

直升飞机 空气动力学的 实验研究

国防工业出版社

直升飞机空气动力学 的实验研究

〔苏〕A. K. 马尔丹诺夫等 著
伊林士 译

国防工业出版社

1974

内 容 简 介

本书译自〔苏联〕马尔丹诺夫等人著的“直升飞机空气动力学的实验研究”一书。该书是作者们在实验研究领域内多年的工作经验的基础上写成的。书中基本上对旋翼风洞实验的主要项目都进行了介绍，既阐述了实验原理、方法，也列出了一些实验结果，并介绍了某些实验设备及测试仪器。

该书可供航空有关工厂、科研、院校等单位从事实验工作的同志们参考。

Экспериментальные исследования по
аэродинамике вертолета
〔苏〕 А. К. МАРТЫНОВ 等
ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ» 1972

直升飞机空气动力学的实验研究

〔苏〕 А. К. 马尔丹诺夫等 著
伊林士 译

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业许可出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售
国防工业出版社印刷厂印装

787×1092 1/32 印张 8 170千字

1974年12月第一版 1974年12月第一次印刷 印数：0,001—3,400册

统一书号：15034·1376 定价：0.84元

译 者 的 话

在“鼓足干劲，力争上游，多快好省地建设社会主义”总路线的光辉照耀下，随着我国航空事业的蓬勃发展，直升飞机旋翼风洞实验的重要性与迫切性已日益为大家所重视。

旋翼是直升飞机极为关键的旋转部件。要设计一架高效的直升飞机，首先必须设计出一副好的旋翼。一副好的旋翼，不但要求它具有良好的空气动力特性，而且要求它在工作转速范围内不至于发生共振及颤振现象。为此，必须深入研究旋翼的挥舞运动特性、桨叶的弹性变形、桨叶的压力分布、桨叶近处的诱导速度场及其流谱，以至桨叶的气动弹性特性等。为了评价直升飞机的飞行品质，还必须研究旋翼的旋转导数。显然，上述这些项目的数据都要求能通过旋翼模型或实物的风洞实验来取得或验证。

遵照伟大领袖毛主席“洋为中用”的教导，我们翻译了“直升飞机空气动力学的实验研究”一书。该书基本上对旋翼风洞实验的主要项目都进行了介绍，既阐述了实验原理、方法，也列出了一些实验结果。书中也介绍了某些实验设备及测试仪器。在我们的实验中，这些设备及仪器是可以根据自己的具体情况加以改造或采用更为先进的测试手段来取代的。故仅要求本书能为有关工厂、科研机关及院校从事实验工作的同志提供參考，使我们在进行旋翼风洞实验时能有所助益。限于思想与业务水平，谬误之处望批评指正。

2014

11

目 录

主要符号	8
第一章 直升飞机模型空气动力研究的相似律	13
1.1 坐标系	13
1.1.1 固连座标轴系 $Ox_1y_1z_1$	13
1.1.2 半固连座标轴系 $Ox_2y_2z_2$	15
1.2 相似律	16
1.2.1 对模型提出的基本要求	17
1.2.2 风洞实验中模型参数的确定	18
1.2.3 计及空气粘性的相似准则	21
1.2.4 计及空气压缩性的相似准则	25
1.2.5 计及现象周期性的相似准则	26
1.2.6 满足最多相似条件的旋翼模型	28
第二章 模型实验	30
2.1 实验装置及设备	30
2.2 风洞天平	41
2.3 旋翼桨毂	48
2.4 桨叶、机身及机翼模型	51
2.5 集流环、随动系统和测量仪器	53
2.6 实验方法和技术	57
第三章 实物和大比例模型的实验	71
3.1 关于实物实验的概念	71
3.2 实物实验的设备	73
3.2.1 风洞	73
3.2.2 直升飞机旋翼地面实验场	75
3.2.3 直升飞机实验装置	77
3.3 实验程序	84

3.4	空气动力和力矩的测量	87
3.5	实验数据的处理步骤	98
第四章	旋翼桨叶角位移及弹性变形的测量	101
4.1	桨叶根部剖面角位移的测量	101
4.1.1	电感式传感器的方法	102
4.1.2	电位计传感器的方法	110
4.2	挥舞运动、扭转角及弹性线的确定	113
4.2.1	应变测量法	114
4.2.2	电影示波法	124
第五章	直升飞机旋翼桨叶上气动载荷的确定	134
5.1	研究方法	134
5.2	桨叶表面上压力的确定	135
5.2.1	对测量仪器的要求	135
5.2.2	压力传感器	135
5.2.3	通气管长度和直径的选择	138
5.2.4	惯性力影响的确定	141
5.2.5	在旋翼桨叶上测压的两种方法	142
5.2.6	在桨叶剖面不同点上非同时测压结果的比较	146
5.2.7	测压结果的精度分析	148
5.2.8	被研究的剖面数目及每个剖面上通气孔数目的选取	152
5.2.9	为测量旋翼桨叶模型上压力用的桨叶结构形式	155
5.2.10	旋翼在轴流中测压的方法	156
5.3	旋翼模型叶段上的气动载荷的确定	159
5.3.1	对天平元件的要求	159
5.3.2	天平元件及桨叶结构	160
5.3.3	天平元件的校准	162
5.3.4	测量结果的处理方法	163
5.3.5	旋转叶段上惯性力的考虑	166
5.3.6	结果精度的分析及关于研究前飞状态的意见	167
5.4	确定桨叶剖面型阻的冲量损失法	169
5.5	桨叶剖面极曲线的确定	171
第六章	直升飞机旋翼模型近处的诱导速度	175
6.1	直升飞机实验中的速度测量	175

6.2	测量瞬时速度的探头	177
6.3	瞬时诱导速度的确定(供计算桨叶气动载荷用)	179
6.4	沿桨叶半径气动载荷分布的计算方法	182
6.5	$\bar{v}_{y_1}$ 实验值精度的分析	185
6.6	小 μ 状态下 $\bar{v}_{y_1}$ 瞬时值的确定	187
6.7	旋翼桨叶相互诱导影响的研究	191
第七章	直升飞机旋翼近处的流谱	195
7.1	丝线法	195
7.2	烟谱法	197
7.2.1	旋翼气流的观察	197
7.2.2	旋转桨叶气流的观察	199
7.3	基于考察旋翼尾迹中气流脉动速度的涡系研究	204
7.3.1	测量方法	204
7.3.2	测量用的探头	206
第八章	桨叶的气动弹性特性	210
8.1	桨叶振动的固有频率及气动阻尼系数的确定	210
8.2	桨叶弯曲振动方程的分析	212
8.3	旋翼转数改变法	217
8.4	桨叶按共振阶振动时振幅的确定	221
8.5	对桨叶激振的方法	224
8.6	风洞实验	227
8.6.1	实验的布置	227
8.6.2	用《自然》气动力对桨叶激振	228
8.6.3	用自动谐波器对桨叶激振	234
8.6.4	外加振动的影响	236
8.7	桨叶共振特性的改变	238
第九章	旋翼的旋转导数	242
9.1	实验方法原理	242
9.2	实验装置	249
9.3	测量系统	252
9.4	实验程序	254

主 要 符 号

$a_{\infty} = \left(\frac{dc_y}{d\alpha} \right)_{\infty}$ —— 叶型升力系数对迎角的导数;

$b, \bar{b} = b/R$ —— 桨叶在半径 $\bar{r}$ 处剖面的弦长 (米), 及相对弦长;

c_T —— 旋翼拉力系数;

c_H —— 纵向力系数;

c_S —— 侧向力系数;

$c_{x1\text{身}}$ —— 机身轴向力系数;

$c_{y1\text{身}}$ —— 机身法向力系数;

$c_{z1\text{身}}$ —— 机身横向力系数;

EJ —— 桨叶弯曲刚度 (公斤·米²);

$F = \pi R^2$ —— 旋翼扫掠面积 (米²);

GJ_{ρ} —— 桨叶扭转刚度 (公斤·米²);

$H = c_H \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 F$ —— 旋翼纵向力 (公斤);

$J_{\text{平}}$ —— 桨叶绕水平铰轴的惯性矩 (公斤·米·秒²);

$k_{\text{叶}}$ —— 旋翼桨叶数;

$\bar{k}$ —— 旋翼桨叶的挥舞调节系数;

$l_{\text{平}}$ —— 旋翼轴到水平铰轴的距离 (米);

$l_{\text{垂}}$ —— 旋翼轴到垂直铰轴的距离 (米);

$l_{\text{翼}}$ ——机翼翼展(米);

$$M_{\text{K}} = m_{\text{K}} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 FR \text{——旋翼扭矩(公斤·米);}$$

m_{K} ——扭矩系数;

$$M_{z_1} = m_{z_1} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 FR \text{——旋翼桨毂上的纵向力矩(公斤·米);}$$

m_{z_1} ——纵向力矩系数;

$$M_{x_1} = m_{x_1} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 FR \text{——旋翼桨毂上的横向力矩(公斤·米);}$$

m_{x_1} ——横向力矩系数;

$$M_{\text{铰}} = m_{\text{铰}} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 b_{0.7} R \text{——旋翼桨叶铰链力矩(公斤·米);}$$

$m_{\text{铰}}$ ——铰链力矩系数;

$$M_{x_1 \text{ 身}} = m_{x_1 \text{ 身}} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 FR \text{——机身倾侧力矩(公斤·米);}$$

$m_{x_1 \text{ 身}}$ ——机身倾侧力矩系数;

$$M_{y_1 \text{ 身}} = m_{y_1 \text{ 身}} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 FR \text{——机身偏航力矩(公斤·米);}$$

$m_{y_1 \text{ 身}}$ ——机身偏航力矩系数;

$$M_{z_1 \text{ 身}} = m_{z_1 \text{ 身}} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 FR \text{——机身俯仰力矩(公斤·米);}$$

$m_{z_1 \text{ 身}}$ ——机身俯仰力矩系数;

m ——桨叶单位长度的质量
(公斤·秒²/米²);

n ——旋翼转数(转/分);

P ——静压(公斤/米²);

$$\bar{P} = \frac{P}{q} \text{——相对静压;}$$

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \text{——动压 (公斤/米}^2\text{);}$$

R —— 旋翼半径(米);

r 及 $\bar{r} = r/R$ —— 旋翼桨叶某一剖面的半径(米), 及相对半径;

$S_{\text{翼}}$ —— 机翼面积(米²);

$$\bar{S}_{\text{翼}} = \frac{S_{\text{翼}}}{F} \text{——相对机翼面积;}$$

$$S = c_s \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 F \text{——旋翼侧向力(公斤);}$$

$$T = c_T \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 F \text{——旋翼拉力(公斤);}$$

V —— 风洞中气流速度(米/秒);

$$\bar{V} = \frac{V}{\omega R} \text{——气流相对速度;}$$

v —— 旋翼旋转平面里的诱导速度(米/秒);

$$X_{1\text{身}} = c_{x1\text{身}} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 F \text{——机身轴向力(公斤);}$$

$x_1, \bar{x}_1 = x_1/b$ —— 桨叶在半径 $\bar{r}$ 处剖面前缘点到弦上任一点的距离(米), 及相对距离;

$x_*, \bar{x}_* = x_*/R$ —— 纵列式直升飞机旋翼间的距离(米), 及相对距离;

$$Y_{1\text{身}} = c_{y1\text{身}} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 F \text{——机身法向力(公斤);}$$

$y, \bar{y} = y/R$ —— 由旋翼旋转平面起算的桨叶挠度(米), 及相对挠度;

$y_*, \bar{y}_* = y_*/R$ —— 共轴式直升飞机旋翼之间的距离(或纵列式直升飞机前后旋

翼之间的结构高差) (米), 及
相对距离;

$$Z_{1\text{身}} = c_{z1\text{身}} \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 F \text{ —— 机身横向力 (公斤);}$$

z_* , $\bar{z}_* = z_*/R$ —— 横列式直升飞机旋翼之间的距离
(米) 及相对距离;

α —— 旋翼几何迎角(度);

$\alpha_{\text{效}}$ —— 旋翼有效迎角(度);

$\alpha_{\text{翼}}$ —— 机翼迎角(度);

β —— 桨叶挥舞角 (绕水平铰轴的转动角) (度);

$$\gamma = \frac{\rho a_{\infty} b_{0.7} R^4}{2J_{\pi}} \text{ —— 桨叶质量特性;}$$

$\Delta\varphi$ —— 桨叶在半径 $\bar{r}$ 处剖面的几何扭转角(度);

η —— 自动倾斜器在横向平面的倾角
(度);

κ —— 自动倾斜器在纵向平面的倾角
(度);

$\mu = V \cos \alpha / \omega R$ —— 旋翼工作状态特性系数;

ξ —— 桨叶绕垂直铰轴的转动角
(度);

ρ —— 空气密度 (公斤·秒²/米⁴);

$$\sigma = \frac{k_{\text{叶}} b_{0.7}}{\pi R} \text{ —— 旋翼实度;}$$

φ —— 旋翼总距角或桨叶在半径 $\bar{r}$ 处剖面的安装角; 桨叶绕轴向铰

轴的转动角(度);

ψ —— 桨叶方位角, 在风洞中由重合于
气流速度方向的桨叶后面位置算
起。(度);

$$\omega = \frac{\pi n}{30} \text{ —— 旋翼旋转角速(度/秒)}。$$

第一章 直升飞机模型空气动力 研究的相似律

1.1 座 标 系

直升飞机或孤立旋翼的实物及模型的空气动力实验的基本任务之一，是确定所作用的那些空气动力及力矩，它们是合力 R 及合力矩 M 在选择适当的座标轴上的投影。当进行实验空气动力学的研究时，采用如下一些直角座标轴系。究竟选用那种座标轴系，则应视实验对象的形状与特性、研究方法、测量载荷的手段而定。

1.1.1 固连座标轴系 $Ox_1y_1z_1$

可采用的固连座标轴系有好几种。在确定孤立旋翼的空气动力特性时，通常采用直角座标轴系（图 1.1）。座标原点位于旋转轴同旋翼旋转平面（通过桨毂水平铰轴线的平面）的交点。 Ox_1 轴位于旋翼旋转平面里，指向来流。 Oy_1 轴同旋翼旋转轴重合，指向拉力作用方向。 Oz_1 轴对于右旋旋翼按 Ox_1 轴及 Oy_1 轴的右手座标轴系定之；而对于左旋旋翼则按左手座标轴系定之。在特殊情况下，座标轴系的原点可置于空间其它点上，例如，放在进行旋翼实验的直升飞机的重心上。

在确定直升飞机机身模型的空气动力特性时，往往采用直角座标轴系（图 1.2）。这个轴系的座标原点通常使之与直

升飞机的重心相吻合。 Ox_1 轴平行于直升飞机飞行方向的机身结构水平线, Oy_1 轴——指向拉力作用方向, Oz_1 轴——按右手座标系定之。

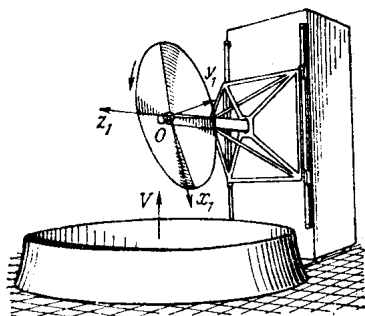


图1.1 同旋翼相固连的座标轴系

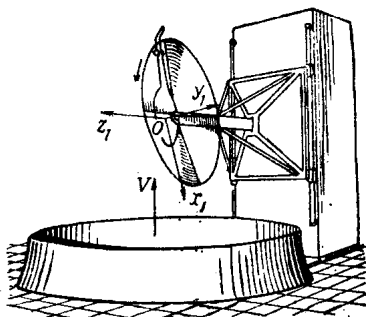


图1.2 同机身相固连的座标轴系

在旋翼模型的空气动力实验的实践中,除了上述的座标轴系外,还采用与实验模型的旋转部件(桨毂或桨叶)相固连的座标轴系。在这种情况下,使座标轴系的一座标轴与旋翼的某一部件的特性轴相吻合,而相对于这一部件来研究旋翼其它部件的运动。例如,当研究在拉力作用平面里旋翼桨叶的挥舞运动时,采用如图1.3所示的直角座标系。桨叶轴向铰轴线对座标轴 Oz_1 (在 Oy_1z_1 平面里)的倾角称为桨叶挥舞角。

为了在旋翼旋转平面里研究桨叶的摆振运动,还采用了如图1.4所示的直角座标轴系。

这里所叙述的固连座标轴系,在旋翼及直升飞机模型的空气动力研究的实践中,在采用电测仪器(应变天平设备、电感式及电位计式的位移传感器等等,这些仪器可以刚固地

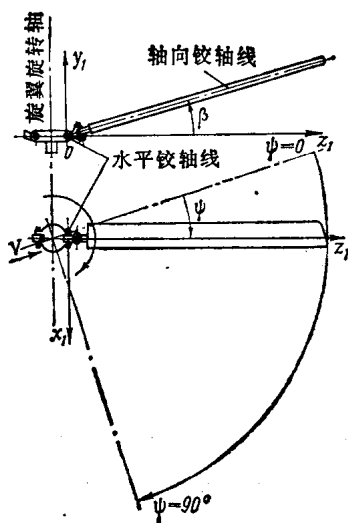


图1.3 在拉力作用平面里研究
桨叶运动时采用的座标轴系

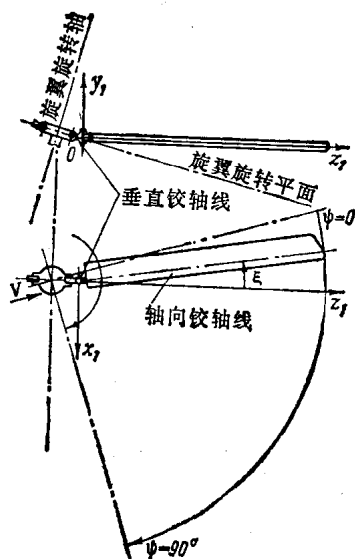


图1.4 相对于垂直铰轴线研究
桨叶运动时采用的座标轴系

连接在实验模型上。)的情况下, 获得了广泛的应用。

1.1.2 半固连座标轴系 $Ox_2y_2z_2$

当进行旋翼、直升飞机或特殊的直升飞机装置的模型实验而要用到转动框架的机械杠杆式天平时 (这种天平是某些风洞的固定设备), 就采用如图 1.5 所示的座标轴系。

这种直角座标轴系的座标原点, 通常是与实验用的直升飞机模型的重心相吻合的。 Ox_2 轴同风洞的气流速度矢量一致, 但指向来流。 Oy_2 轴位于对称平面里, 垂直于 Ox_2 轴。 Oz_2 轴是模型的横向轴, 通常由 Ox_2 轴及 Oy_2 轴按右手座标轴系来确定。

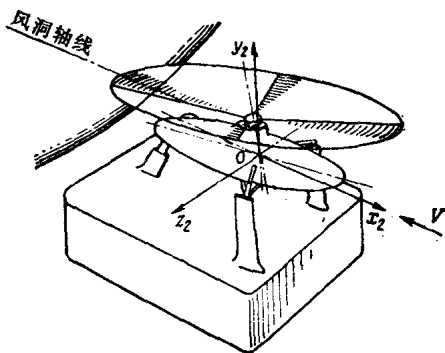


图1.5 半固连坐标轴系

以曲线形式把表示被测分量与实验过程中变化参数之间关系的结果加以最终整理时，固连与半固连两种坐标轴系都可以采用。但在某些情况下，需要以另一种坐标轴系或座标原点位置不同的同样坐标轴系来表达所获得的空气动力特性时，则应采用众所周知的座标轴系的相互转换的公式[●]。

1.2 相 似 律

整架直升飞机甚至一个旋翼，都是具有多自由度的复杂系统。这种系统的运动特性取决于大量的参数。其中有一些，例如，桨叶同旋翼桨毂相连的铰链接头的摩擦力矩，实际上就不可能模拟到既定的精度。因此，在风洞中进行直升飞机模型实验时，实际上往往不能保证与实物条件完全相似，亦即实验模型的流谱在某种程度上是与相应的实物的流谱有所差别。为了使这些差别不致于对实验结果产生显著的影响，

● 参阅，A. K. 马尔母诺夫著“实验空气动力学”（有中译本）。——译者