

燃气轮机惯性级分离装置的气动特性研究

龚 伟, 葛光宇, 陆振华

(上海交通大学 动力机械及工程教育部重点实验室, 上海 200240)

摘 要: 气动特性是燃气轮机惯性级分离装置工作性能的宏观指标, 进气通道的气动性能越差, 压气机效率、压比及燃气轮机的功率越低。对燃气轮机一种惯性级导叶进行气动损失特性研究, 分别对进口流速工况为 2.0、2.5、3.0、3.5、4.0 m/s 的流道进行研究。首先从数值模拟的角度对二维流道流场模拟, 得出数值模拟气动损失数据。然后从试验研究的角度对该惯性级导叶气动损失特性测试。分析数值模拟与试验研究的结果, 得出: 不同进口流速下, 两者总压损失都近似成线性关系; 气动阻力损失系数都基本保持不变, 但两者存在一定的偏差; 数值建模参数假设的误差是导致偏差的主要原因。

关 键 词: 燃气轮机; 惯性级; 数值模拟; 试验研究; 总压损失; 气动阻力损失系数; 分离装置

中图分类号: TK479 文献标识码: A

引 言

自从燃气轮机作为船舶动力装置和电站发电装置使用以来, 如何提高燃气轮机动力装置的性能成为许多国家应用领域研究的一个重要关注点。由于船舶在海面航行和许多大型电站建在海边, 使得燃气轮机装置吸气过程伴随着大量海水盐分, 燃气轮机热端零件又是在高温下运行, 使得热端零件表面发生严重的腐蚀现象, 影响燃气轮机正常工作^[1]。为了确保燃气轮机在此条件下平稳可靠的工作, 必须对燃气轮机加装进气分离装置, 从而尽量避免海盐环境对燃气轮机装置的影响。

国内外现在研究的进气分离装置中, 根据分离工作机理的不同主要分为两大类, 一类是曲折流道式惯性分离器的惯性级, 另一类是金属丝网层叠的网垫级^[2]。本研究主要进行的是惯性级内流动的数值模拟和试验工作, 惯性级的工作原理是: 进口气流通过分离器导叶沿着导叶流动, 方向发生很大的改变, 所夹带的盐雾由于较大的惯性作用碰撞并沉积在导叶的疏水槽内, 在重力的作用下沿疏水槽流下, 最终实现分离作用。关于惯性级的过滤机理及

一般研究方法在文献 [3-5] 有较详细的介绍, 这里不多赘述。本研究主要对试验件流道进行气动特性的分析, 得出试验件在不同工况下的流动损失特性。

1 气动特性的数值模拟

对某公司提供的一种惯性级试验件测试。该试验件的基本结构尺寸均与实物相等, 例如惯性级折板厚度、角度、折板间距等, 试验件的通流面积也均与实物保持一定比例。首先对实物流道等比例二维建模, 采用相应的数值模拟软件进行前处理与后处理, 最终分析处理结果得出流动损失特性。

使用 CATIA 建模软件对等比例流场进行二维建模, 模型如图 1 所示。图形所示为相邻两流道的横截面, 中间部分为惯性级导叶, 流体从左侧流入, 右侧流出。为了更准确地描述流场, 减小流动模拟的误差, 将流道外部边界导叶端口处左右两侧横向延长再拉升, 可以将拉升部分看成整流段和尾部发展段, 这样更加接近实际的流场状态。

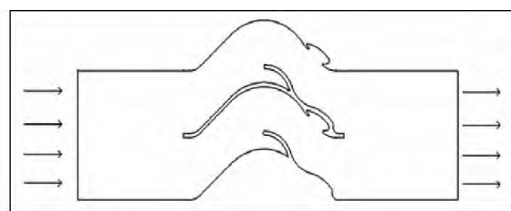


图 1 相邻流道截面图

Fig. 1 Sectional view of two adjacent flow passages

使用数值模拟前处理软件 ICEM^[6] 对二维流道进行网格的划分, 对流动复杂的区域进行适当的网格加密, 对流动平缓区域可以适当的划分稀疏的网格, 目的主要是使计算的复杂性与计算的准确性合理的配比。具体的网格划分如图 2 所示。

用 Fluent 软件对划分好的网格流道进行数值计算。流动分别在进口流速为 2.0、2.5、3.0、3.5、4.0

收稿日期: 2013-04-25; 修订日期: 2013-06-03

作者简介: 龚 伟 (1989-) 男, 江苏盐城人, 上海交通大学硕士研究生。

m/s 其它参数不变的情况下 ,计算相应的流动压力损失。

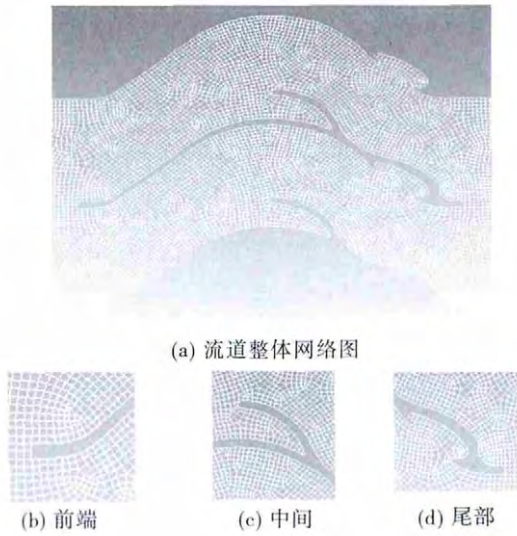


图 2 具体网格划分图
Fig.2 Mesh division diagram

对于不同进口速度工况下 ,流场速度云图如图 3 所示。

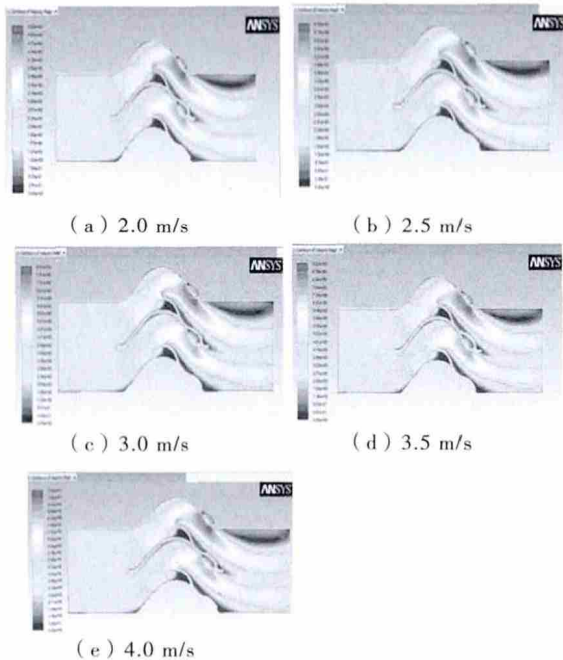


图 3 不同进口流速下流道速度云图
Fig.3 Atlas showing different flow speeds at the inlet

由图 3 可以看出流道速度分布很类似 ,虽然进口气流速度差别很大 ,但回流区的结构基本相同 ,只是随着速度的增加 ,回流区的大小略微的增大 ,而出

现的位置与形状基本上相同 ,可见回流区的产生及回流区的结构与叶片的自身结构有关 ,而受进口流速的影响并不大。流速在进口稳流段基本上保持均匀分布 ,在导流叶片段 ,存在很大的速度梯度 ,有的部分出现漩涡和回流 ,在出口截面上 ,上部流速很低 ,在截面处还存在两段高速区 ,是由导叶作用流场产生尾流区所致。

导出前后压力 ,计算前后压力降 ,数据如表 1 所示。

表 1 数值模拟计算得出的气动数据
Tab.1 Aerodynamic data obtained from the numerical simulation and calculation

	参数				
进口风速 / $m \cdot s^{-1}$	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
总压损失 /Pa	11.0	17.0	25.4	32.8	42.9
损失系数($\times 10$)	47.0	47.5	47.1	46.3	46.5

2 气动特性的试验研究

2.1 试验装置

试验装置是按吸气风洞原理设计的 ,为了保证进气流场的稳定和避免风机对其前面流场的诱导影响 ,在试验件的前后端均加装有整流栅格和整流网。气源是一台离心风机(型号 4 - 72 - 4.5A ,空气流量为 5 712 ~ 10 562 m^3/h ,风压为 2 554 ~ 1 673 Pa ,转速为 2 900 r/min ,功率为 7.5 kW) ,并采用变频调速器控制工况 ,根据试件的工况流速范围给予调节。试验装置示意图如图 4 所示 ,试验进气管道实物图如图 5 所示 ,惯性级导叶实物图如图 6 所示。

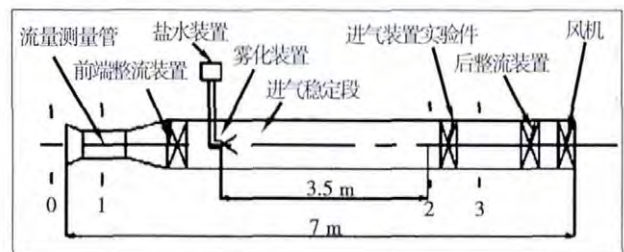


图 4 燃气轮机进气装置模拟试验装置
Fig.4 Test rig for simulating the air intaking device of a gas turbine

被测参数中的空气流量由安装在试验装置前端进口的流量测量装置测量。试验件的前后截面设有静压测点 ,同时在其相近位置的侧面布置有盐雾采样管测量位置。各测量参数的测点位置可参看图

4 测量参数截面的具体布置如表 2 所示, 测试所用仪器如表 3 所示。

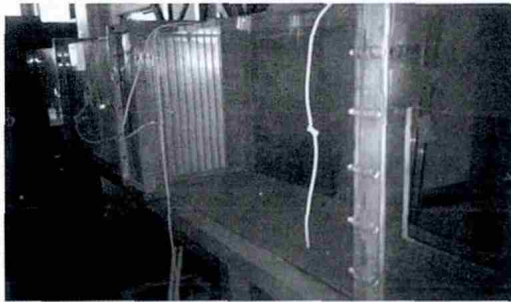


图 5 试验管道实物图
Fig. 5 Real object photo of the test pipeline

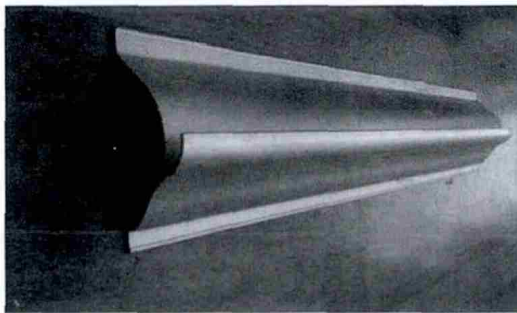


图 6 惯性级导叶实物图
Fig. 6 Real object photo of the stator blade in the inertial stage

表 2 参数测点截面布置

Tab. 2 Table showing the arrangement of parameters, measuring points and sections

截面编号	截面位置	测量参数
0—0	试验装置进口	大气压力、大气温度、湿度
1—1	流量管出口	四点壁面静压
2—2	分离器试验件进口	一点静压、一点盐雾采样
3—3	分离器试验件出口	一点静压、一点盐雾采样

表 3 测试仪器

Tab. 3 Table for summing up the test instruments

名称	型号	精度
数字式精密微差压计	ISP—3—50DS	0.01 mmH ₂ O ± 0.05% F. S
数字式精密微差压计	ISP—3—20DS	0.01 mmH ₂ O ± 0.05% F. S
大气压力传感器	Setra276 型	± 0.1% (RSS)
数显微压计	DP1000—III A	1 Pa
干湿球温度计	YB 型	0.5 °C

2.2 试验理论分析

进气装置气动特性试验是要确定它不同工况

流速下的阻力损失或阻力系数^[7-8]。流经进气装置试验件的气流平均速度 $V_{\text{试}}$ 可由连续方程计算, 在不计空气压缩性影响时:

$$V_{\text{试}} = Q / F_{\text{试}} \quad (1)$$

式中: Q —空气容积流量 m^3/h ; $F_{\text{试}}$ —试验件的流通面积 m^2 ; 试验时, 工况流速的控制是由进气装置面积 $F_{\text{试}}$ 确定的。空气流量 Q 按下式计算:

$$Q = \alpha F \sqrt{2 \Delta H / \rho} \quad (2)$$

式中: α —流量管修正系数; F —流量管测量截面积; ρ —空气密度; ΔH —流量管压差。

进气装置气动阻力即为其前后截面的总压差值, 有:

$$\Delta P = P_{\text{进}} - P_{\text{出}} \quad (3)$$

式中: $P_{\text{进}}$ —进气装置进口截面总压; $P_{\text{出}}$ —进气装置出口截面总压。

进气装置气动阻力系数 ζ 为:

$$\zeta = \Delta P / (\rho V^2 / 2) \quad (4)$$

此处的 ζ 是以部件自身特征速度 $V_{\text{气}}$ 为表征的气动阻力系数。按以上公式处理得燃气轮机进气装置的气动特性。

对试验装置在进口流速分别为 2.0、2.5、3.0、3.5、4.0 m/s 下, 测出相应的前后压力值, 采用试验理论的计算方法, 得出试验的结果, 数据如表 4 所示。

表 4 试验计算得出的气动数据

Tab. 4 Aerodynamic data obtained from the test and calculation

	参数				
进口风速/ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
总压损失/Pa	13.7	21.6	32.8	43.3	56.8
损失系数(×10)	58.4	60.3	60.9	61.2	61.5

3 数值模拟和试验研究结果分析比较

数值模拟数据与试验数据如表 5 所示。

表 5 数值模拟与试验数据

Tab. 5 Table for summing up the numerical simulation and test data

进口风速/ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$		2.0	2.5	3.0	3.5	4.0
总压损失/Pa	数值模拟	11.0	17.0	25.4	32.8	42.9
	试验	13.7	21.6	32.8	43.3	56.8
损失系数(×10)	数值模拟	47.0	47.5	47.1	46.3	46.5
	试验	58.4	60.3	60.9	61.2	61.5

对数值模拟数据和试验数据绘制出趋势线图,如图 7 所示。

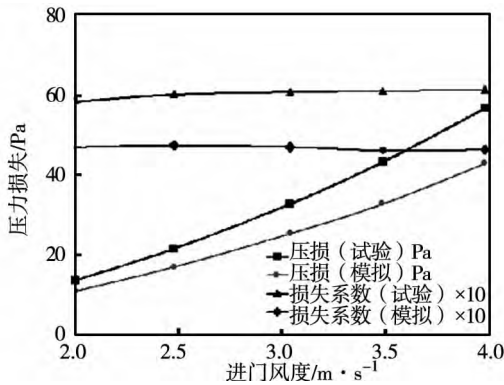


图 7 数值模拟和试验数据趋势图

Fig. 7 Chart showing the tendency of the numerical simulation and test data

从图 7 看出,数值模拟和试验得出的压力损失曲线都随着进口风速的增加呈增长趋势,压力损失系数随进口风速的增加基本保持不变。两个方法得出了相同的变化趋势。流速的增加会使湍流作用增强,漩涡和回流区略微增大,都会使压力损失增大,但根据对速度分布云图的分析,压力损失主要是由导叶形状影响的。还可以看出,数值模拟的压力损失比试验结果的压力损失都要小一些,相应的损失系数也要比试验得出的小一些,这是符合理论分析的。因为模拟计算是在理想的情况下得出的数据,而试验是从实际的流动情况下得出的结果,在模拟计算中为了简化计算会假设一些不精确的因素,这些因素在实际流动中都会导致流动损失的增加,使压降变大,但压力损失总体曲线基本一致,说明数值模拟能很好的反映实际流场的气动损失。

综上所述,数值模拟和试验测试都能很好的反映流道的气动损失特性,两者所得出的结果相符合,两者的偏差也符合理论上的分析。

4 结 论

从数值模拟分析和试验研究两方面对燃气轮机进气气水分离装置惯性级导叶的气动特性进行了研究,结果为:

(1) 进口流速分别为 2.0、2.5、3.0、3.5、4.0 m/s 时,数值模拟总压损失从 11.0 Pa 近似线性的增长到 42.9 Pa,试验总压损失从 13.7 Pa 近似线性增长到 56.8 Pa,数值模拟气动阻力损失系数基本保

持在 4.7,试验气动阻力损失系数基本保持在 6.0。

(2) 气动特性试验表明了进气来流速度增加会使总压损失变大,损失系数随着进气速度的增加基本保持恒定。数值模拟结果与试验数据结果能较好的相吻合,两者的偏差也符合理论分析,说明数值模拟参数的设定是合理的,对于该类惯性级导叶气动特性的研究可以从本研究提出的数值模拟设定很好的反映出来。

(3) 惯性级导叶的导叶形状是气动损失很大的影响因素,试验所提供的惯性级导叶的气动损失符合设定的损失范围,有良好的气动特性,进一步的研究发现该导叶盐雾分离效率也很高,适合高效的燃气轮机进气分离装置。

参考文献:

- [1] 弗兰则. 船用燃气轮机进气口研制计划的现状[J]. 船工译丛, 1984(2): 1-16.
Fran. Current status of the marine gas turbine air inlet development plan[J]. Boatman Translation Series, 1984(2): 1-16.
- [2] 石宝龙. 高性能海船盐雾分离技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010.
SHI Bao-long. Study of the salt mist separation technology for high performance seagoing vessels [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2010.
- [3] Shelton, Carleton R S. The marine environment and its influence on inlet system design[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 160: 818-824.
- [4] 冯祥千. 船用燃气轮机进气状态和过滤技术的研究[J]. 舰船论证参考, 1992(4): 1-10.
FENG Xiang-qian. Study of marine gas turbine air inlet state and filtration technologies [J]. Warship Reasoning and Reference, 1992(4): 1-10.
- [5] 关新兰. 燃气轮机进气滤清装置[J]. 现代舰船, 1990(10): 18-21.
GUAN Xin-lan. Gas turbine air inlet filtration device [J]. Modern Warships, 1990(10): 18-21.
- [6] 纪兵兵, 陈金瓶. ANSYS ICEM CFD 网格划分技术实例详解[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2012.
JI Bing-bing, CHEN Jin-ping. Examples and detailed explanations of the ANSYS ICEM CFD mesh division technology [M]. Beijing: China Water Conservation and Hydropower Press, 2012.
- [7] GB/T 1236-2000, 中华人民共和国国家标准《工业通风机-用标准化风道进行性能试验》[S].
GB/T 1236-2000, National Standard of the People's Republic of China Industrial ventilator-using standardized air ducts to conduct performance tests [S].
- [8] 童钧耕. 工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2007.
TONG Jun-geng. Engineering thermodynamics [M]. Beijing: Higher Education Press, 2007.

(孙显辉 编辑)

燃气轮机惯性级分离装置的气动特性研究 = **Study of the Aerodynamic Characteristics of a Separation Device in an Inertia Stage of a Gas Turbine** [刊 汉] GONG Wei , LU Zhen-hua (Education Ministry Key Laboratory on Power Machinery and Engineering , Shanghai Jiaotong University , Shanghai , China , Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2014 29(1) . - 13 ~ 16

Studied were the aerodynamic loss characteristics of the guide blade in an inertia stage of a gas turbine and its operating conditions in the flow passage at various inlet flow speeds of 2.0 2.5 3.0 3.5 and 4.0 m/s respectively. At first ,the two-dimensional flow field in the flow passage was simulated from the angle of the numerical simulation with the data indicating the aerodynamic loss characteristics of the numerical simulation being obtained. Then ,the aerodynamic loss characteristics of the guide blades in the inertia stage were tested. The analytic results of the numerical simulation and the experimental study show that at various flow speeds at the inlet ,both total pressure losses will approximately assume a linear relationship and the aerodynamic resistance loss coefficients basically remain unchanged ,however ,there exist a certain deviation between them. Finally ,the causes for such a deviation existing between them were analyzed and identified. **Key words:** inertia stage ,numerical simulation ,experimental study ,total pressure loss ,aerodynamic resistance loss coefficient

小叶片对大转角扩压叶栅出口流场的影响 = **Influence of the Small Blades on the Flow Field at the Outlet of a Diffusion Cascade with a Large Turning Angle** [刊 汉] SAI Qing-yi , ZHU Yuan-jia , DAI Ren (College of Energy Source and Power Engineering , Shanghai University of Science and Technology , Shanghai , China , Post Code: 200093) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2014 29(1) . - 17 ~ 21

By utilizing a five-hole probe ,measured respectively were the flow fields at the outlet of a high diffusion cascade with a large turning angle and a cascade with small blades being additionally installed at different attack angles from 6 to 26 degrees. It has been found that in a cascade installed with small and large blades ,the presence of the small ones can improve the inner flow inside the cascade under the design operating condition and other conditions nearing to it and restrain the development of the loss-caused areas on the suction surface of the large blades as well as the end and wall corner zones towards the middle of the cascade. When the attack angle is relatively big or small , the flow losses inside the cascade will increase obviously and when the attack angle is big ,the flow speed field in the middle of the cascade at the outlet installed with small and large blades will be improved remarkably while the flow path capacity under other operating conditions will change little. The turning angle of the air flow of the cascade installed with small and large blades will increase by 3 to 5 degrees as an average in the section at the outlet , indicating that the aerodynamic load is enhanced to a certain degree. **Key words:** small blade ,large turning angle , diffusion cascade ,flow field at outlet