

激波和湍流相互作用的数值模拟*

王国蕾 陆夕云†

中国科学技术大学近代力学系, 合肥 230026

摘要 本文综述了关于激波和湍流相互作用数值模拟的近期研究进展, 主要包括激波和均匀各向同性湍流、激波和湍流边界层、激波和射流以及激波和尾迹的相互作用. 激波和湍流相互作用特性受到诸多因素的影响, 如激波的强度、位置、形状和流动边界以及来流的湍流状态和可压缩性等. 激波和湍流的相互作用会引起流场结构、激波特性和湍流统计特性的显著变化. 最后简要讨论了激波和湍流相互作用数值研究需要关注的一些问题.

关键词 激波, 可压缩湍流, 数值模拟

1 引言

激波和湍流相互作用是一类重要的流动现象, 广泛存在于许多工程问题中, 深入理解蕴含其中的丰富流动机理对许多工程设计问题具有重要意义. 激波和湍流相互作用包含了复杂的线性和非线性相互作用机制, 会引起湍流结构、湍流统计特性和激波特性的显著变化. 例如, 激波和湍流相互作用会引起速度脉动的增强和湍流尺度的变小, 进而对不同组分间的混合产生显著影响^[1]. 此类问题受到激波强度、来流的湍流脉动、可压缩性和边界条件等诸多因素的影响.

目前, 直接数值模拟 (direct numerical simulation, DNS) 和大涡模拟 (large eddy simulation, LES) 方法是研究激波和湍流相互作用问题的主要数值手段. 对于高雷诺数和复杂边界问题, 雷诺平均 (Reynolds-averaged, RANS) 方法和 RANS/LES 混合方法或分离涡模拟 (detached-eddy simulation, DES) 方法也发挥着重要的作用. 研究激波和湍流问题通常有多种数值计算格式, 其中代表性的有 WENO (weighted essential non-oscillatory) 格式和紧致格式. WENO 格式^[2] 可以精确地捕捉激波

间断, 计算精度高并且格式稳定. 紧致格式^[3] 和高阶中心差分格式^[4] 则因为具有低耗散、低色散的优势而被普遍应用于模拟湍流问题. 然而, 对于激波和湍流相互作用问题, 由于激波间断的存在, 紧致格式在间断面附近不可避免地会产生数值振荡, 且数值振荡的幅值不会随着网格的加密而减小^[5]. 这种现象直接影响了激波和湍流相互作用问题的计算精度. 为此, 人们提出了多种混合数值计算方法, 例如, 混合 WENO/紧致格式^[5-7]、混合 WENO/中心差分格式^[4,8]、局部人工扩散格式^[9] 等, 实现了既能精确捕捉激波又可以降低数值耗散的目的. 在处理复杂边界流动问题时, 采用经典的迎风格式和中心格式切换的混合格式也得到了广泛的应用^[10-11]. Pirozzoli^[12] 已对近年来关于模拟高速流动中激波和湍流问题的数值计算方法进行了综述.

激波和湍流相互作用现象可以根据流动特征大致分为激波和均匀各向同性湍流相互作用、激波和边界层相互作用、激波和射流相互作用以及激波和尾迹相互作用等情形. Andreopoulos 等^[1] 和 Lele^[13] 针对激波和湍流相互作用以及可压缩性对湍流的影响已经做了详细的综述. 近年来, 随着计算水平的提高和高精度低耗散数值格式的发

收稿日期: 2011-04-18, 修回日期: 2011-07-26 doi: 10.6052/1000-0992-11-057

*国家自然科学基金项目 (11132010, 11072236) 和中国科学院创新基金项目 (CXJJ-11-M69) 资助

† E-mail: xlu@ustc.edu.cn

展, 激波和湍流相互作用问题的研究取得了不少进展. 本文将主要针对激波和湍流相互作用数值模拟方面的研究进展进行综述.

2 激波和均匀各向同性湍流的相互作用

激波和均匀各向同性湍流相互作用是研究激波和湍流相互作用的典型问题. 此类问题也通常作为评估 LES 中亚格子模型和 RANS 中湍流模型优劣的典型算例^[1]. Lele 和 Larsson^[14] 对此问题进行了回顾和总结. 早期 Lee 等^[15-16] 和 Mahesh 等^[17] 的 DNS 研究最具代表性. 他们考虑了激波强度、上游湍流马赫数、熵脉动和涡量脉动等参数对激波和各向同性湍流相互作用的影响, 并采用线性相互作用分析 (linear interaction analysis, LIA) 手段对此类问题进行了理论探讨.

Lee 等^[15-16] 考虑了激波强度对激波和各向同性湍流相互作用的影响. 发现波后的湍动能和横向涡均得到增强, 波后湍流尺度变小. 当激波马赫数 M 为 1~1.2 时, 波后热力学变量的脉动几乎呈现等熵特性, 波后湍流强度与上游激波强度呈线性关系. 如果上游湍流强度较强, 则会引起激波面的变形^[15]. 当湍流马赫数 $M_t > 0.1(M^2 - 1)$ 时, 激波强度的空间分布就会发生显著的变化. 他们还发现激波和湍流相互作用后大多数湍流尺度都会变小, 但湍流模型中常用的耗散长度尺度在 $M < 1.65$ 时会有少许增加^[16].

Mahesh 等^[17] 研究了上游熵脉动和涡量脉动对激波和各向同性湍流的影响. 发现如果上游的速度脉动和温度脉动呈负相关特性, 则波后的湍动能、涡量脉动和热力学量的脉动会增强; 反之, 波后脉动则会被抑制. Mahesh 等^[17] 指出, 波后涡量脉动的演化主要受体积压缩项和斜压项的影响, 而上游涡量脉动和熵脉动的相关性决定了这两项是呈现相互增强还是相互抑制的关系, 进而也就决定了波后湍动能是增强还是减弱.

Larsson 和 Lele^[18] 也发现激波和各向同性湍流相互作用后 Kolmogorov 尺度会变小, 这就需要提高计算网格的分辨率来保证正确求解黏性耗散. 与前人的工作相比, 这会带来某些定性上的不同, 例如, 波后流向涡的快速增强、雷诺应力的各向异性增强等. 由于激波强度和入口湍流马赫数的大小不同, 相互作用后的激波会呈现两种形态: 褶皱激波状态, 此时湍流脉动的分布呈现间断特性; 破碎激波状态, 此时湍流脉动的分布变得光滑. Gar-

nier 等^[19] 采用 LES 方法研究了激波和均匀湍流的相互作用问题. 他们发现为了更好地捕捉激波褶皱, 在激波附近需要很密的网格. 但与 DNS 相比, LES 的计算量大大下降. 对比不同的亚格子模型发现, 动力学模型可以获得更好的结果.

3 激波和湍流边界层的相互作用

激波和湍流边界层相互作用会引起强烈的壁面压力脉动和热载荷, 进而对高速飞行器的外形设计、材料的选择、材料的疲劳寿命、热防护系统的设计、重量以及造价等产生重要影响^[20]. Dolling^[20] 从热传导的预测、流场的非定常性、入口边界层的影响和流动控制等多个方面对此类问题进行了详细的回顾. Dolling^[20] 指出, 由于 RANS 不能合理地模拟流场的非定常特性, 且湍流模型仅能使用单一尺度, 早期的 RANS 预测壁面摩擦力和热传导特性都不理想. Liou 等^[21] 和 Gerolymos 等^[22] 的研究发现, 采用不同的湍流模型计算会得到不同的结果. 因此, 为了采用 RANS 方法更好地模拟此类问题, 需要对不同的湍流模型进行评估和改进^[21]. Knight 等^[23] 对激波和边界层相互作用的数值模拟研究做了详尽的总结, 指出激波和边界层相互作用主要呈现以下特点: 激波存在非定常的低频运动、相互作用区域内会形成分离泡以及波后湍流强度增强等.

由于计算水平的提高, 当前涌现出大量采用 LES 和 DNS 方法模拟的结果. 但是完整地模拟边界层从转捩到形成充分发展的湍流仍显得十分困难. 由于研究中所关注的大多是湍流边界层, 在计算中如何设定合理准确的湍流边界层入口条件成为问题的关键^[24]. Keating 等^[25] 对获得入口边界条件的方法进行了总结, 主要有: 再循环 (recycling)/再引入 (reintroducing) 法^[26-27]、数据库法和合成湍流法^[23-24,28]. Pamiès 等^[24] 对这些方法进行了评估.

从计算模拟的构型上来分类, 激波和边界层相互作用问题可以分为以下 3 类典型情况: 激波和平板边界层相互作用、激波和斜坡边界层相互作用以及激波和鼓包边界层相互作用.

3.1 激波和平板湍流边界层的相互作用

早期人们对这类问题的研究主要侧重于进行计算结果的验证, Garnier 等^[29] 采用 LES 方法研究了入射角度为 8° 的激波和边界层相互作用问题. 发现 LES 预测的平均速度和脉动速度、分离

区长度以及壁面摩擦系数等物理量与实验结果吻合较好,证明了 LES 可以模拟激波和边界层相互作用问题. Teramoto^[30] 考虑了转捩的边界层与激波的相互作用. 在验证计算结果的前提下,发现在转捩区内存在大尺度的纵向涡对、低速条带和发卡涡结构等,并指出这些结构对边界层分离位置的判断至关重要.

人们还进行了激波和湍流边界层相互作用内部精细流场结构的研究. Pirozzoli 和 Grasso^[31] 采用 DNS 方法研究发现,受逆压梯度的影响,边界层内出现了分离泡,相干结构从分离点演化,并伴随着大尺度的低频运动. 激波下游形成了剪切层,湍流强度的增强与剪切层的形成密切相关. 在远离激波和边界层相互作用区域,湍流统计量的分布呈现与不可压缩边界层相似的特征. 相干结构和激波的相互作用会产生向上游传播的声波,进而诱导出分离泡的振荡运动和反射激波的拍动运动. DNS 的结果还发现在激波和边界层相互作用区域存在低频振荡的现象^[31],这种现象与相互作用区域内的共振机制有关,并与凹腔和射流噪声的形成机制类似. 为了更好地研究这种低频振荡现象, Touber 和 Sandham^[32] 进行了长时间的计算模拟后得到了准确的低频频率. 同时,他们还采用线性稳定性分析的手段得到了全局不稳定模态,并发现此不稳定模态与激波的低频运动相关. Priebe 等^[33] 通过对流场中的压力探测也发现了激波的低频运动. 基于相互作用区附近的平均量和瞬态量的分析发现,波后湍流强度会显著增强,并严重地偏离强雷诺比拟 (strong Reynolds analogy) 的结果.

最近,人们又开始研究正激波和跨声速边界层相互作用问题. Pirozzoli 等^[34] 发现此时平均流场中存在压缩波扇区,波后边界层厚度明显增加,但边界层没有出现分离. 通过对瞬态流场的分析发现,相互作用区内存在短暂的间歇式分离. 与斜激波和边界层相互作用类似,流场中也产生了湍流剪切层,并伴随着失稳和涡结构脱落现象. 经过相互作用区域后,边界层逐步恢复到准平衡状态,平均流动参量呈现自相似分布的特征. Bernardini 等^[35] 对此类问题的压力变化进行了深入分析,发现在相互作用区下游,压力脉动升高、压力积分尺度增加、压力频谱特性发生改变等等.

3.2 激波和斜坡湍流边界层的相互作用

激波和斜坡边界层相互作用引起的流场特性

与激波和平板边界层作用类似. Adams^[36] 研究了斜坡偏转角为 18° 的激波和斜坡相互作用问题. 发现在拐角附近区域存在边界层分离; 激波的运动幅度小于边界层厚度的 10%, 运动频率与入口边界层猝发频率类似. 同时,激波和边界层干扰会使湍流脉动显著增强. 但是,雷诺正应力的增加幅度小于雷诺剪应力的增加幅度,从而引起湍流结构参数的变化. 研究发现,流场的可压缩性会影响相互作用区域内和下游的湍流结构,与压力脉动有关的相关特性会显著增强. Loginov 等^[37] 和 von Kaenel 等^[38] 研究了斜坡偏转角 25° 的作用问题,由于偏转角增大,此时斜激波处存在大尺度的激波运动,波后存在脱泻的小激波. 他们在流场中还发现了大尺度的三维流向涡结构. Wu 和 Martin^[39-40] 研究了斜坡偏转角 24° 的作用问题,重点关注了激波的运动现象. 与前人发现的激波运动呈现低频特征不同,他们发现激波会呈现运动频率量级为来流速度与边界层厚度之比的高频运动. 由于入口湍流的展向非均匀性,激波面出现褶皱. 展向平均的分离点同样存在低频运动,这与激波的低频运动相关. 通过对展向平均的分离点、再附点和激波位置的相关性分析表明,激波的低频运动受下游流动的影响. 李新亮等^[41] 对激波和斜坡边界层相互作用的分析发现,斜坡拐角处湍动能很强且湍动能耗散主要出现在近壁区,激波的低频振荡并非由上游扰动引起,而是与分离泡的不稳定振荡有关.

3.3 激波和鼓包湍流边界层的相互作用

激波和鼓包湍流边界层的相互作用中存在边界曲率特性对流动的影响. Sandham 等^[42] 采用 LES 方法模拟了跨声速圆弧形鼓包流动. 研究发现,在顺压梯度区域内湍流脉动衰减,而在激波和边界层干扰区以及下游分离区内湍流脉动增强. Wollblad 等^[43] 发现在激波和边界层相互作用处会引起边界层显著的分层,波后会形成大尺度的旋涡结构.

跨声速翼型表面同样存在着复杂的激波和湍流边界层相互作用现象, Chen 等^[44] 采用 DES 方法研究了对称双弧翼型表面运动激波和边界层相互作用问题. 研究发现,翼型表面的激波存在周期性的自持运动,运动激波与边界层相互作用引起了边界层和尾迹区湍流量的剧烈变化. 在激波和边界层相互作用区域,边界层内湍流强度、湍动能均得到显著增强. 通过湍动能输运方程的分析发

现, 在激波和边界层相互作用区域, 与可压缩性相关的各项如压力-胀量相关项和膨胀耗散项等都会显著增强. 在下游边界层分离区内, 压力波的传播速度与相干结构的传播速度几乎一致.

超燃冲压发动机内部存在更复杂的激波和湍流边界层相互作用现象, Krishnan 等^[45]采用 LES 方法研究了飞行马赫数为 8 的高超声速飞行器进气道内的激波和边界层相互作用问题. 在进气道前缘采用了局部壁面吹气等方法实现了边界层从层流到湍流的快速转捩. 他们发现处于转捩状态的边界层在与激波相互作用后会加快边界层的转捩.

4 激波和射流的相互作用

激波和射流的相互作用通常存在于航空航天等工程问题中. 已有的研究发现, 激波和射流相互作用后, 湍动能在射流混合层区域内会减弱, 而在射流准均匀区内会增强, 并且发现这种现象与斜压效应有关^[1]. 同时, 激波和射流相互作用后会使得射流的扩张速率增加, 进而增强射流与周围流体的混合^[1,46]. 欠膨胀射流广泛存在于飞行器的推进^[47]、燃料喷射^[48-49]和气动减阻防热^[50-52]等问题中. 欠膨胀射流会在流场中形成复杂的激波结构如桶状激波、马赫盘等^[53]和不同尺度的湍流结构等. 研究还发现, 射流引起的这些复杂结构会产生噪声^[54]. 以下主要从射流噪声、射流混合和射流减阻几方面对欠膨胀射流形成的复杂激波和湍流相互作用现象进行分析.

4.1 射流噪声问题

Tam^[55-56]和 Raman^[57]对超声速射流噪声问题进行了详细的回顾, 发现与不可压缩射流噪声相比, 超声速射流噪声的形成机制、传播特性以及频谱信息更有利于预测. 大尺度湍流结构会产生强烈的马赫波辐射而成为主要的噪声源. 对于欠膨胀射流而言, 射流噪声除湍流噪声 (turbulent mixing noise) 外, 还存在激波引起的激波啸叫 (screech tones) 和宽频激波噪声 (broadband shock-associated noise)^[55]. Li 和 Gao^[58]针对激波啸叫现象进行了深入分析. 此外, 在飞行器垂直起飞、高压容器罐内的气体泄漏等情况下, 会形成射流与壁面相互作用问题, 此时射流噪声与壁面的距离有关, Krothapalli 等^[59]和 Dauplain 等^[60]对此问题进行了详细的分析.

4.2 射流混合问题

射流混合问题是超燃冲压发动机研究的关键问题之一. 发动机内部气流呈现超声速状态, 气流在燃烧室内的驻留时间为毫秒量级, 如何实现燃料与来流的快速混合和充分燃烧成为问题的焦点. Seiner 等^[48]对超燃冲压发动机内存在的射流混合问题进行了详细的回顾. Berglund 和 Fureby^[47], Génin 和 Menon^[61]分别采用 LES 方法研究了基于支板的平行射流问题. 他们发现支板引起的斜激波遇到上下壁面后反射与支板后的尾迹相互作用会形成复杂的流场. 欠膨胀氢气射流和支板混合层之间会形成强的湍流脉动, 进而会促进燃料和来流的混合.

与平行射流相比, 横向射流的混合效率更好. 研究发现, 射流穿透深度是衡量射流混合性能的重要参数, 此参数随着射流与来流的动量通量比的增大而增大^[49]. Wang 和 Lu^[62]研究了动量通量比对流场的影响, 发现随着动量通量比的增加, 流场内激波的强度增强, 下游湍流强度也会增强. Kawai 和 Lele^[63]以及 Génin 和 Menon^[64]发现在射流附近和射流下游存在很复杂的激波和湍流相互作用现象. 在桶状激波与弓形激波之间形成的射流剪切涡和射流下游的反向旋转涡对可以促进射流与来流的混合. 为了有效地提高混合效率, Gruber 等^[65]发现椭圆孔射流可以有效地增加射流的展向穿透深度, 降低弓形激波的强度, 从而减小总压损失. 孙明波^[66]发现凹腔结构可以增强射流尾迹区的混合并起到稳定火焰的作用. Tomioka 等^[67]在菱形孔射流的研究中也发现了类似的性质. 近年来, 一些学者还提出了旋拧射流^[68]和脉冲射流^[69]的概念.

人们还采用超声速横向射流对飞行器的飞行姿态进行控制. 此时射流和来流的相互作用会改变飞行器表面的压力分布, 进而产生附加的力和力矩. Beresh 等^[70-71]的研究发现, 射流下游的反向旋转涡对在远场占主导地位, 并且呈现明显的不对称特性. 飞行器扭转力矩的增加或减小与此反向旋转涡对密切相关. Shah^[72]的研究发现, 射流与来流相互作用可以改变射流附近区域的壁面压力分布, 从而获得恰当的俯仰力矩.

4.3 气动减阻问题

如何有效地控制气动力和气动加热效应是超声速和高超声速飞行器设计中一个十分重要的课题. 人们发现采用头部钝体反向喷出冷态空气射

流的方法能够有效地抑制气动加热效应. 实验发现射流与来流的总压比是决定流动状态的一个重要参数. Fujita [51] 早期进行了无湍流模型的数值模拟. Shah 和 Lu [73] 研究了不同来流马赫数下反向喷流的减阻特性, 发现阻力的降低与射流的质量流率相关. Chen 等 [52,74] 采用 LES 方法合理地模拟了实验中发现的两种典型流态, 即稳定流态和不稳定流态. 研究发现, 对于不稳定流态, 弓形激波和锥形剪切层存在偏离轴线的非定常运动, 射流单元结构随时间存在明显的变化. 而对于稳定流态, 弓形激波的脱体距离明显减小, 非定常性减弱, 但此时射流单元仍然存在非定常现象, 射流偏转形成锥形剪切层. 由于弓形激波和射流单元的非定常特性, 在锥形剪切层内具有强的湍流脉动特性. 基于沿锥形剪切层的剪应力演化分析发现, 剪应力存在两个极大值, 这与射流和来流相互作用以及流动再附过程相关.

5 激波和尾迹的相互作用

激波和尾迹相互作用现象广泛存在于钝体绕流、轴对称后台阶流动等问题中. 此时激波在物体表面形成, 之后向下游传播与尾迹发生相互作用. 激波与尾迹相互作用会引起强烈的非定常现象, 进而会引起物体的振动, 甚至会伴随阻力的增加和噪声的产生等 [75]. 需要指出, 针对激波和尾迹相互作用问题, 边界条件会变得十分复杂且雷诺数较高, 人们大多采用 LES 和 DES 方法进行研究. 以下仅针对跨声速圆柱绕流、圆球绕流和超声速轴对称后台阶流动进行分析.

跨声速圆柱绕流问题是一类具有重要的工程应用背景和基础研究价值的典型流动问题 [75]. 早期人们对此类流动进行了阻力测量, 并对表面摩擦系数和涡脱泻现象进行了研究. Botta [76] 采用二维 Euler 方程进行了数值模拟. 许常悦 [68] 和 Xu 等 [77-78] 采用 LES 方法研究了不同来流马赫数对跨声速圆柱绕流的影响. 研究发现, 在跨声速范围内存在临界马赫数 M_{cr} 约为 0.9. 当来流马赫数低于 M_{cr} 时, 流场呈现非定常运动状态; 而当来流马赫数高于 M_{cr} 时, 则呈现准定常流动状态. 对于非定常状态, 流场中存在明显的涡脱泻现象, 并在尾迹中发现了局部超声速区和小激波, 尾迹中的湍流脉动很强. 而在准定常状态下, 涡脱泻被抑制, 流动分离点的位置被推迟, 且尾迹中存在较强的 λ 形斜激波. 此时由于流场呈现稳态特性, 尾迹

的湍动能较小, 且圆柱表面压力振荡几乎完全被抑制.

Xu 等 [79] 还对跨声速波状柱进行了 LES 研究, 对比跨声速圆柱绕流发现, 波状圆柱能够有效地减小壁面摩擦力, 与圆柱相比减小 26% 左右. 同时, 波状柱还能有效地抑制壁面压力的振荡. 通过尾迹流动特性的分析发现, 波状柱抑制了尾迹中的局部超声速区和小激波, 并有效地抑制了尾迹区的湍流脉动. 许常悦 [75] 还对带挡板圆柱绕流进行了 LES 研究, 发现带挡板圆柱也可以有效地抑制升力系数和壁面压力的振荡, 并具有减阻的效果.

陈立为 [74] 对圆球跨声速绕流进行了 LES 研究, 着重研究了流场结构、湍流特性和近场的压缩波现象. 研究发现, 与跨声速圆柱绕流的流场不同, 圆球表面附近的激波变得很弱且超声速区域变小. 流场中形成了三维剪切层和复杂的尾迹流场结构. 基于剪切层的演化特征, 可以将流场分为四个典型区域, 即初始段、线性区、再压缩区和尾迹区. 对湍流量的分析表明, 剪切层内雷诺正应力的流向分量占主导地位, 且此分量在再压缩过程的作用下显著增强, 进而引起湍流结构的明显改变. 对侧向载荷的统计分析发现, 侧向载荷的方向遵循均匀分布, 幅值符合 Rayleigh 分布. 基于脉动压力场的分析发现, 尾迹声场由偶极子主导, 这与高雷诺数不可压缩圆球绕流的分析结果一致 [80].

Simon 等 [81] 采用 DES 方法研究了超声速轴对称后台阶流动. 详细讨论了可压缩剪切层的非定常特性和湍流特性. 研究发现, 流动在后缘处膨胀并形成回流区, 之后由于轴对称约束效应, 流场中形成了再压缩激波. 剪切层的增长率在再压缩激波区域显著下降, 并且随着剪切层向下游发展, 剪切层各向异性特性衰减. 经过再压缩激波后, 剪切层的对流马赫数也迅速衰减. Sandberg 和 Fasel [82] 对此类问题相关的稳定性机制进行了分析, 发现在回流区内绝对不稳定模态和对流不稳定模态共存, 而在后缘尾迹内周向模态占主导地位.

6 结 语

随着计算水平的提高和高精度低耗散数值格式的发展, 激波和湍流相互作用问题的数值模拟研究取得了不少进展. DNS 和 LES 方法逐步发展成为研究这类问题的主要数值模拟手段. 激波和

湍流的作用是相互的, 并且现象非常复杂. 激波和湍流相互作用特性受到诸多因素的影响, 如激波的强度、位置、形状、流动边界以及来流的湍流状态和可压缩性等. 激波和湍流的相互作用会引起流场结构、激波特性和湍流统计特性的显著变化. 需要指出的是, 激波和湍流相互作用现象仍存在不少尚待探讨的问题, 例如, 精确模拟激波和湍流相互作用的数值格式有待进一步验证; 激波和湍流相互作用诱导的激波非定常性的原因尚不清楚; 激波和湍流相互作用前后湍流统计特性的变化趋势仍存在争议; 激波和尾迹相互作用的研究工作尚不多见; DNS 在模拟高雷诺数和复杂边界问题时仍存在较大困难等等. 同时, 还需关注激波和湍流相互作用的流体力学物理研究, 如可以从剪切、压缩和热力这 3 个基本动力学过程的相互作用、相互耦合特性入手, 深化这类问题的研究.

参考文献

- Andreopoulos Y, Agui J H, Briassulis G. Shock wave turbulence interactions. *Annu Rev Fluid Mech*, 2000, 32: 309-345
- Jiang J S, Shu C W. Efficient implementation of weighted ENO scheme. *J Comput Phys*, 1996, 126: 202-228
- Lele S K. Compact finite difference schemes with spectral-like resolution. *J Comput Phys*, 1992, 103: 16-42
- Hill D J, Pullin D I. Hybrid tunedcenter differenceWENO method for large eddy simulations in the presence of strong shocks. *J Comput Phys*, 2004, 194: 435-450
- Pirozzoli S. Conservative hybrid compact-WENO schemes for shock-turbulence interaction. *J Comput Phys*, 2002, 178: 81-117
- Ren Y X, Liu M, Zhang H X. A characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme for solving hyperbolic conservation laws. *J Comput Phys*, 2003, 192: 365-386
- Wang J, Wang L P, Xiao Z, et al. A hybrid numerical simulation of isotropic compressible turbulence. *J Comput Phys.*, 2010, 229: 5257-5279
- Hill D J, Pantano C, Pullin D I. Large-eddy simulation and multiscale modeling of a Richtmyer-Meshkov instability with reshock. *J Fluid Mech*, 2006, 557: 29-61
- Kawai S, Shankar S K, Lele S K. Assessment of localized artificial diffusivity scheme for largeeddy simulation of compressible turbulent flows. *J Comput Phys*, 2010, 229: 1739-1762
- Ducros F, Ferrand V, Nicoud F, et al. Large-eddy simulation of the shock/turbulence interaction. *J Comput Phys*, 1999, 152: 517-549
- Génin F, Menon S. Studies of shock/turbulent shear layer interaction using large-eddy simulation. *Comput Fluids*, 2010, 39: 80-819
- Pirozzoli S. Numerical methods for high-speed flows. *Annu Rev Fluid Mech*, 2011, 43: 163-194
- Lele S K. Compressibility effects on turbulence. *Annu Rev Fluid Mech*, 1994, 26: 211-254
- Lele S K, Larsson J. Shock-turbulence interaction: what we know and what we can learn from peta-scale simulations. *J Phys: Conf Ser*, 2009, 180: 012032
- Lee S, Lele S K, Moin P. Direct numerical simulation of isotropic turbulence interacting with a weak shock wave. *J Fluid Mech*, 1993, 251: 533-562
- Lee S, Lele S K, Moin P. Interaction of isotropic turbulence with shock waves: effect of shock strength. *J Fluid Mech*, 1997, 340: 225-247
- Mahesh K, Lele S K, Moin P. The influence of entropy fluctuations on the interaction of turbulence with a shock wave. *J Fluid Mech*, 1997, 334: 353-379
- Larsson J, Lele S K. Direct numerical simulation of canonical shock/turbulence interaction. *Phys Fluids*, 2009, 21: 126101
- Garnier E, Sagaut P, Deville M. Large eddy simulation of shock/homogeneous turbulence interaction. *Comput Fluids*, 2002, 31: 245-268
- Dolling D S. Fifty years of shock wave/boundary layer interaction research: what next? *AIAA J*, 2001, 39(8): 1517-1531
- Liou W W, Huang G, Shi T H. Turbulence model assessment for shock wave/turbulent boundary layer interaction in transonic and supersonic flows. *Comput Fluids*, 2000, 29: 275-299
- Gerolymos G A, Sauret E, Vallet I. Oblique shock wave/boundary layer interaction using near wall Reynolds stress models. *AIAA J*, 2004, 42(6): 1089-1110
- Knight D, Yan H, Panaras A G, et al. Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions. *Prog Aerosp Sci*, 2003, 39: 121-184
- Pamiès M, Weiss P É, Garnier E, et al. Generation of synthetic turbulent inflow data for large eddy simulation of spatially evolving wall-bounded flows. *Phys Fluids*, 2009, 21: 045103
- Keating A, Piomelli U, Balaras E, et al. A priori and a posteriori tests of inflow conditions for large-eddy simulation. *Phys Fluids*, 2004, 16(12): 4696-4712
- Urbain G, Knight, D. Large-eddy simulation of a supersonic boundary layer using an unstructured grid. *AIAA J*, 2001, 39(7): 1288-1295
- Xu S, Martin M P. Assessment of inflow boundary conditions for compressible turbulent boundary layers. *Phys Fluids*, 2004, 16(7): 2623-2639
- Pirozzoli S, Bernardini M, Grasso F. Characterization of coherent vortical structures in a supersonic turbulent boundary layer. *J Fluid Mech*, 2008, 613: 205-231
- Garnier E, Sagaut P, Deville M. Large eddy simulation of shock/boundarylayer interaction. *AIAA J*, 2002, 40(10): 1935-1944
- Teramoto S. Large-eddy simulation of transitional boundary layer with impinging shock wave. *AIAA J*, 2005, 43(11): 2354-2363
- Pirozzoli S, Grasso F. Direct numerical simulation of impinging shock wave/turbulent boundary layer interaction at $M = 2.25$. *Phys Fluids*, 2006, 18: 065113
- Touber E, Sandham N D. Large-eddy simulation of low-frequency unsteadiness in a turbulent shock-induced separation bubble. *Theor Comput Fluid Dyn*, 2009, 23: 79-107
- Priebe S, Wu M, Martin M P. Direct numerical simulation of a reflected-shock-wave/turbulent boundarylayer interaction. *AIAA J*, 2009, 47(5): 1173-1185
- Pirozzoli S, Bernardini M, Grasso F. Direct numerical simulation of transonic shock/boundary layer interaction under conditions of incipient separation. *J Fluid Mech*, 2010, 657: 361-393
- Bernardini M, Pirozzoli S, Grasso F. The wall pressure signature of transonic shock/boundary layer interaction. *J Fluid Mech*, 2011 671: 288-312

- 36 Adams N A. Direct simulation of the turbulent boundary layer along a compression ramp at $M = 3$ and $Re_\theta = 1685$. *J Fluid Mech*, 2000, 420: 47-83
- 37 Loginov M S, Adams N A, Zheltovodov A A. Large-eddy simulation of shock wave/turbulent boundary layer interaction. *J Fluid Mech*, 2006, 565: 135-169
- 38 von Kaenel R, Kleiser L, Adams N A, et al. Large eddy simulation of shock turbulence interaction. *AIAA J*, 2004, 42(12): 2516-2528
- 39 Wu M, Martin M P. Direct numerical simulation of supersonic turbulent boundary layer over a compression ramp. *AIAA J*, 2007, 45(4): 879-889
- 40 Wu M, Martin M P. Analysis of shock motion in shock-wave and turbulent boundary layer interaction using direct numerical simulation data. *J Fluid Mech*, 2008, 594: 71-83
- 41 李新亮, 傅德薰, 马延文, 等. 压缩折角激波-湍流边界层干扰直接数值模拟. *中国科学: 物理学·力学·天文学*, 2010, 40: 791-799
- 42 Sandham N D, Yao Y F, Lawal A A. Large-eddy simulation of transonic turbulent flow over a bump. *Int J Heat & Fluid Flow*, 2003, 24: 584-595
- 43 Wollblad C, Davidson L, Eriksson L E. Large eddy simulation of transonic flow with shock wave/turbulent boundary layer interaction. *AIAA J*, 2006, 44(10): 2340-2353
- 44 Chen L W, Xu C Y, Lu X Y. Numerical investigation of the compressible flow past an airfoil. *J Fluid Mech*, 2010, 643: 97-126
- 45 Krishnan L, Sandham N D, Steelant J. Shock wave/boundary layer interactions in a model scramjet intake. *AIAA J*, 2009, 47(7): 1680-1691
- 46 Chauvet N, Deck S, Jacquin L. Numerical study of mixing enhancement in a supersonic round jet. *AIAA J*, 2007, 45(7): 1675-1687
- 47 Berglund M, Fureby M. LES of supersonic combustion in a scramjet engine model. *Proc Combust Inst*, 2007, 31: 2497-2504
- 48 Seiner J M, Dash S M, Kenzakowski, D C. Historical survey on enhanced mixing in scramjet engines. *J Propul Power*, 2001, 17(6): 1273-1286
- 49 Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 freestream. *J Propul Power*, 1995, 11(2): 315-323
- 50 Shang J S. Plasma injection for hypersonic blunt-body drag reduction. *AIAA J*, 2002, 40(6): 1178-1186
- 51 Fujita M. Axisymmetric oscillations of an opposing jet from a hemispherical nose. *AIAA J*, 1995, 33(10): 1850-1856
- 52 Chen L W, Wang G L, Lu X Y. Numerical investigation of a jet from a blunt body opposing a supersonic flow. *J Fluid Mech*, 2011, 684: 85-110
- 53 Chauvet N, Deck S, Jacquin L. Shock patterns in a slightly under expanded sonic jet controlled by radial injections. *Phys Fluids*, 2007, 19: 048104
- 54 Panda J. An experimental investigation of screech noise generation. *J Fluid Mech*, 1999, 378: 71-96
- 55 Tam C K W. Supersonic jet noise. *Annu Rev Fluid Mech*, 1995, 27: 17-43
- 56 Tam C K W. Jet noise: since 1952. *Theoret Comput Fluid Dynamics*, 1998, 10: 393-405
- 57 Raman G. Supersonic jet screech: half-century from Powell to the present. *J Sound Vibration*, 1999, 225(3): 543-571
- 58 Li X D, Gao J H. Numerical simulation of the three dimensional screech phenomenon from a circular jet. *Phys Fluids*, 2008, 20:035101
- 59 Krothapalli A, Rajkuperan E, Alvi F, et al. Flow field and noise characteristics of a supersonic impinging jet. *J Fluid Mech*, 1999, 392: 155-181
- 60 Dauplain A, Cuenot B, Gicquel L Y M. Large eddy simulation of stable supersonic jet impinging on flat plate. *AIAA J*, 2010, 48(10): 2325-2338
- 61 Génin F, Menon S. Simulation of turbulent mixing behind a strut injector in supersonic flow. *AIAA J*, 2010, 48(3): 526-539
- 62 Wang G L, Lu X Y. Effects of the jet-to-crossflow momentum ratio on a sonic jet into a supersonic crossflow. *Theor Appl Mech Lett*, 2011, 1(1): 012005
- 63 Kawai S, Lele S K. Large-eddy simulation of jet mixing in supersonic crossflows. *AIAA J*, 2010, 48(9): 2063-2083
- 64 Génin F, Menon S. Dynamics of sonic jet injection into supersonic crossflow. *J Turbul*, 2010, 11(4): 1-30
- 65 Gruber M R, Nejad A S, Chen T H, et al. Transverse injection from circular and elliptic nozzles into a supersonic crossflow. *J Propul Power*, 2000, 16(3): 449-457
- 66 孙明波. 超声速来流稳焰凹腔的流动及火焰稳定机制研究: [博士论文]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008. 1-184
- 67 Tomioka S, Jacobsen L S, Schetz J A. Sonic injection from diamond-shaped orifices into a supersonic crossflow. *J Propul Power*, 2003, 19(1): 104-114
- 68 Murugappan S, Gutmark E, Carter C, et al. Transverse supersonic controlled swirling jet in a supersonic cross stream. *AIAA J*, 2006, 44(2): 290-300
- 69 Kouchi T, Sasaya K, Watanabe J, et al. Penetration characteristics of pulsed injection into supersonic crossflow. *AIAA paper*, 2010-6645, 2010
- 70 Beresh S J, Henfling J F, Erven R J, et al. Turbulent characteristics of a transverse supersonic jet in a subsonic compressible crossflow. *AIAA J*, 2005, 43(11): 2385-2394
- 71 Beresh S J, Heineck J T, Walker S M. Planar velocimetry of jet/fin interaction on a full-scale flight vehicle configuration. *AIAA J*, 2007, 45(8): 1827-1840
- 72 Shah S B H. 超声速流中反向和横向射流及静止流中射流的数值研究: [博士论文]. 合肥: 中国科学技术大学, 2010. 1-166
- 73 Shah S B H, Lu X Y. Computational study of drag reduction at various freestream flows using a counterflow jet from a hemispherical cylinder. *Engin Appl Comput Fluid Mech*, 2010, 4(1): 150-163
- 74 陈立为. 具有激波和湍流旋涡分离的可压缩绕流数值研究: [博士论文]. 合肥: 中国科学技术大学, 2010. 1-157
- 75 许常悦. 圆柱可压缩绕流及其流动控制的大涡模拟研究: [博士论文]. 合肥: 中国科学技术大学, 2009. 1-129
- 76 Botta N. The inviscid transonic flow about a cylinder. *J Fluid Mech*, 1995, 301: 225-250
- 77 Xu C Y, Chen L W, Lu X Y. Effect of mach number on transonic flow past a circular cylinder. *Chin Sci Bull*, 2009, 54: 1886-1893
- 78 Xu C Y, Chen L W, Lu X Y. Numerical simulation of shock wave and turbulence interaction over a circular cylinder. *Mod Phys Lett B*, 2009, 23: 233-236.
- 79 Xu C Y, Chen L W, Lu X Y. Large-eddy simulation of the compressible flow past a wavy cylinder. *J Fluid Mech*, 2010, 665: 238-273
- 80 Yun G, Choi H. Sound characteristics from turbulent flow over a sphere. *AIAA paper*, 2004-2916, 2004
- 81 Simon F, Deck S, Guillen P, et al. Numerical simulation of the compressible mixing layer past an axisymmetric trailing edge. *J Fluid Mech*, 2007, 591: 215-253
- 82 Sandberg R D, Fasel H F. Numerical investigation of transitional supersonic axisymmetric wakes. *J Fluid Mech*, 2006, 563: 1-41

NUMERICAL SIMULATION OF SHOCK WAVE/TURBULENCE INTERACTIONS*

WANG Guolei LU Xiyun[†]

Department of Modern Mechanics, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China

Abstract We provide an overview of recent progresses in numerical simulations of the shock wave/turbulence interactions, including the interactions of shock wave with homogeneous and isotropic turbulence, turbulent boundary layers, turbulent jets and wakes. The characteristics of the interaction depend on a variety of factors, such as the strength, location and shape of the shock wave, the boundary conditions, as well as the state of turbulence and the compressibility of the incoming flow. The interaction substantially results in considerable changes in the flow structures, the features of shock wave and the turbulent statistical properties. Finally, we discuss some issues in the numerical simulation of shock wave/turbulence interactions.

Keywords shock wave, compressible turbulence, numerical simulation

* The project was supported by the National Natural Science Foundation of China (11132010, 11072236) and the Knowledge Innovation Foundation of the Chinese Academy of Science (CXJJ-11-M69).

[†] E-mail: xlu@ustc.edu.cn