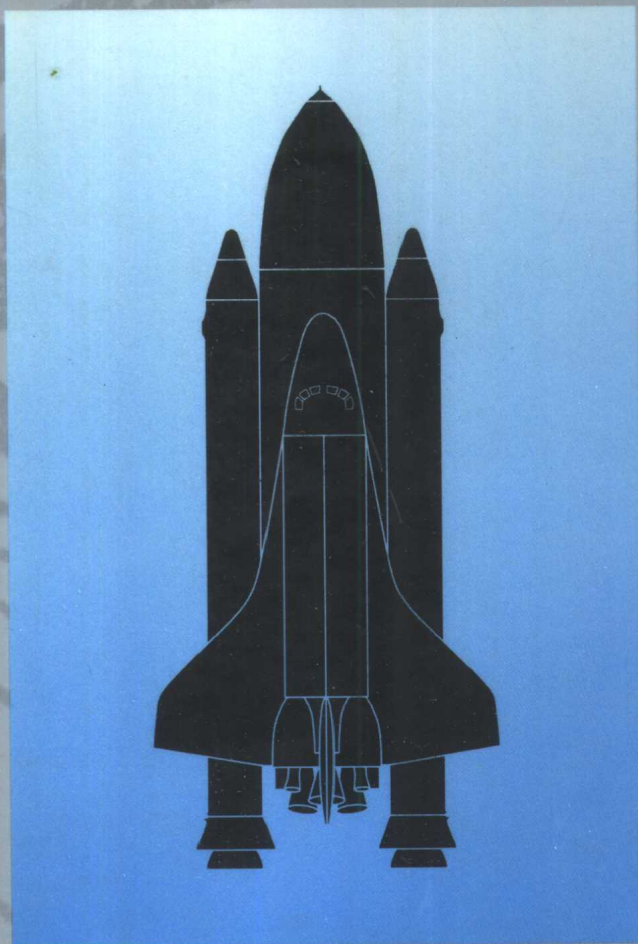


应用计算 流体力学

朱自强 等编著



北京航空航天大学出版社

应用计算流体力学

朱自强 吴子牛 李 津 著
闫 超 陈泽民

北京航空航天大学出版社

内 容 提 要

计算流体力学与科学和工程的计算结合很紧密。随着计算机的迅速发展,其应用特征更为突出。本书从应用角度概述了计算流体力学中计算格式和方法、网格生成、湍流模型及计算可视化等方面的基本内容和最新成果及可能的发展趋势,并给出了较多算例。

本书可供从事计算流体力学应用的科研人员、教师和工程技术人员参考使用,亦可作为高等院校研究生和本科生的教材。

图书在版编目(CIP)数据

应用计算流体力学/朱自强等编著. -北京:北京航空航天大学出版社,1998. 8

ISBN 7-81012-747-0

I. 应… II. 朱… III. 计算流体力学 IV. 035

中国版本图书馆 CIP 数据核字(97)第 29212 号

应用计算流体力学

朱自强 吴子牛 李 津 著
闫 超 陈泽民

责任编辑 郭维烈

责任校对 李宝田

北京航空航天大学出版社出版发行

(北京市学院路 37 号,邮编 100083 发行部电话 62015720)

各地书店经销

河北省涿州市新华印刷厂印装

*

开本:787×1092 1/16 印张:14.75 字数:371 千字

1998 年 8 月第一版 1998 年 8 月 第一次印刷 印数:2 000 册

ISBN 7-81012-747-0/O · 039 定价:20.00 元

序

现代航空航天飞行器的研制要求精确的气动计算和性能预测。计算流体力学正是为适应这一要求而在经典流体力学、数值计算理论以及计算机科学和技术的基础上建立并发展而形成的一门新的学科。

1985年我为北京航空航天大学马铁犹教授所著《计算流体力学》一书所写的序中曾指出,该书是系统地介绍1975年到1984年间计算流体力学新发展的书。十多年过去了,计算流体力学在数值计算格式和方法、网格生成技术、计算可视化等各学科分支都有了很大的进展。特别是在工程实践的计算和应用中,计算流体力学正发挥着前所未有的作用。它在飞行器研制中的地位和作用日益重要。在这个时候,北京航空航天大学朱自强教授等又写了《应用计算流体力学》一书,系统而简练地叙述了自80年代以来直到目前计算流体力学新发展的内容,介绍了可以应用于工程计算的有代表性的新的计算格式和计算方法,可生成实际飞行器外形的计算网格、粘流绕流中目前采用的各类湍流模型等。此书不仅重视计算方法的理论,还以较丰富的计算实例说明了计算流体力学在实际应用中的强大生命力。我相信此书的出版对航空航天领域及其它领域的科技界了解此学科的发展及其当前水平,了解其内容及应用价值都是很有意义的,对推动我国计算流体力学这门学科的发展定会作出一定的贡献。

沈元

1997年7月

前 言

计算机科学与技术日新月异的迅速发展,巨型机和并行机的出现,计算机性能的不断提高与价格的不断降低为计算流体力学的发展、流体力学中需探索的各种物理现象的研究以及应用计算流体力学解决各类工程实践问题等提供了强有力的物质基础和重要手段。随着计算方法及其相关技术的不断改进,计算流体力学已发展成了一门重要的学科。

计算流体力学作为一门科学学科,遵循其自身发展规律的需要而不断前进、完善和发展;同时又与科学和工程计算紧密结合,肩负着为科学研究和工程项目提供高质量、短周期、有效计算工具的重任;且随着计算机和计算流体力学的迅速发展,其应用特征正变得更为突出。本书的基本内容就是从应用角度来讨论数值模拟的方法及其相关问题。

依作者所见,从应用角度讨论计算流体力学的内容以及研制各类计算机软件应包含:计算格式和方法,网格生成,湍流模型及计算可视化等多方面的内容。这每一方面内容都有专门著作可供学习和参考,本书不可能对其一一作详尽和深入的讨论,但将力图包含和讨论上述各方面的基本内容、最新成果及可能的发展趋势。

作为计算流体力学的主体内容——计算格式和方法,在80年代经历了一个蓬勃发展的阶段,出现了一大批无振荡,高分辨率的差分格式和方法,能在质量上较好地捕获流场中的激波,在理论上解决了双曲型守恒系统的差分计算。这些格式和方法已逐渐为工程计算界所熟悉并接受,开始应用于解决各种流动问题。本书在第三章中讨论了各种有代表性的计算格式和方法,但不可能包含目前正在探讨和正在发展的新的高精度格式和方法,对此方面内容有兴趣的读者请参阅其它有关文献。随着工程上需要计算的几何外形日益复杂及并行计算机的出现,分区算法和并行算法已开始大量应用于解决各类工程计算问题。第六章讨论了这方面的问题。网格生成技术自80年代以来已发展成为计算流体力学的一个重要分支,在应用计算流体力学中的地位 and 作用日益重要,目前已形成多种网格生成技术百花齐放的局面。第四章讨论了网格生成技术。湍流机理是流体力学中一个重要的前沿课题,湍流模型对粘流绕流的计算结果有着重要的影响。第五章讨论了粘性绕流湍流模拟的问题。第七章给出了在航空航天工程应用中代表当前计算流体力学应用水平的一些实例,并简要地提及了计算可视化问题。第一章是概论。第二章给出了理论知识。

本书给出了较多的算例,以表明数值模拟的作用。

由于作者研究方向和本书篇幅的局限,本书主要讨论差分方法。读者若对计算流体力学中的其他方法感兴趣,请参阅有关著作。

本书是根据朱自强在北京航空航天大学“复杂流动的特性、机理与控制”高研班上“复杂流动的数值模拟——有限差分方法”讲课的讲义(朱自强,李津,1995)修改、补充而成的。全书由朱自强主编。参加修改、编写工作的有:第一章朱自强;第二章吴子牛、朱自强;第三章朱自强、李津;第四章朱自强,陈泽民;第五章朱自强;第六章吴子牛、朱自强;第七章朱自强,闫超。作者排名以编写内容的数量为序。本书也是作者近年来在数值计算科研项目中密切合作的成果和结晶。张瑞年同志为全书绘图付出了巨大劳动,作者对此表示深切的感谢。

中科院院士、老一辈空气动力学家沈元教授热情鼓励并支持本书的出版、并为本书撰写了序言,作者在此向他表示深切的敬意。

由于时间仓促,加之我们水平有限,本书将不可避免存在错误和不妥之处,敬请读者批评指正。

著 者

目 录

第一章 概论	(1)
第一节 应用计算流体力学发展的简单回顾	(2)
第二节 数值模拟是流体力学发展和工程应用的重要工具	(5)
参考文献	(6)
第二章 理论基础知识	(7)
第一节 非线性守恒系统基本概念, Euler 方程	(7)
第二节 双曲性与适定性	(10)
一、双曲性	(10)
二、适定性	(11)
第三节 特征线与黎曼不变量	(12)
一、特征向量与矩阵的对角化	(12)
二、特征线与古典黎曼不变量	(13)
三、Lax-黎曼不变量, 简单波	(13)
第四节 弱解, 黎曼问题	(15)
一、Burgers 方程的弱解	(15)
二、一般系统弱解的定义	(17)
三、黎曼问题	(17)
第五节 熵条件	(19)
第六节 边界条件	(21)
一、边界的选取	(21)
二、一般边界条件的构造要求	(21)
三、Euler 方程的边界条件	(23)
第七节 高维问题	(25)
参考文献	(26)
第三章 Euler 方程和 N-S 方程的数值计算方法	(27)
第一节 中心型差分格式	(27)
一、标量人工粘性的中心差分方法	(28)
二、各向异性的人工粘性	(33)
三、矩阵人工粘性模型	(37)
第二节 迎风型通量分裂方法	(43)
一、矢通量向量分裂法	(43)
(一) 完全气体的可压 N-S 方程	(43)
(二) 雅可比系数矩阵分裂	(45)
(三) Steger-Warming 矢通量分裂法	(46)
(四) Van Leer 分裂格式	(47)

(五) MUSCL 方法	(48)
(六) 求解 N-S 方程的改进 Van Leer 格式	(49)
(七) 迎风偏置格式	(51)
(八) 限制器	(52)
(九) 三维算例	(54)
二、通量差分裂方法	(58)
(一) 黎曼解方法	(58)
(二) Roe 的近似黎曼解方法	(58)
(三) Roe 的一阶迎风格式	(62)
(四) 一维非线性守恒系的 Roe 方法	(62)
(五) Roe 的迎风偏置通量差分裂方法	(63)
(六) 数值算例	(63)
第三节 TVD 格式	(66)
一、TVD 的概念	(67)
二、单调格式、保单调格式和 TVD 性质的充分条件	(67)
三、显式一阶 TVD 格式举例	(69)
四、高阶 TVD 格式的构造	(70)
(一) 反扩散方法	(70)
(二) 数值脉动法——Roe-Sweby 二阶 TVD 格式	(73)
(三) 通量修正法——Harten 格式	(73)
(四) MUSCL 方法	(75)
(五) Osher 和 Chakravarthy TVD 格式	(75)
(六) 高阶对称 TVD 格式	(76)
(七) 无波动、无自由参数的高分辨率格式(NND)	(78)
五、对一维方程组和多维空间方程组的推广	(80)
(一) 向一维方程组推广	(80)
(二) 对多维方程组的推广	(81)
六、数值算例	(81)
第四节 ENO 格式	(86)
第五节 对时间的积分	(87)
一、隐式近似因子分解方法	(87)
二、LU 分解方法	(88)
参考文献	(89)
第四章 网格生成技术	(92)
第一节 单域结构(贴体)计算网格的生成	(92)
一、代数生成方法	(92)
二、椭圆型微分方程生成方法	(93)
(一) Thompson 和 Sorenson 法	(95)
(二) Thomas 和 Middlecoff 法	(96)

(三) Hilgenstock 法	(96)
三、双曲型微分方程生成方法	(97)
第二节 分区对接网格	(98)
一、分区对接网格的生成步骤	(98)
二、分区对接网格生成技术发展简介	(101)
三、新一代分区对接网格技术的特点	(102)
第三节 分区重叠网格	(104)
一、子域的划分和重叠网格的结构	(105)
二、重叠区和人工内边界的建立	(105)
(一) 洞边界的确定	(107)
(二) 信息的传递——插值	(107)
三、流场解的修改	(108)
第四节 非结构网格	(109)
一、Delaunay 三角化方法	(110)
(一) 节点的生成	(110)
(二) 三角化方法	(110)
(三) 退化的处理	(113)
(四) 网格的优化	(114)
(五) Delaunay 方法的发展	(114)
二、推进阵面法	(115)
(一) 布置控制点和生成背景网格	(115)
(二) 定义边界和阵面初始化	(115)
(三) 推进生成三角形	(116)
(四) 网格的优化	(117)
三、两种方法的讨论	(117)
四、结构/非结构杂交网格	(117)
第五节 自适应笛卡尔网格	(121)
一、方法的基本特点	(122)
二、网格生成过程	(123)
三、各向异性的笛卡尔网格	(123)
第六节 结束语	(124)
参考文献	(124)
第五章 湍流模型及其对数值模拟的作用	(127)
第一节 复杂流动的湍流模型	(127)
第二节 简化湍流模型及其发展	(130)
一、Baldwin-Lomax(BL)模型	(130)
二、Johnson-King(JK)非平衡代数模型	(131)
(一) JK 模型的要点	(132)
(二) JK1990A	(133)

(三) JK1990J	(134)
(四) JK1992	(134)
三、Baldwin-Barth(BB)一方程模型	(135)
四、Spalart-Allmaras(SA)一方程模型	(136)
第三节 简化湍流模型的应用举例	(137)
一、多段翼型的绕流	(137)
二、翼型的动失速和非定常运动	(145)
(一) 湍流模型非平衡性的影响	(145)
(二) 一方程模型和二方程模型的对比计算	(147)
(三) 转换的影响	(155)
三、三维机翼的绕流	(155)
第四节 结束语	(162)
参考文献	(163)
第六章 分区与并行计算	(165)
第一节 可压流几何分区计算	(165)
一、前言	(165)
二、分区网格的拓扑结构与归类	(165)
(一) 区域分解	(165)
(二) 对接网格	(166)
(三) 重叠网格	(166)
三、分区计算的耦合条件	(167)
(一) 显式格式的耦合条件	(168)
(二) 隐式差分格式的耦合条件	(169)
四、多维问题耦合条件	(171)
(一) 对接网格	(171)
(二) 重叠网络	(173)
(三) 重叠-对接混合网格	(174)
五、分区计算的理论问题	(175)
(一) 理论基础	(176)
(二) 各种耦合条件的特性	(177)
第二节 并行算法	(179)
一、并行计算机结构	(179)
(一) Flynn 分类法	(179)
(二) MIMD 系统的内存组织形式	(179)
(三) 几种并行系统	(181)
二、并行计算机编程	(182)
(一) 内存共享编程模式	(182)
(二) 内存分布编程方式	(182)
三、并行性能参数	(183)

四、网格分区并行处理	(184)
(一) 引言	(184)
(二) 数据交换时耗分析	(185)
(三) 负载不平衡分析	(187)
(四) 并行算法的数值效率	(187)
参考文献	(189)
第七章 工程应用举例	(191)
第一节 非定常大迎角的复杂流动计算	(191)
一、对称与非对称流动	(191)
二、非定常计算	(193)
三、F-15 全机的计算	(196)
四、前体涡控制的计算	(196)
第二节 内外流一体化数值计算	(196)
第三节 跨超声速计算	(201)
第四节 YAV -8B 全机近地面绕流	(202)
第五节 飞机带外挂物及外挂物分离时绕流的计算	(203)
第六节 非常复杂组合体外形的绕流计算	(206)
第七节 操纵面偏转时三维绕流的计算	(208)
第八节 导弹流场的数值计算	(214)
第九节 结束语	(216)
一、计算流体力学在航空航天领域中应用的地位与作用	(216)
二、程序验证和确认是使数值模拟方法成为有效计算工具的必要条件	(217)
三、发展大规模并行计算的有效算法	(218)
四、计算流体力学中的计算可视化问题	(220)
参考文献	(221)

第一章 概 论

现代流体力学中新兴的学科分支——计算流体力学在近 20 年~30 年中的发展非常迅速。本世纪初期,许多著名的流体力学家发现了流体力学基本物理规律,找到了恰当的分析方法并求得了一系列解析解(大多限于线性问题),从而推动了本世纪以来的工业发展及流体力学自身的发展。流体力学涉及的物理现象是多方面的,如激波、湍流、旋涡、非定常运动等。他们研究了这些基本现象,建立了相应的主控方程和边界条件,将问题转化为如何结合工程实际来求解这些方程组,从而奠定了计算流体力学的理论基础。但工程实际中绝大多数流体力学问题是非线性的力学问题,求得其精确解或解析解是十分困难的。已经找到的基本方法和各类解析解都是在各种简化,假设条件下得到的,无法描述大量存在的各类复杂的流动现象。30 年代后期出现了第一代电子数字计算机,随着高速电子计算机的迅速发展,人们试图用数值计算方法直接求解各类主控方程和边界条件来解决具有强烈非线性特征的大量流动现象,工业界也要求采用数值模拟手段来解决各类设计和计算问题,从而形成并发展了计算流体力学这一学科分支。

计算流体力学的发展是伴随着计算机技术的发展而前进的,后者是构成前者的基础。只有计算机的速度、内存和外围设备达到一定程度时才会有计算流体力学发展新阶段的出现,应用计算流体力学更是如此。例如 60 年代出现的“第三代”计算机及其随后的改进发展,使计算机的计算能力发生了一个飞跃。相应地,飞机设计部门开始广泛采用面元法,标志着计算流体力学开始在工业生产中的应用和服务。一个人工计算需 100 年方能完成的题目在 50 年代用 IBM-650 需 100 h 完成,70 年代用 IBM-370 只需 10 min,到 80 年代用 Cray-1 则仅需 1 min 即可完成。以向量化结构为主的巨型机的出现使飞机设计中可以使用 Euler 方法,从而可以给出非线性影响的定量结果。虽然根据对已有的几十个常规应用软件的统计,60%~88%左右的标量计算可以被向量化,也已表明向量计算的加速比一般可达 4~8,但是,单纯依靠提高计算机单机性能的潜力毕竟有限,对于超大型计算问题,如粘性流动计算在工业界中的应用,所需之加速比的提高是以数量级为单位的,单纯的向量机不足以满足要求。并行化,大规模并行机和网络并行机群已是 90 年代中期,以至 2000 年以后人们研究的中心,也是应用计算流体力学发展的希望。

计算流体力学是多领域交叉的学科,涉及计算机科学、流体力学、偏微分方程的数学理论、计算几何、数值分析等学科。这些学科的交叉融合,相互促进和支持,推动着这些学科的深入发展。

流体力学(空气动力学)研究的应用目标是:

1. 提供高质量、短周期的设计、分析和试验的工具;
2. 提供能提高系统效率、环境、运行和性能要求的流动控制的新概念。

应用计算流体力学是流体力学的一部分,其研究自然也直接针对上述二目标。为达到此目标,无论是研究探讨流动机理还是解决工程实践中的流体计算,首先要能高效、准确地计算和描述复杂流动的细节。

至今尚无人对复杂流动给过确切的定义,但顾名思义应指流动现象的结构都比较复杂的那类流动。据笔者理解,复杂流动包括下述两大类流动。

一类是物体几何形状很复杂,使绕物体的流动中存在很多物理现象,且彼此相互作用,使流场中的流动结构很复杂,流场特性的变化规律也很复杂。对这类流动无论用实验手段还是用数值模拟

手段来研究都具有相当的难度。例如现代飞机的外形就非常复杂,不仅有任意曲率的曲面构形和众多部件之间的光滑连接,还有大量的外挂物和凸起物。寻找描述这种外形的数学模型是一种庞大、细致、并且难度相当大的工作。绕如此复杂外形的流动就可能包含着流体力学研究的众多物理现象——旋涡、激波、剪切层、分离、转捩等——及它们之间的相互作用。因此研究这种流场的特性是十分困难的。图 1-1 为一般现代超声速战斗机的外形,其细长前机身虽形状较简单,但在中等或大迎角飞行时将会引起分离涡,在较大迎角时,这种分离涡即使是对称飞行也会出现不对称的特性,它们会对机翼和尾部的流动产生很大的影响而引起飞行特性的巨大变化;机翼和机身连接处的大边

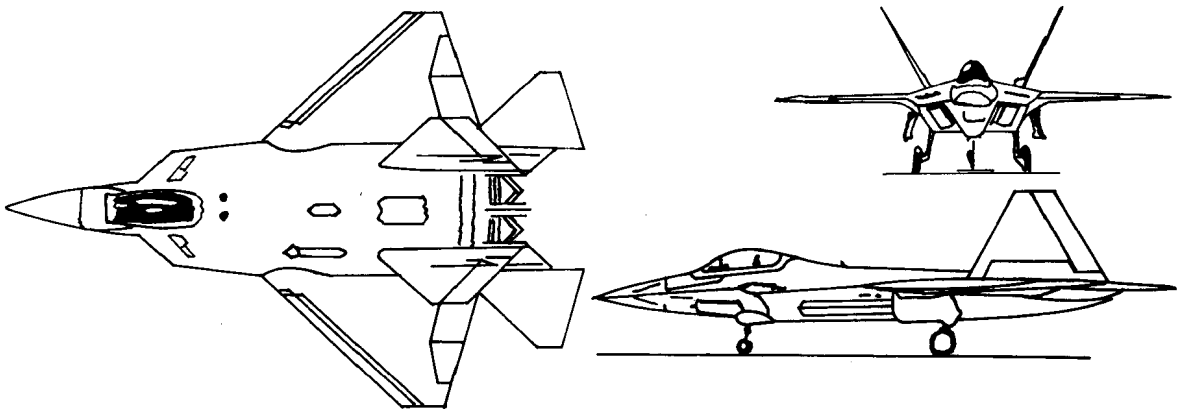


图 1-1 洛克希德 YF-22 的外形

条也会引起前缘分离涡,此前缘分离涡必然会与前机身的分离涡相互作用,它们又进一步与机翼的绕流相互作用;飞机在跨声速飞行时机翼上会发生激波,甚至是强激波,此激波与机翼的边界层相互作用,可能使边界层流动发生分离;飞机尾部因有发动机尾喷口、平尾、立尾及各种操纵舵面而使几何形状很复杂,绕各部件的流动又互相干扰,因此尾部绕流流动的复杂性可想而知;战斗机的发动机位于机身内部,其来流由进气道提供,进气的质量影响整个推进系统的效率,然而进气道必然紧贴机身或机翼而造成绕飞机的外流与绕推进系统的内流相互结合,相互影响;现代战斗机还带有较多的外挂武器,更增加了绕飞机流动的复杂程度。

另一类复杂流动的物体几何形状并不复杂,但绕流流动中却存在着很复杂的流动现象及各种现象的相互作用,二维外形相对三维外形要简单得多,但绕二维物体的流动也常存在复杂的流动现象,如绕二维多段翼型的流动。图 1-2 给出了二维多段翼型的外形及其绕流中可能存在的物理现象。在超声速和高超声速情况下,绕较简单几何外形的流动中也可能存在包括激波及激波/激波、激波/剪切层等的相互干扰,图 1-3 给出了这种情况的典型例子。随飞行 Ma 数的进一步提高,流动中因温度提高而出现的各种非平衡物理作用和化学反应将使流场进一步复杂化。

本书基本内容是从应用角度讨论数值求解 Euler 和 N-S 方程的基本方法及相应的问题,并用于计算复杂流场。

第一节 应用计算流体力学发展的简单回顾

计算机问世前,虽然有些先驱者探讨过用数值计算方法求解流动问题,但只能在计算方法上做出有意义的研究成果。例如 Richardson 在 1910 年提出了解拉普拉斯方程的点叠代格式,此外他将

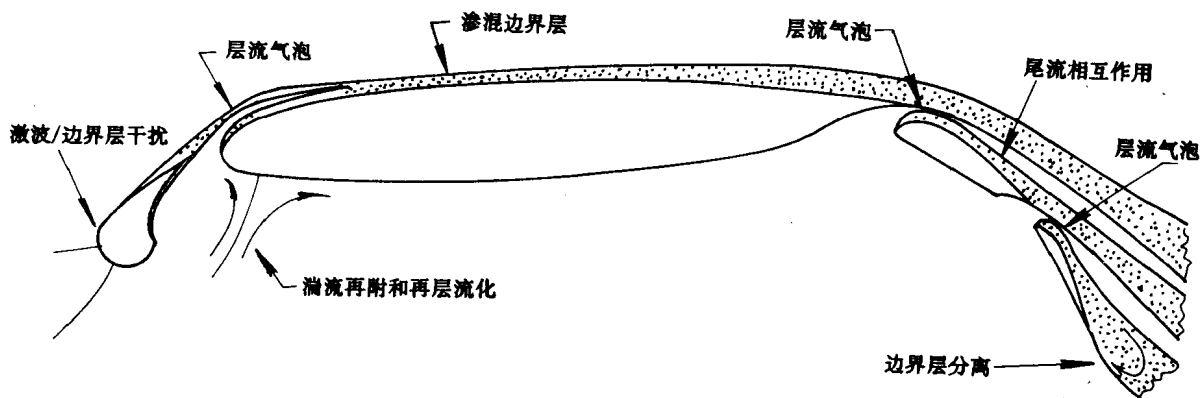


图 1-2 多段翼型外形和流动现象

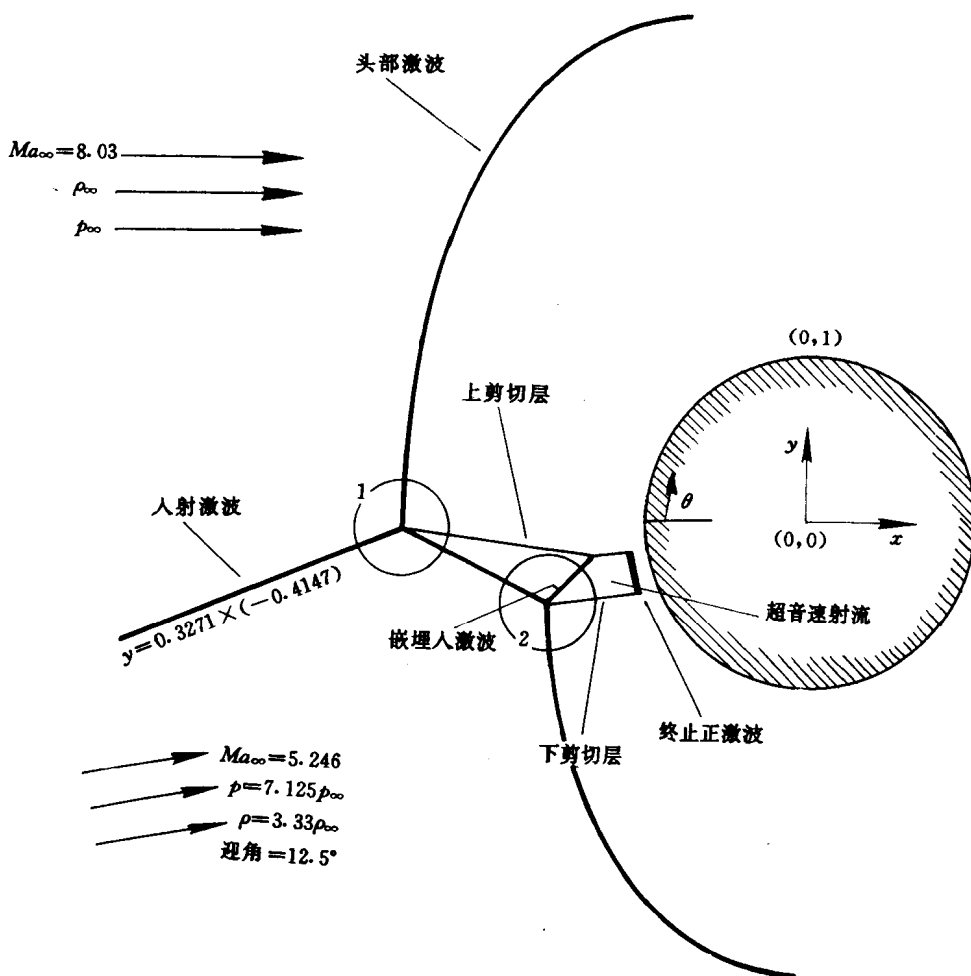


图 1-3 一种超声速的复杂流动

“推进”的问题和必须用“松弛”格式来解的问题区别开来,提出了解 Laplace 方程的松弛技术;随后又有 Liebmann, Southwell 等改进了松弛格式使松弛法在 40 年代~50 年代被广泛应用于求解流

体和固体力学问题。应该特别提到 Courant, Friedrichs 和 Lewy 的重要工作, 他们证明了连续的椭圆型, 抛物型和双曲型方程组解的存在性和唯一性定理; 针对线性方程的初值问题, 首先将偏微分方程离散化, 然后证明了离散系统收敛到连续系统, 最后用代数方法确定了差分解的存在。他们还讨论了双曲型方程的特征性, 提出了特征线方法, 给出了著名的稳定性判别条件——CFL 条件。这些工作, 结合其他一些数学家研究的偏微分方程数学理论, 构成了有限差分方法的数学理论基础。随后 Von Neumann, Richtmyer, Lax, Олейник 等研究并建立了非线性双曲型方程守恒律的数值方法理论, 特别是弱解的理论, 为含有激波及其它间断的气体流动数值模拟打下了理论基础。Von Neumann 还提出了一种时间推进问题数值方法线性稳定性的分析方法提供了分析线性稳定性问题的较简单的实用的方法, 直到目前在计算流体力学中分析线性稳定性时仍广泛地使用着这种方法。随后 Lax, Kreiss 等给出的非定常偏微分方程差分逼近的稳定性理论, 进一步促进了双曲型方程或双曲-抛物型方程时间相关方法的发展。时间相关法的基本思想是从非线性 Euler 或 N-S 方程出发, 利用双曲型或双曲-抛物型方程的数学特性, 沿时间方向推进求解, 由此得到对于时间 t 趋近于无穷大的渐近解即为所要求的定常解。此方法既能取得流动定常解, 又能模拟流体运动的非定常过程; 若流场中存在间断面——激波, 它能自动捕捉到激波, 因而是应用范围极广的一般性方法。关于激波捕捉, Lax 在 1954 年首先提出了一种采用守恒形式的主控方程而不对激波作特殊处理的计算带有激波流动的方法, Von Neumann 和 Richtmyer 则明确提出用人工粘性的办法计算带激波的流动, 他们这些工作是“激波捕捉”法的起源。随后 Godonov 提出了迎风格式, Lax 和 Wendroff 提出了二阶精度的差分格式, 改进了计算带激波流动的精度。与激波捕捉技术发展的同时, Gray 提出了激波拟合技术的想法, 可避免激波捕捉技术中激波被抹平的缺点。Moretti 等应用和发展了这种技术, 计算了多维超声速流动。但相比于激波捕捉法, 其计算要复杂得多, 因而目前主要还是应用前者计算带有激波的流动。

在发展非线性双曲型方程数值解法的同时, Franhal 提出了解 Laplace 方程的逐次超松弛 (SOR) 方法, 大大改进了收敛速度。Peaceman 和 Rachford, Douglas 等发展了求解抛物型和椭圆型方程的隐式方法, 采用交替变换迭代方向和不受限制的时间步长, 把无条件稳定性和计算简便性结合起来, 这就是目前广泛使用的交替方向的隐式 (ADI) 格式。

从 60 年代开始计算机技术的迅速发展, 不仅促使计算流体力学研究工作的成果和发表的文献在数量上日益增多, 而内容更为广泛, 更为突出的是计算流体力学开始在工业界得到应用, 实现了应用计算流体力学的第一阶段——线性计算流体力学, 其表现形式是面元法的应用。应用范围为小迎角状态的低速、亚声速和超声速流动。从 60 年代中期到 80 年代初期, 各航空公司都发展了各自功能比较齐全、比较完善的整套面元法计算软件, 可以处理全机带各类外挂物的几何形状十分复杂的绕流计算, 还可以进行各类几何参数优化及反设计计算。面元法的计算快速性和易使用性使之在现代飞机设计中一直起着重要的作用, 成为飞机设计中不可缺少的一种有效设计工具。

无粘非线性方程数值求解的突破开始于 70 年代。1970 年 Murmann 和 Cole 提出了解小扰动速势方程的型相关方法, 即在亚声速区用中心差分格式, 在局部超声速区用一侧差分格式来建立跨声速流中混合型的差分方程, 再用线松弛法求解此差分方程, 数值模拟了带激波的跨声速绕流场。这是计算跨声速流场的一个重大突破, 开辟了计算跨声速流场的新领域。随后 Jameson 提出了旋转格式, 进一步将型相关方法推广到全位势方程。Bailay, Balhaus, Steger 和 Bippe 等相继计算了三维机翼、翼身组合体和全机的跨声速位势流场。Balhaus, Lomax 和 Steger 等又提出了隐式近似因子分解法 (AF 格式), 其收敛速度大大超过了松弛迭代法的收敛速度; 他们并用此方法求解了非定常跨声速流动。可以说, 70 年代在计算流体力学中取得重大成功的一个领域是较全面地解决了

跨声速位势流的数值计算方法问题。全位势方法加上用边界层方法计及粘性影响而形成的高 Re 数下粘流/无粘流相互作用的计算方法是计算只有微弱激波流场的较好计算模型,是飞机设计中计算设计状态的一种经济、准确、有效的方法,因而目前已大量应用于工程实践。近几年来,波音公司几乎 2000 次/年地使用全位势加边界层的耦合方法来解决大量的设计问题。

70 年代以来计算流体力学取得重大成功的另一领域是采用时间相关方法求解可压缩 Euler 和 N-S 方程以及数值模拟复杂流场的研究工作。1969 年 Mac Cormack 提出用二步显式格式求解可压流 N-S 方程组。1975 年 Beam 和 Warming 用隐式近似因子分解法求解 Euler 方程,随后又推广求解 N-S 方程。在相当一段时间内都是采用此类差分方法求解 Euler 和 N-S 方程来解决跨声速和超声速的复杂流场问题的。这些经典差分格式对激波模拟的分辨率不高,且在激波处易产生伪振荡。针对正确的数值模拟流场中的激波这一目标,经过十年多的努力,计算流体力学工作者发展了相当数量的高精度、高分辨率差分格式,如总变差减小(TVD)格式,基本无振荡(ENO)格式,无波动、无自由参数的耗散(NND)格式,耗散比拟方法,界值为限(MmB)格式以及矢通量分裂和通量差分格式等,形成了第二代差分格式。这些格式可以模拟包含激波、旋涡等现象的非光滑流场。90 年代以来,为进一步提高对粘性流场的分辨率,人们正努力研究和更高精度(二阶以上)的计算格式和方法。

从应用计算流体力学角度来看,网格生成技术具有不容忽视的作用,这也是计算流体力学近 20 多年来一个取得较大进展的领域。1974 年 Thompson 等提出采用求解椭圆型方程方法生成贴体网格,在网格生成技术的发展上起到了开创作用。随后 Steger 等又提出采用求解双曲型方程方法生成贴体网格。但直到 80 年代中期,对比计算格式和方法的飞跃发展,网格生成技术未能与之保持同步地发展。因而自 80 年代开始,各国计算流体和工业界都十分重视网格生成技术的研究,发展了如多块对接网格技术和多域重叠网格技术等,并在此基础上产生了 90 年代的以 ICEM 软件为代表的新一代分块结构网格方法,具有与 CAD 接口的功能。因而较容易生成非常复杂外形的 CFD 计算网格。90 年代以来迅速发展的非结构网格和自适应笛卡尔网格等方法,使复杂外形的网格生成技术呈现出了更加繁荣发展的局面。网格生成技术已成为计算流体力学的一个重要分支。现已培养出了一大批专职研究队伍,产生了一大批实用软件。正是网格生成技术的迅速发展,才实现了流场解的高质量,使工业界能将 CFD 的研究成果——求解 Euler 方程方法应用于型号设计中。

第二节 数值模拟是流体力学发展和工程应用的重要工具

计算流体力学分支的形成和发展绝不是流体力学发展的全部。数值模拟方法不能代替风洞实验和飞行试验,也不能代替理论分析方法。确切地说,各种研究手段和方法必须互相配合,互相补充,互相促进,共同推进流体力学学科的发展和解决各种工程实践问题。

理论分析方法在研究流体运动规律的基础上提出各种简化流动模型,建立各类型主控方程。在一定假设和条件下,经过系列的解析推导和运算,得到问题的解析解。其最大特点是往往可以给出带普遍性的信息,在很多情况下可得到封闭的、简单的公式,因此可以用最小的代价和时间给出规律性的结果或变化趋势。理论分析的很多方法仍是目前解决实际问题,主要是在初步设计阶段中,常常采用的方法。但理论分析方法常常无法用于研究复杂的、以非线性为主的流动现象。

长期以来,地面实验(风洞实验)方法是研究流动机理、分析流动现象、探讨并获得流动新概念、推动流体力学发展的主要研究手段,并为航空航天飞行器的设计提供气动力数据,是获得和验证新气动力现象的主要方法。在今后相当长时期内仍将是飞行器研制的重要依赖手段。其主要问题是:

要实现一个完整的实验过程需要解决一系列复杂的技术问题,所需周期长,费用也很高。随着科学技术的发展,实验技术虽然也有了很大的进步,但有些现象,如高超声速流动中真实气体的非平衡效应等某些重要现象,仍是地面模拟设备无法模拟的,只能采用数值模拟和地面实验相结合的办法来研究。即使在亚跨声速领域内,随飞行器外形的愈益复杂,各种相互干扰影响的作用愈益重要,使用迎角的扩大,非正常效应的参与等,也对地面模拟实验提出了前所未有的严峻考验。

数值模拟方法的特点是可以给出流体运动区域内的离散解,而非解折解,从一次数值解中无法看出来流参数变化引起的变化趋势,这是其与理论分析方法的一个重要区别。但它可以以比地面实验所需的花费少得多地给出流场内细节的定量描述,且若数值模拟方法的数学提法(包括主控方程和边界条件)是正确的,则可在较广泛的流动参数(如 Ma 、 Re 、飞行高度、气体性质等)范围内较快地给出流场的定量结果,而不受实验中固有的约束条件(如洞壁干扰、支架干扰等)的影响,这是其与风洞实验的一个重要差异。当然要建立正确的数学提法必须和实验研究相结合。此外,实际问题中抽象出来的数学提法往往是十分复杂的多维非线性偏微分方程组,其数值解的数学理论尚研究得不够充分,如严格的稳定性分析、误差估计、收敛性和唯一性等理论的发展还跟不上数值模拟的进展,因而也往往需要进行数值实验,并与地面实验、物理分析相结合来验证数值解的可靠性。

可见,各种研究手段必须有机地结合才能尽快地推动流体力学的发展,多快好省地解决各类工程实践问题。由于计算流体力学和计算机科学的迅速发展,数值模拟方法在解决流体力学问题中的地位和作用得到了有力的改变。例如美国 Northrop 公司在研制新一代 ATF 战斗机 YF-23 及前一代型号(第三代歼击机)YF-17 进程中,风洞实验作用相对减少的情况可作为一个实例,表明数值模拟和风洞实验在现代飞机设计中地位与作用的相对变化。从 1966 年到 1974 年(第一次试飞)YF-17 的研制周期中,共进行了近 13 500 小时的风洞实验;而从 1982 年到 1990 年(第一次试飞),对性能要求更高,外形更复杂的 YF-23 研制期间,由于数值模拟方法参与了设计与修改,用了近 15 000 小时的计算机时,而只进行了近 5 500 小时的风洞实验,减少了约 60% 的地面实验工作量,缩短了研制周期,节省了大量实验费用,大大降低了成本,减少了风险,并获得了优异的设计性能。

参考文献

- [1] Anderson D A, Tannehill J C, Pletcher R H. Computational Fluid Mechanics And Heat Transfer. Hemisphere Pub. Corp., 1984
- [2] Fletcher C A J. Computational Techniques for Fluid Dynamics. Springer-Verlag, 1988
- [3] Hirsch C. Numerical Computation of Internal And External Flows. John Wiley & Sons, 1988
- [4] Richtmyer R D, Morton K W. 初值问题的差分方法(袁国兴等译). 广州:中山大学出版社,1992
- [5] 傅德薰. 流体力学数值模拟. 北京:国防工业出版社,1993
- [6] 马铁犹. 计算流体动力学. 北京:北京航空学院出版社,1986
- [7] 徐华舫,张炳萱,朱自强. 亚超声速定常位流的面元法. 北京:国防工业出版社,1981
- [8] 朱自强,陈炳永,李津. 现代化飞机设计中的空气动力学. 北京:北京航空航天大学出版社,1995
- [9] 孙家昶,张林波,迟学斌,汪道柳. 网络并行计算与分布式编程环境. 北京:科学出版社,1996
- [10] MacCormack R W. A Perspective on A Quarter Century of CFD Research. AIAA 93-3291
- [11] Thompson J F, Weatherill N P. Aspects of Numerical Grid Generation; Current Science And Art. AIAA 93-3539