

# 三维 C-H 网格下跨音压气机 转子 Euler 流场数值模拟\*

南京航空航天大学 王立成\*\*

**【摘要】** 介绍了三维 C-H 网格的生成和全三维转子流场的数值解。以法国宇航院设计的一个高负荷跨音转子为算例, 并与他们的计算结果作了比较。应用这套数值模拟技术得以计算带进口预旋的某跨音压气机转子流场, 并对进口预旋对其下游的转子流场的影响作了数值模拟, 得出了若干有意义的结论。

主题词: 全三维流场数值计算 Euler 方程 跨音压气机 进口预旋影响预测

分类号: O354.2

## 1 三维 C-H 网格生成及 Euler 数值解、转子流场解

用 H 网格计算二维叶栅流场和三维叶片流场的主要不足之处在于叶型前、后缘需要“戴帽”。在 C-H 网格下求解流场可以完全排除“戴帽”之类的人为因素, 使流场计算更为客观和准确。在这种思想的指导下完成了二维 C-H 网格的生成以及多重网格 Euler 解<sup>[1]</sup>, 并在此基础上又发展为 C-H 网格下的薄层 N-S 方程解, 紊流模型为  $k-\epsilon$  双方程模型。文中概要介绍三维 C-H 网格生成技术、三维 C-H 网格下 Euler 数值解。应用这套技术于法国宇航院设计的高负荷跨音转子, 并与他们的计算作了比较。有了这套技术, 我们可以研究进口预旋对其下游的全三维转子流场的影响, 定量地预测引入进口预旋带来的后果, 为压气机设计提供了一个有力的工具。

三维 C-H 网格生成是二维 C-H 网格生成法的一种推广与发展。首先用“包络造型法”<sup>[2]</sup>生成所需要的叶型, 或者, 对于已知型面坐标的叶型输入型面坐标, 建立关于叶根、叶中和叶尖 3 个截面(或 5 个截面)的 edge3.dat 数据文件。在其中还包括诸如叶栅相对栅距  $t/B$ ,  $I/J$  方向的节点数目等参数。此时, 如需要可以对各截面的型面用 viewb.f 程序进行图形显示, 以校对输入是否有误, 进而, 建立关于叶尖、轮毂子午流线形状的数据文件 rx.dat。同样, 如果需要可以用 viewrx.f 进行图显校核。在此基础上调用 ppp.f 程序以生成三维 C-H 网格, 在屏幕上键入  $r$  方向的准流线数。所生成的三维网格存于 xyz.dat 文件中。

最后, 如果需要, 可用调用 C-H3-1.f 程序, 根据操作人员的需要, 从 xyz.dat 中取出某个  $I$  截面(或某个  $J$  截面, 或某个  $K$  截面)的网格存于 xyzk.dat 中。接着用 viewgrid.f 程序将其转化成满足用 grapher.exe 图形软件所需要的格式, 并用该图形软件图显该截面。

在文献[3, 4]中已推导出三维贴体曲线坐标系中的控制方程为

$$\frac{\partial (JU)/\partial t} + (\partial F/\partial \xi) + (\partial G/\partial \eta) + (\partial H/\partial \zeta) = JE \quad (1)$$

方程(1)以4步 Runge-kutta 格式进行时间推进:

$$\begin{cases} W^{(0)} = W^n, & W^{(1)} = W^{(0)} - (\Delta t/4)(FW^{(0)} - DW^{(0)}) \\ W^{(2)} = W^{(0)} - (\Delta t/3)(FW^{(1)} - DW^{(0)}) \\ W^{(3)} = W^{(0)} - (\Delta t/2)(FW^{(2)} - DW^{(0)}) \\ W^{(4)} = W^{(0)} - \Delta t(FW^{(3)} - DW^{(0)}) \end{cases}, \quad W^{n+1} = W^{(4)} \quad (2)$$

式中  $F$  代表空间离散算子, 而  $D$  代表人工耗散运算符。

用以作为算例的是法国宇航院设计的一个高负荷跨音转子。对此法国学者和我们均做过 H 网格下的全三维计算。将本文用 C-H 计算得到的叶根、叶尖截面沿型的压力分布, 与法国人的计算结果叠加在一起得到了图 1。从图 1 中可以看到: (1) 在叶型前缘附近, 用 H 网格和

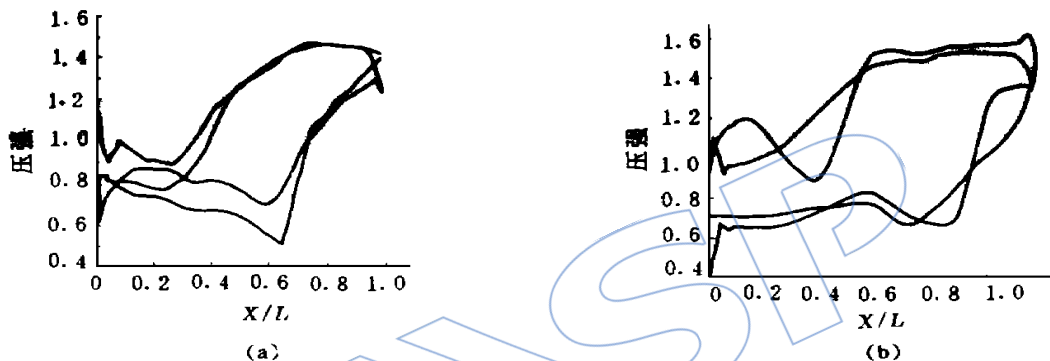


图 1 (a) 叶根(b) 叶尖截面的比较

用 C-H 网格的计算结果有相当的差别, 无论在叶根还是在叶尖; (2) 在叶尖处, 用 C-H 网格计算得到的压力分布曲线, 沿叶盆变化较为平缓, 而在叶背变化较急剧。

## 2 进口预旋对其下游转子流场影响的预测

当转子的转速不变时, 增加进口预旋能降低进口相对  $Ma_{w1}$  数, 但是, 究竟降低多少, 预旋变化到底对流量有多大影响, 难以预料。这样就排除了用  $S_2$  程序来计算预旋对其下游转子流场影响的可能性。然而, 应用我们的程序可以在设计阶段预估进口预旋(预旋可以沿叶高是变化的)对转子流场的影响, 从而可以对进口预旋的大小和沿叶高的分布进行优化选择。

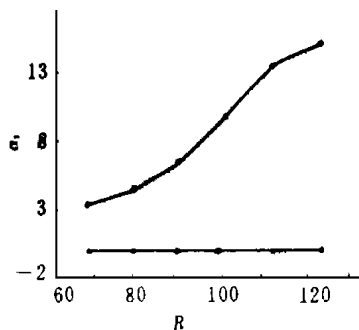


图 2 两种进口预旋规律

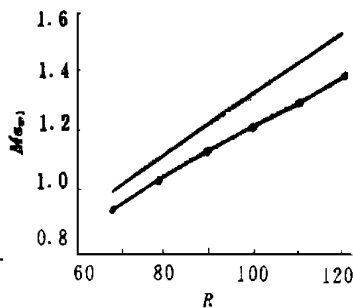


图 3 预旋对转子相对来流  $Ma_{w1}$  的影响

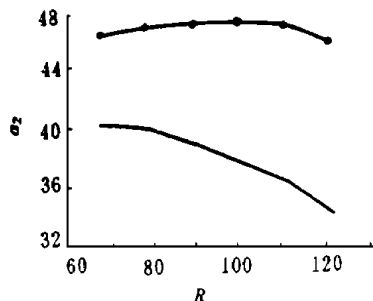


图 4 预旋对  $\alpha_6$  的影响

对两种旋规律进行了数值研究。第 1 种预旋规律是沿叶高轴向进气, 绝对进气气流角为零。第 2 种预旋规律是进气绝对气流角沿叶高分布如图 2 中的  $\alpha$  的变化所示。

计算得到的转子进出口沿周向的平均参数沿径的分布如图 3~5 所示(只列出了部分参数)。从图 3 中可以看到, 增加预旋, 显著地减少  $Ma_{w1}$ 。转子叶尖相对  $Ma_{w1}$  由无预旋时的 1.543, 降低到 1.396。预旋增加的另一个效应是使流量减少, 由无旋时的 7.166kg/s。减少到 6.336kg/s。这一点也可以从图 4 中  $\alpha$  大幅度地增加这一现象中观察到。 $\alpha$  大幅度变化(叶尖可达  $10^\circ$ ) 进而又影响到转子后面静子的攻角。此外, 预旋增加引起相对进口气流角增加, 即引起对转子叶片攻角的增加。相对进口马赫数  $Ma_{w1}$  和叶片气流攻角均对转子总压比有影响。这两种效应的总的结果还与转子的原设计有关。在本算例中, 随着预旋的增加, 质量平均总压比由无预旋时的 1.619 增加到 1.658。总压比沿径向变化情况如表 1 所示。

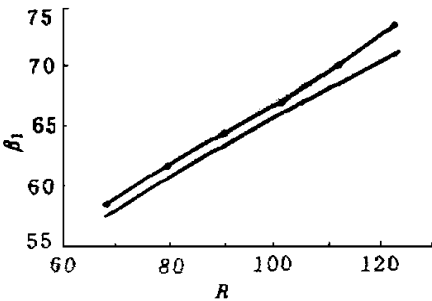


图 5 预旋对  $\beta_1$  的影响

表 1 预旋对转子总压比的影响

|             | 1 截面  | 2 截面  | 3 截面  | 4 截面  | 5 截面  | 6 截面  | 总压比   |
|-------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 无预旋时        | 1.580 | 1.622 | 1.621 | 1.615 | 1.592 | 1.661 | 1.619 |
| 带如图 3 所示的预旋 | 1.560 | 1.618 | 1.637 | 1.656 | 1.663 | 1.746 | 1.658 |

从表 1 中看到, 在叶根截面附近随着预旋增加总压比是减少的, 而在叶尖却相反, 总压比有较大的增加。再一次强调, 预旋对转子总压比的影响的结论要随转子的原设计而变化。

结论 全三维 C-H 网格下的压气机(或涡轮)转子流场数值模拟技术消除了叶型前、后缘的“戴帽”处理, 能较应用 H 网格更客观地、更少引入人为调正因素地计算流场。这种数值模拟技术为预测预旋对其下游转子流场的影响, 或者预旋方案的最佳选择开辟了一种新途径。

参 考 文 献

1 王立成, 石周和. 平面叶栅数值试验台 C-H<sub>2</sub> 程序软件包. 南京航空航天大学研究报告, 成果号 90-024, 1990

2 王立成. 轴流式叶轮机械叶片的叶型包络造型法. 航空学报, 1980, 1(1)

3 Wang L C, Zhang Zhifang. 3-D Euler Solution Within Transonic Compressor and Turbine Blades. 1991 Yokahama International Gas Turbine Congress, 1991

4 Wang L C, Zhang Zhifang. Calculation of 3D Flow Field in a Single Transonic Compressor Stage. Proceedings of 1st China - USSR Seminar on Aero Engines, 1991

(责任编辑 魏星禄)

the foreign object, although the total pressure coefficient of this type intake slightly lessens. This type intake has extensive application in the future to the civil aviation with the strict requirements of airworthiness.

**Key words** Air Intake Gasdynamic performance Performance tests Bypass

## A RESTORING ANALYTIC NUMERICAL METHOD FOR SOLUTION OF VISCOUS FLOW FIELD IN TURBINE

Zhang Chiping, Feng Guotai, Cui Minggen

(Dept. of Mathematics, Harbin University of Technology, Harbin 150001)

### ABSTRACT

A new restoring analytic numerical method based on application of the method of restoring nucleus is developed for solution of viscous flow field in turbine. It makes the problems of storage, speed and accuracy in calculation easy to be solved. This paper offers ideas and methodology of application the method of restoring nucleus to solving viscous flow field in turbine, as well as in curvilinear coordinate system, and demonstrates the procedure of solving flow function integral equations. Finally, a numerical experiment for the two-dimensional cascade viscous flow mentioned in reference 1 by the aid of this method has been performed and the results are consistent with the data in reference. 1.

**Key words** Turbine Viscous flow Restoring Numerical computation

## NUMERICAL SIMULATION OF 3- D FIELD WITHIN A COMPRESSOR ROTOR WITH C- H GRID

Wang Licheng

(2nd Dept., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

### ABSTRACT

A 3-D C-H grid generation technique and 3-D Euler governing equation are described briefly. The highly loaded transonic compressor rotor designed by ONERA is taken as a numerical example. ONERA's numerical results and ours with H grid and C-H grid are compared respectively in respect of the pressure distributions along profiles at hub and tip of the rotor. The numerical technique presented is applied to evaluating the influence of inlet pre-swirl on its downstream flow field in the rotor, in result a new numerical approach is obtained for design optimization of pre-swirl distribution at compressor design stage. As numerical examples, two kinds of pre-swirl distributions are examined to show its influence on  $M_{w1}$ ,  $\beta$  and  $\alpha$  etc. distributions along radius.

**Key words** Euler's equation Three-dimensional flow Transonic compressor  
Numerical simulation

## EFFECT OF INTERBLADE PHASE ANGLE ON BLADE FLUTTER OF STEAM TURBINE

Zhang Yangjun, Li Kejian, Tao Deping

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

### ABSTRACT

The interblade phase angle is one of key factors to act on the aeroelastic stability of steam turbine. A two-dimensional numerical deforming actuator disk method on non-constant interblade phase angle along circumferential direction has been developed to predict the stall flutter of the steam turbine. The effect of the interblade phase angle on the blade flutter of the steam turbine has been studied with the help of the developed method. The results indicate that when the interblade phase angle is between  $-45^\circ$  and  $+90^\circ$ , the stall flutter may occur at a certain