



以可靠性 为中心的维修

〔美〕 F.S. 诺兰 著
H.F. 希普

下 册

中国人民
解放军 空军第一研究所

以可靠性为中心的维修

〔美〕 F.S. 诺兰 著
H.F. 希普

刘 云、王立群等 译

王立群 校

下 册

一九八二年十月 北京

第九章 结构的RCM分析

结构部分包括飞机的所有承载单元，不仅包括基本的骨架——机身、机翼、和机尾——而且还包括了种种其他的承载的组件和部件：

- (a) 起落架(刹车装置、轮胎、和收放机构除外)，
- (b) 可活动的舵面和增升力装置 (有关的助力器和减速器除外)，
- (c) 整体油箱，
- (d) 发动机吊架、支架和整流罩，
- (e) 蒙皮，
- (f) 门、舱口、风档和机舱窗口，
- (g) 内部的隔板、地板和撑杆，
- (h) 连接件如支架和夹子等。

飞机在使用时，其结构承受许多类型的载荷——阵风载荷、机动载荷、着陆载荷等。这些载荷的大小和频度取决于使用环境的性质；一般地说，小载荷是经常遇到的，而最大载荷是很少有的。因此结构必须按载荷谱设计，其强度要大到在所设计的使用环境中极不可能遇到承受不了的载荷。预定维修的作用是找出并排除会降低这种承载能力的任何恶化。

结构和系统、动力装置不同，没有什么非危险性故障对空勤组来说会是明显的。然而，大多数功能故障的最大影响会对安全有直接的影响；因此，所有重要结构项目的

RCM 分析都落入决断图的安全性分支内。在这种情况下，分析结果只有两类工作：对所有项目做视情检查，对安全寿命元件还要加上报废工作。因此，在制订结构大纲时的注意力不是集中在寻找适用并有效的工作，而是在确定每个项目的恰当的检查周期。结构的所有部分都会发生与工龄有关的疲劳和腐蚀过程，而且这些过程是互相作用的，并且是不可完全预测的。因此，即使对于用熟知的材料和设计制造过程造出来的飞机来说，在初始大纲中所确定的检查期限只是预期会出现恶化的工龄的一小部分。实际上，检查计划本身只是叙述结构工龄探索工作的开始。

9.1 结构项目的特性

飞机结构包括许多单个的组件。然而，作为一个整体来说，它有种功能，其中有一些如下：

- (a) 使升力平衡飞机的重量，
- (b) 有发动机架以装发动机，
- (c) 有活动舵面以机动飞机，
- (d) 有装置（起落架）以作起降，
- (e) 构成空间以装燃料，
- (f) 有空间和安装点以装各系统，
- (g) 有环境合适（往往是增压的）的空间以容纳空勤组和客货。

在完成这些功能时，结构就承受载荷。如果任何主要组件不能承受住载荷的话，结构就产生功能故障了。因此，单个组件即构件的基本功能是承受住所受的载荷使不致有断

裂破坏。

上列功能中的许多功能的性质是，出了故障就会对使用安全产生直接的影响；因此，设计要保证结构很不容易产生故障。虽然飞机的别的部分是设计得使空勤组便于报告功能故障的，但空勤组是很少能报告结构故障的（虽然偶而他们可报告起落架或增升力装置坏了）。

更换构件也是很困难和很费钱的。在飞机的整个使用寿命中，系统和动力装置项目是不断地更换的；因此，在任何一架使用着的飞机上，这些项目的工龄很可能是差别很大的。相反的，构件的修理通常是用加强板，虽然它们也有改装的，但很少有更换的。因而除了在修理或改装中所加的以外，在任何一架飞机上几乎所有构件的工龄都是一样的。由于所有的构件都经受着同样一个与总工龄直接有关的主要故障过程，所以结构作为一个整体是设计得使其故障工龄远大于飞机的预期使用寿命。

一、设计强度

飞机结构是设计得能承受住许多种的载荷，如由空气湍流、飞行机动、起飞着陆所引起的载荷。对在美国制造的民用运输机来说，每一种载荷要求都是由 FAA 的适航性条例规定的，对别的民用机来说，是由适当的适航性当局规定的；对军用机来说，是由采购部门规定的。具体的载荷设计要求是很严格的，能足以保证飞机在所设计的使用环境中极不可能遇到比设计更苛刻的载荷情况。例如，下例是民用运输机类中的一项结构载荷要求（引自 FAR，适航性标准：运输机类，25.341 节，1965.2.1）：

25.341 阵风载荷

(a) 飞机在水平飞行时，假定承受对称的垂直阵风。此时限制载荷倍数必须符合于下列所定的条件：

(1) 在海平面和 20,000 英尺间的高度内，必须考虑在 V_B (最大强度阵风的设计速度) 时强度为 66 英尺磅秒的剧烈的正 (上) 负 (下) 阵风。从 20,000 英尺到 50,000 英尺，阵风速度会线性地减弱，强度从 66 英尺磅秒降到 38 英尺磅秒。

(2) 在海平面到 20,000 英尺间的高度内，必须考虑在 V_C (设计巡航速度) 时强度为 50 英尺磅秒的正负阵风。从 20,000 英尺到 50,000 英尺，阵风速度会线性地减弱，强度从 50 英尺磅秒降到 25 英尺磅秒。

(3) 在海平面到 20,000 英尺间的高度内，必须考虑在 V_D (设计驾驶速度) 时强度为 25 英尺磅秒的正负阵风。从 20,000 英尺到 50,000 英尺，阵风速度会线性地减弱，强度从 25 英尺磅秒降到 12.5 英尺磅秒。

在任何一种新飞机的研制和鉴定中，制造公司要做许多试验来确证，每个构件能承受住规定的设计载荷而无损伤或永久性变形。具有这种目标的设计载荷叫做限制载荷。也有要求结构至少能承受住 150% 限制载荷而不破坏 (出现功能故障) 的。加大到这种程度的设计载荷称作最大载荷。现行的设计强度上的适航性要求保证了：只要结构的承载能力保持在规定范围内，就能有效地防止发生功

能故障。

飞机投入使用后，使用单位既要负责保持结构的设计强度，还要负责保证飞机的载重量不超过最大重量（在此重量以下，结构是能满足各种载荷要求的）。

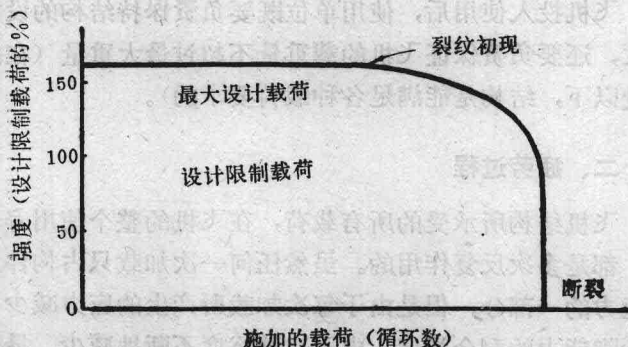
二、疲劳过程

飞机结构所承受的所有载荷，在飞机的整个使用寿命中，都是多次反复作用的。虽然任何一次加载只占构件承载能力的一部分，但是由于每次加载所产生的应力减少了抗故障能力的剩余裕度。由于这种裕度不断地减少，最后会在金属中出现细小的裂纹。在裂纹发展到看得见以前，构件的强度没有什么变化。以后，由于内部的应力会使裂纹扩展，所以构件的强度就加速地降低了。

疲劳过程有两种特性。因为重复载荷的影响是积累性的，所以随着使用工龄的增加，出现裂纹的工龄间隔就会缩短——也就是，**裂纹初现**（出现可见的裂纹）前的时间就会减少。结构项目的首次出现疲劳裂纹的使用工龄称作该项目的**疲劳寿命**。（注：疲劳寿命这个术语也用于指产生疲劳断裂的工龄。但在本书中，疲劳寿命总是指裂纹始发的时间。）第二个特性是随着裂纹的扩展，项目的强度即承载能力就降低。疲劳寿命和裂纹扩展速度都不仅随着项目的材料而变化，还与其尺寸形状和制造过程有关。因此，必须对真的结构元件和组件做疲劳试验以确定其疲劳特性。

图表 9.1 表示单个结构元件的疲劳过程。当结构是新的时，其元件能承受住最大载荷，即150%设计限制载荷。在使用中随着工龄的增长，其抗故障能力（到裂纹始发时

图表9.1 反复载荷对单个结构元件疲劳强度的影响

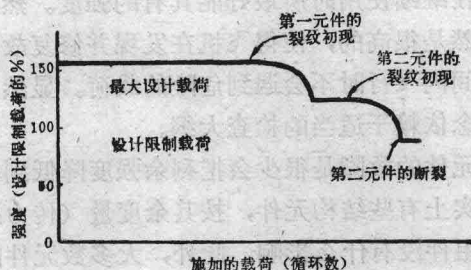


的时间)因反复的加载而降低了,最后出现了疲劳裂纹。在此点以前,其承载能力是相对地未变的。然而,在此点以后裂纹会扩展了,因而元件的强度也要下降了。到了某一点,裂纹会达到元件再也承受不住限制载荷的长度;这样它就变成了一条危险裂纹。如果此时元件受到了限制载荷,就会立即破坏,而且即使此时继续受到的载荷低于限制载荷很多,但裂纹仍会迅速发展,以致于用预定维修都无法防止其断裂。

如果断裂的项目是个单体,并且不是有余度的组件的一部分,那么它的功能故障通常是危险的。如果它是多路传力组件的一个元件,那么它的断裂只是减少了组件的承载能力,而并不会全部丧失组件的功能。然而,载荷在剩余元件内的重新分布会加速剩余元件的疲劳过程。这种情况例示于图表9.2中。第一个元件的断裂降低了组件的剩余强度。在此点以后,组件的承载能力在第二个元件开始

产生裂纹以前会相对地保持不变。第二个元件产生裂纹断裂后会进一步降低组件的承载能力。每一次的降低量取决于每个元件对组件总强度的作用。

图表9.2 反复载荷对多路传力(有余度)组件疲劳强度的影响



这两种情况的差别导致产生两种防止危险故障的基本设计。较老的一种，也许是大家较了解的，是破损安全设计，它用于无余度或没有什么余度的结构元件。较新的一种是损伤容限(破损安全)设计。后一术语不仅是有关于有余度的破损安全结构的，还是有关于裂纹发展缓慢而且易检查的单体件的。如果组件的任一元件完全破坏后组件仍能承受住由有关适航性当局所规定的损伤容限载荷的话，那么该结构组件是称作属于损伤容限设计的。如果单体件的裂纹扩展率很小，使得在从裂纹开始发展到危险的长度这一期间内至少可作两次检查的话，那么该项目也认为是属于损伤容限设计的。

例如，假定规定损伤容限载荷为设计限制载荷，并当作是最大的载荷。这意味着：一个结构组件在完好时必须能承受住限制载荷而无永久性的变形；而在其一个元件出故

障后，仍能承受住同一载荷而不发生功能故障。这种情况类似于对运输机上发动机的要求，即在一台（有时甚至是两台）发动机完全丧失推力后，剩下的发动机仍能发出足够的推力作安全飞行。一个元件出故障后，组件的剩余强度是低于在继续使用时所最好能具有的强度。然而，其剩余强度仍然是很高的，使得飞机在发现并修复故障件以前的一段期间内飞行时不会遇到危险的载荷。显然，损伤容限设计概念依赖于适当的检查大纲。

单个元件的故障是很少会把剩余强度降低到损伤容限值的。事实上有些结构元件，按其余度量（传力路径数），其故障对组件没有什么影响。此外，大多数元件的设计强度是由单个的最高载荷要求所决定的，诸如对着陆载荷的要求，而这类要求对组件强度的影响也许是小于在其他载荷状况下的要求。因此，在一个元件中出现疲劳裂纹可以定义为潜在故障状况；并且由于甚至一个元件断裂了也不是危险的，所以周期短到足以能保证不会有两个元件断裂的视情检查是有效的。

大多数现代化的飞机是尽可能宽地应用损伤容限设计原则的。但是也有一些构件，如起落架，不适合用这种原则，因而对它们要定安全寿命。由于疲劳是和总的使用工龄直接有关的，故寿命是基于模拟使用载荷以确定每个元件疲劳寿命（裂纹始发时间）的试验之上的。虽然基于这类疲劳试验的安全寿命报废工作是适用的，但是对结构元件来说不能认为是有效的，因为它们还承受着会缩短寿命使其达不到安全寿命的别的恶化过程。因此，任何安全寿命结构项目必须用综合的工作来保障——用视情工作来

检查腐蚀和偶然性损伤，还用安全寿命报废工作来保证在发生疲劳故障前拆下该项目。

更换安全寿命项目和修理在其他结构元件中的疲劳损伤，都是费时和非常费钱的。因此从经济上和安全上考虑，飞机结构的疲劳寿命是设计得很长的，其安全寿命项目的寿命也是设计得很长的。例如，DC-10 飞机的设计目标是，结构整体的平均疲劳寿命（到裂纹始发的时间）为120,000 小时，预期任何一架飞机在 60,000 小时以前不会出现什么疲劳问题。

三、影响疲劳寿命的因素

结构的主要恶化过程是疲劳。然而，结构的完整性还受到制造缺陷、偶然损伤、过载和腐蚀的威胁。所有这些因素对结构强度会有直接的影响，并且还会加速疲劳过程本身。因此每架飞机的同一结构项目开始出现疲劳裂纹的工龄会是相差很大的；因而结构检查在疲劳试验所预示的会发生疲劳裂纹的工龄的很久以前就要开始。

图表9.3 预载状况的一例

虽然在一架飞机上发现了这种状况后马上在整个机队中作了检查，但实际上只发现了几起预载状况。



一个大家都已很好认识到的制造问题是**组件内的预载**，一种由设计、制造或组装错误所引起的状况。图表9.3表示在一角形鱼尾板中有预载状况的例子。在此例中，鱼尾板倒角不良，使板角凿入了桁弦内。如果在水平连接部分还用栓接而无适当垫片的话，则该部分还会进一步发生变形。其结果是在连接点发生径向裂纹，或者是受了这样高预载的鱼尾板，再受了任何小的载荷时就很容易发生破坏。无论其结果是哪一种情况，具有此桁弦和鱼尾板的组件在只达到其设计寿命的一部分寿命时，其剩余强度就会下降。幸亏在工龄探索的早期通常就能探测出是否存在预载状况，如果一发现有的话，就需要立即检查整个机队的情况以找出所有不良的构件。

除了局部性的问题外，所有的结构部分还承受着**腐蚀**，即金属受环境作用的恶化和最大的破坏。腐蚀有许多种，从简单的氧化到电化反应，象疲劳一样，腐蚀是与工龄有关的。然而，由于金属的腐蚀率是和环境条件与维修工作的综合情况有关的，故它远不是那么可预测的。腐蚀损伤对结构强度会有特别有害的影响。除非它在早期被发现，否则材料的局部缺损会降低受蚀结构部分的承载能力，因而应力水平就会增大，加速剩余金属部分中的疲劳过程。

大多数类型的腐蚀是可观察到的，如因表面腐蚀而元件截面减少的量是可测量的。然而，**应力腐蚀**是较难探测的。这种腐蚀是由环境和持续的或反复的张应力的综合影响所引起的，它能导致金属的瞬间破坏而无临近故障的宏观迹象。应力腐蚀会发展成金属内部的细小的晶界或穿晶

裂纹。由于这类恶化也许没有外部的迹象，所以我们必须要用涡流探伤这一类的无损伤技术来探测这种情况。在潮湿的环境中，应力腐蚀裂纹会在应力还远低于材料的屈服应力时发生。此问题在热处理强化过的高强度铝合金中最普遍。其原因可以是热处理不良、材料选择不善或无恰当的防护涂层。在有些情况中，也可能由预载状况所产生的持续应力所引起。

一般来说，脏的、受潮和受热的区域最容易腐蚀，因而要涂防护层防止其恶化。在机身舱底、厕所和厨房下面的区域、以及货舱最易蚀区，需作周期特别短的检查以检查早期的腐蚀和恢复损坏的防护涂层。

四、重要结构项目

几乎所有的飞机结构部分都是要在这一时候或那一时候作检查的，以保持结构的设计强度，以及可早期发现恶化，修起来相对地说省钱。由于费用问题以及更换出故障的构件困难，所以从经济性后果上来考虑，大部分的这类项目也许是被看作重要的。然而，在考虑结构的重要性中的主要问题是元件故障对组件剩余强度的影响和对整个结构功能的影响。因此安全寿命元件和损伤容限的单体元件被划作重要的，因为它们出故障后会立即或在不久的将来导致主要组件全部丧失功能。损伤容限组件中的许多元件，按照它对组件强度的作用以及组件对整个结构的重要性，也会被划作重要的。

重要结构项目 (SST) 这一通称，指的是需在 RCM 大纲中列入预定维修以防止重要元件破坏的结构区域。这类

项目可以是包括几个元件的结构区域，也可以是重要元件本身或者是元件上最能表明其状况的具体部位。从这意义上来说，重要结构项目的选择和重要功能项目的选择几乎是差不多的，后者也许是个系统、子系统、组件或组件中的重要零件。

在选择重要结构项目时，也考虑结构的各部分对遭受腐蚀和偶然损伤的难易性。重要结构项目的品级号不仅考虑了项目故障的影响，并且还考虑了项目会出故障的速率。因此，虽然往往具体的应力点，如两个构件的连接点，是重要项目，但是暴露在潮湿中因而会有腐蚀问题的整个区域，也可能是重要项目，在此情况下，在该区域内的具体的应力点，可能从疲劳因素上考虑单独作为一个项目。有时同一元件的不同的表面被看作几个单独的项目，特别在检查所需的通道不同时，更是这样。

在制订使用前大纲时，制造公司要提出重要结构项目的选择草案，因为在此时期，他们是唯一的处于这样位置的人：能鉴定安全寿命项目和损伤容限单体件项目、故障元件对损伤容限组件强度的影响、预期的疲劳寿命和每个元件的裂纹扩展特性。

所有的重要结构项目都要做详细检查。许多这类检查是目视的，但必须是靠近的检查，并需要特别注意小的地方，如检查螺孔的腐蚀等。有的检查可能要用特殊的设备，如X光机或涡流探伤仪等。除了这些详细检查以外，许多项目还需经常做一般检查，即对任何明显的问题作目视检查，它不需要工具，除了打开快卸口盖以外，也不需要作别的拆卸。这种一般检查是飞行前巡视检查、区域大

纲和总的外部检查的组成部分；后述的三类检查也检查结构的非重要部分。因此，虽然 RCM 结构大纲只包括对划作重要结构项目的检查，但是结构的每一方面的情况都要在某一时候作检查，以保证能在早期探出任何迹象的疲劳、腐蚀或偶然损伤。

9.2 结构检查计划

飞机结构会有随机性的损伤，如和地面设备或货物相碰，在跑道上被石子或冰打伤，在空中被鸟撞伤等。在使用中偶尔也会遇到苛刻的载荷，如在遇到空气湍流或在粗暴着陆时。然而，恶化（抗故障能力下降）的主要原因是疲劳和腐蚀，这两者都是与工龄有关的。疲劳是与结构的总的使用工龄有关，而腐蚀是与上次的腐蚀损伤修理后的时间有关的。结构检查计划的目的是找出并排除对飞机的结构完整性来说最重要项目的任何恶化，用抽样检查的办法来收集重要性较次的重要项目的老化情况。当然，如从抽样得来的情报表明某些项目已开始出现恶化的迹象的话，那么就要检查每架飞机的这些项目。

由于早期的恶化修起来相对地说是省钱的，故对许多项目的检查，要比只是为了保持飞机的适航性所要求的频繁得多，这样做是合算的。例如，外部结构的一般检查是预定得非常频繁的，因为做起来快而简单。外部结构项目是不需要拆下任何遮蔽项目或打开任何检查口盖就能看到的结构部分。一般检查不仅能探出偶然损伤，并且还能探出内部项目恶化的外部迹象，如变色、铆钉松动、蒙皮

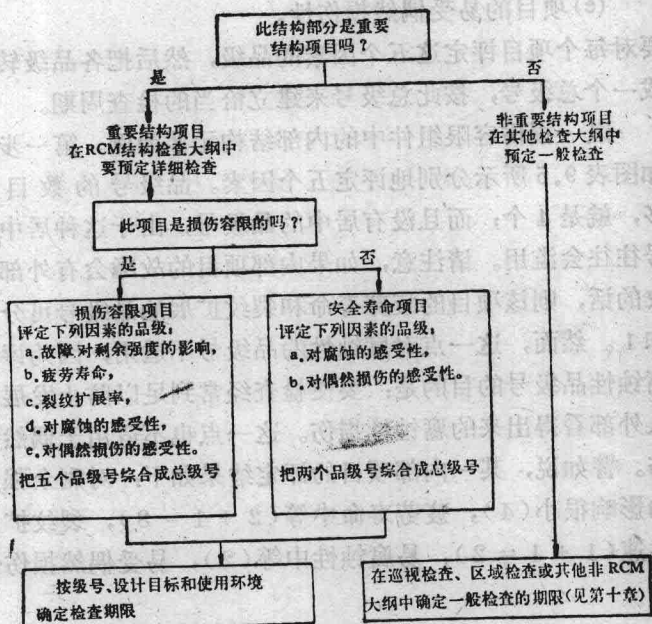
翘曲、漏燃油等。这种外部迹象往往是损伤容限结构的一种设计特点，而外部现象的易检查性，使可安全地延长内部项目本身的检查周期。

不能从外部看到的任何结构部分都叫做内部结构项目。它们较难检查；有的只需要打开快卸口盖，但有的却需要拆除地板、管线、绝缘或其他结构或系统部分。内部重要项目，和外部重要项目一样，也要作详细检查。然而，外部检查是每架飞机都要做的，而有些内部检查只是抽样做。在动力装置部分中，发动机内部项目的工龄探索是基于从在厂发动机中机会抽样之上的，而结构没有这种机会样本——飞机仍在使用时而能拆下送厂的结构部分。因此，检查大纲本身就是工龄探索的唯一工具。所以在初始大纲中所定的期限只是预期会出现任何恶化迹象的工龄的一部分；事实上，它只是确定了每个项目工龄探索的开始。

现在的初始结构大纲制订法是评级法，这种方法充分利用了各种结构元件的设计情报和制造公司的试验数据。第一步是考虑要研究的结构部分是不是重要结构项目。如果是的，那么就要确定一项详细检查工作，检查的频度要作进一步的研究。如该项目是在飞机的下部，那就特别容易受到偶然损伤，就要比在飞机上部的项目检查得勤些。一般地说，损伤容限项目的检查周期要比安全寿命项目的长些。然而在此情况下，内部项目的检查周期取决于：损伤容限组件是否设计得其内部损伤可由外部的迹象表现出来。这些考虑的总的关系图请见图表 9.4。

制订结构大纲的出发点是个重要结构项目表。这些项

图表9.4 整个结构的检查计划



目并非都是同样重要的。例如，有些有余度的元件故障，对剩余强度下降的影响比无余度元件故障的影响小得多。此外，疲劳试验数据以及腐蚀和偶然损伤性上的差别通常都表明，所有项目的检查不必要都在同一使用工 龄 上 开始。因此为了确定每个项目的恰当周期，要评定下列的设计特性：

- 项目故障对剩余强度的影响，
- 项目的预期的无裂纹寿命（疲劳寿命），
- 项目的裂纹扩展特性，