

飞机强度规范参考資料

(二)



航空工业部

1982.12.

V215-65
100/-B.

飞机强度规范参考资料

(二)

1983.12.13



496017

前言

根据飞机强度规范研究工作的需要, 628、630所的同志搜集了国外规范性的文章以及理解和说明规范的技术报告, 并征求了有关厂、所、院校的意见, 最后确定了7篇文章, 包括概述性、外载荷及载荷谱、结构寿命监控和疲劳试验标准等方面的内容。

参加本书译校工作的有630所、628所、640所、132厂、南航和科学院力学所等单位的有关同志。本书最后由630所张忠民和628所仇仲翼定稿。

由于水平有限, 错误和不当之处在所难免, 欢迎批评指正。

编 者

1982.12.13.



结构适航性变化的情况

W.G. 莱斯

目 录

结构适航性变化的情况.....	(1)
航空研究实验室 (ARL) 飞行载荷研究.....	(20)
用简化功率谱密度方法估计突风载荷.....	(27)
由飞机地面转弯产生的侧向载荷系数正则化概率分布的研究.....	(36)
机队飞行载荷测量监控和分析技术.....	(49)
B-58机群寿命监测和使用估计 根据累积疲劳损伤法.....	(63)
攻击机疲劳试验现行标准.....	(80)

实世界作了类比。上面使用的短轴常常用一根轴来代替，在这种情况下，在轴的一端施加力矩的情况下我们力图维持我们的社会和政治生活的现状，在结构领域中保持适航性，情况又不太变化着，因为我们发现新的危险，它威胁着我们的产品。飞机的速度已经提高了，其使用寿命没有比较长的服役寿命，引进了具有敏感性的新材料，所以我們必须制定更严格的设计方法来确保每一种新型飞机继续保持现有的适航性标准——或者至少保持我们原有的标准。

从第一次有动力可操纵的飞行后大约30年，奥维尔·莱特、威利伯·莱特、查尔斯·凯特利普在信中写道：

“你们原来的莱特飞机是否应作应力分析和早先的飞机设计者是否作强度计算。作为对你们问题的回答，可以说我们的第一个动力飞机与早于它的轻气球一样作了应力分析。可是，这些分析不如今天做的那样完善。”

第一次飞行前三年，莱特为了使他的父亲放心，他在信中写道：

“我正在制作我的机器，它可以承受我五倍的重量，并且每一个零部件都正在作试验。我认为不会存在在空中破坏的可能性。假若要破坏的话将会在下落情况中出现，这种情况是难对付的。我的机器由桁架构成像一座桥……”

莱特兄弟也完成了全尺寸试验的评价。仅仅在第一次飞行前两个星期，莱特给他的朋友乔治·斯普朗特写信中写道：

“几天前我们在它的翼尖上挂着东西，使桁架系统的前缘受到的应力比在空中所受的正常应力的大得多。我们也在翼尖上挂着东西，驱动发动机的螺旋桨，并且机上还坐着一个女人。机器的强度似乎‘不错’”。

所以，结构适航性的历史要早于动力飞行的历史。

这篇报告打算对后来的发展情况作一个评论。这些发展情况一部分反映在官方的条例中，一部分是各个领域里的工作人员看出来的。我们认为写这个评论最好的方法是把题目分成许多专题，它们多少有点按年代顺序评述。这样我从载荷这个主要的专题开始，然后按顺序在历史上提到重要的专题，气动力、动力响应、疲劳和破损安全设计。此评论引导我们

结构适航性变化的情况

W.G. 汉斯

“现在，在这儿，你能够作到停在同一个位置看到所有的工作情况”

路易斯·凯洛：透过镜子

1. 引言

路易斯·凯洛在他的两本埃尼斯书中列举了许多例子，或许他无意识地将这些例子与现实世界作了类比。上面援引的短诗常常用来描述迅速变化着的情况，在这种迅速变化着的情况中我们力图维持我们的社会和政治生活的现状。在结构领域中同样是这样的：情况不断地变化着，因为我们发现新的危险，它威胁着我们的产品。飞机的速度已经提高了，驾驶员们要求有比较长的服役寿命，引进了具有敏感性的新材料，所以我们必须制定更全面的设计条例和提出较好的设计方法确保每一种新型飞机继续保持现有的适航性标准——或者至少保持我们假想存在的标准。

人类第一次有动力可操纵的飞行后大约30年，奥维尔·莱特⁽¹⁾在给A.维纳德·准格的信中写道：

“你问原来的莱特飞机是否应作应力分析和早先的飞机设计者是否作强度计算。作为对你的问题的回答，可以说我们的第一个动力飞机与早于它的滑翔机一样作了应力分析。可是，这些分析不如今天做的那样完善。”

第一次飞行前三年，莱特为了使他的父亲放心，他在信中写道：

“我正在制作我的机器，它可以承受我五倍的重量，并且每一个零部件都正在作试验。我认为不会存在在空中破坏的可能性。假若要破坏的话将会在着陆情况中出现，这种情况是难对付的。我的机器由桁架构成像一座桥……”

莱特兄弟也完成了全尺寸试验的评价。仅仅在第一次飞行前两个星期，莱特给他的朋友乔治·斯普赖特的信中写道：

“几天前我们在它的翼尖上挂着东西，使桁架系统的前缘受到的应变比在空中所受的正常应变的六倍还多。我们也在翼尖上挂着东西，驱动发动机的螺旋桨，并且机上还坐着一个人。机器的强度似乎‘不错’”。

所以，结构适航性的历史要早于动力飞行的历史。

这篇报告打算对后来的发展情况作一个评论。这些发展情况一部分反映在官方的条例中，一部分由这个领域里的工作人员看出来的。我们认为写这个评论最好的方法是把题目分成许多专题，它们多少有点按年代顺序评述。这样我从载荷这个主要的专题开始，然后转到最后在历史上变得重要的专题：气动弹性、动力响应、疲劳和破损安全设计。此评论引导我们

考虑损伤容限，可维修性和可靠性这些最新的概念以及引进复合材料所带来的影响。

可是，不仅这些年来还有新的专题加进来，而且每一个专题本身已经变得更为复杂。因而，历史地研究每个专题看看随着时间的变化情况并且推测将来的发展这样做是值得的。

2. 载荷

2.1 官方的条例

刚好在半个多世纪前，第一次出版了英国的强度计算手册⁽²⁾。它的扉页上写着“为了全体有关人员查阅和给他们以指导而出版了这本手册”，它认为手册里的内容不是强制性的，较快的细读一遍可以看出推荐形式的内容多于条例式的。可是，现在最有兴趣的是书名的本身。这本小册子只涉及到强度计算，也就是说涉及载荷的推导及其对结构的作用。在第一版里，没有提到刚度、颤振、疲劳和温度。也没有突风遭遇情况和地面滑跑情况（“现在不认为起落架滑跑质量的定量要求得到保证”）。

这本手册——几乎小到够得上是一个袖珍本——适宜于作“空军出版物970”的参考文献，空军出版物970简称为AP970，SP970，后来简称为AvP970，它已变成成为英国结构设计师和计算工作者的“圣经”有五十年了*。

2.2 早期的设计情况

1928年那个时期，用少数几种理想的飞行动作确定飞行载荷，或许“飞行姿态”可能是一个较好的词汇，因为是处于准静态，载荷——拉力，阻力，升力和重量处于平衡，没有进一步考虑任何方向的运动。把飞机结构看作一个刚体（图1）。

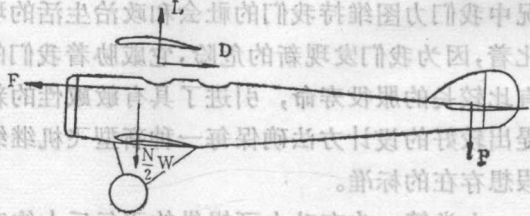


图1 理想的机动情况（1928）

设计情况用“载荷系数” N 来确定， N 包括安全系数2（那时不是这样叫）。对于民用“特技飞行类”的飞机， N 从6.0到8.5变化，这取决于重量。对于“常规类”的飞机， N 从4.0到5.5变化。要注意用现代的术语来说这些数值是极限值，用今天的标准它们似乎相当地合适。不幸，对军用飞机不能作这样的比较，因为载荷系数在规范中规定，在联合王国和别的地方整个时期一直存在这一习惯。

注意没有“验证载荷”情况（proof load），这一点很有意思。所设计的零件要能承受由系数 N 得到的极限载荷（ultimate load），同时没有考虑可能的变形，耐久性和其他方面。可是，当时的撑臂式桁架结构变形必须很小。

2.3 安全系数

在联合王国，“验证载荷”的概念可回溯至1935年出版的修订版AvP970⁽³⁾，此修订版作为基本的不断修改的现行军用条例保留下来。验证载荷定义为0.75倍极限载荷（这一关系已存在许多年了），同时需要承受此载荷一分钟结构没有不可接受的永久变形。所以这

*为了简化，这篇报告把最早的手册用AP970表示，1935年的修订版用AvP970表示。两本著作一年内要彻底地修改二到三次，同时需要修改报告用的参考资料以便查阅特别条例的发展情况，而且需要适航性联合委员会起草的讨论稿，以便了解这些发展情况的论证情况。这样，AP970和AvP970的参考资料包括了所有的原始资料。

个概念只与试验有关而不是与设计有关，同时到1945年为止还没有发现提到“验证载荷系数”。其实，直到1953年才在AvP970的引言中的一段文字中隐匿的出现了验证的要求，并在有关的章节中再次出现。

像格里斯底特⁽⁴⁾在1949年指出过的那样，存在一个把重点放在试验要求上的好时期。过去30多年改善抗疲劳特性日益增长的需要导致了降低极限载荷的重要性，这样更进一步有效地加强了格里斯底特的观点。

虽然在廿世纪30年代美国和其他国家把极限安全系数从2.0降到1.5，联合王国只是作了很认真的考虑后，才效仿他们在1945年修改了AvP970以反映这一政策的变化。

在中间一段年代作了一些努力^(5,6)再一次降低极限系数，可是时间久了渐渐忘记了它的普遍可接受的数值所存在的基础，这样就不能在一个牢固的基础上进行合理地论证。1944年马特格罗门⁽⁷⁾认为1.5的极限系数可能安全保证结构在限制使用条件下承受验证载荷。他的论证估计可能是根据这样的事实，那时一般使用的铝合金的弹性极限大约为其强度极限的三分之一，它常被引用为1.5系数的基础。

可是，塞勒里⁽⁸⁾已经论证这个关系不能应用于失稳破坏的压缩构件，也不能应用于大多数的拉伸构件，因为这些拉伸构件危险点出现在它们连接接头处，这些地方效率只达到80%，所以经常引用的基础是不可靠的。尽管塞勒里的反对，仍旧利用结构材料的弹性极限与强度极限之比论证安全系数的大小。

可是安全系数可能是一个经验数值，大多数研究者同意下列某几个因素或全部因素是决定安全系数大小的：

- 载荷的不确定
- 结构分析的不精确
- 材料强度性质的偏差
- 使用寿命期间的磨损
- 名义上理想的零构件之间制造标准的偏差。

已经论证过⁽⁶⁾这些变化因素之中至少有三个在过去的25年已作了改善，这些改善反映了系数的进一步降低。

也已经论证过⁽⁹⁾这些因素可以分成两部分，一部分包括头两项（设计人员可以控制的），一部分包括最后三项（设计人员不能控制的）。这样，对每一个子系数可以给定适当的数值（不一定是常数）。

2.4 合理的受力情况

1938年把对称飞行机动动作作为合理的受力情况⁽¹⁰⁾，同时在AvP970中出现了用速度和法向加速度为坐标表示的 $(v+g)$ “飞行包线图”。可是，最低的法向加速度为零 g ，直到1945年这种图上才包括负法向加速度。直到最近，还保留了老的“倒飞”情况（图2）。

修改的飞行包线图（图3）的引用与安全系数从2.0降到1.5相一致，但是应增加最大法向加速度到一规定数值以维持同样的极限强度——努力停在同一位置上工作的一个很好的例子。

值得指出的是，在这些合理的受力情况中，俯仰角速度和角加速度仍假设为零。

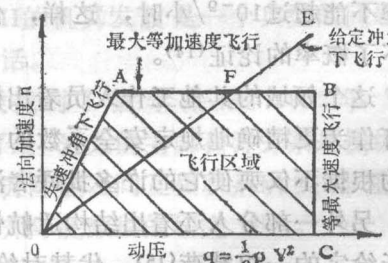


图2 合理的受力情况 (1938)

验指出对于一般的受力情况，严重的误差不会由于这一假设而增大”。包括俯仰加速度的机动动作的概念，1945年第一次引进 $\Delta v P_{970}$ ，它以飞机质量，法向加速度和速度为基础用简单的公式给出。另外，增加速度需要考虑压缩性的影响，特别是对气动俯仰力矩的影响。

至今，应力工程师是处于比较孤立状态下进行工作的。给定几个气动导数和一组阻力，他可以迅速计算在官方的适航条例中规定的有限数量的受力情况的载荷。

哈贝⁽¹¹⁾已经论证过机翼的受力情况的数目是如何从1938年的22个增长到1965年的159个。这个数量仍在增长。这个增长只有一部分原因是高度和飞机的质量有较大的偏差，今天的飞机设计必须考虑这一点。所以已经出现了只与载荷有关的新的一类工程师。他不是应力工程师（老的含义上说）也不是空气动力学家，他填补了这两个主要职责之间的空白。实质上他是一个动力学家，不再把飞机看作冻结在计算载荷所规定的飞行姿态上的一个刚体。所以我们要进入动力响应的领域，它值得写成一节。

2.5 发展

像管理我们生活的许多法规一样，在结构适航性领域内，人们已经不再固执于规定准确的权限范围，而逐步变为信赖对更一般的实施规程（图4）作逐项解释。今天的倾向是规定适航性的标准（而不是特殊的情况），同时要求设计人员满足它。这样，设计人员将要采用的方法大大地脱离了他的爱好。

从1942年布格斯里⁽¹³⁾的早期工作开始在西方世界发生的强度条例的讨论⁽¹²⁾表明重点已从决定论的方法转移到概率论的方法。概率论的方法最后提出应当要求设计人员实现破坏概率不能超过 10^{-9} /小时，这样，他的才干胜任不了概率的论证⁽¹⁴⁾。

这个领域的其他工作人员看出概率论的方法可作为更精确地规定安全系数的一个途径。我们已经看出这个系数的由来是不知道的，合理的根据不仅要使它的许多批评者满意。而且要为有意义地考虑它的真正价值提供一个起点。

另外一部分人还看出结构适航性的进一步根据是飞行载荷的实测。人们可以设计飞机适合于给定的一组载荷⁽¹⁵⁾，代替对给定的飞机计算结构载荷。这一政策可能导致规定两个载荷水平：在第一个水平下，有一套粗糙的载荷，用于飞机设计、制造和飞行。在第二个水平下，有一套更精确的载荷，当用原型机通过试验决定所有的空气动力和刚度后使用。

这儿还必须提到另一个进展：主动控制技术。它在机动载荷控制，特别在开击机上的使用使设计人员有能力改变机翼弯矩和法向加速度之间的关系，这样在不增加机翼强度或质量的情况下有可能获得较高的“g”。

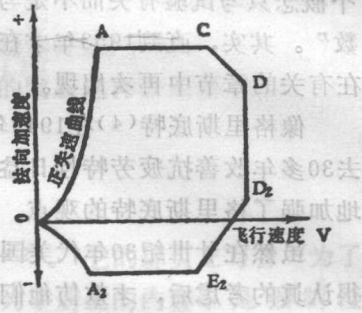


图3 现在的飞行包线图

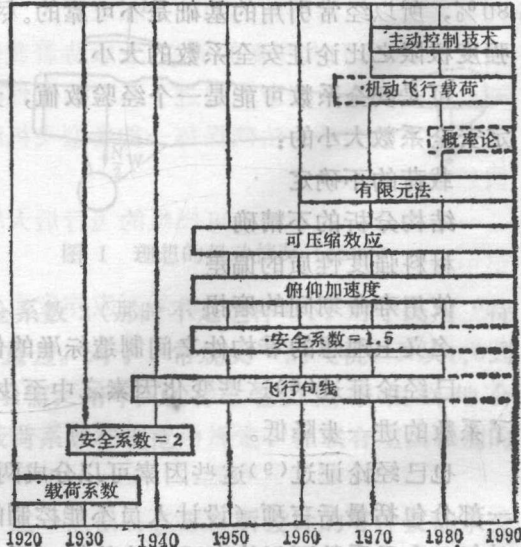


图4 载荷和强度估算的发展

但是，主动控制系统破坏的可能性进一步推动了解决安全系数的概率论方法的采用。

2.6 强度 结构工程师的方程式中的一边是外载荷，另一边是结构强度。他的工作是使方程式平衡，而大多数高年资的工程师已经历过了载荷的演变和强度计算方法巨大的变动时期。

早期简单的机体结构的分析除了梁、杆和桁架结构的知识外，要求不多。可利用标准解答，常常采用方便的图解法。例如，受轴向推力的梁这一特殊情况可以采用霍德⁽¹⁶⁾的简单图解法求解。

不采用内外张线而是采用适当加强与支承的外蒙皮，这样对蒙皮强度依靠程度的增加使经典的弹性理论和应变能法使用的情况也增加了。数值计算突然增加至少有一个数量级，所以必须提供计算设备。计算尺已由噪声大的电动计算器取代，好几年之后，这种计算器又让位给较平稳的电子计算机。

许多的数学分析方法是极为雅致的，但是有时追求雅致反而损害了它们的精度。数学家把问题抽象使其适合于他的数学；工程师把数学变换使其适合于问题的这种说法可以很好地认为属于这一时间的特点。

许多计算工作者的工作在阿格拉斯和道尼⁽¹⁷⁾关于圆柱和圆锥管的一般分析的报告中找到顶点。在这一基础上，阿格拉斯⁽¹⁸⁾建立了有限元系统，现在它已支配着分析计算的舞台。

现在每一个工程师有机会使用计算机，所以工程师们很难回忆起几年前，没有这样装置的岁月。主体计算机和小型的甚至盘式机器之间的差别变得模糊了，因为微型电路技术和其他电子方面的进展使看上去不可能的东西变成了事实。

计算机没有加快老的计算方法；它能够给我们引进有限元这一新的概念。

3. 气动弹性

3.1 早期的问题

在讨论载荷历史时，泰⁽¹⁹⁾说“早期的飞机具有相当刚硬的结构，把飞机看作刚体是一个可谅解的近似和使问题大为简化”。可是，不管大多数早期结构的刚度如何，气动弹性仍困住了许多飞机；完成第一次动力飞行的拉格里的破坏就归咎于气动弹性的不足（图5，（因原图不清，故删掉））。在第一次世界大战期间福克 DVIII的机翼发散是一个典型的问题，它使单翼机被全世界空军忽略了许多年，假若不是禁止的话。

福兰兹和道卡^(20,21)的最优秀的专题论文给颤振现象找到了数学基础。1932年‘颤振的预防’成为AP970中一节的标题这是不感到意外的。可是，这儿的主要利害关系是操纵面的质量平衡。早已发现操纵系统的刚度，特别是左右侧的升降舵之间互相联系确实是重要的，可以断言，气动弹性科学的起点是1916年作的反对称升降舵颤振的研究⁽²²⁾。

3.2 从刚硬的狭窄的外套中脱离

在19世纪30年代，已经认可的⁽²³⁾四个气动弹性问题是：

机翼副翼颤振

副翼操纵反逆

机翼弯曲—扭转颤振

机翼发散

像我们已经看到的那样，适当的质量平衡被认为是解决这些灾难的第一步。而增加刚度，特别是扭转刚度被认为是一个主要的方法，采用这一方法结构工程师可以控制余下的三个气动弹性现象，虽然最早的研究者寻找了不同的途径。必须记得早期机翼的蒙布对扭转刚度没有什么贡献，安装很刚性的翼肋，可以降低翼梁的参差弯曲，但随之付出了重量的代价。

1933年讨论罗克斯比·库克斯的报告时⁽²⁴⁾，斯卡特—哈里提问‘是否存在比仅仅只加强结构还要好的方法处理这一问题’。

几年后，提出刚度准则是机翼密度函数的贝格斯里⁽²⁵⁾提出问题：增加机翼的密度是否意味着进一步增加了刚度或者人们是否可能找到某些实际的手段绕过机翼颤振，副翼反逆和机翼发散的边缘⁽²³⁾。

他列举了下列几点作为初步回答他本人提出的问题：

机翼质量平衡，特别是机翼上安装发动机的最佳位置
人为的减振

‘飞快地穿过’临界速度区域

惯性、气动力、弹性轴之间最佳的相对位置

控制机翼颤振可能采用的措施

20年后，马格里⁽⁵⁾也作了类似的评论：‘可以采用其它手段而不是大力增加扭转刚度使气动弹性影响最小’。再一次提及机翼的几何形状，质量分布和轴的位置以及采用扰流板或气动式翼尖代替副翼。

只是在最近才提出颤振抑制的主动控制技术，虽然主动控制技术最初在结构上采用是机动载荷控制，突风缓和和疲劳寿命的提高。贝格斯里提出的‘控制颤振’尚待实现。

总是有一些工程师他们毫不留情地反对用‘黑盒’ (black box) 控制物理现象，赞成和反对自动颤振抑制的实质性的争论在于预计的破坏率。例如，假若在最严重情况控制系统发生破坏而没有预先警告，那么机翼必须设计成本来就不会出现颤振同时飞机得到拯救不是由颤振抑制主动控制产生的。可是，必须假设是多路系统，必须给驾驶员一个系统已经发生局部破坏的警告。这样一个破坏的可能性及破坏与像高速飞行时的不利的质量分布那样将是未来年代引起争论的焦点。

3.3 不可解的问题和它的解

前一节确定的气动弹性问题全都是与机翼有关的。况且，问题可简化成建立适当的扭转刚度的问题；弯曲刚度没有任何联系。

机身可看作机翼安装在它上面的粗大的刚体；机身没有自由度，机翼的自由度也很少。尽管问题集中在机翼上，但是也出现了其它形式的颤振，同时也认识到了这种现象，例如方向舵——机身型颤振。

因为理论上理解的深化，允许较多的自由度，很显然数学的处理导致一组联立微分方程式，它的解答超出了人的能力。卡勒⁽²⁶⁾在1946年写道‘我们必须立刻考虑解这样一组方程式的可能性……我们能够把问题化为大阶数值行列式的数值计算问题’。

30多年后，他回顾说⁽²⁷⁾问题导致了‘至今仍深奥的纯数学分支——矩阵的第一次实际应用’。

虽然可以用纯数学工具把问题公式化，但这些方程仍然不可能解。卡勒在他的1946年的

报告中继续说：“然而它并不是不可能的，几年内我们可以拥有有力的计算工具，我们正在考虑这类方程式的解可能是一个常规的程序”。

在以后的10年内他的预言实现了(图6)，但是，刚开始这些方程式不是采用数字计算机求解。有几年，模拟计算机(28)占统治地位，逐渐增加了自由度的数目——即使增加，也很少超过12个自由度(29)。

但是，这个领域最后通过电子计算机的数字运算能力获得解决。正如气动弹性力学把矩阵代数从教科书中引出来并应用于实际问题那样，因此，气动弹性学家是第一个新计算机的使用者。在作者工作的单位有两个来自应力局的气动弹性部的计算机管理人员这是很重要的。

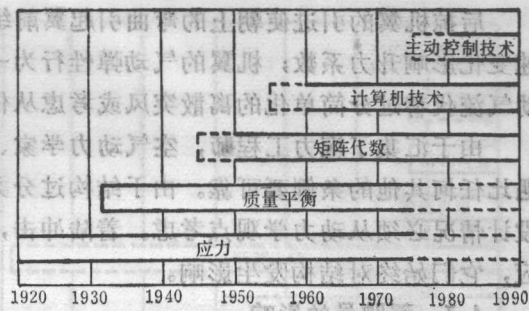


图6 气动弹性的发展

4. 动力响应

4.1 一个新的概念

在联合王国，于1942年随着突风环境的引入，第一次没有采用原有受力情况的刚性姿态。突风的影响化为冲角的改变，它引起机翼升力和法向加速度作相应改变。另外，突风只限于影响机翼及其在机身上的接头。所以尾部载荷没有计算，让其单独加在结构上。不仅认为飞机是一个刚体，而且不允许气动载荷增加。突风情况限于在俯冲速度时遇到向上或向下突风为25英尺/秒。

1945年时，突风情况被推广到整个结构，在巡航速度（严格说是0.9倍水平飞行的最大速度）下加上50英尺/秒的突风。已计及可压缩性影响（特别是对升力曲线斜率的影响），同时引进了突风强度的缓和系数，从而为了设计目的可以采用当量陡边形的突风（equivalent sharp-edged gust）(30) 代替动力响应的计算。这个缓和系数仅是机翼载荷的函数，没有考虑机翼的柔度。

4.2 结构柔度

最后缓和系数从条例中消失了，引进了突风梯度的概念，假设突风在100英尺的距离内线性增加到它的最大强度。在较高的高度上允许突风速度有某些缓和。其他的官方条例，例如英国民用适航性条例(31)，要求突风在其变化的范围内为一个(1-cosine)形状，并有特别的细则说明由于机翼的柔度应当研究载荷的动力放大。

首先，受力情况抛弃了‘刚性姿态’而成为时间的函数。不能只考虑几个简单的早已规定的情况。现在必须研究每一种情况，因为各种状态的峰值应力不再同时发生。

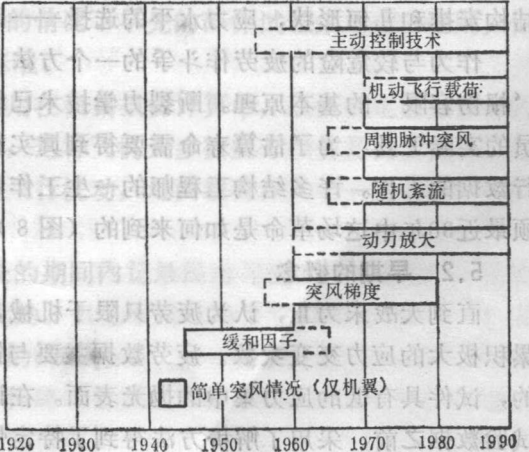


图7 动力响应计算的发展

后掠机翼的引进使朝上的弯曲引起翼前缘向下扭转，这样沿翼展冲角发生变化；冲角迅速变化影响升力系数；机翼的气动弹性行为——所有这些影响现在必须考虑。假如用随机扰动气流代替过分简单化的离散突风或考虑从任何方向来的突风，那么问题将变得很复杂。

由于汇集了应力工程师、空气动力学家、载荷专家和气动弹性学家的智慧，所以突风遭遇比任何其他的条例要可靠。由于结构过分柔软，忽略了应力放大的思想，这样差不多每一设计情况必须从动力学观点考虑。着陆冲击，突然操纵动作以及发射武器全都产生动力响应，它们始终对结构发生影响。

4.3 驾驶员的影响

在早期的突风条例中是这样叙述受力的：‘应当假设在通过突风环境时，飞机的平衡不改变’。这句话在AvP970中一直保留到现在。假定驾驶员没有采取任何行动减缓（或相反）突风对旅客的感觉或机翼受力的影响。

当承认官方条例中的受力情况仍然（忽略了所有的改善）是真实工作状态的非常理想的代表时，突风遭遇略去了驾驶员的影响似乎是不适宜的。假如考虑到驾驶员的作用，则机翼柔度，突风形状，随机扰动等的影响全都变得不重要了。

不幸，在操纵系统中驾驶员是最无法预料的因素。即使他有最好的动机，也可能在缓和一种情况的同时，加剧另一种情况，甚至他可以引起他力图避免的特别的影响。当在扰动气流中飞行时，自动驾驶仪也似乎完全不令人满意，特别是使机翼受力最小而言^(32, 33)。

所以我们回到前一节提到的论点：在全面评定载荷作用时，飞行载荷测量是一个基本的环节⁽¹⁹⁾。可是，不同的驾驶员处于同样的情况由于反应上的巨大差别意味着在作统计分析之前必须收集大量的数据。

这儿我们也可以看到主动控制技术的进一步应用。它不但能改善颠簸控制，缓和扰动气流对旅客和乘务员的影响，而且当驾驶员的输入信号产生相反作用时，它能代替输入信号。

5. 疲 劳

5.1 结构上的革命

没有哪一个结构适航性的情况象疲劳那样对飞机设计、计算和飞行产生影响。直到第二次世界大战末才为设计人员熟悉的这一学科现在支配着结构适航性的舞台。它对材料的选择，结构安排和几何形状，应力水平的选择——因而对飞机质量——的影响几乎是一场革命。

作为与较危险的疲劳作斗争的一个方法，‘破损安全’设计的概念已经发展到最近的‘损伤容限’的基本原理。断裂力学技术已经从多少有点深奥的学科迅速进展到作为设计人员的实际工具。为了估算寿命需要得到真实载荷谱，这样又一次推动了从服役飞机上获得飞行数据的工作。许多结构工程师的一生工作中有一些活动是重视疲劳而引起的。我们必须回顾最近30年中这场革命是如何来到的（图8）。

5.2 早期的概念

直到大战末为止，认为疲劳只限于机械，特别是旋转部件，它能在一个短的时间间隔内累积大的应力交变次数。疲劳数据主要与钢材有关，常常是在旋转的 Wohler 试件上获得的，试件具有低的应力集中的抛光表面。在许多作者例如汉伍德⁽³⁴⁾用许多真实试件测得试验数据之前，采用了解析方法得到了特定情况的应力集中系数，并且在S-N曲线的应力纵坐标轴上考虑了应力集中的作用。

1946年,在墨波尼第一次对飞机疲劳问题作了一系列的公开讨论⁽³⁵⁾。这个专题讨论会——由澳大利亚、美国和联合王国组成的——是由于这一年有一架已飞行九年的旅客机坠毁而促成召开的,这次坠毁事件是由于焊接钢管主梁疲劳破坏而造成的。在一个星期的讨论中,是以我们今天的想法为基础的。提到了近来敏纳⁽³⁶⁾提出的累积损伤理论,采用X射线和涡流检测疲劳裂纹,动应变的测量,随机加载和腐蚀疲劳。一个航空公司的工程师建议进行适当的检查会有一个很好的机会发现疲劳破坏在达到灾难性以前的第一个信号。最近几年中详细阐述那个思想是多么经常啊!

不幸,专题讨论会似乎没有吸引着飞机设计人员,但是,几年后听过瓦克报告⁽³⁷⁾的飞机设计师对他们所听到的以及他们早已从他们的实验室所发现的事实中感到沮丧。机械工程师习惯于钢的疲劳极限的概念,也就是说低于疲劳极限的交变应力不会发生破坏,同时发现铝合金没有这样一个极限——或者这个极限低到不切合实际——,这一现象对许多设计师是一个震动。

5.3 疲劳载荷

虽然我们认为主要的飞机部件例如机翼受宽广的谱载荷的作用,但疲劳数据限于等幅载荷试验。这一部分原因如早先注意到的那样,疲劳的危险大部分是与旋转机械相联系的,它们受的是非常简单的载荷循环,一部分原因是很难给试件加较复杂的载荷。

所以需要建立一个简单准则,根据这个准则设计师可以得到不出现疲劳破坏的合理的寿命。所建立的准则是有代表性的水平飞行的平均受力的结构,承受极限强度的 $\pm 7\frac{1}{2}\%$,在载荷循环 2×10^6 次下不破坏。在缺乏较好的资料的情况下早先的部件试验采用这一准则,但是,克里·威廉⁽³⁸⁾指出它是一个达不到的高标准。

威廉指出如何把在不同高度下突风速度数据用在积累损伤计算中,以便确定已知任务的飞机的疲劳寿命。他的理论是针对民用运输机的,这种飞机大多数疲劳损伤是由于突风引起的。但是后来由其他作者把这一方法推广到包括飞行机动,地面载荷以及地一空循环的影响中⁽³⁹⁾。

1958年公布了突风谱⁽⁴⁰⁾,它是在一个较长的期间内记录民用飞机的响应来测到的^(41, 42, 43)。这些数据在飞机设计中是非常宝贵的。但是军用机由于它们的任务很广泛同时具有高的机动性,所以需要一些方法监测寿命的消耗情况。这一要求促进了加速度计和疲劳计的研制。尽管他们有明显的限制,同时粗略地假设机翼弯矩是法向加速度的直接的函数,但是过去25年疲劳计是一个可接受的寿命监控仪。

现在正出现更尖端的仪器,它们是直接测量应变。这些仪器避免了采用加速度计所固有

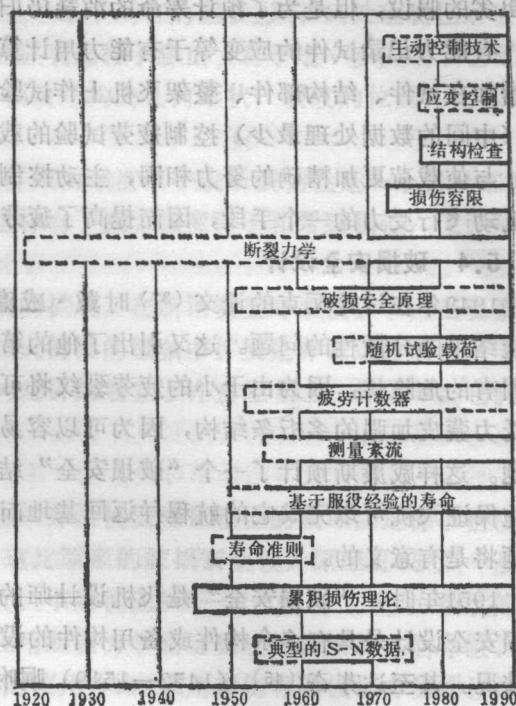


图8 防疲劳措施

的粗劣的假设,但是为了预计寿命的消耗仍旧依靠累积损伤理论。

有能力记录试件的应变等于有能力用计算机控制液压伺服装置,把随机排列的真实载荷谱加在试件、结构部件、整架飞机上作试验。最后的发展将直接用从飞行实测中获得的数据(中间的数据处理最少)控制疲劳试验的载荷。

与使载荷更加精确的努力相同,主动控制也得到发展,它可作为降低在大气紊流和高g的机动飞行受力的一个手段,因而提高了疲劳寿命。

5.4 破损安全设计

1949年在讨论瓦克的论文⁽³⁷⁾时戴·威廉斯有两个重要的贡献。第一,他提到了疲劳试验结果的分散性的问题。这又引出了他的第二个论点:采用重型的翼梁及其附属接头,存在固有的危险性,因为由于小的疲劳裂纹将可能出现灾难性的破坏。可是,现在的倾向是采用受力蒙皮加强的多桁条结构,因为可以容易检查蒙皮上的裂纹,经常检查可以克服分散性问题。这样威廉斯预计了一个“破损安全”结构,同时瓦克评论道“换句话说,采取的预防措施保证飞机可以完成它的航程并返回基地而不会碰到危险,进一步把这一方法应用于疲劳问题将是有意义的。”

1951年时,“破损安全”是飞机设计师的词汇⁽⁴⁴⁾。可是,许多设计师简单地认为破损安全设计是具有多余构件或备用构件的设计,毫不怀疑AP970中老的“一根张线切断”的情况。甚至达芬奇⁽⁴⁵⁾(1452—1519)嘱咐“制造机翼时应当安装一根绳索使其承受拉力,在同样的位置上再安装一根较松的绳索,这样若受拉力的一根断掉的话,在同样位置上的另一根将发挥同样的功能”。这种观点已经有500年的历史了。

1958年那个时候,对设计师来说信赖很慢裂纹扩展⁽⁴⁶⁾的概念比对多余约束或备用构件的还要重要。对主要部件和整架飞机作疲劳试验成为必要的手段,同时小心地测量裂纹的开始时间和裂纹扩展率作为服役检查大纲的基础。

5.5 剩余强度

现在出现了一种新的概念——裂纹结构的剩余强度。假定多余约束和备用构件把载荷加在未开裂结构上,但是对缓慢裂纹扩展的依赖表现在对开裂的零件的强度的了解。要求剩余强度不要小于原来结构极限强度的某一个百分率,这是非常好的主张;但是他是怎样论证的呢?

当然,疲劳试件中出现了的裂纹可以允许扩展直到工程师认为足够长为止。这样,可以用试件加载来论证与条例符合的情况,但是存在两个困难,太长的裂纹可能导致试件灾难性的破坏和损失,太短的裂纹可能承受充分高的载荷而扰乱了其余结构的疲劳行为,这样使整个试验无效。

幸运的是有二个试件就足够了——一个是静力的,一个是疲劳的——当静力试件已经完成了它本身的试验程序时,能够在静力试件上再现裂纹。另外,在疲劳试件上的裂纹必须检修直到用飞行小时表达的设计目的(有一适当的放大系数)达到了为止。这种检修只是逐步“放松”以决定高静载荷的影响。

很明显,需要一种办法来计算临界裂纹长度——即在那个裂纹长度下加上给定的载荷才引起破坏,这种方法很快找到了。

5.6 断裂力学

格里菲斯⁽⁴⁷⁾于1921年首先公开发表了临界载荷和裂纹长度的关系。他的工作被认为

是近年来得到迅速发展的断裂力学的基础,虽然他忽略了所有的塑性影响,只处理脆性断裂。后来的作者对裂纹尖端的塑性变形和三维尺寸的影响进行了修正(对于进一步的细节也可参考48),导出了应力强度因子的概念——依赖于裂纹结构的几何形状,裂纹的位置,它可从手册中查阅(49, 50)。

试验已证明,在一个可接受的分散带内,临界应力强度因子或断裂韧性是一个材料常数,确定它的时候不必考虑试件的特殊几何形状。这样有了应力强度因子和断裂韧性,设计师就能够计算剩余强度。断裂力学进一步的重要应用是预计疲劳裂纹的扩展。在所谓安全寿命设计中,当观察到裂纹后,可以设想寿命已经终止,因为裂纹在粗大的梁的缘条中扩展是非常迅速的。对于缓慢开裂的薄壁结构,需要知道裂纹的扩展率,为此目的建立了许多经验公式(51),它们与应力强度因子和材料的性质有关。

5.7 损伤容限设计

由于机翼中段出现微小的裂纹,致使美国空军歼击机发生灾难性的破坏,这件事情悟出了一个新的概念(52),即损伤容限设计的概念。这比原来的破损安全设计原理更进了一步,它预先假定在每一个危险部位存在未发现的裂纹,不是首先从S-N曲线确定产生裂纹的寿命,然后计算裂纹的扩展。新方法完全依赖于应用断裂力学确定裂纹的扩展及其临界值。

初步的研究(53)已经证明,为了达到一给定的使用寿命,采用损伤容限设计方法的设计应力水平必须比采用安全寿命方法的适当的低一些。假如这一发现在实际设计应用中受到证实,那么设计师可以发现恢复到安全寿命方法更经济一些,即使它们失去了对内部裂纹影响的预防。

5.8 可维修性和可靠性

民用飞机破损安全结构中的漏检疲劳裂纹干扰了发证的管理当局,使用者和设计者。在卢萨卡英国拥有的歼击机和在阿根廷英国设计的运输机灾难性的损失以及英国航空公司机群的许多飞机临时停飞这些问题已经在英国产生了老化了的机种的维修问题。

这些麻烦进一步带来了问题。危险部位是怎样确定的?检修技术的可靠性怎么样?甚至出现了更基本的问题(54):破损安全原理真的有价值吗?

在‘安全寿命’阶段事情肯定比较简单:人们对一个部件(或整架飞机)进行试验直到出现裂纹为止,将试验所得结果用一适当的系数除,所得的商为安全寿命。一旦寿命已经终止,部件不管它的外观状态如何,必须报废。虽然裂纹结构的剩余强度从未确定过,同时有时候比限制载荷低得多,安全寿命原理必须推荐给设计者,制造者和使用者。设计师可以设计出用销钉简单连接的没有多余约束的结构,传力路线是显而易见的,因而简化了应力分析。制造者可在保证部件的已知寿命的情况下,对备件订出计划。使用者不需要做特别的检查和精确地知道飞机什么时候需要新的发动机架,因此能够编制在平时订购配套零件的条例。

所谓破损安全方法已经带来了三方面问题。设计人员之间辩论多耳片接头和夹层板的优缺点,不能决定次要传力路线是否应当比容易目测检查更优先考虑的一个问题。制造者从来就不知道使用者什么时候将在某一不可见的零件上发现裂纹,因此他们不得不使备件具有很大的库存量。使用者需要有更多时间和有固定职工进行仔细的检查,同时不能制定出更换计划,而不得不等到维修人员在维修时发现裂纹,停止飞行(通常在繁忙的旅游季节)直到修理好为止。

。不管所有这些论述怎样，必须记住疲劳不仅对飞机是危险的，而且真正的破损安全结构要经得住腐蚀，内部的裂纹和意外的损伤，它们可能引起破损安全结构过早地出现灾难性的破坏。

破损安全结构也应当在灾难性破坏出现以前的相当长的时间内——有足够早的时间编制修理时间以及订购和制造备件——充分地预示要进行的修理和更换工作。

但是，在裂纹不会总是在恰好的时候发现的地方，这个原理就失灵了。大多数情况能及时发现裂纹，因而防止事故的发生，但是常常裂纹扩展到这样的程度，大量的部件要检修和更换而不是加上几根简单的条子和板子加强能代替得了。幸亏在事件调查小组发现裂纹前，很少不被发现。

补救这种情况是设计者和使用者的义务。设计者必须争取给使用者足够的资料以便使他迅速地发现裂纹，设计的结构要允许裂纹比较长而能看得到。使用者必须懂得检查员在实际中证明这个原理有效方面是不可缺少的一环。

为了帮助设计者执行他的职责，英国民用适航性管理局已经提出了结构完整性检查⁽⁵⁵⁾。它要求机队在使用中进行统计，以便和在结构评价过程中的设计计算，试验和使用过程中的破坏经历一起进行考虑。重要的结构部件应当可识别，同时要对因疲劳，腐蚀，事故，制造缺陷等等原因引起的损伤容限和剩余强度降低后的情况进行估计。

根据这个结构完整性检查出版了指导使用者的检修文件，它给使用者下列方面以指导：潜在的可能出现的事故的部位，检修技术，损伤的最小可检尺寸，发现损伤后是否允许继续飞行和重复检修周期。

结构完整性检查主要依赖于使用经验。对于新的设计，本质上仍然要保持结构的完整性，为此目的，美国联邦航空管理署正提出一个维修检查⁽⁵⁶⁾。它的措施类似于结构完整性检查中的措施，但是缺少使用经验，这样设计者需要利用逻辑分析的方法从疲劳和腐蚀的观点对每个重要的结构元件评定其危险性。

本文中疲劳包括裂纹形成的寿命，随后的裂纹扩展以及由于允许结构有多余约束，裂纹止裂装置，可能存在多裂纹等情况的剩余强度。

在考虑腐蚀时，局部环境，材料及其保护处理全都应当考虑，还要注意对应力腐蚀的任何敏感性。

最后要制定一个维修大纲把结构分成几个合理的区域以及根据每个部件的危险程度和预料到的情况确定检修次数。

不仅‘破损安全’和‘安全寿命’的说法常常产生误会，而且它们之间的相似性导致了进一步的混乱。‘损伤容限’可能是现代飞机结构的较好形容，但是这一名词现在有了一个严格的含义，‘“虎克”⁽¹⁴⁾写成‘检查安全’^(Safe-by-inspection)结构。或者‘依靠检查’^(inspection-dependent)可能更可取。

设计者需要一个‘依靠检查’的结构，以便克服因腐蚀，疲劳，制造误差和意外损伤造成的危险。使用者需要一个‘依靠检查’有关的结构，这种结构不仅取消了耗费大的主要构件例如翼梁的更换，而且保证不可能发生灾难性破坏。

可是，这两方面的工作大大地（如果不是全部地）依赖于机队的检查员发现比较短裂纹的能力。（这样的事实常常受到忽略，设计师与检查员需要在一块儿讨论他们的各个问题，以便可以互相学习⁽⁵⁷⁾。

6. 复合材料

6.1 塑料结构

随着20世纪30年代和40年代塑料应用的高涨,许多人产生了在生产线上用注塑模来制造塑料飞机的思想,这是不奇怪的。可是,塑料需要大大地增强,使他们与铝合金不相上下,这一点很快就实现了。虽然如此,人们的想法仍搁置起来了,而希尔⁽⁵⁸⁾在1951年在他的论文中写到:‘加工光滑度和大量生产的经济性几乎达到有求必应的程度,而且像钢筋混凝土那样放进增强材料的可能性开辟了非常有吸引力的前途。’

高顿⁽⁵⁹⁾在和希尔同样的会议中谈及一个更有希望的观点,可能他已经制成了几个机翼,用的材料是Durestos——把石棉纤维粘在一起增强的酚醛树脂。高顿已经论证能够制成与金属结构质量相同的Durestos结构,同时他预言⁽⁶⁰⁾大规模改善的最好前景似乎是采用平行的纤维排列在某个方位上例如成X—方位(即把相同数量的纤维与对称轴形成 $\pm\theta$ 的锐角)。他也意识到采用如下措施可以达到较大的效果:

改善树脂和纤维之间的粘着力

改善树脂的机械性能

采用高强度纤维

降低树脂的含量

改变纤维的方位

改善成型技术

改变纤维的形状(达到各向同性板)

除了最后一项外,其它的改善措施都是随后的25年当中出现的,以在英国皇家航空研究院的菲利浦⁽⁶¹⁾所领导的小组于1963年研制出碳纤维而达到高潮。树脂含量的下降一部分原因是引进了预先浸透材料,一部分原因是成型技术的改善⁽⁶²⁾,以及‘塑料’这一名词的强调使人误解,所以‘复合材料’逐渐变成大家接受的名称。

6.2 前途与问题

到1972年,复合材料的潜在的好处已足够到在论证飞机设计时有它的影响地位。碳纤维复合材料的前途与问题有:

节约重量

费用

不会出现疲劳

变易性

载荷/纤维方位

脆性

新结构形式

磨损(erosion)

缺乏耐久性

上面列举的问题中,变易性是最有利害关系的。其实,复合材料由于它们的性质和制造方法不可能想象如均质金属和非金属材料那样表现为一成不变的。纤维方向,纤维填料,或树脂固化方面的很小偏差会引起(有时不成比例的)最后产品的机械性质的变化。

为了保持复合材料部件适航性有可接受的置信度,必须采用下列两者之一来考虑到这些变化:(a)验证人为地造成的高强度水平,(b)推导材料许用强度统计值。

采用一个适当的‘超系数’(Superfactor)可以获得第一个可供选择的方法,借此在典型部件全尺寸试验中增加全部外载荷。由许多试件和部件进行的上述试验而确定的这个系数