

现代飞机的 技术寿命

〔苏联〕П. А. 索洛蒙诺夫 著



国防工业出版社

現代飛機的技術壽命

〔蘇聯〕П.А.索洛蒙諾夫 著

徐舜壽 譯



國防工業出版社

1965

內 容 簡 介

本书对飞机机体技术寿命作了扼要叙述，并概論了飞机的靜强度和靜耐疲劳度。为了闡明保証靜耐疲劳度的問題，书中簡要地叙述了現代飞机结构元件的若干受載特点。也說明了确定飞机技术寿命的工作內容和工作程序。在最后一章中談到飞机机体在使用过程中的元件檢查問題。

本书的讀者对象是空軍和民航的飞行人員，机务人員，飞行学校和航空技术学校的学員，以及对空气动力学和材料力学有一些基本知識的有兴趣于航空技术的人員。

О ТЕХНИЧЕСКОМ РЕСУРСЕ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

〔苏联〕П. А. Соломонов

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО МИНИСТЕРСТВА
ОБОРОНЫ СССР 1962

現代飞机的技术寿命

徐舜寿譯

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店經售

国防工业出版社印刷厂印装

787×1092 1/32 印張 2 40 千字

1965 年 9 月第一版 1965 年 9 月第一次印刷 印数：0,001—1,340 册

統一书号：15034·953 定价：(科六) 0.28 元

目 录

第一章	飞机机体结构元件静耐疲劳度总論.....	5
第二章	在飞机使用过程中作用于飞机机体结构元件的 载荷.....	15
第三章	载荷特性对静耐疲劳度的影响.....	33
第四章	确定飞机技术寿命的工作内容和程序.....	38
第五章	机体结构元件在使用过程中的檢查.....	49

第 一 章

飞机机体结构元件静耐疲劳度总論

近年来，空軍和民用航空队都装备了新的、第一流的飞机。和过去的机种比起来，新机种在飞行性能、設備、特別在結構所用材料方面都有显著的不同。航空技术的变革导致飞机技术使用方法的变革，也改变了恢复飞机机体技术寿命的方法。在这里，飞机机体技术寿命是指飞机在使用过程中，包括了各种修理和恢复机体技术状态的工作以后的总的可以使用的期限。在这个期限内，飞机机体应能遵照其技术使用条例而可靠地发挥作用。在有些文献中，这一使用期限被称为“技术总寿命”或“折旧使用期”。在这种情况下，飞机“技术寿命”的函义就变为飞机在定期大修以前的使用期限（在这一期限内，飞机必須保証可靠地使用）。

在飞机使用过程中，其結構受到各种破坏性因素的影响：突風引起的載荷，机动飞行載荷，撞击和振動載荷，周圍大气条件的变化，包括溫度、湿度的变化和各種有害物质的掺杂，日光的影响等。由于上述因素中某些因素的影响，飞机机体結構元件受到損蝕；而由于另一些因素的影响則引起零件銹蝕。此外，由于撞击和振動載荷，构件甚至可以损坏。同时，也由于上述因素的作用，飞机的設備和系統的性能也受到影響。結構元件性能改变的快慢和改变的特点决定于：在使用期間所受載荷的大小，結構元件的形状，元件所用的材料，存放周期，飞机使用的条件和時間。例如，苏联

最早的木质结构和混合结构的飞机（И-2，И-2 比斯，И-3，Р-1，波-2 等●）曾长期地使用，其使用可靠性●主要决定于使用条件和保管期限。这些飞机的受力构件是木质的，用干酪胶胶接，蒙皮用层板和张紧的布。在飞机使用过程中，机体的木质构件发生腐蚀，胶接处也有损坏，舵面的蒙布和油漆涂层遭到破坏，设备的性能也有改变。

在上述这些飞机的使用过程中，为了保持机体的强度性质，以及保持设备的必要性能，需要根据飞机的情况，更换蒙布、层板、结构受力的与不受力的木质构件，修理或更换某些接头和飞机设备组件。

对于稍晚一些出现的全金属结构飞机（ТБ-1 和 ТБ-3●），其使用可靠性也主要取决于使用条件和保管期限。在这些飞机的使用过程中，机体蒙皮和其它构件发生锈蚀，从而使飞机机体结构元件使用期限显著地降低。为了恢复这些飞机机体的强度特性，也可根据情况采用更换锈蚀零件的办法。

为了保证飞机机体得到足够的强度特性，并对它进行检验，长时期来采用的方法是做静强度计算（静强度指飞机机体结构元件在承受一次最大许用载荷时的强度）和机体静力试验。此外，对于若干承受高频振动的构件（发动机架，滑油箱，汽油箱等等），也做振动试验。在此情况下，人们认为，如果飞机机体结构元件有足够的静强度，而若干受高频

-
- 在三十年代以前，苏联飞机按机种编号，И 代表歼击机，Р 代表侦察机。后来，约在三十年代后期，才普遍开始按设计师姓氏编号，如波-2，杜-2等。——译者注
 - 航空技术装备的“使用可靠性”指在一定使用条件下能充分发挥装备的作用，且能将其主要参数维持在预定范围之内。
 - ТБ为重轰炸机。——译者注

载荷的元件又有足够的振动强度^②，则飞机机体便可以相当长期地使用，只要在使用过程中，其受载不超过最大许用载荷。需要说明，在上述情况下，还需要一个条件，即要通过计算和试验，保证飞机机体结构元件不发生共振现象。

但是，远在伟大的卫国战争时期，以及战后年代里，出现了这样的现象：若干飞机的机体结构元件和起落架，虽然它们满足了静强度和振动强度的条件，但在使用过程中却发生了问题，影响了飞行安全。例如，在伊尔-10飞机上起落架构件和飞行操纵系统元件上发现了裂纹；在杜-2飞机和其它飞机上，也在水平安定面的翼肋和大梁的缘条上，在发动机架和起落架构件上发现了裂纹和其它故障（参阅图1）。

在许多外国飞机上，也发现了大量的类似失常现象^[1,3]。因而导致重大飞行事故的发生，亦非罕见。例如，在1948年，美国运输机“马丁2-02”型在正常班机飞行中失事。破坏是由翼梁缘条开始的，而缘条是用高强度铝合金制造的，合金牌号为75ST^③。在1952年，美国F-89型“蝎”式歼击机上发生了六次灾害性事故，这是由机翼主接头的破坏而引起的。根据已有材料^[1,3]，在战后年代中，在外国飞机上，有过30次以上由于机体结构元件破坏而造成事故

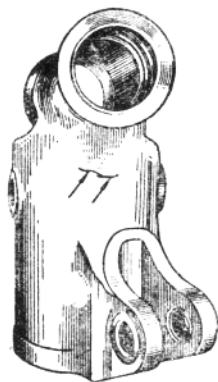


图1 起落架支柱，其接头上部发生裂纹

● 在技术文献中，此术语常叫“耐疲劳持久度”(выносливость)。

以上是原注，译者认为不很妥当，见下页注。——译者注

● 含锌铝合金，类似苏联牌号B-95。——译者注

和灾害性失事，其时元件的受力并未超过最大使用载荷。

在某种飞机机翼的受力元件上发现过裂纹(图2)，也在起落架上发现过裂纹以及其它的失常现象。这些失常现象主要发生在这样的飞机上：它们曾作过相当久的飞行，作过多次的起飞着陆，或曾有工艺超差以及其它超差。要发现这些失常现象有时是很不容易的。为了对飞机机体结构元件进行目视检查，时常要分解飞机，打开蒙皮，并应用复杂的检查仪器。

对这些失常现象进行分析后表明：其所以产生这些现象是由于结构元件受到多次的重复载荷，引起了较大的应力（这些应力比由于最大许用载荷引

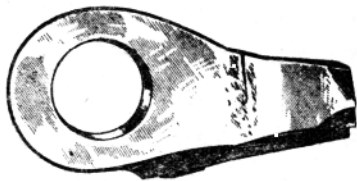


图2 某种轻型飞机的机翼主梁上缘条，在耳片过渡到缘条处发生裂纹

起的应力来得小)。因此，飞机结构元件除了须要满足前述的静强度和振动强度要求外，还提出了一种新的要求，即要保证静耐疲劳度或重复载荷强度（飞机机体结构元件能在受多次重复的使用载荷条件下保持它的强度）。

现代飞机机体结构元件必须保证在多次重复使用载荷条件下的强度（保证静耐疲劳度●或重复载荷强度），其理由是：

1. 飞机总使用时间的增长（使用时间可以飞行钟点和

● 静耐疲劳度原文为 статическая выносливость，“静”代表载荷是缓加的，即低频的。本书著者常把它和静强度并列，或和疲劳强度相等同，译者以为不妥。这是因为，耐疲劳度是以元件受重复载荷到破坏为止的载荷周次来表达的，而强度则以力或应力来表达。这个名词译全些可作“静耐疲劳持久度”，简可作“疲劳寿命”。为与飞机寿命相区别，本译文作“静耐疲劳度”。——译者注

起飞着陆次数来计算)。例如,现代运输机的飞行钟点以万来计算。飞行钟点的增加导致飞机机体结构元件在使用中受载次数的增加。

2. 现代飞机飞行性能指标的显著增高。这些指标是: 飞行速度, 起飞和着陆速度。指标增高导致机体结构元件在飞机使用中受载数值的增高。

3. 飞机构造用合金的强度的增高(瞬时破坏应力即极限应力 σ_n 的增高), 使飞机机体静耐疲劳度降低。这是由于, 当材料的瞬时破坏应力增加时(静强度的利用程度相同), 用重复载荷将试件试到破坏为止的重复周次来表示的耐疲劳度照例是降低的。图 3 ● 表示 σ_n 对耐疲劳度的关系。图中的直座标为载荷系数 $k = \sigma_{\text{понт}} / \sigma_{\text{разр}}$, 它表示材料静强度的利用程度。系数 k 为被试的结构元件在承受重复载荷时的应力 $\sigma_{\text{понт}}$ 和用这种材料的结构元件在承受一次载荷到破坏时的应力 $\sigma_{\text{разр}}$ 二者之比。图中的横座标为用重复载荷将试件试到破坏为止时的载荷重复的周次 N 。从图中可以看出, 高强度合金 σ_{n_2} 的耐疲劳特性比低强度合金 σ_{n_1} 的差。

4. 由于计算飞机机体结构元件用的计算情况定得比较准确, 而使计算强度和实际使用强度很接近, 因此, 静耐疲劳度的“剩余值”降低了。在过去的强度规范中, 飞机机体结构元件的设计载荷照例是被显著地提高了的, 而这导致以载荷系数 k 为代表的结构受应力程度比许用值显著地低。因此, 结构元件的静耐疲劳度就大于其需要值。

● 在图 3 和以后的图 9、19、20、21、34 上, 载荷周次 N 座标的数字要放大 10^4 倍。如读 N 的数值, 需要把座标尺上所指出的数字乘 10^4 。例如, 在读数 100 处(图 3), 其周次为 $N = 100 \times 10^4 = 10^6$ 次。

除此以外，在現代高速飛機上，當飛行 M 數大於2時，結構的氣動加熱開始嚴重，導致靜耐疲勞度的降低，因而可能使這些飛機機體的技术壽命顯著地降低。渦輪噴氣發動機噴流所造成的脈動音響壓力，也可能引起機體結構中某些元件和蒙皮的變形。音響壓力非常不利的特性在於它的以每秒钟百次計的高頻。因此，若是它引起的重複載荷應力超過了耐疲勞極限或接近其值，那麼疲勞破壞可能很快就會發生。

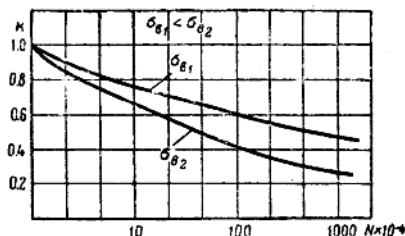


圖3 材料瞬時破壞應力對耐疲勞度的關係（橫座標為載荷周次值）

如前所述，靜強度的要求是保證飛機機體在受一次靜設計載荷時有足夠的強度。靜強度的主要表現是飛機結構在受到使用載荷時（例如，在粗魯著陸、以最大過載作特技飛行、受到強烈顛簸等時）不發生殘余變形，而其破壞載荷則與設計載荷相等。結構設計的理想情況是，最大使用載荷相當於結構在應力等於彈性限時的受載。但是，要在試驗中確定彈性限是很困難的，所以就用靜力破壞試驗作為確定機體結構靜強度的辦法。因此，破壞載荷應該總是大於使用載荷（ $Y_{\text{разр}} > Y_{\text{экспл}}$ ）。破壞載荷和使用載荷的比值就叫安全系數 f ：

$$f = \frac{Y_{\text{разр}}}{Y_{\text{экспл}}} = \frac{Y_{\text{разр}} G}{Y_{\text{экспл}} G} = \frac{n_{\text{разр}}}{n_{\text{экспл}}},$$

式中 $Y_{\text{разр}}$ ——結構發生破壞時的升力；

$Y_{\text{экспл}}$ ——在使用过载时的升力；

G ——飞机重量；

$n_{\text{разр}}$ 和 $n_{\text{экспл}}$ ——破坏过载系数和使用过载系数。

在将飞机机体结构元件作静强度计算时，取设计载荷等于破坏载荷，亦即：

$$n_{\text{разр}} = n_{\text{расч}} = n。$$

則

$$f = \frac{n}{n_{\text{экспл}}}。$$

安全系数 f 愈大，則结构愈可靠，但这也使结构过重，因而使飞机飞行性能降低。

安全系数 f 也可以看成是一些乘数的积 ($f = f_1 \times f_2 \times f_3 \dots f_n$)，每一个乘数代表一种因素。在这些因素中，最主要的是系数 f_1 ，它是为了保证结构在最大使用载荷时不发生残余变形而設的。亦即：

$$f_1 = \frac{\sigma_u}{\sigma_{н.п}}，$$

式中 σ_u ——结构材料的瞬时破坏应力；

$\sigma_{н.п}$ ——材料的比例极限(图 4)。

安全系数的其它部分 ($f_2, f_3, \dots, f_n$) 考虑了：载荷的多次重复性，结构元件的制造工艺，所用的材料，计算方法的准确性，以及其它因素。各种结构受力构件的安全系数是不同的。它們都在强度规范內给定，其值在 1.5~2.0 之間。

如前所述，由于飞机机体结构元件在受到多次重复的使用载荷时，虽然载荷未超过最大使用载荷，也会使元件发生失常现象，因此，对于机体结构元件提出了新的要求，即要求保证有足够的静耐疲劳度或重复载荷强度。静耐疲劳度名

称的由来是：和振动载荷比起来，飞机机动载荷和突风载荷都是比较平滑地变化的，而振动载荷则是高频的（ $\nu = 50 \sim 300$ 赫）。这一名词还表示它和另一类人所共知的动强度——

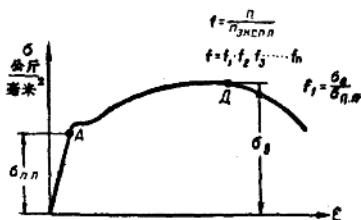


图4 鋼质試件受張力曲綫图

振动强度或耐疲劳持久度——有較近的关系。但是，靜耐疲劳度并不等于振动强度。飞机结构由于有必須保証最輕重量这样的要求，因而导致提高它在使用条件下的許用应力，和降低結構的使用期。这样，就相当当地改变了保証飞机结构元件振动强度和靜耐疲劳度的做法。

到最近为止，絕大部分关于材料疲劳的研究是用高频载荷来做的，其频率为 $\nu =$ 每分钟 1000~3000 周。在高频振动試驗中，試件較快地破坏。这种情况和一般机械制造零件的受力情况比較接近，此时試件和結構元件所受载荷是低的。因此，試件能在它破坏前耐受相当多周次的重复载荷。使材料能耐受很多周次重复载荷（对鋼材是要能耐受 10^7 周次）的最大周变应力叫做“耐疲劳极限”（或“疲劳极限”）。在一般机械制造中，零件所受周变应力照例是不超过疲劳极限的。同样，前述的高频試驗（ $\nu =$ 每分钟 1000~3000 周）主要用作一般机械制造結構元件和零件設計的依据，使其使用期限达于无限。

如果說，用上述試驗結果来設計很长使用周期的零件是正确的；那末，用来計算飞机机体則是不行的。由于飞机的发展是快的，新结构的改进也是快的，所以飞机很容易过

时，这样，飞机的寿命是很有限的。除此而外，假如有这样的飞机，它的机体结构元件是按照无限寿命设计的，那么恐怕用现代的发动机还很难说能否把它推上天去。因此，飞机结构是按照有限使用期设计的，亦即，它的结构元件在受重复载荷时的应力可以适当地高于耐疲劳极限。

需要看到，振动载荷在结构中引起材料的疲劳，其作用就一系列的外部特征来看，和静重复载荷的作用很相似。关于材料内部发生疲劳现象的过程，现在还没有相当完整的理论，但是有一些描述这一过程的解释还是比较成立的，而且也和试验数据相符合^(1,3,5)。

金属结构疲劳破坏的主要原因是，在一些金属晶体（任何结构合金都是晶体组成的）中发生了塑性变形，此时在其余的材料内（其余的晶体内）则在这一载荷下的变形是弹性的。这时，元件（零件）的平均应力可能并未超过材料的弹性极限。而多次重复的载荷使晶体的塑性变形扩大，并开始发生滑移，因而牵动邻近的晶体。此后，在相当高的重复应力作用下，载荷周次又增加，则这一塑性变形又生长，就可能产生微观裂纹。微观裂纹引起附加的应力集中。在重复载荷周次再行增加时，裂纹扩大，最后导致零件破坏。

静强度和静耐疲劳度的区别在于：各种因素对它们的作用不同，结构零件破坏的特点也不同。

对于一种型别的飞机，由于受到一次最大使用载荷而破坏的或然率几乎等于零，而它在受重复载荷时，若是使用时间相当长则其破坏或然率接近于一。在飞机使用过程中，它的机体结构元件受到相当多次数的小的和中等的载荷。由于飞机结构只能承受一定周次的载荷（受静耐疲劳度的条件限

制)，因此可以說每一架飞机在相当长久使用以后应该破坏，这也就是說，在受重复载荷时破坏的或然率几乎等于一。此外，当飞机机体結構元件所用材料的强度增加时（瞬时破坏应力 σ_n 增加时），靜强度基本保持不变，而在对等的重复载荷系数 $k = \sigma_{\text{нонт}} / \sigma_{\text{разр}}$ 条件下，靜耐疲劳度則降低。这一情况使結構元件受重复载荷时破坏的或然率增大。

一般的应力集中使靜强度降低得并不多（約 3~10%）。这种現象尤其适用于高强度材料制成的試件。然而，同样的应力集中則使靜耐疲劳度降低到 1/3~1/7。

預应力同样对靜耐疲劳度发生显著的影响。所謂預应力是指将元件預先加以载荷，其大小超过以后所受载荷的絕對值，但不引起殘余变形。預应力对于靜强度没有什么影响。

我們知道，由于一次载荷和重复载荷引起的破坏常常发生在不同的地方（图 5）。此外，試件在受重复载荷破坏时，在发生裂紋的地方几乎沒有变形；而在受一次载荷破坏时，

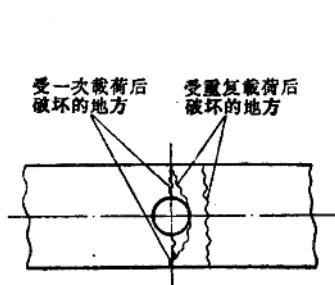


图 5 板件由于一次载荷和重复载荷而破坏的地方

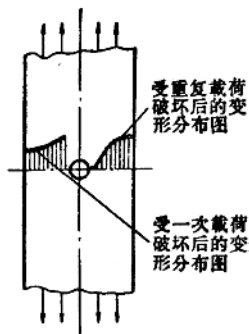


图 6 板件在受一次载荷和重复载荷发生張力变形破坏后的变形分布图

則變形非常明顯。圖 6 的左邊，示出板件由於一次載荷發生張力變形破壞後的變形分布曲綫；右邊示出受重複載荷破壞後的變形分布圖。

應當指出，靜強度和靜耐疲勞度之間沒有一定的關係。對結構或元件所加的重複載荷只使靜強度有少量的損失。因此，為了檢查使用中的飛機機體結構元件的剩餘技術壽命，用靜力試驗不是可靠的辦法。在這方面，為了確定飛機機體的使用期限——確定技術壽命，一定要通過重複載荷試驗。

為了要進行重複載荷試驗，需要首先確定在飛機使用過程中這些載荷的大小和它們的重複性。

第 二 章

在飛機使用過程中作用於飛機機體 結構元件的載荷

在飛機使用過程中，機體結構元件受到許多載荷，其大小和頻率以及加力的特點都各不相同。

所有作用於飛機機體上的載荷可以分為兩類：

1. 不規則載荷，其大小和交替發生的方式都是無規律的。

2. 規則的載荷，其在飛行過程中的大小和交替方式都是可以確定的。

屬於第一類載荷的有：在機翼、尾翼和機身上由於飛機作特技飛行（有意地改變飛行態態）而引起的載荷，和由於大氣擾流（突風）而引起的載荷。

属于第二类载荷的有：在稳定飞行中作用于机体结构元件的气动力载荷；在放襟翼、起飞着陆和收放起落架时所产生的载荷；以及飞机密封座舱的增压载荷。此外，在这一类的载荷中还可以包括：机体结构元件由于振动而引起的载荷；音响载荷；飞机结构热载荷。

要判断第二类载荷（规则的载荷）的大小，重复性●，和交替发生的方式是不困难的。这些载荷可以在通常的典型飞行科目中测得，并在确定技术寿命时计算进去。

要确定第一类载荷（不规则的载荷）是相当困难的。这些载荷的大小，特别是它们交替发生的方式，都随所执行的飞行科目的特性、气象条件、飞机使用的時間、地点而有显著的变化。为了在判断飞机技术寿命时将这这些载荷的作用考虑进去，需要在飞机上装特殊的仪器（过载记录仪）来测量它们。用仪器测得的载荷数据要经过仔细的加工、分析，在飞机设计中考虑到它们的影响，对它们进行强度计算和技术寿命判断。

现代飞机机体受载的特点是它在使用过程中所受到的第一类载荷和第二类载荷的大小和次数都增加了。这首先是由于飞行速度、起飞和着陆速度的增加而引起的。

现代飞机机体的特点是重量加重，尺寸加大，结构形式改变（薄的后掠机翼和细长的机身），以及结构元件相对刚度降低。所有这些特点都使机体结构元件的自振频率降低。

一方面是飞机飞行速度加快，另一方面是机体结构元件自振频率降低，这就导致，当飞机飞行速度达某一定值时，激振频率可能接近结构的自振频率。此时，结构元件的振幅

● 即载荷发生的次数。——译者注