

文章编号: 1000-8055(2005) 04-0619-06

带导流叶排的轴流压气机级叶尖处理 机匣容畸变特性

吴 虎, 斯日 古楞, 高双林

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 基于叶尖处理机匣轴流压气机叶排实验特性, 应用畸变传递的矩阵分析模型, 分析了进口导流叶排对叶尖处理机匣结构容总压畸变特性影响, 初步建立了在进口导流叶排下几种处理机匣结构对总压畸变及其沿轴流压气机叶排衰减特性影响规律。计算结果表明, 叶尖处理机匣虽均能有效提高压气机级的稳定工作范围, 但削弱了转子叶排和静子叶排的抗总压畸变能力, 这对设计合理的扩大轴流压气机稳定裕度处理机匣结构尤为重要。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 轴流压气机; 压力畸变; 导流叶片; 机匣处理

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

Effect of Casing Treatment on the Response to Steady Circumferential Pressure Distortions of an Axial Flow Compressor with Inlet Guide Vanes

WU Hu, SIRI Guleng, GAO Shuang-lin

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An efficient calculation procedure was established which allowed the rapid computation of the total pressure distortion development through any combination of rotors, stators and clearances. The predictions of the response to steady circumferential pressure distortion of an axial flow compressor inlet guide vanes, rotor, stator and axial clearance were presented with four casing configurations: solid casing, circumferential groove casing, axial skewed slot casing, and blade angle slot casing. The affects of inlet guide vanes on response to steady circumferential pressure distortion of an axial flow compressor with four casing configurations were obtained. In comparison with solid casing, greatest attenuation of total pressure distortion and static pressure distortion through the rotor and stator of three casing treatment configurations were obtained. It is obvious that effective improvement in stall margin can be achieved with three casing treatment configurations under conditions of inlet circumferential pressure distortions. Appropriate design of casing treatment configurations for multistage axial flow compressors would be able to make axial compressors have high tolerant to inlet pressure distortions.

收稿日期: 2004- 09- 15; 修订日期: 2004- 12- 28

基金项目: 国家自然科学基金资助(10377013); 航空科学基金资助(02C53022)

作者简介: 吴虎(1963-), 男, 安徽合肥肥东人, 西北工业大学能源与动力学院教授, 博士生导师, 主要从事叶轮机气动热力学、燃气轮发动机总体设计研究。

Key words: aerospace propulsion system; axial flow compressor; total pressure distortion; inlet guide vanes; casing treatment

随着航空科学技术的迅猛发展,飞机对其推进系统性能要求不断提高。尤其随着新一代飞机机敏性的进一步提高及其飞行包线范围的进一步扩大,其推进系统进口流场品质进一步恶化,尤其表现为进气总压畸变程度的增加,从而引起发动机性能降低、稳定裕度的下降^[1~5]。因此提高现代多级轴流压气机容畸变性能在现代航空发动机设计过程中所起的作用日显突出和重要。在这一方面,设计具有高进气总压畸变衰减性能的轴流压气机级显得尤为重要,这使得在现代军机涡扇发动机风扇压气机设计中通常均带导流叶片排。一方面通过导流叶排安装角的调节对压气机实施扩稳;另一方面采用导流叶排还可提高风扇压气机级的抗畸变性能。但在进口压力畸变条件下,导流叶片排对其后转子叶尖处理机匣的容畸变特性产生了较大影响。本文基于^[6]所获得的带导流叶排跨声速轴流压气机级的实验特性,应用所建立的畸变传递分析模型,给出了进气总压畸变条件下进口导流叶排对其后转子叶尖诸处理机匣结构容畸变特性的影响定量关联关系。

1 模型方程

本文着重研究导流叶排对其后转子叶尖处理机匣结构容畸变特性的影响规律,因此选择了轴流压气机沿径向若干位置上的总压畸变响应情况。故暂时略去了流动参数沿径向变化。基于二维可压流控制方程。在畸变强度较小的情况下,即各物理参数偏离平均值仅有较小扰动量条件下得到以下扰动量(畸变)矩阵传递关系^[5,7]。

在轴流压气机中任何径向位置上,流动参数扰动量用如下扰动量描述:

$$P_t^* = \sum_{n=1}^j P_n e^{in\theta} \quad (1a)$$

$$T_t^* = \sum_{n=1}^j T_n e^{in\theta} \quad (1b)$$

$$c_x^* = \sum_{n=1}^j U_n e^{in\theta} \quad (1c)$$

$$c_\theta^* = \sum_{n=1}^j V_n e^{in\theta} \quad (1d)$$

上方程中:

$$c_\theta^* = \frac{c_\theta'}{c_x}, c_x^* = \frac{c_x'}{c_x}, P_t^* = \frac{P_t'}{\bar{P}_t}, T_t^* = \frac{T_t'}{\bar{T}_t}$$

c_x', c_θ', P_t' 和 T_t' 分别表示轴向速度,切向速度,总压和总温的扰动量。 P_n, T_n, U_n, V_n 为扰动量第 n 个谐波系数,引入状态矢 $[Sv]$,一旦状态矢确定,那么扰动量就可以用方程(1)求得。其中:

$$[Sv] = \begin{bmatrix} P_n \\ T_n \\ U_n \\ V_n \end{bmatrix} \quad (2)$$

对于不同的 n ,其谐波系数之间是独立的,一旦 n 给定,谐波系数也就可以唯一确定,因此以下仅以某一个任意的 n 为代表建立谐波系数传递矩阵^[5]。

(1) 进气畸变扰动在进口导流叶排进、出口间的矩阵传递关系:

$$\begin{bmatrix} P_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & v_{12} & v_{13} & v_{14} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & v_{32} & v_{33} & v_{34} \\ 0 & v_{42} & v_{43} & v_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

(2) 畸变在轴向间隙进、出口(包括进口导向器出口与转子进口、转子出口和静子出口间隙)矩阵传递关系:

$$\begin{bmatrix} P_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & g_{22} & 0 & 0 \\ g_{31} & g_{32} & g_{33} & g_{34} \\ g_{41} & g_{42} & g_{43} & g_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

(3) 畸变在转子进、出口间的矩阵传递关系:

$$\begin{bmatrix} P_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & r_{12} & r_{13} & r_{14} \\ 0 & r_{22} & r_{23} & r_{24} \\ 0 & r_{32} & r_{33} & r_{34} \\ 0 & r_{42} & r_{43} & r_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

(4) 畸变在静子进、出口间的矩阵传递关系:

$$\begin{bmatrix} P_2 \\ T_2 \\ U_2 \\ V_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_{12} & s_{13} & s_{14} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & s_{32} & s_{33} & s_{34} \\ 0 & s_{42} & s_{43} & s_{44} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_1 \\ T_1 \\ U_1 \\ V_1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

静压扰动量及转子/静子绝对流动角用下式计算:

$$P_s^* = P_t^* + \frac{k}{2} \bar{M}_x^2 (1 + \bar{a}^2) T_t^* -$$

$$k \bar{M}_x^2 c_x^* - k \bar{M}_x^2 \bar{a} c_\theta^*$$

$$\alpha(\theta) = \arctan \left[\frac{\bar{c}_\theta / \bar{c}_x + c_\theta^*}{1 + c_x^*} \right]$$

定义畸变强度为 D :

$$D = \frac{P_{AV} - P_{AVL}}{P_{AV}}$$
$$P_{AV} = \frac{1}{360} \int_0^{360} P(\theta) d\theta$$
$$P_{AVL} = \frac{1}{\theta_i} \int_{\theta_i} P(\theta) d\theta$$

以上各传递矩阵元素和有关表达式详见文献[7]。

2 计算结果及其分析

首先计算了文献[8]一个单级跨声压机在进口 90° 总压畸变下的畸变传递, 并与文献[8]所给的实验结果进行了比较, 如图 1~图 3 所示。

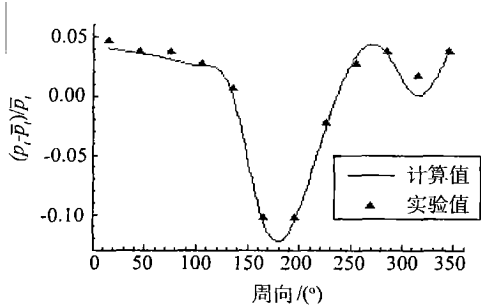


图 1 进气总压畸变谱预测与实验值比较

Fig. 1 Predicted and measured circumferential total pressure distribution at inlet of rotor

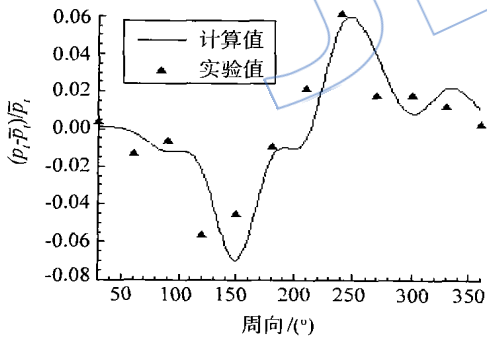


图 2 转子出口总压畸变谱预测与实验值比较

Fig. 2 Predicted and measured circumferential total pressure distribution at outlet of rotor

可见, 模型计算值与实验结果较为符合, 这表明了本文畸变传递模型的可行性。分析文献[6]所给出的一个单级跨声压机采用常见的诸种叶尖处理机匣和固体壁(未进行机匣处理)机匣在设计转速下实验测得的压机转子/静子叶排特性发现, 采用叶尖处理机匣后, 压机转子/静子叶排特性在叶尖附近出现明显变化, 而在中径至轮毂区域变

化不明显。因此考虑到模型二维性, 本文以靠近叶尖位置 $\{h = (rt - r) / (rt - rh) = 0.10\}$ 实验测得的压机转子/静子叶排特性为输入, 应用以上畸变传递分析模型计算并比较了在这个径向位置下进口导流叶排下 4 种机匣结构容 180° 周向总压畸变响应特性, 同时定量分析了进口导流叶排对 4 种机匣结构容 180° 周向总压畸变响应特性影响规律。计算取该压机设计流量 29.7 kg/s。图 4~图 13 为设计转速, 流量为 29.7 kg/s 状态下的结

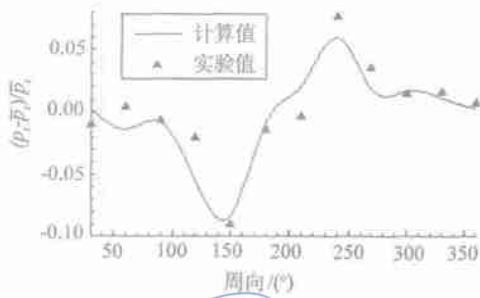


图 3 静子出口总压畸变谱预测与实验值比较

Fig. 3 Predicted and measured circumferential total pressure distribution at outlet of stator

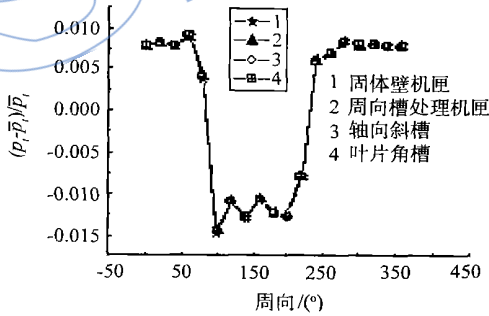


图 4 转子进口 180° 总压畸变谱

Fig. 4 Predicted circumferential total pressure distributions at inlet of rotor with four casing configurations under 180° total pressure distortion

果。图 4 为施加的相同进气 180° 周向总压畸变谱下 4 种机匣结构下转子进口(导流叶排出口)总压畸变谱, 图 5、图 6 为转子和静子对总压畸变响应特性, 图 7~图 9 为施加的进气 90° 周向总压畸变谱下各叶排出口总压畸变谱。对比表明进口周向畸变区大小并不影响各叶排的畸变响应特性。图 10 和表 1 分别给出了在 180° 周向总压畸变下总压畸变强度沿导流叶排、转子和静子叶排定量衰减规律。图 10 和表 1 中的 -1.0, 0.0, 1.0, 2.0 分别表示进口、导流叶排出口、转子叶排出口和静子

表 1 总压畸变沿轴流压气机轴向站的衰减/增益特性

Table 1 Attenuation and amplification characteristics of total pressure distortion level along axial stations of the axial compressor stage

轴向站号	导叶进口	转子进口	转子出口	静子出口
- 1	0.011 79	0.011 9	0.003 84	0.003 6
0	0.011 79	0.011 70	0.005 10	0.006 27
1	0.011 79	0.011 76	0.004 70	0.005 08
2	0.011 79	0.011 72	0.005 94	0.006 31

叶排出口站位置。比较图 4~图 6 和图 10 可清楚看出, 与 3 种处理机匣相比, 在固体壁机匣下, 虽然进口导流叶排对进气总压畸变产生了稍微放大, 但其后的压气机转子和静子明显提高了总压

畸变衰减程度; 而采用转子叶尖处理机匣时, 虽其转子对其进口总压畸变产生了明显衰减作用, 但较固体壁机匣的衰减率小, 并且转子之后静子叶

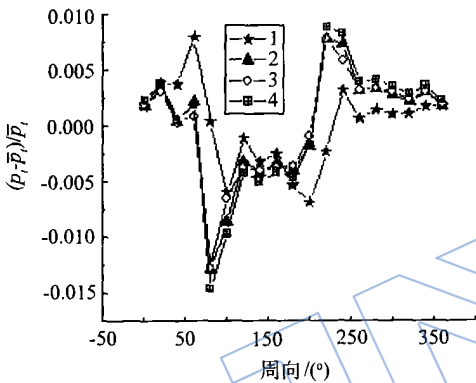


图 5 转子出口总压畸变谱

Fig.5 Predicted circumferential total pressure distributions at outlet of rotor with four casing configurations under 180° total pressure distortion

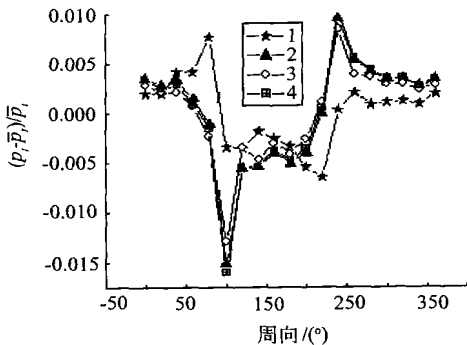


图 6 静子出口总压畸变谱

Fig.6 Predicted circumferential total pressure distributions at outlet of stator with four casing configurations under 180° total pressure distortion

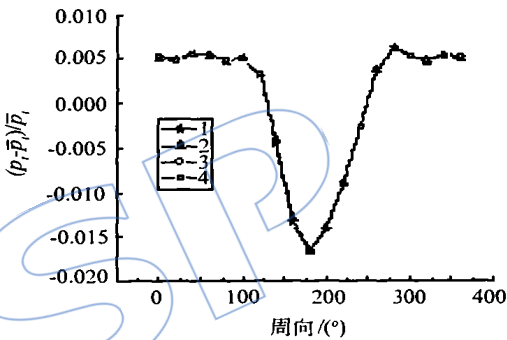


图 7 转子进口 90 总压畸变谱

Fig.7 Predicted circumferential total pressure distributions at inlet of rotor with four casing configurations under 90° total pressure distortion

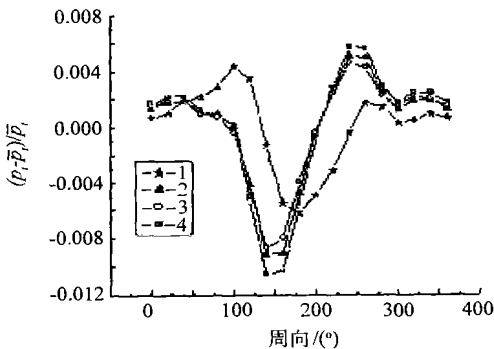


图 8 进口 90 总压畸变谱下转子出口总压畸变谱

Fig.8 Predicted circumferential total pressure distributions at outlet of rotor with four casing configurations under 90° total pressure distortion

排却进一步放大了总压畸变强度。这是因为虽然转子叶尖处理机匣结构明显降低了叶尖附近的转子总压损失, 但也同时减小了叶尖附近转子总压

损失系数随其进气相对流动角的变化速率, 这一

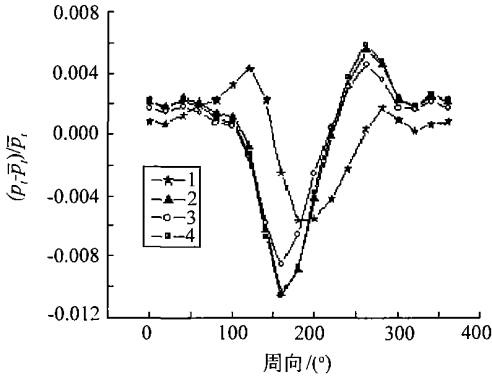


图 9 进口 90 总压畸变谱下静子出口总压畸变谱
Fig. 9 Predicted circumferential total pressure distributions at outlet of stator with four casing configurations under 90° total pressure distortion

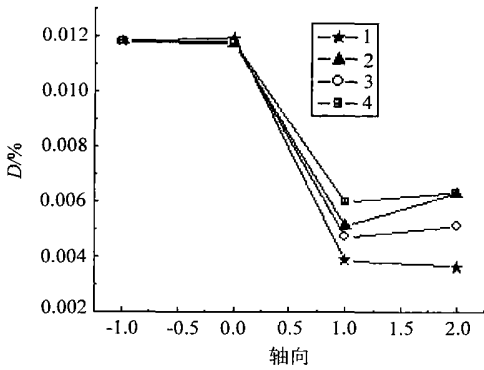


图 10 总压畸变沿轴向衰减/增益特性
Fig. 10 Attenuation and amplification characteristics of total pressure distortion level along axial stations

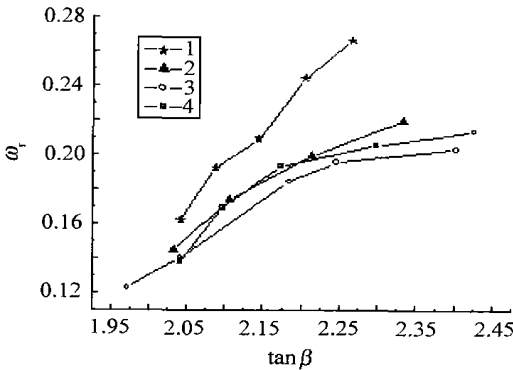


图 11 转子叶排总压损失系数随相对流动角变化
Fig. 11 Total pressure loss coefficient of rotor versus inlet relative flow angle

特点可由图 11 所给出的在 $h = 0.10$ 处的转子总

压损失系数随转子进口相对流动角正切($\tan(\beta_{ta})$)的变化规律清楚看出, 而由文献[7]可知, 在转子传递矩阵元素中包含了总压损失系数随转子进口相对流动角正切($\tan(\beta_{ta})$)的变化率这一项, 可见这一项的大小对转子容畸变性能影响较明显。由图 12 和图 13 所给出的转子进口和静子出口的静压畸变谱可以清楚看出, 与诸处理机匣

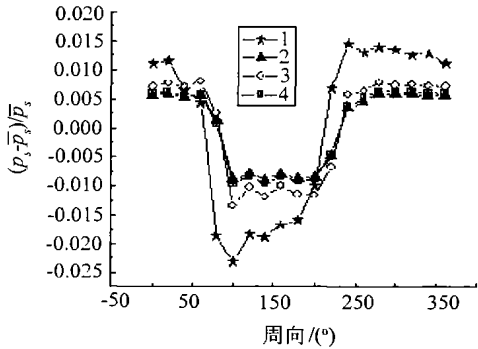


图 12 转子进口静压沿周向分布
Fig. 12 Predicted circumferential static pressure distributions at inlet of rotor with four casing configurations under 180° total pressure distortion

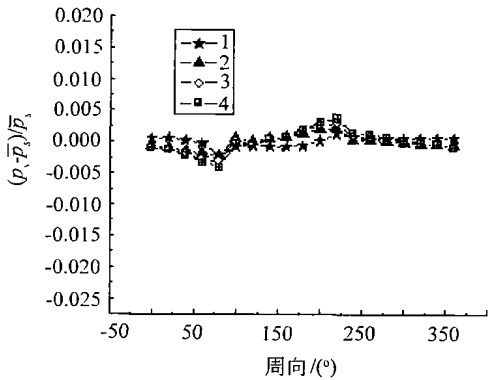


图 13 静子出口静压沿周向分布
Fig. 13 Predicted circumferential static pressure distributions at outlet of stator with four casing configurations under 180° total pressure distortion

相比, 在固体壁机匣下, 虽其转子进口静压畸变程度明显增强, 但经过转子叶排和静子叶排的连续衰减, 在静子出口静压畸变强度最小。这也同时表明了固体壁机匣下压气机级具有最大的静压畸变衰减能力。由图 5 和图 6 可以发现, 在固体壁机匣下, 虽然其转子和静子产生了最大的总压、静压畸变衰减, 但基本没有改变压气机级进口总压畸变谱的形态; 而采用 3 种转子叶尖处理机匣后, 由于显著改变了叶尖附近转子和静子的损失和落后角

分布^[6],其转子明显改变了其进口总压畸变谱形态。图 14 的计算结果表明,虽然转子进口的总温分布均匀,但由于总压畸变的存在,其后面整个压气机转子叶排的进口气流攻角分布极不均匀,如图 15 所示,导致转子叶排沿周向的加功量分布不均匀,从而使得转子出口的总温分布不均匀。在

3 结 论

与处理机匣相比,虽然固体机匣下,进口导流叶排对进口总压畸变产生一定放大作用,但它其后转子和静子均对总压畸变产生明显衰减,表明其具有强的抗畸变能力;

与固体机匣下相比,3 种处理机匣均能明显抑制转子进口攻角增幅,有利于提高压气机级的稳定工作范围;同时由于它们明显抑制转子进口攻角增幅,因此有效衰减了其生成的出口温度畸变强度;

与处理机匣相比,虽然固体机匣下,进口导流叶排使其后转子进口静压畸变明显增强,但其后转子和静子使静压畸变得到显著衰减,从而使级出口(静子出口)静压畸变强度最低;

与固体机匣下相比,由于叶尖处理机匣明显改变了转子和静子的损失和落后角分布,致使转子进、出口的总压畸变谱发生显著的形态改变,这一现象在多级轴流压气机中尤为严重,它也与预测周向总压畸变的平行压气机模型假设明显不相符,很显然,发展分析处理机匣下的压气机畸变响应新模型尤为重要。

参考文献:

- [1] Hah C. Effects of Inlet Distortion on the Flow Field in a Transonic Compressor Rotor[J]. *ASME J. Turbomach* 1998, 120: 233~246.
- [2] Rabe D. Influence of Inlet Distortion on Transonic Compressor Blade Loading[R]. *AIAA Paper* 95- 2461.
- [3] Marshall J G. Prediction of Low Engine Order Inlet Distortion Driven Response in a Low Aspect Ratio Fan[R]. *ASME Paper* 2000- GT- 0374.
- [4] Hall E J. Performance Prediction of End Wall Treatment Fan Rotors with Inlet Distortion[R]. *AIAA Paper* 96- 0244.
- [5] Mokelke H. The Prediction of Steady, Circumferential Pressure and Temperature Distortions in Multistage Axial Flow Compressors[J]. *ASME J. for Power*, 1980, 102: 448~458.
- [6] Donald C. Effect of Casing Treatment on Performance of an Inlet Stage for a Transonic Multistage Compressor[R]. *NASA TMX- 3347*.
- [7] 吴虎. 进口压力畸变对多级轴流压气机稳定性与流动损失影响研究[R]. 西安: 西北工业大学, 2003.
- [8] Sanger N L. Performance of a 1.57- Pressure-Ratio Transonic Fan Stage with a Screen-Induced Circumferential Inlet Flow Distortion[R]. *NASA TND- 8163*, 1976.

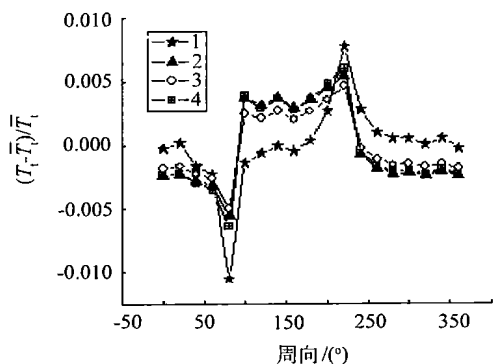


图 14 转子出口总温沿周向分布

Fig. 14 Predicted circumferential total temperature distributions at outlet of rotor with four casing configurations under 180° total pressure distortion

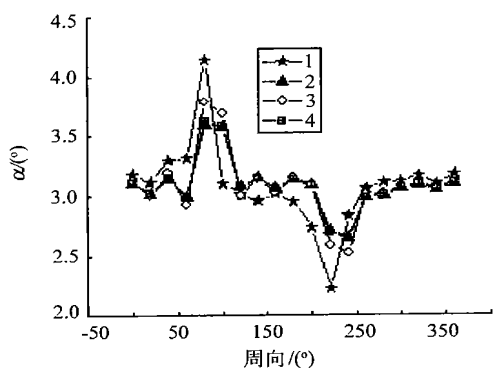


图 15 转子进口绝对流动角沿周向分布

Fig. 15 Predicted circumferential absolute flow angle distribution of inlet of rotor with four casing configurations under 180° total pressure distortion

低压区,轴向速度较小攻角较大的情况下,转子叶排的加功量也较大,使得转子出口总温较高。比较表明,在进口压力畸变条件下,转子叶尖处理机匣能有效抑制转子离开畸变低压区时其进口攻角的增幅,从而有效提高其压气机级的稳定工作裕度。