



陕西出版资金精品项目

民用固定翼飞机抗鸟撞设计、分析验证技术指南

李玉龙 孙 秦 等◎编著



西北工业大学出版社



陕西出版资金精品项目

MINYONG GUDINGYI FEIJI KANGNIAOZHUANG SHEJI FENXI YANZHENG JISHU ZHINAN

民用固定翼飞机抗鸟撞设计、 分析验证技术指南

李玉龙 孙 秦 等 编著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本指南是关于民用固定翼飞机结构抗鸟撞设计、分析和试验验证的综合技术总结。全书分为 11 章,内容包括材料动力学性能、鸟撞结构动力学有限元建模技术和数值分析方法、结构鸟撞动响应分析方法、鸟撞地面模拟试验技术以及飞机典型结构的抗鸟撞设计和验证等。

本指南内容丰富,理论联系实际,非常适用于固定翼民用航空器、运输类飞机的典型结构抗鸟撞工程设计,可作为抗鸟撞结构详细工程设计、数值计算分析以及全尺寸结构试验等适航安全符合性验证性工作的技术指南与参考资料。

图书在版编目(CIP)数据

民用固定翼飞机抗鸟撞设计、分析验证技术指南/李玉龙等编著. —西安:西北工业大学出版社,2016. 12

ISBN 978-7-5612-5209-3

I. ①民… II. ①李… III. ①民用飞机—鸟撞击—研究—指南 IV. ①V328.2-62

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 007518 号

策划编辑:杨 军

责任编辑:卢颖慧

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpup.com

印 刷 者:兴平市博闻印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:21.125

字 数:515 千字

版 次:2016 年 12 月第 1 版 2016 年 12 月第 1 次印刷

定 价:98.00 元



《民用固定翼飞机抗鸟撞设计、 分析验证技术指南》 编委会

(按照姓氏笔画排列)

主 编:李玉龙

副主编:孙 秦

编 委:	马玉娥	王向盈	邓 琼	毋 玲	冯霞宙
	吕锦锋	刘 军	汤忠斌	李 挺	杨 杰
	张生贵	张积亭	张博平	郑锡涛	赵美英
	段世慧	索 涛	徐 绯	郭伟国	郭英男
	黄超广	彭 刚	谭申刚	薛 璞	

前 言

民用航空安全不仅关乎航空出行者的生命财产与安全,同时对航空技术的发展起到了积极的推动作用,在动力飞行及商用航空发展的近百年历史长河中,血的教训与成功经验交织在一起,并不断积累与完善,形成了世界级通用的民用航空安全适航法规。我国民用航空发展相对缓慢,尤其设计技术体系要求对于适航法规安全条例的理解与有效工作进一步加大技术探究与工程实践的步伐。本指南是在原国防科学技术工业委员会(现为工业和信息化部国防科技工业局)的关心与大力支持下,经过“十一五”的专项预研工作所形成的一部国内关于民用固定翼飞机结构抗鸟撞性能的综合技术总结。本指南针对民用航空固定翼飞机的易遭鸟撞典型部位及其典型结构构型与应用材料,从应用技术基础、工程设计分析方法、软件工具手段以及地面模拟试验技术诸方面,开展了适航安全的技术探讨与工程化应用技术总结工作;比较系统地归纳、整理了多种材料,典型吸能结构单元以及全尺寸舱段结构的吸能特性、变形行为和破坏特征、鸟撞结构动力学有限元数值分析建模与仿真技术、全尺寸前缘结构鸟撞试验设计与先进测量技术等,非常适用于固定翼民用航空器、运输类飞机的结构抗鸟撞工程设计技术应用,可作为抗鸟撞结构设计工作规划、详细工程设计、数值计算分析以及全尺寸结构试验等适航安全符合性、验证性工作的技术指南与参考资料。

本指南是“十一五”期间民用航空专项预研技术专题的主要成果之一。该专题由西北工业大学作为技术组长单位,负责人为李玉龙教授;参研单位有中航工业第一飞机设计研究院、飞机强度研究所、南昌洪都飞机工业制造公司鸟撞实验室;参研单位的技术负责人有谭申刚副总师、段世慧副总师、彭刚主任;主要参研人员有孙秦、薛璞、赵美英、郭伟国、邓琼、郑锡涛、马玉娥、张博平、郭英男、毋玲、刘军、汤忠斌、杨杰、黄超广、王向盈、张积亭、张生贵等。

本指南第一章和第二章由李玉龙、马玉娥编写,第三章由孙秦编写,第四章由郭伟国、邓琼、刘军编写,第五章由薛璞、赵美英、郑锡涛、张博平编写,第六章由张博平编写,第七章由薛璞编写,第八章由王向盈编写,第九章由毋玲编写,第十章由赵美英编写,第十一章由郭英男编写。全书由李玉龙教授主审、孙秦教授负责统稿,马玉娥教授负责编排。

在本指南编写过程中,曾参考部分国内外文献资料,在此一并表示感谢。

由于笔者水平有限,本指南中难免存在错误和不足,恳请读者批评指正。

编著者
2016年3月

目 录

第一章 绪论	1
1.1 鸟类对飞机结构撞击的威胁性教训与经验	1
1.2 固定翼飞机结构抗鸟撞适航规定	3
1.3 民用固定翼飞机结构抗鸟撞设计要求	4
1.4 民用固定翼飞机结构抗鸟撞分析评估与试验验证技术要求	5
1.5 本指南的适用范畴及工作意义	8
参考文献	9
第二章 基本概念与定义	10
2.1 飞机坐标系和姿态参数	10
2.2 鸟类质量分布与飞行高度的关系	13
2.3 飞机受鸟撞的速度及高度概率分布	14
2.4 提高飞机鸟撞生存特性的措施	16
参考文献	17
第三章 鸟撞动力学原理与有限元数值计算技术	18
3.1 鸟撞载荷与变形特征	18
3.2 鸟撞结构的守恒关系及其接触条件	25
3.3 撞击动力学数值计算方法	32
3.4 鸟撞动力学有限元分析建模技术	70
参考文献	76
第四章 材料率相关特性与本构模型	77
4.1 鸟体动力学本构模型	77
4.2 结构材料的动力学特性及其试验技术	89
4.3 结构材料的破坏判据	113
参考文献	120
第五章 典型吸能结构形式及其设计与分析	121
5.1 吸能构件的一般性设计要求	121
5.2 典型吸能结构构型及其能量吸收特性	121
5.3 典型吸能结构的软体撞击数值分析及其试验验证	135

第六章 鸟撞地面模拟试验及验证技术	223
6.1 鸟撞地面模拟试验原理及方法	223
6.2 鸟撞试验台架与发射系统	224
6.3 鸟撞试验测量设备与方法	228
6.4 鸟撞地面模拟试验	234
6.5 鸟撞试验数据分析与评价	236
参考文献	238
第七章 缝翼结构抗鸟撞设计、分析与试验验证	239
7.1 缝翼结构构型及抗鸟撞结构设计途径	239
7.2 缝翼结构的抗鸟撞数值分析及其参数敏感性	240
7.3 缝翼结构构型优选及其地面鸟撞试验验证	249
7.4 工作结论	255
第八章 风挡结构抗鸟撞设计、分析与试验验证	256
8.1 风挡抗鸟撞结构设计选型及其构型参数	256
8.2 风挡结构的鸟撞动力学有限元数值分析	257
8.3 风挡结构抗鸟撞性能验证试验	260
8.4 风挡玻璃及支承结构抗鸟撞性能分析与优化	265
第九章 雷达罩蜂窝夹层结构的抗鸟撞设计及数值分析	271
9.1 雷达罩蜂窝夹层结构设计选型及其构型参数	271
9.2 雷达罩蜂窝夹层结构的鸟撞数值分析及其参数敏感性	274
9.3 雷达罩结构抗鸟撞设计	281
参考文献	281
第十章 尾翼前缘结构抗鸟撞设计、分析与试验验证	283
10.1 尾翼前缘结构设计构型及其分析建模	283
10.2 尾翼前缘结构鸟撞性能数值计算	287
10.3 前缘结构鸟撞模型参数敏感性分析	296
10.4 鸟撞地面模拟试验验证	300
10.5 结论与建议	305
第十一章 抗鸟撞结构设计分析综合软件系统及其应用	307
11.1 抗鸟撞结构设计分析综合软件总体设计与技术框架	307
11.2 功能模块及数据库	312
11.3 抗鸟撞结构设计分析综合软件系统应用	325

第一章 绪 论

航空科学技术的发展始终伴随着“天敌”的安全威胁,即鸟撞。所谓鸟撞,指飞机在起飞爬升以及着陆进场过程中可能遭遇到的各类飞禽撞击,轻者飞机受损,重者机毁人亡。随着航空运输业的迅猛发展,以及人类对自然生态环境保护意识与行为的改善,这种安全威胁的概率呈现有增无减的趋势。鉴于这种天然的航空安全威胁,我国及世界航空大国均制定了相应的设计规范和适航标准,以提高机体结构在鸟体撞击条件下的生存特性。对于固定翼飞机,飞鸟撞击的部位大都集中于飞机头部、风挡玻璃、机尾翼前缘、发动机短舱唇口以及发动机叶片等结构部位。为此,设计规范和适航标准对这些结构部位的抗鸟撞安全特性给予了特定的设计、分析与试验验证技术规定。为全面深入解读适航标准在抗鸟撞结构设计规范方面的技术内涵,并将其规范条例转换成工程实用化技术且服务于具体工程设计实践,“十一五”工信部国防科工局设立了“民用固定翼飞机抗鸟撞设计、分析验证”民用专项科研技术项目。本指南全面总结了本专项课题“十一五”期间,针对民用固定翼飞机机头复合材料罩体、风挡玻璃、机翼缝翼前缘以及尾翼固定前缘等结构部位,所开展的鸟体撞击结构动力学数值分析基础技术、常用工程材料的冲击动力学特性、典型吸能结构单元构形与性能、典型结构部位鸟撞试验技术与分析以及抗鸟撞综合设计分析软件技术诸方面的详尽研究工作内容。本指南可作为我国研制新一代先进大型飞机在抗鸟撞结构设计分析及试验技术方面的综合性技术资料,也可作为其他类型的飞机结构抗鸟撞设计分析的参考。

1.1 鸟类对飞机结构撞击的威胁性教训与经验

为吸取鸟类对飞机结构撞击的威胁性教训,本节简单回顾世界各国飞机发生鸟撞的历史,总结鸟类撞击飞机的若干经验教训,同时给出预防和减少鸟撞损伤的专家性建议。

世界上首例飞机鸟撞事故发生在 1912 年,飞行员卡尔·罗杰斯驾驶一架单发螺旋桨飞机做飞行表演,在从北美洲飞往南美洲的途中,一加州鸥缠上操纵钢索,导致飞机坠海,驾驶员殉难。自 20 世纪 60 年代起,由于飞机动力由螺旋桨式发展过渡到喷气式,飞机飞行速度的加快,导致鸟撞事故成倍增长,多次发生灾难性事故。据记载,1960 年 10 日,英国的一架“彗星号”客机在美国波士顿起飞撞到了一群紫荆鸟,飞机坠毁,机上 72 人中有 62 人丧生;1962 年 11 月 23 日,英国一架“子爵号”客机在 1 800 m 高空与重约 7 kg 的天鹅相撞,结果飞机坠毁,机上 17 人全部遇难。自此以后,欧美等世界各国就十分重视对鸟撞事故的统计与研究。德国汉沙航空公司记录的从 1973 年到 1982 年发生的鸟撞事故达 3 288 次,平均每年 328 次,文献[2]还记录了从 1976 年到 1980 年间,欧洲三个国家(英,法,俄)遇到鸟撞的次数多达 7 808 次,即这三个国家平均每年发生鸟撞的次数高达 1 561 次。

从统计数据中不难看出:①从 1990 至 2002 年 13 年间鸟撞事件的发生逐年增多,2002 年比 1990 年增大约 3.5 倍。②按月份统计,从 7 月至 10 月期间发生的撞击事件占总数的 40%

左右,说明夏秋季节鸟撞发生的概率较高。③白天发生鸟撞概率最高,约占64%。④从飞机运动的情况看出:飞行运动中遇鸟撞击的次数最多,约占全部撞击发生事件的38%,其次撞击率依次是起飞、滑跑和爬升运动。⑤就撞击高度而言,78%的撞击事件发生在1 000 ft (304.8 m, 1 ft $\approx$ 0.304 8 m),在1 000~10 000 ft之间总计为22%左右。总的来说,3 000 ft (914.4 m)以上,撞击发生较少。⑥按受损的部件分析,受撞击最多的是雷达罩和风挡,其余依次是发动机、机翼/旋转翼、机身等部件,损伤最多的是发动机叶片等附件,其次为机翼/旋转翼等。⑦在13年间统计的已知28 110次撞击事件中,对飞行造成影响的达14%左右,导致停飞时间共211 928小时。⑧造成结构损伤小于20%,其中造成重大损伤和毁机的比例约占6%,13年间造成的经济损失近3 000万美元。⑨就撞击的鸟类而言,以鸥类居多,其次依次是鸽子、鹰类(猛禽)和各种水鸟。

军机由于飞行速度更快,飞行空域更广,飞行动作更复杂,特别在低空作高速飞行时发生鸟撞事故的概率更大。文献[3]关于美国空军1988—1997年鸟撞和损伤的统计分析数据摘要中统计显示:军机每年受到鸟撞所造成的损伤耗费是相当大的。至于军机在不同的飞行阶段,各部件的撞击损伤情况,一天中不同时段的情况,以及撞击的鸟种等与民用飞机的情况大同小异,不再详述,有兴趣的读者可参阅文献[3]。

我国的地域位置和生态环境与欧美等国家不尽相同,且航空运输发展相对缓慢,也是鸟类较少的国家,鸟类的撞击率低于世界平均水平。据有关部门统计,我国有1 244种鸟,对飞行构成威胁的鸟的数量有:各种鸥类和野鸭200万只左右,雁20万~30万只,鹰2万~3万只,鹭10万多只,鸽子近百万只。有记录的鸟体质量,小的不足百克,大的可达7~8 kg。小鸟对飞机的撞击,一般不会危及飞行安全;大于1.8 kg(4 lb, 1 lb $\approx$ 0.454 kg)的飞鸟与飞机相撞,可能造成飞机的重大损伤甚至灾难性恶果。小于100 g的小鸟和中等体重的鸟(110~680 g)占撞击事件的89%,大鸟(大于1.8 kg)的撞击占总数的0.7%左右。

据粗略统计,能造成飞机不同程度损伤的重0.91 kg以上的鸟有184种,占我国鸟类总数的15%左右;重1.8 kg(4 lb)以上的鸟约有88种,约占鸟类总数的7.5%。大部分鸟的飞行速度在40 km/h左右,天鹅、野鸭等飞行速度可高达100 km/h,甚至更高。在我国绝大多数鸟类活动于3 000 m以下的空间,据统计,质量在0.91 kg以上,飞行高度在800 m以下的占鸟类总数的65.4%^[1]。

我国的鸟撞事件记录尚不完整,缺少每年撞击率和损伤的统计。最早发生的一起鸟撞事故是1952年,一架米格-15左机翼被乌鸦撞穿一个大洞;1968年在河北廊坊机场,同一型号的米格飞机在3 000 m高度被鸟击穿前风挡;1975年在四平机场,一架强5型飞机遭遇雁群的撞击,致使前风挡和左右机翼损伤。进入20世纪90年代后,军机发生鸟撞和坠毁事件增多。1991年10月在海南东机场,一架歼6战机被大鸟击穿前风挡;1992年10月在惠阳机场,一架歼6战机被鸟撞坠毁;1993年2月,一架强5飞机与鸟相撞,机毁人亡;1994年4月,一架歼6战机在商丘机场也发生鸟撞机毁人亡事故。据中国民航局安全监督部门1990—1992年5月的统计,两架B737飞机分别在武汉南湖机场等地被鸟撞伤,其中一架是由野鸡在机场横穿跑道被吸入发动机,打坏发动机叶片引起的;1995年2月,重庆机场一架B737与鸟相撞导致发动机严重受损。2000年以后,我国各大航空公司(如中国国际航空公司、东方航空公司、南方航空公司等)均有航空班机鸟撞事故发生。

飞机除了在航行中经常会遇到鸟的撞击以外,大部分鸟撞是发生在起飞(包括进场和滑

行)阶段,即鸟撞大部分发生在机场及其附近区域。据我国资料粗略统计^[1],两者总计约占66.7%,欧美有些国家甚至高达80%以上(如英国、荷兰、加拿大等),在这个活动范围的鸟飞行速度大部分在300 km/h以下。

为尽可能减少鸟撞飞机的事故,各国专家均强调指出:在新机场的选址、设计、施工及环境管理中都必须考虑防鸟撞问题;要加大机场生态环境整治力度,尽量减少机场对鸟类的吸引,用多种控制方法让鸟类远离机场。于是,专家们建议要对已经发生的鸟撞事故进行调查、统计和分析,有必要建立完善的鸟撞数据库和报告制度。

1.2 固定翼飞机结构抗鸟撞适航规定

适航标准是为保证实现民用航空器安全性所制定的最低技术标准,是必须严格执行的技术法规。近30年来,随着军、民用飞机鸟撞事故的增多,在各国的适航标准中都对飞机结构各部件的设计提出了抗鸟撞指标要求。飞机只有满足适航规定,才被认为适合航行,并批准放飞和运营。

为确保飞机鸟撞后的持续飞行和安全着陆,从20世纪70年代起世界各国就开始重视飞机抗鸟撞设计的选型、选材、分析以及试验等研究工作,并制定了相应的新机抗鸟撞设计标准。军机有美国的MIL-W-81752(As)、英国的ASTM F-330-79;民机有美国的FAR-25,英国的BCAR,欧洲的JAR-25及苏联的НИГС。20世纪80年代后我国主要参考FAR-25,结合国情先后制定了《CCAR-25AA-R3 运输类飞机适航标准》,其中对飞机风挡、机翼、尾翼、发动机等规定了鸟撞设计标准,对鸟重及验证方法等也做了具体规定。其他还有对鸟撞要求和明确规定的一些专用技术文件,如《飞机风挡设计规范》《飞机坐舱盖设计》和《军用飞机强度和刚度规范及其载荷》(GJB-1985)等。

1.2.1 机翼结构抗鸟撞设计适航规定

我国CCAR-25AA-R3《运输类飞机适航标准》中,§25.571(e)条款关于损伤容限评定条文规定中指明^[3]:在下列任一原因很可能造成结构损伤的情况下,飞机必须能够成功地完成该次飞行。其中第一条原因为“受到1.8 kg(4 lb)重的鸟的撞击,飞机与鸟沿着飞机飞行航迹的相对速度取海平面 v_c 或2450 m(8000 ft)时取 $0.85v_c$,两者中损伤较严重者”。

机翼结构也应满足此项适航规定,即在受到1.8 kg(4 lb)的鸟撞击可能造成机翼结构损伤情况下,飞机必须能够成功地完成该次飞行。

1.2.2 尾翼结构抗鸟撞设计适航规定

我国CCAR-25AA-R3《运输类飞机适航标准》中§25.631^[3]专门对尾翼结构的抗鸟撞结构设计做了明确规定,指明:“尾翼结构的设计必须保证飞机在3.6 kg(8 lb)的鸟相撞之后,仍能继续安全飞行和着陆。相撞时飞机的速度(沿飞机飞行航迹相对于鸟)等于按§25.335(a)选定的海平面速度 v_c 。通过采用静不定结构和把操纵系统元件置于受保护的部位,或采用保护装置(如隔板或吸能材料)来满足本条要求是可接受的。在用分析、试验或两者的结合来标明符合本条要求的情况下,使用结构设计类似的飞机资料是可以接受的。”

该条例中明确规定了分析和试验中鸟体的质量以及飞机飞行的速度,其适航要求的目的

是受鸟撞后,尾翼结构的设计必须能满足继续安全飞行和着陆的要求。这可以理解为在用分析、试验或两者结合的方法来表明该条例要求的情况下,使用结构设计类似的飞机资料是可以接受的。

1.2.3 飞机风挡抗鸟撞设计适航规定

在 CCAR-25AA-R3 适航规定中, § 25.775(e) 给出了风挡和窗户抗鸟撞设计的目标和要求^[3-4]。具体内容包括如下几项:

(1) 内层玻璃必须用非碎性材料制成。

(2) 位于正常执行职责的驾驶员正前方的风挡玻璃及其支撑结构,必须能经受住 1.8 kg (4 lb) 的飞鸟撞击而不被击穿。此时飞机的速度(沿飞机航迹相对于鸟)等于按 § 25.335(a) 选定的海平面速度 v_c 值。这可以理解为在 1.8 kg (4 lb) 的飞鸟撞击下,风挡玻璃产生龟裂或支撑结构发生变形是允许的。

(3) 除非能用分析或试验表明发生风挡破碎临界情况的概率很小,否则飞机必须有措施将鸟撞引起的风挡玻璃飞散碎片伤害驾驶员的危险减至最小,必须表明驾驶舱内下列方位的每块玻璃都能满足上述要求:①位于飞机正面的玻璃;②与飞机纵轴成 15° 或大于 15° 方位的玻璃;③其某一部分的位置会导致碎片伤害驾驶员的玻璃。

符合适航条例的风挡设计必须通过设计分析、强度和刚度计算以及鸟撞试验证明风挡玻璃受到鸟撞时破碎是不可能的。因此,风挡的设计要考虑风挡材料的选择;在构形上要充分考虑鸟撞能量的吸收、扩散以及变形、破碎程度等因素,以确保飞机飞行和驾驶员的生命安全。

§ 25.775(e) 条款还要求:风挡主承力层在鸟撞破损后仍能为驾驶员提供以观察目标的视界,如果丧失了其中任何一块玻璃的视界,余下的一块或几块玻璃可提供一个驾驶员在其驾驶位置上继续安全飞行和着陆。

在以上各飞机部件的适航规定中,都有“受鸟撞时飞机的速度(沿飞机航迹相对于鸟)等于按 § 25.335(a) 选定的海平面 v_c 值”的要求。 v_c 值是反映飞机飞行性能的重要参数, v_c 值的确定还需要考虑多种因素,最主要的是从强度方面考虑迎面风突风所造成意外速度的增加。适航规定中要求 v_c 的最小值要充分大于对应最大突风强度的设计速度 v_B , 即 $v_c - v_B \geq 22.12 \text{ m/s}$ (约为 43 节, 1 节 $\approx 1.852 \text{ km/h}$)。 v_c 的最大速度不必超过发动机最大连续功率平飞时的最大速度^[4]。

对于雷达罩,无论美国的 FAR-25、欧洲的 JAR-25 还是我国的民用飞机适航标准 CCAR-25 中,至今尚未明确列入雷达罩的适航规定和设计要求条款。根据一些资料研究结果,认为“要求飞机的设计必须保证其在受到 1.8 kg 的飞鸟撞击下(飞机沿航线的相对速度为海平面的 v_c 或 8 000 ft 高空的 $0.85v_c$)能连续地安全飞行和着陆”仍然是适用的。

1.3 民用固定翼飞机结构抗鸟撞设计要求

前进中的飞机与飞鸟相撞在飞机机翼、尾翼、风挡/骨架等结构上可能产生危及飞行安全的损伤。飞机前进飞行的姿态包括滑行、起飞、低空飞行、巡航、下降、进场、着陆。机翼前缘是最可能受到鸟撞的部位,涉及固定前缘、襟/缝翼前缘及其内部防冰管结构、扭力管操作系统等;水平安定面和垂直安定面也常会受到鸟撞损伤;风挡/骨架、座舱盖、雷达罩等均是鸟撞的

薄弱结构部位。

由鸟撞造成的机翼结构损伤可能模式是前缘缝翼蒙皮在撞击位置处大面积破坏、前缘缝翼外蒙皮击穿、前缘缝翼翼梁和隔板失效、前缘缝翼内的防冰管失效或击穿、固定前缘内扭力管操作系统受到损伤等。

由鸟撞造成翼面结构损伤的可能模式有蒙皮凹陷、蒙皮撕裂、连接破坏、蒙皮和大梁腹板击穿、复合材料分层/脱胶、骨架断裂、安定面破裂等。

由鸟撞造成的风挡/骨架等结构损伤可能模式是风挡玻璃和塑料零件破碎、结构元件破裂、舱内衬板撕掉、雷达罩穿透等。

为确保飞行安全,CCAR-25 中^[3-4]对飞机结构的抗鸟撞设计要求包括了结构损伤和系统保护两种情况,具体做法上可参考下列准则:

(1)当机翼/尾翼前缘内装有液压、操纵系统的管路和设备,机翼前缘缝翼内装有防冰管路时,如飞鸟击穿前缘(或变形过大),有可能使操纵系统、液压系统、防冰管系统失效/失灵而导致飞行事故。对于这样的结构,其设计目标为:机翼前缘/前缘缝翼的设计应保证飞机以 § 25.335(a)选定的海平面巡航速度 v_c 或者 $2450\text{ m}(8000\text{ ft})0.85v_c$ 两者中的较严重者飞行时,机翼结构应能承受 $1.8\text{ kg}(4\text{ lb})$ 飞鸟撞击,前缘/缝翼不被击穿(或变形过大);尾翼前缘的设计应保证飞机以 § 25.335(a)选定的海平面巡航速度 v_c 飞行时,尾翼结构应能承受 $3.6\text{ kg}(8\text{ lb})$ 飞鸟的撞击,前缘和前梁不被击穿(或变形过大)。

(2)当机翼/尾翼前缘内不含液压、操纵系统管路和设备、机翼前缘缝翼内没有防冰管时,如被飞鸟撞击,前缘可能撞成凹陷,甚至出现穿孔,只要不击毁大梁、缘条,就不会影响飞行安全。所以对这样的结构,其设计目标为:机翼/尾翼前缘设计应保证飞机以 § 25.33(a)选定海平面巡航速度 v_c 飞行时,允许前缘甚至大梁腹板出现穿孔等损伤,但这样的损伤应不会导致飞行性能严重变坏和结构强度降低到不安全水平。

(3)根据 CCAR-25-R3 中 § 25.775(b)的规定:“位于正常执行职责的驾驶员正前方风挡玻璃及其支承结构必须经受 $1.8\text{ kg}(4\text{ lb})$ 的飞鸟撞击而不被击穿,此时的飞机速度(沿飞机航迹相对于鸟)等于 § 25.335(a)选定的海平面 v_c 值。”

(4)风挡玻璃是一个结构件,它要承受座舱气密充压和气动力,还有一定的光学性能要求和破损安全要求。根据 CCAR-25AA-R3 的 § 25.775(c)的要求,风挡玻璃经受鸟撞后,不允许发生影响飞机飞行的结构损伤,也不允许发生可能伤害驾驶员或妨碍其执行正常任务的内部结构损伤,如鸟体残骸进入座舱、玻璃碎片的飞溅、结构元件的损伤等。

(5)据 § 25.775(e)的要求,风挡主承力层在鸟撞破损后仍能为驾驶员提供以观察目标的视界,如果丧失了其中任何一块玻璃的视界,余下的一块或几块玻璃可供一个驾驶员在其驾驶位置上继续安全飞行和着陆。

1.4 民用固定翼飞机结构抗鸟撞分析评估与试验验证技术要求

结构抗鸟撞设计的适航符合性可采用分析和试验的方法。为符合适航条款的要求,所需开展的分析工作包括飞机雷达罩,驾驶舱风挡、窗户及其相关结构,机翼缝翼前缘、襟翼及其滑轨,副翼及其连接结构,扰流片、翼尖小翼、翼身整流罩,发动机短舱唇口、外舱整流罩,垂直安

定面、方向舵、水平安定面、升降舵等。其中,垂尾相关易撞结构部件需考核 3.6 kg(8 lb)飞鸟的撞击特性,其余结构部位仅考核 1.80 kg(4 lb)飞鸟的撞击特性。

对于分析工作,还应提供在飞机迎角和侧滑角最不利组合情况下,对所选撞击点危险程度的情况说明;同时在确定 v_c 后,还应考虑 1 g 飞行载荷(压力舱取得更大些)对结构的作用。所采用的分析工具必须经过试验验证的考核。

对上述分析工作的全部或部分要进行相应的鸟撞试验验证工作。

穿透速度是前进中的飞机机翼、尾翼等结构与飞鸟相撞,造成结构被击穿或部分尸骨及结构碎片进入机翼/尾翼前缘内部时,飞机所具有的最低速度。结构的穿透速度是衡量结构抗鸟撞能力的一个指标,是与飞鸟的质量、前缘蒙皮的厚度、入射角度和前缘弧度半径有关的量,可以通过工程计算或试验来确定。衡量机翼结构 § 25.571(e) 的要求,实际上就是比较穿透速度与海平面巡航速度 v_c 或 2 450 m(8 000 ft) $0.85v_c$ 两者中的较严重者的关系;衡量尾翼结构是否满足 § 25.631 的要求,实际上就是比较其穿透速度与飞机海平面巡航速度 v_c 的关系。

1.4.1 抗鸟撞分析评估方法

一般说来,分析计算方法需要结构类似飞机的设计经验及鸟撞取证试验数据作基础,目前世界上各大飞机公司,如 Boeing, Airbus 公司,常采用能量比较法,同时也在积极发展有限元分析法。

1.4.1.1 能量比较法

能量比较法从能量观点研究鸟撞击瞬间的能量关系,如飞鸟的动能全部被结构吸收,则满足抗鸟撞要求的结构应为

$$\frac{1}{2}mv_p^2 > \frac{1}{2}mv_c^2, \quad \text{即 } v_p > v_c \quad (1.1)$$

式中, v_p 为结构的穿透速度; v_c 为飞机的巡航速度; m 为飞鸟的质量。

各飞机公司所用的 v_p 的计算公式形式基本相同,系数略有差别。这些公式是从大量前缘鸟撞试验结果中总结出来的经验公式,目前可查到类似的公式有 4 个:

$$v_p = 56.6\delta m^{-1/3} \cos^{-2/3}(\varphi) \exp\left(\frac{850}{r^2 + 30r + 1\,000}\right) \quad (\text{m/s}) \quad (1.2)$$

$$v_p = 98\delta m^{-1/3} \cos^{-2/3}(\varphi) \exp\left(\frac{1\,234}{r^2 + 30r + 1\,000}\right) \quad (\text{km/h}) \quad (1.3)$$

$$v_p = 631\delta m^{-1/3} \cos^{-0.7}(\varphi) \exp\left(\frac{1.345}{\sqrt[5]{r}} + \frac{1}{r^3}\right) \quad (\text{m/s}) \quad (1.4)$$

$$v_p = 13.87\delta m^{-1/3} \cos^{-0.7}(\varphi) \exp\left(\frac{34.95}{\sqrt[5]{r}} + \frac{645}{r^3}\right) \quad (\text{km/h}) \quad (1.5)$$

式中, δ 为前缘蒙皮厚度; r 为前缘半径; φ 为入射角。

空客使用式(1.2)应用于 A320 垂尾前缘, B747 采用式(1.4),两者相差约 7%,对于鸟撞穿透速度的工程计算来说能满足精度要求。式(1.5)的结果与(1.4)相近,并且更安全。

风挡/骨架、座舱盖、雷达罩等的穿透速度的工程经验公式目前还没有见到,但可以用有限元方法分析计算这些部件的穿透速度。

1.4.1.2 有限元分析法

由于鸟撞载荷受被撞结构的弹性影响很大,二者有较强的耦合关系。目前国际上可完成

鸟撞结构分析的较成熟的商业软件有 MSC. DYTRAN, LS. DYNA, ABAQUS, ANSYS, PAM - CRASH等。但需要指出的是,采用有限元分析法对结构进行鸟撞符合性说明时要有试验支持,并经适航当局认可。

通常采用显式非线性动力学有限元分析法进行鸟撞分析计算,见本书第三章相关内容。鸟的模型有 Lagrange 模型、Euler 模型、ALE 模型和 SPH 模型四种,研究证明高速(大于 150m/s)撞击时使用 SPH 模型能够较好地反映试验结果。建立结构模型时不一定对全部或大部分结构进行,可选取撞击部位周围足够大范围内的相关联部件,并加上适当的边界条件,所选撞击结构范围越大,边界条件对分析结果的影响越小。除了设置鸟与撞击结构的主接触外,还要仔细设置结构部件之间的接触,特别注意像机翼/尾翼前缘蒙皮结构与其内部构件的接触关系,既不要有遗漏又不要有多余的接触设置以免降低分析效率。

雷达罩一般是用单层或多层夹芯的复合材料制成的结构,在数值模拟计算时,需要包括如下几种计算模型。

- (1) 泡沫芯材特性的确定;
- (2) 鸟体/空气材料特性的确定;
- (3) 主要支撑的刚性模型;
- (4) 后板的刚性模型。

1.4.2 试验验证技术要求

鸟撞结构的地面模拟试验通常采用空气炮方法。试验装置可按预定方向和速度发射鸟弹,撞击安装于试验夹具上的试验件的特定撞击点。

1.4.2.1 试验件及其安装

试验件及其支持结构应为符合图纸和专用技术条件的全尺寸生产件,试验件的安装应尽可能模拟结构的支持刚度、连接情况和在飞机上的相对应位置,对于前缘结构应带有一段相邻结构。试验件安装的紧固件应尽可能与真实结构相同。

1.4.2.2 试验件上撞击点位置

机翼前缘撞击点的位置选在前缘线上,还可增选上下两个位置(如机翼前缘带有缝翼时,上点选在前缘线与缝翼梁轴线的中点处,下点选在前缘线与上下蒙皮交线的中点处)。撞击点展向位置从下列各点中选择。

- (1) 相邻两前缘翼肋/隔板的中点;
- (2) 两段前缘的对缝处;
- (3) 前缘蒙皮与翼肋连接处;
- (4) 滑轨与缝翼连接处;
- (5) 前缘上可能的刚度最小点。

尾翼前缘撞击点的位置选在翼型的前缘线上,展向位置从下列各点中选择:

- (1) 相邻两前缘翼肋的中点;
- (2) 两段前缘的对缝处;
- (3) 前缘蒙皮与翼肋连接处;
- (4) 前缘上可能有的刚度最小点。

1.4.2.3 试验设备选择和测试精度

试验设备包括空气炮系统、试验靶台系统、环境控制系统、速度测量系统、弹着点位置测量系统、位移测量系统、撞击力测量系统、应力/应变测量系统、高速摄影系统,见本指南第六章。为确保鸟撞试验的可靠性和精度,速度测量系统最好配备两套。在鸟撞试验过程中,至少应有两路高速摄影,用于清晰记录鸟撞全过程,高速摄影机的拍摄速度应在 2 000 帧/秒以上,也可按下列公式确定:

$$F = 1\,000 + 16.393v \quad (1.6)$$

式中, F 为拍摄速度(帧/秒); v 为鸟撞速度(m/s)。

另外还要有照相用于记录鸟撞击前后的试验件状态。各测量系统的测试精度如下所示。

- (1)质量测量设备精度为 1g;
- (2)角度测量精度为 0.25° ;
- (3)温度测量系统精度为 $\pm 3^\circ\text{C}$;
- (4)速度测量系统精度为 $\pm 1\%$;
- (5)位移测量系统精度为 $\pm 5\%$;
- (6)撞击力、应力/应变测量系统精度为 $\pm 10\%$ 。

1.4.2.4 鸟弹

鸟弹由鸟和包装物构成。按鸟弹的质量要求,选择鸡、鸭、鹅等家禽,在使用前 1 小时致昏或闷死,试验时鸟体内腔温度应达到 $21 \pm 5.5^\circ\text{C}$ 。

包装物应柔软、有韧性,便于包装,对撞击物影响小。包装物用于防止撞击前鸟体变形或解体,可用尼龙、棉织物或聚乙烯制作。要保证包裹后的鸟弹硬度与实际鸟体相当。

尾翼结构鸟撞试验的鸟弹质量为 3.6 kg(8 lb),其他结构鸟撞试验的鸟弹质量为 1.8 kg(4 lb)。应严格控制鸟弹的质量,允许切割、修剪、增加鸟的翅膀和腿脚,允许注水或含水量 98% 的胶体物质,但增减时不得超过鸟体质量的 10%。包装材料的质量不超过鸟弹质量的 10%。

1.5 本指南的适用范畴及工作意义

为满足我国大型民用飞机结构抗鸟撞设计、分析与试验技术发展的紧迫需求,本指南主要总结了当前我国在民用固定翼飞机结构抗鸟撞设计、分析评估与验证技术方面所开展的研究工作及其技术成果。

本指南系统归纳整理了多种材料、典型吸能结构单元以及全尺寸舱段结构的吸能特性、变形行为和破坏特征,鸟撞结构动力学有限元数值分析建模与仿真技术,全尺寸前缘结构鸟撞试验设计与先进测量技术等,适用于民用飞机、运输类飞机等固定前缘结构的抗鸟撞工程设计技术范畴;可作为抗鸟撞结构设计工作规划、详细工程设计、数值计算分析以及全尺寸结构试验等相关工作的技术指南与参考资料。

本指南不适用于固定翼飞机的动力装置、直升机旋翼等的抗鸟撞设计分析与试验技术,但有一定的参考借鉴价值。

参考文献

- [1] 周加良. 飞机鸟撞事故分析、预防及建议[J]. 宁波大学学报, 1994, 7(1): 16 - 23.
- [2] 梁惠钧. 民用飞机鸟撞的统计资料[J]. 飞机工程, 1993, (3): 81 - 83.
- [3] 中国民用航空局. CCAR - 25AA - R3 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民航出版社, 1985.
- [4] 中国航空工业总公司. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.

第二章 基本概念与定义

针对鸟撞飞机的运动学基本问题,本章介绍描述飞机运动姿态坐标系的定义,以及鸟类等飞禽的质量与速度分布特征、鸟撞击概率分布特性以及提高飞机鸟撞生存特性的工程措施等,作为后续各章节工程设计分析应用的基本概念。

2.1 飞机坐标系和姿态参数

飞机在空中飞行的运动姿态可用刚体运动学方法描述,即认为飞机各部件随飞机重心一起在空中平移和绕重心转动。重心在飞机的对称平面内,通过重心可构成一个直角轴系,称为飞机的机体坐标系,也叫机体坐标系,如图 2-1 所示。该坐标系的原点即位于飞机重心处,坐标轴 Ox , Oy 和 Oz 是按右手螺旋规则设定。 Ox 轴称为飞机纵轴,位于飞机对称平面内,沿机身轴线朝机头方向为正; Oy 轴称为横轴,垂直于飞机对称平面内向右为正;而 Oz 轴也称为竖轴,垂直于 Oxy 坐标平面向下为正。

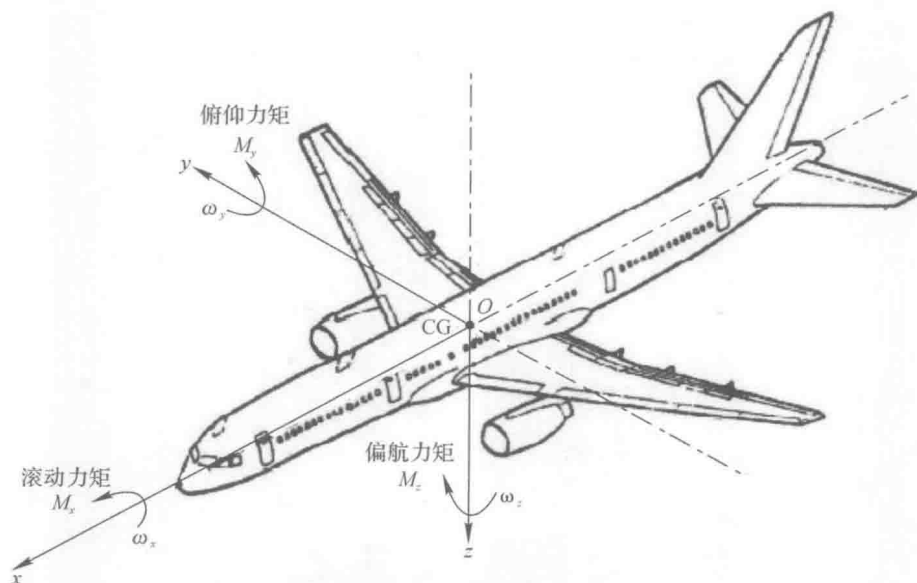


图 2-1 机体坐标轴系

利用机体坐标系,可以把飞机的运动可进行如下分解:

- (1) 沿 Ox 轴方向的移动;
- (2) 沿 Oy 轴方向的移动——侧滑;