

工业燃气轮机进气室设计参数对压气机进气均匀性影响的数值研究

丁 骏,王宏泽,彭志胜,隋永枫

(杭州汽轮动力集团有限公司,浙江 杭州 310022)

摘 要:为了降低径向进气室对压气机通流性能的影响,通过三维数值仿真对进气室的设计参数进行了研究。首先,量化评价了不同的进气室平直段子午型线对压气机进气均匀性的影响,然后对进气室支板与平直段支撑筋之间的相对角度进行了研究。研究表明:压气机的通流裕度对进气室平直段的型线较为敏感,需要谨慎修型以确保通流性能不会衰减;进气室平直段型线的改型主要诱发压气机进口径向叶尖的旋流畸变;而进气室支板与平直段支撑筋之间相对角度的改变对压气机进口的周向叶根畸变略有影响,支板与支撑筋重合会导致进气室的压损增加,压气机的喘振裕度略有下降,建议支板与支撑筋错开一定角度。

关 键 词:工业燃气轮机;进气室;轴流压气机;进气均匀性

中图分类号:TH453 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2022.02.008

[引用本文格式]丁 骏,王宏泽,彭志胜,等.工业燃气轮机进气室设计参数对压气机进气均匀性影响的数值研究[J].热能动力工程,2022,37(2):55-62. DING Jun, WANG Hong-ze, PENG Zhi-sheng, et al. Numerical study on the influence of industrial gas turbine intake chamber design parameters on compressor intake uniformity[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(2): 55-62.

Numerical Study on the Influence of Industrial Gas Turbine Intake Chamber Design Parameters on Compressor Intake Uniformity

DING Jun, WANG Hong-ze, PENG Zhi-sheng, SUI Yong-feng

(Hangzhou Turbine Power Group Co., Ltd., Hangzhou, China, Post Code: 310022)

Abstract: In order to reduce the impact of radial intake chamber on the aero-performance of the compressor, the design parameters of the intake chamber were studied by three-dimensional numerical simulation. Firstly, the influence of different meridian profiles of the intake chamber straight section on the compressor intake uniformity was quantified, then the relative angle between the diaphragm in the intake chamber and the struts in the intake chamber straight section was studied. The results show that the surge margin of the compressor is sensitive to the profile of the intake chamber straight section, so it is necessary to carefully modify the profile to ensure that the aero-performance will not decrease. The profile modification of the intake chamber straight section mainly induces the swirl distortion of the radial tip at the compressor inlet. And the change of relative angle between the diaphragm in the intake chamber and the struts in the intake chamber straight section has a slight influence on the circumferential blade root distortion. The overlap between the diaphragm and the struts will make the pressure loss of the intake chamber increase, and the surge margin of the compressor decrease slightly. Therefore, it is suggested that the de-

收稿日期:2021-04-06; 修订日期:2021-06-08

基金项目:中国博士后科学基金(2020M671672)

Fund-supported Project: China Postdoctoral Science Foundation (2020M671672)

作者简介:丁 骏(1988-),男,浙江绍兴人,杭州汽轮动力集团有限公司工程师。

通讯作者:隋永枫(1978-),男,黑龙江鹤岗人,杭州汽轮动力集团有限公司正高级工程师。

sign of the struts should keep a certain deflection angle from the diaphragm.

Key words: industrial gas turbine, intake chamber, axial compressor, intake uniformity

引 言

不同于航空发动机的轴向进气,工业燃气轮机通常需要在冷端布置起动电机等轴系设备。进气气流需要在进气室内实现 90° 的折转以实现径向进气。较差的进气品质会导致压气机的稳定工作裕度降低,严重时会出现失速和喘振现象^[1],进气室的气动设计在压气机的进气均匀性方面起到了决定性的作用。

压气机的进气畸变是轴流压气机的研究热点^[2-5]。早在 20 世纪 50 年代, Walker 等人^[6]和 Harry 等人^[7]利用畸变网格模拟航空发动机的进口畸变流场,试验研究周向、径向和复合压力畸变对发动机的影响,研究表明,进口畸变严重恶化了发动机的气动性能和稳定性。RR 公司在 20 世纪 60 年代末提出了压气机进气流场的压力畸变参数,用于量化评估压气机的进气均匀性,同时对不同的压力场畸变形式进行了深入的研究,认为周向不均匀度对压气机性能的影响远大于径向不均匀度^[8]。这一点在文献[9]中给出了更为具体的影响排序,对喘振裕度造成的负面影响由大到小依次为:全叶高周向畸变、周向叶根畸变、径向叶尖畸变和径向叶根畸变。

近些年来,随着计算机和计算流体力学(CFD)技术的发展,国内外学者广泛使用数值模拟方法来研究进气品质对压气机性能和稳定性的影响。Flathers 等人^[10]用三维 CFD 计算方法模拟了带导流筋板的进气室的流动情况,其出口参数与试验结果吻合较好,说明采用数值方法研究进气室是比较可靠的。ABB 公司曾以数值模拟的方式对 GT24 的进气室进行了改型研究,针对不同的进气室子午型线,通过压力畸变参数对进气室的气动性能进行了量化评估,并与试验结果进行了对比^[11]。黄顺洲等人^[12]和李阳等人^[13]分别用数值模拟的方法,研究了进口温度畸变和总压畸变对航空发动机稳定性的影响。Engeda 等人^[14]用数值模拟的方法分析直管、弯管和带导流筋板的弯管与压气机相连的流动情况并进行试验测试,研究不同进口型式对压气机

性能的影响。Wiedermann 等人^[15]对一台 11 级的轴流压气机进行了试验研究,为了符合试验台架的轴系布置要求,将压气机改为轴向进气。为了评估进气不均匀度对压气机通流性能的影响,在进气段设计有一个等效的进气鼓包以模拟气流在进气室内 90° 的折转所导致的进气畸变。试验结果显示,进口导叶(IGV)的整流作用可以基本消除由于气流折转所导致的进气不均匀度。

在工业燃气轮机进气室的设计过程中,发现进气室的设计参数对压气机的进气均匀性影响各异,需要量化评估。因此,为了研究工业燃气轮机进气室的气动设计方法,确定个别细节设计参数的选取依据,本文以数值模拟的方式对初步设计方案进行改型研究。

1 研究方案

某型号工业燃气轮机进气室初步设计方案为进气室后紧接平直段以实现气流 90° 折转,进气室下部设计有支板,平直段内设计有 6 个支撑筋,结构如图 1 所示。

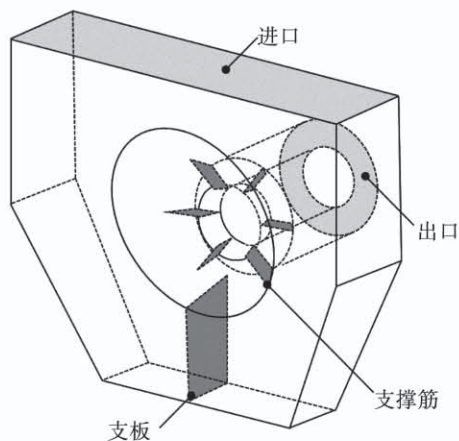


图 1 进气室设计方案示意图

Fig. 1 Schematic diagram of intake chamber design

为了更直接地评估进气室设计参数对压气机气动性能的影响,研究中保留了多级轴流压气机的部分进口级,通过数值仿真直接获取采用不同进气室方案的压气机裕度等气动性能。为了客观反映周向

的不均匀度,对全周的叶栅通道进行了网格划分。为了提高仿真的准确性,节约计算资源和时间成本,每增加1列全周叶栅需要增加网格约2 000万~3 000万,因此仅保留了IGV和第1级的动叶(R1)。

主要研究内容针对两个方面,其一为进气室平直段的型线,其二为进气室支板与进气室平直段支撑筋的相对角度。

2 数值方法

场分析采用商业软件 CFX,并且选用 SST 湍流模型和 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型,以实现对激波结构和分离流动的准确捕捉。选用高分辨率差分格式方法对空间进行离散。由于采用的是全周计算差分格式,在对雷诺时均方程(RANS)进行求解时,动静界面采用冻结转子法以传递周向非均匀的流场信息。并对部分关键工况采用非定常雷诺时均法(URANS)进行了校核,动静界面采用瞬态动静交界面。

整个计算域的网格分为进气流域和全周叶轮(由进口导叶和第1级动叶组成)两部分,分别采用不同的方法进行网格划分,在 CFX 中以交界面的形式相连。进气室的网格划分采用 ICEM 的四面体非结构化网格,以棱柱层的形式对近壁面网格进行加密,如图2所示。第1层网格厚度小于0.01 mm,网格数接近800万,平均 y^+ 不大于2,最大 y^+ 约为5。

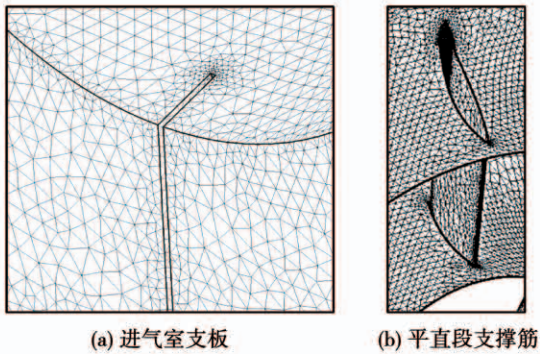


图2 进气室网格示意图

Fig.2 Schematic diagram of intake chamber grids

基于雷诺时均方法对进气室网格进行了网格无关性分析,结果如图3所示。随着网格节点数的增加,进气室的压损趋于一个恒定值。当网格数达到

800万左右时,如图3中的灰色圆点所示,进气室的压损与恒定值之间的差值不到100 Pa。综合考虑计算精度、数值模拟的资源和时间成本,进气室的网格划分数量设定为800万。

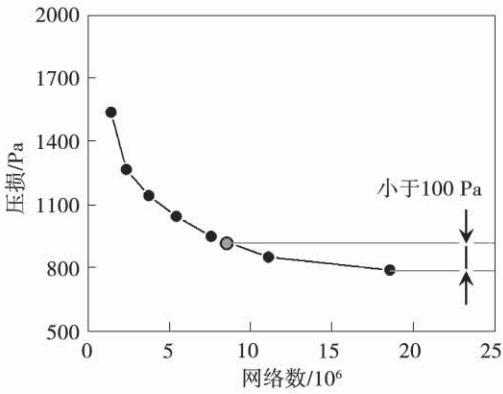


图3 进气室网格无关性分析

Fig.3 Grid independence verification of intake chamber

IGV 和 R1 的网格示意图如图4所示。IGV 和 R1 的全周流域网格划分采用商业软件 NUMECA 的 AutoGrid 5 模块。全周叶轮的网格划分设置参考 NUMECA 的官方建议,IGV 和 R1 均采用 O4H 的网格拓扑形式,第1层网格厚度小于进气室,使得 y^+ 最大值保持在1左右。径向网格节点数89,动叶叶顶间隙在径向布置有25个节点。IGV 和 R1 全周的网格总数超过了5 200万。

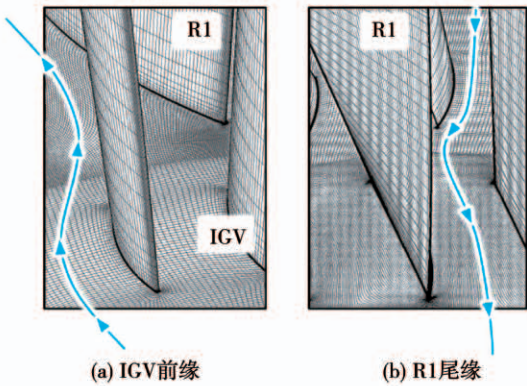


图4 IGV 和 R1 网格示意图

Fig.4 Schematic diagram of IGV and R1 grids

3 结果分析

3.1 进气室平直段型线对压气机通流性能的影响
对进气室平直段型线进行改型是为了预留足够

的空间来布置 IGV 和可调静叶 (VSV) 的执行机构, 因此, 提出了两种改型方案, 如图 5 所示。方案 1 将进气室平直段进口的弯头拉直, 以增大进气室后壁面与 IGV 的轴向距离; 方案 2 将进气室平直段型线的轴向距离拉长, 保留了进气室平直段进口的弯头形式, 同样增大了进气室后壁面与 IGV 之间的轴向距离。

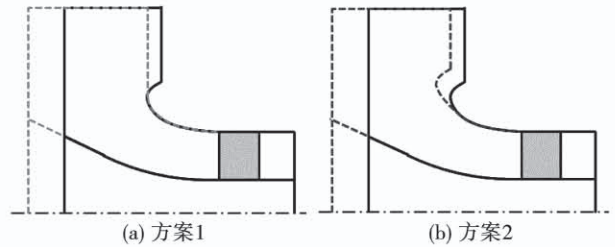


图 5 改型方案示意图

Fig. 5 Schematic diagram of modification schemes

为了保证改型方案不会造成压气机通流性能的衰减, 定义压力畸变参数与轴向速度的不均匀度以评估进气室平直段出口的压力和速度场的不均匀度。

压力畸变参数或压力不均匀度^[8,16]定义式为:

$$DC(\theta)_{cr} = \frac{\overline{p^*_{min}} - \overline{p^*}}{\overline{p^*} - \overline{p}} \tag{1}$$

式中: $\overline{p^*_{min}}$ —总压平均值最小的 θ 角扇区的平均值; $\overline{p^*}$ 和 $\overline{p}$ —进气室出口截面的总压平均值和静压平均值。

速度不均匀度^[16]定义式为:

$$\delta(\theta)_{cr} = \frac{\overline{c_{max}} - \overline{c_{min}}}{\overline{c}} \tag{2}$$

式中: $\overline{c_{max}}$ —轴向速度平均值最大的 θ 角扇区的平均值; $\overline{c_{min}}$ —轴向速度平均值最小的 θ 角扇区的平均值; $\overline{c}$ —进气室出口轴向速度的平均值。

为了确定压力和速度不均匀度的临界角度 θ , 分析初步设计方案的仿真结果, 如图 6 所示。雷诺时均结果显示, 随着 θ 的增大, 进气室出口的压力畸变参数和速度不均匀度趋向于恒定值, 因此取临界角为 60° , 与文献[8-9]中的试验经验一致。

不同方案的进气室压损、进气室出口压力和速度不均匀度、压气机的通流裕度如表 1 所示。其中, 裕度的定义式为:

$$SM = \frac{\pi_s^* - 1}{\pi_d^* - 1} - 1 \tag{3}$$

式中: π_s^* —不稳定边界总压比; π_d^* —设计点总压比。

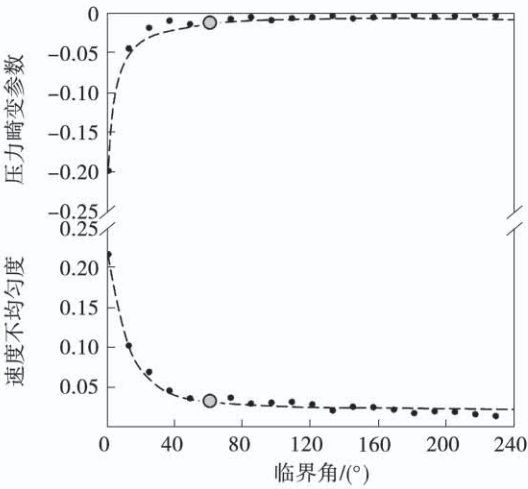


图 6 不均匀度参数的临界角度确定

Fig. 6 The determination of critical angles of non-uniformity parameters

由表 1 的雷诺时均结果可知, 方案 1 与初步设计方案 (BSL) 并无明显的区别, 压力畸变参数仅为 -0.012 左右, 速度不均匀度也仅为 0.04 左右, 可以认为压气机进口流场均匀。但方案 2 使得压气机的进气压损增加了 100 Pa 以上, 通流裕度显著下降。压力畸变参数和速度不均匀度并未明显增大, 压力畸变参数甚至略有降低。同时, URANS 结果显示, 初步设计方案的压力畸变系数为 -0.012 , 速度不均匀度为 0.041 , 方案 2 的压力畸变系数为 -0.010 , 速度不均匀度为 0.041 , 进气压损同样增加了近 100 Pa , 与 RANS 结果非常接近, 证实了 RANS 计算方法的准确性。

表 1 改型方案设计点气动性能对比

Tab. 1 Comparison of design point aerodynamic performances of modification schemes

参 数	BSL	方案 1	方案 2
进气压损/Pa	813	789	920
裕度/%	5.79	5.76	2.85
压力畸变参数	-0.012	-0.012	-0.009
速度不均匀度	0.040	0.043	0.042

图 7 给出了不同方案之间的压气机通流特性对比,改型方案与基准方案之间的区别主要体现在稳定工作裕度的改变,方案 2 导致压气机通流裕度下降了 2.94%。

取进气室平直段入口处的总/静压力场进行分析,结果如图 8 和图 9 所示。图 8 给出了静压云图,由图 8 可知,方案 1 并未明显改变进气室平直段内的压力分布,流体经过进气室折转后,在收缩段存在一个压力谷值区域,近壁面流体存在一个先加速后减速的过程。而方案 2 的进气室平直段型线对速度影响较大,压力场变化,谷值点消失。图 9 给出了相同位置处的总压云图。由图 9 可知,方案 2 的沿程

距离更长,与总压损失的增加相呼应。进气室平直段内的总压峰值区域消失,近壁面处的总压下降。

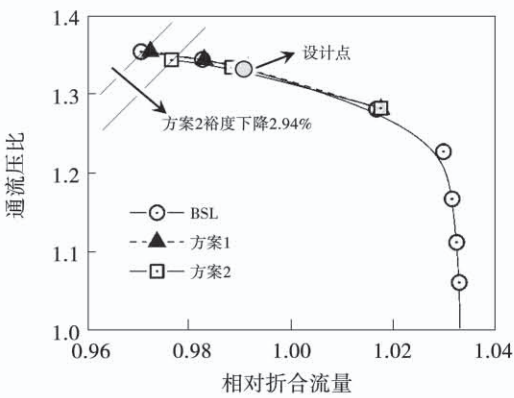


图 7 压气机通流性能对比

Fig. 7 Comparison of compressor aero-performances

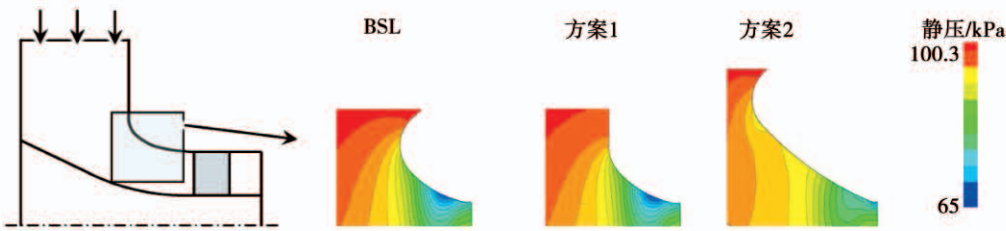


图 8 进气室静压场对比

Fig. 8 Comparison of intake chamber static pressure fields

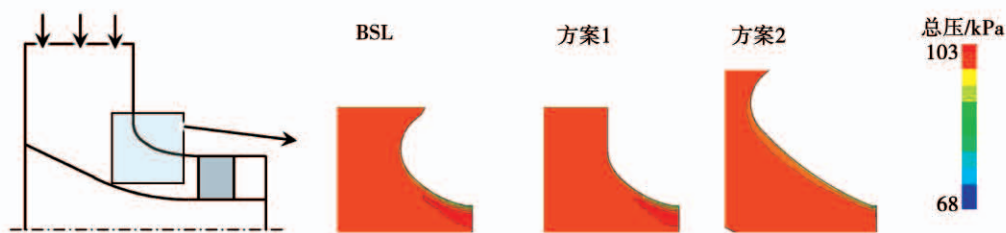


图 9 进气室总压场对比

Fig. 9 Comparison of intake chamber total pressure fields

将进气室出口处的气动参数作周向质量平均,得到如图 10 所示的径向参数分布。由图 10 可知,改型方案 1 与初步设计方案 BSL 的参数分布情况并无明显的差异;方案 2 在近气缸外壁处的总压下降,轴向速度增大,这与流场云图的分析结果一致。RANS 的计算结果与 URANS 完全一致,再次证明了 RANS 计算方法的准确性。

为了进一步剖析造成压气机通流裕度下降的原因,取 IGV 和 R1 进口 95% 叶高处的周向气流角与设计值进行对比分析,如图 11 所示。IGV 进口的周向气流角方向并未因为进气室平直段型线改变而发生明显变化。但是方案 2 流场的变化,导致动叶 R1 进口冲角平均增大 1° 左右。随着 IGV 叶顶来流马赫数的增大,IGV 的落后角增大,气流折转角减小,

进而导致 R1 进口来流冲角的增大,被认为是压气机通流裕度下降的主因。因此,进气室平直段型线的改型主要诱发的是压气机进口径向叶尖的旋流畸变。

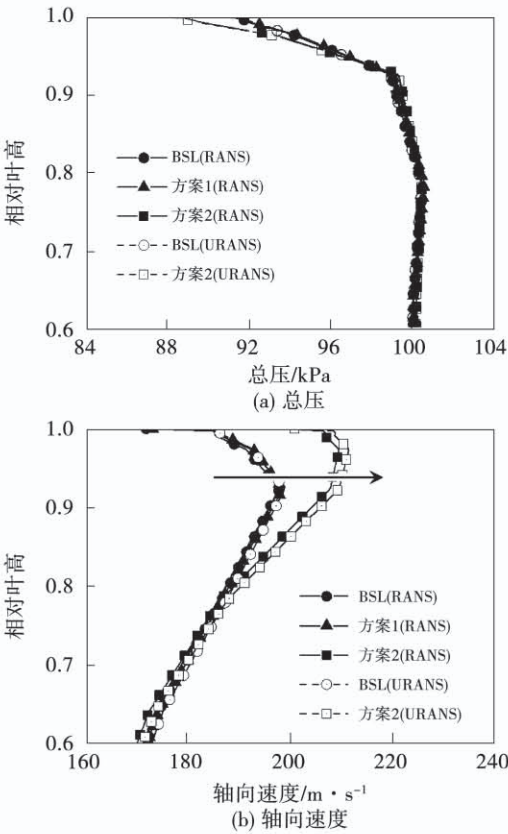


图 10 IGV 来流参数对比

Fig. 10 Comparison of IGV inlet flow parameters

图 12 给出了速度三角形原理图,图中 w_1 为动叶进口的相对速度, c_1 为动叶进口的绝对速度, u 为切线速度。随着上游 IGV 的落后角增大,动叶进口的绝对速度方向更偏向于轴向。同时,动叶进口的气流角增大,导致冲角增大。

3.2 进气室支板与平直段支撑筋相对角度对压气机通流性能的影响

进气室下部设计有进气支板,起到对流体导流和提高进气室强度的作用。图 13 为进气室的设计示意图,进气室支板与进气室平直段支撑筋之间存在一定的周向偏转角。

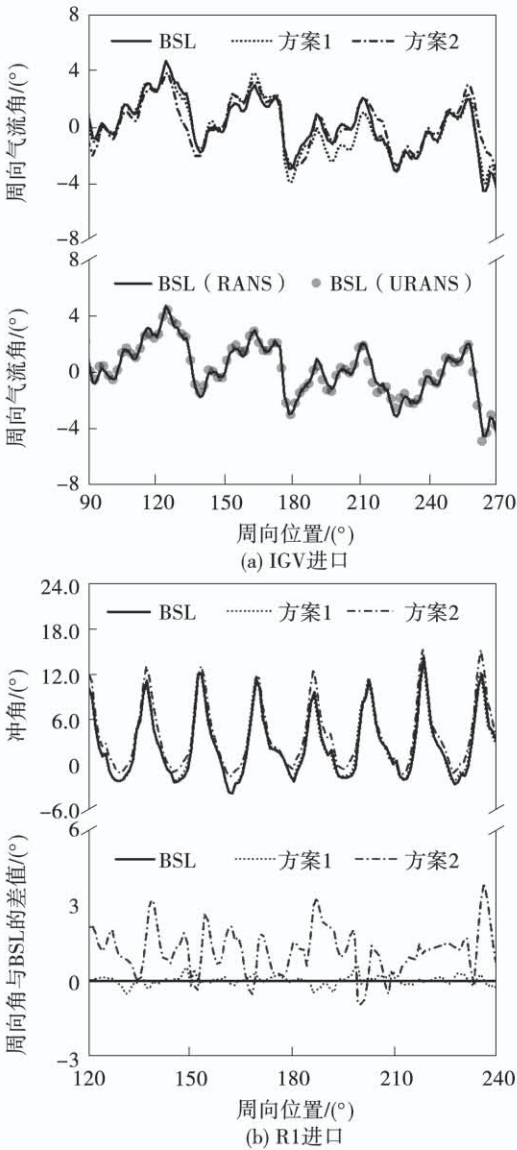


图 11 IGV 和 R1 进口 95 % 叶高处的周向气流角对比
Fig. 11 Comparison of IGV and R1 inlet circumferential flow angles at 95 % span

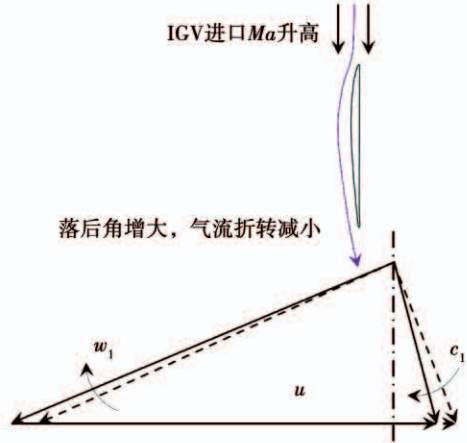


图 12 R1 入口速度三角形
Fig. 12 Speed triangle at the R1 inlet

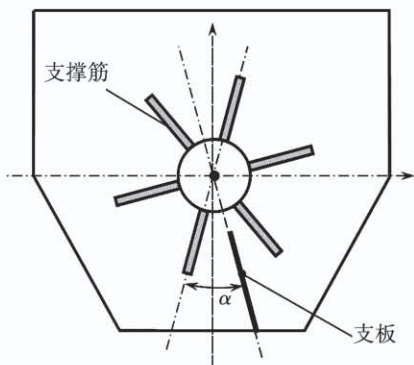


图 13 进气室设计示意图

Fig. 13 Schematic diagram of intake chamber design

图 14 给出了不同周向偏转角下的进气室压损、压力畸变参数、进气室排气速度不均匀度以及压气机的通流裕度。

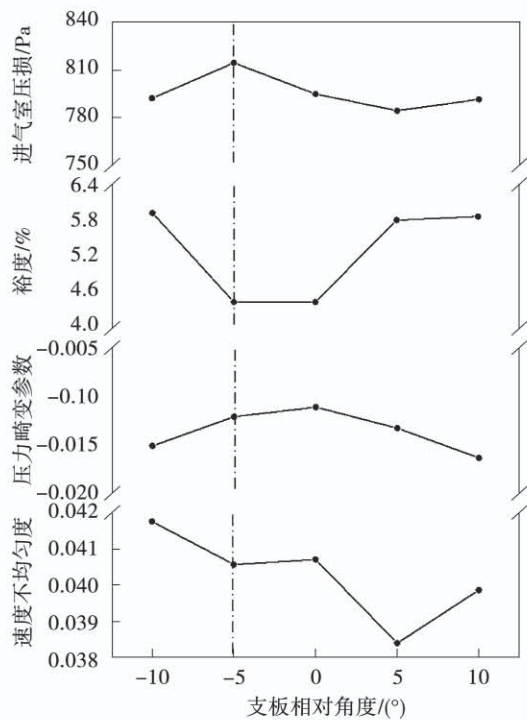


图 14 进气室支板角度对压气机进气的影响

Fig. 14 Influence of intake chamber diaphragm installation angle on the compressor intake

由图 14 可知,进气室的排气不均匀度与下游压气机的通流裕度之间并未形成明显的关系。当支板与支撑筋周向重合时,进气室排气的压力畸变参数减小,压气机裕度甚至略有下降。同时,进气室的压损略有变化。虽然影响较小,但是依然建议进气室

支板与支撑筋错开一定角度,以避免损失增加,裕度降低。

进气室支板对压气机通流的影响主要集中在近轮毂附近,取 5% 叶高处的 IGV 和 R1 进口周向气流角如图 15 所示。支板角度变化的影响范围非常有限,仅作用于下半缸内的局部气流角,但是会一直传播到动叶入口。

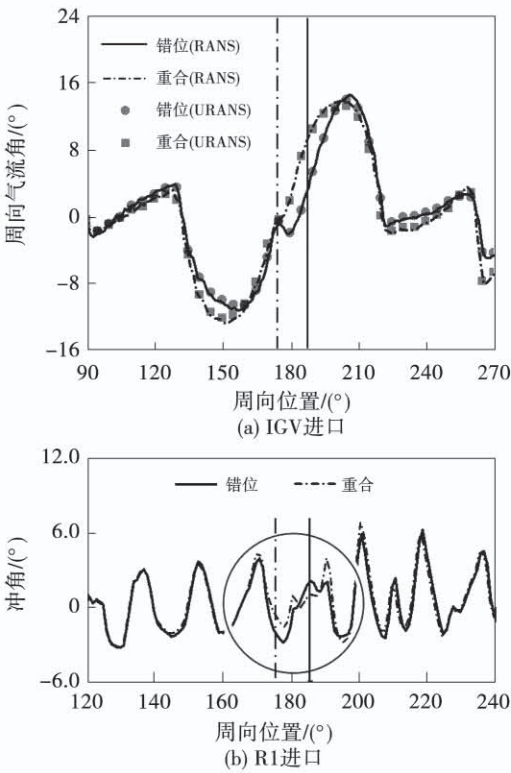


图 15 进气室支板安装角度对 IGV 和 R1 进口 5% 叶高处的周向气流角的影响

Fig. 15 Influence of intake chamber diaphragm installation angle on the IGV and R1 inlet circumferential flow angles at 5% span

如图 15(b) 所示,动叶入口的来流冲角几乎一致,仅在支板所处的角度附近略有变化。因此,进气室支板与平直段支撑筋之间的相对角度对压气机进口的周向叶根畸变略有影响。

4 结 论

(1) 进气室的细微变化(进气室平直段型线的改变或进气室支板角度的变化)都有可能影响压气

机的通流性能,就本文所研究的两个进气室设计参数而言,会导致压气机进口总压或者旋流的稳态畸变。

(2) 以进气室支板的角度为例,压气机进口 IGV 起到了一定的整流作用,但是无法完全消除 IGV 来流条件的改变对压气机通流性能的影响。

(3) 进气室平直段型线的改型主要诱发的是压气机进口径向叶尖的旋流畸变;而进气室支板与平直段支撑筋之间的相对角度对压气机进口的周向叶根畸变略有影响。

参考文献:

- [1] 张明明,侯安平,王 强. 压气机进气畸变诱导叶片振动数值研究[J]. 推进技术,2011,32(4):466-470.
ZHANG Ming-ming, HOU An-ping, WANG Qiang. Numerical investigation of blade vibration response induced by inlet distortion in axial compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4):466-470.
- [2] 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.
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.
- [3] 黄龙盛,孙 鹏,徐林峰. 畸变条件下特定流道翼刀对静叶流场影响的数值研究[J]. 热能动力工程,2019,34(12):24-32.
HUANG Long-sheng, SUN Peng, XU Lin-feng. Numerical study on the influence of specific passage fence on stator flow field under distortion conditions[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2019, 34(12):24-32.
- [4] 孙 鹏,冯国泰,隗东伟. 总压畸变对小型风扇气动影响的数值模拟[J]. 热能动力工程,2006,21(3):259-263.
SUN Peng, FENG Guo-tai, KUI Dong-wei. Numerical simulation of the impact of total-pressure distortion on the aerodynamic performance of small-sized fans[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2006, 21(3):259-263.
- [5] 许开富,乔渭阳,罗华玲. 畸变进气条件下风扇三维非定常流动数值模拟[J]. 热能动力工程,2009,24(5):571-576.
XU Kai-fu, QIAO Wei-yang, LUO Hua-ling. Numerical simulation study of a three-dimensional unsteady flow in a fan under distorted air admission conditions[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24(5):571-576.
- [6] WALKER C L, SIVO J N, JANSEN E T. Effects of unequal air-flow distribution from twin inlet ducts on performance of an axial-flow turbojet engine[R]. NACA RM E54E13, Washington; 1954.
- [7] HARRY D P, LUBICK R J. Inlet-air distortion effects on stall, surge and acceleration margin of a turbo-jet engine equipped with variable compressor inlet guide vanes[R]. NACA RM E54K26, Washington; 1955.
- [8] REID C. The response of axial flow compressors to intake flow distortion[C]. ASME Paper, No. 69-GT-29, 1969.
- [9] 桂幸民,滕金芳,刘宝杰,等. 航空压气机气动热力学理论与应用[M]. 上海:上海交通大学出版社,2014.
GUI Xing-min, TENG Jin-fang, LIU Bao-jie, et al. Compressor aerothermodynamics and its applications in aircraft engines. [M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2014.
- [10] FLATHERS M B, BACHE G E, RAINSBERGER R. An experimental and computational investigation of flow in a radial inlet of an industrial pipeline centrifugal compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(2):371-384.
- [11] THOMAS Z, BERTHOLD M. Design, development and verification of gas turbine GT24 air intake[C]//AIAA Paper No. 97-AA-9, 1997.
- [12] 黄顺洲,陆德雨. 进口温度畸变对发动机稳定性影响的数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1):46-52.
HUANG Shun-zhou, LU De-yu. A numerical investigation in effects of inlet temperature distortion on engine stability[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1):46-52.
- [13] 李 阳,胡 骏. 航空发动机进气总压周向畸变数值模拟[J]. 航空发动机, 2005(2):11-13.
LI Yang, HU Jun. Numerical simulation of circumferential inlet total-pressure distortion of aircraft engine[J]. Aeroengine, 2005(2):11-13.
- [14] ENGEDA A, KIM Y, AUNGIER R, et al. The inlet flow structure of a centrifugal compressor stage and its influence on the compressor performance[J]. Journal of Fluids Engineering, 2003, 125(5):779-785.
- [15] WIEDERMANN A, FRANK D, ORTH U, et al. Computational and experimental analysis of an industrial gas turbine compressor[C]//ASME Paper No. GT2011-46336, 2011.
- [16] 忻建华,钟芳源. 燃气轮机设计基础[M]. 上海:上海交通大学出版社,2015.
XIN Jian-hua, ZHONG Fang-yuan. Gas turbine design fundament [M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2015.

(刘 颖 编辑)