

# 高超声速飞行时代的曙光

◆ 姜宗林

多少年来,飞向太空,飞得更高,飞得更快,一直是人类孜孜以求的梦想。从神话小说虚构的“腾云驾雾”到民间故事幻想的“嫦娥飞天”,曾有过多少美丽的传说。然而,人类真正的飞行史则仅有百年。有清楚文字记载的人类首次飞行发生在1903年12月17日,美国莱特兄弟(W.&O.Wright)的飞机试飞成功,其飞行速度为56千米/时,飞行距离36.6米,飞行时间12秒。这个简单的飞行器开创了人类飞行的新纪元。

在二次大战期间,由于受到战争需求的强烈驱动,飞机的飞行速度迅速提高,当时战斗机的飞行速度已高达640千米/时,飞行高度9千米。从1947年10月14日美国由火箭推动的X-1飞行器实现了超声速飞行,飞行速度为1127千米/时(马赫数1.06)、飞行高度1.3千米,到20世纪六七十年代超声速战斗机飞行速度达2200千米/时(马赫数2.11)、飞行高度19千米,在不到20年的时间里,人们克服“声障”,实现了从亚声速到超声速飞行的跨越。

## 高超声速飞行器

马赫数5以上最早的高超声速飞行是由美国的X-15飞行器在1970年代实现的,其飞行速度为7297千米/时、飞行高度30.5千米。它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。它先由波音公司的B-52轰炸机带到12千米高空投放,然后开始自主飞行。这种飞行器已具有一些超声速飞行器所没有的高超声速飞行器的特色,它不再以翼型理论作为主要设计基础而应用了升力体的新概念,采用了镍质合金的热防护结构以克服高超声速流

动特有的气动热问题。在X-15的头部附近还增设了射流孔可用于飞行姿态控制,而传统飞行器的姿态控制都是由舵翼来实现的。

更高的飞行速度是由航天飞机实现的。美国的航天飞机从360千米地球近地轨道再入大气层时,其飞行速度可高达马赫数25。如果以地面声速作度量,这个速度可换算为30600千米/时。

尽管已经初步实现了高超声速飞行,但是真正的高超声速飞行时代尚在人们的期待之中。美国气体动力学家安德森(J.Anderson)在他最近的一本计算流体力学的教科书中写道:“21世纪早期,在世界的某一主要机场,一架漂亮的流线型飞机滑向跑道,加速起飞,迅速爬升,几分钟之后,就在大气层内达到了高超声速,很快地消失在人们的视线之外。这时它的超声速燃烧推进系统继续提供足够的推力,使其飞行速度高达8000千米/时,顺利地进入地球近地轨道。”他强调这不是科学幻想,未来的高超声速飞行器将在新世纪的早期成为现实。依据飞行器飞行速度的增长趋势,纵观航空航天百年发展史,这种对高超声速飞行器的推测是合理的。

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。然而,在20世纪八九十年代已对这种类型的飞机作了不少研究工作,新时代的曙光似乎已隐约可见,但是要实现人们期望的高超声速飞行,还有许多问题必须解决。仅从气体动力学的角度来看,在进行飞行实验之前,急需对四大基础关键技术进行研究:吸气式高超声速推进技术、高超声速飞行器构型与控制技术、高超声速流动的地面模拟与测试技术、气动物理与计算力学耦合的数值模拟技术。

姜宗林:研究员,中国科学院力学研究所,北京100080。

Jiang Zonglin: Professor, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100080.

## 吸气式高超声速推进技术

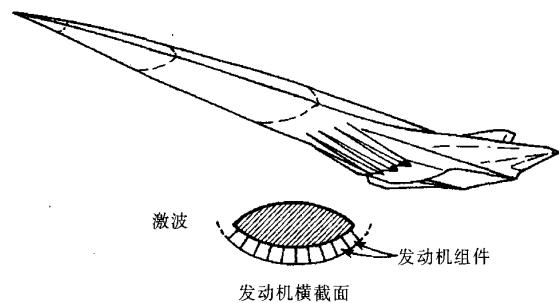
当你乘飞机旅行时，透过窗口你可能会观察到有灰白色的云雾高速流入飞机巨大的涡轮喷气发动机里。在飞机这样一个坐标系上，可以更进一步地描述飞机发动机的工作过程：气流高速流入发动机进气道，速度降低压力增高；由压气机进一步提高空气的压力，然后将其送入燃烧室并和喷入的燃料混合燃烧；燃烧后的高压高温气体由发动机尾喷管加速喷出产生推力。这是涡轮喷气发动机的工作原理，适应亚声速和超声速的飞行工况。

但对于高超声速飞行器，这种发动机就不再适用了，其主要原因是气流由高超声速滞止到亚声速带来的进气损失可引起发动机性能的急剧下降。气流滞止还会导致气体温度过高，超过燃烧室的极限载荷。另外，高温引起的气体解离亦消耗很大一部分化学反应热。为了解决上述问题，人们提出一种超燃冲压喷气发动机(scramjet)。这种发动机利用由飞行器头部诱导的斜激波和飞行器前体适当压缩来流气体，使其速度降低，温度升高，但到达燃烧室后仍为超声速流动。这种新概念发动机成功地避免了气流温度过高的问题，但也带来了另一科研难题即超声速燃烧。

一般来讲，受飞行器尺度的制约，发动机的长度都是有限的，大约2~3米长。如果燃烧室内空气的流速为马赫数2~3，空气在发动机内的滞留时间只有2~3毫秒。要在这么短的时间内完成燃料的喷射、雾化、汽化、与空气的混合以及混合气的点火、燃烧、放热等一系列物理化学过程，其困难显而易见，而且，一些航空燃料本身的燃烧诱导时间就长达10~20毫秒。所以，超声速燃烧是一项极具挑战性的研究课题。目前，以氢气为燃料的超燃冲压发动机研究已取得重大突破，碳氢燃料的超燃也取得很大进展。

除了超燃问题，对于高超声速吸气式推进系统，另一个问题是由于飞行工况带来的。高超声速飞行器要求其推进系统的有效运行范围为马赫数0~25，飞行高度从海平面到外大气层，即飞行器应能从普通的机场跑道上起飞、降落，且可直接飞入地球近地轨道。

基于这种需求，国际上目前正在探讨的有两种推进概念，一种是以涡轮喷气发动机为基础的组合循环超燃推进系统(turbine-based combined cycle, TBCC)。它在飞行马赫数为0~0.9时，采用涡轮喷气推进；飞行马赫数为1~2.9时应用涡喷-冲压双模态；飞行马赫数为3~5时过渡到冲压喷气；马赫数为5以上实行超燃冲压喷气。这种推进系统理论上是可行的，但实际上

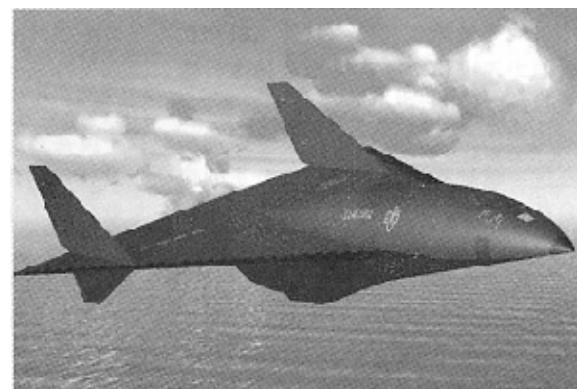


**超高速飞行器一体化设计概念** 这种一体化设计既可降低激波诱导阻力，改善热防护环境；也可以延伸超燃推进系统的有效长度，降低超燃问题研究的难度，还可以利用飞行器的机体产生升力从而避免应用薄而长的机翼。

由于它是三种发动机的机械组合，其结构复杂，可靠性差。另一种概念是以火箭发动机为基础的组合循环超燃冲压推进系统(rocket-based combined cycle, RBCC)。这种推进系统应用火箭代替TBCC涡轮喷气系统，具有结构简单、易于集成的特点，但它却失去了吸气的优点。采用火箭作推进系统，飞行器需要携带的氧化剂可占其起飞重量的65%，这就大大限制了空天飞行器的有效载荷。中科院力学所提出了一种吸气式高超声速推进系统的新概念，目前已完成了可行性分析，有望成为高超声速飞行器新型推进系统。

## 高超声速飞行器构型与控制技术

高超声速飞行器与传统的超声速飞行器有着明显不同的构型，这种差别是由高超声速流动的特点引起的。影响高超声速飞行器构型的气动物理现象主要有两个，一是高温气体的热传导，二是非常贴近飞行器表面的弓形激波。2003年1月美国哥伦比亚号航天飞机返回地面时在空中解体，就是由于高



NASA设计的未来高超声速飞行器

超声速气流的热传导作用在飞机左侧机翼前端隔热层破损处所引起的。

类似美国航天飞机的飞行器再入大气层时，激波层的气体温度可达六七千度。而类似阿波罗(Apollo)登月舱一类的飞行器再入大气层时则要经受上万度的高温。联想到太阳表面的温度也仅有五六千度，解决高超声速流动热传导引起的问题的难度之大就可想而知了。由于超声速飞行器尖而薄的机翼会在高超声速飞行中被迅速破坏，所以，高超声速飞行器一般采用航天飞机那样的大钝体结构和类似X-43A高超声速飞行器那样的滑雪板结构。美国1950—1960年代在这方面走过一段弯路，其早期高超声速飞行器的构型曾沿用超声速飞行器的成熟技术。

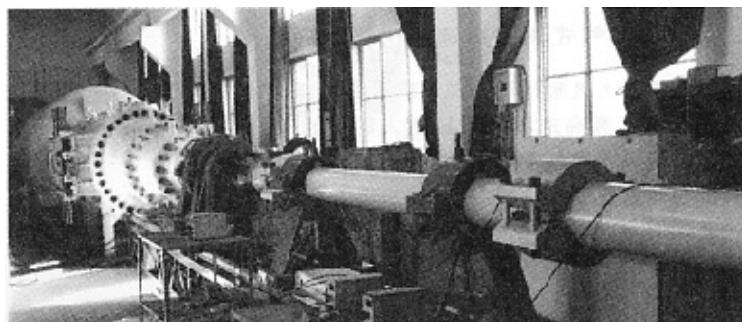
现代高超声速飞行器构型应用一种建立在薄激波层理论上的乘波器和升力体的概念。其基本思想是使高超声速飞行器以一定冲角飞行，飞行器下表面的激波层将比上表面薄一些，这样激波在下表面产生的压力会比上表面大一些，从而由这种压力差产生升力。整个飞行器犹如浮在激波上一样，就像海上的一个冲浪者。此外，再考虑到机体和发动机的一体化设计，把整个飞行器下表面作为升力面，即飞行器构型设计的升力体概念。这种设计结构避免了温度的尖端效应，在某种程度上缓和了热防护问题，也体现了高超声速飞行器构型的另一个原则，即机身和发动机的一体化设计。

飞行速度由超声速到高超声速的量变，引起了飞行器设计概念的质变，给空气动力学研究者留下许多想像的空间和值得探索的问题。

### 高焓高速流动地面模拟与测试技术

对于重返大气层的航天飞机和在大气层中飞行的高超声速飞机等一类高超声速飞行器，因其飞行马赫数很高，在飞行器的头部将形成强烈的弓形激波，飞行器周围的空气将被这道弓形激波加热到几千度甚至上万度。这种高温可导致空气分子的振动激发、解离、化合甚至电离，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。

这些物理化学现象，将对飞行器的气动力、气动热以及飞行器周围流场的辐射特性产生重大影响，使得由目前的气体动力学理论预测的高超声速流动带有较大的偏差，这就是所谓的高温气体效应。例如，美国早期的航天飞行气动试验未考虑高温气体效应，在试飞



**氢氧爆轰驱动高焓激波风洞** 中科院力学所新改造成功的JF-10 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞。该风洞可模拟马赫数为9~21、总温度9000开、实验时间2~10毫秒的飞行环境，能用于高超声速飞行器的地面实验研究。

中出现了配平攻角高出设计值一倍的气动异常现象。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有数倍甚至数量级的差别。

为了开展高超声速飞行器的研究，必须尽可能地模拟飞行器的实际飞行环境。这要求风洞气源达到很高的温度和压力，并给现有的气动地面模拟实验设备带来了新的挑战。譬如，当飞行器速度达7~8千米/秒时，要求气源温度和压力分别达到10000开和100兆帕以上。另外，高超声速的飞行条件还将造成发动机进气道的高焓值状态和强烈的热传导效应。

为了开展空天飞行器的地面实验研究，如何产生高总温的高超声速气流是一项关键技术。目前世界上常用的高焓流动模拟设备有两类，一类为自由活塞驱动高焓激波风洞，另一类为爆轰驱动高焓激波风洞。

自由活塞风洞利用高压气体将几十公斤甚至几百公斤的自由活塞加速到接近声速，利用这种动能来压缩激波管内的实验气体产生高温高压气源。这些被压缩的气体由喷管加速产生需要的高超声速气流。

爆轰驱动高焓风洞则应用氢氧混合气的燃烧产生爆轰波。利用这种强激波来压缩激波管内的实验气体以产生高超声速气流。过去二十多年的不断探索表明，爆轰驱动高焓激波风洞具有更好的发展前景。

在高马赫数的条件下，高焓风洞能提供的有效实验时间一般仅有2~3毫秒。要在这有限的实验时间里完成气动力、气动热、气体组分、气体热辐射等特性的测量极富有挑战性。目前正在研究一些测试技术来解决上述问题，如瞬态应力天平、耐高温、耐冲击、抗电离的测热传感器，平面激光诱导荧光组分测量技术和光谱法测量气体热辐射等。这些技术都在不同程度上取得了一些进展，但是要得到更可靠更精确的实验结



果还有许多问题尚待解决。

## 高温气动物理与计算力学耦合的数值模拟技术

高超声速流动的高温特点极大地限制了地面实验设备的模拟能力。即使目前最先进的高焓设备也仅能在毫秒量级的实验时间里,模拟有限的一些飞行工况。这就决定了高超声速飞行器气动特性及其推进系统性能的研究必须由大量的数值计算来解决。然而,高温特点带来的空气分子的振动激发、解离、电离、辐射等内态变化,导致了高温气流介质特性变化。这种高温反应介质的平衡与非平衡流动要求建立更合理的高温气动物理模型,而且,高温介质与飞行器构型材料的相互作用与热传导也是计算流体力学的一大难题。

目前,计算结果与实验数据的差别使得高超声速飞行器气动力和气动热的研究处于非常困难的境地,制约着高超声速飞行器的研究与发展。要摆脱这种制约,就要不断地完善高温气动物理模型,改进高超声速反应流的计算方法,提高飞行器气动特性和推进系统性能的预测精度。只有把数值模拟技术和实验模拟与

飞行试验结合在一起,才能提供对高超声速飞行器所有可能工况的合理预测。可以断言,数值模拟技术在高超声速飞行器研究中的作用是极其重要的,也是其他技术难以替代的,它可以和实验模拟与飞行试验相辅相成,有力地推动高超声速飞行器的研究与发展。

高超声速飞行器的研究不仅能推动气体动力学的创新和发展,也将有力地促进相关学科的交叉与融合。例如,推进技术的研究要求气体动力学、热力学、燃烧学、激波力学和材料力学方面的综合;高超声速飞行器构型设计需要流体力学、仿生学和结构力学的融合;飞行器姿态的主动控制涉及到智能材料、控制理论和信息科学的交叉应用;数值模拟也将计算力学、气体物理学、化学反应动力学和材料科学融合在一起,导致多尺度、跨层次、大规模复杂流动的数值计算。

高超声速飞行器的研究孕育了一个新的高超声速时代、一门新的高超声速学科,它将不断地促进力学、物理学、化学、生物学和信息学等基础学科的创新与发展。

**关键词:** 马赫数 高超声速 飞行器 推进技术

### 跟踪·扫描

#### 低温基质隔离分子光谱及反应动力学研究

据国家自然科学基金委员会2004年1月2日报道,复旦大学化学系周鸣飞教授领导的研究小组,近年来开展了低温基质隔离分子的光谱及反应动力学研究,取得一系列创新性研究成果,这些工作不仅为新型分子或物质的合成发展新途径,同时也为化学键的选择性断裂和形成理论提供实验依据。多篇相关论文发表在国际权威杂志上。重要成果如下。

##### 新奇分子的光谱、结构、成键特性的实验和理论研究

通常认为元素周期表中硼族(13族)元素属缺电子原子,原子间很难形成多重键。研究小组创造性地将脉冲激光溅射和高频放电等技术与低温基质隔离方法相结合,制备了一系列无法用

常规手段获得的新分子、自由基和离子物种。通过红外光谱实验探测和量子化学理论计算相结合,考察了物质的光谱、结构和成键特性。他们利用硼原子与CO和NO反应,获得了一系列硼的簇基和亚硝基化合物分子,其中OCB-BCO分子具有B-B叁键特性,是迄今唯一一个13族原子通过叁键键合的中性分子。

他们发现 $B_4(CO)_2$ 分子具有芳香性,从而纠正了通常认为的 $B_4(CO)_2$ 分子是一个平面型分子、也不具芳香性的理论推断。发现BCO和CH具有等瓣相似性,对预测和发现新的簇基硼化合物具有重要意义。进一步还发现,与CO反应不同,B原子直接插入NO形成NBO,BNBO和BNBBO等具有类聚炔烃结构的线性分子,有利于新型功能材料的开发。另一方面,研究小组利用激光溅射金属靶产生的电子与小分子混合气体反应共沉积的方法,首次在Ar基质中成功制备了 $C_2O^{3-}$ 和 $CO_2NO^{-}$ 等负离子。这些负

离子通过C-C和C-N之间共价成键。

将高频放电与低温基质隔离相结合,制备一些与大气化学和燃烧化学等相关的重要反应中间体。如 $H_2O$ 和 $O_2$ 放电产生 $H_2OO^{+}$ 离子,该离子是氢-氧化合的重要中间体,也是大气电离层中 $O^{2-}$ 转化为 $H(H_2O)_n$ 的重要中间体。研究结果表明,该离子并非简单的 $H_2O-O^{2-}$ 分子离子络合物,而是存在三中心单电子键,这些工作将有助于揭示大气化学中的基本化学过程。

##### 过渡金属原子与小分子的反应研究

研究组还系统开展了过渡金属原子与一些小分子如 $H_2O$ 、 $NH_3$ 和CO等的反应研究。通过低温基质隔离红外光谱和同位素取代方法并结合量子化学理论计算,获得了一系列新的活性反应中间体和自由基,同时发现了一些新的反应通道,阐明了反应机理和反应规律。此外,还将脉冲激光溅射-低温基质隔离方法拓展到简单氧化物分子的反应研究。

(方德声)

