

多叶排旋转失速起始的研究

西 北工业 大学 朱俊强* 刘志伟

【摘要】 以小扰动理论为基础,应用非定常、二元、不可压流的流动模型,推导了任意级轴流压气机的旋转失速起始判别准则通式。通过三个矢量方程组,系统地归纳了小扰动理论应用于多排叶片时各待定系数的关联方程。利用所设计的计算机程序,完成了对多级轴流压气机旋转失速起始边界的理论估算。与叶排特性的预估方法相结合,提出了一种较完整的理论估算失速边界的方法。理论值和实验值的吻合,证实了理论分析的可靠性。对比计算结果,讨论了失速团数目和级间轴向间距这些待定参数对预估结果的影响。

关键词: 小扰动理论 轴流压气机 旋转失速 判别准则

1 前 言

在现代发动机设计中,为了解决既要加大负荷,又要保证足够的稳定工作裕度这一尖锐的矛盾,迫切希望在设计阶段,就已确定的几何参数来估算压气机的失速边界,而多级轴流压气机失速起始边界的理论预估问题,至今缺少能够针对任意叶排数目的预估准则。文献[1、2]中以小扰动线性稳定性分析为依据,导出了预估单、双叶排旋转失速起始边界的判别准则,利用叶排稳态实验特性,成功地与实验数据进行了关联比较。在总结以往工作的基础上,对多级轴流压气机的旋转失速起始问题进行了理论探讨,推出了能综合任意数目叶排的失速起始准则。

2 多叶排旋转失速起始准则

2.1 流动模型

流过叶排的不可压流的二元稳定性理论^[1]在压气机轮毂比较高、环面积为常数的情况下,取转子及静子叶排的平均截面作为代表性截面,以叶排进、出口参数的平均值作为该截面叶栅进出口流场参数,以便综合考虑端部及尾迹流动的影响;将该截面的叶栅视为一有限厚度的激盘,气流流过该截面视为非定常、二元、不可压流的柱面流动;沿周向符合周期性条件,同时假设在周向气流扰动的波长比栅距和弦长大得多,气流的各参数均认为由扰动量和稳态平均量所构成,扰动量比它的平均量小得多,即: $V_{xi} \gg v_{xi}, V_{yi} \gg v_{yi} (i = 1, 2, \dots, N+1)$ 。建立固定于叶排的相对坐标系,由动量方程、流量连续方程及流函数的定义式,可得扰动流函数的含待定系数的表达式:

$$\Psi(x, y, \tau) = \Phi \exp \{ j [C \tau + (n/r) y] \} \quad (1)$$

$\Phi = A i \exp \{ -(n/r) x \} + B i \exp \{ (n/r) x \} + D i \exp \{ j (n/r) x (\lambda + S i) \}$ 。据此可推出扰动速度 v_{xi}, v_{yi} 的表达式。其中, A, B 和 D 为待定常数, τ 表示时间, n 为失速团数目, r 则是平均半径, S 为进口

绝对气流角的正切, C 是一复数, 为衰减因子, λ 为组合参数 $Cr/nV_{x,j}$ 则是虚数单位 $\sqrt{-1}$ 。

2.2 旋转失速起始判别准则的建立

针对一个 N 排叶片的轴流压气机模型, 存在 $(N+1)$ 个不同的流动区域, 每个区域的待定常数 A_i 、 B_i 和 D_i , 整个流场共有 $3(N+1)$ 个。关联它们有赖于边界条件和叶排前后参数间的匹配关系, 即流量连续条件, 流动损失关系及转折关系。在第一个叶排的上游, 扰动涡度为零, 可推出 $D_1 = 0$, 再考虑到压气机远上游和远下游的扰动量有界这一条件, 可知 $A_1 = B_{N+1} = 0$ 。

关于叶排的连续方程、损失关系、流动转折关系为:

$$v_{xi} = v_{xi-1} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial r}(v_{yi+1} - v_{yi}) - b \sec \gamma_i \frac{\partial v_{xi}}{\partial r \partial y} + V_{xi}(\xi_{i+1} - \xi_i) = \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial y} \{X_i [(V_{xi} + v_{xi})^2 + (V_{yi} + v_{yi})^2]\} \quad (3)$$

$$v_{yi+1} - s_i v_{xi+1} = G'(s_i)(v_{yi} - s_i v_{xi}) \quad (4)$$

这里, s 为相对气流角之正切, b 为叶片弦长, γ 是其安装角, G' 为叶排出口 s 值对叶排进口 s 值的变化率, x 为叶排总压损失系数, ξ 为扰动涡度。

应用上述三个方程于每一个叶排, 具体代入扰动速度及其导数的表达式, 整理可得关于余下的 $3N$ 个待定系数 $B_1, A_i, B_i, D_i (i = 2, \dots, N), A_{N+1}, D_{N+1}$ 的线性齐次封闭方程组:

$$[a_{ij}]_{3N \times 3N} [B_1, A_i, B_i, D_i (i = 2, \dots, N), A_{N+1}, D_{N+1}]' = 0 \quad (5)$$

非零的扰动流函数解只有在方程(5)的系数行列式等于零时, 才有可能。

$$|a_{ij}|_{3N \times 3N} = 0 \quad (6)$$

这是一个关于 λ 的方程, 据此确定稳态各点的衰减因子及失速团传播的角频率。令:

$$ZAM = [\vec{a}_M, \vec{a}_{M+3}, \vec{a}_{M+6}, \dots, \vec{a}_{M+3(N-2)}, \vec{a}_{M+3(N-1)}]'$$

$$ZL = [o \cdot \vec{k}_1, \dots, \exp(QJ1)\vec{k}_{L+1}, \dots, \exp(QJ6)\vec{k}_{L+6}, \dots, o \cdot \vec{k}_{3N}]'$$

其中: $M = 1, 2, 3$ 分别表示整理用于各叶排的流量连续条件、流动转折关系及流动损失关系; $L = I - M - 3$ 。行列式中每一行的 $4N$ 个元素构成 $\vec{a}$ 的 $4N$ 个分量, I 则是 $\vec{a}$ 的下标。整理可得:

$$ZAM = \begin{bmatrix} A_{J3}^M & -A_{J4}^M & -A_{J5}^M & -A_{J6}^M & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & A_{J1}^M & A_{J2}^M & A_{J3}^M & -A_{J4}^M & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & A_{J1}^M & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -A_{J3}^M \end{bmatrix} ZL \quad (7)$$

同一叶排, $N \times 4N$ 的系数矩阵中非零元素位置相同; 叶排序数改变时, 它们在矩阵中的位置移动, 参数意义变化。

由 $|\xi| = |\xi_0| \exp(-Ct)$ 可知, 当 $Ct < 0$ 时, 随时间的推进, 扰动涡度的振幅越来越大, 也就是说, 各扰动量随时间是逐渐加强的, 我们就说该系统是非稳定的。反之, 若 $Ct > 0$, 各扰动量随时间是逐渐减弱的, 也说是说, 系统本身具有使所加入的小扰动衰减的能力, 我们就说该系统是稳定的。而 $Ct = 0$ 的临界状态, 正是我们所要寻找的非稳定状态的起始点。

3 关联结果及其分析

3.1 特征点拟合法估算压气机级特性

根据较近期发表的亚音和跨音级的实验数据, 综合出了级的失速边界点, 最大效率点和堵

塞点三个特征点的进口气流角与几何参数的一套关联曲线。找出特征点所对应的进气角后,就可确定该点所对应的进口相对马赫数, 依赖综合数据得到的压比和相对总压损失等参数随级进口相对马赫数的变化规律, 定出各点的流量、压比和效率值。然后用曲线拟合的方法给出级等转速下的压比—流量和效率—流量特性。本文将以上述方法估算的特性为基础, 代替实验特性用以估算压气机的失速起始边界。

3. 2 关联结果及讨论

利用估算和实验录取的压气机各叶排的稳态特性, 根据所推出的判别准则, 进行了关于旋转失速起始点的关联计算。用 Newton-Raphson 方法求解方程, 把弧立叶排的预估结果作为目前估算多级轴流压气机的旋转失速起始边界的初值。因缺乏各算例实际团数资料, 故对可能出现的几个团数进行了试算, 以最接近实验值者作为合理估算结果, 所对应的团数 则认为是压气机一旦失速后可能出现的团数。这种试算团数的方法, 在单级轴流压气机上得到了证实。

表 1 给出了来自于文献[3、4] 的 3 台 3 级轴流压气机在几个不同的转速下($\bar{n}$ 表示相对转速), 利用特征点拟合法估算的叶排稳态特性所得的进口相对气流角的预估结果。

表 1 三级轴流压气机的预估结果

算 例	NASA TP2597	CR159714					
		3S1 核心机			3S2 核心机		
$\bar{n}$	1. 00	0. 85	1. 00	1. 05	0. 85	1. 00	1. 05
实验测量值	64. 2	69. 1	68. 5	68. 6	67. 3	66. 9	66. 7
理论估算值	60. 5	68. 7	66. 6	66. 4	64. 2	67. 0	67. 3
相对差(%)	- 5. 76	- 0. 58	- 2. 77	- 3. 21	- 4. 61	0. 15	0. 90
V_{pa}/U	0. 76	0. 79	0. 65	0. 68	0. 74	0. 77	0. 69
可能的团数	3	1	1	1	1	1	2

表 2 给出了文献[5] 提供的一台在 5 个不同的转速下工作的双级轴流压气机利用实验特性和估算特性所得的进口相对气流角的预估结果。从表中看出, 利用对 3 级轴流压气机所估算的稳态特性参与计算时, 相对误差小于 6%。利用双级轴流压气机的实验特性及计算特性进行估算时, 相对误差能控制在 6. 5% 以内。

表 2 双级轴流压气机的预估结果

算 例	$\bar{n}$	实验 测量值	实验特性			估算特性		可能 的团数
			预估	相对差(%)	V_{pa}/U	预估	相对差(%)	
NASA TM X-3076	0. 50	68. 3	67. 0	- 1. 9	0. 62	66. 4	- 2. 8	1
	0. 70	71. 4	70. 2	- 1. 7	0. 66	69. 1	- 3. 2	2
	0. 85	66. 8	63. 4	- 5. 0	0. 67	62. 7	- 6. 1	1
	0. 95	67. 2	67. 6	0. 59	0. 67	66. 8	- 0. 6	2
	1. 00	65. 8	64. 7	- 1. 7	0. 61	64. 9	- 1. 4	1

图 1(a) 示出了 3 级轴流压气机衰减因子的变化规律。曲线 1 为文献[3]提供的算例在设计转速下 $n=3$ 时的计算结果($\parallel$ 表示实验值), 曲线 2 为文献[4]中 3S1 核心压气机当相对转速为 0.85, 失速团数目为 1 时的预估值($\diamond$ 表示实验测量值), 曲线 3 则是 3S2 核心压气机在 1.05 的相对转速下, 取双团失速结构的计算结果。($\parallel$ 表示实验测量值)。图 1(b) 表示双级轴流压气机在相对转速为 0.85 情况下的衰减因子变化规律。曲线 1 对应着失速团数目为 1 的情况, 各叶排的稳态特性取实验数据。曲线 2、3 则分别是用估算特性在失速团数目为 1 和 3 时所得的预估结果。

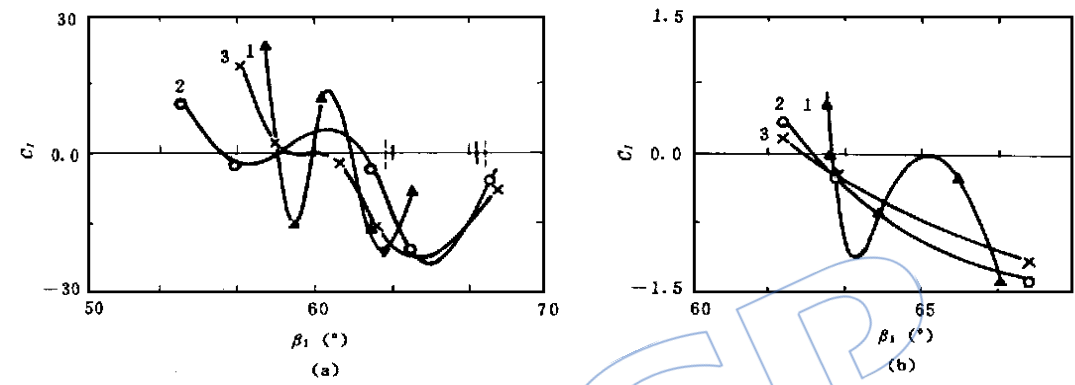


图 1 (a) 三级(b) 双级轴流压气机衰减因子变化规律

由上述算例看出, 尽管各自的几何参数互不相同, 但都获得了令人满意的结果。一则说明以小扰动理论为基础, 应用二元、非定常、不可压流的流动模型所建立的多级轴流压气机失速起始判别准则, 可有效地应用于多级轴流压气机失速边界的预测。二则也表明用特征点拟合法所估算的叶排稳态特性, 用以估算压气机的失速起始边界, 其结果是符合工程精度要求的。

3.3 失数团数目的影响

在失速起始判别准则中, 含有失速团数目这一变量, 由于团数影响着非定常量扰动波的周期, 故它必定影响着每一稳态点所对应的衰减因子。计算结果表明, 团数的变化, 虽然不能改变衰减因子的变化趋势, 但影响衰减的快慢, 也就是说, 它影响着旋转失速起始点。因缺乏各算例实际团数的资料, 故对可能出现的几个团数进行了试算。对于某一固定的压气机特性, 分别把不同失速团数目下的预估结果与实验值作一比较, 以最接近者作为合理估算结果, 所对应的团

表 3 不同团数对应的预估结果

失速团数目	1	2	3	4	5
实验测量值			68.52		
理论估算值	66.6	64.4	65.9		64.1
相对差 (%)	- 2.8	- 6.1	- 3.8		- 6.5
V_{pa}/U	0.65	0.88	0.79		0.81

下的计算值, 以失速团数目取 1 时预估结果最佳, 我们认为, 这种状态下一旦发生失速, 很可能出现单团结构。仅在孤立叶排的情况下, 失速起始判别准则与失速团数目无关。

数则认为是压气机一旦失速后可能出现的团数。表 3 给出了文献[4]中 3S1 核心压气机在其设计转速下, 针对不同的失速团数目进行试算, 所预估的失速起始点进口相对气流角及失速团传播速度。当失速团数目等于 4 时, 衰减因子不能得到收敛的结果。对比 4 个失速团数目

3.4 叶排轴向间距的影响

对于相对转速为 0.85 的上述双级轴流压气机,在级间轴向间距不影响叶排性能的假设下,人为地加大级间的轴向间距,利用实验录取的稳态特性进行了计算对比,结果如图 2 所示。当间距 $T=0.1, n=1$ 时,计算得出理想的衰减因子变化规律。当间距加大到 0.2 时,如图示,够得到合理结果的最小团数是 4,低于这一团数,衰减因子对于每一稳态点都是负值。间距再增加到 0.3 时,最小团数则变为 8。三者的衰减因子变化规律各异,所得的预估结果也不相同。这说明:(1)级间轴向间距确实影响着失速团数目及所预估的失速边界;(2)给定 T 值后,存在能得到有意义的预估结果的最小团数,这里认为该值是失速发生后可能出现的团数。无限地增大间距后,双级变为两个孤立的单级,可能出现的团数视 2 个单级的预估结果而定。由文献[2]可知,由于静子叶排的靠近,在相同的转速下比较时,理论预估值和实验测量值都示出,级的失速起始进气角大于孤立叶排的对应值。静子靠前,必然对转子叶排中的气体流动产生影响,其中也包括对失速起始边界的影响。实验证实,随着动、静叶排轴向间距的变更,改变了失速发生前后的流场结构,包括叶排稳态特性、失速团数目、传播速度及所占周向范围,据我们自己的实验得出,失速团数目由孤立转子的两团合为单级的一团,相对传播速度由 0.62 降为 0.33。

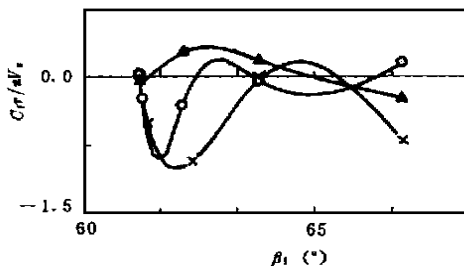


图 2 级间轴向间距对预估结果的影响

4 结 论

- (1) 以小扰动理论为基础,用二元、非定常、不可压流的流动模型,建立了任意多排叶片的旋转失速起始判别准则,该准则可以有效地应用于多级轴流压气机失速边界的预测。
- (2) 该准则以各叶排稳态特性为基础,具有高度的概括性。不论是源于各截面平均参数整理的实验特性,或是特征点拟合法所预测的估算特性,都获得了满意的结果。
- (3) 动、静叶排间的轴向间距以及级间的轴向距离都影响着失速起始边界和失速团数目。对于给定的轴向间距,存在着能得到有意义的衰减因子估算结果的失速团数目的最小值。
- (4) 失速团数目影响着多级轴流压气机的失速起始边界,通过试算,能初步推测出失速发生后可能出现的失速团数目。

参 考 文 献

- 1 Ludwig G R, Nenni J P. Basic Studies of Rotating Stall in Axial Flow Compressors. AFAPL-TR-79-2003
- 2 朱俊强,刘志伟. 双叶排旋转失速起始的研究. 工程热物理学报, 1988; 9(3): 218- 223
- 3 Ronald J, Steinke. Design of 9.271-Pressure-Ratio Five Stage Core Compressor and Overall Performance for First Three Stages. NASA TP2597, 1986
- 4 Eslewsy P C, Esight G L, Esch S L. Energy Efficiency Engine High Pressure Compressor Detail Design Repror. NASA CR-165558
- 5 Robert S Rugger, Willium ABenser. Performance of a Highly Loaded Two Stage Axial Flow Fan. NASA TM X-3076, 1974

INVESTIGATION OF STATIC PRESSURE FIELD IN AN S-SHAPED AIR INTAKE

Weng Peifen and Guo Rongwei

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

The static pressure fields in an s-shaped diffuser with rectangular cross-section have been measured at different incidences. The results show that the static pressure field at the duct exit is non-uniform. The higher the angle of attack is, the larger the distortion of the static pressure field. The pressure near the boundaries of the model is higher than that near the core, which is mainly caused by both the distorted total pressure field and the distorted flow velocity field. Further investigation on whirling flow field demonstrates that it is necessary to take into serious consideration the deviation between the experimental measurements and the weighted averages by the use of the wall static pressures of the model at high incidence.

RESEARCH OF ONSET OF ROTATING STALL FOR MULTIPLE BLADE ROWS

Zhu Jiunqiang and Liu Zhiwei

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

An inception criterion of rotating stall in multistage axial flow compressors is derived for the unsteady, two-dimensional and incompressible flow model according to the small disturbance stability theory. By means of a three-vector equation system, the correlative equations of the undetermined parameters are thus deduced when the small disturbance theory is applied to multiple blade rows. The prediction of the rotating stall onset boundary in the multistage axial flow compressors has been accomplished with the computer program designed by the authors. A theoretical prediction approach is proposed with the aid of the prediction method of stable cascade characteristics. A good agreement between the analytical and experimental results indicates that the theoretical analysis is believable. As compared with the calculation results, the influences of the undetermined parameters, such as stall cells and axial distance between two stages, on the prediction values are discussed.

ESTIMATION OF FLOW LOSS AT DESIGN POINT IN AN AXIAL-FLOW COMPRESSOR

Zhang Changsheng and Wang Xiaoli

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

On the basis of statistical data and analysis of axial-flow compressors, the ratio of trailing-edge momentum thickness to chord length θ_c and trailing-edge form factor H are determined by the use of equivalent diffusion factor D_{eq} , and then the profile loss of the blade is obtained after appropriate corrections. Finally, the total loss distribution along the blade span of the axial-flow compressor is estimated according to an improved end-wall loss model and a shock loss model. An extensive comparison of the estimated loss data with the original design and test data shows that the loss model presented here is feasible for normal blade profile, double-circular-arc blade profile and multi-circular-arc blade profile of axial-flow compressor, and the accuracy of the estimation is improved greatly. As a part of S_2 flow surface program, a computer subprogram has been worked out