



中国科学院高温气体动力学重点实验室研究进展

姜宗林

中国科学院高温气体动力学重点实验室, 中国科学院力学研究所, 北京 100190

在钱学森先生的倡导下, 中国科学院力学研究所自 20 世纪 50 年代末期就开始了高温气体动力学的基础研究, 相关研究进展曾经为发展我国“两弹一星”和神州飞船做出了重要贡献. 在钱学森先生创立的气动研究队伍和科研积累的基础上, 中国科学院于 1994 年组建了中国科学院高温气体动力学重点实验室. 实验室成立以来一直坚持钱学森先生倡导的技术科学理念, 按照中国科学院基础性、前瞻性和战略性的办院方针, 面向航空航天和国民经济的重大战略需求, 研究高温、高超声速条件下, 具有分子内态变化介质流动的高温气体动力学前沿学科问题. 通过不断提出新方法、新概念、新技术, 支撑国家重大战略需求的关键技术攻关, 推进高温气体动力学的学科发展. 近年来, 在国家 973 项目, 国家自然科学基金委重大、重点项目和创新研究群体, 科学院国际合作伙伴团队, 863 项目和中国科学院方向性创新项目的支持下, 实验室在高焓高超声速气体流动规律、高超声速推进方法、稀薄气体非平衡流动、高超声速飞行器构型理论与优化等主要研究方向取得了重要研究成果, 在促进高超声速流动模拟实验、高超声速推进、气动热预测与防护、高超声速飞行器气动布局优化设计等重大关键技术的发展方面发挥了重要作用.

1 高焓高超声速气体流动规律

实验室克服一系列关键技术问题, 于 1993 年建立了世界上最先可按反向和正向爆轰模式运行的氢氧爆轰驱动激波风洞 (JF-10). 2003 年根据非定常激波反射原理提出新型正向爆轰驱动方法, 实验室对 JF-10 激波风洞进行了改进. 新型正向爆轰驱动器成功地提高了 JF-10 激波风洞模拟的高超声速试验气流品质和风洞的驱动能力 (总温 8000 K、总压 800 个大气压 (8.106×10^7 Pa)、试验时间 3~6 ms). 试验结果表明: 与世界上最大的自由活塞驱动高焓激波风洞 (HIEST) 相比, JF-12 激波风洞尺度仅仅是 HIEST 的 1/3, 但是试验时间延长了 3 倍, 而且试验气流的品质好、驱动能力强、运行费用低、装备的

性能价格比高. 在先进爆轰驱动技术的支撑下, 近两年来实验室在高超声速流动模拟试验技术, 先进的流动诊断技术和高焓流动试验方面都取得了新的重要进展.

1.1 爆轰驱动极高超声速流动膨胀管技术

以实验室自己发展的新型正向爆轰驱动技术为基础, 根据激波非定常膨胀原理, 在激波风洞的被驱动段末端增设一个膨胀段, 用于进一步加速激波管内的高超声速气流. 经过 3 年的科研工作, 建成了首座爆轰驱动极高超声速流动膨胀管 (JF-16). 2006 年的性能试验结果表明: 应用 JF-16 膨胀管获得了流速超过 8300 m/s, 气流静压约为 0.2 bar (2×10^4 Pa), 总焓值在 35~40 MJ/kg 之间, 试验时间为 50~100 μ s 的极高超声速试验气流. 实验室爆轰驱动高焓膨胀管技术的发展进一步提高了我国高超声速流动的模拟能力, 为星际探测器和轨道器的大气再入问题研究提供了必要的气动试验模拟技术. 在国际上, 澳大利亚昆士兰大学应用自由活塞驱动技术也开展了极高超声速流动膨胀管技术的研究, 建立了 X 系列的高焓膨胀管. JF-16 与 X 系列同尺度的膨胀管相比, 试验气流在稳定性和试验时间方面都具有相当的优势.

1.2 复现高超声速飞行条件激波风洞技术研究

为了满足高超声速研究的高端试验需求, 针对目前新型高超声速实验设备研制中存在的科学问题和关键技术, 实验室提出了研制能“复现”高超声速飞行条件的激波风洞新概念. 以理论分析为指导, 结合数值模拟与实验, 实验室研究了激波风洞内多种复杂波系对风洞性能的影响. 特别重点地分析了二次波、爆轰反射波、激波风洞缝合匹配参数、入射激波衰减等主要影响因素, 解决了研制新型风洞并实现其设计气动性能的关键技术. 2007 年, 在总长 28 m 的缩尺模型风洞上, 获得驻室总温 2200 K~3000 K、压力平台时间长达 13.5~16.5 ms 的理想气源参数. 研究结果验证了新型激波风洞研制涉及的关键技术, 为发展“复现高超声速飞行条件激波风洞”奠定了基础. 新型激波风洞具有复现飞行马赫数 5~10 的高超

声速飞行条件的能力。

1.3 高超声速流动气动热研究进展

实验室应用高焓激波风洞,开展了关于高超声速流动催化/非催化壁面热流变化的对比实验。试验应用了二维对称钝楔形模型,其一侧为催化壁面,另一侧为非催化壁面。应用同样的热流传感器,在一次风洞试验中可以获得两组具有良好可比性的数据。在 7800 K 来流总温的条件下,实验室对分别为 0° 、 5° 、 10° 的迎风角进行了 3 组气动热实验。试验结果表明:在各种不同迎风角度下,催化与非催化壁面的热流量随着测点位置呈前高后低的有规律变化;在同种催化性能壁面的相同位置上,热流随着迎风角度增加而增加;就非催化与催化壁面相比而言,非催化壁面热流比催化壁面有降低的趋势,而且这种趋势的明显程度还与测量点的位置有关。在催化壁面热流高的地方,这种下降趋势更加显著,可以高达 30%。

1.4 高超声速流动气动力研究进展

实验室关于真实气体效应对飞行器俯仰力矩影响规律的研究也取得了重要进展。气动力试验应用球锥气动力模型共进行了 30 次风洞实验。在驻室总焓比较接近的条件下,采用氮气和氩气为实验气体时,测得的轴向力和法向力高于以空气为实验气体的情况,压心距离模型顶部也较以空气为实验气体时更远,但是俯仰力矩却较以空气为实验气体时小。实验数据所呈现出的规律性,反映出了真实气体效应对模型气动力特性影响。根据实验测量的法向力和俯仰力矩计算得到的压心系数 X_{cp}/L 分析可知,当以空气作为实验气体时,在总焓较低条件下 ($H_0=10.33\sim 10.38\text{MJ/kg}$),压心系数与无黏数值解非常接近;而在总焓较高的条件下 ($H_0=15.69\sim 15.94\text{MJ/kg}$),压心系数明显偏离无黏数值解,并且压心系数随着自由流总焓的升高而降低。此外,在较低的总焓 ($H_0=10.13\sim 10.76\text{MJ/kg}$) 条件下,以空气为实验气体较以氧气为实验气体时的压心系数高;而在较高的总焓条件下 ($H_0=15.42\sim 15.94\text{MJ/kg}$),以空气和氮气为实验气体时的压心系数非常接近。这从另一个角度反映出了真实气体效应对气动力的影响。

1.5 高超声速流动红外辐射特性研究

红外辐射在大气再入过程中是重要的探测对象之一。试验数据可用于检验高温气体化学反应模型与计算程序的正确性。在风洞试验状态的驻室总压 19.6 MPa、驻室总温 7920 K、总焓 15.5 MJ/kg、自由流速度 5 km/s 的条件下,实验室在 JF-10 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞中顺利完成飞行器再入进场红外辐射的实验研究,为工程和型号部门提供了高焓流动首批有工程应用价值的实验结果。实验中使用了自行研制的红外测试系统,通过专门设

计的光路把高温气体发出的红外辐射无干扰地引出到试验段之外,并成像在铍化钢 30 单元铍化钢阵列上。实验以球头钝锥体为气动模型,测量激波层与近尾流中红外辐射功率的横向分布剖面,试验数据呈现明显的规律性。试验结果表明:激波层中在壁面附近的红外辐射功率较小,中间有一区域辐射较大且相对均匀,激波层外缘辐射单调减小;尾流中核心区红外辐射功率最大,随着到径向距离的增大而单调减小。

2 高超声速推进技术

高超声速推进系统是高超声速飞行器发展的首要关键技术之一,超燃冲压发动机是高超声速推进系统首选的动力系统,已经成为目前国际上航空航天大国竞相开展研究与开发的热点。但由于高超声速流动和化学反应动力学过程耦合产生的非线性、多尺度问题的复杂性,虽然经过 50 多年的研究,至今超燃冲压发动机仍处于实验室研究和飞行验证阶段。

2.1 超燃冲压发动机研究进展

实验室开展了自行设计研制的侧压式超燃冲压模型发动机系统的综合实验研究。模型发动机采用交错尾板/壁面凹腔一体化燃烧室稳焰结构,它一方面产生横向涡促进燃料与空气的混合,另一方面在凹腔内形成回流区延长燃料驻留时间、有利于形成热点,并能促进点火,同时起到稳定燃烧的作用。通过采用这种结构,实现了氢、航空煤油、以及氢+航空煤油超燃冲压模型发动机的自点火和稳定燃烧。

2.2 煤油催化裂解研究进展

实现燃料裂解是缩短点火延迟时间,提高超燃冲压发动机燃烧效率的重要方法。实验室研制成功了新型煤油催化裂解系统,其最高加热能力为 1050°C ,燃料驻留时间约 1 s 量级。应用该装置对超临界态/裂解态煤油进行了超声速燃烧性能优化实验研究。在马赫数 2.5 与 3.0 超燃模型燃烧室中,对单级与两级喷注超临界或裂解态燃料的超声速燃烧特性进行了系列测试,获得了不同流量、不同喷油压力、不同喷油孔数目与口径、不同马赫数、不同喷油位置及其组合等对超声速燃烧影响的数据,提出了改进燃烧室性能的各种措施。还通过试验验证了在 4.1 MPa 压力及 950 K 温度以上,燃料催化裂解化学热沉达到约 1.4 MJ/kg,总热沉达到 3.5 MJ/kg,性能接近美国联合技术研究中心 (United Technologies Research Center, UTRC) 实验结果。

2.3 催化复合增大冲压发动机推力的新途径

实验室根据超声速燃烧在高温条件下,解离反应明显增加、发动机推力性能降低的问题,提出应用催化复合的

方法,提高化学反应热的释放率,增加超燃冲压发动机推力的新概念,初步试验表明了方法的有效性。目前实验室完成了试验台建设,成功模拟了发动机燃烧室内的高温气流。应用该实验台,将进一步研究与高超声速推进有关的燃烧过程中分子解离与复合规律;探索有效催化剂,催化机理和方法与技术措施;发展可靠的用于催化复合效应研究的实验方法,包括带有燃气发生器的催化复合实验装置和测量方法。

3 高超声速飞行器布局理论与优化方法

高超声速流动具有激波强、总温高、阻力大的特征,给飞行器设计带来了挑战。飞行器设计由传统飞行器以翼面升力为主,过渡到高超声速飞行器以压缩面升力为主。另外,防热降阻需求又使得飞行器设计更加困难。

3.1 高超声速飞行器布局理论研究

实验室开展了满足热防护、有效体积和飞行稳定性需求的高超声速飞行器乘波体布局研究,在特定体积率条件下的乘波体参数优化设计中,将无黏流动中的边缘线布局、摩阻相关的浸润面积和特定几何参数等 3 个因素纳入飞行器构型的优化设计。通过研究乘波体所需的贴体激波和钝化前缘产生的脱体激波对升阻比的影响,将乘波体设计向工程化应用推进。另外,抓住高超声速条件下强激波相互作用这一流动本质,实验室提出了变楔角/圆锥乘波体生成方法;基于高超声速巡航中所具有的动能大,必须特别关注能量利用这一事实,提出了激波一体化组合进气道设计概念和温度分布设计燃烧室型面思想。实验室应用这些方法和思想设计的高超声速飞行器不仅得到所需的高升阻比,而且获得高的总压恢复性能,已成为型号部门立项的依据。

3.2 高超声速流动科学计算平台建设

实验室还成功开发了高速流动科学计算平台。该平台除开展高超声速飞行器气动布局优化设计研究外,还承担了大量工程型号项目。如战斗机全机/挂弹复杂流动干扰研究,新一代战斗机武器舱舱门开启过程的非定常载荷计算,民用 ARJ21 支线客机机翼颤振边界预测,长征运载火箭热环境模拟等,为我国在研和预研飞行器开展复杂流动数值模拟、气动载荷计算及多学科问题研究提供了计算模拟平台。实验室发展的有限紧致格式被国际计算物理杂志入选 2006 年度最热门 25 篇论文之一,排名第 3 位,实验室还独创了摄动有限体积和有限差分格式。特别在流/固耦合干扰计算的动网格变形技术、时间精度、流体/结构之间的数据转换和流/固耦合干扰问题研究方面,

实验室的高速流动科学计算平台具有自己的特色。

4 稀薄气体非平衡流动与气动物理

4.1 高超声速流动气动物理特性研究

在高超声速纯空气流场特性分析研究工作中,通过算法的改进,获得了物体头身部、底部及远尾流场的特性。对比分析表明流场特性合理,其结果已提供给工程单位使用;在高超声速烧蚀流场特性分析研究工作中,建立了烧蚀流场特性分析的数学物理模型,研究了相关的数值计算方法,通过具体的计算,表明了所建模型和算法的合理性;在亚密焗流尾迹电磁散射特性研究中,通过机理分析和模型及其算法的改进,使建立的分析软件能适应宽频带,任意入射角的电磁散射特性,通过对理论方法与实验的对比分析,验证了所建立的模型和计算方法的有效性。

4.2 低密度气体流动研究进展

微尺度低密度流动的研究中,用直接数值模拟蒙特卡罗 (direct simulation Monte Carlo, DSMC) 方法模拟了微喷管 (喉部高度为 $20\ \mu\text{m}$) 内的流动。模拟结果首先和试验的质量流量及 N-S 计算结果进行了对比,研究结果表明 DSMC 方法与实验结果有更近的一致性。此外,还详细地观察了在改变微喷管尺寸和远场边界条件后喷管内流动变化的特点,发现了压缩 - 膨胀波串的微结构。另外,针对近空间飞行器飞行轨道在近连续流区到过渡流区的较大范围,实验室在计算方法上提出了信息保存法的理论基础,发展了大网格的 DSMC 方法,使计算效率得到极大提高。

4.3 反应气体动力学研究进展

为了强化超燃冲压发动机的基础研究,实验室开展了碳氢燃料点火延时特性研究。在 JP10 和煤油点火特性激波管实验的基础上,进一步实验研究了硅烷、 CH_3NO_2 、 CH_2Cl_2 对上述两种典型高碳数碳氢燃料点火特性的促进作用。当促进剂加入量约为燃料的 10%~20% (摩尔比),质量比为 5%~12% 时,实验观测到明显的点火促进作用。在激波管中利用激波后高温状态加热材料样品产生热解,采用色谱全量分析方法测定酚醛树脂在高温区 ($>1000\ \text{K}$) 热解速率,并对热解产物进行了辨识。已获得酚醛树脂粉末样品在不同温度热解产物分布和热解速率随温度变化的关系。另外,在凝聚态炸药爆轰微观动力学机理研究方面,利用稠密气体状态方程计算了硝基甲烷炸药的冲击绝热线,并基于完整的化学反应模型和考虑了实际状态方程的条件下完成了硝基甲烷冲击点火过程的模拟计算,提出了硝基甲烷点火的简化反应动力学模型。