



飞行器系列丛书

轻型飞机起落架着陆动力学 仿真与试验技术

DYNAMIC SIMULATION AND DROP TEST OF
LIGHT AIRPLANE LANDING GEAR

聂宏 薛彩军 编著



科学出版社

飞行器系列丛书

轻型飞机起落架着陆 动力学仿真与试验技术

聂宏 薛彩军 编著

贵州师范学院内部使用

科学出版社

北京

内 容 简 介

本书系统介绍了轻型飞机起落架着陆动力学特性,以及运用相关软件进行仿真分析的方法,内容结合试验研究,反映了现代飞机起落架着陆动力学设计的新特点和新方法。全书共5章:第1章简要介绍飞机起落架及其着陆动力学问题;第2章详细研究飞机起落架着陆动力学模型;第3章为飞机起落架着陆动力学分析;第4章研究飞机起落架落震试验系统开发;第5章介绍某轻型飞机起落架着陆动力学试验。

本书可作为航空类专业本科生、研究生、教师参考用书,对于设计单位、工厂等从事飞机起落架动力学研究工作的科研人员,本书也具有参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

轻型飞机起落架着陆动力学仿真与试验技术 / 聂宏,
薛彩军 编著. —北京:科学出版社,2019. 11

(飞行器系列丛书)

ISBN 978-7-03-063030-8

I. ①轻… II. ①聂… ②薛… III. ①起落架—动力学—研究 IV. ①V226

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2019)第 244551 号

责任编辑:许 健 / 责任校对:谭宏宇
责任印制:黄晓鸣 / 封面设计:殷 靓

科 学 出 版 社 出 版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

南京展望文化发展有限公司排版

江苏凤凰数码印务有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2019 年 11 月第 一 版 开本: B5(720×1000)

2019 年 11 月第一次印刷 印张: 9

字数: 185 000

定价: 80.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

飞行器系列丛书

编委会

名誉主任：赵淳生 郭万林 聂 宏

主 任：夏品奇

副 主 任：姚卫星 裘进浩 高存法

委 员（按姓氏笔画排序）：

王立峰 王同光 邓宗白 史治宇 余雄庆 陆志良

陈少林 陈仁良 陈国平 金栋平 赵 宁 胡俊辉

袁慎芳 蒋彦龙

丛 书 序

飞行器是指能在地球大气层内外空间飞行的器械,可分为航空器、航天器以及火箭和导弹三类。航空器中,飞机通过固定于机身的机翼产生升力,是数量最大、使用最多的航空器;直升机通过旋转的旋翼产生升力,能垂直起降、空中悬停、向任意方向飞行,在航空器中具有独特的不可替代的作用。航天器可绕地球飞行,也可远离地球在外太空飞行。1903年,美国的莱特兄弟研制成功了人类第一架飞机,实现了可持续、有动力、带操纵的飞行。1907年,法国的科尔尼研制成功了人类第一架直升机,实现了有动力的垂直升空和连续飞行。1957年,人类第一颗人造地球卫星由苏联发射成功,标志着人类由此进入了航天时代。1961年,苏联宇航员加加林乘“东方1号”飞船进入太空,实现了人类遨游太空的梦想。1969年,美国的阿姆斯特朗和奥尔德林乘“阿波罗11号”飞船登月成功,人类实现了涉足地球以外的另一个天体。这些飞行器的成功,实现了人类两千年以来的各种飞行梦想,推动了飞行器的不断进步。

目前,飞行器科学与技术快速发展,各种新构型、新概念飞行器层出不穷,反过来又催生了许多新的飞行器科学与技术,促使人们不断地去研究和探索新理论、新方法。出版“飞行器系列丛书”,将为人们的研究和探索提供非常有益的参考和借鉴,也将有力促进飞行器科学技术的进一步发展。

“飞行器系列丛书”将介绍飞行器科学与技术研究的最新成果与进展,主要由南京航空航天大学从事飞行器设计及相关研究的教授、专家撰写。南京航空航天大学已研制成功了30多种型号飞行器,包括我国第一架大型无人机、第一架通过适航审定的全复合材料轻型飞机、第一架直升机、第一架无人直升机、第一架微型飞行器等,参与了我国几乎所有重大飞行器型号的研制,拥有航空宇航科学与技术一级学科国家重点学科。在这样厚重的航空宇航学科基础上,撰写出“飞行器系列丛书”并由科学出版社出版,具有十分重要的学术价值,将为我国航空航天界献上一份厚重的礼物,为我国航空航天事业的发展作出一份重要的贡献。

祝“飞行器系列丛书”出版成功!

夏品奇

2017年12月1日于南京

前 言

随着航空技术的不断深入发展,飞机起落架的设计要求也越来越高。飞机起落架作为飞机结构的一个重要组成部分,重复承受着着陆冲击、地面滑跑、操作、停放等过程产生的各种动、静载荷。飞机起落架通过吸收、消耗其与地面摩擦接触产生的各种能量,减缓飞机振动,提高乘员的舒适性,对保证飞机安全起降起到了举足轻重的作用。

飞机起落架承受载荷严重,且故障率较高,这严重影响了飞机的使用安全。据不完全统计,大约 2/3 的飞机事故与飞机起落架有直接或间接的关系,其中,飞机起落架强度方面引起的飞机事故占大多数。因此,研究飞机起落架着陆动力学特性对飞机起落架强度设计非常重要。

本书涉及飞机起落架着陆动力学模型及分析,飞机起落架落震系统开发及落震试验研究,系统地考察飞机起落架着陆动力学问题。在飞机起落架着陆动力学理论分析的基础上,运用软件仿真分析法及试验研究方法系统分析飞机起落架着陆动力学问题,从而能够有效预测和分析飞机起落架着陆不当产生的动载荷过大及稳定性较差等问题,对飞机安全着陆具有十分重要的实用意义与理论价值。

由于我国尚缺乏有关飞机起落架着陆动力学仿真与试验技术的资料,系统地研究飞机起落架着陆动力学及其试验对我国飞机起落架自主创新具有非常重要的推动作用。本书编写的主要目标是如何应用飞机起落架着陆动力学仿真与试验技术,以提高飞机起落架着陆动力学性能,并为飞机起落架产品适航取证提供技术支撑。

由于作者水平有限,加之时间仓促,书中难免存在一些不足之处,敬请广大读者不吝赐教、批评指正。

作 者

2019 年 4 月

目 录

第 1 章	绪论	1
第 2 章	飞机起落架着陆动力学模型	3
2.1	概述	3
2.2	飞机起落架结构参数	3
2.2.1	支柱式起落架	3
2.2.2	摇臂式起落架	4
2.3	着陆运动方程	5
2.3.1	支柱式起落架着陆运动方程	5
2.3.2	摇臂式起落架着陆运动方程	7
2.4	缓冲器受力分析	10
2.4.1	油液阻尼力	12
2.4.2	空气弹簧力	13
2.4.3	内部摩擦力	14
2.4.4	结构限制力	15
2.5	轮胎受力分析	16
2.6	本章小结	16
第 3 章	飞机起落架着陆动力学分析	17
3.1	概述	17
3.2	仿真参数计算公式	17
3.2.1	仿真参数	17
3.2.2	缓冲效率计算方法	18
3.3	飞机起落架着陆动力学仿真分析	19
3.3.1	飞机起落架模型	20
3.3.2	缓冲系统的定义	23
3.3.3	限制落震试验仿真分析	24
3.3.4	飞机起落架缓冲性能影响因素分析	25
3.4	不同着陆姿态下动力学仿真与分析	28
3.4.1	仿真模型的建立	28
3.4.2	飞机起落架不同着陆姿态角动力学仿真	35
3.5	刚柔混合型动力学仿真分析	42

3.5.1	力学模型	42
3.5.2	受力分析	46
3.5.3	飞机起落架有限元模型	49
3.5.4	飞机起落架动力学刚性模型	50
3.5.5	起落架动力学刚柔混合模型	53
3.5.6	飞机起落架着陆动力学仿真	55
3.6	本章小结	58
第4章	飞机起落架落震试验系统开发	59
4.1	概述	59
4.2	落震试验方案设计	60
4.2.1	落震试验原理	60
4.2.2	落震试验方案设计	60
4.3	控制系统设计	67
4.3.1	落震试验控制系统方案设计	68
4.3.2	落震试验控制系统的实现	69
4.4	测量系统设计	75
4.4.1	飞机起落架落震试验测试方案设计	76
4.4.2	飞机起落架落震试验测量系统	77
4.4.3	处理方法与测试软件	82
4.5	本章小结	85
第5章	某轻型飞机起落架着陆动力学试验	86
5.1	调参试验	86
5.1.1	调参试验方案	86
5.1.2	调参落震试验	89
5.2	适航验证落震试验	102
5.2.1	适航标准和规范	102
5.2.2	适航验证落震试验方案	104
5.2.3	适航落震试验结果及分析	109
5.3	着陆姿态落震试验	123
5.4	本章小结	129
参考文献		130

第 1 章 绪 论

起落架是用于飞机在地面上停放和滑跑的装置。更重要的是,起落架是一种用于减缓飞机着陆速度、提高安全性和舒适性的装置。

在莱特兄弟发明第一架可载人飞机后,飞机起落装置便随之产生。当时的飞机并没有起落架和机轮,只有类似于滑橇的装置。第一次世界大战期间,飞机起落架采用后三点式构型,运用粗糙的支柱及缠绕在轴上的松紧绳来实现飞机某种程度的缓冲作用。第二次世界大战期间,飞机飞行速度又有了一定的提升,原先固定式起落架在飞机飞行速度不断增加的情况下,其产生的阻力也越来越大。为了解决安全与技术问题,设计了可收放式起落架。

随着科技水平不断提高及材料不断更新,起落架最重要的部件缓冲器也经历了由最初的基本设计到成熟设计的发展过程。最初的松紧绳式的简单缓冲器只能吸收飞机着陆时的一小部分能量。第二次世界大战期间,液体弹簧缓冲器被首次使用,其结构紧凑、耐疲劳、效率也较高,但在低温时,液体容积的改变会影响缓冲器的性能。现代飞机上使用最多的一种缓冲器是油—气式缓冲器,它在各类缓冲器中效率最高,并具有最好的能量消散能力。

从第一次世界大战到 20 世纪 40 年代,后三点式起落架占主导地位,这种起落架的主要优点是尾轮结构简单、尺寸和质量都较小,且飞机在着陆滑跑时存在较大的迎角。20 世纪 40 年代以后,大多数飞机都改用了前三点式起落架。与后三点式起落架相比,这种起落架安全可靠,具有良好的方向稳定性,强烈制动时不会发生“倒立”或“跳跃”现象,操纵灵活,且飞行视野好。目前,多轮多支柱式起落架是一种类似于前三点式的起落架,在现代大型飞机中应用最为广泛。

随着飞机速度的不断提高,飞机起落架也由构架式发展成现代飞机广泛应用的支柱式和摇臂式。支柱式起落架的缓冲器与承力支柱合二为一,机轮直接固定在缓冲器的活塞杆上,收放式起落架撑杆可兼作收放作动筒,其扭矩通过扭力臂传递,也可以通过活塞杆与缓冲支柱的圆筒内壁采用花键连接来传递。活塞杆虽然可以承受轴向力、弯矩,但容易磨损,且出现卡滞现象,使缓冲器的密封性能变差,使用时不能采用较大的初压力。这种形式的飞机起落架结构简单紧凑,易于收放,而且质量较小,是现代飞机上广泛采用的形式之一。

摇臂式起落架的机轮通过可转动的摇臂与缓冲器的活塞杆相连,其缓冲器也可以兼作承力支柱。这种形式的活塞只承受轴向力,不承受弯矩,因此密封性能

好,可增大缓冲器的初压力以减小缓冲器的尺寸,克服了支柱式飞机起落架的缺点。但摇臂式飞机起落架构造较复杂,接头受力较大,因此它在使用过程中的磨损也较大。另外,还存在一种飞机能够安全降落在水上和陆上的浮筒式飞机起落架,该形式飞机起落架除了设有普通可收缩的机轮外,还设有专在水上降落、不能收回的浮筒,有些浮筒的尾端还装有尾舵。

纵观飞机的发展历史,飞机起落架正朝着高性能、高可靠性、长寿命、低维修成本等方向发展。对于现代飞机,起落架需要同时满足重量轻、结构紧凑、故障率低、使用安全等要求。起落架作为飞机的重要组成部分,除了要满足一些静强度设计的要求及符合相应的标准外,还要满足地面滑跑、冲击、操纵等一系列动力学要求。

飞机起落架着陆动力学问题是飞机起落架动力学的一个突出问题。在飞机起落架结构、缓冲器参数、运动方程的理论研究基础上,如何研究飞机起落架着陆动力学问题显得尤为突出,尤其是研究飞机起落架不同着陆姿态角、飞机起落架构件刚体和柔性体的划分等问题。通过结合飞机起落架落震试验系统开发、落震试验、仿真分析等几个方面进行设计及分析研究,以系统地研究飞机起落架着陆动力学问题,继而推动飞机起落架着陆动力学研究领域的发展。在本书的后续几个章节中,将会对这些问题进行详细的分析与讨论。

第 2 章 飞机起落架着陆动力学模型

2.1 概 述

飞机起落架作为飞机的一个复杂机械系统,由一系列零部件组合而成,在飞机着陆撞击地面过程中,飞机起落架所承受的冲击载荷在各零部件之间合理地传递。通过分析飞机起落架结构的受力特点和着陆动力学特征,建立飞机起落架着陆动态过程的精确理论分析模型,对飞机起落架着陆动态特性研究有重要意义。

2.2 飞机起落架结构参数

2.2.1 支柱式起落架

以某轻型飞机支柱式起落架为例,主要由转轴、斜撑杆、扭力臂、轮叉和机轮等组成,如图 2.1 所示。在飞机着陆过程中承受地面的冲击主要由飞机起落架的缓

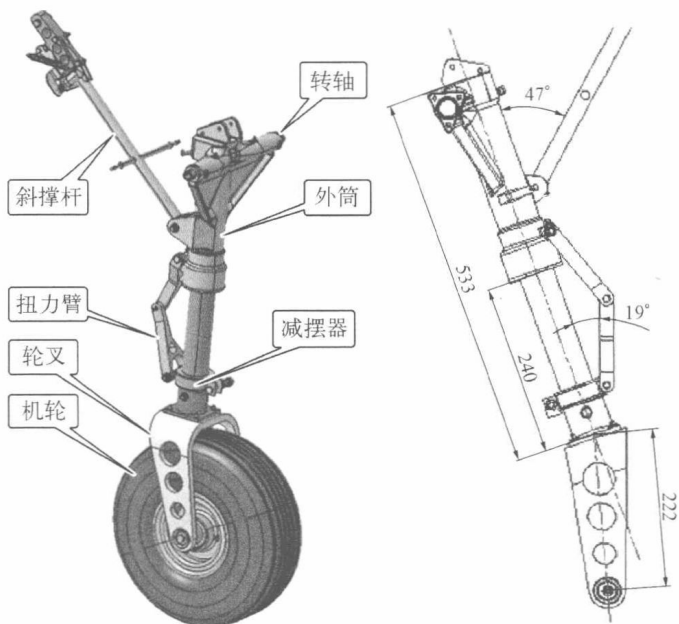


图 2.1 支柱式起落架结构及尺寸(mm)

冲器和轮胎组成的缓冲系统消耗撞击过程产生的能量。表 2.1 给出了飞机起落架的设计参数。

表 2.1 某型号飞机支柱式起落架设计参数

参 数	数 值
支柱前倾角(相对飞机坐标系 Z 轴)	16.5°
着陆接地下沉速度	2.84 m/s
着陆接地水平速度	25.83 m/s
当量着陆重量	418 kg
缓冲器气体初始压力	0.6 MPa
缓冲器气体初始体积	331.9 cm ³
使用功缓冲器行程	156.3 mm
使用功转轴垂直位移	149.9 mm
缓冲器结构行程	166 mm
轮胎直径	361 mm
轮胎初始压力	397 kPa
主油孔直径	$d_m = 4.2$ mm
单向油孔直径	$d_s = 2.5$ mm
地面摩擦系数	0.33
缓冲器外筒内径	$r_{out} = 25$ mm
缓冲器活塞杆内径	$r_{in} = 21$ mm
油孔支撑管内径	$r_1 = 10.5$ mm
油孔支撑管外径	$r_2 = 12.5$ mm

2.2.2 摇臂式起落架

如图 2.2 所示,某型号飞机摇臂式起落架主要由支柱、摇臂、缓冲器、支柱转轴等部件组成。支柱转轴穿过前梁腹板安装在机翼前缘与前梁的支座上,从而形成了双支点悬臂梁。支柱与缓冲器分离,只承受轴向力,不承受弯矩,它的一端通过万向接头与支柱连接,另一端同样通过万向接头与机轮摇臂相接。机轮与支柱相连,在轮子上的水平撞击载荷转动摇臂,压缩缓冲器,从而部分水平撞击能量被缓冲器吸收,使飞机的地面滑行性能得到了改善。摇臂式起落架主要参数列于表 2.2 中。

表 2.2 某型号飞机摇臂式起落架主要参数

飞机起落架重量/kg	有效落震重量/kg	主油孔直径/mm	单向孔直径/mm	油液体积/cm ³	轮胎压力/MPa	缓冲器气腔压/MPa
44	640	3.8	2.0	345	0.45	3.5

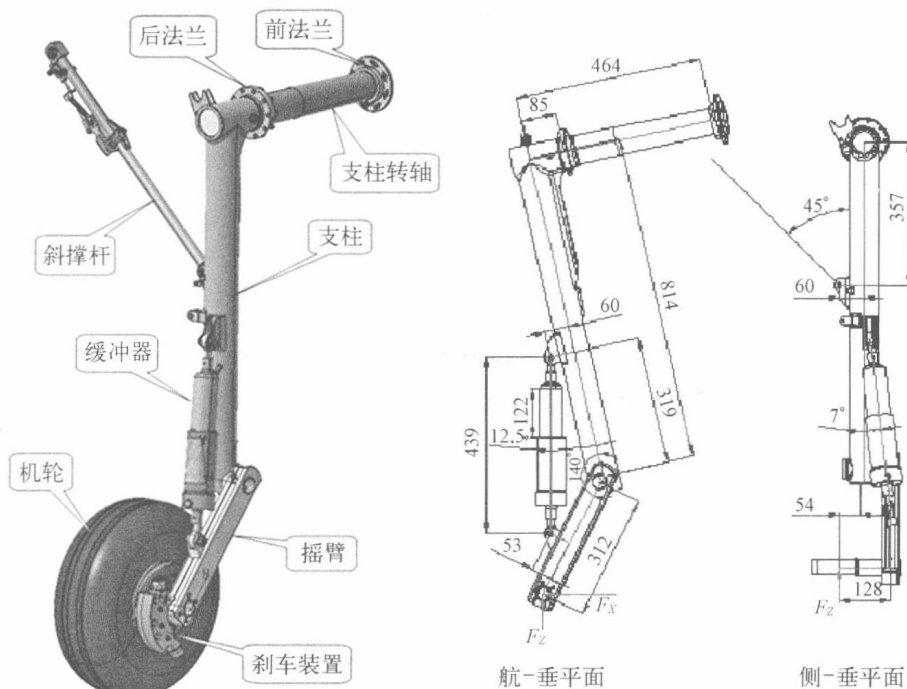


图 2.2 某型号飞机摇臂式起落架结构及尺寸(mm)

2.3 着陆运动方程

为了使所建立的力学模型既能够满足实际情况下飞机起落架系统的运动特征,又能便于计算,需要将飞机起落架结构进行合理简化。同时,在建立飞机起落架动力学方程之前,需要对飞机起落架模型进行如下基本假设:

- (1) 飞机起落架几何图形位于同一个垂直平面,并且所有的力都作用在这个平面内;
- (2) 起转回弹过程中不考虑飞机前进速度的变化;
- (3) 着陆初始阶段,升力和重力大小相等;
- (4) 将弹性支承载质量简化为集中在耳轴附近的刚体;
- (5) 除了缓冲支柱水平方向弯曲变形外,忽略其他结构变形。

2.3.1 支柱式起落架着陆运动方程

在建立着陆动力学方程之前,应先简化支柱式起落架结构,并进行受力分析,如图 2.3 所示。

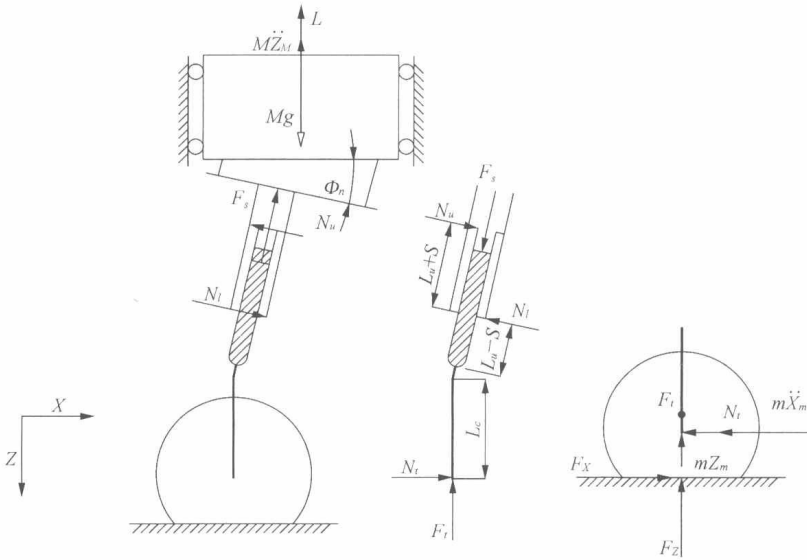


图 2.3 支柱式起落架的简化结构和各部分受力示意图

建立局部坐标系的方法是选取飞机全机的重心为坐标原点, Z 坐标垂直向下为正, X 坐标垂直 Z 坐标, 逆航向为正。根据飞机着陆特性, 将飞机起落架着陆分为三个阶段: 起转阶段、回弹阶段和滑跑阶段, 根据力学理论, 可以得到支柱式起落架的运动方程。

1. 起转阶段运动方程

$$\begin{aligned} \ddot{Z}_M &= \ddot{Z}_m = g - (L + F_z)/(M + m) \\ \ddot{X}_m &= (F_x - N_t)/m \\ \dot{\omega} &= (R - \delta)F_x/I_m \end{aligned} \quad (2.1)$$

其中, M 为弹性支撑部分的质量; m 为非弹性支撑部分的质量。令 $N_s = N_u - N_l$, 由作用在活塞筒上的力平衡得

$$\begin{aligned} F_s &= -N_t \cos \Phi_n + F_t \sin \Phi_n \\ N_t &= F_s \sin \Phi_n + N_s \cos \Phi_n \end{aligned} \quad (2.2)$$

轮胎水平滑行速度为

$$\dot{\varepsilon}_x = -\dot{X}_m - (R - \delta/3)\omega + V_x \quad (2.3)$$

缓冲器开始压缩阶段, 集中质量的水平方向运动方程保持不变, 垂直方向运动方程变为

$$\begin{aligned}\ddot{Z}_M &= g - \frac{F_s}{M} \cos \Phi_n - \frac{N_u - N_l}{M} \sin \Phi_n - \frac{L}{M} \\ \ddot{Z}_m &= g + \frac{F_t - F_z}{m} \\ Z_M &= S \cos \Phi_n + Z_m\end{aligned}\quad (2.4)$$

2. 回弹阶段运动微分方程

当 $-\dot{X}_m - (R - \delta/3)\omega + V_x = 0$ 时,回弹阶段开始。一般 R_0 相对 $\delta/3$ 大得多,近似将 $R - \delta(t + \Delta t)/3 \approx R - \delta(t)/3$,从而推导出回弹阶段运动微分方程。该阶段集中质量垂直方向运动方程保持不变,水平方向运动方程变为

$$\begin{aligned}\ddot{X}_U &= \frac{-N_t(R - \delta)(R - \delta/3)}{I_m + m(R - \delta)(R - \delta/3)} \\ \dot{\omega} &= \frac{N_t(R - \delta)}{I_m + m(R - \delta)(R - \delta/3)}\end{aligned}\quad (2.5)$$

3. 滑跑阶段运动方程

滑跑阶段运动方程与着陆起转阶段的运动方程相似,令公式中的 $\Phi_n = 0$ 即可得到滑跑阶段的运动方程。

2.3.2 摇臂式起落架着陆运动方程

先对摇臂式起落架进行简化,如图 2.4(a)所示,其中 AB 为缓冲器, BC 为支柱, CE 为摇臂。各分离体受力如图 2.4(b)、图 2.4(c)、图 2.4(d)所示,把整个模型简化为三个集中质量:

- (1) 弹性支撑质量 m_1 , 包括机身、机翼、支柱及缓冲器空气弹簧上部质量;
- (2) 非弹性支撑质量 m_2 , 包括摇臂及缓冲器空气弹簧下部非弹性支撑质量;
- (3) 转动质量 m_3 , 包括轮胎、制动装置及转轴。

模型的坐标系选取:原点建立在飞机全机的重心处,航向的反方向为 X 轴的正方向, Z 轴竖直向上为正, Y 轴根据右手定则垂直于 XZ 平面指向飞机机头右侧方向为正。

取起落架模型各不同的分离体为研究对象,各分离体受力关系如图 2.4(b)、图 2.4(c)、图 2.4(d)所示。根据飞机着陆特性,同样将飞机主起落架着陆分为三个阶段:起转阶段、回弹阶段和滑跑阶段。根据动力学理论,可得到下面的运动方程。

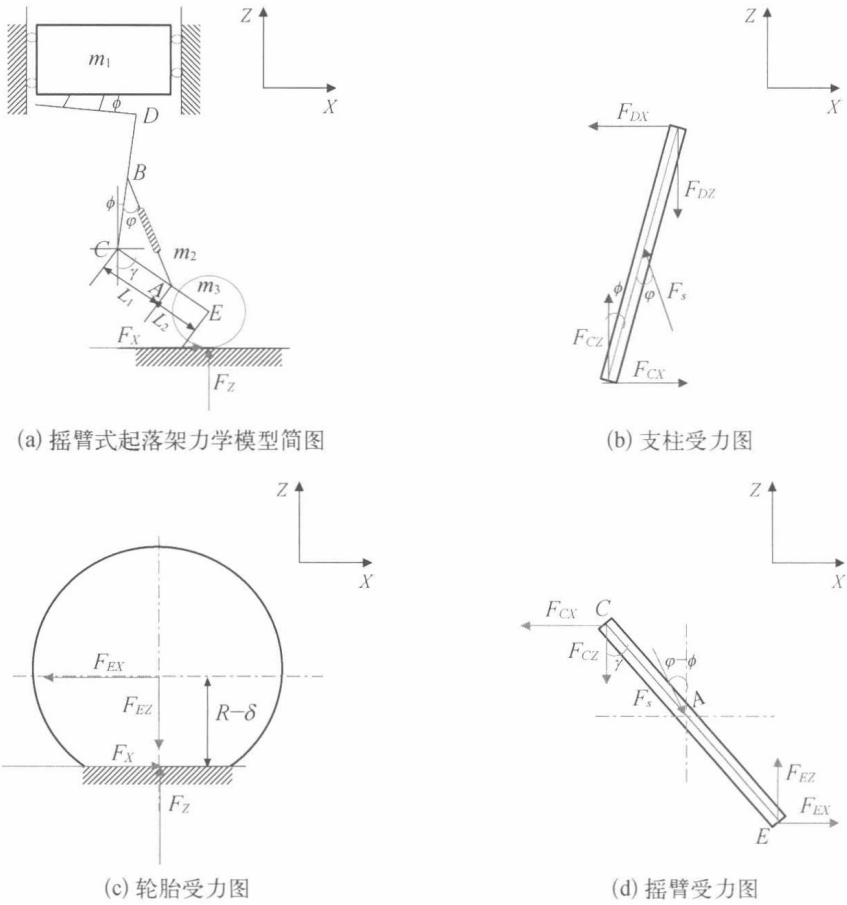


图 2.4 起落架动力学模型

1. 起转阶段运动微分方程

弹性支撑质量与非弹性支撑质量同步运动阶段,此时由于缓冲支柱不压缩,只有轮胎压缩,所以弹性支撑质量与非弹性支撑质量具有相同的垂直方向加速度,即

$$\ddot{Z}_{m_1} = \ddot{Z}_{m_2} = \ddot{Z}_{m_3} = -g + (F_L + F_Z)/(m_1 + m_2 + m_3) \quad (2.6)$$

式中, g 为重力加速度, $g = 9.8 \text{ m/s}^2$; F_L 为气动升力; F_Z 为地面垂直作用力。

摇臂水平加速度为

$$\ddot{X}_{m_2} = - [F_{CX} + F_s \sin(\varphi - \phi) + F_{EX}]/m_2 \quad (2.7)$$

式中, F_{CX} 为支柱底端水平作用力; F_s 为缓冲器轴向作用力; F_{EX} 为摇臂底端水平作用力; φ 为缓冲器轴线与支柱夹角; ϕ 为起落架安装角。

机轮水平加速度为

$$\ddot{X}_{m_3} = (-F_{EX} + F_X)/m_3 \quad (2.8)$$

式中, F_X 为地面水平作用力。

机轮角加速度为

$$\dot{\omega} = (R - \delta)F_X/I_{m_3} \quad (2.9)$$

式中, R 为机轮半径; δ 为轮胎压缩量; I_{m_3} 为轮胎转动惯量。

机轮水平滑动速度为

$$\dot{\varepsilon}_X = -\dot{X}_{m_3} + (R - \delta/3)\omega - V_X \quad (2.10)$$

式中, V_X 为飞机水平速度; ω 为轮胎角速度。

缓冲器行程为

$$s = (-Z_B + Z_A)/\cos\phi + s_0 \quad (2.11)$$

式中, Z_A 为缓冲器下端垂直方向位移; Z_B 为缓冲器上端垂直方向位移; s_0 为缓冲器初始行程。

缓冲器速度为

$$\dot{s} = (-\dot{Z}_B + \dot{Z}_A)/\cos\phi \quad (2.12)$$

式中, \dot{Z}_A 为缓冲器下端垂直方向速度; \dot{Z}_B 为缓冲器上端垂直方向速度。

缓冲器开始压缩阶段, 此时轮胎继续压缩弹性质量的垂直加速度为

$$\ddot{Z}_{m_1} = (-m_1g + F_L + F_{CZ})/m_1 \quad (2.13)$$

式中, F_{CZ} 为支柱底端垂直作用力。

摇臂的垂直加速度为

$$\ddot{Z}_{m_2} = [-m_2g + F_{EZ} - F_s \cos(\varphi - \phi) - F_{CZ}]/m_2 \quad (2.14)$$

式中, F_{EZ} 为摇臂底端垂直作用力。

机轮的垂直加速度为

$$\ddot{Z}_{m_3} = (-F_{EZ} + F_Z)/m_3 \quad (2.15)$$

摇臂的水平加速度为

$$\ddot{X}_{m_2} = [F_s \sin(\varphi - \phi) - F_{CX} + F_{EX}]/m_2 \quad (2.16)$$