



直升机是一种由一个或多个水平旋转的旋翼提供向上升力和推进力而进行飞行的航空器。直升机具有大多数固定翼航空器所不具备的垂直升降、悬停、小速度向前或向后飞行的特点。

### 1.1 直升机概述

#### 1.1.1 直升机的种类

如图 1-1 所示,直升机的种类大致分为以下几类。

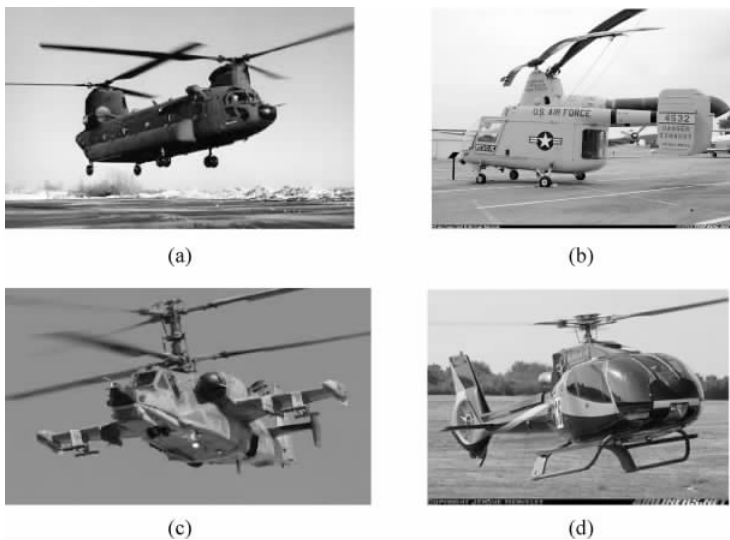


图 1-1 直升机的种类

(a) 双桨纵列式直升机; (b) 双桨横列式直升机; (c) 共轴反桨式直升机; (d) 单旋翼直升机

##### 1. 双桨纵列式直升机

这种直升机具有两个主旋翼轴,分别安装在机身的前端和后端,两个旋翼轴的叶片转动方向相反,其反扭矩互相抵消。

##### 2. 双桨横列式直升机

这种直升机同样有两个主旋翼轴,安装在机身两侧,两旋翼转动不一定互相啮合,且带

一定角度。

### 3. 共轴反桨式直升机

这种直升机两个主旋翼上下安装在同一个主轴上,由一台或两台发动机驱动。两个主旋翼转动方向相反,可以互相抵消反扭矩,使机身不随旋翼转动。

### 4. 单旋翼直升机

最常见的直升机只有一个主旋翼轴系统,另外在机身后部与主旋翼不同平面内安装一尾桨系统用于平衡因主旋翼转动引起的反扭矩,同时尾桨还可以用于实现直升机的方向操纵。

## 1.1.2 直升机类型的比较

双桨纵列式直升机的优点是迎风面积小,阻力小,飞机重心范围大,有效载荷可平均分配到两个主旋翼上。缺点是后主旋翼由于可能受前主旋翼气流影响而使升力效率减小,解决办法是将后主旋翼的安装平面升高。其他的缺点与横列式相同。

双桨横列式直升机的优点是前飞时功率损失小。缺点是迎风面积大,阻力大,结构重量增加,传动和操纵复杂。

共轴反桨式直升机由于两个主旋翼转动方向相反,可以互相平衡反扭矩;另外由于采用的是两个主旋翼,从而减小了主旋翼桨叶的尺寸。缺点是结构和操纵变得相当复杂,使重量增加。

单旋翼直升机是最常见的直升机,它的主要优点是设计和制造简单,只需一套操纵系统和减速传动系统。但需要安装尾桨来平衡主旋翼产生的反扭矩,且尾桨还要消耗一定的功率(通常悬停时占8%~10%,平飞时占3%~4%)。另一个缺点是尾桨安装在远离飞行员的后部,存在受地面障碍物影响和容易伤人的危险性。近年来涵道尾桨和NOTAR装置的应用大大改善了上述两个缺点。

## 1.1.3 直升机与固定翼飞机的比较

直升机与固定翼飞机相比有着许多根本性的不同点,其中主要的不同之处是4个基本力中的升力、推力和阻力的产生方法不一样。

两种航空器都必须有能够在空气中运动的机翼才能产生升力。固定翼飞机的机翼与机身安装在一起,因此要想使飞机起飞必须使整个飞机运动以产生足够的速度。升力由运动的翼型产生,要改变升力的大小,则必须改变翼型与相对气流之间的攻角。在固定翼飞机上,要想实现改变攻角必须通过改变机身沿横轴的俯仰角的大小。而直升机升力的大小可通过改变主桨叶的迎角来实现,不必改变机身的姿态。

固定翼飞机的推力是由螺旋桨拉力或发动机喷气产生的。而直升机前飞的推力是主旋翼产生的升力的向前分量。

## 1.1.4 术语

以下是经常要用到的主要技术术语。

桨盘面积(disc area): 桨叶转动时叶尖形成的圆周面积。

叶尖旋转平面(tip path plane): 所有桨叶转动时叶尖形成的平面。

桨盘负载(disc loading): 直升机起飞重量与桨盘面积的比值。

叶片负载(blade loading): 直升机起飞重量与所有叶片面积和的比值。

桨盘固态性(disc solidity): 所有桨叶的面积和与桨盘面积的比值,也称旋翼实度。

变距(feathering): 改变桨叶角以改变桨叶攻角,使桨叶绕轴向关节转动。

挥舞(flapping): 在升力的作用下桨叶绕水平关节的垂直运动。

摆振:(dragging): 在阻力作用下桨叶绕垂直关节的水平运动,也称阻尼。

垂直飞行(vertical flight): 直升机在垂直方向的上升和下降,由总距杆操纵。

转换飞行(translational flight): 除垂直方向以外任何方向的飞行,由周期变距杆操纵。

过渡飞行(transient flight): 从悬停状态转变成转换飞行状态的过渡期间的飞行。

升力不对称性(dissymmetry of lift): 在某些飞行姿态下桨叶产生的升力不对称。

相位滞后(phase lag): 是指当有一个外力(改变桨叶角)作用到桨叶上时,桨叶的挥舞效应将沿着转动方向滞后  $90^\circ$  才出现,这种现象也叫陀螺进动性。

桨叶前缘(leading edge): 是指整个翼型中最先与气流相接触的部分。

桨叶后缘(trailing edge): 是指翼型中逐渐收敛的锥形部分能使气流流过翼型表面产生流线型效应的点。

翼型的弦线(cord line): 是一条假想的从翼型的前缘点到后缘点的连线,它用作测量翼型角度的基准线。

攻角(angle of attack): 也叫迎角(angle of incidence),是指翼型的弦与相对气流之间的夹角。

桨叶角:(pitch)是指桨叶翼型的弦与桨毂旋转平面之间的夹角,也称作变距角或安装角。

## 1.2 升力和阻力

### 1.2.1 升力的产生

普遍认可的升力产生的理论是伯努利(Bernoulli)的能量守恒定律,即气流的动能和势能(压力能)的和保持不变。

当翼型在空气中运动时,相对气流与其接触将改变方向,当气流流过翼型上表面时气流加速,根据伯努利的能量守恒定律,气流的加速将引起压力的减小,而流过下表面的气流则压力增大,下表面的压力大于上表面的压力,这个压力差将使得翼型向着压力差的方向运动,这个压力差就是翼型产生的气动力,它可以用一个合力来代替。这个合力作用在弦线上,其作用点被称做压力中心。图 1-2 是对伯努利理论的解释。

合力可以分解成两个分量:一个是升力,方向垂直于运动方向,用于承受航空器的重量;另一个是阻力,方向平行于运动方向,是航空器的总阻力的一部分。翼型不仅产生升力,也产生阻力,但升力通常比阻力大得多。图 1-3 是翼型气动力的分解图。

压力差即合力随着翼型攻角的增大而增大,直到失速攻角。在失速攻角下,翼型上表面气流出现紊流,气流与翼型上表面开始分离,流速下降,整个翼型产生的升力急剧下降,阻力迅速增大。

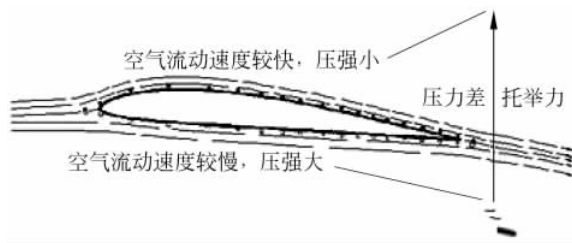


图 1-2 伯努利原理解释升力的产生

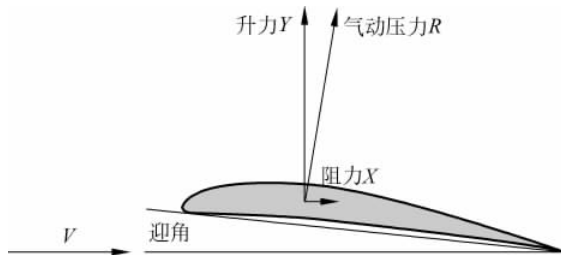


图 1-3 翼型气动力的分解

相对气流是指作用在翼型上的所有产生升力的气流的总和。在受力分析图中相对气流通常以矢量的形式来表示,也就是说,它既有大小,也有方向。

升力的大小的计算通过下面的公式来进行:

$$L = \frac{1}{2} C_l \rho V^2 S$$

式中:  $L$ ——升力;

$C_l$ ——升力系数,是指在给定状态下翼型能够产生升力的能力,升力系数的大小主要取决于翼型横截面的形状和攻角;

$\rho$ ——空气密度,  $\text{kg}/\text{cm}^3$ ;

$V$ ——气流速度,在公式中气流速度  $V$  是以平方的形式出现的,也就是说,如果其他因素保持不变,升力的大小将随着速度的平方比而变化;

$S$ ——翼型的表面积,对于直升机桨叶来说是一个常数。

### 1.2.2 阻力的产生

任何物体在空气中运动都将产生阻力,这是因为空气作为一种流体具有粘性,可以阻碍物体的运动,由此产生阻力。对于直升机来说,阻力主要有以下几种形式。

#### (1) 型阻(form drag)

由机身的整体外形产生,良好的机身外形可以减小但永远不能消除这种阻力。

#### (2) 废阻(parasite drag)

由机身的外部附件如起落架、浮筒、外挂副油箱等产生,安装不正确的面板、受腐蚀的前缘等也会产生废阻。

#### (3) 翼型阻力(rotor profile drag)

由桨叶在空气中转动产生。桨叶角越大,阻力越大;桨叶角越小,阻力越小。

#### (4) 诱导阻力(induced drag)

当旋翼转动时,因桨叶的作用空气被诱导向下流过主桨毂,空气的流动产生反作用力,这种阻力叫做诱导阻力。诱导阻力在直升机悬停时最大,因为此时空气相对飞机没有运动;当直升机处于飞行状态时,空气与飞机有相对运动,诱导阻力减小。

#### (5) 激波阻力(wave drag)

高速飞行时,前进桨叶的叶尖处有可能产生激波。气流撞击到激波,将失去速度并改变方向,使得压力、密度和温度突然增大。这意味着能量的损失,需要更多的发动机功率来驱动旋翼。这种阻力是由激波产生的,叫激波阻力。解决的办法通常是采用后掠式或低厚度/弦长比的翼尖罩,延缓气动压缩效应和激波的形成。

上述各种阻力作用于直升机和其旋翼系统,阻力的综合效应称做总阻力,在水平飞行状态,阻力的作用方向与推力相反,当飞行速度增加时,阻力也增加。阻力与推力相等时,直升机处于匀速运动状态。

阻力的作用方向永远与速度方向相反,大小与飞行速度的平方成正比。

### 1.2.3 直升机翼型的选择

#### 1. 翼型

升力是由翼型产生的,翼型可以有不同的形状和尺寸,但产生升力的原理是一样的,且翼型都有弯曲的表面和逐渐收敛的后缘。

翼型有对称翼型和非对称翼型。翼型弯曲的程度叫翼型的弯度,所谓大弯度翼型是指一个翼型的上表面的弯曲程度远大于下表面的弯曲程度。

图 1-4 和图 1-5 分别为对称翼型和非对称翼型。

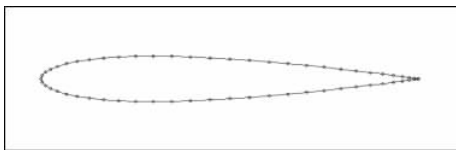


图 1-4 对称翼型

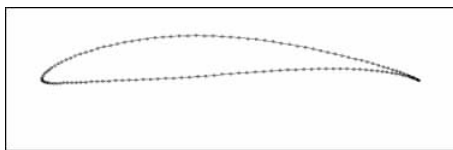


图 1-5 非对称翼型

#### 2. 直升机桨叶翼型的选择

比较常用的直升机桨叶翼型是对称翼型,这种翼型的特点是上下两部分完全对称。这种翼型具有高升阻比的特点,即在允许的速度范围内从翼根到翼尖能够产生较大的升力,同时阻力较小。

但选择对称翼型的主要理由是它具有稳定的压力中心。压力中心是指升力在翼型弦线上的作用点,在固定翼飞机机翼的翼型上,随着攻角的变化,压力中心沿着弦线移动,这对于固定翼飞机来说问题不大,因为它的尾翼可提供纵向稳定性。而对于直升机的主桨叶来说则是不可接受的,因为直升机上桨叶的攻角在飞行中是在不停地变化的,压力中心的不停移动将引起桨叶的扭转而使桨叶应力增加,同时给飞行员带来额外的操纵要求。

对称翼型的压力中心的作用点与弦线的重心和变距轴基本重合,因此随着攻角的变化压力中心作用点位置保持基本不变,这样可以减轻飞行员的操纵负担。

## 1.2.4 主旋翼

### 1. 主旋翼

当旋翼转动时,每片桨叶都将产生升力,为了画受力图和受力分析的方便,我们把每片桨叶产生的升力合成为一个力,这个力作用在桨叶叶尖旋转平面的中心,且垂直于这个平面,这个力叫做旋翼有效力,也叫旋翼总空气动力,见图 1-6。

旋转的主桨叶在升力作用下,绕水平关节向上挥舞,图 1-7 中的主桨叶形成一个倒锥体,桨叶与桨毂旋转平面之间的夹角叫做锥体角,它的定义是桨叶的展向中心线与桨叶叶尖平面之间的夹角。

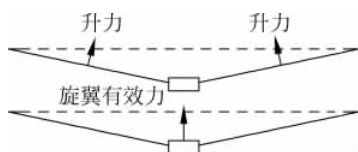


图 1-6 旋翼有效力

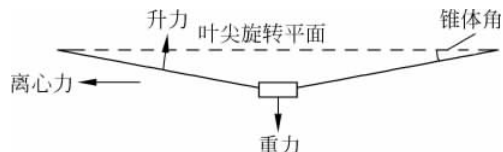


图 1-7 旋翼锥体角

锥体角的大小在任何给定状态下与下列 3 个因素有关。

- (1) 升力: 升力越大,锥体角越大。
- (2) 离心力: 桨叶转动速度越大,桨叶产生的离心力越大,桨叶将越远离桨毂,因此锥体角越小。
- (3) 直升机重量: 重量越大,桨叶必须产生越大的升力,因此重量的增加将增加锥体角。

实际上,在飞行中,直升机的重量在短时间里不会有明显的改变,因此对锥体角的影响不会明显。

主桨叶是一个巨大的旋转质量体,在实际飞行中其转动速度基本保持不变,因此桨叶产生的离心力在整个飞行中也基本保持不变。

因此在飞行中只有升力是一个影响锥体角的大小的可变因素,在不同的飞行状态下,要想保持旋翼转速不变,改变发动机的功率必然会引起旋翼有效力的变化。

### 2. 主桨叶

由于桨叶是在不断转动的,桨叶的速度和相对气流的速度沿着桨叶的叶根到叶尖是逐渐增大的。根据升力公式,桨叶产生的升力的大小取决于攻角和相对气流的速度,因此桨叶上的升力从叶根至叶尖也是逐渐增大的,升力图形如图 1-8 所示。这种情况将造成桨叶上产生不必要的弯曲负载。

平衡桨叶翼展方向升力的方法有以下两种。

(1) 锥形桨叶: 将桨叶做成锥形,使得翼型的弦线长度从叶根至叶尖逐步减小,桨叶表面积也因此逐步减小,根据升力公式,面积的减小将使升力减小而达到沿叶片展向升力的均衡。

(2) 扭转桨叶: 将桨叶角从叶根至叶尖设计成下洗,即桨叶角逐步减小,则攻角也逐渐减小,升力图形如图 1-9 所示。

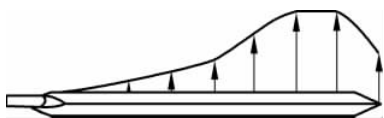


图 1-8 桨叶上升力的分布

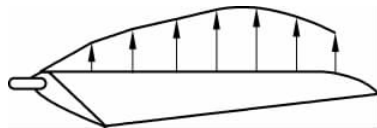


图 1-9 扭转桨叶的力的分布

现代直升机的主桨叶同时采用了上述两种方法,例如西科斯基(Sikorsky)公司的桨叶的下洗角(扭转角)一般为 $7^\circ$ 。

## 1.3 悬停和地面效应

### 1.3.1 垂直飞行

直升机的一个重要特点是具有垂直上升和下降的能力,不需要跑道起飞,而且降落场地的限制条件也不用那么高,如海上钻井平台、丛林中的空地等均可降落。

如前所述,旋翼有效力的作用点在桨盘的中心,作用方向与叶尖旋转平面垂直。

如果所有桨叶的桨叶角同时且等量增加,每片桨叶产生的升力将增加,旋翼有效力的大小将增加,当旋翼有效力增大到大于直升机的重力时,直升机将垂直上升。

通过主桨叶桨叶角的同时等量变化获得垂直飞行被称作变总距,驾驶员实现变总距的方式是通过总距杆来实现的。总距杆通常位于驾驶员位置的左侧,操纵遵循自然法则,即提起杆飞机上升,放下杆飞机下降。

如果在飞行中旋翼有效力减小至小于直升机的重力,则直升机垂直下降。

直升机垂直飞行时的受力如图 1-10 所示。

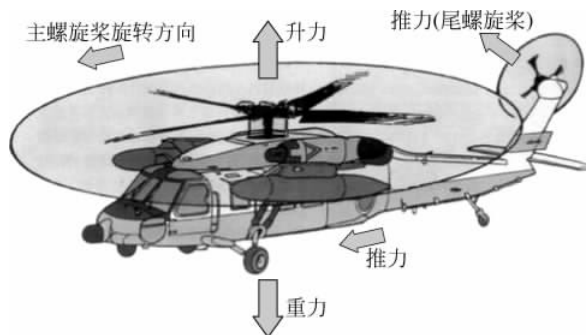


图 1-10 直升机垂直飞行时的受力

### 1.3.2 油门内联装置

当总距杆提起或放下时,桨叶与相对气流的迎角将发生变化,作用在桨叶上的阻力也将改变,增加桨距,桨叶迎风面积增大,阻力增加,如果没有任何补偿措施的话,桨叶转速将减小,升力的增加将被抵消而随之减小。因此当提起总距杆时应提供额外的功率以保持旋翼

转速不变,反之亦然。为实现这种补偿,直升机设计时将总距杆与发动机供油进行内部连接,当提起总距杆时自动增加油门提供额外功率,放下总距杆时油门自动减小以减小功率输出。

图 1-11 所示的是油门内联装置的示意图,图中总距杆前端的油门手柄即可实现功率的补偿,同时该手柄还可在发动机起动或关车时用于打开和关断油门,油门的操纵不受总距杆位置的影响。

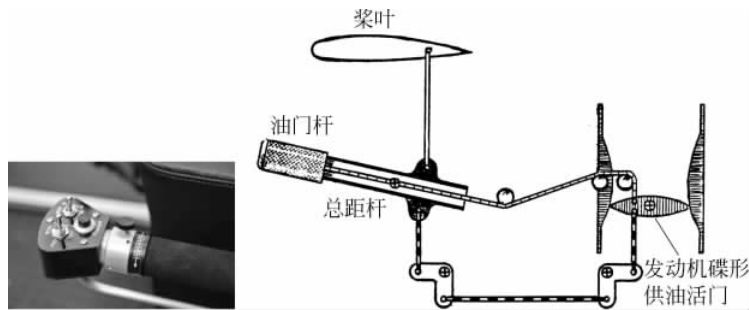


图 1-11 油门内联装置

燃气涡轮发动机的控制原理相同,最典型的例子是装有 PT6 系列发动机的直升机,燃气涡轮的转速由油门手柄控制,油门手柄的位置直接对应燃气涡轮转速( $N_g$ )调节器,当总距杆提起或放下时,输入一个信号到自由涡轮转速( $N_f$ )调节器以保证  $N_f$  和旋翼转速  $N_r$  恒定。

现代一些直升机的发动机采用燃油电子调节器,总距杆位置信号通过预调器以电子信号的形式传递给电子控制装置,预调器与总距杆以机械形式连接。

### 1.3.3 悬停和地面效应

当旋翼升力大于直升机重力时,直升机将垂直上升,如果上升到一定高度而减小旋翼升力使之与重力大小相等、方向相反时,直升机将停止上升,这种飞行状态叫做悬停。

只要旋翼能够产生足够的升力来平衡飞机重力,直升机可在任何高度下悬停。

当直升机在较低的高度悬停,即非常接近地面时,这时的状态可以产生地面效应(见图 1-12)。这是由于桨叶叶尖处空气速度较大,形成一道从叶尖至地面的气帘,主旋翼转动带来的下洗气流将被集中在桨盘和机身下方,相对增大了主桨下部空气的密度,由升力公式可知,密度增加,升力增大,产生地面效应。因此由于地面效应的作用,升力增大,保持悬停所需的功率也就减小。

地面效应的最大有效高度大约等于旋翼直径的一半,随着高度逐渐增大至旋翼直径,地面效应逐渐减小直至完全消失。

地面效应的另一个名称叫做地面气垫,当直升机从悬停转成前飞状态时,由于主桨平面的前倾使得高密度空气向后移动,直升机必须增加功率以补偿因地面效应减少而带来的升力的降低。



图 1-12 地面效应

## 1.4 过渡飞行和转换飞行

### 1.4.1 过渡飞行

过渡飞行是指直升机从悬停状态转变成转换飞行状态之间的过程。要实现这个转变, 首先应使主桨旋转平面向着需要飞行的方向倾斜, 由于旋翼有效力与叶尖旋转平面相垂直, 因此旋翼有效力也将向着同方向偏转。这样将破坏升力和重力之间在悬停时的平衡状态, 如图 1-13 所示。将两个力按照力的合成法则进行合成, 得到如图 1-14 所示的合力。图 1-14 中, 升力和重力的合力目前没有与其相平衡的力, 直升机将沿着合力的方向运动, 这个合力叫做推力。

从图 1-14 还可以看出, 由旋翼有效力偏转产生的合力的作用方向并不是水平的, 而是略向下倾斜, 若不作修正, 直升机因失去地面效应, 在前飞的同时还将下降高度, 其下降速率会迅速增加。同时旋翼旋转平面倾斜后, 推力的大小取决于桨盘倾斜的角度。倾斜角越大, 推力越大, 同时升力将越小。也就是说, 当推力增加时, 必须增大旋翼有效力才能保持足够的升力来平衡飞机的重力。

为弥补上述现象, 应增大旋翼有效力使合力方向成水平, 从实际操纵上来说, 应提总距杆增加发动机的功率输出, 这样可以使直升机保持水平飞行。我们也可以理解为在过渡飞行阶段, 直升机旋翼旋转平面应向所需飞行的方向倾斜, 同时提总距杆增加发动机功率, 使得旋翼有效力偏转且增大(见图 1-15), 它的一个垂直分量是升力, 且与重力平衡, 另一个水平分量可以使直升机进入水平飞行状态。



图 1-13

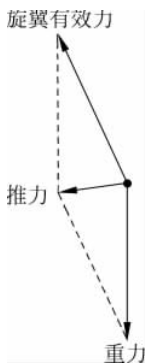


图 1-14

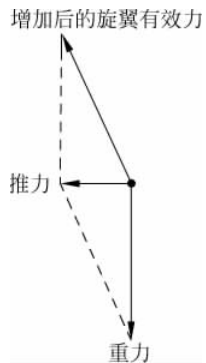


图 1-15

### 1.4.2 转换飞行

转换飞行是指除垂直飞行以外的其他飞行状态。要进入转换飞行状态,应将旋翼旋转平面向着所需方向倾斜,旋翼有效力的水平分量将使直升机向着所需方向运动。

如果桨叶的桨叶角增大,攻角增大,桨叶产生的升力增大,桨叶向上挥舞;反之,桨叶的桨叶角减小,攻角减小,桨叶产生的升力减小,桨叶向下挥舞。

因此如果桨叶在其转动的圆周中的前半周过程中桨叶角逐步增大,后半周过程中桨叶角逐步减小,则桨叶将在转动的圆周中前半周是向上挥舞,后半周是向下挥舞,最终的结果是旋翼旋转平面得到了倾斜,旋翼有效力得到了偏转。

图 1-16 中,图 1-16(a)指悬停状态,图 1-16(b)指转换飞行状态。

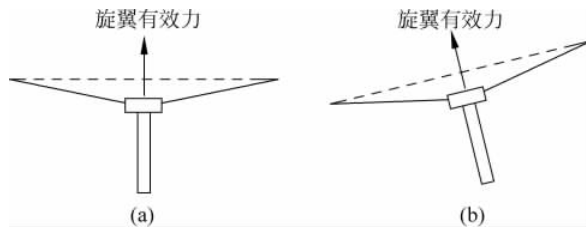


图 1-16 旋翼有效力在不同飞行状态时的方向  
(a) 悬停状态; (b) 转换飞行状态

实现转换飞行状态的操纵装置叫做周期变距杆(俗称操纵杆),它在驾驶舱中的位置与固定翼飞机上的操纵杆的位置相同。操纵周期变距杆将使所有主桨叶的桨叶角沿着圆周交替变化,桨叶随之向上或向下挥舞。

周期变距杆的操纵同样符合人的习惯,即前推周期变距杆,旋翼旋转平面向前倾斜,直升机向前飞行;如果想向左飞行,左推周期变距杆即可;其他方向以此类推。

不同的直升机采用了不同的操纵机构将周期变距杆的操纵传递到主旋翼上,最常见的是倾斜盘机构。倾斜盘机构通常由两个倾斜盘组成,一个是固定倾斜盘,一个是转动倾斜盘。当移动周期变距杆时,固定倾斜盘将向同方向倾斜,这个动作将传递到转动倾斜盘上使之同样倾斜,转动倾斜盘与变距机构直接连接,因此倾斜动作将逐渐反馈到桨叶上引起桨叶角的逐步变化,桨叶将在其转动圆周的一半中增加桨距,另一半中减小桨距,从而实现桨距的周期操纵。

### 1.4.3 从悬停到前飞的机身姿态

在悬停状态,向前推周期变距杆,旋翼旋转平面向前倾,旋翼产生的旋翼有效力向前偏转,其作用点在桨毂中心点,作用延长线不再与重力作用延长线重合。这两个力之间将产生一对力偶。该力偶使机身偏转,机头向下,机尾向上,直到旋翼有效力的作用点延长线与重心重合为止。这时直升机进入转换飞行状态。

一旦飞机进入转换飞行状态,主桨盘的前倾将引起飞机机身的前倾,从而使整个主桨毂前倾,主桨毂又是和主桨轴装配在一起的,因而主桨轴也会前倾,这时周期操纵量就可以减小。

图 1-17 说明了当机身姿态变化后能够引起旋翼旋转平面的进一步变化从而周期操纵量可略微减小。