

进口探针支杆对1.5级压气机气动性能的影响*

杨荣菲¹, 赵建通¹, 向宏辉², 高杰²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘要: 为了评估进口测试探针支杆对压气机气动性能的影响, 定常计算了包含不同直径、轴向位置、周向位置及形状的探针支杆的1.5级压气机特性线。结果表明, 较无进口探针支杆的工况, 带探针支杆的压气机特性线整体向左下方偏移。圆柱型支杆较迎风面积相同的长条型支杆而言, 使压气机特性线衰减更严重; 随支杆直径增加, 压气机特性线偏移量增大, 5mm, 10mm及20mm的支杆使压气机平均效率分别降低0.8%, 1.32%及2.28%; 支杆周向位置、轴向位置对压气机特性线无影响。分析定常及非定常数值计算结果发现, 当支杆尾迹引起的进口气流角脉动位于进口导叶不敏感角范围内时, 导叶的整流作用使导叶下游压气机性能不受进口支杆的影响。

关键词: 探针支杆; 1.5级压气机; 导叶整流; 压气机特性线; 数值计算

中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2017) 05-1038-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.05.011

Effects of Inlet Probe Support on Aerodynamic Performance of 1.5-Stage Compressor

YANG Rong-fei¹, ZHAO Jian-tong¹, XIANG Hong-hui², GAO Jie²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China)

Abstract: In order to evaluate the effects of inlet probe support on the aerodynamic performance of compressor, the characteristics lines of 1.5-stage compressor including inlet probe support with different diameter, axial position, circumferential position and shape were studied through steady calculation. Results show that, the inlet probe support makes the characteristic lines shift toward the lower left side of those without support employed. The cylindrical support attenuates the lines more seriously than the rectangular one with the same blockage area. And the deviation of the lines increases with increasing the diameter of the support. The average efficiency of the compressor for the 5mm, 10mm and 20mm diameters is reduced by 0.8%, 1.32% and 2.28%, respectively. There is no obvious difference for the lines between supports at different axial position and circumferential position. The steady and unsteady numerical results also demonstrate that, when the inlet flow angle is in the range of insensitive attack angle of the vane, the probe support has no effects on performance of the compressor in the downstream of inlet guide vane by vane rectification.

Key words: Probe support; 1.5-stage compressor; Rectification vane; Compressor characteristics lines; Numerical simulation

* 收稿日期: 2016-01-15; 修订日期: 2016-03-03。

基金项目: 南京航空航天大学青年科技创新基金 (NS2014023)。

作者简介: 杨荣菲, 女, 讲师, 研究领域为叶轮机气体动力学。E-mail: yang_fly@126.com

1 引言

在压气机气动性能试验中,进口总压探针周向均布于第一排叶片上游0.3~1倍轴向弦长处^[1],测试结束后处理时仅考虑探针对测量点所在位置处流场参数的影响,而不考虑探针支杆对其下游压气机气动性能的影响^[2~5]。但是,随着探针测点增加,探针支杆直径随之增加,压气机进口探针支杆造成的堵塞及尾迹不可避免的对压气机流场产生影响,如进口气流角、总压等,进而影响压气机性能^[6,7]。为削弱这种影响,国内外研究者提出了支杆型面采用流线型设计、静子上采用叶型探针等方法^[8~10],这些措施减少了支杆尾迹对压气机性能的影响,但是当压气机进口采用梳式/耙式测试探针时,支杆尾迹并不能完全消除,因此研究探针支杆对压气机气动性能的影响,有利于指导进口测试探针支杆的布局,并评估探针支杆对压气机气动性能影响的程度。

Wylers^[11]研究了圆柱型探针支杆的堵塞效应,结果表明,在封闭通道中,探针使马赫数增大、静压降低,在马赫数0.8~1.2范围内,堵塞效应最严重,并且指出,为减小探针堵塞效应,应尽可能减小探针的迎风面积。Lepicovsky^[12]实验研究了安装在轮毂上的探针对低速轴流压气机转子出口流场的影响,由于探针支杆的存在,探针所在的转子出口流场更恶劣,探针附近的通道内静压、轴向速度分量等均有明显改变。马宏伟等^[13]实验研究了安装在转子前缘机匣上静止探针对低速轴流压气机转子出口流场的影响,结果表明,插入探针后探针影响较大的区域内的流量与无探针时相比减小了10%以上,而测量平面内的总压升系数、径向速度系数等参数沿径向变化明显。Louis等^[14]在涡轮静子环型叶栅的速度测量试验中,通过LDV测量了探针的影响,发现探针的堵塞作用使叶片下游速度降低。Coldrick等^[15]采用数值计算方法对单级轴流压气机进行了研究,定常计算结果表明在探针对应的静子通道内流量相较于其它通道降低了20%,另外由于探针接近静子叶片,从而使得探针与叶片之间的气流速度减小、压力升高,通过对比非定常计算结果中探针所在位置处的气流参数发现有探针时总压偏低,峰值点总压降低150Pa,而气流角增大,峰值点处气流角增大3.5°。

从这些学者的研究可看出,探针对压气机流场存在明显影响,影响程度与马赫数、堵塞比等相关,但是他们并没有给出探针支杆几何参数与压气机气动性能的关系。本文通过三维定常数值计算,详细

的研究进口测量探针支杆直径变化引起的堵塞变化以及探针支杆位置、形状这些几何参数对1.5级压气机性能的影响。

2 研究对象和计算方法

2.1 研究对象

研究对象包括1.5级压气机和进口梳式探针,压气机的进口导叶、转子、静子叶片数分别为50,47,65,导叶、转子、静子的间隙量约为叶片高度的1%。该压气机设计点折合流量19.7kg/s,折合转速12.809kr/min。

常用的梳式探针支杆结构有圆柱型和长条型两种,探头数量较多时常采用长条型,探头数量少时常采用圆柱型。图1给出了支压气机进口总压梳(长条型)的真实结构,支杆长85.5mm,支杆截面为20mm×5mm,支杆上包含7个直径5mm的探头,此时探头与支杆的堵塞面积比约为0.32。当支杆采用等截面积的圆柱型结构时,探头与支杆堵塞面积之比将进一步降低。而且探头位于支杆上游,压气机进口流动为亚声速,因此探针支杆是引起流道堵塞并产生尾迹的主要因素,在研究探针对压气机性能影响时,本文将简化为探针支杆对压气机性能的影响,这种简化不仅减少了网格量、保证了网格质量,同时也使研究更具针对性。

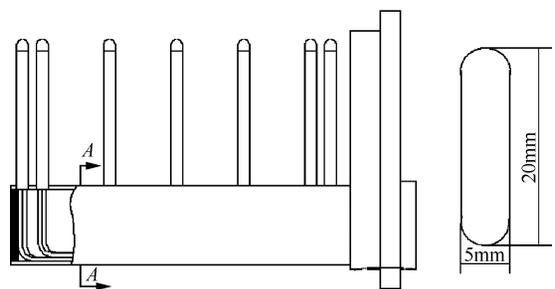


Fig. 1 Sketch of total pressure comb

2.2 数值方法及可靠性验证

采用CFX软件进行数值计算,工质为理想气体,湍流模型采用SST模型,主要边界条件包括:进口总温(288.15K)、总压(101.325kPa)、轴向进气;出口平均静压;固壁为绝热无滑移壁面;交界面采用掺混平面。

采用Autogrid5生成结构化网格,其中第一层网格高度为5 μ m,从而保证 $y^+ < 2$ 。为了消除网格引起的误差,首先对1.5级压气机网格进行网格无关性验证,网格示意图见图2。

对比90万、159万、190万网格数量时1.5级压气

机转子叶中截面静压分布如图3所示,其中“ X ”表示转子表面各点据前缘的轴向距离,“ L ”表示转子的轴向弦长,除转子尾缘外,三者计算得到的静压分布基本吻合。尾缘处,159万网格与190万网格条件下的计算结果基本吻合,而90万网格条件下的计算结果与它们有较大偏差。因此159万网格量满足网格无关性要求,在下文的数值计算中各叶排单通道网格都采用此网格分布及网格量。

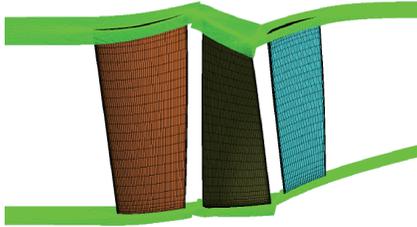


Fig. 2 Computational grid of 1.5 stage compressor

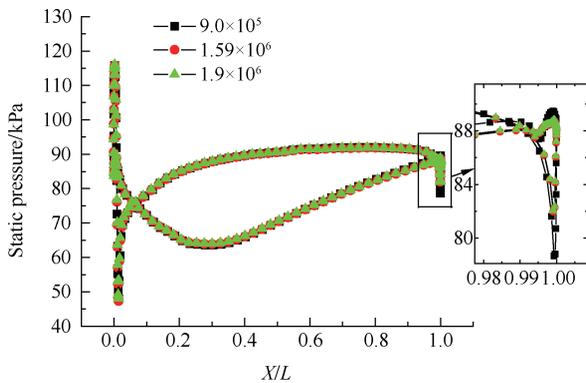


Fig. 3 Static pressure distribution at middle section of 1.5 stage compressor rotor

为了进一步验证数值计算方法的可靠性,按上述网格以及数值方法的设置,定常计算了Stage 35压气机,计算得到的特性线与实验结果对比见图4,在相同流量时,压比的计算值与试验值的差别小于3%,效率的差别小于1%,表明所用数值方法得到的结果较为可靠。

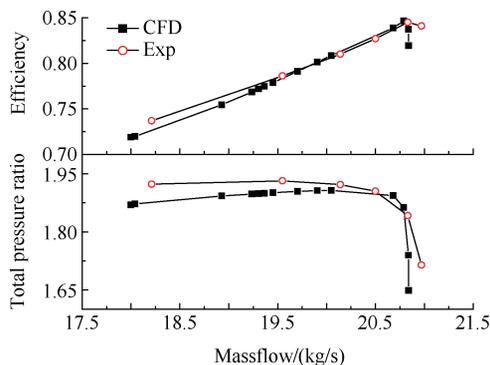


Fig. 4 Comparison of characteristic lines obtained from numerical calculation and experiment of Stage 35

3 计算结果与分析

探针支杆与压气机的轴向位置和周向位置见图5,图6,轴向位置分别为0.5C,1.0C,1.75C;周向位置分别为:0-支杆与导叶叶尖前缘正对,0.5-支杆位于两导叶通道中部,0.25P-支杆位于两导叶之间1/4通道位置靠近压力面一侧,0.25S-探针支杆位于两导叶之间1/4通道位置靠近吸力面一侧。其中“C”表示进口导叶的叶根轴向弦长,“P”表示导叶压力面一侧,“S”表示导叶吸力面一侧。

为了减少相邻探针支杆之间的相互作用,探针支杆的数量不能太多,考虑到进口导叶数为50个,因此选取探针支杆数量为5个。图7为带探针支杆的网格示意图,进口导叶采用多通道模拟,且进口导叶与探针支杆之间的网格节点一一对应,以保证支杆尾迹在进口导叶中的连续运输;压气机转子和静子采用单通道模拟,不考虑探针尾迹在转子、静子通道中的运输。文献[16]的研究发现,尾迹经过转子通道后尾迹强度衰减了约70%,这意味着本文的探针支杆尾迹经过进口导叶后强度将大幅衰减,从而对下游转子的非定常影响可以忽略,这在下文的非定常分析中也得到了验证。因此采用图7的简化模型定常研究探针支杆布局对1.5级压气机气动性能的影响仍然是有意义的。图7中总网格量为711万,其中探针支杆、导叶的总网格量为608万。

3.1 探针支杆直径对压气机性能的影响

为了获得探针支杆直径对压气机性能的影响,分别选取探针直径5,10,20mm,这三种支杆直径对

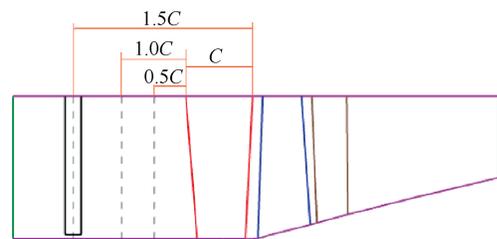


Fig. 5 Sketch map of the axial position of the probe support

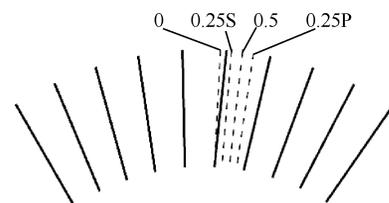


Fig. 6 Sketch map of the circumferential position of the probe support

应的堵塞面积比分别为0.0173, 0.0347, 0.0695, 此时探针轴向位置1.75C, 周向位置是0位置。

采用计算域进出口截面的参数计算压气机无量纲流量下的压比及效率特性(若无特别说明, 后文的压气机特性都采用此方法获得), 计算结果如图8, 其中“d”表示探针支杆直径, 探针支杆直径的增加使压气机特性线整体向左下方偏移, 支杆直径越大, 特性线偏离越严重, 其中探针支杆直径为5, 10, 20mm时平均压比相对于无探针支杆时分别降低0.4%, 0.51%, 0.65%; 平均效率分别降低0.8%, 1.32%, 2.28%。

当进口测量截面位于进口导叶与转子之间时, 计算得到的压气机折合特性线见图9, 特性线基本不随支杆直径的改变而改变。由于压气机折合特性线的变化主要取决于进口总温、总压及气流角分布, 静止叶排中总温不变, 因此图9的结果表明转子进口总压、气流角分布变化不大, 即探针支杆尾迹经过导叶的整流作用后, 不会改变压气机转子的进口流场特征, 这一点在后文的详细流场分析中得到进一步证实。

首先分析此压气机进口导叶的攻角特性, 由图10可看出, 此叶片的不敏感攻角范围为 $-10^{\circ} \sim 5^{\circ}$, 这意味着如果探针支杆引起的导叶进气攻角变化位于

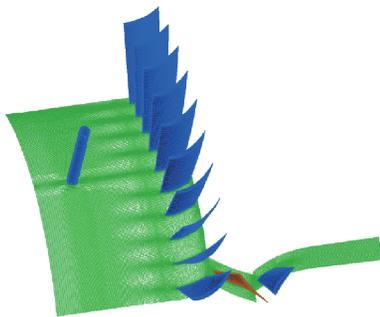


Fig. 7 Computational grid

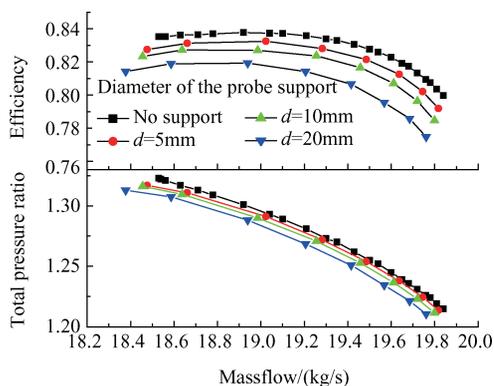


Fig. 8 Compressor characteristic lines with probe support of different diameter

此范围, 则导叶的总压恢复系数以及出口气流角的变化基本可以忽略。然后分别对比无/有探针支杆时导叶进口截面攻角和出口截面切向气流角分布见图11~图12, 由图11可看出, 探针支杆的存在使得导叶进气攻角发生较大变化, 探针支杆影响区域内导叶的进气攻角增大(正攻角)或减小(负攻角), 而且随探针支杆直径的增大, 其影响区域和影响程度都有所增大, 其中支杆直径为5mm时, 影响范围是4个导叶通道, 支杆影响下攻角的变化范围为 $-2^{\circ} \sim 2^{\circ}$; 支杆直径为10mm时, 影响范围是6个导叶通道, 攻角变化范围是 $-5^{\circ} \sim 3^{\circ}$; 支杆直径为20mm时, 影响范围为9个导叶通道, 攻角的变化范围为 $-8^{\circ} \sim 5^{\circ}$ 。虽然探针支杆改变了导叶进气攻角, 但是在所研究的探针支杆直径范围内, 探针支杆引起的导叶攻角变化都位于导叶的不敏感攻角范围内, 这意味着导叶出口的切向气流角不会随着探针支杆直径的改变而改变, 如图12及图14所示。因此, 对于本文研究的压气机导叶以及所关注的探针直径范围, 导叶出口气流角基本不受探针存在的影响。

除了导叶出口气流角外, 导叶出口的总压、总温分布对压气机性能也将产生影响。由于计算为绝热

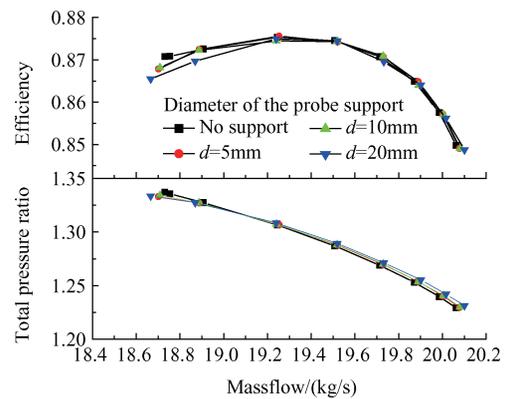


Fig. 9 Compressor characteristic lines with probe support of different diameter (rotor inlet)

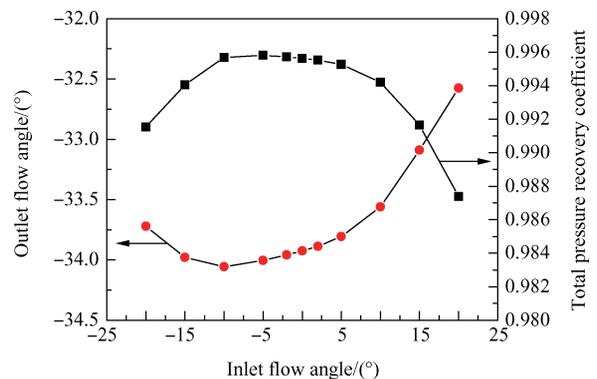


Fig. 10 Attack angle characteristics of inlet guide vane

流动,导叶进出口的气流总温变化不大,而导叶出口的总压变化主要来源于探针支杆和导叶。图13给出了导叶出口的总压云图,可看出,随着探针支杆直径增大,探针支杆尾迹对应的导叶流道出口的低总压区增大,当探针支杆直径为5mm、10mm时,导叶出口的总压仅周向发生变化,径向基本不变,当探针直径为20mm时,导叶出口的总压同时在周向、径向发生变化,这意味着导叶出口参数经周向平均传递给下游转子时,对应于较小探针支杆直径时转子进口总压径向分布不变,仅大小发生变化,较大探针直径时转子进口总压径向分布发生变化且大小发生变化,如图14所示,其中“ h ”表示不同位置的叶高,“ H ”表示整个叶片的高度。

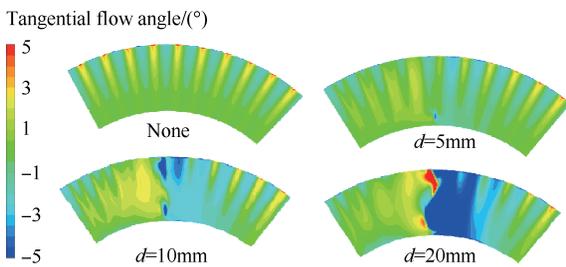


Fig. 11 Inlet tangential flow angle of guide vane at compressor peak efficiency point

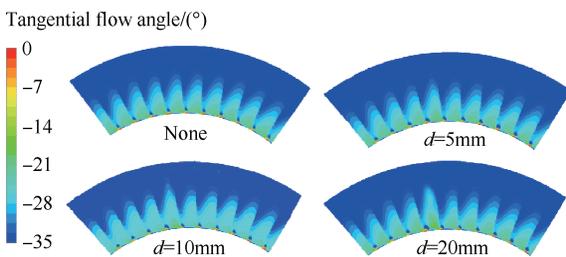


Fig. 12 Outlet tangential flow angle of guide vane at compressor peak efficiency point

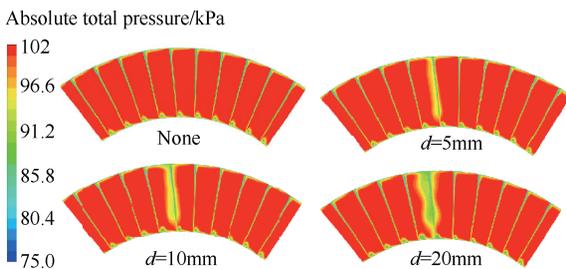


Fig. 13 Total pressure at exit plane of guide vane

由上面的分析可知,探针支杆对导叶出口气流角无影响,对导叶出口总压分布有较大的影响,由于导叶与转子之间采用掺混平面进行数据传递,这种处理方式仅能捕捉到导叶出口截面参数径向变化对压气机性能的影响,而参数的周向变化通过平均被

抹平了。因此,对于支杆直径5mm及10mm的工况,除上下壁面边界层外不存在径向总压畸变,使得导叶下游的压气机特性线(图9)完全重合,而支杆直径为20mm时,总压的径向畸变(图14)使得图9中导叶下游压气机特性线在小流量范围内、较大尺寸探针支杆直径时出现了效率的下降。

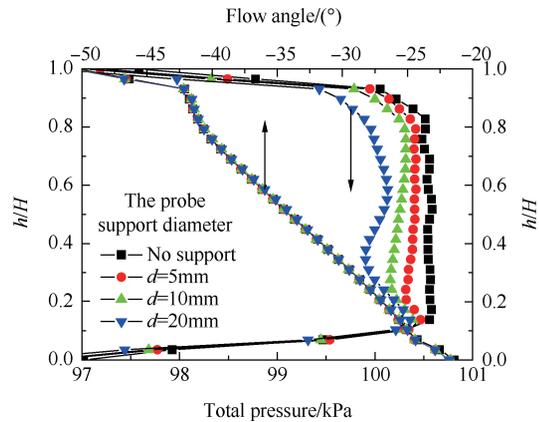


Fig. 14 Circumferential averaged outlet flow angle and total pressure of guide vane with support of different diameter at compressor peak efficiency point

3.2 探针轴向位置对压气机性能的影响

该部分研究了布置于不同轴向位置的探针支杆对压气机气动性能的影响,此时支杆直径为10mm,支杆周向位置是0位置。计算得到1.5级压气机折合特性线如图15所示,压气机特性线不随支杆轴向位置的变化而改变,但相较无探针情况,压气机在稳定工作范围内的压比、效率分别降低了0.55%和1.34%,这个结果表明不同轴向位置的支杆,引起的支杆与导叶总损失基本不变,且导叶出口的参数基本不变。

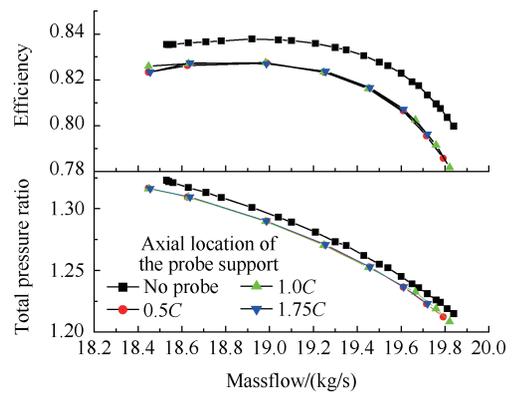


Fig. 15 Compressor characteristic lines with probe support at different axial location

图16给出了探针支杆不同轴向位置时压气机近最高效率点处导叶出口平均总压及气流角的展向分

布,可看出支杆轴向位置对导叶出口总压及气流角分布无影响,证实了图15的结论。

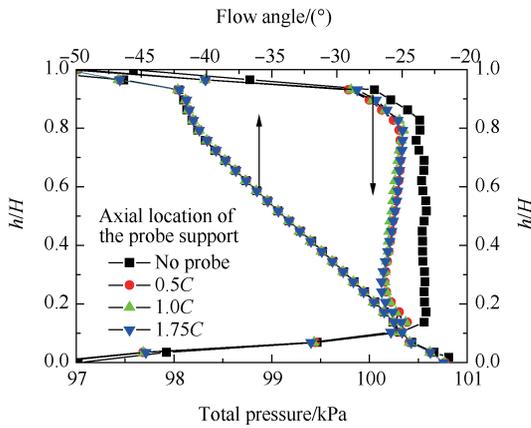


Fig. 16 Circumferential averaged outlet flow angle and total pressure of guide vane with different axial probe support at compressor peak efficiency point

对比图14与图16可知,相较支杆轴向位置而言,支杆直径是影响导叶出口参数分布的主要因素。

图17为进口导叶50%叶高截面的静熵云图,从图中可看出支杆尾迹区与主流掺混造成较大损失,使得熵增加,且尾迹向下游传播,对静子通道流场产生影响,随支杆靠近导叶前缘,支杆到导叶前缘段的损失减小,而导叶内的损失增大,因此,探针支杆轴向位置变化时支杆后到导叶前缘段的损失与导叶内的损失总量不变(图16),仅损失的分配发生了改变。

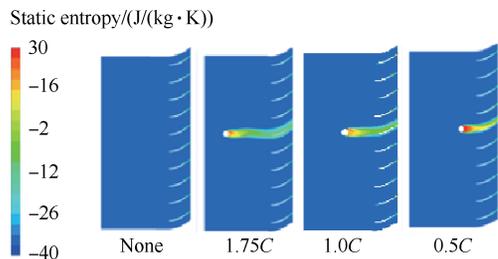


Fig. 17 Static entropy at mid-span section for different axial probe support

3.3 探针周向位置对压气机性能的影响

令探针支杆直径10mm、轴向位置1.0C,改变探针支杆的周向位置为0,0.5,0.25P,0.25S,定常计算得到压气机的无量纲流量-压比及效率特性线见图18所示,探针支杆的存在使得压气机特性线整体向左下方偏移,探针支杆的周向位置对压气机性能基本无影响,引起特性线如此变化的原因与3.2节分析相同。

3.4 探针支杆形状对压气机性能的影响

针对常见的长条型支杆及圆柱型支杆进行对比

分析,圆柱型支杆直径5mm,长条型支杆横截面20mm×5mm,支杆周向位于0位置、轴向位于1.0C处。定常计算结果对比见图19,长条型支杆较圆柱型支杆使压气机性能衰减程度减小。

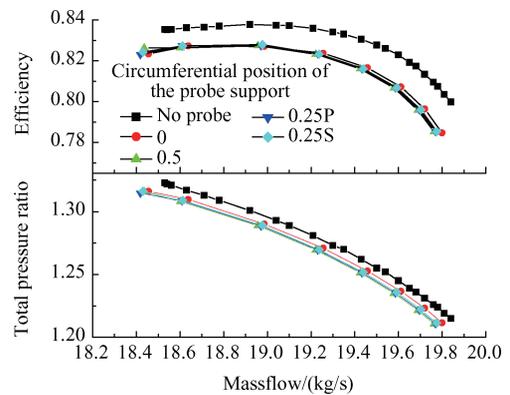


Fig. 18 Compressor characteristic lines with probe support at different circumferential location

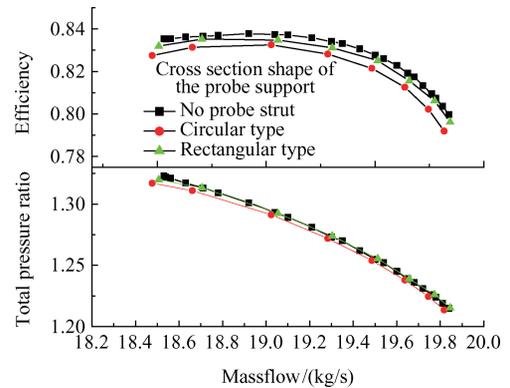


Fig. 19 Compressor characteristic lines with probe support of circular and rectangular cross-section

图20是导叶50%叶高截面的静熵云图,从图中可看出,无论是圆柱型支杆还是长条型支杆,尾迹区域都有较大熵增,圆柱型支杆的尾迹强度及宽度比长条型支杆的尾迹大,说明圆柱型支杆的尾迹影响程度较长条型支杆更剧烈,这也是图19中不同形状的探针支杆使压气机特性线变化程度不同的主要原因。

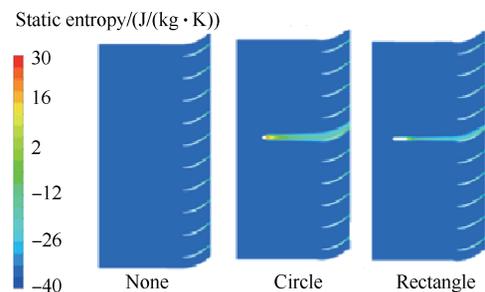


Fig. 20 Static entropy at mid-span section for probe support with different cross-section

图 21 为支杆附近的流线图,当支杆截面为圆柱型时,分离点位于最大厚度处的上游,而当支杆截面为长条型时,分离点位于型面尾缘的最大厚度处,相较于圆柱支杆的分离点后移,导致长条型支杆尾迹强度及宽度较圆柱型支杆减小。

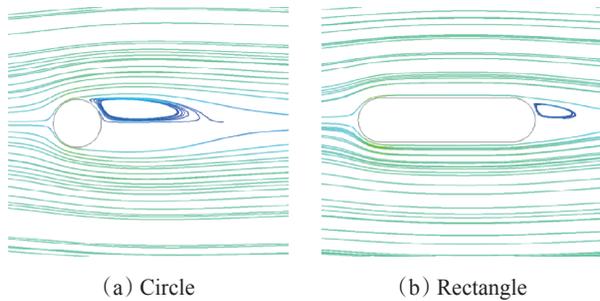


Fig. 21 Streamline at mid-span section for probe support with circular and rectangular section

3.5 非定常流动计算及分析

定常计算中,由于转子与静子交界面使用了掺混平面假设,使得探针支杆及导叶尾迹不能在转子及其下游流场中体现出来。因此,为了观察探针支杆尾迹对流场的影响,有必要开展非定常计算分析,本节选取近压气机最高效率点进行了非定常计算。压气机原叶片数为:导叶 50,转子 47,静子 65,为了减少计算量,在非定常计算时,对叶片数进行约化,约化后叶片数分别为:导叶 48,转子 48,静子 64。为了保证支杆引起的堵塞不至于过大,且计算网格不至于太多,选择支杆数量为 16、直径为 5mm,此时探针支杆的堵塞面积比为 0.057413,支杆与压气机叶片数的比值为 1:3:3:4。

带探针支杆的压气机非定常计算网格如图 22 所示,总网格量为 642 万,其中探针支杆和导叶共 303 万,探针支杆与导叶之间的交界面上的网格节点一一对应,转子 145 万,静子 194 万,为了减小叶排之间数据传递引起的误差,对交界面处的网格进行了平均分布,使交界面两侧网格节点分布一致,图 23 为导叶与转子交界面两侧的网格节点分布示意图。

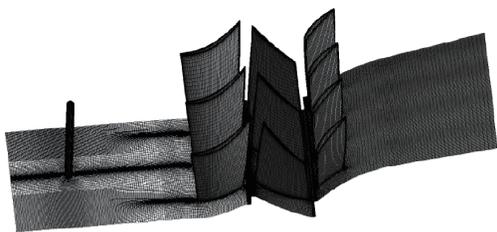


Fig. 22 Computational grid of 1.5 stage compressor with probe support

计算采用的时间步长为

$$\Delta t = 60s / (12809 \times 16 \times 10 \times 3 \times 4) = 2.44 \mu s$$

图 24 为某一时刻有/无探针支杆存在时 50% 叶高截面处的切向气流角云图,可以看出,支杆尾迹通过导叶通道之后,导叶下游流场基本不受变,从图 25 中也可看出,导叶出口的切向气流角的变化很小,这与定常计算的结果相一致。

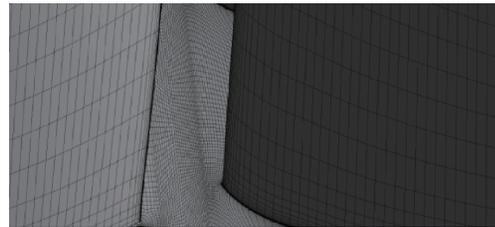
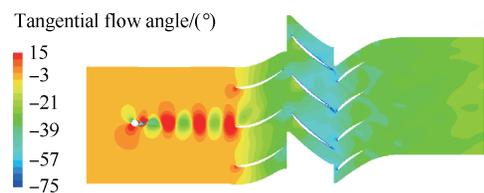
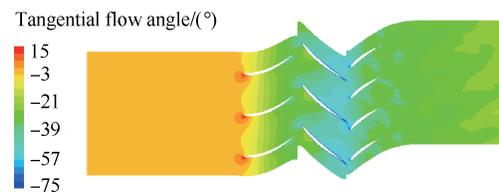


Fig. 23 Grid at rotor-stator interface

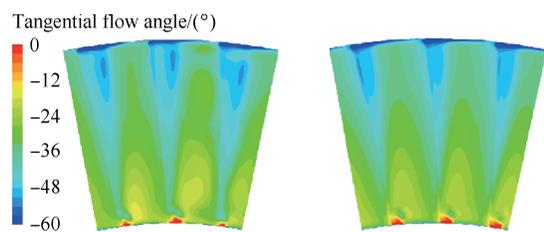


(a) With probe



(b) Without probe

Fig. 24 Tangential flow angle at mid-span section



(a) With probe

(b) Without probe

Fig. 25 Tangential flow angle at exit plane of guide vane

图 26 为某一时刻有/无探针支杆存在时 50% 叶高截面的绝对总压云图,可看出,支杆对应的导叶两侧总压较低,而转子进口除少量区域有低压区存在外,其他区域的总压分布与无探针支杆时相比基本无差别,导叶下游流场总压分布基本相同,从图 27 也可看出,导叶出口的总压分布变化很小。

与上文的结果对比可知,虽然定常计算中采用掺混面法忽略了尾迹的非定常传播过程,但是非定常计算与定常计算的结论是一致的,即当压气机存在进口导叶时,导叶对支杆尾迹的整流作用使得对导叶下游流场基本不受支杆尾迹的影响。

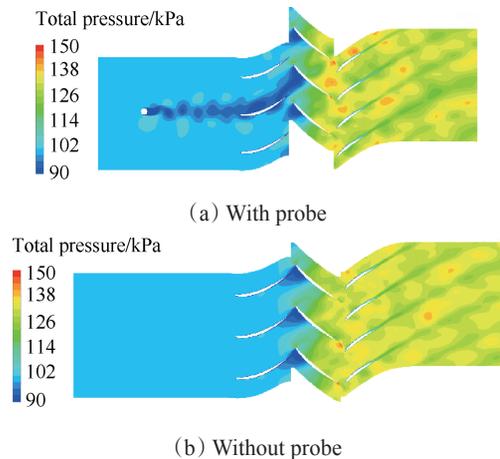


Fig. 26 Absolute total pressure at mid-span section

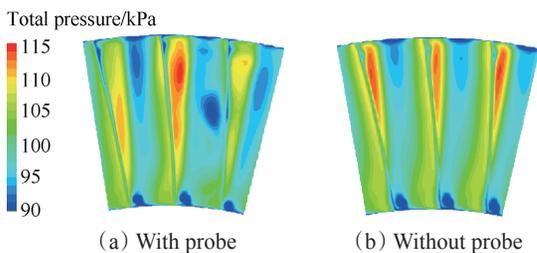


Fig. 27 Absolute total pressure at exit plane of guide vane

4 结 论

本文数值研究了进口测试探针的支杆布局对1.5级压气机气动性能的影响,得到结论如下:

(1) 探针支杆存在时,压气机流量、压比、效率较无探针工况降低,降低程度主要受支杆直径和支杆形状的影响,其中圆柱型探针支杆较长条型支杆使压气机气动性能衰减程度更大。

(2) 对于圆柱型探针支杆,随支杆直径增加,压气机性能衰减增大,带直径为5mm,10mm,20mm支杆的压气机较无探针的压气机平均压比分别降低0.4%,0.51%,0.65%,平均效率分别降低0.8%,1.32%,2.28%。

(3) 对于带导叶的压气机而言,探针支杆尾迹引起导叶进气攻角脉动,当脉动后的攻角位于导叶不敏感攻角范围内时,导叶出口平均参数不发生变化,探针支杆对导叶下游压气机性能的影响可以忽略不计,且探针支杆的轴向位置、周向位置对带导叶的1.5

级压气机气动性能基本无影响。

参考文献:

- [1] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [2] 王洪伟,方 剑,王 治. 速度梯度对圆柱探针测量的影响及修正[J]. 航空动力学报,2008,23(4):712-717.
- [3] 王志强,胡 骏,罗 钜,等. 多级轴流压气机静子通道三维流场测量[J]. 推进技术,2012,33(3):371-376. (WANG Zhi-qiang, HU Jun, LUO Jv, et al. Investigation of Three-Dimension Flow in a Multi-Stage Compressor Stator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(3): 371-376.)
- [4] Gilarranz J L, Ranz A J, Kopko J A, et al. On the Use of Five-Hole Probes in the Testing of Industrial Centrifugal Compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(1): 91-106.
- [5] Georgiou D P, Milidonis K F. Fabrication and Calibration of a Sub-Miniature 5-Hole Probe with Embedded Pressure Sensors for Use in Extremely Confined and Complex Flow Areas in Turbomachinery Research Facilities [J]. *Flow Measurement & Instrumentation*, 2014, 39(5): 54-63.
- [6] Thomas Peters, Leonhard Fottner. Effects of Co- and Counter-Rotating Inlet Distortions on a 5-Stage Hp-Compressor[R]. *ASME 2002-GT-30395*.
- [7] 张皓光,吴 俊,楚武利,等. 进口畸变对轴流压气机流场影响的全通道数值研究[J]. 推进技术,2013,34(8):1056-1063. (ZHANG Hao-guang, WU Jun, CHU Wu-li, et al. Full-Annulus Numerical Investigation of Influence on Flow-Field in an Axial Flow Compressor with Inlet Distortion [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(8): 1056-1063.)
- [8] Castorph D, Raabe J. Measurement of Unsteady Pressure Unsteady Relative Velocity Field of a Kaplan Runner by Means of an Electronic Multi-Miniature Probe as a Basic Contribution to Research on Unsteady Runner Load[C]. *Vienna, Austria: Proceedings of the 7th IAHR Symposium on Hydraulic Machinery and Cavitation*, 1974.
- [9] Lippett D, Woollatt G, Ivey P C, et al. The Design, Development and Evaluation of 3D Aerofoils for High

- Speed Axial Compressors, Part 1: Test Facility, Instrumentation and Probe Traverse Mechanism [R]. *ASME GT2005-68792*.
- [10] 向宏辉, 任铭林, 马宏伟, 等. 叶型探针对压气机叶栅气动性能影响的试验与数值研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2010(4): 10-16.
- [11] Wyler J S. Probe Blockage Effects in Free Jets and Closed Tunnels[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 1975, 97(4): 509-515.
- [12] Lepicovsky J. Effects of a Rotating Aerodynamic Probe on the Flow Field of a Compressor Rotor [C]. *Rhode-St-Géneve, Belgium: Proceedings of the XIX Bi-annual Symposium on Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines*, 2008.
- [13] Ma H, Li S, Wei W. Effects of Probe Support on the Flow Field of a Low-Speed Axial Compressor[J]. *Journal of Thermal Science*, 2014, 23(2): 120-126.
- [14] Goldman L J, Seasholtz R G, McLallin K L. Velocity Surveys in a Turbine Stator Annular-Cascade Facility Using Laser Doppler Techniques [M]. *National Aeronautics and Space Administration*, 1976.
- [15] Coldrick S, Ivey P, Wells R. Considerations for Using 3D Pneumatic Probes in High Speed Axial Compressors [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2003, 125: 149-154.
- [16] 杨荣菲. 轴流压气机非定常流确定叶排参数的近似模型研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2011.

(编辑:朱立影)