

文章编号: 1000-8055(2000) 01-0022-05

轴流压气机重复级边界条件的建立 及其在流场数值诊断中的应用

邹正平¹ 徐力平¹ 张志芳²

¹(北京航空航天大学 404 教研室, 北京 100083)

²(沈阳航空发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 本文对轴流压气机多级环境中存在的重复级流动现象的建立及其在流场数值模拟中的应用进行了研究。研究表明负荷是重复级现象建立的关键因素之一, 在高负荷的情况下, 压气机内很快就可到达重复级状态。另外, 本文利用重复级流动模型建立了重复级边界条件, 在此基础上, 利用 1.5 级对流场已达到重复级状态的多级流场进行了流场数值模拟, 计算结果表明此方法在保证具有较好精度的前提下, 可以大量节省计算时间和计算所需内存。

关键词: 轴流式压缩机; 边界条件; 流场; 数值模拟

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

1 前言

重复级 (Repeating Stage) 现象是六十年代试验中发现的一种流动现象, 存在于多级轴流压气机环境中^[1], 其主要表现为压气机后面级的气流角和速度沿径向分布一致。重复级现象的产生实际上是压气机流场径向掺混作用的结果^{2~4]}, 即随着流动在压气机通道中的发展, 端壁区域中高损失流体与叶中低损失流体之间相互作用, 进行动量和能量的交换, 当交换达到动态平衡时, 压气机流场就象充分发展的管流一样, 每一级出口的速度沿径向分布与这一级进口速度分布相同。

径向掺混的发现解释了为什么由测量出的总温和总压推算出的损失分布存在明显的不合理性^[5, 6]。但对于径向掺混的机理, 人们曾经有过不同的观点。A dkins & Smith 首先提出了径向掺混的重要性并对径向掺混的机理进行研究, 他们认为二次流引起的对流输运过程是径向掺混的基本物理机制^[4], 而 Callimore, Cumpsty & Li 等人则把湍流扩散考虑为径向掺混的主要机制^{2, 3, 7, 8]},

由于经验系数的引入, 二者的结果与实验都吻合较好。然而, 他们考虑的情况分别针对设计工况和偏离设计工况, 并未对不同工况下的径向掺混进行综合考虑。Wisler 等人注意到这个问题, 对径向掺混进行了综合的研究, 最终表明二次流和湍流扩散两种机制同时存在^[9], 只是在不同工况、不同区域下作用强度有所不同。

径向掺混的作用使得多级轴流压气机中、后级流场产生重复级现象。Smith 提出的四级重复级流动模型的概念, 给低速大尺寸实验台多级轴流压气机流场实验模拟提供了理论依据。所以在实验中试件通常由相同的四级组成, 第一、二级为研究级(第三级)建立典型的进口环境, 并认为重复级流动在进入第三级前已经建立, 而第四级则产生合适的出口流场。然而, 当今的压气机较之 60, 70 年代已经有了很大发展, 具有级负荷高、展弦比低等特点, 压气机内部流场更为复杂, 三维影响明显加强, 所以重复级现象的产生环境也明显不同, 这样使得减少重复级流动现象产生所需的级数成为可能。然而, 其中两个关键性的问题必须加以解决, 即如何以最优的方式确定测试所需的

收稿日期: 1999- 02- 08; 修订日期: 1999- 05- 04

基金项目: 国家自然科学基金资助项目()

作者简介: 邹正平(1971-), 男, 北京航空航天大学 404 教研室, 博士

级数, 以及更为有效地对重复级流场进行模拟, 而不是对所有级进行数值模拟以节省资源。目前, 公开发表的相关文献很少。

本文研究目的就是试图通过采用重复级进出口边界条件模型的数值模拟手段, 寻求解决以上问题的方法。研究了不同负荷情况下重复级流动现象产生以及重复级进出口边界条件流动模型在数值模拟中的应用。并将采用重复级进出口边界条件的数值模拟结果与多级联算直接计算的结果进行了对比。

2 负荷对重复级流动现象建立的影响

本文计算中采用 Denton 多级叶轮机三维粘性程序。有关 Denton 多级叶轮机三维粘性程序, 可参阅文献[10]。

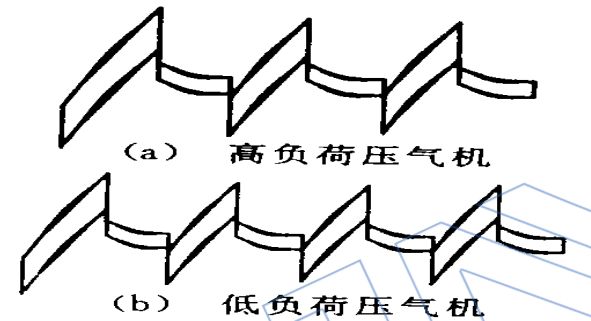


图 1 高、低负荷多级压气机示意图

为了比较负荷对重复级产生的影响, 本文对两种不同负荷的多级压气机分别进行了计算, 以便进行比较。叶型形状参见图 1, 其主要参数参见表 1。

表 1 压气机参数

	高负荷压气机		低负荷压气机	
	转子	静子	转子	静子
级数	3		4	
进口级平均展弦比	0.76	1.28	0.76	1.28
稠度	1.62	1.90	1.62	1.90
叶中旋转速度(m/s)	358.74		358.74	
级负荷系数(H/U^2)	0.48		0.34	
平均轮毂比	0.815		0.815	
转速(r/min)	13000		13000	
级压比	1.5		1.29	
来流Ma数	0.89		0.89	

本文以级压比和级负荷系数来代表级负荷。在计算中, 高负荷轴流压气机采用 3 级模型, 低负荷轴流压气机则采用 4 级模型, 二者采用完全相同的流道, 以消除流道曲率产生的影响。转子采用相同转速, 并具有相同的叶尖间隙。计算中采用 H 型网格, 高、低压气机网格节点数目分别为: $25 \times 384 \times 25$ 和 $25 \times 512 \times 25$ (周向 $\times$ 流向 $\times$ 展向)。

图 2 和图 3 分别给出了高、低负荷压气机转子、静子出口处周向质量平均轴向速度沿径向的分布。由图可以清晰地看出, 高负荷压气机只需 1.5 级即达到重复级状态, 而低负荷压气机则不同, 它需要 2~2.5 级才能达到重复级状态, 这表明高负荷压气机更容易达到重复级状态。

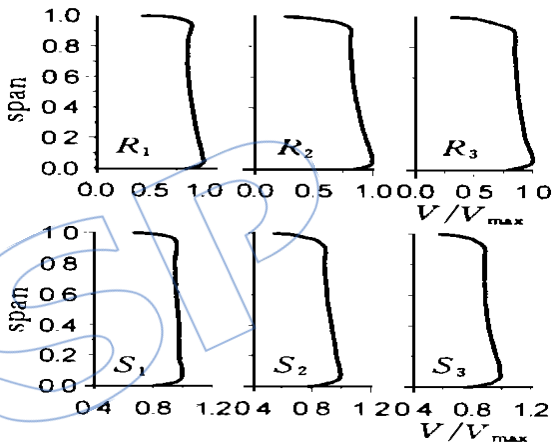


图 2 高负荷压气机转静出口轴向速度分布

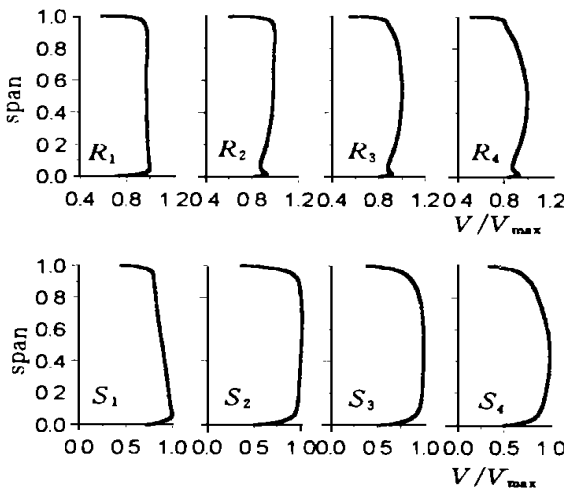


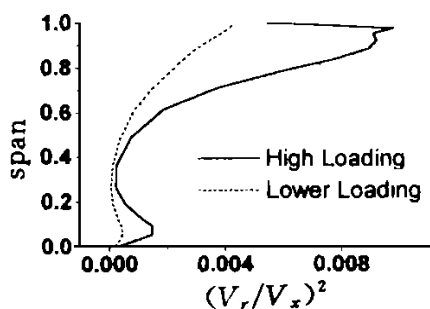
图 3 低负荷压气机转静出口轴向速度分布

分析其主要原因如下: 多级环境中建立和维持重复级现象的重要因素是径向掺混, 而二次流迁移和湍流扩散是引起径向掺混的两个主要原因, 只是在不同的径向位置和不同的运行工况下作用强度有所不同。所以二次流迁移和湍流扩散

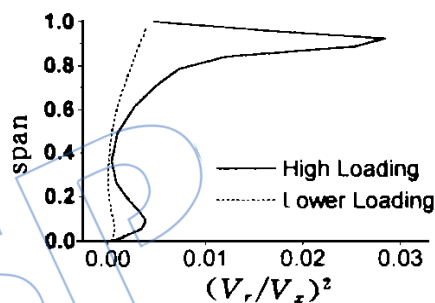
能力的强弱是影响重复级现象产生的关键因素。而随着当今技术的发展,压气机级负荷不断增加。高的级负荷不可避免地导致强烈的二次流流动,如气流的高度旋转、更高的逆压梯度、边界层的高度扭曲、更为严重的堵塞、强烈的激波(如果存在的话)和叶尖泄漏流、以及更厚的尾迹等等,所有这些因素的加强都加强了径向掺混,加速了重复级流动现象的建立。另一方面,高负荷使得叶片边界层和尾迹加厚等,并且常常导致角区叶片表面出现分离,这些导致湍流扩散的能力加强。同时,叶片展弦比的减少,进一步增强了端壁区的影响。二次流对流和湍流扩散能力的加强,意味着当代的压气机的几何形状和气动负荷朝着使径向掺混更加激

烈的方向发展,也就是使得重复级现象更容易产生和维持。

Adkins & Smith 曾利用 $\beta = \frac{z}{a} \int \frac{V_y^2}{V_z^2} dx$ 来代表掺混系数,为方便起见,本文直接以 (V_y^2/V_z^2) 作为掺混系数来代表径向掺混的强烈程度(式中, V_y 为径向速度, V_z 为轴向速度)。图 4 给出了第一级和第二级出口处的掺混系数,图 5 中则给出了高、低负荷压气机第一级压气机静子出口截面处的速度矢量图,所有这些都充分表明负荷对径向掺混的影响,高负荷情况下轴流压气机的径向掺混比低负荷压气机强烈。这种现象在涡轮中同样存在^[11,12]。

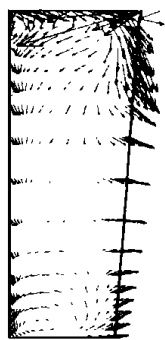


(a) 第一级静子出口

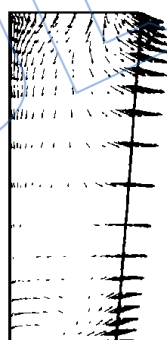


(b) 第二级静子出口

图 4 $(V_r/V_z)^2$ 沿径向的分布



(a) High loading



(b) Lower loading

图 5 静子出口速度矢量图

目前,在先进的三维设计体系中,为了在正确的边界条件下获得真实可信的结果,必须在多级环境下对压气机的流场通过实验或数值模拟手段对流场进行诊断。Smith 提出的四级重复级模型是针对 60、70 年代压气机水平而言,而今情况已大不相同。根据 Wisler 的报告^[13],以 GE 公司研制的发动机为例,50~60 年代的 CJ805, J79 以及 CF6-50 的压气机实际增压比分别为 12.5 和 13.0,需要级数为 17 和 14,而代表着当今先进水平的 GE90 的压气机增压比则为 23,且所需级数

仅为 10,无论是总的负荷还是发生单级负荷都增加了许多,设计中另一个较为明显的变化展弦比下降很多等。这些变化增强了通道中径向掺混,从而对多级环境下重复级流动现象的到达产生影响,其过程减少到 1.5~2 级即可。故在当代高负荷压气机流场的诊断、测试中,模型试件可以由原来的 4 级减少到 2~3 级,这样即可产生合适的进口和出口环境,建立重复级流动,满足实验和测试的需要,对于节省经费,减少实验和测试时间,缩短压气机的研制周期具有实际意义。

3 数值模拟中的重复级边界条件

在压气机的研制过程中,除了必须确定用于低速大尺寸实验台测试时所需的最优叶片级或排的数目,还面临着另一个复杂的问题,即如何建立三维数值模拟中正确的边界条件。在实际中,如果对所有级进行三维数值模拟,所需计算资源巨大,且对于只想诊断其中一排或少数叶片排流场而言,是一种严重的资源浪费,同时,在多级联算过程中,误差在级间的传输过程中,随着叶片排数目的增加而不断放大,这意味着误差的积累带来数

值模拟结果的不精确, 偏离真实流动情况, 特别是在目前压气机负荷高, 角区存在分离的情况下, 更为严重。

对于轴流压气机的前几级, 没有较好的解决办法, 一般需要进行所有级的随着模拟, 但对于多级压气机中、后级来说, 其机匣和轮毂半径变化比较小, 级之间的差异很小时, 一般已经处于重复级流动状态, 这样就提供了一个可能, 即利用重复级边界条件, 以 1.5 级压气机来对替代多级进行模拟。这样, 计算所需内存和时间大大减少。

在级的计算中, 传统的边界条件规定进口总压 $P_o(r)$, 总温 $T_o(r)$, 气流角 $\beta(r)$ 和 $\gamma(r)$ 沿径向的分布, 出口则给定静压 $p(r)$ 的分布, 或给定轮毂或机匣处的静压, 并利用径向平衡关系。重复级边界条件则有所不同, 即保持这些参数的平均值, 尔后把出口处的分布型叠加到进口处。为了得到正确的出口压力分布, 在实际计算中采用 1.5 级, 其中后面半级主要作用是产生合适的出口环境, 以便正确模拟出下游叶片对上游叶片排的位势作用, 使得原有级的出口气动参数与真实的多级流场更吻合。在理论上, 静压分布同样可以从进口获得, 但参考值则不易确定。而且, 只前者考虑向上游传播位势作用所导致计算开销增加并不大。

根据研究目的不同, 重复级边界条件可以分为如下两类:

(1) “连续模式”: 在这种模式中, 首先利用传统的边界条件进行计算, 直至收敛; 尔后把级出口的分布型反馈到进口, 并作为新的边界条件重新进行计算, 直至再次收敛; 重复此过程直到级的进出口分布型一致。这种模式可以用来确定达到重复级边界条件所需相同的级数, 修改边界条件的迭代次数即为所需级数。

(2) “镶嵌模式”: 在这种模式中, 虽然如连续模式一样, 计算从传统的边界条件开始, 但在计算的过程中, 分布型不断修改。当计算停止后, 级进口的分布型与出口的分布型一致, 计算过程即模仿工作于重复级环境中的镶嵌级。这种模式相对于连续模式而言, 可以明显节省计算时间, 可用于已经处于重复级环境中级的计算。

Bolger & Horlock 在重复级计算的研究中曾使用较为相似重复级边界条件^[14], 但他们是根据实验测量的分布型规定计算的进口边界条件, 自然, 他们边界条件的规定仍是传统的方法, 所以级的出口分布型并不需要与进口一致。更为重要的是: 由于计算中要用到实验数据, 所以必须预先进

行实验测量。

为了进行验证, 以 Denton 多级叶轮机三维粘性程序为基础, 在其中嵌入重复级进出口边界条件。作为算例, 本文对一个由三级相同级组成的低展弦比压气机流场进行了计算, 分别进行三级直接联算(不含有重复级边界条件), 以及采用连续模式的重复级边界条件的 1.5 级配置进行计算。叶型主要数据如下: 转、静子轮毂比分别为 0.896 和 0.903, 展弦比分别为 1.27 和 1.39, 稠度分别为 1.12 和 1.38, 轴向间距/转子弦长为 0.5, 设计级压比为 1.40, 来流马赫数为 0.80。计算网格节点分别为 $28 \times 219 \times 28$ 和 $28 \times 538 \times 28$ (周向 $\times$ 流向 $\times$ 展向)。

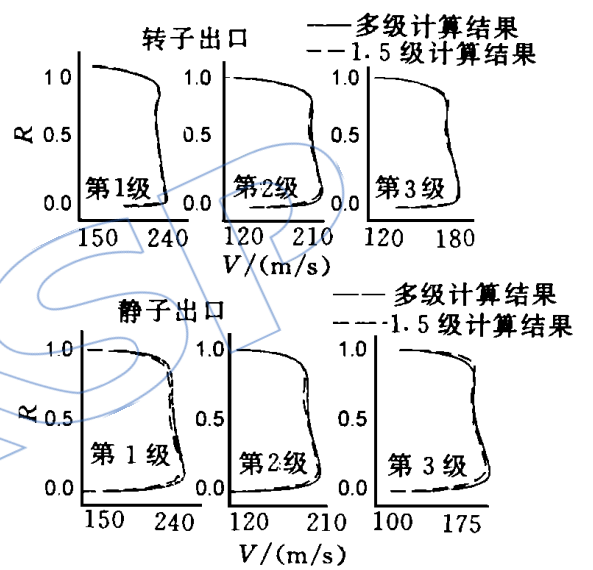


图 6 计算结果对比

图 6 给出了二者计算结果对比, 其中图 6(a) 给出了动叶出口处周向质量平均的轴向速度沿径向分布, 图 6(b) 则给出了静叶出口处周向平均的轴向速度沿径向分布。可以看出, 二者基本吻合, 表明重复级边界条件的使用具有足够的精度。实际上, 重复级边界条件的使用, 在某种意义上有可能有利于保证计算的精度, 这主要是因为压气机的多级计算过程中, 上游的较小误差会引起下游叶片排的流动条件较大的改变, 从而导致误差在级的传输中被放大, 而重复级模型则可以限制误差的放大。而且, 由于计算级数的减少, 网格点大量减少, 节省了计算所需内存。当然, 其与实验结果比较, 可能会有一定差异, 这是因为实际重复级边界条件在实际中并不是十分严格的, 但是这种方法在压气机设计过程中, 可以为分析和诊断流场提供一定依据, 具有较大意义。

4 结 论

(1) 由于现代的压气机级负荷高、展弦比低,很容易达到重复级边界条件,大约在 1.5 级左右即可。其主要原因是高的叶片负荷将导致叶片通道中径向掺混加强。这对于压气机的气动设计是非常有意义的,意味着通常的实验采用 2~3 级模型即可,而不是传统意义下的四级模型,从而节省经费和时间,缩短型号的研制周期。

(2) 对于多级轴流压气机的中、后级,其机匣和轮毂半径变化比较小,级之间的差异不大时,容易满足重复级现象产生的条件,在进行数值模拟时,可以充分利用重复级边界条件,以 1.5 级取代多级进行计算,来模拟镶嵌级以及确定建立重复级流动条件所需的级数,避免了对多级流场直接进行求解,在保证计算精度的前提下,大量节省计算时间和内存,这对在计算机资源不足的情况下利用数值模拟手段分析和诊断研制初期多级轴流压气机流场是十分有利的。

参 考 文 献

- 1 Smith L H. Wake Ingestion Propulsion Benefit[J]. Journal of Propulsion & Power, 1993, 9(1): 74- 82
- 2 Galimore S J, Cumpsty N A. Spanwise Mixing in Multistage Axial Flow Compressors: Part I—Experimental Investigation [C]. ASME 86- GT- 20
- 3 Galimore S J. Spanwise Mixing in Multistage Axial Flow Compressors: Part II—Throughflow Calculations Including Mixing[C]. ASME 86- GT- 21

- 4 Adkins G G Jr, Smith L H Jr. Spanwise Mixing in Axial- Flow Turbomachines[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1982, 104(1):
- 5 Dring R P, Joslyn H D, Hardin L W. An Investigation of Axial Compressor Rotor Aerodynamics[J]. Journal of Engineering for Power, 1982, 104(): 84- 96
- 6 Joslyn H D, Dring R P. Axial Compressor Stator Aerodynamics[C]. ASME 84- GT- 90
- 7 Li Y S, Cumpsty N A. Mixing in Axial Flow Compressor: Part I—Measurements in a Single Stage Compressor and a Duct [C]. ASME 90- GT- 38
- 8 Li Y S, Cumpsty N A. Mixing in Axial Flow Compressor: Part II—Test Facilities and Measurements in a Four- Stage Compressor[C]. ASME 90- GT- 39
- 9 Leylek J H, Wisler D C. Mixing in Axial- Flow Compressors: Conclusions Drawn from 3- D Navier- Stokes Analyses and Experiments[C]. ASME 90- GT- 352
- 10 Denton J D. The Calculation of Three- Dimensional Viscous Flow Through Multistage Turbomachines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 18- 26
- 11 Lewis K L. Spanwise Transport in Axial- Flow Turbines: Part I—The Multistage Environment[C]. ASME 93- GT- 289
- 12 Lewis K L. Spanwise Transport in Axial- Flow Turbines: Part II—Through Flow Calculations Including Spanwise Transport[C]. ASME 93- GT- 290
- 13 Wisler D C. Advanced Compressor and Fan System[C]. GE Aircraft Engines, Cincinnati, Ohio, USA. , 1988
- 14 Bolger J J, Horlock H. Prediction of the Flow in Repeating Stages of Axial Compressors Using Navier- Stokes Solvers [C]. ASME 95- GT- 199

(责任编辑 杨再荣)

Establishment of Repeating Stage Conditions for Prediction of Axial Compressor Flow Field

Zou Zhengping¹, Xu Liping¹, Zhang Zhifang²

²(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

²(2th Dept. Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The generation of repeating stage flow pattern in a multistage axial compressor and a simulation model of its flow field are investigated. The results show that the aerodynamic loading is one of the important factors to set up the repeating stage conditions. The flow is quickly reaching the repeating stage conditions as the loading is high. At the same time, a repeating stage boundary conditions are established on the basis of the model. A multi- stage flow field is simulated numerically which is reached the repeating stage conditions, employing 1.5 compressor stages. The results show that this method can improve the convergence as well as save the required memory and time of computation.

Key words: axial flow compressors; boundary conditions; flow fields; numerical simulation