

周向槽机匣处理的二维理论分析

上海交通大学 杜朝辉**
西北工业大学 刘前智 刘志伟

【摘要】 本文在分析周向槽机匣处理二维简化模型基础上,采用边界元方法为分析提供边界条件;发展了一个不含迭代过程的计算任意回转面上叶栅流场的快速准确程序。文中详细分析了处理机匣各种几何尺寸及叶排参数对扩稳效果的影响;建立了一套便于工程设计与分析周向槽机匣处理的快速实用的定量方法。

关键词: 机匣处理 边界元法 非定常流 压气机

1 二维简化理论

根据周向槽机匣处理槽中气体流动特点^[1,2],文献[3]以槽口处叶片压力面与吸力面之间压力的周期性变化作为边界条件,将其视为一个平行壁与一个波浪壁组成的通道流动,如图1所示。为了便于工程实际应用,而又不失问题的本质,文献[1]在线化叶片—叶片压力分布的假定下,导出计算槽内流动的通式。

$$\varphi = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{V_{\infty} L \delta C_p}{4 \pi^3 n^3 \alpha (1 - \alpha)} \sin n \pi \alpha \cos n \pi \left(\frac{2z}{L} - \alpha \right) \frac{ch 2n \pi \beta (H - Y) / L}{ch 2n \pi \beta (H / L)} \quad (1)$$

$$C_p = C_{p_{\max}} - \frac{\delta C_p}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta C_p}{\pi^2 n^2 \alpha (1 - \alpha)} \sin n \pi \alpha \sin n \pi \left(\frac{2z}{L} - \alpha \right) \frac{ch 2n \pi \beta (H - Y) / L}{ch 2n \pi \beta (H / L)} \quad (2)$$

式中 φ 为扰动速度势, δC_p 为最大与最小压力系数之差, n 为谐波阶数, α 为叶片间最大与最小压力沿栅向的相对距离, β 为压缩性系数。由上式即可计算各种因素对槽内气体流动的影响,可以看出,除 δC_p 外,其它数都较易确定,下面的工作就是如何求出 δC_p 。

2 求解叶栅流场的边界元方法

为适合工程应用中方便、准确的要求,本文采用边界元的方法为(1)、(2)式提供初场

及边界条件。任意回转面上气流流动无量纲型的基本方程为:

连续方程
$$\alpha (\rho^* r^* \tau^* \lambda) / \alpha^* + \alpha (\rho^* \tau^* \lambda \theta) / \theta = 0 \quad (3)$$

无旋方程
$$\alpha \lambda / \theta = \alpha (\lambda \theta^*) / \alpha^* \quad (4)$$

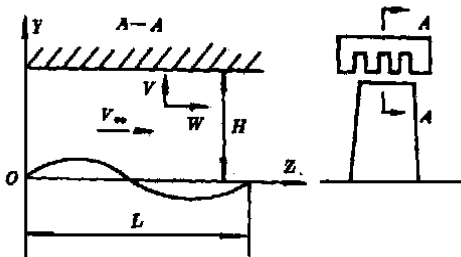


图1 波浪壁模型简图

$$\text{能量方程} \quad \rho^* = [1 - (k-1)/(k+1)(\lambda^* + \lambda_0^*)]^{1/(k-1)} \quad (5)$$

引入势函数及映象函数, 并对其施以 Kirchhoff 变换, 经过推导^[2,4], 得下式:

$$(\partial u / \partial x^2) + (\partial u / \partial y^2) = 0 \quad (6)$$

此式为二维拉普拉斯方程, 可用边界元方法求解。

设所讨论问题的区域为 Ω , 边界为 $\Gamma = \Gamma_1 + \Gamma_2$, 在 Γ_1 上给定 $u = \bar{u}$, 在 Γ_2 上给定 $\partial u / \partial n = \bar{q}$ 。取二维拉普拉斯方程的基本解 $u^* = (1/2\pi) \ln(1/r)$ 为权函数, 它具有连续的一阶导数并满足控制方程, 则对 (6) 应用加权剩余法^[5] 即可建立如下的边界积分方程:

$$\iint_{\Omega} (\nabla^2 u) u^* d\Omega = \int_2 (q - \bar{q}) u^* d\Gamma - \int_1 (u - \bar{u}) q^* d\Gamma \quad (7)$$

其中: $q = \partial u / \partial n$, $q^* = \partial u^* / \partial n$ 。在边界上取 N_e 个二次单元 (为简便也可取线性单元), 它由 n 个节点组成, 单元上任一点处的 u 和 q 值可根据其结点值和二次插值函数来确定。将 (7) 式在这些单元上离散^[5], 即可得下列代数方程组。用矩阵型式表示为:

$$[H]\{U\} = [G]\{\partial u / \partial n\} \quad (8)$$

然后将边界条件嵌入, 就可得到方程 (6) 的解, 再利用 (3) ~ (5) 式即可得到全部流场参数。

在计算中运用广义的 k-J 条件, 并使之与原方程联立求解, 避免了迭代求出气角的过程, 从而计算加快。

为验证本方法的实用性, 对一些问题做了对比计算, 结果令人满意。这里给出一个算例, 计算条件是结合在设计西工大单级轴流压气机转子叶尖部周向槽式机匣处理时, 运用第 1 节所述方法设计和分析时, 所需 S_1 流面气动参数而进行计算得到的, 工况是转子尖部截面, 稳定边界点, 来流 $Ma_1 = 0.34$, $\beta_1 = 70^\circ$; 取 100 个节点, 92 个二次等参单元。用本文的边界元法和用时间相关有限体积 Denton 格式方法对比, 从图 2 所示叶型表面压力分布中可以看出两种计算结果接近, 但边界元方法只需极少的计算时间及内贮。

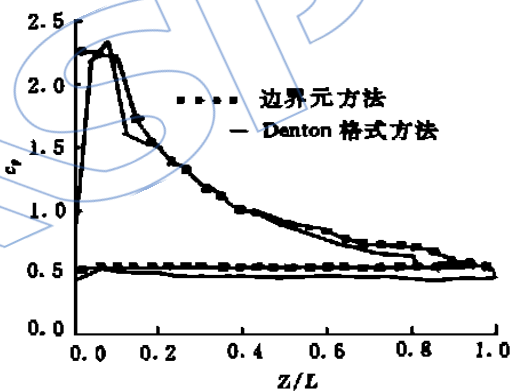


图 2 S_1 流面计算结果比较

3 计算结果及处理槽内流动分析

利用边界元方法求出尖部叶栅槽道 S_1 流面压力分布, 结合给定的处理槽几何尺寸及压气机工作状态, 即可对任意处理槽内的流动作出分析。以某型高压压气机第 1 级转子尖部周向槽机匣处理结构为例说明如下: 叶片弦长 34mm, 处理槽数 6 条, 处理槽宽 2mm, 转速 10800rpm, 处理槽深 8mm (前 2 条), 6mm (后 4 条)。影响的因素有两种: 一是压气机叶栅气动参数; 二是处理槽的几何尺寸。对设计机匣处理结构者来说, 所关心的是后者, 即在一定的工作状态下设计最佳尺寸的处理机匣结构。文献 [1~3] 的研究发现, 槽内诱导速度的大小是决定周向槽机匣处理扩稳效果的关键因素, 所以应主要了解诱导速度的分布规律。

3. 1 处理槽所在轴向位置的影响

图 3 是径向及周向诱导速度随栅距的变化, 图中画出了第 1、3、5 条处理槽口处的速度分布。可以看到由于周向槽机匣处理的存在, 诱导出了较强的吸入及吹出处理槽的气流。正是由于这股进出处理槽的气流作用改变了叶片周围的附面层分布, 从而达到延迟分离失速的发生、扩大压气机稳定工作范围的目的。诱导速度的分布规律是前槽大于后槽, 原因是前部

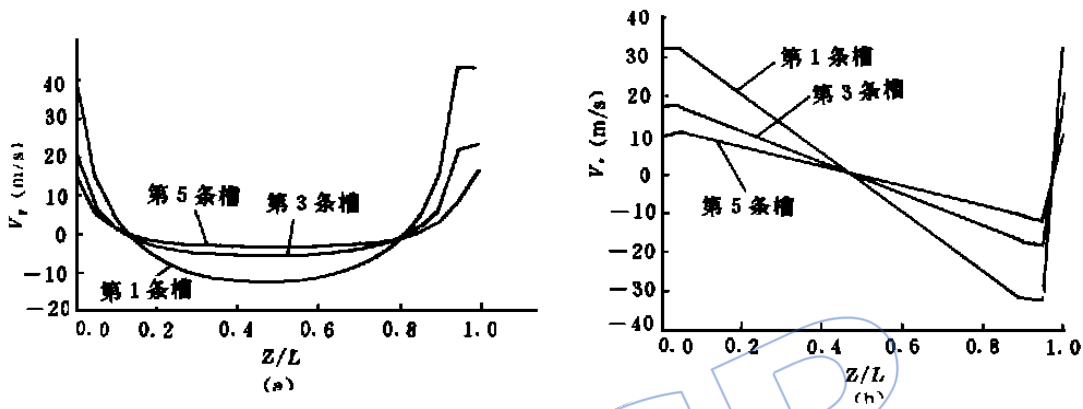


图 3 (a) 径向、(b) 周向诱导速度沿栅距分布

的压力差大于后部。这似乎是前部处理优于后部处理, 但一般叶片的前部并非是发生失速的危险区域, 通常是在中、后部易产生分离发生失速。机匣处理的理论认为处理位置应是在易发生分离失速的地方^[2], 从这种观点考虑应该处理叶片中、后部。如果考虑前排尾迹的影响则应注意处理叶片前部的作用, 根据文献及应用效果看, 一般都处理包括中部在内的大部分区域。

3. 2 处理槽深度的影响

随处理槽深度的增加其诱导速度也是增大的, 为达到好的处理效果, 必须保证一定的槽深。图 4 是其径向诱导速度沿栅距随槽深的变化关系, 但当深度增加到一定程度时其诱导速度将不再增大, 存在一个极限值, 这个值以槽深 H 与弦长 L 之比表示为 $H/L > 0.3$ 。因此在设计周向槽机匣处理时处理槽应足够深, 但不必太深, 因在一般的压气机结构中通常不允许。

3. 3 处理槽宽度的影响

本文的简化二维模型并没有考虑处理槽宽度的影响, 认为在槽宽方向即在轴向方向气流是不变化的, 但实际情况并非如此, 宽槽作用明显但必然会引起较强的回流损失, 窄槽则处理槽壁面的粘性附面层作用增加,

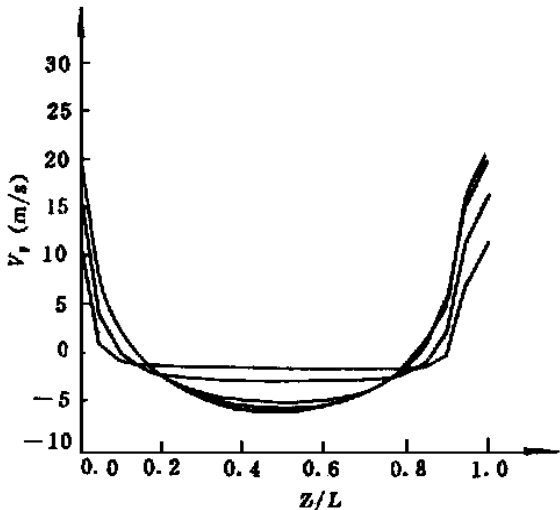


图 4 径向诱导速度随处理槽深度的变化

对沟通叶片的压力面和吸力面不利,扩稳效果和效率损失会受到影响,这一推论已被数值计算^[2]及实验结论^[6]所证实。一般应取槽深 3 倍于槽宽即可。

4 结 论

(1) 通过分析周向槽机匣处理扩稳机理的简化模型,发展了一种便于工程应用的分析扩稳效果的方法。

(2) 利用边界元法发展了一种不含迭代过程的计算回转面上叶栅流场的方法,为分析扩稳模型提供边界条件,也可为一般的流场数值计算提供一种快速准确给定初场的手段。

(3) 本文方法便于分析处理机匣各种几何尺寸及叶排性能参数对扩稳效果的影响,为工程应用提供一种直观、快速方便的定量分析方法。

参 考 文 献

- 1 刘志伟. 周向槽扩稳机理的流动分析—一种简化的波状壁理论. 工程热物理学报, 1990, 11 (4)
- 2 杜朝辉. 轴流压气机槽式机匣处理的理论和实验研究: [学位论文]. 西安: 西北工业大学博士学位论文, 1992
- 3 Prince D C, Wisler D C Jr, Hilvers D E, Study of Casing Treatment Stall Maring Improvement Phenomena. NASA-CR-134552, 1974
- 4 刘前智. 一种快速准确的叶栅流动边界元分析. 中国工程热物理学会第六届年会宣读论文, 1990
- 5 Brebbia C A, Telles J C. Boundary Element Techniques - Theory and Application in Engineering. 1984
- 6 刘志伟, 张长生. 周向槽机匣处理增加失速裕度的改进机理. 西北工业大学学报, 1986, 4 (4)

(责任编辑 魏星禄)

《航空动力学报》编辑部启事

1. 自第 8 卷第 2 期起, 本刊目录按论文、评述、简报、通讯、读者园地等编目。
2. 本刊标准版面规定为: 论文 3~4 版、评述 4~5 版、简报 2~3 版、通讯 1 版 (每版 1.56 千字)。
3. 经审查拟发表的文章, 按实际版面收取版面印刷费, 60 元/千字 (含英文摘要), 对于超过标准版面的, 其超过部分加收 50%。每张插图 5.0 元 (缩放比例、贴字、贴图等处理费), 编辑部代为描图, 每张加收 3.0 元。
4. 稿酬按标准版面支付, 20.0 元/千字。
5. 专栏 (不超过 10 篇) 按 80 元/千字收取版面印刷费; 专辑、专刊 (含超过 10 篇的专栏) 按 100 元/千字收取版面印刷费。其它事宜同上。

FULL- LENGTH PAPERS

2- D THEORETICAL ANALYSIS OF CIRCUMFERENTIAL GROOVED CASING TREATMENT

Du Zhaohui, Liu Qianzhi, Liu Zhiwei

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

On the basis of analysing the 2-D simplified extended stability model of circumferential grooved casing treatment, a new rapid practical method for engineering design and analysis is developed. An exact and time-saving program without repeat process is written for calculating the cascade flowfield on the arbitrary rotary surface. In the program the boundary element method is used to determine the initial flowfield for analysing the model. The effects of structural and performance parameters of circumferential grooved casing treatment on the stability of the compressor are discussed. This method features definiteness of physical meaning and ease in practical application. The new method and technique are provided to design and analyze the circumferential grooved casing treatment equipment.

NUMERICAL SIMULATION OF UNSTEADY FLOW IN A TRANSONIC CASCADE

Zhang Yangjun and Tao Deping

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The effects of unsteady separation, shock and viscosity on the stall flutter become now a main obstacle to aeroelastic study. The 2-D unsteady flow in an oscillating cascade is taken as composed of two parts: the steady mean flow and the small-disturbance flow. The stall flutter is predicted by solving the steady Navier - Stokes equations and linearized Navier - Stokes equations separately, and can be simulated numerically for different kinds of flow separation, and then the unsteady separation can be treated effectively. The calculation results show that unsteady separation, shock and viscosity have significant effects on the stall flutter. Therefore, the unsteady pressure response in the separated zone cannot be taken as zero.