



工业和信息化部“十二五”规划教材

飞行器气动弹性原理

(第2版)

Feixingqi Qidong Tanxing Yuanli

杨超 主编



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



工业和信息化部“十二五”规划教材

飞行器气动弹性原理

(第2版)

杨超 主编

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

本书介绍飞行器气动弹性的基本原理和方法,是在本科生教材《气动弹性设计基础》的基础上进一步深化与拓宽的研究生教材。除了对气动弹性静力学及气动弹性动稳定性(颤振)进一步深入讨论外,在第2版中,特别增强了对气动弹性动力响应的讨论,各章中增加了算例;还专门增设了有关结构非线性的气动弹性、气动弹性计算工程实例的章节,从气动弹性原理阐述到实例应用,内容更加全面,突出原理的实际应用。

本书可作为高等院校飞行器设计专业的研究生教材以及高年级本科生的参考书,也可供航空、航天、兵器等领域的结构强度、总体气动和飞行控制等专业的设计人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器气动弹性原理 / 杨超主编. -- 2版. -- 北京 :
北京航空航天大学出版社, 2016.3

ISBN 978-7-5124-2064-9

I. ①飞… II. ①杨… III. ①飞行器—气动弹性
IV. ①V211.47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 042805 号

版权所有,侵权必究。

飞行器气动弹性原理(第2版)

杨 超 主编

责任编辑 刘晓明

*

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:787×1 092 1/16 印张:16.75 字数:429千字

2016年5月第2版 2016年5月第1次印刷 印数:2 000册

ISBN 978-7-5124-2064-9 定价:39.00元

前 言

气动弹性力学所研究的各类问题,皆起因于空气动力、弹性力及惯性力之间的相互作用。它与应用力学范畴中其他学科的不同就在于,它更为明确地关注问题的相互作用本质。此外,它所涉及的学科也更加宽泛。例如,在气动弹性分析中必须计及温度和热应力影响时,就形成热气动弹性这个分支。又例如,在气动弹性分析中必须考虑飞行控制系统的影响时,就形成了气动伺服弹性学科。

从事飞行器设计的工作,学习并掌握各种气动弹性原理是十分必要的,应把基本原理应用到飞行器设计上,并作为一种设计准则、规范和指导思想。基于上述的指导思想,本书旨在为高等院校飞行器专业的研究生提供一本基本原理与分析方法并重的教科书,以适应我国高等院校航空航天相关专业培养人才的需要。本书也可作为航空、航天、兵器、建筑及桥梁等工业领域的设计人员的参考资料。

在第2版中,突出了气动弹性原理上的阐述,对结构动力学基础部分做了精简,因为这部分内容,读者很容易在现有的教科书或专著中找到;同时,在气动弹性试验技术的阐述上,更注重原理,并反映在各相关的章节中。除此以外,在其余的各章也补充了相关技术领域中的新内容。

气动弹性动力学主要包含两个方面的问题,即气动弹性动稳定性问题和气动弹性动力响应问题。在第1版中比较强调动稳定性问题,而在第2版中,特别增强了对气动弹性动力响应的讨论。从原理的阐述到所实施的例题示例,都会给读者一个完整的新内容。

在气动弹性分析中,结构非线性是不容忽视的重要问题。在一些具有非线性的结构上,采用线性的处理方法,往往会严重影响分析的结果。在第2版中,专门增设了一章“具有结构非线性的气动弹性”,向读者提供了不同结构非线性问题的不同处理方法;还增加了一章“气动弹性计算工程实例”,放在最后一章,安排了针对静、气动弹性计算的实例,为从事气动弹性力学计算的人员提供有益的参考。

第2版共有8章,分别是绪论、空气动力学基础、气动弹性静力学、气动弹性动稳定性、气动弹性动力响应、具有结构非线性的气动弹性、气动伺服弹性力学及



气动弹性计算工程实例。

本书由杨超教授主编。参加编写的有杨超(第2章)、万志强(第3章)、陈桂彬(第1章,第4章)、吴志刚(第5章)、谢长川(第6章)、宋晨(第7章)、戴玉婷(第8章)。

特别感谢陈桂彬教授,除了编写相关章节外,他还带病坚持对本书其他部分进行审读并提出了宝贵意见,但在本书即将完成之际,陈教授却不幸因病去世,编写组谨以此书深切缅怀陈桂彬教授!

作 者

2015年5月

目 录

第1章 绪 论	1
1.1 气动弹性力学概述	1
1.2 气动弹性力学发展的简要回顾	2
1.3 气动弹性现象描述	4
1.3.1 气动弹性静力学的基本现象	4
1.3.2 气动弹性动力学的基本现象	6
1.4 气动弹性力学的发展	6
1.5 气动弹性学科的特点	10
思考题及练习题	10
参考文献	10
第2章 空气动力学基础	12
2.1 气动力分析方法概述	12
2.1.1 定常气动力分析方法	12
2.1.2 非定常气动力分析方法	13
2.2 空气动力学基本方程	15
2.2.1 N-S方程和 Euler 方程	15
2.2.2 速度势方程	19
2.3 定常线性气动力分析基础	20
2.3.1 小扰动速度势方程	20
2.3.2 面元法	23
2.3.3 涡格法	24
2.3.4 定常线性气动力分析方法的局限	25
2.4 非定常线性小扰动速度势方程	27
2.4.1 小扰动假设	27
2.4.2 小扰动速度势方程	27
2.4.3 压力系数	28
2.4.4 边界条件	28
2.5 非定常线性小扰动方程求解的基本思路	29
2.5.1 叠加原理	29
2.5.2 基本解	29
2.5.3 谐振振荡形式的线性小扰动方程	30
2.5.4 求解思路	31



2.5.5 非定常线性气动力求解基本假设小结	31
2.6 偶极子格网法简介	32
2.6.1 亚声速偶极子格网法简述	33
2.6.2 超声速偶极子格网法的特点	34
2.7 准定常气动力	35
2.7.1 Grossman 理论	35
2.7.2 细长体理论	37
2.7.3 气动力导数	38
2.7.4 活塞理论	39
2.8 二元非定常气动力理论	40
2.9 线性非定常气动力近似方法	44
2.10 非线性非定常方程求解的基本特点	46
2.11 高超声速气动力分析方法	46
思考题及练习题	48
参考文献	48
第3章 气动弹性静力学	49
3.1 发 散	49
3.1.1 发散的基本原理	49
3.1.2 翼根固支机翼的扭转发散	51
3.1.3 发散工程分析方法	54
3.1.4 影响发散分析结果的因素	55
3.2 载荷重新分布	55
3.2.1 载荷重新分布的基本原理	56
3.2.2 梁根固支机翼的载荷重新分布	57
3.2.3 载荷重新分布工程分析方法	59
3.3 机翼后(前)掠角对静气动弹性的影响	62
3.4 操纵效率及操纵反效	64
3.4.1 基本现象	65
3.4.2 长直机翼的副翼效率及反效	67
3.4.3 操纵效率的一般表述方式	70
3.5 热效应对气动弹性的影响	70
3.5.1 气动热与气动弹性的耦合关系	71
3.5.2 高超声速气动热的计算方法	71
3.6 静气动弹性试验	72
3.6.1 静气动弹性模型的发散试验	72
3.6.2 飞行载荷测量试验	73
思考题及练习题	74
参考文献	74



第4章 气动弹性动稳定性	76
4.1 颤振的机理	76
4.1.1 振动的观点	77
4.1.2 数学的观点	79
4.1.3 能量的观点	80
4.1.4 反馈的观点	82
4.2 典型翼段的颤振理论	83
4.2.1 基于定常气动力理论的颤振计算	84
4.2.2 基于准定常气动力理论的颤振计算	85
4.2.3 基于非定常气动力理论的颤振计算	87
4.3 颤振行列式的求解	88
4.3.1 解颤振方程的 $V-g$ 法	88
4.3.2 解颤振方程的 $p-k$ 法	90
4.4 影响颤振稳定性的参数	92
4.5 大展弦比机翼的颤振分析	93
4.5.1 大展弦比直机翼的颤振分析	93
4.5.2 大展弦比后掠机翼的颤振分析	95
4.6 小展弦比翼面的颤振分析	96
4.6.1 小展弦比翼面的颤振运动方程	96
4.6.2 小展弦比机翼的颤振计算	97
4.7 操纵面颤振	98
4.8 壁板颤振	101
4.9 非经典颤振及抖振	103
4.9.1 嗡鸣(跨声速舵面颤振)	103
4.9.2 失速颤振	104
4.9.3 抖 振	105
4.10 飞行器的防颤振设计	107
4.10.1 防颤振设计概要	107
4.10.2 基本的飞机颤振分析	108
4.10.3 飞机结构强度规范中防颤振设计的内容	109
4.11 基本的飞机颤振试验	111
4.11.1 地面振动试验	111
4.11.2 颤振模型风洞试验	112
4.11.3 飞行颤振试验	113
思考题及练习题	115
参考文献	116



第5章 气动弹性动力响应	117
5.1 气动弹性动力响应分析的一般方程	117
5.2 动力响应问题的一般解法	117
5.2.1 脉冲响应与阶跃响应	117
5.2.2 简谐激励的响应	119
5.2.3 任意非周期激励的响应	120
5.2.4 随机振动及统计特性	123
5.3 大气扰动:紊流与离散突风	125
5.3.1 紊流	125
5.3.2 离散突风	126
5.4 任意运动和突风引起的非定常气动力	127
5.4.1 简谐运动引起的非定常气动力:Theodorsen 函数	128
5.4.2 阶跃迎角引起的非定常气动力:Wagner 函数	129
5.4.3 正弦突风引起的非定常气动力:Sears 函数	130
5.4.4 陡沿突风引起的非定常气动力:Küssner 函数	131
5.4.5 一般升力面的突风非定常气动力	131
5.5 离散突风响应分析	133
5.5.1 刚性飞机的离散突风响应	133
5.5.2 长直机翼的离散突风响应	140
5.5.3 弹性飞机的离散突风响应	144
5.6 大气紊流响应分析	150
5.6.1 典型翼段的大气紊流响应	150
5.6.2 弹性飞机的大气紊流响应	152
5.7 弹性飞机动态机动响应分析	156
5.7.1 机动过程与机动载荷	156
5.7.2 动态机动响应分析方法	157
5.7.3 动态机动响应分析实例	160
思考题及练习题	163
参考文献	164
第6章 具有结构非线性的气动弹性	165
6.1 概述	165
6.1.1 集中参数非线性	166
6.1.2 分布参数非线性	167
6.1.3 相关数学知识	167
6.2 立方刚度非线性	171
6.2.1 二元翼段模型及其线性化	172
6.2.2 非定常涡方法	173



6.2.3 非线性颤振特性	175
6.3 间隙与摩擦非线性	180
6.3.1 间隙非线性	180
6.3.2 库仑摩擦	181
6.3.3 库仑摩擦间隙	182
6.3.4 工程分析的考虑	183
6.4 大变形机翼的气动弹性	183
6.4.1 结构大变形	184
6.4.2 曲面气动力	188
6.4.3 气动弹性分析方法	190
6.4.4 算例研究	192
思考题及练习题	198
参考文献	198
第7章 气动伺服弹性力学	199
7.1 气动伺服弹性力学概述	199
7.1.1 气动伺服弹性问题的由来	199
7.1.2 气动伺服弹性的分类与内容	200
7.1.3 气动伺服弹性的分析与综合	201
7.1.4 系统的稳定性概述	201
7.1.5 气动伺服弹性运动方程概述	202
7.2 气动伺服弹性分析——频域方法	203
7.2.1 气动伺服弹性系统的频域分析模型	203
7.2.2 频域稳定性分析	205
7.2.3 频域连续阵风响应分析	209
7.3 气动伺服弹性分析——时域方法	211
7.3.1 状态空间方法概述	211
7.3.2 气动伺服弹性系统的状态空间模型	212
7.3.3 状态空间方法稳定性分析	216
7.3.4 鲁棒稳定性分析	217
7.4 气动伺服弹性综合	221
7.4.1 颤振主动抑制技术	222
7.4.2 阵风减缓主动控制	223
7.4.3 控制律设计简介	224
7.4.4 主动气动弹性机翼技术	227
7.5 气动伺服弹性不利因素的排除	229
思考题及练习题	230
参考文献	230



第8章 气动弹性计算工程实例	231
8.1 气动弹性工程计算分析概述	231
8.2 静气动弹性工程计算分析实例	233
8.2.1 建模及计算方法	233
8.2.2 发散工程计算分析实例	235
8.2.3 飞行载荷工程计算分析实例	240
8.3 颤振工程计算分析实例	243
8.3.1 建模及计算方法	243
8.3.2 颤振分析实例	244
8.4 突风响应工程计算分析实例	247
8.4.1 计算方法	247
8.4.2 离散突风响应分析实例	248
8.5 气动伺服弹性工程计算分析实例	251
8.5.1 计算方法	252
8.5.2 气动伺服弹性稳定性分析实例	254
思考题及练习题	258
参考文献	258

第1章 绪 论

1.1 气动弹性力学概述

弹性结构在气流中都会发生气动弹性现象。可以认为,“气动弹性力学”是一门研究弹性体在气流中力学行为的学科。20世纪30年代,Cox和Pugsley提出了“气动弹性”一词,用来描述这种现象。这也是本门学科名字的由来。

弹性体在气动载荷作用下会发生变形和振动,而变形和振动又反过来影响气动载荷的分布与大小,正是这种相互作用,在不同条件下将产生形形色色的气动弹性现象。在有些情况下,不仅要考虑气动力与弹性力之间的相互作用,而且还要考虑它们与惯性力之间的相互作用。所以按照是否考虑惯性力来分类,可以把气动弹性问题分成气动弹性静力学(也称静气动弹性力学)及气动弹性动力学(也称动气动弹性力学)两类。

气动弹性力学所研究的各类气动弹性现象,不外乎起因于空气动力、弹性力和惯性力三者之间的相互作用。依照起因,英国学者Collar绘制了气动弹性力三角形,对气动弹性进行了明确的分类。该三角形最形象地体现了气动弹性力学的多学科特点,表达了气动弹性问题中各种力之间的关系,从而区分了各学科之间的研究范畴。如图1.1所示,在三角形上,把其中任意两个角点联系起来,均构成一个重要的领域。由弹性力和惯性力的相互作用构成了人们熟知的“振动力学”;以气动力和惯性力的相互作用为研究对象,构成了“刚体飞行力学”;而把气动力和弹性力联系起来,就形成了“气动弹性静力学”。其实,从概念上讲,无论是连接力三角形上的哪两个角点,都可以认为它们是气动弹性力学中的一个特殊方面,只是由于历史的原因,而把气动弹性静力学的问题归纳在气动弹性这个学科之内。事实上,气动弹性力学与这些学科之间并无严格的界限,只是为了区分实际已经形成的力学分支,而在力三角形中把“振动力学”和“刚体飞行力学”用虚线表示。当所论及的问题涉及力三角形上的全部顶点时,三种力都参与作用,从而进一步构成了“气动弹性动力学”问题。由此可见,气动弹性力学这门学科跨越了三个完全独立的学科。由于气动弹性问题在现代航空航天科学与工程设计中具有重要的地位,所以使气动弹性的基本原理对于飞行器设计人员来说十分有用。

气动弹性力学主要关心的问题之一是弹性结构在气流中的稳定性。对于一定的结构,其空气动力将会随着气流流速的变化而变化,所以可能存在一个临界的流动速度,在这个速度下,结构变为不稳定的。根据惯性力是否允许忽略,这种不稳定性可以分为静力不稳定性和动力不稳定性。前者主要是扭转变形发散,后者主要是颤振。发散和颤振都会导致结构的突然毁坏和灾难性事故。因此设计人员必须保证不会发生这种不稳定事故。

从气动弹性问题的整体来看,其所包含的问题不仅仅是稳定性问题,它还研究飞行器设计中的许多其他问题,诸如在气动弹性静力学问题中,由于弹性变形而引起载荷重新分布,由于弹性变形而引发操纵效率的降低,甚至出现操纵反效;在气动弹性动力学问题中,还有和上述不同的响应问题。在该问题中,需要求出的是气动弹性系统对于外加载荷的响应。外载荷可以由弹性体的变形引起的,例如,飞机操纵面的位移;另外,也可以是由扰动引起的,例如,突

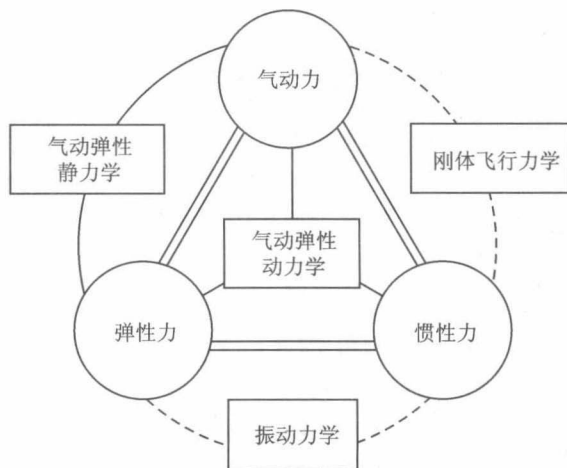


图 1.1 气动弹性力三角形

风、着陆撞击等。大多数稳定性问题在数学上可以用一组齐次方程来描述。另一方面,响应问题是用非齐次方程来表示的。实际上,对于所有相互对应的响应和稳定性问题,或是齐次方程组有一非零解,而对应的非齐次方程组无解;或是非齐次方程组有解,而对应的齐次方程组除零解外无解。因此,把响应问题和稳定性问题作为一个问题的两个方面来一起讨论是适当的。

注意,本书中所讨论的大多数问题都基于线性理论假设。有时候线性理论会影响结果的精确性。例如在颤振分析中,飞行器可能在低于线性颤振速度的情况下发生自激振动,导致系统发生极限环振动。为了得到系统的这种特性,必须采用非线性分析方法。线性化的合理性,要在具体问题上通过分析来证明。

1.2 气动弹性力学发展的简要回顾

在回顾气动弹性力学的发展过程时,有必要简要了解一下在飞机发展的初期由于气动弹性问题所引发事故。

1. 扭转发散

最早的一次由气动弹性问题所引发的事故发生在 1903 年 12 月 8 日,即在 Wright 兄弟有动力载人飞机首次成功的前 9 天,Smithsonian 学院的 Langley 教授在 Potomac 河畔进行他的“空中旅行者”号有动力飞机的试飞失败了。事后才知道,这是典型的机翼扭转发散问题。为此,Collar 教授曾经评说:“若不是气动弹性问题,Langley 可能就要取代 Wright 兄弟的历史地位了”。

第一次世界大战中,德国有两种战斗机由于静气动弹性发散而发生了致命的结构破坏。一种是 Albatros D-III 飞机,这是一种仿法国 Nieuport 17 的双翼机。由于下翼翼梁布置得太靠后,而连接上下翼的 V 形支架不能为它提供扭转刚度,使得飞机在高速俯冲时发生了扭转变形发散。另一种是在战争接近尾声时,由 Fokker 公司推出的 Fokker D-VIII 飞机,这是一种悬臂式单翼机。在投入战争后不久,就接二连三地在高速俯冲时发生机翼毁坏事故。此后,军方对 6 个机翼进行了静强度试验,结论是其强度足以承受 6 倍的设计载荷。原型机和生产型飞机唯一的不同就是,后者有一根加强后梁,本意是增大实战中飞机的强度特性,然而



却未料到由此改变了机翼弹性轴的位置,从而导致了静气动弹性发散。这个弄巧成拙的教训使设计者逐渐认识到,结构设计仅考虑强度是远远不够的,而必须考虑它的刚度特性。到了1926年,H. Reissner对机翼扭转发散进行了详细的分析,阐明了气动中心与弹性轴相对位置的重要性,这对于中高展弦比的梁式机翼来说,是一个尤为重要的概念。由此知道,当弹性轴位于气动中心之前时,机翼在任何动压下都不会发生气动弹性扭转发散。

2. 副翼反效

副翼反效也是一个倍受设计师关注的气动弹性静力学问题。1927年,英国一架双引擎大展弦比飞机,在飞行中当其飞行速度增加时,副翼效率随之降低而变为零,继而变为反方向作用而发生事故。这种控制能力丧失并且反向作用的现象,就是现在所说的副翼反效现象。20世纪30年代,英国皇家空军机构的Cox和Pugsley成功分析了这次事故,并提出了防止发生这类事故的设计准则。

3. 尾翼颤振

第一次有记载的飞机颤振事故发生在1916年,一架英国的Handley Page 0/400双引擎轰炸机发生剧烈的尾翼颤振而坠毁。研究发现,该机的升降舵是独立地由两套钢索与驾驶杆相连的,在机身平尾结构的前两阶固有振动模式中,分别是升降舵的差向运动和机身扭转。正是由于这两阶模态的耦合导致了尾翼颤振事故。其改进措施是用一个传扭轴连接两片升降舵。

仅一年后,在DH-9飞机上又发生了类似的尾翼颤振事故。而处理事故的方法,仍和Handley Pagey一样。至今,升降舵之间采用可承扭的刚性连接仍是飞机的一个重要设计特点。同时,也由此促使F. W. Lanchester和L. Bairstow以及A. Fage进行了第一批有目的的气动弹性颤振研究。他们研究了由机身扭转和升降舵偏转这两个自由度组合而成的二元颤振,这可能是最早的颤振理论分析。

4. 副翼颤振与质量平衡

第一次世界大战结束后,在荷兰,研究人员围绕一架单翼机(远距水上侦察机)的副翼颤振开展了系统的颤振研究。A. G. von Baumhauer和C. Koning研究了机翼弯曲与副翼偏转耦合的二元颤振问题,并于1923年发表了涉及颤振理论和实验分析两方面的研究报告。荷兰国家宇航实验室的H. Bergh教授曾评述这份报告,认为其已涵盖了现代颤振分析的一般特性。其最重要的研究成果是发现采用副翼质量平衡能有效地消除这种颤振,如图1.2所示。



图 1.2 解决副翼颤振问题的质量平衡法

20世纪20年代末,H. G. Kussner、W. J. Duncan和R. A. Frazer建立了机翼颤振的理论基础,发表了一篇被认为是“颤振经典”的专论。该文利用简化的风洞模型来辨识和研究实验现象,给出设计建议,并列出了测定气动力导数所需的详细步骤。1934年,T. Theodorson



获得了翼面-操纵面组合的二维不可压流谐振荡空气动力的精确解,建立了解析求解翼面颤振问题的基础。

第二次世界大战爆发后,空军已成为重要军种,不同型号的机种应运而生,提高飞行速度是当时飞机发展的焦点。由此而引发的是一系列气动弹性事故的发生,较为突出的是操纵面和调整片的颤振。到第二次世界大战结束前夕,随着喷气发动机的问世,人类实现了跨声速飞行,出现了许多新的、富有挑战性的气动弹性问题。其中跨声速范围内的颤振问题是最受关注的。1944年,当NACA飞行员驾驶新型P-80飞机做高速飞行试验时,发生了一种剧烈的副翼振动,该振动是由副翼偏转与机翼上激波的弦向运动耦合引起的一种单自由度颤振。这种现象称为“副翼嗡鸣”,它不同于机翼-副翼颤振。

飞行速度提高到跨声速范围,同时出现了第一批超声速飞机,由此又提出了新的气动弹性问题。人类首次突破声障是在1947年由Charles Yeager在X-1验证机上创造的。从此,开始了超声速飞行,而超声速颤振问题也开始得到重视。这时出现了一种新形式的颤振——壁板颤振。壁板是飞行器的基本结构单元,因此,防止壁板颤振尤为重要。从20世纪50年代开始,飞机及有翼导弹的小展弦比后掠翼和三角翼成为气动弹性研究的主要对象,这就要求必须研究全新的颤振分析原理和解法。到了20世纪70年代,随着计算机的进一步发展,跨声速非定常气动力的计算方法也得到了一定程度的发展。

纵观上述历史事实可以看到,自人类发明飞机以来,气动弹性理论就一直伴随着飞行器的发展而逐渐完善,并形成了独立的学科。为解决飞行器中出现的种种气动弹性问题,大批航空工程师和空气动力学专家做了大量研究工作。当时的研究依三个方向进行:一是工程分析,二是对非定常空气动力的理论研究,三是对试验技术的研究。这三方面相辅相成,互相促进。研究的具体问题也是适应飞行器设计的要求,从早期低速飞机的扭转发散,至主动气动弹性机翼技术的实现。今天,飞行器的结构更趋于柔性增大,气动弹性是飞行器能安全和高性能地飞行所不可缺少的考虑方面。可以认为,气动弹性力学的发展与世界航空航天工业的发展是分不开的。经历了一个世纪以来的发展,气动弹性力学已涉及更加广泛的学科领域,并在航空航天工程中发挥着举足轻重的作用。

1.3 气动弹性现象描述

在飞行器飞行过程中,气动弹性现象是多种多样的。按照是否考虑惯性力,可以把气动弹性问题分成两类:一类是只包含空气动力和弹性力相互作用的气动弹性问题,称之为气动弹性静力学问题;另一类是包含空气动力、弹性力和惯性力相互作用的气动弹性问题,称之为气动弹性动力学问题。下面简略叙述气动弹性静、动力学问题的物理现象。

1.3.1 气动弹性静力学的基本现象

气动弹性静力学问题主要包括两种类型:第一类是扭转发散问题以及与之密切相关的载荷重新分布问题;第二类是操纵效率和操纵反效问题。

1. 扭转发散

所谓扭转发散是指飞行器在飞行中升力面的静不稳定性。在飞行时,由于某种原因使翼面的迎角改变,由此引起翼面上气动力的变化,气动力的改变又将引起机翼扭角(或迎角)发生



变化,如此反复的作用,可能使翼面的变形愈来愈小,最后趋于平衡;也可能使翼面的变形愈来愈大,最后使翼面破坏。发生不稳定的飞行速度称为发散速度。其中升力面的弹性在不稳定中起了主要作用,意即在一个确定的风速下,弹性升力面受到定常升力作用而发生扭转变形,直至破坏。

由上所述,可以用框图来表示气动力与弹性系统之间的关系。图 1.3 中的 α_0 称为输入迎角,升力 L 是输出,弹性扭角 θ 则是系统的反馈量。由此可见,气动弹性问题就是当系统具有弹性反馈时的气动力问题。

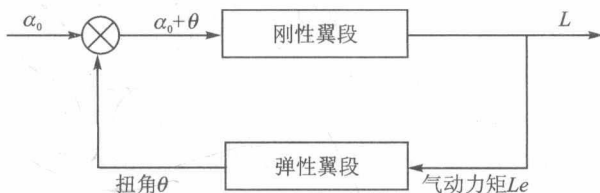


图 1.3 弹性机翼的气动弹性反馈

2. 载荷重新分布

这是与上述扭转发散问题密切相关的又一个气动弹性静力学问题。它是指由于升力面的弹性变形对飞行器的整个升力分布具有的相应的影响,对于整机来说,称为飞行载荷。静气动弹性效应所反映出来的问题是,机翼所承受的升力与原来设想的绝对刚硬的机翼所承受的升力有所不同。因此,在该问题中,要确定由于升力面的弹性而引起的升力分布变化。图 1.4 表示了一个典型的例子,即后掠的弹性机翼与其相应的完全刚硬机翼,在法向加速度为 $2g$ 的机动飞行中所具有的升力分布。由图可见,由于弹性机翼的总升力线移向机翼的根部,所以从强度观点看,对大展弦比机翼来说,弹性变形对升力分布的影响是有利的。但对前掠翼来说,情况恰好相反。

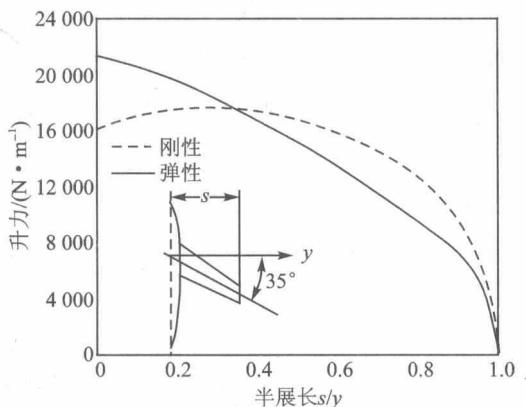


图 1.4 在法向加速度为 $2g$ 的机动飞行中,完全刚体和弹性后掠机翼的载荷分布

3. 操纵效率及操纵反效

这是飞行器设计中另一类重要的气动弹性静力学问题。由于操纵面向下偏转,所以在气动中心处产生附加升力及气动力矩,它们对翼面刚性形成力矩,使翼面有负扭转角,这个负扭转角产生负的附加升力,从而降低了操纵面增加升力的作用,所以称作操纵面效率问题。

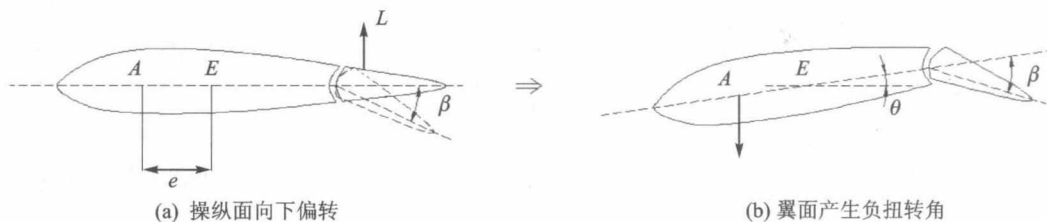
图 1.5 画出了操纵效率示意图。其中, A 为气动中心, E 为刚心。

图 1.5 操纵效率示意图

操纵反效是与上述操纵效率相关的一个问题。由于升力面结构弹性变形的影响,飞行速度的增加会导致操纵效率的降低。在一个确定的飞行速度下,操纵面效率变为零,该速度称为反效速度。超过该速度后,操纵面的作用就与原来预期的作用相反了。

1.3.2 气动弹性动力学的基本现象

气动弹性动力学问题是指如图 1.1 中惯性力、弹性力和气动力都参与作用的气动弹性问题。飞行器设计领域中的气动弹性动力学问题包含着两个重要的实际问题,即气动弹性动稳定性和气动弹性动响应问题。前者的特点是外界的激励为零,即系统中所有的作用力都是系统位移、速度和加速度的函数;而后者则是外力随时间任意变化的。对飞行器来说,气动弹性动力学问题主要表现为颤振、动力响应和抖振等问题。

1. 颤 振

颤振是指发生在飞行器飞行中的动不稳定性,它是飞行器设计人员最为关注的问题。颤振是一种自激振动,是几个自由度之间耦合作用的结果。对于给定的飞行器结构,当飞行速度由小变大时,振动由衰减转变成扩散的。当处于某一飞行速度时,由扰动引起的振动的振幅正好维持不变,这一速度称为临界颤振速度。颤振现象的形态多种多样。在发生颤振时,大多数情况是整个飞行器在某种程度上参与了这个过程;但也有可能发生在飞行器的单个部件上,例如壁板颤振。

2. 动力响应

动力响应是指弹性系统受到与自身系统无关的、随时间任意变化的外界扰动力的作用而发生的强迫振动。这些干扰力可以是和谐的、周期性的、脉冲型的或时间随机性的。

3. 抖 振

抖振大体上可以分为两种类型:一类是升力型抖振,是指当翼面迎角太大时,由于分离流的紊流激励,使翼面本身或处于机翼尾流中的尾翼产生剧烈的振动响应,这种现象称为大迎角抖振。在跨声速飞行范围内,由翼面激波引起分离而产生的响应,常称为激波抖振。另一类是非升力型抖振,该类抖振多由飞机外形突变引起,使升力面落入不良气动外形物体的尾流中。

1.4 气动弹性力学的发展

气动弹性力学发展至今,已经面临了众多新的气动弹性分支。例如,当气动弹性分析必须