

直升机空气动力学

符 号 表

A	发动机高度特性系数	
α_0	旋翼锥度角	(弧度)
α_1	旋翼锥体后倒角	(弧度)
α_∞	翼型升力系数曲线斜率	
b	桨叶宽度	(米)
b_0	叶根宽度	(米)
b_1	叶尖宽度	(米)
	旋翼锥体侧倾角	(弧度)
b_7	桨叶特征剖面的宽度	(米)
b_{pj}	桨叶宽度的平均值	(米)
C	翼型厚度	(米)
C_d	压差阻力系数	
C_e	发动机单位耗油率	(公斤/马力小时)
C_f	平板摩擦阻力系数	
C_G	直升机重量系数	
C_H	旋翼后向力系数	
C_m	翼型力矩系数	
C_{m0}	零升力矩系数	
C_Q	废阻系数	
C_S	旋翼侧向力系数	
C_T	旋翼拉力系数	
C_x	阻力系数	
C_y	翼型升力系数	
C_{y7}	桨叶特征剖面的升力系数	
C_{y1j}	旋翼失速限制的临界 C_{y7} 值	
D	旋翼直径	(米)
	结构阻尼	(公斤·秒/米)
E	直升机性能参数, $E = q\sqrt{p}$	(公斤 ^{1/2} ·秒/米 ²)
	材料弹性模量	(公斤/米 ²)
F_{gs}	桨叶哥氏力	(公斤)
F_{lx}	桨叶离心力	(公斤)
F_ξ	桨叶摆振惯性力	(公斤)

G	直升机重量	(公斤)
G_{Pi}	一次飞行中 G 的平均值	(公斤)
G_{ry}	燃油重量	(公斤)
G_{ye}	一片桨叶的重量	(公斤)
g	重力加速度	(米/秒 ²)
H	飞行高度	(米)
H_S	旋翼后向力	(公斤)
H_1	悬停升限	(米)
h	旋翼离地面的高度	(米)
h_{Sh}	机身底面离地面的高度	(米)
I	旋翼绕旋转轴的总惯矩	(公斤·米·秒 ²)
I_C	干扰阻力修正系数	
I_{ye}	桨叶挥舞或摆振惯性矩	(公斤·米·秒 ²)
J	旋翼诱导功率修正系数	
J_0	悬停时的 J 值	
K	桨叶挥舞调节系数	
K_3	阻力的三维修正系数	
K_h	有地效与无地效的诱导功率之比	
K_f	桨叶减摆器阻尼系数	
K_P	旋翼型阻功率修正系数	
K_{P0}	悬停时的 K_P 值	
K_{Qh}	有地效与无地效的垂直阻力之比	
K_T	旋翼拉力修正系数	
K_{T0}	悬停时的 K_T 值	
$K_\perp$	垂直吹风增重系数	
k	桨叶片数	
k_{Ps}	爬升修正系数	
L	航程	(公里)
l_{bj}	摆振铰偏置量	(米)
l_{hi}	挥舞铰偏置量	(米)
l_{wj}	尾桨至旋翼轴的距离	(米)
M	马赫数	
M_1	桨叶叶尖马赫数	
M_{DD}	阻力发散马赫数	
M_f	桨叶减摆器阻尼力矩	(公斤·米)
M_G	桨毂力矩	(公斤·米)

M_{G1}	桨叶对挥舞铰的重量力矩	(公斤·米)
M_{gs}	桨叶摆振哥氏力矩	(公斤·米)
M_K	旋翼反扭矩	(公斤·米)
M_{Kw}	尾桨反扭矩	(公斤·米)
M_{li}	临界马赫数	
M_{lx}	桨叶离心力力矩	(公斤·米)
M_{MD}	力矩发散马赫数	
M_{PW}	平尾气动力矩	(公斤·米)
M_Q	桨叶摆振气动阻尼力矩	(公斤·米)
M_T	桨叶拉力力矩	(公斤·米)
M_{ξ}	桨叶摆振惯性力矩	(公斤·米)
m	桨叶单位长度质量	(公斤·秒 ² /米 ²)
$\dot{m}$	空气质量流量	(公斤·秒/米)
m_K	旋翼扭矩系数或功率系数	
m_{Kb}	波阻功率系数	
m_{Kf}	废阻功率系数	
m_{Ki}	诱导功率系数	
m_{KKy}	旋翼可用功率系数	
m_{Kx}	型阻功率系数	
m_{Kyx}	有效功率系数	
N	功率	(马力)
N_h	有地效功率	(马力)
N_{Ky}	可用功率	(马力)
N_M	发动机功率	(马力)
N_{Ps}	爬升功率	(马力)
N_{xu}	需用功率	(马力)
n	旋翼转速	(转/分)
P	旋翼功率	(公斤·米/秒)
P_i	诱导功率	(公斤·米/秒)
P_l	P 的理论值	(公斤·米/秒)
P_{Si}	P 的实际值	(公斤·米/秒)
P_{yx}	有效功率	(公斤·米/秒)
p	单位桨盘载荷	(公斤/米 ²)
	流体静压强	(公斤/米 ²)
Q	废阻力	(公斤)
Q_{1h}	有地效时机身垂直阻力	(公斤)
q	直升机单位马力载荷	(公斤/马力)
q_h	小时燃油消耗率	(公斤/小时)

q_{KM}	公里燃油消耗率	(公斤/公里)
R	旋翼半径	(米)
Re	雷诺数	
r	桨叶剖面距桨毂中心的距离	(米)
r_γ	桨叶特征剖面的位置	(米)
r_G	桨叶重心的位置	(米)
r_{gu}	桨叶挥舞惯性中心的位置	(米)
r_T	桨叶拉力合力的作用点位置	(米)
S	面积	(米 ²)
S_S	旋翼侧向力	(公斤)
S_{ye}	桨叶对挥舞铰的质量矩	(公斤·秒 ²)
T	旋翼拉力	(公斤)
T_2	振动倍幅时间	(秒)
$T_{\frac{1}{2}}$	振动半衰期	(秒)
T_h	有地效拉力	(公斤)
T_l	T 的理论值	(公斤)
T_{Si}	T 的实际值	(公斤)
T_{Wi}	尾桨拉力	(公斤)
t	航时	(小时)
t_H	爬升到 H 高度所需的时间	(秒)
V_0	飞行速度	(米/秒, 公里/小时)
V_1	桨盘处的气流合速度	(米/秒)
V_β	桨叶剖面的挥舞运动速度	(米/秒)
$V_\perp$	垂直上升速度	(米/秒)
v_1	桨盘处的轴向诱导速度	(米/秒)
v_{10}	悬停时的 v_1 值	(米/秒)
v_0, v_{1c}, v_{1s}	v_1 的福氏级数系数	(米/秒)
v_2	旋翼下游远处的轴向诱导速度	(米/秒)
v_{20}	悬停时的 v_2 值	(米/秒)
v_{dx}	v_1 的等效值	(米/秒)
v_r, v_ψ	v_1 的径向和周向分量	(米/秒)
v_*	桨叶剖面的当地 v_1 值	(米/秒)
W	桨叶剖面的相对气流合速度	(米/秒)
W_x	W 在旋转平面内的分量	(米/秒)
W_y	垂直于旋转平面的 W 分量	(米/秒)
X	旋翼阻力	(公斤)
x_p	翼型压力中心至前缘的距离	(米)

x_F	翼型焦点至前缘的距离	(米)
Y	翼型升力	(公斤)
Y_{Pw}	平尾升力	(公斤)
α_0	翼型零升迎角	(度或弧度)
α_D	桨尖平面迎角	(度或弧度)
α_{jh}	翼型几何迎角	(度或弧度)
α_{lj}	翼型临界迎角	(度或弧度)
α_S	桨毂平面迎角	(度或弧度)
α_{Sh}	机身迎角	(度或弧度)
α_*	桨叶剖面的气动迎角	(度或弧度)
β	挥舞角	(弧度)
β_S	侧滑角	(弧度)
β_*	桨叶剖面的来流角	(弧度)
Γ	桨叶环量	(米 ² /秒)
$\Gamma_0, \Gamma_{1c}, \Gamma_{1s}$	Γ 的福氏级数系数	(米 ² /秒)
Γ_τ	桨叶特征剖面处的环量	(米 ² /秒)
Γ_{dx}	Γ 的等效值	(米 ² /秒)
Γ_{zy}	Γ 的最优值	(米 ² /秒)
Γ_*	桨叶剖面的当地环量	(米 ² /秒)
γ_S	直升机的侧倾角	(度)
γ	洛克数	
δ_{Sj}	旋翼轴前倾角	(度)
ξ	功率利用系数	
η	效率	
	旋翼推进效率	
	旋翼操纵平面的侧倾角	(度)
η_0	旋翼相对效率	
η_{ve}	桨叶根梢比	
ϑ	直升机的俯仰角	(度)
θ	航迹角	(度)
$\theta_0, \theta_1, \theta_2$	桨距变化系数	(度)
λ_0	旋翼流入比	
λ_1	合速度流入比	
μ	旋翼前进比	
μ_a	空气的动力粘性系数	(公斤·秒/米 ²)

X

ξ	桨叶后摆角	(弧度)
ξ_0, e_1, f_1	摆振角福氏级数系数	(弧度)
ρ	空气密度	(公斤·米 ² /米 ⁴)
	涡的径向坐标	(米)
σ	旋翼实度	
	结构正应力	(公斤/米 ²)
φ	桨叶剖面安装角	(度或弧度)
φ_T	旋翼总距	(度或弧度)
φ_0	叶根安装角	(度或弧度)
φ_1	叶尖安装角	(度或弧度)
$\Delta\varphi$	桨叶扭度	(度或弧度)
χ	旋翼操纵平面的后倒角	(度)
ψ	桨叶方位角	(度)
	直升机的偏航角	(度)
Ω	旋翼角速度	(1/秒)
Ω_{pj}	Δt 时间内 Ω 的平均值	(1/秒)
ω	机身角速度	(1/秒)
κ	叶端拉力损失系数	

目 录

符号表	(V)
前 言	(1)
绪 论	(2)
§ 0—1 直升机简述	(2)
§ 0—2 直升机的分类	(3)
§ 0—3 旋翼的一般介绍	(4)
§ 0—4 旋翼的基本参数	(6)
§ 0—5 旋翼参数的无因次化	(8)
第一章 垂直飞行时的滑流理论	(9)
§ 1—1 基本概念	(9)
§ 1—2 拉力公式和功率公式	(10)
§ 1—3 旋翼的效率	(12)
§ 1—4 悬停工作情况	(13)
§ 1—5 旋翼直径的初步设计	(15)
第二章 垂直飞行时的叶素理论	(18)
§ 2—1 基本概念	(18)
§ 2—2 桨叶翼型的空气动力特性	(19)
§ 2—3 旋翼的空气动力特性	(24)
§ 2—4 儒氏旋翼	(29)
第三章 垂直飞行时的涡流理论	(30)
§ 3—1 基本概念	(30)
§ 3—2 诱导速度的确定	(31)
§ 3—3 拉力公式	(37)
§ 3—4 功率公式	(39)
§ 3—5 应用	(40)
§ 3—6 最优桨叶几何形状	(43)
§ 3—7 自由涡系概念	(46)
第四章 直升机垂直飞行性能计算	(48)
§ 4—1 计算任务和流程图	(48)
§ 4—2 航空发动机特性	(50)
§ 4—3 力的平衡关系	(53)

§ 4—6 功率平衡关系	(55)
第五章 前飞时旋翼桨叶的工作原理	(57)
§ 5—1 引言	(57)
§ 5—2 旋翼和桨叶的相对气流	(57)
§ 5—3 桨叶的挥舞运动	(59)
§ 5—4 桨叶的摆动运动	(66)
§ 5—5 桨叶的变距运动及旋翼操纵原理	(68)
第六章 前飞时的滑流理论	(72)
§ 6—1 基本概念	(72)
§ 6—2 诱导速度之间的关系	(74)
§ 6—3 旋翼的拉力和功率	(75)
§ 6—4 桨盘处诱导速度与前飞速度的关系	(77)
§ 6—5 讨论	(80)
第七章 前飞时的叶素理论	(82)
§ 7—1 引言	(82)
§ 7—2 桨叶剖面的工作环境及动态特性	(82)
§ 7—3 叶素的空气动力	(85)
§ 7—4 旋翼的拉力和迎角	(87)
§ 7—5 旋翼的后向力和侧向力	(89)
§ 7—6 旋翼的扭矩和需用功率	(91)
§ 7—7 挥舞运动系数	(94)
§ 7—8 摆振运动系数	(98)
§ 7—9 等效旋翼	(101)
第八章 前飞时的涡流理论	(106)
§ 8—1 引言	(106)
§ 8—2 拉力系数	(109)
§ 8—3 简化处理	(112)
§ 8—4 气流分离界限	(115)
§ 8—5 需用功率修正系数	(116)
第九章 直升机的前飞性能	(118)
§ 9—1 引言	(118)
§ 9—2 力的平衡方程和旋翼迎角	(118)
§ 9—3 废阻力	(120)
§ 9—4 需用功率	(123)
§ 9—5 功率限制的平飞极限速度	(125)

§ 9—6 气流分离和激波对最大飞行速度的限制·····	(127)
§ 9—7 爬升性能·····	(130)
§ 9—8 续航性能·····	(131)
§ 9—9 自转性能·····	(133)
第十章 直升机的特殊性能问题·····	(135)
§ 10—1 引言·····	(135)
§ 10—2 地面效应·····	(135)
§ 10—3 垂直下降与涡环状态·····	(141)
§ 10—4 自转飞行和自转着陆·····	(143)
第十一章 模型实验·····	(148)
§ 11—1 引言·····	(148)
§ 11—2 相似准则及对模型旋翼的要求·····	(148)
§ 11—3 低速风洞简介及旋翼实验对风洞的特殊要求·····	(158)
§ 11—4 风洞实验用的直升机模型·····	(160)
第十二章 直升机的平衡及稳定性、操纵性导论·····	(165)
§ 12—1 引言·····	(165)
§ 12—2 平衡计算梗概·····	(166)
§ 12—3 直升机悬停时的平衡·····	(168)
§ 12—4 直升机平飞时的平衡·····	(170)
§ 12—5 直升机的静稳定性·····	(171)
§ 12—6 直升机的阻尼·····	(175)
§ 12—7 直升机的动稳定性·····	(176)
§ 12—8 直升机的操纵性·····	(178)
参考文献·····	(181)

前言

直升机空气动力学是阐明直升机（主要是它的旋翼）与周围空气相互作用的空气动力现象、研究直升机在不同飞行状态下的气动载荷、估算直升机的飞行性能和分析直升机的飞行品质的一门科学，从而有助于直升机及其旋翼的设计。

这也就是直升机的概念较古老，远在我国晋朝，葛洪(284~364)在《抱朴子》一书中曾有过关于“飞车”的叙述，类似于现在的儿童玩具竹蜻蜓。这是直升机旋翼的最早雏型。在西方，首推意大利人达·芬奇于1483年提出了直升机旋翼的设想，并绘制了草图。俄国人M·B·罗蒙诺索夫于1754年第一次进行了直升机旋翼模型的试验。

但实际上，直升机的正式研制，是在美国莱特兄弟的第一架飞机试飞成功之后，有了较轻的发动机时才开始的。二十世纪20年代以前，尽管有人制造过几架实物直升机，但由于当时在实践上和在理论上没有解决前飞时的平衡及操纵问题，大都不能飞行；只有少数离地几米高悬几秒钟。直到1923年西班牙人J·西尔瓦(Juan de La Cierva)在所谓旋翼机上引入铰接式旋翼获得成功，1926年英国人H·格劳渥(H. Glauert)发表了关于旋翼机的一般理论，才为以后直升机的发展开辟了道路。

嗣后，在直升机的发展过程中，出现了不少的杰出的设计师、科学家及著名的直升机。有里程碑意义的是：1942年，美籍俄人I·西柯斯基(I. Sikorsky)在他的第一架成功的直升机VS-300的基础上，成批生产了铰接式单旋翼直升机R-4。1946年，美国人L·贝尔(L. Bell)制造的翘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。

到八十年代初，世界上估计已有四万多架直升机在各地使用，预测2000年的直升机数量将达十万架以上。自1946年以来，直升机不仅在数量上迅速增长，而且在技术上也有了显著的提高。例如，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公里/小时左右提高到今天的350公里/小时以上。

不言而喻，在直升机“硬件”发展的同时，直升机“软件”——直升机空气动力学、直升机动力学等有关知识——也在相应地发展；而且，到目前为止，这些知识不仅能解释现象，还可用来指导设计。当然，直升机各门学科都还年轻，还有很多问题没有解决。

拿直升机空气动力学来说，对于铰接式旋翼直升机在常规飞行状态下宏观的空气动力特性，例如，在定常平飞时旋翼的拉力，基本上可以给予确定。但是，对于空气动力特性的细节，例如，旋翼桨尖的气动载荷分布，就难以取得与实验相一致的结果。至于在特殊状态下，例如，在机动飞行时或在贴地飞行时旋翼的空气动力特性，即使是宏观的，都还在研究中。今后，在新的技术革命的形势下，由于复合材料旋翼系统的出现，微型计算机的应用，为了提高直升机的性能、改善飞行品质，这又对直升机空气动力学提出了新的要求，对从事直升机空气动力学的工作者提出了新的任务。

本书是为我国直升机专业的本科生学习《直升机空气动力学》而编写的，也可作为直升机设计、试验、制造、使用等单位技术人员参考之用。

参加本书编写的有王适存、高正、严重中、陈秋铭、汤瑞源、王兴玉、李南慧等同志。初稿自1981年起作为内部教材试用，根据教学中发现的问题和近来获得的新知识，先后由陈秋铭和高正同志作了修改，最后由高正同志统稿。书中谬误和不足之处，恳切希望读者批评指正。

绪 论

§ 0—1 直 升 机 简 述

直升机是飞机（或航空飞行器）大家庭中的一员，在功能上属于垂直起落机，在构造上属于旋翼飞行器。这就是说，直升机就是以旋翼作为其主要升力来源的垂直起落机。有旋翼但不能垂直起落的飞行器，或虽能垂直起落但不是以旋翼作为其升力来源的飞行器，都不包括在本书所指的直升机范畴之内。

常见的直升机（参阅图 0—1），具有一个或两个旋翼（或升力螺旋桨），旋翼转轴近于铅直，产生向上的拉力以克服机重。同时，又可通过特殊机构，产生向前、向后、向左、向右的水平分力使直升机前后左右飞行。因此，直升机能垂直起落，空中悬停，向任一方向灵活飞行。



图 0—1

由于直升机具有独特的飞行能力，是唯一能够抵达任何地形区域的运输工具和火力点，它的应用已遍及军用和民用各个领域。在军事方面，除了人员与装备的运输外，还用于联络、侦察、巡逻、空降、反潜、战场救生、对地攻击等。在国民经济上用于森林防护、地质勘探、救护、救灾、灭虫和施肥、设备吊装和高空检修等。特别要指出的是，在军事上，对地攻击的武装直升机是西方国家发展的重点，而在民用上，岸基与海上钻井间的短途运输正大力开展起来。

直升机的概念虽然很古老，可以追溯到两千四百年前我国的竹蜻蜓的飞行原理，但造出真正能飞行的直升机却是本世纪 30 年代的事，直到 40 年代中期才开始成批生产和提供实际使用。目前，直升机已发展到第四代，各代直升机的技术水平见下表。

各代直升机技术水平比较表

投 产 日 期	第 一 代 1946~1955	第 二 代 1956~1965	第 三 代 1966~1975	第 四 代 1976~
特 征	活塞式发动机 木质混合式桨叶	涡轮轴发动机 金属桨叶	玻璃纤维桨叶	复合材料新型旋翼系统
空重/总重	0.75	0.60	0.55	小于0.50
最大飞行速度	小于200公里/小时	250公里/小时	300公里/小时	近于350公里/小时
旋翼桨叶寿命	600小时	1200小时	大于3600小时	近于无限寿命
全机振动水平	0.20g	0.15g	0.10g	近于0.05g
噪音水平	110分贝	100分贝	90分贝	小于80分贝
飞行品质（库珀—哈珀驾驶员评定等级）	4.5级	3.5级	3级	近于2级
型号举例	贝尔—47 直—5	米8 SA321(超黄蜂)	BO—105 WG—13(山猫)	SA350(松鼠) SA360(海豚) S—70(YUH—60A)

当然，世界上的事物都是一分为二的。与普通飞机相比较，直升机的弱点倒不在于它的“低速”“低空”性能，而是：

- 一、载重较小，经济性低。
- 二、振动较大，舒适性差。
- 三、操纵较难，稳定性差。

这也就是今后直升机技术的研究方向。

§ 0—2 直升机的分类

按起飞重量来分类，大致是：

- 一、轻型直升机——3吨以下（延—2，BO-105）；
- 二、多用途直升机——3~7吨（直-5，海豚）；
- 三、中型运输直升机——7~16吨（米—8，超黄蜂）；
- 四、重型直升机——16吨以上（CH—53，米—6）

按型式来分类。通常，按旋翼反扭矩的补偿方式进行分类。旋翼在空气中旋转，一般由发动机带动，给周围空气以扭矩 M_K ，因而空气必定以大小相等、方向相反的扭矩作用于旋翼，继而传到机体上。如果不采取补偿措施，这个反扭矩将使机体发生逆向旋转，见图0—2所示。为了消除这个反扭矩作用以保持机体的航向，可以采用不同的方式，在设计上也就出现不同构造型式的直升机。从目前情况来看，有：

一、单旋翼机械驱动式——这是最流行的型式。它除了旋翼外，还带有尾螺旋桨，用尾桨的推力来平衡反扭矩作用（参阅图0—2）。这种型式在构造上比较简单，但要多付出尾桨的功率消耗。

二、共轴式双旋翼——两旋翼在同一轴线，相逆旋转，因此反扭矩彼此相消（参阅图0—3）。

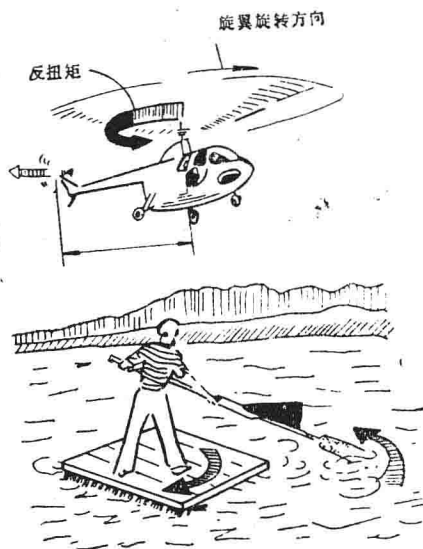


图 0—2

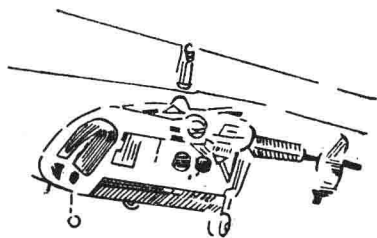


图 0—3

这种型式的外廓尺寸较小，但传动和操纵机构复杂。

三、纵列式双旋翼——两旋翼前后排列，相逆旋转，也能保证反扭转的彼此平衡（参阅图0—4）。这种型式的优点是：机身宽敞，容许重心移动范围较大，而缺点是：后旋翼的空气动力效能较差。

四、横列式双旋翼——两旋翼左右安装在支臂或机翼上，转向相逆，反扭矩相互抵消（参阅图0—5）。这种型式的优点是：构造对称，稳定性操纵性较好，而缺点是：迎面空气阻力较大。

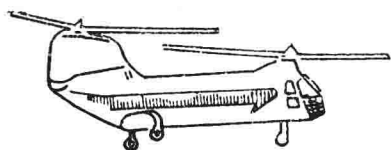


图 0—4



图 0—5

此外，为了提高飞行速度，还出现了一些特殊型式的直升机，其中值得一提的是“旋翼换向式”直升机（tilting rotor helicopter 参阅图0—6）。这种型式的直升机在起飞时就象横列式直升机，然后旋翼轴相对于机体倾转，直升机逐渐转入前飞，过渡到平飞时就象普通的定翼飞机那样，靠机翼产生升力，靠转轴近于水平的旋翼产生向前的力。

直升机空气动力学，是研究直升机（主要是它的旋翼）与周围空气有相对运动时所产生的空气动力的一门科学，内容有：

一、基本理论方面——阐明旋翼与周围空气相互作用的空气动力现象，分析空气的流动情况和桨叶的受力情况。

二、性能计算方面——在理论和试验的基础上，分析主要构造参数对飞行性能的影响，建立直升机的空气动力计算方法，为直升机设计所用。

三、飞行力学方面——研究整架直升机的平衡问题，分析直升机在各种飞行状态下的稳定性及操纵性，以便保证良好的驾驶品质。

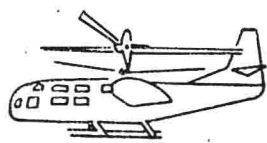
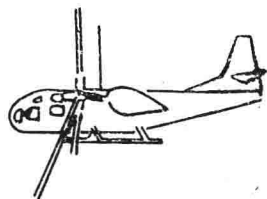


图 0—6

§ 0—3 旋翼的一般介绍

旋翼是直升机的关键部件，它的作用有四：

- 一、产生向上的力（习惯上叫拉力）以克服机重，类似于机翼的作用；
- 二、产生向前的水平分力使直升机前进，类似于推进器的作用；
- 三、产生其他分力及力矩使直升机保持平衡或进行机动飞行，类似于操纵面的作用；

四、若发动机在空中发生事故而停车，可及时操纵旋翼使其象风车一样自转，仍产生升力，保证安全着陆。

旋翼又称为升力螺旋桨，是螺旋桨的一种。从构造上来看，它是由数片桨叶及一个桨毂（亦称轴套）组成。桨叶与周围空气发生作用，产生空气动力；桨毂用来连接旋转轴和桨叶。桨叶和桨毂的连接方式可以是固接的，也可以是铰接的。

旋翼的运动与定翼机的机翼不同。旋翼的桨叶一面绕轴旋转，一面随直升机一同作直线运动，甚至曲线运动，因而桨叶的空气动力现象要比机翼的复杂得多。

首先，考察一下旋翼的轴向直线运动。这相当于直升机作垂直飞行时旋翼的情况和飞机上推进桨的情况。就轴向运动来说，旋翼就是推进桨。所不同的：由于两者技术要求不同，旋翼的轴向速度较小，本身直径较大而转速较小；推进桨的轴向速度较大，本身直径较小而转速较大，因此在分析上、设计上有些区别。

设一旋翼，桨叶片数为 k ，以恒定角速度 Ω 绕轴旋转，并以速度 V_0 沿旋转轴作直线运动。如果在想象中用一中心轴线与旋翼轴重合，而半径为 r 的圆柱面把桨叶截开（参阅图0—7），并将这圆柱面展开成平面，就得到桨叶剖面。既然这时桨叶包括旋转运动和直线运动，对于桨叶剖面来说，应有周向速度（等于 Ωr ）和垂直于旋转平面的速度（等于 V_0 ），而合速度是两者的矢量和。显然可以看出（图0—8），用不同半径的圆柱面所截出来的各个桨叶剖面，它们的合速度是不同的：大小不同，方向也不相同。如果再考虑到由于桨叶运动所激起的附加气流速度（诱导速度），那么桨叶各个剖面与空气之间的相对速度情况更加不同。与机翼相比较，这就是桨叶的工作条件复杂，对它的分析比较麻烦的原因所在。

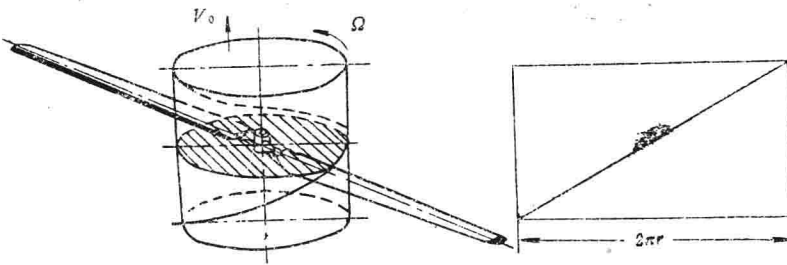


图 0—7

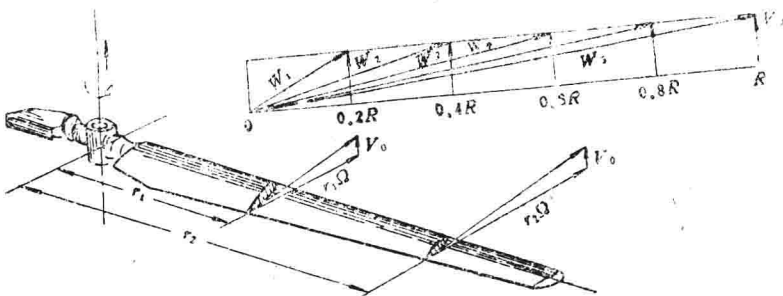


图 0—8

但从能量观点来看，旋翼或广义地说螺旋桨，不过是一具“能量转换器”。一般可分为下列三种转换方式：

一、把发动机的能量转变成有效功：例如，飞机的前进状态，直升机的上升状态。

二、把发动机的能量转变成气流的动能，例如，风扇状态，直升机的悬停状态。

三、把气流的动能转变成机械能，例如，风车状态，直升机的某种下降状态。

假定螺旋桨的轴向速度为 V_0 ，其拉力为 T ，而所消耗的功率为 P ，那么，在第一种情况中，效率定义为：

$$\eta = \frac{\text{有效功率}}{\text{需用功率}} = \frac{TV_0}{P} \quad (0-1)$$

对于正常情况来说， $0 < \eta < 1$ 。有时，如果拉力方向与运动方向相反，此时发动机仍然供给功率，那么， $\eta < 0$ ，出现所谓“制动”情况（风刹状态）。例如，直升机在动力下降时，拉力向上但运动方向向下。

§ 0—4 旋翼的基本参数

图 0—9 所示为直升机旋翼。它的基本几何参数和基本运动参数有：

一、旋翼直径 D 和半径 R （米）

旋翼旋转时，叶尖所划圆圈的直径叫做旋翼直径 D 。目前世界上的直升机旋翼 D 在 7~35 米之间。

叶尖离桨毂中心的距离称旋翼半径 $R = D/2$ 。任一桨叶剖面距离桨毂中心的半径则表示为 r 。在桨叶上 $r_7 = 0.7R$ 处的剖面的空气动力特性很有代表性，叫做特征剖面， (r_7) 即为特征剖面半径。

此外，旋翼旋转起来桨叶所掠过的面积为桨盘面积 πR^2 （米²），也叫扫掠面积。

二、桨叶宽度 b （米）

桨叶剖面的弦长就是该半径处的桨叶宽度，用 b 表示。图 0—10 示出四种平面形状的头

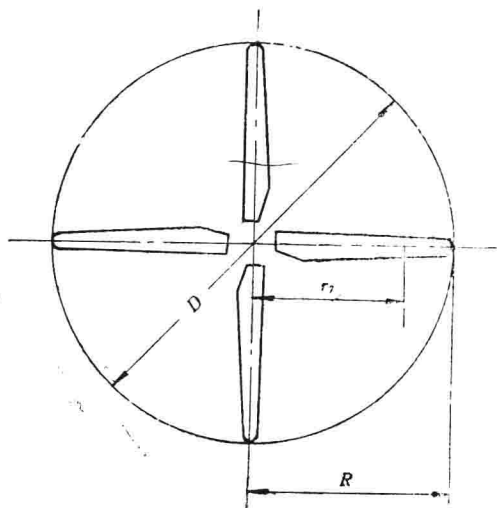


图 0—9

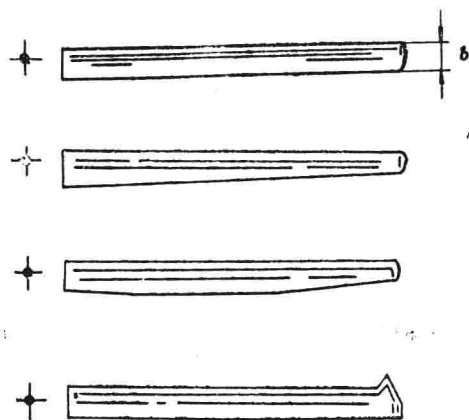


图 0—10

叶。对于矩形桨叶，宽度沿径向不变；对于梯形桨叶或其他桨叶， b 沿径向改变。

为了表征桨叶宽度的变化，常用桨叶“根梢比”这样一个概念，其定义为

$$\eta_{ye} = \frac{b_0}{b_1} \geq 1 \quad (0-2)$$

亦即叶根宽度与叶尖宽度之比（参阅图 0-11），一般 1~3。在实际情况中，由于叶根及叶尖部分形状特殊，按延伸办法来处理。

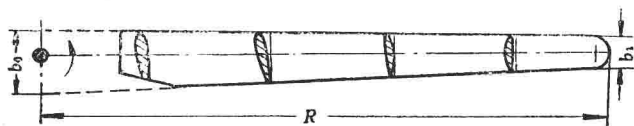


图 0-11

三、旋翼实度 σ (Solidity)

各片桨叶实占面积与整个桨盘面积之比，叫做旋翼实度，以希腊字母 σ 表示。如 k 为桨叶片数，则

$$\sigma = \frac{k \int_0^R b dr}{\pi R^2} = \frac{k b_{pj}}{\pi R} \approx \frac{k b_7}{\pi R} \quad (0-3)$$

这是因为，根据统计经验，在桨叶上 $\bar{r}=0.7$ 处剖面的宽度 (b_7) 接近于桨叶宽度的平均值 (b_{pj})。

旋翼的桨叶片数一般为 2~7，轻型直升机大都有 2~4 片，而重型直升机达 5~7 片。

σ 的数值在 0.04~0.11 之间。

四、桨叶剖面安装角 φ 和桨叶扭度 $\Delta\varphi$

桨叶剖面的形状就是翼型。任意半径处桨叶剖面（翼型）的安装角的定义是：翼型弦线相对于构造旋转平面之倾角（如图 0-12）。这个角度在直升机空气动力学中具有特别重要的意义。一般来说， φ 角是沿径向而变化的。由于常用旋翼的桨叶剖面安装角多呈线性变化，因而引入一个桨叶“扭度”的概念：

$$\Delta\varphi = \varphi_1 - \varphi_0 \quad (0-4)$$

即叶尖安装角与叶根安装角之差，通常 $\Delta\varphi = -5^\circ \sim -10^\circ$ 。于是，任意半径处桨叶剖面的安装角等于：

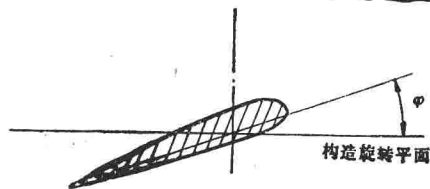


图 0-12

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi \frac{r}{R} = \varphi_1 + \Delta\varphi \left(\frac{r}{R} - 1 \right) \quad (0-5)$$

或

$$\varphi = \varphi_1 + \Delta\varphi \left(\frac{r}{R} - 0.7 \right) \quad (0-6)$$

五、桨距 φ_1

虽然在构造上安装角沿径向的分布规律是做死了的，但是整片桨叶仍可绕其本身轴——常条件变距轴线在一定范围内转动；也就是说，各个剖面的安装角可以同时增加或减小某个角