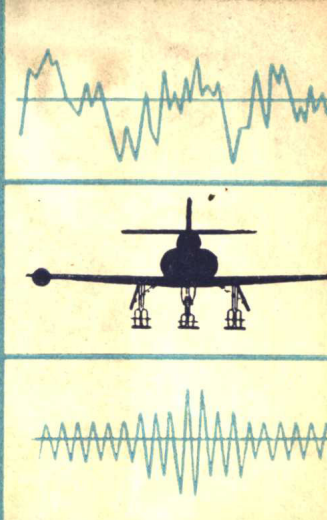




疲劳译文集

(第一集)

国防工业出版社

疲 劳 译 文 集

(第 一 集)

群 航 译 高 航 校

内 容 简 介

本译文集(第一集),是选译了英、美、法等国家关于飞机结构疲劳强度方面的部分文章,以实用为主,同时也介绍了较有意义的理论性或评论性文章。

本译文集可供航空工业生产、设计、科研等工程技术人员及从事其他疲劳强度研究工作的有关人员参考。

疲 劳 译 文 集

(第 一 集)

群 航 译 高 航 校

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业许可証出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092¹/₃₂ 印张 15 321 千字

1974年2月第一版 1974年2月第一次印刷 印数: 0,001—4,800册

统一书号: 15034·1316 定价: 1.50 元

出版说明

我们遵照伟大领袖毛主席“洋为中用”的教导，为了促进我国航空工业疲劳强度试验研究工作的迅速开展，翻译出版了疲劳译文集，供从事这方面工作的同志们参考。

本译文集内容以实用为主，但也介绍了有关的理论性或评论性文章。

遵照毛主席关于“学那些和我国情况相适合的东西，即吸取对我们有益的经验”的教导，我们对译文中某些不妥之处做了删减，同时也希望读者结合我国的实际情况批判的参考。

本译文集由北航、西工大、力学所等单位的同志参加了译、校工作。

目 录

飞机结构疲劳的实际问题	5
飞机疲劳现代思想概观	62
美国空军飞机疲劳鉴定大纲	91
机翼疲劳的设计准则	113
关于飞机结构“破坏-安全”和抗疲劳设计的观察	132
一种新型喷气运输机的疲劳和“破坏-安全”设计	168
估计运输机机翼结构允许疲劳寿命的方法	226
飞机结构疲劳寿命预期值与实际值的比较	253
在模拟的随机阵风载荷——伴随或不伴随地-空循环载荷—— 作用下,带缺口铝合金试件的疲劳性能	266
飞机结构的疲劳试验	297
飞机疲劳试验的最近趋势	315
程序-疲劳试验下的持久性	331
用全尺寸试验确定飞机机翼抗疲劳的强度	352
“快帆号”全机结构疲劳试验发展与分析	420
为SE-210“快帆号”飞机研制的全尺寸疲劳试验设备	455

飞机结构疲劳的实际问题

1. 引言

现在，广泛的飞机设计者与使用部门都对重复载荷作用所导致的结构损伤极为关注。这是基于过去的经验教训以及对现代飞机结构今后工作的理解。设计者所担心的是主要构件的破坏，而使用者也可能被大量琐碎的损坏故障所烦扰。这两个问题都很重要，前者会引起失事破坏航线的信用，而后者增加了维修工作量。军用飞机的疲劳问题也日益引起人们的重视，其主要的载荷发生在驾驶员做机动动作的时候。尤其对战斗机及教练机更为如此。本文所引证的都是这类飞机所遇到的情况，而所作的研究也限于这一方面。

飞机设计工程师强烈地希望能运用设计知识进行精确的预算，避免飞机在有效使用期限内发生破坏。但是，尽管这样想，事实上疲劳问题方面不知道的东西要比现在已经解决了的问题多得多。使用寿命预算能否获得较高的精确度是值得怀疑的。另一方面，经过仔细的设计与小心的维护，也可以说，疲劳破坏已不可能变得比过去更为严重。因为，即使在过去的材料知识与一般技术情况下疲劳破坏也是很少的。回顾飞机结构设计的历史，有两个情况到现在还保持与以前相同：（a）在最大限制载荷及极限强度之间保持安全系数为1.5；（b）大气的阵风情况还保持不变。同时，限制机动过载系数还保持与第一次世界大战时几乎同样的水平。这

意味着：第一，飞机结构的最大许用应力水平为破坏强度的 $2/3$ ；第二，相当于 $1g$ 的应力级约为战斗机极限应力的 9% ，而为民用运输机的 22% ；最后，阵风现象仍然保持不变。不稳气流的影响随翼载增加而减少，但随飞行速度的提高而增加。飞行速度与翼载之比是确定阵风载荷的基本参数，它对于战斗机与教练机来说是增加了。因此，对于某些型式的战斗机，现在阵风载荷的作用比以前明显了。

虽然许多设计原则还保持一样，但十年来全金属飞机的设计也有了许多改变。其中包括：采用较高的许用应力及注意了应力集中系数，这都是疲劳方面较重要的问题。尽管缺少材料的疲劳数据，第二次世界大战用的飞机及现有运输机的设计者都作出了很好的判断，他们为航空创造了空前的安全记录。但还不能认为，早年的设计师对防止疲劳破坏都很重视或者具有高度的预见能力。看来，他们稍倾向于研究检查规则。对于完全随机的载荷情况常比飞行载荷要求更高的强度问题，他们很少研究过。不管过去是怎样，有充分的理由对将来表示担忧。因为增加速度及飞行高度所引起的外部条件的改变要求重新评价现在流行的材料及其使用方法。

2. 解决问题的方法

为预算飞机结构的疲劳寿命已经做了许多尝试。但到现在为止，与使用情况能取得一致的还是很少。主要因为它所包含的许多变化因素具有随机的性质。所有的解决都有几个一般前提。

其中，第一是构件的精确的应力分析。第二是估计环境条件。通常对于运输机及轰炸机，估计阵风强度及速度有着

首要的意义。这方面有用的数据列于图 1⁽¹⁾。高级教练机与战斗机驾驶员的机动动作要比阵风具有更大的影响。对于这些飞机型别, 必须确定合宜的机动载荷谱。这种数据并不是对所有现代战斗机都普遍适用的; 有一个估算表示在图 2⁽²⁾上。它说明教练机过程要比作战使用更为严重。每小时教练飞行中所经受的 $2g$ 以上的加速度具有很大的变化范围, 它决定于所执行的任务, 是空战还是空对地攻击等。第三个因素是应力幅度与平均应力的组合。图 3 给出以应力比 R 表示这种组合对 7075 铝合金疲劳寿命的影响。可以预期, 对称循环应力 ($R = -1.0$) 将产生最严重的疲劳损伤。第四个因素是材料疲劳特性与结构元件或部件疲劳特性间的关系。

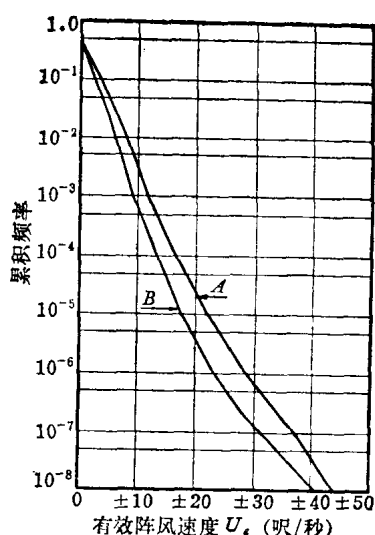


图 1 大气中阵风
发生频率⁽¹⁾

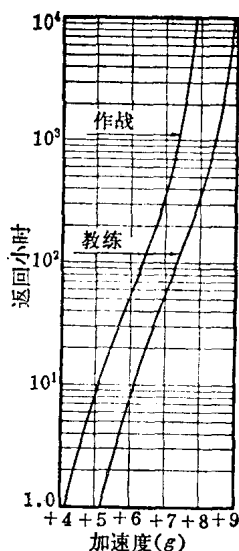


图 2 战斗机机动载荷
频率估算⁽²⁾

具有各种不同应力集中程度的 7075 铝合金的典型数据表示在图 4 上。

疲劳强度的研究方法与日俱增。最老的方法之一是线性

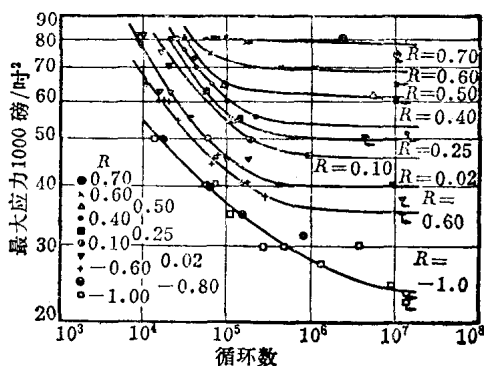


图 3 在不同应力比 $R = S_{\min}/S_{\max}$ 下轴向加载的 7075-T6 铝合金试件的疲劳数据

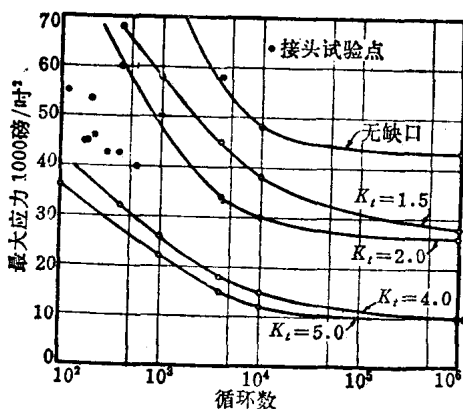


图 4 带有不同应力集中系数的轴向加载的 7075-T6 铝合金试件疲劳数据, $R = 0$

累积损伤律⁽⁸⁾；但是简单试件及较复杂构件的试验并不能证明这种方法是完全可靠的。文献〔4〕提供了包纯铝的7075及2024铝合金板在轴向载荷下的试验，可用来研究这种理论的可靠性。用0.064及0.032吋厚的材料做了805次试验。在0.064吋厚的材料试验中采用35种不同的加载情况，而在0.032吋厚的材料上用13种加载情况。所获得的平均累积损伤比，有72%在单位一的上下20%范围内，而有40%在单位一的上下10%范围内。一组中四个相同试件的最小累积损伤比是0.568，最大是1.440。厚度0.064及0.032吋的材料之间，并没有系统的变化规律。

某些研究者所采用的切线相交法具有某些优点。这种方法是将某给定时间内的累积载荷频率曲线沿横座标平移到与破坏载荷频率曲线相切，按照其超过的循环数确定构件的寿命。在某种意义上，这种方法认为，实际破坏可能发生在任一载荷级上，只要它重复到足够的次数，并且高载荷级的冷作影响补偿了某些低载荷级的影响。决定疲劳寿命的载荷级将受到累积载荷频率曲线形状的影响。多数情况下将发生在极限应力级的30~50%范围内。与累积损伤律一样，切线相交法也需要作进一步的验证。

下面列举了承受飞机过载的某机翼接头的一批试验。用八个试件作出了 $S-N$ 曲线，几乎没有试验点的分散现象。选用包括10000次超过2g载荷的战斗机累积机动载荷谱对累积损伤理论与切线相交法进行比较。另用两个补充试件按代表上述10000次循环谱的五级载荷谱进行试验，其中之一在40600循环时发生破坏，而另一个在39500循环下发生破坏，两个的平均值为40050循环，是所选用载荷谱的循环数

的四倍。按累积损伤方法取 $\Sigma n/N = 0.628$ 估算破坏将发生在 15900 循环时，而用切线相交法算得 32700 次循环，因此，在这一特定情况下，后一方法较为精确。这次试验的结果表示在图 5 上。这种形式的试验到现在为止还做得很少；随着现在疲劳问题变得日益重要，这种试验更应该经常进行。

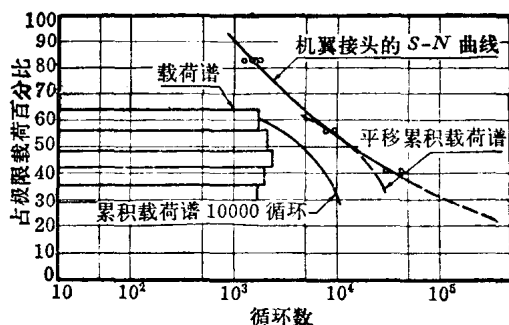


图 5 机翼接头的载荷谱及疲劳寿命

第三种寿命预算方法是应力集中系数法。这种方法实际上是和累积损伤法相同的，只是利用具有同样应力集中系数及应力变程[●]的成套专门的实验室试验数据，组成各种构件或接头的 $S-N$ 曲线。关于这一问题的问题实质是要在设计中正确地估计该结构的应力集中系数。这种方法很容易造成由试验数据的分散性和交叉作图所引起的误差；如果能够高度熟练地正确估计应力集中系数，则这种方法的优越性在于只需做最少量的疲劳试验。

还有一些其它的寿命预算方法，但是很少使用⁽⁶⁾。有些

● 应力变程 stress range 指的是在一个应力循环中最大和最小应力的代数差，是应力幅度的两倍。——校者

都是基于随机加载条件，试件型式及特殊的安全系数上的。另一些方法中综合采用了构件常幅度试验及在给定载荷谱下的标准试件的计算寿命。

到现在为止还没有一种简单的方法能完全满足实际寿命预算的需要。载荷谱的不确切与试验数据的分散性导致如下结论，即最好充分运用概率分析方法预算结构疲劳寿命。飞机的使用者必须了解，寿命预算并不是一种精确的科学。但是有一个事实是肯定的，即低应力幅度所产生的裂纹传播很慢，而高应力幅度产生的裂纹传播很快，只需经过很少的循环数就发生破坏。这意味着，通过仔细的维护检查可以发现大量低应力幅度的作用并采取修正的措施。但是高应力幅度所引起的损伤是不容易被发现的。因此，后一种应力型式是在战斗机上最值得注意的。很高频率的低幅度载荷所引起的影响常常容易在日常检修过程中被漏掉。高频率载荷主要发生在蒙皮的抖振区，或发生在进气道壁板或支持部分松动的嗡嗡响的蒙皮。这类现象通常在试飞中进行考察与鉴定，一旦发现，常常立即纠正。

对不同材料⁽⁶⁾S-N曲线的分析表明，相当于限制应力 $\left(\frac{2}{3}\text{—极限应力}\right)$ 量级的应力级在通常的平均应力级下经1000到5000次循环就会引起破坏。因为这样的应力级对疲劳寿命损害很大，所以当缺少可靠的载荷谱时，用这些应力级做试验来改善部件的寿命可获得最好的结果。显然，这种方法对于军用飞机，如战斗机及教练机更有价值。

在第二次世界大战期间，在两架作战术研究的F51战斗机上取得了一个重要的经验。根据它们的试验重量，两架飞机的过载都限为7g。在历时数月的试验中，每架飞机做了过

载为6~7g的俯冲拉起共约8000次。怀疑到这样严重的考验是否能经得住。在试验完成后,对每架飞机进行了详细的检查,并没有发现裂纹与破坏现象。该基地指挥人员在完成试验后,随即将它们转移到国内去飞行。

现在有一种研究趋势,即用适当的载荷谱进行有限载荷级数的试验。可以认为,这是更现实的解决办法。过去几年中,许多飞机公司设计了很精巧的设备,以便在疲劳试验中施加载荷谱。

在飞机设计中采用疲劳强度数据的情况与日俱增,其中北美航空公司所做的工作也是相当有意义的。所用结构多数是机翼和尾翼上的盒式梁壳体结构。因为战斗机的结构很紧凑,不可避免要遇到各种接头及不连续处。按照它们的重要性来排列,第一阶段应研究所有的单一传力构件及主要接头,以获得较好的设计经验。多年的飞机设计过程中,也已经取得了一些很好的经验,其中的一部分列举在本文后面的附录中。在结构设计的过程中,要定期检查,是否有过大的应力集中系数、不正常的结构不连续处及最大应力级。当采用厚蒙皮结构时,7075铝合金的许用压应力可达到屈服强度 66×10^3 磅/时²。此时相应的拉应力约增加到 $(70 \sim 72) \times 10^3$ 磅/时²。于是净限制拉伸应力则为 48×10^3 磅/时²。当所设计的结构快要确定时,如果有可能的话,制造一些大尺寸试件,在限制载荷作用下试验到满足3000次循环以上。如果达不到,则要改变结构或者补充一个或更多的试件按载荷谱进行试验。当试件的寿命已经满足了要求,但试验结果能直接指明进一步改善的途径时,也应该修改结构;有时,为了确定试验结果的分散性,要重复地进行试验。

试验了主要结构上的所有单一传力构件以后，还要对如果发生疲劳损伤而难于修理的部位进行仔细的检查。特别是对于刻槽很深的蒙皮。当必须采用不常见的固定形式时，应做出该部位的模拟件，并在尽可能接近全尺寸的条件下进行疲劳试验。这种试验方法非常有用，特别是在设计阶段。也应做另一种特殊加载型式下部分结构的全尺寸试验。属于这一类的有储存器开关装置及整体油箱等。承受间歇载荷的紧固件对漏油的影响是一个很重要的问题，这也划入疲劳的范围内。设计过程中进行新的或者标准的紧固件研究时，也要做各种疲劳试验。其理想的目的是使得紧固件的头部与螺纹部分具有同样的疲劳寿命。

当结构设计完成后，还要研究疲劳特性方面的许多其它问题。生产条件常常要求修改设计、代用料，或者改变光度要求。现在，除静力强度性能之外，检查疲劳性能也已经成为很普通的实际工作了。为了说明如何处理设计与制造的实际问题，才能获得适当的疲劳寿命，下面叙述一系列典型情况。

3. 结构零件试验

图 6 表示的带孔平板试件是用来研究承受双轴向应力下的零件疲劳强度。这种型式的试件常在设计过程中使用。轴向载荷通过十字形试件的两臂施加。液压系统中采用了压力调节器保证两端的载荷同时作用。试件中心部分的螺栓分布形式是主要的键。螺栓孔有钻成平埋头窝的也有划窝的，不可能精确估计其应力集中系数。为了消除应力分布的畸变，在要害的部位上铣出长槽。根据计算，通过螺栓孔的限制净

拉伸应力为 31000 磅/时²。轴向载荷分别为 127000 及 139700 磅。第一个试件在 4423 次循环后破坏，而第二个是 4762 次循环。图 7 表示破坏了了的横截面。变色原因是试件上有薄的

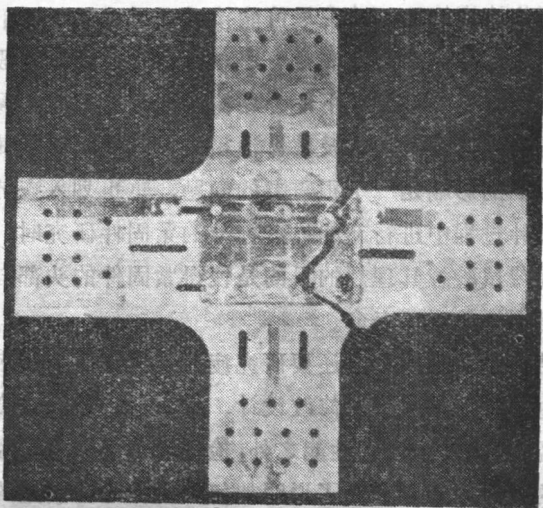


图 6 7075-T6 铝合金厚蒙皮上埋头螺钉处的破坏情况

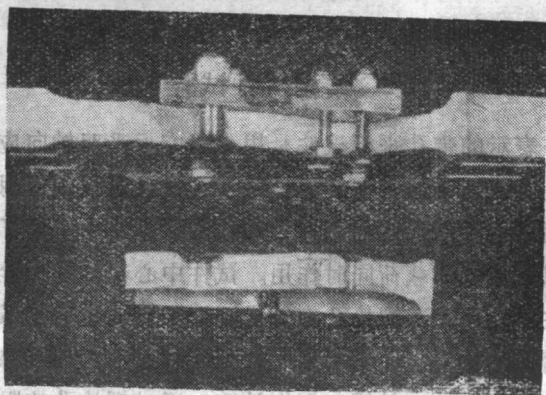


图 7 图 6 所示试件的破坏横截面

油膜。某些迹象表明，破坏是从螺栓孔处开始的。试验结果与具有理论应力集中系数 4.0 的 7075 铝合金在轴向载荷试验下的疲劳数据相一致，因此这种钻平头窝及划窝的形式具有 $K_t \approx 4.0$ 。

图 8 表示了另一种在初步设计中所使用的试件，它是机翼厚蒙皮的一种连接接头形式。试件上施加限制载荷 101000 磅。在试件外部旋紧螺栓处的截面上净拉伸应力为 28400 磅/吋²。上述载荷作用 5280 次循环后，沿加载端的最后一排螺栓处发生破坏，其净拉伸应力为 24100 磅/吋²。由此看来，

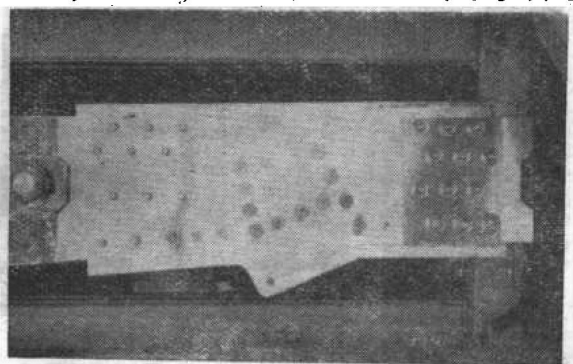


图 8 螺栓分布不规则的 7075-T6
铝合金厚蒙皮疲劳试件

破坏部位并不是常常能够预先判断的，在此情况下，发生破坏的截面上的净应力要比预定破坏截面上的低一些。

图 9 表示刻槽的机翼厚蒙皮与加强肋连接处的一个危险部位。如图所示，对于三个主要传力件来说，螺栓的布置是相当复杂的。下臂对两上臂间所传递的载荷的影响用图示的长槽来实现的。试验的目的是决定双轴应力及螺栓孔应力集中对该构件静强度与疲劳强度的影响。试件由厚的 7075 铝

合金板加工制成，用液压作动筒对三个臂施加载荷。第一个试件承受了量程为 0 到限制载荷的加载共 6000 次，并未发现损伤。然后，缓慢地增加载荷，当到达 193% 限制载荷时发生了破坏。第二个试件在限制载荷下加载直到第 7225 次循环发生破坏。其破坏位置与第一个试件相同，表示在图 9 上。

图 10 是破坏截面的照片，可以在埋头孔及试件右部的内圆角处发现一些疲劳损伤的起源点。破坏截面上净应力级为 39500 磅/吋²。将试验结果与 7075 铝合金轴向加载的疲

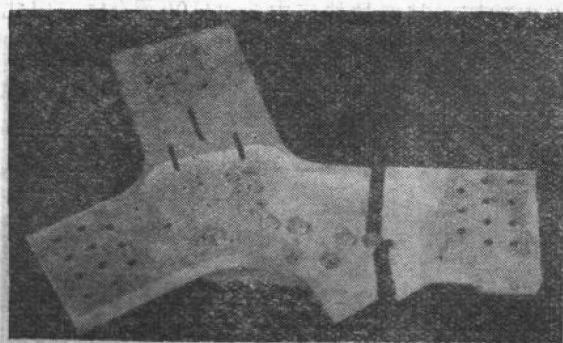


图 9 受严重双轴向应力的 7075-T6

厚铝合金板的疲劳试件

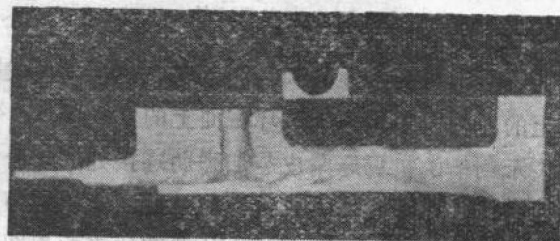


图 10 图 9 试件的破坏截面。疲劳破坏从螺钉孔处开始