

来沪学术报告之十

气动弹性力学的发展

(内部资料·注意保存)

上海科学技术情报研究所

一九七三年九月

说 明

美国加利福尼亚州美籍中国科学家工作者访问团团长冯元桢，现任美国加利福尼亚大学航空力学系教授，专长航空工程、生物工程。

一九七三年七月七日，冯元桢教授在本市作了关于力学在生理学方面的应用的报告。这次报告会由交通大学江苛宗同志主持，记录整理由七〇八设计室负责，参加报告会的还有：复旦大学，上海科技大学，上海第一汽车附件厂等十多个单位。

本记录未经报告人审阅，仅供参考，请勿翻印。

上海科学技术情报研究所

气动弹性力学的发展

今天我准备描绘一下在气动弹性力学方面自己的经验以及我所知道的世界各国的研究方向。

气动弹性力学总的特征是很麻烦的，特别是其中的数学问题。谈起这个问题时也很麻烦，只能讲些要点，谈些已解决和未解决的问题。

目前，美国对飞机研究工作的活跃程度有所降低，甚至有些停顿。1955年起，美国各大学的精力都放在导弹、火箭、卫星等方面，但到1969年登月成功后，兴趣就低落了。工业上裁减人员，学校里的学生数目也很快减少。学术界人士感到，工业界处于凝滞状态，也不需再给予多大的照顾。比如说，加州理工学院（只有研究院）1950年气动力学方面有学生120人，现在只有50个左右。加州大学（圣地哥亚）航空系在1969年有105名研究生，现在只有80名，系名也改成了应用力学系。麻省理工学院也是这样。伊利诺安州的圣母大学把航空工程系和数学系合并成应用力学系。这已成了一般的趋势。教授们也纷纷改行，集中到空气污染、海港排泄沉淀、生物工程等方面。搞生物工程的有一部分是原来搞气动弹性力学的。搞气动弹性力学的人不怕问题复杂，就怕不懂。生物方面的问题就是很复杂，很神秘，常希望用工程的方法简化，找出其中的规律。目前，美国有82所学校设有生物工程系（组），其中一部分是研究电子工程在生物中的应用，另一部分就是力学的应用。搞结构的人转到搞最佳化设计方面的人最多，研究塑性、弹性的人少了。所谓最佳设计是在限定的强度、刚度条件下设计出最轻结构的问题。这主要是计算机的应用问题。

现在把气动弹性方面的问题大致谈一下。

颤 振

头一次有报告的颤振是1914年一架德国飞机在作俯冲表演时发生的。当

时大家不知道是什么原因。后来把这类问题叫作颤振，即到达某一临界条件后，微小的振动变成振幅随时间指数式增大的振动，致使结构破坏。从发现到现在不到 60 年的时间。凡这类问题就称之为古典颤振——随着速度增大而发生的颤振。

颤振可以用图 1 简单地解释。图中的意思是某一机翼在某一攻角 α 下，产生气动力 p ，结构产生变形 w ，这种变形再加进原来的攻角里。

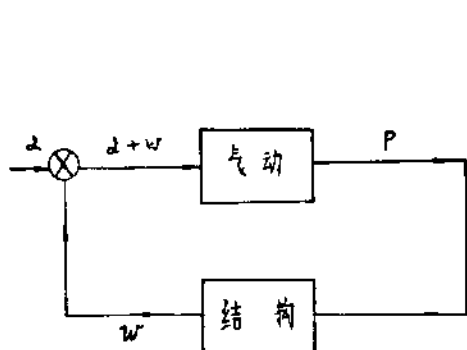


图 1

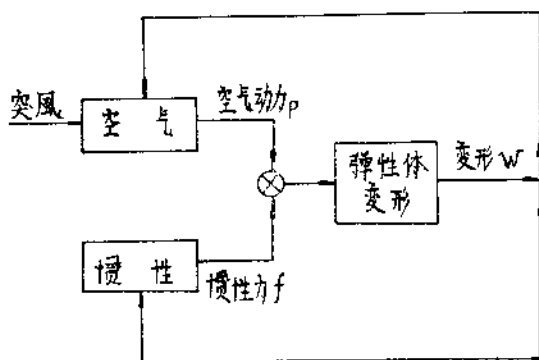


图 2

用数学方程来表示：

$$\begin{cases} p = K(\alpha + w) \\ w = Hp \end{cases}$$

式中 K, H 表示某种数学关系，它们随飞行速度 v 的变化而变化。上面两个方程又可写作：

$$p = K(\alpha + Hp)。$$

这一方程在 $\alpha = 0$ 时是齐次方程， $\alpha \neq 0$ 是非齐次方程。假若结构是稳定的，则非齐次方程一定有解；结构不稳定，则有不定解。在数学上，这类问题是特征值问题。

再举一个飞机在突风中飞行的例子。整个过程可用图 2 表示。在数学上压力 P 表示为：

$$p(x, y, t) = \iiint_{-\infty}^{\infty} K(x, y, \xi, \eta, t, \tau) w(\xi, \eta, \tau) d\tau d\xi d\eta$$

或写作

$$p(x, y, t) = K * w$$

上式的 K 除了是位置和时间的函数外, 而且还是空气密度 ρ 、马赫数 M 、折合频率 k 等的函数。

同样, 惯性力 $f = I * w$, 所以变形 $w = H * (p + f)$ 。

整个颤振问题就是这三个方程的问题。假定问题是线性的, 三个方程可写作下面的齐次方程:

$$w = H * (K + I) * w$$

这一方程有无解, 决定于算子 H 、 K 和 I 的性质, 是一个求特征值的问题。所谓有解, 就是有颤振的危险, 设计者总是希望它无解。

古典颤振的控制主要是 K 、 H 、 I 这几个算子的控制问题, 实际上就是控制材料和结构的问题。

所谓颤振影响飞机性能的问题是这样的: 颤振问题是飞行速度的问题, 若某飞机有颤振问题, 但是只要飞行速度低于临界速度, 就可以避免。如果这一临界速度低于设计速度, 这就影响了飞机的性能。例如十年前, 洛克希德的一架商用飞机设计速度是 470 节, 但飞机出来后有颤振问题。后来速度限制在 400 节以内, 这样就可以使用了。

在上面写出的方程中, M 数是一个重要条件, 但它在设计前已规定, 所以设计师能控制的就是 H 这一算子。

这个特征值问题变量很多, 这就提供了挑选的自由。例如密度 ρ 就可以挑选作为研究的对象, 由于压力 p 正比于密度 ρ , 上面的方程可以写为:

$$w = \rho H * (K + I) * w$$

这种表示法也是很切合实际的。飞机试飞时, 可以先飞得高一些, 那里 ρ 小些。假若飞行到某一速度 v 时没有发生颤振, 即可降低高度, 在这一速度 v 下仍无颤振发生, 则再降低高度, 一直降低到在此速度下产生颤振的高度。这对于飞行员是很容易控制的。

也可以用折合频率 $k = fL/U$ 作为特征值。这在试飞时也很容易控制。法国人常常在机翼上装小火箭, 发射后就使结构振动, 振动可表示为 $e^{i\omega t}$ 的形式, 若

它是一个复数,则系统是收敛的。

颤振工作者感到苦恼的是上面这种方程的特征值问题没有基本理论。一般量子力学中研究的特征值问题的谱理论,总是认为用到的算子是自伴的,因而确保特征值一定是实数。在数学上,只要算子是自伴的,特征值是实数就可以担保。在颤振问题中的算子却是不自伴的。理由很简单:气动系数矩阵不对称,主要就是这个气动算子的问题。此外,颤振工作者对特征值的存在定理很感兴趣,总希望不存在实数解。但是具有非自伴算子的问题,偏偏找不到存在定理。希望数学家能帮助颤振工程师解决这个问题。现在的情况是,颤振工作者硬在摸索,总希望得到一个复数的特征值。

这个问题已经存在多年了。做的工作却很少。其中最重要的是1945年德国人 Wielandt 证明了这样的定理:假定某一方程有特征值,则通过迭代法,一定会收敛到这个特征值上的。但是这一定理不能提供存在不存在特征值的问题。假如本来不存在,那么你迭代出来的东西就是错误的。除此之外,在这方面还没有谁作出过有价值的贡献。

从美国的经验来看,一般飞机的发展过程要5年。从飞机设计一开始,就要计算颤振问题,随着设计的更改,对这些计算也要作不断修改。计算一定要从头做起,随着设计进展的深入而深入。飞机设计中使用计算机最多的就是颤振计算。其后再做些模型工作,直至最后试飞。

在实际工作中,我有二点经验可以介绍:一是飞机结构从试验到计算都要作一定的简化。但是计算时的简化方法不能和模型的简化方法相同。若采用同样的简化办法,必然会忽略某些因素。例如道格拉斯公司有一架飞机,为了增强颤振工程师的自信心而所做的全机地面共振试验的结果与理论计算很符合。但是飞行时出了毛病,原因就是模型和计算都采用了同样的简化方法。洛克希德公司也有一架飞机,它前端有螺旋桨,后面是喷气的,这种东西的模型不太好做,把这些东西都忽略掉了。这样就导致飞机出了毛病。

二是颤振问题的发现往往都是在飞机发展的最后阶段。这是个很头疼的问题。设计过程中,搞颤振的人总是千方百计用各种方法来增加自信心,但最后出

现的是想不到的问题。例如有一架三角翼的飞机，最后是在翼尖处出现了麻烦，这在平时谁也没有去考虑过它。还有一架飞机，想在升降舵上用橡皮增加一些阻尼，但正因为这样，产生了问题。所以对于非自伴问题，阻尼不一定有利。象升降舵加阻尼，要十分小心，加正阻尼，还是负阻尼，加在哪里，都不能随便乱来。有时加的位置只差几吋，就可能产生完全不同的后果。

颤振问题的实际性是肯定的，困难的地方是往往在最后发现，等到发现也没有多少时间了。

新的一类颤振问题

近年来，新鲜的问题是壁板颤振。首次发现是第二次大战中德国的 V-2 导弹的弹体上，它在起飞时出现了这类颤振。后来各种飞行器高速飞行时，对其存在性作了进一步的肯定。在飞机的机身、平尾上也有这类颤振。

这类问题吸引了很多人研究，但是人们对这一问题所化费的工作量往往超过这个问题本身的实际必要性。在实际中，因壁板颤振而引起破坏的例子不多。例如有一架超音速飞机，在飞行过程中突然产生 150 分贝的巨响，出现了壁板颤振，但还是飞回来了，没有什么危险。

在亚音速范围内，壁板颤振应用不多。最简单的，衣服在风中被吹动就是这个问题。比较重要的是高性能降落伞出现的这类问题。

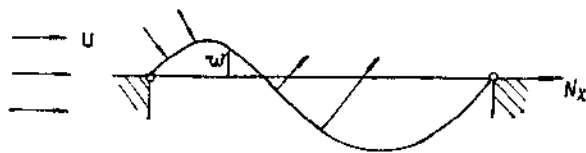


图 3

研究超音速流中，图 3 所示壁板的板动问题。超音速时，振上所受的空气动力与板变形的斜率成比例，由此引起的板振动数学方程并不复杂。

$$D\nabla^4 w + N_x w_{xx} + 2N_{xy} w_{xy} + N_y w_{yy} = -eUw_x + m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}$$

其中 $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$

E 为杨氏模量

h 为板厚

ν 为泊松比

w 为位移

N 为张力

$$\nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2}$$

这个方程不太好解，常常采用广义坐标，列出拉格朗日方程，用伽辽金方法来求解。即设

$$w = \sum_{n=1}^N A_n f_n(x, y) \quad \text{代入方程解出 } A_n。$$

但是收敛不收敛没有保障，因为基本理论没有解决。伽辽金方法应用于壁板颤振之前没有碰到过什么问题，应用得很好。但是碰到这个问题就不太行了。用个例子说明一下：设有一薄板 $D \approx 0$ （即薄膜问题），则方程可简化为：

$$N_x w_{xx} = -e U w_x + m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}$$

这个方程是有准确解的，这个解说明，这种问题不会产生壁板颤振。但是采用伽辽金法时，却能得到解，采用的 N 越大，特征值也越大，则是不收敛的。这样就引起了根本的怀疑。但是加上 $D \nabla^4 w$ 这一项后，伽辽金法的结果还是对的，什么理由引起的还不清楚，有人猜测过一些原因。1940 年 Courant 在评价 Ritz 考虑了 $\nabla^4 W$ 这一项，所以得到了成功。若他偷懒，选择薄膜问题，就不可能成功。而同时期内 Rayleigh 在假设 $w = \sum_{n=1}^N A_n f_n(x, y)$ 时忘记了看来很简单的第一个常数项，致使级数不收敛。Courant 认为，微分次数高了，收敛性也金好些。

壁板颤振问题在数学上引起兴趣的还有一个原因是方程是微分方程，不出现积分，较为简单，可以敛得细一些。通常令 $w = e^{i\omega t} W(x, y)$ ，则原方程可写成：

$$D \nabla^4 W + N_x W_{xx} + 2N_{xy} W_{xy} + N_y W_{yy} = -e U W_x - m \omega^2 W$$

把 ω 选作特征值，通常在图 4 的 U 下，计算一系列的 ω 值，在图中画出来，发现其中一对 ω 值随着 U 的增加会渐渐趋近，直至图中的 A 点。超过这个临界值，实特征值就成为复数。这样就成了一个数学问题了。这方面工作做得最细的是

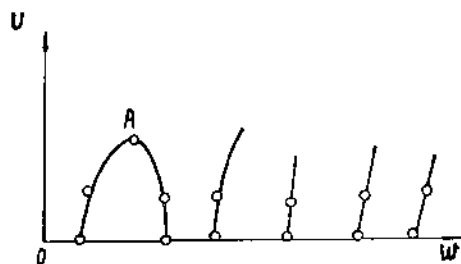


图 4

我以前的同事德国人 Krumhear。

壁板颤振的主要问题是曲板，主要应用在导弹上。例如 Atlas，上端内部布置如图 5 所示。在 AB 及 C 部分，结构上是不太重要的，做得很薄，但往往就发生壁板颤振。在实际分析这类问题时，不必用整个圆柱来分析，取一段就可以了。微弯薄曲板的方程是：

$$\nabla^4 w = p + (F_{yy} w_{xx} + \dots) + m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}$$

$$\nabla^4 F = K(w_{xx} w_{yy} - w_{xy}^2)$$

主要困难是第二个方程式的非线性特性。在张力很大时，第一个方程中括号中的诸项趋于一常数 N_x 。

我想谈谈本人在加州理工学院喷气推进实验室从事过的一些工作及其教训。

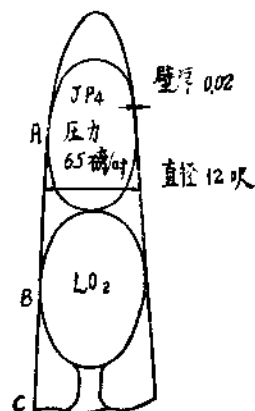


图 5



图 6

我们曾经做过如图 6 所示的模型。模型长为 16 吋，直径为 3 吋。壁厚为 0.001~0.002 吋不等。薄壁可用铝箔或电镀法来制得。板型内部装有电容，电阻类的传感器。

一般的风洞试验告诉我们,在亚音速时,特别是 $M=0.7\sim 0.8$ 范围内,壁板振动很大,而一到超音速范围内反而小了,在进入超音速状态时,有一起动冲波扫过模型。我们考虑了给模型做套子,等到压力冲波过后,把套子拿掉。但是实际情况是,凡是被破坏的模型,都是在取掉套子时发生的。后来把模型内部充以材料能承受的气压来解决这问题。

试验时, M 数, 静压 p_0 , 模型内压 p_i 都是可以控制的。试验时发现,模型后部振幅较大,沿着圆周方向的振动波没有固定的节点,看上去就象旋转的波。减低 p_i , 增大 p_0 和 M , 振动也加剧些。但是这类振动不是很危险的,实际上可以允许让这种振动存在。危险的是在内压减少时产生的屈曲失稳,此时结构在超音速气流中,振动和屈曲同时作用,使结构产生疲劳破坏。所以壁板颤振与古典颤振不同,允许壁板颤振有一定的幅度,只要时间不要维持太久,而导致破坏的是疲劳问题。

斯蒂曼的试验进一步证实了这个结论。他的模型直径为 16 吋,是用电镀法做的,表面很平。结论是在 $M>2$ 时疲劳问题较为严重。

古典颤振的发展除了壁板颤振外,别的方面进展不大。有两点要提一下。

一是由于计算机的广泛应用而出现的综合设计,即设计飞机共振频率的分布。这要求材料、重量分布得当,以控制频率的分布。这个工作是由波音公司的 Turner 开始搞的,主要用于高性能的飞机设计中。搞气动弹性力学的人关心结构的刚度,还注意质量的分布,如发动机、油箱的位置常常由颤振工程师来决定的。

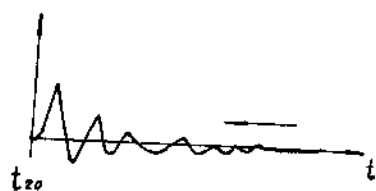


图 7

的。如加州理工学院的一个实验室,计算证明发动机、油箱对颤振影响很大,有时差 2 吋即可产生很大的差别。

Turner 的工作近年来发展很快,基本上是计算机的应用。

另一点是试飞问题。法国人采用机翼上小火箭的发射等扰动方法来产生振动。飞机上某点的位移可表示为:

$$w = \sum_{n=1}^{\infty} A_n e^{i\omega_n t} e^{-\alpha_n t} f_n(x, y)$$

通过测量可求出 ω_n 、 α_n 、 A_n ，再进行分析。但实际测量不太容易。主要的麻烦是 $t=0$ 时的突然变化。法国人 Mazet 想了个办法，在分析结果时从尾巴上开始，成为一个由收敛到发散的过程。

关于非流线体的问题

这类问题在土木、机械、造船工程中都存在，较为古老。航空上最重要的是导弹、火箭在地上的问题，要保证在地上不能摆动，这种情况下的雷诺数在 $10^6 \sim 10^8$ 的范围内。

美国第一个卫星先锋号就存在这种问题。最先设想搞些“耳朵”，产生扰流作用，在发射时再把它们甩掉，但做起来不太容易，拖了很久。就是因为这种小事情，致使 Sputnik 上天，而先锋号迟迟不能上天。后来加上许多扰流器，解决了问题。

在导弹、火箭的运输过程中，也有这样的问题，此时由于与空中自由-自由的约束条件不一样，所以最低阶自然频率约是空中的 $1/3$ ，而弯矩大 2 倍多。正因为如此，导弹、火箭的问题是在起飞前，而不是在起飞后，起飞前没问题，起飞后就没有问题。

这类问题在历史上，研究工作很早就开始了。如 1842 年 Strouhal 研究了风吹电线的问题。英国人曾爬到烟囱上，进行了绳子在烟囱出口处的振动试验，发现绳子不是在气流方向振动，而是在与之垂直的方向上振动。同时还测量了升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 。

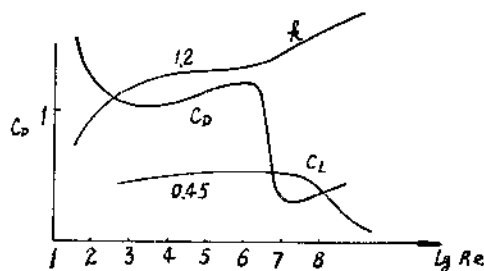


图 8

实验指出， $\lg Re$ 等于 7~8 时， C_L 不变化， k 上升到 2.4 左右，分布较离散（图 8）， C_D 约为 0.013~0.1。在高雷诺数下， k 依然为 2.4 左右， C_L 很小，但不等于 0。结论大体就是如此。

这方面的困难主要有两个：一是立体性。圆柱体是三维的。在高雷诺数下，振动波长小于直径，使之三元性很突出。在这种情况下，弹头的形状是圆的或尖的就很重要，正确的结论如何，只有由试验来决定。二是凡与附面层分离有关的

问题，都和表面的光滑程度很有关系。我们曾在加州理工学院的一个低速风洞中，测量过一个直径为 10 吋，长为 10 呎的圆柱模型的 C_D 和 C_L 及尾流分布。头天测量后，第二天又重复测了一下，发现差别很大，几乎小了一半。研究原因是这样的：头天测后，手摸过模型，使模型生了锈，再吹风时就改变了表面形状和分离点。后来把锈除掉后，又测得了正确的数据。在实际工程中，铆钉头一类的东西就是要影响附面层的。

这方面的应用主要是烟筒的问题。加州海边上 100 呎高的铁皮烟筒常常在风中摇曳，并且截面形状也同时会有所变化，一会儿是圆，一会儿是椭圆。还有如果几个高烟筒在一起，处于下风的烟筒常常会振动，而上风的没问题。

在阿拉伯地区的地面输油管曾引起过大问题。这种问题与内流有关，与古典颤振在数学上有相似之处。

发电站的冷却塔也有这种问题。几年前，英国伦敦附近一个原子皮电站的 4 个冷却塔，在一次遇大风时吹坏了 2 个。这种建筑常是薄壳、双曲线型的，具有双曲线型方程的特征，局部扰动会向一个方向传递。应力也单向传播。

西雅图博览会上有一个大塔，塔上有一个空中饭店，常常在风中摇曳。

德国人说，轮船头部栏杆形状设计得好，能避免船上烟囱冒出的烟弥漫在后甲板。

这类问题最重要的应用恐怕是在桥梁，特别是在悬桥上。有名的例子就是西雅图的 Tacoma 悬桥。

悬桥的形状如图 9 所示。右图是桥梁的横截面。设计最大风速是 100 哩/时。但在一次 42 哩/时的风力下就铁吹坏了。据说此桥制造时就有振动，造好后还有振动。破坏时，突然由原先的上下振动变为扭曲型振动，频率也降低一半，在半小时内完全破坏。这种破坏说明大建筑若能吸收风中的能量，则会产生

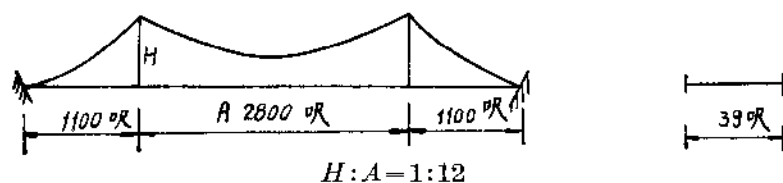


图 9

很大的破坏力。重建的 Tacoma 桥的横截面改成如图 10 所示的形状,中间都开槽,能让风吹过。

Tacoma 桥的事故引起了很多人的研究。但最后负责处理该事件的主持者认为破坏的原因是当初建桥时对交通、车辆流通量的估计错误。最初认为该桥处的地方不太热闹,车辆不多,造桥要经济些,所以桥建得很小,很薄。但桥造好后,车辆就多了。在这里,错误估计交通流量作为桥梁破坏的原因也有一定道理。过分经济会引起很多问题。

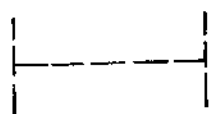


图 10



图 11

还想谈一个超音速的热问题。

受热部件因结构上的原因,限制其膨胀时就会产生热应力。为了防止热应力产生就要求结构柔软些,使之有膨胀的余地。这与振动要求结构要刚硬些是有矛盾的。在蜂窝结构中,常常可以做成如图 11 所示的单面结构。如果受热方向与弹性要求的方向相交成一个角度,则这种结构可较好地解决矛盾。这种结构的困难是在边缘处具体实现有困难。另外薄板理论不能应用。薄板假定 $M_{xy} = M_{yx}$, 而此时 $M_{xy} \neq M_{yx}$ 。但造用的理论的建立并不困难。

还有一个问题是导弹、火箭的纵向振动。燃料燃烧时产生的推力常使结构产生上下振动,影响其中的输油导管不能以原定的速度运输燃油,并且也要发生上下振动,这种振动与外部结构振动相位不同时就很麻烦,并且还不太好解决。

我往往觉得,颤振、振动在实际工作中很困难:复杂性和发现的时候常常是在最不希望发生问题的时候。这只能要求颤振工作者在设计时一定要从头搞起,对设计很清楚,一旦要改动就较容易了。

讨 论

问: 自 1962 年 Bisplinghoff 等著作的“气动弹性力学原理”一书出版以后,实用

颤振计算方法有些什么进展？在气动方面核函数法，有限元素法应用情况如何？

答：美国每个设计公司都有自己的办法。在编辑 AGARD 的气弹手册时，曾想把当时各厂用的各种方法搜集起来，以后再每年加以修改。但是出来以后从来改过。现在实际上没有综合性的书，每个厂里有自己的手册，方法都不一样，一般是不公开的。就是波音公司也没有一个一定的方法。

一般地说，有限元素法在结构，气动上应用很流行，大部分都采用此法。在机器上采用积分方程很合适。现在有 90% 都采用有限元素法，很少听到不用这种方法。

结构上采用有限元素的方法已经是相当标准的方法。有两种方法，一是元分得大一些，一是提高元的精度。

有关有限元素法收敛性的理论研究，卞学箕、董平和比利时的 Fraijes Devebeke 进行得比较透彻，对单元体的取法，理论计算与实验结果的比较有详细的论述。他们在 1973 年的“应用力学进展”中有一个很长的总结。

有限元素法在超音速气流中应用很广，但在亚音速中很成问题。

问：计算精度、可靠性如何？

答：很成问题。有人希望用半试验、半理论来决定。我想可以这样说：凡此类试验大半不成功。用半试验、半理论还不如完全用理论。早年二维计算长直机翼问题，局部修正后还可用。而研究超音速时用试验修正就没有什么办法。一般美国工厂完全用理论计算，再与实验比较。如果不符合，分析产生不符合的原因时一般较倾向于对结构的分析问题。

问：对间断面气动力的计算，那时采用过片条方法，此后有些什么发展？

答：由于计算机的发展很快，操纵面的非定常气动力也采用有限元素法来计算，网格分得很细。象波音飞机的控制面一块又一块很复杂，分网格时调整片就占了不少。计算方法本身没有什么特别。在实际问题处理时要注意一些问题，如转轴的位置，调整片偏转等。一般说来就是计算量大一些，问题并不严重，最多使矩阵的阶数变得大一些。

问：组合体气动力的计算方法有何进展？

答：是不是关于机身、机翼互相影响的一类问题？在这方面进展不大，很缓慢。这方面的问题在颤振中的应用，没有看到过有什么结论的文章发表，不大清楚有什么办法。

问：有限元素在处理跨音速问题时应用如何？

答：董平、卞学簧的论文中谈得很仔细。有限元素法有各种各样的方法，每种方法都是近似的。董平、卞学簧对各种方法都进行了比较，比较了收敛的快慢。这篇论文已出了三个月了。就是在易家训主编的一年一本的“应用力学进展”里。

问：在美国有 90% 以上都采用有限元素法吗？

答：在工厂里流行。

问：核函数法不太流行？

答：核函数法还是用的。

问：可靠性如何？

答：Watkins 的方法较可靠。

问：核函数法与有限元素法比较如何？

答：有限元素法是以核函数法为基础的：把积分方程写成有限元素。把积分方程分成小块，再形成矩阵。有限元素在小雷诺数流中应用较简单。这种方法有兴趣的人很多，与弹性力学的基本方程相同，可借用。

问：飞机弹性对操纵的影响如何？导数估计的方法应用如何？

答：弹性对操纵影响很大。现在与五十年代完全不同的是计算机的广泛应用。那时候，要的是简单，现在机器方便了，简化方法不用了，飞机弹性对各种控制问题、突风的反应都成了大规模计算的问题。

计算机的应用是与以前最大的不同，从前不大用，现在广泛应用了。那时的导数现在都不用了。

问：风洞里的钢模型的试验用以真飞机导数修正有什么办法？

答：用一定理论计算刚性飞机，与风洞试验比较。弹性飞机则要重新计算。每

次变形情况不同,要每次进行计算。颤振问题没有什么灵巧的方法,就是要一点一点算出来。美国学校里搞颤振的学生很少,工厂里常做这方面工作的人也很少,7~8个人就够了。一般这几个人始终跟着某一飞机的设计,从头到底,要知道每个设计细节才行。每个工厂都有这样一个小组。这是较经济的,不这么做就不行。各厂的人数都差不多,如搞波音飞机颤振工作的有十来个人,他们经验丰富,专门搞这方面的工作。

问: 在美国,颤振工作好象有两种搞法:一是通过计算,模型吹风;另一是通过在驾驶系统加阻尼来控制,B-52上有阻尼器。第一种方法搞的时间要很长。大飞机上加阻尼器的方法是不是方向?

答: 很多人出这个主意,那是说说而已的。不过也不能完全这么说。象大飞机遇到垂直突风或晴空紊流时的反应。此时飞机的加速度很大,很危险,采用反馈系统的方法来控制较为有效。至于颤振本身,超过临界点时,用动力仪器是不行的。这好比理论证明静力失稳杆加振动力后可以缓和失稳,但在实际上没有什么用处一个样。当然对于扰动,仪器的校制是很重要的。

问: 关于非定常气动力考虑粘性影响,国外有何发展?

答: 发展很少。粘性影响在跨音速区及对附两层的影响较大。近年来美国进步很少,没有加以注意。目前关于基本问题的研究,进步很慢,处于停滞状态。麻省、加州理工学院的颤振研究系统都去搞别的工作了,少了几个主要的中心。

问: 在美国对航空兴趣不大,是不是基本问题都已解决了?

答: 设有,但目前对付对付是可以了。如机身-机翼干扰,没有基本办法。实验校正也设有。还有跨音速风洞试验中的支架干扰问题,现在可以用磁力悬浮解决了。设计部门因为竞争不剧烈,所以也可以对付了。目前的停滞主要是由于竞争不剧烈。

问: 前起摆震的问题如何克服?

答: 搞汽车的人对这个问题的兴趣更大,汽车转弯太快时所引起的问题是同样的问题。汽车公司搞得很超劲,但文章较少。这方面的工作使振动、自动校

制技术发展很多。动摩擦的问题很复杂。

问：理论性的东西有哪些？

答：有几篇文章，一时想不起。主要是为汽车的，也可为飞机用。问题是实际问题，理论上没有什么要解决的，还是动摩擦问题。

问：请介绍关于冲击方面的工作。

答：这工作我做了好几年。主要问题是结构如何简化。如弹性飞机的响应如何简化。举个例子，美国加州地震很多，房子的冲击问题。地震如何来计算呢？要记录地震的位移，加速度，而这些普通记录地震的仪器是没法记录的，要用其它仪器来测定位移、加速度。加州法律规定房子要承受 $0.2g$ 的加速度冲击。 $0.2g$ 的来源就是地震的加速度。

测量地震可用图 12 所示的简单办法。

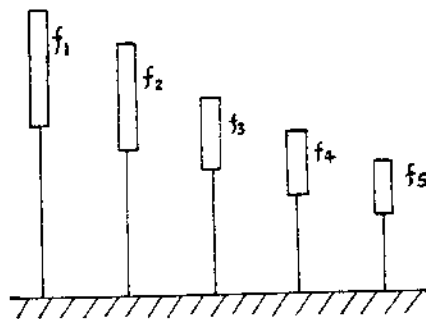


图 12

一系列不同频率的弹簧片放在地面上，地面振动时，记录每个弹簧片的振幅，这个振幅就可以看作具有这个频率的别的物体的振幅。这样处理使问题变得很简单。

有人说，可能各次地面受到的震动方向不一样，要看冲击的性质，结构本身的性质，要把结构的模态加在一起等等。但是不考虑这些，误差也不超过 5%。

研究风浪对船只中设备的冲击影响，就可把这套设备搬到船上。在汽车上就不太灵了。火车振动是长时间的，以固有振动频率为主。上面介绍的这套东西适用于地震，地面的局部震动（如炸弹引起的震动）相当成功，船上也行，火车、汽车就不行了，这不是冲击问题。