

实验技术专栏

【编者按】 实验技术是科学技术发展的基础，也是航空动力发展的薄弱环节。为了加强这领域的学术交流，航空动力专业学会最近筹建了实验技术专业委员会。本刊也组织了本专栏。共十篇文章（见目录）介绍在航空动力实验技术领域中的最新成就，以此祝贺和支持实验技术专业委员会的成立，并引起航空动力界对该领域的关心和重视。

高压压气机叶栅的高速模型 和低速模型的相似变换准则

北京航空航天大学 朱年国 徐力平 陈矛章

【摘要】 本文以相似理论为基础，从线性小扰动方程、跨音小扰动方程和全扰动势方程出发，推导出一组在进口马赫数不同时，保持两组叶栅气动力相似的变换准则。变换涉及跨音与亚音，跨音和不可压，亚音与不可压及其全扰动的情形。应用二维和准三维无粘数值计算方法进行数值验证，证明了变换关系在无粘下的正确性。文中使用了局部线化概念和一些假设，其合理性一并由数值试验得到证实。本文在理论和数值试验上为压气机叶栅的高速模型和低速模型之间的相似变换提供了必要的基础。

一、引言

在空气动力学研究中，用低速试验模拟高速流动具有许多明显的优点。但是模型试验的可靠性及其所具有的指导意义是与两种对应流动的气动相似性紧密相关的。

文献 [1] 指出：如果若干个流场可以用同一个无量纲偏微分方程（组）所描述，并具有相同的无量纲定解条件，则其无量纲解必然相同。为满足这一条件而导出的流场之间的参数关系，即成为相似变换准则。相似理论指出：几何相似的物体，以同样的方位在流体中运动时，若只考虑粘性和压缩性的影响，如果能使相似参数雷诺数 (Re) 和马赫数 (Ma) 相等，则作用在两物体上的无量纲气动力是相等的。当 Ma 不同时，若仍想保证两流场之间的相仿 (Re 相同)，则必需给出几何之间的相似变换关系。在孤立叶型的亚临界流动中，满足线性小扰动假设的流场，该变换关系可由 Prandtl-Glauert 法则描述^[2]。Von Karman 给出了在跨音小扰动假

本文于 1989 年 11 月收到。

设下的变换准则^[3]。

在叶栅流场中, 除考虑孤立叶型所必须保证的几何相似准则外, 还必须考虑叶栅几何参数的相似准则, 这就增加了复杂性。文献 [4] 和 [1] 在对应孤立叶型的上述两种情形下作了一些工作, 并提出了保证叶栅远前、后方边界条件和周期性边界条件相似的四个独立相似参数。但是文献 [4] 和 [1] 的工作各有其适用性和局部性, 所以希望得到一种在大范围内气动流场相似的变换关系。

压力系数 (C_p) 是应用最广泛的无量纲气动参数, 其它无量纲气动参数如升力系数, 力矩系数等均可由压力系数的分布导出。因此可把 C_p 作为典型的无量纲气动参数, 用于两组叶栅气动相似的标志。可以从两个途径得到两组叶栅在不同 Ma 数下的相似关系: 一种是数值方法, 即给定 C_p 分布, 在确定叶栅的稠度, 安装角等参数后通过反设计得到不同 Ma 数下具有相同 C_p 分布的叶栅^[5]。这种方法在理想区域有较好精度, 但往往需要较大的计算工作量, 在复杂的流动区域也往往无能为力。另一种是解析方法, 如文献 [1], 根据特定的流场特征, 作出一些近似和假设, 由此得到的相似变换关系具有简单快速的优点, 但必须对其适用性加以限定。其另一潜力是用这种方法得到的叶栅作为数值方法的基点叶栅, 则可能大大提高数值方法的效率。

为此, 本文在 (1) 亚临界范围内; (2) 准三维亚临界范围内; (3) 亚音流场和跨音流场; (4) 全扰动下等四种情形下, 用解析方法推出相似变换准则, 同时满足叶栅相似的四个独立相似参数。在每一问题中应用对应的数值计算方法加以验证。

二、亚音速小扰动叶栅相似变换准则

1. 二维平面叶栅 应用线性小扰动方程, 以 C_p 作为典型的无量纲气动参数, 类似于文献 [4], 可以得到在不同 Ma 数下, 两组叶栅的变换关系。线性小扰动方程为:

$$(1 - Ma_\infty^2) \Phi_{xx} + \Phi_{yy} = 0$$

$$\text{设定: } x = x' \Omega, \quad y = y' \Omega, \quad \Phi = k \Phi' \quad (1)$$

此处 $\Omega = 1 - Ma_\infty^2$, k 为待定常数, 上标 “'” 代表可压流场参数。于是可以得到对应扰动速度的关系为

$$\begin{cases} u = ku' \\ v = (k/\Omega)v' \end{cases} \quad (2)$$

在线性小扰动假设下, $C_p = -2u/v_\infty$, 故为了使 C_p 相等, 只需取 $k = v_\infty/v'_\infty$, 代入 (2) 式得

$$u = (v_\infty/v'_\infty)u', \quad v = (v_\infty/v'_\infty)(v'/\Omega) \quad (3)$$

如图 1, 可用下列关系分别表示两组叶栅的叶面坐标:

$$\begin{cases} Y_m = g \xi - mh \operatorname{ctg}(\beta - \alpha) + mh \\ Y'_m = f \xi' - mh' \operatorname{ctg}(\beta' - \alpha') + mh' \end{cases} \quad (4)$$

此处: $-C/2 \leq \xi - mh \operatorname{ctg}(\beta - \alpha) \leq C/2$; $-C'/2 \leq \xi' - mh' \operatorname{ctg}(\beta' - \alpha') \leq C'/2$, $m =$

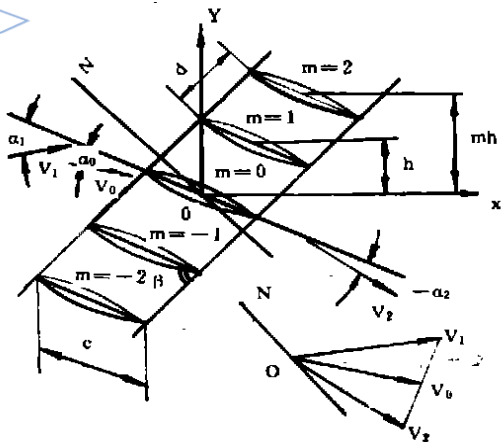


图 1 叶栅几何示意图

0, ±1, ±2,为叶片序号。

由叶片表面相切条件得:

$$\begin{aligned} dY_m/dx &\equiv dg/dx = (v/v_\infty)_y = mh \\ dY'_m/dx' &\equiv df/dx' = (v'/v'_\infty)_{y'} = mh' \end{aligned} \tag{5}$$

由方程(3) 即得:

$$dg/dx = (1/\Omega)(df/dx') \tag{6}$$

由于 dg/dx 和 df/dx' 分别表示了叶片表面的倾角, 因此攻角关系亦如下式:

$$\operatorname{tg} \alpha = (1/\Omega) \operatorname{tg} \alpha' \tag{7}$$

式 (6) 也同时给出了两组叶栅中叶型的厚度和弯度之间的关系。

由方程(1) 可知:

$$mh = \Omega mh' \tag{8}$$

参照图 1, 可知安装角 β 和稠度 σ 的关系为:

$$\begin{cases} \beta = \operatorname{ctg}^{-1} \{ (1/\Omega) \operatorname{ctg}(\beta' - \alpha') \} + \alpha \\ \sigma = \sigma' / \{ \sin(\beta' - \alpha') \sqrt{\Omega^2 + \operatorname{ctg}^2(\beta' - \alpha')} \} \end{cases} \tag{9}$$

于是利用 (3) 式可知: $C_p'(\beta', \alpha', \sigma', Ma_o) = C_p(\beta, \sigma, \alpha)$ 。上式表明, 参数为 $\beta', \sigma', \alpha', Ma = Ma_o$ 的叶栅绕流在满足式 (6~9) 所确定的以 β, α, σ 为叶栅流动参数的不可压流场中, 两组叶栅的叶面压力系数分布对应相等。

一般情形是给出两个不同的 Ma 数, 则两叶栅的变换关系为:

$$df_1/dx = (\Omega_1/\Omega_2)(df_2/dx) \tag{10}$$

$$\operatorname{tg} \alpha'_1/\operatorname{tg} \alpha'_2 = \Omega_1/\Omega_2 \tag{11}$$

$$\beta'' = \operatorname{ctg}^{-1} \{ (\Omega_2/\Omega_1) \operatorname{ctg}(\beta' - \alpha') \} + \alpha'' \tag{12}$$

$$\sigma'' = \sigma' / \{ \sin(\beta' - \alpha') \cdot \sqrt{(\Omega_2/\Omega_1)^2 + \operatorname{ctg}^2(\beta' - \alpha')} \} \tag{13}$$

为满足 Kutta 条件, 上面各式中的 α, Ma_o 均应视为矢量平均参数。

不难证明, 由式 (9) ~ (13) 可以得到满足文献 [1] 提出的四个独立相似参数。

$$\begin{cases} K_2 = \Omega^2 \sin \beta \operatorname{tg} \beta / \sigma', & K_4 = \operatorname{ctg} \beta / \Omega \\ K_5 = \cos \beta / \sigma, & \beta_o = \beta - \alpha \end{cases} \tag{14}$$

其中方程和物面的边界条件在推导中已得到明确保证, 因而上面推得的相似变换关系不仅保证两组叶栅叶型和物面边界条件的相似, 也保证周期性条件和进出口边界条件的相似性。

2. 准三维情形 应用准三维小扰动方程

$$(1 - Ma_o^2) \varphi_{zz} + \varphi_{rr} + (1/r^2) \varphi_{\theta\theta} + (1/r) \varphi = 0 \tag{15}$$

设定变换: $z_1 = z', r = \Omega r', \theta = \theta'$

$$\varphi = k \varphi', \quad \Omega = \frac{1}{1 - Ma_o^2} \tag{16}$$

上标 “'” 代表可压流场的参数。

(16) 式代入 (15) 并取 $k = 1$, 则得到

$$v_z = v'_z; \quad v_r = (1/\Omega) v'_r, \quad v_\theta = (1/\Omega) v'_\theta \tag{17}$$

由于 $r\theta = \Omega'\theta'$, 故令 $y = r\theta, y' = r'\theta'$, 则在准三维和压力系数忽略二阶项的假设下, 两组叶栅的叶型参数和叶栅参数之间的关系完全同二维平面叶栅情形下的 (6) ~ (9) 式相同, 只是在该

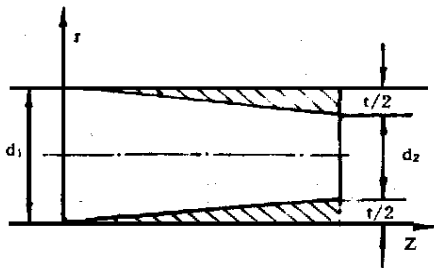


图2 流管厚度比

种情况下必需考虑流向流管厚度的变化。由于在高压压气机中流管的收缩不大, 认为径向的扰动与栅距方向的扰动互不干扰, 则把流面看成是固壁, 类似于二维平面叶栅的相似变换关系可以推得流管厚度比之间的关系为:

$$d_2'/d_1' = 1 - \Omega^2 + (d_2/d_1)\Omega^2 \quad (18)$$

d_2/d_1 和 d_2'/d_1' 分别为变换前后的流管厚度比 (图 2)。

三、无冲波叶栅中非线性小扰动和全扰动叶栅的相似变换关系

二维平面的全位势方程

$$(1 - \mathcal{Q}^2/a^2)\mathcal{Q}_x + (1 - \mathcal{Q}^2/a^2)\mathcal{Q}_y - (2\mathcal{Q}\mathcal{Q}/a^2)\mathcal{Q}_y = 0 \quad (19)$$

其对应的扰动势方程可表示为 (坐标系仍为图 1):

$$\begin{aligned} & [1 - Ma_\infty^2 - (k+1)Ma_\infty^2 v_x/v_\infty] \mathcal{Q}_x + [1 - (k-1)Ma_\infty^2 v_x/v_\infty] \mathcal{Q}_y \\ &= Ma_\infty^2 \{ (k+1)/2 (v_x/v_\infty)^2 + ((k-1)/2) (v_y/v_\infty)^2 \} \mathcal{Q}_x \\ &+ Ma_\infty^2 \{ (k-1)/2 (v_x/v_\infty)^2 + ((k+1)/2) (v_y/v_\infty)^2 \} \mathcal{Q}_y \\ &+ Ma_\infty^2 (2v_y/v_\infty) (1 + v_x/v_\infty) \mathcal{Q}_y \end{aligned} \quad (20)$$

对应跨音小扰动假设为:

$$[1 - Ma_\infty^2 - ((k+1)/v_\infty) Ma_\infty^2 \partial \mathcal{P} / \partial x] \mathcal{Q}_x + \mathcal{Q}_y = 0 \quad (21)$$

此处 Ma_∞ 均为矢量平均 Ma 数, 一般可近似为远前方 Ma 数。 k 为比热比。

对于方程 (20) 和 (21)。若令:

$$\Omega^2 = \frac{1 - Ma_\infty^2 (k+1) Ma_\infty^2 v_x/v_\infty - Ma_\infty^2 \{ (k+1)/2 (v_x/v_\infty)^2 + ((k-1)/2) (v_y/v_\infty)^2 \}}{1 - (k-1) Ma_\infty^2 v_x/v_\infty - Ma_\infty^2 \{ (k-1)/2 (v_x/v_\infty)^2 + ((k+1)/2) (v_y/v_\infty)^2 \}} \quad (22)$$

$$\text{及} \quad \Omega^2 = 1 - Ma_\infty^2 - ((k+1)/v_\infty) Ma_\infty^2 (\partial \mathcal{P} / \partial x) \quad (23)$$

方程 (20) 和 (21) 可分别写成:

$$\Omega^2 \mathcal{Q}_x + \mathcal{Q}_y = R H S$$

$$= \frac{Ma_\infty^2 \frac{2v_y}{v_\infty} \left(1 - \frac{v_x}{v_\infty} \right) \mathcal{Q}_{xy}}{1 - (k+1) Ma_\infty^2 \frac{v_x}{v_\infty} - Ma_\infty^2 \left[\frac{k-1}{2} \left(\frac{v_x}{v_\infty} \right)^2 + \frac{k+1}{2} \left(\frac{v_y}{v_\infty} \right)^2 \right]}$$

$$\text{以及:} \quad \Omega^2 \mathcal{Q}_x + \mathcal{Q}_y = 0$$

一般情形下, 用 (22) 和 (23) 式表示的 Ω 将是整个流场的点函数 $\Omega = \Omega(x, y)$, 为保证问题的一维性, 在栅距方向进行了平均, 使得 $\Omega = \Omega(x)$ 。引用变换 (1) 式, 并假定在某 x 点附近, $\Omega(x)$ 为常数 (即局部线化), 同时认为 $C_p = -2v_x/v_\infty$ 依然成立, 通过变换可将式 (20)、(21) 式写成:

$$\mathcal{Q}_x + \mathcal{Q}_y = \begin{cases} R H S & \text{对 (20) 式} \\ 0 & \text{对 (21) 式} \end{cases} \quad (24)$$

为使方程 (24) 相似于不可压流的 Laplace 方程, 对方程 (20), 我们忽略了交叉项 (即右边项)。从而必定对相似精度产生影响。影响的大小尚不明了, 部分理由是采用了栅距方向的平均, 其实际的影响程度将由计算结果判定。

由此, 可推得类似于式 (6)、(7) 的叶型相似关系, 只是 Ω 不再是常数, 而使用当地值。

对于安装角和稠度关系,再次应用 x 向的平均 Ω , 得到类似于 (8)、(9) 式的相似变换关系。应该指出,如果考虑 C_p 和方程近似的一致性,那么全扰动下的通过局部线化得到的相似变换准则并非确切意义上的全扰动相似,从而与跨音小扰动和亚音小扰动下的准确相似有根本的差别。

四、相似变换准则的数值验证

本文用二维、准三维无粘^[6]方法,对以 NACA16 中弧线和其基本厚度构成的叶型组成的叶栅,进行了计算,结果如下:

(1) 亚临界,小扰动二维平面叶栅 对一系列叶型弯度、厚度、稠度和安装角构成的叶栅的计算表明,应用上面推得的相似关系,典型的叶栅叶面上的压力分布如图 3 所示。计算结果表明相似精度与流动跟小扰动假设近似的精度一致。

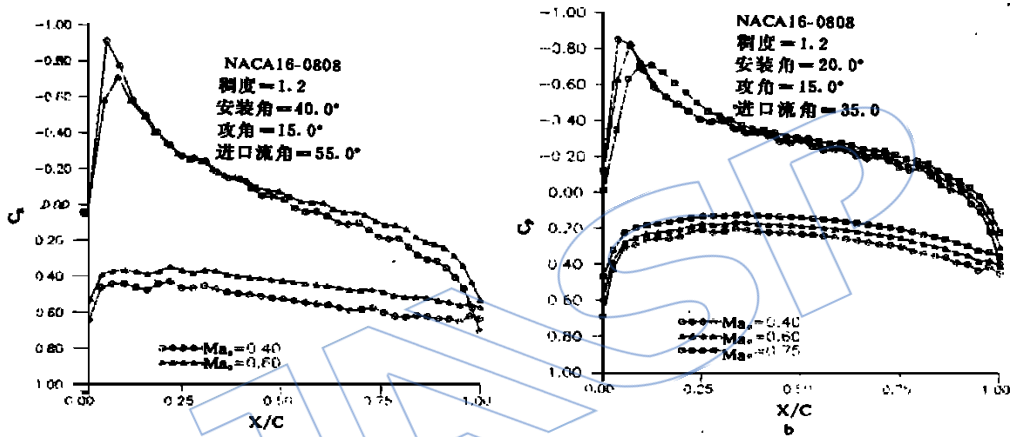


图3 线性二维无粘 C_p 分布

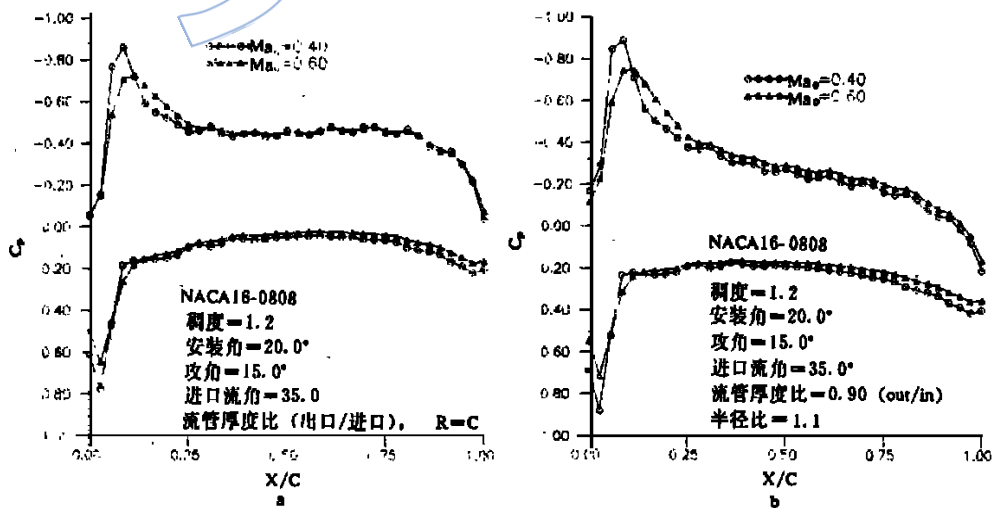


图4 线性准三维无粘 C_p 分布

(2) 亚临界,小扰动准三维叶栅 一系列叶栅的计算结果表明了在准三维情形下存在同

二维平面相同的相似精度, 其典型结果如图 4 所示。可以发现: 子午流管斜度的变化对相似的影响, 斜率越大, 精度越差。

(3) 跨音和不可压叶栅绕流的相似 跨音和不可压叶栅的相似变换关系, 数值计算的典型结果如图 5 所示, 图中同时画出了用线性小扰动相似变换关系的计算结果, 证明了局部线化概念的可行性, 但同时证明在薄叶型跨音修正中, 当安装角不大时, 效果并不明显, 但趋势正确。明显的例子可见于全扰动算例 (4)。

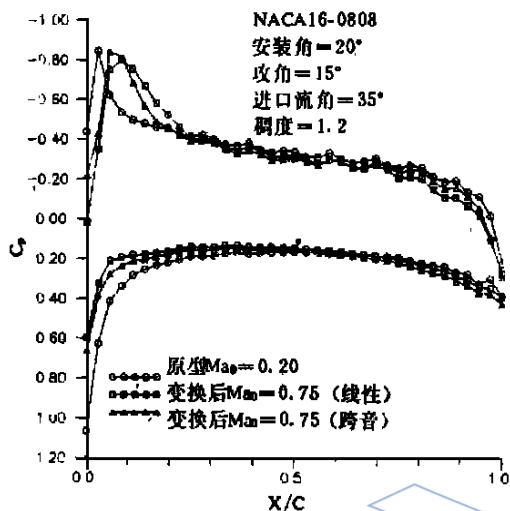


图 5 跨音、二维无粘 C_p 分布

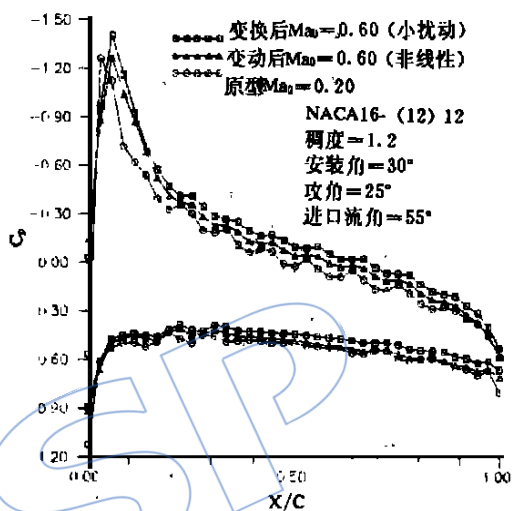


图 6 非线性二维无粘 C_p 分布

(4) 全扰动下的叶栅相似 近似的全扰动相似变换关系的典型计算结果如图 6 所示。可以发现, 全扰动下比小扰动有更好的精度。这一结果表明了局部线化概念的可用性, 并且证实了忽略交叉项引起的误差并不使相似精度向更恶劣的方向发展。

五、结 论

通过理论推导和数值试验证明了在下列四种情形下推得的相似变换准则的正确性, 这四种情形是: (1) 亚临界, 小扰动的二维平面叶栅相似; (2) 亚临界, 小扰动准三维叶栅的相似; (3) 跨音小扰动, 亚音小扰动和不可压小扰动之间的叶栅流场相似; (4) 全扰动叶栅的相似。

局部线化概念的应用得到数值试验的证实。并用数值试验证明了在一定程度上忽略全扰动相似变换中交叉项的可行性。本文从理论和数值试验上为高压压气机的低速模型的叶片造型以及按此相似关系把在低速实验中的改进量折算到高速模型中去, 提供了必要的基础。

参 考 文 献

- [1] 沈孟育、周盛、林保真, “叶轮机械中的跨音速流动”, PP221-241, 科学出版社, 1988 年。
- [2] Kente, A. M., Chow, C. Y., “Foundation of Aerodynamics”, 1976.
- [3] Von Karman, Th., “The Similarity Law of Transonic Flow”, J. of Math. Phys. 26, 182-190, 1947.
- [4] Henry, W. Woolard, “A Note on the Subsonic Compressible Flow about Airfoils in a Cascade”, J. of Aero, June, 1950.
- [5] Wisler, D. C., ASME 84-GT-184
- [6] Denton, J. D., ASME 82-GT-239

Special Column: EXPERIMENTATION TECHNOLOGY

SIMILARITY RULES FOR TRANSFORMATION BETWEEN HIGH- AND LOW-SPEED MODELS OF HIGH PRESSURE AXIAL COMPRESSOR BLADINGS

Zhu Nianguo, Xu Liping, Chen Maozhang
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The similarity rules are based on general aerodynamic similarity theory and driven for the transformation between transonic and subsonic flows, transonic and incompressible flows, and subsonic and incompressible flows respectively, as well as in the cases of full disturbance, according to the linear small perturbation theory, the transonic small perturbation theory and the full potential equation. The validity of the similarity transformations under the inviscid assumption is verified by two-dimensional and quasi-three-dimensional numerical simulations. The reasonableness of the basic concepts and assumptions used in the present work, such as local linearization concept, are testified by the numerical experiments as well. This work provides an essential basis for the similarity transformation between the high and low-speed models of high pressure axial compressors, and offers an approach to the profile design of a similarity low-speed model and to application of experimental data of the similarity low-speed model to the high-speed high-pressure axial compressor bladings.

ADAPTIVE NOISE CANCELLING TECHNIQUE AND BEARING FAULT DIANOSIS

Li Zhiwei and Fu Yi
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

In this paper, the adaptive noise cancelling technique is used to improve the signal-to-noise ratio of vibrational data induced from a bearing. Besides the LMS (Widrow) algorithm, the VS (Variable Step) algorithm with more rapid convergent speed and with only a modest increase of computational amount is discussed in comparison with the LMS algorithm. The analysis shows that, when the adaptive noise cancelling technique is adopted to monitor and diagnose a mechanical fault, the VS algorithm is quite feasible. The adaptive noise cancelling techniques at the same state and non-same state are also conducive to identify the bearing fault, but the technique at the non-same state is more applicable than that at the same state.

SIGNAL ANALYSIS TECHNIQUE FOR SURGE-DETONATION OF A TURBOJET ENGINE

Zheng Keyang (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)
Ge Guohuang (*Le Yang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

A diagnosis and signal analysis method with FFT signal processor is provided for on surge-detonation of a twin-spool turbojet engine. The experimental investigation surge-detonation under a turbulent dynamic inlet distortion conditions has been completed by this method and the measurement system and test equipment are described. From the FFT analysis are drawn the conclusions: Most of surges in the turbojet compressor