

高 正 陈仁良 著 ○○○○○○○○

直升机

飞行动力学

42



科学出版社

www.sciencep.com

直升机飞行动力学

高 正 陈仁良 著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

全书全面、系统地介绍了直升机的基本飞行特点和飞行操纵方法;分析了直升机各气动面的作用,尤其是旋翼的挥舞运动对直升机的配平、稳定性和操纵性的关键作用;给出了直升机的平衡、稳定性和操纵性的分析方法,主要包括飞行动力学方程的建立、平衡方程的求解,稳定性导数和操纵导数的分析,稳定根、直升机运动模态及直升机操纵响应的分析;介绍了直升机飞行品质规范的基本内容和应用及其最新发展。

本书可作为高等院校“直升机飞行动力学”课程的教材或参考书,也可供航空工厂、研究所、部队及民航从事直升机设计、制造、使用、维护及管理工作的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

直升机飞行动力学/高正, 陈仁良著. —北京: 科学出版社, 2003.4

ISBN 7-03-011328-4

I. 直… II. ①高… ②陈… III. 直升机-飞行力学
IV. V212.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2003)第 022159 号

策划编辑: 胡 凯/文案编辑: 邱 璐

责任校对: 朱光光/责任印制: 安春生/封面设计: 刘晓炜

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>

双 青 印 刷 厂 印 刷

科学出版社编务公司编辑制作

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2003 年 4 月第 一 版 开本: B5(720×1000)

2003 年 4 月第一次印刷 印张: 12 3/4

印数: 1—1 500 字数: 230 000

定价: 25.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换(双青))

序

新世纪的直升机,尤其是军用直升机,它的技术要求和研究重点,已不仅是追求飞行性能指标,如飞得多高、多快等,而是更关注于完成任务的能力和驾驶品质等级,如稳定性指标、操纵性优劣等,属于飞行动力学范畴。

进入 21 世纪以来,我国直升机事业发展到一个新的时期,多种直升机正处在研制和改进、改型之中。由南京航空航天大学高正和陈仁良两位教授合作的这本《直升机飞行动力学》融会了中外大量资料的精华和他们学科组的长期研究成果,是国内第一部这方面的专著。该书的及时推出,必将为我国直升机技术水平的提高做出重要贡献。

全书共计八章。第一章“绪论”,介绍了直升机飞行动力学的研究内容和各坐标系的选用及其转换。第二章“直升机的飞行操纵”,说明了直升机上起作用的各种外力和怎样进行配平及改变飞行状态的操纵方式。第三章“旋翼的挥舞”,专门解释了旋翼在不同状态中独特的挥舞运动和由此产生的桨尖轨迹平面的挥舞角变化。第四章“直升机运动方程”,建立起直升机作为刚体在空间运动时六自由度的全量方程及其线性化方程,这是研究稳定性和操纵性的基础。第五章“直升机的稳定飞行”,阐述了直升机主要是单旋翼带尾桨式直升机处于定常飞行时的平衡计算。第六章“直升机的稳定性”,即直升机偶然受扰后的动态过程的分析。第七章“直升机的操纵响应”,即直升机在操纵输入下的动态过程分析。最后第八章“直升机的飞行品质和飞行品质规范”,引入了美国 2000 年的规范,这是与时俱进的,有别于过去评价直升机飞行品质优劣的创新部分。

此外,书中还附有四篇附录,其中附录 A“中西双方坐标和符号对照表”将会对读者参阅西方文献时大有裨益。

该书论述全面,内容先进,既可供直升机界设计、制造、使用单位技术人员参考之用,也可作为直升机专业研究生教材。值此出版之际,欣然为之代笔作序。

王适存

2003 年 2 月于南京

符号表

A_F	机身特征面积
A_H	平尾面积
A_V	垂尾面积
A_1	旋翼横向周期变距
a_0	旋翼锥度角
$a_{0,T}$	尾桨锥度角
a_{10}	吹风引起的旋翼挥舞后倒角
a_{1c}	操纵引起的旋翼挥舞后倒角
a_{1s}	旋翼挥舞后倒角(相对于旋翼构造平面)
$a_{1\omega}$	随动挥舞引起的旋翼挥舞后倒角
a_∞	桨叶翼型升力系数
$a_{\infty,H}$	平尾翼型升力系数
a_H	平尾实际升力系数
B_1	旋翼纵向周期变距
b	桨叶弦长
b_{10}	吹风引起的旋翼挥舞侧倒角
b_{1c}	操纵引起的旋翼挥舞侧倒角
b_{1s}	旋翼挥舞侧倒角(相对于旋翼构造平面)
$b_{1\omega}$	随动挥舞引起的旋翼挥舞侧倒角
C_{DF}	机身阻力系数
C_{DH}	平尾阻力系数
C_{DV}	垂尾阻力系数
C_H	旋翼后向力系数
C_{LF}	机身升力系数
C_{LH}	平尾升力系数
C_{LV}	垂尾升力系数
C_{MxF}	机身滚转力矩系数
C_{MyF}	机身偏航力矩系数
C_{MzF}	机身俯仰力矩系数
C_S	旋翼侧向力系数

C_{SF}	机身侧向力系数
C_T	旋翼拉力系数
$C_{T,T}$	尾桨拉力系数
C_x	桨叶翼型阻力系数
$C_{x,H}$	平尾翼型阻力系数
C_{x7}	桨叶 0.7 半径处翼型的阻力系数
C_y	桨叶翼型升力系数
D_F	机身阻力
D_H	平尾阻力
D_V	垂尾阻力
E	无铰旋翼桨叶弹性模量
e	水平铰偏置量
F_x, F_y, F_z	直升机气动合力三分量
$F_{x,M}, F_{y,M}, F_{z,M}$	旋翼气动力在体轴系中的三分量
$F_{x,T}, F_{y,T}, F_{z,T}$	尾桨气动力在体轴系中的三分量
$F_{x,H}, F_{y,H}, F_{z,H}$	平尾气动力在体轴系中的三分量
$F_{x,V}, F_{y,V}, F_{z,V}$	垂尾气动力在体轴系中的三分量
$F_{x,F}, F_{y,F}, F_{z,F}$	机身气动力在体轴系中的三分量
$F_{x,G}, F_{y,G}, F_{z,G}$	直升机重力在体轴系中的三分量
G	直升机重量
$\bar{H}$	作用于直升机的动量矩
H	旋翼后向力
h_x, h_y, h_z	动量矩三分量
I	无铰旋翼桨叶等效惯量
I_b	铰接式旋翼桨叶绕水平铰惯量
I_x, I_y, I_z	绕机体轴系的全机惯性矩
I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}	对机体轴系的全机惯性积
J_0	悬停旋翼诱导速度修正系数
K_{P0}	旋翼型阻功率修正系数
K_{MH}	旋翼对平尾的下洗因子
K_{QH}	平尾动压损失系数
K_{QV}	垂尾动压损失系数
K_{QT}	尾桨动压损失系数
K_v	垂尾对尾桨的阻塞系数

$K_{\perp}$	垂直增重系数
k	旋翼桨叶片数
L_F	机身升力
L_H	平尾升力
L_V	垂尾升力
l_F	机身特征长度
$\bar{M}$	直升机合外力矩
M_b	桨叶质量矩
M_c	离心力对桨叶挥舞铰的力矩
M_F	桨叶惯性力对挥舞铰的力矩
M_g	桨叶重力对挥舞铰的力矩
M_{Gx}, M_{Gz}	桨毂力矩
M_k	旋翼反扭矩
$M_{k,T}$	尾桨反扭矩
M_T	桨叶气动力对挥舞铰的力矩
M_x, M_y, M_z	直升机外力矩在体轴系中的三分量
$M_{x,M}, M_{y,M}, M_{z,M}$	旋翼空气动力在体轴系产生的三分量力矩
$M_{x,T}, M_{y,T}, M_{z,T}$	尾桨空气动力在体轴系产生的三分量力矩
$M_{x,H}, M_{y,H}, M_{z,H}$	平尾空气动力在体轴系产生的三分量力矩
$M_{x,V}, M_{y,V}, M_{z,V}$	垂尾空气动力在体轴系产生的三分量力矩
$M_{x,F}, M_{y,F}, M_{z,F}$	机身空气动力在体轴系力矩的三分量力矩
$\Delta M_{x,F}, \Delta M_{y,F}, \Delta M_{z,F}$	机身模型与真实机身重心差异引起的力矩变化
m	桨叶质量分布
m_k	旋翼反扭矩系数
$m_{k,T}$	尾桨反扭矩系数
p	旋翼桨盘载荷
q	自由来流动压
q_H	平尾处动压
R	旋翼半径
R_T	尾桨半径
r	桨叶剖面距桨毂中心的距离
S	旋翼侧向力
S_F	机身侧向力
T	旋翼拉力
T_T	尾桨拉力

u_T	桨叶剖面切向速度分量
u_P	桨叶剖面垂向速度分量
V_0	直升机质心速度
V	直升机上任意点速度
V_H	平尾速度
V_V	垂尾速度
V_x, V_y, V_z	飞行速度在体轴系中的三分量
V_{XH}, V_{YH}, V_{ZH}	平尾速度在体轴系中的三分量
V_{XM}, V_{YM}, V_{ZM}	旋翼桨毂中心速度在体轴系中的三分量
V_{XT}, V_{YT}, V_{ZT}	尾桨桨毂中心速度在体轴系中的三分量
V_{XV}, V_{YV}, V_{ZV}	垂尾速度三分量
v_0	旋翼平均诱导速度
v_i	旋翼诱导速度
v_{ld}	旋翼等效诱导速度
$v_{0,T}$	尾桨平均诱导速度
x_H	平尾相对于直升机重心的纵向位置
x_M	旋翼桨毂中心相对于直升机重心的纵向位置
x_T	尾桨桨毂中心相对于直升机重心的纵向位置
x_V	垂尾相对于直升机重心的纵向位置
Δx_G	模型与真实直升机重心的纵向偏差
y_H	平尾相对于直升机重心的垂向位置
y_M	旋翼桨毂中心相对于直升机重心的垂向位置
y_T	尾桨桨毂中心相对于直升机重心的垂向位置
y_V	垂尾相对于直升机重心的垂向位置
Δy_G	模型与真实直升机重心的垂向偏差
z_H	平尾相对于直升机重心的侧向位置
z_M	旋翼桨毂中心相对于直升机重心的侧向位置
z_T	尾桨桨毂中心相对于直升机重心的侧向位置
z_V	垂尾相对于直升机重心的侧向位置
Δz_G	模型与真实直升机重心的侧向偏差
Ω	旋翼转速
α	机身迎角
α_H	平尾迎角
α_s	旋翼迎角
α_V	垂尾迎角

β	旋翼挥舞角
β_s	机身侧滑角
β_*	翼型剖面来流角
δ	旋翼轴前倾角
δ_T	尾桨轴倾斜角
δ_e	总距杆操纵位移
δ_c	驾驶杆横向操纵位移
δ_s	驾驶杆纵向操纵位移
δ_P	脚蹬操纵位移
φ_1	旋翼总距
φ_H	平尾安装角
φ_T	尾桨总距
φ_V	垂尾安装角
γ	直升机侧倾角
γ_b	旋翼桨叶洛克数
γ_T	尾桨桨叶洛克数
κ	叶尖损失系数
λ_0	旋翼流入比
λ_1	旋翼合速度流入比
$\lambda_{0,T}$	尾桨流入比
$\lambda_{1,T}$	尾桨合速度流入比
λ_H	平尾展弦比
λ_i	直升机运动模态诸特征根
μ	旋翼前进比
μ_T	尾桨前进比
μ_x, μ_y, μ_z	旋翼速度对应的无量纲值
$\mu_{x,T}, \mu_{y,T}, \mu_{z,T}$	尾桨速度对应的无量纲值
θ	航迹角
θ_0	桨叶根部安装角
θ_1	桨叶扭度
θ_T	尾桨桨叶根部安装角
ϑ	直升机俯仰角
ρ	空气密度
σ	旋翼实度
σ_T	尾桨实度

ζ	阻尼比
τ_p	延迟时间
$\tilde{\omega}$	直升机运动角速度
ω_{BW}	带宽
ω_n	自然频率
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	直升机角速度三分量
$\overline{\omega}_x, \overline{\omega}_y, \overline{\omega}_z$	角速度三分量无量纲值
$\omega_{x,T}, \omega_{y,T}, \omega_{z,T}$	尾桨角速度三分量
$\overline{\omega}_{x,T}, \overline{\omega}_{y,T}, \overline{\omega}_{z,T}$	尾桨角速度三分量无量纲值
ψ	直升机偏航角
	旋翼桨叶方位角

下标:

M	旋翼
T	尾桨
H	平尾
V	垂尾
F	机身
G	重力

目 录

序

符号表

第一章 绪论	1
第一节 直升机飞行动力学的研究内容	1
一、直升机飞行动力学的内容及其相互关系	1
二、直升机飞行操纵的特点	2
三、直升机飞行动力学的分析方法	2
第二节 坐标系及特征角度	5
一、地面坐标系	5
二、机体坐标系及姿态角	5
三、速度轴系及迎角和侧滑角	6
四、桨轴系	6
五、各坐标系之间的转换关系	6
第二章 直升机的飞行操纵	10
第一节 直升机上的外力	10
一、重力在体轴系的分解	11
二、旋翼力	11
三、直升机其他部件的空气动力	12
第二节 直升机的操纵方式	13
一、单旋翼带尾桨式直升机的操纵方式	13
二、双旋翼直升机的操纵方式	14
三、倾转旋翼式飞行器的操纵方式	14
第三节 直升机的操纵机构及其力学特性	15
一、自动倾斜器	15
二、典型的操纵系统	16
三、操纵系统的力学特性	16
四、旋翼的其他操纵方式	19
第四节 直升机操纵系统的发展	21
一、简单机械式	21

二、液压助力方式	21
三、电传操纵	21
四、光传操纵	22
五、侧杆操纵器	22
第三章 旋翼的挥舞	24
第一节 桨叶的挥舞运动方程	24
一、桨叶挥舞运动方程的建立	24
二、桨叶在挥舞面内的空气动力	26
三、桨叶挥舞运动方程的解和桨尖轨迹平面	28
第二节 挥舞运动的三个起因	29
一、吹风挥舞	29
二、操纵挥舞	31
三、随动挥舞	32
第三节 挥舞铰偏置量 e 对挥舞运动的影响	34
一、挥舞自然频率增大	35
二、挥舞阻尼减小	36
三、桨毂力矩	37
四、无铰旋翼的等效铰	40
第四章 直升机运动方程	43
第一节 直升机的运动方程(全量方程)	43
一、直升机质心移动的动力学方程	43
二、直升机绕质心转动的动力学方程	45
第二节 直升机的线化运动方程	48
一、简化假设	48
二、运动方程的线化	49
第五章 直升机的稳定飞行	54
第一节 稳定飞行的研究内容	54
第二节 直升机各部件空气动力	54
一、旋翼	54
二、尾桨	57
三、平尾	60
四、垂尾	62
五、机身	64
六、全机重力	65
第三节 平衡方程及求解	65

一、悬停	65
二、前飞	71
第四节 低速飞行的特殊性	75
一、速度范围	75
二、飞行特点	75
三、平衡计算的特殊性	75
第五节 自转飞行	76
一、引言	76
二、稳定自转	76
三、下降率	77
四、稳定自转飞行的配平	77
第六章 直升机的稳定性	79
第一节 稳定性概念	79
第二节 直升机的静稳定性	80
一、直升机纵向静稳定性	80
二、直升机的航向静稳定性	82
三、直升机的横向静稳定性	83
第三节 直升机的动稳定性	84
一、模态的概念	84
二、模态特性	85
第四节 直升机的阻尼	86
一、直升机的纵向运动阻尼	86
二、直升机的航向运动阻尼	88
三、直升机的横向运动阻尼	88
第五节 直升机的气动导数	88
一、旋翼气动导数	89
二、尾桨气动导数	99
三、平尾气动导数	102
四、垂尾气动导数	105
五、机身气动导数	107
六、直升机气动导数	110
第六节 直升机气动导数分析及稳定根	110
一、直升机气动导数分析	110
二、直升机稳定根	117
第七节 直升机的主要运动模态	119

一、直升机的纵向运动模态	119
二、直升机的横航向运动模态	122
第七章 直升机的操纵响应	125
第一节 直升机操纵性概述	125
一、基本概念	125
二、分析方法	128
第二节 直升机操纵导数	130
一、旋翼操纵导数	130
二、尾桨操纵导数	131
三、平尾操纵导数	131
四、直升机操纵导数	132
第三节 直升机操纵响应	132
一、垂直上升的操纵响应	132
二、直升机对纵向周期变距的响应	133
三、直升机对横向周期变距的响应	137
四、直升机对航向(尾桨)操纵的响应	140
第八章 直升机的飞行品质和飞行品质规范	143
第一节 飞行品质的含义及飞行品质规范的作用	143
第二节 飞行品质评价的三维领域	145
一、任务科目基元(MTE)	146
二、驾驶员的可用感示环境	147
三、直升机对操纵指令的响应类型	149
第三节 试飞员的评价——认定的飞行品质等级	154
第四节 品质参数的定量分析——预估的飞行品质等级	158
一、对操纵的姿态响应	159
二、对总距操纵的响应	161
三、轴间耦合	162
四、稳定性要求	163
附录 A 中西双方坐标和符号对照表	166
附录 B 样例直升机原始参数	168
附录 C 旋翼简单导数	171
附录 D 直升机导数	178
参考文献	185
后记	188

第一章 绪 论

第一节 直升机飞行动力学的研究内容

一、直升机飞行动力学的内容及其相互关系

直升机飞行动力学研究直升机在飞行中的外力、运动及其控制。

直升机在飞行中所受到的外力包括空气动力、惯性力和重力。其中重力是稳态力，而空气动力和惯性力往往有宽频域的交变成分。高频空气动力会引起直升机振动。虽然振动会影响到驾驶员对飞行品质的评价，但是对于高频的力和运动，不论驾驶员还是自动驾驶仪都不能跟随并施加控制，因而在直升机飞行动力学中不予考虑。对于交变外力的研究属于直升机动力学领域中关于振动及载荷的范畴。另外，直升机在常力作用下的定常运动，用性能参数来描述，如飞行速度、爬升率、升限、航程等。相关的研究属飞行性能范畴，也不在直升机飞行动力学研究内容之中。直升机飞行动力学研究那些能改变直升机飞行轨迹和姿态的外力，以及这些外力引起的直升机运动，并且研究如何改善直升机的运动响应以适应使用任务和驾驶品质的要求。

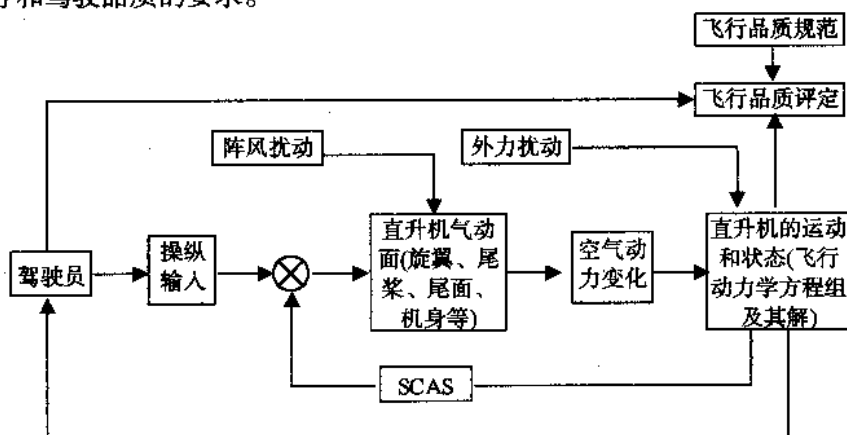


图 1-1 直升机飞行动力学研究内容

图 1-1 示出了直升机飞行动力学研究内容。核心是直升机的飞行动力学方程组(数学仿真模型)，它代表直升机的运动特性，取决于直升机的空气动力特性、惯性特性和几何特性。建立直升机的数学模型、确定直升机的飞行品质是直升机飞行动力学的基本内容。

作用在直升机上的外力变化,包括操纵输入和阵风扰动引起的空气动力变化、武器发射产生的反座力、空投或起吊造成的重力改变等,都会使直升机产生(角)加速度,从而有(角)速度和(角)位移的变化。操纵引起的运动称为直升机的操纵响应,驾驶员希望响应是适量而及时的;其他扰动引起的运动称为扰动响应,驾驶员希望它量小而短暂。分析这两类响应的优劣属于飞行品质研究的范畴。为了改善直升机的飞行品质使之符合规范的要求,不仅要求直升机设计合理,往往还要借助于电子设备——自动增控增稳系统(SCAS),而 SCAS 系统的控制律设计,也是以直升机飞行动力学方程组为基础的。

二、直升机飞行操纵的特点

图 1-2 示出了单旋翼带尾桨式直升机由悬停转为前飞时所需的操纵。基本操纵是前推驾驶杆使旋翼前倾,利用旋翼拉力的向前分量得到前飞速度。但是,除了这一基本操纵之外,还必须伴有其他的操纵修正动作,才能实现单纯的水平前飞。图中①、②、③表示驾驶员感受到的非期望的耦合响应及其修正操纵,虚线表示相关的修正目标。

由图 1-2 可知直升机的操纵具有以下特点:

第一, 对于直升机的 6 个运动自由度,只有 4 个直接的飞行操纵(注:还有一个操纵是对发动机转速或功率控制),因而对各自由度的控制并非彼此独立。

第二, 直升机对操纵的响应存在各轴之间的严重耦合(对扰动的响应也是如此),须由驾驶员或 SCAS 的修正动作予以消除。

第三, 升降、俯仰、滚转操纵,皆通过旋翼挥舞这一环节,所以直升机响应滞后较大,而且挥舞惯性抑制了对于高频操纵输入的响应,起着滤波器的作用。

上述特点以及其他因素,使直升机的飞行品质不如定翼飞机,并且使直升机飞行动力学的研究更加复杂。

三、直升机飞行动力学的分析方法

既然直升机飞行动力学是研究直升机的运动和所受外力的关系,则基本的方法应从牛顿第二定律和能量守恒定律出发,建立直升机飞行动力学方程组,表示为

$$\frac{dx}{dt} = f(x, u, t) \quad (1-1)$$

式中,列向量 x 是直升机的状态变量,包含三维速度、三维角速度及 3 个姿态角;列向量 u 是飞行操纵变量,包含旋翼的总距、纵向和横向周期变距及尾桨桨距; t 是时间变量。

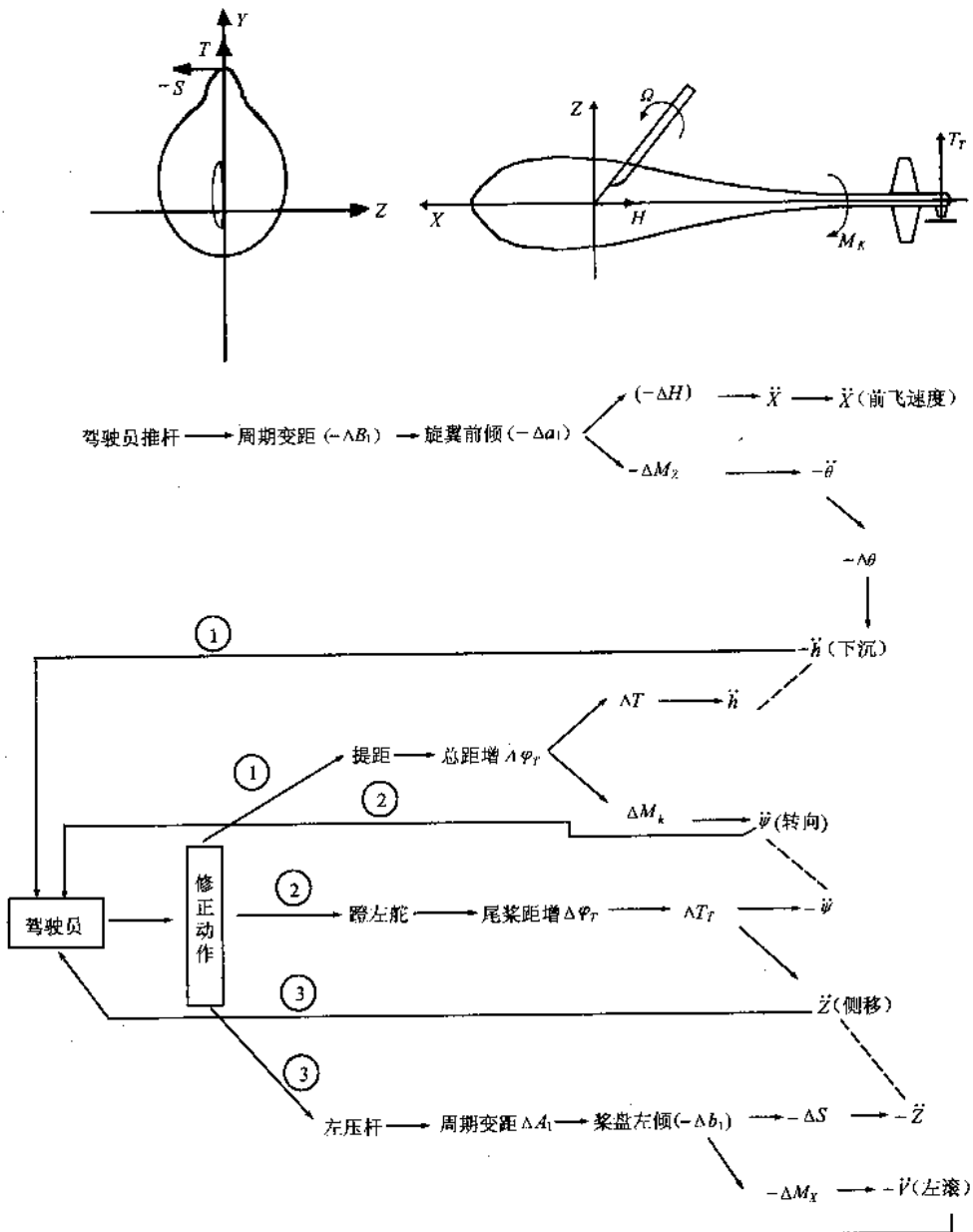


图 1-2 直升机由悬停转为前飞所需的操纵

f 代表直升机的运动与操纵输入及外界干扰之间的关系，是非线性函数。 f 取决于直升机的几何特性、惯性特性和空气动力特性，而后者又涉及旋翼的挥舞运动、诱导速度、气动扭矩与转速等参数，它们需由相应的辅助方程来确定。只有