

跨 / 超声速航空压气机流场数值计算

Numerical Calculation of Transonic / Supersonic Aviation Compressors

■ 闫文辉 / 北方工业大学 周军伟 / 哈尔滨工业大学

跨/超声速航空压气机内部流场十分复杂，存在激波、旋涡、湍流边界层及其之间相互干扰的问题，试验研究困难，设计难度高。发展先进的湍流模型，进行准确的流场计算，能够更好地研究压气机内复杂流动结构和演化机理，支撑试验研究，提升气动设计效率。

高 负荷跨/超声速压气机是先进航空涡扇发动机核心部件之一。压气机内部存在着复杂的涡系结构和典型的非定常效应，通过先进计算流体力学（CFD）的方法准确获得其气动性能，对压气机的设计和试验都起到了重要的支撑作用，对复杂流场结构物理本质的认识也起到了良好促进作用。近些年来，基于雷诺平均纳维-斯托克斯（N-S）方程的湍流模型方法（雷诺平均N-S方程，RANS）考虑了工程实际中的可操作性、经济性与实效性，仍然是当前解决工程实践问题的主要计算方法，在计算跨声速压气机复杂流动问题中占有主导地位，但对于压气机内激波边界层干扰问题，以及非设计工况下的复杂分离流动等情况，简单并广泛使用的线性湍流模型已经不能进行可靠的预测了。湍流模型成为了影响准确计算这些复杂流动结构的关键因素之一。因此，有针对性地发展有效的湍流模型具有十分重要的意义。

压气机内复杂流动情况

压气机中的湍流流动属于典型的非均匀内流流动，整个流场存在着非

常复杂的波系干扰。值得注意的是，压气机内还存在复杂的涡系，其中主要为叶尖间隙流动所形成的叶尖泄漏涡，以及其他分离涡、角区涡、通道涡等。此外，压气机内还存在大量的近壁产生和发展的湍流，近壁湍流模拟的准确性决定着压气机流场与性能计算的准确性，而近壁湍流的计算主要是由湍流模型决定的。

在非设计工况下，压气机内部的流动会变得更加复杂。例如，强逆压梯度使角区分离流动会在更大的区域内出现，从而导致叶片通道的阻塞，限制了压比的上升，因此湍流模型的建模要能够考虑到压气机内强逆压梯度下角区流动的特点，从而提高对角区分离流动的预测精度。叶尖泄漏涡同样也会导致叶片通道的阻塞，甚至形成旋转失速团，并与通道激波干涉形成更复杂的涡团结构，进而影响压气机的性能，如何准确、合理地预测叶尖泄漏涡的涡核位置、涡量强度、动态特性以及周边湍流的输运与耗散，也是对湍流模型的一大挑战。同时，激波还与叶片、轮毂、机匣的湍流边界层相互干扰，这也是跨/超声速压气机里面普遍存在的非定常现象。

激波引起的大逆压梯度会导致干扰区内的边界层变厚甚至分离，使下游叶栅偏离设计工作状态，边界层的变化又反作用于激波，改变了近壁区局部的激波结构，使得边界层附近的激波扭曲、振荡，这些都会导致湍流建模的物理基础不再适用，从而对湍流模型建模提出新的挑战。跨/超声速航空压气机内流动的复杂性还在于以上多个现象的耦合出现及相互干扰，这使得不管是对压气机非设计点工况下性能的准确预测，还是复杂流场结构物理本质的认识，都还需要大量的科研投入。

目前，为了获得更为可信的计算结果，压气机流场的仿真对数值方法、计算格式、湍流模型、计算网格，以及数据处理等都提出了更高的要求。对此，国内外众多研究机构和软件厂商在这方面都取得了显著的进展，如ANSYS公司的CFX/Fluent、NUMECA公司的Fine/Turbo和西门子公司开发的STAR-CCM+等，这些软件的功能强大，并且用户广泛。此外还有一些知名的开源软件，如OpenCFD公司开发的OpenFOAM、斯坦福大学开发的SU2和美国国家航空航天局（NASA）兰利研究中心开发的CFL3D等。开源软件对用户的个性化定制



和二次开发更加友好，进一步推动了CFD相关技术的发展。

压气机数值计算中的湍流模型

2014年,NASA发表了报告《CFD2030 愿景研究:计算航空学变革之路》,将湍流模型的发展列为了一项非常重要的内容。不少世界知名学者也曾指出“湍流模型是CFD的决定因素”,以及“湍流模型是大量应用CFD的核心”,这主要是因为湍流模型被认为是CFD中最大的误差源,对数值计算精度的影响最大,从而制约着CFD的发展和应用。

目前在CFD数值计算中广泛应用的是在传统湍流理论和数学平均方法下发展出来的湍流模型,其发展主要是基于简单湍流问题的考量,因而面对分离流、激波和复杂涡系等更为复杂湍流的模拟时存在明显的困难,而这些复杂流动模拟能力不足的主要原因是湍流模型。湍流模型对CFD的准确性影响是很大的,在第二届阻力预测研讨会(Drag Prediction Workshop II)上,研究人员提出湍流模型对CFD计算结果准确性影响最大,占到了15%左右。在当前主流的RANS方法中,使用的湍流模型主要有雷诺应力模型和涡黏模型。虽然雷诺应力模型的导出相对比较严谨,理论上可以适用于各向异性湍流计算,但由于其过于复杂、计算成本高及鲁棒性较差等不足,并且在各类流动的计算精度上也没有完全优于涡黏模型,因此,在实际的航空压气机数值计算中广泛使用的依然是线性涡黏模型。

线性涡黏模型是基于布西尼斯克(Boussinesq)提出的涡黏性假设,

即将流体微团的湍流脉动比拟为流体分子的热运动,仿照分子黏性应力与速度变形率的关系,引入了涡黏系数的概念,并将雷诺应力与平均速度应变率的本构关系建立起来。线性涡黏模型包括通常提到的零方程模型、一方程模型和两方程模型等,其典型的代表包括B-L、SA、 $k-\varepsilon$ 、 $k-\omega$ 及 $k-\omega$ SST等。SA一方程模型由于计算速度快、鲁棒性好,且经过多方标定和优化,对中小逆压梯度及小分离边界层流动表现良好,一直是航空压气机计算中广泛使用的模型之一; $k-\omega$ SST切应力输运型模型是一个结合了 $k-\omega$ 和 $k-\varepsilon$ 等优点的典型两方程模型,在近壁处采用 $k-\omega$ 模型,在边界层外区和自由剪切层采用 $k-\varepsilon$ 模型,由于 $k-\omega$ SST模型精度高、鲁棒性好,能够更好地预测逆压梯度和边界层分离等较复杂的流动情况,因此在压气机数值计算中也受到了广泛使用。涡黏模型基于涡黏性假设,导致了该类模型存在“各向同性”“瞬时平衡性”等很多缺点,这对压气机里面存在的角区二次流、端壁泄漏流、旋转效应和激波边界层干扰等导致的各向异性流动的计算是无能为力的。基于这样的原因,众多学者对线性涡黏模型,特别是SA、 $k-\omega$ SST模型开展了旋转性、非线性修正等较多改进研究工作;此外,还有针对流动各向异性改进产生的SA-QCR和SST-QCR模型,这些改进在一定程度上提高了压气机复杂流场的计算效果。

考虑湍流脉动量随机性的特点,湍流问题研究的主要困难之一在于将所有的湍流随机脉动量一起平均后,一阶脉动的统计平均值为零,

产生了使方程难以封闭的雷诺应力项,导致湍流模型只能对脉动的高阶关联项进行模化,无法保留和有效利用实际存在的湍流一阶脉动信息,这就导致了长期困扰湍流研究的高阶关联不封闭问题。笔者对湍流脉动速度使用了侧偏平均方法处理后,在导出的脉动流控制方程中,保存了包括一阶量在内的全部统计平均扰动信息,进一步使用动量传输链的模化概念后,建立了一种可以适用于航空压气机流场数值计算的湍流模型,新发展的湍流模型的速度尺度既具有与湍动能 k 相当的标量特性,又具有矢量特性,能够较好地反映湍流的各向异性特点。图1清晰地显示了笔者使用新模型计算获得的压气机叶尖泄漏涡与通道激波的干扰情况。图2为利用新模型得到的压气机叶片吸力面上的激波边界层干扰现象。由于激波产生的逆压梯度导致了叶片吸力面上的边界层增厚及分离,并且激波受到边界层的影响呈现典型“ λ ”形状。

压气机数值计算中的算法及网格

在数值算法方面,航空压气机流场

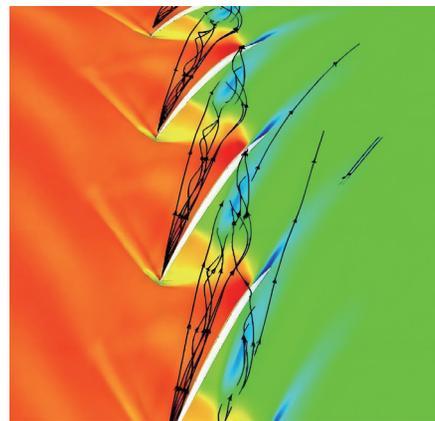


图1 叶尖泄漏涡与通道激波的相互干扰

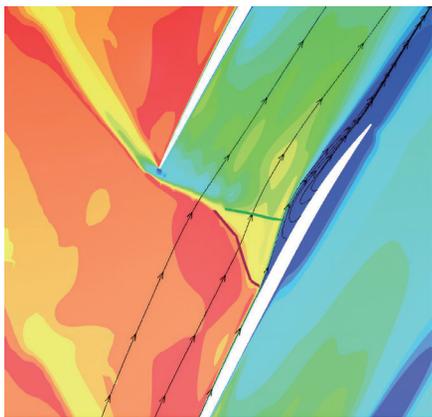


图2 压气机叶片吸力面上激波边界层干扰

计算中使用的有限体积方法居多，有限体积方法的守恒性和对复杂几何体的适应性都比较好。而针对高负荷跨/超声速压气机内的激波干扰、间隙流动和复杂涡系等问题时，为了提高激波分辨率和计算精度，有限差分方法则更有优势。为了保证跨/超声速流动计算的准确性，在控制方程对流项的离散格式中，迎风格式具有计算精度高、效率高和鲁棒性好等优点而广泛使用。其中通量矢量分裂格式（FVS）和通量差分分裂格式（FDS）都是采用比较多的两大类方法。相比于FDS方法，FVS方法在计算效率和稳健性方面有一定优势，但通常数值耗散会更大一些。此外，并行计算技术也是影响航空压气机计算的关键技术之一。

网格是开展流场计算的前提，在压气机流场计算中起到非常重要的作用。压气机流场常用的J型网格的拓扑结构较复杂，为了实现高精度格式，通常在每个网格点上需要多个节点信息来构造参数的导数，对于多块网格，J型网格实现高精度有一定困难。另外，常用的还有H型网格，这种网格结构简单，程序

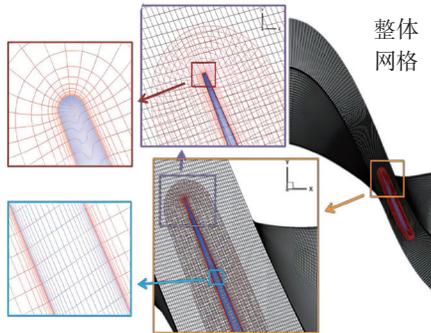


图3 基于S1面插值的正交重叠压气机网格

实现方便，但H型网格在叶片前缘及尾缘处较难处理钝头所导致的网格拐角和网格增长问题，其导致叶片前缘及尾缘处网格质量较差。笔者在考虑到H型网格所存在的问题，以及J型网格的困难程度后，提出了一个新的网格拓扑结构思路，其目的是解决H型网格在叶片前缘及尾缘处模拟精度变差及边界参数难以准确赋值的问题，并规避复杂网格拓扑所带来程序代码复杂度增大的问题。经过认真思考及多方讨论，提出一个思路，即“基于S1面插值的正交重叠压气机网格生成方法”。图3为新网格方法生成的高质量正交重叠压气机网格，图4为笔者使用FVS方法在不同网格下计算得到的90%叶高位置的激波形态对比，可以发现基于S1面插值的正交重叠网格获得的流场计算效果提升明显。

结束语

当前，RANS方法是研究航空压气机流场的重要CFD手段之一，甚至在一些特殊情况下，理论及试验无法进行时，数值计算是唯一的选择。目前国内外CFD研究领域的诸多学者普遍认为，在未来的20 ~ 50

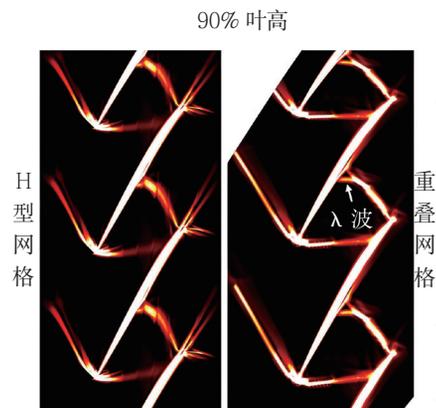


图4 不同网格下压气机激波分辨率对比

年，基于湍流模型的RANS方法仍然是CFD的主流。即便在目前热门的RANS/大涡模拟（LES）混合类方法中，湍流模型仍然是成功的基础。现有涡黏模型需要在非线性、各向异性方面继续改进、完善和发展，从而提高压气机流场的预测精度。涡黏模型的建模方面，重点在于确定合理的湍流尺度，湍动能是一个比较理想的速度尺度，笔者也在湍流脉动速度方面做了初步尝试，获得了较好效果。湍流尺度方面依然是涡黏模型建模中最不完善的地方之一，还需要进一步的深入探索。此外，雷诺应力模型（RSM）方法以及RANS/LES混合方法也是以后值得期待的压气机计算的发展方向。在数值方法及计算格式方面，效率高、稳健性好的，并且对激波及黏性都有更好分辨率的方法需要继续发展。高质量的网格对压气机的计算精度有着重要影响，因此，为了获得可靠的压气机数值结果，网格的数量和质量必须要首先满足计算要求。

航空动力

（闫文辉，北方工业大学，副教授，主要从事航空叶轮机械流场仿真研究）