

中图分类号: TH122;V215.3

学科分类号: 080104

论文编号: 1028701 12-S039

内 部

硕士学位论文



基于 CFD/CSD 的复杂组合体颤振 计算

研究生姓名 叶 鑫

学科、专业 工程力学

研究 方 向 气动弹性设计

指 导 教 师 韩景龙 教授

南京航空航天大学

研究生院 航空宇航学院

二〇一一年十二月

中图分类号: TH122 V215.3

学科分类号: 080104

论文编号: 1028701 12-S039

内 部

硕士学位论文

基于 CFD/CSD 的复杂组合体颤振计算

研究生姓名	叶 鑫
学科、专业	工程力学
研究方向	气动弹性力学
指导教师	韩景龙 教授

南京航空航天大学

研究生院 航空宇航学院

二〇一一年十二月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

The Graduate School

College of Aerospace of Engineering

Flutter Analysis on Complex Assemblies using CFD/CSD

A Thesis in

Engineering Mechanics

by

Ye Xin

Advised by

Professor Han Jinglong

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

December, 2011

承诺书

本人声明所呈交的硕士学位论文是本人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。除了文中特别加以标注和致谢的地方外，论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得南京航空航天大学或其他教育机构的学位或证书而使用过的材料。本人授权南京航空航天大学可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存、汇编学位论文。

（保密的学位论文在解密后适用本承诺书）

作者签名： 121111
日 期： 2012.3.20

摘 要

飞行器气动弹性问题是飞行器研制和改型过程中被关注的重要内容之一。飞行器的复杂外形、结构非线性等使得相应的气动弹性计算和物理机理分析趋于复杂,需要采用 CFD/CSD 耦合算法进行研究,由此展开的飞行器非线性气动弹性研究成为当前的理论热点,也是当前气动弹性领域的前沿课题。

本文根据上述特点,在高精度气动弹性耦合计算、复杂外形飞行器气动结构网格生成、典型机翼的气动弹性特性研究方面开展了以下研究工作:

1) 建立了多个具有复杂外形组合体的块结构气动网格,并将其用于计算研究。

2) 基于 CFD/CSD 耦合计算方法,对国际标准模型 AGARD445.6 机翼的跨音速颤振特性进行了计算。

3) 对带有平尾垂尾的翼身组合体建立了结构有限元模型,基于 CFD/CSD 耦合计算方法,对上述组合体进行了颤振计算,并研究了飞行攻角对组合体颤振速度的影响。

研究结果表明了基于 CFD/CSD 方法对复杂组合体和机翼跨音速颤振研究的有效性。在飞行攻角对颤振速度影响方面,计算结果表明在出现失速之前,颤振速度随着飞行攻角的增大而略有增大,而一旦出现流动分离,颤振速度将迅速减小。由此可见,飞行攻角是影响飞行器颤振速度的重要因素。

本文所得结论可为具有复杂外形的飞行器的气动弹性设计提供参考。

本文论文工作在机械结构力学及控制国家重点实验室完成。

关键词: 气动弹性, 复杂组合体, CFD/CSD, 非线性, 块结构网格, 飞行攻角

ABSTRACT

Aeroelastic design of an aircraft is one of the crucial contents of aircraft development and retrofit. Complex shape and nonlinear structure make the calculation and physical mechanism become more complicated. Therefore, computational fluid dynamics/computational structure dynamics (CFD/CSD) needs to be applied. numerical investigations on complex shape aircraft and nonlinear aeroelasticity currently become the theoretic hotspot in international community, and also this is the leading subject in aeroelasticity.

This thesis sticks to the research progresses as highlighted above, and performs several relevant explorations and applications that include: high precision aeroelastic analysis, structure grid generation of complex shape aircraft and aeroelastic mechanism study of typical wings.

(i) Build block-structured grids of aircrafts which has complex shape.

(ii) Based on CFD/CSD coupling calculation method, calculate the transonic wing flutter of international standard model AGARD445.6.

(iii) Established finite element model of the wing-body with a horizontal tail and vertical tail. Based on the CFD/CSD coupling calculation method, calculated the flutter speed of the combination above, and studied how the flutter speed changed with the attack angle.

The result shows the effectiveness of the CFD/CSD method in the research of aeroelastic of complex shaped aircraft and transonic flutter of wing. In the field of how the flutter speed changes with the attack angle, the results show that before stall happens, the flutter speed increases as the aircraft attack angle increases, and once the separation happens, the flutter speed decreases rapidly. Thus, attack angle is one of the important factors of the aircraft flutter speed.

The conclusions obtained may provide guidance for the aeroelastic design of aircraft which with complex shape.

Key words: Aeroelasticity, complex combinations, CFD/CSD, nonlinear, block-structured grid, attack angle

注释表

ρ	气体密度
v	速度
μ	动力粘度
λ	第二粘度
E	能量
$\bar{u}_i$	时均速度
u_i	波动分量
c	翼型弦长
M_∞	马赫数
Re	雷诺数
α	机翼攻角
W	守恒变量
Q	原始变量
F_c	对流项
F_l, F_r	控制面左右两侧对流通量
$ \hat{A} $	Roe 矩阵
Γ	预处理矩阵
k_{ij}	弹簧刚度
M	质量矩阵
c	阻尼矩阵
k	刚度矩阵
Γ_{disp}	网格刚度
C^{stiff}	网格增长因子
ϕ_{ip}	积分点原始变量值
ϕ_{up}	逆风节点处原始变量值

目 录

第一章 绪论	1
1.1 气动弹性力学概述	1
1.2 气动弹性力学研究进展	2
1.2.1 实验气动弹性研究	3
1.2.2 计算气动弹性研究	4
1.3 非线性气动弹性计算	6
1.3.1 非定常气动力的 CFD 计算	7
1.3.2 非线性结构响应的 CSD 计算	7
1.3.3 CFD 与 CSD 耦合	8
1.4 文本主要研究内容	9
第二章 块结构网格生成	10
2.1 引言	10
2.2 气动网格基本概念	11
2.3 二维结构网格生成	12
2.3.1 代数算法	12
2.3.2 二维结构网格生成示例	15
2.4 三维对接块结构网格生成	16
2.4.1 带平尾垂尾的翼身尾组合体结构网格生成	17
2.4.2 其他三维块结构网格示例	19
2.5 动网格生成	23
2.6 本章小结	23
第三章 基于 CFD/CSD 的非线性气动弹性计算	25
3.1 引言	25
3.2 流固耦合计算方法	25
3.3 CFD 求解器	26
3.3.1 CFD 控制方程	26
3.3.2 湍流模型	28
3.3.3 数值离散	29
3.3.4 初始条件及边界条件	31
3.3.5 CFX 简介	32
3.4 结构求解	33
3.4.1 非线性有限元理论基础	33
3.4.2 ANSYS 软件简介	36
3.5 流固耦合	37
3.6 算例	39
3.6.1 计算模型	39
3.6.2 非线性颤振计算与结果分析	42
3.7 本章小结	43
第四章 带平尾垂尾的翼身尾组合体颤振计算	45
4.1 引言	45
4.2 气动力建模	45

4.3 结构非线性建模 49

4.4 计算结果 52

4.5 本章小结 53

第五章 总结与展望 54

5.1 本文主要工作 54

5.2 本文工作的不足和后续工作的展望 55

参考文献 56

致 谢 60

在学期间的研究成果及发表的学术论文 61

图标清单

图清单

图 2.3 NACA 0012 翼型网格总体图	15
图 2.4 NACA 0012 翼型网格近壁面图	15
图 2.5 多段翼型网格总体图	16
图 2.6 多段翼型网格局部图	16
图 2.7 带平尾垂尾的翼身尾组合体几何外形图	17
图 2.8 带平尾垂尾的翼身尾组合体表面网格图	18
图 2.9 带平尾垂尾的翼身尾组合体空间局部网格图	19
图 2.10 带平尾垂尾的翼身尾组合体剖面网格图	19
图 2.11 导弹身翼尾组合体表面网格图	20
图 2.12 导弹身翼尾组合体空间局部网格图	20
图 2.13 导弹身翼尾组合体剖面网格图	21
图 2.14 带翼梢小翼的 MARVIC 机翼表面网格图	21
图 2.15 带翼梢小翼的 MARVIC 机翼剖面网格图	22
图 2.16 典型民机翼身组合体表面网格图	22
图 2.17 典型民机翼身组合体剖面网格图	23
图 3.1 耦合计算流程图	38
图 3.2 AGARD445.6 机翼外形尺寸图	40
图 3.3 机翼对称面网格图	40
图 3.4 机翼表面网格图	41
图 3.5 机翼结构有限元模型图	41
图 3.6 颤振速度与实验值比较图	43
图 3.7 颤振频率与实验值比较图	43
图 4.1a 带平尾垂尾的翼身尾组合体几何外形图	46
图 4.1b 带平尾垂尾的翼身尾组合体几何外形图	46
图 4.2 带平尾垂尾的翼身组合体气动网格总体分块图	47
图 4.3 带平尾垂尾的翼身组合体气动网格近壁面分块图	47
图 4.4 带平尾垂尾的翼身组合体气动网格头部分块图	48
图 4.5 带平尾垂尾的翼身组合体气动网格翼身分块图	48
图 4.6 带平尾垂尾的翼身组合体气动网格平尾垂尾出分块图	48
图 4.7 组合体杆梁结构有限元模型	49
图 4.8 组合体杆梁结构一阶模态	50
图 4.9 组合体杆梁结构二阶模态	50
图 4.10 组合体杆梁结构三阶模态	51
图 4.11 组合体杆梁结构四阶模态	51
图 4.11 组合体总体结构有限元模型	51
图 4.12 来流速度 $v=30\text{m/s}$ 时翼尖位移响应	52
图 4.13 来流速度 $v=35\text{m/s}$ 时翼尖位移响应	52
图 4.14 组合体颤振速度随飞行攻角变化图	53

表清单

表 3.1 实验与计算模型固有频率比较	42
表 4.1 组合体结构模型固有频率 (Hz)	49

第一章 绪论

1.1 气动弹性力学概述

气动弹性力学是研究流体与固体相互作用下相关力学行为的一门学科^[1]。在自然界和现实工程中，很多领域都涉及气动弹性力学问题，如能源、桥梁、水利、化工、船舶、交通运输等。尤其在航空航天领域，气动弹性问题更加突出，由于飞行器要实现翱翔蓝天的目的，设计者必然要尽量减轻结构的质量。显然减轻结构质量就会导致结构更加柔软，这就使飞行器结构的弹性特征更加明显^[2,3]。本文的关注范围限于航空航天中的飞行器气动弹性力学问题。

气动弹性力学是研究气动力、弹性力和惯性力之间相互作用及这种相互作用对飞行器设计的影响的一门学科。在空气动力学中，我们研究作用在飞行中的飞行器上的空气动力；在结构力学中，我们研究了再外载荷作用下结构中的应力和应变。然而，在实际工程中，飞行器都是弹性结构，它在空气动力作用下会变形，这个变形又会引起附加的空气动力，而这附加的空气动力又使结构产生新的附加变形，……这种空气动力和结构弹性力的相互作用所产生的变形可能趋于越来越小，最后达到收敛状态；也可能越来越大趋于发散从而导致结构破坏。这种由于气动弹性问题引起的结构破坏在飞机设计中是必须排除的。

1946 年 Collar 提出一个力的三角形对气动弹性问题作了分类（图 1.1）。三角形的三个顶点分别代表空气动力、弹性力和惯性力。各种气动弹性现象按照它们和三种力的关系而各自处于不同的位置。如扭转发散、操纵效率等静力学问题之和气动力和弹性力有关，位于三角形的左边。气动弹性动力学，如颤振等，与空气动力、弹性力和惯性力都有关，因此它位于三角形的中间。

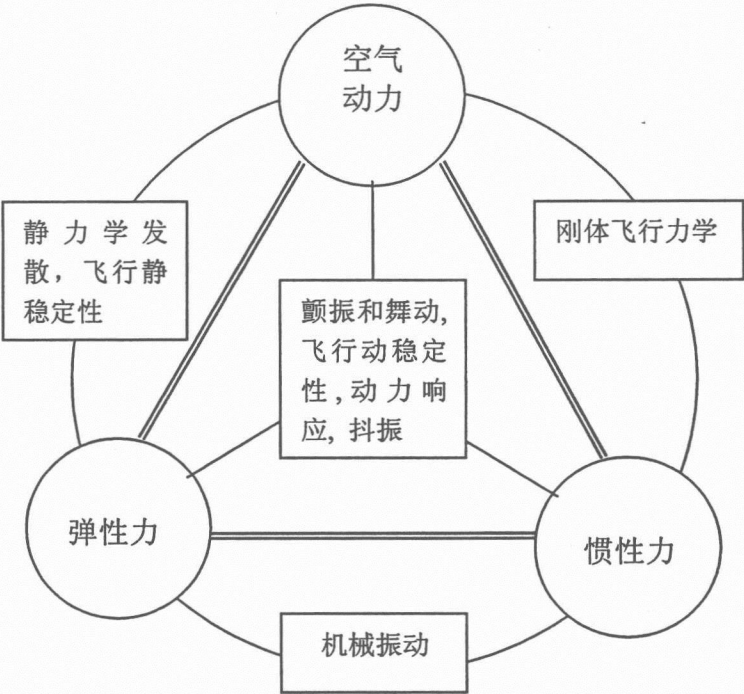


图 1.1 气动弹性力三角形

随着飞行器飞行速度的进一步提高，由于气动力的作用，飞行器表面会出现高热，这使得材料性能、结构内部热应力都产生显著变化，这就引出了受热条件下的气动弹性问题，形成了“热气动弹性力学”^[4]。

随着自动控制系统在飞行器上的采用，特别近些年来在飞行器上应用了主动控制技术，这就需要考虑气动弹性系统与控制系统之间互相的耦合作用，研究伺服系统对气动弹性系统的影响，这就形成了“伺服气动弹性力学”。图 1.2 为伺服气动弹性流程示意。

近些年来，又发展了考虑气动弹性约束的飞行器结构优化问题。特别是充分利用复合材料的各向异性特性来满足对气动弹性的要求成了很有吸引力的研究方向^[8,9]，又形成了“气动弹性裁剪问题”^[10,11]。这些问题都极大丰富了气动弹性力学的内容。

1.2 气动弹性力学研究进展

气动弹性力学问题几乎伴随着现代飞机发展的全过程。一战时期英国 Handley Page 轰炸机发生尾翼颤振坠毁^[13]。由此飞机的气动弹性问题开始引起航空界的关注。随着航空工业的快速发展，飞机速度范围由低亚音速发展到高亚音速、跨音速、超音速直至高超音速，面临的气动弹性问题也逐渐突出。1950 年之后，飞机气动弹性问题被视为设计过程中最重要的环节之一，气动弹性力学也逐渐发展成为一门独立的学科。

对于气动弹性力学问题的理论研究开始于二十世纪二十年代。Baumharer 和 Koning (1922) 研究发现, 质量平衡可以有效消除舵面颤振。而后, Kussner 和 Duncan 等的研究使得机翼颤振理论有了初步发展。Theodorsen (1934) 得到了一般低速翼型在做简谐振动下非定常气动力的精确解 (Theodorsen 理论), 这对于气动弹性力学发展来说具有划时代意义。Dugundji^[14] (2003) 对 1953-1993 年之间飞机气动弹性研究的进展做了综述, 综述中给出了四十年中飞机气动弹性领域内的发展历程和主要成就, 并指出飞机气动弹性问题的主要研究手段集中在以下四个方面: 1) 有效地理论分析和数值分析, 2) 缩比模型风洞实验, 3) 飞机结构地面振动测试, 4) 真实飞机飞行测试。

实验分析和数值计算是研究飞机气动弹性的两个重要手段。风洞实验在探索新课题、揭示现象方面准确可靠, 因此是一直以来都是气动弹性研究的一个主要分支。然而由于实验研究的开展上存在较多的困难, 风洞和真实飞行的气动弹性实验都存在很高的危险性。同时随着计算机硬件条件的快速发展和计算方法的不断优化, 数值计算的研究范围和结果的可信度都取得突破性进展, 计算气动弹性的研究成为目前气动弹性力学的重要研究方向。

1.2.1 实验气动弹性研究

实验分析既可以用于气动弹性问题的探索, 又可以用来对气动弹性的计算方法进行验证和确认。国内外研究者在气动弹性实验研究方面都开展了很多工作。Cazier 和 Doggett^[15] (1988) 介绍了 NASA Langley 研究中心在直升机和飞机气动弹性方面的研究成果。Noll 和 Cole^[17] (2003) 等总结了 NASA Langley 研究中心在跨声速气动弹性实验方面的工作和成果, 系统地展示了美国在气动弹性实验方面的最新进展。

在颤振和 LCO 的实验研究方面, 美国 Ames 研究中心和 NASA Langley 研究中心、法国 ONERA、德国的 DLR 以及一些大学课题组分别在亚音速和跨音速方面开展了大量工作, 并且取得了相当的成果。

Doggett 和 Rainey^[18]等 (1959) 实验研究了翼型的厚度对直机翼和后掠翼在跨音速范围内颤振性能的影响, 给出了详细的翼型为平板、2%到 10%厚度的机翼跨音速颤振结果。随来流动压增加, 颤振速度和颤振频率都出现了“跨音速凹坑”现象。在相同来流马赫数下, 颤振动压随着翼型厚度增加而提高, 即翼型厚度的增加具有稳定性的作用。

Land 和 Yates^[19]等 (1962) 为了测试 Langley 跨音速风洞的有效性, 对 AGARD445.6 机翼进行了亚音速和跨音速颤振实验。目前这一系列模型之一已经成为学术界公认的气动弹性

计算标准模型, 相关验证性算例不胜枚举。

Dobbs 和 Miller^[20]等(1985)对可变后掠翼的 B-1A 飞机模型进行了风洞实验研究, 得出结论该飞机机翼的 LCO 由机翼前缘多涡向单个涡不稳定过渡所引起。对于马赫数 0.8 和 65° 前缘后掠机翼, 这种过渡一般发生在迎角 7° - 8° 之间。

Rivera 和 Cole^[21](1987)测试了战斗机机翼跨音速颤振边界相对翼下外挂的变化, 外挂物的气动力导致颤振动压明显降低, 并且消除了一般机翼“跨音速凹坑”的现象。此外, 外挂物的气动外形的突出程度与颤振动压的降低程度成正比。研究得出结论: 外挂物的气动力是影响战斗机机翼颤振特性的重要因素之一。

Schairer 和 Hand^[22](1999)运用立体照相技术, 对切尖三角翼的跨音速颤振和 LCO 特性进行研究。实验中出现了振荡幅值急剧增大现象, 模型经历了跨音速气动力, 结构大变形和破坏状态。可见, 切尖三角翼的 LCO 现象中蕴含大量的非线性机理。

Dowell 和 Tang^[23]通过低速风洞实验, 研究了多种机翼非线性气弹问题, 其中包括: 1) 三角翼的颤振和 LCO 现象, 并考虑间隙非线性影响。2) 带翼尖配重大展弦比的机翼颤振和 LCO 现象。3) 非零迎角且阵风激励下的带间隙翼段颤振/LCO 特性。

国内方面, 叶正寅^[24](2004)通过实验研究了低速时翼型的颤振特性随着迎角变化规律。翼型颤振速度和迎角的关系比较复杂: 迎角较小时, 颤振速度随着迎角的增大而增大; 在失速迎角附近, 颤振速度随迎角增大而减小; 迎角继续增大到 30° 左右时, 颤振速度又随之上升。杨超和吴志刚^[26]等(2010)对结构大变形对气动弹性特性影响作了实验和计算研究。几何非线性影响表现在其使得扭转模态频率降低; 并让颤振特性产生变化。

1.2.2 计算气动弹性研究

多年来随着数值分析和计算机硬件条件的快速发展, 计算气动弹性方面的研究成果极为丰富, 为飞机设计工作提供了非常有力的支持。

计算气动弹性可分为两大类: 经典线性气动弹性和比较复杂的非线性气动弹性。经典气动弹性分析方法具有概念清晰、计算量小和结果可靠等优点, 因此在飞机设计阶段得到广泛应用。其典型的分析流程为: 建立有限元模型, 通过模态分析得到模型的固有频率和振型。气动力模型基于平板气动力理论, 结构振型通过表面样条插值方法得到气动网格, 从而实现结构和气动力的耦合求解。

当结构或者气动力包含非线性因素后, 上述经典方法中的简化处理理论便不再适用, 因

此需要采用非线性气动弹性分析方法。结构非线性方面主要分为接触非线性、材料非线性和几何非线性。气动非线性主要包括激波运动、流动分离和边界层干扰等。Dowell 和 Edwards^[27]等 (2003) 对非线性气动弹性研究进展做了详细介绍。Tang 和 Connor^[28]等 (1997) 应用非线性气动模型, 从两个方面对结构非线性对翼型 LCO 影响展开了研究。胡海岩和赵永辉^[19] (2003) 基于 Theodorsen 理论, 对间隙非线性对翼型气动弹性特性影响进行了计算研究。

在翼型跨音速非线性气动弹性研究方面, 杨永年和牟让科^[29]等 (2001) 应用 CFD 方法研究了具有结构非线性的翼型颤振特性。Dowell 和 Thomas^[30]等 (2002) 采用 CFD 方法, 基于欧拉方程系统地对比翼型跨音速颤振和 LCO 特性进行了研究。Kirshman 和 Liu^[31] (2006) 采用笛卡尔网格基于欧拉方程对 Isogai 翼型进行了颤振和 LCO 特性进行了研究。Geissler^[32] (2003) 基于 N-S 方程, 计算了超临界翼型的抖振边界和 LCO 特性。得出结论当马赫数在抖振边界内时, 翼型会经历严重抖振。Dowell 和 Raveh^[33] (2001) 对跨音速抖振中翼型振荡频率同步现象进行了分析。对于给定运动状态的翼型, 在运动频率和幅值共同作用下, 激波抖振频率和翼型给定的运动频率同步。

在战斗机机翼方面, 由于展弦比偏小, 多采用板壳结构进行建模。由于气动力非线性, 颤振特性存在“跨音速凹坑”现象, 这成为战斗机气动弹性稳定性研究的最关键环节。国内外对战斗机机翼颤振特性和 LCO 方面都展开了深入研究

Hwang 和 Bendiksen^[34] (1997) 采用有限元方法对线性结构响应和非线性气动力进行计算, 研究了中等展弦比直机翼和 M6 机翼的跨音速颤振特性。计算结果与实验值接近, 表面欧拉方法可以用于跨音速颤振计算模拟。Bendiksen 和 Seber^[35] (2004) 对上述耦合计算方法进行了完善, 考虑了结构上几何非线性的影响。计算结果表明, 中等展弦比机翼 LCO 与非线性刚化效应相关。

Geuzaine 和 Brown^[36]等 (2003) 基于欧拉方程对 F-16 跨音速颤振边界进行了计算, 计算结果与试飞数据吻合。Dowell 和 Thomas^[37]等 (2009) 采用谐波平衡 CFD 方法对 F-16 机翼气动力进行了计算, 经过合理的模型修正后, 得到的翼尖 LCO 和颤振边界与试飞数据吻合程度较好, 研究得出结论, 外挂气动力和结构固有频率对气动弹性结果有较大影响。

陆志良和郭同庆^[38] (2004) 对跨音速颤振方法展开研究, 对简化外形战斗机颤振特性进行了分析。徐敏和安效民等 (2006) 发展了一种 CFD 和 CSD 耦合的计算方法。对跨音速机翼颤振问题进行了分析求解。卢学成和叶正寅^[39] (2009) 应用 CFD/CSD 耦合方法, 对 AGARD445.6 机翼颤振特性进行了计算。

在大展弦比机翼颤振特性研究方面, Smith 和 Patil^[40] (2001) 基于 CFD 方法开展了大

展弦比机翼气动弹性特性的研究。结构方面由 Hodges-Dowell 梁模拟, 气动力计算基于欧拉方程。结果表明, CFD 方法计算所得的颤振边界保守度比线性方法低。Palacois 和 Cesnik^[41] (2005)、Beran 和 Hru (2005) 分别基于流固耦合方法研究了大展弦比机翼和翼身组合体的静气动弹性。杨智春和党会学^[42] (2009) 通过耦合非线性结构求解器和欧拉方程求解器对大展弦比机翼静变形进行了计算。得出结论, 几何非线性随着变形增大对颤振速度的影响增大, 颤振速度随着几何变形增大而降低。

近年来, 扑翼、折叠翼等新构型机翼气动弹性成为研究前沿课题。Tang 和 Dowell^[43] (2008) 采用分支模态和涡格气动力方法, 研究了结构参数对折叠翼的气动弹性特性的影响。机翼外侧扭转刚度降低了颤振速度, 而内侧扭转刚度提高了颤振速度。Snyder 和 Sanders^[44] (2009) 研究了复杂折叠翼颤振特性。指出了铰链刚度和折叠角对结构特性有明显影响。Attar 和 Tang^[45] (2010) 考虑了结构几何非线性, 辅助以涡格气动力, 对折叠翼气动弹性进行了计算, 得出结论, 颤振后 LCO 现象主要是由于结构非线性刚化效应引起的。其计算值与实验结果吻合较好。

扑翼方面, 研究重点在于低速分离流和结构大变形。Shyy 和 Aono^[46]等 (2010) 对扑翼气动弹性研究作了综述和展望。Chimakurthi 和 Tang^[47] (2009) 采用 N-S 方程求解器和非线性有限元耦合的方法, 求解了典型扑翼气动弹性, 结果表明前缘吸气对推力的产生非常重要, 通过提高拍动频率可以大大增大推力和翼尖位移。

在伺服气动弹性方面, Djayapertapa 和 Allen^[48] (2000) 采用欧拉方程进行气动力计算, 应用控制面偏转进行跨音速颤振抑制。计算结果表明, 采用适当的控制率提高颤振可以速度, 最高提高幅度可达 19%。Gupta^[49]等 (1999) 利用气动力 ARMA 降阶模型, 研究了带控制面偏转的机翼颤振抑制, 计算效率比 CFD 方法有很大提高。叶正寅和张伟伟^[50] (2005) 对伺服状态方程、结构状态方程和 CFD 方程耦合求解, 对伺服气动弹性进行了时域求解。给出了伺服颤振速度随迎角的变化非线性特性。徐敏和姚伟刚 (2008) 利用 Volterra 级数进行非定常气动力的辨识, 通过与结构方程的耦合, 建立了降阶的气动伺服系统, 大大提高了颤振主动抑制的计算效率。

1.3 非线性气动弹性计算

由前文可知, 扩展分析能力、提高计算精度和速度一直是气动弹性研究不懈的追求和努力的目标。在跨音速颤振和复杂构型气动弹性研究方面, 气动和结构的非线性因素为研究带