

畸变强度对压气机气动性能影响研究

王艳华,胡庆森,王忠义,王 萌

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要:以 Stage 35 为研究对象,采用商业软件 ANSYS CFX 开展了进气总压畸变对压气机性能影响的数值模拟研究。在 70% 叶高处安装插板式畸变模拟器,改变插板位置,得到 3 种不同的进气总压畸变。计算结果表明:当插板与动叶的距离分别为 42,32 和 22 cm 时,压气机压比分别下降了 3.45%、3.66% 和 4.51%;效率则依次降低了 5.10%、5.12% 和 6.95%;稳定裕度降低了 25%、26.11% 和 26.62%;总压畸变会显著影响压气机内部流动,改变动叶进气角,导致动叶尾缘分离区域增大,尾迹损失增大;进口总压畸变度越大,压气机总压比下降越多,整机绝热效率越低,稳定工作裕度越小。

关 键 词:压气机;总压畸变;插板;气动性能;数值模拟

中图分类号:V231.3 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.09.014

[引用本文格式]王艳华,胡庆森,王忠义,等.畸变强度对压气机气动性能影响研究[J].热能动力工程,2021,36(9):110-116. WANG Yan-hua, HU Qing-sen, WANG Zhong-yi, et al. Study on the influence of distortion intensity on the aerodynamic performance of compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 110-116.

Study on the Influence of Distortion Intensity on the Aerodynamic Performance of Compressor

WANG Yan-hua, HU Qing-sen, WANG Zhong-yi, WANG Meng

(School of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001)

Abstract: Taking Stage 35 as the research object, the commercial software ANSYS CFX was used to numerically simulate the influence of the total pressure distortion of air intake on the aerodynamic performance of the compressor. In the calculation, a plug-in plate distortion simulator was installed at 70% of the blade height, and the position of the plug-in plate was changed to obtain three different total pressure distortions of air intake. The calculation results show that when the distortion simulator is 42 cm, 32 cm and 22 cm away from the rotor blade, the pressure ratios of compressor were decreased by 3.45%, 3.66% and 4.51% respectively; the efficiencies were decreased by 5.10%, 5.12% and 6.95% respectively; the stability margins were reduced by 25%, 26.11% and 26.62%. This means total pressure distortion will significantly affect the internal flow of the compressor, the inlet flow angle of rotor blade changes, leading to an increase in the separation area of the trailing edge of the rotor blade and an increase in wake loss. The greater the degree of inlet total pressure distortion is, the more the total pressure ratio of the compressor decreases, the lower the adiabatic efficiency of the whole machine is, and the smaller the margin for stable operation is.

Key words: compressor, total pressure distortion, plug-in plate, aerodynamic performance, numerical simulation

收稿日期:2021-04-13;修订日期:2021-05-07

基金项目:国家科技重大专项(2017-I-0007-0008;2017-V-0002-0051);黑龙江省优秀青年基金项目(YQ2019E015)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-I-0007-0008, 2017-V-0002-0051); Outstanding Youth Foundation of Heilongjiang Province(YQ2019E015)

作者简介:王艳华(1987-),男,河北衡水人,哈尔滨工程大学讲师。

通讯作者:王忠义(1982-),男,吉林榆树人,哈尔滨工程大学教授。

引 言

压气机是燃气轮机的核心部件,在一般情况下压气机效率变化 1%,将使燃气轮机效率变化 1.8%~3%^[1]。而压气机的进气畸变则对压气机的气动性能有着巨大的影响,会使压气机提前进入失稳状态。在众多的进气畸变类型中,总压畸变对压气机的气动性能有较大的影响^[2]。

进气畸变是由 Harry^[3] 在 1955 年提出,平行压气机、幅频响应等模型^[4-6]极大地促进了畸变问题的研究。Hale 等人^[7]提高了数值模拟非定常求解的效率。目前,研究总压畸变通常采用插板法^[8]。徐佳汇等人^[9]研究了改变局部导叶安装角制造不均匀来流的可行性。张皓光等人^[10]对数值模拟计算过程中简化边界条件、减少网格数量进行了深入研究。张兴发等人^[11]通过数值模拟确定畸变会影响压气机稳定边界。都昆^[12]用全周非定常数值模拟的方法对某轴流压气机进行了研究,随着插板深度的增加压气机的质量流量与效率下降。孙鹏等人^[13]采用三维非定常数值模拟的方法对周向畸变与等面积的插板进气畸变进行了研究,畸变引起流道内气流分离,且分离结构与流道相对畸变的周向位置密切相关。

目前国内对插板进气畸变的研究主要集中在改变插板的大小或改变插板的周向位置,对插板在不同的轴向位置的研究较少。为进一步探究不同的轴向位置处总压畸变对压气机气动性能的影响,本文以单级轴流压气机 stage 35 为研究对象,利用周期性边界条件,采用单通道三维数值模拟的方法,对总压畸变条件下压气机气动性能的变化进行研究分析。

1 数值模拟方法

1.1 压气机参数

Stage 35 设计参数如表 1 所示。详细参数参考文献[14]。图 1 为计算模型示意图。

1.2 网格划分与边界条件

图 2 为模型网格示意图,计算域网格划分采用

HOH 型网格结构。为确保叶片表面 y^+ 值小于 1,在叶片表面网格进行加密处理,设置第 1 层网格距壁面高度为 13 μm 。边界条件:转速分别为设计转速的 100%、90% 和 80%;压气机入口处总压 101 325 Pa,总温 288 K;压气机出口处给定背压;湍流模型为 $k-\varepsilon$ 模型。

表 1 stage 35 设计参数
Tab. 1 Design parameters of Stage 35

设计参数	数值
动叶片数量	36
静叶片数量	46
转速/ $\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$	17 188
总压比	1.82
绝热效率	0.83
流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	20.19

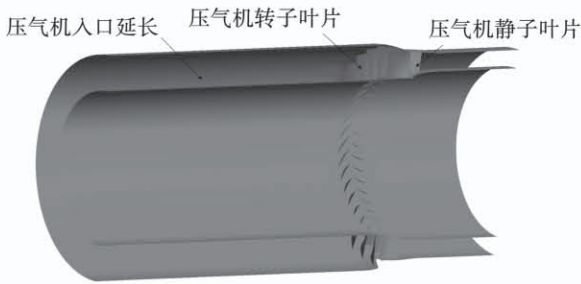


图 1 计算模型示意图
Fig. 1 Diagram of Stage 35

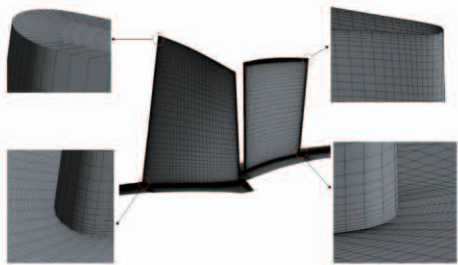


图 2 模型网格
Fig. 2 Grids of model

分别对网格数为 41 万、95 万、201 万及 314 万的模型进行无关性验证,验证结果如图 3 所示。当网格数少于 201 万时,验证结果与实验值相差较多。当网格数多于 201 万时即可准确的模拟流场,故确定网格总数为 201 万。

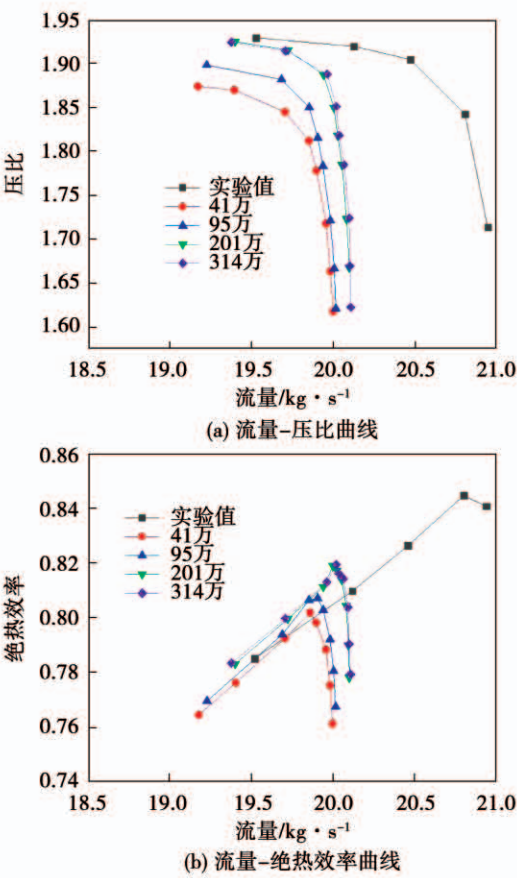


图 3 网格无关性验证曲线

Fig. 3 Curves of grid irrelevant verification

1.3 总压畸变模拟

采用插板法模拟进气总压畸变。在入口延长段内增加一个圆环形插板对工质流动产生干扰,模拟总压畸变。插板在动叶前的进气道内的安装位置如图 4 所示。

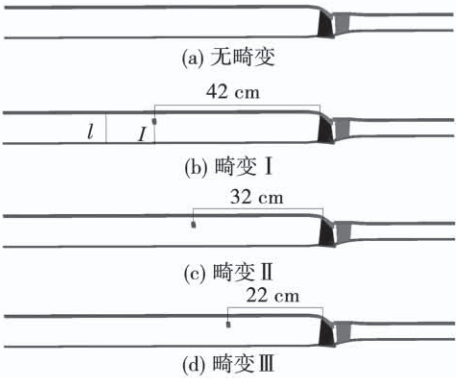


图 4 插板位置示意图

Fig. 4 Diagram of plug-in plate position

当插板与转子叶片前缘距离分别为 42, 32 和 22 cm 时,将进气条件命名为畸变 I, 畸变 II 及畸变 III。为方便表述分别将不同转速下的进气条件简记为畸变-转速百分比。例如,0~100% 表示进气无畸变,转速为 100%。

将 S 记为插板的遮挡面积系数,定义为:

$$S = \frac{S_1}{S_0} \times 100\% \tag{1}$$

式中: S_1 —插板面积; S_0 —进气道面积; S 的值为 10.8%, 且插板被安装高度 l 与进气延长段的高度 L 的比值为 70%。

2 计算结果及分析

对压气机进行 100%, 90%, 80% 设计转速下的数值模拟计算。图 5 为压气机的特性曲线。转速相同时,不同进气条件下,压气机的流量压比曲线以及流量绝热效率曲线的变化趋势相同。随着畸变度的增加,压气机的压比和绝热效率不断下降,进气量不断减小。

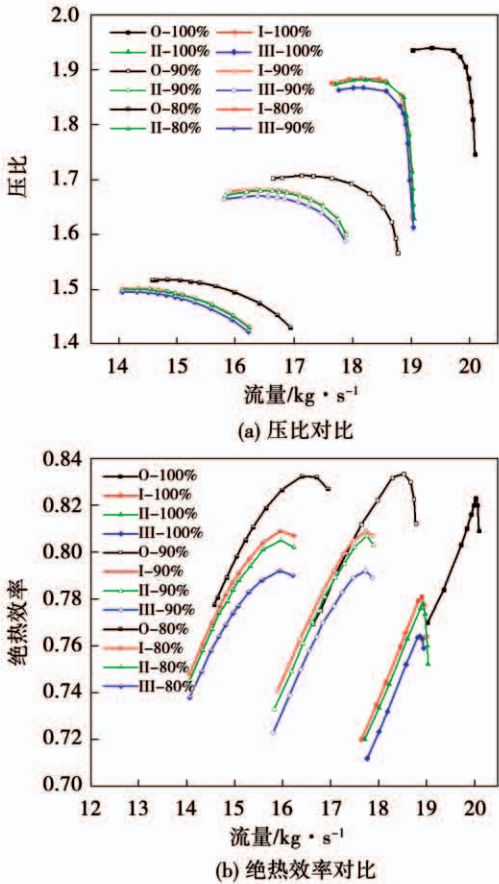


图 5 压气机性能对比曲线

Fig. 5 Comparison curves of compressor performance

由图 5 可知,在压气机 100% 转速时,不同进气畸变强度下压气机特性曲线的差距最为明显。

将 D_{p^*} 记为压气机入口截面处的总压畸变度,其计算式为:

$$D_{p^*} = \frac{P_{\max} - P_{\min}}{P_{AV}} \tag{2}$$

式中: $P_{\max}$ 、 $P_{\min}$ 与 P_{AV} —截面处总压的最大值、最小值与压气机进口截面的平均总压值。

图 6 为不同畸变强度时压气机入口处的总压云图。在无进气畸变时截面总压分布均匀,总压值无明显变化。增加畸变后压气机入口处的总压值降低且分布变得紊乱,在压气机入口管道高度的 70% 处总压变化最为明显。在无畸变 O 与畸变 I、II、III 的条件下压气机进口截面的平均总压值依次为 101 323,97 634,97 932 和 98 731Pa。其对应的总压畸变度 D_{p^*} 值依次为 4.66%,16.98%,17.57% 和 27.31%。畸变条件下压气机入口截面处的总压畸变度大幅度上升。且由畸变 I 到畸变 III,压气机进口截面处低压区域面积持续增大,总压畸变度增幅较大,截面平均总压值有小幅度上升,总压变化越发明显:低压区面积逐渐增大,压力变化梯度增大,低压区的面积增加且总压分布更加紊乱。

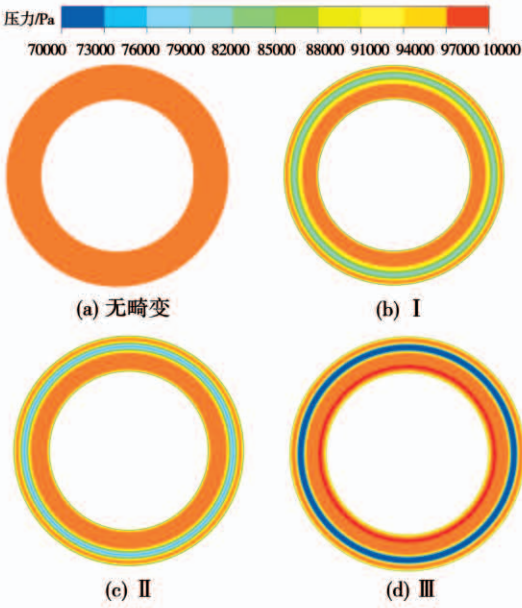


图 6 压气机入口截面总压分布
Fig.6 Total pressure distribution at the inlet section of compressor

图 7 为压气机入口截面沿展向的无量纲总压分布。无畸变时,在轮毂与机匣处受壁面的影响,总压值有所降低;增加畸变后,压气机入口处流场变得紊乱,壁面处的总压损失增加,且在 h/H 为 0.7 处总压大幅度降低。畸变 I 的发生位置距压气机入口处较远,畸变充分发展使得总压完全低于无畸变工况。由于畸变 II 与畸变 III 的发生位置距压气机入口较近,畸变未能充分发展,使得展比 0.15~0.5 之间的流场未受影响。但随着畸变发生位置向压气机入口靠近,在展比 0.7 处的总压损失随之增加。

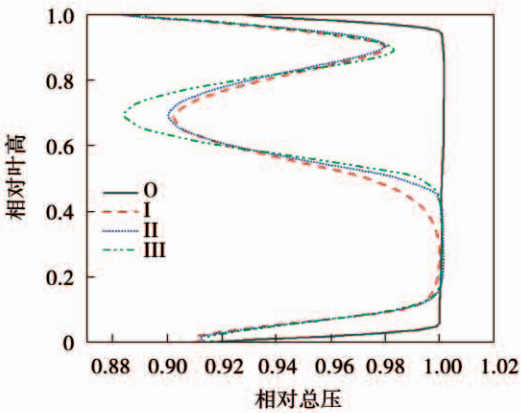


图 7 压气机入口相对总压分布
Fig.7 Total pressure distribution at the inlet of compressor

不同畸变度时压气机数值计算数据如表 2 所示。结合图 5 和表 2 中列出的畸变前后压气机性能变化数据可以看出,畸变 I 时压比下降了 3.45%;但由畸变 I 到畸变 III,压比下降仅减小了 1.06%。同样总压畸变度越强大,压气机的绝热效率下降越严重。畸变 I 与畸变 II 时,压气机的绝热效率下降分别为 5.10% 和 5.12%,但增加到畸变 III 时,绝热效率下降 6.95%。

转换流量与压气机稳定裕度计算式为:

$$m_{cor} = m \frac{101325}{p^*} \cdot \sqrt{\frac{T^*}{288.15}} \tag{3}$$

$$S_m = \left[\left(\frac{\pi^*}{m_{cor}} \right)_s \cdot \left(\frac{m_{cor}}{\pi^*} \right)_\eta - 1 \right] \times 100\% \tag{4}$$

式中: m_{cor} —转换流量; T^* 、 p^* 与 π^* —压气机入口处总温、总压与总压比;下标 s、 η —失速边界点、工作点。

表 2 压气机性能衰退对比

Tab.2 Comparison of compressor performance degradations

名称	O			I			II			III		
	流量/kg·s ⁻¹	压比	绝热效率	流量/kg·s ⁻¹	压比	绝热效率	流量/kg·s ⁻¹	压比	绝热效率	流量/kg·s ⁻¹	压比	绝热效率
模拟结果	19.98	1.89	0.82	18.90	1.82	0.78	18.92	1.82	0.78	18.91	1.80	0.76
衰退率/%	-	-	-	5.41	3.45	5.10	5.31	3.66	5.12	5.36	4.51	6.95

无进气畸变与 3 种畸变条件下的稳定裕度分别为 17.12% ,12. 84% ,12. 65% 和 12. 56%。畸变 I 时,压气机稳定裕度下降了 25.00% ,当畸变度增加为 27.31% 时,稳定裕度下降了 26.62%。结合图 5 (a)可以看出,总压畸变条件下压气机近堵塞点与近失速点之间的流量差不断减小。总压畸变条件下压气机稳定裕度大幅度降低,且畸变度越大,压气机稳定裕度越小。

图 8 为压气机转子叶片不同叶高处进气角分布曲线。图 9 为动叶尾缘处的速度矢量图。在无畸变进气条件下,进气角沿展比方向先减小而后平稳增大。相比于无进气畸变,增加畸变后叶根处进气角的减小幅度减小,并且在展比 0.7 处进气角急剧增加。对比图 9 看出,无畸变进气条件下,叶片表面形成一定厚度的边界层,动叶尾缘处速度矢量分布均匀;增加进气畸变后尾缘处出现流动分离,壁面处的湍流度增加形成湍流区,且随着畸变度的增加尾缘的湍流区增大。畸变条件下工质受畸变扰动器的影响流动变得紊乱,增大了工质在流动过程中的能量损失。同时,动叶的进气攻角发生改变,降低了压气机的做功能力,畸变度越大,压气机效率下降越多。

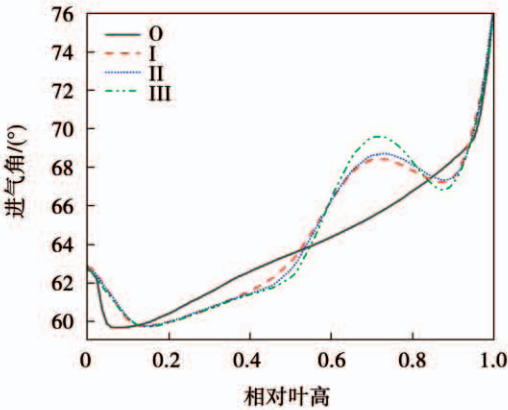


图 8 压气机进口气流角
Fig.8 Inlet flow angle of compressor

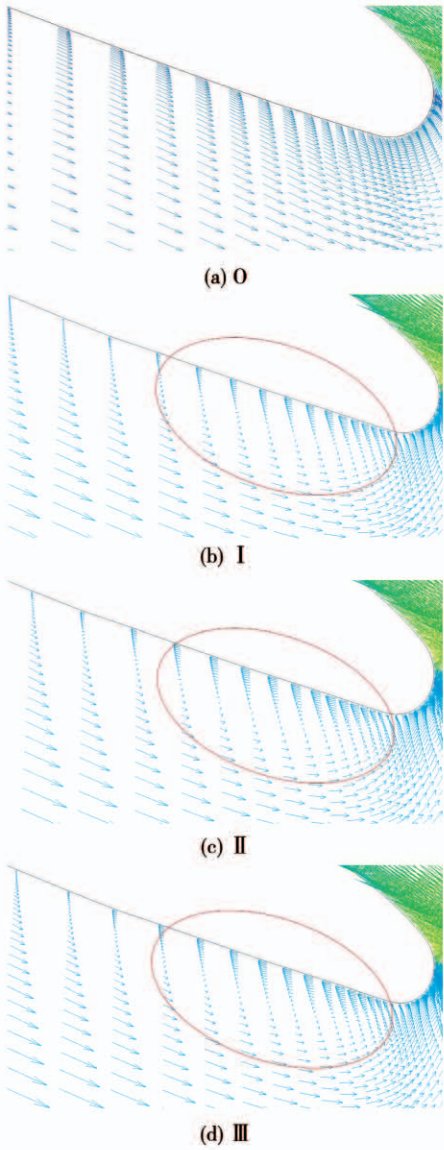


图 9 速度矢量图
Fig.9 Diagram of velocity vector distribution

图 10 为压气机叶顶间隙泄漏流示意图。压气机存在叶顶泄漏流,在总压畸变的条件下进气攻角的改变导致泄漏加剧,且随着畸变度的增强泄漏加剧,使得压气机内部流场损失增大,效率及稳定裕度降低。

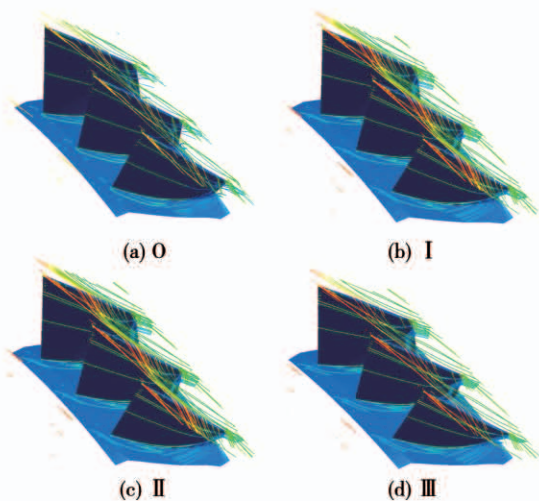
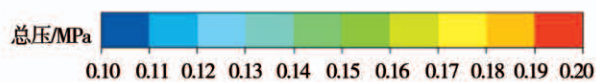


图10 压气机叶顶泄漏流

Fig. 10 Compressor tip leakage flow

图11为压气机70%叶高处总压分布云图。无畸变进气与3种畸变条件下同一叶高截面处的总压变化规律是相似的。当工质流经动叶时,总压急剧上升并在动叶叶背尾缘处达到最大值,在工质流经静叶时总压降低。对比图11(a)、图11(b)可以看出,与均匀进气相比,在同一叶高截面处增加总压畸变后压气机进气道内总压明显降低,动叶尾缘处总压明显降低,静叶尾缘处的总压损失增大。



(a) O

(b) I

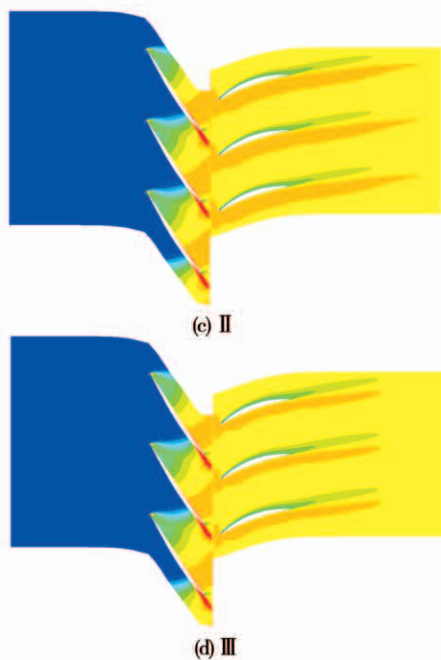


图11 总压云图

Fig. 11 Cloud chart of total pressure

对比图11(a)~图11(c)可以看出,随着畸变度的增加,工质在流经动叶时总压值减少,动叶对工质的做功减小,工质流经静叶的尾缘处时工质总压损失越大,工质在流动过程中总压损失越大。

3 结 论

以 Stage 35 为研究对象,对无畸变与3种不同总压畸变进气条件进行了数值模拟计算,并对其效率最高点的工况进行内部流场分析,得出如下结论:

(1) 畸变扰动器与压气机进口越近,压气机入口处畸变度越大,畸变对工质流动影响越大。当插板与动叶的距离分别为42,32和22 cm时,畸变度依次为16.98%,17.57%和27.31%。

(2) 压气机入口前增加总压畸变之后,气动性能下降。内部流场受其影响发生扰动,动叶进气角发生改变,尾缘处分离区域增大,尾迹损失增大,进而导致压比下降,绝热效率下降,进气量减少。

(3) 压气机入口处总压畸变度越大,压气机气动性能越差,做功能力越低,导致总压比越低,绝热效率越低。与无畸变进气条件相比畸变度依次为16.98%,17.57%和27.31%时,对应压比依次降低

了 3.45%、3.66% 和 4.51%；绝热效率则依次降低了 5.10%、5.12% 和 6.95%。

(4) 压气机入口处总压畸变度越大,压气机吸气量越小,做功能力越低,压气机稳定裕度越小。与自然进气条件下相比,压气机入口处总压畸变度为 16.98% 与 27.31% 时,稳定裕度分别降低了 25.00%、26.62%。

参考文献:

- [1] 刘光宇. 船舶燃气轮机装置原理与设计[M]. 哈尔滨: 哈尔滨船舶工程学院出版社,1992.
LIU Guang-yu. Principle and design of marine gas turbine equipment[M]. Harbin: Harbin Institute of Shipbuilding Engineering Press,1992.
- [2] 孙 鹏. 总压畸变对跨声速风扇流场结构影响的全流道数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学,2007.
SUN Peng. All annulus numerical simulation of total pressure distortion effect in a transonic fan[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2007.
- [3] HARRY III D P, LUBICK R J. Inlet-air distortion effects on stall, surge, and acceleration margin of a turbojet engine equipped with variable compressor inlet guide vanes [R]. NACA RM E54K26,1955.
- [4] PEARSON H, MCKENZIE A B. Wakes in axial compressors[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63 (583): 415 - 416.
- [5] CARTA F O. Analysis of unsteady aerodynamic effects on an axial-flow compressor stage with distorted inflow[R]. Purdue University Lafayette in Project Squid Headquarters,1972.
- [6] MELICK J H C. Analysis of inlet flow distortion and turbulence effects on compressor stability[R]. NASA - CR - 114577,1973.
- [7] HALE A, O'BRIEN W. A three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery,1998,120(3):12.
- [8] 刘大响,叶培梁. 俄罗斯的发动机进口流场畸变评定指南[J]. 燃气涡轮试验与研究,1994(3):1 - 10.
LIU Da-xiang, YE Pei-liang. Guidelines for assessment of flow field distortion in Russian engine inlet[J]. Gas Turbine Experiment and Research,1994(3):1 - 10.
- [9] 徐佳汇,孙 鹏,滕礼志,等. 压气机静叶栅流场畸变试验可行性探索及流场分析[J]. 热能动力工程,2016,31(8):24 - 30,121 - 122.
XU Jia-hui, SUN Peng, TENG Li-zhi, et al. Feasibility research of compressor stator cascade test with distorted inlet and flow field analysis[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2016,31(8):24 - 30,121 - 122.
- [10] 张皓光,安 康,谭 锋,等. 不同范围进口畸变对亚声轴流压气机的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(4):776 - 784.
ZHANG Hao-guang, AN Kang, TAN Feng, et al. Influence of inlet distortion of different ranges on subsonic axial-flow compressor [J]. Journal of Aeronautics,2018,33(4):776 - 784.
- [11] 张兴发,李 军,宋国兴,等. 轴流压气机插板式进气畸变数值仿真[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1153 - 1165.
ZHANG Xing-fa, LI Jun, SONG Guo-xing, et al. Numerical simulation on flat baffle inlet distortion of axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(5):1153 - 1165.
- [12] 都 昆. 总压畸变对超声速压气机流场结构影响的机理探索[D]. 大连: 大连海事大学,2012.
DU Kun. Mechanism research of total pressure distortion effects on the flow structure in a supersonic compressor[D]. Dalian: Dalian Maritime University,2012.
- [13] 孙 鹏,高海洋,都 昆,等. 两种形式总压畸变对超声速压气机流场影响的数值研究[J]. 工程热物理学报,2013,34(5):830 - 835.
SUN Peng, GAO Hai-yang, DU Kun, et al. Numerical study of a supersonic compressor with two forms of inlet total pressure distortion[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013,34(5):830 - 835.
- [14] REID L, MOORE R D. Design and overall performance of four highly loaded, high speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA - TP - 1337,1978.

(姜雪梅 编辑)