

适用于超声速边界层转捩的大涡模拟模型与方法

于长平¹, 周浩^{1,2}, 李新亮^{1,2}

中国科学院 力学研究所 高温气体动力学重点实验室, 北京 100190

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049

摘要:

超/高超声速飞行器实际飞行控制中, 边界层转捩对飞行器表面的气动力、气动热具有重要的影响, 而现有的 RANS 模型只能给出转捩区域范围, 不能准确预测转捩位置, 同时现有的大涡模拟模型面对预测转捩时也具有一定的局限性。本文针对超声速边界层中的转捩预测问题, 提出了一种基于螺旋度的新型大涡模拟模型-螺旋度模型(HM), 新模型包含了速度梯度张量和涡量梯度张量的对称部分, 同时该模型在计算转捩问题上具有天然的优势, 可以判别出层流和湍流, 在不使用动态求解系数方法的情况下, 也能准确预测转捩位置。本文在超声速平板边界层下测试了4种工况, 通过一些湍流平均量的对比, 表明新模型在预测转捩上具有不错的潜力和优势。

关键词: 大涡模拟模型; 螺旋度; 转捩预测; 超声速; 平板边界层

转捩预测是流体力学中一个重要的理论和实际问题, 在经历了上百年的研究后, 虽然人们对转捩过程中的某些环节有了突破性的进展, 但并未完全认识转捩机理。然而转捩预测, 特别是边界层转捩预测, 在工程应用中有重要的意义。在超/高超声速飞行器实际飞行控制中, 边界层转捩对飞行器表面的气动力、气动热以及超燃冲压发动机的进气道性能、燃烧室的掺混等具有重要的影响, 一旦边界层流动发生转捩, 飞行器表面摩阻、热流都会急剧增大, 因此, 正确预测转捩对气动力和气动热的正确计算至关重要。

个别简单的湍流问题可以应用理论分析近似的获得流动特性, 实际湍流问题的预测主要还是依靠实验方法和数值模拟方法, 然而由于转捩问题对各种环境扰动因素都十分的敏感, 因此对实验风洞的设计以及要求都会提高, 实验难度也就随之加大。现有的数值模拟方法: 直接数值模拟(Direct Numerical Simulation, DNS)具有计算精度高以及小尺度涡结构分辨率高的特点, 然而要获得所有尺度的信息, 需要很高的空间和时间分辨率, 也就需要巨大的计算机内存和计算量, 目前受计算资源的限

制,只能应用于简单几何外形,中等 Re 数的湍流模拟,还不能作为复杂湍流运动的预测方法^[5];目前工程中广泛应用的数值模拟是雷诺平均方法(Reynolds Averaged Navier-Stokes,RANS),它只计算平均运动,因此空间分辨率要求低,计算工作量小,主要缺点是只能提供湍流的平均信息,对于工程设计是远远不够的;20世纪70年代,大涡模拟(Large Eddy Simulation,LES)问世,主要思想是对大尺度湍流直接数值求解,对小尺度湍流脉动建立模型。因此对空间分辨率的要求远小于直接数值模拟,并可以获得比雷诺平均模拟更多的湍流信息,以现有的计算资源,可以模拟较高雷诺数和较复杂的湍流运动。

对湍流及转捩的研究日益受到重视的今天,工程中大多还是采用半经验的 ϵ - N 方法预测转捩,但是它无法给出准确的转捩位置,只能给出转捩的大致范围,然而,过宽的转捩预测误差会降低对飞行器的机动飞行及安全飞行等的控制精度。大涡模拟在转捩问题上的研究已经有20年历史。90年代,Piomelli等人发现常系数Smagorinsky模型(CSM)因为在转捩过程中提供过大的湍动能耗散导致模拟失败;之后Voke和Yang推导出了一个低雷诺数下的修正Smagorinsky模型并成功模拟了平板边界层转捩;之后Huai等人采用当地动态Smagorinsky模型(DSM)也成功模拟;最近Vreman提出的模型也能很好的预测转捩。另一方面,许多结构函数模型也成功在转捩问题中得到了应用。

本文作者及所在课题组致力于发展研究大涡模拟在转捩问题中运用,希望给出一个合理可靠的大涡模拟模型和方法,从而为自然环境预报和工程设计提供帮助。在本文作者前期的研究中,提出了一个基于螺旋度的大涡模拟涡粘模型(helicity model,HM),并在完全槽道湍流中进行了验证。本文在此基础上,通过理论推导发现该模型在转捩问题上也有很大的应用前景,而超/高超飞行器边界层的转捩问题又可以简化为空间发展的平板边界层转捩问题,因此本文针对该模型在平板湍流边界层转捩开展了大涡数值模拟,并与DNS数据做了对比验证,验证了新模型在转捩问题中的正确性及可靠性。