

文章编号: 100028055(2010) 062136208

某四级风扇特性计算的三维数值模拟

尹 松, 金东海, 朱 芳, 桂幸民
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 利用自主开发的程序对某四级风扇进行了特性计算, 一方面是为了发动机整机的匹配, 另一方面是为了校核程序对多级压气机的数值模拟精度. 程序采用标准 $k\epsilon$ 湍流模型计算湍流黏性系数, 为了避免计算过程中由湍流模型方程带来的数值刚性问题, 对湍流模型方程中的源项作了隐式处理. 转静子之间的数据传递采用了掺混界面法. 通过对一个单级风扇进行计算, 并与常用的几种商用软件计算结果以及实验结果进行对比, 初步验证了程序计算结果的可靠性. 进一步对某四级风扇进行了计算分析, 发现程序计算精度较好, 可用于工程设计中.

关 键 词: 多级压气机; 数值模拟; $k\epsilon$ 湍流模型; 隐式处理; 掺混界面
中图分类号: V232.4 文献标识码: A

Numerical simulation of the performance of a fourstage fan

YIN Song, JIN Donghai, ZHU Fang, GUI Xingmin

(School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation of the overall performance for a multistage fan was carried out with the computational fluid dynamics (CFD) code developed indigenously. This work was involved with the engine matching and the validation of the code reliability and accuracy. The $k\epsilon$ turbulence model was introduced, and the source terms in $k\epsilon$ turbulence model were treated implicitly to relieve the stiffness of $k\epsilon$ equations. A mixing plane was set for the communication between adjacent blade rows. The code was first verified against a singlestage fan, and then compared with the commercial software and experiments. Further validation was conducted on a fourstage fan. By analyzing the results, it is found that the property of code is good, but the shortcomings caused by the mixing plane need to be improved.

Key words: multistage turbomachines; numerical simulation; $k\epsilon$ turbulence model; implicit treatment; a mixing plane

为了实现发动机整机的匹配, 获得压气机工作特性线是必不可少的一步. 采用数值模拟方法可以节省由整机试验获取特性带来的高昂成本.

多级叶轮机的流动是可压、黏性、非定常的, 存在相邻叶排间上下游流场的强烈干扰. 其复杂的内部流动结构造成对它进行数值模拟存在很大的困难. 其中之一就是对于转静界面的信息传递,

另一方面就是湍流模型、网格、数值方法对计算精度的影响. 尤其当级数比较多时, 这些因素的影响越来越重要, 甚至导致计算结果的失真以及不收敛. 国外大批的研究人员^[126]从 20 世纪 80 年代末开始对多级环境下的数值模拟进行了大量的研究, 并取得了丰硕的成果. 国内在 90 年代也逐渐开始进行这方面的探索^[79]. 并且三维多级计算程

收稿日期: 20091010; 修订日期: 20100316

基金项目: 国家自然科学基金(50676004, 50736007)

作者简介: 尹松(1980-), 男, 湖北钟祥人, 博士生, 主要从事叶轮机机械流场数值模拟.

序已经纳入叶轮机设计体系中^{[10][12]}.

本文利用自主开发程序首先对一单级跨声高负荷风扇 AT S22 (advanced transonic stage) 进行了计算, 并与几种常用的商用软件的计算结果进行了对比, 初步验证该程序的计算精度; 然后对某四级风扇进行了特性计算的三维数值模拟, 一方面是为了服务于整机的匹配, 另一方面是为了进一步校核本文程序的计算精度.

1 数值方法

本文控制方程采用在直角相对坐标系下积分形式的三维非定常可压缩 Reynolds 平均 Navier2 Stokes (N2S) 方程组, 利用标准 kE 湍流模型对雷诺应力项进行封闭.

$$\frac{5}{5t}QudV+R_s(F_i+G_j+H_k)\#dS=\\R_s(F_v i+G_v j+H_v k)\#dS+Q^T dV \quad (1)$$

其中 $U=[Q,Q_i,Q_j,Q_k,QE,Qk,QE]^T$ 为方程守恒变量; F,G,H 为无黏通量; F_v,G_v,H_v 为黏性通量; t 为时间; V 为单元控制体体积; S 为控制体表面积矢量; u,v,w 为 x,y,z 坐标方向速度分量; Q 为密度; E 为总能量; k 湍流动能; E 为湍流耗散率.

采用了一种紧致的交错网格有限体积法^[13]将 N2S 方程和湍流方程紧密的耦合在一起, 即求解 N2S 方程采用的是网格中心法, 求解湍流方程采用的是网格节点法.

值得特别提出的是对于控制方程源项求解, N2S 方程的源项是由绝对坐标系转换到相对坐标系后离心力和哥氏力体现出来的附加项, 对其直接进行计算就可以了. 但是对于湍流模型, 源项关系到湍流动能的生成和耗散的平衡, 直接影响着湍流黏性系数的计算结果, 对流场有着很大的影响, 特别是湍流黏性比较明显的区域, 例如边界层、强剪切层、激波/ 边界层的干扰流动中, 源项的计算对数值解的精度和迭代求解的稳定有着很重要的影响. 为此, 文献[14] 提出了对源项为负的部分进行隐式处理.

对于 kE 模型, 源项可表示为

$$T_k=L_p d-\frac{2}{3}\$W(Q)-QE\\T_E=c_1\frac{E}{k}L_p d-c_1\frac{2}{3}\$W(QE)-c_2\frac{(QE)^2}{Qk} \quad (2)$$

式(2) 中 $L_p d$ 和 $c_1\frac{E}{k}L_p d$ 是生成湍流动能和耗散

率的主要部分, 它们的值总是正的. $-\frac{2}{3}\$W(Q)$

和 $-c_1\frac{2}{3}\$W(QE)$ 对于生成湍流动能和湍流耗散

率的微小部分, 它们的值可正可负. 当流体处在膨胀状态时, $\$W>0$, 它们耗散掉 k 或 E ; 相反, 当

流体处在压缩状态时, $\$W<0$, 它们生成 k 或 E .

源项中的 $-QE$ 和 $-c_2\frac{(QE)^2}{Qk}$ 的值总是负的, 起耗

散作用, 因此它们是耗散 k 和 E . 它们的值越大, k

或 E 衰减的就越快, 但也可能使 k 和 E 衰减为负

值, 这样方程就可能因为较大的负值而使整个求

解系统的数值刚性变得更强. 为了缓解湍流模型

方程数值刚性的影响, 对源项中为负的部分进行

了隐式的处理. 这样做虽然降低了时间精度, 但

因为我们只是关注达到定常状态时的解, 相对时间

精确来说, 我们更关注的是能够更快, 更稳地获得

定常解.

要对源项进行隐式处理, 首先将湍流模型方

程中源项为负的部分进行对角化处理, 并假设迭

代相邻两步中湍流黏性系数变化不大, 利用它的

定义式 $L=\alpha\frac{Qk^2}{E}$

其中 $\alpha=0.09$

$$Qk=\sqrt{\frac{LQE}{c_1}},QE=c_1\frac{(Qk)^2}{L} \quad (3)$$

将式(3) 代入湍流方程式, 将源项对角化处理

后, 再将源项中负的部分移到方程的左边, 构成隐

式时间推进公式

$$\left[1+\$t\$^{+}+2\$t\frac{c_1}{L_t}(Q)^n\right]\#\\[(Q)^{n+1}-(Q)^n]=-R_k^ns\\left[1+c_1\$t\$^{+}+\frac{3}{2}\$tc_2\sqrt{\frac{c_1}{L_t}}(QE)^n\right]\#\\[(QE)^{n+1}-(QE)^n]=-R_E^n\$t \quad (4)$$

其中 $c_1=1.44, c_2=1.92$, 且定义

$$\$^{+}=\max\left[0,\frac{2}{3}\$W\right]$$

从而

$$\$U_k=(Q)^{n+1}-(Q)^n=$$

$$\$t\frac{-R_k^n}{1+\$t\left[\$^{+}+2\frac{c_1}{L_t}(Q)^n\right]}$$

$$\$U_E = (\$E)^{n+1} - (\$E)^n =$$
$$\$t \frac{-R_E^n}{1 + \$t \left[c_1 \$ + \frac{3}{2} c_2 \sqrt{\frac{c_L}{N_L}} (\$E)^n \right]} \quad (5)$$

空间离散采用的是 Jameson 的中心差分加二、四阶人工黏性的方法, 时间离散采用的是 5 步龙格库塔时间推进法, 并使用了当地时间步长, 隐式残差平均法加速收敛. 详细介绍可以参考文献[15].

2 叶片排间的处理

由于叶轮机转静子之间的相对运动, 导致转静子之间的数据传递成为多级计算的关键问题. 在这方面已经有许多人做了大量研究, 比较具有代表性的是: 第一种直接进行非定常的计算; 第二种 Denton 提出的掺混界面法^[2]; 第三种 Adamczyk 提出的通道平均法^[4]和在此基础上 Rie 发展的连续界面法^[5]. 其中工程中应用最为广泛的是 Denton 提出的掺混界面法, 该方法假设各个独立的叶排内的流动都是相对定常的, 忽略了转静子之间的非定常性, 这样各个叶片排就可以单独进行计算, 只不过在每一时间步长推进后进行叶片排间的数据传递. 对于已有的单排计算程序, 采用这种方法可以非常简单的发展成多排计算程序, 同时本程序的发展目的也是为了服务于叶轮机的设计, 所以综合考虑, 本文的界面处理采用了掺混界面法.

该方法是根据文献[16]中的分析选取守恒量 $q = (Q, QW_x, QW_y, QW_z, \Phi, Qk, \Phi)$, 将转子计算站 A 和静子计算站 B 的这几个参数周向平均, 转子出口界面上的参数 $q = \frac{q_A + q_B}{2}$, q_A 是转子计算站 A 上的当地值, q_B 是静子计算站 B 上的周向平均值, 同理得到静子界面上的参数. 方法原理示意图如图 1 所示.

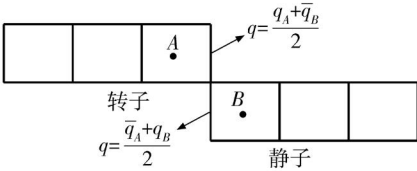


图 1 动静交界面示意图

Fig. 1 Sketch of mixing plane

采用这种方法值得注意的是需要处理好掺混界面附近人工黏性的计算, 在调试程序过程中发现, 界面附近人工黏性的计算错误会导致界面参

数的振荡, 从而引起数值发散.

3 计算网格

本文网格为了满足 k ϵ 湍流模型对固壁边界最近一层网格的无量纲雷诺数的要求, 根据经验公式由给定的 y^+ 反算壁面外第一层网格距壁面的距离 y , 将叶片叶型线外扩 y 距离, 将外扩型线作为边界线, 求解椭圆型方程. 在求解椭圆型方程中, 为了满足边界处的网格的光滑性, 对椭圆型方程的源项按照 Hilgenstock 方法^[17]进行了修正. 从图 2 可以清楚地看到距叶片型线第一层网格距叶片等距, 并且在叶片表面网格线光滑过渡, 表现出良好地正交性.

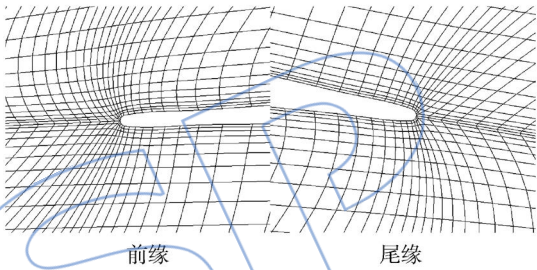


图 2 叶片前尾缘处的网格

Fig. 2 Grid in the leading edge and trailing edge

本文采用的网格是 H 型网格. 单独生成各叶片排网格后, 自动前后衔接成整级的网格. 界面处的网格在径向是相同分布的, 这样可以更好的保证上下游之间各个通量的守恒性避免由于插值带来误差.

4 计算结果与分析

4.1 单级风扇 AT Σ 2 的数值模拟

为了验证本程序的计算精度, 首先对一个高负荷、小展弦比、转子前缘适度后掠的单级轴流风扇 AT Σ 2^[18]进行了计算, 并与商用软件 NU2 MECA, CFX, FLUENT 的结果进行了对比, 商用软件的结果由北京航空航天大学航空发动机数值仿真研究中心研究人员提供. NUMECA, CFX 和 FLUENT 采用的湍流模型分别是 S2A (Spalart Allmaras), k ϵ 和 S2A 模型.

图 3 给出了不同转速下各种软件计算获得特性曲线并与实验做了对比(图中 100% 等百分数表示 100% 等折合转速, 后面出现类似处理), 由于研究者只提供部分计算结果, 所以图中某些商用软件的计算结果展示不全. 从压比特性线图上

可以看到,设计转速下本文的计算结果与 CFX, FLUENT 的结果与实验结果相差不大, NUMECA 计算结果偏小,而到了非设计转速本文计算的结果略微偏大.从效率特性线图上可以看到其他商用软件的效率都偏大,其中 CFX 最大相差 5%~ 6%,而本文的效率除了在设计转速下偏低外,非设计转速的效率基本与实验值相符,只是堵点流量略微偏大.

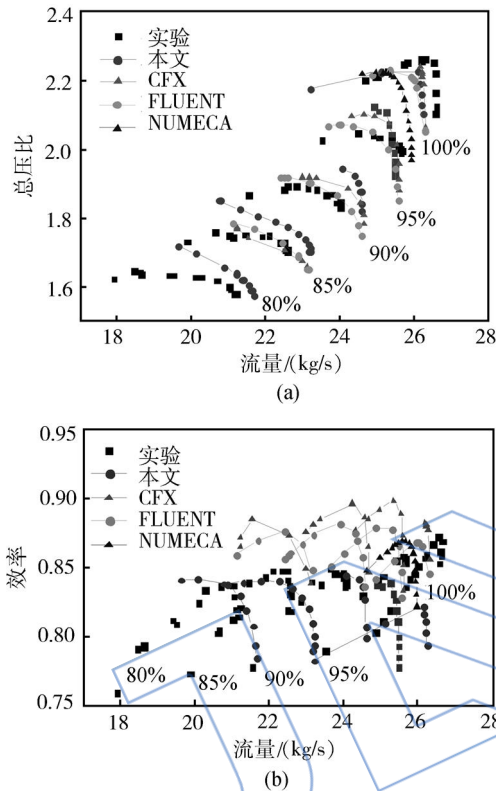


图 3 ATΣ2 特性曲线
Fig. 3 Overall performance for ATΣ2

图 4 给出了近设计点下近叶根、叶中、叶尖的等 Ma 线图.可以看到,在转子叶中部分,流道中开始出现了一正一斜的激波,流场逆压梯度较大,叶片槽道内正激波将气流从超声变为亚声,叶尖部分,由于激波与边界层的干扰增强,使得边界层变厚开始分离.通过本算例初步验证了本文程序的计算精度基本与商用软件相当,对于工程应用有一定的可信度.

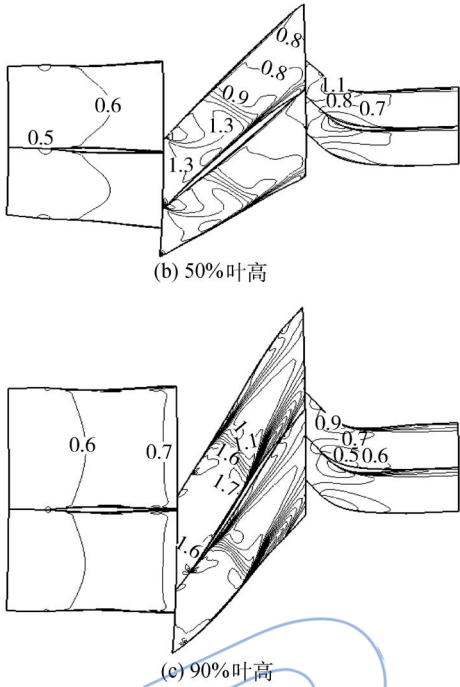
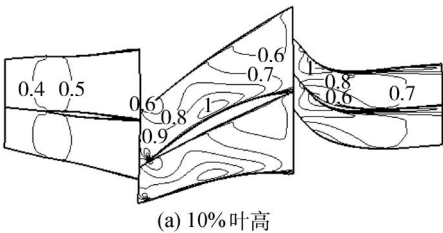


图 4 不同叶高处相对马赫数等值线
Fig. 4 Ma number contours in different span

4.2 某四级风扇的数值模拟

图 5 是获得的某四级风扇不同转速下的特性曲线与实验结果以及商用软件 NUMECA 结果的对比(图中所有参数均做了归一化处理,即流

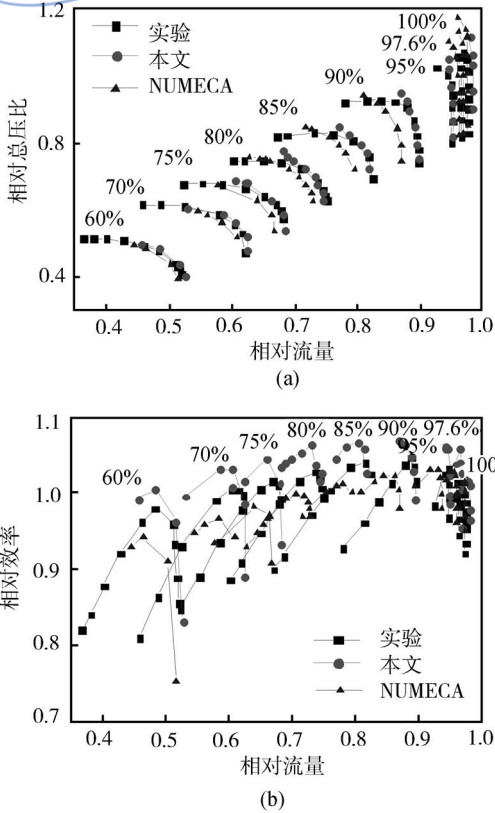


图 5 某四级风扇的特性曲线
Fig. 5 Overall performance for a four-stage fan

量、压比、效率均是与设计点的流量、压比、效率的比值)。本文计算所得压比特性线与实验结果非常接近, 相比商用软件 NUMECA 的结果, 压比精度在各个转速下都相对较高, 本文对于效率特性的计算误差比较大, 相对实验值, 计算结果普遍偏高, 定转速下最高效率点能相差到 4%, 但总体反映的趋势与实验结果接近. 对比 NUMECA, 其计算效率普遍偏高, 但与实验值偏高幅度和本文基本相当. 整个工况最高效率点均出现在 90% 设计转速即压气机此时匹配最佳, 这就说明这台风扇的设计在 100% 设计转速下, 并未使各排叶片处于最小攻角, 这是为了提高低转速下的失速裕度而在高转速下作出了点牺牲, 从提高发动机整体工作裕度来看, 这点牺牲还是值得的.

本算例中靠近失速点的计算很难收敛, 尤其到了低转速情况之下, 收敛效果非常差, 这样计算所获得的流量裕度明显要低于实验值, 商用软件 NUMECA 的计算也体现了这点, 本文的计算的流量范围和 NUMECA 基本一致. 从这里可以看到程序计算的稳定性对最终压气机工作稳定裕度的确定有很大影响. 目前通过三维定常计算判定失速边界主要是将计算崩溃发散作为失速的准

则, 有时这样能得到比较接近实际的结果, 但大多数情况下, 这种误差较大. 流量裕度偏小的另一个原因可能是由于本文所采用的掺混界面法引起的, 计算中通过改变出口背压来获得不同工况下的特性, 这就相当于在出口给定一个扰动, 压力波向上游传递影响上游的流场, 由于掺混界面法引入了周向平均, 这就相当于在界面处人为的加入了非物理的黏性, 从而将这种扰动幅度减少, 级数越多, 加入的这种非物理的黏性就越多, 得到的计算流量变化就越小. 苏欣荣^[19]在对某 15 级轴流压气机的数值模拟中也体现了这一点.

本文计算获得效率误差较大的一个重要原因, 也是由于在叶片排间采用的是掺混界面法, 这种方法涉及到的周向平均, 相当于一种物理掺混, 这就必然带来熵增, 从而给总温、总压等性能参数的计算带来误差, 文献中[20]详细论述了掺混界面处理方式对计算所带来的影响, 并最终引起性能参数的计算差别. 在级数比较少时, 这种影响可以忽略不计, 但是当叶片排数较多时, 这种影响就不可忽视.

从图 6 100% 折合转速近失速点马赫数等值线可以看到从叶中开始第一、二、三级转子出现正

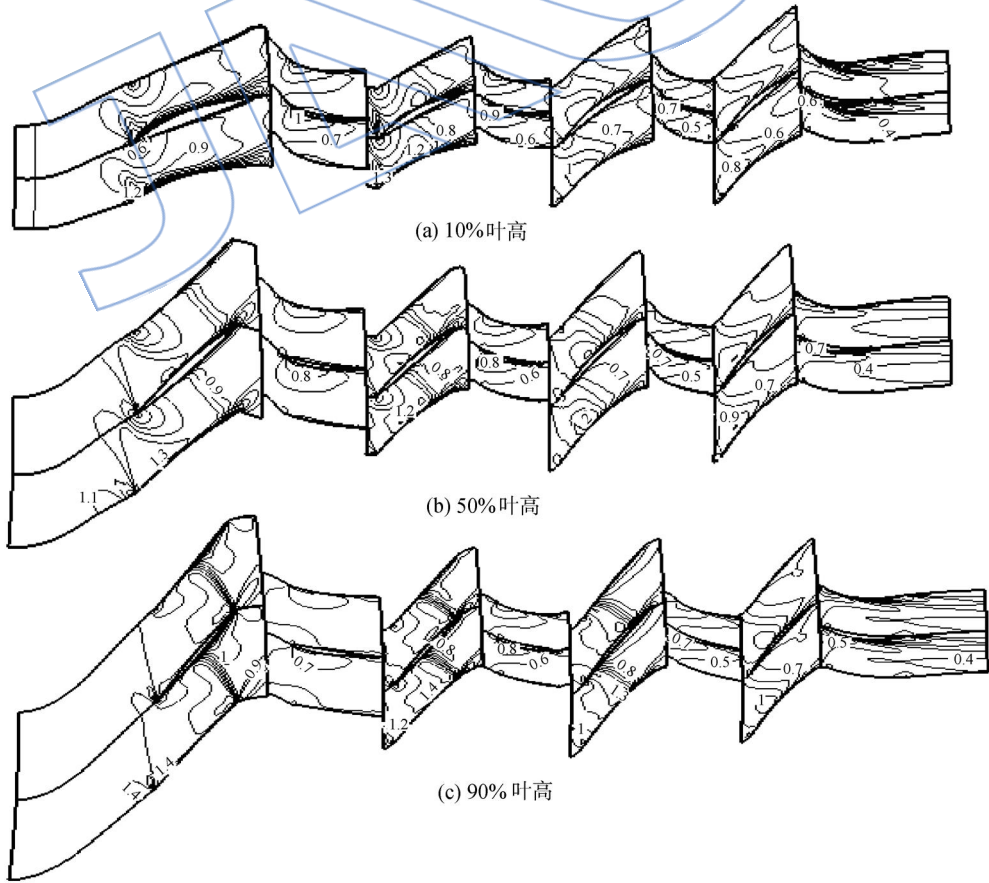


图 6 不同叶高处马赫数等值线

Fig. 6 Mach number contours in different spans

激波,到了叶尖就变得很强,最后一级转子中出现比较弱的一道激波.并且最后一排静子吸力面出现分离,尤其在叶根和叶尖位置分离情况比较严重,叶根在不到 10% 弦长位置已经开始分离.

从图 7 中静子吸力面极限流线可以看到,最后一排静子有近一半的分离区.通过流场分析发现,高转速下计算的流场,不同工况下的变化,比较明显地出现在最后一排静子当中,且最后一排静子中的流场相对讲也是最为复杂.所以当计算靠近非稳定边界工况时,很可能是由于最后一排静子复杂流场导致计算稳定性变差而无法收敛,同时跟踪具有代表性的几个点的收敛历史,发现最后一排静子靠近端壁区的最先发散.这也是导致计算获得流量裕度明显要小于实验值的一个原因.

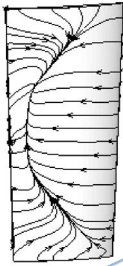


图 7 最后一排静子吸力面极限流线
Fig. 7 Streamline on the suction face of the last stator

图 8 是各转静子交界面处总压的展向分布情况(相对总压是总压/设计点出口总压,展向位置代表的是展向计算站占整个叶高的百分数,0 对应的是叶根,100 对应的是叶高).从各个界面的相对总压沿展向分布可以看到,在前面几级总压在界面处吻合的很好,而到了最后一级转子出口和静子进口界面,可以看到在靠近端壁两边的总压有一定的损失,这是因为越是复杂流场,越是周向不均匀的流场,采用掺混界面法所带来的误差就越大,所以通常在计算中发现,级数较多的情况下,往往出现问题的都是后面排数的流场,这也是由于后面叶片排压力梯度比前面排数的要大,所以其更容易分离.通过最后一排静子的总压分布发现静子中的总压损失很大,分离区比较大的位置即靠近端壁处,损失就越严重.

图 9 是不同转速下计算发散前的一点(即看作是近失速工况点),左图为最后一排静子的总压恢复系数的展向分布,右图为第一级的静子的总压恢复系数的展向分布,可以看到高转速时,最后一排静子中存在较大分离导致总压损失系数较小,而低转速下的静子总压恢复系数较大,而且不同低转速相差不大;而高转速下,第一排静子的总压恢复系数较大,且不同高转速下相差不大.以上也说明了当发动机偏离设计状态工作,低转速下前面级的流动状态较差,不稳定工况往往发生在前面级,而到了高转速反而是末级的流动状态较

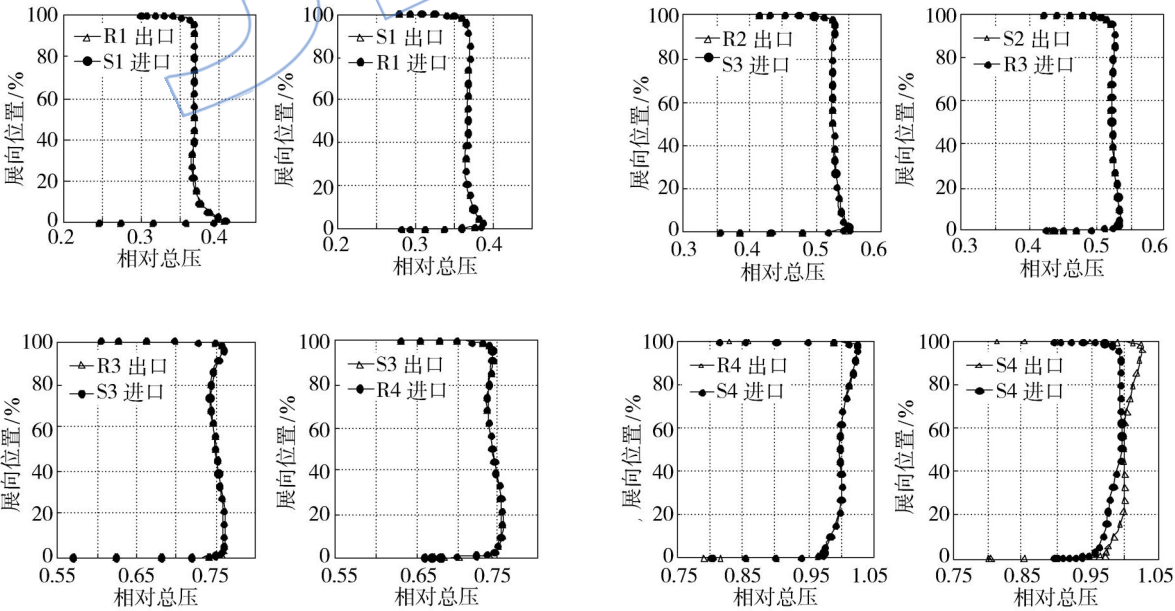


图 8 各界面处总压的展向分布

Fig. 8 Total pressure along the span on the mixplanes

差, 不稳定工况往往发生在后面级. 因此在进行多级压气机气动设计时, 应特别考虑压气机的进口级和出口级, 对它们采取特别的措施.

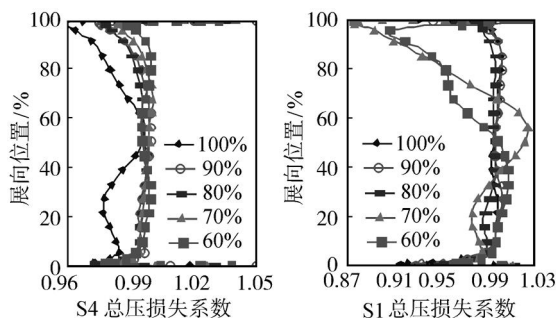


图9 S1和S4的总压恢复系数的展向分布

Fig. 9 Total pressure recovery coefficient of S1 and S4 along the span

5 结论

本文主要的工作是利用自主开发的多级计算流体动力学 (CFD) 程序首先对单级风扇 AT22进行了特性计算, 并与几种常用的商用软件进行了对比, 初步验证了本程序的计算结果的可信度; 最后对某四级风扇进行了计算, 与实验结果进行对比, 压比特性与实验结果非常接近, 但效率特性存在一定的差距, 与商用软件 NUMECA 计算结果比较, 计算精度相当, 说明本文程序具有一定的工程应用价值. 经过分析, 效率误差主要是由本程序中引入的掺混面模型引起. 另外程序计算得到的流量裕度偏低. 这也是由于程序中掺混面模型所致. 总的来说本文获得的特性结果可信度较高. 要想获得精度更高的结果, 还需要对界面处理方法进行改进.

参考文献

- [1] Boyle R J, Giel P W. Three dimensional Navier-Stokes heat transfer predictions for turbine blade rows [J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(6): 1172-1186.
- [2] Denton J D. The calculation of three dimensional viscous flows through multistage turbomachines [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 182-226.
- [3] Dawes W N. Toward improved throughflow capability: the use of three dimensional viscous flow solvers in a multistage environment [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 82-17.
- [4] Adamczyk J J. Model equation for simulating flows in multistage turbomachinery [R]. ASME 85GT2226, 1985.
- [5] Rhie C M, Gleixner A J, Spear D A, et al. Development and application of a multistage Navier-Stokes solver: Part I - Multistage modeling using body forces and deterministic stresses [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 205-221.
- [6] Rai M M. Unsteady three dimensional Navier-Stokes simulations of turbine rotor-stator interaction [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(3): 307-319.
- [7] 陈乃兴, 张丰显. 透平级三维湍流流动的数值计算 [J]. 工程热物理学报, 1995, 16(2): 156-160.
CHEN Naixing, ZHANG Fengxian. Numerical computation of 3D turbulent flow in a turbine stage [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1995, 16(2): 156-160. (in Chinese)
- [8] 赵晓路. 四级涡轮多叶片排三元 N2S 解网络并行计算 [J]. 工程热物理学报, 1995, 20(5): 568-571.
ZHAO Xiaolu. Parallel three dimensional viscous simulation of flowfield for a four stage power turbine on network of workstations [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1995, 20(5): 568-571. (in Chinese)
- [9] 季路成, 周盛. 一个跨音风扇转/静干扰流动的时间精确模拟 [J]. 工程热物理学报, 1999, 20(4): 426-430.
JI Lucheng, ZHOU Sheng. Time accurate simulation of a transonic of fan stage on rotor/stator interaction [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20(4): 426-430. (in Chinese)
- [10] Steven R W, Robert A D. Redesign of a 12 stage axial flow compressor using multistage CFD [R]. ASME 2001GT20351, 2001.
- [11] Mansour M, Hingorani S. A new multistage axial compressor designed with the APNASA multistage CFD code: Part I - Code calibration [R]. ASME 2001GT20349, 2001.
- [12] Mansour M, Hingorani S. A new multistage axial compressor designed with the APNASA multistage CFD code: Part II - Application to a new compressor design [R]. ASME 2001GT20350, 2001.
- [13] 李泯江, 桂幸民. 用于叶轮机械流场计算的交错网格有限体积法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(6): 572-582.
LI Minjiang, GUI Xingmin. Staggered finite volume method for turbomachinery viscous flowfield numerical investigation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(6): 572-582. (in Chinese)
- [14] Liu F, Zheng X Q. A strongly coupled time marching method for solving the Navier-Stokes and k-ε turbulence model equations with multigrid [J]. Journal of Computational Physics, 1996, 128: 282-300.
- [15] 李泯江. 带转子叶尖间隙多块网格的跨音压气机数值模拟及设计研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
LI Minjiang. Numerical investigation and design of transonic compressors with tip clearance flow using multiblock mesh [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [16] 姚征. 多级叶轮机械三维流动计算的级间混合方法分析 [J]. 工程热物理学报, 1996, 17(4): 412-422.

YAO Zheng. The analysis of interow mixing treatment in the calculation of 3D flow in multistage turbomachinery [J]. Journal of Engineering Themophysics, 1996, 17(4): 4172422. (in Chinese)

[17] Hilgenstock A. A fast method for the elliptic generation of three dimensional grids with full boundary control[C]// Proceedings of the Second International Conference. Swansea, Wales: Pineridge Press, Ltd. , 1988.

[18] 桂幸民,单鹏,周盛,等. 高负荷跨音单级 AT22 风扇设计研究[R]. 北京: 北京航空航天大学科学研究报告 B4936, 2000.

[19] 苏欣荣,袁新. 多级轴流压气机全工况特性计算[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(2): 2142216.

SU Xinrong, YUAN Xin. Numerical overall performance calculation of multistage axial compressor[J]. Journal of Engineering Themophysics, 2006, 27(2): 2142216. (in Chinese)

[20] 尹松,桂幸民. 采用几种常用转静界面方法对高负荷跨音压气机的数值模拟[C]//中国工程热物理学术会议论文集. 大连:中国工程热物理学会, 2009.

