

气动弹性的流固耦合 分析方法

QIDONGTANXING DE LIUGU OUHE FENXI FANGFA

刘超峰 邱菊 编著



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS

气动弹性的流固耦合分析方法

刘超峰 邱 菊 编著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书介绍气动弹性的概念、分类和基本方法,以及流固耦合计算方法的基本概念和研究概况,介绍可面向工程设计的使用通用(商用)软件进行颤振分析的方法、流程、计算步骤和使用特点,并进一步介绍带升力面组合体超声速颤振、热颤振和气动伺服弹性的计算方法和一般规律。

本书适合气动弹性专业的本科高年级学生、研究生和流固耦合相关领域(航空航天、海洋工程、建筑风工程、汽车工程、生物医药等领域)的研究人员和工程技术人员参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

气动弹性的流固耦合分析方法 / 刘超峰, 邱菊编著

-- 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015. 9

ISBN 978-7-5124-1879-0

I. ①气… II. ①刘… ②邱… III. ①气动弹性—耦
合—分析方法 IV. ①V211.47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 219721 号

版权所有, 侵权必究。

气动弹性的流固耦合分析方法

刘超峰 邱 菊 编著

责任编辑 赵延永

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: goodtextbook@126.com 邮购电话:(010)82316936

北京兴华昌盛印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1092 1/16 印张:13.75 字数:352 千字

2016 年 1 月第 1 版 2016 年 1 月第 1 次印刷 印数:1 000 册

ISBN 978-7-5124-1879-0 定价:48.00 元

序

飞行是人类追求自由的梦想。随着航空航天飞行器设计需求的提高、飞行环境和边界的拓展,飞行器系统变得日益复杂,进而引发的多场耦合动力学问题,特别是其中的气动弹性问题受到了越来越多的重视。


气动弹性问题是典型的流固耦合问题,是飞行器设计专业的核心技术之一。气动弹性分析技术一直伴随着飞行器设计技术的发展而发展,它的分析手段也由初始阶段的半经验、半理论分析方法,发展至目前的系统化、数值化状态。可以说,由于得益于计算机软硬件能力的提升,数字模拟技术可以尽情发挥其快速、经济、适用面广、约束少和数据详尽等优点,已经越来越广泛地应用于航空航天飞行器的工程研制和设计工作中。

航空航天工程是数字模拟技术的主要推动者和受益者。数字化设计技术(包括计算流体力学 CFD 技术)的迅速发展和广泛应用深深地改变了传统航空航天飞行器的研究和设计方法。基于电子信息技术的虚拟设计已经成为现代飞行器设计的重要内容。飞行器性能的设计和确定,越来越依赖于在数字模拟技术基础上产生的“虚拟飞行”。

《气动弹性的流固耦合分析方法》一书是作者在结构动力学设计、流固热耦合分析工作中总结的学术成果。该书从飞行器的设计需求和结构动力学设计存在的问题出发,理论与实例结合,深入浅出地介绍了气动弹性的基本概念、原理、方法、算例和一般规律,是一本面向高速飞行器气动弹性设计和流固耦合分析相关领域的专著,其中利用标准的、通用的 CFD/CSD 软件完成专业的、复杂的结构动力学设计的内容,特别符合目前航空航天工业部门大力推进的标准化、流程化的数字化设计平台体系建设的要求。

相信相关领域的读者一定会从该书中获得启发和帮助。

上海航天技术研究院副院长
上海机电工程研究所所长



前 言

气动弹性力学是一门研究弹性结构在气流中的静力学问题和动力学问题的学科。气动弹性问题和流固耦合问题广泛存在于航空航天、土木建筑、海洋船舶、生物医药等多个工程领域。在高速飞行器的设计中,气动弹性问题由于其瞬发性和灾难性,特别受到专业研究者和工程设计师的重视。

气动弹性问题是一个典型的流固耦合问题。为了让学习气动弹性的本科高年级学生和流固耦合相关行业的工程技术人员进一步了解气动弹性的理论与方法、流固耦合计算方法的研究进展与使用技巧,本书综述了气动弹性的概念、分类和基本方法,描述了超声速颤振、高超声速颤振、热颤振和气动伺服弹性的计算方法和一般规律。此外,还介绍了解决气动弹性问题所涉及的流固耦合计算方法,包括工程方法、计算流体力学(CFD)方法和计算结构力学(CSD)方法的概念和理论。

颤振是物理作用机理最为复杂的气动弹性问题之一。由于颤振涉及专业学科和影响因素较多,其计算、分析和验证都非常困难,颤振分析通常需要具备丰富工程经验和复杂计算手段的专业工程师才能很好地完成。目前颤振分析软件均为专业软件,普通读者较难获得。为了说明二维和三维颤振的标准的计算方法与流程,本书通过多款商用软件(包括 Nastran、ADINA、MpCCI、ADI、Dragonfly)实例通俗易懂地介绍了气动弹性流固耦合分析及操作方法,并且与超声速风洞颤振实验对比,证实分析方法的可靠性。

本书是作者近年在结构动力学设计和飞行器总体设计中的课题研究和型号工作中所总结的学术成果。特别是针对面向带升力面的组合体外形,本书结合了 CFD 计算与当地流活塞理论的方法,充分平衡了精度需求和效率需求,是尤其适合高速飞行器设计的创新方法。其中的一些理论和结果,已由作者和课题组其他成员在有关期刊上发表。在早期计算方法和计算资源有限的情况下,学术界一般认为直接采用 CFD 和 CSD 软件来开展实际气动弹性工程设计是不可现实的。随着 CFD 水平日渐成熟,本书采用通用软件来完成三维高速颤振计算,证明直接使用 CFD 软件开展气动弹性工程设计也是可行的。这在航空航天领域大力推广标准化、流程化的 TDM、SDM 平台建设的今天,意义重大。一旦颤振分析方法可以无缝地融入飞行器设计的平台和流程中,设计师的专业门槛、工作效率以及设计的可靠性将日渐改善。

本书分为 9 章。第 1 章介绍气动弹性的概念、分类和基本方法,着重介绍颤振的概念和力学特性。第 2 章介绍开展气动弹性分析的基本工程方法,包括静气动弹性和动气动弹性的基本方法。第 3 章着重介绍当地流活塞理论及其通过

CFD 方法改进的当地流活塞理论,是目前工程上较好解决复杂外形飞行器超声速颤振、高超声速颤振非定常气动力问题的方法之一。第 4 章介绍基于电子计算机技术和计算力学方法的快速发展而建立起来的流固耦合计算方法的基本概念和研究概况,包括空间上的离散格式、时间上的推进格式和界面上的耦合处理方法。为了让一般读者能利用通用的 CFD/CSD 软件完成实际的颤振分析计算,书中详细介绍了使用通用软件进行颤振分析的方法与流程。第 5 章介绍了基于 Flightloads & Nastran 软件的颤振计算方法。第 6 章介绍了基于流固耦合软件 ADINA 的颤振计算方法。第 7 章介绍了基于流固耦合第三方软件 MpCCI 的颤振计算方法。第 8 章介绍了流固耦合软件 ADI. Dragonfly 的颤振计算方法。在上述的计算和分析的基础上,第 9 章进一步介绍了带升力面组合体超声速颤振、热颤振和气动伺服弹性的计算方法和一般规律。本书附录中给出了颤振的物理解释和影响因素分析,以及三维翼面的超声速风洞试验情况,以便读者可以更好地理解颤振的物理机制,复现书中算例或校验自己的超声速气动弹性计算模型。

本书由刘超峰、邱菊编著。在编写的过程中,得到武汉合美利公司的袁志丹、刘振华工程师,上海 MSC 公司的许晟工程师,上海海基科技公司的王广基、张学亮工程师,西安前沿动力公司的胡光初博士、余运超工程师,航天八部的梅睿、唐晓峰和刘锋工程师等人的大力支持。特别是袁志丹和张学亮工程师提供了许多宝贵的资料和算例,在此一并致以深深的谢意。

本书在编写的过程中,参考了许多国内外的文献内容,这里向所有参考文献的作者表示诚挚的谢意。

本书在完成书稿的过程中得到了项目组专家、航天八部气动弹性专家杨炳渊老师的指导和帮助,杨老师知识渊博,经验丰富,在向杨老师学习的过程中我们获益良多。

限于作者的水平,书中错误和疏漏在所难免,敬请广大读者和同行专家批评指正。

作者

2015 年 9 月于上海

主要符号表

- A, B, C, D : 系数矩阵
 $[C], C, Z$: 阻尼矩阵、广义阻尼矩阵
 C : 压力系数
 c : 来流声速
 E : 位移向量, 广义位移向量
 F : 结构载荷
 I : 单位矩阵
 $[K], K$: 刚度矩阵、广义刚度矩阵
 L : 长度, 参考长度
 $[M], M$: 质量矩阵, 广义质量矩阵
 Q : 所受外力, 包括惯性力, 空气动力等
 $\{Q\}$: 外力矩阵
 $[\Phi], \Phi$: 节点或结构无量纲固有振型
 S : 参考面积, 网格面积
 V : 来流速度
 w : 结构节点的位移或振型
 W : 活塞运动速度
 W : 是下洗控制点处的下洗速度列阵
 Z : 节点位移、结构位移
 ρ : 来流密度
 ω : 结构固有频率
 $\xi, \{\xi\}$: 模态坐标、模态坐标列阵
下标 ∞ : 表示无穷远
下标 L : 表示当地

目 录

第 1 章 计算气动弹性力学概况	1
1.1 气动弹性的基本概念	1
1.2 静气动弹性问题	2
1.3 动气动弹性问题	4
1.3.1 气动弹性稳定性问题	4
1.3.2 气动弹性响应问题	6
1.4 小 结	7
第 2 章 气动弹性分析的基本方法	8
2.1 静气动弹性计算方法	8
2.1.1 柔度法	8
2.1.2 模态法	8
2.1.3 颤振法	9
2.2 动气动弹性计算方法	10
2.2.1 结构离散化运动方程	10
2.2.2 结构离散化运动方程模态叠加法	11
2.2.3 非定常气动力计算及颤振计算方程	11
2.2.4 表面样条插值方法	12
2.2.5 颤振传统计算方法	16
2.2.6 一种改进的 g 法	23
2.2.7 非定常气动力的计算	26
2.3 小 结	27
第 3 章 基于当地流活塞理论的气动弹性分析方法	28
3.1 活塞理论	28
3.2 当地流活塞理论	28
3.3 非定常下洗和压力分布	29
3.3.1 任意翼面的非定常压力分布	30
3.3.2 旋成体机身的非定常压力分布	31
3.4 模态坐标表示的广义非定常气动力	31
3.4.1 模态坐标表示的广义非定常气动力	31
3.4.2 翼面的广义非定常气动力	32
3.4.3 机身的广义非定常气动力	33
3.5 小 结	34

第 4 章 流固耦合方法概述	35
4.1 流固耦合的基本概念	35
4.2 流体软件中的流固耦合方式	36
4.2.1 滑动网格的耦合方式	36
4.2.2 动网格生成的耦合方式	37
4.3 流体软件和固体软件的耦合方式	39
4.3.1 直接耦合的流固耦合方式	39
4.3.2 迭代耦合求解的流固耦合方式	40
4.4 第三方的流固耦合软件	40
4.5 流固耦合方法	41
4.5.1 空间离散格式	41
4.5.2 界面的耦合方法和流固网格的相容性	42
4.5.3 时间推进格式	44
4.6 小 结	46
第 5 章 基于 Flightloads&Nastran 的气动弹性分析	47
5.1 Flightloads&Nastran 软件介绍	47
5.1.1 软件简介	47
5.1.2 主要功能	47
5.1.3 技术特点	48
5.1.4 基本模块	49
5.1.5 应用领域	49
5.2 基于 Flightloads&Nastran 的三维翼型气动弹性分析	53
5.2.1 三维翼型模型	53
5.2.2 结构模态分析	54
5.2.3 气动网格面设置	57
5.2.4 气动结构耦合设置	58
5.2.5 减缩频率定义	59
5.2.6 结构检测点设置	60
5.2.7 颤振分析定义	60
5.3 颤振结果分析	64
5.4 小 结	65
第 6 章 基于 ADINA 的气动弹性分析	66
6.1 ADINA 软件介绍	66
6.1.1 软件简介	66
6.1.2 主要功能	66
6.1.3 技术特点	69

6.1.4	基本模块	72
6.1.5	应用领域	72
6.2	基于 ADINA 的二维翼型流固耦合分析	73
6.2.1	模型概述	73
6.2.2	刚性体的 CFD 计算	74
6.2.3	柔性体的 FSI 计算	84
6.3	三维算例	99
6.4	小 结	110
第 7 章	基于 MpCCI 的气动弹性分析	111
7.1	MpCCI 软件介绍	111
7.1.1	软件简介	111
7.1.2	主要功能	112
7.1.3	技术特点	112
7.1.4	基本模块	114
7.1.5	应用领域	114
7.2	基于 MpCCI 的二维翼型流固耦合分析	115
7.2.1	CAD 及模型设置	115
7.2.2	MpCCI 耦合计算结果	116
7.3	基于 MpCCI 的三维模型翼气动弹性分析	118
7.3.1	流体计算	118
7.3.2	结构计算	124
7.3.3	MpCCI 耦合计算设置	126
7.3.4	颤振分析	135
7.4	小 结	140
第 8 章	基于 ADI Dragonfly 的气动弹性分析	141
8.1	ADI Dragonfly 软件介绍	141
8.1.1	软件简介	141
8.1.2	主要功能	141
8.1.3	技术特点	142
8.1.4	应用领域	143
8.2	超声速组合体颤振预测的算例	143
8.2.1	分析流程	143
8.2.2	新建/删除工程	144
8.2.3	参数列表	145
8.2.4	建立模型	152
8.2.5	程序求解	154
8.2.6	结果处理和绘图输出	154

8.3 小结	163
第9章 带升力面组合体超声速颤振方法	164
9.1 组合体颤振计算概述	164
9.2 舵面颤振计算	164
9.3 组合体颤振计算	167
9.3.1 控制方程	167
9.3.2 气动力模型	168
9.3.3 结构运动的时域仿真	168
9.4 热颤振计算	171
9.4.1 高超声速气动加热分析	172
9.4.2 结构传热和温度场分析	173
9.4.3 热弹性耦合和热模态分析	173
9.5 气动伺服弹性计算	176
9.5.1 伺服气动弹性研究的现状与发展	176
9.5.2 气动伺服弹性计算结果	179
9.6 小结	181
附录一 颤振的物理基础和影响因素	182
一、颤振的物理基础	182
二、各种因素对颤振稳定性的影响	185
附录二 HD3103B 舵面模型风洞颤振试验	187
一、几何模型和工况	187
二、结构参数	188
三、气动参数	191
四、颤振计算结果与结论	201
参考文献	202

第 1 章 计算气动弹性力学概况

1.1 气动弹性的基本概念

气动弹性(Aeroelasticity)问题由于其突发性和灾难性一直是飞行器设计中备受关注的重要问题。从固定机翼飞行器问世的第一天起,飞行器就遇到了气动弹性问题。1903年,在莱特兄弟的双翼机首次成功飞行的前9天,Langley教授首次进行了单翼机的有动力飞行试验。不幸的是由于机翼扭转刚度不足发生了静气动弹性发散导致机翼断裂并坠落在Potomac河中,从而使Langley错过了飞机发明者的头衔。最早有文献记录的颤振事故是第一次世界大战初期英国的Handley Page 0/400双引擎轰炸机发生剧烈的平尾颤振而坠毁。这一事故使得Lanchester、Baird和Page开始进行飞行器颤振问题的研究。到了20世纪20年代末,Kussner、Duncan和Frazer共同发展了机翼颤振的基础理论。1934年,Theodorsen成功地求解出了具有翼面-操纵面组合在简谐振动下的非定常气动力的精确解,建立了解析求解翼面颤振问题的关键基础。到了20世纪50年代之后,飞行器的速度提高到跨声速和超声速范围,涌现出大量的新的气动弹性问题。近年来,随着高超声速飞行器的研制,在极端条件和多场耦合条件下的气动弹性问题又成为飞行器设计者关注的焦点。

气动弹性力学是研究空气动力和结构弹性变形之间相互作用的规律及其应用的一门综合性学科,主要研究飞行器在弹性力、惯性力、空气动力和热力的共同作用下的影响。此外,气动弹性力学和控制系统相结合还产生了气动伺服弹性力学。气动弹性力学结构动力学、非定常空气动力学和自动控制系统动力学三者的关系可以用气动伺服弹性力学三角形来表述,如图1.1所示。总的来说,气动弹性问题分为静态和动态两大类,每一类中又包括稳定性问题和响应问题。静气动弹性稳定性问题是变形发散,响应问题包括结构弹性对飞行器性能、空气动力载荷和操纵稳定性的影响。动气动弹性稳定性问题包括颤振、嗡鸣(跨声速舵面颤振)等,响应问题包括抖振和突风响应等。气动弹性问题是最具有工程意义的流固耦合问题或多学科耦合问题之一。

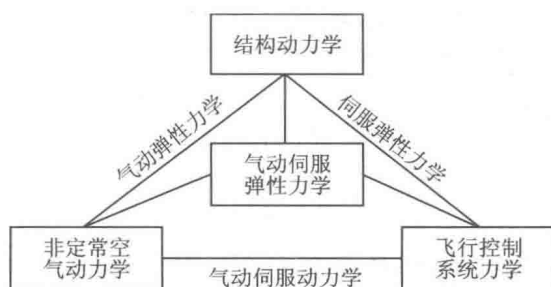


图 1.1 气动伺服弹性力学三角形

气动弹性力学具有几个明显的特点:首先气动弹性力学本质上是一个典型的流固耦合问题,结构在气动力的作用下发生弹性变形,同时结构变形又反过来改变流场的边界。其次是涉

及的非线性因素多,包括来自结构方面的非线性因素,如控制面铰链处的间隙非线性因素或迟滞非线性因素、机翼弯曲变形引起的立方非线性因素等。此外,当飞行器在跨、超声速或大攻角亚声速范围内工作时,还涉及空气动力学的非线性。这些非线性因素都给气动弹性分析与控制带来了巨大的挑战。第三是不确定的时变参数多,气动弹性力学模型涉及的不确定参数包括来自结构方面的参数、来自空气动力方面的参数和来自控制系统的参数。所以,气动弹性力学是多学科交叉、带有非线性、不确定性和时变性的具有较高难度和复杂程度的一门学科。

现代飞行器设计日益追求高速度、高机动性,飞行器越来越呈现出轻结构、大柔性、高频响的控制系统特点,以及在高马赫数和大攻角条件下引起的气动加热和失速颤振问题,这些都会导致结构、空气动力和控制系统各方面的强烈非线性及其相互的强耦合作用。因此,如何从复杂外形的干扰流场出发,将大攻角条件下的气动加热和大攻角条件下的颤振、气动伺服弹性分析结合在一起,研究包括气动加热、承力结构和防热材料的三维温度场分析、瞬态热应力分析、热模态分析、热气动弹性颤振和热气动伺服弹性稳定性分析在内的多场耦合动力学分析方法,是当前研究气动弹性问题的一项重要任务。

1.2 静气动弹性问题

通常情况下,论证飞行器正常工作只要在地面试验证明其强度满足设计要求即可,但对于长细比很大的小刚度飞行器或部件来说,还必须保证其刚度满足设计要求。例如,在 $Ma = 0.8, Re = 2 \times 10^6$ 条件下,弹性变形对 MD90 机翼外侧剖面的压力影响可达 30% 以上。当飞行速度比较低时,弹性变形的影响很小;随着飞行速度的增加,弹性变形的影响越来越大。考察结构在空气动力作用下变形发散问题和气动载荷的重新分布问题以及由此产生的副翼效率和反效问题称为静气动弹性问题。早期的单翼机大都受到静发散的困扰。现代后掠翼飞行器的发散速度一般高于颤振速度,因此静发散几乎不会发生。但对于前掠翼飞行器来说,静气动弹性发散就是一个重要的问题。当机翼发生变形发散时,机翼的扭轴位于气动力中心线之后,升力对扭轴的力矩会使机翼扭转而增大实际攻角,从而使升力增大,机翼扭转角进一步扩大。另一方面,偏转飞行器副翼能产生滚动力矩,使飞行器滚转。由于机翼的弹性,副翼的效应会随飞行速度的增大而降低,称为操纵反效,这在后掠机翼上尤其严重。当飞行速度达到某一值时,机翼上气动力引起的弹性变形会使副翼失效。在静气动弹性问题中,假设结构的弹性变形被认为是缓慢发生的,不考虑由变形速度和加速度引起的空气动力的变化,也就是说,气动弹性平衡方程与时间变量无关。

静气动弹性问题的空气动力控制方程为 Euler/N-S 方程,即

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_v}{\partial \xi} + \frac{\partial G_v}{\partial \eta} + \frac{\partial H_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1.1)$$

式中, U 是贴体坐标中的守恒变量, F, H, G 和 F_v, G_v, H_v 是贴体坐标中的无黏通量和黏性通量。结构的弹性变形的平衡方程为

$$KE = Q \quad (1.2)$$

式中, K 为结构广义刚度矩阵, E 为结构广义位移向量, Q 为压力载荷向量。

二元机翼是一种假想的机翼,假定绝对刚硬并且沿展向所有的剖面都是相同的。机翼的弯曲和扭转变形可分别用二元机翼的沉浮和俯仰运动来模拟,如图 1.2 所示。在静气动弹性问题中,机翼的沉浮运动引起的附加气动力非常小,因此沉浮运动不予考虑。扭转弹簧安装在刚心上。刚心指的是翼型上的这样一点:沿该点施加垂直方向的力只会引起机翼的沉浮运动而不会引起扭转,即沉浮和扭转是不耦合的。而压心(空气动力中心)指的是:对该点的气动力矩与攻角无关。对于二维不可压缩流来说,压心大约位于薄翼型的 $1/4$ 翼型处;对于超声速流,压心移到 $1/2$ 翼型附近。

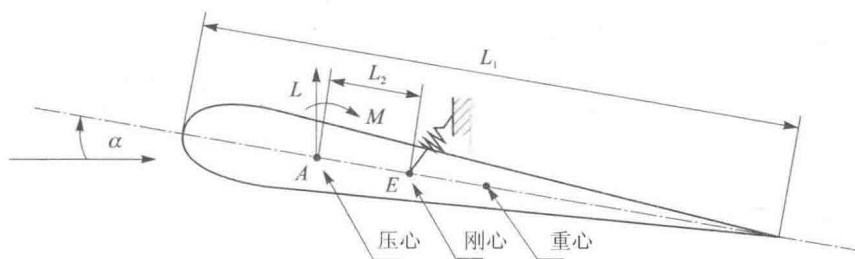


图 1.2 二元机翼模型

由于大展弦比机翼结构柔性比较大,更容易出现气动弹性发散问题。大展弦比平直机翼如果没有大的开口或突变的展向结构,则机翼剖面的刚心基本位于一条直线上,称为弹性轴。大展弦比平直机翼的弹性特性可以用垂直于机身弹性轴的弹性特性来表示。亚声速情况下,压心在弹性轴之前,机翼升力引起弯曲变形的同时引起机翼扭转,使机翼附加一个弹性攻角,使得升力增加,一定条件下引起机翼变形发散。在处理大展弦比机翼的空气动力时,一般采用片条理论。片条理论假定展向位置机翼剖面的局部升力系数只与局部攻角有关,因此在任何展向位置上气动力可由该展向位置所对应的二维气动力得到。

对于大展弦比后掠机翼,在计算中可以用有效根部来代替真实根部,将后掠机翼转化为一个虚拟的平直机翼。在计算中假设存在一根弹性轴,但该弹性轴不垂直于机身而与来流方向成一定角度,称为后掠角。后掠翼的弯曲和扭转是相互影响的,所以必须同时考虑弯曲和扭转两方面的影响。在对称飞行条件下,由于机翼的扭转变形使升力的合力沿展向向外移动,从而使翼根弯矩增加。对于后掠机翼,升力的合力会沿着飞行方向向前移动,因而对飞行器的静稳定性产生重要影响。对机翼发散和操纵效率的研究表明,机翼的后掠角越大,临界发散速度越高。当机翼后掠角增大到一定程度后,机翼几乎不会发散。但在相同的飞行状态下,副翼操纵效率却随着后掠角的增大而降低。由于后掠角机翼在现代飞行器中被广泛使用,因此,后掠机翼的操纵效率是一个非常重要的静弹性问题。在实际设计过程中,可用适当增加副翼的展长和弦长、增加机翼扭转刚度等措施提高副翼效率。当然,也可以利用主动气动弹性控制技术来提高副翼效率。

三维弹性机翼可以用商业软件 MSC. Nastran 或自行开发软件进行气动力和结构变形的 CFD/CSD 耦合求解,将气动弹性变形的影响引入到机翼设计的方法和过程之中。一般地,静气动弹性的计算流程如图 1.3 所示。

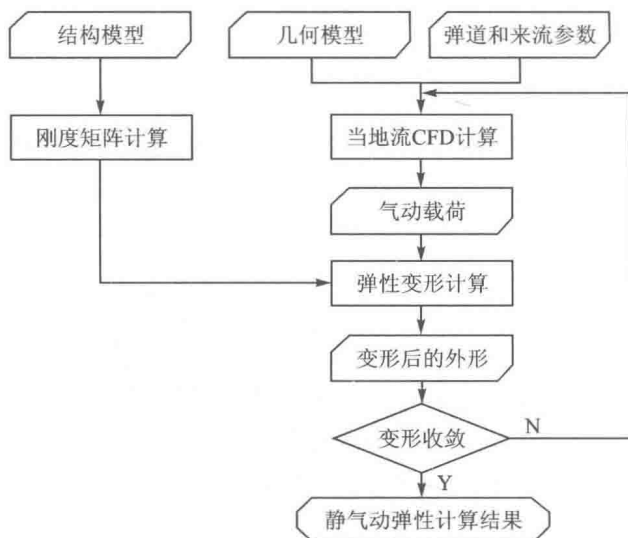


图 1.3 静气动弹性计算流程

1.3 动气动弹性问题

1.3.1 气动弹性稳定性问题

飞行器的速度较低时,机身、机翼和尾翼的任何自由振动都会因阻尼而衰减;当飞行速度超过某一值时,微小扰动都会引起振动发散,使得结构在几秒甚至几十毫秒瞬间破坏,这种现象称为颤振。颤振是气动弹性力学中最重要的课题,是当升力面在气流中以一定速度运动时,在弹性力、惯性力和空气动力的作用下,刚好能够维持等幅振荡的一种自激振动。产生颤振的基本原因是结构振动产生的瞬间气动力与弹性位移之间有相位差,使能量从气流中注入结构振动中,在气动力做功等于或大于阻尼力消耗功的情况下,就发生颤振。地面上的飞行器受到扰动后由于系统阻尼的存在,振动很快便衰减甚至完全消失;飞行速度较小的飞行器受到扰动后振动也会缓慢衰减。但当飞行速度增大到一定值时,扰动引起的振幅正好保持不变,这一速度称为颤振临界速度,而此时的振动频率称为颤振临界频率。工程中有时也使用临界动压来表征颤振。对飞行器设计者来说,飞行器发生颤振是很危险的,飞行器设计范围内不允许发生任何形式的颤振。要防止出现颤振,必须在所有的飞行状态下,颤振临界速度都大于最大飞行速度,并有一定裕量。图 1.4 为某个翼面的颤振计算实例:当飞行速度为 $V_{cr}=850\text{ m/s}$ 时,翼面为等幅振动;飞行速度小于或大于该速度,翼面的振动就会衰减或发散。

颤振研究涉及空气动力学和结构动力学,特别是跨声速区域由于颤振速度随着马赫数的增大先降后升,出现“凹坑”现象而成为最容易发生颤振的区域,是飞行器设计者必须重视的问题。

飞行器结构颤振的运动方程可以写为

$$M\ddot{E} + C\dot{E} + KE = Q(t, E, \dot{E}, \ddot{E}) \quad (1.3)$$

式中, E 为结构的广义位移向量, M 为广义质量矩阵, C 为广义阻尼矩阵, K 为广义刚度矩阵,

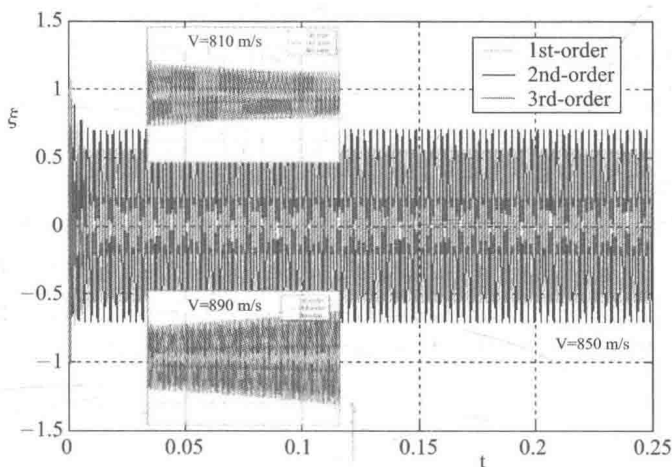


图 1.4 翼面超声速颤振计算和确定(临界速度 $V_{cr} = 850$ m/s)

Q 为所受外力,包括惯性力,空气动力以及其他附加外力。

对线性系统而言,当飞行器的飞行速度超过颤振临界速度后,其振动是随着时间不断增加的,从而导致结构破坏。这样的颤振叫做线性颤振。然而,真实的系统往往是非线性系统,颤振计算的非线性来自于结构的非线性和空气动力的非线性。结构在加载时其刚度往往是逐渐提高的,所以当飞行速度超过颤振速度后,飞行器的振幅并不像线性系统那样无限增长,而是出现极限环振荡。从这个意义上说,结构非线性是有利的。当然,如果极限环振荡是大幅的,那也非常危险。长时间的大幅极限环振荡最终将导致飞行事故。非线性系统的颤振分析是近年来一个十分活跃的研究方向。

结构的非线性因素包含几何非线性、间隙非线性、迟滞非线性和立方非线性等。一般的机翼、旋翼、壁板的非线性结构建模,通常采用非线性梁和非线性板两种典型的结构模型。

空气动力的建模和求解是颤振计算中的核心内容。颤振计算中的非定常气动力计算方法可按马赫数范围划分为:① 低速范围 $Ma \leq 0.6$,适用不可压缩流理论;② 亚声速范围 $0.6 < Ma \leq 0.95$,适用核函数配置法、偶极子格网法和涡格法;③ 跨声速范围 $0.95 < Ma \leq 1.05$,适用小扰动位势理论或 Euler/N-S 方程;④ 低超声速范围 $1.05 < Ma \leq 3$,适用马赫盒法或谐和梯度法;⑤ 超声速范围 $3 < Ma \leq 8$,适用 VanDyke 二阶活塞理论;⑥ 高超声速范围 $Ma > 8$,适用 Newtonian 碰撞理论。上述方法适用于各种展弦比的翼面,但对于亚声速至高超声速范围的大展弦比翼面,使用片条理论和修正片条理论可以获得更简便和高精度的结果。此外,上述方法通常只适用于零攻角或小攻角状态,描述大攻角非定常流的 N-S 方程是一组高度非线性四维方程,而且边界条件随时间变化,直接数值求解十分困难。到目前为止,对于大攻角复杂外形的非定常空气动力的求解仍是研究的难点和热点,如果要在工程应用中直接求解 N-S 方程,对计算机运算能力有一定的要求。

颤振计算的结构运动方程的求解有频域和时域两种方法。频域中常用的求解方法有描述函数法如 $V-g$ 法和 $p-k$ 法。 $V-g$ 法是一个人工结构阻尼方法,通过测试人工结构阻尼,求解折合频率以求得结构作简谐振动时对应的真实结构阻尼。由于机翼的真实结构阻尼比较难测定,通常假设为零,这样求出的颤振速度偏于保守。 $p-k$ 法将频域气动力分为实部和虚部,并分别加入系统的刚度阵和阻尼阵中,然后再进行颤振方程的特征值问题。 $V-g$ 法可求出颤

振速度和颤振频率。有时候希望了解亚临界的颤振趋势,即速度小于颤振速度时机翼受扰动后的振动衰减频率,这时候适宜用 $p-k$ 法作颤振分析。

由于频域方法难于用来求解具有非线性外力的结构运动方程,近年来越来越多的颤振计算直接进行时域积分。特别是随着计算流体动力学(CFD)、计算结构动力学(CSD)技术的发展和计算机性能的提高,在时域上进行 CFD/CSD 耦合数值仿真成为当前气动弹性研究的重要方向之一。在 CFD/CSD 耦合数值仿真时,由于空气动力的网格划分与结构的网格划分是各自独立进行的,因此需要在结构和空气动力之间提供一种相互连接的途径,也就是结构数据和空气数据相互传递的途径。常用的流固数据交换方法有:① 无线板样条(IPS)方法,由 Harder 和 Desmarais 提出,适用于机翼这类结构;② 薄板样条(TPS)方法,是将 IPS 方法向三维的一种推广;③ 常体积转换(CVT)法,是一种与结构模式无关的保持气动点的正交投影在结构三角形内不变局部插值方法。此外,由于 CFD 和 CSD 计算都是非定常的,所以构造高效率和高精度的时间推进数值格式也是颤振计算的重要内容之一。

1.3.2 气动弹性响应问题

气流中的分离或者紊流也会引起结构或随后部件的无规律振动,这种振动称为抖振。此外,飞行器飞行时会遇到垂直于飞行方向短时间的突风(离散突风或连续阵风),对飞行器的结构也会造成影响。抖振和突风属于气动弹性的响应问题。响应问题的研究目的是考察气动弹性系统在预先规定的载荷或突风的作用下的响应,以及载荷作用对飞行器性能、空气动力载荷和操纵稳定性的影响。

在进行抖振分析时,对大气紊流场的描述是关键。描述紊流场需要考察其平稳性、均匀性、各向同性、高斯分布和泰勒冻结场等因素,假设紊流场由无数个功率谱密度形状相同但强度不同的紊流片组成。对于抖振而言,结构的外部激励力为非定常气动力,由气动力和振动附加气动力两项组成。利用小扰动线性化速度势基本解叠加法(偶极子网格法)计算飞机各部位由空气和物面振动引起的压力值,因此振动的微分方程可以描述为

$$M\ddot{E} + C\dot{E} + KE - \Delta Q = Q \quad (1.4)$$

其中, Q 为广义气动力, ΔQ 为广义振动气动力。从方程(1.4)来看,气动弹性动力响应问题的支配方程是非齐次的,因此运动过程具有强迫振动的特征。

在研究突风响应时,对于确定性的干扰输入来说,可以采用时域脉冲响应及频域频率响应两种分析方法来求解结构响应。例如,可以将离散突风理想化为具有一定形状的(如锐边突风模型或 $1 - \cos$ 突风模型)、一定梯度距离和一定强度的单个孤立突风。而对于随机性的干扰输入,由于难以提供干扰的时间历程,一般只能提供各种类似功率谱密度的输入统计量,然后采用概率统计的方法在频域上进行分析以获得统计输出量。例如,使用频谱法将连续紊流环境描述成连续随机过程,应用随机理论建立大气紊流模型,并在频域内对紊流功率谱密度函数内积分求解突风载荷。目前,广泛使用的紊流模型(突风速度的功率谱密度)是 Dryden 模型和 Von Karman 模型。

不同飞行状态引起飞行器不同部件的抖振:大攻角气流分离会产生机翼、尾翼、鸭翼的抖振;大后掠机翼低速大攻角飞行时,机翼、机身前缘的分离涡破裂产生的尾流会诱导尾翼抖振;跨声速区激波-附面层相互作用会诱导机翼抖振;大攻角分离涡在未达到垂尾之前就发生破裂,形成高度紊乱旋转的非定常尾涡流,会产生严重的垂尾抖振。抖振响应的计算方法有两