

进口导流叶排角度对轴流压气机总压畸变的影响

李成龙¹, 李 军¹, 强晓明², 李凡玉¹, 罗志煌¹

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038; 2. 93978 部队, 青海西宁, 810000)

摘要 对某三级轴流压气机, 利用三维欧拉方程建立模型, 采用体积力法进行计算仿真。研究分析 IGV(进口导流叶排)对压气机进气畸变的影响, 以及设计转速状态下改善畸变效果最好的 IGV 角度。计算结果表明: IGV 可以有效改善流场品质, 使压气机各截面的畸变参数都有所减小, 例如三级转子进口的畸变角度降低了 21.4%, 畸变强度降低了 10.2%; IGV 起到了很好的整流作用, 表现出了显著的减小畸变程度的能力; 随着 IGV 角度的增加, 畸变强度随之降低, 当 IGV 角度达到临界值后畸变强度反而开始增大; 设计转速下, IGV 临界角度为 45° 左右, 在此角度下改善畸变的效果最好。

关键词 IGV; 总压畸变; 畸变范围; 畸变强度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.06.004

中图分类号 V213.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)06-0013-05

Numerical Simulation on the Effect of Inlet Guide Vanes on An Axial Flow Compressor under Total Pressure Distortion

LI Cheng-long¹, LI Jun¹, QIANG Xiao-ming², LI Fan-yu¹, LUO Zhi-huang¹

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Unit 93978, Xining 810000, China)

Abstract: Based on three-dimensional Euler equation, a model of a certain three-stages compressor is established and calculated by adopting a method of body force. This paper mainly analyzes the effect of inlet guide vanes (IGV) on inlet distortion and the relation between IGV's angle and total pressure distortion in operation at the designed rotating speed. The result shows that IGV can improve the flow field and reduce the distortion parameter. The distortion range and the intensity are respectively reduced by 21.4% and 10.2% at the three stage rotor entrance. IGV has a favorable ability of rectification and anti-distortion. With the rise of IGV's angle, the distortion intensity gets lower, but it will come to increase while the IGV's angle reaches a certain value. Meanwhile, IGV will do the best with 45°.

Key words: inlet guide vanes; total pressure distortion; distortion range; distortion intensity

随着航空科学技术的发展, 军用飞机的飞行速度、高度不断提高, 机动性不断增加, 带来的大迎角、侧滑角使推进系统的进口流场进一步恶化, 特别是

由此导致的总压畸变, 对发动机的稳定性提出了更高的要求。在现代军用飞机涡扇发动机风扇压气机设计中, 通常均采用了进口导流叶排(IGV)。一方

收稿日期: 2013-01-10

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50906100)

作者简介: 李成龙(1989—), 男, 山东聊城人, 硕士生, 主要从事气动热理论与工程研究。

E-mail: ak47m116@163.com

面,通过IGV的调节对压气机实施扩稳;另一方面,采用IGV还可降低风扇压气机的畸变程度^[1-6]。本文基于文献[7]所获得的某三级压气机计算方法,建立了总压畸变的计算分析模型。通过数值模拟的方法分析了IGV对压气机总压畸变的影响,并研究了设计转速下改善总压畸变的最佳IGV角度。

1 数值模拟

1.1 几何模型

本文所采用的某三级压气机几何模型见图1。

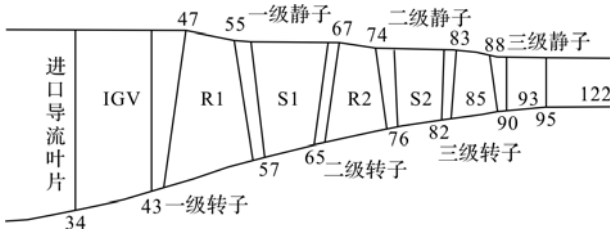


图1 几何模型

Fig.1 Geometry model

1.2 网格划分

模型分为3部分:上游管道、压气机和下游管道。在计算区域内,周向网格数61,径向网格数13个,都为均匀网格,见图2。可适当增加周向和径向的网格来提高计算精度。轴向为非均匀网格,压气机处网格较密以提高计算精度,网格数122,见图3。

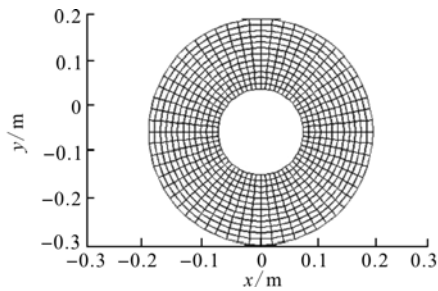


图2 径向与周向网格划分

Fig.2 Sketch of grid in radial and circle

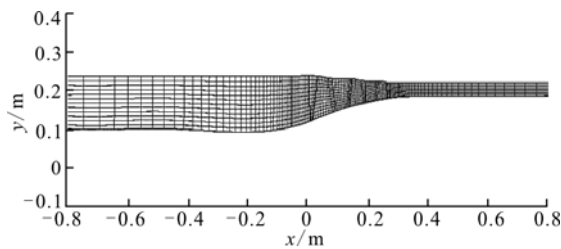


图3 轴向网格划分

Fig.3 Sketch of grid in axial

因此模型在轴线方向上划分为122个截面,其中:1截面为模型进口,34、43截面为IGV进口和出口,47、55截面为一级转子进口和出口,57、65截面为一级静子进口和出口,67、74截面为二级转子进

口和出口,76、82截面为二级静子进口和出口,83、88截面为三级转子进口和出口,90、95截面为三级静子进口和出口,122截面为模型出口。

1.3 控制方程

压气机进口管道和出口管道中流体的控制方程为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial \theta} + \frac{\partial H}{\partial r} = J \quad (1)$$

叶片通道内的控制方程:

$$\left\{ \frac{\partial}{\partial t} + \Omega \frac{\partial}{\partial \theta} \right\} U + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial H}{\partial r} = J + K \quad (2)$$

容腔和节流阀中流体的控制方程:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\lambda p}{\rho V_{\text{plenum}}} (m_c + m_r) \quad (3)$$

以上各控制方程的符号解释具体详见文献[7]。

1.4 边界条件

模型的进口与出口为标准一维线性边界条件,出口节流阀的控制方程每计算一步更新一次计算区域的出口静压值。

2 畸变的定量描述

2.1 畸变范围

畸变范围即在某一截面上,产生畸变的低压区的范围:

$$\theta^- = \theta_2 - \theta_1 \quad (5)$$

式中: θ^- 为畸变范围; θ_1 为畸变起始的角度; θ_2 为畸变终止的角度,见图4。

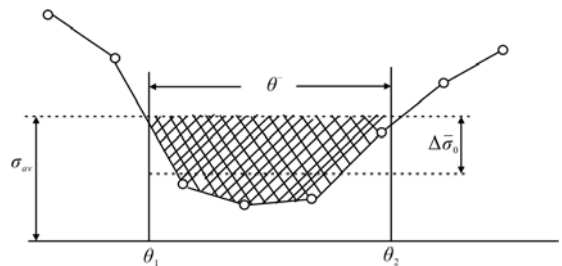


图4 低压区的周向分布

Fig.4 Distribution of low pressure

2.2 畸变强度

畸变强度是指畸变的低压区参数值与平均值的差别,或者高、低参数值之间的差别:

$$\Delta \bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \quad (5)$$

式中: σ_0 为低压区内的平均总压恢复系数,即低压区内平均总压与进气道未扰动气流总压之比; σ_{av} 为发动机进口气动截面平均总压恢复系数^[6]。

3 计算结果及分析

3.1 IGV 对压气机总压畸变的影响

为计算 IGV 对进气畸变的影响,在设计转速下,设置进口为 60° 全叶高的总压畸变,低压区的总压比未畸变区的总压低 20%。分别在有/无 IGV 2 种情况下进行仿真分析。

有/无 IGV 2 种情况下的各转子进口压力分布见图 5。

由图 5 可知,无 IGV 时总压畸变的扩散比较严重;有 IGV 时,气流总压畸变的扩散明显受限,压力分布也更加均匀,IGV 起到了很好的整流作用。

60° 总压畸变时低压区各截面在轴向上的分布情况见图 6。

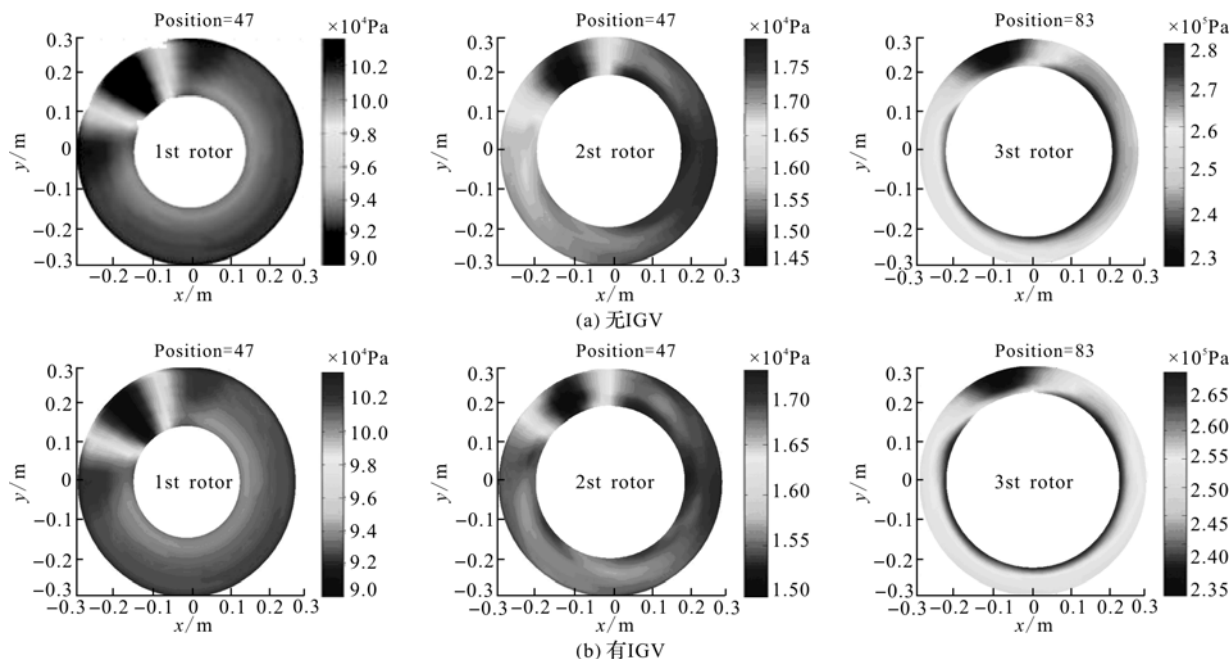


图 5 60° 总压畸变时各截面的压力分布

Fig. 5 Distribution of total pressure in sections, under 60° total pressure distortion

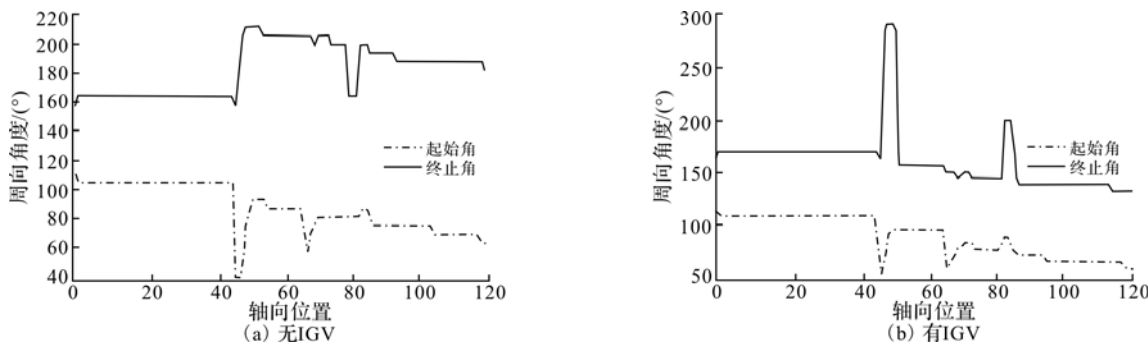


图 6 60° 总压畸变时低压区各截面在轴向上的分布情况

Fig. 6 Distribution of low pressure area in axial, under 60° total pressure distortion

由图 6 可知,IGV 的存在使得第一级转子前畸变区起始角明显上升,但经过第一级转子后又剧烈下降。这是由于 IGV 促进了气流的预旋,使第一级转子前的畸变区范围扩大,其终止角明显上升,但畸变区的强度明显降低,经过转子后终止角急剧下降。对比图 6(a)与图 6(b),表明 IGV 具有较强的抗畸变能力^[8]。

畸变范围与畸变强度在轴向上的分布如图 7 所示。从图中可以看出,相比于无 IGV 时的情况,有 IGV 时,整个区域特别是压气机区域的畸变角度、畸变强度显著降低。其原因是,气流流经 IGV 后产生预旋,使进入转子时的攻角减小,抑制气流分离现象,改善了压气机工况。各级转子进口截面具体畸变参数的变化情况见表 1。

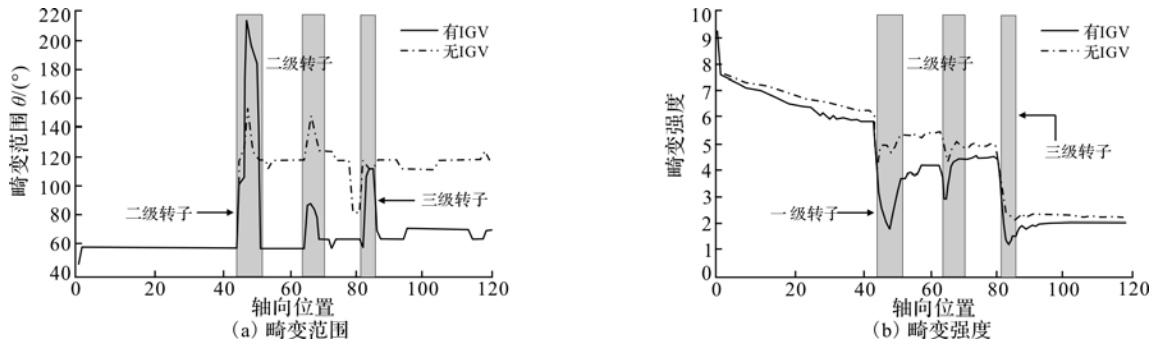


图 7 60°总压畸变时畸变参数的轴向分布

Fig. 7 Distribution of distortion parameter in axial, under 60° total pressure distortion

表 1 有 IGV 前后各级转子进口畸变参数的变化

Tab. 1 Change of distortion parameter in sections, with/without IGV

	畸变角度/(°)			畸变强度		
	无 IGV	有 IGV	变化率	无 IGV	有 IGV	变化率
一级转子	60	60	0	5.95	5.63	-5.4%
二级转子	120	60	-50.0%	5.25	3.83	-27.0%
三级转子	84	66	-21.4%	4.71	4.23	-10.2%

综上可知,流经压气机气流的畸变程度明显降低,IGV 在改善压气机总压畸变方面起到了显著的作用。

3.2 不同 IGV 角度对改善畸变的效果

工程应用中,低压压气机进口导流叶片角度根据高压压气机转子的换算转速通过液压机械调节系统进行调节,以保证低压压气机能稳定工作。

为研究设计转速下 IGV 角度对进气畸变的影响,在设计转速下,设置进口为 60°全叶高的总压畸变,低压区的总压比未畸变区的总压低 20%。以 IGV 角度为变量进行仿真分析。

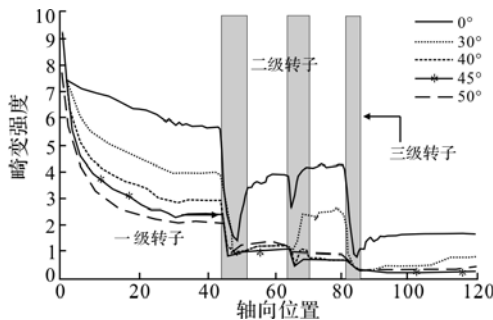


图 8 不同 IGV 角度下畸变强度的轴向分布

Fig. 8 Distribution of distortion intensity in axial, with different IGV angle

不同 IGV 角度下畸变强度的轴向分布见图 8。设计转速下,随着 IGV 角度的增加,压气机段的畸变强度显著降低,当达到一定临界值时,压气机段的畸变强度反而增加。这是因为:开始时 IGV 角度的增加使转子叶片气流正攻角减小,减缓叶背的气流分离现象(见图 9(a)~图 9(b)),畸变强度降低;当达到最佳值后,随着 IGV 角度继续增加,正攻角变

为负攻角,负攻角的继续减小导致了叶盆的气流分离现象(见图 9(c)~图 9(d)),因而增大了压气机的畸变强度。

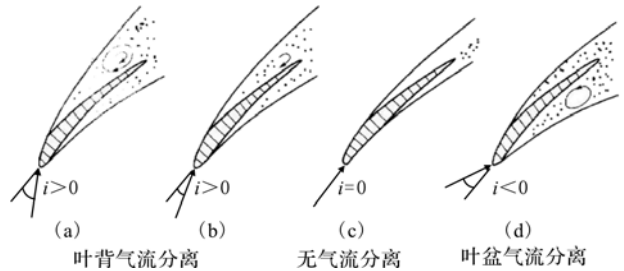


图 9 不同攻角下的气流分离情况

Fig. 9 Separation with different attack angle

仿真结果得出,在设计转速下,IGV 临界角度在 45°左右,在此角度附近对改善压气机的畸变情况效果最好。而在实际工程应用中,考虑到工作余量,取值会小一些。例如,某型涡扇发动机的 IGV 角度可调范围临界值设为 40°。

4 结论

本文通过数值模拟,对 IGV 与压气机总压畸变的关系进行了研究,得出如下结论:

- 1) IGV 可以通过改变转子气流攻角使畸变参数(畸变范围和畸变强度)降低,有效改善了压气机的总压畸变程度,表现出显著的抗畸变性。
- 2) 随着 IGV 角度的增加,压气机段的畸变强度显著降低。当达到一定临界值后,IGV 角度的增加反而会使压气机段的畸变强度增加。在临界 IGV 角度附近时,IGV 的抗畸变效果最好。

参考文献(References):

- [1] 吴虎, 黄健, 高双林. 进口导流叶排对轴流压气机级畸变响应特性影响[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 40-43.
WU Hu, HUANG Jian, GAO Shuanglin. Effect of inlet guide vanes on response of an axial flow compressor to steady circumferential pressure distortions [J]. Journal of propulsion technology, 2006, 27(1): 40-43. (in Chinese)
- [2] Marshall J G. Prediction of low engine order Inlet distortion driven response in a low aspect ratio fan [R]. ASME 2000-GT-0374.
- [3] Hah C, Rabe D C, Sullivan T J, et al. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor [J]. ASME journal, turbomach, 1998, 120: 233-246.
- [4] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center [R]. AIAA 2003-3800.
- [5] Hall E J. Performance prediction of end wall treatment fan rotors with inlet distortion[R]. AIAA 96-2024.
- [6] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
LIU Daxiang, YE Peiliang, HU Jun, et al. Stability project and assessment of aero-gas turbine [M]. Beijing: Aviation industry press, 2004. (in Chinese)
- [7] Yifang Gong. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multistage compressors [D]. Massachusetts: Massachusetts institute of technology, 1999.
- [8] 黄健, 吴虎, 杜文海. 45°周向压力畸变对轴流压气机影响的实验研究和机理分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 460-464.
HUANG Jian, WU Hu, DU Wenhai. Experimental investigation and analysis of an axial compressor stage with 45° circumferential inlet pressure distortion [J]. Journal of aerospace power, 2007, 22(3): 460-464. (in Chinese)
- [9] 吴虎, 斯日古楞, 高双林. 带导流叶排的轴流压气机级叶尖处理机匣容畸变特性[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 620-624.
WU Hu, SIRI Guleng, GAO Shuanglin. Effect of casing treatment on the response to steady circumferential pressure distortions of an axial flow compressor with inlet guide vanes [J]. Journal of aerospace power, 2005, 20(4): 620-624. (in Chinese)
- [10] 吴虎, 黄健, 贾海军. 风扇级负荷对其进口总压畸变响应特性影响研究[J]. 航空动力学报, 2006, 24(1): 102-105.
WU Hu, HUANG Jian, JIA Haijun. Exploring attenuation of steady circumferential pressure distortion of axial flow compressor with axial fan stage [J]. Journal of northwestern polytechnical university, 2006, 24(1): 102-105. (in Chinese)

本刊相关链接文献:

- [1] 江勇, 陈戈, 孔卫东, 梅飞, 郑铁军. 某型航空发动机对插板式进气畸变的响应[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2011, 12(3): 1-5.
- [2] 程邦勤, 王旭, 陶增元. 进气总压畸变对某型涡扇发动机性能的影响[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2004, 5(4): 4-7.
- [3] 江勇, 张发启, 张百灵, 等. 基于实验的插板式进气畸变稳态压力场估计[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2007, 8(2): 1-3.
- [4] 江勇, 张百灵, 孔卫东. 航空发动机插板式进气压力畸变紊流度分布[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2008, 9(1): 1-4.
- [5] 张百灵, 李军, 江勇, 等. 某单级压气机对组合畸变响应特性的数值模拟[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2009, 10(2): 1-4.
- [6] 张百灵, 刘超, 李军, 等. 某多级压气机畸变传递过程中相关参数影响研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2010, 11(1): 1-4.
- [7] 张百灵, 桑增产, 李军, 等. 吸波导流体对某型涡扇发动机性能的影响[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2004, 5(2): 16-19.

(编辑: 徐敏)