

国内跨声速研究概貌与展望

郑之初

(中国科学院力学研究所)

国内跨声速流动研究开始于五十年代,应当说那时还处于组织力量建设一些中、小型实验设备的奠基阶段。三十年后的今天,在国际上跨声速流动处于研究高潮时,1981年5月26日~31日,由中国气动力学学会、航空和宇航学会联合主办,在西安召开了全国第一次跨声速流动专题讨论会。它是国内近年来跨声速流动全面、系统的一次技术总结和交流;从参加单位与宣读论文的内容来看,这次会标志着国内的跨声速研究队伍已经基本形成,理论与实验研究工作已经开展起来并且取得了一定的进展。预期在不久的将来,我国会对跨声速流动的研究有所贡献。会上宣读的45篇论文,可以归结为数值计算、解析方法和实验技术三类,这也是国际上开展跨声速流动研究的三个重要途径。其中数值计算24篇,解析方法11篇,实验技术10篇;下面分别给予简单介绍,由此可见国内跨声速研究的近期概况。

跨声速流动是一个在数学上处理较难的混合型问题,国外在七十年代初期开展了跨声速空气动力学数值计算方法的研究,目前差分方法使用较普遍,概括起来有二大类:

1. 通过引入时间变量将混合型方程统一为双曲型方程,用统一的差分格式来处理的时间相关法。
2. 根据混合流动在亚声速区和超声速区不同的特性,分别采用不同差分格式的混合差分法。几乎在同期,国内很快开展了相应的研究,到目前为止,在方法上没有超出上述范围,在处理手法上结合具体的算例略有特色,开展的工作概括起来大致有下列几个主要方面:

定常、无粘外流计算

这是国内开展跨声速流动数值计算的主要方面,内容也很丰富。从解决工程实际出发,探索各种物形的跨声速绕流:小扰动理论在跨声速流动的研究中应用得极为广泛,然而对不同的条件,方法有它的局限性。近年来把修正的小扰动方程推广用于计算各种物形的流场,如采用 X 向大扰动, Y 、 Z 向小扰动;二阶小扰动;钝前缘处理用全速势方程等。此外,通过物面边界、远场边界及涡面边界条件的合理处理,使得一些标准外形和工程应用中实际外形,在一定攻角和一定来流 M 数下的流动计算有了一些可用的方法。

改善计算方法的研究。收敛快、机时省和精度高是衡量计算方法好坏的重要标志,近年来通过对标准气动外形如机翼、旋成体和翼身组合体的流场计算,找出了满足上述要求的一些处理方法,例如在亚音速和超音速下,选择不同的松弛因子,甚至人为地采用变松弛因子,合理的选择初场,这些都能在一定的来流条件下对一定的气动外形加速计算收敛。此外也研究了稀网格的逐次加密和不等距网格,它可以在提高计算精度的情况下缩短机时。

非定常外流计算

跨声速非定常问题的研究与它的气动不稳定现象有密切的联系,相对于定常流动来讲,国内在这方面的研究不多,会上介绍了用有限体积法和交替方向隐式差分法求解无粘、平面非定常绕流问题,在厚度比为6%和18%圆弧机翼及双抛物弧等翼型流场计算上,得到了一些结果。

内流计算

这里指高速叶轮机械中,三维带激波的跨声速流动的研究。这个问题在国际上已有一些数值计算结果。近年来,国内也作了一些研究工作,应当说目前还处于方法的探索阶段。一种设想是试图把跨声速速势方程的松弛解用于平面叶栅和振荡非定常叶栅的绕流。另一设想是把国外提出的“时间推进有限面积法”用于叶栅绕流计算,二种方法都得到了在一定条件下的初步结果。可以预期这是一个有大量研究课题的科研领域。

综上所述,可以看到国内有限差分方法已经广泛用于翼型、旋成体、进气道、叶栅和全机的跨声速流场计算中,有些结果与国外的理论和实验相比吻合较好。

由于数值计算要消耗大量机时,在 $M_\infty \rightarrow 1$ 时不易收敛或者结果很差,工程单位又迫切要求能用于选型计算的简便方法,所以对发展跨声速绕流的解析方法要求很迫切,下面简单介绍一些主要方法:

流线摄动法。假定流场中任意点上可压流线与不可压流线交角较小,以不可压位势流动的等位线和流线为座标,得到简化流函数方程。此法首先成功地用于计算喷管的内部流动,继而又推广到二维圆柱、椭圆柱和轴对称的圆球、椭球的外部绕流中,得到了亚临界和超临界的流场,并且把厚体与薄体的跨声速流场解

联系起来。

会上提出的积分方程有限元法,用嵌入解析解处理钝前缘,把国外对二维薄翼建立的跨声速积分方程推广到三维,从而降低了计算机容量,减少了计算工作量,用有限元法在矩形机翼和等弦长后掠翼的计算上得到了较好结果。此外,还有用简便的 Galerkin 有限元法推广用于计算一维带激波的喷管问题和二维带激波的超临界流问题,这些工作为有限元法应用到跨声速绕流解中起了探索作用。

另外,还有提出用“物理数值模拟”概念来求解跨声速绕流的。它设想不建立流动方程,把流场分成若干流管,给定初值,用简单一维等熵关系或激波关系计算相邻二截面的参数,当反复迭代到结果满足远场和物面边界条件时即求出了解,文中给出计算对称翼型和二维管流的结果。还有的文章提出用流线坐标系来建立跨声速气体动力学方程组,也推导了用流线坐标表示的激波关系式,它可以使网格尺寸依计算需要各处不同,在求解流场超音区时不需要采取旋转差分,希望今后看到此法计算结果。

总的说来,这一领域研究思想和处理问题的方法比较活跃,涉及的面也比较广泛,可以期望,有些方法会发展成为系统解决跨声速绕流的计算方法。

目前,国内跨声速的主要实验工具还是风洞。近年来,已经有了大型、带巡回检测仪和数字记录器的比较先进的跨声速风洞(如 1.2×1.2 米²的跨声速风洞)。此外,对已经建成的中小型设备(如 0.3×0.3 米²和 0.6×0.6 米²跨声速风洞),则采用各种技术措施,提高风洞的流场品质,从而得到较高精度的实验数据。

国内不少风洞采用了比较先进的斜孔壁,并对不同来流 M 数下孔壁开闭比的影响,二壁、四壁开孔对流场品质影响等进行了实验研究,得到了在一定运行条件下的最佳方案。有人还探讨了在斜孔壁表面覆盖金属网在降低背景噪声方面的作用,以期在模拟某些非定常气动力现象中得到精确的实验结果。

对国内许多现有的跨声速风洞其试验段均匀区不够长的缺点,进行了缩短加速区途径的探讨试验。在25种加速段实验比较的情况下,选择了综合指标较好的最佳方案。也有文章介绍了利用不同途径建立均匀跨声速流场的方法,如调节二喉道与抽气阀门开启度,

在不同的 M 数范围得到满足要求的调节参数。还有,在进行二维翼型试验中减小侧壁影响的有效方法等。由于上述各种技术措施的实现,使得国内许多风洞的流场品质,达到和超过了六十年代气动年会规定的指标。

近年来,随着大型飞机的出现和航天技术的发展,需要考虑跨声速流动中的 Re 数影响,在国际上,出现了许多新的开展跨声速实验的设备如冷冻风洞、路德维希管、弹道靶和激波管等。会上介绍了国内用弹道靶设备开展跨声速实验的情况,利用设备无支撑干扰和小洞壁效应的优点,给出 $M=1$ 附近的圆球流场和阻力系数。此外,还有对建设路德维希管时必须解决的一些关键问题如贮气管壁附面层增长、设备最小启动时间、试验段壁板调整片气动负荷等,进行了方案和原理性计算,为国内顺利建设此项设备开辟道路。

积多年来的经验,在跨声速流的实验研究方面,充分发挥风洞的作用,加强各种实验手段的配合,是全面深入解决跨声速问题的一个重要方面。

今后若干年内,跨声速流的研究必然是流体力学领域中人们极为关注的问题。进攻的方向,从速度来看逐渐向 $M_{\infty} \rightarrow i$ 靠拢,弄清 $M_{\infty}=1$ 附近的流动变化是很关键的,在这问题上加强实验观察很重要。从流动方面讲,处理有粘性、有激波和边界层干扰的流动和开展组合体有攻角的绕流计算是努力的方向。这次会议有粘流的工作很少,仅有一篇是翼型边界层处理方面的内容。然而考虑到实际流动的情况,必须在这方面有所突破。考虑到动态效应,跨声速的非定常研究必须抓紧。随着航空和宇航事业的发展, Re 数影响是值得重视的,因此在提高模拟实验技术的同时,还应考虑新实验装置的建设。跨声速叶栅绕流的计算是一项重要的工作,它的进展关系到动力革命和节能的发展。从发展生产、巩固国防观点出发,许多应用部门迫切希望有各种简便、准确的工程计算方法。

今后若干年内,国内的跨声速流的研究将朝着这些方面发展,理论和实验研究将会取得更大的进展。跨声速讨论会以后的定期召开对我国航空、导弹、发动机、战术武器的发展和基础、应用科学的发展起很好的指导和促进作用。