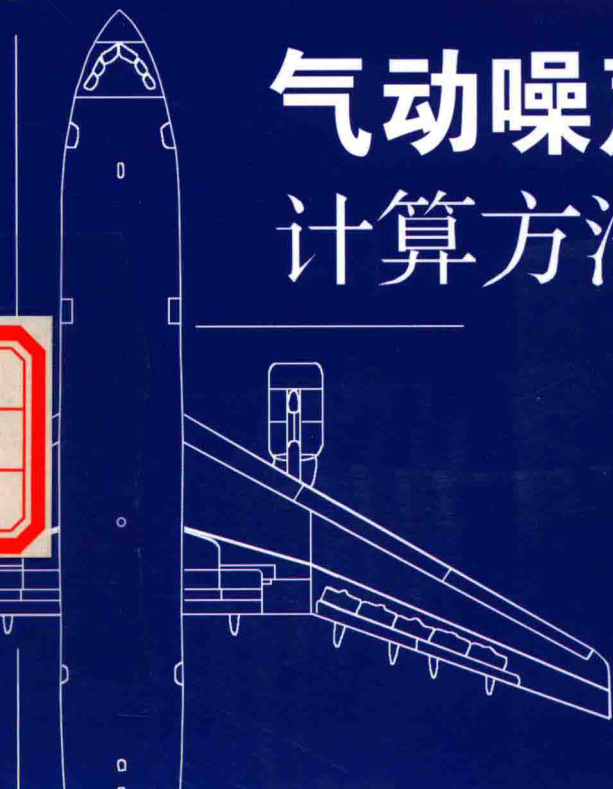


# 气动噪声 计算方法及其应用

司海青 朱卫军 著



科学出版社

# 气动噪声计算方法及其应用

司海青 朱卫军 著

科学出版社

北京

## 内 容 简 介

本书共分6章。第1章为绪论,主要介绍气动噪声计算的国内外研究进展、主要研究内容及展望;第2章为经典的CAA离散格式,主要介绍传统的气动噪声数值离散格式、声学边界条件、人工耗散与过滤器;第3章为网格优化的迎风型色散保持气动声学格式;改进的声扰动方程及其数值验证;第4章为基于格子 Boltzmann 方法的气动声学计算方法,完善并研究了格子 Boltzmann 方法,改进了一种吸收边界条件;第5章为FW-H声比拟噪声预测的高级时间方法,主要介绍FW-H声比拟噪声预测的延迟与高级时间方法;第6章为气动噪声预测的半经验模型,主要介绍了数值预测风力机翼型、叶片气动噪声的半经验方法。

本书主要供对气动噪声研究有兴趣的研究生、本科生使用,也可以作为航空、民航院校研究生的教学参考用书。

### 图书在版编目(CIP)数据

气动噪声计算方法及其应用/司海青,朱卫军著. —北京:科学出版社, 2017.5

ISBN 978-7-03-052108-8

I. ①气… II. ①司… ②朱… III. ①气动噪声—计算方法  
IV. ①O422.8

中国版本图书馆CIP数据核字(2017)第050442号

责任编辑:徐杨峰/责任校对:杜子昂  
责任印制:谭宏宇/封面设计:殷 靓

科学出版社出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

江苏凤凰数码印务有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

\*

2017年5月第一版 开本:720×1000 1/16

2017年5月第一次印刷 印张:9 3/4 插页:2

字数:210 000

定价:69.00元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

# 前 言

高雷诺数流动引起的湍流噪声问题越来越受到科研人员以及飞机、导弹、风力机设计者等的重视。例如，飞机发动机、起落架、含有襟翼、缝翼的增升装置等构件，特别是在飞机起降阶段，都是飞机重要的噪声源。因此，准确地预测流动产生的噪声，正确地理解噪声产生和传播的机理，是有效控制噪声的重要前提。本书主要研究数值预测气动噪声的方法，并对提出的数值方法进行了验证。

全书共分 6 章。第 1 章为绪论，主要介绍气动噪声计算的国内外研究进展、主要研究内容及展望；第 2 章为经典的 CAA 离散格式，主要介绍传统的气动噪声数值离散格式、声学边界条件、人工耗散与过滤器；第 3 章为网格优化的迎风型色散保持气动声学格式，详细推导这种格式的系数，改进了声扰动方程，最后进行数值验证；第 4 章为基于格子 Boltzmann 方法的气动声学计算方法，完善并研究了格子 Boltzmann 方法，改进了一种吸收边界条件，证明了它模拟气动声传播的能力；第 5 章为 FW-H 声比拟噪声预测的高级时间方法，主要介绍了 FW-H 声比拟噪声预测的延迟与高级时间方法，并将高级时间方法应用于风力机翼型气动噪声的预测；第 6 章为气动噪声预测的半经验模型，主要介绍了数值预测风力机翼型、叶片气动噪声的半经验方法，并进行了验证。

本书第 1、3、4、6 章由司海青撰写；第 2 章由朱卫军撰写；第 5 章由司海青、朱卫军共同撰写。全书由司海青统稿。

本书的研究得到了国家自然科学基金(资助号：11272151、10902050、11672261)、航空科学基金(资助号：20101452017)、江苏省自然科学基金(资助号：BK2011724)、中国博士后基金(资助号：201104565、20100481138)的资助。撰写过程中参阅了许多参考文献，在此一并表示感谢。

由于撰写时间仓促，水平有限，不足之处恳请广大读者批评指正。

司海青

2016 年 12 月 8 日

于南京航空航天大学民航学院

# 目 录

前言	
第 1 章 绪论	1
1.1 国内外研究进展	1
1.2 本书的主要研究内容	6
1.3 展望	7
第 2 章 经典的 CAA 离散格式	8
2.1 空间离散格式	9
2.1.1 高阶显式格式及其优化	9
2.1.2 高阶紧致差分格式及优化	14
2.1.3 非均匀网格	19
2.2 时间离散格式	22
2.3 数值过滤和人工耗散	26
2.3.1 显式过滤器	27
2.3.2 隐式过滤技术	28
2.3.3 人工阻尼区域	29
2.4 声学边界条件	30
2.4.1 固体壁面边界条件	30
2.4.2 声学远场边界条件	32
第 3 章 网格优化的迎风型色散保持气动声学格式	37
3.1 引言	37
3.2 均匀网格上色散保持气动声学格式	38
3.3 非均匀网格上优化的迎风型 DRP 格式研究	39
3.3.1 网格优化系数的推导	39
3.3.2 优化参数对 GOU PDRP 格式的影响	44
3.3.3 数值结果与真解的比较	46

3.3.4	GOUPDRP 格式在二维声学问题中的应用	47
3.4	曲线网格上优化的迎风型 DRP 格式	50
3.4.1	广义曲线坐标变换	50
3.4.2	优化系数的确定	51
3.4.3	曲线网格下 GOUPDRP 格式的应用	56
3.5	声学扰动方程	59
3.5.1	声扰动方程的改进	59
3.5.2	数值离散方法	61
3.5.3	高斯波在剪切流中传播	61
3.5.4	单极子声源在均匀流中的声辐射问题	62
3.5.5	单极子声源在剪切流中的声辐射问题	64
3.6	非均匀流对气动声传播的影响	65
3.6.1	二维高斯波问题	65
3.6.2	高斯波的壁面反射问题	70
<b>第 4 章</b>	<b>基于格子 Boltzmann 方法的气动声学计算方法</b>	<b>73</b>
4.1	引言	73
4.2	格子 Boltzmann 方法	73
4.3	粒子速度模型	74
4.4	边界条件	74
4.5	顶盖驱动方腔流动模拟	75
4.6	二维高斯波模拟及黏性对声压的影响	76
4.7	二维高斯波壁面反射	79
4.8	振荡活塞声辐射问题模拟	80
4.9	方柱涡脱落噪声模拟	82
4.9.1	吸收边界条件的改进	82
4.9.2	流场计算验证	83
4.9.3	噪声计算验证	84
<b>第 5 章</b>	<b>FW-H 声比拟噪声预测的高级时间方法</b>	<b>88</b>
5.1	引言	88
5.2	FW-H 声比拟方法	89

5.3	Farassat-Brentner 的延迟时间方法	90
5.4	FW-H 声比拟的高级时间方法	94
5.5	高级时间计算中的插值方法	95
5.6	声比拟的延迟时间与高级时间方法的比较	96
5.7	声比拟高级时间方法的应用	97
5.7.1	噪声源的计算方法	97
5.7.2	锯齿尾翼噪声实验与计算设置	98
5.7.3	流场与声场的计算与验证	99
5.7.4	LES-CAA 参数化研究	102
<b>第 6 章</b>	<b>气动噪声预测的半经验模型</b>	<b>110</b>
6.1	引言	110
6.2	湍流入流噪声模型	111
6.3	湍流边界层后缘噪声	112
6.4	气流分离失速噪声	112
6.5	层流边界层涡脱落噪声	113
6.6	后缘钝性涡脱落噪声	113
6.7	叶尖涡形成噪声	113
6.8	风力机叶片噪声模拟方法	114
6.9	计算模型的验证	114
6.10	参数的影响研究	116
6.10.1	叶片翼型的选取	116
6.10.2	叶尖桨距角	117
6.10.3	旋转角速度	118
6.10.4	后缘的厚度	118
<b>参考文献</b>		<b>121</b>
<b>附录 A</b>		<b>129</b>
<b>附录 B</b>		<b>141</b>
<b>附录 C</b>		<b>144</b>
<b>彩图</b>		

# 第1章 绪 论

## 1.1 国内外研究进展

高雷诺数流动引起的湍流噪声问题越来越受到科研人员以及飞机、导弹设计者等的重视，在飞机尤其是大型民用客机的设计中，噪声问题是必须考虑的关键问题之一，它也是适航审定的重要指标之一。例如，飞机发动机、起落架、含有襟翼、缝翼的增升装置等构件，特别是在飞机起降阶段，都是飞机主要的噪声源。又如，导弹飞行过程中弹体上的部件所产生的宽带噪声，会引起气流分离流、旋涡、湍流及其附面层相互干扰，必然对气动性能产生影响。因此，准确地预测流动产生的噪声，正确地理解噪声产生和传播的机理，是有效控制噪声的重要前提。

传统的计算流体力学离散格式已经经历了快速发展的阶段，然而，对于解决近年来在计算流体力学(CFD)基础上发展起来的计算气动声学问题，这些传统格式在某种程度上不能令人满意，其原因是，声波从声源到远场的传播是一个长时间、长距离的过程，要准确模拟这个过程就需要低耗散、低色散的数值格式。因而，一些传统的 CFD 格式，如 ENO 格式、MacCormack 格式等，被改进并推广到气动声学的数值模拟研究<sup>[1,2]</sup>之中。Tam 和 Webb<sup>[3]</sup>首次提出了色散关系保持(DRP)的 7 点-4 阶有限差分格式，其特点是，在波数空间运用傅里叶变换和泰勒级数展开对差分系数进行优化，使得差分方程和原微分方程具有相同的色散关系。该类型的格式已广泛应用于空腔噪声<sup>[4]</sup>及喷气噪声计算<sup>[5]</sup>。

Tam 和 Webb 的 DRP 格式及 Cheong 和 Lee 提出的 GODRP(grid optimized DRP)格式<sup>[7]</sup>均是中心型的差分格式，它们实质上是无耗散的格式，因此，当数值模拟流场中有间断的问题时，在计算解中会出现不稳定振荡。为消除不稳定振荡，通常采用加入过滤器或显式耗散项，尽管如此，仍然存在依赖于声学问题的许多因素。然而，高精度的优化迎风格式<sup>[8]</sup>不但能确保声波的传播方向，而且，由于其内在的耗散性，能够自动地消除计算解中的不稳定波。与中心型 DRP 格式类似，这些迎风型格式也是在波数空间进行系数优化；这些格式之间的主



要差别是优化过程中数值波数虚部的处理方法。另外,文献[9]改进了 Cheong 和 Lee 提出的 GODRP 格式的优化系数计算公式,使其更加通用,并分析了优化参数的影响;仅利用泰勒展开法,文献[10]研究了非等距网格上 7 点-6 阶高精度格式,并分析了格式适用的波数范围。

迄今为止,优化的迎风型色散关系保持格式主要是基于均匀笛卡儿网格上研究的,然而,实际的气动声学问题不是仅局限于此种网格。最近,基于非均匀笛卡儿网格, Cheong 和 Lee 提出了网格优化的 DRP (GODRP) 格式,此格式使得有限差分方程和原微分方程保持局部相同的色散关系。根据 GODRP 的优化过程,本书研究了非均匀笛卡儿网格上网格优化的迎风型色散关系保持格式,并给出了格式优化系数的详细推导过程,为验证本书提供的格式的有效性,本书对经典的声学问题进行数值模拟并加以详细比较。

气动声学是流体力学和经典声学的交叉研究领域<sup>[11]</sup>。由于声学量和流场量在长度尺度方面存在很大差异,为正确地分辨声学扰动,直接气动噪声模拟的成本比较高。计算气动声学(AA)还是一个较新的研究领域,不存在一个解决工程问题的廉价方法。最常用的方法是将 CFD 中的方法推广到 CAA 中。然而,CFD 格式在近场会将声波耗散掉,这与 CAA 的基本思想是不吻合的。

对于 CAA,格式的数值误差必须小于  $10^{-5}$ ,这样才能准确地分辨出声波扰动。噪声模拟需要低色散和低耗散的数值格式,因而经典的 CFD 格式<sup>[12,13]</sup>不能直接应用于气动噪声的计算。1993 年, Tam 和 Webb 首次提出了应用于 CAA 问题的高精度的数值格式,随后,计算气动声学的数值研究得到快速的发展<sup>[14,15]</sup>。最近,一些研究将 ENO 或 WENO 格式推广到 CAA 中。Ekaterinairs<sup>[16]</sup>比较了 WENO 格式和紧致有限差分格式,结合特征基础的过滤技术,并在曲线网格上研究了一些气动问题。Popescu<sup>[17]</sup>直接将 DRP 或紧致有限差分格式推广到有限体积方法上。Daru 和 Gloerfelt<sup>[18]</sup>提出了一类迎风限制格式。

优化的格式,如 Tam 和 Webb 的 DRP、Cheong 和 Lee 的 GODRP 格式等,都是基于中心型差分格式,这些格式本质上是无耗散的,在数值模拟含有间断问题时会导致非物理的振荡。为消除这些非物理振荡,中心型差分格式常常需要过滤或显式耗散项。尽管人工耗散项的应用较多,但是,它依赖于不同的问题。高阶优化的迎风型格式不仅确保声波沿着正确的物理方向传播,而且能自动抑制计算解中的非物理波。这类迎风型格式是在波数空间内进行优化的,然而,主要差

别在于优化过程中数值波数虚部的处理方式不同。

Zhuang 和 Chen<sup>[19]</sup>研究了均匀笛卡儿网格上优化的迎风型色散保持格式,然而,噪声工程问题的数值模拟不可能仅局限于使用均匀笛卡儿网格。实际的气动声学问题,例如,腔内带有弹体的空腔复杂流动产生的噪声问题、喷气发动机产生的喷气的噪声、直升机旋翼产生的噪声、风力机产生的噪声等,在解决类似复杂外形产生噪声的问题时,特别是物体边界的处理,大都涉及曲度变化大的物体外形结构,不能生成均匀分布的笛卡儿网格,经常会使用非均匀的曲线网格,此时,若仍采用现有笛卡儿网格上的 CAA 计算方法,就可能会产生很大的数值频散,会导致数值计算的不稳定,甚至会得到错误的结果。为了消除由网格不均匀造成的影响,通常的做法是在计算过程中加入人工阻尼,即选择性的人工黏性,但是人工黏性的使用,将导致计算复杂耗时,且使得程序的通用性降低,所采用的黏性项的大小和分布,很大程度上依赖于经验的积累。因此,如何解决网格的非均匀性引起的计算复杂度问题,成为 CAA 领域中关注的焦点之一。经过以上分析,要解决这类复杂问题,数值计算中所使用的网格就可以考虑采用曲线网格,因而研究曲线网格上的 CAA 数值格式是必需的。目前,有关曲线网格上 CAA 格式的研究文献不多见,为此,本书将已研究的低色散、低耗散、高精度迎风型 GOUPDRP (grid optimized upwind DRP) 格式推广到曲线网格上,首先对经典的声学问题进行数值模拟并加以比较,同时,结合空腔流动问题,讨论这种格式对空腔流动激励声场的影响。

流动噪声问题<sup>[20,21]</sup>目前受到气动研究人员、飞机与汽车等工程设计人员的关注。由于流场与声场尺度存在较大差别,尽管噪声直接模拟(DNS)已在少数工程问题<sup>[22]</sup>中发挥作用,但气动噪声的直接数值模拟对于复杂噪声问题是不可行的。然而,混合数值模拟方法是一个较好的折中方法,它不仅能节省计算成本,而且还是一个有效的气动噪声预测技术。

在计算气动声学方法研究中,线性化欧拉方程是模拟声传播问题常用的控制方程,它是 Lighthill 声比拟方法的一种延伸,能够提供较准确的计算解。线性化欧拉方程考虑到非均匀流引起的折射和对流影响,它常被用做求解气动声学中的许多经典问题<sup>[23,24]</sup>。基于声源过滤方法及稳定性分析,可以得到模拟声传播的另一类控制方程即声扰动方程<sup>[25]</sup>。

然而,在运用 LEE 和声扰动方程(APE)模拟声在剪切流中传播问题时,两种

控制方程计算得到的声压幅值存在差别<sup>[25, 26]</sup>。在空腔流动噪声问题<sup>[27]</sup>的数值研究中, 对于同一问题中的同一位置, LEE<sup>[28]</sup>和 APE 计算得到了不同的声压谱。由现有研究可知, 尽管 APE 方程无需求解密度方程, 计算成本相对较少, 但是, 与线性化欧拉方程相比, APE 预测得到的压力峰值较小。为弥补 APE 方程预测压力峰值较小的缺点, 本书对 APE 方程进行改进, 加入了一种声源项, 从而使得改进的 APE 方程 (IAPE) 能够和线性化欧拉方程的计算结果保持一致。

与传统的 Navier-Stokes (N-S) 方法<sup>[29, 30]</sup>相比, 格子 Boltzmann 方法 (LBM) 具有内在的优点, 它是模拟流体流动研究中一种著名的计算流体力学方法。数值模拟中常用的传统方法是从宏观角度出发, 基于连续介质假设, 采用数值方法求解 Euler 或 N-S 方程, 它需要处理非线性对流项。在不可压缩的情况下, N-S 方程中压力项需要求解 Poisson 方程, 这会增加计算成本。与之不同, LBM 是从微观角度出发, 采用分子动力学方法对流动进行模拟, LBM 中的流动算子在相空间上是线性的, 这个特性是从分子动力学中继承而来的。格子 Boltzmann 方程 (LBE) 相对简单, 宏观量的流体密度、速度可由 LBM 中的粒子分布函数积分得到。而 LBM 中的压力项是采用简单的状态方程就可以计算出来的, LBM 在处理流场计算时还具有边界条件容易设定及程序易并行化等优点。因此, LBM 已在工程实际问题<sup>[31-33]</sup>、航空应用<sup>[34]</sup>中发挥重要作用。

尽管 LBM 在模拟流体流动方面的研究较多, 但是利用 LBM 预测气动噪声问题还是一个较新的研究课题。Buick 等<sup>[35]</sup>首次采用 LBM 研究了无黏声传播问题。Dellar<sup>[36]</sup>则考虑了黏性影响, 并得到了满意的结果。通过研究平面声波传播问题, Brés 等<sup>[37]</sup>讨论了 LBM 的基本声学特性。基于商业软件 PowerFlow, Crouse 等<sup>[38]</sup>验证了 LBM 模拟基本声学问题的能力 (如运动声波、孤立声波)。Najafiyazdi 和 Mongeau<sup>[39]</sup>将匹配层技术 (perfectly matched layer, PML) 推广到 LBM 中, 处理无反射边界条件。

最近, Marié 等<sup>[40]</sup>开展了高阶 Navier-Stokes 方法与 LBM 的比较研究工作。Li 等<sup>[41]</sup>研究格子 Boltzmann 改进的方法, 并将它应用到实际问题中。Lew 等<sup>[42]</sup>运用 LBM 研究了亚声速喷流噪声, 并和 LES 计算结果进行比较, 研究表明, LBM 模拟低马赫数流动时的计算成本较低。基于 LBM 和波束赋形技术, Adam 等<sup>[43]</sup>研究了直接噪声源识别技术, 并研究了 LBM 模拟湍流噪声的能力。Najafiyazdi 等<sup>[44]</sup>验证了多块格子 Boltzmann 方法的精度。Satti 等<sup>[45]</sup>采用大涡模拟与 LBM 结

合的方法研究了增升装置的气动噪声及传播问题。Lafitte 和 Perot<sup>[46]</sup>研究了圆柱涡脱落产生噪声问题,给出了雷诺数及马赫数的影响。Kam 等<sup>[47]</sup>将无反射边界条件应用到噪声模拟中,并给出各种边界条件的数值精度。

运用 LBM 解决气动声学问题,边界条件的处理<sup>[48]</sup>尤其重要,不正确的处理会导致计算解的精度降低。研究<sup>[49,50]</sup>表明,在边界处,反弹格式实际上仅有 1 阶精度。文献[51]给出了 2 阶无滑移速度边界条件。Chen 等给出了简单的外插格式,它需要在边界外部添加一层虚拟边界节点。外插格式能够保证在整个计算区域具备 2 阶数值精度。结合 Chen 等的外插格式与 Zou 等的非平衡反弹格式<sup>[52]</sup>,Guo 等<sup>[53]</sup>提出了非平衡外插格式。

风能是可再生能源中发展最快的清洁能源之一,极具大规模开发和商业化发展的前景,因而,风能的开发利用已受到世界各国的高度重视。随着全球风能的普遍发展,用以产生风能的风力机可能会接近人口密集区域,因而风力机产生的噪声问题已成为风力机设计人员和制造商所面临的挑战。因此,快速、准确地预测风力机产生的噪声是一个重要课题,可以为风力机设计和制造提供可靠的数据支持,从而有助于风力机降噪技术的研究。

风力机产生的气动噪声机理主要分为两大类<sup>[64]</sup>:①湍流入流噪声,它是风力机叶片和吹向它的湍流相互作用产生的;②风力机叶片翼型自激励产生的噪声,它是由叶片翼型边界层和近尾迹内的气流和翼型本身作用产生的,这些噪声主要源自翼型的后缘,主要包括:①湍流边界层后缘噪声;②气流分离失速产生的噪声;③层流边界层涡脱落产生的噪声;④叶尖涡形成产生的噪声;⑤后缘钝厚度导致涡脱落产生的噪声。针对风力机产生噪声机理,Brooks 等<sup>[65]</sup>给出了反映风力机叶片翼型自激励噪声的五种半经验关系的数学描述,这些关系是基于 NACA0012 翼型的二维风洞测量数据得到的(叶尖涡形成噪声除外)。在模型中,将二维计算结果作为输入,Lowson<sup>[66]</sup>研究了模型中所用到的边界层后度。Bareiss 等<sup>[67]</sup>利用涡格子方法计算整个流场,运用 XFOIL 程序<sup>[68]</sup>计算当地的边界层参数。Moriarty 等<sup>[69]</sup>研究一种改进的半经验预测方法,并用于风力机的噪声预估。基于噪声产生机理,Zhu 等<sup>[70]</sup>研究了半经验预测模型,特别是在翼尖区域采用了一种新的翼尖修正技术,从而更好地提高翼尖涡形成噪声预测的准确性。随着计算机硬件发展,以及计算流体力学和计算气动声学的研究,文献[71]采用求解 N-S 方程和声传播方程的混合方法,用于数值模拟风力机产生的噪声,这种方法的计算成本非常大,

目前, 它还不能用于低噪声风力机的快速设计。

基于文献[66]中湍流入流噪声的模拟方法, 以及文献[65]给出的翼型自激励噪声的数学表达式, 本书研究了一种数值预测风力机气动噪声的方法, 风力机的气动特性可以由叶素-动量方法确定。充分考虑到气流的风剪切和塔影效应, 更准确地计算来流风速, 为有效预测湍流入流噪声, 在每个叶片截面, 单独计算湍流强度和长度尺度。翼型产生噪声模型中的压力面和吸力峰面的边界层参数可以由 XFOIL 程序计算得到。为验证半经验模型的有效性, 将模型应用于 300kW 风力机的噪声预测, 计算的声功率级及总声功率级与实验测量的声功率级进行比较分析。

## 1.2 本书的主要研究内容

第 1 章的研究内容: 主要为绪论。

第 2 章的研究内容: 针对经典的 CAA 离散格式进行详细的讨论, 如空间离散格式、时间离散格式、声学边界条件的处理、人工耗散和过滤器。对常用的 DRP 和紧致差分空间离散格式, 以及 Runge-Kutta 时间离散格式进行了推导, 并对如何添加人工耗散项与过滤器进行了分析, 最后, 对不同的声学边界条件进行比较与分析。

第 3 章的研究内容: 研究探讨了非均匀笛卡儿网及曲线网格上的 GOUPDRP 格式。与 GODRP 格式相比, 本书提出的 GOUPDRP 格式可用来模拟含有不稳定振荡的声学问题。与均匀网格上的优化迎风格式相比, GOUPDRP 格式能够解决一些基于非规则网格上的气动声学问题。

第 4 章的研究内容: 将格子 Boltzmann 方法应用到气动噪声的计算研究中, 完善并研究了格子 Boltzmann 方法, 改进了一种吸收边界条件, 将该方法应用到经典声学及复杂气动噪声模拟计算中, 验证了它模拟气动噪声传播的能力。

第 5 章的研究内容: 研究了 FW-H 声比拟方法预测噪声的高级时间方法。对该积分方程及其积分解进行了细致推导。目前, 利用这种方法解决实际气动噪声问题时, 主要采用延迟时间方法, 这种方法需要数值求解延迟时间方程。另外, 延迟时间方法需要存储大量时间段的气动数据, 然后, 再进行数据查找。因而, 为提高计算效率, 这种方法有待于进一步改进。该章将研究高级时间方法计算

FW-H 的积分解, 这种方法恰恰能够克服延迟时间方法的一些缺点, 并应用到风力机翼型的噪声计算中。

第 6 章的研究内容: 研究了预测风力机气动噪声的半经验模型。首先分析风力机噪声产生的机理, 给出了几种噪声预测模型的半经验关系的数学表达式, 运用 XFOIL 程序计算翼型噪声模型中的边界层参数。对于风力机叶片的噪声预测, 先将叶片非均匀地划分为多个叶素, 再对每个叶素上的噪声源进行叠加计算, 进而得到风力机全机的声压级和声功率级噪声谱, 以及总声压级和总声功率级, 其中, 叶素当地的气动特性可由叶素-动量方法计算。

### 1.3 展 望

(1) 将本书中的 GOUPDRP 数值格式应用于复杂问题的研究中, 并验证其有效性。

(2) 继续研究 LBM 模拟复杂气动噪声问题, 特别是复杂外形情况, 存在很多问题需要进一步解决。

(3) 进一步完善 FW-H 声比拟的高级时间方法研究, 将它应用于风力机噪声的预测中。

(4) 半经验噪声模型具有快速、有效的特点, 进一步运用该模型研究各种参数对风力机噪声的影响。

## 第2章 经典的CAA离散格式

解决气动声学问题的过程中经常遇到诸多困难。首先，声压相对于流体静压而言是个极其小的量，而通常声压和周围流体压力是同时进行的，甚至采用同一种网格、同一类差分格式。其次，气动噪声产生的声波一般包含了各类的波长，可求解的波长又受限于差分格式的精度和网格大小。这些特点使得求解气动噪声的问题时，经常采用高阶精度的差分格式。求解声学方程的差分格式，不仅要求精度是高阶的，也要具备低耗散特性，更重要的是能保持低色散特性，即声波经过一定距离的传播后，仍能够保持其初始的波形。图 2-1 中列举了计算声学常见的几类问题。对于一个给定的波长，求解该声波需要的最少网格点数取决于差分格式的精度，通常表达一个完整的波所需要的网格点数不少于 4 个。采用同一种网格，高阶差分格式可求解到更小的波长。图 2-1 中所示计算域的边界通常还会遇到各类反射波，远场边界条件的处理经常关系到计算的收敛性。因此，在远场边界也可以采用吸收层从而达到无反射的条件。此外，计算域中还会存在其他非

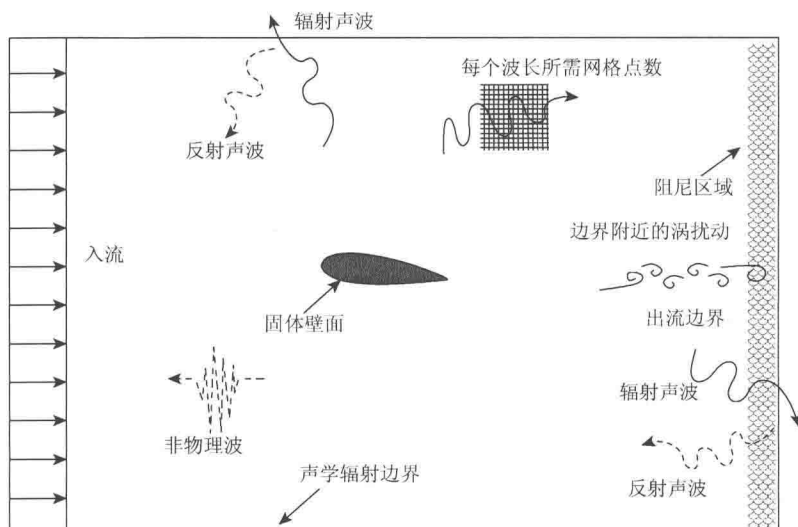


图 2-1 求解气动噪声常见的数值问题

物理性质的高频波，这类波通常伴随着中心差分格式的情况，因而，高阶精度的过滤技术也常常同步应用于数值计算中。

## 2.1 空间离散格式

在 CAA 的计算中，根据声波的尺度和传播速度，常常需要高密度的网格点和小的时间步长。为了减少 CAA 模拟中每个波长所需要的网格点数，普遍采用高阶精度的差分格式。应用于 CAA 计算的高阶差分格式与传统的差分格式没有形式上的区别，其形式差别只体现在差分格式的系数上，计算结果体现在低色散特性上。在此，仅仅推导两种广泛应用的差分格式：色散关系保持 (DRP) 格式<sup>[102]</sup>、紧致格式<sup>[103, 104]</sup>。

### 2.1.1 高阶显式格式及其优化

给定一个微小的网格间距  $\Delta x$ ，在  $2N+1$  个等距网格点上，标准的中心差分格式可以表示为

$$\frac{\partial f}{\partial x}(x) \approx \frac{1}{\Delta x} \sum_{j=-N}^N a_j f(x + j\Delta x) \quad (2.1)$$

这一差分格式需要  $2N+1$  个网格点，其中心位置  $f(x)$  的导数值为对称两边各点的值之和，关键问题是求解各个系数  $a_j$ 。求解的第一步：围绕中心位置  $x=0$ ，将对称点两边各值进行泰勒级数展开，即两边各有  $N$  个点需要进行泰勒展开；第二步：根据差分格式精度的阶数需要，忽略泰勒展开后阶数高于  $2N^{\text{th}}$  的项，对剩余方程组联立求解。图 2-2 为泰勒级数展开的程序实例，运用了 Mathematica 软件编写程序，该例中最高阶数仅可达到 4 阶，所以，泰勒展开最高到 5 阶即可。将展开后的各值相加，期望精度能无限逼近  $f(x)$  的导数。两者之间的差值称为截断误差 (truncation error)，该误差表示当前差分格式的最高精度。图 2-3 中，基于差分格式的对称性，需要求解的系数有两个。针对阶数的提取系数，然后建立方程组可求得系数  $a_1$  和  $a_2$ 。当前的差分格式给出了 4 阶精度，其截断误差的计算结果在图 2-3 中的最后一行显示。



```

Step 1: Taylor expansion

Taylor[X_] := Evaluate[Normal[Series[f[X], {X, 0, 5}]]]

fi+2 = Taylor[2 h]
f[0] + 2 h f'[0] + 2 h2 f''[0] +  $\frac{4}{3}$  h3 f(3)[0] +  $\frac{2}{3}$  h4 f(4)[0] +  $\frac{4}{15}$  h5 f(5)[0]

fi+1 = Taylor[h]
f[0] + h f'[0] +  $\frac{1}{2}$  h2 f''[0] +  $\frac{1}{6}$  h3 f(3)[0] +  $\frac{1}{24}$  h4 f(4)[0] +  $\frac{1}{120}$  h5 f(5)[0]

fi = Taylor[0]
f[0]

fi-1 = Taylor[-h]
f[0] - h f'[0] +  $\frac{1}{2}$  h2 f''[0] -  $\frac{1}{6}$  h3 f(3)[0] +  $\frac{1}{24}$  h4 f(4)[0] -  $\frac{1}{120}$  h5 f(5)[0]

fi-2 = Taylor[-2 h]
f[0] - 2 h f'[0] + 2 h2 f''[0] -  $\frac{4}{3}$  h3 f(3)[0] +  $\frac{2}{3}$  h4 f(4)[0] -  $\frac{4}{15}$  h5 f(5)[0]

```

图 2-2 泰勒级数展开

```

Step 2: Finite Difference Approximation

TE := f'[0] - (a2 fi+2 + a1 fi+1 - a1 fi-1 - a2 fi-2) / h

rule = {a0 → 0, a-1 → -a1, a-2 → -a2};

eq01 = Coefficient[TE, f[0]];
eq02 = Coefficient[TE, f'[0]];
eq03 = Coefficient[TE, f''[0]];
eq04 = Coefficient[TE, f(3)[0]];
eq05 = Coefficient[TE, f(4)[0]];

eqs4th = {eq02 == 0, eq04 == 0};

relations4th = Solve[eqs4th, {a1, a2}]

{{a1 →  $\frac{2}{3}$ , a2 →  $-\frac{1}{12}$ }}

Truncation_error = Coefficient[TE, f(5)[0]]

-  $\frac{1}{60}$  h4 a1 -  $\frac{8 h^4}{15}$  a2

```

图 2-3 系数的求解步骤

对经典有限差分方法的分析，有助于进一步理解 DRP 方法的原理。相对于传统的差分方法，DRP 方法的特点是能够求解更小的波长，换言之，求解