



自动柔性试验

管 虎 主编

北京航空学院出版社

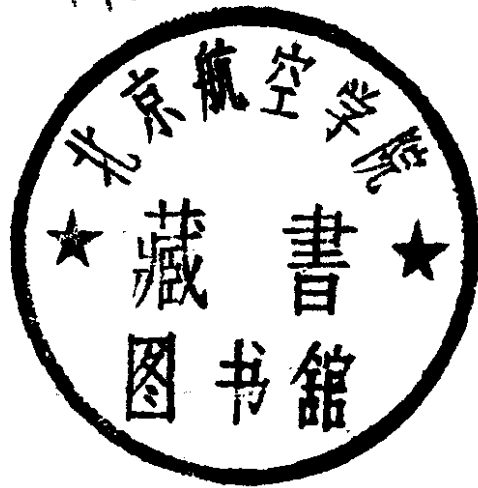
641223

V216/05

气动弹性试验

管德主编

H/K59/13



北京航空學院出版社



C0179641

V216
05

内 容 简 介

本书系统地阐明气动弹性力学领域中的试验及试验方法。全书共十章，内容丰富，实用性强，包括结构的刚度试验、固有动力特性试验、伺服飞行控制系统动特性试验、非定常压力分布测量、气动弹性模型试验的相似律及风洞试验模型、颤振模型和抖振模型的风洞试验和飞行颤振试验等。

本书适合于从事气动弹性专业的科技人员和实验人员阅读。大专院校有关专业的师生也可参考。

气动弹性试验

管 德 主编

责任编辑 陈桂彬 邹丛青

北京航空学院出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

北京农业工程大学印刷厂排版印刷

通县觅子店印刷厂装订

787×1092 1/32 印张：6 字数：134千字

1986年11月第一版 1986年11月第一次印刷 印数：2000册

统一书号：15432.036 定价：1.65元

前 言

气动弹性力学的任务是研究弹性物体在气流中的力学行为。弹性物体主要是指飞机，当然也可以是其它的航空器，或者是桥梁、高层建筑、风力发电装置等等。

“气动弹性力学”这个概念是在三十年代开始形成的，它主要是在航空工业发展的需求下，随着电子计算技术和试验技术的发展而发展起来的。目前，它已发展成为一门独立的学科了。

北大西洋公约组织航空研究发展咨询团（AGARD）曾于六十年代初期，出版过《气动弹性力学手册》，其中的第四部分——《气动弹性试验方法》，全面地介绍了各种类型的气动弹性试验，曾经起过很好的作用。

从那本手册出版到现在，已经过去了二十年。在这二十年中，电子技术有了飞跃的发展，气动弹性试验的技术，也发生了巨大的变化。同时，在这二十年中，我国的气动弹性专业人员，也在气动弹性试验技术方面积累了许多宝贵的经验。

为了适应这种新的形势，中国空气动力研究会的气动弹性力学专业组建议编辑一本《气动弹性试验》。这个建议得到了空气动力协作攻关办公室的同意，列入了中国航空研究院和中国空气动力研究发展中心的工作计划，并从中国航空研究院得到了专门的经费。

本书在借鉴国外有关资料和手册的基础上，着重考虑了使

它的内容适合于我国国情的问題。譬如，研究的对象，尽量针对我国研制的飞机；介绍的试验方法，则是针对我国常用的和可能发展的技术。这样，本书就不是一本包罗万象的国内外试验技术的汇编，而是希望它能够比较简洁和实用。

本书力求吸取我国自己的实践经验。有些经验看起来是些“细微末节”，但是，实践证明，对于这些“细节”的疏忽，不但导致过试验精度的降低，在许多情况下，还曾导致试验的失败。

本书主要是阐述气动弹性领域的基本试验方法。全书共分十章，主要内容包括：结构的刚度试验及固有动力特性试验、伺服飞行控制系统动特性试验、非定常压力分布测量、气动弹性模型试验的相似律及风洞试验模型、颤振和抖振模型的风洞试验以及飞行颤振试验等。

本书由北京航空学院管德教授主编，沈阳飞机公司研究发展中心、上海飞机公司、中国空气动力研究发展中心及航空部飞行试验中心等单位的九位同志参加了编写，其中第一、四、六章由管德同志编写，第二章由潘一心同志编写，第三章由陈瑞禧同志编写，第五章由林维勋同志编写，第七章由吴兴世、潘一心同志编写，第八章由卢奇正、朱照容同志编写，第九章由包涵龄、卢奇正同志编写，第十章由屈见忠、管佩芳同志编写。全书由北京航空学院陈桂彬、邹从青同志校订。

此外，本书的制图工作由北京航空学院庄军、张丽华同志完成，在此致谢。

希望本书有助于促进我国气动弹性试验技术的发展。由于水平所限，书中一定会有缺点和错误，欢迎读者批评指正。

编者

一九八六年三月

目 录

第一章 绪论	(1)
第二章 结构的刚度试验	(6)
2.1 前言.....	(6)
2.2 结构影响系数.....	(6)
2.3 刚度试验的内容.....	(8)
2.4 刚度试验的一般要求.....	(10)
2.5 支持系统.....	(12)
2.6 加载系统.....	(14)
2.7 测位移系统.....	(15)
2.8 数据的采集和处理.....	(19)
参考文献	(19)
第三章 结构固有动力特性试验	(20)
3.1 前言.....	(20)
3.2 相位共振法.....	(21)
3.3 参数识别法.....	(32)
参考文献	(35)
第四章 伺服飞行控制系统动特性试验	(36)
4.1 前言.....	(36)
4.2 伺服系统动特性试验的基本原理.....	(36)

4.3	伺服系统动特性的试验方法	(45)
4.4	校核试验	(48)
	参考文献	(56)
第五章	非定常压力分布测量	(57)
5.1	前言	(57)
5.2	随机脉动压力测量	(58)
5.3	谐振压力测量	(65)
	参考文献	(69)
第六章	气动弹性模型试验的相似律	(70)
6.1	前言	(70)
6.2	相似律的建立	(70)
6.3	相似律的应用	(75)
	参考文献	(83)
第七章	气动弹性风洞试验模型	(84)
7.1	前言	(84)
7.2	低速颤振模型	(85)
7.3	高速颤振模型	(102)
7.4	其它气动弹性模型	(104)
7.5	零空速校核试验	(105)
7.6	一些常用计算	(107)
	参考文献	(108)
第八章	颤振模型的风洞试验	(109)

8.1	对风洞试验的要求	(109)
8.2	风洞运转方式和气流参数的测量	(109)
8.3	模型的支持形式	(112)
8.4	风洞和模型的防护	(118)
8.5	零风速校核试验	(122)
8.6	颤振临界条件的判断和测定	(123)
8.7	亚临界响应的测量与分析	(125)
8.8	结果的应用	(131)
	参考文献	(133)
第九章	抖振模型的风洞试验	(134)
9.1	前言	(134)
9.2	抖振模型	(135)
9.3	抖振边界的测量	(136)
9.4	对风洞运转方式和流场动态品质的要求	(143)
9.5	雷诺数影响与附面层人工转换	(143)
9.6	抖振载荷测量	(144)
	参考文献	(147)
第十章	飞行颤振试验	(149)
10.1	前言	(149)
10.2	试验原理概述	(150)
10.3	飞机的激振	(152)
10.4	参数的测量	(156)
10.5	数据处理	(161)
10.6	颤振余量的估计	(178)

10.7 飞行颤振试验的准备和实施..... (181)
 参考文献..... (184)

第一章 绪 论

试验，对于任何专业都是重要的。

对于气动弹性专业，试验更有其特殊的意义。

气动弹性专业的任务，是研究柔性飞机在飞行中遇到的问题。它涉及到飞机结构的静力、动力特性、飞行控制系统的动特性，以及飞机的定常、非定常空气动力特性。对于这样一个牵涉面广的边缘专业，有许多问题主要靠试验解决。譬如，现代飞机的颤振临界状态，多发生在跨音速区，而到目前为止，还没有可用于三维工程颤振分析的可靠的跨音速非定常空气动力计算方法。确定跨音速颤振特性，归根结底，要靠试验。又如，对于牵涉到多种外挂物同飞机之间的复杂的空气动力干扰的气动弹性问题，靠试验来解决也更为方便和可靠。至于有关结构、系统非线性的气动弹性问题，也得靠试验来解决。

气动弹性专业的试验，门类繁多：有属于结构静力试验的刚度试验，有属于结构动力试验的共振试验，有飞行控制系统的阻抗和传递函数试验，有柔性模型的定常空气动力试验，有非定常空气动力试验，还有颤振的风洞试验和飞行试验等等。

气动弹性力学主要是在飞机发展的需求下，随着电子计算技术和试验技术的发展而发展起来的。

在飞机发展的早期，就曾出现过由于气动弹性问题而造成的飞机失事。诸如，大家都知道的 *Langley* 单翼机的扭转发散，*Handley Page* 轰炸机的尾翼颤振等。这些事故的发生，

都是因为对气动弹性问题没有认识。严格地说，对于当时的那种飞机，相对今天而言，气动弹性分析并不是太复杂的。因为，那时的飞机，飞行速度都比较低，结构刚度相对地就比较大。所以，飞机的结构主要是按强度要求设计的。气动弹性方面的要求，只是对已经设计出来的结构进行校核。通常，满足强度要求的设计都可以满足气动弹性要求，或者只需做一些局部修改，也就可以使气动弹性要求得到满足。而且，那时的飞机，布局形式也比较单一，多是大展弦比平直翼面的正常式布局。所以，在开展了气动弹性研究之后的不太长的时间内，就制订了飞机设计中的刚度要求。这些刚度要求的表达式都很简单，只要满足了这些要求，一般就可避免气动弹性带来的问题。同时，还建立起了很具体的标准的气动弹性计算方法，可以在刚度要求不能满足的情况下做详细的检查。总起来说，气动弹性要求在那时的飞机设计中处于校核地位。

随着跨音速及至超音速飞机的出现，气动弹性要求在飞机设计中的地位发生了带本质性的变化。因为，飞行速度的增大，薄翼面和细长机身的采用，使飞机的刚度相对地降低。飞机的结构已经不再是只按强度要求来设计。飞机机翼的相当一部分结构，是按防颤振或保证副翼效率的要求进行设计的；垂直尾翼的大部分结构，是按防颤振或保证方向安定性的要求进行设计的；保证操纵效率，是一些操纵面的设计条件；而几乎所有的操纵系统都是按防颤振、防嗡鸣的要求设计。

由于各种飞机的布局形式相差甚远，如图 1.1 所示。所以很难提出适用于这样多种布局的统一的简单的刚度要求。即使有，也会因为要照顾这样大的差别而保守得无法适用。不同的布局，要求不完全相同的分析方法，象低速飞机那样具体的标

准的计算方法，已经不再能提出。

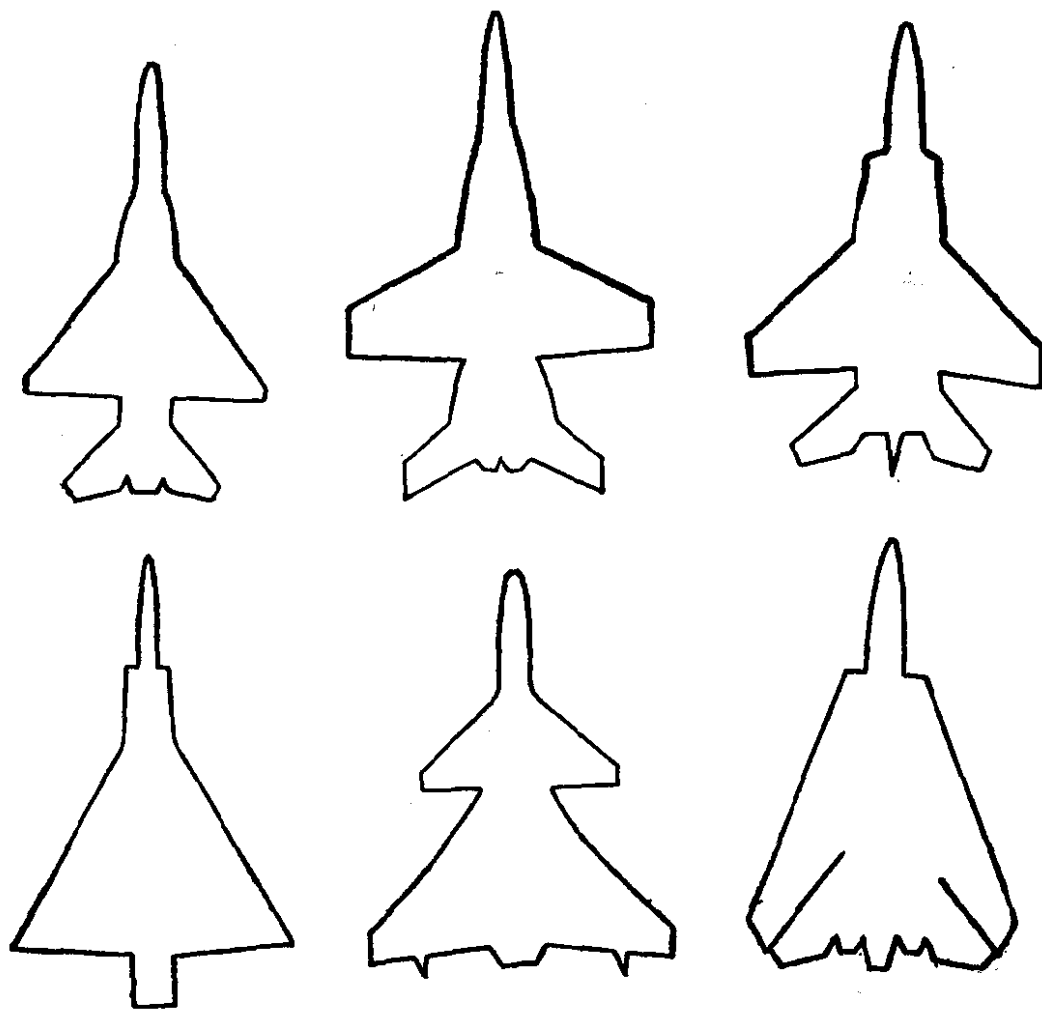


图1.1 各种不同的飞机平面形状

对于现代高性能飞机，气动弹性要求不但影响到结构设计，而且影响到飞机的总体和空气动力布局。如果在确定总体、空气动力布局时不考虑气动弹性要求，往往会因为气动弹性要求难以满足，或为了满足气动弹性要求所需付出的重量代价不能容忍，而不得不再回过头来修改总体和空气动力布局。

因此，现代飞机设计，要求越来越精确的气动弹性特性。

这当然有赖于计算和试验技术的发展。现代的数字电子计算机技术确实为精确确定气动弹性特性提供了越来越广阔的前景；但是，迄今为止，仍然有不少重要的领域有赖于试验的验证，或者主要是依靠试验。

在结构方面，有限元素法已经广泛地得到应用。但是，在实物的模型化方面，由于计算条件或经济条件的限制，不得不做较多的简化，此外由于模型化的工作中，还作过一系列细节处理，这些，都需要经过试验的验证。至于牵涉到结构非线性的影响，则目前还主要得依靠试验。

在空气动力方面，从原理上讲，空气动力干扰都可以用计算方法解决；但是，对于多翼多体的复杂布局，同样会遇到模型化的问题，有时用试验更加有效。至于牵涉到跨音速、分离流的空气动力问题，当前还只能靠试验来解决实际问题。

气动弹性试验按其作用，可以分成两大类。

第一类，取得分析用原始数据的试验。

刚度试验 取得静态载荷作用下的结构变形特性。

结构固有特性 取得飞机的固有频率、形态、阻尼和广义质量参数。这是每一种飞机必须进行的试验。

伺服飞行控制系统动特性试验 取得供颤振分析用的系统阻抗、传递函数，并对系统的地面稳定性进行校核。这些也是每种带有伺服飞行控制系统的飞机都必须做的。

非定常压力分节试验 取得非定常压力分布数据。

第二类，取得气动弹性特性的试验。

颤振试验 取得颤振速度、频率或亚临界响应。几乎每种飞机都要进行。

抖振试验 取得抖振边界或抖振载荷数据。

突风响应试验 取得突风响应数据。

静气动弹性试验 取得弹性模型压力分布、力和力矩特性。

飞行颤振试验 取得亚临界响应特性，这也是每架飞机都要进行的。

气动弹性试验可以说是从开展气动弹性研究的第一天就开始的。应该说，在基本原理上，过去和现在并没有太大的不同；但是，随着电子技术的进展，试验的效率和精度有了带根本性的变化。这就使得试验规模逐渐加大，从而满足使用要求。例如，结构刚度试验，已经可以使用成百个传感器；结构固有动力特性试验，已经可以使用10~20个激振器，用成百个传感器，进行正弦或随机激振；非定常压力测量，已经可以进行整个翼面的压力分布测量；可用于气动弹性试验的高速、低速风洞，尺寸不断加大，高速风洞中的全机模型试验，已经成为实用方法；数字电子计算机已经广泛地用于各种气动弹性试验的控制、数据采集和处理。

第二章 结构的刚度试验

2.1 前言

测定试件在定态载荷下的变形，是刚度试验的基本内容。刚度试验的结果，或是用来验证变形计算的准确性，或是直接做为气动弹性分析的原始数据。

刚度试验的原理，无非是加载、测变形、似乎并不复杂，实行起来，好象也不困难。但是，过去做过的多次试验，真正成功的，真正达到精度要求的，真正能够实用的，却为数不多。也就是说，很有一些问题值得注意。因此，本章将尽量减少人们共知的一般性介绍，尽量把过去试验的经验教训加以归纳。在这种前提下，本章将首先介绍在气动弹性分析中广泛应用的影响系数的概念，并对刚度试验的内容、方法，特别是一些值得注意的问题，做个重点的介绍。

2.2 结构影响系数

2.2.1 柔度影响系数 柔度影响系数的定义是，在试件上某一点 j 加单位广义力 P （力或力矩）时，试件上任一点 i （ i 可以同 j 重合）处产生的广义位移 D （线位移或角位移）。

表示为 C_{ij}^{PP}

如果有 n 个加载和测位移点，则形成 $n \times n$ 的柔度影响系数矩

阵 $[C^{DP}]$ 。

柔度影响系数遵守互逆原理。

设有两种单位广义力 P_1, P_2 ，对应的广义位移是 D_1, D_2 。所谓对应，是指广义力同广义位移的乘积是功。

如果先在 i 点加 P_1 ，再在 j 点加 P_2 ，则 P_1, P_2 做的功是：

$$W_1 = P_1 \left(\frac{1}{2} C_{ii}^{D_1 P_1} + C_{ij}^{D_1 P_2} \right) + \frac{1}{2} P_2 C_{jj}^{D_2 P_2}$$

如果把加载顺序倒过来，即先在 j 点加 P_2 ，再在 i 点加 P_1 ，则 P_1, P_2 做的功是

$$W_2 = P_2 \left(\frac{1}{2} C_{jj}^{D_2 P_2} + C_{ij}^{D_1 P_1} \right) + \frac{1}{2} P_1 C_{ii}^{D_1 P_1}$$

显然

$$W_1 = W_2$$

同时

$$P_1 = P_2 = 1$$

因而

$$C_{ij}^{D_1 P_2} = C_{ji}^{D_2 P_1} \quad (2.1)$$

这就是柔度影响系数的互逆原理。

常用的柔度影响系数有以下几种：

1. 挠度影响系数 如在翼面上加垂直力引起的翼面垂直挠度 C_{ij}^{YY} 。由互逆原理可知，这种影响系数矩阵是对称的。

2. 转角影响系数 如在翼面上加垂直力引起的翼面顺气流方向的转角 $C_{ij}^{\theta\theta}$ 。由互逆原理可知， $C_{ij}^{\theta\theta} = C_{ji}^{\theta\theta}$ 。而且，在加载点 j 以外的部位， $C^{\theta\theta}$ 保持常数，都等于 $C_{jj}^{\theta\theta}$ 。

3. 交叉柔度系数 如在全动尾翼转轴上加垂直力、弯矩、

扭矩时引起的转轴垂直位移，弯角和扭角。这种影响系数也遵守(2.1)式的互逆原理。

4. 切面柔度影响系数 对于切面本身变形可以忽略的情况，可以在切面的某一参考点上加垂直力 y ，弯矩 ϕ ，扭矩 θ ，求出各切面参考点处的垂直位移 y 、弯角 ϕ 和扭角 θ 。这种影响系数也遵守(2.1)式的互逆原理，即 C_{yy} ， $C_{\phi\phi}$ ， $C_{\theta\theta}$ 矩阵是对称的，而其他矩阵遵守(2.1)式。而且，所有的转角影响系数在加载切面以外都保持常数。

影响系数的这些特性，应该用来检查和修正试验数据。

2.2.2 刚度影响系数 刚度影响系数的定义是：要在构件第 j 点上产生单位位移增量需在任一点（包括 j ） i 上施加的力。此时，除第 j 点以外的其他点上的位移，均应保持不变。刚度影响系数矩阵是柔度影响系数矩阵的逆矩阵。

显然，刚度影响系数的直接测量是比较困难的，因此不打算详细叙述。可参看资料2.1的第二章。

2.3 刚度试验的内容

飞机设计中常用的试验内容有以下几种：

2.3.1 切面刚度和剪心位置 切面刚度和剪心位置，是同长直梁式结构相联系的。如果切面本身的变形可以忽略，而且，剪心的概念又是清楚的话，有时要求测定切面刚度和剪心位置。但是，实践证明，即使是对于切面本身变形可以忽略的情况，测量切面柔度影响系数，比之测量切面刚度和剪心位置，更容易成功，也便于实用。

2.3.2 柔度影响系数 图2.1是测定柔度影响系数的安排