



先进复合材料技术丛书

杨乃宾 梁 伟 编著

飞机复合材料结构 适航符合性证明概论

ESSENTIALS OF PROOF
OF COMPOSITE AIRCRAFT STRUCTURES



航空工业出版社



飞机复合材料结构 适航符合性证明概论

杨乃宾 梁 伟 编著

航空工业出版社

内 容 提 要

本书对民用飞机复合材料结构适航要求符合性进行了证明,依据《中国民用航空规章》第25部(CCAR-25-R4)(兼顾第23部、第27部和第29部)和美国联邦航空局(FAA)AC20-107B《复合材料飞机结构》,在对复合材料固有特性带来的适航审定新问题进行分析的基础上,领会AC20-107B技术内涵,全面综合分析章节技术关联,结合国外飞机制造商在大型民用飞机复合材料结构设计、制造、验证,以及使用、维修方面的成果和经验,对飞机复合材料结构,材料和制造研发,结构符合性证明(静力、疲劳和损伤容限、颤振和其他气动弹性不稳定性)和持续适航,以及三个专题(耐撞损性,防火、可燃性和热问题,闪电防护)等进行较为系统的论述,并列出了大型民用飞机结构符合性验证试验典型范例以供参考。论述也注重阐明复合材料与金属材料的性能差异、民用飞机与军用飞机的适航要求差异,以突出民用飞机复合材料结构合格审定特点。

全书内容力求概念清楚、科学严谨、深入浅出、实用可行,以反映民用飞机复合材料结构符合性证明方法的最新进展。阅读本书需具备飞机结构设计和复合材料方面的基础知识。

本书旨在系统阐述大型民用飞机复合材料(以碳纤维聚合物基复合材料为代表)的结构适航要求符合性证明,可供航空工业飞机适航审定人员,设计、材料、制造和维修保障人员,以及其他相关工程技术人员和研究人员参考,也可作为高等院校相关专业的教学参考书或教材使用。

图书在版编目(CIP)数据

飞机复合材料结构适航符合性证明概论/杨乃宾,
梁伟编著. --北京:航空工业出版社,2015.1

(先进复合材料技术丛书)

ISBN 978-7-5165-0402-4

I. ①飞… II. ①杨…②梁… III. ①民用飞机-复
合材料结构-适航性-研究 IV. ①V257

中国版本图书馆CIP数据核字(2014)第292418号

飞机复合材料结构适航符合性证明概论

Feiji Fuhecailiao Jiegou Shihang Fuhexing Zhengming Gailun

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑2号院 100012)

发行部电话:010-84936597 010-84936343

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2015年1月第1版

2015年1月第1次印刷

开本:787×1092 1/16

印张:18.75

字数:480千字

印数:1—2000

定价:70.00元

前 言

飞机适航性是航空器能在预期的使用环境中安全飞行（包括起飞和着陆）的固有品质。这种品质是基于良好的设计特性，并通过合适的维修而得到持续的保持。适航要求是航空史上飞行事故换来的经验教训结晶，适航性是航空器必须具有的属性之一。民用航空适航管理模式在国际上通行，且与航空规章要求一致，已成为国际惯例。20世纪80年代后期，美国军方最先提出了军用飞机适航性的概念，用民用航空器适航管理提高军用航空器的安全水平。到20世纪90年代中后期，军用飞机适航性的概念基本成熟，并在大型运输机（如C-17）上得到成功应用。现代军用飞机按照适航理念进行设计和审定，使其安全运行特性得到进一步提高，应用也得到拓展。而注意到民用飞机与军用飞机两者适航要求的差异是十分重要的。

机体是飞机的躯干，是实现飞机承载和其他功能的主体。民用飞机适航要求符合性是飞机运营安全性的最低要求，机体结构必须满足上述相关的适航要求。

复合材料以碳纤维增强聚合物（树脂）基体为代表，经历了半个多世纪的研发和工程应用，特别是在飞机结构上的大量应用，现已成为大型民用飞机主结构材料之一，从而结束了铝合金作为飞机机体结构材料的垄断地位。飞机复合材料结构符合性证明作为型号合格审定的一部分而备受关注，为此，作者构思撰写《飞机复合材料结构适航符合性证明概论》对其进行专题阐述。

本书依据《中国民用航空规章》第25部《运输类飞机适航标准》（CCAR-25-R4），兼顾第23部，第27部和第29部，也对美国联邦航空局（FAA）《咨询通告》AC20-107B《复合材料飞机结构》进行了参考，在对复合材料固有特性带来的适航审定新问题进行分析的基础上，领会AC20-107B技术内涵，全面综合分析章节技术关联，结合国外飞机制造商在大型民用飞机复合材料结构设计、制造、验证和使用、维修方面的成果和经验，对飞机复合材料结构，材料和制造研发，结构符合性证明（静力、疲劳和损伤容限、颤振和其他气动弹性不稳定性）和持续适航以及3个专题（耐撞损性，防火、可燃性和热问题，闪电防护）等进行较为全面系统的论述，并列举了大型民用飞机结构适航要求符合性验证试验典型范例以供参考。

美国联邦航空局于2009年9月8日颁布的《咨询通告》AC20-107B《复合材料飞机结构》是AC20-107A的完善和发展，收集、总结了近25年来碳纤维增强聚合物基复合材料的研发和使用经验，反映了相关技术的最新进展，内容涵盖了复合材料结构应用的所有方面，而且可操作实施。本书编写过程中把翻译AC20-107B作为一个学习、理解民用航空规章（适航规章）要求符合性证明及国外复合材料使用经验和先进技术的过程，翻译时逐字逐句推敲，9次修改译文以正确理解和表达咨询通告的技术内涵，并采用《中国民用航空规章》CCAR-25-R4的用语表述，以有助于对其正确理解和执行。译文附后，供参考。

本书编撰历经数载，几易书稿，推敲求真，更新补漏，力求完善。民用航空适航理念和总则的学习、形成和建立对本书编撰至关重要。这是一个由军用飞机设计理念向民用飞机适航理念转变的艰难过程，为此，我们付出了高昂的代价。本书遵守民用航空规章（适航规章），论述用语规范，以建立知识平台。充分认识复合材料固有特性（内在技术制备材料、性能可设计、对湿/热环境及冲击敏感、层间强度薄弱等）与金属材料性能差异带来的合格审定新问题，依据《中国民用航空规章》第 25 部（CCAR-25-R4）要求阐明符合性证明方法，形成编撰本书的坚实基础，也体现出了本书的编撰特点。

本书内容首先阐明民用航空适航理念和复合材料结构型号合格审定总则，以统一认知，取得共识。按 AC 20-107B 的技术体系编排，条理清楚、层次分明，便于阅读和应用。增加阐明民用飞机适航要求特点，以破坏条件定义飞机破坏级别，以及适航规章要求的安全水平、民用飞机结构完整性、复合材料结构设计准则要求和避免灾难性破坏的设计考虑和符合性证明等项内容，突出了本书民用飞机复合材料结构符合性证明的特色和新的重要认知。

对大型民用飞机复合材料应用的热点话题展开论述是本书另一个特点。热点话题涉及：材料和制造工艺合格鉴定、稳定性评价方法、变更等同性评定、结构胶结；许用值和设计值、“积木式”方法、自然环境（湿/热）和应力环境（重复加载，高频次起降飞行循环）影响以及长寿命使用期（20~30 年）内的材料性能退化；缺陷/损伤，特别是胶结结构开胶情况损伤容限设计，以及气动弹性（剪裁设计和非结构因素影响）问题等。

本书增加了飞机结构复合材料应用认知要点和术语，以利于信息交流和便于阅读。

全书内容力求概念清楚、科学严谨、深入浅出、实用可行，与 CCAR-25-R4《运输类飞机适航标准》一致，反映民用飞机复合材料结构适航要求符合性证明的最新进展。阅读本书需具备飞机结构设计和复合材料方面的基础知识。

本书是一部旨在全面系统阐述大型民用飞机复合材料（以碳纤维聚合物基复合材料为代表）结构符合性证明的编著。可供航空工业飞机适航审定人员，设计、材料、制造和维修保障人员，以及其他相关工程技术人员和研究人员参考，也可作为高等院校相关专业的教学参考书或教材使用。

本书的编撰得到了国内著名复合材料专家钟至人研究员的指导和友情相助，以及柳作宇及李岩、刘杰、孟凡力、贾大炜等给予的真诚合力支持，在此深表感谢。向所有关心、支持、帮助我们的专家、学者和工作人员表示感谢。向参与图文整理和录入工作的研究生刘宇峰、贺昱、吴龙、苏小虎等表示感谢。

由于水平和资料所限，错谬之处在所难免，敬请指正！

杨乃宾 梁 伟

2014.5

目 录

第 1 章 适航概念和合格审定	(1)
1.1 适航性与飞行安全	(1)
1.1.1 适航性的提出和品质特征	(1)
1.1.2 适航要求的安全水平	(2)
1.1.3 民用飞机与军用飞机适航要求差异	(5)
1.2 适航规章和型号合格审定	(7)
1.2.1 适航规章	(7)
1.2.2 型号合格审定	(7)
1.3 符合性验证方法	(11)
1.3.1 符合性验证方法概述	(11)
1.3.2 符合性方法实施要点	(12)
1.4 适航管理及各方责任	(13)
1.4.1 适航管理主要内容和特点	(13)
1.4.2 保障飞行安全相关各方责任	(14)
1.4.3 设计保证系统	(15)
第 2 章 复合材料结构符合性证明总则	(16)
2.1 复合材料结构符合性证明依据	(16)
2.2 复合材料结构符合性证明中的新问题	(16)
2.2.1 结构复合材料固有特性和力学性能表征	(16)
2.2.2 复合材料结构应用特殊考虑	(19)
2.2.3 复合材料结构合格审定中的新问题	(20)
2.3 AC 20 - 107B 技术内容体系分析	(21)
2.3.1 民用飞机复合材料结构 30 多年应用结晶	(21)
2.3.2 AC 20 - 107A 的更新/更改	(24)
2.3.3 AC 20 - 107B 技术内容体系分析	(25)
2.3.4 适用的符合性方法	(26)
2.4 《咨询通告》AC 20 - 107B 目的和总则的修订	(27)
2.4.1 《咨询通告》对目的的进一步明确	(27)
2.4.2 总则 (§5) 修订内容	(27)
2.5 复合材料飞机结构设计准则	(29)
2.5.1 民用飞机结构完整性	(29)
2.5.2 复合材料飞机结构设计准则	(30)
2.5.3 避免灾难性破坏的设计考虑和符合性证明	(35)

第3章 材料和制造研发	(38)
3.1 民机用复合材料	(38)
3.1.1 民机用复合材料研发	(38)
3.1.2 民机用复合材料性能指标要求	(39)
3.1.3 民机用复合材料现状	(41)
3.2 材料和制造研发的目的、依据规章和基本程序	(42)
3.2.1 材料和制造研发的目的	(42)
3.2.2 材料和制造研发依据规章	(42)
3.2.3 材料和制造研发基本程序	(42)
3.3 材料和制造工艺内容分析	(43)
3.3.1 材料和制造方法条款中复合材料应用	(43)
3.3.2 材料和工艺控制内容分析	(44)
3.3.3 制造实施内容分析	(46)
3.4 复合材料和工艺合格鉴定	(46)
3.4.1 复合材料和工艺合格鉴定目的和要求	(46)
3.4.2 复合材料和工艺合格鉴定程序	(47)
3.4.3 材料合格鉴定数据	(49)
3.4.4 材料鉴定和性能等同指南——建立共享数据库	(50)
3.5 材料规范和工艺规范	(51)
3.5.1 材料规范和材料质量控制	(51)
3.5.2 工艺规范和工艺质量控制	(53)
3.5.3 制造固化工艺与材料固化工艺一致性分析	(55)
3.5.4 复合材料结构质量保证	(57)
3.6 材料性能稳定性评价方法	(59)
3.6.1 材料性能稳定性定义和评价指导	(59)
3.6.2 材料性能稳定性评价准则	(60)
3.6.3 材料性能稳定性保证体系——评价基础	(64)
3.6.4 材料性能稳定性评价程序	(65)
3.6.5 材料性能稳定性综合评价	(65)
3.7 复合材料和/或工艺变更等同性评定	(67)
3.7.1 变更等同性评定目标	(67)
3.7.2 材料和/或工艺变更的分类	(68)
3.7.3 变更的合格鉴定和结构证实要求	(70)
3.7.4 变更证实的符合性原理	(72)
3.7.5 变更证实试验	(73)
3.7.6 变更等同性评定小结	(74)
3.8 结构胶结	(75)
3.8.1 结构胶结工艺技术特点	(75)

3.8.2	结构胶结工艺合格鉴定	(76)
3.8.3	结构胶结的质量控制	(78)
3.8.4	结构胶结符合性证明	(79)
3.8.5	胶层失效的处理措施	(79)
3.8.6	结构胶结推广应用技术途径	(79)
3.9	环境考虑	(80)
3.9.1	环境设计准则	(80)
3.9.2	环境因素的结构设计考虑	(80)
3.9.3	环境因素的结构应力分析考虑	(81)
3.10	结构保护	(81)
3.10.1	结构保护条款	(81)
3.10.2	结构保护实施	(81)
第4章	结构符合性证明——静力	(83)
4.1	复合材料结构设计特点与静强度评定要求	(83)
4.1.1	复合材料结构设计特点	(83)
4.1.2	结构静强度评定要求	(83)
4.1.3	结构静强度符合性证明特点	(83)
4.2	“积木式”方法	(84)
4.2.1	“积木式”方法基本原理	(84)
4.2.2	“积木式”方法复合材料结构研制的应用	(85)
4.2.3	“积木式”方法实施要点	(89)
4.2.4	“积木式”方法关键技术	(90)
4.2.5	“积木式”方法概要小结	(92)
4.3	民用飞机“积木式”验证方法应用	(93)
4.4	许用值和设计值	(95)
4.4.1	材料性能确定的依据	(95)
4.4.2	复合材料许用值和设计值的定义	(98)
4.4.3	复合材料许用值和设计值的确定	(102)
4.5	全尺寸结构静力试验	(115)
4.5.1	结构静力试验技术要点	(115)
4.5.2	静力试验件	(115)
4.5.3	静力试验对材料和工艺变异性、冲击损伤影响因素考虑	(116)
4.5.4	静力试验对重复加载与环境暴露影响考虑	(116)
4.5.5	静力试验的载荷放大系数	(117)
4.5.6	结构静强度符合性分析证明与试验证实	(117)
第5章	结构符合性证明——疲劳和损伤容限	(119)
5.1	结构疲劳和损伤容限评定依据和证实方法	(119)
5.1.1	结构疲劳和损伤容限评定依据	(119)

5.1.2	结构疲劳和损伤容限符合性证明方法选择指南	(121)
5.2	复合材料疲劳和损伤容限特性	(121)
5.2.1	复合材料疲劳特性	(121)
5.2.2	复合材料损伤容限特性	(122)
5.2.3	结构复合材料疲劳和损伤容限主要特点	(127)
5.3	复合材料结构损伤容限原理	(127)
5.3.1	损伤容限的基本要求	(127)
5.3.2	损伤容限设计准则	(128)
5.3.3	损伤容限评定技术体系	(129)
5.4	结构损伤危害性评定和损伤类别定义	(130)
5.4.1	结构损伤危害性评定要求	(130)
5.4.2	外来物冲击调查的内容和目的	(131)
5.4.3	外来物冲击环境和冲击损伤定义	(131)
5.4.4	5个损伤类别定义和结构证实要求	(138)
5.4.5	初始损伤假设和意外冲击损伤设计考虑	(140)
5.4.6	损伤结构剩余强度曲线和剩余强度要求	(143)
5.5	损伤扩展确认和检查间隔确定	(146)
5.5.1	损伤“无扩展”“缓慢扩展”和“阻止扩展”方法设计概念	(146)
5.5.2	损伤扩展特性确认	(147)
5.5.3	检查间隔确定	(148)
5.6	疲劳载荷谱编制和载荷放大或寿命分散系数	(149)
5.6.1	疲劳载荷谱编制	(149)
5.6.2	载荷放大或寿命分散系数	(150)
5.7	损伤容限验证试验	(152)
5.7.1	损伤容限验证试验方案制定要求	(152)
5.7.2	损伤容限“积木式”验证试验	(152)
5.8	复合材料结构的耐久性	(155)
5.8.1	耐久性要求和目标	(155)
5.8.2	耐久性设计考虑与疲劳失效定义	(156)
5.8.3	复合材料结构耐久性行为特点	(156)
5.8.4	耐久性分析程序	(157)
5.9	结构疲劳评定	(157)
5.10	结构损伤容限与疲劳的联合评定	(158)
5.11	疲劳和损伤容限符合性证明的证实有效期	(158)
5.11.1	背景和证实有效期定义	(158)
5.11.2	证实有效期建立依据和方法	(158)
5.11.3	复合材料结构疲劳和损伤容限符合性证明的证实有效期	(159)
5.12	结构声疲劳强度评定	(160)

5.12.1	声疲劳强度特点	(160)
5.12.2	结构声疲劳强度评定依据和证明方法	(161)
5.12.3	声载荷和声载荷谱编制	(161)
第6章	结构符合性证明——颤振和其他气动弹性不稳定性	(164)
6.1	飞机结构气动弹性稳定性适航要求	(164)
6.1.1	飞机结构气动弹性问题	(164)
6.1.2	飞机结构气动弹性稳定性适航审定依据	(168)
6.1.3	结构气动弹性稳定性设计与试验证实特点	(168)
6.2	复合材料(翼面)结构气动弹性新问题	(170)
6.2.1	复合材料气动弹性剪裁设计	(170)
6.2.2	复合材料结构气动弹性相关的关键性能影响因素分析	(172)
6.2.3	复合材料结构气动弹性实例	(172)
6.3	结构气动弹性稳定性评定	(173)
6.3.1	结构气动弹性稳定性评定方法	(173)
6.3.2	结构气动弹性稳定性评定试验	(173)
6.4	复合材料结构气动弹性分析和试验	(173)
6.4.1	复合材料结构气动弹性关键问题	(173)
6.4.2	复合材料结构气动弹性研究工作	(174)
6.4.3	复合材料翼段/舵面颤振试验	(175)
第7章	持续适航	(177)
7.1	持续适航管理和支持技术特点	(177)
7.1.1	持续适航管理目的和工作三要素	(177)
7.1.2	持续适航支持技术特点	(177)
7.1.3	持续适航文件	(178)
7.1.4	持续适航责任	(179)
7.2	持续适航依据	(179)
7.3	维修设计	(179)
7.3.1	维修程序编制(飞机维修计划)	(179)
7.3.2	结构修理手册——结构修理设计和工艺	(180)
7.3.3	异常事件损伤处置程序	(180)
7.4	复合材料结构维修设计	(181)
7.4.1	维修设计的关键问题和维修性	(181)
7.4.2	结构使用维修损伤检查	(182)
7.4.3	损伤修理要求	(182)
7.4.4	结构修理设计和工艺验证	(183)
7.5	团队合作和人员培训	(184)
7.5.1	技术人员资格要求	(184)
7.5.2	其他人员资格要求	(184)

7.5.3	团队合作和人员培训	(184)
第8章	结构符合性证明——附加考虑	(186)
8.1	结构符合性证明——耐撞损性	(186)
8.1.1	飞机结构耐撞损性定义和技术特点	(186)
8.1.2	飞机结构耐撞损性设计要求与评定	(186)
8.1.3	复合材料机身结构耐撞损性评定准则和防火安全要求	(187)
8.1.4	复合材料结构撞损的物理和力学问题	(187)
8.1.5	复合材料结构耐撞损性分析和验证试验指导	(188)
8.2	结构符合性证明——防火、可燃性和热问题	(188)
8.2.1	防火、可燃性和热问题适航要求	(188)
8.2.2	复合材料结构火灾危害处理和安全性描述	(189)
8.2.3	飞行中的火灾问题	(189)
8.2.4	复合材料结构外部防火特殊考虑	(189)
8.2.5	复合材料结构的高温曝露问题	(190)
8.3	结构符合性证明——闪电防护	(190)
8.3.1	闪电环境和闪电效应危害	(190)
8.3.2	闪电防护的适航要求和设计	(194)
8.3.3	闪电防护设计验证	(198)
8.3.4	静电及其防护	(199)
第9章	结构符合性验证试验	(200)
9.1	结构符合性验证试验	(200)
9.1.1	结构符合性证明定义	(200)
9.1.2	结构符合性验证试验特点	(200)
9.1.3	试验任务书和试验大纲	(200)
9.2	波音 777 尾翼安定面结构符合性验证试验 (波音公司范例)	(201)
9.2.1	安定面结构试验大纲	(201)
9.2.2	安定面结构试样和元件试验	(201)
9.2.3	安定面结构细节和次部件试验	(202)
9.2.4	安定面结构适航符合性验证试验	(203)
9.3	空客公司尾翼安定面结构符合性验证试验	(208)
9.3.1	A310-300 垂直尾翼安定面符合性验证试验	(208)
9.3.2	A320 垂直尾翼结构符合性验证试验 (空客公司范例)	(211)
9.3.3	A380 水平安定面符合性验证试验	(218)
9.4	波音 787 机翼结构符合性验证试验	(219)
9.4.1	预生产型复合材料机翼结构试验	(219)
9.4.2	波音 787-8 复合材料机翼结构验证试验	(221)
9.5	中央翼盒结构符合性验证试验	(223)
9.5.1	中央翼盒的功能与结构特点	(223)

9.5.2 中央翼盒（整体油箱）设计分析	(223)
9.5.3 中央翼盒（整体油箱）符合性验证试验	(224)
9.5.4 中央翼盒设计参考实例	(225)
9.6 复合材料机身结构符合性验证试验	(226)
9.6.1 机身结构复合材料应用新问题	(226)
9.6.2 机身结构两跨元件损伤壁板试验	(228)
9.6.3 机身筒段研制试验举例	(230)
9.7 波音 787 全尺寸静力和疲劳试验	(231)
9.8 空客公司 A380 型号合格审定试验（概况）	(232)
9.8.1 机体结构试验	(232)
9.8.2 飞行试验	(232)
FAA AC 20-107B 复合材料飞机结构（译文）	(234)
飞机结构复合材料应用认知要点	(267)
术语	(275)
缩略语	(283)
参考文献	(285)

第1章 适航概念和合格审定

1.1 适航性与飞行安全

1.1.1 适航性的提出和品质特征

1.1.1.1 适航性的提出

民用航空对飞机飞行首先关心的问题是飞行安全。飞机飞行从起飞、空中飞行到着陆，整个飞行过程是一种存在着潜在危险的运输过程。高空、高速飞行，有着三维飞行轨迹和恶劣的飞行外部环境条件（在巡航高度上），且燃料油箱（如中央翼盒油箱）放置于旅客身边，再加上反复无常的风、雨、雪、冰雹、闪电气象和随时可能发生的其他自然危害（如结冰、鸟撞等），以及人为因素等诸多因素都会给飞机飞行过程造成故障，甚至事故，危及乘员生命安全。面对这些潜在危险，旅客希望得到无故障的、舒适的、觉察不到危险的安全旅行。只有飞机处于高度可控的飞行安全运行状态下，公众才会有安全感，对空中飞行交通方式才会有信任。为此，世界各国成立了航空局，对民用航空拟定了适航规章和进行管理，并对民用飞机（简称民机）安全性要求进行了科学合理的等级划分。追溯航空百年来的发展史，适航性与飞行安全始终是一个主题。

1.1.1.2 适航性的品质特征

适航是适航性（Airworthiness）一词的简称，指民用航空器“适于（在空中）飞行”品质属性的专用词。民用航空器的适航性指航空器（包括其部件和子系统的整体性能和操纵特性）在预期的服役使用环境中和使用限制下，飞行的安全性和物理完整性的一种品质。这种品质要求航空器应始终处于保持符合其型号设计标准和始终处于安全运行状态，以保持乘坐飞机出行和自驾飞机飞行的人们可接受的安全水平。这种品质可以通过适当的维修而持续地保持和改进（在给定的使用寿命期内）。总之，民用航空器适航性是以预期的服役运行环境（机场、气象、航路、空中交通）和使用限制（速度、高度、重量^①、平衡）为界定条件的，保持航空器服役运行最低可接受安全水平的一种固有品质。

如上所述，适航性的要点如下：

- ① 适航性只局限于民用航空器；
- ② 适航性的最终目标是飞行中的安全性；
- ③ 适航是以预期的运行环境和使用限制为界定条件；
- ④ 适航是包括设计、制造、使用和维修，全过程要保证全寿命周期飞行安全的动态系统，必须包括型号合格审定和保持安全使用条件两个方面。也就是说，适航审定包括对飞

^① 本书“重量”即为“质量”（mass）概念，单位为 kg 或 t。

机研制方的型号合格审定和对飞机持有者的适航审查两个方面。

对民用航空器适航性的满足、符合和保持，航空器的设计、制造和使用、维修各方虽均负有责任，但设计在各方中起着主导作用，并由代表公众利益的适航当局监督管理，确保航空器适航性的持续保持，以维护公众利益。

总之，适航要求源于公众利益需求，并要保证安全（可接受的最低的安全水平）。适航的发展伴随着航空工业的发展，并促进了航空技术的发展。

1.1.2 适航要求的安全水平

1.1.2.1 飞机破坏级别定义

定义飞机破坏级别（Failure Class）的目的是依据《中国民用航空规章》第 25 部《运输类飞机适航标准》（CCAR-25-R4）及相关咨询通告给予的指导，对飞机发生的错综复杂、多种多样的破坏进行科学、合理、可行的分类划级，为飞机（包括结构）设计和安全等级划分提供技术支持。

飞机是以机体结构为躯干，配置装载有各种所需的设备及系统，可以在各种可能预期的运行条件下完成预定功能的航空器。

飞机破坏是指在各种可能预期的运行条件下，因各种破坏条件（飞机性能和/或功能下降或任何妨碍飞机继续安全飞行或着陆的条件）发生的各种飞机损坏甚至损毁。不同的破坏条件将会造成飞机发生不同的级别破坏，据此，破坏条件成为飞机破坏类别划分的关键因素。

飞机破坏级别依据对应的破坏条件，通常划分为轻微、较大、严重和灾难性 4 个破坏级别。

从安全性考虑，对飞机破坏提出了适航要求，即飞机系统与有关部件的设计，在单独考虑以及与其他系统一同考虑的情况下，必须符合下列规定：

- ①发生任何妨碍飞机继续安全飞行与着陆的失效状态的概率为极不可能；
- ②发生任何降低飞机能力或机组处理不利运行条件能力的其他失效状态的概率为不可能。

上述两项要求，实际上以失效状态规定了飞机的破坏条件及其对应的破坏级别。美国联邦航空局（FAA）《咨询通告》AC 25.1309-1A 对飞机破坏条件及其对应的破坏级别给予了补充。表 1-1 为飞机破坏级别划分，阐明了各破坏级别对应的破坏条件和适航要求对破坏发生概率的规定。

表 1-1 飞机破坏级别——破坏条件和发生概率

飞机破坏级别	破坏条件	破坏后果和可能发生的概率
轻微破坏	<ul style="list-style-type: none"> • 飞机性能或功能有所降低，改变飞行计划，启动应急程序 	<ul style="list-style-type: none"> • 无乘员伤害，但对机组工作造成不便，主要涉及机队服务管理。 • 在飞机使用寿命期内仅可能会发生若干次
较大破坏	<ul style="list-style-type: none"> • 飞机性能或功能有明显降低。 • 机组工作负荷增加、效率下降，处理不利操作能力下降 	<ul style="list-style-type: none"> • 造成乘员轻度伤害。 • 在飞机使用寿命期内较少发生，可能仅发生一次

续表 1-1

飞机破坏级别	破坏条件	破坏后果和可能发生的概率
严重破坏	<ul style="list-style-type: none"> 任何降低飞机能力或机组处理不利运行条件能力的其他失效状态 	<ul style="list-style-type: none"> 可能会造成飞机损坏和乘员伤亡的后果。 在飞机使用寿命期内失效状态发生的概率应为不可能
灾难性破坏	<ul style="list-style-type: none"> 任何妨碍飞机继续安全飞行与着陆的失效状态 	<ul style="list-style-type: none"> 往往会造成飞机损毁和多名乘员伤亡的后果。 在飞机使用寿命期内失效状态发生的概率应为极不可能

注：摘自 AC 25.1309 和 AC 25.1309-1A。

①灾难性破坏——任何妨碍飞机继续安全飞行与着陆的失效状态下发生的飞机破坏，往往会造成飞机损毁和多名乘员伤亡的后果，在飞机使用寿命期内，该失效状态发生的概率应为极不可能。

②严重破坏——任何降低飞机能力或机组处理不利运行条件能力的其他失效状态下发生的飞机破坏，也会造成飞机损坏和乘员伤亡的后果，在飞机使用寿命期内，该失效状态发生的概率应为不可能。

③轻微或较大破坏——在飞机性能或功能有所降低或降低明显，机组人员工作负荷增加、效率下降，处理不利操作能力下降的条件下发生的飞机破坏，乘员无伤害或轻度伤害，在飞机使用寿命期内可能会较少出现，仅发生若干次或1次。

飞机破坏按破坏条件划分级别，充分体现了民用飞机以安全性为第一属性的特征，并且可以进行适航要求符合性证明。

飞机发生破坏，有原因（破坏条件）也有结果（破坏后果）。既然可按破坏条件作为定义飞机破坏级别的依据，那么为什么不可以采用破坏后果来定义飞机破坏级别呢？提法看似有理，但事实上，这会将飞机破坏定义引入局限于讨论飞机损伤状态、乘员伤亡具体数据等飞行事故处理关心的善后课题上，也就是说，把飞机破坏定义引入了界限难以划清、争论不休的难以定酌的局面，而且对飞机设计而言，更是无法实施和验证的，如设计根本不能预先知道事故会伤亡几个人。因此，对飞机破坏进行定义时，必须跳出以破坏后果（飞机损毁状况、乘员伤亡人数）作为划分飞机破坏级别的误区。

1.1.2.2 安全等级

安全等级按飞行事故造成的后果和最大可能出现的概率进行对应综合分析，一般划分为轻微事故、较大事故、严重事故和灾难性事故4个等级，见表1-2。作为一般规律，事故发生的概率与其危害程度成反比，可以推断严重事故发生的概率极小，这或许是可接受的。

对安全等级，若与飞机的使用联系在一起考虑则会对事故最大可能出现的概率及其后果有进一步的理解。譬如，一架飞机使用寿命为15~20年，每年在航线飞行3000飞行小时，则每架飞机的使用寿命约为50000飞行小时。如果有200架这种飞机，则机群总使用寿命达 10^7 飞行小时。据此，与表1-2安全等级对应，可知200架飞机机群在总使用寿命期内，仅发生若干次轻微事故，至多有一次较大事故；而严重事故和灾难性事故应是不可能事件。故此，旅客、机组人员和适航管理当局三方对飞机安全有足够的信心。目前，旅客乘坐飞机关心的是航班正点率和行李不出错的愉快旅途，这正是对飞机适航安全的最高评价。

表 1-2 按影响进行的安全等级分类
(摘自《欧洲联合航空要求》(JAR))

安全等级	事故最大可能出现的概率	事故后果
轻微事故	<ul style="list-style-type: none"> 无伤害的事故为 $10^{-2} \sim 10^{-3}$ 次/飞行小时。 在飞机寿命期内可能发生若干次 	<ul style="list-style-type: none"> 使用限制: 改变例行的飞行计划, 启动应急程序 (每飞行小时小于 10^{-5} 次)。 对乘员造成不便, 但无伤害 (每飞行小时小于 10^{-5} 次)
较大事故	<ul style="list-style-type: none"> 极少出现的事故 ($10^{-5} \sim 10^{-7}$ 次/飞行小时); 即在飞机使用寿命期内发生 1 次 	<ul style="list-style-type: none"> 安全裕度明显降低。 对机组人员造成困难 (造成降低机组人员工作效率的不利条件)。 乘客轻度伤害
严重事故	<ul style="list-style-type: none"> 不可能出现的事故 ($10^{-7} \sim 10^{-9}$ 次/飞行小时)。 如对于一个机群 (如 100 架同一型号飞机) 而言, 20 年仅发生一次; 即对每架飞机而言, 2000 年才可能发生 1 次 	<ul style="list-style-type: none"> 安全裕度较大降低。 由于工作负荷和不利的的环境条件而使机组人员疲于奔命 (机组人员不可能完全或准确地完成他们的业务)。 伤害严重。 少数乘员死亡
灾难性事故	<ul style="list-style-type: none"> 极不可能出现的事故 (每飞行小时小于 10^{-9} 次)。对于飞机型号而言, 是在使用寿命期内极不可能发生的事故 	<ul style="list-style-type: none"> 多人死亡。 通常飞机完全损毁

当然, 飞机严重事故和灾难性事故还是偶有发生。事故分析表明, 事故原因是多种多样的, 有人为因素 (如违章操作), 也有不可抗拒的外界因素 (如风切变、急风雷雨等), 再有就是尚未认识的原因 (如飞机结构 20 世纪初出现的疲劳破坏事故, 60 年代末出现的断裂破坏事故)。正是飞行事故推动了飞机设计技术发展和适航研究工作的深入与航空规章的修改完善。

1.1.2.3 适航要求的安全水平

安全是无止境的, 不是一个绝对的概念。能使公众觉得乘坐飞机安全放心, 并能使飞机公司的成本效率较好, 适航当局就认为是可接受的安全水平。

20 世纪 60 年代制定适航规章时, 确定民用航空活动的安全水平应等同于人的自然意外死亡率, 比如喝水呛死、走路摔死、游泳淹死等自然意外死亡率, 即百万飞行小时发生低于一次的灾难性破坏 (俗称机毁人亡事故)。这是一个以公众的态度为主的, 公众、乘客、飞机制造商、航空运营商都能接受的安全水平。

将百万飞行小时发生低于一次的灾难性破坏确定为适航规章要求的安全水平, 表明乘坐飞机是比乘坐火车、汽车交通工具出行更为安全的出行方式, 是目前最安全的出行方式。

飞机的安全水平, 对于固定航线经常出行的乘客 (如从 A 地到 B 地, 每周往返飞行 2 次) 可接受的安全水平, 希望以发生一次灾难性破坏对应的日历年表示, 这可以说是另一种飞机安全水平理念。例如, 按军用标准设计的飞机安全水平目前是 20 年发生一次灾难性破坏, 这个标准对民用飞机当然是绝对不可接受的。若以 200 年发生一次航线飞行灾难性破坏, 这意味着乘客祖孙三代将会有一人乘机遇难, 这也是公众无法接受的。故此,

将日历年再提高一个数量级,即2000年发生一次灾难性破坏,公众、乘客自然可以接受。据此,有飞机2000年发生一次灾难性破坏的安全水平相当于适航标准百万飞行小时发生低于一次灾难性破坏的安全水平的说法。

现代民用飞机实践(设计、制造、运营、维修)所表现的安全水平,已经可以达到百万飞行小时发生0.2~0.3次灾难性破坏,相当于6000~10000日历年发生一次灾难性破坏,高于适航标准要求的最低安全水平。

1.1.3 民用飞机与军用飞机适航要求差异

民用飞机与军用飞机的适航要求有着明显差异。民用飞机面向世界市场所有用户,靠竞争占领市场,由政府(各国适航当局)代表客户(航空公司)制定航空规章,以法规性强制要求作为飞机准入市场门槛,其符合性证明必须得到局方认可,在保证安全的前提下,实现良好的经济性和舒适性。民用飞机复合材料结构主要采用FAA AC 20-107《复合材料飞机结构》(最新版本)的适用部分内容。

军用飞机则不同于民用飞机,由军方提出飞机研制战术技术要求,飞机制造商按照军用飞机规定的飞机结构与验证准则和要求进行飞机研制。权衡性能与安全性要求,由军方确定适当的适航要求。美国国防部基于美国军用标准体系,同时融合了大量适用的民用飞机适航标准,于2002年10月颁布美国国防部军用手册MIL-HDBK-516《军用航空器适航性审定准则》,适用于美国海陆空三军所有飞机。进而于2004年2月、2005年9月、2008年2月分别进行三次修订,成为MIL-HDBK-516B1,规定了美国军用飞机的适航要求。

为了深化理解,民用飞机与军用飞机研制的差异和民用运输机与军用运输机设计目标和约束条件对比分别列于表1-3和表1-4,以供参考。

表1-3 民用飞机与军用飞机研制的差异

事项	民用飞机	军用飞机
1 项目提出	市场分析,竞争世界用户市场	军方提出,预订产品
2 研制目标	<ul style="list-style-type: none"> 以型号产品成功占领市场为目标。 要求安全性、舒适性、维修性及盈利能力 	技术成功实现军方提出/规定的战术技术指标
3 研制相关人员	飞机制造商、航空公司及公众参与	国家、军方和飞机制造商
4 设计指标	<ul style="list-style-type: none"> 市场需求。 以安全性、经济性和竞争性为主 	<ul style="list-style-type: none"> 军方要求。 以战术技术指标(作战性能)为主
5 安全要求	相当于百万飞行小时(或2000年)出现一次严重事故(出现概率为 10^{-6} 次/飞行小时)	相当于1万飞行小时(或20年)出现一次严重事故(出现概率为 10^{-4} 次/飞行小时)
6 使用寿命	<ul style="list-style-type: none"> 6万~8万飞行次数。 20~30日历年 	战斗机为数千飞行次数,或数千飞行小时
7 维护维修	以型号合格证持证人的持续适航文件为主,要求良好的技术支持	以军方为主,按部队管理要求实施
8 合格审定	按照适用的适航要求,进行型号合格审定	按照军用飞机结构战术技术和规范的要求证实