

断裂力学在航空 工业中的应用

傅孙靖编写



航空工业部六二一所

一九八二年八月

断裂力学在航空工业中的应用

前 言

在断裂力学出现之前，人们是以“材料是无缺陷的、连续的、均匀的介质”为前提来计算构件的承载能力、作为设计产品的依据。若所用的材料的确没有缺陷或内部隐存的裂纹时，这种计算是起到作用的，是能够正确设计和制造所预期的构件的。但是，假如材料在生产和加工过程中，例如，冶炼、轧制、焊接、热处理时，由于某种原因在材料内部产生裂纹或存在类似裂纹的缺陷，这种裂纹起初没有被无损探伤所发现，在使用过程中这种隐存裂纹逐渐扩大，使构件的承载能力显著下降，终于产生低于设计的承载能力而突然断裂。这种低应力断裂的现象早被人们所发现，但是长期以来不能得到正确解释及解决。随着结构的大型化、高强度材料的使用、新工艺的产生以及焊接技术的发展，低应力断裂的事故愈来愈严重。航空工业也发生多起的断裂事故^[1]。

人们对低应力脆断问题进行了大量的试验和分析研究，于是在六十年代中期产生了“断裂力学”这门新学科。

断裂力学是研究带裂纹的材料强度以及裂纹扩展规律的一门新学科。短短二十年来，它已在航空、造船、火箭、原子能、交通、化工、机械等许多工业部门广泛应用。断裂力学之所以有这样强大的生命力，是因为它在安全设计、合理选材、改进工艺、正确评价结构可靠性、防止事故等方面都具有重大的应用价值，因而受到世界各国的普遍重视^[2]。

断裂力学在航空工业及其工程上的应用，参考资料[1~6、7~10]上均有介绍，本文力图就下列几方面综合断裂力学在航空工业中的应用概况。

在生产实践中断裂力学的应用主要有以下几个方面：

(一)、为安全设计提供有效的理论工具；

(二)、为合理选材提供有力的依据；

(三)、为产品质量制定合理的验收标准；

(四)、应用断裂力学方法研究疲劳裂纹扩展规律和实验方法；研究应力腐蚀开裂的规律及其实验方法，从而可以较准确地预计构件的剩余强度，计算构件的寿命，制定合理的检验周期；

(五)应用断裂力学的方法对断裂故障进行分析，判断断裂原因，提出切实的预防措施。

为了说明断裂力学在航空工业的实用程度，本文最后一部分扼要介绍断裂力学在美国几种飞机上的应用情况。

断裂力学在航空工业中的应用

目 录

前 言

一、为安全设计提供有效的理论工具·····	1—5
二、为合理选材提供有力的可靠依据·····	6—17
三、为产品质量制定合理的验收标准·····	17—20
四、预计构件寿命，制定检验周期·····	20—26
五、断裂力学在断裂故障分析中的应用·····	27—28
六、断裂力学在美国几种飞机上的应用情况·····	29—31
参考资料·····	32—33

一、为安全设计提供有效的理论工具

航空结构的断裂总是由裂纹扩展引起的。由于裂纹或类裂纹缺陷在材料和结构中不可避免，只有承认裂纹存在，而去研究裂纹扩展的条件和规律，才能有效地防止断裂。断裂力学就是从这观点出发，利用裂纹扩展规律去分析和预测结构的断裂，从而为结构防断裂安全设计、选择材料和评价结构材料抗断裂能力提供了新的有效手段，成为传统的结构强度设计和强度及韧性试验评价方法的一个重要补充。

为了说明按断裂力学方法的强度设计的合理性、科学性，我们在此扼要地回顾一下抗断强度设计的历史过程。

(一)、经典静强度理论和设计方法

我们知道，传统的安全设计，许用应力 $[\sigma]$ 是这样选取的，即

$$[\sigma] = \frac{\sigma_B}{K_n} \quad \text{或} \quad [\sigma] = \frac{\sigma_{0.2}}{K_n} \quad (1)$$

其中 k_n 为安全系数； σ_B 为强度极限； $\sigma_{0.2}$ 为条件屈服强度。

强度计算要使设计应力小于许用应力才能保证构件的安全。这样的设计思想对于低强度和中等强度钢脆性破坏倾向小的情况是合理的。但是，对于高强度和超高强度钢必须考虑裂纹扩展引起的脆性破坏，即必须从断裂力学的角度上来考虑强度及其安全性。对材料的性能必须考虑断裂韧性 K_{Ic} 这一材料性能指标。

例如，设计一个容器，工作应力 $\sigma = 140$ 公斤/毫米²，问应该如何选材才合理？

按照传统的概念，为了安全，提出了 $K_n = 1.5$ 的强度储备，这就必然提出要求采用 $\sigma_{0.2} = K_n \cdot \sigma = 1.5 \times 140 = 210$ 公斤/毫米² 的高屈服强度的材料，但是这种钢焊接件的断裂韧性值较低， $K_{Ic} = 150$ 公斤·毫米^{-3/2}，假设存在裂纹深度 $a = 1$ 毫米，长度 $2c = 4$ 毫米的不可避免的表面裂纹源时，可以算出，使构件产生断裂的断裂应力， $\sigma_c \approx 105$ 公斤/毫米²。就是说断裂应力低于工作应力，容器必然要发生脆性破坏。

反之，若取安全系数 $K_n = 1.2$ ，则只要 $\sigma_{0.2} = K_n \cdot \sigma = 170$ 公斤/毫米² 的钢材，这种钢材的断裂韧性较好， $K_{Ic} = 250$ 公斤·毫米^{-3/2}，经计算可知，在同样的裂纹尺寸下，断裂应力 $\sigma_c \approx 0.7 \frac{K_{Ic}}{\sqrt{a}} \approx 175$ 公斤/毫米²，就是说断裂应力大于工作应力，不会发生脆性断裂。

因此，如果不考虑 K_{Ic} ，单纯按 $\sigma_{0.2}$ 设计和选用材料，即使安全系数取得很高，也是不安全的。这说明了安全系数不能取得太高。美国现在有取 $K_n = 1.05 - 1.1$ 作为强度储备，这样设计的结构反而安全。而过去 K_n 要在 $1.5 - 4$ 之间选取，反而出现脆性破坏事故。

传统的静强度理论已有很长的历史，虽然不断改善受力计算或其它计算的精确度，但是，这个连续力学的理论是在假设材料为均匀无缺陷的基础上而建立起来的，材料的性能指标也是“无裂纹”材料的统计数据，产品质量验收标准一般规定拒绝使用有裂纹的材料

构件。这种假设过于理想、太绝对化了，结果走向事物的相反方向，妨碍了人们对有裂纹材料和构件的认识，因而长期以来无法正确解释低应力脆断的现象，解决低应力脆断问题。

(二)、应力集中与缺口敏感性的研究

在生产实践中，人们常常要用到几何不连续的结构，例如凸台、切口、台阶轴、连接孔等等。于是用弹性力学的处理方法，计算了各种缺口位形的应力集中系数的大小。所谓应力集中系数，就是几何不连续造成局部地区应力升高的最大值与远处应力之比，即

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_0} \tag{2}$$

其中： $\sigma_{\max}$ 为缺口处的最大应力； σ_0 为远处应力。

例如：薄板中有一个椭圆形孔洞，长短轴分别为 $2a$ 和 $2b$ ，承受单向拉伸应力 σ_0 ，如图1所示。在孔洞的顶端（X轴上）有应力的最大值 $\sigma_{\max}$ ，名义应力为 σ_0 ，应力集中系数经弹性力学求解为

$$K_t = \sigma_{\max} / \sigma_0 = 1 + 2 \left(\frac{a}{b} \right) \tag{3}$$

从上或可以看到，当孔洞为圆形（ $a=b$ ）时，则 $K_t=3$ 。其它情况， $K_t>3$ 。这就是说局部应力提高三倍以上。名义应力可能不大，而局部应力可能大于材料的屈服应力。但尽管这样，由于塑性变形，即使局部地区屈服也不致于使整体构件断裂。

令 ρ 为孔洞顶端的曲率半径，按数学定义， $\rho = \left[1 + 2 \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 \right]^{3/2} / \frac{d^2y}{dx^2}$ 。不难用椭圆方程式 $\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$ 求出在 $y \rightarrow 0, x \rightarrow a$ 的地方的曲率半径 $\rho = \frac{b^2}{a}$ 。

于是由（3）式知

$$K_t = 1 + 2 \left(\frac{b}{\rho} \right) = 1 + 2 \sqrt{\frac{a}{\rho}} \tag{4}$$

从上式可以看到， $\rho \rightarrow 0$ （椭圆形孔洞变成一条尖锐的裂纹），则 $K_t \rightarrow \infty$ ，因而 $\sigma_{\max} = K_t \cdot \sigma_0 \rightarrow \infty$ ，这就是说，只要外加应力 σ_0 不等于零，裂纹尖端（ $\rho \rightarrow 0$ ）处的

应力为无穷大，势必得出裂纹体不能承受外载或不允许工程结构含有裂纹的结论。同时告诉我们，处理裂纹问题不能用应力作为构件是否断裂的参量。但是，应力集中理论告诫设

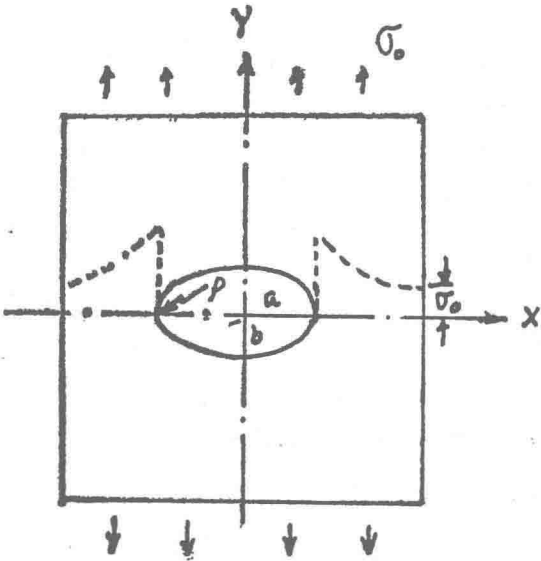


图1 椭圆孔平板的应力集中系数

计者，应当避免采用尖锐的切口，尖角、孔洞之类的结构。在不得已的情况下，结构几何不连续处应该光滑过渡，适当的倒圆等等，为得是使局部地区的最大应力不要增加很大。

再者，应力集中与缺口敏感性之间无法建立定量关系。如上所述，这样方法难以处理裂纹问题。因此也同样回避了带裂纹构件的问题。

(三) 却贝V形缺口冲击韧性值的采用

第二次世界大战期间，发生了许多起桥梁、船只、容器的低应力脆性事故。虽然做了大量试验，但是总是把发生事故的原因归结于材料的韧性不足，于是开始用冲击韧性（指试样破断时所吸收的功）来评定材料的韧和脆。

从统计的办法上，提出冲击韧性为15英尺-磅作为构件材料在最低使用温度下开裂的要求。

这种除考虑材料的强度指标（ $\sigma_{0.2}$ 、 σ_B ）外，还要考虑材料的韧性指标（ δ 和 ψ ）及冲击韧性指标（如 a_k 值），对构件的防断设计虽然起到一定的作用，但仍然不能完全避免低应力脆性破坏。

同时此方法的缺点是：

1. 无法定量计算， a_k 值仅仅是个参考参量，不能完全反映材料的韧性指标。现在已被断裂韧性 K_{IC} 、 K_{IC} 所取代；

2. 不能模拟裂纹；脆性转变温度也明显低于无塑性转变温度（NDT）；

3. 尺寸效应大，给试验造成困难；

4. 不能确切反映断裂状态。

顺便指出的是，随后发展的转折温度和断裂分析图（FAD）方法，也因有明显的缺点，于1972年ASME锅炉和压力容器规范已匆忙抛弃此方法，代之以线弹性断裂力学方法。

飞机结构设计中强度标准的演变也大致遵循这样的一个历程。

飞机设计的早期，大约在四十年代以前，飞机结构的唯一强度标准是静力强度。当时认为，通过计算和试验，证明飞机结构能经受使用中可能的最大载荷而不破坏，结构就有了足够的强度。

四十年代，飞机结构设计中采用了安全寿命的概念，要求设计的飞机，除了静强度之外，还必须满足疲劳寿命的要求，以防止使用早期出现疲劳裂纹的问题。安全寿命设计要求，一旦发现了裂纹，就认为结构已到了寿命。

五十年代，在研究、分析一系列飞机疲劳事故，特别是研究了英国慧星号飞机坠毁事故之后，发现根据安全寿命概念设计的飞机不能令人满意，从而引进了破损安全设计的原则。破损安全原则要求，在结构使用寿命期间，疲劳裂纹或其它损伤在规定的检验期内被检查出来之前，将不发展到毁灭性状态。这一概念的引进同样是由于飞机工业的发展所推动的。断裂力学的发展，使破损安全设计思想更加完善。飞机工业由于采取“破损安全”设计思想，有效地减少了早期失效问题。

断裂力学的发展又提出损伤容限设计思想。这一思想认为结构有一定的初始损伤（裂

纹)，并要求在裂纹扩展寿命中不扩展到导致断裂的临界尺寸。换句话说，任何损伤在结构强度降至不可接近的水平以前应被发现^[11]。

断裂力学在破损安全和损伤容限中，用于剩余强度和裂纹扩展寿命的估算与分析。

美国于1974年颁布了损伤容限要求，即军用规范MIL-A-83444。

损伤容限和安全寿命概念相比较，前者可有下列几个优点：

- 1.合理、科学；
- 2.安全可靠；
- 3.继续放飞，延长使用寿命。安全寿命是按一定的存活率的统计来确定的。如果用99%的存活率，那么当到了寿命时在100架飞机里平均只有一架不能使用，其余的九十九架飞机还有一定的寿命，还能继续使用。而损伤容限视情而定，根据检查情况，对素质不同和使用情况不同的飞机进行筛选，分别处理，这样自然要合理得多。
- 4.较精确给出飞机（构件）的寿命；
- 5.分散性小。

损伤容限设计的重要性还在于：

- 1.由于外加载荷的变化，对疲劳损伤的位置和出现的时间很难预计；
 - 2.由于修理条使用者进行的更改，经过若干年使用后，结构本身已与设计阶段所试验的结构不同了；
 - 3.即使采用很大的安全系数来考虑疲劳寿命的分散性，结构仍会在使用中出现其它的损伤、腐蚀、途中的碎片甚至半空中与飞鸟的碰撞都可能引起损伤。
- 因此，若从损伤容限设计来考虑飞机的重要构件，就可以获得结构的完整性，保证结

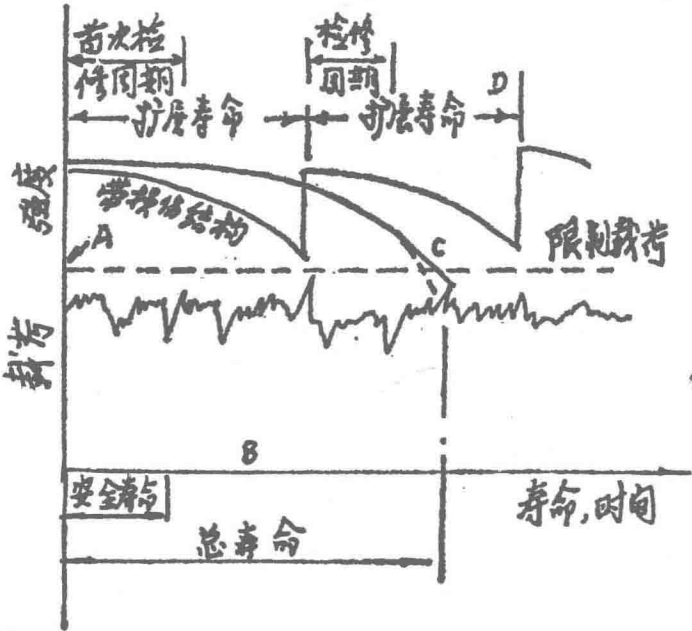


图2 裂纹扩展与结构寿命

构的安全可靠。

这四种设计思想可分别在图2中示意地表示出来。

断裂力学在飞机设计中的应用是在六十年代末，七十年代初。断裂力学在航宇上的应用，首先是压力容器的设计，之后才在军用规范中规定关键结构应当采用断裂力学的方法。现将断裂力学工程应用的主要内容概述如下：

断裂力学的工程应用的内容，广义地讲就是断裂控制的全部内容。狭义地讲，主要包括带裂纹结构断裂分析的下述两个方面：

- 1. 剩余强度，即含裂纹结构的实际强度^{1 2}；
- 2. 裂纹扩展分析和寿命预计。

断裂控制主要指从材料、零构件的生产和装配、使用、维修等各个方面一切重要环节上防止低应力脆断的考虑、规定和措施。

断裂控制的主要内容一般规定为：

1. 材料选择：应当合理选择、使用与控制结构的材料。它包括常规的材料性能评定，还包括按断裂力学要求考虑的材料性能参数，例如材料的断裂 K_{IC} 、 K_C ，裂纹扩展速率 da/dN ，应力腐蚀开裂速率等等。以及材料在加工工艺和实际使用条件下的性能数据。这方面可见下文的叙述。

2. 结构布置：由于损伤容限设计的特点是可检性，因此，结构布置应当具有高度开敞性、可检性。

3. 控制安全工作应力。

4. 制定合理的检验程序和检验周期。

断裂控制基本内容如图3所示。

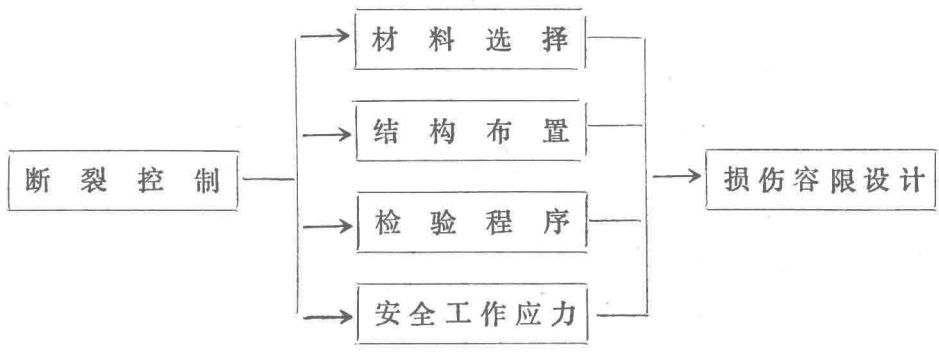


图3 断裂控制基本内容^[1 3]

近代飞机的完整性可靠性是极受重视的要求。采用断裂控制方法设计的飞机，可以提高飞机结构的完整性和可靠性。在此，断裂力学将起了极重要的作用。

二、为合理选材提供了有力的可靠依据

航空工业中材料选择和结构设计，传统地是以材料对加载的五种基本考虑为基础的，即：

1. 假定无裂纹存在时材料的静强度性能，如 σ_B 、 $\sigma_{0.2}$ （或 σ_s ）、 E 、 G ；
 2. 材料（事前无疲劳损伤）的疲劳寿命，疲劳极限， $S-N$ 数据等；
 3. 与时间相关的材料性能参数，如蠕变强度，持久强度，抗应力腐蚀性能等等；
 4. 材料具有几何不连续性或应力集中源时的静强度和疲劳寿命，例如 K_t 、 K_e ，切口强度， q ；
 5. 损伤的或已有裂纹的构件的剩余静强度，刚性和剩余疲劳寿命。
- 前四项材料性能构成安全寿命设计时选材的基础。

最后一项性能是以零件加载过程中引进某些损伤这一概念为基础的。这种损伤可能是以类裂纹缺陷的形式，以及运转一定周期后减少静强度的形式出现的。

对于中低强度材料，按照上述材料性能指标设计构件，一般说来，是可以保证结构的可靠性的。但是，随着高强度材料的使用，如前文所说的，会出现一些用传统强度理论无法解释的低应力脆性断裂事故。事实上，飞机构件的断裂事故在安全—寿命设计的构件中出现过，例如机翼接头和连接件、起落架、发动机安装架、螺旋桨叶、大梁、发动机盘和轴件等都出现过断裂事故。如图4-8所示。

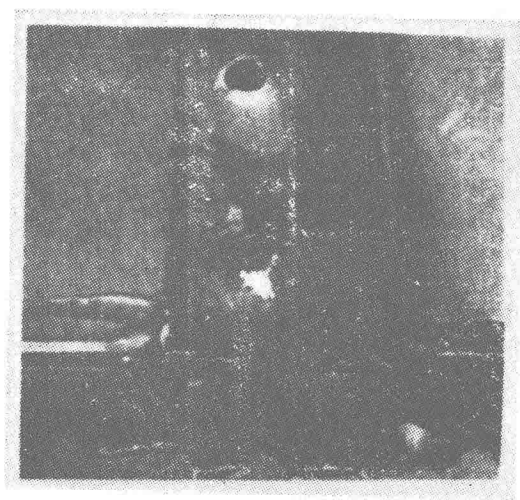


图4 在使用中破坏—压力座舱的蒙皮

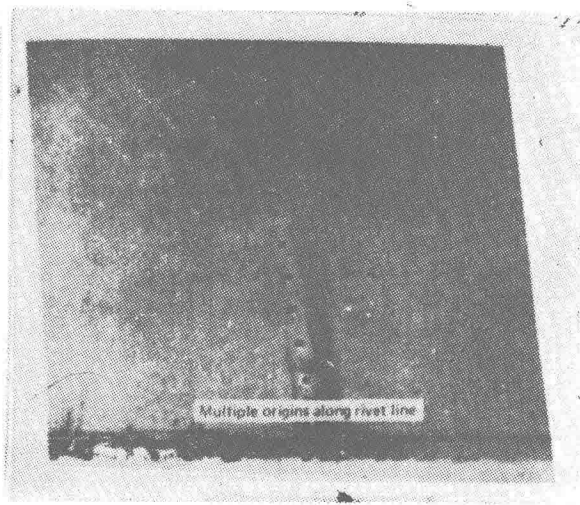


图5 压力座舱蒙皮的破坏—沿铆接线损伤的扩展

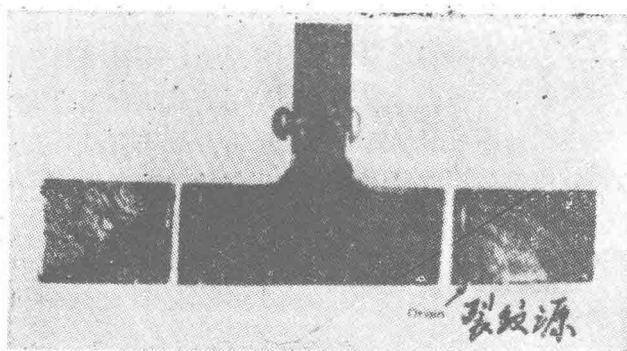


图6 在试验中破坏-机翼突缘

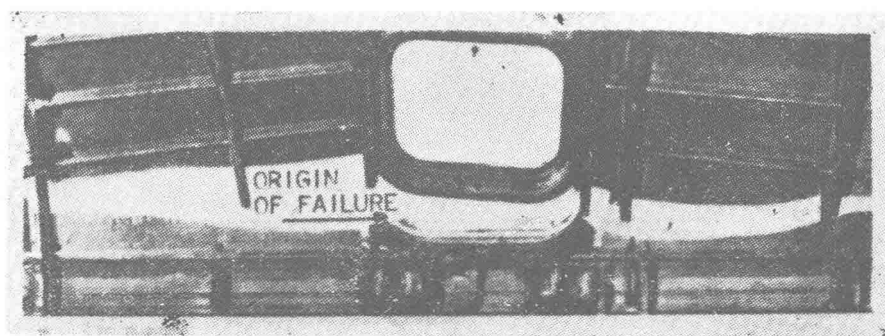


图7 在试验中破坏-飞机的压力座舱

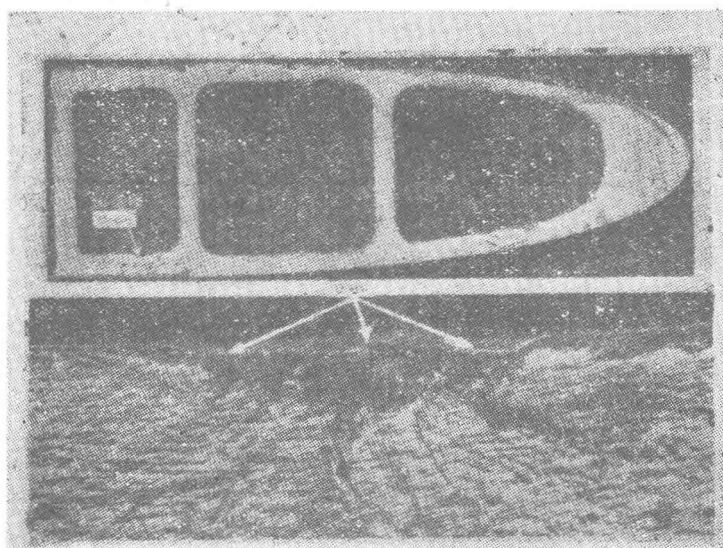


图8 在使用中破坏-直升机桨叶片的挤压件

这些断裂故障及各种类型的事故已使人不安。以往设计人员的愿望想通过对材料性能的不断提搞，特别是采用高强度材料，来满足减轻重量，提高飞机性能的要求。于是在那些传统地可靠地采用过安全—寿命设计的结构，使用高强度材料也造成了断裂事故。其原因简单地说，就是当时设计者不了解提高强度要求常常带来韧性降低的道理，以致因断裂韧性值不足，存在的裂纹或类似裂纹缺陷未能被无损检验探测出来，随后裂纹扩展到临界尺寸而造成低应力脆性破坏事故。因此，断裂力学的发展，为选择材料提供了有效工具。要全面衡量材料，既要考虑材料的强度指标，也要考虑材料的断裂韧性指标，后者往往是最重要的材料性能指标。

关于断裂韧性的定义及其物理意义可参考文献 [14] [15]。这里只采用平面应变临界应力强度因子- K_{Ic} 值为料材的断裂韧性参数。它是度量材料阻止裂纹扩展的能力，或反映材料抵抗裂纹失稳扩展的能力。 K_{Ic} 值是材料的固有常数。可以用实验方法测定各种材料的 K_{Ic} 值。

飞机设计中常用高强度合金为主要构件材料以求得到有效的飞机结构，而忽视了断裂韧性随屈服强度的提高而降低的情况，见图 9 表示。这样虽然提高了设计应力的容许值，却

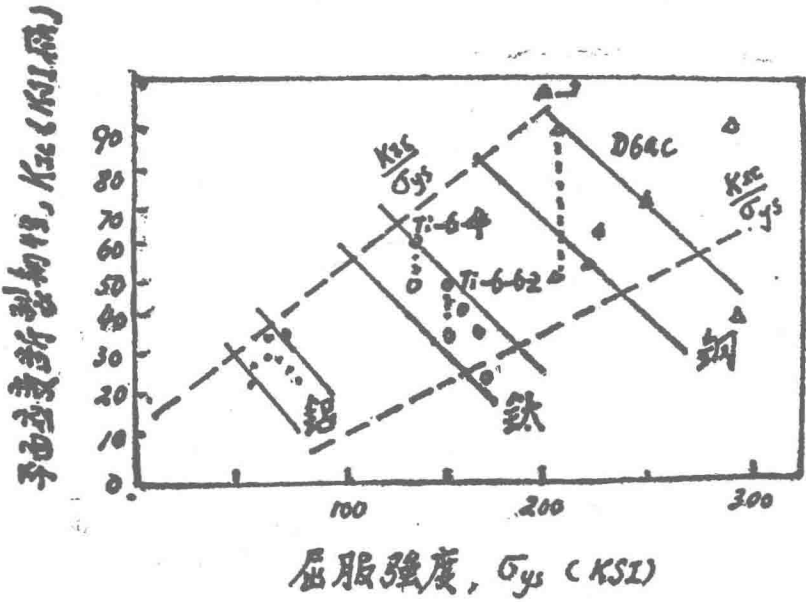


图9 材料的断裂韧性与屈服强度

降低了缺陷或裂纹的初始容许值，使无损探伤难以检查出来。

若取设计使用应力 $\sigma_L \approx 0.6\sigma_{ys}$ 。根据 $K_{Ic} = \sigma \sqrt{\pi a_c}$ 公式知： $K^2_{Ic} = (0.6\sigma_{ys})^2 \cdot \pi a_c$ ，即

$$a_c \approx \left(\frac{K_{Ic}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \tag{5}$$

若是表面裂纹，则近似地取

$$a_c = \frac{1}{4} \left(\frac{K_{Ic}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \tag{6}$$

由此可见临界裂纹尺寸随材料的 $\left(\frac{K_{Ic}}{\sigma_{ys}} \right)^2$ 而变，随着屈服强度的增加，裂纹长度参数有更引人注目的降低。若用材料密度 ρ 除以屈服强度 σ_{ys} ，则参数 σ_{ys}/ρ 是用于选择材料的结构效率的一种形式。图10进一步表示裂纹长度随结构有效参数的变化趋势，亦给出了机队检验所需要的灵敏度水平^[16]。

这里仅讨论平面应变这一状态，实际构件的情况可能比较复杂，设计者应具备一定程度的断裂力学知识，方能对各种问题进行详细对比研究。

表1给出一些材料的断裂韧性值及按（5）式给出的 a_c 值。

各种材料的断裂韧性值可查参考资料 [16-19]。

由于断裂韧性与裂纹扩展方向（各向异性）、热处理条件（屈服强度）、温度以及许

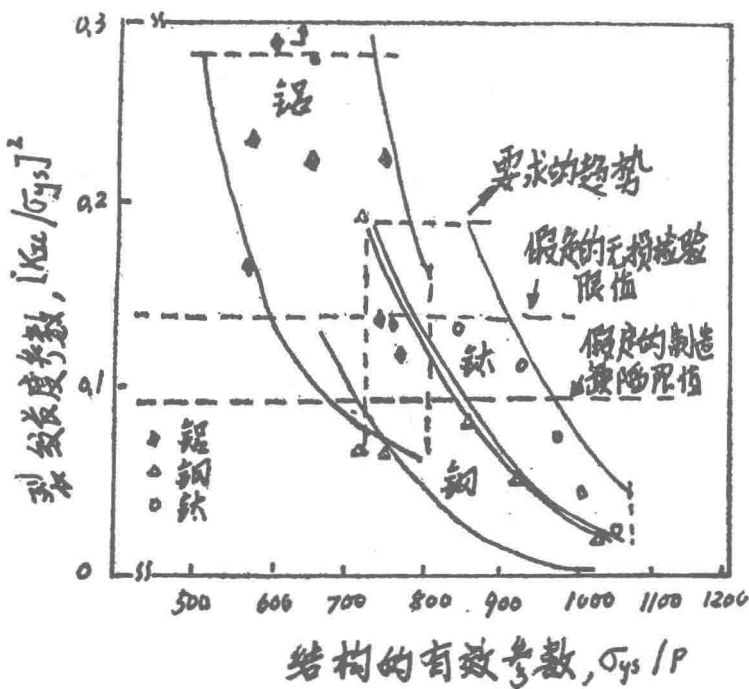


图10 裂纹参数随结构有效参数的变化

多其它参数有关，因而对于结构材料来说，其 K_{Ic} 值在一个范围内变化。因而，在引用 K_{Ic} 值时，应该指明其材料条件以及得到这些数据的环境情况。

表1 典型材料的断裂韧性

材 料	屈服强度 σ_{ys} , 公斤/毫米 ² (典型)	平面应变断 裂韧性 K_{IC} , 公斤/毫米 ^{3/2}	$2 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2$ 毫 米	$\left(\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}} \right)^2$ 毫 米	$\frac{\sigma_{ys}}{p}$ 毫米 ⁻¹	$\frac{K_{IC}}{\sigma_{ys}}$ 毫米 ⁻¹
D6ac	205	50—90	0.120—0.36	0.06—0.19	724	177(318)
4340	220	53	0.12	0.06	777	187
300M	247	69	0.16	0.08	872	244
18Ni	285	89	0.20	0.10	1007	314
H-11	294	40	0.04	0.02	1039	141
9Ni4Co2C	180—190	110—190	1.22	0.61	600	467
7075-T73 (锻造)	66	31	0.44	0.22	660	310
2024-T851 (板材)	58	23	0.32	0.16	580	230
2014-T6	66	35	0.56	0.28	660	350
7075-T651 (板材)	78	26	0.22	0.11	780	260
7175-T73 (锻造)	75	35	0.44	0.22	750	350
7075-T6 (板材)	76	27	0.26	0.13	766	270
7079-T6	69	30	0.38	0.19	680	300
Ti-6Al-4V (退火)	137	50—60	0.26—0.38	0.13—0.16	850	312—375
Ti-6Al-4V (固溶+时效)	158	41	0.14	0.07	988	256
Ti-6Al-6V-2Sn (退火)	150	30—50	0.10—0.22	0.05—0.11	937	217—312
Ti-6Al-6V-2Sn (固溶+时效)	163	34	0.08	0.04	1018	212
Ti-13V+11Cr-3Al (固溶+时效)	168	25	0.04	0.02	1050	156

起落架的材料选择

表2为西欧、美国起落架常用材料。一般说来,对各种可能用于制造起落架的材料(包括钛合金和复合材料)应该进行大量的试验研究,并根据各种起落架的特点加以选用。如道蒂·罗托尔公司采用了7075-T73铝合金作起落架外筒材料,该材料抗应力腐蚀性能很好。从而充分发挥了铝合金的优越性(锻造、加工成本低)。

在选材中应全面考虑,不能只追求高的强度,要考虑起落架的刚性,要注意材料的断裂韧性、抗腐蚀能力等。

图11和图12为几种高强度钢的断裂韧性和强度的关系。

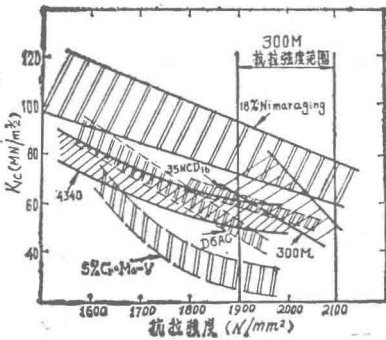


图11 高强度钢断裂与强度的关系

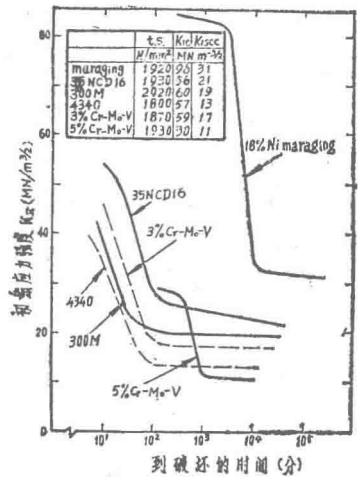


图12 超高强度钢应力腐蚀断裂特性

表2 西欧、美国起落架常用材料及候选材料

材料牌号	σ_B	K_{Ic}	K_{Ic}/σ_B	是否满足
	公斤/毫米 ²	公斤/毫米 ^{3/2}		$K_{Ic}/\sigma_B \geq \frac{3}{2}$ 的要求
35NCD16	185	300	1.6	是
20CDV20	185	130	0.7	
32NCD8	185	260	1.4	
马氏体时效钢 (18Ni)	188	400	2.1	是
4340	194—214	220—210	0.45—1.1	
300M	194	220	1.1	
D6ac	194	200	1.0	
Ti-6Al-4V (退火)	100	280	2.8	是

续表 2

Ti-6Al-6V-2Sn	125	140	1.1	
2214	50	125	2.5	是
2024-T651	48	85	1.8	是
7075-T6	52—60	86	1.4	
7075-T73	47—50	105	2.1	是
2904-T7351	43	110	2.6	是
AZ-74	52	—	—	

是否 K_{Ic} 越大越安全呢？也不能笼统地回答。实际上断裂韧性和强度指标之间存在着矛盾（见图10—13）。另外，也不要 K_{Ic} 太大，因为一般地说，实际结构不但不允许发生脆性破坏，也不允许有大的塑性变形，因此，由 K_{Ic} 所算出的断裂应力 σ_c 比屈服强度 $\sigma_{0.2}$ 大很多也没有必要，也就是说 K_{Ic} 也用不着很大。

例如《协和》号飞机的选材的考虑是值得思考的。它的起落架材料是35NCD16钢，该钢的化学成分是：C0.3—0.4，Ni3.5—4.5，Cr1.5—2.0，Mo0.3—0.6，Mn0.15—0.55，经过875℃加热在空气中淬火，在-70℃下冷处理至4小时，在220℃回火8小时。常温性能为 $\sigma_B=180$ 公斤/毫米²， $\sigma_{0.2}=147$ 公斤/毫米²， $\delta_5=6-7\%$ ， $\psi\approx 40\%$ 。选用此钢的理由之一是：它在有裂纹时强度仍很高，而研究认为在起落架这类大型零件上，裂纹或类裂纹缺陷是不可避免的。图13是几种钢的性能的比较。35NCD16钢的断裂韧性优越于4340钢和H-11钢。

据报导，对不同材料（铝、镁、钛和高强度钢）的经验指出，性能好的合金应保证其 $K_{Ic}/\sigma_B \geq \frac{3}{2}$ 。例如40CDV20不可以热处理到 $\sigma_B > 170$ 公斤/毫米² 使用，因为此时 K_{Ic} 就低了，保证不了 $K_{Ic}/\sigma_B \geq \frac{3}{2}$ ；而35NCD16则可以用到 $\sigma_B=190$ 公斤/毫米² 的强度水平，此时仍可保证使 $K_{Ic}/\sigma_B \geq \frac{3}{2}$ 。

$K_{Ic}/\sigma_B \geq \frac{3}{2}$ 是如何得来的呢？我们可以这样来估计。我们以无限大板穿透裂纹为例，据线弹性断裂力学推导， $K_{Ic}=\sigma\sqrt{\pi a}$ ，在临界情况下， $K_{Ic}=\sigma_c\sqrt{\pi a}$ 。如果我们让材料制成构件时，既不使脆性安全储备过多，又不使塑性安全储备太大，则 σ_c 应当与 $\sigma_{0.2}$ 接近或略高于 $\sigma_{0.2}$ ，这表示 K_{Ic} 应等于 $\sqrt{\pi a} \cdot \sigma_{0.2}$ 或大于 $\sqrt{\pi a} \cdot \sigma_{0.2}$ ，写成式子就是：

$$K_{Ic} \geq \sqrt{\pi a} \cdot \sigma_{0.2}$$

若无损检验技术（NDT）能够保证 $a \geq 1$ 毫米的裂纹可以探测出来，则有 $K_{Ic} \geq \sqrt{\pi a} \cdot \sigma_{0.2} \approx 1.7\sigma_{0.2}$ ，因此有

$$K_{Ic} \geq \sigma_B \frac{3}{2} \quad (7)$$

是可以理解的。就是说，从选材经验来说，要求 $K_{Ic}/\sigma_B \geq \frac{3}{2}$ 是近似成立。

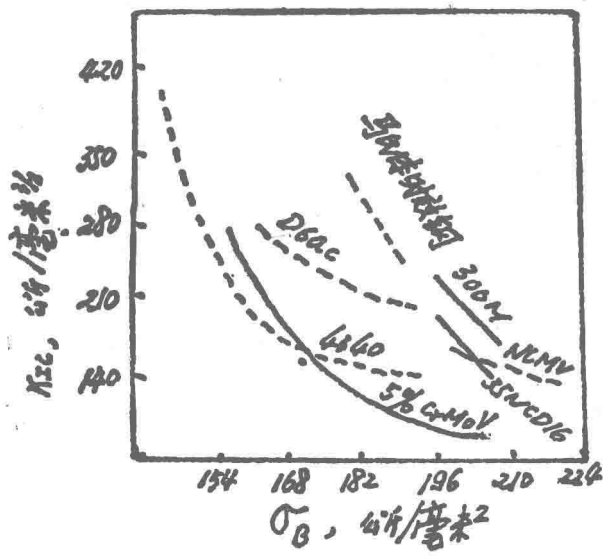


图13 美、英、法几种起落架钢的断裂韧性

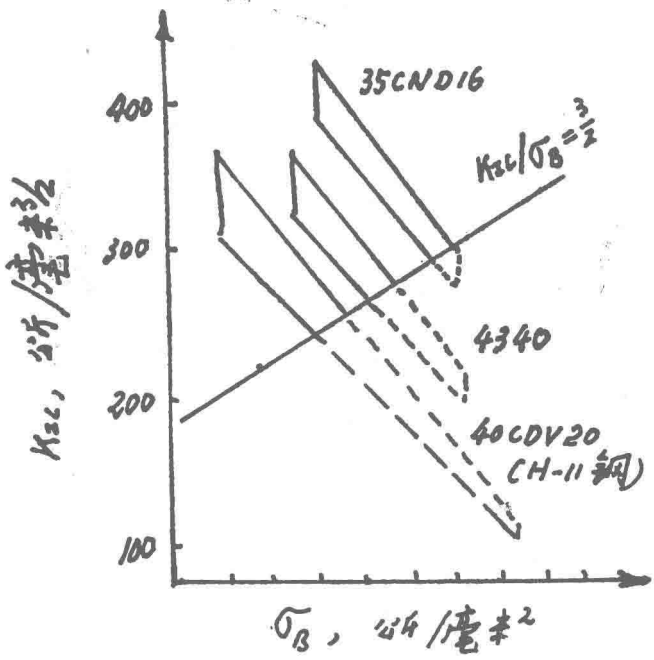


图14 《协和号》飞机起落架选材的考虑*

*注：图中横座标首格为150，以后依次为160、170……

1969年美国F-111飞机由于左翼枢轴存在锻造缺陷,在载荷远低于设计极限的情况下突然断裂,招致全机坠毁,促使人们认识到,不但要提高材料强度,而且要考虑材料抗裂纹扩展的能力,即材料的断裂韧性与裂纹扩展速度。

目前英美等国已规定断裂韧性为材料性能的必要指标,美国巴特尔研究院的金属及陶瓷情报中心在美国空军飞行动力实验室及空军航空材料实验室的资助下,已出版了高强度合金的断裂韧性与裂纹扩展速率数据汇编^[18-19],其中包括铝、钛合金及不锈钢等材料的断裂韧性及裂纹扩展速率的数据。

断裂力学的发展,使航空材料的选用标准与研制原则起了巨大的变化。一些航空科学较先进的国家,都专门拨出大量政府基金,供研制强而韧材料规划之用。根据分析,可能与下述三方面有关:

(1) 要保持空中优势,不但应不断提高飞机结构的性能与降低机体重量,而且还要不断提高可靠性与延长寿命,因此必须不断研究更韧与更强的新材料。

例如复合材料,由于提高强度与重量之比,有可能使飞机的能量效率提高10~15%。空气动力的改善又可提高10~20%。层流流态控制,相当于大幅度的减少空气阻力,可能使飞机的这一效率提高20~40%^[20]。可见,材料性能的改善,对飞机性能的影响是很大的。

(2) 航空结构形态复杂,飞机载荷多变,而断裂理论尚属发展学科,某些问题如高温蠕变等尚未得到完善解决,因此断裂分析存在一定的困难。

(3) 为了确保飞机安全,控制缺陷的出现与扩展,就必须在外场与飞行中配备整套的检测仪表与装置,需要大量资金,即使这样,漏检与难检(如机翼翼盒等)总是不可避免的。

因此,如果提高材料的断裂韧性,降低它的裂纹扩展速率,即使出现缺陷也不易断裂,而且由于韧性高,断裂时的临界裂纹长度很大,在开敞部位目测就能看出,而且一般也不致达到这样的长度。与其在检测装置上付出很多费用,不如从根本上杜绝断裂的可能性。据悉,B-1飞机与F-111同类承力构件相比,前者所用材料的断裂韧性提高到后者的10倍左右。可见选材中断裂韧性值是何等之重要。

北大西洋公约组织航空咨询委员会(AGARD)讨论了航空材料如何强韧化的问题,讨论主要涉及三方面:

(1) 微观结构的变化对航空结构合金抗疲劳断裂性能的影响程度;

(2) 化学成分、加工过程与热处理方法的变化对微观结构的影响;

(3) 当保留足够的静强度时,通过改变化学成分、加工工艺过程和热处理方法,提高材料抗疲劳断裂性能的技术可能性。

这三方面确定对材料的断裂韧性有重要的影响^[15]。

通过精心的材料研究提高材料的韧性是完全可能的。国内外已有重要成果。例如,西安交大等单位为了解决石油钻头轻型吊环的断裂问题。从设计、冶金、工艺等方面进行了系统的断裂研究,获得了高强度高韧性的20SiMn2MoVA钢。

又如GC-4(40CrMnSiMoVA)钢,起初只考虑传统的强度指标,在部件实验中很易