

飞机强度规范参考资料

(四)



航空工业部第六二八、六三〇研究所编

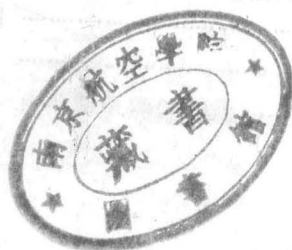
1984.6.

V215-65

1001

飞机强度规范参考资料

(四)



30268326

航空工业部第六二八、六三〇研究所编

1984.6.

0544446

前 言

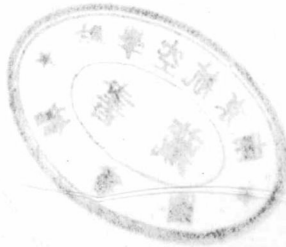
随着飞机强度规范研究工作的深入开展，在编辑出版了《飞机强度规范参考资料》（一）、（二）、（三）集的基础上，我们又搜集并组织翻译了规范性文章和强度规范有关的技术报告19篇，其中包括概述性、飞机外载荷计算和实测、飞机使用载荷谱编制、结构寿命监控及寿命估算等方面的内容。

本译文集由628、630所搜集、选题、编辑。参加译校工作的有630所、628所、603所、西工大、北航、空一所、5311厂、科学院力学所等单位的有关同志。最后由630所蒋祖国和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

1984.6.



航空工业部图书馆藏

1984.6.

024448

目 录

美国空军飞机耐久性和损伤容限控制计划.....	(1)
疲劳和损伤容限在英国军用适航性要求修订中的进展.....	(13)
未来飞机的结构设计载荷.....	(21)
作用在飞行器部件上的外载荷.....	(28)
飞机设计和飞行测量载荷间的关系.....	(63)
由校准应变计和压力传感器实测飞行载荷的比较.....	(74)
飞行载荷校准和测量的改进技术.....	(96)
用于确定军用飞机机动飞行载荷设计准则的大型统计大纲的说明.....	(111)
飞机机动数据的统计分析.....	(144)
用多变量载荷环境模型计算强度和疲劳的结构设计载荷.....	(160)
飞行载荷大纲中子样容量的确定.....	(171)
应用飞行模拟器制订新飞机的设计载荷谱.....	(179)
各种歼击机载荷谱比较.....	(190)
疲劳损伤阵风谱的预计方法.....	(200)
F-15前起落架摆振滑行试验及有关分析.....	(209)
监控美国空军强击机、歼击机、教练机结构完整性的先进方法.....	(221)
F-111服役使用记录仪大纲.....	(230)
A-7E机翼疲劳寿命的评定.....	(239)
疲劳：一个复杂的问题——几种简单的近似法.....	(244)

美国空军飞机耐久性和损伤容限控制计划

美国俄亥俄州，赖特帕特森空军基地，

空军系统局M. A. landy*和O. L. Smithers**

摘 要

假如飞机结构要满足耐久性和损伤容限要求，那么就需要一套各学科的 (disciplined) 综合程序，其中包括——承包商的许多职能机构。为此，空军要求在飞机研制和制造期间制订和执行耐久性和损伤容限控制计划 (DADTCP)。耐久性和损伤容限控制计划规定了全部必要的任务，以保证最后的产品满足空军耐久性和损伤容限要求。耐久性和损伤容限控制计划的各个方面的内容将在本文中讨论。本文还将介绍描述耐久性和损伤容限控制计划中各项任务的一般模式的基本原理，并从现有的耐久性和损伤容限控制计划中选出几个例子来说明一般模式的要点。

前 言

美国空军新飞机依靠采用耐久性和损伤容限结构设计原理来保障机群的安全和保证飞机结构的长寿命。耐久性和损伤容限设计与多种学科有关，它涉及到载荷分析，应力分析，断裂力学、疲劳分析，材料和工艺标准和可制造性 (producibility)，以及验证等工程方面的内容。在由设计变成实物的过程中存在制造和质量保证的问题，假如飞机结构要满足耐久性和损伤容限要求，则需要有一套包括承包商的许多职能机构在内的各学科的综合性程序。为此，在飞机研制和制造期间，空军要求制订和执行耐久性和损伤容限控制计划。耐久性和损伤容限控制计划要确定为保证最终的产品符合空军所规定的耐久性和损伤容限要求所需的全部任务。根据这些耐久性和损伤容限控制计划而制订的大纲，经空军批准后，由承包商负责执行，空军人员不多参予。

本文的目的是讨论耐久性和损伤容限控制计划，将包括该计划的各个方面的内容，并对这些内容进行说明。文章也将介绍描述耐久性和损伤容限控制计划中的各项任务的一种一般模式的基本原则，并将从现有耐久性和损伤容限控制计划中选出几个例子来说明一般模式的要点。

* 飞行系统工程部，结构局，断裂和耐久性处航宇工程师。AIAA成员。

** 飞行系统工程部，结构局，断裂和耐久性处技术专家。

耐久性和损伤容限控制

结构在设计和试验中有完整性要求,这在美国空军飞机中已有几年历史^{1,2}。空军使用耐久性和损伤容限结构设计原理的方法是一个经过详尽研究的课题,已有很多参考资料^{3,4,5}。耐久性和损伤容限控制是在控制裂纹(或类裂纹缺陷)或裂纹扩展的原则基础上,严格执行一套设计、试验和制造要求^{2,6,7,8}。耐久性和损伤容限控制计划则是这些要求的推广和具体化。

耐久性的定义为飞机在整个设计使用寿命期间抵抗开裂、腐蚀、热退化、脱层,磨损和外来物损伤影响的能力。这是一种经济上的考虑。耐久性控制的目的是保证飞机经济寿命大于所要求的设计使用寿命,并保证不需要昂贵的维护和修理。

损伤容限的定义为飞机抵抗由于缺陷、裂纹或其它损伤存在而引起破坏的能力。损伤容限控制的目的是保证可能存在于飞行安全结构中的缺陷在设计使用期间不会扩展到能引起结构毁灭性破坏的临界尺寸,并且保证在设计使用期间剩余强度保持规定的水平。

耐久性和损伤容限控制计划提出一个强化管理方法,以保证承包商的各学科的功能协调,以便能设计和生产一种耐久的和损伤容限的飞机。此外,耐久性和损伤容限控制计划还包括在设计阶段的早期完成耐久性和损伤容限折衷研究(trade studies)的要求。这些研究的目的是为了最好地选择满足结构完整性要求的结构形式和材料;为了在满足飞机性能要求的前提下尽量把重点放在减小成本/重量上。1972年开始,美空军所有新飞机和对老飞机的主要修改都要求按耐久性和损伤容限控制计划执行。凡是完成了全部耐久性和损伤容限控制程序的飞机,在试验或使用中,其主要结构都没有遇到耐久性或安全性问题。

空军空中飞行器系统采购标准和规范最近将进行重大的修改⁹。但可以预料耐久性和损伤容限控制计划将成为空军全部未来研制计划的一个完整部分。

通常耐久性和损伤容限控制计划似乎被认为是一个文件。实际上,空军现行的资料要求把它规定为两个不同的计划:一个是耐久性控制计划,另一个是损伤容限控制计划。然而,在实践过程中,又把两个计划合并成一个文件。因为每个计划所包含的大部分款项是相同的,所以有理由预料未来的研制计划,将把两个计划合并成一个文件。在本文中把两个计划作为一个文件来讨论,同时指出其中的一些差别。

耐久性和损伤容限控制概念不只限于飞机的研制。对必须进行结构设计的大部分工业部门已经发现损伤容限控制(也有称为断裂控制)大纲是有好处的。在这些工业中有诸如核、造船、铁路和桥梁等工业。事实上,美国国家航空与宇宙航行局曾用正式的断裂控制大纲保证在空间计划中贯穿结构完整性要求。参考11描述了航天飞机的断裂控制计划。

采用耐久性和损伤容限控制计划保证产品符合空军耐久性和损伤容限要求,不只限于飞机机体结构,对于诸如起落架这样的其他主要部件,典型的控制计划已经编制出来了¹²。现在正在编写的发动机结构完整性规范也将要求有耐久性和损伤容限控制计划。本文所介绍的典型计划也适用于与安全 and 耐久性密切相关的其它结构部件。唯一的不同可能在于鉴别耐久性临界部件和损伤容限临界部件的准则。

耐久性和损伤容限控制计划

耐久性和损伤容限的一般模式示于图 1 中。为了便于说明，把这个计划分成两项任务：选择临界部件和控制临界部件。每项任务又可以分成如图所示的几项子任务。对每项子任务将在下面几节中详细讨论，而对这个过程进行简单的讨论一般来说是有用的。当系统设计要求转化为一种设计，并完成分析时，就开始临界部件的选择。正式的和非正式的折衷研究继续完成，以确定最大的成本效益和最轻的重量设计。在这种设计结束之后即根据一套预先确定的准则来选择耐久性和损伤容限临界部件。至少在非正式基础上继续进行的设计折衷研究可以定出一些部件，这些部件随时可加到临界部件表中去，或者从临界部件表中删去。临界部件也可以用工程判断的办法来选择。有些部件虽然根据预定的准则不属于临界部件，但是也可以由破坏的经济后果（例如修理或更换时费用昂贵），或者使飞机失去执行任务的能力等原因来认为它们是临界部件。而那些未列入表内的部件则为常规的控制对象。

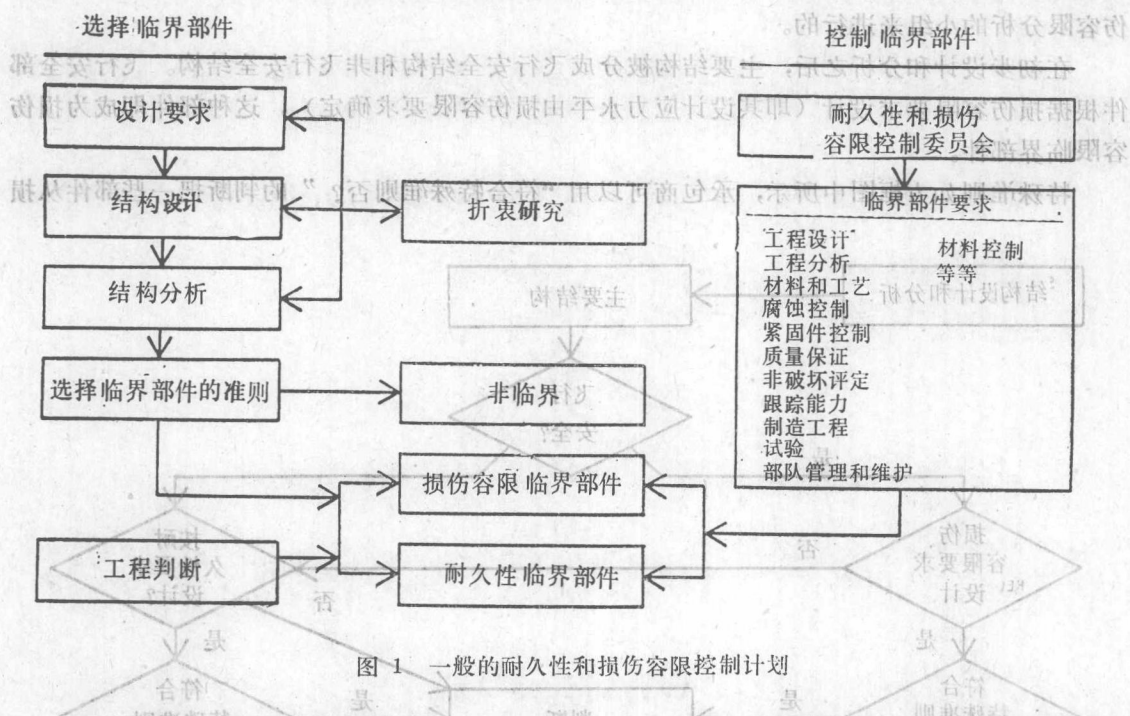


图 1 一般的耐久性和损伤容限控制计划

临界部件的控制是由耐久性和损伤容限控制委员会来实施的。委员会由公司内代表各个职能范围——工程、制造、质量控制等的人员所组成。委员会负责建立和监视对临界部件进行专门控制的机构并直接向计划经理报告情况。

耐久性和损伤容限控制程序类似于大多数公司在系统研制和制造期间正常进行的程序。然而，该程序确实采用了比正常程序更为严格的控制，同时该程序确实指导了公司职能机构之间的各学科的工作。耐久性和损伤容限控制计划已制订出来并成功地应用于最近的飞机研制计划中。空军承包商已经发现耐久性和损伤容限控制是一种有效的、合理的保证结构完整

性的方法¹³。

临界部件的选择

设计要求、结构设计、结构分析和折衷研究 这些子任务是任何研制计划中的基本内容。它们在耐久性和损伤容限控制计划中的作用是提供用具体的耐久性和损伤容限控制程序进行分析的结构原始资料（临界部件清单）。在一般情况下，在耐久性和损伤容限控制计划中只有这些子任务所需的一般参考资料，而要用的具体细节则刊在其他原始资料，诸如设计准则报、耐久性分析报告、损伤容限分析报告等资料中。为了平衡设计、材料选择和重量，以达到成本有效的设计，在整个工程发展过程中要进行折衷研究。虽然折衷研究没有形象地（用图）说明，但是它们进行时要用到耐久性和损伤容限控制计划所要求的知识，在最近的计划中已坚决要求进行折衷研究，有理由预期折衷研究将成为未来计划的一部分。

临界部件选择的准则 选择耐久性和损伤容限临界部件的一般方法示于图 2 中。选择耐久性临界部件所用的特种准则和选择损伤容限临界部件所用的特种准则是不同的。然而这两种过程是类似的。总的来说，制订选择临界部件的准则和选择临界部件是由负责耐久性和损伤容限分析的小组来进行的。

在初步设计和分析之后，主要结构被分成飞行安全结构和非飞行安全结构。飞行安全部件根据损伤容限要求设计（即其设计应力水平由损伤容限要求确定），这种部件即成为损伤容限临界部件。

特殊准则如方框图中所示，承包商可以用“符合特殊准则否？”的判断把一些部件从损

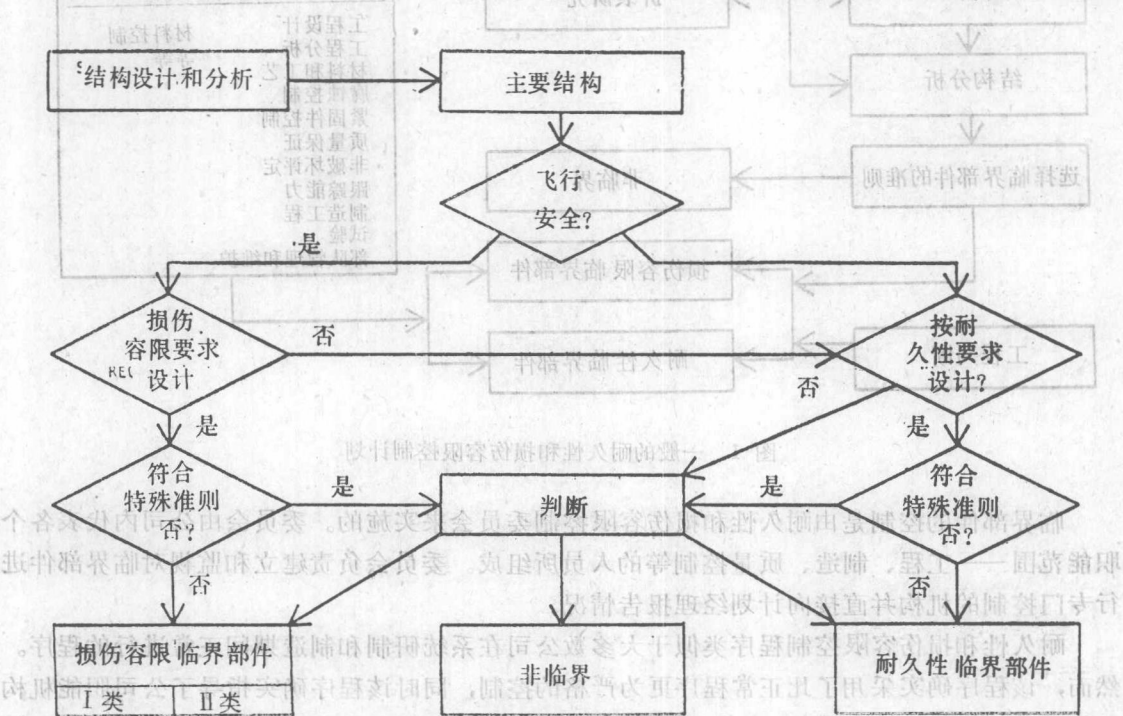


图 2 耐久性和损伤容限临界部件的选择

伤容限临界部件清单中删去。这些准则是要呈请空军批准的。已经设想制订这样的特殊准则，该准则允许按损伤容限要求设计的飞行安全部件在其裂纹扩展寿命远超过所要求的寿命时定为非临界部件。要指出：部件即使已符合特殊要求，仍然还要作一个判断决定的。

〈判断方框〉是主要结构部件能够定为非临界部件之前的最后一步。在这一步里，使用有效的工程判断可能按准则判断不属于临界部件的部件指定为临界部件。不管预计的准则如何，由经验和理性可决定对有些结构部件要实行特殊控制，这种情况在任何一个研制计划中都存在。例如在一个最近的计划中，决定把所有单载荷通道、不可检结构列入损伤容限临界部件清单中，而不管它原来是否按损伤容限要求进行设计的。其他同类型的决定也在判断方框中作的。

重要的是应指出，判断方框这一步不是从临界部件清单中删去某些部件，而只是把实际上不是临界的部件增加到清单中去，或者对非临界部件作出最后决定。对于按损伤容限要求设计而并不符合任何特殊准则的飞行安全部件则仍然保留在临界部件清单中。

损伤容限临界部件可分为两类。Ⅰ类损伤容限临界部件是按损伤容限要求设计的部件。Ⅱ类损伤容限临界部件是如果不实行损伤容限控制，则按损伤容限要求设计的部件⁸。例如，第Ⅱ类临界部件可能是需要高材料特性如断裂韧性值高的部件，这样就可避免按损伤容限要求设计（Ⅰ类）。

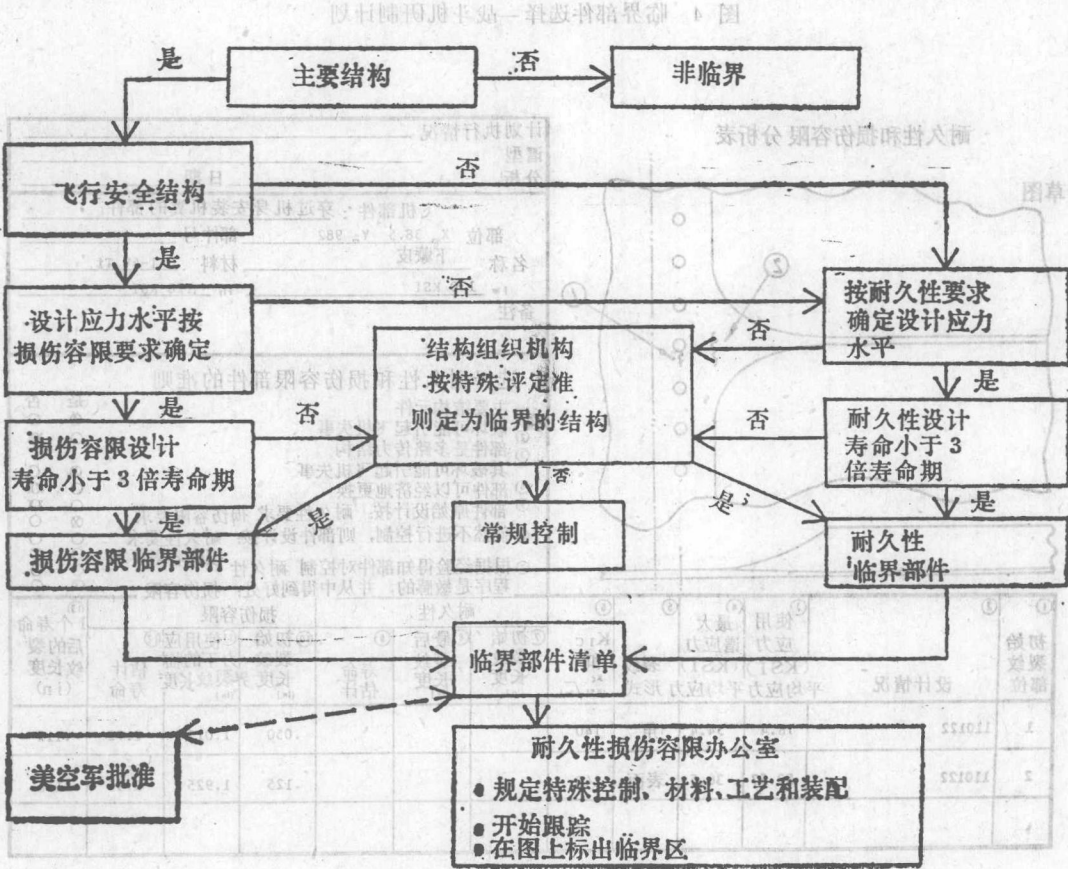


图 3 临界部件选择—运输机/加油机现代计划

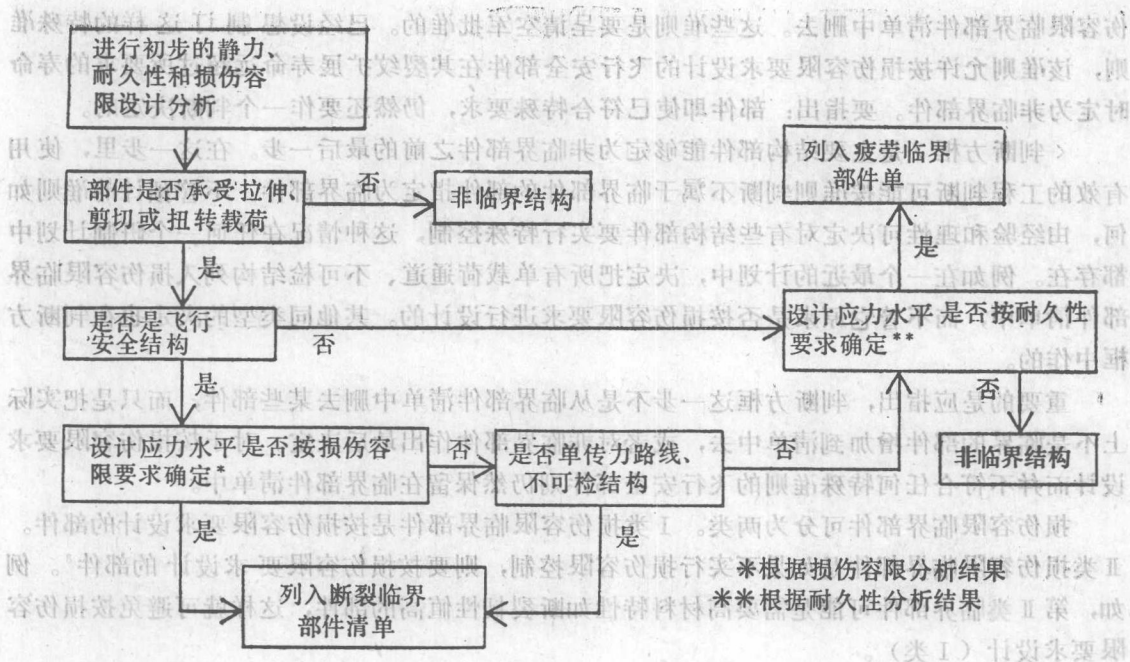


图 4 临界部件选择—战斗机研制计划

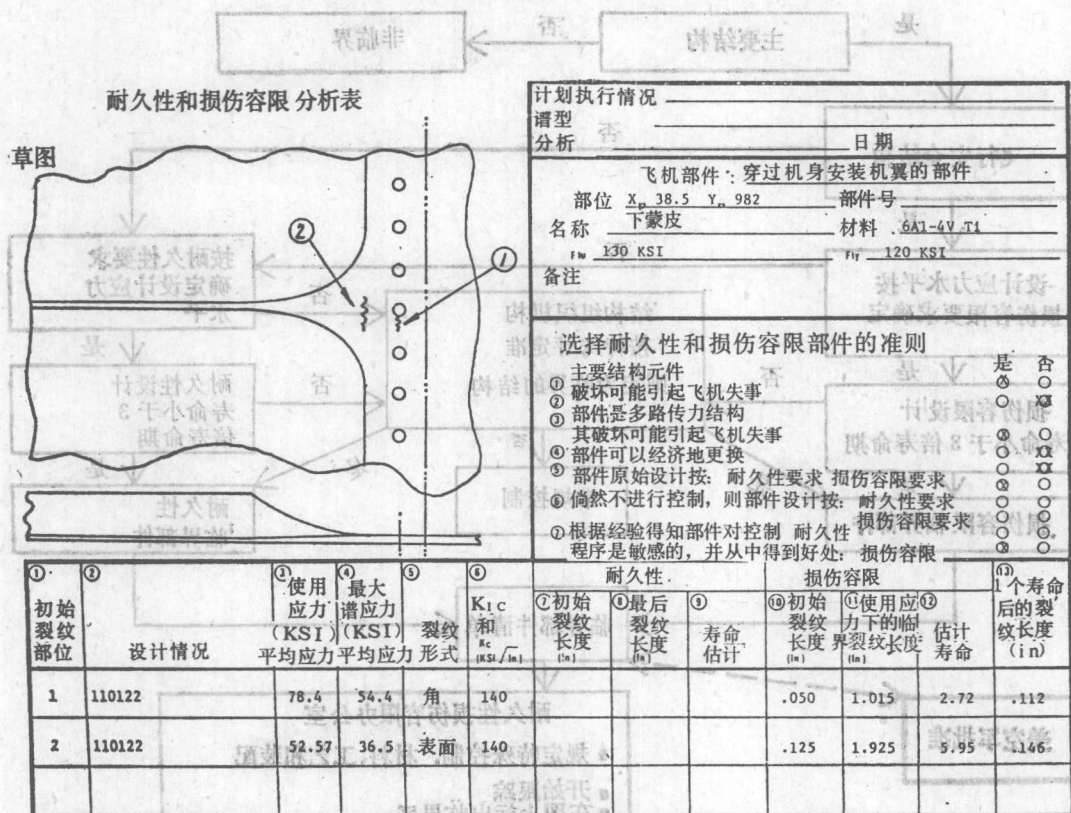


图 5 临界部件选择—轰炸机研制计划

耐久性临界部件的选择是类似的。假如部件不是飞行安全结构或不是按损伤容限要求设计,那么问题在于它是否按耐久性要求设计。如果按耐久性要求设计,那么它就成了耐久性临界部件。如果不是按耐久性要求设计,那么就要进行判断。和损伤容限临界部件一样,在这一步里也可以把其它非临界部件定为耐久性临界部件,假如经验或理性证明这个决定是正确的话。一个费用昂贵或难以更换的部件,虽然根据特殊准则应是非临界的,但在这一步里可能把它定为临界部件。

特殊准则还用来有意识地从耐久性临界部件清单中删去一些部件。与上面损伤容限临界部件中所提的方法类似,可以把按某种预计的重要性而进行保守设计的部件从临界部件清单中删去。然而,该部件仍应进行判断。

三种选择临界部件的程序示于图3、4、5中。图3根据最近的运输机/加油机的现代计划画的,图4根据战斗机研制计划画的,这两幅图所示的过程类似于图2的形式^{14、15}图5取自轰炸机研制计划,它以整体的耐久性和损伤容限分析工作表的形式表示临界部件选择的过程¹⁶。

总之,损伤容限和耐久性临界部件选择过程有两种列临界部件清单的途径。一种是使用预订的特殊准则,并且规定凡列入清单的部件都要经过适当的试验。另一种是工程判断的方法,根据经验和具体情况确定临界部件。

临界部件控制

耐久性和损伤容限控制委员会 为保证耐久性和损伤容限控制计划得以成功,承包商必须建立一个强有力的委员会以保证在结构设计和生产期间遵循计划的要求。委员会代表工程、制造和质量控制等各职能领域。委员会应有能力在临界部件从设计到最后制造整个过程中选择并实行必需的控制。应该认识到每个公司有它自己的组织机构。推荐这种或那种组织机构不是本文的目的。因为委员会必须横跨职能线实行控制,耐久性和损伤容限控制委员会主席有权横越机构矩阵的职能线,或者在公司内授给他职和权,这是绝对必要的。耐久性和损伤容限控制委员会主席的职责是保证每个职能机构执行耐久性和损伤容限控制计划的要求。委员会必须不受职能指挥线的影响,它在机构中的唯一目的是执行耐久性和损伤容限控制要求。它的责任是鉴定、执行和综合与生产耐久性和损伤容限结构有关的所有机构各自的任务和职能。一个有效的组织机构的例子示于图6中。在这个组织机构中,耐久性和损伤容限控制计划委员会主席代表计划经理当局来协调、贯彻和实施耐久性和损伤容限控制计划。委员会确定用于临界部件的特殊控制,并保证其实施。

耐久性和损伤容限控制委员会的成员应包括直接与结构设计和生产有关的所有职能领域的代表。在正常情况下,至少要包括来自结构分析、设计、材料和工艺、非破坏性评定、质量保证和制造方面的代表。代表在委员会中各自负责的职能领域内应有自己的职能。基本成员由公司自己的组织机构任命。

如图1所示,委员会不选择临界部件。正常情况下,临界部件选择由结构分析部门完成。委员会则负责选择和实施对临界部件的特殊要求和控制。实施特殊要求和控制的具体任务是在计划职能机构的正常监督和管理下完成的。

特殊控制 由委员会要求的特殊控制的目标是生产耐久性和损伤容限结构。这个目标通

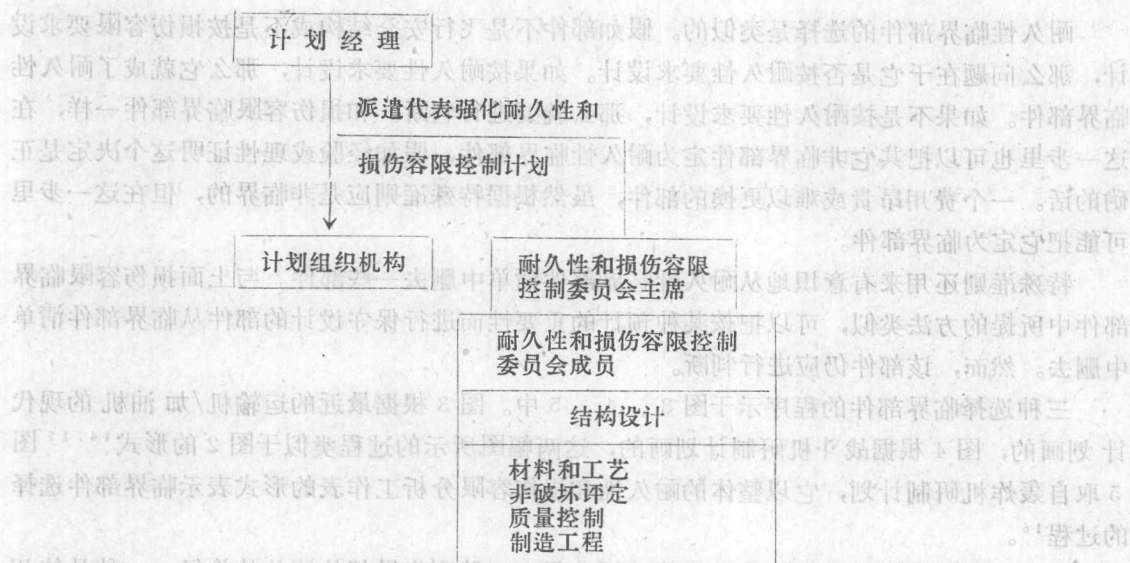


图 6 耐久性和损伤容限控制委员会组织机构

通过对材料特性和工艺、专门的无损评定、制造和装配以及质量保证等要求进行的特殊控制来达到。由于特殊要求对不同的计划和不同的部件是变化的，所以本文将不介绍具体的要求而代之以梗概地介绍为保证满足耐久性和损伤容限控制计划的要求需要完成的任务。

这里要再次强调特殊程序和任务是在负责的职能机构的常规管理组织领导下完成的。委员会要确定要求并保证职能机构遵循这些要求。落实这些要求是承包商的责任。空军唯一的任务是批准这些要求。

所有特殊控制基本上由两项委员会的任务组成：

1. 识别耐久性和损伤容限临界部件，并对每幅图纸进行控制的特殊程序。
2. 保证生产的部件和装配件的质量不低于设计所要求的的质量的特殊控制。

为了完成第一项任务，临界部件和装配件的工程图应该标明全部临界部件和部位。倘然整个工程图是非临界的，就应分区标出临界区。全部特殊工艺和检验要求也应该标明。耐久性和损伤容限控制委员会应协调用于鉴定临界部位的特殊程序，使全部职能领域清楚地了解临界部件的识别和与这一临界部件有关的要求。工程设计机构仍然负责工程图。

耐久性和损伤容限控制委员会的第二项主要任务应该是鉴定临界部件清单中每一个部件的特殊材料采购、制造工艺、非破坏评定、工艺控制、腐蚀控制和质量控制要求。由于部件特性而需要的地方，也应建立跟踪要求。这些特殊控制是要由空军批准的。为了监控子承包商、卖主和供应厂商对临界部件的控制，主承包商的计划也是特别需要的。

为满足耐久性和损伤容限控制要求而采用的所有专门提高抗疲劳能力的工艺诸如喷丸、冷作、应力压印和使用特种抗疲劳紧固件等应包括在耐久性和损伤容限控制计划中。使用这些技术的设备和检验标准应由委员会控制。

为了保证临界部件符合要求，可能需要制订特种材料采购或制造工艺的规范。一般情况下，第二类临界部件要求控制材料特性，如断裂韧性、裂纹扩展率等。过去，为了实现这一要求需要制订特殊的材料采购规范。然而，最近由于耐久性和损伤容限要求，铝合金协会已针对大多数用于航宇工业的常规的高强度铝合金研制出控制韧性型的材料¹⁷。例如在2024铝板

中就有2124铝板,7075铝板中就有7175铝板等等。对于钛合金和合金钢,也有控制断裂特性的特殊材料工艺。

对那些在承包商或子承包商的车间中进行加工或制造而可能降低设计或材料特性的临界部件可以施加可跟踪性要求。对于所要求的每一道工序都应规定可跟踪性要求。可跟踪性要求将随着结构形式、材料、工艺和装配顺序的不同而变化。可跟踪性要求部件应该系列化,同时要求保存部件在整个加工过程中的历史。可跟踪性也可以包括对从部件/库存中抽出来的用于将来试验的试件的要求。

空军损伤容限规范规定了在设计中必须假设的初始缺陷尺寸⁸。当设计所用的初始缺陷假设小于规范所规定时,则必须实行一项非破坏评定验证大纲。该非破坏评定验证大纲是耐久性和损伤容限控制计划的一个组成部分。制造检验要求和程序必须根据该验证大纲制定,并且必须遵守空军非破坏评定规范¹⁸。

防腐是耐久性和损伤容限控制的一个整体部分。腐蚀坑可能是裂纹起始的场所。现行的空军规范要求有一项腐蚀预防和控制计划¹⁹。腐蚀控制计划的这些要求施加于整个结构,包括所有的临界部件。

控制大纲的最重要的子任务可能是为临界部件研究制定专门的质量保证技术,并付诸实施。质量保证局要给出最后的证明,证明临界部件已经满足施加于它的全部特殊控制要求。以任何方法发现不符合要求的任何临界部件都必须交回给耐久性和损伤容限控制委员会进行最后处理。在正常情况下,确定不符合要求的部件是否可以挽救,结构分析典型的输入是最重要的。在处理一个不符合要求的部件中,控制委员会必须协调全部职能领域的输入。因为耐久性和损伤容限控制的唯一任务是保证所有临界部件都全部满足严格的要求,因此不削弱耐久性和损伤容限控制的基本要求是挽救不符合要求部件时主要应保证的。

耐久性和损伤容限控制计划的组织机构

介绍一种通用的耐久性和损伤容限控制计划是困难的,因为各个承包商在组织机构和所用的方法上是不同的,同时系统也是不同的。这里介绍的一般模式不打算作为一个规范,而是作为一种指南。任何耐久性和损伤容限控制计划的批准是有关的计划办公室应有的责任。

在最近研制的计划中耐久性和损伤容限控制计划已有许多不同的形式^{14, 15, 20}。总的来说,都可能由以下四项主要内容组成:

- I. 引言
- II. 机构和实施
- III. 临界部件选择
- IV. 任务和责任

I. 引言

A. 目的。说明目的以及要完成的任务

B. 范围。规定该计划要控制的系统、子系统或特殊结构的装配。也应指出,主要职能机构将受到这个计划中设计、分析、试验、质量保证、制造等要求的影响。

C. 要求。包含要满足的耐久性和损伤容限要求,或要满足的耐久性和损伤容限要求的原

始参考资料。对于典型的情况,详细要求(初始陷尺寸、检查间隔等)就是相应军用规范中规定的要求^{2, 6, 8}。一般要求,如使用寿命是由订货部门规定。设计、分析和为了支持耐久性和损伤容限工作而采用的验证方法与结果应该在这里提及。它们包括:设计准则报告、折衷研究、损伤容限分析报告、耐久性分析报告、耐久性和损伤容限试验计划/程序/报告、材料特性原始资料/试验等。

II. 组织机构和实施

- A. 耐久性和损伤容限控制委员会。确定该委员会的组织机构和职能。
- B. 程序/规程/标准做法。确定与公司标准做法的任何关系,或确定公司标准做法的使用。在某些情况下,承包商制定了新的规程来实施全部或部分耐久性损伤容限控制。
- C. 工程图。详述工程图对于耐久性和损伤容限控制的用途。工程图可能是传达必需的控制程序的主要手段。
- D. 一般职责。概括主要机构的基本职责。这些机构有工程、质量保证和制造。具体的任务包括在第IV项,任务和职责中。

III. 临界部件选择

- A. 选择临界部件。一般用一个流程图来描述选择临界部件的程序。
- B. 损伤容限临界部件。在一般情况下,往往规定对损伤容限临界部件应该做些什么,应该由谁来进行选择等等。
- C. 耐久性临界部件。在一般情况下,往往规定对耐久性临界部件应该做些什么,应该由谁往进行选择等等。

IV. 任务和职责。此标题下的细目包括任何受耐久性和损伤容限控制影响的职能组。这些职能组可能包括但不限于下列各组:

- A. 工程设计
- B. 工程分析
- C. 材料和工艺
- D. 腐蚀控制
- E. 紧固件控制
- F. 质量保证
- G. 非破坏评定
- H. 可跟踪性
- I. 制造工程
- J. 试验
- K. 部队管理和维护
- L. 材料控制
- 等等。

每项细目或职能应规定全部具体任务,每个职能的责任组需实现耐久性和损伤容限控制。

每项细目或职能应规定全部具体任务,每个职能的责任组需实现耐久性和损伤容限控制。

小 结

耐久性和损伤容限控制计划保证满足对耐久性和损伤容限飞机的全部要求。实行过耐久性和损伤容限控制计划的承包商已发现所导出的这个计划是系统研制中的一个可行的有效部分。由于耐久性和损伤容限计划提供了彼此的程序和问题,使之互相了解,所以加强了各职能组之间的合作和了解。耐久性和损伤容限控制可能成为其它结构系统的一个有建设性的部分。

参 考 资 料

1. Wells, H.M. and Kind, T.T., "Air Force Aircraft Structural Integrity Requirements," Technical Report ASD TR-66-57, Wright-Patterson Air Force Base Ohio January 1968.
2. Department of the Air Force, "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements," Military Standard MIL-STD-1530A, December 1975.
3. Coffin, M.D. and Tiffany, C.F., "New Air Force Requirements for Structural Safety, Durability, and Life Management," AIAA Journal of Aircraft, Volume 13, No.2, February 1976.
4. Wood, H.A., "Structural Integrity Technology for Aerospace Applications," Structural Integrity Technology, ASME, 1979.
5. Wood, H.A. and Engle, R.M., Jr. "USAF Damage Tolerant Design Handbook: Guidelines for the Analysis and Design of Damage Tolerant Aircraft," Technical Report AFFDL TR-79-3021, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, March 1979.
6. Department of the Air Force, "Airplane Durability Design Requirements," Military Specification MIL-A-8866B, August 1975.
7. Department of the Air Force, "Airplane Strength and Rigidity Ground Tests," Military Specification MIL-A-8867B, August 1975.
8. Department of the Air Force, "Airplane Damage Tolerance Requirements," Military Specification MIL-A-83444, July 1974.
9. Department of the Air Force, "Aircraft Structure, General specification for," Military Specification MIL-PRIME, to be published.
10. Gallagher, J.P. and Crooker, T.W. (eds.), Structural Integrity Technology, ASME, 1979.
11. National Aeronautical Space Administration, "Space Shuttle Orbiter Fracture Control plan," Contractor Report CR-136554, 1973.
12. Dill, H.D. and Saff, C.R., "Environment Load Interaction Effects on Crack Growth," Technical Report AFFDL TR-78-137, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, November 1978.
13. Buntin, W.D., "Durability and Safety in the F-16 Airframe," Structural Integrity Technology, ASME, 1979.
14. The Boeing Company, "Durability and Damage Tolerance Control Plan for the KC-135 RE Program (ECP 458)," Boeing Report No. 458-40021-1, March 1980.
15. General Dynamics Corporation, "Fatigue and Fracture Control Plan for Air Combat

Fighter System 2185 (F-16A and F-16B), "General Dynamics Corporation Report No. 16pp159A, February 1976.

16. Rockwell International, "B-1B Durability and Damage Tolerance Control Plan," to be Published.

17. The Aluminum Association Inc., "The Aluminum Association Position on Fracture Toughness Requirements and Quality Control Testing," Document T-5, March 1978.

18. Department of the Air Force, "Inspection Program Requirements, Non-Destructive for Aircraft and Missile Materials and Parts," Military Specification MIL-I-6870E, August 1979.

19. Department of the Air Force, "Materials and Processes for Corrosion Prevention and Control in Aerospace Weapons Systems," Military Standard MIL-STD-1568A, October 1979.

20. Lockheed-Georgia Company, "C-5A Wing Modification Program--Fracture and Fatigue Control Plan," Lockheed Georgia Company Report No. LG76ER0066, May 1976.

(仇仲翼译自《AIAA82-632-82-772》，倪惠玲校)

3. Coffin, M.D. and Tilly, C.F., "New Air Force Requirements for Structural Safety, Durability, and Life Management," AIAA Journal of Aircraft, Volume 18, No. 2, February 1976.

4. Wood, H.A., "Structural Integrity Technology for Aerospace Applications," Structural Integrity Technology, ASME, 1979.

5. Wood, H.A. and Engle, R.M., Jr., "USAF Damage Tolerant Design Handbook, Guidelines for the Analysis and Design of Damage Tolerant Aircraft," Technical Report AFDD-TR-78-3021, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, March 1979.

6. Department of the Air Force, "Airplane Durability Design Requirements," Military Specification MIL-A-8868B, August 1975.

7. Department of the Air Force, "Airplane Strength and Rigidity Ground Tests," Military Specification MIL-A-8867B, August 1975.

8. Department of the Air Force, "Airplane Damage Tolerance Requirements," Military Specification MIL-A-8344A, July 1974.

9. Department of the Air Force, "Aircraft Structure, General Specification for," Military Specification MIL-PRIME, to be published.

10. Gallagher, J.P. and Crooker, T.W. (eds.), "Structural Integrity Technology," ASME, 1979.

11. National Aeronautics and Space Administration, "Space Shuttle Orbiter External Control Plan," Contractor Report CR-136554, 1973.

12. Dill, H.D. and Sall, C.R., "Environment Load Interaction Effects on Crack Growth," Technical Report AFDD-TR-78-137, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, November 1978.

13. Buntin, W.D., "Durability and Safety in the F-16 Airframe," Structural Integrity Technology, ASME, 1979.

14. The Boeing Company, "Durability and Damage Tolerance Control Plan for the KC-135 RE Program (ECP 488)," Boeing Report No. 458-40021-1, March 1980.

15. General Dynamics Corporation, "Fatigue and Fracture Control Plan for Air Combat

疲劳和损伤容限在英国 军用适航性要求修订中的进展

英国皇家航空研究院 R.D.J. Maxwell,

A.W. Cardrick

摘 要

由于改进飞机金属结构疲劳损伤容限的需要和高性能纤维复合材料的引入促使我们对英国军用飞机结构的适航性要求进行重点回顾。在今后几年中将有机会统一飞机和直升机至今尚各自独立的程序，同时将有机会用统一的方法来处理所有结构材料。

本文简要地介绍英国在发展疲劳和损伤容限新要求中已经达到的阶段。

1. 引言

英国判断军用飞机安全的疲劳要求有一个明确的规定¹。由疲劳引起的事故率为各种原因引起的总事故率的1%。这一百分数是低的，它是考虑到当可能发生的灾祸不是由空勤人员操纵失误引起的时，就会有空勤人员对飞机的安全失去信任的危险这一因素的。广义地说，这个数字和英国在飞机寿命期间由疲劳引起破坏的概率不大于1000分之—的设计目标是—致的。

在英国，我们认为我们的目标是降低维持这个安全水平所需的费用最近有篇评论文章²指出，一架军用飞机的结构维护和修理费用可能约等于整个寿命循环成本的30%——约相当于生产三架飞机的成本。虽然30%这个数字包括了影响安全之外的一些项目，但它仍然是衡量安全问题及其影响的一个尺度，因为即使在疲劳要求方面作出一些小的改进也会使使用成本降低。

在第2节中我们企图阐明引起过早疲劳开裂和维护成本高的主要原因。明确了这个问题之后，在第3节中我们考查了我们的解决方案与美国空军损伤容限要求MIL-A-83444共同的程度。我们勉强也得出结论，由于所用原理的根本不同和验证是否符合要求的困难，迫使我们不采用MIL-A-83444。在第4、5节中简述了我们对所选用的一种原理的看法。这种原理保留和完善了我们的安全寿命程序，并用附加的要求补充这个程序以改善事故中的损伤容限，这些事故是由于不管什么原因而过早发生的损伤。我们的目的是把材料用到它们最有效的部位，并保证在设计阶段即认清哪些材料的损伤扩展特性和剩余强度特性不符合要求，对这些材料只有在采取了特殊的预防措施之后才能予以采用。

对于所有影响结构完整性的部件，我们要达到的主要目标为：

(I) 选择疲劳特性和损伤容限特性良好的材料；

(II) 有可靠的安全寿命（裂纹成长为起作用的裂纹长度时的寿命）；