

疲劳研究动态

中国科学院北京力学研究所疲劳组

北京航空学院材料力学教研室疲劳组

人们对疲劳的研究已经有一百多年的历史。最初,有人发现用韧性金属做成的零件,在承受重复载荷时会发生一些脆性断裂,而同样的载荷在静力作用下并不发生破坏。以后,人们逐渐发现,在某些振动激烈、反复加载严重的区域(如飞机发动机、操纵系统等)以及金属零件的接头,往往从开槽或孔洞处出现疲劳裂纹,从而增加了对疲劳现象的认识和对它的注意。

随着航空事业的飞速发展,飞机结构不断改进,新材料不断出现,飞机性能不断提高,使用寿命不断延长,加之,从1948年到1965年,英、美、苏等国不断发生机毁人亡的灾难性事故,其原因大多由于疲劳强度不够。因此,疲劳问题越来越显得突出。

一、国外疲劳研究动态

早在十九世纪中叶,德国 Wohler 对铁路车辆发生车轴破坏事故进行了大量的疲劳试验。过去绝大部分工作都是在恒定交变应力条件下进行的。在材料的强度方面大多又是研究影响疲劳极限的因素。

近几十年来,英、美、苏、西德、荷兰、日本等国家,由于飞机连续出现灾难性事故(如英国慧星一型运输客机,因疲劳破坏掉落海中,造成机毁人亡大灾难事故),从而加强了疲劳强度的理论研究工作,在某些方面取得一定进展。然而对于疲劳的几个基本理论问题(如累积损伤规律、裂纹扩展规律、剩余强度等)的研究虽有所进展,但远远没有达到解决实际问题的阶段。

飞机的安全飞行目前仍主要依靠试验研究,依赖实验来解决实际问题。20世纪50年代制造了程序加载试验机,比常幅加载接近于实际载荷。60年代又制造了随机加载的疲劳试验设备,能完全模拟实际飞行状态。

在飞机设计上普遍采用破损—安全准则。一般先进行材料试验,零部件试验,继之进行全机疲劳试验。还规定地面试验必须领先于试飞飞机,试飞飞机又必须领先于一般飞机。在此基础上加强维修和检查,达到保证飞机的安全飞行。

1. 损伤规律的研究 累积损伤规律(即如何估计随机载荷情况下的疲劳寿命)是疲劳分析中的一个重要课题。

国外在三十年前才开始这方面的研究。过去绝大多数研究者都是在一已知的应力水平下进行循环,然后利用 S—N 曲线确定至破坏的循环次数,预计零件的寿命。然而大多数飞机零件都是承受不规则的脉动应力,最大最小应力经常变化,这样就必须用累积

损伤理论来估计不同大小的应力循环造成的损伤。

到目前为止,在已知的几种累积损伤理论中,应用最广泛和最熟悉的仍是 Palmgren-Miner 线性累积损伤理论(即 $\sum \frac{n}{N} = 1$)。这理论有时和实验符合,但大多数情况不符合。

多年来,疲劳的累积损伤理论研究主要归结为对线性累积损伤理论进行改进,即应用 Miner 理论时,不以常幅的 S—N 曲线为根据,而以一个假设曲线 S—N' 为计算基础(即 $\sum \frac{n}{N'} = 1$)。

其他理论虽然比 Miner 理论复杂些,但却不一定比它精确。一般说来,这方面的各种理论的物理意义是值得争论的。目前看来,最有希望的研究途径是根据载荷历史测定缺口尖端的应力或应变历史(1969 Crowo, 1966 Crowo & Hardrath, 1968 Gassner)。目前还需要做很多的工作,才能建立一个既有合理基础又能普遍适用的理论。

有人研究了变幅加载的疲劳数据之间的关系,1969 Gassner 和 Schütz 曾建议用程序加载疲劳试验数据作为估计寿命的依据,而1969 Kirkly 和 Edwards 则建议以窄带随机疲劳数据为依据。

近年来,英、美、苏等国大量研究 Miner 理论 $\sum \frac{n}{N} \leq a$ 中 a 值的范围,得出一些数据。值得指出的是,近年来国外还把较多的注意力集中于低周疲劳(特别是高温低周疲劳)范围的疲劳累积损伤问题,也有不少研究者对影响变载荷疲劳寿命的因素进行了研究,认为平均应力、少数极高应力、应力次序、材料和重复块大小都是影响疲劳寿命的重要因素。

2. 裂纹扩展规律的研究 裂纹扩展规律也是疲劳分析中的一个重要课题。近三十年来,外国研究者围绕这个课题进行了广泛的研究,取得了一些进展,但距离实际问题仍差得很远。

在常幅疲劳载荷下,1965 Paris 和 Sih 指出可用应力强度因子 K 估计裂纹扩展速度:

$$\frac{dl}{dn} = f(K), \quad K = c\sqrt{l}$$

式中 c 与试件几何形状、尺寸、裂纹长度等有关。

世界各地的许多研究结果证明,这个关系式适合于许多材料。1967年 Schijve 证明这公式也适用于很小的 ($l = 0.2 - 0.1$ 毫米) 裂纹。

有人用光滑试件和带圆孔的二种板试件(板宽40毫米和100毫米)三种试件做裂纹扩展试验,证明三种试件的 $\frac{dl}{dn}$ 与 K 的关系都可以用同一条曲线表示,也就是说,可以用一种方式的试件结果来估计另一种试件的裂纹扩展率,这是一个令人鼓舞的结论。

过去,根据经验来规定结构两次检查之间的时间,利用分析方法,计算裂纹从一可以发现的尺寸扩展到临界长度需要的时间,可以定出结构检查的实际时间限制,或者根据给定的时间限制,可以确定检查需要的严格制度,即可以确定每次检查中必定会发

现的裂纹最小尺寸。

波音公司的P. C. Paris等最近证明, 裂纹每循环增长的数值取决于两个参数, 即裂纹端部邻近的应力强度 K 和应力比 R 。

$\frac{dl}{dn}$ 与应力强度因子 K 的关系, 同 S 与 N 的关系相似, 一般只能针对等幅加载试验求取, 如果疲劳载荷是变幅的, 就比较困难, 前一循环对后一循环有较大的影响, 例如在常幅疲劳裂纹扩展试验中(1962 Schijve) 插进一周高应力, 这一周高应力就大大影响裂纹扩展, 使裂纹在一个长时期内不扩展。因此, 要计算在变幅载荷下的裂纹扩展率十分困难。目前, 国外正在从各方面进行研究, 但还没有得出满意的结论。

值得指出的是, 断裂力学的发展对疲劳强度的研究也产生了重大影响。因为金属材料中往往实际存在着亚临界裂纹, 这些裂纹在中等强度和低强度钢中虽不致引起材料脆断, 但它本身相当于一个业已形成的疲劳源, 势必加速疲劳破坏, 因而促使对疲劳破坏的第二阶段——裂纹扩展阶段的重视和研究。目前从断裂力学方面主要是研究裂纹的扩展速度 $\frac{dl}{dn}$, 通过实验找出 $\frac{dl}{dn}$ 和断裂韧性 K_{Ic} 及其他机械性能之间的关系。

此外, 国外正在用激光和超声全息摄影, 脆膜涂层等新技术研究裂纹的扩展, 确定危险区域和早期预测疲劳寿命等。

3. 剩余强度的估计 剩余强度有时是给予有疲劳裂纹的零件静强度的一个名称, 自然希望材料能够承受裂纹而极限强度损失最小。

实际上, 剩余强度就是发生疲劳裂纹后材料或结构剩下的静强度。因此, 剩余强度总是随裂纹的增加而不断减弱, 为了使裂纹后的剩余强度保持在某一要求的水平上, 往往需要对构件进行加强。

国外近年来对剩余强度进行了大量的理论研究工作, 着重研究裂纹对结构强度的影响, 取得了一些成绩。

对于低延性材料做成的压力容器, 观察裂纹对强度的影响, 因为这些材料对很小的裂纹是非常敏感的。虽然应力强度因子是弹性应力场的一个参数, 但它对这些材料很有用处, 如果一个带微小缺陷的低延性材料受拉, 在裂纹尖端仍会产生一些塑性变形, 如果塑性区足够小, 以致可假定为弹性情况, 那么 K 仍可用来估计裂纹尖端的应力情况。如果 K 达到一临界值, 也就是达到了断裂韧性时, 就会产生静力破坏。只有当材料的延展性很低, 断裂韧性才成为材料的一个性质。

飞机结构上大量采用的高强度铝合金的韧性仍较大, 因为在裂纹尖端有较大的塑性变形。对板材来说更是如此, 带裂纹壁板的静力试验已经证明不能用 K 来估计剩余强度。

洛克希德飞机公司的 Melcon在 AGARD Rep101中报告了板件某些剩余强度的试验结果。如果某材料是完全韧性的, 在裂纹前端产生塑性, 减缓了应力集中, 强度降低, 就是横截面积减少的线性函数; 完全脆性材料不能缓和应力集中, 它将在载荷小得多时产生裂纹并出现断裂。

美国国家航空和宇航局(NASA)研究了疲劳裂纹对整个飞机机翼剩余强度的影响, 对机翼试验结果指出板件试验数据可以用来保守地估计有裂纹的机翼结构的极限承载能

力。

1966年 Broek 有这样的看法：一个带裂纹的壁板受到静力后，先有一段稳态的裂纹扩展，然后才进入非稳态的裂纹扩展。对无加筋板来说，这就造成完全破坏，但对加筋板来说，这和加筋强度有关，可用图 1 的剩余强度曲线表示。

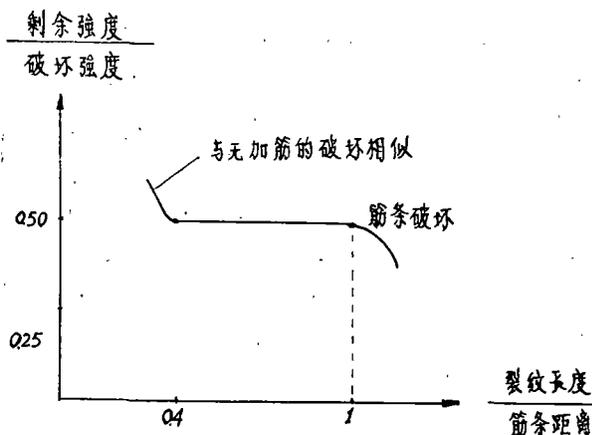


图 1

此曲线中的水平线，已经得到大量全尺寸机翼下蒙皮壁板的试验证实，目前正在研究怎样估计此水平线的宽度。

如果机翼结构中有好几个翼展方向接头，而且其中一个完全断了，我们可以计算出剩余强度。当这一接头破坏时，将在邻近的接头中产生动力影响，所以美国适航规范中是乘以一个额外的安全系数 1.15。

另外，有人证明，剩余强度高的，裂纹扩展率不一定小，即静力作用下裂纹扩展与疲劳裂纹扩展可能不相同。

有限元法的出现，可为复杂结构的剩余强度提供一种计算方法。

4. 破损—安全准则的研究 优良的疲劳设计将导致结构能承受很多小时飞行而没有疲劳裂纹。优良的破损—安全设计将导致结构在丧失一主要结构元件后能承受许用载荷。

破损—安全是一个普遍采用的飞机设计概念，所谓破损—安全，就是在使用过程中，允许出现裂纹，但结构仍有足够的强度持续工作，不致在下次检查前遭受整体破坏。国外新设计飞机，普遍采用这种破损—安全设计概念，如多发动机、复式操纵、应急系统等，采用这种设计就把出现灾难性事故减到最小程度。

破损—安全设计具有下列特点：

- (1) 采用多路结构，并提供限制裂纹扩展的措施。
- (2) 采用混合重叠结构，使产生的疲劳破损保持在损伤一半结构的范围内，其余的结构仍具有承载能力。
- (3) 采用辅助结构，其中主构件起承受所有载荷的作用，辅助构件当主构件损坏后参与承受临时载荷。
- (4) 选择材料的应力量级，为结构提供裂纹慢慢扩展和在开始裂开阶段具有较高

的剩余强度。

(5) 布置设计详图内的构件, 以便在破坏变得危险之前或在由于破坏使感觉到的强度消失之前能容易发现所有危险构件上破坏情况, 并便于更换和维修。

在应用这些原则时, 特别把注意力集中在细节设计上, 如接头、耳片、桁条、突缘、壁板、窗口、尾喷管等处, 这些部位, 正是疲劳裂纹的起源。

英国规定: 在等于 3 倍检查周期的寿命时, 由于裂纹扩展, 出现了具有一定尺寸的裂纹, 这种裂纹的剩余强度要求等于破坏载荷的 80%, 长为 l 的裂纹, 经上述时间扩展为 L 长, 剩余强度为破坏载荷的 80% 是可以的。

试验试件和散布因数的关系规定为:

试 件 数	1	2	3	4	6	10	25	100
散 布 因 数	6	4.2	3.9	3.75	3.6	3.5	3.4	3.33

美国民航规定: 在产生破损后, 其余结构应能承受规定的飞行载荷情况的静载荷, 一般这些载荷为许用载荷的 80%, 这些载荷应乘一因子 1.15, 除非静载作用下破损的动力效应另作考虑。

美国 DC-9 飞机就是采用破损—安全设计的, 它规定为:

$$\frac{P_0}{1.5} = P_L$$

式中 P_0 和 P_L 分别为破坏载荷和极限载荷, 1.5 为安全系数。

由于疲劳理论研究远远落后于实际需要, 破损—安全设计将越来越广泛地被利用。

5. 疲劳试验和结果的分析 疲劳试验目前仍分两大类:

(1) 全尺寸疲劳试验 一般以整机进行, 因此又叫整机试验, 或分别对机身和机翼进行疲劳试验。

(2) 零件部件疲劳试验 处于疲劳危险区的零件部件都要单独进行疲劳试验。

以前疲劳试验都是仅用一个造成损伤最大的代表性载荷来代替, 即等幅加载, 这种加载方法具有简便迅速的特点, 也存在一些主要的缺点, 比如假设的 S—N 曲线形状不很可靠, 此曲线对不同构件有很显著的差别, 寿命的折算靠 Miner 理论不很精确, 同时试验结果不能把多种破坏形式计及在内。

50年代出现程序加载试验机, 比常幅加载试验更接近于实际一些。

60年代出现随机加载疲劳试验机, 比较真实地代表实际的使用情况, 然而把这种方法运用到大型结构, 在技术上困难还不小, 国外目前尚未得到广泛的实际应用。

近十年来, 研究发展了伺服—液力疲劳试验机(Servo-hydraulic fatigue machine), 使得模拟工作载荷的疲劳试验方法进入一个新阶段, 它不仅能产生正弦波, 还能产生随机波, 因而能够模拟各种机器结构的随机载荷, 可为设计人员提供更接近实际工作条件的实验数据。

大多数研究者认为: 根据实际使用情况, 定出各级载荷, 那么, 用程序疲劳试验肯定比常幅试验优越。但随机加载是不是一定比程序试验优越呢? 不一定。从理论上应

该优越, 1968年 Tacoby 发现 $K_t=3.1$ 的 2024-T3 铝试棒随机疲劳寿命比程序疲劳寿命低 6 倍。

目前国外对疲劳试验订有明确的指标和规范, 因此实验目的比较明确, 可通过实验鉴定疲劳性能, 并给出预期的疲劳寿命。

疲劳数据的大分散度是金属疲劳性质之一。疲劳数据的表示方法可用断裂率或剩活率, 一般都用 $P=50\%$ 来画 S-N 曲线。

疲劳寿命的统计分布已有大量的实验结果。旧规范上国外对疲劳寿命的统计一般都采用对数正态分布。此外还有 Weihull 分布, 即极值分布。但是在概率为 5% 到 95% 之间的疲劳数据, 这两种分布之间的差异不明显, 只有在求极低的断裂率时才需要慎重考虑统计分布。

目前英美也推荐 Weihull 分布。

6. 载荷谱的收集和整理 所谓载荷谱就是载荷随时间变化的图形。疲劳载荷一般分为确定与随机两种。

在 60 年代初期, 这方面的工作主要是将实测的随机载荷历史简化为进行试验的载荷谱, 以便进行程序加载疲劳试验。

目前国外对载荷谱的处理有 8 种以上的计数法。

自从随机疲劳加载设备出现后, 有不少人致力于功率谱密度法的研究, 用功率谱密度法来处理随机疲劳数据。因为用计数法处理疲劳数据虽然比较简单直观, 但不够严谨, 特别是对突风载荷, 计数法把载荷变化看成是简谐现象, 实际载荷为连续变化过程, 比较起来, 功率谱法比较精确, 它把载荷变化借富氏变换分成无限多个有各种频率简谐振动的总和。但功率谱法是否适用于非稳态的随机过程, 是目前关心的课题, 因有些实际情况是属于这种情况的。

此外, 国外对在特定工作条件下的疲劳问题, 比如腐蚀疲劳、高温疲劳、热疲劳、噪音疲劳等, 也进行了大量的研究, 这里不作介绍了。

二、当前我国需要研究的课题

我国从事疲劳研究是全国解放后才开始的。起初只有几个单位做材料疲劳性能试验。以后, 为了解决进口的飞机到达使用寿命期限是否还能继续使用的问题, 要求对飞机主要承力构件做一系列的试验, 特别是疲劳强度的试验。

随着我国航空事业的发展, 以“自力更生”的精神自行设计和制造飞机, 就更加必须解决一系列的疲劳问题。飞机在使用中出现的强度问题, 绝大多数是疲劳破坏引起的。疲劳破坏和静力破坏的一个很大的不同点, 在于疲劳裂纹形成的过程中, 没有显著的残余变形和容易觉察到的破坏征兆, 一旦裂纹扩展到足够大, 就突然发生断裂。这种疲劳破坏的危险性, 在飞机高速运转条件下尤为突出。不出问题则已, 一出问题就是重大事故。

当前需要研究的课题如下:

(1) 载荷谱的测定编制和测量仪器 包括如何实际测定我国自己的载荷谱, 对测量下来的数据怎样整理, 怎样编成试验谱。目前国外对载荷谱的处理有 8 种以上的计数

法，对应的测量仪器有三种（VGH记录仪、疲劳计、磁带记录仪）。另外，也有用功率谱密度法来整理载荷谱的。究竟哪一种计数法和哪一种仪器最适合我国情况，需要细致认真地研究和探讨。

（2）累积损伤规律的研究 包括损伤如何计算，寿命如何估计，影响损伤因素的研究。自行设计和改进改型的飞机交付使用单位时，需要给出安全可靠寿命。正在使用中的各种飞机，对其实际使用寿命也需加以鉴定。

（3）裂纹扩展规律的研究 包括裂纹扩展的机理，裂纹扩展率和影响裂纹扩展因素的研究，以及裂纹的观察测量等主要问题。

（4）疲劳实验和结果的分析 包括常幅、程序、随机疲劳试验的比较，如何应用统计理论处理实验数据，寿命的分散因子怎样确定，以及影响疲劳试验因素的研究。根据一定条件下取得的试验结果，如何判断其疲劳强度，需要进一步订出确切的指标和技术规范。

（5）剩余强度的研究 包括裂纹对主要构件强度的影响，破坏概率和安全系数的研究。

（6）破损—安全设计的研究。

三、结 束 语

从上面的粗略介绍看，国外对疲劳的理论研究和实验工作给予很大的重视，进行了大量的研究和试验，但总的看来，疲劳理论研究还远远落后于实际需要，不得不花很大的人力和物力致力于疲劳试验工作。目前国外仍然依赖试验来解决实际问题。

我国对疲劳的研究虽然时间较短，但是我们有无比优越的社会主义制度，有毛主席无产阶级革命路线的指引，还有为革命搞科研的雄心壮志，一定可以攻克各种难关，在不太长的时间内赶上并超过世界先进水平。