



直升机维修工程系列教材

直升机结构与设

ZHISHENGJI JIEGOU YU SHEJI

主 编 路录祥

副主编 王新洲 王遇波

HELICOPTER



航空工业出版社

直升机结构与设汁

主 编 路录祥

副主编 王新洲 王遇波

编 写 熊 伟 徐凯川 雷运洪 刘 浩

航空工业出版社

北 京

内 容 提 要

本书包括绪论、直升机总体结构设计、机身设计、旋翼设计、尾桨设计、起落装置设计、传动装置设计、直升机可靠性、维修性和保障性设计 8 章。

本书着重阐述直升机结构设计的基本概念、设计准则和设计方法,其特点是基于结构完整性要求,突出直升机结构特点和一般规律,注意从强度、刚度、损伤容限和疲劳等各项设计准则的综合考虑、综合设计出发,结合近年来国内外军民用直升机设计实例进行了详细论述;论述了直升机可靠性、维修性和保障性等新成果、新技术、新方法;对直升机设计的重要基础与基本手段——动力学设计、受力分析等,进行了详细论述。

本书是航空院校直升机维修工程专业本科教科书,也可作为从事直升机设计、制造和使用、维修、保障工作技术人员的参考书。

图书在版编目 (C I P) 数据

直升机结构与设计/路录祥主编. —北京:航空工业出版社, 2009. 3

ISBN 978 - 7 - 80243 - 222 - 2

I. 直… II. 路… III. 直升机—结构设计 IV. V275

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2008) 第 181511 号

直升机结构与设计 Zhishengji Jiegou Yu Sheji

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 3 月第 1 版

2009 年 3 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092

1/16

印张: 17.875

字数: 447 千字

印数: 1—2000

定价: 38.00 元

前 言

本书主要阐述了直升机总体结构设计、金属材料和复合材料结构部件和组件的设计,在结构中主要论述形式选择和主要部件设计。本书的特点是注重结构完整性要求,突出直升机结构特点和一般规律;在结构设计的叙述中融合了强度、刚度、损伤容限和疲劳等各项设计准则及其综合设计,同时结合新型号直升机实例,较详细地阐明了如何细致地定性分析结构方案的合理性及其优劣;对直升机设计的重要基础与基本手段——动力学设计、受力分析等,进行了详细的论述。本书从第2章~第7章论述了有关结构设计的内容,着重阐明直升机结构设计的基本概念、设计准则和设计方法,第8章对直升机可靠性、维修性、保障性设计的主要内容、工作程序、设计工程方法及其最新发展作了阐述。

本书共分8章,由路录祥、王新洲确定编写纲目。第1章由路录祥、王新洲编写,第2章由路录祥、雷运洪、刘浩编写,第3章由王遇波编写,第4章由路录祥编写,第5章由路录祥、徐凯川编写,第6章由王遇波编写,第7章由熊伟编写,第8章由王新洲、路录祥编写。全书由路录祥统稿。

北京航空航天大学曹义华教授审查了全部书稿内容,并提出了许多宝贵意见,在此深表谢意。

在本书编写出版过程中,得到了总参谋部陆航部装备局和陆军航空兵学院领导的支持和帮助,在此表示衷心感谢。

本书是航空院校直升机维修工程专业本科教科书,也可作为从事直升机设计、制造和使用、维修、保障工作技术人员的参考书。

对于书中的缺点和错误,敬请读者不吝指出,以便再版时修正。

编 者

2008年10月

目 录

第 1 章 绪论	(1)
1.1 直升机结构设计定义	(1)
1.1.1 直升机结构定义	(1)
1.1.2 直升机结构设计定义	(2)
1.2 直升机研制设计过程	(3)
1.2.1 论证阶段	(3)
1.2.2 方案阶段	(3)
1.2.3 工程研制阶段	(4)
1.2.4 设计定型阶段	(5)
1.2.5 生产定型阶段	(5)
1.3 直升机结构设计思想的发展	(6)
1.3.1 静强度设计阶段	(6)
1.3.2 静强度、动强度设计阶段	(6)
1.3.3 静强度、动强度、疲劳安全寿命设计阶段	(6)
1.3.4 静强度、动强度、经济寿命与损伤容限设计阶段	(7)
1.3.5 结构强度与可靠性并行设计阶段	(7)
1.4 直升机结构设计的特点	(8)
1.4.1 旋翼结构和研制技术复杂	(8)
1.4.2 机身结构和布局相对简单	(8)
1.4.3 振动问题突出	(8)
1.4.4 相对复杂的操纵系统	(9)
1.4.5 复合材料应用范围广	(9)
1.4.6 研制周期长	(9)
1.5 直升机结构与课程设计的任务	(10)
第 2 章 直升机总体结构设计	(11)
2.1 概述	(11)
2.2 直升机形式及选择	(12)
2.2.1 常见的直升机形式	(12)
2.2.2 直升机形式选择	(17)

2.3 直升机主要总体参数的选择	(18)
2.3.1 总体参数原准设计法	(18)
2.3.2 总体参数优化法	(21)
2.4 直升机气动布局和减阻设计	(23)
2.4.1 单旋翼式直升机旋翼、尾桨及尾面的布局	(24)
2.4.2 纵列式双旋翼直升机旋翼及尾面的布局	(33)
2.4.3 直升机的减阻设计	(36)
2.5 直升机总体布置设计	(41)
2.5.1 直升机总体布置设计	(41)
2.5.2 直升机总体构型设计	(44)
2.5.3 直升机总体布置	(46)
2.6 直升机重心定位	(62)
2.6.1 直升机重心范围	(63)
2.6.2 直升机重心定位	(64)
2.7 直升机损伤容限设计	(66)
2.7.1 基本概念	(66)
2.7.2 疲劳裂纹扩展	(68)
2.7.3 剩余强度	(72)
2.7.4 损伤检查	(72)
2.7.5 直升机动部件损伤容限设计	(73)
第3章 机身设计	(76)
3.1 概述	(76)
3.1.1 机身功用	(76)
3.1.2 机身结构设计要求	(77)
3.2 机身结构形式及结构组成	(78)
3.2.1 桁架式结构	(79)
3.2.2 薄壁式结构	(80)
3.3 驾驶舱	(84)
3.4 中机身	(85)
3.4.1 中机身承载情况	(85)
3.4.2 设计准则	(85)
3.4.3 传力路线	(86)
3.4.4 主承力件设计	(87)
3.4.5 机身上的减振器	(93)
3.5 尾梁	(95)
3.5.1 典型结构形式	(95)
3.5.2 尾梁设计注意事项	(97)

3.5.3 尾梁与中机身的连接	(97)
3.5.4 尾梁与尾段或斜梁的连接	(99)
3.5.5 平尾在尾梁上的安装	(101)
3.6 短翼和尾翼	(102)
3.6.1 短翼	(102)
3.6.2 尾翼	(102)
3.7 工作平台	(106)
3.7.1 设计准则	(106)
3.7.2 工作平台的典型结构	(107)
3.8 门和舱口	(111)
3.8.1 设计准则	(111)
3.8.2 门和舱口的典型形式	(112)
3.8.3 应急抛放系统	(113)
3.9 机身结构抗坠毁设计	(115)
3.9.1 抗坠毁设计环境及载荷	(115)
3.9.2 机身抗坠毁设计的结构措施	(115)
3.9.3 抗坠毁结构形式	(117)
第4章 旋翼设计	(119)
4.1 概述	(119)
4.2 旋翼设计参数选择	(119)
4.2.1 桨盘载荷	(119)
4.2.2 桨叶片数	(120)
4.2.3 桨叶载荷	(120)
4.2.4 翼型剖面、平面形状和相对厚度	(121)
4.2.5 桨尖 Ma 数、前进比与桨叶负扭转	(121)
4.2.6 桨叶惯量	(122)
4.3 旋翼结构形式选择	(123)
4.3.1 旋翼结构形式	(123)
4.3.2 各类结构形式的旋翼动力学特性	(126)
4.3.3 旋翼结构形式选择原则	(130)
4.4 旋翼桨叶设计	(131)
4.4.1 桨叶结构参数设计	(131)
4.4.2 桨叶构型设计	(134)
4.4.3 桨叶构件详细设计	(147)
4.5 桨毂设计	(150)
4.5.1 桨毂参数选择	(150)
4.5.2 桨毂构型设计和结构受力分析	(154)

4.5.3 桨毂典型构件(组件)设计	(159)
4.5.4 桨毂接口设计	(169)
4.6 旋翼动力学设计	(170)
4.6.1 旋翼动力学设计要求	(171)
4.6.2 旋翼桨叶固有特性	(171)
4.6.3 旋翼气弹稳定性	(174)
第5章 尾桨设计	(176)
5.1 概述	(176)
5.2 尾桨总体参数的选择	(177)
5.2.1 尾桨总体参数	(177)
5.2.2 尾桨桨叶气动参数	(178)
5.2.3 边界及接口参数	(178)
5.3 尾桨结构形式	(179)
5.3.1 铰接式尾桨	(179)
5.3.2 无轴承尾桨	(180)
5.3.3 涵道尾桨	(180)
5.3.4 无尾桨系统	(181)
5.4 尾桨桨叶设计	(182)
5.4.1 尾桨桨叶构型设计	(182)
5.4.2 尾桨桨叶连接形式	(185)
5.5 尾桨桨毂设计	(186)
5.5.1 尾桨桨毂参数选择	(186)
5.5.2 尾桨桨毂构型设计	(187)
5.5.3 尾桨桨毂典型结构设计	(189)
5.6 尾桨动力学设计	(190)
5.6.1 尾桨结构动力学参数特点	(190)
5.6.2 尾桨激振力	(191)
5.6.3 尾桨固有频率确定的一般原则	(191)
5.6.4 尾桨气弹稳定性分析	(191)
第6章 起落装置设计	(193)
6.1 概述	(193)
6.2 轮式起落架的布置形式及特点	(194)
6.2.1 轮式起落架的布置形式	(194)
6.2.2 轮式起落架的布置特点	(195)
6.3 轮式起落架的结构形式和受力分析	(196)
6.3.1 轮式起落架的结构形式	(196)

6.3.2 轮式起落架承力构件受力分析	(198)
6.4 缓冲器	(200)
6.4.1 概述	(200)
6.4.2 油气式缓冲器的基本工作原理	(201)
6.4.3 油气式缓冲器的工作特性	(202)
6.4.4 双腔油气式缓冲器	(206)
6.5 轮胎和机轮的选择	(208)
6.5.1 轮胎	(208)
6.5.2 机轮	(209)
6.6 刹车装置	(211)
6.6.1 刹车装置的基本要求	(211)
6.6.2 刹车装置的类型	(211)
6.7 滑橇和水上起落装置	(213)
6.7.1 滑橇式起落装置	(213)
6.7.2 水上起落装置(浮筒)	(215)
6.8 尾撑	(218)
6.8.1 尾撑载荷	(218)
6.8.2 尾撑的典型结构形式	(219)
6.9 抗坠毁起落架设计	(220)
6.9.1 起落架坠毁载荷	(220)
6.9.2 抗坠毁起落架布局形式	(220)
6.9.3 抗坠毁起落架结构设计	(221)
6.10 起落架预防地面共振设计	(221)
6.10.1 轮式起落架预防地面共振设计	(221)
6.10.2 滑橇起落架预防地面共振设计	(222)
第7章 传动装置设计	(223)
7.1 概述	(223)
7.2 主减速器结构设计	(224)
7.2.1 齿轮传动减速原理	(224)
7.2.2 主减速器	(226)
7.2.3 离合器	(229)
7.2.4 旋翼刹车装置	(231)
7.3 中减速器结构设计	(232)
7.4 尾减速器结构设计	(233)
7.5 传动轴及联轴节	(235)
7.5.1 传动轴	(235)
7.5.2 联轴节	(238)

7.6	传动装置的载荷及动力学设计	(240)
7.7	主减速器安装和减振设计	(241)
7.7.1	主减速器安装设计	(241)
7.7.2	主减速器减振装置	(243)
7.8	中减速器和尾减速器安装设计	(247)
7.8.1	中减速器安装设计	(247)
7.8.2	尾减速器安装设计	(247)
7.9	动力传动轴与尾传动轴安装设计	(248)
7.9.1	动力传动轴组件的安装设计	(248)
7.9.2	尾传动轴安装设计	(248)
第8章	直升机可靠性、维修性和保障性设计	(250)
8.1	概述	(250)
8.2	直升机可靠性、维修性设计	(251)
8.2.1	直升机可靠性、维修性工作主要内容	(251)
8.2.2	直升机可靠性、维修性工作程序	(252)
8.2.3	直升机可靠性设计准则	(257)
8.2.4	直升机维修性设计准则	(261)
8.3	直升机保障性设计	(263)
8.3.1	直升机保障性要求构成	(263)
8.3.2	直升机结构保障性设计方法	(269)
8.4	军用直升机可靠性、维修性和保障性设计实例	(271)
8.4.1	可靠性、维修性和保障性要求	(271)
8.4.2	可靠性、维修性和保障性活动	(272)
8.4.3	综合保障系统	(272)
参考文献		(275)

第1章 绪 论

直升机能垂直起落、空中悬停和低空低速灵活飞行，这些独特性使它在军用和民用各个领域得到广泛应用。随着科学技术和工业生产水平的进步，直升机技术的快速发展，直升机的应用范围日益扩大。直升机结构设计须进行大量复杂的科学研究、计算分析、工艺制造、试验测量和绘图等工作。直升机结构与设计涉及空气动力学、飞行力学、工程力学、结构动力学、材料力学、制造工艺学、航空发动机、自动控制技术、计算机技术和人机工程等多种学科和专业领域，这些相关学科和专业的发展与进步，将促进直升机的发展和应用。军用直升机要求高速度和机动性好，民用直升机要求廉价舒适、噪声和振动水平低、驾驶和维护简单等。未来直升机将是一种安全可靠、舒适实用、灵活方便、高效经济的航空飞行器。直升机结构与设计是直升机学科的重要组成部分。

1.1 直升机结构设计定义

1.1.1 直升机结构定义

直升机的机身、旋翼、尾桨、起落架和传动装置等部件，都是由许多构件构成的，在飞行中，它们要承受很大的载荷。

直升机结构：是由几个到几千个零件结合在一起构成，相互之间没有相对运动，同时能承受指定的外载荷，满足一定的强度、刚度、寿命、可靠性等要求的空间体系。这种体系往往是指承力体。只用以维持外形或仅供装饰用的构件，不包括在结构内，例如直升机上的整流罩，尽管也承受局部气动力，由于它不参与整体受力，故不看作结构元件；直升机客舱内的装饰板也不能看作结构构件。

一架直升机的整体结构，通常包括机身、旋翼、尾桨、起落装置、发动机舱、传动装置及其他系统的受力结构等部件结构或组件结构。

机身、旋翼这样的大结构，通常称为部件结构。机身、旋翼又可沿机身纵向或旋翼展向分成几个大段，这样的一大段结构常称为组件结构。组件结构还可以分为小组件、构件等结构，零件则为不需要装配的基本单位。构件由很少几个零件装配而成。当零件与构件（常统称为零构件）在直升机结构中作为有一定功用的基本单元时常称为元件，如框、梁、旋翼肋等，它可以是一个构件，也可以是零件。

在外载荷的作用下，结构不应产生永久变形或破坏。因此，直升机结构必须具有适当的抵抗永久变形和破坏的能力。在规定的使用期内，直升机结构受正常载荷作用时也不能出现永久变形和损坏，以保持直升机的飞行性能和确保飞行安全。

结构是直升机基本构成和平台。

机身是直升机的基体,它主要用于支持和固定发动机、主减速器、旋翼、尾桨和起落装置等部件,支持和容纳操纵系统、液压系统、燃油系统,也支持和容纳电气、电子、仪表等机载设备,武装直升机还要支持和容纳武器系统。机身内部所包容的空间构成了驾驶舱、客(货)舱和各种设备舱,用于容纳乘员、货物以及携带供飞行使用的燃油和各种电子设备等。

旋翼是直升机的象征,也是直升机的关键部件,它不仅提供直升机的升力和前进力,而且提供直升机的纵向和横向操纵力矩。旋翼和尾桨协同实现直升机航向操纵。

起落装置是直升机用于起飞、着陆(着水)、滑跑、滑行和停放的专门装置。

传动装置用于汇总发动机输出轴的功率(扭转力矩),并将其按一定的比例和方向传给旋翼、尾桨和安装在主减速器上的有关附件,使它们获得相应的工作转速和功率。

同时,发动机与传动装置、旋翼和尾桨构成扭转振动系统。它们之间的协同工作对直升机飞行性能和飞行安全有较大影响。

1.1.2 直升机结构设计定义

直升机结构设计:是根据使用要求的原始条件,按照设计的规则,选择适宜的参数,提出合理的设计方案以及进行具体的细节设计,在现实的基础上最佳地绘制出结构图纸,拟定结构技术文件的过程。结构设计绘制出结构图纸、拟定结构技术文件供生产单位进行生产。

直升机结构设计既包括直升机总体结构设计,也包括机身、旋翼、尾桨、起落装置、传动装置等部分的结构设计,还包括可靠性、维修性和保障性设计等。

拟定的结构技术文件应保证符合所给定的要求,并在给定条件下使新型直升机能够进行生产和使用。按设计文件分类规定,技术文件可分为3类。第一类包括直升机总体结构、部件结构和装配的技术文件和说明书。这类技术文件说明结构设计的指导思想和原则,回答有关要生产怎样的直升机结构的问题。第二类是关于生产直升机结构的方法和设备的工艺文件,指导直升机结构生产和保证产品质量。第三类是关于直升机结构使用、维修和保障方面技术文件,保证正确使用、维修和保障直升机。

直升机结构设计的主要任务是选定直升机总体参数,确定总体布局、气动布局、各部件结构形式和详细设计、重量^①和重心控制等,保证在一定限度内使直升机有效地满足给定的目标要求。为此要有明确的结构设计目标,并要建立评估结构设计结果优劣的准则。

在确定结构设计任务时,除了物理方面的限制条件外,还可能受到其他一些条件的限制,包括给定的设计周期、费用,以及可用的设计基地、实验设备和计算手段等。对结构设计工作还受到生产工艺条件的限制,包括所需材料和配套产品的选择和来源;需要的生产设备和实验设备;航空企业职工素质和生产技术水平的高低;整个国家直升机产业链各个环节的技术实力和营销能力。

^① 本书所提重量即为质量。

1.2 直升机研制设计过程

直升机的研制设计工作,从设计方案的提出到成批生产和投入使用,需要经过一个很长的过程。其中需要进行大量复杂的科学研究、计算分析、工艺制造、试验测量和绘图工作等。为了比较清晰地描述这个复杂的技术过程,可把它分为若干阶段。根据我国颁布的《常规武器装备研制程序》的规定,军用直升机研制一般划分为论证阶段、方案阶段、工程研制阶段、设计定型阶段、生产定型阶段。

1.2.1 论证阶段

在设计开始之前,首先要明确需要设计什么样的直升机、有什么用途和要求,以及为什么要有这些要求等。要求提得是否适当常常是所设计的产品成败或生命力强弱的关键,所以,直升机设计工作开始于论证和确定对所研制新机的设计技术要求。军用型称为战术技术要求。

设计技术要求一般由代表国家的专门机构根据国家的战略战术指导思想,提出新机发展规划任务和具体的设计技术要求,也可以由设计部门根据国家或市场的需要,经过论证,提出具体的设计技术要求的建议和方案初稿,供有关使用方和上级部门修订,批准后执行。

技术要求是设计的根本依据,其论证工作必须具有严肃性和科学性,应符合我国的战略、战术发展思想;充分考虑我国现有基础,使需要和可能有机地统一起来;指标先进而又合理,慎重而又留有余地。

论证工作结束时,应提出论证报告,交上级审批。

有时在论证阶段也附有初步的设想方案,以及有关的初步气动布局探讨,吹风选型意见,对发动机、仪表、设备、武器及附件等的设想要求和初步的飞行性能计算等,这样可使技术要求更切合实际。

最后由上级主管部门批准的《型号研制总要求》确定最终技术要求。

1.2.2 方案阶段

方案阶段,也称总体设计阶段,其任务是选择直升机的布局和确定直升机及其各系统基本参数的最佳组合,以满足设计要求或提出必须修改设计要求的依据。一般来说,此阶段要在全面分析的基础上,形成对所设计直升机的构思,拟订出直升机的初步技术方案,明确技术工程措施,并第一次近似地确定所设计直升机的几何尺寸、重量和能量基本特性,通过对直升机外形的综合和基本尺寸的确定,把直升机设计的各个方面综合在一起进行全盘考虑。

方案阶段需要做的一些主要工作有气动布局方案论证,全机总体布置方案论证,全机总体结构方案论证,各部件和系统的方案论证,全机重量计算、重量分配和重心定位,全机配套附件和设备等成品件的选择和确定,新材料和新工艺的选择和确定,对要求新研制的成品件要确定技术要求和协作关系。最后,提交协作及采购清单等有关文件。

此阶段的结果是给出直升机合理方案的全机三视图,全机总体布置图,重心定位图,全

机重量和重心计算报告, 飞行性能计算报告, 初步的外载荷计算报告, 全机结构承力初步分析报告, 各部件和系统的初步技术要求, 部件理论图和构造图, 系统原理图, 新成品件、新工艺、新材料等的协作要求和采购清单等, 以及其他有关经济性和使用性能等文件, 在这些资料的基础上, 上级有关主管部门应作出进一步继续进行设计是否合理的决定。

1.2.3 工程研制阶段

工程研制阶段又分为初步设计、详细设计和试制。

1.2.3.1 初步设计

初步设计过程中, 须将前面所得到的直升机几何参数、重量参数和性能参数进一步加以具体化, 对各种相互矛盾的要求进行折中协调处理。进一步确定气动布局、总体布置、主要部件的结构形式、各主要系统的原理和组成等。制作直升机及各部件的吹风模型和进行风洞吹风试验。根据试验结果进一步进行详细的气动力计算、操纵性和稳定性计算, 以及某些气动弹性问题和振动问题的计算, 进行较精确的直升机重心定位计算。在这些计算的基础上对直升机的总体布置进行适当修改, 调整重量和重心位置, 并制造样机, 协调直升机各组合件和各系统相互的空间位置, 布置设备, 评估空勤组和旅客舱位的布置是否合理等。

此阶段的主要工作内容有以下几点。

(1) 气动方面

对所选方案进行全面的气动性能、操纵性和稳定性计算, 以及颤振等动态稳定性计算, 进一步的外载荷计算。同时还要进行风洞吹风试验, 继续完善外形, 给出各种设计计算所需的数据。

(2) 结构设计

绘制结构打样图, 进行结构方案研究, 对新结构和新工艺进行试验, 并进行强度计算和验证性试验, 同时要做好强度试验、振动试验和寿命试验等的准备工作。

(3) 系统设计

要进行系统方案的地面模拟试验, 进一步修改原理图, 绘制安装草图, 进行协调性检查演示和强度估算等。

(4) 总体布置

改善外形和内部布置, 绘制样机图纸, 配合制作样机, 以提供真实的外形和内部布置, 供安装、协调和审查之用。此外, 对影响全机的振动问题和气动弹性问题也要进一步分析计算。

此阶段的工作结果是提交修改后的总体方案、外形理论图、结构打样图和系统原理图, 各种计算、分析和试验报告, 供强度计算用的第二次外载荷报告, 以及附件设备配套表, 材料、工艺及协作项目目录, 样机及其评审结果报告等。最后, 按照此阶段工作成果选定初步设计方案并实现该方案。

1.2.3.2 详细设计

详细设计阶段要全面实现所确定的直升机的参数和性能, 要提交对直升机各部件、各系统及全机进行生产、装配工作所需要的全部技术文件, 绘制直升机原型机生产所需要的全部

图纸（包括零件图、装配图、理论图等），并进行相应的计算工作（包括气动、强度、振动、疲劳和损伤容限方面的计算，以及可靠性、维修性和保障性估算等），做好试制和试验的准备工作。

在此阶段中还需要进行性能、操纵稳定性、气动弹性等方面的校核试验。利用校核试验结果和由图纸得到的重量、重心和惯量数据进行全面的性能、操纵稳定性等方面的计算，同时根据正式的外载荷进行零部件的强度校核计算，提前进行零构件、部件的强度试验或有关的振动试验，完成全机和零部件的重量、重心和惯性的计算，提交静、动力试验任务书和飞行试验任务书。最后，将原型机试制所需的全部图纸和技术文件等经审批后移交给试制工厂进行生产。

1.2.3.3 试制

试制阶段的任务是制作原型机和有关的试验件，以进行静、动强度和系统模拟振动及飞行等试验。试制的整机一般需要3~5架，试制工厂应按生产图纸、技术文件和研制计划等编制研制生产计划和工艺文件，并组织试制生产的全部工作。

试验单位要按照试验任务书完成所有的试验准备工作。

1.2.4 设计定型阶段

通过设计定型试验考核新研制军用直升机的性能，以决定是否可以设计定型。设计定型是对原型机进行实际的技术鉴定，它包括地面试验和飞行试验。前者（包括实验室模拟试验等）是为了保证后者能安全、可靠地进行所必不可少的。后者是为检查直升机性能是否满足设计技术要求，以及飞行品质、结构和系统的工作可靠性和应力分布、全机工作环境（振动和噪声水平等）、使用维修性和保障性等。

试验单位应详细拟订各项试验大纲和试验方法，进行各项试验，提交试验报告。有时还要根据试验结果对设计进行必要的修改。

为保证安全可靠地进行飞行试验，必须做好各项准备工作。

（1）完成各项规定的静、动、振动、疲劳、损伤容限和系统功能等试验，各项地面试验报告应能充分证明可安全进行飞行试验，并提交相应的结论性报告。

（2）试飞用的原型机应有生产质量合格证以及符合设计要求的文件和图纸。

（3）飞行、指挥和维护人员应完成试飞前的改装学习任务。

（4）必须有经批准的试飞大纲、具体的试飞计划、可靠的安全措施和必要的应急手段。

（5）准备好各种必要的技术数据和监控手段。

试飞结束后应提交试飞报告，并编制新机的技术说明书、飞行手册和使用维护技术手册等。

1.2.5 生产定型阶段

通过生产定型试验考核新研制军用直升机的性能是否符合原设计定型的要求，以决定是否可以转入批量生产。

在此阶段根据地面试验和飞行试验的结果，针对发现的问题，按照有关方面的意见，对图纸和技术文件进行必要的修改。同时移交成套的生产图纸、技术文件及样机等，并提交使

用维护方面的资料。经有关部门组成的定型委员会审定,交工厂进行成批生产。

设计定型是研制工作的一个重要阶段,它说明新机设计基本满足要求,可以投入生产使用。

通过设计定型(或通过适航性鉴定获得适航证)的新型直升机就可投入成批生产和使用。为此,工厂要为用户提供相应的技术文件(包括全机构造说明书、飞行手册、使用维护技术手册和订货手册等)和售后服务(包括返修及备件供应等),并根据使用中反馈的各种技术信息,不断改进产品,使之日趋完善。

民用直升机的设计过程与军用直升机的设计过程基本相同,不同的是民用直升机最后阶段称为适航性鉴定,而不是定型;民用直升机设计技术要求称为使用技术要求。

1.3 直升机结构设计思想的发展

直升机结构的设计思想来源于直升机使用实践,对直升机结构完整性和重量不断提出更高、更新的要求,促使直升机结构设计思想不断发展。其发展过程大致可划分为5个阶段。

1.3.1 静强度设计阶段

在20世纪40年代前后,首先考虑的是直升机结构的静强度要求。在直升机的结构设计中通常采用设计载荷法,即设计载荷为使用载荷乘以安全系数。

静强度设计准则为结构的破坏载荷(或称极限载荷或极限承载能力)大于或等于结构的设计载荷。

使用载荷与安全系数可由直升机强度规范查得或计算得到。

1.3.2 静强度、动强度设计阶段

自1932年始,在“英国海空飞机设计要求AP-970”中已有防颤振要求。此后,直升机使用过程中也发现过颤振问题,还发现过气动弹性问题,如旋翼失效。由气动弹性限制确定的速度就是气动弹性设计速度。把气动弹性要求与直升机防颤振要求合在一起,可以构成设计准则,就是最大飞行速度小于或等于上述气动弹性设计速度。

此外,结构设计还必须避免结构处于结构共振处附近,也不能出现过大结构变形以影响飞机的性能,这些要求都与结构刚度有密切关系。因此也可以近似地说,这阶段除了考虑静强度要求外,还必须考虑刚度要求。

1.3.3 静强度、动强度、疲劳安全寿命设计阶段

在第二次世界大战以后的10年中,世界各国出现了多起军机和民机的疲劳破坏事故,尤以1954年英国“彗星”号喷气客机的灾难性事故影响颇深。此后,直升机、飞机结构设计除静强度、动强度要求外,又特别强调了安全寿命问题,其设计准则是使用寿命小于或等于安全寿命。安全寿命为试验寿命除以约等于4的分散系数。

设计时通过控制应力水平,减少应力集中,以及改善细节设计以保证有足够的寿命,最

后通过结构全尺寸疲劳试验进行验证。这一准则被美国空军直升机、飞机一直沿用到 20 世纪 70 年代初期。静、动强度和疲劳安全寿命设计准则,英国、法国、德国、荷兰等国家目前仍在沿用,我国现在仍基本采用。

1.3.4 静强度、动强度、经济寿命与损伤容限设计阶段

20 世纪 60 年代末期,原按疲劳安全寿命设计的多种美国空军飞机出现了某些断裂事故,证明按安全寿命设计并不能确保飞机的安全,因为它没有考虑到结构中初始裂纹的存在,没有考虑到裂纹扩展速度及临界裂纹长度的概念。因此,美国空军在 1971 年的军用规范中,在安全寿命概念基础上,作为过渡性措施增加了初级的损伤容限要求——破损安全设计和试验的新要求。1974~1975 年,美国颁布了军用标准 MIL-A-83441《飞机损伤容限要求》,它是第一部直升机、飞机损伤容限设计规范,规定了损伤剩余强度与损伤增长限制要求,并与可检性、检测手段、检测周期密切相关;MIL-A-8866B 则放弃了安全寿命概念,由基于耐久性设计的经济寿命所取代。

我国颁布的军用标准规范 GJB720.2—1989《军用直升机强度和刚度规范》和中国民航 CCAR27《正常类旋翼机适航规定》(2002 年 7 月版),都规定了现阶段直升机结构静、动强度和经济寿命与损伤容限设计及验证要求。

它的设计准则为破损安全寿命大于或等于 4 倍的检查间隔期限。

所谓破损安全即指有某个结构元件破损后,其残余结构尚能承受一定的载荷,并在下一次检查前不会出现结构破坏。检查出此破损后,应当加以维修甚至更换。

1.3.5 结构强度与可靠性并行设计阶段

20 世纪 70 年代以来,随着航空装备的复杂化,出现了使用和保障费用高、战备完好率下降、航空装备不能尽快形成战斗力等问题,特别是航空装备的作战样式、使用环境和维修需求等都发生了重大变化。这些情况迫使人们对航空装备进行系统思考,使人们认识到“先天”科学设计是关键。

目前一般采用并行工程设计方式,把按静强度、动强度、疲劳强度、损伤容限/耐久性准则等结构强度设计与按可靠性、维修性、保障性准则设计并行进行。

从设计原理来看,以损伤容限为主的结构强度设计和可靠性设计比较符合基于状态维修的思想,得到了订购方的极大重视。

并行工程(concurrent engineering)定义:综合、并行地设计产品及其相关的各种过程(包括制造、使用与保障过程)的一种系统方法。该方法旨在使开发人员在最初阶段便考虑直升机寿命周期内的所有要素,包括质量、成本、进度和可靠性、维修性、保障性等订购方的使用要求,旨在优化设计、制造和保障过程。

并行工程是对传统的串行直升机开发模式的否定与变革。并行工程按照系统观点组成多学科开发小组,从一个更高的层次对整个工程过程进行重组和并行开发。并行工程与传统的串行直升机开发模式的根本区别在于,并行工程把直升机开发的各项活动看成是一个整体、集成的过程,并从全局优化的角度出发,对集成过程进行管理与控制。