

直升机实用飞行原理

(飞行动力学)

责任编辑：木 公

封面设计：王存仁

ISBN—80054—556—3/V.1

定价：15.00 元

直升机实用飞行原理

(飞行动力学)

A·M·沃洛特柯 著
傅百先 陈新民 译
郭泽弘 寿明德 校

海 潮 出 版 社

(京)新登字 127 号

书 名:直升机实用飞行原理

著 者:A·M·沃洛特柯

译 者:傅百先 陈新民

校 对:郭泽弘 寿明德

出 版:海潮出版社(北京西三环中路 19 号 100841)

印 刷:山东师范大学印刷厂

发 行:海潮出版社

开 本:787×1092 毫米 1/32

印 张:9

字 数:190 千字

版 次:1992 年 6 月第 1 版

印 次:1992 年 6 月北京第 1 次印刷

印 数:2000

书 号:ISBN 7—80054—556—3/V·1

定 价:15.00 元

出版说明

《直升机实用飞行原理(飞行动力学)》是原苏联莫斯科“运输”出版社出版的1986年最新版本。其作者是A·M沃洛特柯,审阅为全苏功勋试飞行员、列宁奖金获得者、科学技术硕士C·B彼得洛夫。本书应用了简化的一般微分方程的数学工具,深入浅出、图文并茂,对直升机飞行动力学的过程和现象、飞行限制的根据及在一般和复杂条件下飞行的操纵动作等做了物理本质的阐述,深受广大飞行和地勤人员及院校教员们的欢迎。

我国从50年代开始装备直升机,至今在民用和军用方面已得到了广泛应用,但在理论和实践方面较世界先进水平尚有一定差距,为进一步提高直升机实用飞行理论,我们于1989年着手翻译了《直升机实用飞行原理(飞行动力学)》一书,供广大直升机飞行、地勤、科研人员、院校教员及航空爱好者们参考使用。愿本书能对直升机飞行和实用技术的应用研究、发展我国直升机事业起到积极的作用。

本书由飞行力学副教授傅百先、航空专业高级工程师陈新民翻译,海军航空兵司令部翻译室副译审寿明德、中国直升机设计专家(研究员级高级工程师)郭泽弘校译。海军航空技术学院王存仁讲师进行了文字校对和封面设计。

在翻译过程中,我们得到了中国著名直升机空气动力学专家、教授王适存的关怀和支持,还得到了空气动力学副教授赵和平的支持和帮助,在此一并表示衷心的感谢。

海军航空兵司令部首长李彰在百忙之中还特地为本书作序,在此一并致以崇高的谢意。

由于水平有限,加之时间紧迫,翻译中难免有不妥之处,恳请给予批评指正。

译校者

一九九二年四月

符 号 表

D, R —旋翼直径、半径(米)

R_{BT} —旋翼桨毂半径(米)

$R_{P.L}$ —尾桨半径(米)

G_B, G_r —直升机、货物重量(公斤)

M_B, M_r —直升机、货物重量

θ —直升机航迹角(度)

β —直升机俯仰角(抬头为正)(度)

ϑ_{cT} —直升机停机角(度)

Ψ —直升机航向角、桨叶方位角(度)

β —直升机侧滑角(右侧滑为正)(度)

β_n —桨叶挥舞角(度)

γ —直升机倾斜角(右坡度为正)(度)

$\alpha, \alpha_H, \alpha_{cT}$ —直升机体、旋翼、水平安定面攻角(度)

ψ, ψ_0 —桨叶安装角、旋翼总距(度)

ϵ —旋翼轴相对机身前倾角、相位移(度)

α —自动倾斜器纵向偏角(度)

η —自动倾斜器横向偏角(度)

ζ —桨叶摆振角(度)

Ox_g, Y_g, Z_g —正常地面座标系

Ox_0, Y_0, Z_0 —活动地面座标系

Ox_k, Y_k, Z_k —航迹座标系

Ox_v, Y_v, Z_v —速度座标系

$OXYZ$ —机体座标系

$\lambda = \frac{1}{\omega R} (Y_v - v)$ —流过旋翼的入流系数

v —旋翼桨盘外平均诱导速度

I_x, I_y, I_z —全机相对机体轴 X、Y、Z 的转动惯量(公斤·米²)

I_{xy} —全机相对于机体轴 X、Y 的惯性积(公斤·米²)

I_{BT} —旋翼桨毂转动惯量(公斤·米²)

I_P —全部转动部件对旋翼转轴的转动惯量

T、H、S—旋翼转动、纵向力、横向力

T_0 —直升机停机时的拉力

$\bar{T} = \frac{T}{T_0}$ —直升机相对拉力

Q—桨叶空气动力

P—桨叶惯性力

X_{na}, Y_{na}, Z_{na} —机体阻力、升力、横向力

$T_{P.B}$ —尾桨拉力

M—外力对全机重心的力矩(公斤·米)

M_x, M_y, M_z —相对于机体各轴的力矩(公斤·米)

$M_P, M_{P.B}$ —旋翼、尾桨反作用力矩(公斤·米)

$M_{zna}, M_{xna} - M_{yna}$ —机体纵向、横向、侧向力矩(公斤·米)

$\bar{M}_z^\alpha, \bar{M}_z^V$ —攻角、速度静稳定导数

$\bar{M}_z^\beta, \bar{M}_z^\delta$ —横向、航向对侧滑角静稳定导数

$\bar{M}_z^\gamma, \bar{M}_z^{\gamma'}, \bar{M}_z^{\gamma''}, \bar{M}_z^{\gamma'''} - \bar{M}_z^{\gamma^{(4)}}$ —直升机俯仰、倾斜、航向阻尼导数

$\bar{M}_{Ymp}^\delta = \frac{\alpha M_{Ymp}}{\alpha \delta}$ —操纵效能(δ —驾驶杆或脚蹬偏移量)

$\bar{M}_z^\sigma, \bar{M}_z^\xi, \bar{M}_z^\eta$ —操纵效能

M_{na}, M_k —发动机在旋翼轴上的可用扭矩、旋翼气动阻力力矩

M_a —桨叶摆振产生的惯性离心力矩

X_{na}, Y_{na}, Z_{na} —机体阻力、升力、横向力

F_{TP} —机轮与跑道的摩擦力

f_{TP} —机轮与跑道摩擦系数

P_n —前轮支撑力

P_0 —主轮支撑力

N_p —可用功率

LL_b —桨叶惯性离心力

N_n —需用功率

V —空气相对直升机的速度(空速)(公里/小时)

V_k —直升机相对地面的速度(地速)(公里/小时)

$V_{\max, n}$ —水平最大速度(公里/小时)

$V_{\min, n}$ —水平最小速度(公里/小时)

V_n —到达标准障碍高度的速度(公里/小时)

V_{OTP} —直升机离地速度(公里/小时)

V_y —垂直升降速度(米/秒)

$V_{\text{BB}}, V_{\text{BAM}}$ —进入和改出急跃升时的速度

$\Pi_{\text{BAM}}, \Pi_{\text{BAM}}$ —进入和改出急跃升时的过载

V_{e} —平飞中经济速度(公里/小时)

V_{HP} —盘旋有利速度

ω —转动频率

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ —相对机体纵轴、立轴、横向转动频率

本书适用有关飞行人员和机械工程师,书中多采用米-8和卡-32的插图和例子。(全书共290页)

目 录

序	(1)
引言	(3)
第一章 直升机的主要动力学性能	(5)
§ 1.1 运动方程	(5)
§ 1.2 运动的稳定性	(17)
§ 1.3 操纵性	(27)
§ 1.4 机动性	(36)
§ 1.5 可用和允许使用过载	(43)
§ 1.6 外挂货物飞行时的动力学	(54)
第二章 旋翼和尾桨的动力学特性	(63)
§ 2.1 概述	(63)
§ 2.2 桨叶和尾桨挥舞运动动力学	(66)
§ 2.3 旋翼力和力矩动力学	(76)
§ 2.4 旋翼转动动力学	(82)
§ 2.5 旋翼桨叶同直升机机体的靠近	(92)
§ 2.6 尾桨动力学	(102)

第三章 直升机飞行的自动化	(112)
§ 3.1 飞行的自动稳定性	(112)
§ 3.2 飞行的半自动操纵	(120)
§ 3.3 动力装置自动化工作	(128)
§ 3.4 《旋翼—动力装置》系统动力学	(135)
第四章 机动飞行和驾驶	(144)
§ 4.1 加速与减速	(144)
§ 4.2 急跃升与俯冲	(151)
§ 4.3 盘旋与转弯	(165)
§ 4.4 空间机动飞行	(178)
第五章 直升机的起飞和着陆	(187)
§ 5.1 概述	(187)
§ 5.2 滑行	(189)
§ 5.3 悬停	(200)
§ 5.4 起飞	(206)
§ 5.5 着陆	(229)
第六章 特殊情况下的飞行	(242)
§ 6.1 一台发动机停车	(242)
§ 6.2 旋翼自转状态时的着陆	(257)
§ 6.3 旋翼故障	(268)
§ 6.4 操纵系统的故障	(273)
参考文献	(280)

序

直升机发展经历了漫长的道路。中国古代就出现了“竹蜻蜓”玩具，15世纪传入欧洲，称作“中国陀螺”，它被公认为是直升机旋翼的最早雏型。1483年，意大利科学家达·芬奇提出了直升机旋翼的设想并绘制了草图。在随后的几百年中，出现了各种直升机模型。1754年俄国人M·B·罗蒙诺索夫第一次进行了直升机旋翼模型的试验。1907年9月19日，法国人L·C·布雷盖研制了四旋翼直升机，首次载人升离地面，但尚需4名助手在地面用绳子拉着以保持平衡。同年11月13日，法国人P·科尔尼首次驾驶自己研制的双旋翼直升机，保持了约20秒的自由飞行。由于当时还无法解决直升机的操纵和稳定问题，大都不能实现真正的飞行，只有少数离地几米，留空几秒钟。直到1923年西班牙人J·西尔瓦在旋翼机上引入铰接桨叶的桨毂后，才为直升机的发展开辟了道路。1936年，德国人H·福克研制出一架双旋翼横列式载人直升机FW-61，多次成功地进行了飞行表演。1939年，美籍俄国人I·I·西科斯基研制出一架接近实用的单旋翼直升机VS-300，其后于1942年成批生产了其改进型R-4(VS-36)单旋翼带尾桨的直升机，开始了直升机的军事应用。1946年，美国人L·贝尔制造的贝尔-47获得了美国首次颁发的民用直升机适航证。从此，直升机的发展进入实用阶段。到80年代初，直升机发展已经历了四代，直升机的应用几乎遍及军用和民用的各个领域。直升机在军用方面，可用于通信联络、侦

察巡逻、炮兵校射、后勤支援、空降登陆、反潜扫雷、对地(海)攻击、战场救护、空中预警指挥等;在民用方面,可用于短途运输、医务救灾、森林防火、地质勘探、空中摄影、喷洒农药、吊装设备、电缆检修、交通指挥、牧群监视、科学考察、海上打捞等。尤其是反潜、反坦克的武装直升机,以及海上油井与基地间的运输,直升机已成为当前发展的重要方向,其重要性和不可替代的地位愈来愈被人们所认识。我国直升机发展的起步虽然较晚,但直升机发展趋势迅猛,其装备种类之多,用途之广,已不亚于其他国家。由于直升机的结构与固定翼飞机不同,其飞行规律有其自身的特殊性。运用得当,会产生独特的效果,但操纵、维修不当,也会发生事故。因此,研究直升机的飞行特点和操纵使用规律是安全飞行、完成任务的需要。为适应我国直升机发展的急需,我们组织出版了傅百先、陈新民、寿明德、郭泽弘四同志译校的《直升机实用飞行原理(飞行动力学)》一书。该书理论清晰,实例丰富,文字通顺,可读性强,是提高直升机飞行人员理论水平和实用技术人员专业知识的一本好教材。我相信,本书的出版必将对研究、探讨直升机空气动力学,提高飞行驾驶水平,保证飞行安全和校院教学等方面,发挥积极的有益的作用。

海航司令部 李彰

一九九二年四月

引 言

作为飞行器运动力学组成部分的直升机飞行动力学具有非常显著的特点,这主要是由于具有桨叶铰接固定在桨毂上的单旋翼和尾桨,或共轴式旋翼所形成。旋翼的空气动力学特性和动力学性能以及它同机体的气动特性、动力装置的动力学特性、自动驾驶和人工驾驶的操纵动作、外部扰动等的相互联系,决定了直升机飞行动力学同飞机飞行动力学的本质差别。在现代条件下,如果认为直升机飞行动力学仅仅是飞行器飞行动力学教程中的一个不大的章节是不恰当的。

直升机数量迅速的增长、直升机在国民经济中应用范围的日益扩大、新型号的研制和一些特殊飞行器的改型等,迫切要求提高众多的直升机飞行和技术使用专家的专业知识和技能水平。针对这个重要问题,研究直升机飞行使用基础之一的飞行动力学,具有独特的意义,并将促进教育训练方法的发展。

然而,包含所有直升机飞行动力学必需问题的书籍尚未问世。参考资料[1]、[3]、[5]、[12]、[13]、[16],美国学者的专著[4]、[10],论文[19]、[20]以及其它,仅是研究直升机某些动力学特性的理论问题;参考书[1]中阐明了飞行动力学特性的飞行试验研究方法和引起某些结果的不一致问题。这些书主要对象是科学工作者和工程师,按照直升机设计要求编写的,若应用太复杂的数学工具来系统研究直升机飞行动力学原理,对飞行和使用单位工程技术人员不是很合适的。

参考书[18]是适用于军队飞行院校教员的教学参考书,

而同样在某一具体型号直升机实用空气动力学教学方法参考书[17]中,对飞行动力学的讲述是很不完全的,在个别情况下甚至不精确,对最近 10 年进行的实践和试验的重要结论也没有引入。

本书是《直升机实用飞行原理(空气动力学)》一书的续集,它只阐述不稳定的过渡飞行状态。为了说明上述问题和阐述飞行动力学的一般规律,应用简化的常微分方程的数学工具,以及相应的飞行试验数据。这样根据本书的任务,重点不放在理论研究上,而重点在对飞行动力学过程和现象物理本质的阐述,及在普通和复杂条件下飞行限制和建议的论证。

这时,用十分简单的道理来阐明这些复杂的问题,如旋翼和尾桨的气动特性、直升机和其动力装置的自动操纵和控制、机动飞行特性、需用的允许的过载、起飞着陆的合理方式及驾驶特点、外挂货物飞行等。本书对特殊情况下直升机和飞行动力学的分析,超过了参考资料[7]。

多数的实例和插图(曲线)是引自成批生产的单旋翼式的米-8 直升机和共轴式的卡-32 直升机。由于这些直升机的优越性能,在民用航空中得到广泛的应用。

第一章 直升机的主要动力学特性

1.1 运动方程

在分析直升机空间运动的动力学时,通常应用的坐标系为直角右旋坐标系,该坐标系固连于地面或直升机的质心(图 1.1)。

正常地面坐标系 $OX_gY_gZ_g$ 是相对于地球来确定的, OY_g 轴的方向是垂直地面向上, OX_g 轴和 OZ_g 轴同在水平面内,座标的原点和轴 OX_g 、 OZ_g 的方向是根据解决的任务来选择。通常,把起飞点作为座标原点,而 OX_g 轴的方向是沿直升机指定的飞行方向。在这种情况下, X_g 座标的变化是沿航线的航程,座标 Y_g ——飞行高度 H 的变化,座标 Z_g ——直升机离开指定航线的侧向偏离。

正常地面坐标系用来确定直升机相对机场或者特定的地面参考点的位置。在直升机的飞行距离和高度范围内,不考虑地球的曲度。

活动地面坐标系 $OX_0Y_0Z_0$ 同直升机一起运动。座标原点在质心,轴 OY_0 垂直向上,轴 OX_0 和 OZ_0 在当地水平面内,相对于该平面确定直升机在空间的角度位置。这时,轴 X_0 的方向可能平行于 OX_g 轴或者在飞行方向上。

活动坐标系原点的运动速度称为地面速度 \vec{V}_K ,地面速度

在水平面内的投影是地速 \bar{V}_g 。活动坐标系原点 O 相对于空气介质的运动速度称为空速 V 。在无风时，地面速度和空速一致。直升机导航中应用地面速度和地速，空速在相当大程度上确定了飞行中作用在直升机上的空气动力和力矩。

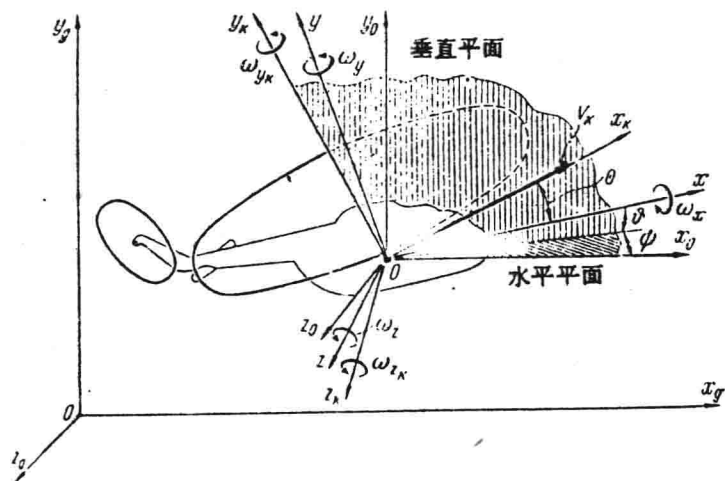


图 1.1 座标轴系

航迹坐标系 $OX_kY_kZ_k$ 同直升机一起运动，坐标原点同样在直升机质心。轴 OX_k 同地面速度 V_k 一致；轴 OY_k 在通过 OX_k 轴的垂直平面内，其方向向上；轴 OZ_k 同轴 OX_k 和 OY_k 符合右手定则。

角 θ 是速度向量 \bar{V}_k 与水平面之间的夹角，称为航迹角，爬高时为正。轴 X_g 与轴 X_k 在水平面 OX_gZ_g 的投影之间的夹角 ψ ，称为航向（航线）角，当由轴 OX_g 反时针偏转至轴 OX_k 得到的角 ψ 认为是正的。角 θ 和 ψ 指出了航迹坐标系相