口流量收敛史. 在时间推进约 1500 步后流量就基本不变, 转子流场达到收敛. 对于本文计算所使用的 MAP 程序, 这与通常的单叶片排流场模拟所需的计算步数相当. 如果使用可 16 个节点并

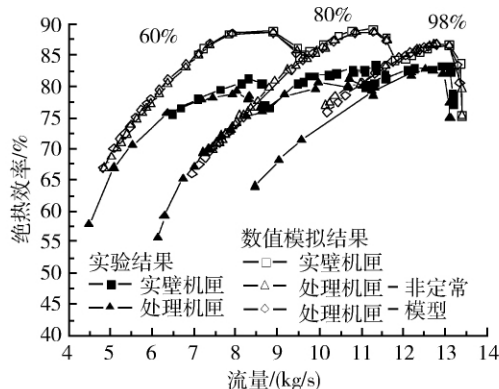
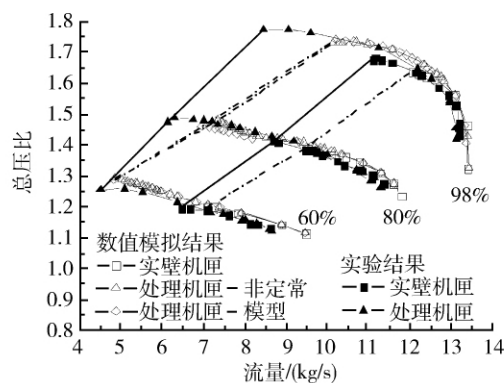


图 9 转子特性

Fig. 9 Rotor characteristics

行的服务器,采用非定常模拟方法计算带处理机匣的转子的一个工作点需要约 3~4 d 的计算时间,而采用处理机匣流动模型则仅需约 0.5~1 h,其计算量不到非定常模拟的 1%.

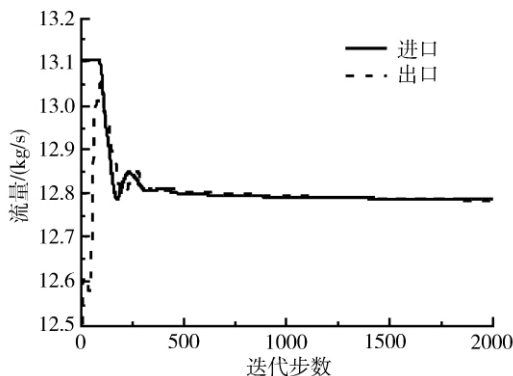
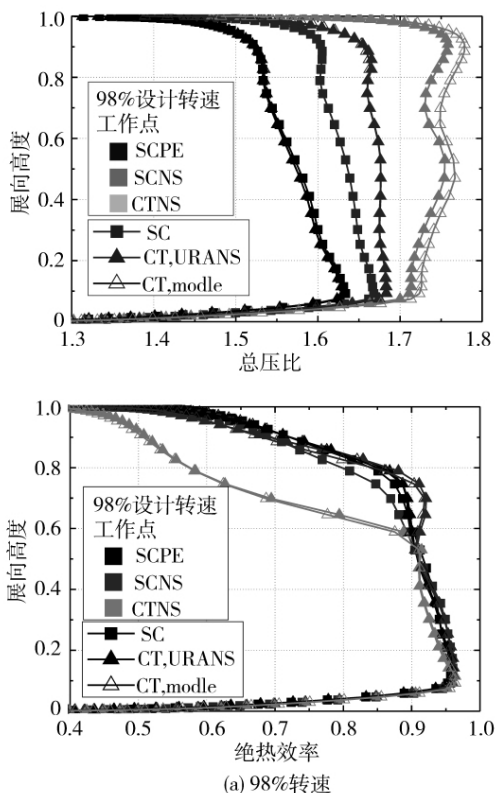


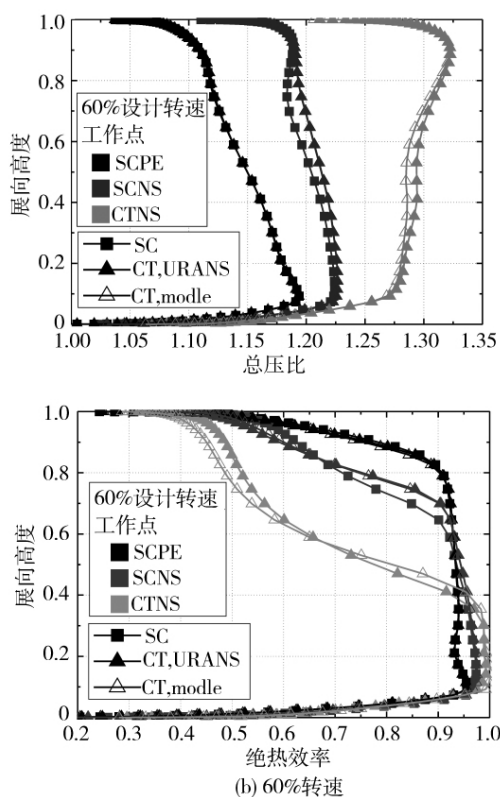
图 10 采用处理机匣模型模拟的流量收敛史

Fig. 10 Convergence history of mass flow rate using the casing treatment flow model

图 11 给出了转子分别在 98% 和 60% 设计转速下最高效率点 (SCPE)、实壁机匣近失速流量点 (SCNS)、以及带处理机匣时的近失速点 (CTNS) 时的总压比和绝热效率沿转子展向分布的计算结果。处理机匣模型计算结果在不同的工作点都与非定常模拟的展向分布吻合得很好。虽然这里的算例是针对单转子,但模型对流场展向分布的模拟准确性保证了它在多排叶片条件下能够正确反



(a) 98% 转速



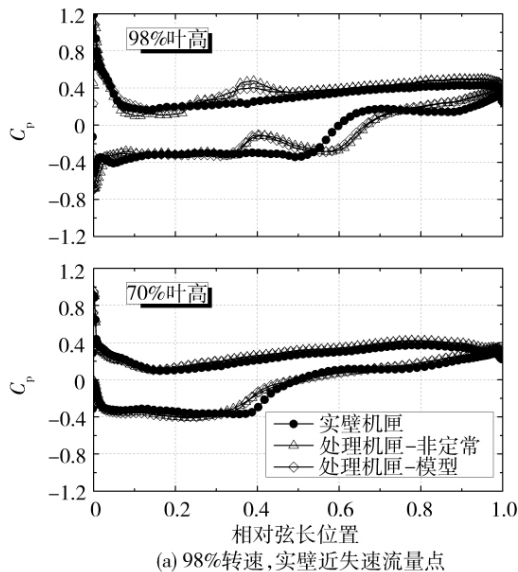
(b) 60% 转速

图 11 转子出口总压和绝热效率的展向分布 (SC: 实壁机匣; CT: 处理机匣)

Fig. 11 Radial distributions of the total pressure and isentropic efficiency at the exit of the rotor (SC: Solid casing; CT: Casing treatment)

映叶片排间的匹配特性。对于多级压气机,处理机匣通常是应用在进口级,处理机匣对流场的影响会造成与下游叶片排/级的匹配关系的变化,本文提出的模型对于评估带处理机匣的多级压气机的气动特性在计算量上是有巨大的优势的。

图 12 为转子的叶片表面压力分布。模型结果



(a) 98% 转速,实壁近失速流量点

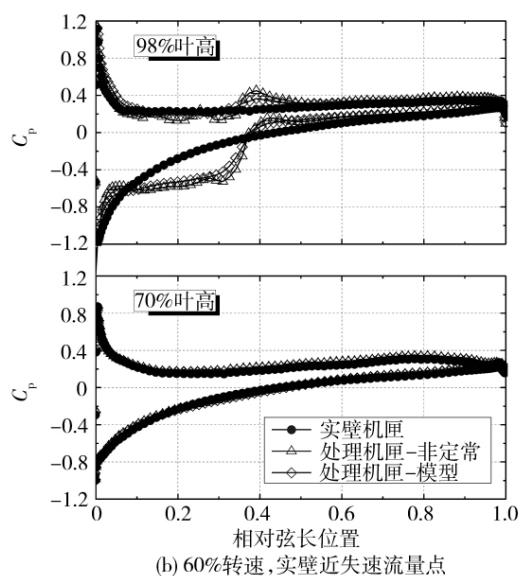


图12 转子叶片表面压力系数分布

Fig. 12 Surface pressure coefficient distributions of the rotor

与非定常结果吻合很好. 图13比较了叶片通道内的熵增分布. 同样, 处理机匣模型对通道内的高损失区域在范围及定量上都与非定常结果相符. 图14给出了两个转速下处理机匣槽道开口处的静压、径向速度和轴向速度分量的分布. 与非定常结果相比, 处理机匣模型很好地预测了槽道开口处的压力场、以及流体进入和流出处理机匣槽道的区域及速度大小.

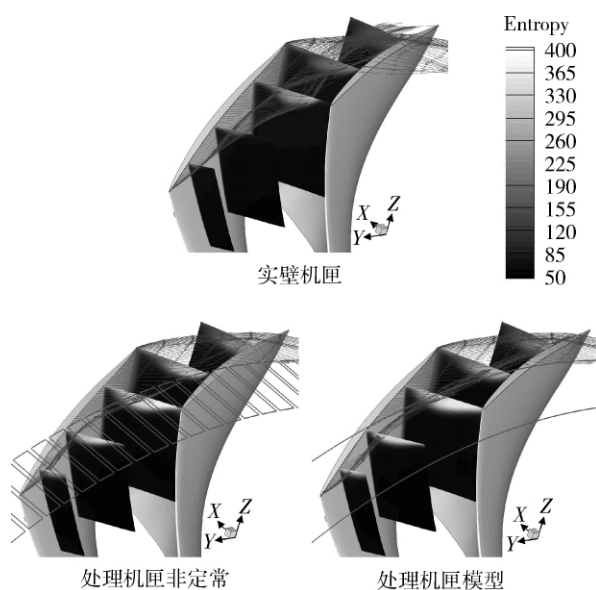


图13 98%转速实壁机匣近失速流量点转子通道内的熵增分布

Fig. 13 Entropy rise distributions inside the rotor blade passage at near stall point of 98% design speed of smooth casing case

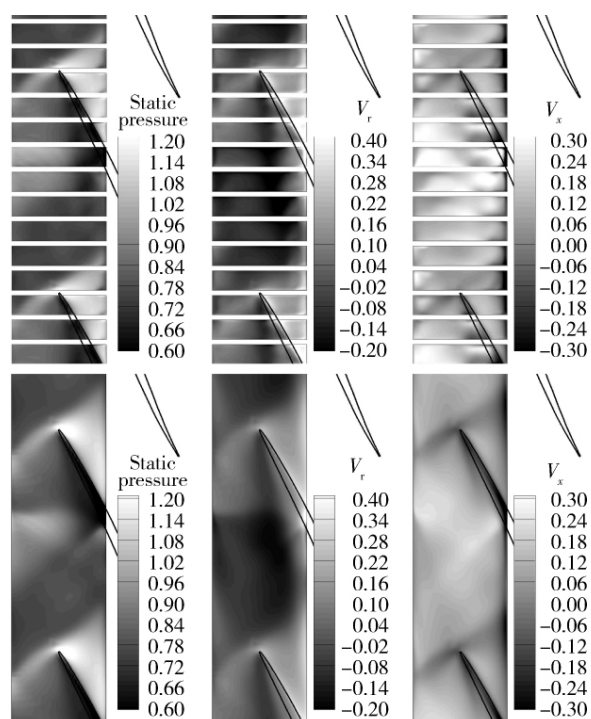
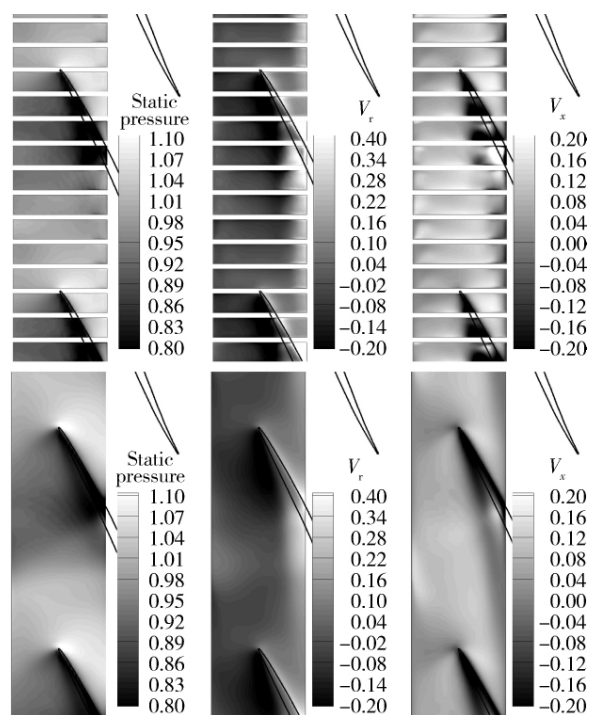
(a) 98%转速实壁机匣近失速流量点
(上: 非定常模拟结果; 下: 模型模拟结果)(b) 60%转速实壁机匣近失速流量点
(上: 非定常模拟结果; 下: 模型模拟结果)图14 处理机匣槽道开口处的流场参数分布
(静压以来流总压无量纲化, 径向和轴向速度分量都以叶尖切线速度无量纲化)

Fig. 14 Flow variable distributions at slot openings (static pressure is normalized by inlet total pressure, and radial and axial velocity components are normalized by blade tip tangential velocity)

4 结 论

本文基于槽道式处理机匣的流动物理机制,提出了一种针对该类处理机匣的准定常流动模型,并给出了具体的建模方法和模型方程。模型方程可与压气机主流控制方程耦合求解,获得带有处理机匣的定常流场解。采用处理机匣模型所需的计算量仅不到非定常模拟的1%,在节省计算量上优势巨大。通过对一个带处理机匣的跨声转子的气动模拟,结果显示所提出的模型与非定常结果吻合得非常好,这表明本文提出的模型的物理基础是正确的,反映出了槽道式处理机匣的主要流动特征。所提出的模型及计算程序目前已在处理机匣的工程设计中得到实际应用。

参考文献:

- [1] Prince D C, Jr., Wisler D C, Hilvers D E. A study of casing treatment stall margin improvement phenomena [R]. NASA-CR-134552, 1974.
- [2] Takata H, Tsukuda Y. Stall margin improvement by casing treatment; its mechanism and effectiveness[J]. Journal of Engineering for Power, 1977, 99(1): 121-133.
- [3] Fujita H, Takata H. A study of configurations of casing treatment for axial flow compressors[J]. Bulletin of the JSME, 1984, 27(230): 1675-1681.
- [4] Smith G D J, Cumpsty N A. Flow phenomena in compressor casing treatment[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(3): 532-541.
- [5] Cheng P, Prell M E, Greitzer E M, et al. Effects of compressor hub treatment on stator stall margin and performance[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(7): 469-475.
- [6] 庄平, 陆亚钧. 机匣处理对压气机性能和气流结构影响的试验研究[J]. 航空学报, 1986, 7(4): 363-370.
ZHUANG Ping, LU Yajun. The effect of casing treatment on the performance and flowfield in axial compressors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1986, 7(4): 363-370. (in Chinese)
- [7] Lee N K W, Greitzer E M. Effects of endwall suction and blowing on compressor stability enhancement[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(1): 133-144.
- [8] Hall E J, Heidegger N J, Delaney R A. Performance prediction of endwall treated fan rotors with inflow distortion [R]. AIAA-1996-244, 1996.
- [9] Yang H, Nuernberger D, Nicke E, et al. Numerical investigation of casing treatment mechanisms with a conservative mixed-cell approach [R]. ASME Paper GT-2003-38483, 2003.
- [10] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a high pressure compressor front stage with axial slots[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(3): 339-349.
- [11] Crook A J. Numerical investigation of endwall casing treatment flow phenomena[R]. GTL Report No. 200, 1989.
- [12] Hall E J, Crook A J, Delaney R A. Aerodynamic analysis of compressor casing treatment with a 3-D Navier-Stokes solver[R]. AIAA Paper 94-2796, 1994.
- [13] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a hpc front stage[R]. ASME Paper GT-2002-30642, 2002.
- [14] NING Fangfei, XU Liping. Aerodynamics of compressor casing treatment Part II: a quasi-steady model for casing treatment flows[R]. ASME Paper GT2008-51542, 2008.
- [15] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [16] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨声压气机内部流动的数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.
NING Fangfei. Numerical simulation of the transonic compressor inner flow considering real geometrical complexity [D]. Beijing: Beijing University of Astronautics and Aeronautics, 2002. (in Chinese)
- [17] Edwards J R. A low-diffusion flux-splitting scheme for navier-stokes calculations[J]. Computer & Fluids, 1997, 26(6): 635-659.
- [18] NING Fangfei, XU Liping. Numerical investigation of transonic compressor rotor flow using an implicit 3d flow solver with one-equation Spalart-Allmaras turbulence model[R]. ASME Paper 2001-GT-0359, 2001.
- [19] Jameson A. Time dependent calculation using multigrid with applications to unsteady flows past airfoils and wings [R]. AIAA Paper 91-1596, 1991.
- [20] NING Fangfei, XU Liping. A solver using newton's method for unsteady viscous flows[J]. Acta Mechanica Sinica, 2003, 19(3): 220-227.