

超声速流动中燃烧现象的 数值模拟方法及应用

CHAOSHENG SU LIUDONG ZHONG RANSHAO XIANXIANG DE
SHUZHIMONI FANGFA JI YINGYONG

刘君 周松柏 徐春光/著



国防科技大学出版社

超声速流动中燃烧现象的 数值模拟方法及应用

刘 君 周松柏 徐春光 著

国防科技大学出版社

·长沙·

图书在版编目(CIP)数据

超声速流动中燃烧现象的数值模拟方法及应用/刘君,周松柏,徐春光
著. —长沙:国防科技大学出版社,2008.7

ISBN 978 - 7 - 81099 - 533 - 7

I. 超… II. ①刘… ②周… ③徐… III. ①超音速流动 - 数值模拟
②超音速燃烧 - 数值模拟 IV. O354.3 TQ038.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2008)第 107006 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:黄煌

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:15.5 字数:287千
2008年6月第1版第1次印刷 印数:1-1000册

ISBN 978 - 7 - 81099 - 533 - 7

定价:29.50元

前 言

这本书的主要理论框架在十多年前就基本建立了,直到现在才整理成书,主要基于以下三方面的原因:

(1) 2003年首次为博士生开设“流体力学进展”课程时觉得困惑:现在学生英语水平和计算机应用能力很强,经过硕士阶段以后,上网收集、整理资料已经非常熟练,如果按照“读书报告”形式介绍国内外CFD新资料,难得有新鲜感。于是考虑采用专题研讨会形式进行讨论。由于这些年CFD领域少有影响广泛的理论进展,大家的兴趣和方向难得一致,最后,决定介绍从事CFD十多年来的心得体会。早期主要介绍课题组应用性研究成果,为了回答课堂提问,涉及相关理论越来越细致,教材也越写越厚。

(2) 2007年初在编写基于非平衡流、两相流、湍流统一算法所研制软件的理论手册时,发现采用网上下载资料“粘贴”较为困难,说明这些年工作还形成了一定特色,最后把软件“理论手册”进一步整理成本书内容之一。

(3) 国防科技大学的火箭发动机专业和空气动力学专业同在一个学院,大家经常遇到同一个问题——飞行器超声速内外流干扰问题。作者长期自己编制软件对这个问题开展数值模拟研究工作,逐步形成了适合于工程化处理的非平衡流、两相流、湍流、非定常流的统一算法,建立了功能较为完善的软件。在应用软件解决工程问题的过程中,也探讨了流动机理,提炼出一些对类似工程应用有指导意义的结论。本书既对计算方法进行了系统性总结,也对部分应用问题进行了简单介绍。选择这些工程问题介绍,主要谈谈对其研究以后的新认识。

基于以上编写目的,因此本书主要面向:完成 CFD 基础理论学习、希望了解超声速流动中燃烧现象数值模拟方法的研究生,和正在开展超声速内外流干扰问题研究的科研人员,通过阅读有助于开拓思路。本书内容相对系统,但是涉及知识面较窄。

书中非平衡流计算方法是我和中国空气动力研究与发展中心攻读博士期间完成的论文内容,得到导师张涵信院士和副导师高树椿研究员的悉心指导,同时得到航空气动力技术研究院沈清研究员和中国空气动力研究与发展中心陈坚强研究员、黎作武研究员的帮助,在此表示感谢。

感谢我所指导的研究生,他们的聪明才智和不懈努力使我有更多时间思考、写作和从容生活;特别感谢郭正、杨彦广、黄琳、胡建新,本书凝聚了他们的心血、汗水和成果;感谢国防科技大学瞿章华教授,他认真审阅了前面 6 章内容,并提出很好的修改建议。

作者水平有限,书中纰漏之处在所难免,诚望读者提出宝贵意见。

刘 君

2008 年 2 月于长沙

目 录

第一章 绪 论

§ 1.1 经典流体动力学理论概述	(1)
§ 1.2 计算流体力学简介	(5)
§ 1.3 超声速流动中燃烧现象模拟的重要意义	(7)
§ 1.3.1 高超声速飞行器外部高温环境形成的非平衡流动	(7)
§ 1.3.2 超声速/高超声速飞行器内外流干扰流动	(8)
§ 1.3.3 高超声速流动中组织高效燃烧问题	(10)
§ 1.3.4 高超声速飞行器再入大气层过程的流动	(12)
§ 1.4 超声速流动中燃烧现象数值模拟的困难	(12)
§ 1.5 本书内容	(15)

第二章 高温气体的分类和热力学特性

§ 2.1 完全气体及其内能	(18)
§ 2.1.1 完全气体概念	(18)
§ 2.1.2 单一组分气体微团的热力学特性	(20)
§ 2.1.3 完全气体内能与焓	(21)
§ 2.2 混合气体的状态参数和完全气体种类	(23)
§ 2.2.1 混合气体状态参数	(23)
§ 2.2.2 单一组分完全气体分类	(25)
§ 2.2.3 多组分完全气体分类	(27)
§ 2.3 混合气体的焓、生成焓和熵	(30)
§ 2.3.1 混合气体的焓和生成焓	(30)
§ 2.3.2 混合气体的熵	(32)
§ 2.3.3 混合气体中熵的计算	(35)

- § 2.4 化学动力学模型 (37)
- § 2.5 混合气体的自由能及反应平衡常数 (41)
 - § 2.5.1 混合气体的自由能 (41)
 - § 2.5.2 反应平衡常数的计算 (44)

第三章 基本方程

- § 3.1 包含两相流和反应流的流体动力学基本方程 (47)
 - § 3.1.1 质量守恒方程 (48)
 - § 3.1.2 动量守恒方程 (50)
 - § 3.1.3 能量守恒方程 (51)
 - § 3.1.4 化学反应与两相流相关模型 (53)
- § 3.2 冻结流、平衡流和非平衡流 (55)
- § 3.3 分子输运系数的理论模型 (59)
- § 3.4 气相计算的控制方程 (62)
 - § 3.4.1 控制方程 (62)
 - § 3.4.2 无量纲化处理过程 (64)
- § 3.5 固相计算的控制方程 (69)
- § 3.6 统一算法的出发方程 (73)
- § 3.7 计算化学非平衡源项引出的刚性问题 (76)
- § 3.8 计算两相流引出的问题 (79)
- § 3.9 湍流模型问题 (81)
- § 3.10 相似准则简单讨论 (83)
 - § 3.10.1 非平衡流和两相流模型 (83)
 - § 3.10.2 异质流模型 (85)

第四章 计算方法基础

- § 4.1 时间分裂法 (87)
 - § 4.1.1 齐次偏微分方程时间分裂 (87)
 - § 4.1.2 非齐次偏微分方程时间分裂 (90)
- § 4.2 NND2M 差分格式 (94)
- § 4.3 坐标变换 (99)

- § 4.4 薄层近似 (102)
- § 4.5 任意坐标系下通量 Steger-Warming 分裂 (104)

第五章 非平衡、湍流、两相流的统一算法

- § 5.1 出发方程的时间分裂法 (107)
- § 5.2 流动算子求解方法 (110)
- § 5.3 反应算子求解方法 (111)
- § 5.4 两相流算子求解方法 (114)
- § 5.5 软件平台简介 (115)

第六章 流动算子求解器及其在复杂流场模拟应用

- § 6.1 非定常计算方法验证 (119)
- § 6.1.1 一维激波管问题 (119)
- § 6.1.2 激波管产生的运动激波 (122)
- § 6.1.3 空气中冲击波传播过程 (123)
- § 6.2 喷流模拟 (127)
- § 6.2.1 逆向喷流 (127)
- § 6.2.2 碰撞喷流 (129)
- § 6.3 湍流模型验证 (132)
- § 6.3.1 塞式喷管 (132)
- § 6.3.2 细长体绕流 (136)

第七章 非平衡流计算方法验证

- § 7.1 实验模型简介 (138)
- § 7.1.1 激波诱导燃烧 (138)
- § 7.1.2 超燃冲压加速器 (141)
- § 7.2 超爆轰流场计算 (141)
- § 7.3 冲压加速器非平衡流动数值模拟 (145)
- § 7.4 亚爆轰流场计算 (147)
- § 7.5 跨爆轰流场的计算 (148)
- § 7.6 其他计算方法 (150)

第八章 火箭发动机羽流干扰流场模拟

§ 8.1 真实气体效应研究	(153)
§ 8.1.1 计算过程简介	(154)
§ 8.1.2 计算结果及分析	(155)
§ 8.1.3 计算结果	(159)
§ 8.2 导弹羽流宽度计算	(159)
§ 8.2.1 计算过程简介	(160)
§ 8.2.2 计算结果	(161)
§ 8.3 航天飞机底部压力的热喷流效应	(162)
§ 8.3.1 背景	(162)
§ 8.3.2 计算过程简介	(165)
§ 8.3.3 计算结果	(166)

第九章 高超声速主流中的横向喷流干扰效应研究

§ 9.1 前言	(169)
§ 9.1.1 应用背景	(169)
§ 9.1.2 横喷干扰流场特点	(171)
§ 9.1.3 研究难点和数值模拟现状	(173)
§ 9.2 量热完全气体横喷干扰模拟	(174)
§ 9.2.1 实验模型和过程简介	(174)
§ 9.2.2 计算结果及分析	(176)
§ 9.3 横喷干扰中热喷流效应的模拟	(180)
§ 9.3.1 实验模型和过程简介	(181)
§ 9.3.2 异质流模型计算结果和分析	(182)
§ 9.3.3 非平衡流模型计算结果和分析	(184)
§ 9.3.4 两相流模型计算结果和分析	(185)
§ 9.4 尾翼布局导弹外形的横喷干扰研究	(187)
§ 9.4.1 计算外形和网格	(187)
§ 9.4.2 飞行模型的冷喷流状态模拟	(189)
§ 9.4.2 非定常流动特性和异质流效应	(197)

第十章 包含运动激波的流动模拟

§ 10.1 固体火箭发动机尾喷流的模拟	(201)
§ 10.1.1 火箭发动机喷流与防护板干扰流场的模拟	(201)
§ 10.1.2 多喷管火箭发射过程的模拟	(204)
§ 10.2 冲击波在复杂地形中的传播	(206)
§ 10.2.1 实验过程的模拟	(206)
§ 10.2.2 爆炸波在复杂山地环境传播过程模拟	(208)
§ 10.3 固体火箭发动机点火冲击波与裂纹作用机理	(209)
§ 10.3.1 背景	(209)
§ 10.3.2 计算过程	(211)
§ 10.3.3 简单小结	(212)
附录 A:任意多块对接网格与内边界自动处理方法	(213)
附录 B:零升力状态下压心计算方法	(224)
附录 C:化学反应动力学模型系数	(228)
附录 D:组元特性曲线	(230)
参考文献	(232)

第一章 绪 论

§ 1.1 经典流体动力学理论概述

18世纪, Bernoulli、Euler、D. Alembert、Lagrange 等人在经典力学理论的基础上,根据流体微团行为满足流体质量、动量和能量守恒定律,推导出忽略流体粘性的理想流体动力学基本方程组——Euler 方程。19世纪初, Navier 和 Stokes 通过研究应力张量和应变张量关系,给出了能够描述流体真实粘性的动力学方程,即目前常用的不可压缩流体 Navier - Stokes 方程组,简称 NS 方程;其后, Reynold 在对湍流现象实验观测的基础上,采用统计理论建立考虑湍流随机脉动特性的雷诺平均 NS 方程;19世纪中期, Doppler、Riceman、Hugoniot 等人研究了流体压缩性影响。现代流体动力学研究大多以上述理论作为出发点,习惯上称为经典流体动力学理论。

20世纪,尤其是第二次世界大战以后,受冷战环境影响,各强国为体现国家军事威慑,大力发展国防科技,飞机、导弹、飞船、航天飞机等飞行器研制工程得到大力支持,为流体动力学发展提供了强有力的应用背景,使得这一领域研究工作空前繁荣,取得一系列影响深远的研究成果,涌现出许多世界著名科学家。例如 Prandtl、Karman 等人通过研究雷诺平均 NS 方程的简化及封闭问题,创建了边界层理论、混合长度理论、边界层积分方程等新理论,扩大流体动力学在工程应用中的范围。同时,流体动力学和其他学科相互交叉,形成新研究热点和分支学科:流体动力学与热力学结合,形成气体动力学(空气动力学);流体动力学与电磁学结合,建立了电磁流体动力学;流体动力学与计算机技术结合,发展成为计算流体力学;流体动力学与固体力学结合,产生了流固耦合、气动弹性研究领域……

经过近两百年的发展,流体动力学已经形成较为完善的理论体系,这些经典

理论是解决应用问题和开拓新研究领域的坚实基础。下面通过一般流体动力学著作中常用到的常比热完全气体 NS 方程,简要说明经典流体动力学理论对于应用的重要意义。

在惯性直角笛卡儿坐标系 (x^*, y^*, z^*) 中,取如下无量纲化过程:

$$\left\{ \begin{array}{l} x = \frac{x^*}{D^*} \quad y = \frac{y^*}{D^*} \quad z = \frac{z^*}{D^*} \\ u = \frac{u^*}{u_\infty^*} \quad v = \frac{v^*}{u_\infty^*} \quad w = \frac{w^*}{u_\infty^*} \\ \rho = \frac{\rho^*}{\rho_\infty^*} \quad p = \frac{p^*}{\rho_\infty^* u_\infty^{*2}} \quad T = \frac{T^* R_\infty^*}{u_\infty^{*2}} \\ t = \frac{t^* u_\infty^*}{D^*} \quad \mu = \frac{\mu^*}{\mu_\infty^*} \end{array} \right. \quad (1.1)$$

其中,上标“*”表示有量纲物理量,下标“ ∞ ”表示参考物理量,一般采用均匀来流或环境静止大气参数; D 是特征长度, x, y, z 为坐标分量, u, v, w 是速度分量, ρ, T, p, μ 分别为气体微团的密度、温度、压力和动力粘性系数; t, a 为时间和声速; R_∞^* 是气体常数,对于空气 $R_\infty^* = 287\text{J/kg}\cdot\text{K}$ 。

无量纲参数表达的常比热完全气体 NS 方程:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial (F + F_v)}{\partial x} + \frac{\partial (G + G_v)}{\partial y} + \frac{\partial (H + H_v)}{\partial z} = 0 \quad (1.2)$$

式中, U 称为守恒变量, F, G 和 H 称为对流通量, F_v, G_v 和 H_v 称为粘性项,采用原始变量 (ρ, u, v, w, p) 表示如下:

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (E + p)u \end{pmatrix}, \quad G = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho vw \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (E + p)v \end{pmatrix}, \quad H = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho wv \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ (E + p)w \end{pmatrix}$$

$$F_v = -\frac{\mu}{\text{Re}} \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ w\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x \end{pmatrix}, \quad G_v = -\frac{\mu}{\text{Re}} \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ w\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + q_y \end{pmatrix}$$

$$H_V = -\frac{\mu}{\text{Re}} \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} + q_z \end{pmatrix}$$

流体微团总内能:

$$E = e + \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2 + w^2)$$

分子运动在流体微团之间引起的粘性应力:

$$\tau_{xx} = \frac{4}{3}\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\frac{\partial w}{\partial z}$$

$$\tau_{yy} = -\frac{2}{3}\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{4}{3}\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\frac{\partial w}{\partial z}$$

$$\tau_{zz} = -\frac{2}{3}\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{4}{3}\frac{\partial w}{\partial z}$$

$$\tau_{xy} = \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z}, \quad \tau_{yx} = \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}, \quad \tau_{zx} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z}$$

根据经典气体分子运动论,当气体微团处于层流运动状态时,粘性系数 μ_i 和热传导系数 λ_i 仅仅是温度的函数,工程上常采用根据实验数据拟合的、温度作为自变量的经验公式。一般情况下空气粘性系数 μ_i 由 Sutherland 公式给出:

$$\mu_i = \left(\frac{T}{T_\infty}\right)^{\frac{3}{2}} \times \frac{1 + \frac{110.4}{T_\infty^*}}{\frac{T}{T_\infty} + \frac{110.4}{T_\infty^*}} \quad (1.3)$$

式中,无量纲自由来流温度

$$T_\infty = \frac{T_\infty^* R_\infty^*}{u_\infty^{*2}} = \frac{a_\infty^{*2}}{\gamma u_\infty^{*2}} = \frac{1}{\gamma M_\infty^2}$$

无量纲参数 $M_\infty = \frac{u_\infty^*}{a_\infty^*}$ 称为马赫数 (Mach number); $\text{Re} = \frac{\rho_\infty^* u_\infty^* D^*}{\mu_\infty^*}$ 称为雷诺数 (Reynolds Number); 热传导系数和粘性系数常采用无量纲参数联系起来:

$$\text{Pr} = \frac{\mu_\infty^* C_p^*}{\lambda_\infty^*}$$

称为普朗特数 (Prandtl Number — Pr)。

对于常比热完全气体,定压比热和气体常数比值:

$$\frac{C_p^*}{R_\infty^*} = \frac{\gamma}{\gamma - 1}$$

分子运动在流体微团之间引起的热传导:

$$q_x = k \frac{\partial T}{\partial x}, \quad q_y = k \frac{\partial T}{\partial y}, \quad q_z = k \frac{\partial T}{\partial z}$$

上式中与热传导系数相关的常数:

$$k = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{1}{Pr} \quad (1.4)$$

以上方程式不封闭,还需要增加状态方程和内能关系式。对于常比热完全气体,状态方程无量纲以后可写为:

$$p = T \cdot \rho \quad (1.5)$$

(注意:温度取不同无量纲参数,得到状态方程表达式不同;例如采用环境温度无量纲 $T = T^*/T_\infty^*$,则状态方程 $p = T\rho/\gamma$,相应的常数 k 也要变化)

无量纲以后的内能模型:

$$e = \frac{p}{\gamma - 1}$$

从原理上讲,根据具体应用问题确定边界条件以后,求出以上流体动力学方程的解,就解决了所研究对象的流体动力学问题。但是,上述方程组只有在极少数情况下可以得到解析解,绝大部分与工程相关的实际流体动力学问题难以得到解析解。

早期流体动力学理论的应用集中在两个方面。

第一种重要应用是指导实验研究。实验是流体动力学重要的研究手段,但是很多情况下,地面实验设备难以准确复现实际飞行环境或工作过程,因此地面实验仅仅是实际飞行器流动过程的模拟。描述地面实验设备中绕过模型的流动和实际飞行环境中飞行器周围流场的流体动力学基本方程组在形式是一样的,根据数理方程理论,在一定条件下二者之间的流动参数可以通过一些无量纲参数关联起来。对于定常流动,从流体动力学基本方程出发推导出来的主要流动相似参数有 M_∞ 、 Re 、 Pr 等;如果是非定常流动,还有与流动特征时间有关系的斯特劳哈数(Strouhal Number, Str)。通过这些相似参数使得地面模拟结果可以指导实际的工程应用。由于地面实验设备往往不能完全满足所有相似参数,需要根据研究问题重点的不同,在流体动力学基本理论指导下合理取舍。

第二种重要应用是作为建立简化模型的基础。例如,从以上 NS 方程出发,引入无粘性假设 $F_v = G_v = H_v = 0$,简化得到 Euler 方程;再引入定常、无旋、等熵

假设,简化为全速势方程;进一步引入小扰动假定,得到小扰动线化速势方程:

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial^2 x} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial^2 y} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial^2 z} = 0 \quad (1.6)$$

方程(1.6)是线性偏微分方程,在 $M_\infty > 1$ 时为双曲型的,在 $M_\infty < 1$ 时为椭圆型的,有比较完善的数学分析工具,因此,求解过程与 NS 方程相比简单许多。例如,双曲型线性方程可以采用特征线法求解,椭圆型线性方程的解可以用有限数目的源、汇、偶极子等有解析表达式的基本解线性叠加来近似。在以上小扰动线化速势方程基础上进一步简化,可以推导出升力面理论、升力线理论等气动力预测模型;其中,升力线理论最后非常巧妙地将长直机翼简化为涡线和自由涡面,建立如下基本方程:

$$\Gamma(z) = \frac{1}{2} a_0 u_\infty b(z) \cdot \left[\alpha_a(z) + \frac{1}{4\pi u_\infty} \int_{-\frac{l}{2}}^{\frac{l}{2}} \frac{d\Gamma(\zeta)}{d\zeta} \frac{d\zeta}{(\zeta - z)} \right] \quad (1.7)$$

在给定机翼形状参数以后,(1.7)式变成一个未知函数 $\Gamma(z)$ 的积分—微分方程,求解的数学方法更完善,甚至连现代的计算器都不需要,利用人工纸笔运算就可以求得满足一定精度的近似解,从而能有效预测机翼升力,这在计算机技术还不发达的时代是了不起的成就!

在 20 世纪 70 年代以前,根据实验观测和理论分析,从基本方程出发进行各种简化,利用简化模型解决或指导具体应用工程,预测飞行器气动力,为发展现代飞行器作出了非常重要的贡献。

到了 20 世纪 70 年代,随着计算机技术的飞速发展,流体动力学理论又有了新的应用,这就是作为计算流体动力学的控制方程。

§ 1.2 计算流体力学简介

20 世纪 50 年代以来,计算机技术发展非常迅速,尤其从 70 年代开始,差不多每两年计算机运算速度就提高一个量级,同时计算机价格和运行费用也在不断下降,使得其应用领域不断扩展。从 20 世纪 60 年代起,许多计算数学专家、流体动力学专家探索采用计算机求解流体动力学基本方程的数值方法,取得非常好的成果,在流体动力学领域形成了新的学科分支——计算流体力学。

计算流体力学是利用电子计算机数值求解流体动力学基本方程获取物体绕流场信息的技术科学。计算流体力学国际上的通用名称为 Computational

Fluid Dynamics, 简称 CFD; 由于历史原因, 在我国学科设置的名称为计算流体力学。计算流体力学按中文字面应译为 Computational Fluid Mechanics, 尽管计算流体力学规范, 但是计算流体动力学更准确, 因此, 本书中二者通用。

按照张涵信院士的观点^[1], 计算流体动力学的研究内容可用 5 个 M 和 1 个 A 来表述。第一个 M 是 Machine 的缩写, 表示以计算机为主的现代电子技术是开展 CFD 必需的基础。第二个 M 是 Mesh 的缩写, 在进行流动计算时, 把连续的流场划分成离散的网格是必经步骤, 在此基础上才能把偏微分方程离散为可以计算机求解的数学模型; 现在网格生成已成为一个专门学问, 出现了叠合网格技术、搭接网格技术、非结构网格技术、结构和非结构混合网格技术、直角网格技术、动网格技术等分类。第三个 M 表示 Method, 这里方法有狭义与广义两种理解; 其狭义理解是指流体动力学方程的求解方法, 当前应用的主要包括有限差分方法、有限元法、谱方法和样条函数法等四大类方法及其五花八门的离散格式; 广义还包括根据研究的物理问题选择合适流动方程和定解条件, 即建立反映实际流动主要本质规律的仿真数学模型的方法。第四个 M 表示 Mapping, 应用 CFD 得到的流场信息是大量数据, 分析规律需要依赖从数据海洋中提取各种静态曲线或图形、动态图像, 因此, 发展流动显示技术也很必要。第五个 M 表示 Mechanism, 流体动力学的基本方程虽然早已建立, 但是对特定条件下方程解的性质的认识还很有限, 通过对 CFD 得到的流动现象进行机理分析可以发现新规律, 解决应用问题, 得到工程设计中关心的飞行器受力和受热等物理量。最后一个 A 表示 Application, 尽管 CFD 历史较短, 但是发展速度很快, 主要原因就是能够较好地满足应用需求。

与理论流体动力学和实验流体动力学相比, CFD 具有如下优势: 首先, 经济、快捷, 较好地满足了航天航空领域工业化发展的需要; 其次, CFD 能提供流场中包括力、热、电子密度等较为详尽的物理量信息, 能够方便地识别一些关键参数的影响规律; 另外, 求解流场类似于对实际问题的虚拟仿真, 因此, 应用 CFD 方法解决应用问题的过程又称为流动的数值模拟 (Numerical Simulation), 具有“虚拟现实”特点, 可以模拟实际飞行过程中很少遇到的故障条件或地面实验设备无法开展的工况, 这一特点在多学科交叉、解决复杂应用问题时显得更有优势。

随着 CFD 理论不断完善, CFD 软件解决应用问题的能力也不断增强。20 世纪 80 年代初, 研制出求解小扰动线化速势方程的计算机软件, 在飞机设计部门得到广泛应用, 取得极大的社会和经济效益; 到了 20 世纪 90 年代中期, 求解 Euler 方程和层流 NS 方程的软件也日趋成熟; 目前, 得到较为广泛应用的包含湍流模型、化学反应模型、两相流模型的商业化软件平台已有很多种。经过几十年的

发展,CFD 已经成为流体动力学研究的重要手段,是航空航天飞行器、水中航行器研制中相关系统分析和设计的重要工具,被应用于飞行器研制的各个阶段。在概念设计、初步设计阶段,用 CFD 对多种方案进行比较和筛选,可以更有效地保证质量和避免技术风险;在方案设计阶段,CFD 又是优化设计的理想工具,首先可用于关键部件及重要部位的外形优化设计,其次可用于综合优化设计,如机体/动力装置一体化设计、气动弹性综合设计、气动/控制系统的综合等,以较小的代价获取性能优化;探索新概念设计、新型布局形式,CFD 更是有效工具。

§ 1.3 超声速流动中燃烧现象模拟的重要意义

包含有燃烧现象的超声速流动是航天航空工程界一种非常普遍的流动现象,涉及非平衡流、两相流、湍流等流体动力学理论,也是 CFD 领域的研究热点。下面以现代航天航空工程中遇到的应用需求,对超声速流动中燃烧现象研究工作的重要意义进行简要说明。

§ 1.3.1 高超声速飞行器外部高温环境形成的非平衡流动

飞得更快一直是人类孜孜不倦的追求,现代航天航空飞行器已经可以达到每秒上万米的飞行速度。当飞行器在大气层内高速运动时,飞行器表面与周围气体相互作用,会带动附近气体一起运动。从分子运动论角度看,首先是运动飞行器导致气体受压、温度升高,然后热能转化为动能,引起气体速度;同时高温气体向飞行器传导热量,引起气动加热问题。为了预测气体与飞行器之间能量和动量传递,需要建立相关的数学模型。如果从常比热完全气体方程(1.2)出发建模,采用固定在飞行器上的相对运动坐标系,在绝热条件下,飞行器头部驻点温度和飞行马赫数有如下关系式:

$$T_{\infty} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{\infty}^2 \right) = T_0 \quad (1.8)$$

随着飞行速度增加,头部温度不断增大。以 Apollo 飞船在 53km 高空的再入飞行条件为例,飞行马赫数 $M_{\infty} = 32.5$,飞行环境温度 $T_{\infty} = 283.0\text{K}$,按照(1.8)式计算得到头部驻点温度 $T_0 \approx 60\,000.0\text{K}$,研制满足如此高温热环境的材料非常困难,事实上也没有必要按照这种高温条件设计飞船,实际飞行过程测量得到的