

激波与激波管前沿问题

S03

CCTAM2009-002951

高焓激波风洞研究进展

姜宗林, 俞鸿儒

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, zljjiang@imech.ac.cn

国际上已发展的高焓激波风洞按驱动方式不同可以分为 3 种: 加热轻气体驱动, 自由活塞驱动, 和爆轰驱动激波风洞。对不同类激波风洞的发展历程进行了回顾, 对其存在的, 以及进一步发展过程中潜在的问题进行了探讨。

(1) 加热轻气体驱动激波风洞

加热轻气体驱动方式主要采用高比热比的轻气体, 再利用加热手段进一步提高气体声速。国际上应用加热轻气体驱动的有 NASA Calspan-UB 研究中心的 LENS 系列激波风洞和俄罗斯 TSNIMASH 中心机械工程研究院的 U-12 大型激波风洞。LENS 系列激波风洞的性能基本覆盖了航天飞机的飞行走廊, Calspan-UB 研究中心在 LENS 风洞上开展了大量的超高速流动研究。

(2) 自由活塞驱动激波风洞

自由活塞驱动激波风洞是利用高速运动的自由活塞压缩产生高压驱动气体。主要有澳大利亚国立大学 T3, 昆士兰大学 T4, 日本国家航天实验中心的 KEK 和 HI-EST, 美国加州理工学院 T5, 德国 DLR 的 HEG。其中, 日本的 HIEST 以其尺寸最大, 技术成熟, 实验时间长而具有代表性。

(3) 爆轰驱动激波风洞

爆轰驱动是应用可燃混合气体爆轰产生的化学能来压缩驱动气体的一种驱动方式。爆轰驱动有 3 种模式: 反向驱动, 正向驱动和双爆轰驱动。反向驱动在主膜处起爆, 应用稀疏波后压力均匀的高压气体作为驱动气体, 能够产生稳定的驻室状态, 但驱动能力较低。正向驱动在驱动段上游末端起爆, 驱动能力强, 比反向驱动高一个量级, 但受爆轰波后稀疏波的影响, 气流品质不稳定。双爆轰驱动模式, 通过辅驱动段, 可以消除正向爆轰波后面的稀疏波, 以获得平稳的试验气流。

中国科学院力学研究所从 20 世纪 60 年代起就开展了爆轰驱动技术的系统研究, 并于 1996 年研制成功了 JF10 爆轰驱动高焓激波风洞。JF10 模拟总温高达 8000K, 总压高达 800 个大气压, 有效试验时间超过 6ms。为开展高超声速气动力/热, 真实气体效应, 气动物理等问题的研究创造了基本条件。

(4) 问题与展望

轻气体驱动能够产生稳定的试验气流, 运行技术可靠, 重复性好, 但是大量轻气体的运输, 储存, 加热与排放是风洞运行的主要困难。自由活塞驱动技术的驱动能力强, 风洞尺度容易扩展, 但是运行技术复杂, 试验气流稳定时间短, 是风洞发展的主要限制。爆轰驱动激波风洞近十几年来发展迅速, 突破了一些重要的关键技术, 产生

高焓试验气流的能力强, 提供的有效试验时间长, 运行成本低, 可扩展性好, 是一种具有良好发展前途的高超声速激波风洞。

到目前为止, 尽管高超声速激波风洞的研制已经取得了重大进展, 但是从地面模拟的流动要满足飞行条件所要求的自由来流马赫数, 自由来流雷诺数, 流动速度, 飞行高度压力, 来流总焓, 跨过激波的密度比, 试验气体组分, 壁温/总温比, 化学反应进程等条件来看, 还有很大差距。所以, 为了获得可靠的试验数据, 通过不断改进, 完善, 提高激波风洞的性能, 尽可能“复现”高超声速飞行条件, 是今后主要的研究方向。

关键词: 高超声速激波风洞, 轻气体驱动器, 自由活塞驱动器, 爆轰驱动, 气体热力学, 近空间飞行器

S03

CCTAM2009-002952

高超声速喷管中水蒸气凝结的数值研究

程万, 罗喜胜, 杨基明

中国科技大学近代力学系, 合肥 230027

jmyang@ustc.edu.cn

针对高超声速燃烧加热风洞喷管流动的大扩张比、高马赫数、高低温气体并存和高水蒸气含量的特点, 发展了兼顾高温气体效应与水蒸气非平衡凝结过程影响的有限体积计算方法, 对伴随水蒸气凝结的喷管流动的机理开展了数值研究。计算中, 凝结模型采用 Hill 矩方法进行模拟。数值分析着重关注喷管进出口气流的参数变化。结果表明, 燃烧加热风洞的凝结问题计算中, 应考虑高温气体效应的影响, 以保证结果的合理性; 随总温、水蒸气含量等参数的不同, 喷管流动中的凝结现象会呈现明显不同的特征, 适量的水蒸气含量和较低的总温会使得凝结后的流场参数发生显著改变。

关键词: 燃烧加热风洞, 喷管流动, 非平衡凝结, 数值模拟

S03

CCTAM2009-002953

透明低密度介质界面 RT 和 RM 不稳定性实验初探

谭多望, 邹立勇, 黄文斌, 刘金宏, 郭文灿

中国工程物理研究院流体物理研究所, 冲击波物理与爆轰物理实验室, 绵阳 621900, dwtan@caep.ac.cn

利用透明低密度介质适于光学测量的特性, 对气-气, 气-液界面 RT 和 RM 不稳定性进行了初步研究。

(1) 无膜气/气界面 RM 不稳定性实验

利用高速摄影和 PIV 技术, 在横式激波管上开展了 1.2Ma 激波冲击 SF₆ 气柱实验, 获得了 SF₆ 气柱/空气界面 RM 不稳定性演化图像, 得到了气柱高度, 宽度, 上游边缘, 下游边缘和涡边缘速度随时间的变化规律, 以及流场在 $t = 330\mu\text{s}$ 时刻的二维速度场, 利用涡量理论进行了初步分析。

(2) 有膜气/气界面 RM 不稳定性实验

研制了硝化纤维薄膜, 在横式激波管上形成了薄膜隔开的空气/SF₆ 界面, 建立了有膜气/气界面 RM 不稳定性