



CSTAM 2010-0048

高超声速气动热力学的几个基础研究问题

姜宗林

中国科学院高温气体动力学重点实验室

中国科学院高超声速科技中心

中国科学院力学研究所

第三届高超声速科技学术会议

2010年10月26-28日 江苏·无锡

高超声速气动热力学的几个基础研究问题

姜宗林^{1, 2}

(1 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)

(2 中国科学院高超声速科技中心, 北京 100190)

摘要: 本文回顾了高超声速气体热力学相关的一些重要研究进展, 探讨几个具有基础性的研究方向: 即高超声速流动模拟方法; 高温气体热化学反应机制; 高超声速流动的滞止区域研究; 高超声速边界层转捩和激波/激波粘性相互作用。这些问题和高温真实气体效应密切相关, 对高超声速科技发展的突破起着关键性的作用

关键词 高超声速流动, 气体热力学, 边界层转捩, 粘性相互作用, 真实气体效应

引言

高超声速科技已经成为二十一世纪航空航天领域的制高点, 具有广阔的军民两用前景。新一代空天飞行器可用于作为未来的商用飞机, 实现洲际旅行的朝出晚归; 作为航天飞机可为未来太空开发提供一个更经济、更安全进入轨道的运载工具; 作为高超声速武器它具有能快速反应、突防能力强、可以进行精确打击和机动作战的能力; 作为高超声速飞机它可以作为实施全球军事侦察、远程军力快速部署, 远距离攻击的平台。所以, 高超声速科技的突破将对一个国家科学技术和国民经济的发展、综合国力的提升产生重大影响^[1,30]。

对于能重返大气层的航天飞机和可以在大气层中飞行的高超声速飞行器等一类空天飞行器, 因其飞行马赫数很高, 周围的空气将被飞行器头部激波加热到数千度的高温, 导致了空气分子的振动激发、解离、甚至电离, 使得普通空气变成一种不断进行热化学反应的复杂流体介质, 强烈地改变了飞行器绕流的物理特征和飞行器设计的基本原则^[2,3,31]。高超声速流动本质上是一种处于非平衡热力学和热化学反应状态介质的非定常流动。介质的非平衡热力学状态导致了由传统的物性方程描述其热力学参数的困难; 介质微团的热化学反应尺度突破了气动实验的相似性准则; 气体介质本身的振动激发、解离、甚至电离等微观变化通过介质热力学状态的变化和宏观的高超声速流动产生了强关联; 具有电离特性的流体与飞行器不同物性表面产生了流体与物面的相互作用。另外,

高超声速流动特有的薄激波层、高熵层和粘性相互作用等独特流动物理现象更加增加了高焓高超声速流动研究的复杂性^[3,4]。

高超声速流动超出了经典气体动力学物性参数、本构方程和线性理论能够描述的范畴, 给气体动力学实验模拟和数值计算都带来了挑战。例如, 美国早期的航天飞机的实验结果由于缺乏高焓流动模拟设备而没有考虑高温真实气体效应的影响, 在试飞实验中出现了配平攻角高出设计值一倍多的气动异常现象^[5]。又如高超声速飞行器再入大气层时尾迹的光电特性, 由平衡理论和非平衡理论得到的计算结果可以有数倍甚至量级的差别^[6]。2003年2月1日美国航天飞机“哥伦比亚”号返回地面时在60公里的高空解体, 当时航天飞机的飞行时速为21000公里。失事的原因就是由于高超声速气流引起的气动热作用在航天飞机左侧机翼前端隔热层破损处所引起的灾难性后果。高超声速科技的近一步发展呼唤着高超声速气动热力学的突破。面对航空航天的重大需求, 回顾高超声速科技几十年来的一些重要进展, 从高超声速气动热力学的角度, 下述几个流体物理问题的研究可以认为是基础性的, 对高超声速科技的突破是关键性的。

1 高超声速流动的模拟方法

为了开展空天飞行器气动力/热方面的相关研究工作, 从上世纪六十年代起世界各国相继研究、发展、建造了一些先进的高超声速实验设备^[7,32,33]。能用于高焓气体流动规律和气动物理研究的风洞主要有两类: 一类是自由活塞驱

动高焓激波风洞，如澳大利亚国立大学的 T3 和昆士兰大学的 T4、日本国家航天实验室的 HEK 和 HIEST、美国加州理工学院的 T5、法国 DLR 的 HEG。另一类是爆轰驱动高焓激波风洞，如中国科学院力学所的 JF-10、美国 NASA 的 HYPULSE (GASL)、德国 Aachen 工业大学的 H2。这些高焓流动模拟设备为研究高超声速流动和高温真实气体效应提供了必要的模拟手段和一些重要的实验数据。最能代表国际研究水平的要算 HEG 与 T5 风洞上的实验工作。如 1984 年发表的 Eitelberg 等人应用 HEG 风洞有关工作的主要结论还是说 HEG 设备与测量仪器正处于发展的阶段，正在增加对高超声速流动规律的认识^[8]。他们对欧洲各风洞常用的细长 ELECTRE 锥部测量结果表明：热流率纵向衰减速率与计算结果不同；激波相互作用的研究表明在理想气体时存在压力、热流率极高的区域，这一经典气体动力学现象在真实气体效应较大时没有出现；对 HERMES 模型襟翼实验表明：不仅激波角不同，铰连线附近的热流率也受高焓非平衡流动的影响。Olivier 1995 年发表的 Hornung 等人 T5 风洞上的有关工作，得到了一些有意义的结果^[9]。他们用 CO₂ 验证驻点区激波脱体距离的双标定律；发现了 5° 度尖锥表面边界层转捩雷诺数随总焓提高线性增加；在研究激波/激波相互作用时发现真实气体效应使得热流增强的激波投射区域加宽。由于高超声速实验模拟的困难，HEG 与 T5 风洞提供的数据还是十分有限的。但是这些研究结果虽然是初步的，却是很具有启发性的，它突显了高超声速气动热力学研究的重要性。研究的主要困难在于模拟的高超声速流动实验时间太短，流动的定常性差，气体介质的热力学和气体动力学状态和希望模拟的飞行条件有差距。例如：日本国家航天实验室的 HIEST 能提供的实验时间为 2ms 左右，但是储室压力变化高达 20-30%。中国科学院力学所的 JF-10 能提高的实验时间为 3-6ms 左右，储室压力变化也不大，但是所提供的高超声速流动的热力学和气体动力学状态尚需要确认。所以，高焓声速流动模拟方法是制约高超声速气动热力学研究的一个瓶颈。

2 高温反应气体的热化学反应机制

从气体动力学的教科书给出的表 1 所示：当空气的温度超过 800K，分子的震动被激发，空气不再可以视为量热完全气体；温度超过 2000K，氧气分子开始解离；温度超过 4000K，氮气分子开始解离，氮氧化物开始形成；温度超过 9000K，氧原子和氮原子开始电离。在高温条件下，空气实质上成为一种随着温度变化而组分不断发生变化的反应介质。由于强激波的迅速压缩和高速膨胀，高超声速流动可能成为一种处于非平衡热力学状态介质的非定常流动。介质的非平衡热力学状态导致了由传统的物性方程描述其热力学参数的困难；介质微团的解离、电离、热辐射及其非平衡松弛过程的尺度突破了气动实验的相似性准则；气体介质本身的微观变化通过介质热力学状态的变化和宏观的高超声速流动产生了强关联。所以，高温空气气体宏观热力学性质的定义必须重新确定。其中包括介质的输运系数（粘性系数、导热系数、导电系数、各组元的扩散系数），介质与壁面接触反应的相关系数，气相反应之间的化学非平衡松弛过程，各种内能模式之间的热力学非平衡松弛过程，气相介质和壁面辐射的发射和吸收函数，辐射和电离的耦合关系等等^[10]。热辐射在高温气体的条件下不再是一个小量，Lee and Goodrich 的实验研究表明^[11]：Apollo Spacecraft 017 再入过程中测到的峰值热辐射率高达 115 W/cm²，为最大热传递量的四分之一。

表 1 空气的高温效应
High Temperature Effects on Air

Temperature [K]	Chemical Change
800	Molecular vibration
2000	Oxygen molecules (O ₂) dissociate
4000	Nitrogen molecules (N ₂) dissociate
	Nitric oxide (NO) forms
9000	Oxygen and nitrogen atoms ionize

为了描述高温反应气体的热化学反应机制，已经提出了许多在不同假定条件下物理模型：如涉及到振动-置换反应耦合和振动-平动能量交换过程的 Laudau-Teller 模型；通过耦

合因子修改化学反应速度公式来考虑振动对离解反应的影响 Hammerling^[12]CVD 模型；Treanor 和 Marrone 的 CVDV 模型^[13, 14]同时考虑了离解反应对振动的影响；Park^[15]提出了建立在经验拟合曲线基础上的双温模型来描述振动-离解耦合关系，双温模型考虑了非平衡导致离解速度的降低以及振动能的消耗，不过振动能的损耗是任意的。Knab^[16]建立了 CVCV 模型，考虑了振动和两种反应的耦合关系。Zeitoun^[17]提出了非优先的双温模型耦合系数，Séror^[18]改进了其源项以保证相容性，建立了耦合系数的优先方程，建立了 CVDEV 模型。激波后非平衡区的振动温度低于平衡振动温度，振动能较小，因此离解反应的速度比较低。同时由于振动能的激发，导致离解反应更容易发生，因此会消耗部分振动能，导致振动松弛过程减缓。Olejniczak^[19]对三种振动-离解反应模型进行了数值模拟和实验表明它们能够精确地预估脱体激波距离，但振动温度曲线存在差异。半个世纪来关于高超声速流动热化学反应机制的模化已经取得了很大进展，但是这些模型都不同程度地带有各自的经验性、局限性和不确定性。Bushnell^[20]曾经指出：X-15 风洞实验表明飞行器周围的流场大部分为层流，而飞行实验表明这个流场主要表现为层流。所以，提出不依赖与实验数据的物理模型是非常重要的，验证模型时应用实验数据的不确定性是必须评估的，怎样才能有效地验证物理模型更是应该认真考虑的。

3 高超声速流动的滞止区域

大家知道高超声速流动主要影响飞行器的气动热分布，而对气动力分布的影响不大，所以应用修正的牛顿流动，高超声速流动中物体的压力分布可以由下式确定^[21]：

$$C_p = C_{p,t2} + \sin^2 \theta。$$

应用上述公式，高超声速气流滞止点热流率可由飞行器头部半径、自由流密度和速度计算：

$$q_{t,ref} = C_{\rho\infty}^{0.5} U_{\infty}^3 / R_N^{0.5}。$$

那么，在飞行器大气再入过程中，气体到飞行器表面的热辐射率可以由下式估算：

$$q_{r,t} = CR_N \left(\frac{\rho}{\rho_{sl}}\right)^{1.6} \left(\frac{U_{\infty}}{10000}\right)^{8.5} W/cm^2。$$

在二十世纪六十年代早期，来自美国两大科研组织的两组科技人员受命发展解析方法和实验设备来研究以超轨道速度飞行的飞行器滞止点的热流率。经过努力工作，两组科技人员独立地给出了他们各自的研究结果。他们的结果如图 1 所示^[22]，其差别是非常明显的。尽管两组科技人员声称他们的结果都是计算模拟和实验研究符合良好，而合理的结果只可能有一个。出现差别的问题在于他们得到的实验测量结果只反应他们地面实验设备模拟流的动；他们的计算结果不管他们应用的计算机多么强大，其计算流场受制于他们应用的物理模型和数值算法。对于高超声速飞行器，热辐射已经成为气动热力学环境的主要因素。为了发展具有预测热辐射能力的方法，必须研究非平衡热化学反应机制，这包括辐射能转换机理、激波层内辐射能的吸收和再辐射。这种研究要求对于控制热辐射现象的基础性物理和化学机制有深入的了解，而不幸的是这种机制我们目前还不清楚。尽管飞行实验结果表明第二研究组的研究成果更可信，但是更重要的是他们对比研究中反映出的方法论方面的问题更应该引起重视。

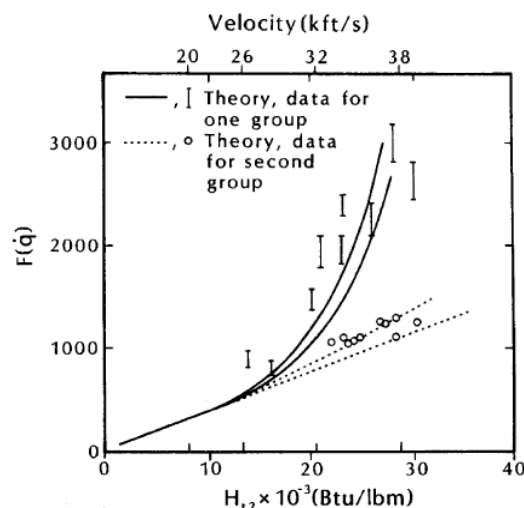


图 1 超轨道速度飞行的飞行器制止点热流率

4 高超声速边界层转捩

超声速边界层转捩是气体动力学的一大难题，而高超声速边界层转捩由于气动热力学的影响更显示其复杂性。随着高超声速飞行器的

发展, 对于高超声速边界层转捩的研究要求更深入、更迫切。2003 年美国一个评估高超声速科技发展的技术委员会曾经建议把超声速边界层转捩作为一个国家研究项目^[23]。超声速边界层转捩可以导致热传导加剧, 热烧蚀率增加, 飞行器头部形状变化加速, 在转捩点下游形成宏观的粗糙度 (e. g., striations, grooves, and/or scallops), 这种粗糙度更加剧了湍流对流热传导。

由目前得到的研究结果来看^[24], 应用不同的预测方法和实验模拟得到的边界层转捩结果其差异之大是惊人的。原因在于有太多的流场参数不同程度地影响着超声速边界层转捩: 如局部流动马赫数、表面冷却、单位 Reynolds 数、飞行器头部钝度、高熵层、横向流动、物面粗糙度、表面突出物、质量射流等等。另外, 假如高超声速流动存在解离和电离现象, 那么气体化学也影响边界层转捩。为了预测边界层转捩, 在考虑有无热传递的情况下已经作了大量的超声速和高超声速流动实验, 但是还没有得到适当的半经验模型可以用来精确地预测边界层转捩。最近的研究结果还表明, 风洞噪音也影响边界层转捩, 而且这种影响几乎存在于所有的高超声速实验结果中。由于缺乏对于飞行环境的了解, 合理的自由飞行转捩马赫数的预测几乎是不可能的。

综上所述, 应用一种简单理论或者经验公式去试图相关所有实验数据是无法想象的, 更困难的是边界层转捩的位置对测量技术是非常敏感的。在一般实验研究中, 测得的热传导率明显增加表明了边界层从层流的湍流的转捩。在流动显示研究中, 是应用纹影技术通过边界的漩涡破碎来揭示转捩。根据目前得到的飞行实验的纹影测量, 关于边界层转捩的结果和上图表示的一样分散, 有时转捩马赫数可以有量级的差别。一些研究表明: 高超声速流动边界层转捩却实可以发生在相当大的范围内, 与来流条件和物面形状密切相关。象 Bushnell 指出的那样, X-15 风洞实验表明飞行器周围的流场大部分为层流, 而飞行实验表明这个流场主要表现为湍流, 来流条件是主要原因。

一般来讲, 所有的边界层转捩和湍流理论模型本质上都是半经验的, 这就意味着计算结

果至多和计算模型依据的实验结果是等价的。如果由于风洞扰动和其他原因, 实验结果的确信度有问题, 那么计算结果也是一样的。这个难题表明为了进行超声速边界层转捩研究我们需要本质上更基础的物理模型, 这种模型不应该依赖于由实验得到的经验数据, 仅仅依赖于控制方程和流体物理, 就象湍流理论的大涡模拟一样。进一步讲, 如果通过艰苦努力我们得到了高超声速流动的转捩模型, 那么模型应该考虑气体反应的热化学机制, 这就使转捩问题更加复杂化。另外由于许多因素的影响, 高超声速边界层转捩的风洞和飞行实验数据具有不确定性, 那么我们面临的更大困难是如何验证一个很好的转捩模型。所以, 几十年的研究结果表明人们关于高超声速边界层转捩有了一定的认识, 但是相关边界层转捩的研究依然是任重道远。

5 高超声速流动的激波/激波相互作用

高超声速流动中由激波/激波相互作用可能引起灾难性的后果。1967 年 10 月 X-15A-2 的飞行实验已经提示了这个问题。当时的飞行速度为马赫 6.7, 飞行器的头部激波和冲压发动机支架激波相互作用产生的高温气流象火炬一样烧坏了支架, 吹掉了冲压发动机模型。Edney^[25, 26] 指出有六种激波/激波相互作用模式。入射激波和弓形激波相互作用的近似部位分别如图 2 所示。研究发现 III 型和 IV 型激波相互作用产生的超声速射流能导致热传导率急剧增加, 在激波冲击区域可以有量级的变化。Keyes 和 Hains^[27] 指出: 激波干扰出现的热流变化也可能出现在机翼前沿和飞行器控制面区域。随着带有吸气式发动机的高超声速飞行器发展, Gaitonde 和 Shang^[28] 注意到: 作为发动机进气道预压缩面的飞行器前体产生的斜激波作用于进气道下唇口处的弓形激波可能产生粘性相互作用。由飞行器前体边界层分离产生的斜激波也可能和进气道下唇口激波冲击, 形成三激波相互作用的粘性相互作用, 引起更严重的热传递问题^[29]。激波/激波相互作用可能对高超声速飞行器引起严重问题, 飞行器设计者常常采用保守的估计来预防那些还意识不到的气动热力学问题, 这种保守估计将使飞行器

的热防护系统过重, 大大降低飞行器的飞行能力。

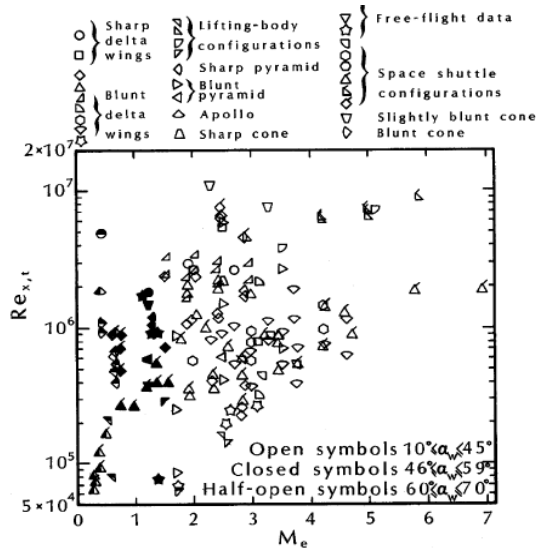


图 2 六种激波/激波相互作用模式

6 结论

高超声速气体热力学是高超声速科学的一个重要研究领域, 是空气动力学的前沿学科。本文列举了几个具有基础性的高超声速气体热力学研究方向。可以预言这些基础问题的将对高超声速科技的突破起着关键性作用。我国关于高超声速气体热力学研究才刚刚起步, 所以目前强调重视、倡导、强化高超声速气体热力学研究是非常必要的。

参考文献

- 1 John J. Bertin, Russell M. Cummings: Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. Department of Aeronautics, Progress in Aerospace Sciences 39 (2003) 511-53
- 2 Mous J. R. et al: Hypersonic Mach number and real gas effects on space shuttle aerodynamics, AIAA 83-0343, 1983.
- 3 Anderson J.D: Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill Book Company. 1989.
- 4 NASA: Congressional Report on the National Aerospace Initiative, September 2003.
- 5 Young J.C. et al: Space shuttle entry aerodynamic comparisons of flight with predictions, AIAA 81-2475, 1981
- 6 Underwood J.M. et al: A preliminary correction of orbit shuttle flights (STS 1&2) with preflight predictions, AIAA 81-2476, 1981
- 7 Lu F.K. and Marren D.E.: Advanced Hypersonic Test Facility, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.198, 2002
- 8 Eitelbeg G.: First results of calibration and use of the HEG, AIAA 94-2525, 1984
- 9 Olivier H. and Gronig H.: A more precise method to determine stagnation point heat, 20th ISSW, 1995, 243-244.

- 10 G.Sarma: Physico-chemical modeling in hypersonic flow simulation. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36: 281-349
- 11 Lee DB, Goodrich WD: The aerothermodynamic environment of the Apollo command module during super-orbital entry. NASA TN D-6792, April 1972
- 12 P. Hammerling, JD.Teare, B. Kivel: Theory of radiation from luminous shock waves in nitrogen. Physics of Fluids, 1959, 2(4): 422-426.
- 13 C.Treanor, P.Marrone: Effects of dissociation on the rate of vibrational relaxation. Physics of Fluids, 1962, 5(9): 1022-1026
- 14 P.Marrone, C.Treanor: Chemical relaxation with preferential dissociation from excited vibrational levels. Physics of Fluids, 1963, 6(9): 1215-1221
- 15 C.Park: Assessment of two-temperature kinetics model for dissociation and weakly-ionizing nitrogen. J. Thermophys. Heat Transf., 1988, 2(1): 8-16
- 16 Knab, H.Fruhauf, E.Messerschmid: Theory and validation of the physically consistent coupled vibration-chemistry- vibration model. J. Thermophys. Heat Transf., 1995, 9(2): 219-226
- 17 D.Zeitoun, et al.: Vibration-dissociation coupling in non-equilibrium hypersonic viscous flows. AIAA Journal, 1995, 33(1): 79-85
- 18 S. Séror, M.Druguet, E.Schall, et al.: Coupled vibration-dissociation-exchange reactions model for hypersonic airflow computations. AIAA Journal, 1998, 36(4): 532-538
- 19 J. Olejniczak, G.Candler: Vibrational energy conservation with vibration- dissociation coupling: general theory and numerical study. Physics of Fluids, 1995, 7(7): 1764-1774
- 20 Bushnell DM: Hypersonic flight experimentation—status and shortfalls. In: Symposium on future technology in service to the alliance, AGARD CP-6000, 1997.
- 21 John J. Bertin: Hypersonic Aerothermodynamics, AIAA, Inc., Washington, DC, 1994.
- 22 Buck ML, Benson BR, Siero TR, Neumann RD In: Scala SM, Harrison AC, Rogers M, eds: Aerodynamic and performance analyses of a super-orbital re-entry vehicle. Dynamics of manned lifting planetary entry. New York: Wiley; 1963.
- 23 Kevin G. Bowcutt : Hypersonic Technology Status and Development Roadmap, Presentation to AIAA HyTASP Program Committee, December 18, 2003
- 24 Beckwith IE, Bertram MH: A survey of NASA Langley studies on high-speed transition and the quiet tunnel. NASA TM X-2566, July 1972.
- 25 Edney BE: Anomalous heat transfer and pressure distributions on blunt bodies at hypersonic speeds in the presence of an impinging shock. Flygtekniska Foersoeksanstalten (FFA) Rept. 115, 1968.
- 26 Edney BE: Effects of shock impingement on the heat transfer around blunt bodies. AIAA J 1968; 6(1):15-21.
- 27 Keyes JW, Hains FD: Analytical and experimental studies of shock interference heating in hypersonic flows. NASA TN D-7139, May 1973.
- 28 Gaitonde D, Shang, JS: A numerical study of shock-on-shock viscous hypersonic flow past blunt bodies. AIAA Paper 90-1491, June 1990.
- 29 Stollery JL: Some aspects of shock-wave boundary-layer interactions relevant to intake flows. In: Aerodynamics of hypersonic lifting vehicles, AGARD CP-428, 1987.

- 30 NANA: NASA Hyper-X Program Demonstrates Scramjet Technologies, October 20, 2004.
- 31 Hornung H. G., Cummings E.B., Germain P., Sanderson S.R., Sturtevant B. and Wen C.Y.: Recent results from hypervelocity research in T5. In AIAA Conference, Colorado Springs, 1994, 94-2523.
- 32 Jiang Z., Zhao W., Wang C., Takayama K.: Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnel, AIAA Journal, 2002, 40(10):1-8
- 33 Olivier H., Jiang Z., Yu H.R. and Lu F: Detonation-driven shock tubes and tunnels, Advanced Hypersonic Test Facility, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.198, 135-200, 2002
- 34 Zonglin Jiang, K.Takayama and Yaosong Chen: Dispersion conditions for non-oscillatory shock capturing schemes and its applications, Computational Fluid Dynamics Journal, 4(2):137-150, 1995