

文章编号: 1000-8055(2003) 02-0181-05

压气机下游吊架对内部流场和性能的影响

张 辉, 张永新, 刘火星, 蒋浩康
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 在低速大尺寸轴流压气机实验装置上, 详细测量了压气机在下游有、无吊架以及不同吊架情况下设计和近失速状态的流场, 并用一种 CFD 软件进行了数值模拟, 计算结果与实验吻合较好。实验和计算的结果指出, 下游吊架造成的流量沿周向不均匀分布是下游吊架对压气机效率和稳定性影响的主要原因。初步数值模拟结果显示适当改变出口导叶安装角, 可以有效地减弱下游吊架对流场的影响。

关键词: 航空、航天推进系统; 吊架; 压气机; 流场

中图分类号: V 232. 7

文献标识码: A

Effect of Downstream Pylon on Flow Field and Performance of Compressor

ZHANG Hui, ZHANG Yong-xin, LIU Huo-xing, JIANG Hao-kang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Flow fields in a low-speed large-scale axial compressor were measured with and without pylon in design condition and near stall condition. The 2-D calculations showed good agreement with the experiment results. The measurement and calculation results show that the flow circumferential non-uniformity caused by the pylon is the main reason influencing the efficiency and stall margin. 2-D numerical simulation for restaggered vane has been performed, and preliminary results indicate that proper restaggering of vane can reduce the effect of pylon on the flow field.

Key words: aerospace propulsion; pylon; compressor; flow field

1 前 言

压气机下游吊架造成的上游流场周向非均匀性对压气机的振动、噪声以及性能有很大的影响。调整吊架的形状、厚度及与上游转子的轴向距离^[1~8]和改变前方出口导叶叶型、安装角^[8~13]是减弱吊架影响的两个主要方向。但是前者受制于压气机尺寸和实际结构的安排; 后者中的改变出

口导叶叶型受制于经济性。改变出口导叶安装角可以在经济性较好的前提下减弱吊架对上游流场的影响^[8~13], 但是如何调整叶片的安装角, 还没有一个明确的认识。本文针对调整出口导叶安装角的方法, 对有、无吊架的情况分别做了详细的流场测量, 找到了与吊架影响相联系的关键因素, 并用某个 CFD 软件对实验内容进行了二维非定常数值计算, 同时对调整出口导叶安装角的方法做

收稿日期: 2002- 03- 06; 修订日期: 2002- 06- 06

基金项目: 国家重点基础发展规划资助项目(G1999022305); 航空发动机重点实验室基金资助项目(∞JS48·3·1·HK5402)

作者简介: 张辉(1975-), 男, 辽宁盘锦人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生, 主要从事叶轮机内真实流动研究。

了初步的数值模拟,为进一步的研究做好了准备。

2 实验设备、实验研究的结构方案和测量方法

实验在一低速大尺寸轴流压气机实验台上进行^[14],该压气机实验台外径为 1 m,轮毂比为 0.6,转速为 1200 r/min。单级试件由进口导叶排、转子和出口导叶排组成,叶片数分别为 36,17 和 20,叶型为 C4 等环量设计。进口导叶、转子和出口导叶在平均半径处的弦长分别为 100 mm,180 mm 和 180 mm。转子和出口导叶基于弦长的雷诺数约为 750,000。

- 对下述三种结构方案进行实验研究:
- (1) 基准方案:无吊架的常规单级压气机,它由进口导叶排、转子和出口导叶排组成。
 - (2) 分开方案:此方案的吊架模型采用 NACA0012 翼型,安置于出口导叶排后,具有相当于 12% 支板最大厚度的轴向间隙,最大厚度为周长的 15%,见图 1。

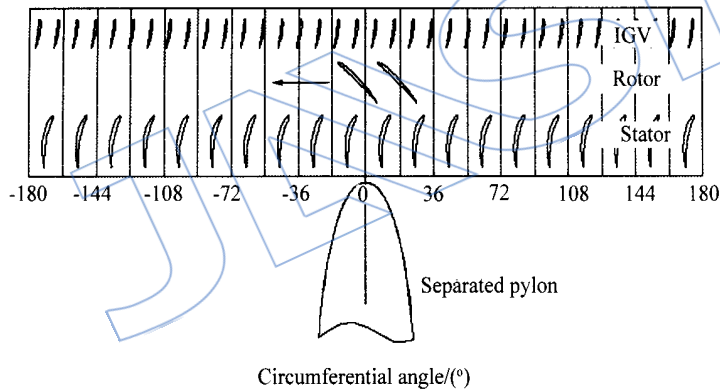


图 1 分开方案结构示意图
Fig. 1 Schematic of the separated case

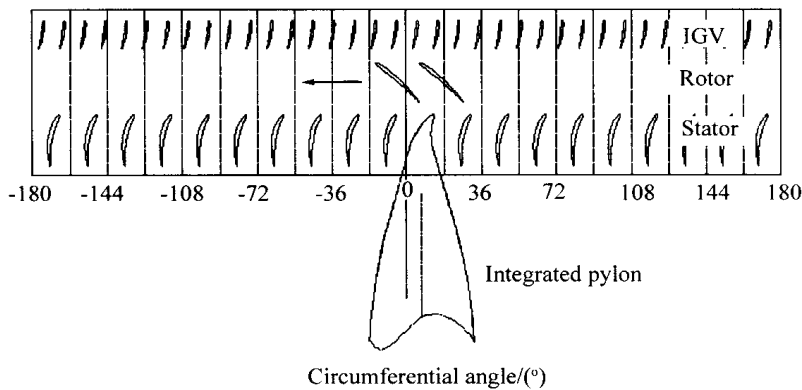


图 2 一体化方案结构示意图
Fig. 2 Schematic of the integrated case

(3) 一体化方案:在分开方案吊架基础上,在其头部加一段与出口导叶相仿的、伸入出口导叶环内的头部,吊架头部取代一片出口导叶,其前缘位于左右两个静叶前缘的中间(见图 2)。

在转子前后和出口导叶后,用四孔气动探针周向位移探测吊架对压力场和三维速度场的影响。在 5 个径向位置进行了测量,这 5 个径向位置是:从叶尖起 0.10,0.25,0.50,0.75 和 0.90 叶高。为得到失速裕度,还测出了近失速状态出口导叶后平均半径处(0.50 叶高)的总压周向分布。测得的速度参数用动叶叶尖的切向速度(u)无因次化,各压力参数则无因次为: $\frac{p-p_0}{(1/2)\rho u^2}$, 其中 p_0 为进口总压, ρ 为当地密度。

为实现上述测量,采用了两种位移机构带动四孔压力探针进行测量,详见文献[14]。所用的两个四孔探针及压力变送系统都进行过精确校正,各参数的测量误差分别为:压力误差小于 1%,偏角和俯仰角误差小于 1°,速度误差小于 2%。

3 测量和数值模拟结果

本文仅给出动叶出口截面 50% 叶高的数据 (图 9 除外)。

3.1 吊架对流场的影响

(1) 从图 3 可以看出, 吊架的存在造成大范围的流动阻塞, 引起气流量在周向重新分布, 在总流量不变的条件下, 吊架前转子后截面周向 90° 范围, 轴向速度低, 而这个区域以外, 轴向速度大。轴向速度和气流攻角相对应, 轴向速度的变化反映攻角的变化, 图 4 显示吊架前的流动阻塞区攻角大, 这个区域以外攻角小。

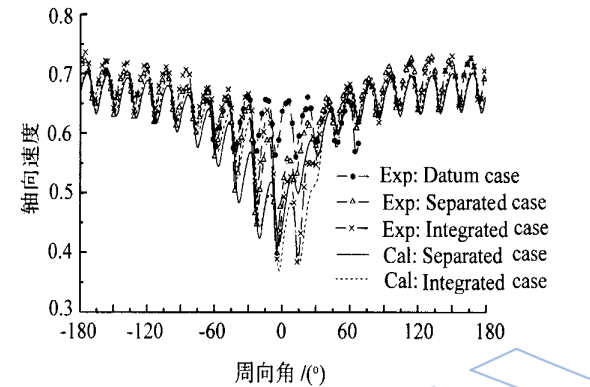


图 3 动叶出口轴向速度(ca/ua_p)分布
Fig.3 Distributions of nondimensional axial velocity (ca/ua_p) at exit of rotor

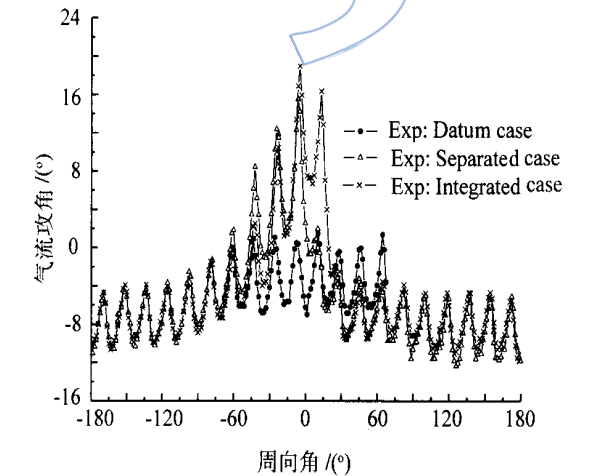


图 4 出口导叶进口气流攻角分布
Fig. 4 Distributions of incidence at inlet of stator

(2) 图 5 和图 6 说明, 在气流受吊架的影响而受阻的区域, 转子负荷大, 转子后总压高; 这个区域以外转子负荷小, 转子后总压低, 在气流受阻区总压损失要比正常流动区域中总压损失大得

多。本实验研究采用稳态测量方法, 难以测出转子总压损失分布。

(3) 从图 5 清楚地看出, 吊架在转子出口造成的气流阻塞区的静压要比这个区以外的静压高得多。静压沿周向分布的特点大体可由对应的轴向速度和总压分布得到解释。显然, 转子叶片经受着相当大的周期性激振力。一体化方案吊架造成的局部静压升高比分开方案要大。

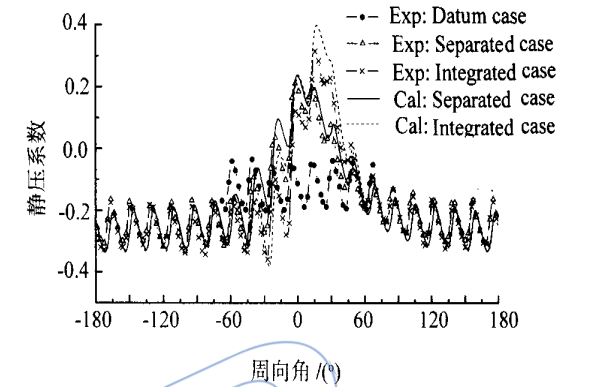


图 5 动叶出口静压系数($p_s - p_o)/(0.5\rho u_{a_p}^2)$ 分布
Fig. 5 Distributions of static pressure coefficient ($p_s - p_o)/(0.5\rho u_{a_p}^2)$ at exit of rotor

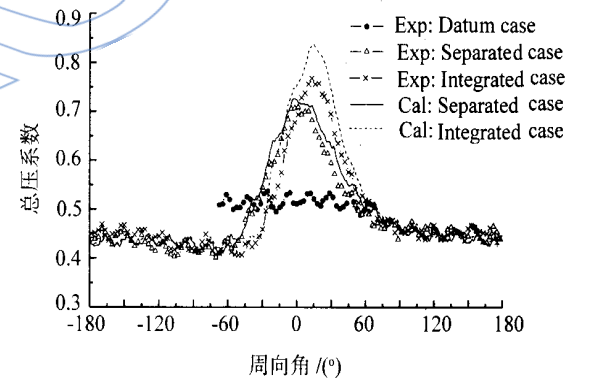


图 6 动叶出口总压系数($p_t - p_o)/(0.5\rho u_{a_p}^2)$ 分布
Fig. 6 Distributions of total pressure coefficient ($p_t - p_o)/(0.5\rho u_{a_p}^2)$ at exit of rotor

(4) 从上面的分析可以看出, 气流量的周向重新分布是吊架造成影响的起因, 转子前后压力和速度的大幅度不均匀分布是叶片振动和噪声的来源, 减弱吊架造成的影响关键是减弱气流量的周向不均匀分布。

(5) 图 3~图 6 还显示了分开方案和一体化方案二维数值计算的结果, 可以看出二维计算结果与平均半径处测量结果吻合较好, 使数值计算得到了一定程度的实验验证, 从而增强了数值模拟优化设计的可信度。

表 1 失速裕度的计算
Table 1 Calculation of stall margin

	c_{ad}/u_t	c_{as}/u_t	π_d	π_s	S. M./%
基准方案	0.5784	0.3709	1.009679	1.009822	55.95
分开方案	0.5783	0.3425	1.010727	1.009092	69.09
一体化方案	0.5783	0.3375	1.0106085	1.009202	71.57

表 2 出口导叶安装角的调节量
Table 2 Restagging of outlet guide vane

出口导叶所在周向角度位置/(°)	-63	-45	-27	-9	+9	+27	+45	+63
分开方案出口导叶安装角调节量/(°)	0	-3.5	-7.5	-15	+7.5	+3.75	+2.0	0
一体化方案出口导叶安装角调节量/(°)	0	-4.5	-9.0	-18.0	+12.0	+6.0	+3.0	0

3.2 吊架对压气机失速裕度的影响

失速裕度计算所用的级后总压是出口导叶后平均半径处总压周向分布的质量平均值, 计算结果见表 1。

可以看出, 吊架推迟了失速的起始, 扩大了稳定工作范围, 一体化方案失速裕度更大些。

3.3 调整出口导叶安装角的数值计算结果

Parry A B^[1], Chang H W D^[5], Cerri G^[7] 和 Yokoi S^[8] 的研究结果表明调整出口导叶安装角分布可以减弱吊架对流场的影响。我们调节吊架前方周向±72 范围的 8 个出口导叶安装角(见表 2, 逆时针方向为正), 对吊架分开和一体化两种方案分别进行数值计算, 图 7~图 9 是吊架两种方案下最好的两组安装角调整方案的计算结果。

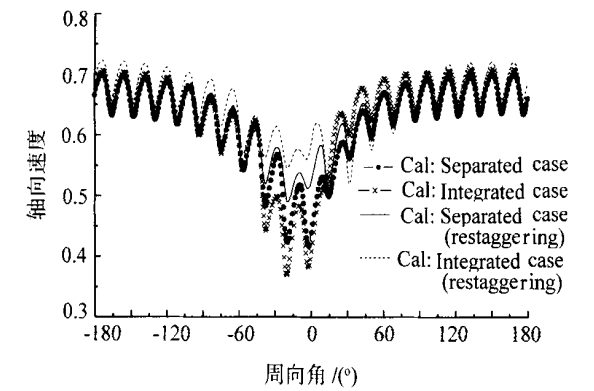


图 7 动叶出口轴向速度(c_a/u_{ap}) 计算结果
Fig. 7 Distributions of calculated nondimensional axial velocity (c_a/u_{ap}) at exit of rotor

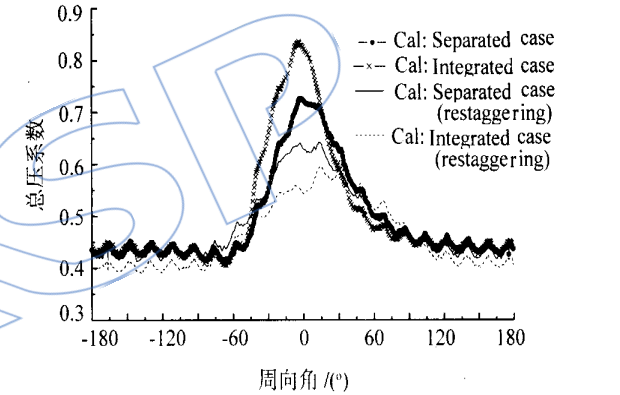


图 8 动叶出口总压系数($p_s - p_0$) / ($0.5 \rho u_{ap}^2$) 分布
Fig. 8 Distributions of total pressure coefficient ($p_s - p_0$) / ($0.5 \rho u_{ap}^2$) at exit of rotor

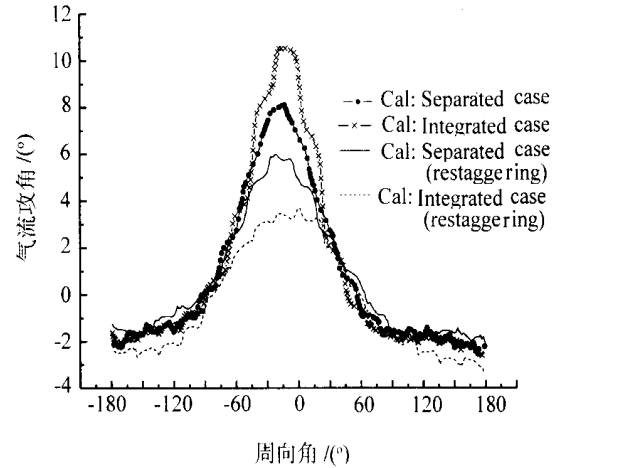


图 9 动叶进口气流攻角计算结果
Fig. 9 Distributions of calculated incidence at inlet of rotor

图 7 显示出口导叶安装角改变后动叶出口轴向速度在吊架前周向大约 $\pm 60^\circ$ 范围的不均匀部分明显减弱,图 8 显示了改变出口导叶安装角后总压周向分布的改善。可以预见转子叶片经受的周期性激振力也随之减小。

图 7,图 8 还显示改变出口导叶安装角造成的流动改善程度,一体化方案比分开方案要好。图 9 显示了动叶进口气流攻角分布的数值模拟结果,在出口导叶安装角改变前后,一体化方案气流阻塞区的最大气流攻角由 10° 减小到 4° ;而分开方案只从 8° 减小到 6° 。气流攻角减小将意味着流动损失的减小和失速裕度的增加。

4 结 论

(1) 吊架的存在改变了流量的周向分布,在周向形成一个大范围的轴向速度低、攻角大的区域,从而造成转子后总压高、损失大和静压高。要减弱吊架的影响,轴向速度沿周向的不均匀程度必须减小。

(2) 吊架对其前方有限角度范围的区域影响较大,这一区域出口导叶安装角的调整将会有效减弱吊架的影响。调整出口导叶安装角的数值模拟结果初步显示了适当改变吊架前方出口导叶的安装角可以很好的减弱吊架带来的影响。

参考文献:

- [1] O'Brien W F, Ng W F, Richardson S M. Calculation of Unsteady Fan Rotor Response Caused by Downstream Flow Distributions[R]. 1984, AIAA 84- 2282.
- [2] Nakamura Y, Isomura K, Kodama H. Rotor-Strut Interaction Noise of a Model Fan[R]. 1986, AIAA 86- 1871.
- [3] Taylor A C, Ng W F. Analytical Prediction of the Unsteady Lift on a Rotor Caused by Downstream Struts[R]. 1987,

ASME 87- GT- 145.

- [4] Ng W F, O'Brien W F, Olsen T L. Experimental Investigation of Unsteady Fan Interaction With Downstream Struts[R]. 1986, AIAA 86- 1870.
- [5] O'Brien W F, Jr. Reimers S L, Richardson S W. Interaction of Fan Rotor Flow With Downstream Struts[R]. 1983, AIAA 83- 0682.
- [6] Woodward R P, Balomin J R. Tone Generation by Downstream Rotor-Strut Interaction[J]. J. of Aircraft, 1984, 21(2): 135- 142.
- [7] Barber T J, Weingold H D. Vibratory Forcing Functions Produced by Nonuniform Cascades[J]. J. of Engineering for Power, 1978, 100(1): 82- 87.
- [8] Chang H W D, Turner M G. Compressor Blade Forced Response Due to Downstream Vane-Strut Potential Interaction[J]. Trans. ASME J. of Turbomachinery, 1996, 118(1): 134- 142.
- [9] Parry A B. Ideal Vane Stagger Patterns for a Coupled Fan Stage with Circumferentially Nonuniform Flow[R]. Rolls-Royce Report, 2000.
- [10] Shrinivas G N, Giles M B. OGV Tailoring to Alleviate Pylon-OGV-Fan Interaction[R]. 1995, ASME 95- GT- 198.
- [11] Kodama H, Nagano S. Potential Pressure Field by Stator/Downstream Strut Interaction[J]. Trans. 1988, ASME 88- GT- 54.
- [12] Cerri G, O'Brien W F. Sensitivity Analysis and Optimum Design Method for Reduced Rotor-Stator-Strut Flow Interaction[R]. 1988, ASME 88- GT- 310.
- [13] Yokoi S, Nagano S, Kakehi Y. Reduction of Strut Induced Rotor Blade Vibration With the Modified Stator Setting Angles[A]. International Symposium on Airbreathing Engines[C]. 5th Ed., Bangalore: India, 1981: 61- 1 to 61- 7.
- [14] 蒋浩康, 李雨春, 张洪等. 研究转子内流动的大尺寸轴流压气机实验装置和动态测量技术[J]. 航空动力学报, 1992, 7(1): 1- 8.