

直升机气动学

第三~七册
合订本

国防工业出版社



直升机气动力手册

第三~七册合订本

《7210任务》办公室 编



30161885

0

教管处

航空工业出版社

第三~七册合订本

《7210任务》办公室 编

航空工业出版社

航空工业出版社

航空工业出版社

国防工业出版社

595710

内 容 提 要

本书为《直升机气动力手册》第三、四、五、六、七册的合订本，第三册的内容为直升机平衡计算；第四册的内容为直升机稳定性和操纵性计算；第五册的内容为直升机旋翼气动载荷计算；第六册的内容为直升机风洞实验；第七册的内容为直升机飞行试验。

本手册主要供从事直升机气动力工作的人员使用，也可供其他专业的有关人员参考。

直升机气动力手册

第三~七册合订本

《7210 任务》办公室 编

*

国防工业出版社出版

国防工业出版社印刷厂印装 内部发行

*

787×1092 $\frac{1}{16}$ 印张15 $\frac{1}{2}$ 356千字

1986年10月第一版 1986年10月第一次印刷 印数：001— 800册

统一书号：N15034·2989 定价：4.10元

说 明

直升机气动力手册第一册和第二册已先期出版。在第一册的前言中指出,本手册共分六册。鉴于直升机飞行试验技术的重要性,又增编了“直升机飞行试验”部分,定为直升机气动力手册第七册。

考虑到后面五册的篇幅不是很大和使用上的方便,决定将其合订在一起出版,简称合订本。各册的内容为

- 第三册 直升机平衡计算
- 第四册 直升机稳定性和操纵性计算
- 第五册 直升机旋翼气动载荷计算
- 第六册 直升机风洞实验
- 第七册 直升机飞行试验

目 录

第三册 直升机平衡计算	
第一章 概述	3
第二章 主要符号	4
1. 符号	4
2. 下标	7
3. 坐标轴系	8
(1) 机体轴系 $OX_t Y_t Z_t$	8
(2) “过渡”等效轴系 $O_{tf} X_{ES} Y_{ES} Z_{ES}$	8
(3) 坐标轴系的转换关系	8
第三章 平衡方程的建立和求解	10
1. 全机的平衡方程式	10
2. 旋翼的力、力矩和有关参数	10
(1) 等效旋翼的气动力和有关参数	11
(2) 真实旋翼的气动力、力矩和指示总矩	12
(3) 旋翼按机体轴系 $OX_t Y_t Z_t$ 的力和力矩	13
3. 尾桨的力、力矩和有关参数	13
4. 平尾的力和力矩	15
(1) 平尾处的气流速度 V_{pw} 和迎角 α_{pw}	15
(2) 平尾的升力 Y_{pw} 和阻力 X_{pw}	16
(3) 平尾按机体轴系 $OX_t Y_t Z_t$ 的力和力矩	17
5. 机身的力和力矩	17
(1) 重心位置影响的修正	17
(2) 旋翼下洗影响的修正	18
(3) 机身按机体轴系 $OX_t Y_t Z_t$ 的力和力矩	18
6. 平衡方程的求解 (提示)	18
第四章 悬停、前飞和垂直上升的平衡计算	19
1. 飞行条件	19
2. 原始数据	19
3. 计算步骤	21
第五章 算例	27
主要参考资料	34
附录 平衡计算的简化方法	35
一、悬停的简化计算方法	35
二、平飞的简化计算方法	35
第四册 直升机稳定性和操纵性计算	
第一章 概述	41
第二章 主要符号	
1. 符号	42
2. 下标	44
第三章 力、力矩和运动参数的定义	
1. 力和力矩	45
2. 全机基本运动参数	45
3. 全机扰动运动参数	46
4. 非基本运动参数及其扰动量	46
第四章 直升机一般运动方程组	
1. 按机体轴系的一般运动方程组	48
2. 旋翼的气动力和力矩	48
3. 尾桨的气动力、力矩和运动参数	51
4. 平尾的气动力、力矩和运动参数	53
5. 机身的气动力和力矩	54
6. 全机的重力	54
第五章 直升机的操纵和自动控制	
第六章 直升机的扰动运动方程组	
1. 旋翼力和力矩的线性表达式	56
2. 尾桨力和力矩的线性表达式	56
3. 机身力和力矩的线性表达式及其部件导数	56
4. 平尾力和力矩的线性表达式及其部件导数	57
5. 全机重力的线性表达式	59
6. 线性化扰动运动方程组和总导数	59
第七章 旋翼和尾桨导数	
1. 旋翼部件导数	62
2. 旋翼过渡导数	65
3. 旋翼孤立导数	67
4. 旋翼简单导数	67
5. 尾桨部件导数	68
6. 尾桨孤立导数和简单导数	69
第八章 扰动运动方程组系数的计算	
1. 计算状态和条件	69

2. 原始数据	71
3. 导数的计算步骤	72

第九章 线性化扰动运动方程组

的求解

1. 稳定性问题——齐次方程式 ($DE-A$) $X=0$ 的求解	88
(1) 特征根对应的运动模式	88
(2) 半幅时间 $T_{1/2}$ 和时间常数 τ	88
(3) 倍幅时间 T_2	89
(4) 运动周期 T	89
(5) 阻尼比 ζ 和无阻尼自振频率 ω_0	89
(6) 特征向量	89

2. 操纵性问题——非齐次方程式

($DE-A$) $X=C$ 的求解	89
(1) 阶跃输入量的操纵响应	89
(2) 脉冲输入量的操纵响应	91

第十章 算例

主要参考资料

第五册 直升机旋翼气动载荷计算

第一章 概述

第二章 主要符号

第三章 固定涡系简介

第四章 基本方程

1. 假设	113
2. 基本方程	113
(1) 环量方程	113
(2) 弹性挠度方程	114
(3) 诱导速度	115

第五章 谐波分析法

1. 环量的线性代数方程组	117
2. 系数 $T_1[j, t]$ 、 $T_2[j, t]$ 的计算	120
3. 系数 $A[j, 0]$ 、 $A[j, n]$ 、 $\Delta a_0^{(j)}$ 及 $K[j]$ 的计算	121
4. 系数 B_0 、 B_1 的计算	121
5. 诱导速度 $\bar{u}_{0, p}$ 、 $\bar{u}_{nc, p}$ 和 $\bar{u}_{ng, p}$ 的计算	122
(1) 附着涡所激起的诱导速度	122
(2) 纵向自由涡所激起的诱导速度	122
(3) 横向自由涡所激起的诱导速度	124
6. 超几何函数 $F(\alpha, \beta, \gamma, Z^2)$ 的计算	127
7. 主要物理量的计算	128
(1) 一片桨叶的拉力及其谐波和翼型迎角	128
(2) 桨叶变形系数、挠度和挥舞角	128

(3) 桨叶应力及其谐波分量	129
(4) 气动阻力分布	129
8. 谐波分析法的计算框图	130
9. 刚性桨叶的气动载荷计算	130
(1) 简化处理	130
(2) 计算公式	130
(3) 解法	135

第六章 直接计算法

1. 桨盘分块	136
2. 附着涡所激起的诱导速度	136
3. 纵向自由涡所激起的诱导速度	137
4. 横向自由涡所激起的诱导速度	137
5. 挥舞方向的弹性变形系数	137
6. 环量方程组	137
7. 总距角和环量的确定	139
8. 各种需求量的计算	139
(1) 桨叶单位展长上的气动载荷	139
(2) 桨叶变形系数、挠度和挥舞角	139
(3) 桨盘上的迎角分布	140
(4) 桨盘上的诱导速度分布	140
(5) 桨叶单位展长上的气动阻力	140
(6) 桨叶在挥舞方向的弯曲应力	140

第七章 刚性桨叶气动载荷的

简化求法

1. 简化处理	141
2. 诱导速度	141
3. 环量方程	142
4. 气动载荷的计算	143
(1) 环量和诱导速度的计算	143
(2) 挥舞系数的计算	146
(3) 气动载荷的计算	148

第八章 算例

主要参考资料

附录 计算桨叶自振频率和型态函数的三弯矩法

第六册 直升机风洞实验

第一章 概述

第二章 主要符号

1. 符号	160
2. 坐标轴系	161
(1) 风洞天平坐标轴系 $O_{tp}X_{tp}Y_{tp}Z_{tp}$	161
(2) 速度坐标轴系 $OX_VY_VZ_V$	161
(3) 机体坐标轴系 $OX_1Y_1Z_1$	161

第三章 缩尺模型

1. 旋翼模型	163
(1) 旋翼缩尺模型的选择	163
(2) 旋翼模型参数的确定	164
(3) 旋翼模型直径的确定	165
(4) 旋翼模型的结构形式	167
(5) 旋翼模型强度计算	167
(6) 旋翼模型平衡要求	168
(7) 旋翼模型加工精度和表面光洁度	168
2. 机身模型	168
第四章 风洞实验设备	170
1. 风洞	170
2. 旋翼及直升机实验装置	170
3. 旋翼应变天平	170
(1) 圆环式二分量旋翼天平	170
(2) 框式五分量旋翼天平	172
(3) 环式旋翼天平	172
(4) 旋翼天平的量程	172
(5) 旋翼天平静校	173
(6) 旋翼天平转校	174
(7) 旋翼天平的动态响应	174
(8) 旋翼天平测量精度要求	174
4. 专用测试设备	174
第五章 风洞实验方法	176
1. 实验项目	176
2. 实验大纲	176
3. 实验计划	177
4. 单独旋翼测力实验	177
(1) 实验准备	177
(2) 风洞实验	178
(3) 安全和监视	178
5. 机身模型测力实验	178
6. 旋翼机身组合体测力实验	179
7. 桨叶角位移测量实验	179
8. 旋翼地面效应实验研究	179
第六章 实验数据处理	181
1. 数据处理步骤	181
2. 数据修正方法	182
(1) 洞壁边界干扰修正	182
(2) 实体阻塞修正	183
(3) 尾流效应修正	183
(4) 浮力修正	183
(5) 气流偏角修正	183
(6) 支架干扰修正	184
主要参考资料	184

第七册 直升机飞行试验

第一章 概述	187
--------------	-----

第二章 主要符号	188
----------------	-----

1. 符号	188
2. 下标	189

第三章 空速系统的校准	191
-------------------	-----

1. 地速航线法 (即基线法)	191
(1) 试验方法	191
(2) 数据处理	192
2. 拖曳空速管法	192
3. 标准飞机法	193

第四章 悬停性能试验	194
------------------	-----

1. 悬停需用功率及影响参数	194
2. 试验方法	194
(1) 自由飞行悬停法	195
(2) 系留悬停法	195
3. 数据处理	195

第五章 垂直爬升性能试验	197
--------------------	-----

1. 垂直爬升修正因子试验	197
(1) 垂直爬升时的能量方程	197
(2) 试验方法	197
(3) 数据处理	198
2. 连续垂直爬升试验	198

第六章 起飞性能试验	200
------------------	-----

1. 试验方法	200
(1) 滑跑起飞法	200
(2) 悬停-平飞加速法	201
(3) 同时爬升加速法	201
2. 数据处理	201
(1) 起飞距离和滑跑距离的确定	202
(2) 起飞速度的确定	202
(3) 剩余功率系数的确定	202

第七章 平飞性能试验	204
------------------	-----

1. 平飞需用功率	204
2. 试验方法	205
(1) 最大速度试验	205
(2) 航程和续航时间试验	206
3. 数据处理	206
(1) 平飞性能的确定	206
(2) 航程和续航时间的确定	206

第八章 爬升性能试验	208
------------------	-----

1. 能量分析	208
2. 锯齿爬升试验	208
(1) 试验方法	208
(2) 数据处理	208
3. 重量和功率修正系数试验	209
(1) 试验方法	209

(2) 数据处理	209	1. 试验方法	220
4. 连续爬升试验	210	2. 数据处理	220
(1) 试验方法	210	第十三章 操纵性试验	221
(2) 数据处理	211	1. 试验方法	221
第九章 自转下降和着陆性能试验	212	2. 数据处理和结果分析	221
1. 自转下降时的功率平衡	212	第十四章 动稳定性试验	224
2. 自转进入性能试验	212	1. 试验方法	224
(1) 试验方法	212	2. 数据处理和结果分析	225
(2) 数据处理	212	(1) 纵向稳定性	225
3. 锯齿下降试验	212	(2) 横侧向稳定性	227
(1) 试验方法	212	第十五章 机动性试验	230
(2) 数据处理	213	1. 对称拉起试验	230
4. 稳定下降试验	213	(1) 试验方法	230
5. 高度速度图(回避区)的确定	213	(2) 数据处理和结果分析	231
(1) 试验方法	214	2. 稳定转弯飞行试验	231
(2) 数据处理	214	(1) 试验方法	231
第十章 动力下降和着陆性能试验	215	(2) 数据处理和结果分析	231
1. 试验方法	215	第十六章 其它试验	233
(1) 动力下降试验	215	1. 自转进入试验	233
(2) 动力着陆试验	215	2. 增稳系统故障的模拟试验	233
2. 数据处理	216	3. 振动测量试验	233
第十一章 平衡特性试验	217	4. 武装直升机的特殊试验	234
1. 纵向平衡试验	217	5. 海军直升机的特殊试验	234
(1) 试验方法	217	第十七章 气动导数的求取方法	235
(2) 数据处理和结果分析	217	1. 用最小二乘法求气动导数	236
2. 横侧平衡试验	219	2. 用卡尔曼滤波法求气动导数	237
(1) 试验方法	219	主要参考资料	239
(2) 数据处理和结果分析	219	附录 仪器的选择和安装原则	240
第十二章 侧飞和后飞试验	220		

第 三 册

直升机平衡计算

卷三

直隸平陽府志

第一章 概 述

本册提供了单旋翼直升机在定常飞行状态——悬停、垂直上升和带侧滑飞行（包括平飞、爬升及自转下滑）的通用平衡计算方法。

单旋翼直升机由一个旋翼（包括桨毂及桨叶）、尾桨、机身和平尾等部件组成；旋翼桨毂具有轴向铰、垂直铰和带外伸量及偏置量的水平铰，并有挥舞调节距；平尾与旋翼总距或自动倾斜器纵向倾角联动；桨叶为矩形，呈线性扭转。

平衡计算的目的是确定直升机在给定的飞行条件下保持定常悬停、垂直飞行和前飞所需要的各操纵量和相应的姿态角等。这些量都是根据飞行状态、飞行条件和必要的原始数据求解相对机体轴系的六个平衡方程式，也就是说，是将纵向和横侧运动方程式联立求解而得到的。求解过程自然包括旋翼、尾桨、机身和平尾的气动力、力矩及有关运动参数的计算。

平衡计算里各状态的飞行条件指飞行高度、飞行重量、重心位置、飞行速度、侧滑角和旋翼转速，以及发动机的功率。

由于旋翼的表达式比较复杂，且机身特性又是对直升机迎角的实验曲线，故直接求解比较繁琐。本册提供的解法是从给定或估算迎角等初值入手的迭代法。

就横侧平衡的求解而言，本册方法是给定侧滑角求倾侧角。

为了方便，我们将相对于桨距不变平面来考察旋翼的气动力等，这相当于用一个等效旋翼代替真实旋翼。等效旋翼的气动力（矩）与周期变距无关，只要根据飞行条件和原始数据就可确定（通过理论计算或风洞实验），而真实旋翼的气动力（矩）表达式可由等效旋翼的气动力（矩）经过周期变距的线性转换而得到。

平衡计算采用的直角坐标系是右手系还是左手系，应视旋翼的旋转方向而定。对于右旋旋翼^①应采用右手系；相反，对于左旋旋翼应采用左手系。

为使尾桨公式（包括被套用的旋翼公式）勿须修改就可用于不同的尾桨转向，特采用变号系数 δ ，使用中请注意。

为工程设计使用方便，附录提供了悬停和平飞的简化计算方法。

平衡计算的准确程度同如何确定旋翼对平尾、旋翼对机身和机身对平尾的下洗很有关系。这些气动干扰最好由实验确定，本册有关下洗的估算方法仅供参考。

① 右旋旋翼即拉力与旋转方向符合右手定则，如直-8旋翼；左旋旋翼即拉力与旋转方向符合左手定则，如直-6旋翼。

第二章 主要符号

1. 符号 (参看图2-1)

$$A \quad (\text{本册采用的系数}) = \frac{2C_{TE}}{B^2 a_{\infty} \sigma} + \frac{\sqrt{C_{TE}}}{2B}$$

a_0 旋翼锥度角

a_1 旋翼锥体相对 $E-E$ 平面在 $\psi = 0^\circ$ 方位的后倒角 (弧度), 后倒为正

a_{1E} 旋翼锥体相对 $E-E$ 平面在 $\psi_E = 0^\circ$ 方位的后倒角 (弧度), 后倒为正

a_{1S} 旋翼锥体相对 $S-S$ 平面在 $\psi = 0^\circ$ 方位的后倒角 (弧度), 后倒为正

B 桨尖损失系数, $\approx \sqrt{\chi}$

b_1 旋翼锥体相对 $E-E$ 平面在 $\psi = 90^\circ$ 方位的侧倒角 (弧度)

b_{1E} 旋翼锥体相对 $E-E$ 平面在 $\psi_E = 90^\circ$ 方位的侧倒角 (弧度)

b_{1S} 旋翼锥体相对 $S-S$ 平面在 $\psi = 90^\circ$ 方位的侧倒角 (弧度)

$$C \quad (\text{本册采用的系数}) = \frac{1}{2} k \Omega^2 M_{ye} l_{pj}$$

C_{TE} 等效旋翼拉力系数

$C_{T \cdot \omega_j}$ 尾桨拉力系数

C_{xf} 废阻系数

C_x 阻力系数, $= -F_x / q S_{th}$, 沿 $(-X_t)$ 方向为正

C_y 升力系数, $= F_y / q S_{th}$

C_z 侧力系数, $= F_z / q S_{th}$

$$E \quad (\text{本册采用的参数}) = e_0 - \frac{e}{l_{ej}} + \frac{e}{l_{pj}}$$

e 偏置量 (米)

e_0 旋翼桨叶 (相对桨心与垂直铰中心的径线) 的平均后摆角 (弧度)

F_x 沿 X 轴的分力 (公斤)

F_y 沿 Y 轴的分力 (公斤)

F_z 沿 Z 轴的分力 (公斤)

f_F 旋翼力的特征值 (公斤)

H_E 等效旋翼在等效轴系上的后向力 (公斤), 沿 $(-X_E)$ 方向为正

H_{ES} 等效旋翼在“过渡”等效轴系上的后向力, 沿 $(-X_{ES})$ 方向为正

H_S 旋翼在旋翼构造轴系上的后向力 (公斤), 沿 $(-X_S)$ 方向为正

I_{pj} 桨叶绕水平铰的惯性矩 (公斤·米·秒²)

$$i_{pw} \quad \text{平尾安装角与旋翼总距的传动比, } = \frac{d\varphi_{pw}}{d\varphi_{\Sigma}}$$

$i_{\Sigma q}$ 自动倾斜器纵向操纵角至纵向周期变距 (或横向操纵角与横向周期变距) 的

$$\text{传动比, } = \frac{d\theta_2}{d\chi_1} = \frac{d(-\theta_1)}{d\eta_1}$$

$K_{pw \cdot sj}$ 旋翼对平尾的下洗系数

$K_{pw \cdot sh}$ 机身对平尾的下洗系数

$K_{wy \cdot sj}$ 旋翼对尾桨的下洗系数

k_q 平尾处速度阻滞系数

l_{ej} 旋翼垂直铰外伸量 (米)

l_{pj} 旋翼水平铰外伸量 (米)

l_{sh} 机身长度 (米)

M_{pj} 桨叶绕水平铰的质量矩 (公斤·秒²)

M_x 绕 X 轴的滚转力矩 (公斤·米)

$M_{x \cdot gu}$ 旋翼绕 X_s 轴的横向桨毂力矩 (公斤·米)

M_y 绕 Y 轴的偏航力矩 (公斤·米)

M_z 绕 Z 轴的俯仰力矩 (公斤·米)

$M_{z \cdot gu}$ 旋翼绕 Z_s 轴的纵向桨毂力矩 (公斤·米)

m_x 绕 X_s 轴的滚转力矩系数

m_y 绕 Y_s 轴的偏航力矩系数

m_z 绕 Z_s 轴的俯仰力矩系数

N_{fa} 发动机功率

P_{xu} 旋翼的需用功率 (公斤·米/秒)

q 速压 (公斤/米²)

r_{zs} 确定指示总距的特定剖面的位置

S_E 等效旋翼在等效轴系上的侧向力 (公斤), 沿 Z_E 轴为正

S_{ES} 等效旋翼在“过渡”等效轴系上的侧向力 (公斤), 沿 Z_{ES} 轴为正

S_s 旋翼在旋翼构造轴系上的侧向力 (公斤), 沿 Z_s 轴为正

S_{sh} 机身最大迎风面积 (米²)

S_{pw} 平尾面积 (米²)

T_E 等效旋翼的拉力 (公斤)

$T_{BS} = T_E$

T_s 旋翼在旋翼构造轴系上的拉力

V_{ya} 爬升率 (米/秒), 爬升为正

X_f 机身废阻 (公斤)

x_G 直升机重心的纵向位置, 即桨心沿 X_s 轴至重心的距离 (米), 桨心在重心前为正

x 沿 X_s 轴至重心的距离 (米), 在重心之后为负

x_0 沿 X_0 轴至桨心的距离 (米), 在桨心之后为负

y_G 直升机重心的垂直位置, 即桨心沿 Y_s 轴至重心的距离 (米), 桨心在重心之上为正

y 沿 Y_s 轴至重心的距离 (米), 在桨心之上为正

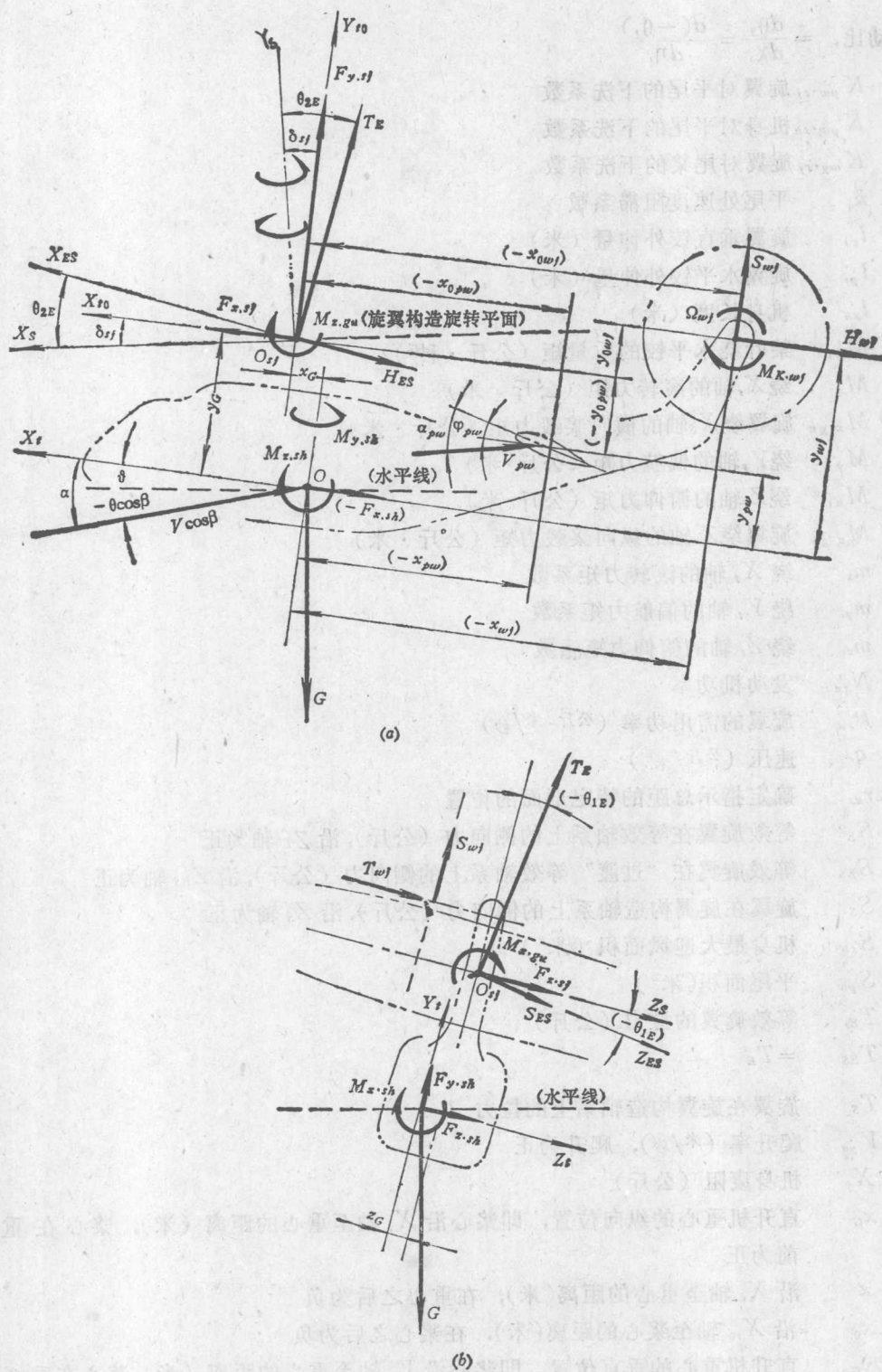


图2-1 直升机的构造和运动参数示意图 (按右手坐标系)

(a) 左视图; (b) 后视图。

- z_G 直升机重心的侧向位置, 即桨心沿 X_r 轴至重心的距离 (米), 桨心在重心的 $\psi = 90^\circ$ 之侧为正
- α 直升机迎角 (弧度)
- α_E 等效旋翼的迎角 (弧度)
- β 侧滑角 (弧度), 向 $\psi = 90^\circ$ 之侧侧滑为正
- $\Delta\psi_E$ 等效旋翼 X_E 轴与 X_{Es} 轴的夹角
- δ 变号系数
- $\delta M_{x..h}$ 机身受旋翼下洗的附加纵向力矩 (公斤·米), 抬头为正
- δ_{xj} 旋翼轴前倾角 (弧度), 前倾为正
- ε 下洗角 (弧度), 下洗为正
- ζ' (除尾桨功率损失外的) 功率传递系数
- η_1 自动倾斜器的横向操纵角 (弧度), 向 $\psi = 90^\circ$ 之侧倾斜为正
- θ 航迹角
- θ_{1E} 旋翼的横向周期变距, 即 $E-E$ 平面相对 $S-S$ 平面的侧倾角 (弧度), $(-\theta_{1E})$ 向 $\psi = 90^\circ$ 方位倾斜为正
- θ_{2E} 旋翼的纵向周期变距, 即 $E-E$ 平面相对 $S-S$ 平面的纵向倾角 (弧度), 后倾为正
- ϑ 俯仰角
- λ_E 等效旋翼的流入比, 沿 Y_E 轴方向为正
- λ_{0E} 等效旋翼的“来流”流入比, 沿 Y_E 轴方向为正
- μ_E 等效旋翼的前进比
- φ_{pw} 平尾气动弦相对 X_r 轴的安装角 (弧度), 抬头为正
- φ_{wj} 尾桨距 (弧度)
- φ_{xz} 旋翼在 r_{xz} 处的指示总距 (弧度)
- φ_{0E} 等效旋翼在 $r = 0$ 处的桨距 (弧度)
- χ_w 尾流角, 即洗流方向与桨尖平面垂线的夹角 (度)
- χ_1 自动倾斜器的纵向操纵角 (弧度), 后倾为正
- ψ 旋翼桨叶方位角 (度), 由 $(-X_s)$ 方向起沿旋转方向为正
- ψ_E 等效旋翼桨叶方位角 (度), 由 $(-X_E)$ 方向起沿旋转方向为正

2. 下标

- E 等效旋翼或桨距不变平面的
- cj 垂直铰的
- gu 桨毂的
- pj 水平铰的
- pw 平尾的
- sh 机身的
- sj 旋翼 (升桨) 的
- y_a Y_a 轴的, 即铅垂的
- zs 指示的

3. 坐标轴系

这里给出的直角坐标系及其转换关系是第一册^[1]没有的。各轴系的简要关系见图 2-2。

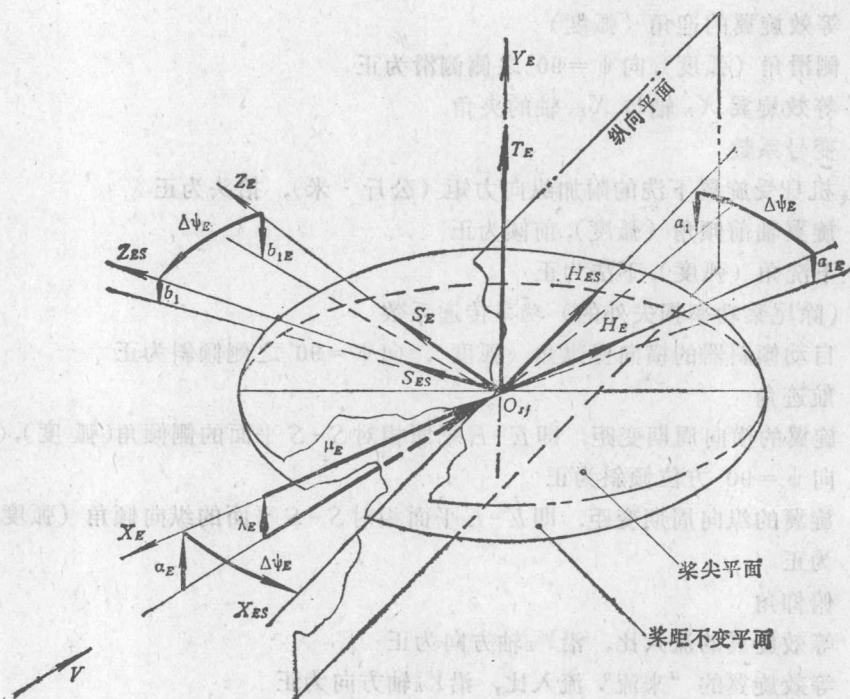


图2-2 等效轴系与“过渡”等效轴系及有关参数间的关系（按右手坐标系）

(1) 机体轴系 OX, Y, Z (见图2-1)

原点 O : 直升机重心;

纵轴 X : 平行于机身构造水平线, 指向前为正;

竖轴 Y : 平行于机身纵向对称平面并垂直于 X 轴, 指向上为正;

横轴 Z : 垂直于 X 和 Y 轴, 指向 $\psi = 90^\circ$ 之侧为正。

(2) “过渡”等效轴系 $O_{sj} X_{ES} Y_{ES} Z_{ES}$ (见图2-2)

本轴系由等效轴系绕 Y_E 轴沿旋转方向旋转 $\Delta\psi_E$ 角而得。

原点 O_{sj} : 桨心;

纵轴 X_{ES} : 桨距不变平面与机身纵向对称平面的交线, 指向前为正;

竖轴 Y_{ES} : 即 Y_E 轴;

横轴 Z_{ES} : 垂直于 X_{ES} 和 Y_{ES} 轴, 指向 $\psi = 90^\circ$ 之侧为正。

(3) 坐标轴系的转换关系

(a) “过渡”等效轴系与等效轴系的关系, 见表 2-1 和图 2-2。

(b) 旋翼构造轴系与“过渡”等效轴系的近似关系 (当 θ_{2E} 和 $-\theta_{1E}$ 很小时), 见表

● 本册的机体轴系与第一册的机体轴系定义不同, 下标用“t”以示区别。

2-2和图2-3。

(c) 原点在桨心的平移机体轴系 $O_s, X_{r0}, Y_{r0}, Z_{r0}$ 与旋翼构造轴系的关系, 见表 2-3 和图2-3。

表 2-1

“过渡” 等效轴系	等效轴系	X_E	Y_E	Z_E
X_{ES}		$\cos\Delta\psi_E$	0	$-\sin\Delta\psi_E$
Y_{ES}		0	1	0
Z_{ES}		$\sin\Delta\psi_E$	0	$\cos\Delta\psi_E$

表 2-2

“过渡”等效轴系	X_{ES}	Y_{ES}	Z_{ES}
旋翼构造轴系			
X_S	1	$-\theta_{2E}$	0
Y_S	θ_{2E}	1	$-(\theta_{1E})$
Z_S	0	$(-\theta_{1E})$	1

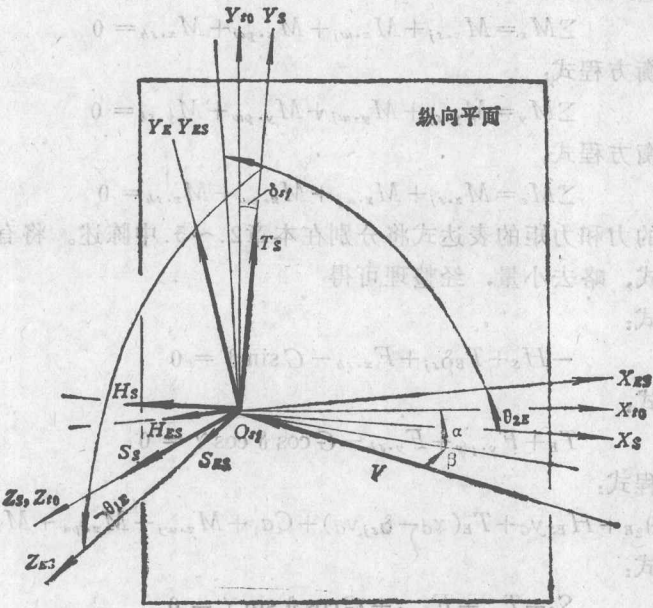


图2-3 “过渡”等效轴系、旋翼构造轴系与机体轴系及有关参数间的关系 (按右手坐标系)

表 2-3

旋翼构造轴系	X_S	Y_S	Z_S
平移机体轴系			
X_{r0}	$\cos\delta_{rf}$	$\sin\delta_{rf}$	0
Y_{r0}	$-\sin\delta_{rf}$	$\cos\delta_{rf}$	0
Z_{r0}	0	0	1