

非结构动网格计算方法

——及其在包含运动界面的流场模拟中的应用

刘君 白晓征 郭正 / 著

国防科技大学出版社

J G D W G J S F F

非结构动网格计算方法

——及其在包含运动界面的流场模拟中的应用

刘 君 白晓征 郭 正 著

国防科技大学出版社

·长沙·

图书在版编目(CIP)数据

非结构动网格计算方法——及其在包含运动界面的流场模拟中的应用/刘君, 白晓征, 郭正著. —长沙: 国防科技大学出版社, 2009. 6

ISBN 978-7-81099-666-2

I. 非… II. ①刘… ②白… ③郭… III. 非定常流动—研究 IV. O357.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2009)第 093942 号

国防科技大学出版社出版发行

电话:(0731)4572640 邮政编码:410073

<http://www.gfkdcbs.com>

责任编辑:徐 飞 责任校对:唐卫葳

新华书店总店北京发行所经销

国防科技大学印刷厂印装

*

开本:787×960 1/16 印张:16.25 字数:301 千

2009 年 6 月第 1 版第 1 次印刷 印数:1-1000 册

ISBN 978-7-81099-666-2

定价:28.00 元

前 言

本书所讨论的非定常流动主要包括两大类：一是流场中有多个飞行体，它们之间有相对运动，称为多体分离问题；二是物体表面的变形对流场影响不容忽视的情况，称为物体变形引起的流固耦合问题。这两类问题共同特点是包含有相对运动边界的非定常流动。随着 CFD 不断完善和发展，它一方面成为流体研究和工程研制中不可或缺的分析 and 设计工具，在工业领域应用越来越广泛，另一方面应用过程中遇到的一些新问题又给 CFD 学科自身发展提出新的研究课题。含有运动边界的非定常流动现象在进行数值模拟时，在控制方程、网格、离散方法等方面有其特别之处。作者所在课题组从 1997 年开始这一方向研究，发展了以非结构动网格技术为基础的计算方法和相关模拟软件。

本书是对这些年研究工作的系统整理，主要内容包括：

多体动力学定义、应用、流动特点，计算模拟难点；ALE 有限体积方法描述的控制方程；有限体积方法的分析理论；网格变形引起的几何守恒律；实现非结构网格变形的弹簧近似方法；网格变形结合局部重构模拟多体分离过程的策略；网格重构判据、重构条件、高效率寻点算法；局部网格重构以后，网格之间流场信息传递方法；流场与刚体动力学或结构动力学耦合求解过程；针对“接触/间断”问题，提出“虚拟网格通气”处理技术。书中提供了以上计算方法的验证算例，介绍了在多体分离、阀门动态特性等工程问题研究中的应用情况，目前正在推广到爆炸和气动弹性等问题的研究中，书

中也给出初步的研究成果。

本书主要对象是完成相关理论学习的研究生和正在进行运动界面应用问题研究的科研人员。目前国内细致论述有限体积方法的计算流体力学的教科书不多,涉及非结构动网格技术的专门著作尤为甚少;以上计算方法应用于大量工程项目,本书对其中研究以后有新认识的典型问题进行了总结,提炼出有指导意义的结论,对相关型号研究人员有一定参考意义。

书中计算方法研究工作先后得到一项国防预研基金和三项国家自然科学基金的资助。国家自然科学基金的项目名称、编号、起止时间分别为:(1)“非圆截面弹身的定常/非定常气动特性数值模拟研究”,编号 A10176037(中物院的联合基金项目——NASF),2002年1月至2004年12月;(2)“多体相对运动非定常流动数值模拟和实验研究”,编号 90505003,2006年1月至2008年12月;(3)“运动激波与运动物体相互作用激波管实验”,编号:10602064(青年基金项目),2007年1月至2009年12月。

选择非结构动网格技术作为研究方向时,我还属于中国空气动力研究与发展中心张涵信院士领导的研究群体,大家坦诚交流、激发灵感、共克难关,使我至今受益匪浅。张来平提供得二维非结构静止网格计算程序是我们编程的起点。在我调离研究群体以后的研究中也经常得到张院士的关心指导。在此对他们表示衷心感谢!

感谢我指导的研究生,他们的不懈努力使我有更多时间思考、写作和从容生活。特别说明,王巍博士参加了多体分离的相关研究,博士生徐春光和刘瑜参加了阀门动态特性、化学非平衡流和爆炸、气动弹性的相关研究,书中部分内容引用了他们博士论文的有关内容。

2004 年初开始阀门仿真手段和动态特性分析的研究工作是在隋国发研究员建议下开展的。在探索和完善过程中还得到刘靖东、胡晓军、娄路亮等人热情帮助。2006 年涉及爆炸现象的数值模拟以来一直得到刘瑞朝研究员的支持和帮助。在此表示衷心感谢!

作者水平有限,文中纰缪之处在所难免,诚望读者提出宝贵意见。

刘 君

2009 年 3 月于长沙

目 录

第一章 引 言

§ 1.1 有运动边界的非定常流动	(1)
§ 1.2 计算流体力学的研究内容简介	(6)
§ 1.3 含有运动边界的非定常流动数值模拟特点	(7)
§ 1.3.1 流场显示技术(Machine、Mapping)	(7)
§ 1.3.2 网格技术(Mesh)	(8)
§ 1.3.3 计算方法(Method)	(12)
§ 1.3.4 机理分析(Mechanism)	(16)
§ 1.3.5 小 结	(20)
§ 1.4 本书内容及安排	(21)

第二章 基本方程

§ 2.1 Lagrange 坐标系和 Euler 坐标系	(23)
§ 2.2 ALE 坐标系下变形网格的控制方程	(27)

第三章 有限体积方法

§ 3.1 有限差分方法基本理论	(38)
§ 3.2 有限体积方法基本原理	(43)
§ 3.3 有限体积方法分析理论	(46)
§ 3.3.1 精度分析方法	(46)

§ 3.3.2 稳定性分析方法	(54)
§ 3.4 非结构网格的有限体积方法	(56)
§ 3.4.1 控制方程	(56)
§ 3.4.2 物理量的重构	(57)
§ 3.4.3 限制器	(59)
§ 3.4.4 通量计算	(60)
§ 3.4.5 时间离散	(63)
§ 3.4.6 边界条件	(65)
§ 3.5 有限差分方法和有限体积方法的差异	(67)

第四章 关于几何守恒律的讨论

§ 4.1 网格变形引起的非物理解及所谓几何守恒律	(71)
§ 4.2 几何守恒律的本质	(74)

第五章 非结构网格生成及变形方法

§ 5.1 非结构网格生成方法简介	(78)
§ 5.1.1 Delaunay 方法	(79)
§ 5.1.2 阵面推进方法	(80)
§ 5.1.3 四叉树/八叉树方法	(81)
§ 5.2 网格变形模型	(81)
§ 5.2.1 顶点弹簧模型	(82)
§ 5.2.2 弹簧倔强系数的确定 ^[1]	(84)
§ 5.2.3 六面体(结构)网格的变形	(86)
§ 5.3 变形与重构相结合的动网格方法	(87)
§ 5.3.1 网格变形与网格重构相结合的应用步骤	(88)
§ 5.3.2 窗口边界的确定	(90)
§ 5.3.3 网格质量判据	(91)

§ 5.3.4 寻点算法	(93)
--------------------	------

第六章 高精度信息传递方法

§ 6.1 空间插值方法传递流场信息存在的难题	(95)
§ 6.2 采用动网格传递流场信息	(99)
§ 6.2.1 基本原理	(100)
§ 6.2.2 一维传递方法稳定性条件	(101)
§ 6.2.3 二维传递方法稳定性条件	(102)
§ 6.2.4 三维传递方法稳定性条件	(104)
§ 6.3 流场信息传递方法验证算例	(106)

第七章 非结构网格计算程序的验证

§ 7.1 复杂外形的定常流动验证算例	(111)
§ 7.1.1 跨声速飞机标模 ^[2]	(111)
§ 7.1.2 类航天飞机三维定常绕流 ^[2]	(112)
§ 7.2 非定常动网格验证算例	(114)
§ 7.2.1 俯仰振动的 NACA0012 翼型绕流 ^[1]	(115)
§ 7.2.2 振动矩形机翼绕流 ^[1,2]	(118)
§ 7.2.3 飞船返回舱配平迎角的动态确定 ^[1,23]	(120)
§ 7.3 运动物体实验和计算验证	(122)
§ 7.3.1 实验方案	(124)
§ 7.3.2 试验结果及其处理	(125)
§ 7.3.3 整球的敞口实验及其数值模拟	(126)
§ 7.3.4 小 结	(130)

第八章 结构动力学相关基础理论

§ 8.1 有限自由度线性振动理论	(131)
§ 8.1.1 单自由度线性系统	(132)
§ 8.1.2 多自由度线性系统	(136)
§ 8.2 振动方程的数值解法	(138)
§ 8.2.1 力插值法	(139)
§ 8.2.2 运动插值法	(139)
§ 8.3 连续弹性体振动理论	(143)

第九章 多体分离动力学系统的流动模拟

§ 9.1 流体力学和飞行动力学耦合求解过程简介	(147)
§ 9.2 整流罩分离过程数值模拟	(151)
§ 9.2.1 两瓣方案	(152)
§ 9.2.2 “质心后移动态失稳抛罩”方法及验证	(154)
§ 9.2.3 四瓣方案	(155)
§ 9.3 “虚拟网格通气技术”及应用	(156)
§ 9.3.1 虚拟网格通气技术数值方法	(157)
§ 9.3.2 虚拟网格通气技术的应用 ^[2]	(159)
§ 9.4 内嵌式助推器分离过程数值模拟	(161)
§ 9.4.1 开启进气道整流罩的压力振荡过程	(164)
§ 9.4.2 助推器完全脱离前、后体的相对运动求解	(166)
§ 9.4.3 分离过程的数值模拟结果	(169)
§ 9.5 子母弹抛撒过程数值模拟	(170)
§ 9.5.1 抛壳过程	(171)
§ 9.5.2 子弹抛撒过程	(172)
§ 9.6 多体分离软件简介	(173)

第十章 阀门管道中的复杂流动模拟

§ 10.1	阀门数值模拟研究现状	(174)
§ 10.2	安溢阀门的动态特性仿真研究	(181)
§ 10.2.1	工作原理	(181)
§ 10.2.2	弹性敏感元件的结构分析	(183)
§ 10.2.3	整阀动态特性的流固耦合模拟	(190)
§ 10.2.4	部分结构参数对安溢阀门动态特性的影响分析	(195)
§ 10.2.5	计算发现的非正常关阀现象	(197)
§ 10.3	减压器的动态特性仿真研究	(200)
§ 10.3.1	工作原理和结构建模	(201)
§ 10.3.2	动态特性的流固耦合模拟	(203)
§ 10.4	小结	(210)

第十一章 化学非平衡流和爆炸现象的计算模拟

§ 11.1	引 言	(211)
§ 11.2	基于非结构网格的化学非平衡流动模拟解耦算法	(213)
§ 11.2.1	非齐次波动方程的时间分裂法	(213)
§ 11.2.2	新型解耦算法	(215)
§ 11.2.3	新型解耦算法的验证算例	(220)
§ 11.3	基于 JWL 方程和点火/生长反应模型的爆炸模拟	(223)
§ 11.3.1	爆炸反应流场的混合气体状态方程和反应模型	(223)
§ 11.3.2	验证算例	(230)

附录 A 非结构动网格的数据结构及计算方法	(237)
§ A.1 基于面的网格数据结构	(237)
§ A.2 刚体运动模块	(239)
§ A.3 网格变形模块	(240)
§ A.4 流场求解模块	(241)
§ A.5 网格重构模块	(242)
参考文献	(244)

第一章 引言

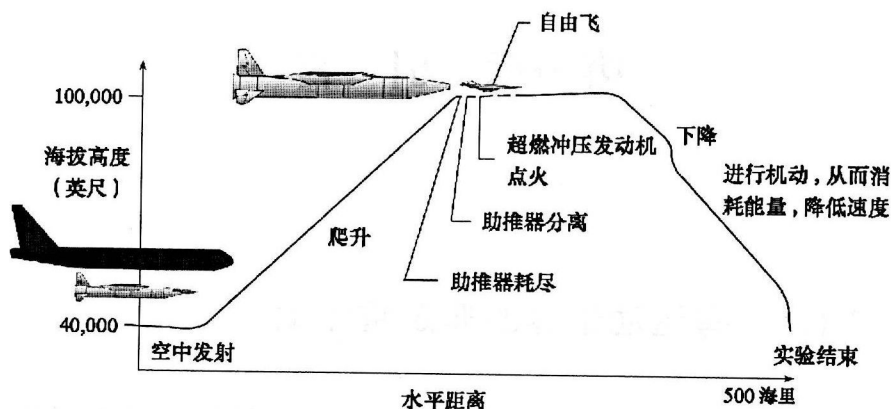
§ 1.1 有运动边界的非定常流动

流体动力学是研究在流体中有相对运动的物体（飞行器）与流体之间相互作用规律的学科；如果流体介质为可压缩气体，有时又称为空气动力学。“鱼翔浅底，鹰击长空。”自然情况下相对运动大多是物体（飞行器）主动在流体中运动产生的，但是，在大部分空气动力学研究中，经常采用相对坐标系变换方法，把飞行器的运动变为流体绕过静止飞行器的流动，这样一来可以使得流体动力学方程得到简化，也便于建立风洞等地面设备进行实验模拟研究。在飞行器静止的相对坐标系中，有些情况下流场内物理量不随时间变化，称为定常流动。

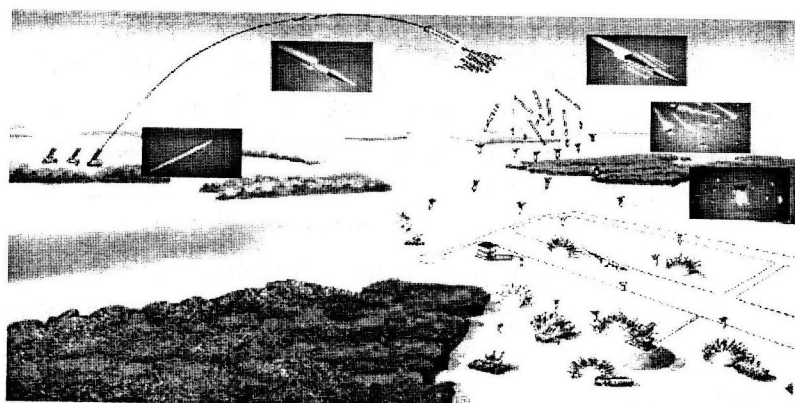
本书不研究定常流动，尽管有时也采用相对运动坐标系，但是飞行器在这种坐标系还有相对运动或者表面的变形。本书中关心的非定常流动主要包括两大类：（1）流场中有多个物体，它们之间有相对运动，称为多体分离问题；（2）物体表面变形对流场影响不容忽视的情况，称为物体变形引起的流固耦合问题。这两类问题共同特点是包含有相对运动边界的非定常流动。

多体分离问题在航天与航空领域并不鲜见，其中最为典型的是飞行器在大气层内飞行时发生的多体分离问题，例如，外挂物与载机分离、座舱盖/椅的弹射、多级火箭的级间分离、多弹头再入、子母弹抛撒、爆炸弹片飞散、冲击波驱动物体运动等。图 1.1 是部分工程应用示意图。这类问题的共同之处在于，相对气流高速运动的两个或多个物体之间本身有相对运动，形成的流场和物体所受到的气动力具有明显的非定常特点，简单采用相对运动原理从“静止空气中的运动物体”变为“运动空气中的静止物体”难以描述流体动力学本质机理。由于有相对运动物体形成的非定常流体作用力反过来又影响物体的运动

特性, 因此, 研究多体分离问题大多需要采用空气动力学和飞行力学相互耦合的方法。



(a) X-43 飞行过程



(b) 子母弹抛撒过程

图 1.1 多体分离问题的工程应用示意图^[1]

实际上自然界大部分流动现象中存在物体变形流固耦合问题, 从空中飞翔的百鸟到水里嬉戏的游鱼, 从生生不息的呼吸系统到支撑生命的心血管系统, 从声声汽笛到滚滚车轮……都包含着运动边界和流体的相互作用。图 1.2 是部分物体变形流固耦合问题应用示意图, 包括管路系统阀门内部流动、冲击波与物体相互作用, 传统的自由液面流动等。这类流场共同特点是物体外形随时间变化, 运动界面与流体相互作用, 形成高度非定常、非线性的动力学系统。流体与固体两种介质的动力学和运动学特性采用不同方程描述, 相互作用通过界

面耦合。在飞行器设计中研究这类流体与固体相互耦合作用的应用需求也很多。例如, 飞行器结构不可能绝对刚硬, 在气动力作用下会发生弹性变形, 这种变形反过来又使气动力特性改变, 对飞行器的操纵性和稳定性会产生影响, 严重时会使结构破坏或造成飞行事故。随着飞行速度提高、结构重量减小, 气动弹性问题变得严重起来, 颤振验证也由此成为设计飞机必须考查的项目而写入强度规范。

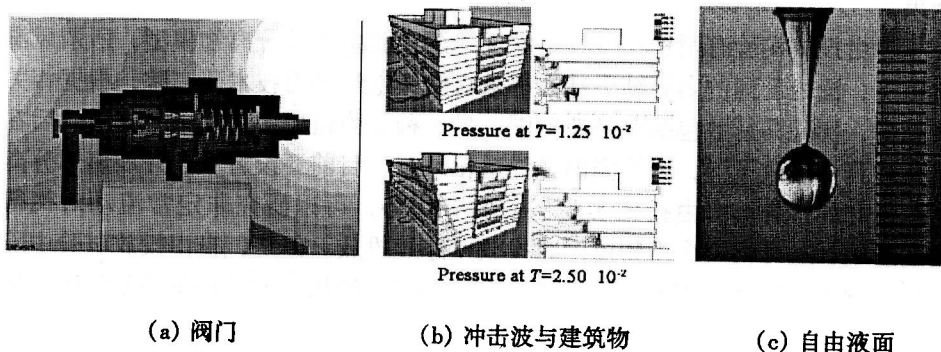


图 1.2 流固耦合问题的工程应用示意图

对于这类包含有运动边界的非定常流动的实验模拟, 除了技术难度大、测量信息少、费用高等因素, 最重要的是难以同时满足动力学相似律和运动学相似律。下面以多体分离问题为例, 对实验研究现状进行简单介绍。

目前国内外为了解决外挂物与载机分离、火箭级间分离等工程应用的需要, 提出捕获轨迹系统、自由投放 (又称动态投放)、网格测力等多种方法, 建立了相应的特种实验设备。

网格测力法本质上是常规静态气动测力实验的批量化, 即通过对物体可能出现的所有位置和姿态进行测量, 建立气动力数据库, 供弹道分析和分离过程设计参考。网格测力法大多没有考虑状态变化过程中流动的非定常效应, 状态参数组合以后的实验工况非常多, 部分状态与实际飞行不符合, 因此测量到的部分数据是无用的。为提高实验效率, 采用捕获轨迹支撑系统 (Captive Trajectory Support — CTS) 模拟物体之间相对运动, 根据某一时刻测得的气动力反馈到风洞自动控制系统中, 通过运动方程求解器, 确定下一时刻飞行器的位置和姿态, 控制双支杆机构实现相对位置的自动调节。CTS 实验实现了空气动力学和飞行力学相互耦合, 但是计算中所使用的气动力数据是定常的, 本质上是常规静态试验的一种优化方法, 不能反映外挂物质心运动和姿态转动所诱导的动态特性。另外, 一般 CTS 实验不能同时实现多个物体机动, 为防止碰撞物体

之间不能非常近,模型支杆自由度有限无法模拟物体不稳定翻滚,分离过程中物体质量和转动惯量等特性不能改变,这些因素限制了 CTS 对实际过程的仿真程度,影响了模拟结果的精度。高精度 CTS 机构非常复杂,设计、加工和安装过程本身就需要很高的技术水平,同时对所安置的风洞设备也有特别要求,国内 CTS 实验结果主要来自中国空气动力研究与发展中心高速所的跨声速风洞,实验马赫数 $M_\infty < 2$ 。目前还没有看到超声速和高超声速的 CTS 实验结果。

自由投放实验有两种,一种是常规风洞实验中投放分离物模型,所谓风洞自由飞,国内看到的实验结果基本都来自航天空气动力技术研究院,根据相关文献看,实验马赫数包括亚跨超范围;另一种是弹道靶中发射子母弹,然后在飞行过程中投放子弹,尽管国内有弹道靶风洞,目前还没有看到开展多体分离问题研究的报告。自由投放实验比 CTS 有优势,可以研究非定常流动对飞行器的影响,还可模拟多个物体同时投放或连续投放。但是,自由投放试验中除了模型难以重复使用等不利因素外,主要是在几何相似的条件下满足流动相似和运动相似比较困难。根据相似理论推导,风洞实验中模型除了满足几何相似条件外,还需要满足从流体动力学基本方程出发推导出来的动力学相似参数,常用的有 M_∞ 、 Re 、 Pr 等,对于非定常流动,还要增加到 St (Strouhal Number) 等参数。考虑飞行力学耦合以后,要求保持模型和飞行器原型的惯性力和重力之比一致,表征惯性力和重力之比的无量纲参数称为 Froude 数,即地面实验中 $Fr = u_\infty^2 / (g \cdot L) = \rho_\infty \cdot u_\infty^2 \cdot L^2 / (m \cdot g)$ 与实际飞行过程相等。重力加速度 g 变化范围有限,那么模型几何缩尺以后气流速度也要成平方关系下降,给马赫数模拟带来很大困难,为了保证模拟马赫数,需要采用增大模型质量的重定律或改变加速度的轻定律;同时还要影响到 Re 等参数,因此完全模拟所有相似条件的实验是非常困难的。其次,自由投放实验结果的精度也限制这种研究手段的应用推广。自由投放实验采用正交高速摄影记录模型轨迹和姿态,理论上采用动力学系统辨识方法对图片进行处理,可以反推出气动力,但是根据图片得到的数据精度较低,因此目前这两种方法主要用来定性判断分离方案,实际很少用于分离方案设计。

近几年国内开始应用火箭撬实验手段来研究多体分离问题,即通过火箭发动机推动实验件沿轨道高速运动,达到预定速度时弹射试验件。火箭撬实验的模型经常采用实际尺度,易于满足几何相似模拟准则,而且模型内部还可安装传感器定量测量加速度和脉动压力等动态信息。但是,火箭撬实验存在实验周期长费用大问题,有时难以协调实验环境与飞行环境的动压和马赫数之间的矛

盾。由于火箭轨道离地面高度有限,因此地面效应的影响不容忽视,尤其在跨声速和马赫数不高的超声速范围内,地面反射激波导致实验过程和实际飞行流场本质上不可比拟。

总的来说,目前国内外实验方法各有所限,地面设备对这类问题实验模拟并不能像定常流动那么完善,一定情况下实验结果不具有可行性和权威性,难以满足工程型号应用需求。有些飞行动力学过程,例如带有操控动作的机动飞行,几乎没有相关设备开展有效模拟,因此,预测方法和数值模拟的研究工作一直在进行之中。

国内外在这一领域进展情况综述参见文献[1]、[2],下面对国内开展多体分离研究的阶段性代表性工作进行简单概述。

较早的预测方法是建立在实验数据基础上的半经验方法,广泛应用的是美国20世纪80年代初提出的影响函数法(Influence Function Method),其基本原理是把多体分离过程中相互影响进行线化近似,例如,研究载机和外挂物分离时,在载机流场上线性叠加外挂物,不考虑外挂物对载机流场的二次影响,通过实验或理论得到有无载机两种流场中外挂物的气动力增量作为载机对外挂物的干扰,叠加在单独外挂物的气动力特性上;同样求出外挂物流场中载机的气动力干扰,叠加在单独载机的气动力特性上,然后分别计算载机与外挂物的分离轨迹,分析分离过程是否可行。分析中气动力估算主要采用建立在线化小扰动位势流理论基础上的有限基本解方法,国外发展了专门分析软件,国内在20世纪90年代初中国空气动力研究与发展中心的刘刚等人^[3,4]开展了相关研究。这类预测方法主要针对低速和亚声速飞机,没有考虑流动的非定常影响,在跨声速和超声速情况下出现激波以后也会失效。

随着计算流体力学的发展,人们开始探索从Euler方程和NS方程出发,通过流场的数值模拟提供分离过程的气动力特性。国外20世纪90年代初期在结构网格基础上提出所谓的“嵌套网格(Chimera Grids)”技术,即包含运动物体的子网格块在背景网格上作刚性运动,网格子块与背景网格以及子块之间的流动信息通过插值运算进行交流,以此来模拟研究多体分离问题。几乎在国外把这一网格技术应用于复杂工程问题的同时,中国空气动力研究与发展中心的杨永建等人^[5]应用重叠网格从Euler方程出发模拟了长征火箭的4个捆绑助推器的分离过程。受到计算机条件限制,尽管工作量巨大和计算时间惊人,现在看来当时国内外的计算结果比较粗略。近几年类似的应用逐步增多,从公开发表文献看,除了中国空气动力研究与发展中心和航天空气动力技术研究院这两个专业研究单位外,国防科技大学、北京航空航天大学、南京航空航天大学、