

31606502

V211.5
01

HK44116
直升机性能及稳定性和操纵性

[美] R.W. 普劳蒂 著

高 正 施永立 译

陈文轩

王适存 校



航空工业出版社

1990



C0150701

前 言

本书译自美国 PWS 出版社 1986 年出版的《Helicopter Performance, Stability and Control》一书，该书是目前西方国家在直升机技术方面出版的最新专著。

作者 R.W. 普劳蒂先生是美国著名的空气动力学专家，多年来先后在美国各大直升机公司从事空气动力设计和研究工作。这部著作是他集长期实践工作之大成，特别是书中引用了不少过去未曾公开发表的图线和数据，并以某一样例直升机介绍了具体计算步骤，这无疑对从事直升机专业的工程技术人员具有很高的参考价值。

中国航空航天工业部科学技术研究院为配合《军用直升机飞行品质规范》和《军用直升机性能指南》的编写和应用，特组织有关人员翻译出版这部著作。

参加本书译校人员除署名者外，还有南京航空学院陈秋铭、林河泉同志，中国直升机研究所胡启元、谬奇南、郭天威同志。

序 言

本书编写的目的，谨为从事直升机空气动力学专业的大 学 生 和 科技工作者们提供一部必备的参考书，用于进行现有直升机的性能分析和参加新直升机的设计工作。这部书对直升机工业部门与空气动力学者打交道的人也有所裨益，他们也许一直被一些看来是技巧问题而不是什么学术问题所困惑。书中包含的内容有：对各种分析方法的基础理论进行推导；为印证理论提供适当的实验数据；为快速分析提供所需的图线。本书特意把直升机空气动力学跟飞机空气动力学联系起来，以适应改行从事直升机专业的科技人员。

为了把论述的重点放在实用方面，书中的附录 A 中定义了一架“样例直升机”。这架样例直升机贯穿在全书中，都以数字计算来说明分析的应用。所有计算均列于每一章的最后，并附有“索引”，以节约查找某一专题的时间。虽然每一章末没有提出习题，但这却很容易利用样例直升机计算作为例题，而直升机参数可由指导老师或学生们自己选定。至于其它的习题，包括留给有兴趣的学生们进一步加以证明的理论，则留给热心的指导老师去编写。

书中的前六章叙述直升机性能的各种不同情况。第七、八、九章阐述稳定性和操纵性。最后一章讲如何进行折衷选择，这是每一位工程师在初步设计阶段都要面临的问题：既要保证良好的性能，又要保证良好的飞行品质。

本书没有涉及包括振动、交变载荷和非常规旋翼稳定性在内的气动弹性旋翼效应问题。如果想要了解这些奥秘的效应，可参阅其它资料。

书中所包含的资料和方法几乎全都是作者本人自 1952 年起在美国休斯公司、西科斯基公司、贝尔公司和洛克希德公司作为空气动力学专家工作期间认为是重要的。本书的概要最初曾用作加利福尼亚大学洛杉矶分校工程师进修班讲义。

目 录

前言

序言

第一章 悬停飞行空气动力学

- 第 1-1 节 动量法..... (1)
- 第 1-2 节 叶素法..... (7)
- 第 1-3 节 影响悬停性能的因素..... (23)
- 第 1-4 节 悬停性能估算法..... (50)
- 第 1-5 节 经验修正的组合动量法和叶素法..... (50)

第二章 垂直飞行空气动力学

- 第 2-1 节 流动型态..... (71)
- 第 2-2 节 叶素的状态..... (72)
- 第 2-3 节 垂直上升需用功率..... (74)
- 第 2-4 节 需用总距..... (76)
- 第 2-5 节 旋翼拉力阻尼..... (76)
- 第 2-6 节 涡环状态的特性..... (77)
- 第 2-7 节 尾桨及其涡环状态..... (79)
- 第 2-8 节 垂直自转时的下降率..... (83)
- 第 2-9 节 桨距迅速改变的影响..... (87)

第三章 前飞空气动力学

- 第 3-1 节 动量和能量考虑..... (90)
- 第 3-2 节 叶素法..... (105)
- 第 3-3 节 封闭形式方程..... (122)
- 第 3-4 节 配平条件的计算..... (144)
- 第 3-5 节 假设的消弃..... (149)
- 第 3-6 节 数值积分法..... (156)
- 第 3-7 节 孤立旋翼性能图表..... (171)
- 第 3-8 节 与试验结果的相关性..... (173)
- 第 3-9 节 旋翼风洞试验..... (186)

第四章 性能分析

- 第 4-1 节 引言..... (207)
- 第 4-2 节 发动机性能..... (207)
- 第 4-3 节 功率损失..... (209)
- 第 4-4 节 悬停时的垂向阻力..... (211)
- 第 4-5 节 悬停中的尾桨-垂尾干扰..... (216)
- 第 4-6 节 前飞时的废阻..... (218)
- 第 4-7 节 悬停性能..... (235)

第 4-8 节	垂直上升	(239)
第 4-9 节	前飞性能	(243)
第 4-10 节	前飞爬升	(254)
第 4-11 节	军用型任务分析	(257)
第五章 特殊性能问题		
第 5-1 节	引言	(260)
第 5-2 节	转弯和拉起	(260)
第 5-3 节	自转	(265)
第 5-4 节	最大加速	(277)
第 5-5 节	最大减速	(278)
第 5-6 节	大总重量时的最佳起飞程序	(279)
第 5-7 节	返向目标的机动飞行	(281)
第 5-8 节	拖曳	(283)
第 5-9 节	特技机动飞行	(283)
第六章 旋翼桨叶的翼型		
第 6-1 节	引言	(288)
第 6-2 节	升力特性	(288)
第 6-3 节	阻力特性	(311)
第 6-4 节	俯仰力矩特性	(317)
第 6-5 节	用方程表示翼型数据	(324)
第 6-6 节	二元翼型数据的来源	(333)
第七章 旋翼的挥舞特性		
第 7-1 节	挥舞的定性讨论	(337)
第 7-2 节	悬停时计入铰外伸量影响的挥舞方程	(346)
第 7-3 节	前飞时的挥舞方程	(351)
第 7-4 节	由俯仰和横滚角速度产生的挥舞	(358)
第 7-5 节	挥舞产生的力矩	(361)
第 7-6 节	由于挥舞产生的 H 力	(363)
第八章 直升机的平衡		
第 8-1 节	平衡方程	(366)
第 8-2 节	平衡方程的组成	(368)
第 8-3 节	纵向平衡方程的解	(392)
第 8-4 节	横-航向平衡方程的解	(403)
第九章 稳定性和操纵性分析		
第 9-1 节	引言	(410)
第 9-2 节	定义	(410)
第 9-3 节	弹簧-重物-阻尼器系统	(411)
第 9-4 节	运动方程	(421)
第 9-5 节	稳定性导数的计算	(426)

第 9-6 节	悬停状态运动方程·····	(448)
第 9-7 节	悬停状态的横-航向模态·····	(454)
第 9-8 节	悬停状态的操纵响应·····	(455)
第 9-9 节	前飞: 耦合运动方程·····	(461)
第 9-10 节	前飞状态纵向运动方程·····	(454)
第 9-11 节	前飞状态横-航向运动方程·····	(472)
第十章 初步设计		
第 10-1 节	引言·····	(479)
第 10-2 节	初步设计过程各阶段概述·····	(479)
第 10-3 节	旋翼·····	(482)
第 10-4 节	尾桨·····	(489)
第 10-5 节	水平安定面·····	(492)
第 10-6 节	垂直安定面·····	(“93)
第 10-7 节	机翼·····	(494)
第 10-8 节	推进系统·····	(494)
第 10-9 节	复合式直升机·····	(495)
第 10-10 节	重量估算·····	(495)
第 10-11 节	平衡·····	(497)
附录 A	样例直升机的特性 ·····	(500)
附录 B	现有直升机的物理参数 ·····	(512)
附录 C	大气圈线 ·····	(530)
附录 D	符号表 ·····	(531)
参考文献	·····	(533)

第一章 悬停飞行空气动力学

第1—1节 动量法

基础

悬停时的直升机也和其它物理系统一样都必须遵守物理的基本定律。其中有一条定如牛顿所说：“任何一种作用总存在一种大小相等方向相反的反作用。”直升机在悬停时，其作用是发出大小与直升机总重相等的旋翼拉力，而反作用则可用一团空气质量从止方很远处静止状态到旋翼下方尾流中有一定速度状态的加速情况来表示，见图 1.1 所旋翼的这些状态应遵循下列熟知的关系式：

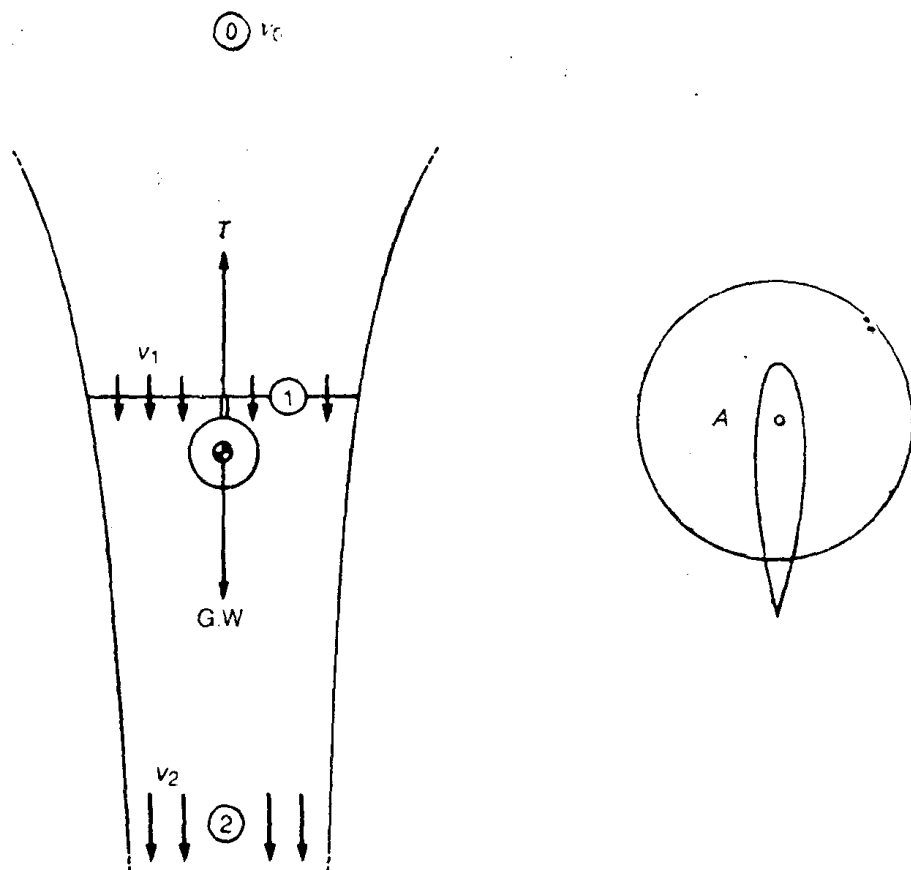


图 1.1 悬停旋翼附近的诱导速度

在以后的各个章节中，特用一些数字实例反复阐述理论。为此，定义了一架典型直升机，并称之为“样直升机”。有关这架直升机的特性数据列于附录A。——原注

$$\text{力} = (\text{质量}) (\text{加速度})$$

对于能使一团空气质量连续加速的旋翼这种系统来说，可以将方程写成：

$$\text{旋翼拉力} = (\text{每秒质量流量}) (\text{总的流速变化})$$

或

$$T = (m/\text{秒})(\Delta v)$$

诱导速度

拉力方程各项可对图 1.1 所示的流场加以研究求得。在该图中，所要探讨的三个区予编号：0 代表远离旋翼的上方区；1 代表旋翼平面区；2 代表远离旋翼下方充分发展尾流区。旋翼平面的每秒质量流量是：

$$m_1/\text{秒} = \rho v_1 A \quad \text{斯/秒}$$

式中， ρ 表示空气密度，单位斯/英尺³； v_1 表示旋翼平面的诱导速度； A 表示旋翼面积。0 号区和 2 号区之间总的速度增量 Δv ，

$$\Delta v = v_2 - v_0 \quad \text{英尺/秒}$$

因为远离旋翼上方的空气速度为零，所以总的速度增量是：

$$\Delta v = v_2 \quad \text{英尺/秒}$$

于是，旋翼拉力的表达式可写成：

$$T = \rho v_1 A v_2 \quad \text{磅}$$

这个求拉力的方程并不是很有用的。幸而， v_1 和 v_2 之间的关系式可由旋翼所消耗的能量速率与给予尾流的能量速率相等这一条件导出。因为旋翼及其尾流组成了一个封闭系统，这两个能量速率必然相等。旋翼所消耗的每秒能量 $E_R/\text{秒}$ 是：

$$E_R/\text{秒} = \text{力} \times \text{速度}$$

或

$$E_R/\text{秒} = T v_1 \quad \text{英尺} \cdot \text{磅/秒}$$

或

$$E_R/\text{秒} = \rho v_1^2 A v_2 \quad \text{英尺} \cdot \text{磅/秒}$$

每秒给予尾流的能量 $E_w/\text{秒}$ ，就是总的动能变化。因为远离旋翼上方没有动能，所以总的动能变化等于尾流远处的值：

$$E_w/\text{秒} = \frac{1}{2} (m_2/\text{秒}) v_2^2$$

尾流远处每秒质量流量 $m_2/\text{秒}$ ，与旋翼处的每秒质量流量 $m_1/\text{秒}$ 相同。这是由于连续的缘故，该定律也适用于由糖罐往外倒糖浆那样的情况。一旦流动形成了，尽管糖浆流动截面看来上边的比下边的大，每秒流到煎饼上的糖浆的量和糖罐口流出的是一样的。尾流内能量的公式可改写成：

$$E_w/\text{秒} = \frac{1}{2} (m_1/\text{秒}) v_2^2 \quad \text{英尺} \cdot \text{磅/秒}$$

或

$$E_w/\text{秒} = \frac{1}{2} \rho v_1 A v_2^2 \quad \text{英尺} \cdot \text{磅/秒}$$

此时，令上述两个能量速率相等，即得：

$$\rho v_1^2 A v_2 = \frac{1}{2} \rho v_1 A v_2^2$$

$$v_2 = 2v_1$$

就是说，尾流远处诱导速度等于桨盘处诱导速度的两倍。

求拉力的方程就变成：

$$T = 2\rho v_1^2 A \quad \text{磅}$$

理：果，旋翼平面处的诱导速度 v_1 为

$$v_1 = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad \text{英尺/秒}$$

律，
飞行
旋翼
示，
拉力 T 除以桨盘面积 A 等于桨盘载荷 D.L., 单位为磅/英尺²。求诱导速度的方程可

$$v_1 = \sqrt{\frac{1}{2\rho}} \sqrt{\text{D.L.}}$$

平面标准大气条件下，每立方英尺的空气密度 ρ 等于 0.002378 斯，于是

$$v_1 = 14.5 \sqrt{\text{D.L.}} \quad \text{英尺/秒}$$

$$v_2 = 29 \sqrt{\text{D.L.}} \quad \text{英尺/秒}$$

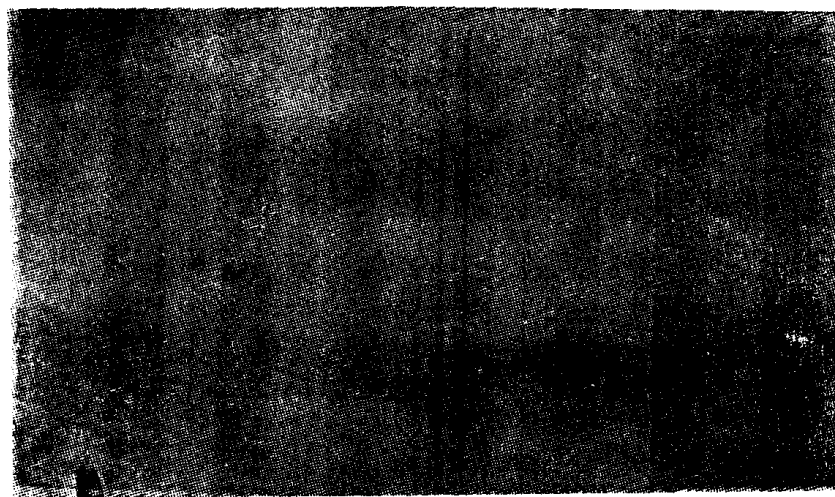


图 1.2 在尘土中悬停的 OH—6 直升机

Hill《一种战区之间和市区之间军民两用的垂直起落运输机研制方案》，24th AHS Forum,

录 A 所述的样例直升机，其设计总重为 20000 磅旋翼半径为 30 英尺。设旋翼拉总重，则桨盘载荷为 7.1 磅/英尺²，桨盘处速度为 39 英尺/秒，尾流远处速度为 78 秒或 46 海里/小时。为计算一副旋翼与另一副旋翼交叠的那种纵列式旋翼直升机的诱导度，在计算桨盘载荷时，只取净投影面积。同样，如果是共轴式直升机，只取单副旋翼

的桨盘面积。

诱导速度的影响

如果在尘、沙、雪或松软的地面上空悬停、那么悬停的直升机尾流诱导速度就会导致一些使用中的问题。桨盘载荷越大，尾流的所谓“矿砂开采”能力也就越强。直升机桨盘载荷在 $4\sim 12$ 磅/英尺² 这一范围，那么与之相应的尾流远处下洗流速范围为 $35\sim 58$ 海里/小时。即使流速很低，也足可以将尘砂或雪掀起，遮断飞行员的地面视野，见图 1.2 所示。如果桨盘载荷较大，砂砾就会被尾流卷起，并迫使它穿过旋翼和发动机进气道。

正在起吊载荷或正在引导飞行员精确着陆时，旋翼下洗流速太高也会给在悬停的直升机下面的工作造成困难。



图 1.3 悬停时旋翼模型的烟流试验研究

来源：Landgrebe：《直升机旋翼悬停性能和尾流几何形状特性的分析及试验研究》USAAMRDL TR71-24，1971年。

因此，可见桨盘载荷越大，使用中的问题越严峻。对于那种以非直升机方式悬停的飞机，由于采用的是螺旋桨或升力喷气发动机那样特别高的桨盘载荷装置，上述问题变得更加严峻，以致不得不限制只能在坚硬的有准备的场地起落。鉴于这些，有人可能会问：“为什么仍要采用大桨盘载荷？”答案是，桨盘载荷大了就可以设计出空重小，结构紧凑的直升机，而这种直升机有着非常广泛的用途。

悬停时，旋翼诱导速度的另一个影响是，在机身以及任何其它位于旋翼下方的部件上都会产生一个向下载荷。约在旋翼半径的 $1/4$ 处旋翼尾流就从旋翼直径收缩到差不多其远处尾流大小，如图 1.3 所示，该图是利用烟流显示而得的。对于大多数直升机，机身被认为浸没在远处尾流中并受到下洗的充分影响。作用在机身上的向下载荷或垂直阻力可按下列阻力的标准方程计算

$$D = C_D q S$$

远处尾流的动压 q_2 ，与旋翼桨盘载荷相等。这一说法可以通过下列关系式得到证实，

$$v_2 = 2v_1 = 2\sqrt{\frac{D.L.}{2\rho}}$$

和

$$q_2 = \frac{1}{2} \rho v_2^2$$

因此

$$q_2 = \frac{1}{2} \rho \left(2\sqrt{\frac{D.L.}{2\rho}} \right)^2$$

或

$$q_2 = D.L. \text{ 磅/英尺}^2$$

对于在远处尾流中所有的直升机部件来说，设有效阻力系数为 0.3，可求得向下载荷的第一次估算值。（在第四章中将介绍一个较精确的计算程序）。按照这个估算值，垂直阻力 D_v 为：

$$D_v = (0.3)(D.L.)(\text{所有受尾流影响的部件的投影面积})$$

通常把垂直阻力表示为总重的几分之几更方便：

$$\frac{D_v}{G.W.} = \frac{(0.3)(D.L.)(\text{投影面积})}{(D.L.)(\text{桨盘面积})}$$

或

$$\frac{D_v}{G.W.} = \frac{(0.3)(\text{投影面积})}{\text{桨盘面积}}$$

样例直升机的投影面积为 380 英尺²，桨盘面积为 2827 英尺²。于是，向下载荷为总重的 4%。支持悬停直升机及克服其垂直阻力的需用旋翼拉力为：

$$T = \left(1 + \frac{D_v}{G.W.} \right) G.W.$$

理想功率

为产生旋翼拉力而需用的最小或理想功率可按每秒消耗在旋翼上的能量这一动量关系来确定：

$$E_R/\text{秒} = (\text{力})(\text{速度}) = T v_1 \text{ 英尺} \cdot \text{磅/秒}$$

（为 1 马力相当于 550 英尺·磅/秒，所以理想功率为：

$$\text{h.p.} = \frac{T v_1}{550}$$

$$\frac{T v_1}{550}$$

$$h.p.i = \frac{T \sqrt{\frac{D.L.}{2\rho}}}{550}$$

在海平面条件下, 理想功率是:

$$h.p.i = \frac{T \sqrt{D.L.}}{38}$$

从上述方程可以看出, 对于给定的旋翼拉力, 桨盘载荷越大, 需用功率也就越大。在直升机发展早期, 那时动力装置比较重, 设计师们采用2~3磅/英寸²低桨盘载荷来尽量减小需用功率。自从有了轻型涡轮发动机之后, 就有可能不太强调低功率的要求, 而强调设计结构重量轻的紧凑的直升机了。基于这一理由, 几年来桨盘载荷一直稳步地增长到了 10~12磅/英寸², 这对那些不必靠近松软地面飞行的直升机来说, 是可行的。

悬停效率

由动量关系推导出来的理想功率是理想化的桨盘的旋翼需用功率, 而不考虑实际桨叶的阻力。在这个意义上, 理想功率类似于定翼机机翼的诱导阻力。事实上就是通常所谓的诱导功率。当然, 实际功率要比诱导功率或理想功率高。诱导功率与实际功率之比称为悬停效率 (F.M.):

$$F.M. = \frac{\text{诱导功率}}{\text{实际功率}}$$

以后将会证明, 悬停效率的值是旋翼几何形状和旋翼工作状态的函数。常规直升机旋翼的旋翼塔试验证实, 最大的悬停效率在实践中可达 0.75~0.80。

悬停需用功率的初步近似

实际功率等于诱导功率除以悬停效率:

$$h.p.a = \frac{h.p.i}{F.M.} = \frac{T \sqrt{\frac{D.L.}{2\rho}}}{550(F.M.)}$$

在海平面高度, 上式就变成:

$$h.p.a = \frac{T \sqrt{D.L.}}{38(F.M.)}$$

将上述方程重新改写后, 可得出功率载荷, 单位为磅/马力:

$$\frac{T}{h.p.a} = \frac{38(F.M.)}{\sqrt{D.L.}}$$

设悬停效率为 1.0、0.8 和 0.6 分别对应于理想旋翼、良好的实际旋翼和普通旋翼, 可把上述方程画成曲线, 见图 1.4 所示。(注: 悬停效率低不一定说明旋翼设计不好, 却往往说明这是按大速度飞行来设计的旋翼而不是在最佳悬停条件下工作) 从图 1.4 可以看出, 大功率载荷与低桨盘载荷和高悬停效率是一致的。该曲线图可用来求悬停需用功率的初步近似解。样例直升机的桨盘载荷为 7.1磅/英尺², 如果设这副直升机旋翼的悬停效率为 0.8

那么功率载荷为 11.4 磅/马力；既然直升机重量为 20000 磅，那么旋翼需用功率就为 1760 马力。如果旋翼半径为 40 英尺而不是 30 英尺，桨盘载荷将等于 4.0 磅/英尺²，需用功率只有 1320 马力；但尾梁必须还要增长 10 英尺，以便在旋翼和尾桨之间留有一定间隙。同时机头也必须长一些，以便平衡尾梁。结果，需用功率减小，代价是结构重量增加和总的尺寸较大，也许不会增加有效载荷能力。在一架新的直升机的初步设计阶段，工程人员要尽很大的努力来进行这种反复考虑，做出决断。

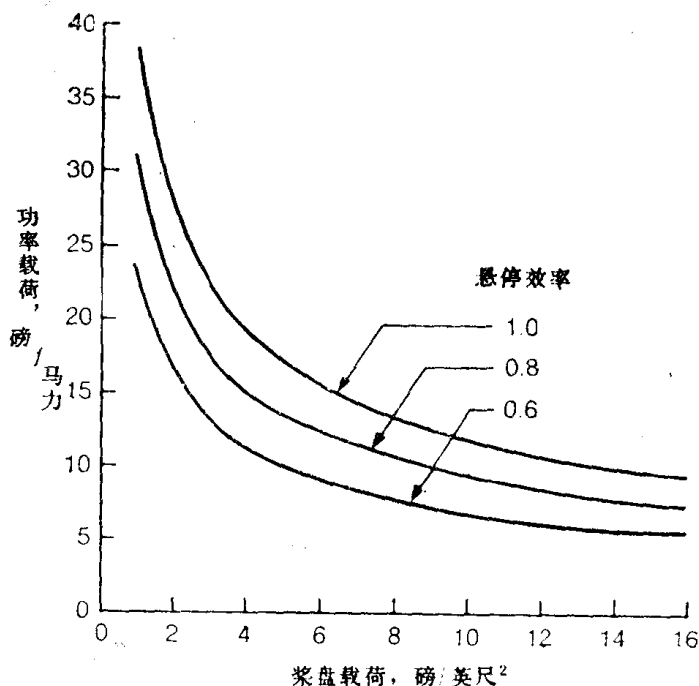


图 1.4 桨盘载荷对功率载荷的影响

第1—2节 叶素法

叶素上的升力

动量法使人较多地了解旋翼和尾流的工作情况，但却不能处理拉力的实际生成，即那些单个叶素上的升力。翼型升力机理在飞机空气动力学教科书中已有解释，而对机翼剖面的解释也恰好适用于旋翼桨叶叶素。

叶素的几何形状如图 1.5 所示。叶素是一小段桨叶，至旋转中心的距离为 r ，沿展向的尺寸为 Δr 。这一叶素上的升力增量 ΔL 为：

$$\Delta L = q c_l c \Delta r$$

当地动压 q 是叶素旋转速度的函数。这一速度在旋转中心为零，并朝桨尖方向呈线性递增。表达这一速度，最方便的办法是采用每秒弧度的转速 Ω 。叶素的当地速度 V_e 是：

$$V_e = \Omega r \text{ 英尺/秒}$$

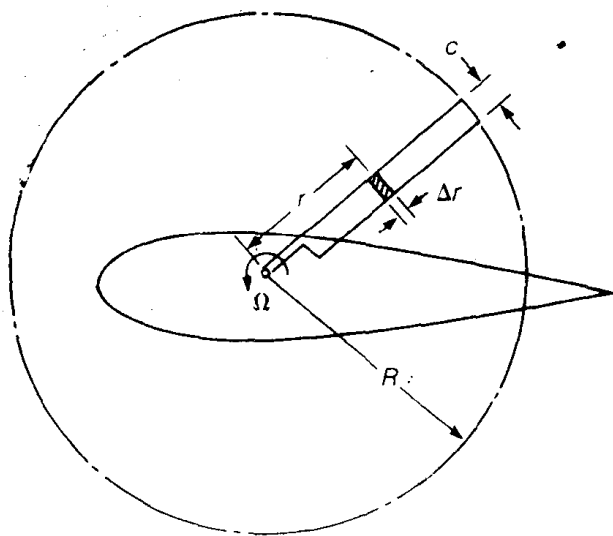


图 1.5 叶素的几何形状

叶素的当地动压 q 为：

$$q = \frac{1}{2} \rho (\Omega r)^2$$

当地升力系数 c_l 可写成

$$c_l = a\alpha$$

式中 α 是以弧度计的当地迎角， a 是每弧度的升力线斜率。因为将来用的是包括诱导效应的实际迎角，所以正确的升力线斜率是对应于二维叶型的。低马赫数常规叶型的升力线斜率近似等于每度 0.10 或每弧度 5.73。升力线斜率值随马赫数的增加而稍有增加。对进行这种简单的旋翼分析来说，此值可假设为 6.0。

当地迎角可按桨叶的几何安装角 θ 、当地入流角 ϕ 来确定，如图 1.6 所示。

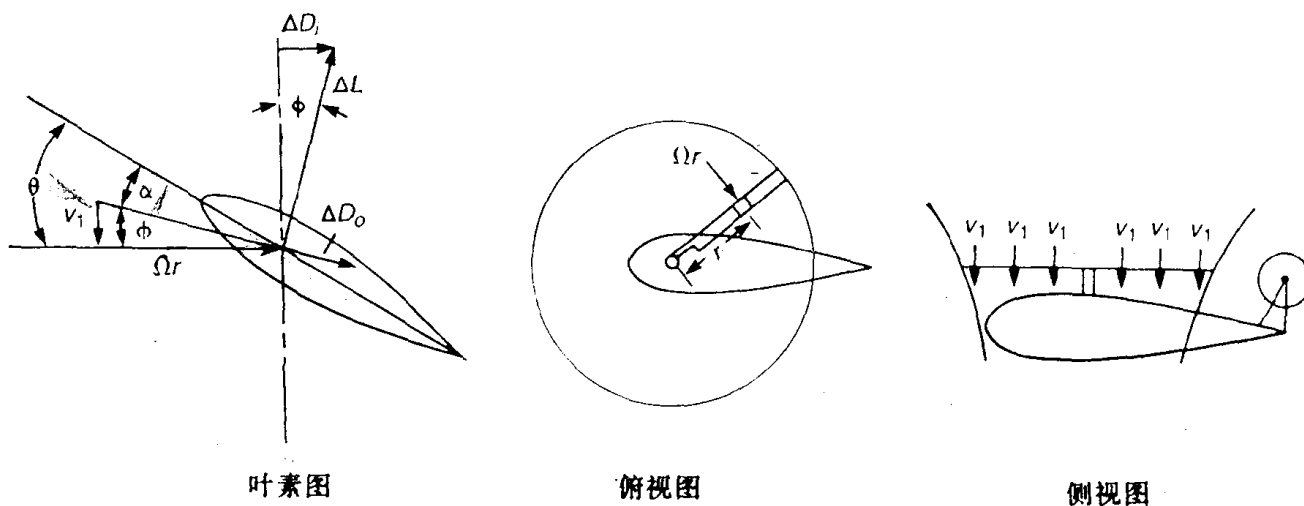


图 1.6 叶素各参数的定向和当地速度

在桨尖处，桨尖速度 V_T 是：

$$V_T = \Omega R \text{ 英尺/秒}$$

现代直升机所选定的桨尖速度大小是使前飞时前行桨叶不会遇到压缩性效应。有关压缩性效应将在第三章中加以详细论述。这里，只说明旋翼以及尾桨两者的桨尖速度都在 500~800 英尺/秒这一范围内就够了。由于桨尖速度被限定在这一相当狭窄的范围内，通常用桨尖速度而不用转/分作为参数来衡量旋翼速度，更便于进行旋翼空气动力学的研究。转/分的变化随旋翼尺寸的改变是很宽的。注意到：

$$\Omega R = \frac{2\pi R}{60} (\text{转/分}) = (\text{旋翼周长})(\text{转/秒})$$

$$\alpha = \theta - \phi$$

入流角 ϕ 由两个相互垂直的速度 Ωr 和 v_1 所定义, 即

$$\phi = \tan^{-1} \frac{v_1}{\Omega r}$$

如果 ϕ 小于 10° (适用于大多数旋翼), 则可采用小角度假设:

$$\phi = \frac{v_1}{\Omega r} \text{ 弧度}$$

于是, 当地迎角为:

$$\alpha = \theta - \frac{v_1}{\Omega r} \text{ 弧度}$$

和

$$c_l = a \left(\theta - \frac{v_1}{\Omega r} \right)$$

叶素上的升力增量为:

$$\Delta L = \frac{\rho}{2} (\Omega r)^2 a \left(\theta - \frac{v_1}{\Omega r} \right) c \Delta r$$

拉力积分

整个桨叶上的升力是从旋翼中心到桨尖所有叶素上升力的积分。为了进行积分简便, 可设桨叶具有理想扭转。大多数直升机桨叶的扭转是桨尖的安装角比桨根的小, 最普通的扭转为线性的, 即

$$\theta = \theta_0 + \frac{r}{R} \theta_1 \quad \text{扭角}$$

式中 θ_0 是设想延伸到旋转中心的桨叶安装角, θ_1 是旋转中心到桨尖之间的扭转角或称外洗角 (washout)。目前, 线性扭转角的值采用 $-5^\circ \sim -16^\circ$ 。对于用理想扭转代替线性扭转的桨叶, 当地安装角的大小为:

$$\theta = \frac{\theta_1}{r/R}$$

式中 θ_1 为桨尖安装角。具有 -10° 线性扭转的桨叶和具有理想扭转的桨叶, 对于大致相同的旋翼升力, 两者安装角的曲线见图 1.7 所示。后面将证实, 理想扭转比任何其它扭转都可以使旋翼获得较好的性能, 但与线性扭转相比较, 理想扭转使旋翼性能改善的幅度不是很大。实际的直升机桨叶由于制造上的方便都用线性扭转, 以代替理想扭转。不过, 为易于分析起见, 这里的推导中仍假设为理想扭转, 线性扭转随后加以说明。

入流角在前面已表示为:

$$\phi = \frac{v_1}{\Omega r}$$

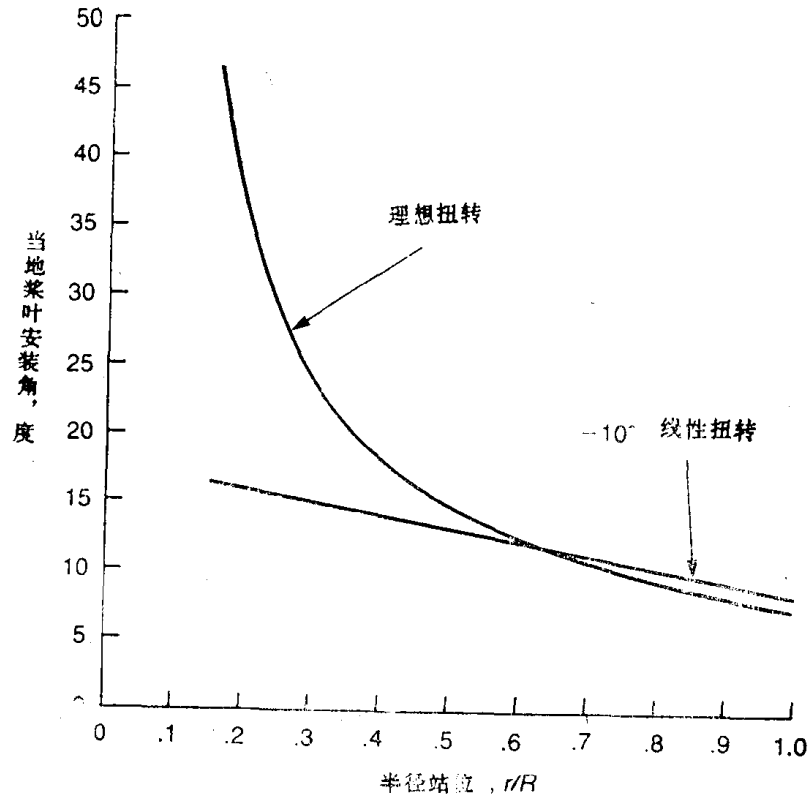


图 1.7 桨叶理想扭转和线性扭转

上述方程可改写成:

$$\phi = \frac{v_1}{\Omega R} \frac{R}{r} = \frac{\phi_i}{r/R}$$

式中的 ϕ_i 为桨尖处入流角。将以上求 θ 和 ϕ 的方程代入求叶素升力方程, 可得出:

$$\Delta L = \frac{\rho}{2} (\Omega r)^2 a \left(\frac{\theta_i}{r/R} - \frac{\phi_i}{r/R} \right) c \Delta r$$

或

$$\frac{\Delta L}{\Delta r} = \frac{\rho}{2} \Omega^2 R a c (\theta_i - \phi_i) r$$

式中 $\Delta L / \Delta r$ 表示沿桨叶展向每英尺的升力, 相对于桨叶站位是简单线性的 (或三角形) 升力分布。桨叶上的总升力等于三角形面积:

$$L = \frac{\rho}{2} \Omega^2 R a c (\theta_i - \phi_i) \int_0^R r dr$$

于是, 每片桨叶的升力为:

$$L = \frac{\rho}{2} \Omega^2 R^2 a c R \left(\frac{\theta_i - \phi_i}{2} \right)$$

总的旋翼拉力等于每片桨叶的升力乘以桨叶片数 b :

$$T = bL = -\frac{\rho}{2}(\Omega R)^2 bcRa \left(\frac{\theta_i - \phi_i}{2} \right)$$

值得注意的是，上述方程与下列求飞机机翼升力的方程相似：

$$L_w = \frac{\rho}{2} V^2 S a \alpha$$

就旋翼来说， $(\rho/2)(\Omega R)^2$ 是以桨尖速度为基准的动压， bcR 是总的桨叶面积， a 是叶型升力线斜率， $(\theta_i - \phi_i)/2$ 是有效迎角。

无因次系数

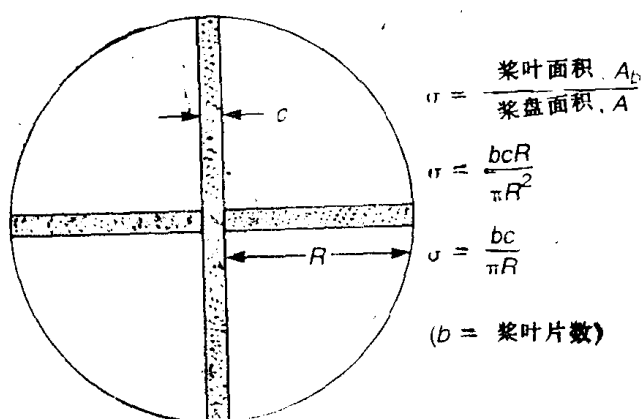


图 1.8 实度的图解

在进行更深一步分析以前，引进无因次系数概念是适时的。正象飞机空气动力学家做的那样，直升机空气动力学家也发现跟无因次系数打交道最方便，用无因次系数以同旋翼尺寸无关的形式来定义旋翼特性。为此，NASA 使用的下列系统将得到采纳：

$$\text{拉力系数, } C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2}$$

$$\text{力矩系数, } C_Q = \frac{Q}{\rho A (\Omega R)^2 R}$$

$$\text{功率系数, } C_P = \frac{P}{\rho A (\Omega R)^3}$$

这组系数的一个方便之处是力矩和功率系数在数值上是相等的。这可以用下列求功率 P (单位为英尺·磅/秒) 的方程来表明：

$$P = Q\Omega$$

将上述代入求 C_P 的方程，得：

$$C_P = \frac{Q\Omega}{\rho A (\Omega R)^3} = \frac{Q}{\rho A (\Omega R)^2 R} = C_Q$$

注意，每个上述旋翼系数的参考面积是桨盘面积 A 。通常希望以桨叶面积为基准而不以桨盘面积为基准来使用这些系数。为此，定义旋翼实度为：

$$\sigma = \frac{\text{总的桨叶面积}}{\text{桨盘面积}}$$

如图 1.8 所示，实度是桨盘面积中由桨叶构成实体的大小：