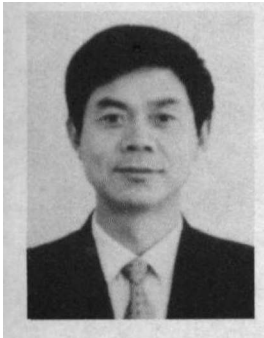


# 触摸高温气体动力学

姜宗林

(中国科学院力学研究所, 中国科学院高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)



姜宗林, 毕业于北京大学, 获流体物理学博士学位, 曾任北京大学副教授。1994 年初应聘到日本国东北大学任副教授, 1999 年应聘中国科学院“百人计划”回国, 现任中国科学院力学研究所研究员、博士生导师、中国科学院高温气体动力学重点实验室主任, 兼任中国科学院研究生院教授, 《力学学报》和《力学进展》常务编委, 国际学术期刊《Shock Waves》编委, 中国空气动力学会副理事长, 中国力学学会理事和北京市力学学会副理事长, 曾任第 24 届国际激波会议大会主席, 国际激波会议学术委员会委员。长期从事激波和爆轰物理、高温气体动力学、高超声速动力学和计算流体力学方面的研究工作。在国内外学术杂志和国际会议发表论文 100 多篇。

**摘要** 回顾了高温气体动力学与高超声速科技相关的一些重要研究进展, 探讨几个具有基础性研究意义的方向: 即高超声速流动模拟; 高温气体热化学反应机制; 高超声速流动滞止区预测; 高超声速边界层转换和激波 / 激波相互作用诱导的气动热问题。这些研究方向与高温气体效应和强激波密切相关, 对高超声速科技关键技术的突破起着重要作用。

**关键词** 高超声速流动, 气体热力学, 高超声速边界层转换, 激波 / 激波相互作用, 真实气体效应

## FEELING HIGH TEMPERATURE GAS DYNAMICS

JIANG Zonglin

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics of Chinese Academy of Sciences, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**Abstract** Some important research progresses of high temperature gas-dynamics related to hypersonic sciences and technologies are reviewed. Several fundamental research topics are discussed for future research, which include the advanced hypersonic test facilities; modeling aero-thermo-chemistry; stagnation flow region prediction; hypersonic boundary layer transition and shock waves/viscous interactions. The physical flow phenomena in such situations are thought to be closely related to real gas effects and strong shock wave interactions. It is believed that future improvements of hypersonic critical techniques depend on better understanding of those phenomena.

**Key words** hypersonic flows, aero-thermo-dynamics, hypersonic boundary layer transition, viscous interactions, real gas effects

### 1 引 言

高温气体动力学是与高超声速科技密切相关的气体动力学前沿学科, 所研究的流动现象和人们的日常感觉常常相去甚远。记得学中学物理的时候,

老师用食指蘸水, 通过凉爽感受教我们如何判断风向。盛夏赤日, 风如止水, 挥动蒲扇创造一个清凉世界。数九寒冬, 北风怒号, 剧烈的温降使你感到棉衣如纸、寒风如剑。生活的经验告诉我们, 温度和风力

是相关的。似乎风力越强,温降越大。把生活的经验上升为理论,气体动力学这样表述:当气体以一定风速吹过物体表面,在物体表面形成一个气流速度从零变化到风速的边界层。边界层的速度梯度和物体与气体的温差越大,物体与气体之间的热交换就越强。在这种物理现象里有两个因素起主要作用:风速和温差,它们决定了热交换强度和热传递方向。温差决定热传递的方向是生活常识:即近火者热、近冰者寒。而风速对热传递方向的影响是渐进的,有一个量变到质变的过程,是需要理解的。秋日星空,偶见一颗流星拖着亮丽的彩带,划破夜幕,没于天际。关于流星,神话与童话里曾有过多少美丽的传说。但是,高温气体动力学认为这是一个空气加热高速飞行流星,熔化陨石矿物质而发光发热的气体热力学过程。更学术地讲:以高超声速飞行的物体,可以推出一道头部激波。该激波扫过的空气温度和压力会升高,产生了一个温度远远高于飞行物体表面温度的局部热环境。另外,飞行物体表面和气流之间也由于气体黏性而摩擦生热,形成了一个不同于人们常识的空气加热飞行物体的气动加热过程。导致气动加热的能量来自于飞行物体的动能,是以气动阻力的形式体现出来的机械能耗散过程。如果考虑伽利略变换,把坐标系建立在飞行物体上,气体以飞行速度绕过物体,可以应用传统气体动力学的理论来近似估计高超声速飞行物体的局部热环境

$$T_0 = T_\infty \left( 1 + \frac{1+\gamma}{2} Ma_\infty^2 \right) \quad (1)$$

这里  $T_0$  为滞止温度,  $T_\infty$  代表来流气体的温度,  $Ma$  是飞行马赫数,  $\gamma$  是空气的比热比。由于在飞行物体头部气流发生滞止,来流气体的动能全部转化为气体的内能,由上式按理想气体估计,5倍声速的飞行速度可以把气体温度提升到 1500 K; 10倍声速的飞行速度可以把气体温度提升到 5250 K。航天飞机的大气再入速度一般为  $Ma = 20$ , 登月舱的大气再入速度为  $Ma = 30$ , 即使应用高温气体动力学的理论计算,这类空天飞行器的热环境温度也可以高达几千度到上万度。考虑到太阳表面的温度一般为 5000 K, 那么空天飞行器遇到的气动加热问题的严重性就可想而知了。气动冷却到气动加热的变化取决于来流气体速度,来流气体滞止温度高于物面温度是变化的临界点。对于高超声速流动,气动加热是一典型特征。高温还带来了空气介质的本质变化,其本构方程超出了经典气体动力学理论能够描述的范畴,高温气体动力学就成为由高超声速科

技推动而发展形成的专门研究高温气体流动规律的现代气体动力学。

## 2 高超声速科技与气动学科问题

最早的  $Ma = 5$  以上的高超声速飞行是由美国的 X-15 在 20 世纪 70 年代实现的,其飞行速度为 7297 km/hr,飞行高度 30500 m,曾经完成 199 次飞行实验。如图 1 所示, X-15 是一种由火箭驱动的实验性飞行器,具有可在大气层内外飞行的能力。更高的飞行速度是由航天飞机来实现的,美国的航天飞机从 360 km 地球近轨道再入大气层时,其飞行速度可高达马赫数 25。高超声速飞行器的应用背景是显而易见的:作为运输客机它可以在两个小时之内由北京飞抵纽约,实现环球旅行的早出晚归;作为跨大气层的空天运输器,它可以帮助人们实现经济高效的太空开发和利用。高超声速科技已经成为 21 世纪航空航天领域的制高点,具有广阔的军民两用前景。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 [1,2]。

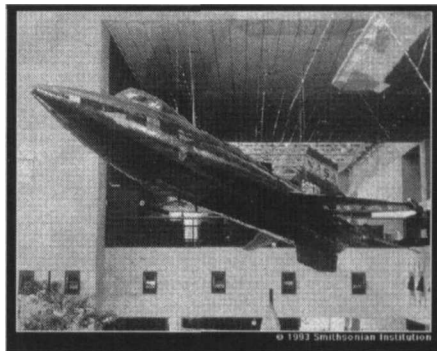


图 1 X-15 高超声速飞行器 (NASA)

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机等一类空天飞行器,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。由于高超声速流动存在的强激波压缩和高速膨胀,高超声速流动本质上可以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。这种介质的微观变化改变了高超声速的宏观流动规律,强烈地影响了飞行器绕流的流动物理特征,改变了飞行器设计的基本原则,给高焓高超声速流动的理论分析、数值模拟和实验研究都带来了挑战 [3~5]。例如,美国早期航天飞机的

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<sup>[6]</sup>。又如高超声速物体再入大气层时尾迹的光电特性,由平衡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<sup>[5]</sup>。2003年2月1日美国航天飞机“哥伦比亚”号返回地面时在60 km的高空解体,当时航天飞机的飞行时速为21 000 km,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。面对航空航天工程的重大需求,回顾高超声速科技几十年来的一些重要研究进展,从高温气体动力学的角度考虑,下述几个流动物理问题的研究对高超声速关键技术的突破是具有基础性研究意义的。

### 3 高超声速流动的模拟方法

为了开展空天飞行器气动力/热方面的相关工作,从20世纪60年代起世界各国就相继研究、发展、建造了一些先进的高超声速实验设备<sup>[7]</sup>。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,应用自由活塞压缩实验气体产生高温高压气源,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,应用爆轰产生的强激波压缩实验气体产生高温高压气源,如中国科学院力学研究所的JF-10、美国NASA的HYPULSE(GASL)、德国Aachen工业大学的TH2-D。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风洞的有关研究成果,其主要结论还是说HEG设备与测量仪器正处于发展阶段,正在增加对高超声速流动规律的认识<sup>[8]</sup>。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,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。Olivior 1995年发表了Hornung等人在T5风洞上的有关工作<sup>[9]</sup>,他们用CO<sub>2</sub>验证驻点区激波脱体距离的双标定律;发现了5°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。这些研究结果虽然是初步的,却是很具有启发性的,它突显了高超声速流动的特点和高温气体动力学研究的重要性。实验研究的主要困难在于能模拟的高超声速流动实验时间太短,流动的定常性太差,气体介质的热力学和动力学状态与需要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2 ms左右,但是储室气体压力变化高达20%~30%。中国科学院力学研究所的JF-10高焓激波风洞应用新型爆轰驱动器<sup>[10~13]</sup>,能提供3~6 ms左右的实验气流,而且储室压力变化也不大,代表了高焓流动模拟技术的最新进展。但是高焓风洞所提供的高超声速流动的热力学平衡状态尚需要确认,其原因是喉道烧蚀带来的实验气体污染需要分析。更为困难的是风洞扰动对实验气流的影响。Bushnell<sup>[14]</sup>曾经指出:X-15风洞实验表明飞行器周围的流场大部分为湍流,而飞行实验表明这个流场主要表现为层流。所以,高焓声速流动模拟技术是制约高超声速气动学研究的一个瓶颈。

### 4 高温反应气体的热化学反应机制

高温空气介质给高超声速流动带来的变化是本质的。高温对空气介质变化的影响如表1所示:当空气的温度超过800 K,分子振动被激发,空气不再可以视为量热完全气体;温度超过2 000 K,氧气分子开始解离;温度超过4 000 K,氮气分子开始解离,氮氧化物形成;温度超过9 000 K,氧原子和氮原子开始电离。所以,高温条件下的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,流动伴随着分子解离能和复合能的吸释。另外,由于强激波的迅速压缩和高速膨胀,高超声速流动可以成为一种处于非平衡状态介质的非定常流动。

表 1 在一个大气压条件下高温对空气介质变化的影响

温度 (K)	化学反应
800	分子振动激发
2000	氧分子解离
4000	氮分子解离
9000	氧和氮原子电离

高温给高超声速流动带来的变化是基础性的:介质的非平衡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

及其松弛过程的尺度突破了传统气动实验的相似性准则; 气体介质的微观变化通过介质热力学状态与宏观的高超声速流动产生了强关联. 所以, 高温空气的热力学性质必须重新确定, 其中包括黏性系数、导热系数、导电系数、各组元的扩散系数等. 另外, 介质与壁面接触带来的催化反应的相关系数, 气相组分之间的化学反应非平衡过程, 各种内能模式之间的热力学非平衡松弛, 气相介质和壁面辐射的发射与吸收函数, 辐射与电离的耦合关系等需要新的物理模型<sup>[15~17]</sup>. 值得强调的是热辐射在高温条件下不再是一个小量, Lee 和 Goodrich 的实验研究表明<sup>[18]</sup>: Apollo Spacecraft 017 再入过程中测到的峰值热辐射率高达  $115 \text{ W/cm}^2$ , 为最大热传递量的  $1/4$ .

为了描述高温空气的热化学反应机制, 已经在不同假定条件下提出了许多物理模型: 如涉及到振动-置换反应耦合和振动-平动能交换过程的 Lauda-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影响的 Hammerling<sup>[19]</sup>CVD 模型; 同时考虑离解反应对振动的影响的 Treanor 和 Marrone CVDV 模型<sup>[20,21]</sup>; Park<sup>[22]</sup> 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. Knab<sup>[23]</sup> 考虑振动和两种反应的耦合关系建立了 CVCV 模型. Zeitoun<sup>[24]</sup> 提出了双温模型耦合系数, Séror<sup>[25]</sup> 改进了其源项以保证相容性, 建立了耦合系数的 CVDEV 模型. 由于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<sup>[26]</sup> 对 3 种振动-离解反应模型进行了数值模拟, 发现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. 半个世纪以来关于高超声速流动的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. 所以关于高温气体热化学反应机制的研究, 进一步提出不依赖于实验数据的物理模型是非常重要的, 验证模型时所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.

## 5 高超声速流动的滞止区域

气体动力学的高超声速流动马赫数无关原理表明: 高超声速流动主要影响飞行器的气动热分布,

而对气动力的影响不大, 所以应用修正的牛顿定理, 物体的压力分布系数可以由下式确定<sup>[16]</sup>

$$C_p = C_{p,t2} + \sin^2 \theta \quad (2)$$

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

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

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

$$q_{r,t} = CR_N \left( \frac{\rho}{\rho_{sl}} \right)^{1.6} \left( \frac{U_{\infty}}{10000} \right)^{8.5} \text{ W/cm}^2 \quad (4)$$

在 20 世纪 60 年代早期, 来自美国两大科研组织的科技人员受命发展解析方法和实验设备预测以超轨道速度飞行的飞行器滞止点的热流率. 经过几年努力工作, 两组科技人员独立地给出了他们各自如图 2 所示的研究结果<sup>[27]</sup>. 由图可见研究结果的差别是非常明显的, 但是合理的结果只可能有一个, 可是科技人员声称他们的研究结果都是计算和实验符合良好. 近一步的分析表明: 出现差别的原因在于他们得到的实验测量结果只反应他们各自地面实验设备模拟的高超声速流动; 计算结果不管应用什么计算机也受制于所应用的物理模型和数值算法, 而物理模型又受他们各自实验数据的影响. 这几乎体现了盲人摸象的哲理.

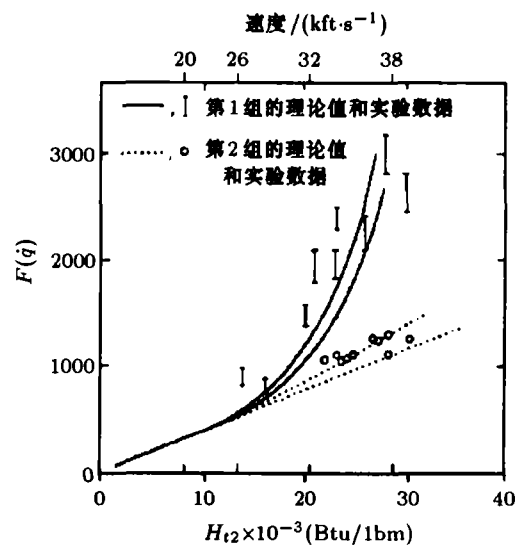


图 2 超轨道速度飞行条件下飞行器滞止点热传递相关律<sup>[27]</sup>

对于高超声速飞行器, 热辐射已经成为影响飞行器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化学机制有深入的了解，而不幸的是我们目前还不清楚这种机制。尽管飞行实验结果表明第二研究组的成果更可信，但是他们研究中反映出的方法论方面的问题更应该引起重视。

## 6 高超声速边界层转捩

边界层转捩是气体动力学研究的一大难题，而高超声速边界层转捩由于高温气体动力学的影响更显示其复杂性。随着高超声速飞行器的发展，迫切需要对高超声速边界层转捩进行更深入的研究。高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壁面粗糙度，这种粗糙度反过来更加剧了湍流对流热传导。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<sup>[15]</sup>。

目前得到的研究结果，应用不同的预测方法和实验模拟得到的边界层转捩雷诺数和局部马赫数的关系如图 3 所示<sup>[28]</sup>。由图可见数据表现出来的差异是惊人的，其原因在于有太多的流场参数各自都不同程度地影响着高超声速边界层转捩：如局部流动马赫数、表面冷却速率、单位雷诺数、飞行器头部钝度、高熵层发展、局部横向流动、飞行器物面粗糙度、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，那么高温热化学反应也影响边界层转捩。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。像 Bushnel 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湍流，而飞行实验表明这个流场主要表现为层流，来流扰动是产生差异的主要原因。由于缺乏对于实际飞行环境的了解，合理的自由飞行转捩马赫数的理论预测几乎是不可能的。

综上所述，由于有太多的因素影响着边界层转捩，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。更关键的是边界层转捩的位置对测量技术是非常敏感的，在一般实验测量研究中，测得的热传导率明显增加表明了边界层从层流到湍流的转捩。在流动显示研究中，一般是应用纹影技术通过边界层的漩涡破碎来揭示转捩发展

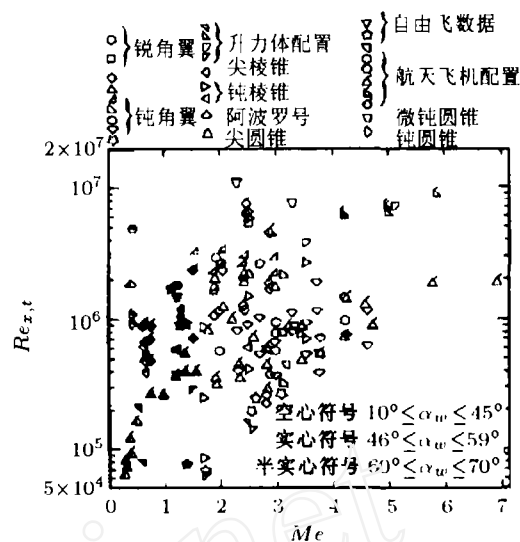


图 3 边界层转捩雷诺数和局部马赫数的关系<sup>[28]</sup>

的。根据目前得到的飞行实验的纹影显示结果，关于边界层转捩的数据也像图 3 表示的一样分散，有时转捩雷诺数可以有量级的差别。所以，测量技术对边界层转捩的影响和转捩定义给实验结果带来的差异是非常重要的。进一步的研究还表明：高超声速流动边界层转捩可以发生在相当大的飞行速度范围内，与来流条件和物面形状密切相关。

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与计算模型依据的实验数据的确信度是等价的。如果由于风洞扰动和其它原因，实验结果的确信度出现问题，那么计算结果也具有同样的问题。这个问题表明为了进行高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，这种模型应该不依赖于由实验得到的经验数据，就像湍流理论的大涡模拟一样仅仅依赖于控制方程和流体物理机制。更进一步讲：如果通过艰苦努力我们得到了高超声速流动转捩的理论模型，由于高超声速边界层转捩的风洞和飞行实验数据都具有不确定性，那么更大的困难是如何验证一个边界层转捩模型的正确性。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。

## 7 高超声速流动的激波 / 激波相互作用

高超声速飞行器由于激波 / 激波相互作用可能引起灾难性的后果。1967 年 10 月 X-15A-2 的飞行实验已经揭示了这个问题。当时 X-15A-2 的飞行速度为  $Ma = 6.7$ ，飞行器头部激波和超燃冲压发动机

支架激波相互作用产生的高温气流像火炬一样烧坏了支架,吹掉了冲压发动机模型.关于这种激波/激波相互作用,Edney<sup>[29,30]</sup>指出有6种如图4所示的相互作用模式.研究发现III型和IV型激波相互作用产生的射流能导致热传导率急剧增加,在激波冲击区域内传导率可以有量级的变化. Keyes和Hains进一步指出<sup>[31]</sup>: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的发展,Gaitonde和Shang<sup>[32]</sup>注意到发动机进气道预压缩面上飞行器前体产生的斜激波与进气道下唇口处的弓形激波可能产生相互作用;由飞行器前体边界层分离产生的斜激波也可能冲击进气道下唇口激波,形成三激波的黏性相互作用,引起更严重的热传递问题<sup>[33]</sup>.激波/激波相互作用对高超声速飞行器可能引起的严重问题,使得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,这种保守估计常常使飞行器的热防护系统过重,大大降低飞行器的飞行能力,使得现代高超声速飞行器的发展更为困难.

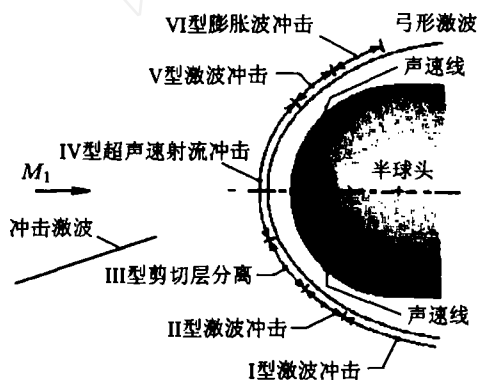


图4 激波/激波相互作用的几何关系与类型<sup>[30]</sup>

## 8 结论

高温气体动力学是和高超声速科技发展密切相关的一个重要研究领域,是现代空气动力学的前沿学科.可以预言本文列举了几个具有基础性意义的高温气体动力学研究进展将对高超声速科技的突破起着关键性作用.我国关于高温气体动力学的研究规模尚小,为了适应高超声速科技发展的需求,强调、重视、强化高超声速高温气体动力学研究是非常必要的.

## 参考文献

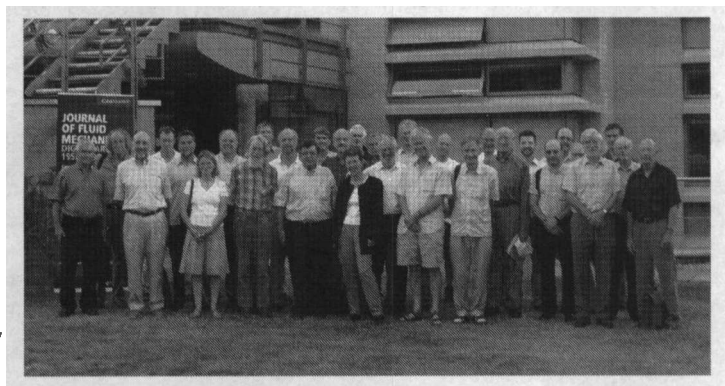
1 Bertin JJ, Cummings RM. Fifty years of hypersonics:

- where we've been, where we're going. *Department of Aeronautics, Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39: 511~553
- 2 姜宗林. 高超声速飞行时代的曙光. *科学*, 2004, 53(2): 10~15
- 3 Mous JR, et al. Hypersonic Mach number and real gas effects on space shuttle aerodynamics. *AIAA 83-0343*, 1983
- 4 Anderson JD. *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*. McGraw-Hill Book Company, 1989
- 5 NASA. *Congressional Report on the National Aerospace Initiative*. September 2003
- 6 Underwood JM, et al. A preliminary correction of orbit shuttle flights (STS 1&2) with preflight predictions. *AIAA 81-2476*, 1981
- 7 Lu FK, Marren DE. Advanced hypersonic test facility. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 2002, 198
- 8 Eitelbeg G. First results of calibration and use of the HEG. *AIAA 94-2525*, 1984
- 9 Hornung HG, Cummings EB, Germain P, et al. Recent results from hypervelocity research in T5. In *AIAA Conference, Colorado Springs*, 1994, 94-2523
- 10 Jiang Z, Zhao W, Wang C, et al. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnel. *AIAA Journal*, 2002, 40(10): 1~8
- 11 Olivier H, Jiang Z, Yu HR, et al. Detonation-driven shock tubes and tunnels. *Advanced Hypersonic Test Facility, Progress in Astronautics and Aeronautics*, 2002, 198: 135~200
- 12 Jiang Zonglin, Takayama K, Chen Yaosong. Dispersion conditions for non-oscillatory shock capturing schemes and its applications. *Computational Fluid Dynamics Journal*, 1995, 4(2): 137~150
- 13 Jiang Zonglin, Takayama K. Investigation into validation of numerical solutions of complex flows. *J of Computational Physics*, 1999, 151(2): 479~497
- 14 Bushnell DM. Hypersonic flight experimentation—status and shortfalls. In: *Symposium on Future Technology in Service to the Alliance*. AGARD CP-6000, 1997
- 15 Bowcutt KG. Hypersonic Technology Status and Development Roadmap. Presentation to AIAA HyTASP Program Committee, 2003
- 16 Bertin JJ. *Hypersonic Aerothermodynamics*. AIAA, Inc, Washington DC, 1994
- 17 Sarma G. Physico-chemical modeling in hypersonic flow simulation. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36: 281~349
- 18 Lee DB, Goodrich WD. The aerothermodynamic environment of the Apollo command module during super-orbital entry. *NASA TN D-6792*, April 1972
- 19 Hammerling P, Teare JD, Kivel B. Theory of radiation from luminous shock waves in nitrogen. *Physics of Fluids*, 1959, 2(4): 422~426
- 20 Treanor C, Marrone P. Effects of dissociation on the rate of vibrational relaxation. *Physics of Fluids*, 1962, 5(9): 1022~1026
- 21 Marrone P, Treanor C. Chemical relaxation with preferential dissociation from excited vibrational levels. *Physics of*

- Fluids*, 1963, 6(9): 1215~1221
- 22 Park C. Assessment of two-temperature kinetics model for dissociation and weakly-ionizing nitrogen. *J Thermophys Heat Transf*, 1988, 2(1): 8~16
- 23 Fruhauf KH, Messerschmid E. Theory and validation of the physically consistent coupled vibration-chemistry-vibration model. *J Thermophys Heat Transf*, 1995, 9(2): 219~226
- 24 Zeitoun D, et al. Vibration-dissociation coupling in non-equilibrium hypersonic viscous flows. *AIAA Journal*, 1995, 33(1): 79~85
- 25 Séror S, Druguet M, Schall E, et al. Coupled vibration-dissociation-exchange reactions model for hypersonic air-flow computations. *AIAA Journal*, 1998, 36(4): 532~538
- 26 Olejniczak J, Candler G. Vibrational energy conservation with vibration-dissociation coupling: general theory and numerical study. *Physics of Fluids*, 1995, 7(7): 1764~1774
- 27 Buck ML, Benson BR, Siero TR, et al. Aerodynamic and performance analyses of a super-orbital re-entry vehicle. In: Scala SM, Harrison AC, Rogers M, eds. *Dynamics of Manned Lifting Planetary Entry*. New York: Wiley, 1963
- 28 Beckwith IE, Bertram MH. A survey of NASA Langley studies on high-speed transition and the quiet tunnel. NASA TM X-2566, July 1972
- 29 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
- 30 Edney BE. Effects of shock impingement on the heat transfer around blunt bodies. *AIAA J*, 1968, 6(1): 15~21
- 31 Keyes JW, Hains FD. Analytical and experimental studies of shock interference heating in hypersonic flows. NASA TN D-7139, May 1973
- 32 Gaitonde D, Shang JS. A numerical study of shock-on-shock viscous hypersonic flow past blunt bodies. AIAA Paper 90-1491, June 1990
- 33 Stollery JL. Some aspects of shock-wave boundary-layer interactions relevant to intake flows. In: *Aerodynamics of Hypersonic Lifting Vehicles*. AGARD CP-428, 1987

## 简讯： Journal of Fluid Mechanics 创刊 50 周年

流体力学杂志“Journal of Fluid Mechanics”由剑桥大学教授 George Batchelor 在 1956 年 5 月创办，在国际流体力学界享有很高的学术声望，被公认为是流体力学最著名的学术刊物之一，2005 年的影响因子为 2.061，雄居同类期刊之首。在它创刊 50 周年之际，2006 年 5 月 JFM 出版了第 554 卷的纪念特刊，其中刊登了现任主编（美国西北大学 S. H. Davis 教授和英国剑桥大学 T. J. Pedley 教授）合写的述评：“Editorial: JFM at 50”，以 JFM 为背景，从独特的视角对近 50 年来流体力学的发展进行了简明的回顾和展望，并归纳了一系列非常有启发性的有趣统计数字。2006 年 7 月 21 日在剑桥大学应用数学和理论物理研究所 (DAMTP) 举行了创刊 50 周年的庆祝会。下午 2 点，JFM 的新老编辑和来宾会聚一堂，Pedley 教授致开幕词，其后是 5 个精彩的报告：The mysterious rattleback and its fluid counterpart (Keith Moffatt), Developments in shear instabilities (Patrick Huerre), Falling clouds (Elisabeth Guazzelli), Ecotectural fluid mechanics (Paul Linden), The success of JFM (Herbert Huppert)，最后由 Davis 教授致闭幕词。



与会的新老编辑合影

朱克勤供稿