

叶轮机通流计算的时间推进方法

北京航空航天大学 季路成* 孟庆国 周 盛

【摘要】 本文首次将时间推进思想应用于通流计算,采用四级龙格—库塔方法求解,根本上解决了目前出现的轴向流动跨音高负荷叶轮机设计困难,初步工作取得了较好结果。作者们预期,时间推进通流计算方法还将弥补现有许多通流计算方法的不足,将在工程设计中发挥更大作用。

主题词: 跨音速 高载荷 叶轮机械 气动力计算

分类号: V231.3

1 引言

五十年代,吴仲华教授的开创性工作^[1]使叶轮机设计方法得以实现本质提高,设计者开始可以将叶轮机内全三维非定常粘性流动近似为两种流面内准三维定常流动(即叶片截面(S1)和子午面(S2)),并在两种流面解间迭代,从而初步解决了叶轮机设计和分析问题,完成了叶轮机设计体系由一维方法向准三维方法的转变。随着计算技术和计算机技术的飞速发展,近些年来,全三维N-S解已发展成熟,叶轮机设计体系正在实现由准三维设计体系向基于分析三维设计体系的过度。虽然如此,准三维设计体系建立起来的通流计算仍扮演着不可忽视的角色,通流设计仍是确定设计目标范围和设计基本参数的有力工具。因而,即便在三维设计体系中,通流计算仍是不可缺少的部分。这样,完善和发展通流设计方法仍有一定的现实意义。

从六十年代中后期至今,已有流线曲率、流函数法、有限元方法成功用于通流设计,它们在近年来叶轮机设计中起到举足轻重的作用。然而,随着人们对叶轮机关键性能参数要求的日益提高,某些流动的轴向马赫数局部已突破音速,流动轴向分量场同时有超音和亚音区存在,通流控制方程不再属椭圆型,而是混合型的,流线曲率、流函数法、有限元方法已不再有效。轴向速度跨音问题最早出现在高负荷涡轮中,为解决问题,研制者常采用人为限制等方法,如Denton^[2],这种求解方法人为认知因素很大,得到的叶排内超音膨胀不正确,因而错误给出给定压比下出口气流参数。另外,近年来在国内超音通流风扇设计提到日程,在设计工况因为流动在整个域内是轴向超音的,只要对原有流线曲率方法通流程序加以考虑流动特征的修改即可,但计算速度却由于极低的松弛而大大降低^[3]。对于超音通流风扇某些非设计工况,由于高背压,激波可能出现于风扇转子或静子,原有通流方法用于分析非设计工况时便遇到了根本困难。另外,在轴向超音来流激波转子或激波静子的组合风扇研究探索中,由于轴向流动跨音,原有通流计算方法即便在设计工况也是不可能的。

基于时间推进思想解决跨音流动问题的有效性,本文保留了非定常通流控制方程中时间

导数项,使轴向流动跨音通流控制方程统一为双曲型,从而用时间推进法完成通流计算。

2 通流计算气动方程组

描述叶轮机内流动模型方程是 N-S 方程不同层次上简化的结果,本文采用如下假设: (1)周向平均假设; (2)流动无粘; (3)绝热流动; (4)理想气体; (5)以金属阻塞、气动阻塞分别代表叶片及附面层效应; (6)以体积力源项代表叶片力作用及不可逆熵增代表的损失影响。

经过简化得守恒形式非定常通流控制方程组为:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial Q B_r}{\partial t} + \frac{\partial Q V_x B_r}{\partial x} + \frac{\partial Q V_r B_r}{\partial r} &= 0 \\ \frac{\partial Q V_x B_r}{\partial t} + \frac{\partial (Q V_x^2 + P) B_r}{\partial x} + \frac{\partial Q V_x V_r B_r}{\partial r} &= P \frac{\partial (B_r)}{\partial x} + B_r Q'_{\dot{x}} + F_x \\ \frac{\partial Q V_r B_r}{\partial t} + \frac{\partial Q V_x V_r B_r}{\partial x} + \frac{\partial (Q V_r^2 + P) B_r}{\partial r} &= P \frac{\partial (B_r)}{\partial r} + B Q V_{H'}^2 + B_r Q'_{\dot{r}} + F_r \\ \frac{\partial Q V_{H'} B_r}{\partial t} + \frac{\partial Q V_{H'} V_x B_r}{\partial x} + \frac{\partial Q V_{H'} V_r B_r}{\partial r} &= B_r^2 Q'_{\dot{H}} + r F_H \\ \frac{\partial Q e B_r}{\partial t} + \frac{\partial Q h V_x B_r}{\partial x} + \frac{\partial Q h V_r B_r}{\partial r} &= 8 r F_H + 8 r B_r Q'_{\dot{H}} \\ e &= 0.4 P / Q + 0.5 V^2, \quad h = e + P / Q \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中: V_x , V_r 和 V_H 为惯性柱坐标系 (x, r, H) 下各坐标方向速度分量, Q 为密度, P 为压强, h 单位质量总焓, e 单位质量总内能; B 为阻塞系数,包括金属和气动堵塞,不考虑气动堵塞情形下,在无叶片区 $B=1$,有叶片区 B 为分数; $\dot{x}$ 为跨叶片压力差形成的体力矢量, $\dot{r}$ 为与熵增相联系的体力矢量,由于工作进展关系,本文工作暂不涉及熵增产生的体力项。

上述通流气动方程组共含 7 个方程,包含有 V_x , V_r , V_H , Q , P , h , e , F_x , F_r 和 F_H 共 10 个未知量,因而此时方程组是不适定的。根据定义,压差体力矢量与相对速度矢量垂直,即 $\dot{W} \cdot \dot{x} = 0$ 。

为方便起见,我们也同样^[4]定义叶片倾角 C 和柱面气流角 B :

$$C = \text{ATAN}[S(rH)/5r], \quad B = \text{ATAN}(W_{H'}/V_x)$$

其中, $W_{H'} = V_{H'} - 8r - V_r \cdot \tan C$

叶片力矢量各分量便可确定:

$$F_x = F_H \tan B, \quad F_r = F_H \tan C \quad (2)$$

这样我们又得到两个方程,实际上通流气动方程组共给出了 9 个方程,问题仍然是不适定的,为了封闭方程系,必须根据需要给定其中一种参数分布。对于该未知参数,原则上我们可以任意选取,但为合理利用这一自由度,我们必须根据叶轮机具体问题的实际要求给出不同气动问题提法。本文也简单将该气动问题分为两类:正问题(分析问题)和反问题(设计问题)。

正问题:也称为分析问题,此时 S_2 流面形状已知, $s = s(x, r)$, 即已知子午平均流面,求解流场参数。考虑相对速度矢量与流面法矢垂直,有关系:

$$V_x n_x + V_r n_r + (V_H - 8r) n_H = 0 \quad (3a)$$

结合这一关系,分析问题气动方程组得以封闭,流场可解。

反问题:又称为设计问题,它的提法可以很多,基本上是给定某种要求,求解满足该要求下的平均流面。原则上,可以任意给定一种气动参数分布,如 $V_{H'}$ 和 F_r 等。由于 $V_{H'}$ 直接代表功输入情况,而且也有广泛的使用经验,因而本文采用给定分布的形式。即假定已知加功分布:

$$\#(x, r) = V_{H'} \quad (3b)$$

这样,设计问题气动方程组也便封闭了。

3 数值方法

由于通流计算方程组类型统一为双曲型,便可用时间推进法求解。本文采用四步 Runge-Kutta 方法求解,结合变时间步长、多重网格技术加速收敛,这样,无论通流设计还是分析均可在工程上能够接受的时间内获得满意结果。

分析问题由方程(1, 2, 3a)求解,此时由于方程源项中会隐含待求量,求解过程会出现不稳定情况,应将方程形式进行变换,本文对此不予赘述。设计问题由方程(1, 2, 3b)求解,通常如果加功量分布合理,计算很容易收敛。

无论在通流设计还是分析中,堵塞系数 B 均作为已知参数输入,其中气动堵塞是经验输入量,这方面已有的流线曲率方法使用经验给我们提供了依据,金属堵塞系数则在通流设计和造型的反复中得以精确输入。

通流计算也必须给定初边值条件。对于设计问题,除给定加功分布外,按一维管流布置其它参数初值。边界条件的给定与通常二维计算类似。

4 结 果

本文方法看来更重要的是能够应用于轴向流动跨音叶轮机的发展,为进行简单验证,作者设计了一轴向流动跨音的激波转子(以下简称 ASISR: Axial Supersonic Inflow Shock Rotor)。在流线曲率法程序下,这一设计无法完成,而本文时间推进方法却实现了。

ASISR 轮毂比为 0.4,平均展弦比约为 1.0,设计压比为 2.7,效率为 85%。ASISR 接受轴向来流,进气马赫数达 1.5,通过叶片通道内激波减速到亚音,在这种情况下,进口给定所有参数,出口则给定轮毂处静压,出口静压的径向分布按简单径向平衡公式计算,机匣和轮毂则按无粘固壁条件处理。

图 1 为 ASISR 设计计算网格,网格流向设 50 站展向设 21 站共 1050 个网格点。在 166MHz586 微机上 3 分钟之内可获得收敛解。时间推进算法可以用较密的网格进行精细设计,然而最初设计过程中采用很密的网格并不明智,因为在密网格下给定合理的加功量并非易事。本文最初设计采用很稀的网格,有个初步合理的加功量分布后才进行网格加密计算。

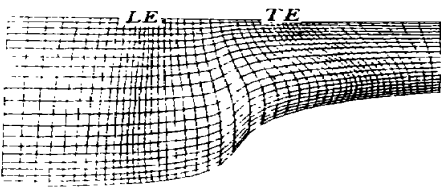


图 1 计算域网格图

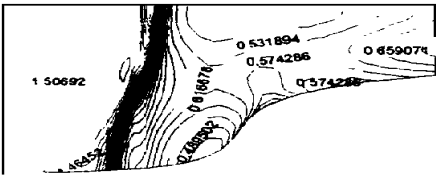


图 2 子午马赫数等值线图

图 2~4 给出了 ASISR 设计的部分结果,图 2 是 ASISR 的子午面内子午马赫数图(子午马赫数定义为轴向和径向马赫数的合成),图 3 是相对马赫数图,图 4 是子午面内等压线图。从上述图中均可见在流场中有一道强激波,这基本是轴向流动跨音激波转子通流结果的典型特征,它将流场分为超音和亚音区两个区域,事先确定该激波的确切位置是不可能的,因而想在

elaborated. The results indicate that the inlet Mach number and incidence have significant effects on the starting and ending positions of the viscous flow transition. Under an enhanced inlet Mach number, the starting position of the transition moves forward so that the transition region becomes small. As the inlet incidence decreases, the transition region becomes smaller.

Key Words Blades Boundary layer Flow field simulation

TIME- MARCHING METHOD FOR THROUGH- FLOW COMPUTATION OF TURBOMACHINERY

Ji Lucheng, Meng Qingguo, Zhou Sheng

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

ABSTRACT The philosophy of time- marching method is firstly applied to through- flow computation. The governing equation is solved with four step Runge- Kutta scheme. In result, the difficulty in the transonic highly- loaded turbomachinery designing, is surmounted. As an example, an axial supersonic inflow shock rotor is designed, with a fine grid, a strong shock is found in flow path. It is indicated that the time- marching method is suitable for through- flow calculation, especially for turbomachinery, whose flow velocity axial component is transonic.

Key Words Transonic High loading Turbomachinery Aerodynamic calculation

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON INTERACTIONS AMONG VORTICES AND VORTEX WITH BOUNDARY LAYER

Zhong Yicheng and Chen Xiao

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

ABSTRACT An experimental investigation on the interactions among vortices and the vortex with boundary layer was performed with a boundary pressure probe and a small- size five- hole pressure probe, which can both be placed at any point in the flow field by an accurate small- displacement coordinate apparatus. The vortices were generated by doubled half delta ramp submerged Vortex Generators (VG). The counter- rotating vortices interaction increased the down- washed and up- washed velocity, and the distance of the interaction may reach 50 h (the height of the VGs) or more. The interaction between two adjacent co- rotating vortices was counteractive, and due to their mirror- image interaction the crossflow underneath the vortex core was larger than that above it, so that stronger second flow near the wall was generated. The strength of co- vortices decreased so rapidly downstream that the vortices began to break out and disappear at distance from 20th to 30th, however the second flow velocities near the wall were still large even at distance from 30th to 40th. The effect of the vortices on the boundary layer improved the velocity distribution in boundary layer. i. e., the velocity profile near the wall became fuller both in up- washed and down- washed field, so the shape factors in both fields became small. The boundary layer