

直升机构造学

上册

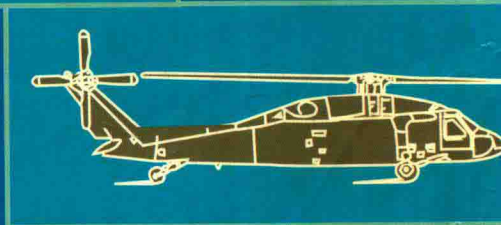
陈建中等 编著



ZST



GZX



长城出版社

1996年1月·北京

直升机构造学

(上册)

主编:陈建中

编著:陈建中 张兴波 刘海沙

天大学

存

95.8

长城出版社

1996年1月·北京

责任编辑:程 云

封面设计:陈建中

图书在版编目(CIP)数据

直升机构造学/陈建中等编著. —北京:长城出版社,1996. 1

ISBN 7-80017-270-8

I. 直… I. 陈… III. 直升机—构造—理论 IV. V275

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (96) 第 22960 号

直升机构造学

陈建中等 编著

长城出版社出版发行

(北京阜外大街 34 号 邮编:100832)

空军第一航空学院印刷厂印刷

* * *

787×1092 毫米 16 开 30.5 印张

字数:740 千字 插页:21 张

1996 年 1 月第 1 版 1996 年 1 月第 1 次印刷

ISBN 7-80017-270-8/E·46

定价:60 元(上、下册)

序

直升机能垂直起落和空中悬停,飞行机动灵活、地面无需跑道,可执行其它航空器难以完成的多种任务,这必然是要花代价的。其代价之一就是直升机的构造复杂、维修不易。

在我国,直升机早已进入国防领域和国民经济领域。自改革开放后,又增添了不少新的机种。但长期以来,缺少一本反映现代直升机构造及工作原理的专著,特别是缺少一本作为直升机机械维修工程专业的通用教材。

有鉴于此,空军第一航空学院的陈建中、张兴波和刘海沙同志,在学院领导的大力支持下,编著了这本《直升机构造学》。书中以我国生产和引进的三种主要直升机:直—9(原系法国航宇公司的 SA365N,于 1979 年首飞)、米—17(俄国米里设计局研制,于 1981 年首次展出)和“黑鹰”(美国西科斯基公司的 S—70C,其军用型 UH—60A 于 1978 年首飞)为典型,介绍了目前流行的单旋翼带尾桨式直升机的基本构型,揭示了当今世界三大直升机集团各自的结构设计特点,既有代表性,又有先进性。在内容上该书不仅详细地阐述了各直升机的结构、系统及其附件的构造和工作原理,而且还将航空机械与电气控制较好地结合在一起,便于学习和理解。填补了我国直升机构造学教材的空白。

本书的出版,深信必将有利于学员以及航空兵部队、民航和工厂的有关工程技术人员全面地掌握直升机构造、原理及其结构特点,有助于进一步提高我国直升机的使用水平。

南京航空航天大学

王适存

1995.8

前 言

由于直升机具有独特的飞行性能,使它成为唯一能抵达任何地形区域的运输工具,因此在国防和国民经济的许多领域中得到了广泛应用。

在我国,随着国民经济的发展和建设的需要,近十年来相继引进了法、美、俄等国的数种新型直升机,装备于陆航、海航、空军以及民航等有关单位。

由于新机种的迅速增加,使院校传统的单一机种的直升机机械维修技术人员的培训方式,难以满足多机种训练对直升机机械维修人才的需求。为此,只有走培训直升机机械维修通用型人才之路,才能满足直升机发展之需求。

本书是根据直升机机械维修工程专业的本科和大专班的教学大纲编写的。其内容以前苏联的 Ми-17(米-17)系列、美国的 S-70C(黑鹰)和法国的 SA-365N(直-9)三种现代直升机为主,兼顾米-8、云雀-3 和小羚羊等直升机。

本书共九章,分上、下册出版。上册内容包括:概述、机身、起落装置、旋翼和尾桨。下册内容包括:传动系统、液压系统、操纵系统和燃油供给系统。

本书的第一、四、五、六、七、八章由陈建中编写;第二、九章由张兴波编写;第三章由刘海沙编写。由主编陈建中修改定稿。

本书结合米-17(米-8 的发展型)、黑鹰和直-9 三种直升机的结构特点,从通用的构型入手,详细阐述了不同机型的具体构造和工作原理,并保持了直升机各系统的完整性。

本书主要作为直升机机械维修工程专业的本科和大专班直升机构造通用教材;同时,也可分别作为直-9、米-17 和米-8 直升机构造的专用教材。另外,还可供直升机维修工程技术人员和有关院校的教师作为自学参考书。

本书由空军第一航空学院郭汉堂教授和林其昌副教授主审,由我国直升机界著名专家王适存教授审阅、作序,并提出诸多宝贵意见。特此致谢。

由于本书属于首次编写,加之资料不足和编者水平有限,书中难免有误,恳请读者批评指正。

编著者

1996 年 1 月

目 录

第一章 概论	1
一、直升机的特点和用途	1
二、直升机的发展	1
三、直升机的总体布局	2
四、直升机的组成	2
五、典型直升机简介	4
第二章 机身	12
第一节 概述	12
一、机身的功用	12
二、机身结构的设计要求	12
三、机身的组成与布置	14
第二节 机身的一般结构承力型式	15
一、桁架式结构	15
二、薄壁式结构	16
第三节 典型直升机的机身构造	18
一、直-9直升机的机身构造	18
二、米-17直升机的机身构造	51
第三章 起落装置	99
第一节 起落架的布置型式及特点	99
一、起落架的布置型式	99
二、起落架的布置特点	100
第二节 起落架的结构型式	100
一、构架式起落架	100
二、支柱式起落架	101
三、摇臂式起落架	101
四、滑撬式起落架	101
第三节 油气式减震器的构造和工作原理	102
一、减震器的基本组成和减震原理	104
二、减震器的构造和工作原理	104
三、油气式减震器的工作特性分析	118
四、减震器的性能及其调节装置	123
第四节 机轮和刹车装置	125
一、轮胎	125

二、轮毂	126
三、主机轮刹车装置	127
第五节 主机轮刹车供给系统	132
一、液压刹车供给系统	132
二、冷气刹车供给系统	143
第六节 直—9 直升机起落架收放系统	154
一、收放作动筒机构	154
二、主起落架舱门操纵机构	157
三、起落架收放系统控制电路	158
第七节 尾部防护装置	163
一、直—9 直升机尾橇	163
二、米—8、米—17 直升机尾撑	164
第四章 旋翼	166
第一节 旋翼桨叶	168
一、米—8、米—17 直升机金属胶接式旋翼桨叶	168
二、黑鹰直升机钛合金梁旋翼桨叶	173
三、直—9 直升机复合材料旋翼桨叶	175
第二节 旋翼桨毂	178
一、米—8、米—17 直升机铰接式旋翼桨毂	179
二、黑鹰直升机带弹性体轴承的旋翼桨毂	191
三、直—9 直升机复合材料柔性旋翼桨毂	199
第五章 尾桨	206
第一节 米—17 直升机多叶“万向接头”式尾桨	207
一、尾桨毂	207
二、尾桨叶	210
三、尾桨主要数据	212
第二节 黑鹰直升机“十字交叉梁”无铰式尾桨	212
第三节 直—9 直升机“涵道风扇”式尾桨	216
一、尾桨的构造	217
二、尾桨的驱动	219
三、尾桨主要数据	219

第一章 概 论

一、直升机的特点和用途

直升机是一种重于空气的飞行器,它依靠发动机驱动旋翼旋转产生拉力而飞行。

常见的直升机为单旋翼带尾桨式或双旋翼式。旋翼转轴近似于铅直。旋翼旋转时产生垂直向上的拉力,以克服直升机的重力,使直升机可以进行垂直起降或在一定高度以下作空中悬停。同时,又可以通过特殊的操纵机构——自动倾斜器,操纵旋翼产生向前、后、左、右的水平分力,使直升机作前、后飞行和左、右侧飞。

直升机由于能垂直起降,所以起飞、着陆所需的场地面积小,对场地的质量要求不高,因此,它能承担其它交通工具无法完成的某些任务。例如,可以在山地、丛林和沼泽地等复杂地形上起降;有的还能在舰船的甲板上、海上石油钻井平台上和大楼顶部的平台上起降;具有浮筒或船形机身的直升机,还能在水面上起飞、降落和漂浮。此外,直升机还可以接近地面或水面作低空悬停,执行搭乘人员和装卸货物等任务。

直升机所具有的独特性能,使它成为唯一能够抵达任何地形区域的运输工具,因此,在军用和民用的各个领域得到日益广泛的应用。

在军用方面,运输型直升机可用来运载人员、武器和技术装备,以加强部队的机动和突击作战能力;武装型直升机具有较强的生存能力与火力配备,可用于提供空中火力支援,是反坦克的有力武器;舰载直升机具有反应快、搜索海域大、探测距离远等优点,是反潜和海上作战不可缺少的装备。此外,军用直升机还常用于后勤支援、战地救护、侦察、巡逻、搜索、布雷、扫雷和通讯联络等任务。

在民用方面,早期的直升机由于成本高,限制了它的普遍使用。随着直升机技术的进步、经济性的改善和可靠性的提高,直升机已在国民经济的许多部门中得到广泛应用,如近海油田开发、地质勘探、高空作业、护林灭火、喷洒农药、应急救援、城市治安、海关辑私和交通运输等方面。

二、直升机的发展

直升机的构想和模型实验虽然由来已久,但载人直升机试飞成功只是二十世纪三十年代的事。1937年德国人福克设计的FW—61、1939年美籍俄国人西科斯基(Sikorsky)设计的VS—300和1940年前苏联人布拉图欣设计的“欧米加”式直升机,标志着直升机的诞生。随后,1942年西科斯基在他的第一架试飞成功的VS—300直升机的基础上,成批生产了铰接式单旋翼直升机R—4,并交付美国陆军使用。1946年美国人贝尔(Bell)制造的“跷跷板”式单旋翼直升机贝尔—47,获得了美国政府第一次颁发的直升机适航证。从此,直升机的发展进入到实用阶段,生产和使用的规模迅速扩大。

随着直升机空气动力学、结构动力学的深入研究和应用,新材料、新工艺、新技术的应用以及结构设计的改进和航空先进电子设备的应用,使直升机的性能和用途有了很大的提高和扩展。

自1942年第一架生产型直升机R-4问世以来,直升机的发展已经历了四代,其特征是:第一代直升机为活塞式发动机、木质混合式桨叶;第二代直升机为涡轮轴发动机、全金属桨叶;第三代直升机为涡轮轴发动机、玻璃纤维桨叶;第四代直升机为涡轮轴发动机、复合材料柔性旋翼系统。直升机的总重由初期的1吨左右提高到今天的100吨以上,最大飞行速度由初期的150千米/小时左右提高到今天的350千米/小时以上。

目前世界上的直升机已生产了200多个机种,产量约70000架,它已成为航空飞行器大家庭中的主要成员之一。

三、直升机的总体布局

就目前应用最广泛的单旋翼带尾桨式直升机来看,虽然不同的直升机的具体布局有所差异,但其总体构型是基本相同的。动力和传动装置布置在机身顶棚的上部,发动机位于主减速器的前部或位于主减速器的后部,起落装置大多为不可收放的三点式,为减小飞行阻力,少数直升机的起落架可以收放(如直-9);尾梁的后部均安装有水平安定面,并借助于安装在尾梁末端的垂直安定面或尾斜梁整流罩来提高直升机的航向稳定性。

四、直升机的组成

尽管不同机种的单旋翼带尾桨式直升机的具体布局有所差异,但其组成大体是相同的。它们主要由旋翼和尾桨、动力和传动装置、液压和操纵系统、起落装置、机身、电气和仪表指示设备、机载电子设备和特种设备等部分组成。此外,对于武装直升机,还有武器系统和火控系统。

(一)旋翼和尾桨

旋翼是由动力装置驱动旋转而产生气动力的部件,它既是升力面,又是操纵面;既能产生沿旋转轴方向的向上拉力,又可以通过操纵自动倾斜器产生近似水平方向的拉力。所以,它是直升机的关键部件。

旋翼由旋翼桨毂和旋翼桨叶两部分组成。桨毂安装在主减速器的旋翼轴上,并由发动机带动。旋翼桨叶一般为2片至6片。

从旋翼的结构型式来看,目前应用最多的是铰接式旋翼(如米-8、米-17系列直升机)。这种旋翼的桨毂由水平铰、垂直铰和轴向铰构成,旋翼桨叶可以绕水平铰上下挥舞、绕垂直铰前后摆振、绕轴向铰转动改变桨叶安装角。

随着科学技术的发展、新材料的应用和工艺水平的不断提高,传统旋翼桨毂中的三个铰由一个无需润滑的弹性轴承式轴向铰所代替(如直-9、黑鹰直升机),从而使桨毂的结构大大简化、重量减轻、寿命提高、维修简单方便。

尾桨用于平衡旋翼的反作用力矩,并可操纵直升机改变航向。它一般由尾桨毂和尾桨叶两部分组成。大多数直升机的尾桨是安装在机身末端的小螺旋桨,少数直升机的尾桨为风扇式,它安装在尾梁末端的尾桨涵道内(如直-9、小羚羊直升机)。尾桨的旋转平面一般与旋翼的旋转面互相垂直。

直升机的尾桨一般设置有水平铰和轴向铰,少数直升机的尾桨为无轴承式(如黑鹰直升机的“十字交叉梁”式尾桨)。

(二)动力和传动装置

目前直升机上的动力装置大多数为涡轮轴式发动机,并且根据机种具体设计要求,安装一台(如云雀-3、小羚羊直升机)、两台(如米-8、米-17系列、直-9、黑鹰等直升机)或三

台(直-8直升机)涡轮轴发动机。其中大多数直升机上装有两台涡轮轴发动机,以提高直升机飞行的可靠性。单台发动机的最大功率在数百千瓦至数千千瓦之间。

每台发动机都由其独立的燃油系统保证工作,所需的燃油由直升机燃油供给系统提供。直升机燃油供给系统一般由两套独立的系统组成,当任一套供油系统发生故障时,可由正常工作的系统实现“交输”供油。

传动装置用于汇总和传递发动机功率输出轴的扭矩。它一般由主减速器、中间减速器、尾减速器、主传动轴和尾传动轴组成。发动机输出的扭矩经传动装置换向和变速后,分别传动旋翼、尾桨及有关附件工作。

发动机和减速器分别由独立的滑油系统润滑。为保证每台发动机的输出功率单向传递,在主减速器的功率输入轴处装有自由行程离合器。

(三) 液压和操纵系统

液压系统用于向操纵系统的伺服机构以及其它液压操纵附件提供一定压力和流量的高压油液。系统一般采用多余度设计,至少有两条独立的液压供油回路向伺服机构供油,当其中的一条液压回路供油失效后,另一条液压供油回路仍然能保证伺服机构正常工作。液压系统的动力一般来自发动机,并由主减速器带动工作。对于三余度的液压系统(如黑鹰直升机)来说,当一条或两条液压供油回路均失效后,可由备用的电动液压泵同时向已失效的一条或两条液压回路供油。

操纵系统一般为双重操纵。它主要由手操纵、脚操纵和总桨距——油门操纵系统组成。驾驶员通过操纵系统,改变旋翼和尾桨的桨叶角,以控制旋翼和尾桨拉力的大小及方向。

手操纵系统包括纵向和横向两个操纵系统,它用于操纵自动倾斜器改变倾斜方向。纵向、横向操纵是通过一根驾驶杆来完成的,驾驶杆在结构上保证了纵向、横向操纵各自独立。

总桨距——油门操纵系统包括旋翼总桨距操纵和发动机的油门操纵,二者由一根总桨距——油门杆操纵联动,以保证发动机的可用功率与旋翼的需用功率相匹配。

脚操纵系统又称为航向操纵系统。它用于操纵尾桨改变桨叶的安装角,以改变尾桨拉力(或推力)的大小及方向,使直升机保持或改变飞行航向。

操纵系统均通过机械传动,由液压伺服机构进行助力操纵。对于多余度的操纵系统来说,除机械操纵系统外,一般还设置有电传操纵系统,一旦机械操纵系统失效后,可由电传操纵系统直接操纵旋翼和尾桨变距。

目前大多数直升机上都装有飞行自动控制系统——自动驾驶仪,以便使直升机能够按给定的飞行姿态自动飞行,从而减轻了驾驶员的负担。

(四) 起落装置

起落装置用于直升机的起降和地面滑行。大多数直升机的起落架为前三点式布局(如米-8、米-17系列、直-9直升机等),少数为后三点式布局(如黑鹰直升机),有些轻型直升机上的起落架为滑橇式(如小羚羊直升机)。

每个起落架上均装有减震器,通常为油气式。两个主起落架为双腔油气式,下部装有带刹车装置的机轮;前(或尾)起落架减震器一般为单腔油气式,机轮在地面可自由偏转。对于前三点式起落架布局的直升机来说,在尾梁的后部一般还布置有尾撑(或尾橇),以防尾桨或尾梁触地。

(五) 机身

机身是一个基体。它既用于支持和固定直升机各种部件和设备,使之成为一个整体,又用于装载人员、货物、燃油和滑油等。

机身一般由前机身、中机身、尾梁、尾斜梁和水平安定面组成。前机身与中机身构成机身的主体结构,其内部空间用作驾驶舱和乘员舱(或货舱);尾梁、尾斜梁和水平安定面构成机身的后部结构。

大多数直升机的机身为轻合金材料制成的隔框、桁条(或梁)和蒙皮的铆接结构,少数直升机则大量采用复合材料,用作机身的蒙皮、隔板、地板和整流罩。

(六)电气和仪表指示设备

电气设备主要用于向机上各用电设备提供所需的交流电或直流电。交流和直流电源分别由安装在发动机或主减速器上的发电机以及蓄电池提供。

仪表指示设备主要用于指示动力和传动装置以及有关系统和部件的工作状态参数与直升机的飞行状态参数,并可及时提供系统或装置的故障警告信号。

(七)机载电子设备

机载电子设备主要用于直升机的通讯导航、自动驾驶、仪表着陆、气象探测、目标捕捉等。

(八)特种设备

特种设备主要用于保障直升机在复杂气象条件下和紧急情况下的飞行安全,改善机内工作环境。

五、典型直升机简介

(一)直—9 直升机简介

“海豚—2”型直升机是法国宇航公司研制生产的双发、单旋翼带涵道尾桨的轻型直升机。

我国引进生产的只是“海豚—2”型直升机系列中的两种型号,它们是 SA—365N 型和 SA—365N1 型,其中 SA—365N 型机只是组装,SA—365N1 型机则属于生产。我国将 SA—365N 型机编号为“直—9”,将 SA—365N1 型机编号为“直—9A”,但统称为“直—9”型直升机。直—9 直升机的其它改型(如直—9B、直—9C),正在研制生产。

SA—365N 型直升机的最大起飞质量为 4000 千克,机内可安排 10—14 个座位。该型直升机采用两台阿赫耶—1C 涡轮轴发动机(国产型号为涡轴—8),起飞功率为 2×492 千瓦(2×669 马力),单发最大应急功率为 522 千瓦(710 马力)。

SA—365N1 型直升机在 SA—365N 型机的基础上有所改进。它安装了两台功率更大的阿赫耶—1C1 涡轮轴发动机(国产型号为涡轴—8A),起飞功率为 2×526 千瓦(2×715 马力),单发最大应急功率为 540 千瓦(734 马力)。最大起飞质量为 4100 千克。为了适应功率增大的变化,尾桨直径由原来的 0.9 米增加到 1.1 米,尾桨叶的片数由原来的 13 片减为 11 片;垂直安定面由原来的轻合金铆接结构改为碳纤维复合材料结构,其面积有所增加。

直—9 型直升机是具有八十年代先进技术水平的机种,其先进性主要体现在以下七个方面:

1. 发动机采用单元体结构设计。
2. 机身结构和辅助结构大量采用复合材料(约占 59%)。
3. 机身主要承力结构采用铝板和 Nomex(诺麦克斯)蜂窝夹层结构(约占 28%)。

4. 星形柔性旋翼桨毂和无寿命限制的玻璃纤维复合材料桨叶。
5. 涵道尾桨和碳纤维复合材料制成的垂直安定面和水平安定面。
6. 大量采用免维护的自润滑轴承。
7. 机上提供许多供安装选装设备使用的接头或插座,根据需要,不需大的更改即可装上所选设备。

直—9 直升机的机载设备是根据用户的使用要求选装的。

图 1—1 为直—9 直升机的主要几何尺寸。

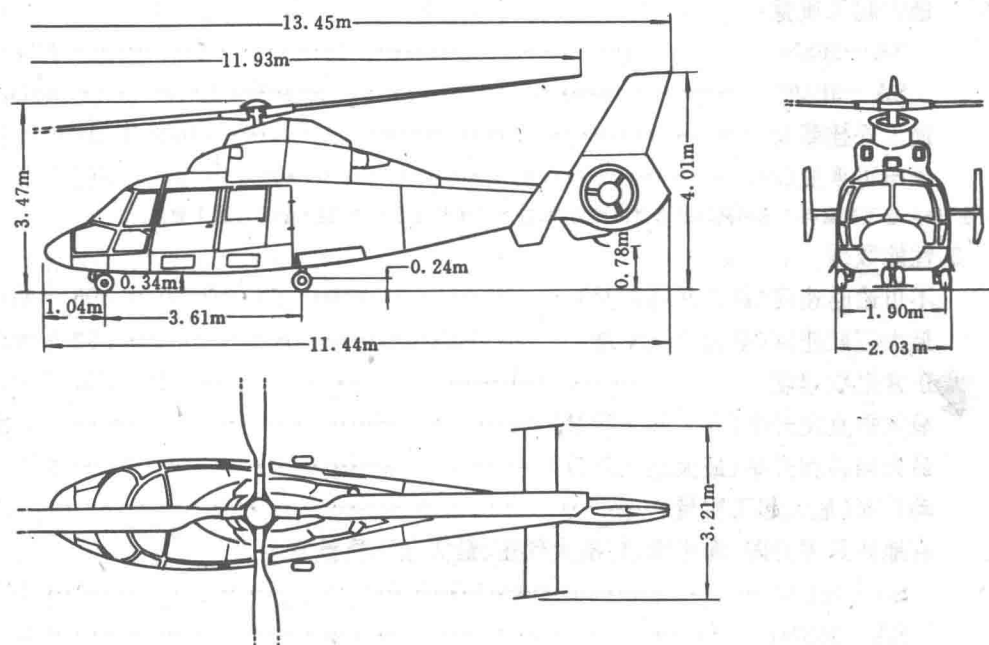


图 1—1 直—9 直升机三视图

直—9 直升机的主要尺寸、质量与性能数据如下:

1. 尺寸

旋翼直径	11.93 米
旋翼轴前倾角	4°
尾桨直径	直—9:0.9 米,直—9A:1.1 米
机身长	直—9:11.44 米,直—9A:11.63 米
机身宽	2.03 米
全长(带旋翼)	直—9:13.45 米,直—9A:13.68 米
全宽(水平安定面翼展)	3.21 米
全高(垂尾离地高度)	直—9:4.01 米,直—9A:3.97 米
旋翼桨毂离地高度	3.47 米
尾橇离地高度	直—9:0.78 米,直—9A:0.58 米
座舱长度	2.30 米

座舱宽度.....	前 1.92 米,后 1.78 米
座舱高度.....	前 1.16 米,后 1.06 米
座舱有效容积	5.00 米 ³
横向轮距	1.90 米
横向轮宽	2.03 米
纵向轮距	直—9:3.61 米,直—9A:3.64 米

2. 质量与载荷

空机质量(不包括任何选装设备) 1975 千克

最大起飞质量:

SA—365N 4000 千克

SA—365N1 4100 千克

最大外挂载荷 17000 牛(1700 千克力)

绞车可承受载荷 2750 牛(275 千克力)

注:最大起飞质量与机场标高以及大气温度有关,它可以小于这个数值,但不能超过这个数值。

3. 性能数据

不可逾越速度(最大起飞质量) 306 千米/小时

最大巡航速度(最大起飞质量) 293 千米/小时

正常巡航速度 250—260 千米/小时

最大垂直爬升率(最大起飞质量) 4.2 米/秒

最大倾斜爬升率(最大起飞质量) 7.7 米/秒

动升限(最大起飞质量) 4000 米

有地效悬停升限(海平面、标准大气压、最大起飞质量):

SA—365N 1600 米

SA—365N1 2850 米

无地效悬停升限(海平面、标准大气压、最大起飞质量):

SA—365N 950 米

SA—365N1 1750 米

航程(正常巡航速度):

不带副油箱 910 千米

带副油箱 1030 千米

平均耗油量 1 千克/千米

(二)米—17 直升机简介

米—17 直升机是前苏联米里(МИЛЬ)设计局研制生产的双发、单旋翼带尾桨的中型运输直升机。最大起飞质量为 13000 千克,机内最大有效载荷为 40000 牛(4000 千克力),外挂载荷为 30000 牛(3000 千克力)。

米—17 直升机是米—8 直升机的发展型,它沿用了米—8 直升机的大部分结构。除动力装置、辅助动力装置(АИ—9В)、主减速器(ВР—14)和部分机载电子设备外,其它各系统及设备均与米—8 直升机的结构相同或稍有改进。

目前我国购进的米—17 直升机有三种型号,它们分别是米—17 标准型、米—171 型和

МИ—8МТВ—1 型三种。由于这三种型号的直升机在结构上变化不大,主要是选装的机载电子设备不同。故此,本书统称上述三种型号的直升机为米—17 系列直升机。

米—17 标准型直升机上装有两台 TB3—117MT 涡轮轴发动机,单台起飞功率(限制)为 1454 千瓦(1950 马力),在一台发动机停车后,另一台发动机的最大输出功率能增加到 1666 千瓦(2225 马力),以保证直升机继续飞行。

发动机进气道的前部装有进气防砂装置,以净化进入发动机的空气。

米—17 直升机上还装有一台辅助燃气涡轮轴发动机(АИ—9В),用于提供主发动机启动所需的气源以及地面与空中的备用电源。

由于 TB3—117MT 发动机的应急储备功率较大,所以米—17 直升机的飞行性能、高温和高原性能较好。

图 1—2 为米—17 直升机的主要几何尺寸。

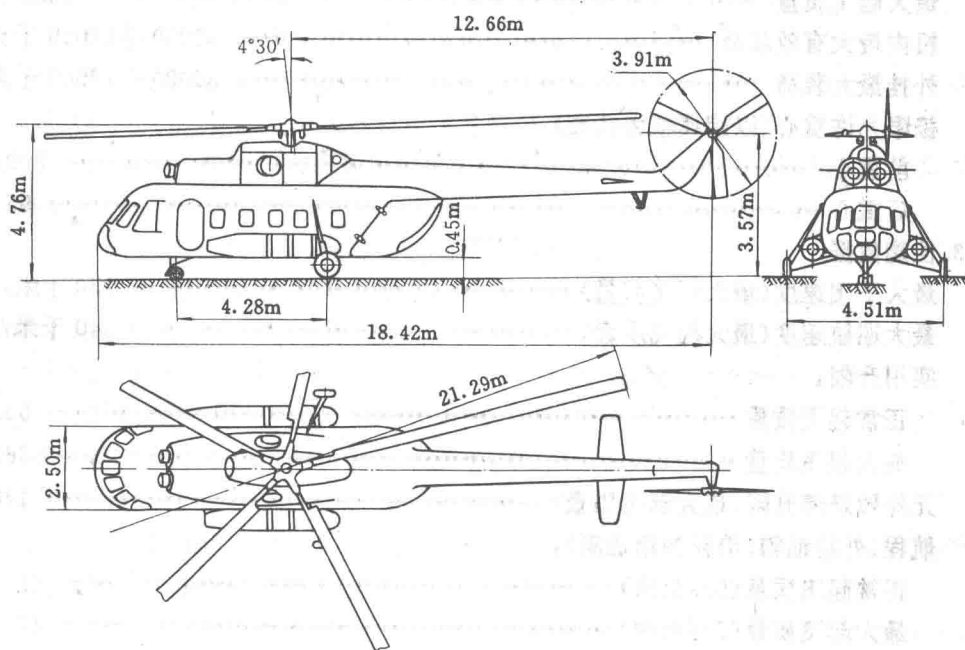


图 1—2 米—17 直升机三视图

米—17 直升机的主要尺寸、质量与性能数据如下:

1. 尺寸

旋翼直径	21.29 米
旋翼轴前倾角	4°30'
尾桨直径	3.91 米
机身长(不带旋翼、尾桨)	18.42 米
全长(带旋翼、尾桨)	25.35 米
机身宽	2.50 米
旋翼桨毂离地高度	4.76 米

尾桨离地高度	5.52 米
机身最低点离地高度	0.45 米
横向轮距	4.51 米
纵向轮距	4.28 米
货舱长度(地板长)	5.34 米
货舱宽度	2.34 米
货舱高度	1.80 米
货舱有效容积	23 米 ³

2. 质量与载荷

空机质量(包括设备)	7100 千克
正常起飞质量	11100 千克
最大起飞质量	13000 千克
机内最大有效载荷	40000 牛(4000 千克力)
外挂最大载荷	30000 牛(3000 千克力)
极限允许重心(以旋翼轴为基准):	
前重心	300 毫米
后重心	95 毫米

3. 性能数据

最大平飞速度(最大起飞质量)	250 千米/小时
最大巡航速度(最大起飞质量)	240 千米/小时
实用升限:	
正常起飞质量	5000 米
最大起飞质量	3600 米
无地效悬停升限(最大起飞质量)	1760 米
航程(外挂油箱、消耗油箱加满):	
正常起飞质量(5%余油)	495 千米
最大起飞质量(5%余油)	465 千米

(三)S—70C—2(黑鹰)直升机简介

S—70C—2(黑鹰)直升机是美国西科斯基直升机公司研制生产的双发、单旋翼带尾桨的中型战术运输直升机。该机的高温、高原性能较好,最大起飞质量为 10000 千克。

S—70C—2 直升机是 S—70 直升机的出口通用型,它是美国陆军使用 S—70(UH—60A“黑鹰”)直升机的改型。故我国购进的 S—70C—2 型直升机,也称其为“黑鹰”直升机。

S—70C—2(黑鹰)直升机上装有两台美国通用电气公司生产的 T700—GE—701A 涡轴发动机。单台应急功率为 1285 千瓦(1723 马力),单台起飞功率为 1279 千瓦(1715 马力)。

S—70C—2(黑鹰)直升机在结构上具有以下几个方面的特点:

1. 旋翼桨毂和桨叶大梁均由钛合金材料加工而成,并以无需润滑的弹性体轴承式轴向铰代替了铰接式旋翼桨毂中的水平铰、垂直铰和轴向铰。

2. 碳纤维复合材料制成的无轴承“十字交叉梁”式尾桨,其旋转面左倾 20°。

3. 发动机和主减速器采用单元体结构设计,并且在发动机进气道装有进气防砂装置。
4. 辅助燃气涡轮轴发动机(APU)可为主发动机的起动和座舱的加温提供气源,同时还为在地面及空中工作提供备用电源。
5. 采用了减振和隔振措施:如旋翼上装有钛合金材料制成的双线摆减振器;在机头和座舱顶部的前、后均设置有减振器;尾传动轴支撑座采用了减振轴承。
6. 较强的生存性设计
 - (1)旋翼、尾桨、尾传动轴和外露的操纵装置都具有一定的弹伤容限,经受多次射击命中后仍能继续工作,并安全返航。即使在尾桨完全损坏的情况下仍能保持一定的速度飞行。
 - (2)燃油箱具有较强的耐坠毁、抗弹击和自密封能力。油箱加满油后,从 20 米的高度落到地面不漏油;能经受口径为 12.7 毫米的枪弹射击。
 - (3)燃油输油管路具有自密封能力,即使在直升机翻滚后也能防止燃油溢出;采用发动机驱动的吸油增压泵,若燃油管路中弹破裂后,燃油不会从破裂的管路中喷出,燃油泵从输油管路中吸入的仅是空气,使发生火灾的可能性减至最小。
 - (4)在总体布局上,将所有可能的危险部件都分隔开。如起落架与燃油箱分开,电子设备主要安装在机身的前部,油箱舱布置在机身过渡段内,使火种远离燃油箱。
 - (5)正、副驾驶员座椅为带防护装甲的耐坠毁座椅,防护装甲能挡住从 100 米远处射来的 7.62 毫米的穿甲弹。

图 1—3 为 S—70C—2(黑鹰)直升机的主要几何尺寸。

黑鹰直升机的主要尺寸、质量与性能数据如下:

1. 尺寸

旋翼直径	16.36 米
旋翼轴前倾角	3°
尾桨直径	3.35 米
机身长	15.26 米
全长(带旋翼和尾桨)	19.76 米
旋翼和尾梁折叠后机身长度	12.60 米
机身宽度	2.36 米
机身高度(旋翼桨毂离地高度)	3.76 米
全高(尾桨离地高度)	5.13 米
水平安定面展长	4.37 米
水平安定面的面积	4.18 米 ²
垂直尾翼的面积	3.60 米 ²
可空运状态时的高度	2.67 米
横向轮距	2.70 米
横向轮宽	2.95 米
纵向轮距	8.82 米
座舱地板长度	3.58 米
座舱地板宽度	1.85 米
座舱高度	1.37 米

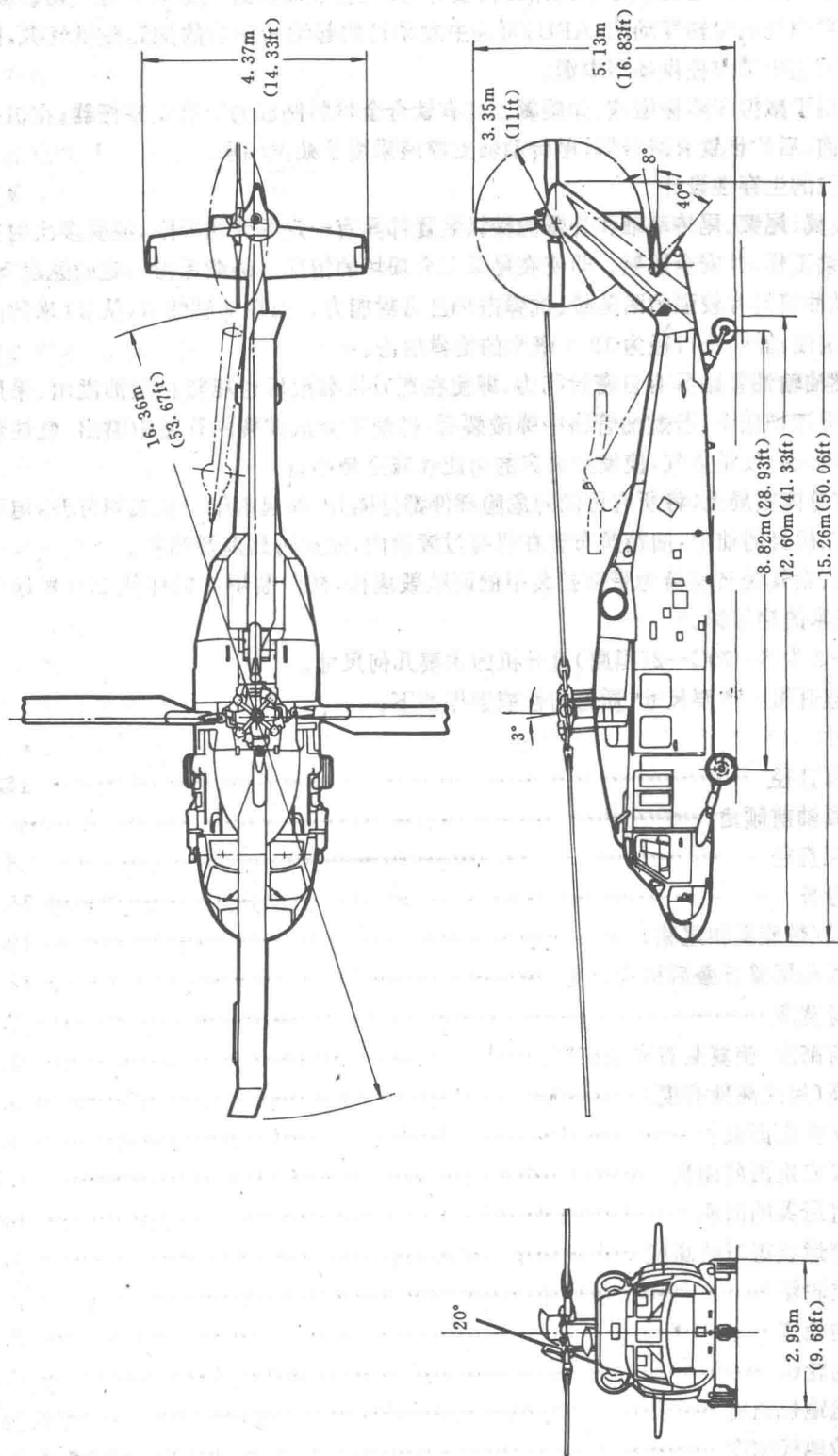


图 1—3 黑鹰直升机三视图