

空气动力学中的数值

算法

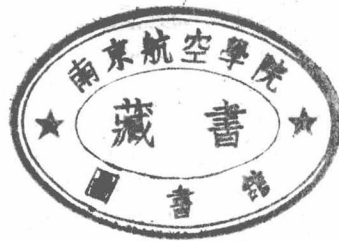
V211-53
1001

内 部

空气动力学中的 数值計算法

(译 文 选)

《二》



30268521

一九七六年一月

3

前 言

本期集中介绍国外在“有限基本解方法”方面的有关重要文章，其中绝大部分都是在 70 年以后发表的，这些译文是 1975 年三机部六二八所出版的“空气动力学中的数值算法”第一集的续篇。

流体动力学中的数值算法主要分成两大类：有限基本解法和有限差分法。前者适用于求解线性的流场主管方程——在空气动力学范畴内，这包括亚音速流场和小扰动的超音速流场。但是边界条件和唯一性条件仍可是非线性的。后者可用来求解任意非线性的流场偏微分方程，甚至最复杂的 Navier-Stokes 气流方程。从当前的电子计算机发展水平看来，有限基本解方法已可用于工程实际，而有限差分法还只能用于计算一些简单物体的粘性流场和跨音速流场。我们准备在第四集译文选中着重介绍国外在有限差分法方面所做的工作。

直到目前为止，国外在有限基本解方法的名称上仍然没有统一；除了在译文选第一集前言中所提到的几种外，还有称之为气动影响系数法(Method of Aerodynamic Influence Coefficients)，有限奇异性法(Method of Finite Singularities)以及离散法(Method of Discretization)的；虽然名目繁多，但本质上基本相同。从这些国外论文和报告可以看出，近几年来国外在有限基本解的应用方面进展很快，不仅用来计算飞机部件、组合体及全机的位流，而且还与附面层计算相配合计算复杂的增升装置，与飞行力学方程相配合计算外挂物的抛离轨迹，与结构力学相配合计算颤振及结构弹性变形效应等等。然而也应指出，在这方法本身的物理机理和数学基础方面，国外发表的材料还是非常有限的，例如对于流场的唯一性以及选择基本解和控制点的正确位置等重要问题，主要还是凭经验判断，没有严格的理论分析。

本译文选的第一篇文章是美国 NASA 的 Ames 研究中心的几位科学家对电子计算机在空气动力学中所占地位的看法，其中某些论点是很值得我们注意的，当然也有一些并不那么正确或者不切合我们具体情况的地方。

毛主席教导我们“洋为中用”，我们遵照这一指示继续编辑了这第二集译文选，而且准备不断地选译国外有关的重要文章，分集编印出版，供国内有关部门参考。

本期译文均由一七〇二所同志供稿并校对。

本期由上海第四印刷厂负责制版印刷，在此特表谢意。

《气动研究与》

目 录

一、作为气动力流场模拟方法的计算机与风洞的对比	(1)
二、任意三元物体的升力位流计算方法的概况及评价	(13)
三、超音速飞机的气动力综合设计	(35)
四、飞机部件间的气动力干扰：显示理论计算能力的实例	(49)
五、亚音速偶极子栅格法在非共面布局上的应用	(64)
六、两相邻翼型二元升力位流的表面旋涡法、表面源汇法及精确解的 比较	(78)
七、任意三元升力体位流计算	(81)
八、计算亚音速气流中弹性薄翼的准定常载荷的涡格法	(115)
九、计算复杂平面形状亚音速气动力特性的 FORTRAN 程序	(134)
十、用旋涡栅格法计算亚音速诱导阻力的展向分布	(171)
十一、曲线形涡线的诱导速度算法式	(178)
十二、计入前缘分离效应的旋涡栅格法延扩	(183)
十三、低速后掠机翼后的尾涡系的数值计算方法	(186)
十四、机翼理论中的数学规划法	(194)
十五、机翼设计的最优化	(207)
十六、二元多段翼型在粘性气流中的数学模型	(220)
十七、分析及设计多段翼型的理论方法	(237)
十八、用高阶表面奇点分布以改善二元有升力翼型的位流解	(246)
十九、普遍物体形状的亚音速非定常空气动力学	(267)

一、作为气动力流场模拟方法的 计算机与风洞的对比

D. R. 恰普曼 H. 马克 M. W. 波脱尔

在过去的四十年中，飞机日益复杂，并且其性能包线也更为广阔，因而对气动设计的主要手段——风洞试验也提出了更高的要求。设计一架新飞机所需要的气流模拟试验量几乎按指数规律增长，如图 F-1 所示；图中给出各种飞机在首次试飞前所累积的风洞试验时数。这图是 C. W. Harper[1]在七年前所收集数据的延续。如果这种指数增长趋势一直维持到八十年代，那么为了发展一种新的主要航宇飞行器，所需要的风洞试验时间将超过十年——相当于两座风洞昼夜不停地连续运转五年以上。相应的费用高达每种飞机需一亿美元。因此，存在着强烈的愿望去探寻更为经济的方法来提供飞机设计所必需的气流模拟。

另一种提供气动力流场模拟的方法已得到愈来愈多的重视，这就是依靠计算机。在流场中紧密排列着的大量格网点或基本解，运用计算机求解主管流体运动的偏微分方程。这种流场模拟虽然在概念上很是简单，实行起来却是非常繁杂而又费时的；因为必须把流场分得很细，才能保证精确度。但是计算机流场模拟的费用正在按指数规律下降，这与风洞试验费用的增长，正好形成鲜明的对比。图 F-2 表示运用现有的各种计算机来模拟某种气动力流场所需要的相对费用。平均的趋势是每隔五年，流场模拟费用下降十倍。这是由于计算机的速率要比计算机价格增加得更快的缘故。

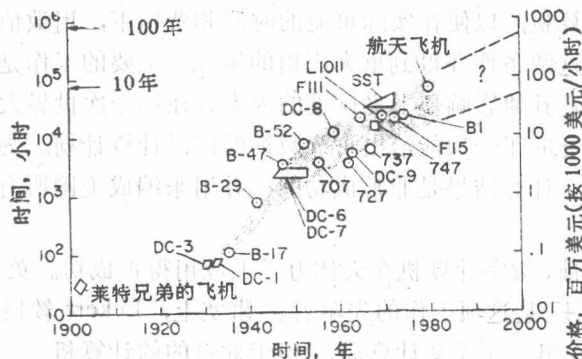


图 F-1 为发展各种飞机所需要的风洞试验小时

总之，计算机水平的惊人进展提供了与传统风洞试验完全不同但更为有效的气动力流场模拟方法。

计算空气动力学的目的有三方面：

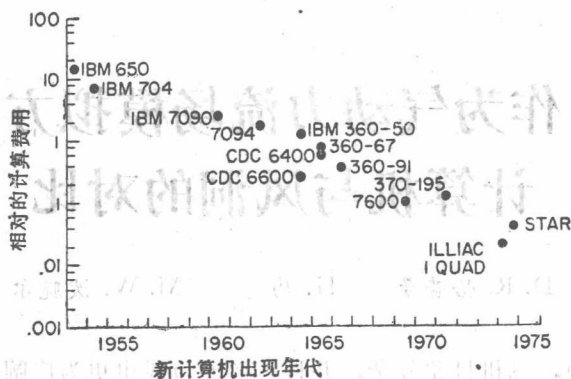


图 F-2 计算费用的发展趋势——对某一给定流场的计算机模拟

1. 提供那些在风洞或其他地面试验设备中不便于或不可能获得的流场模拟。
2. 减少为新航宇飞行器设计所必需的气动力流场模拟的时间和费用。
3. 最后，能提供比风洞更为准确的飞行气动力模拟。

如果计算机的水平能象过去那样地继续提高，则在提供气动力流场模拟方面，实验和计算所起的相对作用将发生深远的变更。其他物理领域内的大量经验告诉我们，迅速增长的计算机威力实际上已在物理现象的模拟方面，把计算与实验的传统地位颠倒了过来。

本文将讨论计算机流场模拟的发展水平，找出一些历史上的重大实例，说明计算机将颠倒计算和实验的相对地位；并且指出，由于计算流体动力学的迅速进展，风洞和计算机的相对地位将会发生什么样的变更。根据这些，我们作出这样的结论：在八十年代后期（及更远的未来），计算机的发展水平将彻底改变美国建造大型新风洞的计划。

如果保证了下列两个条件，则计算物理学可用于各种预测和工程设计目的：

1. 对问题的物理本质了解得很清楚，并可用精确的数值模型来表达。
2. 有足够大的计算机，以便在实际可能的时间和费用下，用数值法求解数学方程。

弹道学是首先满足这两条件并得到重大应用的领域。主要的工作是求解牛顿的运动方程，其中包括空气阻力及其他影响炮击准确度的因素。在第一次世界大战以前，美国陆军武器部的弹道研究实验室资助了一项能给出可靠数据的广泛计算计划。为此目的，一个小组制造了第一台数字计算机。计算结果是非常成功的，并用来编成美国所有各种火炮的射击手册。

在第二次世界大战前，数字计算机在天体力学上应用得很成功。英国的 L. J. Comrie[3] 和美国的 W. J. Eckert[4] 是这项工作的先驱者。事实上，Eckert 教授和 IBM 公司的 T. J. Watson 在哥伦比亚大学组成了天文计算局。用于此目的的计算机——穿孔卡片系统——能求解牛顿的运动方程。于是，计算物理学的两个上述条件均得到满足。这些计算机能非常准确地算出行星和卫星的运行表，并从此结束了数学家求解类似三天体吸引这种问题的任务。现在只要对任意给定的一组边界条件去进行数值积分就可以了。显然，宇宙航行就是现代高速电子计算机用于天体力学的一个实例。目前在天体力学中，计算机完成着所有的轨道计算，而不需任何实验的帮助。

虽然计算机在弹道和天体力学上的成就是巨大的,但是对计算机的相应要求却不高,没有对大型新计算机的研制产生刺激作用。核武器才是发展真正的高速计算设备的最主要推动力。在第二次世界大战期间,Los Alamos 科学实验室的 J. Von Neumann 被 Veblen 教授介绍到普林斯顿大学的计算机上去,他在这个领域中起了决定性的作用。核武器的设计人员要求确定中子在超临界系统中的特性,而在这种系统中,物质在高压下运动;此外,中子和流体力学间的干扰还有待于澄清。很明显,这是一个非常复杂的问题;直到大战结束,计算物理学的两个条件仍然都未得到满足。

E. Fermi 首先将中子的迁移问题列成方程,他把中子在物质中的扩散看作是遵从简单扩散方程的“流体”[5]。只要中子在介质中的平均自由程比临界系统的尺寸小,这个理论就很有效。另外,因为中子“气体”是非常稀薄的(其密度要比材料的密度小好几个量级),所以可忽略中子与中子的碰撞,于是在描述某些情况时,问题变为一个简单的线性偏微分方程。在五十年代的早期和中期,计算机能够求解这个中子扩散方程,但是很快就发现,这个数学模型是不很好的。临界设备的复杂形状和孔洞,都要求对中子有一个比中子扩散理论更细致的描述,因为这种孔洞的尺寸通常具有与中子平均自由程相同的量级。

于是人们着手于扩散模型的改进,得到了更为接近于 Boltzmann 迁移方程(这是关于中子迁移的根本物理法则[6])的模型。扩散理论实际上相当于迁移方程的一种低级近似,其中把 Boltzmann 方程右端项中的碰撞积分用一常数——扩散系数——来近似地取代了。后来在六十年代,比较先进的计算机出现之后,就可实现 Monte Carlo (统计)计算,其中各材料栅格中的“平均”中子被赋予了足够准确的物理特性[7]。这就满足了计算物理学的两个条件。在描述中等系统的热中子流特性方面,计算结果是如此之准确,以致计算机的中子系统分析在很大的程度上取代了原来用于核武器临界性研究的实验工作。事实上,许多早年曾使用过的实验设备已被拆除了;在过去的十年里,对于许多重要的中子应用问题,计算机已经取代了实验室中的试验设备,而成为提供所需数据的主要手段。

流体力学的物理本质仍然是为非线性 Boltzmann 方程所描述的分子迁移问题,但其复杂程度已远远超过了中子迁移。最常用的近似 Boltzmann 方程就是 Navier-Stokes 方程,使得流体力学的数学性质能与中子学的扩散理论相模拟。由于 Navier-Stokes 方程中所固有的物理近似假设,结果在某些应用中(例如具有极大的压力梯度、极端的密度或非常活泼的化学介质)要求采用改善了的近似 Boltzmann 方程。但是对于实用的飞机设计来说,Navier-Stokes 方程已完全够用了;问题在于当前的计算机水平还不足以迅速地积分这些方程。长期以来,正是这个问题决定着实验和计算在流体力学中的相对地位。这方面的先驱者之一, J. Von Neumann 早在 1946 年就清楚地认识到了这个问题[8],他写道:“的确在很大的范围内,流体动力学的实验是在对其物理机理已无疑问的条件下进行的,也即所观测的量可完全由已知的方程决定。实验的目的并不在于去证实一种理论,而是用直接测量来代替按成熟理论进行的计算。举例来说,至少在局部的意义上,目前的风洞起着计算机的作用,对流体动力学偏微分方程进行积分求解。”所以,对于流体力学来说,前述计算物理学的第一个条件是早已满足了的,但第二条件却未满足。一旦这两个条件均得到满足(这是大势所趋),那么风洞在空气动力学中的作用就将退居于计算机之后了,正如中子学中的临界设备已退为次要手段,也如弹道力学中的试验靶场只起辅助作用而已。

当评论计算机及风洞在流场模拟方面的相对地位时，我们发觉它们各自的局限性是相互补充的，下面罗列这两种模拟手段的主要局限性：

风 洞	计 算 机
模型尺寸	速率
速度	存储量
密度	运动方程的准确度
温度	
洞壁干扰	
支架干扰	
气动弹性变形	
大气	
来流均匀度	

风洞的雷诺数受到试验模型的尺寸、风洞的最大压力和气流速度的限制。洞壁和支架干扰降低风洞试验的准确度，特别是对于跨音速风洞。由于高速压而诱起的机翼模型静弹性变形，进一步限制了跨音速风洞的雷诺数。每一座风洞还都受到温度范围和风洞中的大气成分的限制，这使它在模拟进入大气的气动力流场方面，受到了约束。如所周知，附面层转换模拟方面的准确度，因风洞中气流的不均匀性而大为下降。

计算机并不受上述这些因素的限制，而受限於另一些完全不同的因素，主要是速率和存储量，它们决定着模拟给定气流所需要的时间和费用。原则上，计算机还受限於偏微分主管运动方程——流体力学的 Navier-Stokes 方程——的准确度；但是前面讲过，对于空气动力学范畴内的气流，这种限制并无实际意义。因为计算机和风洞的主要局限性完全不同，所以这两种设备所提供的气流模拟本来就是相互补充的。当然，它们的相对重要性需视具体的物理模拟而定，并将随着新计算机或新风洞的诞生而转变。

Navier-Stokes 方程的物理意义非常广泛，甚至还能计入极其复杂的紊流运动。在 Navier-Stokes 方程的解中，包括着气流中复杂的随时间变化的 eddy 运动（随机的小旋涡分布），例如大气中的自然风和飞机失速后的抖振尾迹。但是目前即使采用最先进的计算机，也不可能切合实际的时间和费用范围内，对一复杂的飞机布局求得完整 Navier-Stokes 方程的数值解。随着计算机的改进，空气动力学家所采用的方法也更为接近于完整的主管运动方程。这样的历史过程将继续下去，直到计算机能在实用的时间和费用内得到完整的 Navier-Stokes 方程解为止。

在为飞机设计提供气流模拟方面，计算机和风洞的相对地位显然取决于为适应现有计算机而作的方程简化程度。当新型的大型计算机出现后，这种实用的简化程度也将变化；下面评述在过去、现在及可预期的将来，这几个阶段的简化程度。

表 T-1 列出将计算机应用于气动力流场模拟的四个近似阶段。对于每一阶段，表中给出了所作的简化、由此而引起的局限性、当前的水平以及需要发展的项目。此外，我们还补充叙述如下：

第一阶段——过去：线化无粘性近似。这种作了高度简化的近似方法早就被用于飞机设计。三十年代中，已经在这种近似基础上对升力翼型的线化气流进行了计算。到了六十年

表 T-1 流体力学主管方程的近似阶段划分

阶 段	I	II	III	IV
特点	线化无粘性。	非线性无粘性。	有粘性, 按时间平均的 Navier-Stokes 方程。	完整粘性, 随时间变化的 Navier-Stokes 方程。
近似度	略去粘性项和非线性的无粘性项。	略去粘性项。	无略去项; 紊流动量, 能量及热迁移项均作了模型化处理。	网格内的运动作了模型化处理。
主要的局限性	细长外形; 小攻角; 完全气体; 非跨音速流; 非高超音速流; 无气流分离。	无气流分离。	达到紊流模型的准确度。	达到 Navier-Stokes 方程的准确度。
水平	二元流, 30 年代; 三元流, 60 年代; 应用于当前的飞机设计。	二元流, 1971 年; 三元流, 1975 年; 开始应用于飞机设计。	二元流, 1975 年。 三元流, 1978 年? 处于发展初阶段, 只采用简单的二元紊流模型。	80 年代中叶?
需要发展的项目	—	发展计算机程序库。	发展改进了的紊流模型。	发展先进的计算机。

代, 出现了 IBM-360 和 CDC-6600 级计算机, 于是有可能计算整架飞机布局的线化无粘性气流[9~10]。因为在运动方程中忽略了全部粘性项和非线性的无粘性项, 所以在整个气动设计过程中, 这种气流模拟只取代了小部分风洞模拟。例如在 B-1 轰炸机计划中, 运用线化无粘近似的计算机流场模拟, 大约只占风洞流场模拟的 1%。

第二阶段——现在: 非线性无粘性近似。虽然只略去了 Navier-Stokes 方程中的粘性项, 这种近似仍然在计算机流场模拟的用途方面受到严重的限制。流场中不能有分离现象, 也即附面层到处都紧贴飞机的表面; 为了有效地完成日常计算, 需要 CDC-7600 或 IBM-376 类型的计算机。对于飞机那样的高雷诺数情况, 可在非粘性流场的基础上, 把附面层分开来单独计算。在前几年中, 就这第二阶段近似建立了一些三元流场的计算机程序库, 其中包括: 跨音速气流中的机翼-机身组合体[11~12], 高超音速导弹上随时间变化的爆炸波气流[13], 以及飞机布局[14~15]和钝头物体[16]上的超音速气流等。有些研究工作给出了马赫数非常接近于 1 的结果, 而这时的风洞数据是极不可信的; 此外, 还取得了不可能从风洞试验得到的数据。另外还有一些程序库正在建立之中, 例如航天飞行器上的高超音速化学反应气流, 这种结果是不可能从任何现有的地面试验设备取得的。

由于只局限于粘性效应不大的附着气流, 所以非线性无粘性模拟的应用范围不大, 但在气动设计所要求的流场模拟中, 它却显得愈来愈重要了。这种近似模拟对飞机初步设计的帮助很大, 并能弥补风洞试验的不足之处; 但是总的说来, 这第二阶段的流场模拟只相当于风洞模拟的一小部分。

第三阶段——不久的将来: 粘性的时间平均 Navier-Stokes 方程。这种近似并未在完整的时间平均 Navier-Stokes 运动方程中略去什么项。但是对某些含有紊流动量、能量和热

迁移的项却作了模型化处理。主要是紊流模型的准确度，限制了这种近似的用途。至今，已建立的程序库包括：非升力翼型的二元分离紊流[17]，带有分离区的超音速[18]和高超音速[19]激波-紊流附面层干扰等。目前只研究过不复杂的紊流模型，主要是简单的 eddy 粘性模型和附加了一个微分方程(用以表征紊流动能的发展)的模型。

图 F-3 表示这类近似流场模拟的一个最近例子——带有激波诱起紊流分离的圆弧翼型跨音速气流。这是在 Illiac IV 计算机上算出的。这种模拟完整地体现了分离尾迹中的逆转流场及下游气流。计算压力分布与实验值的对比见图 F-4，显示两者之间的差别还很大。这些差别来自所采用的具体紊流模型(简单的 eddy 粘性模型)的缺陷。现有的这类紊流模型是为附着气流而建立的，所以对于分离气流来说，它们不是好模型。针对分离气流而建立的改良紊流模型，将大大地推进这类流场模拟。

应当指出，这第三阶段近似要求相当长的计算时间，大约比第二阶段大一个量级。举例

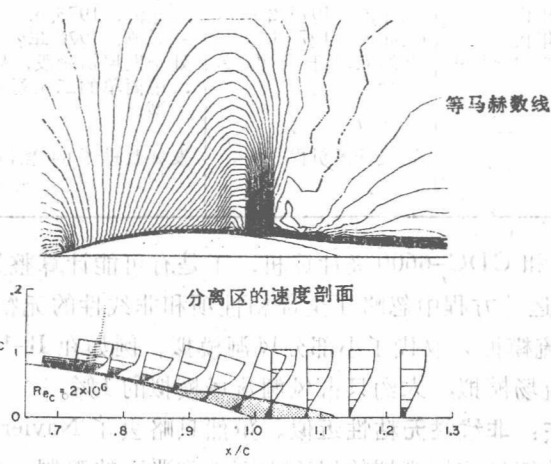


图 F-3 带有激波诱起紊流分离的跨音速气流的计算机模拟。根据完整的 Navier-Stokes 方程; eddy 粘性模型; $M_\infty = 0.775$; 弦长雷诺数 $= 2 \times 10^6$

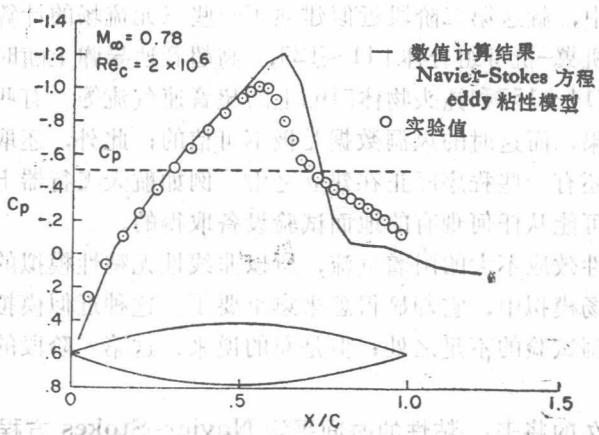


图 F-4 对应于图 F-3 的压力分布

来说,对于二元气流,采用目前的数值方法大约要在 CDC-7600 计算机上花费 1~3 小时的计算时间。在 Illiac IV 计算机上,这相当于 5~15 分钟。利用 Illiac IV 计算机,完全可用这第二阶段近似来进行日常的二元流场计算。但即使在 Illiac IV 计算机上,进行大量复杂三元流场的日常计算也是不切实际的,因为所花费的时间大约是二元流场计算的 100 倍(差不多每个流场需时 10~20 小时)。

在实现了下列两项发展之后,计算机才有可能以第三阶段近似来模拟日常的三元流场,从而向风洞提出严重的挑战:

1. 适用于分离及附着气流的精确紊流模型;
2. 速率比 Illiac IV 快两个量级的计算机。

在 Illiac IV 计算机上实现复杂三元气流的改进紊流模型还是可能的,虽然不便于进行日常的工程计算。

这第三阶段近似只限于定常流场,但如能建立良好的紊流模型,则可得到一些非常重要的计算结果;例如,算出高雷诺数飞行流场条件与低雷诺数风洞流场条件的差别。光是这样的计算就已超出了风洞试验的能力。在未来几年中,可望建立改进的紊流模型;而象 Illiac IV 那样的计算机将在新飞机设计中成为风洞模拟的主要对手。

第四阶段——较远的将来: 随时间变化的完整 Navier-Stokes 方程。在这第四个也即最后阶段中,将解决粘性气流中随时间变化的完整 Navier-Stokes 方程,适用于所有的实用空气动力学问题。对于给定的流场,全部较强的紊流 eddy 涡都被跟踪计算一段相当长的时间,以求同时得到流场的时间平均特性及其非定常分量。幸好传递着主动量和能量的 eddy 涡是比较大的,其长度大约是附面层厚度的十倍或更大些[20~21]。网格内的紊流运动当然应予以模型化,以便采用尽可能大的格网间隔,缩短计算机时间。在计算力学的领域内,对两格网节点间的运动进行模型化处理是件很普遍的事;这时,计算机所实际解决的是从主管微分方程转换过来的等价有限差分方程。在处理网格内的流体运动时,可以把节点间隔缩得很小,这样,网格内的紊流几乎是各向同性的(这是唯一具有解析形式的紊流模型);也可以把节点间距缩小到使最终结果对网格内紊流模型的选择很不敏感。在这种情况下得到的计算结果基本上不依赖于经验。

从目前的标准看来,这第四阶段近似所需要的计算时间特别长,要比第三阶段多出几个量级。因此,现在只计算了一些非常简单的流场,例如平行通道中的紊流[22]和简单的大气运动[23]。先进计算机的发展将为这类模拟在实际气动布局上的应用铺平道路。对于随时间变化的完整运动方程,甚至 Illiac IV 也只能处理一些非常简单的流场。

大约还需要十年或更长的时间,才能在先进计算机上对三元气动力流场求解随时间变化的 Navier-Stokes 方程。这种模拟所要求的有限差分格网节点数目估计在 10^9 这样的量级。即使将来数值方法的效率提高了,也不过只使上述数目减少一个量级。如此多的格网节点要求计算机的速度高达 Illiac IV 的 10^4 倍。

图 F-5 给出过去二十年中,计算机速率的改进趋势,其中也画出上述对计算机的要求。如果这个趋势能继续发展下去,则到八十年代的中期,计算机水平将满足要求。但是最近一些新设计的计算机表明,未来十年的提高速率将会有所减慢。

根据电子工业的当前水平,可以合理地估计在未来的十年中,计算机的水平将提高到每

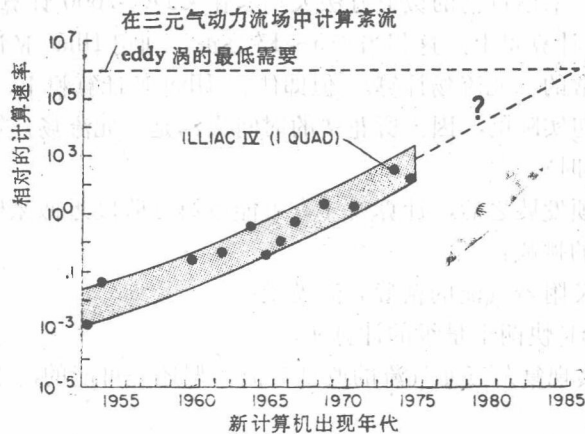


图 F-5 计算机速率的发展趋势

秒运算 10^{10} 次 (64 位字长), 存储量达 2 亿 (64 位字长)。这种计算机在设计时就考虑到适应 Navier-Stokes 方程的特点, 相对于目前在 Ames 研究中心使用的 Illiac IV 来说, 计算速率提高 200~300 倍, 存储量扩大十倍。

在今后一二十年内, 甚至有希望出现速率更高、存储量更大的计算机。目前正在致力研究更快和更紧凑的逻辑和存储元件, 另外在线路系统方面也有许多发展。特别是在存储元件方面, 发展尤其快。但仍很难预料在今后十年中, 元件的发展能否适应速率远远超过每秒运算 10^{10} 次、存储量超过 2 亿的通用计算机的需要。

最后还必须指出, 流体运动的 Navier-Stokes 微分方程的局限性要比风洞的局限性小得多; 这是由于在风洞试验中存在着支架干扰、洞壁干扰、雷诺数不足及来流不均匀等问题。所以按照随时间变化的完整 Navier-Stokes 方程的计算机模拟, 其所体现的飞行条件远比风洞模拟更为准确。如果有了满足要求的先进计算机, 我们相信, 它将取代风洞而成为气动力流场模拟的主要设备。鉴于这种革命性的潜在威力, 再加上发展大型新设备所必需的准备时间, 我们建议未来的国有计算机设备应与新风洞设备的国家计划统一进行考虑, 以求在八十年代和更远的将来提供最有效的流场模拟能力。

结论: 先进计算机——如 Illiac IV 和 STAR——大大地补充了风洞在气动设计和试验过程中的不足。但是还不足以对实际的飞机外形求解出随时间变化的完整 Navier-Stokes 方程。在主管方程比 Navier-Stokes 方程简单的其他计算物理学领域内, 计算已经取代了实验, 而成为取得动态模拟的主要手段。计算机的速率必须达到比 Illiac IV 高 10^4 倍后, 方有可能取代风洞, 并成为飞机设计中流场模拟的主要措施。

如果计算机继续按以往的趋势发展下去, 则将在八十年代中叶实现上述要求; 如果发展速度放慢, 则还要晚一些。但在未来的几年中, 计算机能力提高 200~300 倍是能保证的。这就会在飞机气动流场模拟上, 较大地改变计算机相对于风洞的地位。另一方面, 改进未来的风洞, 使之达到相应的水平, 将会耗资极多, 费时极长。所以, 国家必须统一地规划风洞和计算机设备, 以求在将来的气动力试验中, 达到最高的总水平。

(1702 所安继光摘译自 "Astronautics & Aeronautics", April 1975, p. 22)

参 考 文 献

- [1] Harper, C. W.: "Prospects in Aeronautics Research and Development" (31st Wright Brothers Lecture), *Jour. of Aircraft*, Vol. 5, No. 5, 1968, pp. 417—426.
- [2] For an Interesting Discussion of the Early History of Computers, see *Computers and Their Role in the Physical Sciences*, S. Fernback and A. H. Taub, Editors; Gordon and Breach, New York, 1970.
- [3] Comrie, L. J.: "The Application of Commercial Calculating Machinery to Scientific Computing," *Math. Tables and Other Aids to Computation*, Vol. II, No. 16, pp. 149—159, October 1946.
- [4] Eckert, W. J.: "Punched Card Methods in Scientific Computation," The Thomas J. Watson Astronomical Computing Bureau, Columbia University, New York, 1940.
- [5] Fermi, E.: "Elementary Theory of the Chain-Reacting Pile," *Science*, 105, p. 27, 1947.
- [6] Carlson, B. G., and Lathrop, K. D.: "Transport Theory, the Method of Discrete Ordinates," USAEC Report LA-3251, 1965, and "Discrete Ordinates Angular Quadrature of the Neutron Transport Equation," USAEC Report LA-3186, 1965.
- [7] Hammersley, J. M., and Handscomb, D. C.: "Monte Carlo Methods," Methuen and Company Ltd., London, 1964.
- [8] Golstein, H. H. and Von Neuman, John.: "On the Principles of Large Scale Computing Machines," John. Von Neumann Collected Works Vol. 5, p. 4 (1963).
- [9] Rubbert, P. E., and Saaris, G. R.: "Review and Evaluation of a Three-Dimensional Lifting Potential Flow Analysis Method for Arbitrary Configurations," AIAA Paper, No. 72—188, 1972.
- [10] Carmichael, Ralph L., Castellano, Charles R., and Chen, Chuan F.: "The Use of Finite Element Methods for Predicting the Aerodynamics of Wing-Body Combinations," in NASA SP-228, *Analytical Method in Aircraft Aerodynamics*, 1969.
- [11] Jameson, A.: "Numerical Calculation of the Three-Dimensional Transonic Flow over a Yawed Wing" Proceedings of the AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Palm Springs, California, July 19—20, 1973, pp. 18—26.
- [12] Bailey, F. R.: "On the Computation of Two-and Three-Dimensional Steady Transonic Flows by Relaxation Method," presented at VKI Lecture Series, "Progress in Numerical Fluid Dynamics," Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode-St-Genese, Belgium, February 11—15, 1974, To be published by Springer-Verlag.
- [13] Kutler, Paul, and Sakell, Leonidas: "The Three-Dimensional, Shock-on-Shock Interaction Problem," AIAA Paper No. 75—49, AIAA 13th Aerospace Sciences Meeting, Pasadena, California, January 20—22, 1975.
- [14] Kutler, Paul, Reinhardt, W. A., and Warming, R. F.: "Multishocked, ThreerDimensional Supersonic Flow Fields with Real Gas Effects," AIAAJ, Vol. 11, No. 5, pp. 657—664 (1973).
- [15] Marconi, F., and Salas, M.: "Computation of Three-Dimensional Flows About Aircraft Configuration," *Computers and Fluids*, Vol. 1, No. 2, pp. 185—195, Pergamon Press, 1973.
- [16] Rizzi, Arthur W., and Inouye, Mamoru: "Time-Split Finite-Volume Method for Three-Dimensional Blunt-Body Flow," AIAA J. Vol. 11, No. 11, pp. 1478—1485 (1973).
- [17] Deiwert, George S.: "Numerical Simulation of High Reynolds Number Transonic Flows," AIAA Paper 74—003 AIAA 7th Fluid and Plasma Dynamics Conference, Palo Alto, California, June 17—19, 1974.
- [18] Wilcox, D. C.: "Calculation of Turbulent Boundary Layer Shock Wave Interaction," AIAA J., Vol. 11, No. 4, pp. 1592—1594, 1973.
- [19] Baldwin, B. S., and MacCormack, R. W.: "Numerical Solution of the Interaction of a Strong Shock Wave with a Hypersonic Turbulent Boundary Layer," AIAA Paper 74—558, AIAA 7th Fluid and Plasma Dynamics Conference, Palo Alto, California, June 17—19, 1974.

- [20] Laufer, John.: "Investigation of Turbulent Flow in a Two-Dimensional Channel," NACA TR 1053, 1951.
- [21] Owen, F. K., and Horstman, C. C.: "Turbulence Measurements in an Equilibrium Hypersonic Boundary Layer," AIAA Paper 74-93, January 1974.
- [22] Deardorff, J. W.: "A Numerical Study of Three-Dimensional Turbulent Channel Flows at Large Reynolds Numbers," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 41, 1970, pp. 453-480.
- [23] Deardorff, J. W.: "The Use of Subgrid Transport Equations in a Three-Dimensional Model of Atmospheric Turbulence," ASME Paper No. 73-FE-21, 1973.

译者注

Illiac-IV 计算机是美国 Illinois 大学为美国国防部的“先进课题处”(ARPA)设计的, ARPA 投资 80%, 国家航宇局 (NASA) 投资 20%; 由 Burroughs 公司制造。Illiac-IV 计算机于 1972 年交付 NASA 的 Ames 研究中心使用, 其计算速率达每秒一亿五千万次, 是目前常用的 CDC 7600 型计算机的二十倍; 与 60 年代中期的 IBM 360-67 计算机相比, Illiac-IV 的速率加快了几近 500 倍。但是按照速率费用比的准则, Illiac-IV 仅比 CDC 7600 提高 5 至 10 倍。

前文的第一作者 D. R. Chapman 博士是美国 NASA 的 Ames 研究中心热力和气体动力部的主任。他从 1948 年参加 Ames 研究中心以来, 在理论流体力学和亚、超音速风洞试验方面都有不少贡献; 现在他主持着将先进计算机用于计算流体力学的工作。

在 1973 年 9 月 3 日的“航空周刊及空间技术”(Aviation Week & Space Technology)杂志上发表了一篇报导, 题为“计算机将承担风洞任务”, 这是记者根据 Chapman 的谈话写成的。这篇报导的内容观点与前文所谈的完全相同, 只是简单了一些。

电子计算机的迅速发展无可置疑地对空气动力研究和设计产生着重大影响; 如果不能充分认识和估计高速计算机的作用及潜力, 势必会使我们在航空领域内大大地落后于世界水平。前文所提到的一些基本观点是正确的, 值得有关单位认真考虑。但是我们也感到, 前文作者们的某些看法并不全面, 甚至是不切实际的; 现就这些问题简单地提出我们的看法。

空气动力学研究主要分为两个方面, 一是机理研究(或称定性研究), 另一是设计研究(或称定量研究)。机理研究是分析气流的物理性质, 判断其主要因素, 然后建立抽象的物理模型; 将数学规律应用于物理模型, 得到用数学形式来描述的物理模型, 这就是数学模型。数学模型不只是气流的主管方程, 而且还包括着边界条件、初始条件、约束条件和唯一性条件等。

设计研究是指在机理研究的基础上, 根据所设计飞行器的技术指标, 寻找最合理、最有效、最经济的具体气动力布局和外形。换句话说, 也就是如何获得设计最佳化的问题。

根据正确的物理模型或数学模型, 利用各种气流模拟手段——诸如电子计算机、风洞、自由飞等——可以达到设计研究的目的。有的模拟手段只需根据正确的物理模型即可成立, 例如风洞试验和自由飞试验; 但是另一些模拟手段则必需在建立数学模型后方能成立, 例如计算机模拟、电解槽模拟、浅水波模拟等。因此我们把前者称为直接模拟, 后者称为间接模拟。

直接模拟是很直观的，并不一定要在建立了物理模型之后才能运用，通常在满足某些普遍的相似法则之后（有时，甚至连这一点也不一定必要），即可运用。例如在模拟某些流场时，雷诺数这一相似法则是经常得不到满足的。因此直接模拟不仅作为机理研究到设计研究的桥梁，也被用作建立物理模型的必不可少的手段，而这是任何间接模拟，包括计算机，所不能相比的。

在前文中，Chapman 等人单从求解气流主管方程的角度出发，认为一旦出现了能满足计算工作量的先进计算机后，风洞将完全为计算机所取代；这种把直接模拟与间接模拟等同起来的看法，显然是不全面的。也许在将来，作为设计研究用的风洞试验可为计算机所取代，但是作为机理研究用的风洞试验将永远存在下去。

Chapman 认为，Navier-Stokes 方程是空气动力学中的最完整主管方程，似乎已把空气动力学中的一切规律均已包括在内，因此任何流场模拟手段只不过是用来求解 Navier-Stokes 方程而已。我们认为这种看法也是不全面的。

前面讲过，数学模型不只是建立了主管方程，还包括着边界条件、初始条件、约束条件和唯一性条件等；而且这些条件的处理常常远比主管方程困难得多。直到现在为止，仍还存在着许多没有解决的条件问题，例如机翼的侧缘条件、机身的尾迹条件以及非定常运动中的后缘条件等。为了解决这些问题，还得从物理模型研究着手。即便前文所提到的紊流模型，恐怕也不能脱离物理模型而只从完整的 Navier-Stokes 方程通过对 eddy 涡的长期跟踪而解决。

有人认为，所有这些物理条件最终都可归结为数学形式，而且现知的一些条件如分离条件、Kutta 条件等，也都被包括的完整的 Navier-Stokes 方程中了。这只能说明在现阶段中，Navier-Stokes 方程是全面的，但不能就此断言，Navier-Stokes 方程永远是全面的。事物的发展永无止境，停止的观点只能有害于我们对客观的认识。

Chapman 把求解完整 Navier-Stokes 方程看成是计算机模拟的最高形式，而且认为未来的计算空气动力学必然向这方向发展。他从纯理论的观点出发，把计算机流场模拟分成了四个阶段。我们觉得这种看法未必结合实际。在飞机的气动力设计中，在绝大多数的场合下，采用附面层模型来计入空气粘性效应已足够了。而且，从国外的实际发展趋势来看，所采用的具体方法也是位流计算-附面层计算交叉迭代。无论是从效果或代价来看，迭代法都比直接求解 Navier-Stokes 方程优越得多。因此就飞机气动力设计的角度来看，很可能对于多数流场问题，永远也不需要去直接求解 Navier-Stokes 方程。

另一方面，Chapman 对飞机流场模拟的一些具体困难，主要是极其复杂的外形（例如外挂导弹后的整架飞机）和飞行条件（转动、振动、突风等），却是估计不足的。实际经验告诉我们，一个好的机翼计算方法，常可能对舵面偏转后的机翼，给出不可信的结果。如果在设计研究中所采用的流场模拟手段并不能体现复杂的物体外形和飞行条件，那末这种模拟又有什么定量意义呢？对于一架复杂外形的飞机，即使不考虑空气的粘性和方程的非线性，而只作前文所说第一阶段的计算，则如在其表面上采用一万个基本解（得到一万个点上的压力分布；对于全机来说，这并不过分），则所需要的计算机速率也达每秒 10^9 次，存储量在一亿以上。再加上附面层、尾迹卷起等影响，工作量就不可想象了。所以，即使作为间接模拟手段，计算机也很难完全排挤掉风洞，特别是大型风洞。

同时, Chapman 在他的文章中只谈了求解主管气流方程的问题, 也即给定了物体外形, 求解其气动压力分布的问题。但在气动设计研究中, 还存在着设计问题和最佳化问题。设计问题是给定压力分布求解物体外形, 最佳化问题是给定约束条件求解能使某项特性达其极值的压力分布和物体外形。特别是最佳化问题, 其工作量远较计算问题为大。当然我们不能否认, 用风洞来解决设计问题和最佳化问题甚至还比不上计算机那么有效。但是这至少告诉我们, Chapman 对计算空气动力学的前景, 未免估计得过于乐观了。

对于无粘性线化流场模拟(第一阶段)在气动设计中的地位, Chapman 的估计显然是太低了。Chapman 指出, 这第一阶段模拟只占风洞模拟的 1%; 这也许是指在飞机定型阶段中的比例, 如果包括选型阶段在内, 则肯定要比这数字大得多。

最后, 我们归纳出下列主要的不同看法:

① 风洞试验是气动模拟的直接手段, 不仅能为气动设计研究提供数据, 而且也能为气动机理研究提供物理模型。计算机流场模拟是间接手段, 只能在既定的数学模型上提供流场数据。

② 在为气动设计提供数据方面, 计算机具有很大的威力, 并正在愈来愈多地取代着风洞试验。但是, 我们并不认为它能完全取代风洞而成为唯一的气动设计模拟手段。

③ 计算机流场模拟的发展方向并不见得一定是求解完整的 Navier-Stokes 方程。从实用的观点看来, 可能还是在附面层这个物理模型的基础上争取能处理更为复杂的物体外形和气流条件。

二、任意三元物体的升力位流计算方法 的概况及评价

P. E. 鲁勃尔脱 G. R. 萨利斯

摘 要

本文概述了一种亚音速位流的普遍计算方法在复杂气动分析和设计问题中的应用。这种方法属于边界值问题的普遍解法，其中采用了分布在物体边界面上及物体内部的源汇网格及偶极子网格。文中以算例证实该方法的准确度，并显示所能处理的气动力问题的种类很多。对于各种不同的气动力分析和设计应用，本方法已被证实是一项有效的工具。

引 言

近几年来，在处理任意三元物体的亚音速升力位流计算方法的发展方面，出现了广泛的兴趣和活动。这是一些求解拉普拉斯方程的线性方法；用哥台尔脱法则或其他法则近似地计入压缩性效应，并采用精确的非线性化边界条件。

在发展出这些新方法之前，已经有了一些不很普遍的方法；它们为当前的通用数值方法开辟了道路，证明复杂的三元气流是可以计算的。十来年前发展出著名的道格拉斯-瑞依曼程序，首创了等强度均布源汇块的迭加基元。用这种方法可以计算任意三元物体的无升力绕流，但是不能处理环量及升力问题，而这却是空气动力学中具有重大意义的问题。

另外又发展了适用于薄升力面设计及分析的旋涡栅格法 (Vortex lattice methods)，文献[2]中的方法是其中的一个典型，脱开了古典平面机翼理论中所常用的小扰动假设，而按非线性来采用边界条件及计算力及表面压力。原先这栅格法似乎不适用于处理带厚度的形状；但是在最近的[3]中，已将这方法推广于更为复杂的问题，包括厚翼、机身等等。

文献[4]、[5]是最早分析具有升力及厚度的任意物体气流的普遍方法，其中联合采用了源汇块及旋涡块的迭加基元。自此以后，又出现了其他的类似方法[6]、[7]，但在具体细节上变动很大。本文所谈及的方法乃是原始方法[4]、[5]的成熟型。[8]、[9]是另一个将近完成的方法，与别的方法的差别在于产生环量的基元型式不同。这新方法是否比其他方法优越，还有待于评价。

方 法 的 描 述

基本概念

在古典文献中可以找到处理任意三元位流的计算方法的理论基础。格林理论[10]告诉我们，可以用分布在边界表面上的源汇及偶极子(或旋涡)片的诱导效应来表达流场中任意点上