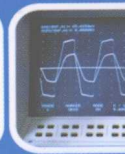
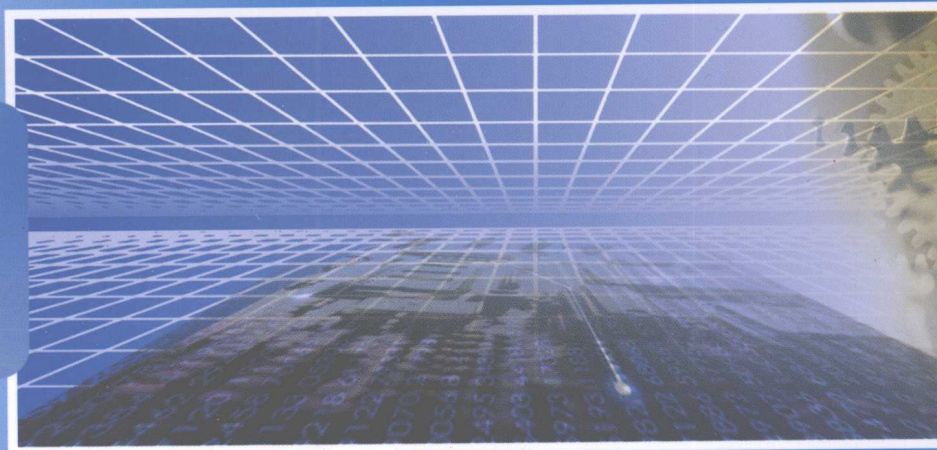




D-K-YT021-0D
空军航空机务系统教材

飞机与发动机强度

李曙林 主编



国防工业出版社
National Defense Industry Press

D-K-YT021-0D

空军航空机务系统教材

飞机与发动机强度

李曙林 主编

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本教材以飞机和发动机结构强度分析为线索,综合了飞机和发动机结构静强度、疲劳强度和断裂强度三方面的内容,包括飞机的外载荷,飞机与发动机结构受力分析,结构静强度、刚度及稳定性,结构疲劳强度,线弹性断裂力学基本理论及应用,飞机机体结构修理中的强度计算,飞机结构强度试验简介等七章。

本教材从飞机与发动机使用维护角度出发,在阐述现代结构强度分析理论、技术和方法的基础上,着重于现役飞机与发动机结构强度及失效故障分析,具有鲜明的工程应用特色,内容的实践性、针对性强。

本书为航空机务系统地面院校机械专业本科教材,也可供外场机务人员和修理厂技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞机与发动机强度 / 李曙林主编. —北京:国防工业出版社, 2007.6

(空军航空机务系统教材)

ISBN 978-7-118-05041-7

I. 飞... II. 李... III. 航空发动机-教材 IV. V23

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2007)第 024530 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100044)

四季青印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 20 字数 479 千字

2007 年 6 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—5000 册 定价 40.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

总 序

发生在世纪之交的几场局部战争表明,脱胎于 20 世纪工业文明的机械化战争正在被迅猛发展的信息文明催生的信息化战争所取代。信息化战争的一个显著特点,就是知识和技术密集,战争的成败越来越取决于各类高技术、高层次人才的质量和数量,以及人与武器的最佳配合。因此,作为人才培养基础工作的教材建设,就显得格外重要和十分紧迫。为了加快推进中国特色军事变革,贯彻执行军队人才战略工程规划,培养造就高素质新型航空机务人才,空军从 2003 年开始实施了航空机务系统教材体系工程。

实施航空机务系统教材体系工程是空军航空装备事业继往开来的大事,它是空军装备建设的一个重要组成部分,是航空装备保障人才培养的一个重要方面,也是体现空军航空装备技术保障水平的一个重要标志。两年来,空军航空机务系统近千名专家、教授和广大干部、教员积极参与教材编修工作,付出了艰辛的劳动,部分教材已经印发使用,效果显著。实践证明,实施教材体系工程,对于提高空军航空机务人才的现代科学文化水平和综合素质,进而提升航空机务保障力和战斗力,必将发挥重要作用和产生深远影响,是一项具有战略意义的工程。

空军航空机务系统教材体系工程,以邓小平理论和“三个代表”的重要思想为指导,以新时期军事战备方针为依据,以培养高素质新型航空机务人才为目标,着眼空军向攻防兼备型转变和航空装备发展需要,按照整体对应、系统配套、紧贴实际、适应发展,突出重点,解决急需的思路构建了一个较为完整的教材体系。教材体系的结构由部队、院校、训练机构教育训练教材三部分组成,分为航空机务军官教育训练教材和航空机务士兵教育训练教材两个系列十六个类别的教材组成。规划教材按照新编、修编、再版等不同方式组织编修。新编和修编的教材,充实了新技术、新装备的内容,吸收了近年来航空维修理论研究的新成果,对高技术战争条件下航空机务保障的特点和规律进行了有益探索,院校的专业训练教材与国家人才培养规格接轨并具有鲜明的军事特色,部队训练教材与总参颁布的《空军军事训练与考核大纲》配套,能够适应不同层次、不同专业航空机务人员的教育训练需要,教材的系统性、先进性、科学性、针对性和实践性与原有教材相比有了明显提高。

此次大规模教材编修工作,系统整理总结了空军航空机务事业创业 50 多年来的宝贵经验,将诸多专家、教授、骨干的学识见解和实践经验总结继承下来,优化了航空机务保障教材体系,为装备保障人员提供了一套系统、全面的教科书,满足了人才培养对教材的急需。全航空机务系统一定要认真学习新教材,使其真正发挥对航空机务工作的指导作用。

同时,教材建设又是一项学术性很强的工作,教材反映的学术理论内容是随实践的发展而发展的。当前我军建设正处在一个跨越式发展的历史关键时期,航空装备的飞速发展和空军作战样式的深刻变化,使航空机务人才培养呈现出许多新特点,给航空机务系统教材建设带来许多新问题。因此,必须十分关注航空装备的发展和航空机务教育训练的改革创新,不断发展和完善具有时代特征和我军特色的航空机务系统教材体系,为航空机务人才建设提供知识信息和开发智力资源。

魏 钢

二〇〇五年十二月

空军航空机务系统教材体系工程编委会

主 任 魏 钢

副主任 周 迈 毕雁翎 王凤银 袁 强 韩云涛

吴辉建 王洪国 王晓朝 常 远 蔡风震

李绍敏 李瑞迁 张凤鸣 张建华 许志良

委 员 刘千里 陆阿坤 李 明 郦 卫 沙云松

关相春 吴 鸿 朱小军 许家闻 夏利民

陈 涛 谢 军 严利华 高 俊 戴震球

王力军 曾庆阳 王培森 杜元海

空军航空机务系统教材体系工程总编审组

组 长 刘桂茂

副组长 刘千里 郦 卫 张凤鸣

成 员 孙海涛 陈廷楠 周志刚 杨 军 陈德煌

韩跃敏 谢先觉 高 虹 彭家荣 富 强

郭汉堂 呼万丰 童止戈 张 弘

空军航空机务系统教材体系工程
机械专业编审组

组 长 陈廷楠

成 员 王行江 陈柏松 王献军 赵 斌 高 虹
呼万丰 邱炳辉

前 言

现役飞机及发动机,其强度是在设计制造时就已确定了的,在规定的载荷作用下,一般来说是安全的。但是由于使用环境的变化、加载时间的推移、外部因素的影响以及使用维护人员的更替等原因均会使飞机与发动机结构的强度发生变化,这种变化将可能影响飞行安全或作战训练任务的完成。因此工程机务人员深入理解飞机与发动机强度的概念及其变化规律,掌握强度分析理论和方法,对于提高维护质量、预防结构失效故障、保证飞行安全具有重要的意义。

本书主要介绍了飞机和发动机结构强度分析有关理论和方法,包括飞机的外载荷,飞机与发动机结构受力分析,结构静强度、刚度及稳定性,结构疲劳强度,线弹性断裂力学基本理论及应用;为了适应飞机结构改装、修理以及战伤抢修工作需要,本书专门介绍了结构改装和修理以及战伤抢修方面的知识;强度试验是强度分析中必不可少的一个方面,本书对飞机结构强度试验做了简要介绍。

本书由李曙林教授主编。第1章~第3章由尚柏林编写;第4章、第6章由李曙林编写;第3章的部分内容和第5章由何宇廷编写;第7章及附录由缙百勇编写;第2章、第4章中有关发动机结构强度部分由陈东林编写。李曙林和缙百勇负责统稿、排版等工作。

西北工业大学杨智春教授、空军工程大学陈廷楠教授全面审查了本教材,空军工程大学张恒喜教授、程礼教授、黄树槐研究员对本书提出了宝贵的意见和建议,在此谨向他们表示衷心的感谢!

由于编者水平有限,加之时间仓促,难免有不足之处,欢迎批评指正。

编 者
2006年12月

目 录

绪论	1
第 1 章 飞机的外载荷	3
1.1 飞行载荷	3
1.1.1 水平等速直线飞行载荷	4
1.1.2 机动飞行载荷	5
1.1.3 在大气紊流中的飞行载荷	7
1.2 过载	9
1.2.1 飞机的过载	10
1.2.2 飞机部件的过载	13
1.3 飞行限制参数的确定	16
1.3.1 最大使用过载 $n_{y\max, sy}$ 的确定	16
1.3.2 最大允许速度的确定	18
1.3.3 最大升力系数的确定	19
1.4 飞机在飞行中的严重受载情况	20
1.4.1 严重受载情况的确定	20
1.4.2 严重受载情况的载荷特点	21
1.5 复杂载荷情况	24
1.5.1 疲劳载荷	25
1.5.2 其他特殊情况的载荷	25
1.5.3 环境谱的编制	27
习题	28
第 2 章 飞机与发动机结构受力分析	30
2.1 飞机结构的受力分析	30
2.1.1 飞机结构受力分析的目的	30
2.1.2 飞机基本结构元件和结构的传力特性	31
2.1.3 受力分析的一般原则	33
2.1.4 飞机结构受力分析的方法和步骤	36
2.2 机翼结构的受力分析	38
2.2.1 机翼的结构特点与形式	38
2.2.2 机翼的外部载荷和内力	42
2.2.3 机翼结构的传力分析	46
2.3 机身结构的受力分析	61

2.3.1	机身结构的特点与形式	61
2.3.2	机身的外部载荷分析	63
2.3.3	机身结构的传力分析	65
2.4	起落架结构的受力分析	67
2.4.1	起落架的布置形式	68
2.4.2	起落架的外部载荷	69
2.4.3	起落架的结构形式和受力分析	73
2.5	发动机结构的受力分析	82
2.5.1	作用在发动机上的载荷	82
2.5.2	作用在发动机主要部件上的气体轴向力	83
2.5.3	作用在发动机主要部件上的气动扭矩	88
2.5.4	作用在发动机上的惯性力和惯性力矩	90
2.5.5	转子的支承形式和支承结构	91
2.5.6	发动机转子的联轴器	97
2.5.7	发动机静子传力系统	100
	习题	103
第3章	结构静强度、刚度及稳定性	104
3.1	飞机结构设计方法概述	104
3.1.1	飞机结构设计思想的演变	104
3.1.2	飞机结构设计中的安全系数与剩余强度	107
3.1.3	近代飞机结构的特点	108
3.2	飞机结构静强度评估	114
3.2.1	机翼结构的应力计算	114
3.2.2	机身结构的应力计算	120
3.2.3	起落架结构的应力计算	123
3.2.4	结构静强度评估	124
3.3	飞机结构刚度及稳定性要求	124
3.3.1	飞机结构的刚度	124
3.3.2	飞机结构的稳定性	129
3.4	有限元分析方法	131
3.4.1	有限元法简介	131
3.4.2	有限元法在飞机结构静强度分析中的应用	133
	习题	135
第4章	结构疲劳强度	137
4.1	疲劳的基本概念	137
4.1.1	疲劳破坏的特征	137
4.1.2	疲劳破坏的过程	138
4.1.3	疲劳破坏的断口分析	139
4.2	金属材料的疲劳强度	141

4.2.1	疲劳应力与持久极限	141
4.2.2	材料疲劳性能曲线	143
4.2.3	疲劳特性图	145
4.3	疲劳强度的影响因素及提高措施	147
4.3.1	影响疲劳强度的因素	147
4.3.2	提高疲劳强度的措施	154
4.4	飞机结构的疲劳载荷	157
4.4.1	飞机结构承受的疲劳载荷	157
4.4.2	飞机疲劳载荷谱简介	158
4.5	疲劳累积损伤理论	159
4.5.1	线性累积损伤理论及其应用	159
4.5.2	修正线性累积损伤理论	163
4.6	飞机结构疲劳寿命估算	164
4.6.1	疲劳寿命的概念	164
4.6.2	疲劳寿命估算的名义应力法	166
4.6.3	局部应力-应变法	171
4.6.4	估算裂纹形成寿命的类比法	174
4.7	发动机结构的蠕变	176
4.7.1	金属材料的蠕变现象	177
4.7.2	金属材料的蠕变机理	179
4.7.3	金属材料的松弛	181
4.7.4	金属材料的高温性能	181
习题		182
第5章	线弹性断裂力学基本理论及应用	185
5.1	线弹性断裂力学能量原理	186
5.1.1	Griffith 能量释放观点	186
5.1.2	能量平衡理论	188
5.2	应力强度因子断裂准则	189
5.2.1	裂纹体的三种断裂类型	189
5.2.2	平面应力与平面应变	190
5.2.3	裂纹尖端附近的应力场和应力强度因子	191
5.2.4	K 断裂准则	194
5.2.5	裂纹尖端塑性区	197
5.3	线弹性断裂力学在结构静强度分析方面的应用	204
5.3.1	线弹性断裂力学的适用范围	204
5.3.2	应用举例	206
5.4	疲劳裂纹的扩展	211
5.4.1	疲劳裂纹的扩展机理	211
5.4.2	等幅载荷作用下疲劳裂纹扩展速率	211

5.4.3	超载对裂纹扩展的延迟效应	213
5.5	疲劳裂纹扩展寿命计算	216
5.5.1	等幅载荷下裂纹扩展寿命的计算	216
5.5.2	谱载荷下裂纹扩展寿命的计算	217
5.5.3	结构断裂控制	218
5.5.4	应用举例	221
5.6	应力腐蚀开裂	226
5.6.1	应力腐蚀开裂现象	226
5.6.2	K_{ISCC} 、 t_F 和 da/dt 的基本概念	227
5.6.3	应力腐蚀构件的安全性和寿命估算	229
5.7	加劲壁板的断裂分析	230
5.7.1	非加劲平板断裂临界应力曲线	230
5.7.2	加劲平板的断裂分析	231
5.8	飞机结构损伤容限和耐久性评定	236
5.8.1	损伤容限和耐久性的概念	237
5.8.2	损伤容限和耐久性评定的目标	237
5.8.3	损伤容限和耐久性评定的程序	237
5.8.4	损伤容限和耐久性设计的主要内容	240
5.8.5	提高飞机结构损伤容限和耐久性特性的措施	241
5.9	弹塑性断裂力学简介	242
5.9.1	COD 理论	242
5.9.2	J 积分理论	244
习题		249
第 6 章	飞机机体结构修理中的强度计算	252
6.1	飞机机体结构修理的原则	252
6.2	等强度原则在结构铆接修理中的应用	253
6.2.1	计算载荷的确定	253
6.2.2	机体结构典型构件修理强度计算	254
6.3	结构修理中提高损伤部位疲劳强度的措施	263
6.4	飞机结构战伤修理	269
6.4.1	飞机战伤抢修的特点	269
6.4.2	飞机结构战伤评估	270
6.4.3	飞机结构战伤修理方法	273
第 7 章	飞机结构强度试验简介	278
7.1	飞机结构静强度试验	278
7.1.1	试验的目的	278
7.1.2	试验情况的选择	278
7.1.3	试验顺序的安排	279
7.1.4	对试件的要求	279

7.1.5	试验的过程	280
7.1.6	试验的验收标准	280
7.2	飞机结构疲劳试验	280
7.2.1	飞机疲劳试验的分类	281
7.2.2	疲劳试验设备	281
7.2.3	疲劳试验方法	282
7.3	金属材料 K_{Ic} 的测定	286
7.3.1	测试原理	286
7.3.2	测试方法	289
附录 A	飞机强度综合作业——飞机前起落架旋转臂焊缝附近疲劳寿命估算	293
附录 B	飞机强度综合作业指导	300
参考文献		307

绪 论

所谓飞机、发动机的结构强度,是指该结构在预定工作寿命期间内承受使用载荷而不失效的能力。对于现役飞机与发动机,其强度是在设计、制造过程中所赋予的出厂时自身所固有的属性,在规定的载荷作用下,一般来说是安全的。但是随着使用环境的变化、加载时间的推移、载荷类型的改变、使用维护人员的更替等,结构的强度也会不断发生变化。为使结构在预定工作寿命期间内不失效,以保证作战、训练飞行安全可靠,研究结构的强度问题十分重要。

同所有机械产品强度的研究一样,飞机、发动机结构强度的研究,是以强度理论为基础,以现代最新计算方法和测试技术、测试仪器为手段的现代工程力学的一个重要分支。当然,强度理论又是在生产、使用实践的基础上总结出来的,是随着时代的发展而发展的。

机务人员研究飞机、发动机结构强度的范围不外乎有两点:一是通过计算或试验,验证现役飞机、发动机结构的设计是否合理,制造精度是否足够高,结构是否具有足够的强度,同时找出结构的薄弱环节或危险部位,必要时在使用中进行强度监控或对强度故障进行诊断,提高维修工作的预见性;二是对已失效的结构进行研究,找出结构失效的原因,提出预防措施,并为结构设计、制造和使用提供改进的依据。上述两种范围的研究方法相似,只是过程有些差别。前者是根据结构本身和载荷情况,选用适当的强度理论,建立相应的强度判据,经过计算或试验,确定(预测)结构可能失效的类型;后者是根据结构失效的类型,选用适当的强度理论,建立相应的强度判据,经过计算或试验,看其结果与失效类型是否吻合。由上所述,可以认为,失效类型是研究各种强度故障的出发点,而强度判据则是衡量强度的标尺,计算和试验则是实现研究的具体方法。无论是失效类型、强度判据,还是强度计算和试验的方法,都是随着科学技术的发展而发展的,因而每个时期的强度研究都是和当时的科学技术水平相适应的。

迄今为止,飞机、发动机结构强度的研究,都是把一定的失效类型和一定的外载类型相联系。因此,研究飞机、发动机结构强度问题必须从研究飞机、发动机结构所受的外载荷入手。各国军用飞机的强度规范,实际上都是载荷规范,它为各型飞机结构规定了应承受的起飞、飞行、着陆、地面操作和试验载荷。强度规范规定的载荷是设计飞机所依据的载荷,它虽然是总结了以往的使用经验规定的,但是它和飞机结构在使用中实际承受的载荷总是有一定的差别。因此,在外场研究飞机结构的强度故障,最好用统计实测所得到的载荷,而本书仅阐述有关外载荷的基本知识。

飞机、发动机结构是一个高度静不定系统,当知道了作用在其上的外载荷的性质、大小与分布状态后,如何计算该结构的变形、应力和应变,是强度分析的重要内容。为了适应外场维护工作的特点和需要,本书对飞机、发动机结构的受力(传力)分析以及应力的近似计算,如“工程梁理论”作必要的阐述,而对有限元方法仅作简要介绍。

结构的疲劳破坏是使用中非常突出的问题,同时结构中出现损伤(裂纹)后的剩余强度

(损伤容限)也是使用中非常关心的问题,因此本书在阐述必要的静强度知识的基础上,以一定的篇幅介绍结构的疲劳强度和断裂强度问题。

飞机结构在使用中经常遇到结构改装和修理的问题,同时战时结构的战伤抢修也将成为外场维修工作的重要内容。本书以一章篇幅介绍结构改装和修理以及战伤抢修方面的知识。

强度试验是结构强度分析中的一个重要方面,但由于条件所限,外场使用中难以实施,作为一项了解性内容,书中对飞机结构静强度试验和疲劳试验仅作简要介绍。

第 1 章 飞机的外载荷

飞机结构是指飞机上能够承受并传递载荷的系统,包括机翼、尾翼、机身、发动机短舱、起落架以及其他系统的受力部件等部分,它通常由几个到几千个零件构成,相互之间没有相对运动,能承受规定的外载荷,并满足一定的强度、刚度、寿命和可靠性等要求。强度是指结构在载荷、振动、温度等工作环境下抵抗破坏和保持安全工作的能力。从强度的观点来分析结构时,首先应当知道作用于结构上的载荷。

对飞机结构来讲,既应该保证安全可靠,又要求重量轻,这就对结构强度分析提出了更高的要求。在进行飞机结构设计,或者为了对现役飞机结构以及按某种需要进行改装了的飞机结构进行强度校核时,首先必须确定它所承受的载荷,而结构载荷要由飞机的外载荷来决定,因此,飞机在使用过程中的外载荷是对飞机结构进行强度计算的主要原始依据。

飞机的外载荷是指飞机在起飞、飞行、着陆和地面滑行等使用过程中,作用在机体各部分上的空气动力、重力和地面反力等外力的总称。外载荷的大小取决于飞机的重量、飞行性能、外形的气动特性、起落架的减振特性以及使用情况等诸多因素。飞机的外载荷按使用情况不同,分为飞行时的外载荷和起飞、着陆、滑行、地面操纵时的外载荷两类。

飞机外载荷的确定比较复杂,需要由理论、试验以及实测统计等方法来决定。这些工作应该根据飞机强度规范的要求来进行。

本章主要介绍飞机在飞行中的外载荷、飞机及其部件的过载概念与意义、飞行限制参数的确定和飞行中的严重受载情况,最后简要说明飞机设计规范中介绍的一些复杂载荷情况,这些复杂的载荷情况可能在飞机的实际使用、维护工作中遇到。着陆及地面运动时作用在起落架上的载荷,在第 2 章的相关内容里分析。了解飞机的外载荷,便为分析飞机结构的受力准备好了初始条件。

1.1 飞行载荷

在飞行中,作用在飞机上的载荷与飞行状态(飞行速度、高度和迎角及其变化率等)有关。飞机在空中飞行时的受载情况可简化成图 1-1。

通常,将质量乘以加速度的负值称为惯性力,即惯性力在数值上等于质量乘以加速度,方向与加速度方向相反。在图 1-1 中加上了惯性力 N_x 、 N_y ,它们是具有加速度的飞机的动平衡表示形式。飞机所受重力 $G(mg)$ 和惯性力 $N(-ma)$ 均与飞机本身质量 m 有关,故统称为质量力。

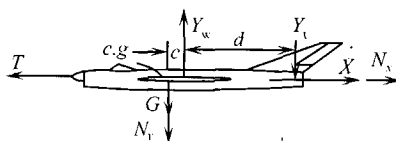


图 1-1 飞机飞行载荷

分析飞机在空中的受载情况,由牛顿第二定理有

$$\left. \begin{aligned} T - X &= ma_x = N_x \\ Y_w - Y_t - G &= ma_y = N_y \\ -Y_w c + Y_t(d + c) &= I_z \alpha_z \end{aligned} \right\} \quad (1-1)$$

式中 T ——发动机推力;

X ——空气阻力;

Y_w ——机翼升力;

Y_t ——尾翼升力;

a_x, a_y —— x, y 方向的加速度;

N_x, N_y —— x, y 方向的惯性力;

I_z ——飞机绕 z 轴的质量惯性矩;

α_z ——飞机绕 z 轴的角加速度。

这里的坐标轴方向是按右手直角机体坐标系规定的,即:原点 O 在飞机重心;纵轴 Ox 平行于机身轴线,指向前;竖轴 Oy 在飞机对称平面内,垂直于纵轴 Ox ,指向上(当飞机处于正常平飞姿态时);横轴 Oz 垂直于飞机对称平面,方向由右手系规定。在把飞机简化成一个质点研究飞机运动规律时,可将各种外载都移至重心处,并把飞机简化成一个质点来分析。

通常,根据飞行中大气的运动情况,飞机在飞行中经受的载荷可以分为两部分:一部分是在静止空气中运动时受到的载荷,即机动载荷;另一部分是在大气紊流中飞行时的载荷,即大气紊流载荷。本节研究飞机在水平等速直线飞行、在垂直平面内机动飞行、在水平面内机动飞行以及在飞行中遇到突风等典型状态下作用在飞机上的外载荷。

1.1.1 水平等速直线飞行载荷

飞机在水平等速直线飞行时,作用在飞机上的载荷有飞机的升力 Y_0 ,空气阻力 X_0 ,飞机的重力 G 和发动机的推力 F_0 ,如图 1-2 所示。为了便于分析,近似地认为这些力都作用在飞机重心处,而且 F_0, X_0 和 Y_0, G 分别与飞机的坐标轴 x 和 y 相重合。由于是水平等速直线平飞,所以作用在飞机上的力必须满足下列平衡条件,即

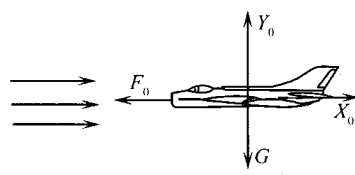


图 1-2 水平等速直线飞行时的受载

$$\left. \begin{aligned} Y_0 &= G \\ F_0 &= X_0 \end{aligned} \right\} \quad (1-2)$$

在这种飞行情况下,飞机所受载荷处于静平衡状态,因此飞机无任何方向的加速度,人在飞机里,如果不看机外景物的相对运动,就难以感觉到飞机的飞行;同时,作用在飞机上的升力等于飞机的重力,推力等于阻力。飞机上各种装载、设备作用在它们连接接头处的力与飞机静止时的情况是相同的。

从整体上来说,水平等速直线飞行时,飞机承受的总载荷不大,但是飞机的某些局部地方可能承受很大的载荷。例如,飞机用小速度水平等速直线飞行和用大速度水平等速直线飞行时,虽然飞机的总升力都等于飞机的重力,但机翼的局部气动载荷是不同的,如图 1-3 所示。小速度水平等速直线飞行时,机翼上表面为吸力,下表面为压力,合力作用点靠前;大速度水平等速直线飞行时,机翼上、下表面均为吸力,合力作用点靠后。后者的最大局部载荷比前