

# 通用飞机抗坠撞 设计指南

张弘 魏榕祥 等编著



航空工业出版社

# 通用飞机抗坠撞设计指南

张 弘 魏榕祥 等编著

航空工业出版社

北 京

## 内 容 提 要

本书阐明了民用飞机坠撞安全性的设计理念,系统地介绍了通用飞机抗坠撞设计的基本概念、设计准则、可生存事故的坠撞设计条件,以及计算机仿真的建模技术、计算软件和计算方法,对机体结构及各系统的抗坠撞设计原则和设计方法也做了详细介绍。

本书可供从事结构抗坠撞研究人员、从事民用飞机设计的技术人员和管理人员参考使用。

### 图书在版编目(CIP)数据

通用飞机抗坠撞设计指南/张弘等编著. —北京:航空工业出版社, 2009. 4

ISBN 978-7-80243-258-1

I. 通... II. 张... III. 飞机—飞行安全—设计—指南  
IV. V328.3-62

中国版本图书馆CIP数据核字(2009)第041973号

## 通用飞机抗坠撞设计指南

Tongyong Feiji Kangzhuizhuang Sheji Zhinan

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里14号 100029)

发行部电话: 010-64815615 010-64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2009年4月第1版

2009年4月第1次印刷

开本: 787×1092 1/16

印张: 10.75 字数: 275千字

印数: 1—2000

定价: 36.00元

# 前 言

乘员安全性是民用飞机重要的设计指标之一，各国民用飞机适航条例和飞机设计规范都对此提出了具体的严格要求。事实证明，如果在飞机设计中考虑了抗坠撞性能要求，乘员的生存率将会得到很大的提高。

国外自 20 世纪 60 年代起，就对民用飞机的坠撞安全性及抗坠撞设计展开了系统、深入的研究。通过对可生存事故的调查统计和分析，确定了可生存事故及生存力包线等设计要求。通过对全尺寸飞机分段结构与整机结构的计算分析和试验研究，系统地建立了飞机结构坠撞设计准则和计算机仿真分析与试验验证方法，大大改善了现代民用飞机抗坠撞性能，提高了飞机的坠撞安全性。国内自 20 世纪 90 年代起，陆续开展了飞机结构的抗坠撞设计、分析与试验研究工作，取得了良好的效果。

为了推动和深化飞机结构的抗坠撞研究，我们收集、整理、消化了国内外关于飞机坠撞安全性和抗坠撞设计、分析、试验等方面的研究资料，结合“农林飞机抗坠撞设计技术研究”课题组的研究成果，编著了这本《通用飞机抗坠撞设计指南》（简称指南）。本《指南》共分 10 章，其中前三章介绍了飞机抗坠撞设计的基本概念、设计准则、仿真计算建模技术及计算机软件、计算方法，后七章介绍了抗坠撞设计和试验方法。本《指南》可供从事通用飞机设计的技术人员和管理人员参考使用。

本《指南》编著的单位有江西洪都航空工业集团有限责任公司、南京航空航天大学、原中国一航中国飞机强度研究所、石家庄飞机工业公司。本《指南》的编写得到了原国防科工委系统三司及原中航二集团科技部有关领导的指导和大力帮助，在此表示感谢。

由于飞机结构抗坠撞设计技术尚在不断的发展和完善之中，加上编著人员对各种专业技术知识的认识和理解有限，书中难免有不当之处，恳请读者批评指正。

编 著 者  
2008 年 10 月

# 《通用飞机抗坠撞设计指南》 编审组

主 编： 张 弘 魏榕祥

副主编： 苏开鑫 项小平

主 审： 陈国平

编 委： 张 弘 魏榕祥 苏开鑫 项小平

陈国平 何 欢 牟让科 马君峰

郝立新 郑克蒙 张 洁

# 目 录

<b>第 1 章 飞机结构抗坠撞设计概念和设计准则</b> .....	( 1 )
1.1 概述 .....	( 1 )
1.2 基本设计思想 .....	( 3 )
1.3 基本术语的定义与解释 .....	( 4 )
1.3.1 可生存事故 .....	( 4 )
1.3.2 生存力及生存力包线 .....	( 4 )
1.3.3 机体结构的抗坠撞性能 .....	( 5 )
1.3.4 可生存事故中飞机速度变化的累计频率曲线 .....	( 5 )
1.3.5 可生存事故中飞机的撞击过载 .....	( 8 )
1.3.6 人对瞬时加速度的耐受力 .....	( 10 )
1.4 坐标系与飞机姿态 .....	( 13 )
1.4.1 坐标系 .....	( 13 )
1.4.2 飞机姿态 .....	( 14 )
1.4.3 撞击时的角度定义 .....	( 15 )
1.5 坠撞载荷及相关项 .....	( 15 )
1.5.1 向前载荷 .....	( 16 )
1.5.2 向后载荷 .....	( 16 )
1.5.3 向下载荷 .....	( 16 )
1.5.4 向上载荷 .....	( 16 )
1.5.5 侧向载荷 .....	( 16 )
1.5.6 坠撞合力 .....	( 17 )
1.6 提高机体结构抗坠撞性能的措施和途径 .....	( 17 )
1.6.1 正确的设计观念 .....	( 17 )
1.6.2 一般设计要求 .....	( 17 )
<b>第 2 章 抗坠撞设计条件和状态</b> .....	( 19 )
2.1 概述 .....	( 19 )
2.2 撞击条件和坠撞状态 .....	( 21 )
2.2.1 MIL - STD - 1290 ( AV ) 标准的规定 .....	( 21 )
2.2.2 JSSG - 2010 - 7 和 MIL - STD - 1290A 的规定 .....	( 22 )
2.3 两个标准规定的主要区别 .....	( 24 )
2.4 坠撞设计条件确定的例子 .....	( 25 )

<b>第3章 抗坠撞分析方法和计算软件</b>	( 27 )
3.1 概述	( 27 )
3.2 飞行器坠撞问题的描述方法	( 27 )
3.2.1 有限元法简介	( 28 )
3.2.2 显式解法和隐式解法的一般过程	( 29 )
3.2.3 坠撞分析中几个值得注意的问题	( 31 )
3.2.4 显式有限元的发展	( 36 )
3.3 飞机坠撞对计算软件的基本要求	( 37 )
3.4 机体结构的数值模型	( 38 )
3.5 座椅的要求	( 39 )
3.6 飞机坠撞分析软件的评价和选择	( 40 )
3.6.1 目前通用的分析软件及其功能	( 40 )
3.6.2 软件对抗坠撞分析适用性评价	( 42 )
3.6.3 结构元件破坏失效模式与处理方法	( 45 )
3.7 多刚体动力学人体模型	( 47 )
3.7.1 人体模型的简化	( 47 )
3.7.2 多刚体计算程序 ATB 简介	( 48 )
3.8 模型的确认	( 49 )
3.8.1 模型确认所需的试验认证	( 49 )
3.8.2 分析结果的检验	( 50 )
3.9 一般性分析流程简介	( 51 )
3.10 小结	( 56 )
<b>第4章 机体结构抗坠撞设计</b>	( 58 )
4.1 概述	( 58 )
4.2 抗坠撞设计准则	( 58 )
4.2.1 一般要求	( 58 )
4.2.2 强度和变形	( 59 )
4.2.3 结构材料和制造工艺	( 60 )
4.3 导致乘员受伤的结构损坏类型	( 60 )
4.3.1 作用于驾驶舱结构的纵向(挤压)载荷引起的损坏	( 60 )
4.3.2 作用于机身壳体的垂直(挤压)载荷引起的损坏	( 61 )
4.3.3 作用于机身壳体的侧向(挤压)载荷引起的损坏	( 61 )
4.3.4 作用于机身壳体的横向(弯曲)载荷引起的损坏	( 61 )
4.3.5 地板结构的变形(压曲)	( 61 )
4.3.6 起落架穿透机身壳体	( 61 )
4.3.7 燃油箱的断裂	( 62 )
4.4 机身结构的抗坠撞设计	( 62 )
4.4.1 机身结构抗坠撞性能指标	( 62 )

4.4.2	坠撞时的能量关系 .....	( 63 )
4.4.3	坠撞时的动量关系 .....	( 64 )
4.4.4	改善抗坠撞性能可能采用的设计方案 .....	( 65 )
4.5	机翼与尾部结构的抗坠撞设计 .....	( 69 )
4.5.1	简要说明 .....	( 69 )
4.5.2	抗坠撞设计要求 .....	( 70 )
<b>第5章</b>	<b>起落架抗坠撞设计 .....</b>	<b>( 71 )</b>
5.1	概述 .....	( 71 )
5.2	结构抗坠撞设计的一般原则 .....	( 71 )
5.2.1	材料选择及结构的强度和刚度要求 .....	( 71 )
5.2.2	布局设计 .....	( 72 )
5.2.3	高吸能缓冲器设计 .....	( 72 )
5.3	特殊的缓冲器设计技术 .....	( 74 )
5.3.1	建立缓冲器模型 .....	( 75 )
5.3.2	计算结果 .....	( 77 )
<b>第6章</b>	<b>乘员座椅/约束系统抗坠撞设计 .....</b>	<b>( 80 )</b>
6.1	概述 .....	( 80 )
6.1.1	主要设计思想 .....	( 80 )
6.1.2	准则适用范围 .....	( 81 )
6.1.3	舒适性 .....	( 81 )
6.1.4	验收准则 .....	( 81 )
6.1.5	选择准则 .....	( 81 )
6.2	一般设计原则 .....	( 82 )
6.2.1	座椅的朝向选择 .....	( 82 )
6.2.2	座椅材料 .....	( 84 )
6.2.3	结构的连接 .....	( 84 )
6.2.4	强度分析 .....	( 87 )
6.2.5	坠撞力的衰减 .....	( 90 )
6.3	座椅强度和变形要求 .....	( 96 )
6.3.1	设计座椅时建议使用的乘员质量 .....	( 96 )
6.3.2	纵向强度和变形要求 .....	( 97 )
6.3.3	垂直方向强度和变形要求 .....	( 98 )
6.3.4	侧向强度和变形要求 .....	( 99 )
6.4	椅垫要求 .....	( 100 )
6.4.1	充填型椅垫 .....	( 100 )
6.4.2	网状椅垫 .....	( 100 )
6.5	座椅的连接件 .....	( 101 )
6.5.1	一般要求 .....	( 101 )



6.5.2	座椅部件的连接件	(101)
6.5.3	适当的连接件	(101)
6.6	结构试验要求	(101)
6.6.1	一般要求	(101)
6.6.2	要求附加试验的设计更改	(102)
6.6.3	坠撞试验装置及假人	(102)
6.6.4	座椅静力试验要求	(102)
6.6.5	动力试验	(105)
6.6.6	FAA 侧向座椅试验要求	(108)
6.7	座椅结构完整性及乘员约束确认	(108)
6.8	专业术语	(110)
<b>第7章</b>	<b>约束装置抗坠撞设计</b>	<b>(112)</b>
7.1	概述	(112)
7.1.1	专业术语	(112)
7.1.2	约束装置的验收	(113)
7.1.3	约束装置设计应考虑的因素	(113)
7.2	一般设计原则	(114)
7.2.1	材料	(114)
7.2.2	结构连接	(114)
7.2.3	束带的连接方法	(115)
7.3	乘员束带系统设计准则	(115)
7.3.1	一般要求	(115)
7.3.2	前向束带装置	(120)
7.3.3	后向束带装置	(121)
7.3.4	侧向束带装置	(121)
7.4	货物约束系统设计准则	(122)
7.4.1	概述	(122)
7.4.2	货物约束	(122)
7.5	试验准则	(125)
7.5.1	乘员束带装置试验	(125)
7.5.2	担架束带装置试验	(125)
7.5.3	货物约束系统试验	(125)
<b>第8章</b>	<b>发动机安装及燃油系统抗坠撞设计</b>	<b>(126)</b>
8.1	概述	(126)
8.2	发动机安装系统的抗坠撞设计	(126)
8.3	燃油系统抗坠撞设计	(127)
8.3.1	燃油箱	(127)
8.3.2	燃油导管	(130)

8.4 放油 .....	(130)
8.4.1 分离燃油箱系统 .....	(130)
8.4.2 小结 .....	(131)
<b>第9章 舱门/应急舱门抗坠撞设计 .....</b>	<b>(132)</b>
9.1 概述 .....	(132)
9.2 专业术语 .....	(132)
9.3 应急舱门 .....	(133)
9.3.1 舱门的尺寸 .....	(133)
9.3.2 所需应急舱门的数目 .....	(133)
9.3.3 舱门位置 .....	(135)
9.3.4 舱门的使用 .....	(136)
9.3.5 舱门通路 .....	(138)
9.4 应急照明 .....	(139)
9.4.1 人员方位照明 .....	(139)
9.4.2 释放应急舱门用的应急照明设备 .....	(140)
9.4.3 应急照明灯的电源 .....	(140)
<b>第10章 坠撞试验验证方法与试验技术 .....</b>	<b>(141)</b>
10.1 概述 .....	(141)
10.2 国内外坠撞试验简介 .....	(142)
10.3 飞机结构纵向撞击试验验证方法和技术 .....	(145)
10.3.1 纵向撞击试验说明 .....	(145)
10.3.2 纵向撞击试验方法 .....	(145)
10.3.3 农5A飞机全机纵向撞击试验方案 .....	(145)
10.4 垂直坠落地面的坠撞试验验证方法和技术 .....	(150)
10.5 坠撞试验数据与坠撞仿真分析数据的处理及相关性分析 .....	(151)
10.5.1 数据处理与评估技术 .....	(151)
10.5.2 仿真分析结果与试验结果的相关性分析评估 .....	(155)
<b>附录: CCAR 23.561 和 23.562 条款 .....</b>	<b>(157)</b>
<b>参考文献 .....</b>	<b>(160)</b>

# 第 1 章 飞机结构抗坠撞设计 概念和设计准则

## 1.1 概述

飞机的飞行事故严重地威胁着乘员的生命安全。随着科学技术的发展、适航部门审查监督的加强以及人们为避免事故发生作出的不懈努力,使当今世界民用航空的安全性已大为提高。但是事实表明,无论飞机设计和制造得多么先进、可靠,由于各种不能完全准确预测的原因(如设计、制造、维护、气象以及人为差错等),飞机的坠撞事故总是难以完全避免的。根据 1967~1972 年美国陆军旋翼机发生的多起坠撞事故的调查结果,如果能在飞机设计的最初阶段就考虑到坠撞安全性设计,那么坠撞事故中的 92.8% 都将成为可生存或部分生存的,从而可大大提高飞机坠撞后乘员的生存率。正因为如此,国内外对与飞机坠撞安全性直接有关的抗坠撞设计技术给予了高度的关注,尤其是对民用飞机开展了很多的研究工作。

美国和欧洲的一些国家很早就开展了有关飞机结构抗坠撞问题的研究,美国军方为此制定了飞机生存率设计指南和相应的结构抗坠撞设计规范,并把飞机结构的抗坠撞性能作为初始设计阶段的一项重要指标来考虑,使之成为与飞机设计的重量<sup>①</sup>、过载、疲劳寿命等等重要的关键问题。

20 世纪 70 年代美国联邦航空局 (FAA) 和美国国家航空航天局 (NASA) 在工业部门的帮助下,对小型通用航空飞机的坠撞动力特性及坠撞安全性等问题进行了大量的研究。在充分研究飞行事故数据的基础上,进一步研究了民用航空器的可生存事故的坠撞环境和乘员生存所需的条件,并进行了一系列全机分段结构和整机结构的坠撞试验。这些试验结果用于检验和修正抗坠撞分析方法和计算机程序,最终建立起确定飞机结构坠撞安全性问题的数据库,进一步为确定民用飞机设计使用的坠撞动力设计标准奠定了基础。

20 世纪 90 年代中后期,欧盟开展了“CRASHWORTHINESS”计划,该计划为验证有限元法的有效性提供了完整的机身盒段坠撞试验数据。Aerospatiale Matra Airbus 参与了由欧盟基金赞助的 CRASURV 研究计划,又名“坠撞可生存设计”,他们在复合材料机身盒段的抗

---

<sup>①</sup> 本书中提到的“重量”均指“质量”。

坠撞性能、抗坠撞设计要求以及结构抗坠撞设计等方面开展了一系列研究。法国 CEAT 为计划提供了等比例模型试验数据。该计划的主要目标是研究如何在可生存的坠撞范围内最大程度地保障乘员生命安全的复合材料机身结构设计技术，并提出一套完整的复合材料飞机结构（也可作为一般常规铝合金材料的飞机结构）的试验方法。图 1-1 所示为 CRASURV 研究计划具体工作流程图。

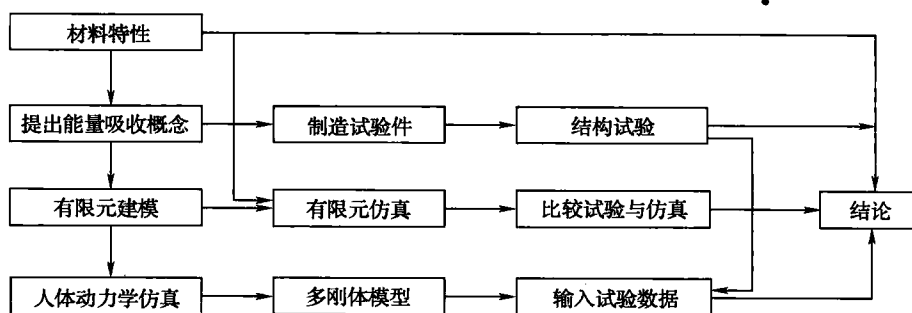


图 1-1 CRASURV 计划具体工作流程图

近十几年来，国内飞机制造公司、研究所和高等院校陆续开展了对可生存事故中的飞机结构坠撞安全性问题研究，主要针对旋翼机的座椅、椅盆、着陆系统结构等进行坠撞分析和试验研究。对农林 5A 型飞机进行了抗坠撞设计和全机抗坠撞分析与试验研究，取得了良好的抗坠撞效果。但这些工作只是针对一些具体的型号和某些具体的问题开展研究，没有系统、全面地开展飞机结构的坠撞安全性研究。

飞机的坠撞安全性，就是指飞机在发生意外坠撞时机体结构具有的一种保护乘员生命安全的能力，只有在飞机设计过程中认真贯彻飞机结构抗坠撞设计和各种保护措施，进行各种坠撞状态和坠撞条件下的计算分析和相应的试验验证，才能使飞机结构具有较高的坠撞安全性。

关于飞机结构坠撞安全性问题，民用飞机适航条款也是有要求的。中国民用航空总局颁发的《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》（CCAR 23-R3）C 章“结构”中，“应急着陆情况”第 23.561“总则”和第 23.562“应急着陆动力要求”等条款，都强调了结构设计必须在应急着陆过程中对每一位乘员提供保护。这里所说的应急着陆情况是指飞机出现突发性故障需要紧急着陆，但还能通过驾驶员人为操纵控制的特殊情况，包括临时找一块空地的迫降着陆。此时除产生垂直撞击外，还伴随有飞机纵向运动因撞击到障碍物而产生的向前撞击力。第 23.561 条明确规定了发生这种情况时飞机上乘员（包括约束固位乘员的座椅、安全带、肩带）应经受的极限过载和相对应的向上  $3W$ 、向前  $9W$  以及侧向  $1.5W$  的静惯性载荷（ $W$  为乘员的重量）；规定了舱内可能伤害到乘员的质量项目经受的极限过载和相对应的向上  $3W$ 、向前  $18W$  以及侧向  $4.5W$  的静惯性载荷等（ $W$  为舱内固定质量项目的重量）。要求对飞机上的乘员、座椅、安全带和肩带系统用施加静载荷的静力试验方法对它们的强度进行验证。

第 23.562“应急着陆动力要求”强调的是飞机上供机组和乘员使用的每一个座椅和约束系统，必须按照本条规定的每一种条件，采用动力试验或者用有动力试验支撑的合理分析方法来证明它们能经受条款中规定的速度变化和产生的撞击过载值，以达到保护

乘员的目的。2003年5月19日美国运输部、联邦航空局批准的咨询通报(编号:AC20-146)中,提出了一种可行的使用计算机模拟的计算仿真及辅助动力试验的方法,以帮助第23.561条和第23.562条的适航符合性验证。其前提就是计算机的仿真分析模型必须得到确认,并且应有相应的动力试验结果进行比较,如果仿真结果的一些关键性数据能与实际试验结果在一定程度上吻合(如模型分析得到的乘员轨迹和结构变形与动力试验高速摄像结果的二维空间时间历程曲线与基准动力试验的摄像数据基本一致,假人头部过载、骨盆加速度、肩带载荷数据以及有集中质量部位的速度、加速度时间历程等),那么可以确认这个模型和计算方法是有效的,可以认为该模型具有模拟类似坠撞情况的能力,就能够为飞机结构的抗坠撞设计提供比通过动力试验多得多的数据。本书对抗坠撞分析模型(包括机体结构的数值模型和人体动力学模型等)、分析方法和计算软件做了详细的介绍。

本章阐明了飞机结构的抗坠撞设计概念和设计思想,对抗坠撞问题研究中出现的专用名词和术语也做了统一的规定和说明。

## 1.2 基本设计思想

投入航线使用的飞机发生的坠撞事故,大致可分为以下三类。

第一类:一般事故(或叫轻度事故)。

这类事故发生的次数比较多,对飞机结构造成的损坏不很严重,而且一般都是局部性的损坏。现有飞机上的设备(如肩带、安全带等)可以提供对乘员的安全保护,也就是说不存在威胁乘员生存的问题。

第二类:坠撞严重但有可能生存的事故。

这类事故是由于发生坠撞时,飞机的坠撞状态和撞击条件比较严重(如飞机以一定的倾角和较大的纵向速度撞击到较坚硬的障碍物上),导致很大的撞击力,并使机体结构有严重的塌陷和毁坏,有危及到乘员安全的可能。但是,如果在设计飞机时采用了适当的保护措施,考虑了结构的抗坠撞设计,则这类事故基本上仍可做到保护乘员的安全,使之成为可生存事故。

第三类:坠撞十分严重的不可生存事故。

这类事故是属于飞机的坠撞状态和撞击条件都十分严重的空难事故(如空中碰撞,或者在30m以上高度坠落,或者以很大的纵向速度撞击到坚硬的障碍物等)。这类事故由于撞击能量过大,会造成机体结构大范围的损坏,并产生乘员难以忍受的大过载,使乘员几乎不可能生存。

抗坠撞设计的核心问题就是要竭尽全力提高飞机在可生存事故中乘员的生存概率,保护机上乘员的生命安全是抗坠撞设计工作的主要出发点。在意外的坠撞事故中,飞机结构的塌陷和损坏只要不威胁到乘员的生存空间都是允许的。在设计上甚至允许以一种可控的、按预先设定的方式受挤压、产生大的结构变形乃至破坏来吸收能量,从而使作用于乘员的撞击力、负加速度减小至乘员所能承受的水平(不超出乘员的耐受极限)。同时还要保持乘员所在壳体空间(如驾驶舱、乘员座舱)的基本完整(如要求不小于原有空间的85%,并能使乘员在最短的时间内逃离坠撞后的飞机)。简而言之,就是要使飞机的机体结构具有

良好的抗坠撞性能。具有这种能力的机体结构和内部系统，不仅可全部覆盖第一类轻度事故造成的危害，而且还有可能使某些原本属于第三类的不可生存事故进入到可生存事故的范围。

## 1.3 基本术语的定义与解释

### 1.3.1 可生存事故

当飞机发生意外坠撞时，其乘员周围的结构在坠撞过程中和坠撞后，仍能保持原有基本完整的生存空间，乘员可迅速逃生；同时由乘员座椅、束带系统传给乘员的加速度脉冲不超过人的耐受极限，能满足这两条要求的飞机坠撞事故叫做可生存事故。

### 1.3.2 生存力及生存力包线

生存力是指在某种撞击条件和坠撞状态下，该事故中机上乘员的生存潜力。生存力与初始撞击速度、撞击过程中速度的变化、加速度大小、方向及持续的时间等因素有关。

坠撞生存力包线是指一些确定参数（如纵向坠撞速度、垂直坠撞速度、撞击表面和状态及飞机构型等）的范围。在此范围内发生的各种坠撞，飞机载人区在撞击过程中和坠撞后都能基本上保持完好，并且若使用最新技术水平的乘员束带系统时，传给乘员身上的加速度脉冲不超过人的耐受极限。

大量的飞行事故调研结果表明，飞机发生坠撞事故的撞击条件和坠撞状态差别很大，其纵向撞击速度可在大于飞机的巡航速度到小于正常起飞速度的两者之间变化。撞击角和撞击力的方向在从平行于飞机纵轴方向到与纵轴成  $90^\circ$  的垂直方向之间内变化。坠撞事故发生前飞机所处的条件和状态不同，坠撞后事故的结果及乘员的生存概率也大不相同。图 1-2 所示给出了国外根据军用飞机和民用飞机事故调查情况的记录分析得出的数据结果，该图表示了飞机以一定的纵向撞击速度和垂直撞击速度发生坠撞时的三种生存力范围，即可生存范围、部分生存范围和不可生存范围。只要初始撞击速度处于“可生存”范围内，它的所有坠撞事故中，至少有一名乘员能经受住或可能经受住无致命伤害的撞击。

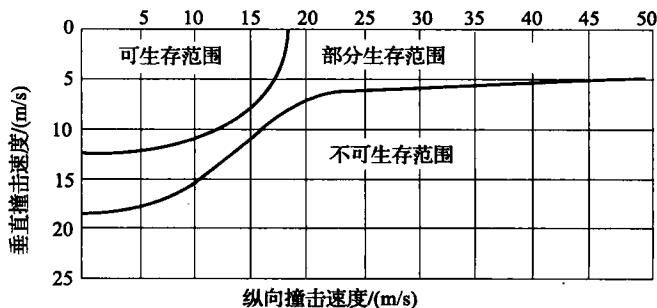


图 1-2 飞机初始撞击速度与“可生存”范围

### 1.3.3 机体结构的抗坠撞性能

抗坠撞性能指飞机坠撞过程中和坠撞后，机体结构所具有维持乘员所在壳体（机舱）生存空间以及将作用于载人部位的加速度减小至最低水平的能力。这是飞机结构设计、制造完成定型后结构所固有的能力。考虑并贯彻了抗坠撞设计技术的飞机结构，就会有良好的抗坠撞性能，并在可生存的坠撞事故中，保护乘员免受伤害的能力就会增强。

### 1.3.4 可生存事故中飞机速度变化的累计频率曲线

由于国内在飞机坠撞事故与乘员生存力之间有关的各种问题所做的统计分析工作较少，并且研究的重点又以避免不要再次发生这类事故为主要目的而放在寻找事故的原因上。因此，不能提供可用于抗坠撞设计的数据曲线。美国陆军等部门对各类飞机（包括民航、陆军、空军及海军的飞机）的飞行事故进行研究和统计分析，调查了 563 起旋翼机事故和 92 起固定翼飞机事故，但能用于建立抗坠撞设计曲线的只有 373 起。在统计这些事故时，已经排除了一般轻微事故和极其严重的不可生存事故。选择的事故符合下列一个或多个条件：

- a. 主要结构破坏；
- b. 坠撞后起火；
- c. 乘员受伤；
- d. 事故中至少有一个乘员生存。

本书引用的设计曲线（包括下一节中的飞机撞击过载设计曲线）是指可生存事故的统计设计曲线。

#### 1.3.4.1 速度变化 ( $\Delta V$ )

速度变化  $\Delta V$  是指飞机发生主要撞击时，沿某坐标轴方向的速度减少量。它等于一次撞击后的最终速度减去发生撞击前的初始速度。主要撞击是指引起结构破坏或坠撞过程中，撞击最为严重的一种撞击，不一定是最初的撞击。

#### 1.3.4.2 垂直速度变化

如图 1-3 所示的飞机坐标，垂直速度的变化是指沿飞机垂直轴  $y$  方向的速度变化。

图 1-4 所示的曲线是可生存事故中飞机垂直速度变化的累计频率曲线，它给出了不同的垂直速度变化时事故的累计频率。

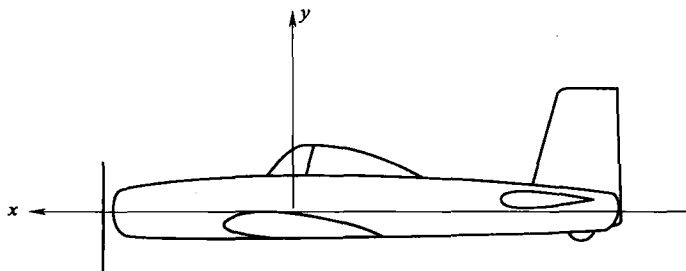


图 1-3 飞机坐标

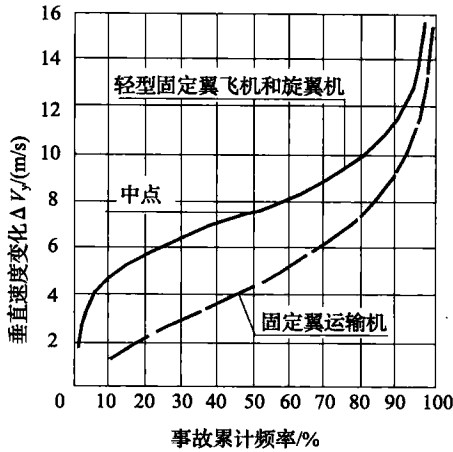


图 1-4 可生存事故中飞机垂直速度变化的累计频率

从图 1-4 中看出，可生存事故累计频率为 50% 时，对应于轻型固定翼飞机和旋翼机的垂直速度变化为 7.32m/s，这相当于飞机从 2.718m 高度上自由落体达到的速度。

如果把可生存事故的累计频率提高到 95% 的水平，此时对于轻型固定翼飞机和旋翼机对应的垂直速度变化为 12.81m/s。

#### 1.3.4.3 纵向速度变化

纵向速度的变化是指沿飞机纵轴  $x$  方向的速度变化。图 1-5 所示为飞机坠撞时，其纵向速度变化与可生存事故的累计频率曲线。在该图上可以确定不同的可生存事故累计频率要求下对应的纵向速度变化值。从图 1-5 看出，与可生存事故累计频率为 50% 对应的纵向速度变化，对轻型固定翼飞机和旋翼机为 8.54m/s，如果把可生存事故累计频率提高到 95%，此时对应的纵向速度变化将达到 15.3m/s。

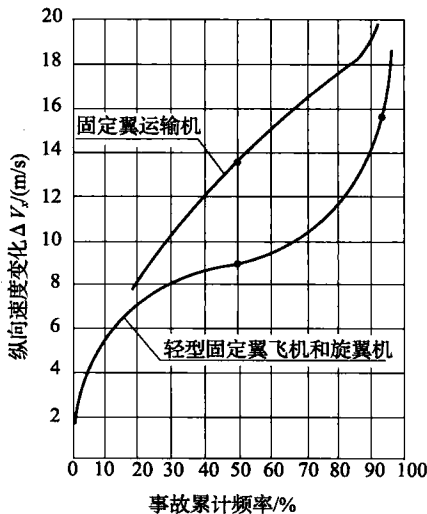


图 1-5 可生存事故中飞机纵向速度变化的累计频率



#### 1.3.4.4 侧向速度变化

由于事故调查得到的侧向速度变化数据较少，没有曲线可用。但根据工程技术人员对事故情况的推断，轻型固定翼飞机的侧向速度变化一般不超过 7.63m/s，对旋翼机的侧向速度变化为 9.15m/s。

#### 1.3.4.5 复合速度变化

旋翼机和轻型固定翼飞机的可生存事故累计频率对应的纵向、垂直和侧向速度变化分量的合成速度变化不超过 15.3m/s，垂直和侧向分量的速度变化不超过 12.81m/s 和 7.63m/s。

图 1-6 所示的是纵向和垂直方向速度变化的组合图（其中假定侧向速度分量为零）。应用该图可确定位于中间的纵向和垂直方向的速度变化分量。当已知纵向速度变化  $\Delta V_x$  和垂直速度变化  $\Delta V_y$  时，侧向速度变化分量  $V_z$  可通过矢量计算求出。

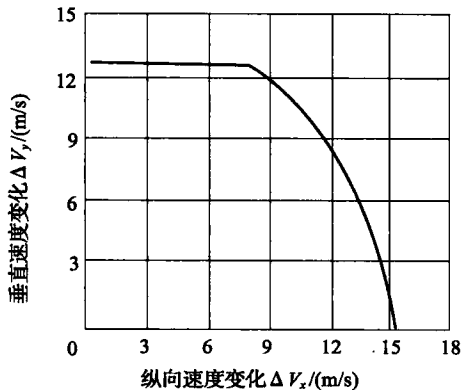


图 1-6 95% 可生存事故累计频率中纵向与垂直速度变化的组合关系

a. 对旋翼机，当合成速度变化落在相对  $x-y$  平面  $\pm 30^\circ$  范围内时，由它引起的侧向速度变化分量可由下列公式计算为

$$V_z = \sqrt{V_R^2 - (V_x^2 + V_y^2)} \quad (1-1)$$

式中： $V_R$ ——合成速度变化；

$V_x$ ——纵向速度变化；

$V_y$ ——垂直速度变化；

$V_z$ ——侧向速度变化。

利用式 (1-1) 计算时，各个分量不能超过其最大值（如  $V_x \leq 15.3\text{m/s}$ ， $V_y \leq 12.81\text{m/s}$ ， $V_z \leq 9.15\text{m/s}$ ）并符合图 1-6 中的曲线，即当  $V_x$  大于 8.24m/s 时， $V_R$  不超过 15.3m/s，而当  $V_x$  小于 8.24m/s 时， $V_R$  最大值应由 15.3m/s 降至 12.81m/s。

b. 对轻型固定翼飞机，当最大速度变化分量限制在  $V_x = 7.63\text{m/s}$ 、 $V_x = 15.3\text{m/s}$ 、 $V_y = 12.81\text{m/s}$  时，式 (1-1) 一般可以采用，但不限制在  $\pm 30^\circ$  范围。