

真实气体效应对高超声速近连续流动影响研究

陈松 孙泉华

(中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 高超声速飞行器在飞行过程中, 气流经头部弓形激波压缩后达到很高的温度, 将引发空气成分的振动激发、离解甚至电离等现象, 即真实气体效应。由于气动热约束, 高超声速巡航要求在密度较低的大气环境中进行, 此时流动多处于近连续流域, 流动物理更为复杂。本文结合 CFD 与 DSMC 方法, 模拟了不同 Kn 数 ($Kn \sim 10^{-3} \sim 0.1$) 下圆柱和钝锥的高超声速流场, 分析了真实气体效应对高超声速流动的一些影响规律。数值结果显示, 低 Kn 数下, 振动激发和化学反应显著降低激波层内的温度, 并减小激波脱体距离; 但随着 Kn 数的增大, 这种差异减小, 真实气体效应的影响被削弱。

关键词: 高超声速, 非平衡, 稀薄气体效应, 真实气体效应

一、引言

飞行器在大气层内作高超声速飞行时, 将遭遇真实气体效应, 准确预测这些物理效应对飞行器设计至关重要^[1]。由于气动热方面的限制, 同时出于利用空间的考虑, 近空间高超声速巡航飞行器比较受重视。这类飞行器需要在低密度的大气环境中作长时间巡航飞行, 稀薄气体效应不能忽略, 并且将与真实气体效应耦合在一起, 流动现象十分丰富, 给研究工作带来了新的挑战。虽然前人已经做了一些相关工作^[2-3], 但真实气体效应和稀薄气体效应的相互作用规律还不清楚。因此, 有必要具体分析真实气体效应存在下的高超声速近连续流动。本文结合 CFD 方法和 DSMC 方法, 模拟了不同 Kn 数下的高超声速流场, 从宏观和微观两个层面, 对真实气体效应的影响规律进行了分析。

二、数值方法

随着 Kn 数增加, 连续介质理论最终将会失效。为保证模型的有效性和计算的效率。我们分别选用 CFD 方法和 DSMC 方法来模拟低 Kn 数和高 Kn 数下的流动。相应的数值程序为我们自主开发的 SPACER 和 SUPGAS。

三、结果及讨论

本文重点在于不同 Kn 数下的流动现象, 因此来流马赫数固定为 10, 壁面设为等温壁。以下给出部分模拟结果以及相应的分析和讨论。

3.1 二维圆柱

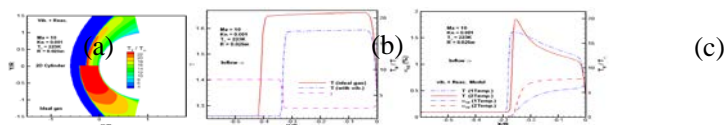


图 1 二维圆柱模拟结果

图 1 为 CFD 模拟的圆柱温度流场及驻点线分布。由图中可以清楚的观察到，在考虑振动激发和化学反应后，激波脱体距离和激波层内平动温度都明显降低。图 1b 为仅振动激发情况，通过激波后 γ 迅速下降，一部分能量进入振动自由度。图 1c 为考虑化学反应后得到的驻点线平动温度及氧气离解 α 。可见对于 $Ma=10$ 的近连续流动，化学反应不是特别显著。 α 的升高伴随着温度的降低，且此时激波脱体距离较之变比热模型进一步减小。 α 经过较长距离后才趋于平缓，说明化学反应的松弛时间相对振动激发更长。

3.2 三维钝锥

本小节针对一个真实弹体简化的钝锥模型，考察不同 Kn 数下真实气体效应对其的影响。当 $Kn=0.003$ 时，考虑真实气体效应后表面热流有所降低。真实气体效应的存在使得钝锥驻点处的热流降低了约 8%，但这种差别随着距驻点距离的增大而减少。相比于热流，两种模型计算的摩阻在驻点处几乎没有差别。在 $arc\ length \approx 0.02$ 时，真实气体效应对摩阻的作用开始体现，考虑真实气体效应后摩阻同样降低了 8% 左右，这种差别一直保持到钝锥尾部。因此，热流受真实气体效应的影响局限于前缘附近，而摩阻所受影响区域则要大的多。当 $Kn=0.03$ 时，稀薄气体效应开始变得重要，采用真实气体模型和理想气体模型计算的结果基本一致，即此时真实气体效应对气动性能的影响可以忽略。对于压力变化，根据 Anderson 的论述^[4]，压力强烈依赖于流动的“力学”性质，而与化学反应等过程本质上是无关的。因此，压力对真实气体效应最不敏感。由图 2(c) 也可以看到，在两个 Kn 数下，真实气体对压力的影响都是可以忽略的。

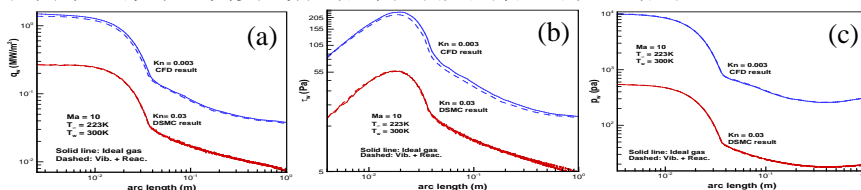


图 2 不同努森数下真实气体效应对钝锥气动性能影响

四、结论

通过以上分析，可以归纳出几点结论：1) 在低 Kn 数下，考虑真实气体效应后，激波脱离距离和激波层内的温度显著减小，表面摩阻和热流也有所降低，但表面压力几乎不受影响；2) 随着 Kn 数增大，稀薄效应开始显现，真实气体效应对流场及气动性能的影响被减弱。总的来说，当来流总温不是很高时，真实气体效应对近连续流动的影响不大。但本文仅考虑了 $Ma=10$ 的条件，若 Ma 数增大，真实气体效应影响将会更加明显，同时，相应数值模拟可能需要进一步考虑电离甚至辐射效应。

参 考 文 献

- 1 Bertin J. J., Cummings R. M. in Annual Review of Fluid Mechanics. Vol. 38, Annual Reviews, Palo Alto, 2006, p. 129-157.
- 2 Holman, T.D. and I.D. Boyd, Effects of continuum breakdown on hypersonic aerothermodynamics for reacting flow. Physics of Fluids, 2011. 23(2)
- 3 王智慧, 尖化前缘气动加热受稀薄气体效应和非平衡真实气体效应的影响, 博士论文, 北京.
- 4 John D. Anderson, J., Hypersonic and High-temperature Gas Dynamics. 2st ed, ed. J.A. Schetz 2006, blacksburg, Virginia: AIAA.