

目 录

绪 论	1
第一章 直升机的空气动力	9
第一节 旋翼和桨叶	9
第二节 旋翼的拉力	20
第三节 旋翼桨叶的旋转阻力和所需功率	31
第四节 桨叶的挥舞运动与摆振运动	41
第五节 尾桨的空气动力	54
第六节 直升机的气动布局	58
第七节 地面效应	65
第二章 直升机的平衡、稳定性和操纵性	69
第一节 直升机的重心和坐标轴系	69
第二节 直升机的平衡	75
第三节 直升机的稳定性	82
第四节 直升机的操纵性	104
第五节 直升机飞行自动控制系统的基本原理 ..	121
第三章 悬停和垂飞	135
第一节 悬停	135
第二节 悬停回转	154
第三节 垂直升	159
第四节 垂直升	163
第四章 稳定前飞与续航性能	167
第一节 平飞	167
第二节 爬升	187

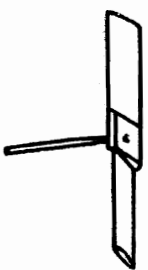
在民用方面，早期的直升机由于成本高限制了它的普遍使用。随着直升机技术的进步、经济性的改善和可靠性的提高，直升机已在工业、农业和商业活动中被广泛使用，如用于开发近海油田、地质勘探、海上救捞、高空作业、喷洒农药、护林灭火和航班飞行等方面。

随着我国现代化建设的进展，直升机必将在我国国防建设和民用事业中得到更加广泛的应用。

二、直升机的发展和分类

(一) 直升机的发展

直升机概念的形成是很早的。我国劳动人民早在四千多年前就开始利用风力，相继创造了风车和风扇。后来，又发展到“竹蜻蜓”，它是直升机旋翼和飞机螺旋桨的雏型。大约到明代，“竹蜻蜓”传到了西欧，被称为“中国陀螺”，它在直升机发展中确实起到过“启蒙”作用（见图 0—1）。



十八世纪俄国的罗蒙诺索夫和法国的罗诺分别制造出可垂直起飞的模型，并进行了表演（见图 0—2）。直升机的真正发展是从二十世纪三十年代末期开始的。1937 年法国人福克设计的 FW—61，1939 年俄裔美国人西科斯基设计的 VS—300 和 1940 年前苏联人布拉图欣设计的“欧米加”式直升机，标志了直升机的诞生。随后，1942 年西科斯

图 0—1 竹蜻蜓——中国陀螺

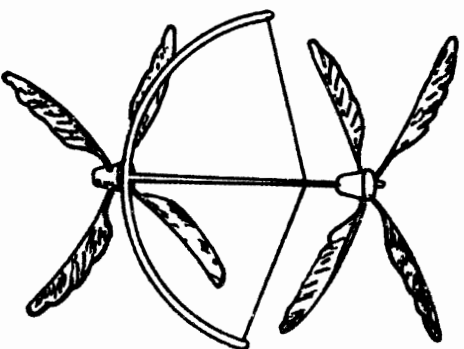


图 0—2 罗诺的模型

和先进航空电子设备的应用，使直升机的性能和用途有了很大的提高和扩展。从以活塞式发动机、木质混合式桨叶为特征的第一代直升机，发展到以涡轮轴发动机和金属桨叶为特征的第二代直升机，以玻璃纤维桨叶为特征的第三代直升机，直到今天以涡轮轴发动机、复合材料新型旋翼系统为特征的第四代直升机。直升机的总重由初期的 1 吨左右提高到今天 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 400 公里 / 小时（英、法合制的“山猫”直升机 1986 年创造）。

武装直升机的出现和发展，为直升机在军事上的应用开辟了广阔的前景。1964 年美国陆军正式提出“先进空中火力支援系统”（简称 AAFSS）计划，美国贝尔公司自选研制

基又在试飞成功的 VS—300 的基础上，成批生产了铰接式单旋翼直升机 R—4。1946 年美国入贝尔制造的翘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。

由于直升机空气动力学、结构动力学的研究和展，新材料、新工艺、新技术的运用，结构设计的改进

生产出了第一架武装直升机,就是后来闻名于世的第一种专用武装直升机 AH-1G “休伊眼镜蛇”(即贝尔-209)。武装直升机已从六十年代中期的第一代,发展到目前的第三代。第一代武装直升机的代表机型是美国的 AH-1,第二代武装直升机的代表机型是美国的 AH-64 和前苏联的米-24,第三代武装直升机的代表机型是美国的 AH-66 和俄罗斯的卡-50。当今的武装直升机已经成为一种完整协调的,具有后勤支援、战斗保障、对地火力支援、反坦克、搜索侦察、反潜反舰、电子对抗、空中预警、空战等多种功能的作战武器系统,与三十年前在民用直升机上加挂武器的所谓“武装直升机”,在概念内涵上有天壤之别。

我国自 1956 年引进前苏联米-4 直升机以来,直升机事业得到了很大发展,建成了直升机制造工厂、型号设计研究所和培养专业技术人才的教育机构,在自选设计和改型方面,已有研制“延安二号”、“直-5”、“701”、“直-7”、“直-8”等机型的经验,并成功生产了“直-9”和“直-11”等新型直升机。虽然当前我国直升机发展的现状远远不能满足军用、民用各方面的需要,但可以相信我国直升机事业在党和政府的关心和支持下必将取得较大的发展。

目前,世界各国正在服役和使用的军用、民用直升机达 60000 余架,直升机已成为现今世界航空界中不可缺少的主要航空器之一。

(二) 直升机的分类

直升机的类型很多,分类方法也有许多种,这里主要介绍按起飞重量和结构形式两种分类方法。

1. 按起飞重量分类

直升机按起飞重量大致可分为如下四种类型:

- (1) 轻型直升机——重量为 2~8 吨,如 BO-105、“云雀-III”、国产直-11 等;
- (2) 中型直升机——重量为 8~15 吨,如米-8、国产直-8、UH-60A “黑鹰”直升机等;
- (3) 重型直升机——重量 15~20 吨,如 CH-53 直升机;
- (4) 巨型直升机——重量在 20 吨以上,如米-6、米-26、CH-53E “海种马”等。

2. 按结构型式分类

直升机按结构型式可分为如下七种类型:

- (1) 单旋翼带尾桨式直升机——它装有一个旋翼和一个尾桨。旋翼的反作用力矩,由尾桨拉力相对于直升机重心所构成的偏转力矩来平衡。虽然尾桨消耗一部分功率,但这种结构形式构造简单,操纵灵便,应用极为广泛。直-5、直-8、直-9 和国内购进的米-6、米-8、“云雀-III”、BO-105、“黑鹰”和“小羚羊”等直升机,都属于这种结构形式(见图 0-3a)。

- (2) 双旋翼纵列式直升机——两个旋转方向相反的旋翼,一前一后安装在机身上部。它们的反作用力矩相互平衡。为了避开前翼的气流,后旋翼安装位置较高。这种直升机的操纵机构复杂,后旋翼的气动性能较差,但具有机身宽敞、重心移动允许范围大等优点,这种结构形式已为某些直升机采用。如美制 BV-107、CH-47C “支奴干”等直升机即属于这种结构(见图 0-3b)。

- (3) 双旋翼横列式直升机——两个旋转方向相反的旋

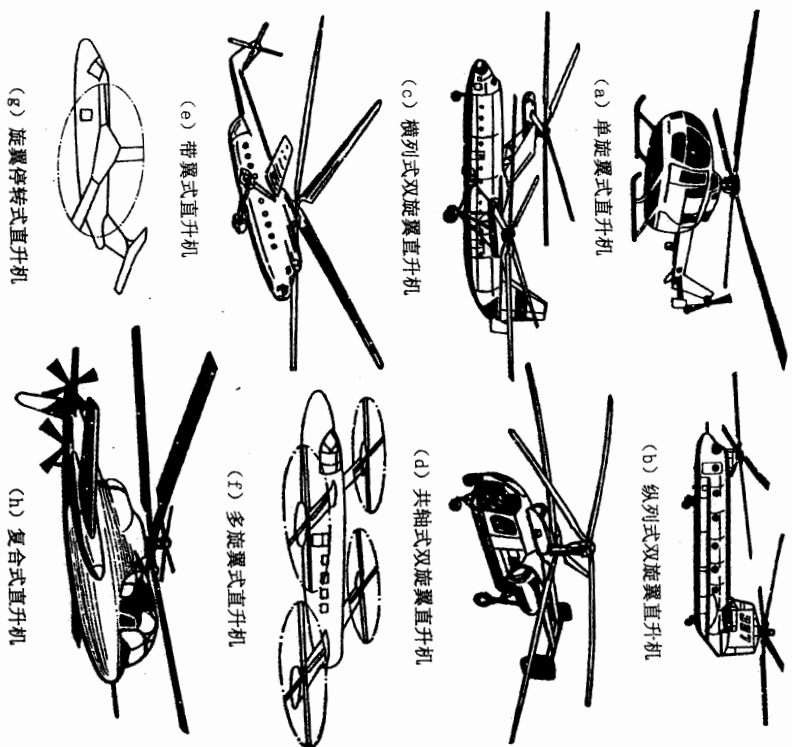


图 0—3 各种形式的直升机

翼，分别安装在机身两侧的短翼上。它们的反作用力矩相互平衡。这种直升机的操纵机构也很复杂。由于具有短翼，增加了结构重量和迎面阻力。但两旋翼的有害干扰小，短翼在直升机前飞中产生的升力，能减轻旋翼的负荷，因而能提高飞行速度。例如，米—12“信鸽”重型运输直升机，就属于

这种类型（见图 0—3c）。

(4) 双旋翼共轴式直升机——在同一转轴上装有两个旋转方向相反的旋翼。其反作用力矩相互平衡。它的特点是外形尺寸小，但操纵机构复杂，两旋翼相互干扰大，容易振动。如前苏联制造的卡—26 和卡—50 直升机就是这种结构形式（见图 0—3d）。

(5) 复合式直升机——它是在纯直升机的结构形式基础上加以改造而成。复合式直升机目前主要有两类：一是带辅助推进装置的直升机；二是带机翼和辅助推进装置的直升机。它们的共同特点是除旋翼外，还装有辅助推进装置，以增加向前的推力，带机翼的直升机还可以进一步减轻旋翼工作负担（见图 0—3h）。由于增加了机翼和前飞的推进装置，可以使飞行速度提高到 500~600 公里/小时，甚至更大。

此外，还有带翼式直升机、多旋翼式直升机、旋翼停转式直升机、旋翼收藏式直升机、喷气式直升机等多种形式（见图 0—3e、f、g）。

直升机的分类，除了上述按起飞重量和结构形式分类以外，还可以按用途来分类。例如，可以分为运输直升机、武装直升机、反潜直升机等等。

三、《直升机飞行原理》课程的主要内容

直升机和飞机都是重于空气的飞行器，它们都依靠在与空气的相对运动中产生的空气动力来飞行，然而，两者有着明显的区别。飞机飞行所需要的升力由机翼产生，所需要的拉力或推力由螺旋桨或喷气发动机来产生，而直升机飞行所需要的升力和拉力，都是由旋翼产生的，因此，旋翼是直升

机的关键部件,旋翼空气动力问题是本课程所要研究的一个重要问题。

与飞机相比,直升机的稳定性差,操纵复杂,所以直升机的稳定性和操纵性是本课程研究的另一个重要问题。众所周知,稳定性反应了直升机保持飞行状态的能力,操纵性是指直升机改变飞行状态的能力,了解直升机的这两种特性,是学习直升机操纵原理的基础。

要充分发挥直升机的性能,完成各种飞行任务,必须对直升机的各种飞行性能有较深的认识。了解直升机的飞行性能,理解并掌握在各种飞行状态下的操纵规律、操纵原理和操纵方法,是飞行员掌握飞行驾驶术的基础,也是本课程所要达到的主要目的。

作为军用直升机飞行员,需要在各种不同的环境中作机动飞行,遂行各类战斗任务。了解直升机的机动性,掌握机动飞行的操纵要领,需要一定的理论指导,这是本课程所不容回避的。

与其他飞行器相比,直升机的振动问题尤为突出,主要表现在它的普遍性和破坏性上。所以,本教材也拿出一定的篇幅讨论直升机的振动问题。

直升机在飞行中,由于本身的气动特性、构造特点、飞行环境、飞行操纵等原因,会出现一些特殊的飞行状态和非正常现象,它们都会对直升机的飞行性能和飞行操纵带来一定影响,甚至危及飞行安全。关于这些现象的产生原因、处置方法和预防措施,本教材也作了较详尽的阐述。

本教材由总参谋部陆航局组织编写,使用对象是有一定航理基础的飞行人员。教材中所述内容是围绕单旋翼带尾桨直升机展开的。

第一章 直升机的空气动力

直升机的主要空气动力部件是旋翼和尾桨。旋翼的基本功能是产生旋翼拉力。飞行中,拉力的一部分用于支托直升机,起升力作用,另一部分则为直升机的运动提供动力。飞行员操纵直升机改变飞行状态,主要依靠改变旋翼拉力的方向和方向来实现,因此,研究旋翼的空气动力及其工作情形是十分必要的。尾桨主要用来平衡旋翼产生的反扭矩,尾桨拉力的变化对直升机的稳定性和操纵性有着重要的影响。部分直升机还装有一些辅助空气动力部件,如平尾、垂尾、短翼等等,这些部件在飞行中产生的空气动力,对直升机的运动也有一定的影响。

研究直升机空气动力的目的,是为了进一步分析直升机的运动规律和操纵原理。本章将着重分析旋翼拉力、旋翼旋转阻力的产生过程和影响因素,并在此基础上研究旋翼桨叶的挥舞运动和摆振运动。由于尾桨拉力的产生机理同旋翼很相似,这里只介绍尾桨的工作特点。本章最后还将对其它气动部件的空气动力特性,进行简要的分析。

第一节 旋翼和桨叶

一、旋翼的结构形式

直升机的旋翼由旋翼轴、桨毂和2~8片桨叶组成。旋

翼的结构形式主要是指旋翼桨叶和桨毂连接的方式。这里介绍四种有代表性的旋翼结构形式。

(一) 铰接式旋翼

铰接式旋翼，是早期直升机最常见的一种结构形式，其桨毂具有三个铰（即三个关节）：水平铰（水平关节）、垂直铰（垂直关节）和轴向铰（轴向关节），桨叶同桨毂连接后，能分别绕三个铰作三种转动，参见图 1—1。

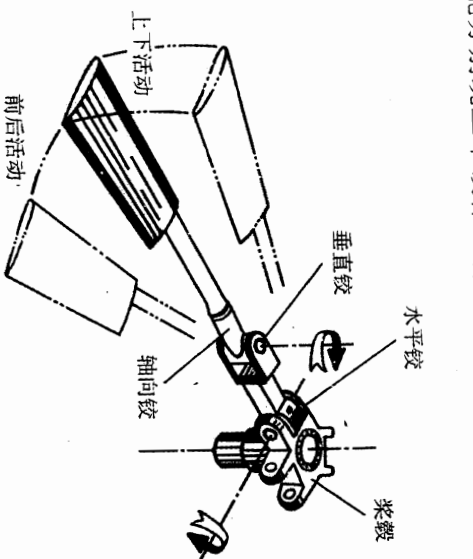


图 1—1 铰接式旋翼

动。我军装备的直—5、直—8、米—8、米—6、“云雀—III”等直升机，均采用这种结构形式。

(二) 无铰式旋翼

一般所说的无铰式旋翼，是指在桨毂上取消了水平铰和

桨叶

绕水平铰可以上下活动，这种运动称为挥舞运动；桨叶绕垂直铰前后活动，称为摆振运动；而桨叶绕轴向铰的转动，则称为变距运动。

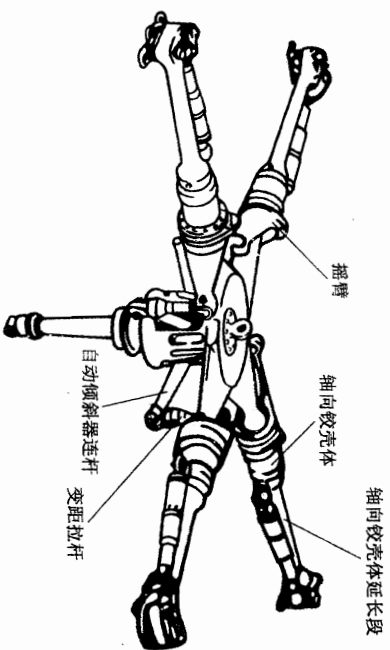


图 1—2 “山猫”直升机的桨毂结构

舞刚性的，桨叶挥舞靠桨叶根部的弯曲变形来实现，如德法合制的 BO—105 直升机。

(三) 万向接头式旋翼

这种结构形式的旋翼也叫“翘翘板”式旋翼，通常只有两片桨叶。它的桨叶与桨毂相连，并具有轴向铰用于改变桨叶角。与桨叶相连的桨毂下环，通过一对轴销与桨毂的上环相连；上环则用另一对轴销与桨毂的轴套相连，轴套由旋翼轴带动转动。与轴套相连的这对轴销，起水平铰的作用。这

垂直铰，仍保留了变距用的轴向铰。桨叶的挥舞运动和摆振运动，通过结构的弯曲变形来实现。这种形式的旋翼，目前使用的有两种：一种是旋翼桨毂为挥舞半刚性的，桨叶的挥舞是靠桨毂部件的弹性变形来实现的，如英法合制的 WG—13“山猫”直升机（参见图 1—2）。另一种是旋翼桨毂为挥

样，旋翼的两片桨叶不仅可以前后摆动，而且象个翘翘板，可一上一下地挥舞。这种旋翼的结构原理如图1-3所示。

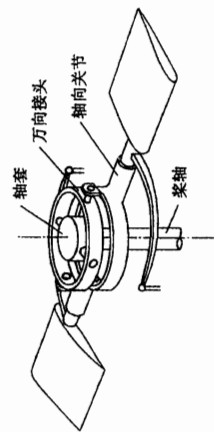


图 1-3 万向接头式旋翼

(四) 星形柔性桨毂旋翼

星形柔性桨毂旋翼是用弹性轴承代替三个铰，并由层层

弹性轴承和复合材料的星形板实现桨叶的挥舞、摆振和变距运动。

图1-4为直-11型直升机的星形柔性桨毂旋翼的结构图。桨毂的壳体是一个整体的玻璃钢中央星形件2，星形件伸出的支臂在挥舞方向是柔性的，而在摆振方向和扭转方向是刚性的。星形件内端中央槽内装有球面层压弹性轴承3，星形件支臂外端装有球关节轴承。桨叶在挥舞载荷作用下连同夹板组件一起绕弹性轴承中心上下挥舞，而星形件柔性臂也产生弯曲变形。当桨叶上有摆振载荷作用时，桨叶连同夹板组件一起绕弹性轴承中心前后摆动。桨叶的变距运动，则由变距拉杆经摇臂作用到夹板上的扭转力矩，使弹性轴承产生扭转变形，从而改变桨叶角的大小来实现。法国的“松鼠”、“海豚”直升机和我国的直-9、直-11型直升机均采用这种旋翼形式。

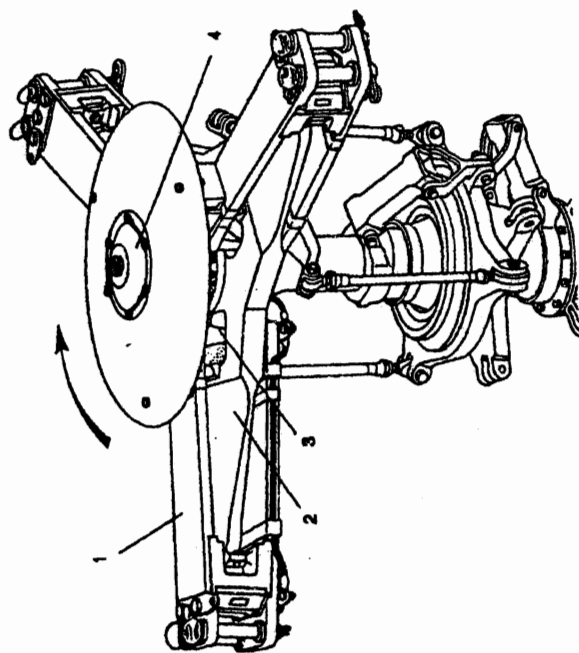


图 1-4 直-11直升机的星形柔性桨毂

二、旋翼的工作参数

(一) 旋翼直径和桨盘面积

旋翼旋转时，如果不考虑桨叶挥舞，桨尖所划圆的直径就是旋翼直径，用 D 表示。桨尖到桨毂中心的距离，称为旋翼半径，用 R 表示，即 $R = D / 2$ 。目前直升机旋翼直径 D 在 7~35 米之间。

桨尖所划圆的面积，称为桨盘面积，用 A 表示。旋翼工作时，并不是整个桨盘都能有效地产生拉力，桨毂及桨根部分不产生拉力，而桨尖部分，由于桨尖涡的存在也不能有效地产生拉力，实际产生拉力的应该是整个桨盘面积减去上述两个不产生拉力的部分。桨盘的有效面积可用下式计算

$$A_{\text{有效}} = kA \quad (1.1)$$

通常 $k=0.91\sim 0.94$ 。

(二) 旋翼转速和桨尖速度

旋翼每分钟旋转的圈数，叫旋翼转速，用 n 表示。旋翼转动的快慢也可用角速度 Ω 来表示。角速度与旋翼转速之间的关系为

$$\Omega = \frac{\pi n}{30} \quad (1.2)$$

在旋翼转速一定的条件下，越靠近桨尖的切面，圆周速度越大。桨尖处的圆周速度，称为旋翼的桨尖速度，用 U_R 表示。即

$$U_R = \Omega R = \frac{\pi n}{30} R \quad (1.3)$$

增大桨尖速度可以增大旋翼的拉力，但桨尖速度的最大允许值也不能过大。桨尖速度过大，可能会因空气压缩性的影响，在桨尖处产生局部激波。目前旋翼的桨尖速度多为 $180\sim 220$ 米/秒。

(三) 桨毂旋转平面和桨尖平面

旋翼旋转时，桨毂所在平面叫做桨毂旋转平面或叫构造旋转平面，它与旋翼轴相垂直。研究旋翼的工作时，桨毂旋转平面是一个很重要的基准平面，所以，桨毂旋转平面又叫基准平面，常用 $S-S$ 表示，参见图 1-5。

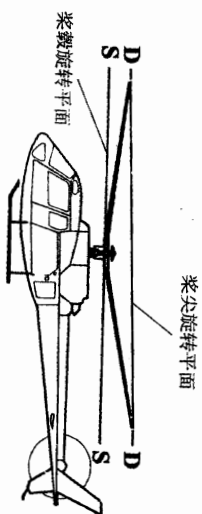


图 1-5 桨毂旋转平面和桨尖旋转平面

旋翼旋转时，桨叶向上挥舞，旋翼的旋转轨迹是一个倒置圆锥，通常称为旋翼锥体。

桨尖轨迹圆则是旋翼锥体的底面，称为桨尖平面或桨盘，用 $D-D$ 表示。这一平面也是分析旋翼气动问题时的一个重要基准面，参见图 1-5。

(四) 桨盘载荷

桨盘载荷是指旋翼拉力与桨盘面积的比值。在悬停状态下，直升机重力同旋翼拉力相等，因此，通常所说的桨盘载荷就是指直升机重力与桨盘面积的比值。桨盘载荷越大，表明单位桨盘面积所承受的飞行重量越大。桨盘载荷是衡量直升机飞行性能的一个重要参数。

早期直升机由于发动机推重比小，往往采用较小的桨盘载荷，大致为 200 牛/米² 左右。近年来，随着涡轮轴发动机的完善，采用的桨盘载荷已经上升到 500 牛/米² 以上，特别是武装直升机和轻型直升机，为了获得好的机动性，设计桨盘载荷还有增加的趋势。

(五) 旋翼实度

旋翼实度，是指各片桨叶实占面积与整个桨盘面积的比值，也叫做旋翼充填系数，用 σ 表示。旋翼实度是一个抽象的数值，表示旋翼桨盘面积被其桨叶遮盖的程度，其大小

取决于桨叶片数 k ，桨叶的宽度 b ，以及旋翼半径 R 等因素，旋翼实度不宜过大也不宜过小，现代直升机旋翼实度约在 $0.03 \sim 0.1$ 之间。

(六) 旋翼迎角 (α_s) 和速度系数

如图 1-6 所示，相对气流与直升机桨毂旋转平面之间的夹角叫做旋翼迎角，用“ α_s ”来表示。飞行状态不同，旋翼迎角的大小

正负和大小

也不同，若气

流自下而上

吹向桨毂旋

转平面，则旋

翼迎角为正；

反之，气流自

上而下吹向

桨毂旋转平

面，则旋翼迎

角为负。

为了表征旋翼的工作状态，需要引入速度系数的概念。

首先将相对气流速度 V 沿桨毂旋转平面 ($S-S$ 平面) 分解，得到平行于桨毂旋转平面的分量 $V \cos \alpha_s$ 和垂直于桨毂旋转平面的分量 $V \sin \alpha_s$ ，再将这两个分量，分别除以桨尖速度 ΩR ，便可以得到表征旋翼工作状态的两个重要参数——速度系数 μ 和 λ 。

速度系数 μ 是平行于 $S-S$ 平面的速度分量 $V \cos \alpha_s$ 与桨尖速度 ΩR 的比值，即

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_s}{\Omega R} \quad (1.4)$$

速度系数 μ 又称前进比。

速度系数 λ 是垂直于 $S-S$ 平面的速度分量 $V \sin \alpha_s$ 与桨尖速度 ΩR 的比值，即

$$\lambda = \frac{V \sin \alpha_s}{\Omega R} \quad (1.5)$$

速度系数 λ 又可称为轴向来流系数，或称流入比。

三、桨叶的形状

(一) 桨叶的平面形状

桨叶的平面形状常见的有：矩形、梯形、混合梯形、桨尖后掠形等几种（见图 1-7）。较普遍采用的是矩形和混

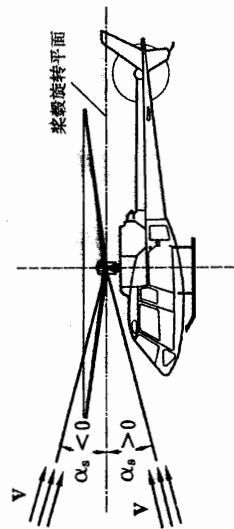


图1-6 旋翼迎角

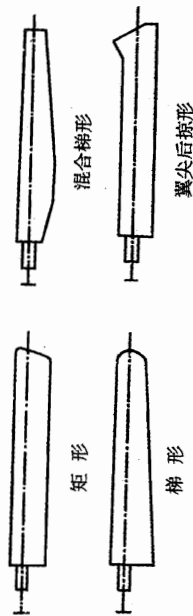


图 1-7 桨叶的平面形状

合梯形。矩形桨叶的空气动力性能虽不如梯形桨叶好，但矩形桨叶制造简便，所以仍得到广泛使用。为了使桨叶适宜于高速气流条件，有些直升机采用桨尖后掠形桨叶。直—5、米—8型直升机的旋翼和尾桨采用矩形桨叶，直—9直升机的旋翼桨叶也可视为矩形。

(二) 桨叶的切面形状

桨叶的切面形状同机翼的切面形状相似，称为桨叶翼型。桨叶翼型常见的有平凸型、双凸型和对称型（图 1—8）。桨叶翼型的特点，一般用相对厚度、最大厚度位置、相对弯度、最大弯度位置等参数来说明。

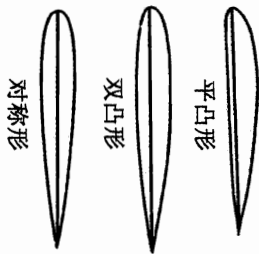


图 1—8 桨叶的切面形状

四、桨叶的工作参数

(一) 桨叶切面安装角和桨距

桨叶某一切面的翼弦与桨毂旋转平面之间的夹角，叫该切面的桨叶安装角，简称桨叶角，用“ φ ”来表示。相对于桨毂平面，桨叶前缘高于后缘， φ 为正；反之则为负。通常把桨叶半径等于 $0.7R$ 处的切面（该切面称为特性切面）的安装角叫做该桨叶的桨距。直升机旋翼各片桨叶桨距的平均值，叫做旋翼的总距，用“ φ_T ”表示。飞行员通过操纵总距杆可以改变旋翼的总距（参见图 1—9）。

旋翼工作时，桨叶各切面的周向速度不同，因而产生的

空气动力也就不同，为使桨叶各切面的空气动力分布比较均匀，通常给桨叶以负扭转，即桨叶的切面安装角沿径向逐渐减小。通常扭转角为 $-5^\circ \sim -10^\circ$ 。

(二) 桨叶切面的迎角

桨叶旋转时，

桨叶切面相对气流合速度 W 与其翼弦之间的夹角，叫桨叶切面迎角，用“ α ”表示。相对气流从弦线下方吹来，迎角为正。通常把特性切面处的迎角，叫桨叶迎角，用“ α_T ”表示（见图 1—9）。

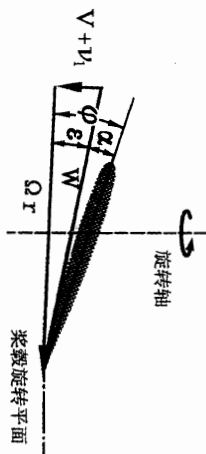


图 1—9 垂直上升中的桨叶安装角、桨叶迎角和来流角

桨叶迎角，用“ α_T ”表示（见图 1—9）。

(三) 桨叶切面的来流角

相对气流合速度与桨毂旋转平面一般是不平行的，它与桨毂旋转平面的夹角，叫做来流角，用“ ε ”表示。气流从上方吹向桨毂旋转平面， ε 为正；气流从下方吹来， ε 为负（见图 1—9）。

从图 1—9 不难看出，安装角（ φ ）、桨叶切面迎角（ α ）、来流角（ ε ）三者之间的关系可以表示为

$$\alpha = \varphi - \varepsilon \quad (1.6)$$

第二节 旋翼的拉力

从本质上讲,旋翼是一个能量转换部件,它把发动机通过旋翼轴传来的旋转动能转换成旋翼拉力。研究旋翼拉力的产生可以有三种方法:动量法、叶素法和涡系法。本节只讨论前两种方法,并在此基础上分析影响旋翼拉力的因素。

一、动量法分析

(一) 悬停状态下的旋翼拉力公式

动量法又称能量法或冲量法,它从宏观角度研究旋翼拉力的产生。旋翼旋转时,不断地拨动空气,给空气向下的作用力,推动空气向下作加速运动。根据牛顿第三定律,空气会给旋翼一个大小相等、方向相反的反作用力,这时,桨盘上表面压力小,下表面压力大,旋翼拉力即为该压力差在垂直于桨盘旋转平面方向的总和。

图1—10所示是一架悬停的直升机。一团

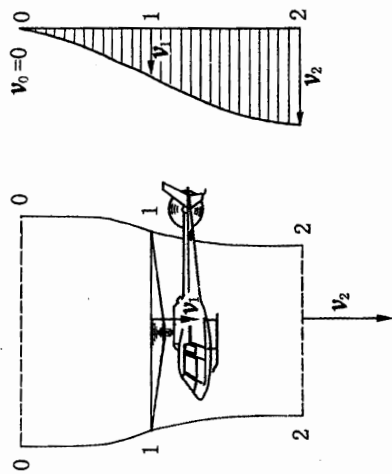


图 1—10 旋翼拉力的产生 动量法

空气在旋翼的作用下,经过 Δt 时间,从初速 $v_0=0$ 逐步加速到末速 v_2 ,假设气团流过桨盘时的速度 v_1 是初速与末速的平均值,即

$$v_1 = \frac{1}{2}(v_0 + v_2) = \frac{1}{2}v_2 \quad (1.7)$$

通常把在悬停状态下,空气流过桨盘时的速度(v_1)称为直升机的悬停诱导速度。

设在 Δt 时间内,通过旋翼桨盘的空气质量为 Δm ,则有

$$\Delta m = A v_1 \rho \Delta t \quad (1.8)$$

其中: A 为旋翼桨盘面积, ρ 为空气密度。

根据牛顿第二定律,可以求得旋翼拉力 T

$$T = \Delta m a = A v_1 \rho \Delta t \frac{\Delta v}{\Delta t} \quad (1.9)$$

将 $\Delta v = v_2 - v_0 = 2 v_1$ 代入(1.9)式,则有

$$T = 2 \rho A v_1^2 \quad (1.10)$$

(1.10)式就是采用动量法导出的直升机在悬停状态下的旋翼拉力公式,从中可以看出,旋翼拉力的大小与直升机悬停诱导速度的平方(v_1^2)成正比,与桨盘面积(A)成正比,与空气密度(ρ)成正比。

(二) 前飞状态下的旋翼拉力公式

比较一下图 1—11A 和 1—11B 就可以明显地看出, 悬停与前飞的差别在于, 前者的流管轴线是垂直于地面的, 流过旋翼桨盘的气流速度就是诱导速度; 后者的流管轴线是倾斜的, 流过旋翼桨盘的气流速度不仅包含诱导速度, 而且包

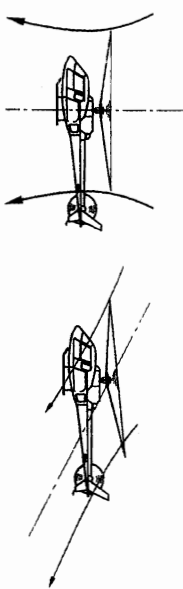


图 1—11 悬停和前飞时的气流速度

含了直升机的前飞速度, 在通常情况下, 前飞速度远大于诱导速度。

前飞状态下, 流过旋翼桨盘的气流速度是前飞诱导速度 ($v_{i, \text{前飞}}$) 与前飞速度 V 的矢量和, 大小为 $\sqrt{V^2 + v_{i, \text{前飞}}^2}$ 。参考 (1. 10) 式的推导过程, 显然, 前飞中应该用合速度 $\sqrt{V^2 + v_{i, \text{前飞}}^2}$ 代替 (1. 10) 式中的一个 $v_{i, \text{前飞}}$, 即

$$T = 2\rho A v_{i, \text{前飞}} \sqrt{V^2 + v_{i, \text{前飞}}^2} \quad (1. 11)$$

由于 $V \gg v_{i, \text{前飞}}$, 可以认为, $\sqrt{V^2 + v_{i, \text{前飞}}^2} \approx V$ 则上式就可以简化成

$$T = 2\rho A v_{i, \text{前飞}} V \quad (1. 12)$$

(1. 12) 式就是用动量法导出的前飞状态下的旋翼拉力公式, 这个公式说明, 直升机前飞时, 旋翼拉力的大小仅取决于桨盘面积、空气密度、前飞诱导速度, 还与前飞速度成正比。需要指出的是, (1. 12) 式是一个近似公式, 当前飞速度小于 50 公里/小时, 用该式算得的数值与精确值有较大差距, 但当前飞速度大于 50 公里/小时, 两者是相当吻合。一般情况下, 分析大速度前飞问题时 (1. 12) 式是可以使用的。

(三) 几个重要参数

(1. 10) 式表示的旋翼拉力公式, 反映了旋翼拉力同各个因素之间的相互关系。根据该公式, 可以确定几个对分析直升机的气动问题十分有益的重要参数。

1. 悬停诱导速度

直升机在悬停时, 旋翼拉力等于直升机重力, 即 $T = G$ 。根据 (1. 10) 式, 可得

$$v_i = \sqrt{\frac{G}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{1}{2\rho} \cdot \frac{G}{A}} \quad (1. 13)$$

式中, G/A 为直升机的桨盘载荷, 显然, 桨盘载荷愈大, 其悬停诱导速度也愈大, 或者说, 直升机的悬停诱导速度大小主要取决于其桨盘载荷的大小。

悬停诱导速度是衡量直升机性能的一个重要指标, 在实际应用中, 我们还经常借助悬停诱导速度分析一些气动问

题。

悬停诱导速度是导致直升机“采矿效应”的根本原因。直升机的“采矿效应”是指直升机在开关车、滑行、悬停或超低空飞行时，旋翼尾流对地表的冲击、卷扬或侵蚀。桨盘载荷大的直升机，其悬停诱导速度也大，在松软的地表上空悬停时，“采矿效应”非常明显，强大的旋转尾流卷起大量沙尘，使局部能见度骤然减小，不仅严重影响飞行员的观察与操纵，强大的尾流还可能吹坏附近的建筑、设施及飞机。因此，在实际操作中，飞行员必须考虑“采矿效应”的影响，并采取必要的措施，防止造成意外的损害。

2. 悬停时旋翼尾流的最大速度

旋翼尾流指流经旋翼桨盘后的相对气流。开始时，它边加速、边扭转，截面逐渐缩小，到最大速度后，随着与四周空气之间的能量交换，又逐渐减速、扩散，直至消失（参见图1—10）。根据（1.7）式和（1.13）式，其最大速度

$$v_2 = 2v_1 = 2 \times \sqrt{\frac{1}{2\rho} \cdot \sqrt{\frac{G}{A}}} \quad (1.14)$$

试验证明，在不考虑地面阻挡作用时，尾流的收敛是很快的，其最大速度位置，大体位于距桨盘下方 $0.25R \sim 0.5R$ 的地方（ R 为旋翼桨盘半径）。

3. 旋翼桨盘排气量

直升机悬停时，单位时间内流过旋翼桨盘的空气质量称为旋翼桨盘排气量，一般用 Q 表示。旋翼桨盘排气量的大小也是衡量直升机性能的一个参数。显然

$$Q = \rho A v_1 \quad (1.15)$$

将（1.13）式代入上式，可得：

$$Q = \frac{1}{2} \sqrt{2\rho AG} \quad (1.16)$$

从（1.16）式可知，直升机旋翼桨盘排气量的大小主要取决于桨盘面积和直升机重量。

二、叶素法分析

叶素法从微观角度研究旋翼拉力的产生。旋翼桨叶类类似于固定翼飞机的机翼，其产生拉力同机翼产生升力的原理大致相同。叶素法是将每片旋翼桨叶沿径向分解成无限多个叶素，每个叶素相当于一段微小的机翼，所有叶素拉力的总和就是旋翼拉力。

下面以直升机悬停状态为例，从分析一个叶素的拉力

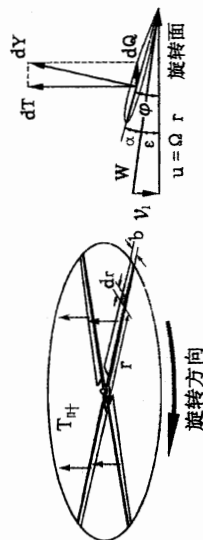


图 1—12 旋翼拉力的产生 叶素法

入手, 研究旋翼拉力的产生和变化。

考察图 1-12 所示的一个叶素。它距旋翼轴的距离是 r , 叶素的弦长是 b , 叶素的面积为 $ds = bdr$, 叶素的桨叶安装角为 φ , 诱导速度产生的来流角是 ε , 则有效迎角 $\alpha = \varphi - \varepsilon$, 流经它的相对气流速度 $W \approx \Omega r$ 。

将这些参数代入升力公式

$$Y = C_y \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

则可以得到这个叶素的升力:

$$dY = C_y^\alpha (\varphi - \varepsilon) \frac{1}{2} \rho (\Omega r)^2 b dr \quad (1.17)$$

这里来流角的确定比较复杂。从图 1-12 可以看出

$$\nu_1 = \Omega r \operatorname{tg} \varepsilon \quad (1.18)$$

由于 ε 通常不大, $\operatorname{tg} \varepsilon \approx \varepsilon$, 则上式可以写成

$$\varepsilon = \frac{\nu_1}{\Omega r} \quad (1.19)$$

从上式可知, 愈靠近旋翼轴的叶素, 来流角愈大; 愈靠近桨尖处的叶素, 来流角愈小。如果以桨尖处的来流角作参考, 显然有

$$\varepsilon_r = \frac{\nu_1}{\Omega R} \quad (1.20)$$

比较式 (1.19) 和式 (1.20), 并消去 ν_1 和 Ω , 可以得到:

$$\varepsilon_r = \varepsilon_R \frac{R}{r} \quad (1.21)$$

从上式可以看出, 来流角 ε_r 是随叶素沿径向位置不同而变化的, 因而, 其桨叶切面迎角也将随之而变化, 如果迎角变化范围过大, 就会影响桨叶的空气动力性能。为此, 不少桨叶采取了人工扭转的方法, 使桨叶根部的安装角大于尖部的安装角, 从而减少了迎角变化范围。我们假定, 这种扭转是理想扭转, 即具有与式 (1.21) 类似的规律, 则

$$\varphi_r = \varphi_R \frac{R}{r} \quad (1.22)$$

这时一片桨叶的升力为

$$Y_{\text{叶}} = \int_0^R dY = \int_0^R C_y^\alpha (\varphi_R - \varepsilon_r) \cdot \frac{R}{r} \cdot \frac{1}{2} \rho (\Omega r)^2 b dr$$

积分后

$$Y_{\text{叶}} = C_y^\alpha (\varphi_R - \varepsilon_R) \frac{1}{2} \rho \Omega^2 R^3 b \cdot \frac{1}{2} R^2 \quad (1.23)$$

必须指出, 桨叶升力 $Y_{\text{叶}}$ 是垂直于相对气流 (W) 方向的。对直升机具有实际意义的是升力 $Y_{\text{叶}}$ 在桨轴方向 (或垂直于桨毂旋转平面方向) 的分力 $T_{\text{叶}}$, $T_{\text{叶}}$ 就是一片桨叶产

生的拉力。由此可见，桨叶升力和桨叶拉力是不同的两个概念，两者之间有下列关系：

$$T_{\text{叶}} = Y_{\text{叶}} \cos \varepsilon \quad (1.24)$$

通常来流角 (ε) 很小，可以近似地认为 $\cos \varepsilon \approx 1$ ，则桨叶拉力 $T_{\text{叶}}$ 在数值上近似等于其升力 $Y_{\text{叶}}$ 的大小。即

$$T_{\text{叶}} \approx Y_{\text{叶}} \quad (1.25)$$

如前所述，沿桨叶径向各个叶素所产生的拉力大小是不一样的，一般来说，越接近桨尖，相对气流速度 (W) 越大，产生的拉力就越大。但由于一般桨叶都有负扭转，加之桨尖涡流的影响，桨尖处的拉力并非最大。通常，桨叶拉力的着力点大多位于 $70 \sim 75\% R$ 处的桨叶切面上，所以认为桨叶拉力作用点在桨叶的特性切面处。

以上分析的是一片桨叶的情形。对于具有 k 片桨叶的旋翼，其总拉力就是

$$T = kT_{\text{叶}} = kC_y^{\alpha}(\varphi_R - \varepsilon_R) \frac{1}{2} \rho \Omega^2 R b \cdot \frac{1}{2} R^2 \quad (1.26)$$

考虑到 kRb 实际上是旋翼桨叶的实占面积，如果将旋翼实度 σ 引入上式，则有

$$T = \frac{1}{4} C_y^{\alpha}(\varphi_R - \varepsilon_R) \sigma \cdot \pi \rho \Omega^2 R^4 \quad (1.27)$$

为了简化这个公式，我们可以定义旋翼拉力系数 C_T

$$C_T = \frac{1}{2} C_y^{\alpha}(\varphi_R - \varepsilon_R) \sigma \quad (1.28)$$

则 (1.26) 式可以简化成：

$$T = C_T \frac{1}{2} \pi \rho \Omega^2 R^4 \quad (1.29)$$

(1.29) 式就是叶素法导出的悬停状态下的旋翼拉力公式。

如果再注意到 πR^2 就是桨盘面积 A ， ΩR 就是桨尖速度 U_R ，则 (1.29) 式就可以进一步化简成

$$T = C_T \frac{1}{2} \rho U_R^2 A \quad (1.30)$$

(1.30) 式所表示的旋翼拉力公式，在形式上同飞机的升力公式是很相似的。

三、影响旋翼拉力的因素

前面我们分别采用动量法和叶素法推导出了不同形式的旋翼拉力公式 (1.10) 式、(1.12) 和 (1.30) 式，它们分别从不同的侧面揭示了旋翼拉力的本质。在实际应用中，这些公式都有各自的方便之处，同时又可以相互补充。下面将根据旋翼拉力公式，分析影响旋翼拉力的因素。

(一) 旋翼转速对拉力的影响

旋翼转速 n (或角速度 Ω) 增加, 流过桨叶的相对气流合速度 W 就增大, 拉力就增大。现代直升机一般都采用恒速旋翼, 当发动机的工作状态确定之后, 旋翼转速基本保持不变, 所以, 飞行中一般不用调整转速的方法, 改变旋翼拉力的大小。

(二) 空气密度对拉力的影响

空气密度增大, 旋翼旋转时单位时间内流过桨叶的空气质量增多, 各片桨叶产生的拉力增大, 旋翼拉力也就增大。旋翼拉力与空气密度成正比。

(三) 旋翼半径对拉力的影响

旋翼半径增大, 一方面桨叶的投影面积增大, 使桨叶拉力增大; 另一方面, 桨尖速度增大, 桨叶的拉力又有所增大。旋翼拉力与旋翼半径的四次方成正比, 因此, 为了增大拉力, 一般直升机的旋翼直径都做得很大。但直径大, 转速就不可能太大, 否则, 桨尖部分就会出现局部超音速气流而产生局部激波, 造成气动性能恶化。所以现代直升机的旋翼多采用大直径、小转速。

(四) 拉力系数对拉力的影响

旋翼拉力系数 C_T 综合反映了桨叶根尖拉力损失、拉力沿桨叶分布不均匀性、旋翼实度、桨叶翼型和迎角等因素对旋翼拉力的影响。这里着重分析桨叶切面迎角 α_r 对旋翼拉力的影响。

翼型给定后, 在临界迎角范围内, 升力系数随迎角的增大而增大。所以, 桨叶特征切面的迎角增大, 拉力系数和旋翼拉力就随之增大。

特征切面的迎角 α_r 可通过操纵油门桨距杆改变特征

切面的桨叶角 ϕ_r 来实现。若上提油门桨距杆, ϕ_r 增大, 则 α_r 增大; 反之, 下放油门桨距杆, α_r 则随 ϕ_r 的减小而减小。飞行中, 改变旋翼拉力大小主要是靠操纵油门桨距杆, 进而改变桨叶迎角来实现的。如果上提油门桨距杆动作过猛, ϕ_r 增大过多, 可能使 α_r 超过其临界迎角, 导致桨叶产生严重的气流分离, 旋翼拉力非但不能增大, 反而还要降低。这种现象称为旋翼“失速”。因此, 操纵动作要尽量柔和, 切忌飞行中造成旋翼失速。

(五) 前飞速度对拉力的影响

根据 (1.12) 式, 前飞速度增加, 直升机的旋翼拉力增大。前飞速度增加时, 单位时间内流入旋翼桨盘的空气质量增加, 产生同样诱导速度的条件下, 通过旋翼桨盘空气的动量变化量增大, 空气对旋翼的反作用力即拉力也随之增大。从另一方面讲, 在保持旋翼拉力不变的条件, 随前飞速度增大, 旋翼的诱导速度要相应减小。

第三节 旋翼桨叶的旋转阻力和所需功率

旋翼旋转时, 不仅能产生拉力, 空气还会对旋翼桨叶形成旋转阻力, 为了保证旋翼旋转, 必须要耗费一定的功率。因此, 了解旋翼旋转阻力和所需功率, 对正确选择旋翼工作状态也是很重要的。

一、旋翼桨叶旋转阻力的产生

阻止旋翼桨叶旋转的空气动力叫旋转阻力, 用“ Q ”表

示。旋转阻力与桨毂平面平行，方向同桨叶旋转方向相反。按其产生的原因不同，可以分为翼型旋转阻力、诱导旋转阻力、上升旋转阻力、废阻旋转阻力和波阻。

(一) 翼型旋转阻力

由于空气具有粘性、桨叶表面不是很光滑，当空气流过桨叶时，一方面要产生摩擦阻力；另一方面，相对气流在桨叶前缘受到阻滞，压力增大，桨叶后缘有涡流区存在，压力减小，前后出现压力差，从而形成压差阻力。我们把这两种阻力在桨毂旋转平面上的分力，叫翼型旋转阻力，用“ Q ”表示。

(二) 诱导旋转阻力

旋翼产生拉力时，桨盘处诱导速度（ v_i ），会使桨叶来流角（ ϵ ）增加一个角度（ ϵ_i ），参见图 1-13。相对气流合速度（ W ）向下倾斜，桨叶升力（ $Y_{\text{叶}}$ ）向桨叶后缘倾斜。由此产生的旋转阻力，叫诱导旋转阻力，用“ $Q_{\text{诱}}$ ”表示。

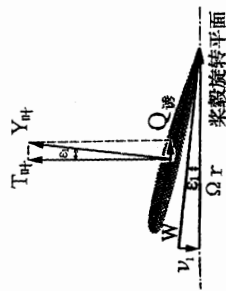


图 1-13 悬停中的诱导旋转阻力

诱导旋转阻力是伴随着旋翼拉力而产生的旋转阻力，只要有旋翼拉力存在，就必然有诱导旋转阻力存在。旋翼拉力越大，则诱导速度也就越大，那么，桨叶来流角也会相应增大，桨叶升力 $Y_{\text{叶}}$ 会更加向后倾斜，致使诱导阻力增加。

(三) 上升旋转阻力

见图 1-14，直升机垂直上升时，上升率为 V_y ，这时，

由上升率引起的相对气流速度的方向与诱导速度方向（ v_i ）相同，引起桨叶切面相对气流合速度（ W ）进一步向下倾斜一个角度（ ϵ_2 ），使桨叶升力（ $Y_{\text{叶}}$ ）向后的倾斜角增大，旋转阻力就增加，由此原因所增加的旋转阻力叫做上升旋转阻力，用“ $Q_{\text{升}}$ ”来表示。

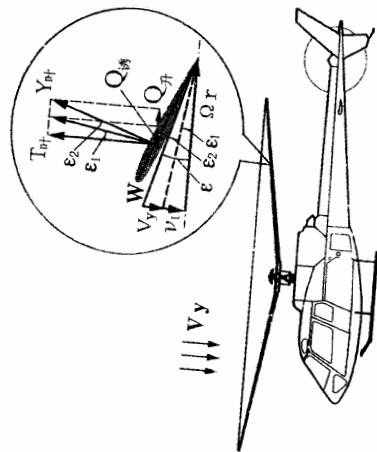


图 1-14 上升旋转阻力

如果直升机垂直下降，则 $V_y < 0$ ，下降率引起的相对气流速度方向与诱导速度方向相反，使桨叶切面相对气流合速度（ W ）向下的倾斜角减小，那么桨叶升力（ $Y_{\text{叶}}$ ）向后的倾斜角减小，桨叶旋转阻力减小，相当于 $Q_{\text{升}} < 0$ 。

(四) 废阻旋转阻力

现以直升机水平飞行为例，说明废阻旋转阻力的形成。为了克服机身等部件产生的空气阻力，直升机水平前飞时，

旋翼锥体必须相应地向前倾斜一个角度, 这时, 直升机相对气流速度在旋翼锥体轴线方向的分速 ($V_{\text{垂}}$), 其方向与诱导速度 (v_i) 方向一致, 使桨叶来流角 (ϵ) 增大一个角度 (ϵ_3), 由此原因所产生的旋转阻力叫做废阻旋转阻力, 用“ $Q_{\text{废}}$ ”表示 (见图 1-15)。

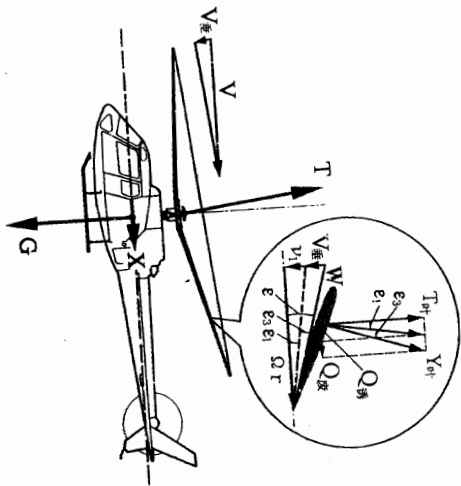


图 1-15 废旋转阻力

(五) 空气压缩性引起的波阻

以上讨论中, 都没有涉及空气压缩性的影响。直升机飞行中, 当翼型的迎面气流速度增加到某一临界值以后, 由于局部激波的出现及发展, 使翼型的阻力系数开始急剧增大。这种由于空气压缩性影响而增加的阻力, 即为波阻, 通常用

“ $Q_{\text{波}}$ ”表示。

综上所述, 桨叶的旋转阻力 ($Q_{\text{叶}}$) 为桨叶的翼型旋转阻力 ($Q_{\text{型}}$)、诱导旋转阻力 ($Q_{\text{诱}}$)、上升旋转阻力 ($Q_{\text{升}}$)、废阻旋转阻力 ($Q_{\text{废}}$) 和波阻 ($Q_{\text{波}}$) 之和。即

$$Q_{\text{叶}} = Q_{\text{型}} + Q_{\text{诱}} + Q_{\text{升}} + Q_{\text{废}} + Q_{\text{波}} \quad (1.31)$$

当然, 这五种旋转阻力并不是在所有的飞行状态下都同时存在, 在某些飞行状态下, (1.31) 式中的某些项可能为零, 大致有以下几种情况。

一般在小速度飞行时, 前行桨叶桨尖速度远没有达到临界速度, 可以不考虑空气压缩性的影响, 因此, 波阻就不存在, 即 $Q_{\text{波}} = 0$, 则有

$$Q_{\text{叶}} = Q_{\text{型}} + Q_{\text{诱}} + Q_{\text{升}} + Q_{\text{废}} \quad (1.32)$$

水平飞行时, 上升率为零, 当然就没有上升旋转阻力, 则

$$Q_{\text{叶}} = Q_{\text{型}} + Q_{\text{诱}} + Q_{\text{废}} + Q_{\text{波}} \quad (1.33)$$

垂直飞行时, 飞行速度为零, 当然就没废阻旋转阻力和波阻, 即 $Q_{\text{废}} = 0$, $Q_{\text{波}} = 0$, 则有

$$Q_{\text{叶}} = Q_{\text{型}} + Q_{\text{诱}} + Q_{\text{升}} \quad (1.34)$$

直升机在悬停时, 飞行速度为零, 则 $Q_{\text{废}} = 0$, $Q_{\text{波}} = 0$,

升降率为零, 则 $Q_{\pi}=0$, 那么

$$Q_{\text{叶}} = Q_{\text{型}} + Q_{\text{诱}} \quad (1.35)$$

二、旋转阻力矩

桨叶旋转阻力 ($Q_{\text{叶}}$) 绕桨轴所构成的力矩, 叫桨叶的旋转阻力矩, 用 $M_{\text{叶}}$ 表示。显然

$$M_{\text{叶}} = Q_{\text{叶}} \cdot L \quad (1.36)$$

$M_{\text{叶}}$ ——一片桨叶的旋转阻力矩 (牛顿·米)

$Q_{\text{叶}}$ ——一片桨叶的旋转阻力 (牛顿)

L ——桨叶旋转阻力着力点至桨轴的距离 (米)

旋翼各片桨叶的旋转阻力矩之和, 即为旋翼的旋转阻力矩, 对于 k 片桨叶的旋翼而言, 可用下式表示

$$M_{\text{旋翼}} = k M_{\text{叶}} \quad (1.37)$$

三、旋翼所需功率

旋翼在旋转中为了克服旋翼旋转阻力矩, 所需的功率叫旋翼所需功率, 用 $N_{\text{需}}$ 表示。由力学原理知, 旋转物体所需功率, 与其旋转角速度和阻力力矩成正比。即

$$N_{\text{需}} = M_{\text{旋翼}} \cdot \Omega / 1000 \quad (1.38)$$

$N_{\text{需}}$ ——旋翼所需功率 (千瓦)

$M_{\text{旋翼}}$ ——旋转阻力矩 (牛顿·米)

Ω ——旋翼的旋转角速度 (弧度/秒)

旋翼旋转克服桨叶翼型旋转阻力、诱导旋转阻力、上升旋转阻力、废阻旋转阻力和波阻所消耗的功率, 分别称为翼型阻力功率 ($N_{\text{型}}$)、诱导阻力功率 ($N_{\text{诱}}$)、上升阻力功率 ($N_{\text{升}}$)、废阻力功率 ($N_{\text{废}}$) 和波阻功率 ($N_{\text{波}}$)。

旋翼所需功率 ($N_{\text{需}}$), 也可写成如下形式

$$N_{\text{需}} = N_{\text{型}} + N_{\text{升}} + N_{\text{诱}} + N_{\text{废}} + N_{\text{波}} \quad (1.39)$$

对某些飞行状态, (1.39) 式中有些项可能为零。因此, 旋翼所需功率的表达式具有不同形式, 例如, 在不考虑空气压缩性时, $N_{\text{波}}=0$, 故

$$N_{\text{需}} = N_{\text{型}} + N_{\text{升}} + N_{\text{诱}} + N_{\text{废}} \quad (1.40)$$

水平飞行时, 因 $N_{\text{升}}=0$, 故

$$N_{\text{水平}} = N_{\text{型}} + N_{\text{诱}} + N_{\text{废}} + N_{\text{波}} \quad (1.41)$$

垂直飞行时, 因飞行速度不大, 可以认为 $N_{\text{废}}=0$, $N_{\text{波}}=0$, 故

$$N_{\text{垂直}} = N_{\text{型}} + N_{\text{升}} + N_{\text{诱}} \quad (1.42)$$

悬停时, $N_{\text{升}}=0$, $N_{\text{废}}=0$, $N_{\text{波}}=0$, 故

$$N_{\text{悬停}} = N_{\text{型}} + N_{\text{诱}}$$

(1.43)

需要特别指出的是关于诱导阻力功率的问题，我们知道，旋翼要产生拉力，就会产生诱导速度，必须消耗诱导阻力功率。诱导阻力功率随诱导速度的增大而增大。在悬停时，诱导速度比较大，诱导阻力功率损失也就比较大，约占旋翼所需功率的 60~70%。可见，尽可能地降低诱导阻力功率的消耗是十分有意义的，这也是直升机的旋翼半径总是做是比较大的另一个重要原因。

四、影响旋翼所需功率的因素

(一) 直升机的重量对所需功率的影响

直升机重量增加，克服重力需要的拉力增大。所需拉力增大，诱导速度和来流角也会增大，使桨叶升力增大和向后倾斜，诱导旋转阻力和诱导阻力功率增加。这就是直升机的载重量增加时，必须使用大功率的道理。

(二) 垂直飞行对所需功率的影响

直升机以一定速度作垂直上升时，由于上升所引起的相对气流速度 (V_r) 和诱导速度方向一致，一方面，会使相对气流合速度 (W) 更加偏离桨毂旋转平面，来流角增大，桨叶迎角减小，拉力减小。为了保持拉力仍基本等于重力，使直升机能作等速上升，必须增大桨叶的安装角，以保持桨叶迎角不变；另一方面，由于垂直上升产生一定的上升阻力，使所需功率增大，必须相应地增大输出功率，以取得功率平衡。

同理，直升机以一定下降率作垂直下降时，所需功率比

悬停时小。当直升机的下降率大于悬停诱导速度后，负的升阻功率 ($-N_r$) 可以抵消旋翼旋转所需的型阻功率和诱导功率，即使发动机停车也可以使旋翼稳定旋转，这就是旋翼能够自转的原因。关于旋翼自转问题，我们将在第八章详细分析。

(三) 前飞速度对所需功率的影响

平飞中，旋翼旋转所需功率，除用来克服诱导旋转阻力、翼型旋转阻力以外，还要用来克服直升机各个部分在平飞中所产生的空气阻力，在大速度飞行时还要克服波阻。

前飞速度增大，旋翼前行桨叶的相对气流合速度增大，翼型旋转阻力增大。后行桨叶相对气流合速度减小，翼型旋转阻力减小。但对整个旋翼来说，可以认为克服翼型旋转阻力所消耗的功率基本上不随飞行速度而变化。

悬停中诱导速度是很大的，旋翼克服诱导旋转阻力的所需功率也很大。随着飞行速度增加，单位时间内通过旋翼的空气流量增多，根据质量守恒原理，产生同样大的拉力，就必须减小诱导速度。由 (1.12) 式可以看出，当旋翼拉力一定时，前飞速度越大，前飞诱导速度越小。诱导速度减小，来流角减小，桨叶升力向后倾斜量也减小，因而诱导旋转阻力减小，所以，随前飞速度增大，旋翼所需诱导功率减小。飞行速度增大时，机身、起落架等所产生的空气阻力值，前行桨叶上会产生局部激波，进而形成波阻，使波阻功率显著增大。

综上所述，前飞速度对旋翼所需功率影响是很大的，诱导功率、型阻功率、废阻功率以及总的旋翼所需功率随前飞

速度的变化规律见图 1—16。直升机旋翼所需功率随前飞速度的变化曲线，是分析直升机飞行性能的重要依据，我们将在后几章中经常用到。

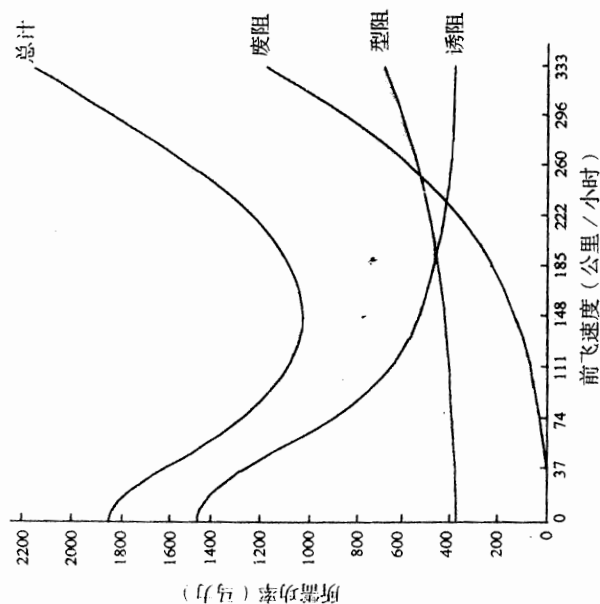


图 1—16 旋翼所需功率随前飞速度的变化

(四) 空气密度对所需功率的影响
空气密度增大；翼型旋转阻力增加，故翼型阻力功率和诱导阻力功率增大。但空气密度增大，单位时间内通过旋翼的空气质量增多，获得同样大的拉力，诱导速度减小，因而克

服诱导旋转阻力所消耗的功率减小。

(五) 旋翼桨叶外形、表面光洁度对所需功率的影响
旋翼桨叶特别是桨尖部分，常以较大速度作旋转运动，如果桨叶变形、表面划伤、压痕等，都会使旋翼的翼型旋转阻力和消耗于翼型旋转阻力的功率增加，致使旋翼的所需功率增大。

第四节 桨叶的挥舞运动与摆振运动

直升机在前飞、后退飞行或侧飞中，旋翼各桨叶周向相对气流会出现明显的不对称现象。本节从研究这一运动特点入手，以直升机前飞为例分析桨叶的挥舞运动与摆振运动。研究桨叶的挥舞运动与摆振运动的目的，是为进一步分析直升机的稳定性、操纵性以及直升机的振动打下必要的基础。

一、旋翼桨叶的周向相对气流

(一) 轴流状态下旋翼桨叶的周向相对气流
直升机在无风条件下作垂直升、降或悬停，都可以认为旋翼处于垂直飞行状态，也称轴流状态。

为了便于说明旋翼桨叶所在的位置，从上方俯视旋翼，以桨叶在直升机正后方为 0° ，顺旋转方向计算方位角，对于俯视顺时针旋翼直升机，桨叶在正左方为 90° ，正前方为 180° ，正右方为 270° ；对于俯视逆时针旋翼直升机，桨叶在正右方为 90° ，正前方为 180° ，正左方为 270° 。

直-5、米-8、直-9、直-11等直升机，都为俯视顺时针旋翼直升机。而直-8、UH-60“黑鹰”直升机，都是俯视逆时针旋翼直升机。

在无风情况下，直升机在空中悬停或垂直直升、降时，旋翼处在轴流状态下，桨叶各切面的周向气流速度 u 的大小，等于该切面的圆周速度，且不随方位角改变。即

$$u = \Omega r \quad (1.44)$$

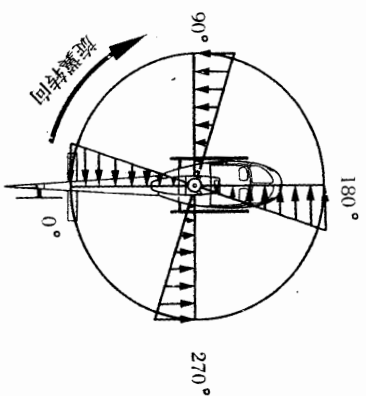


图 1-17 轴流状态下旋翼桨叶的周向气流分布

在轴流状态下，旋翼桨叶的周向气流速度相对旋转中心是对称的。

(二) 前飞状态下旋翼桨叶的周向相对气流

直升机作前飞时，可以认为旋翼处在斜流状态。在此状态下，桨叶各切面的周向气流速度，在不同的方位是不相同的。桨叶各切面的周向气流速度，是由旋翼转动和直升机前

飞两种情况所引起的周向气流速度合成的，因此，它是随桨叶转到不同方位而改变的。直升机前飞时旋翼桨叶周向气流分布情况见图 1-18A。

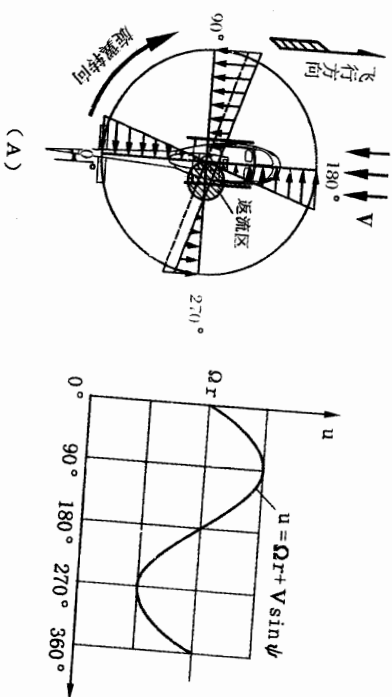


图 1-18 前飞时桨叶周向气流分布

设直升机前飞速度为 V ，旋翼迎角很小，则桨叶某一切面的周向相对气流速度 u 应为

$$u = \Omega r + V \sin \psi \quad (1.45)$$

也可以写作

$$u = \Omega r + \mu \Omega r \sin \psi \quad (1.46)$$

式中， μ 为前进比。

由此可见,直升机前飞时,旋翼桨叶的周向气流速度 u , 其大小是随旋翼转速 Ω 、旋转半径 r 、飞行速度 V 和桨叶所在的方位角 ψ 等因素而改变的。图 1-18B 是桨叶某一平面周向气流速度 u 随方位角 ψ 的变化情况。

归纳起来,在 $\psi = 0^\circ \rightarrow 90^\circ \rightarrow 180^\circ$ 的前行桨叶区,桨叶各切面的周向气流速度在 Ωr 基础上均增加 $V \sin \psi$ 。当 $\psi = 90^\circ$ 时,桨叶各切面的周向气流速度值最大;而在 $\psi = 180^\circ \rightarrow 270^\circ \rightarrow 360^\circ$ 的后行桨叶区,桨叶各切面的周向气流速度在 Ωr 的基础上均减小 $V \sin \psi$, 当 $\psi = 270^\circ$ 时,桨叶各切面的周向速度最小。

必须指出,桨叶切面的周向气流速度不仅要随方位角的不同而变化,而且在不同半径处,桨叶切面的周向气流速度也是不同的。由于越靠近桨根处周向相对气流速度越小,这样,当桨叶从 180° 方位转到 360° 方位过程中,由于前飞所引起的相对气流速度,在靠近桨根的某个区域内,周向气流不是由桨叶前缘流向桨叶后缘,而是由桨叶后缘流向桨叶前缘。这种反向流动的气流,叫做“返流”。旋翼上存在返流的区域叫“返流区”(见图 1-18A 的阴影部分)。

在返流区边界上,桨叶切面的周向气流速度为零,根据这个条件可以确定返流区范围及边界为

$$u = \Omega r + V \sin \psi \leq 0 \quad (1.47)$$

$$r \leq -\frac{V}{\Omega} \sin \psi \quad (1.48)$$

$$r \leq -\mu R \sin \psi \quad (1.49)$$

上式表明,返流区的区域是一个以极坐标 (ψ, r) 表示的直径为 V/Ω (或 μR) 的圆。事实上,取 $\psi = 270^\circ$, $\sin \psi = -1$ 时,求得的 r 值,即为旋翼返流区的直径 d 。于是

$$d = \frac{V}{\Omega} = \mu R \quad (1.50)$$

返流区越大,表明旋翼相对气流的不对称性越严重。返流区的大小同飞行速度和旋翼转速有关,前飞速度一定时,转速越大,返流区越小;转速一定时,前飞速度越大,返流区越大。如果返流区超过允许范围,旋翼拉力将降低,所以,直升机的最大允许速度受返流区的限制。

二、旋翼的水平铰与桨叶的自然挥舞运动

(一) 旋翼水平铰的作用

直升机前飞时,由于旋翼周向气流不对称,在周向气流速度大的一边,桨叶产生的拉力大;在周向相对气流小的一边,桨叶产生的拉力小。这样,就形成了旋翼左右两边拉力不对称。如果旋翼的桨叶与桨毂采用刚性连接,就会形成较大的横侧不平衡力矩,迫使直升机向一侧翻倒。此外,没有水平铰的旋翼,桨叶拉力会使桨叶根部受到很大的弯矩,桨叶拉力发生周期性变化,也会使桨叶根部受到的弯矩发生周期性变化,桨叶在这种交变弯矩作用下,很容易疲劳损坏。

为了克服上述缺陷, 最简便的方法就是采用具有水平铰的旋翼。具有水平铰的旋翼, 当桨叶的周向气流速度增大, 拉力因而增大时, 桨叶可绕水平铰向上挥舞; 而当周向气流速度减小, 拉力减小时, 桨叶可绕水平铰向下挥舞, 故而, 水平铰又称为挥舞铰。在桨叶挥舞中所引起的桨叶迎角改变, 又会使桨叶的拉力发生变化, 这样, 将引起旋翼拉力的再分布, 从而减轻了拉力不对称的程度。见图 1-18B 所示, 在方位角 0° 到 180° 范围内, 因周向气流速度均有不同程度的增大, 所以, 桨叶是向上挥舞的。由于桨叶向上挥舞, 拉便产生自上而下的挥舞相对气流, 这会使桨叶迎角减小, 拉力减小。且向上挥舞速度越大, 桨叶迎角减小得越多, 拉力减小的越多。同理, 桨叶从方位角 180° 转到 360° 时, 桨叶因周向气流减小而拉力减小。与此同时, 桨叶绕水平铰向下挥舞。由此产生的挥舞相对气流, 又使桨叶迎角增大, 拉力增大。这样以来, 桨叶通过上下挥舞, 自动调整了本身拉力, 使拉力大致保持不变, 拉力不对称也就消除了。通常把这种不是因操纵而引起的桨叶挥舞运动, 叫做桨叶的自然挥舞运动。

此外, 因水平铰不能传递挥舞面内的弯矩, 这样, 桨叶拉力形成的弯矩在水平铰处变为零。因此, 采用水平铰能大大提高桨叶的抗疲劳强度, 并因而减轻桨叶的结构重量。必须指出, 不带水平铰的旋翼, 其挥舞运动是通过其它方式实现的, 道理同水平铰是一样的。

(二) 轴流状态下桨叶的自然挥舞运动

1. 桨叶在挥舞平面上的受力与旋翼锥角的形成
旋翼不旋转时, 桨叶受本身重力的作用而下垂。直升机

在垂直飞行状态(轴流状态), 每片桨叶受到的作用力, 除桨叶自身重力外, 还有桨叶的拉力和惯性离心力。参见图 1-19A, 桨叶重力 $G_{叶}$ 垂直于地面, 它对水平铰形成的力矩使桨叶下垂。桨叶拉力 $T_{叶}$ 其方向垂直于桨叶的轴线, 它对水平铰构成的力矩, 要把桨叶举起。惯性离心力 $F_{离}$ 作用在桨叶重心上, 其作用线垂直于旋转轴。它对水平铰所形成力矩, 力图保持桨叶作水平转动。由于桨叶拉力比重力大得多, 所以, 桨叶在三个力矩作用下, 会平衡在上扬的某一个位置上。桨叶自桨毂旋转平面扬起的角度, 用 a_0 表示。由于桨叶的惯性离心力很大, 所以, a_0 实际并不大, 一般为 $3^\circ \sim 10^\circ$ 。

在轴流状态下, 由于旋翼周向气流是对称的, 每片桨叶在旋转一周中, 拉力和惯性离心力不变, 因此, 桨叶在各个方位向上扬起的角度 a_0 均相同。此时的角度 a_0 就是桨叶在各方位的挥舞角 β 。旋翼桨叶的这种挥舞形式, 称为“均匀挥舞”。

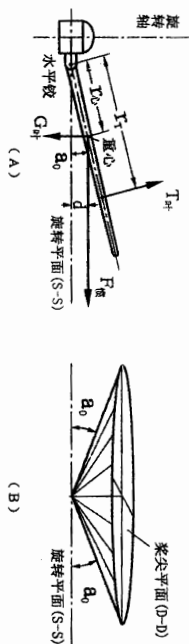


图 1-19 轴流状态下桨叶的自然挥舞

既然轴流状态下各片桨叶的挥舞角相同, 即 $\beta = a_0$, 那么旋翼的旋转轨迹应是一个倒置圆锥, 如图 1-19B 所

点, 对于理解直升机的操纵原理, 是很有必要的。

1. 旋翼锥体的后倒角 a_1

直升机前飞时, 旋翼桨叶周向气流速度的周期性变化引起桨叶挥舞。当桨叶由 0° 向 90° 方位转动时, 周向气流速度由基准值 Ωr 不断增大, 其增量为 $V \sin \psi$, 促使桨叶拉力增大, 且向上挥舞, 并在上挥过程中, 使上挥速度和挥舞角不断增大。至 $\psi = 90^\circ$ 方位时, $V \sin \psi$ 开始减小, 上挥速度也由最大值开始减小, 而桨叶也就以逐渐减小的速度继续上挥。直至 $\psi = 180^\circ$ 方位, $V \sin \psi = 0$, 周向气流速度恢复至基准值, 上挥速度也减小至零, 桨叶在该处上挥至最高位置, 挥舞角 β 达到最大。当桨叶转过 180° 方位以后, 周向气流速度由基准值继续减小, 桨叶由最高位置开始下挥。与前行桨叶上挥过程的分析相似, 后行桨叶在 270° 方位, 下挥速度最大。在 360° 方位, 桨叶的下挥速度减小到零, 桨叶下挥至最低位置, 即挥舞角 β 达到最小值。

综上所述, 直升机前飞时, 旋翼每转一周, 桨叶挥舞速度和挥舞角分别出现一次周期性变化。桨叶在 90° 方位上挥速度最大, 在 270° 方位下挥速度最大; 桨叶在 180° 方位挥舞最高, 在 360° 方位挥舞最低。挥舞角的变化比挥舞速度的变化滞后 90° 。直升机在前飞中, 由于周向气流不对称, 桨叶自然挥舞的结果, 使旋翼锥体向后倾斜了一个角度, 这时旋翼的锥体轴线与旋翼轴线不再重合, 二者的夹角称为旋翼锥体的后倒角。后倒角用 a_1 来表示, 见图 1-21。前飞速度越大, 旋翼周向气流不对称越严重, 旋翼锥体后倒角 a_1 也越大。

2. 旋翼锥体的侧倒角 b_1

示, a_0 称为旋翼锥度或旋翼锥角, 锥形轨迹称为旋翼锥体, 桨尖轨迹圆是旋翼锥体的底面。

2. 轴流状态下的旋翼拉力

如上所述, 直升机在轴流状态下, 旋翼每片桨叶所受到的力有: 桨叶拉力 T_{Ht} 、桨叶重力 G_{Ht} 和惯性离心力 F_{Ht} , 当这些力对水平铰构成的力矩取得平衡时, 桨叶自旋转平面向上扬起, 并形成一定的锥角 a_0 。根据力学原理, 拉力 T_{Ht} 、重力 G_{Ht} 和惯性离心力 F_{Ht} 的合力 F_{Ht} , 其作用线必须通过水平铰并使桨叶形成一定的锥角 a_0 。将桨叶合力 F_{Ht} 按平行四边形法则相加, 就可得到旋翼形成锥体时的旋翼拉力 T 。旋翼拉力的方向垂直于桨毂旋转平面或者说平行于旋翼的旋转轴, (见图 1-20), 此时的旋翼拉力 T 也垂直于桨尖平面 (D—D 平面)。

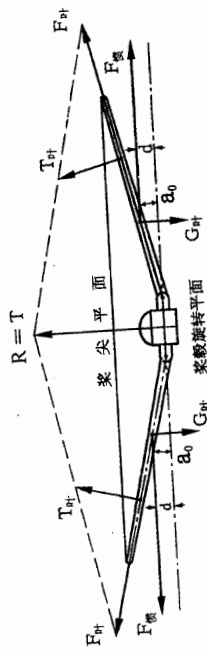


图 1-20 轴流状态下的旋翼拉力

(三) 前飞状态下桨叶的自然挥舞运动
直升机前飞时, 桨叶要作有规律的自然挥舞, 而这种挥舞运动是由不同原因引起的。了解桨叶挥舞运动的原因及特

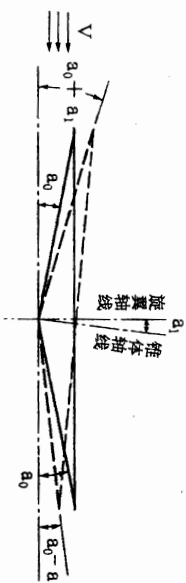


图 1—21 前飞时旋翼锥体的后倒角

(1) 由于桨叶“上反效应”引起的侧倒角

直升机前飞时，由于旋翼锥体的存在，在旋翼的前半圆 $\psi = 90^\circ \rightarrow 180^\circ \rightarrow 270^\circ$ 方位内，相对气流自下而上吹向桨叶，使桨叶迎角增大；在后半圆 $\psi = 270^\circ \rightarrow 0^\circ \rightarrow 90^\circ$ 方位内，是自上而下吹向桨叶，使桨叶迎角减小，而且，其迎角变化量随方位角变化呈周期性变化。桨叶迎角的周期性变化又将引起桨叶的挥舞，在 180° 方位，桨叶迎角增加量 $\Delta\alpha$ 最大，力图使桨叶向上挥舞，且上挥速度也积累至最大；至 270° 方位 $\Delta\alpha$ 为零；在 0° 方位，桨叶的迎角减小量 $-\Delta\alpha$ 最大，桨叶迎角减小最多，下挥速度积累到最大；在 90° 方位， $\Delta\alpha$ 为零。由于桨叶的“上反效应”引起的挥舞角也滞后挥舞速度 90° 相位，这样以来，由此原因引起的桨叶挥舞结果是，在 270° 方位桨叶上挥位置最高，在 90° 方位桨叶下挥位置最低。旋翼锥体向 90° 方位倾斜一个角度。

(2) 桨叶的挥舞调节作用对侧倒角的影响

许多直升机的旋翼具有这样的构造特点：当它的桨叶上挥时，变距拉杆拉住变距摇臂使桨叶角减小；桨叶下挥时，变距拉杆顶住变距摇臂使桨叶角增大。桨叶角的大小随桨叶挥舞角的变化而变化的这一特点，称为桨叶的挥舞调节。

桨 叶

具有挥舞调节作用是由旋翼的构造特点决定的。参见图 1—22，桨叶变距摇臂与变距拉杆的连接点 A，位于水平铰

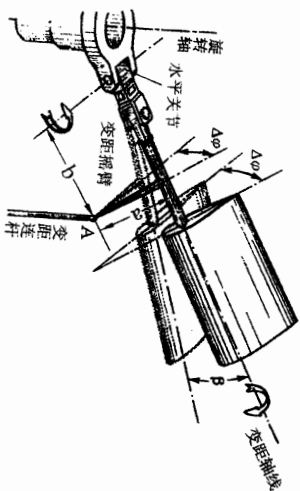


图 1—22 桨叶的挥舞调节作用

轴线之外。设节点 A 离水平铰轴线距离为 b ，离轴向铰轴线的距离为 a ，象这样的旋翼结构就具有挥舞调节作用。例如，桨叶向上挥舞时，由于桨叶绕水平铰向上抬起，A 点也要向上运动，但只要操纵机构不动，A 点就不可能向上移动。其结果必然是变距拉杆要拉着桨叶变距摇臂绕轴向铰转动，使桨叶迎角减小。同理，桨叶向下挥舞时，由于 A 点位置不变，变距拉杆要顶住变距摇臂使桨叶角变大。

桨叶挥舞调节作用的大小，可用挥舞调节系数 K 来衡量

$$K = -\frac{\Delta\varphi}{\Delta\beta} = \frac{b}{a} \quad (1.51)$$

式中， $\Delta\beta$ 为挥舞角变化量； $\Delta\varphi$ 为桨叶角变化量，在来流角一定的情况下，也是桨叶迎角的变化量。从这个式子可以看出，在 a 值一定时， b 值越大，桨叶的挥舞调节作用越强；

反之则越弱。

前面已知，直升机前飞时，由于旋翼周向气流不对称造成旋翼锥体后倾，在 180° 方位，桨叶上挥角度最大，而在 0° 方位下挥角度最大。由于桨叶挥舞调节作用的存在，桨叶在 180° 方位，迎角减小量最多，桨叶拉力也减小最多，向下的挥舞加速度最大；桨叶在 0° 方位，迎角增加最多，向上的挥舞加速度最大。由于挥舞角的变化总是滞后挥舞加速度 90° 相位，这样以来，由于桨叶挥舞调节的作用，使桨叶在 270° 方位挥舞位置最低，在 90° 方位挥舞位置最高。总之，由于桨叶的挥舞调节作用使旋翼锥体向 270° 方位倾斜一个角度。

综上所述，直升机在前飞中，由于桨叶“上反效应”引起锥体向 90° 方位侧倒，由于桨叶的挥舞调节作用使旋翼锥体向 270° 方位侧倒。这两个因素对旋翼锥体侧倒方向的影响是相反的，旋翼锥体最终的侧倒方向，取决于这两个因素的综合影响，一般直升机的旋翼锥体都是向 270° 方位侧倒。并且，我们规定旋翼锥体轴在侧向与旋翼轴之间的夹角为旋翼锥体的侧倒角 b_1 。

3. 前飞中旋翼锥体的倾斜方向

依据前面对旋翼锥体后倒角和侧倒角的分析可知，直升机前飞时，旋翼锥体要向侧后方倾斜，通常，对于俯视顺时针旋翼直升机来说，要向右后方倾斜；对于俯视逆时针旋翼直升机来说，要向左后方倾斜。这时，桨叶挥舞的最高点，既不在正前方，也不在正侧方，而在 $130^\circ \sim 150^\circ$ 方位上。桨叶挥舞的最低点则在 $310^\circ \sim 330^\circ$ 方位上。

三、旋翼的垂直铰与桨叶的摆振运动

(一) 哥氏力的产生和危害

旋翼采用水平铰，解决了前飞时旋翼出现的拉力不对称和交变弯矩问题，但又产生了新的矛盾，这就是桨叶绕水平铰上下挥舞时，还会受到哥氏力的作用。

桨叶绕水平铰上下挥舞时，每片桨叶的重心至旋翼轴的距离都在不断变化。桨叶向上挥舞时，桨叶重心至旋翼轴的距离减小；向下挥舞时，距离增大。这样桨叶上下挥舞时，桨叶重心就有了径向速度，必定要受到哥氏力的作用。当桨叶向上挥舞时，桨叶重心内移，在桨叶上会产生一个与旋翼旋转方向相同的哥氏力，力求使桨叶加速旋转。桨叶向下挥舞时，桨叶重心外移，桨叶受到的哥氏力方向与旋翼的旋转方向相反，力求使桨叶减速旋转。

直升机前飞时，由于旋翼周向气流速度不对称，会引起桨叶空气阻力的周期性变化，再加上哥氏力这个交变力的作用，就会使桨叶根部受到很大的交变弯矩，容易使桨叶因材料疲劳而提前损坏。此外，过大的交变载荷传到机体上，还会引起振动的显著增大。

(二) 垂直铰的作用与桨叶的摆振运动

在疲劳强度高的新材料出现之前，要解决这个问题，就需要增大桨叶与桨毂连接处的截面，从而使旋翼的结构变得十分笨重。解决上述问题的有效方法之一，就是在旋翼上设置垂直铰，使桨叶可以在旋转面内绕垂直铰前后摆动，进而使旋转平面内的各种交变弯矩减小到零，改善桨叶的受力情况，结构重量和振动也相应地减轻了。

桨叶绕垂直铰的前后摆动，就称为桨叶的摆振运动。桨

叶上挥时，哥氏力欲使桨叶加速旋转，桨叶可绕垂直铰向前摆动一个角度；当桨叶下挥时，哥氏力欲使桨叶减速旋转，桨叶可绕垂直铰向后摆动一个角度。

需要指出的是，如果桨叶绕垂直铰的摆振角过大，就会使旋翼重心过多地偏离桨毂中心，由此产生不平衡的惯性离心力会引起直升机振动。在某些情况下，还会使直升机发生地面共振。为了防止桨叶绕垂直铰摆动过大而引起直升机振动，大部分直升机都在垂直铰上设置有减摆器和限位块，将桨叶的摆振角限制在一个很小的范围内。另外，没有垂直铰的旋翼，也存在着摆振运动，其桨叶的摆振运动大都靠其它方式实现的。

第五节 尾桨的空气动力

单旋翼直升机的旋翼工作时，必然会产生一个与旋翼旋转方向相反的反扭矩（亦称反作用力矩），为保持直升机的方向平衡，普遍采用的解决方案就是在直升机的尾梁后段安装一个尾桨。尾桨的作用有两个：一是平衡旋翼的反扭矩，二是保证直升机的方向稳定性和操纵性。尾桨空气动力产生的一般原理，同旋翼很相似，本节主要介绍尾桨的工作特点和尾桨空气动力变化的一般规律。

一、尾桨的基本工作情形

尾桨转动的能源来自旋翼轴。旋翼转动时，通过尾轴、

中减速器、尾减速器带动尾桨旋转。无论直升机发动机是否工作，只要旋翼转动，尾桨就会转动。按照传动机构的设计，尾桨转速通常要比旋翼大3~6倍。

与旋翼桨叶类似，尾桨桨叶工作时，也要变距，也会产生挥舞。但尾桨毂的结构通常比旋翼桨毂简单，一般不设垂直铰。目前我国使用的直升机尾桨，大部分采用万向接头方式。

如前所述，直升机在既定的环境中飞行，其旋翼拉力的大小主要由桨距和飞行速度确定。尾桨也一样，从旋翼到尾桨是由齿轮机构传动的，旋翼转速不变，尾桨的转速也不会变，尾桨拉力的大小也是由尾桨桨距和飞行速度确定的。不同的是，旋翼的变距是单向的，而尾桨的变距则是双向的，旋翼拉力不可能向下，而尾桨的拉力却可以向左，也可以向右。

在大多数场合，为了平衡旋翼的反扭矩，尾桨拉力是指向90°方位的，也就是，俯视顺时针旋翼直升机尾桨拉力的方向向左，俯视逆时针旋翼直升机尾桨拉力的方向向右，尾桨拉力的改变是通过改变尾桨桨距，进而改变桨叶迎角实现的。比如，米—8直升机在平飞中，如果蹬右舵，则尾桨桨距增大，尾桨的桨叶迎角也随之增大，尾桨向左的拉力就会增大。如果回右舵（或者蹬左舵），则尾桨桨距减小，桨叶迎角也随之减小，尾桨向左的拉力就会减小。如果蹬左舵量比较大，尾桨桨距可能为负值，产生负的桨叶迎角，这时，尾桨的拉力方向就可能指向右边。其它直升机改变尾桨拉力的过程也大致如上。

本上是随前飞速度的增加而减小的。

三、尾桨的工作限制和尾桨失效

由于尾桨的转速比旋翼高得多，而且大部分直升尾桨又都是在旋翼尾流的范围内工作，容易同旋翼发生气动干扰，再加上尾桨自身的结构特点。在实际操纵中，必须对尾桨的工作加以限制。飞行中，直升尾桨还可能发生各种失效现象，虽然造成上述问题的成因是多方面的，但是，为了更全面地了解尾桨的工作，在这里还是应该作简单的介绍。

(一) 尾桨的工作限制

1. 对尾桨变距速率的限制

过快地改变尾桨桨距，将在尾桨桨叶上形成巨大的哥氏力，由于多数尾桨没有垂直铰和减摆器，这种力就会直接作用在尾桨桨毂上，可能造成尾桨桨毂的损坏。为此，不少直升机都规定了从一个方向蹬满舵，到另一个方向蹬满舵的最短时间，以此来限制尾桨的变距速率。

2. 对尾桨变距范围的限制

由于直升机飞行中，旋翼反扭矩的变化幅度是比较大的，尾桨的变距范围也比旋翼桨叶的变距范围大得多。但是，在低空、低温条件下，由于大气密度增加，尾桨效率很高，过大的变距范围会造成尾桨负荷过重，从而损坏尾桨桨毂或尾桨传动机构。为此，有些直升机专门安装了脚踏活动范围限制器，目的就是为了解决这一问题。

3. 对直升机方向机动的限制

许多直升机都对最大偏转角速度作了限制，这里既有结构方面的原因，也有气动方面的原因。从结构方面讲，直升

二、与基本飞行状态相适应的尾桨拉力

与旋翼的工作状态相类似，尾桨的工作状态，也有几种样式：直升悬停时，尾桨的工作状态与旋翼的悬停状态相似；直升侧飞或悬停回转时，尾桨的工作状态与旋翼侧飞状态相似；直升前飞时，尾桨的工作状态类似于旋翼前飞；直升前飞时，尾桨也处于前飞状态。

直升由地面工作转入悬停时，旋翼功率是逐渐增大的，反扭矩也是逐渐增大的，为了保持方向不变，需用尾桨拉力也必然相应增大，飞行员需要向 270° 方位蹬舵，也就是俯视图顺时针旋翼直升需要右舵，俯视图逆时针旋翼直升需要左舵。蹬舵的目的，是为了增加尾桨桨距，从而增大尾桨拉力。获得方向平衡。反之，直升由悬停下降至接地转为地面工作时，飞行员需要回舵，以减小尾桨拉力。

侧飞时，直升处于侧滑状态，尾桨类似于垂直飞行时的旋翼。当直升向旋翼前行桨叶方侧飞时，尾桨的工作就像垂直上升时的旋翼，相对气流来流角增大，为了保持尾桨拉力不变，需要向旋翼的后行桨叶方蹬舵，以增大尾桨桨叶的桨距。当直升向旋翼的后行桨叶方侧飞时，尾桨的工作就像垂直下降时的旋翼，相对气流来流角减小，为保持尾桨拉力不变，需要向旋翼前行桨叶方蹬舵。

直升前飞时，尾桨与旋翼都处于前飞状态，从第三节可以知道，从悬停到最大平飞速度，旋翼需用功率是先减小后增加，反扭矩当然也是先减小后增加，相应的尾桨拉力也应该是先减小后增加。但是，同旋翼拉力受前飞速度影响的情况一样，尾桨的拉力也要随前飞速度的增加而增大。将这两方面的作用综合起来，实际上，大部分直升机的蹬舵量基

机急剧地进入或改出侧滑时,尾桨桨叶的大幅度挥舞可能使桨叶根部或万向接头式尾桨桨毂壳体撞击限位块,造成结构损坏,在大速度飞行时,这种危害是很严重的。气动方面的原因,主要是过大的偏转角速度,可能导致尾桨的效能降低,甚至进入尾桨涡环。

总之,直升机一般不适合大动作量的粗暴蹬舵,这个特性是每个直升机飞行员都应该清楚的。

(二) 尾桨失效

尾桨失效是指直升机尾桨不能正常工作,不能起到它应有的作用。造成尾桨失效的原因有气动方面的,有机械方面的,也有直升机的飞行环境造成的。通常所说的尾桨失效一般包括三种情况:尾桨涡环、尾桨效能降低和尾桨机械故障。其中,尾桨涡环和尾桨效能降低主要是由气动原因引起的,与飞行员的操纵、飞行环境等因素有关,这个问题将在第八章中进行分析。尾桨机械故障则是指尾桨本身和尾桨传动系统的故障,一般都是由机械原因造成的,从现象上说,包括振动、效率下降、桨距失控、卡滞或自动增至极限位置。关于这方面的分析及处置请参看各机型的《直升机构造》和《飞行员驾驶守则》。

第六节 直升机的气动布局

在直升机发展的初期,并没有哪一种布局的直升机占有主导地位,不同的设计者根据自己的理解和喜好,设计出各

式各样的垂直飞行器。但是经过多年的实践,其它布局的直升机大多失去了热衷者,唯有单旋翼带尾桨的直升机势头未减,占据主导地位,成为目前应用最为广泛的一种直升机。单旋翼带尾桨直升机构造简单,操纵灵便,确有其显著的优点,目前我军装备的直升机都是这种布局的。

事实上,同是单旋翼带尾桨直升机,不同的机型,虽然共性的方面很多,但是,在气动布局上也可能存在着较大的差别,其气动部件的形状、安装部位、部件配置、参数选择等等都可能不一样。不同的气动布局必然会产生不同的气动特点,而不同的气动特点又会直接影响到直升机的性能和操纵。我军目前装备的直升机机型较多,对于飞行员来说,了解不同布局的气动特点和设计师的特殊考虑,对于掌握机型特点是有益的。本节将对单旋翼带尾桨直升机的气动布局特点进行简要介绍。本节内容在叙述过程中用到了许多后几章的知识,列为选学内容。

一、旋翼的布局和工作参数选择

(一) 旋翼旋转方向

一般来说,美国的一些直升机喜欢采用俯视逆时针旋翼,法国、俄罗斯等多数国家喜欢采用俯视顺时针旋翼,我军直升机中“黑鹰”和直—8是俯视逆时针旋翼,其它机型都是俯视顺时针旋翼。从气动特性来说,两者并没有明显的差别。但是,如果采用并列式双驾驶员座舱,并指定左座为机长位置,那么还是采用俯视顺时针旋翼好一些。这主要是在悬停和起、降中,飞行员的视线方向与飞行员小臂的移动方向一致,操纵动作比较自然的缘故。

(二) 旋翼轴前倾角

为了降低燃料消耗率,设计师通常把直升机以巡航速度飞行时的姿态,选为接近水平姿态,使阻力最小。这样,飞行中旋翼桨盘就必须前倾,以便形成足够的水平拉力与阻力相平衡。比较方便的做法是将旋翼轴设计成向前倾斜的,前倾角通常为 5° 左右。但是前倾角过大也不好,这会造成消速及悬停时直升机的姿态很大,飞行员在下滑至临近降落场地时,反而因机头遮挡看不到降落场,严重影响观察与操纵。严格地说,前倾旋翼轴对悬停操纵与空气动力设计都不算有利,今后可能会有更好的解决方案。

(三) 旋翼直径

根据本章第二节和第三节分析,大的旋翼直径可以有效地提高旋翼拉力,因为旋翼拉力同旋翼半径的四次方成正比。旋翼直径大,则旋翼的桨盘载荷小,悬停诱导速度就小,这样可以有效地降低旋翼诱导功率。但是,旋翼直径过大,也有其不利方面,主要有:直升机重量增加、造价提高、所需的存放场地大、在丛林等复杂地貌条件机动能力差。为此,设计师在设计过程中,最终目标是确定最小的旋翼直径或者确定最大的桨盘载荷,它必须既能满足性能要求,又能满足直升机的使用要求。

(四) 旋翼桨叶的平面形状

早期直升机的旋翼多采用尖削桨叶,即桨叶尖部的弦长比根部更短一些,这可使桨盘诱导速度更为均匀,从而改善悬停性能。采用金属桨叶后,为了制作方便,一般旋翼都采用矩形桨叶。近些年,复合材料受到青睐,由于这种桨叶按变弦长的要求制作没有困难,尖削方案可能重新被采用。为

了解决大速度下空气压缩性的影响和噪音问题,把桨叶尖部作成后掠形是可取的方案。“黑鹰”直升机就是一个例子。

(五) 桨叶扭转

根据本章第二节分析可知,采用扭转桨叶可以改善旋翼桨叶拉力分布,但是,大的扭转虽然对悬停有利,但在大速度飞行时,会产生振动载荷,而且,大的扭转对自转也不利,因此,目前桨叶的扭转角在多在 $-5^{\circ} \sim -16^{\circ}$ 之间。

(六) 桨翼翼型和桨叶片数

一般来说,理想的翼型应该既有较好的低速性能,也有较好的高速性能,同时俯仰力矩也要符合要求,还要考虑防颤振等特殊要求。这些条件往往相互矛盾。目前看,相对厚度比较薄的接近对称型方案占上风。

至于旋翼的桨叶片数,目前主要是按直升机的重量级别选择,轻型直升机一般 $2 \sim 3$ 片;中型直升机 $3 \sim 5$ 片;重型直升机 5 片以上。目前最重的直升机米-26共 8 片桨叶。

二、尾桨形式与布局

(一) 尾桨的安装位置与旋转方向

尾桨的作用是平衡旋翼产生的反扭矩,单旋翼直升机的尾桨都是安装在尾梁后部或尾斜梁或垂尾上,其垂直位置有的比较低,有的则比较高。尾桨的安装位置低,可以减小传动系统的复杂性,有助于减轻结构重量,但是,尾桨可能处在旋翼尾流之中,容易发生不利的气动干扰。反过来,尾桨的安装位置高,则可以避免或减少气动干扰,提高尾桨效率,对提高前飞的稳定性也是有利的,而且悬停时直升机坡度较小,但结构较低置尾桨复杂。现在看来,多数直升机都采用

高置尾桨。

尾桨旋转方向的选择，主要是从减弱旋翼与尾桨之间的气动干扰考虑的。一般认为，尾桨采用底部向前的旋转方向较为有利，尾桨效率也比较高。

(二) 推式尾桨和拉式尾桨

在尾桨拉力方向不变的情况下，可以把尾桨安装在垂尾左侧，也可以安装在垂尾右侧，如果尾桨拉力方向指向直升机的对称面，则为推式尾桨；如果尾桨拉力是从对称面向外指的，则为拉式尾桨。采用推式尾桨还是拉式尾桨，主要是从尾桨与垂尾的气动干扰方面考虑的。采用拉式尾桨，垂尾处于尾桨的诱导速度范围内，在垂尾上必然要产生一个与尾桨拉力方向相反的侧力，这样这会降低尾桨效率，而且，还容易发生方向摆动等现象。虽然推式尾桨与垂尾之间也会发生气动干扰，但总的来看，采用推式尾桨较为有利。

(三) 尾桨桨叶的扭转

尾桨桨叶的扭转可以在一定程度上提高尾桨的工作效率，但可能有促成尾桨涡环的产生并带来相应的副作用，一般不提倡。

(四) 涵道尾桨

直升机传统的尾桨是暴露在外面的，这样的尾桨可以有效地平衡旋翼的反扭矩，并实现直升机的方向操纵。但是这种尾桨也存在着显著的缺陷，就是安全性不好，容易造成事故。美国陆军的事故统计表明，尾桨造成的事故约占总事故的 15% 左右。

为此，法国航空公司首先研究成功涵道尾桨，安装在“小羚羊”、“海豚”直升机上。与普通尾桨相比，涵道尾桨的安

全性比较好，不易与地面障碍物碰撞，也可避免地面扬起的砂石打坏桨叶，而且噪音比较低。当然，涵道尾桨并非十全十美，它有两个比较明显的缺陷：一是涵道尾桨悬停时功率消耗比普通尾桨大得多，致使直升机的悬停性能降低；二是为了把足够的尾桨包起来，必须要相应地增加垂尾面积和尾梁强度，这样就增加了直升机重量的和设计难度。

(五) 尾桨的斜置

少数直升机采用斜置的尾桨，它们在工作时不仅产生侧力而且还会产生辅助升力（侧力和升力都是相对于直升机而言的）。这有助于更充分地利用悬停时的发动机功率，防止尾桨涡环也有好处，例如“黑鹰”和 CH-53 直升机都装有这种尾桨。其实，这种方法的增升效果是有限的，但对改善直升机的俯仰平衡特性却有明显作用，可以有效地解决后重心直升机的俯仰平衡问题。不过，这种方案也有副作用，就是它会带来纵向操纵与侧向操纵的不良耦合，所以一般直升机采用不多。

三、其它气动部件的布局和气动特点

(一) 平尾

平尾又叫水平尾面，或水平安定面，对于单旋直升机是必不可少的部件，它的作用是保证直升机具有前飞迎角静稳定性，并改善纵向动稳定性。一般地，平尾大都安装在尾梁后部或垂尾上面。直升机在水平前飞时，平尾产生向下的负升力，以保证直升机的俯仰平衡。

平尾的副作用主要表现在过渡速度飞行阶段。从悬停到前飞或从前飞到悬停的转换过程，旋翼的尾流从前到后或

从后到前扫过平尾，这就可能在平尾上产生脉动的负升力，造成直升机的上仰和振动。目前，防止这种效应的途径有三个：一是把平尾前移，使其处在旋翼尾流之中；二是将平尾抬高（所谓T尾），使旋翼尾流在很大的前飞速度时才影响平尾；三是采用可控平尾，随直升机速度、总距或俯仰角速度变化而调整平尾的安装角，这种方法不仅可以减少平尾的副作用，而且还可以提高其功效。

（二）垂尾

垂尾又叫垂直尾面，或垂直安定面，它安装在尾梁的后部，对于单旋翼直升机来说，垂尾并非必不可少，但很有用。垂尾的主要作用是增加直升机的方向稳定性，同时可以减轻前飞时的尾桨载荷，也可以成为尾桨或T尾的低阻支架。特别是在直升机尾桨故障时，垂尾可以发挥重要的稳定作用。

一般直升机垂尾与机体纵轴之间都有一个交叉角，在直升机前飞时，会产生一个与尾桨拉力方向相同的侧力，同尾桨一起平衡旋翼反扭矩，从而减小尾桨载荷。

有些直升机还在平尾的两端装有垂尾，称侧垂尾（如直一9）。它可以减轻旋翼尾流的不利干扰，提高平尾效能。

直升机的垂尾还应包括尾鳍，“松鼠”直升机就装有尾鳍，尾鳍的作用跟垂尾相同。

（三）短翼

有些直升机装有短翼，主要作为外挂梁使用。早期直升机把短翼用做辅助升力装置，其实效果并不理想。悬停时，短翼处在旋翼尾流区内，本身就会抵消旋翼的升力。前飞时，短翼有增升作用，但同时增大了阻力，使旋翼更加前倾，降低了旋翼效率。特别是短翼在旋翼下方强大脉动旋转气流作

用下，是一个强烈的振动源，一些装有短翼的直升机（如米-6）在过渡速度区内强烈振动，让飞行员难以忍受。因此，短翼的作用应该主要当外挂梁使用。

第七节 地面效应

一、地面效应的概念

直升机的地面效应，是指直升机在接近地面的高度工作时，被旋翼排向地面的气流受到地面阻挡，从而影响旋翼空气动力的一种现象。如图1-23所示，旋翼向下排压的气流

受到地面阻挡，旋翼下方的静压增大，诱导速度减小，在保持拉力相同的条件下所需功率减小，或在保持功率不变的条件下拉力增加。

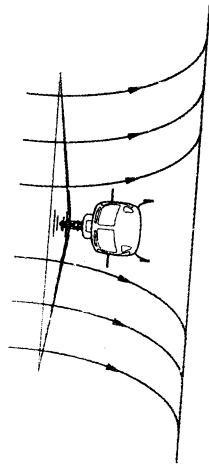


图 1-23 地面效应

二、影响地面效应的因素

（一）高度

悬停时，离地高度愈低，气流受到地面的阻挡作用越强，地面效应也就越显著。衡量地面效应的强度时，常用 H/D

(H: 飞行真高, D: 旋翼直径) 作为计算条件。理论分析和飞行实验证明, 当 $H/D=0.20$ 时, 地效增升的幅度约为 30%; 当 $H/D=0.35$ 时, 增升幅度约为 20%; $H/D=0.50$ 时, 增升幅度约 10%; 当 $H/D \geq 1$, 即真高等于或大于旋翼直径时, 地面效应就基本消失了。

地面效应的强弱还与海拔高度有关, 海拔高度越高, 空气越稀薄, 密度越小, 地面效应也就越弱。

(二) 飞行速度和风
地面效应的强弱与飞行速度有很大关系, 飞行速度增大, 地面效应减弱, 当飞行速度超过悬停诱导速度的 1.5 倍时, 地面效应就可以忽略不计了 (见图 1-24)。

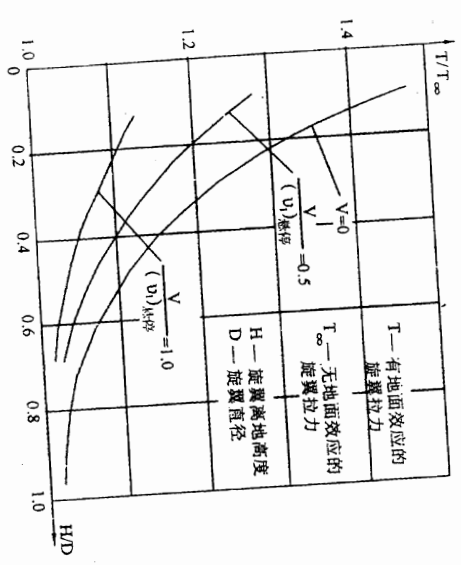


图 1—24 飞行真速度对地面效应的影响

同样道理, 当直升机在有风条件下作地效悬停, 风速增大时, 地面效应会减弱。

(三) 地表环境

地面效应与直升机工作时的地表环境也有关系。例如, 直升机在山上、水面上或长得很高的草地上空工作时, 地面效应要比在陆上或坚实地面上空弱。

三、地面效应对飞行的影响

直升机作有地效飞行时, 由于地面效应的影响, 在保持拉力不变的条件所需功率要减小, 在保持功率不变的条件下拉力要增加。另外, 在保持拉力不变时, 由于所需功率减小, 直升机剩余功率增加, 因而直升机有地效悬停升限高于无地效悬停升限 (直升机悬停升限的概念见第三章)。

一般情况下, 直升机在大载重条件下, 作悬停是很困难的, 但若尽量利用地面效应作临近地面的悬停, 因剩余功率增加, 则比较安全。

在地面效应区, 直升机的气动力并不是很稳定的。由于旋翼尾流实际上是由脉动气流组成的, 所以地面效应带来的增升效果也会有脉动的成份, 而且在方向上会有不规则的变化。特别在低高度, 这种脉动往往造成直升机在小范围的移位或飘摆。

由于地面效应, 直升机在近地悬停或前飞中, 旋翼都会得到有利影响。当直升机在地面附近从悬停转入前飞时, 与远离地面一样, 所需功率总是减小的。但是当飞行高度约小于旋翼半径时, 直升机从悬停到前飞的过渡飞行期间, 所需功率可能不是减小, 而是增加的, 即在保持功率不变的情况

下，旋翼拉力是减小的。地面效应的减弱是由于直升机超越了地面涡的缘故（有关地面涡的概念将在后面章节介绍），当旋翼前缘接近地面涡时，入流增加，相当于旋翼的一部分处于爬升中，从而增加了需用功率。一旦地面涡通过旋翼下方时，入流又突然恢复到接近正常的状态。

由于直升机飞行高度低，执行任务过程中经常需要在不同的地表环境作贴地飞行，因此，地面效应的影响是不容忽视的。

第二章 直升机的平衡、稳定性 and 操纵性

直升机的平衡、稳定性和操纵性，是研究直升机在力和力矩的作用下，保持或改变飞行状态的客观规律。飞行员要正确地操纵直升机，必须研究有关直升机的平衡、稳定性和操纵性问题。

第一节 直升机的重心和坐标轴系

一、直升机的重心

直升机各部件、燃油、货物、乘员等重力的合力，叫直升机的重力。直升机重力的着力点叫直升机的重心。直升机飞行时，其燃油消耗、货物装载、人员移动、武器发射等，都会引起直升机重力和重心的改变，而直升机重力和重心的改变又将显著地影响直升机的平衡、稳定性和操纵性。直升机的重心位置由以下三个基准面确定。

Z 基准面，又叫水平面：平行于座舱地板或桨毂旋转平面的，距上述平面一定距离的平面。以此为基准测量重心的上下位置。一般重心在该面上方尺寸为正，下方尺寸为负。

Y 基准面，又叫纵剖面：该基准面一般取直升机的对称

面。以此平面为基准，测量重心的左右位置。

X基准面：该基准面是距旋翼中心一定距离、垂直于Z、Y基准面的平面。以此平面为基准测量重心的前后位置。不同直升机，上述三个基准面的确定方法不尽相同，具体操作时，应根据该机型的飞行守则。图2—1是“松鼠”直升机的三个基准面。

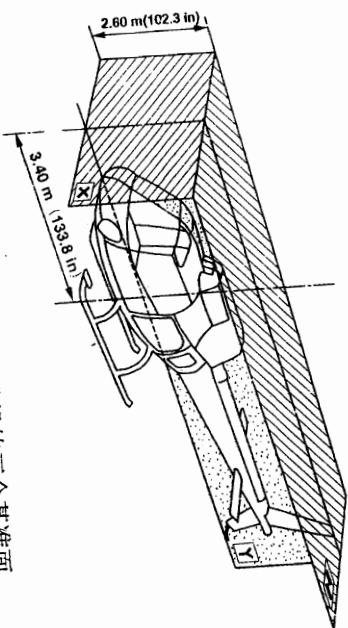


图2—1 “松鼠”直升机的三个基准面

直升机在飞行时，其重量和重心位置，都要受到限制，如果超出限制范围，将会危及飞行安全，这是绝对不允许的。例如“松鼠”直升机的最大重量是2100千克；其重心的左右侧限制分别是0.18米和0.14米；其纵向重心限制见图2—2所示。

二、直升机的坐标轴系

为了描述直升机的飞行姿态和运动轨迹、分析直升机的

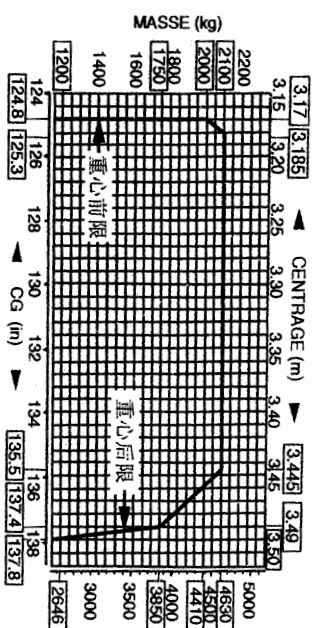


图2—2 “松鼠”直升机纵向重心限制图

空气动力学和飞行力学问题，需要建立直升机的坐标轴系。直升机的坐标轴系比固定翼飞机多，总数达十几种，这里仅介绍常用的几种。

(一) 地面坐标轴系

该轴系以地面上某点 O_d 为坐标原点，通过原点作三条互相垂直的坐标轴，即组成地面坐标轴系 $O_d X_d Y_d Z_d$ 。其中，纵轴 $O_d X_d$ 平行于地面；立轴 $O_d Y_d$ 垂直于地面；横轴 $O_d Z_d$ 与 $O_d X_d$ 、 $O_d Y_d$ 垂直。地面坐标轴系可用来描述直升机的运动轨迹和姿态。

(二) 机体坐标轴系

该轴系以直升机重心 O 为坐标原点，通过重心作三条互相垂直的坐标轴，即组成机体坐标轴系 $O X_1 Y_1 Z_1$ （见图2—3）。其中

机体纵轴 $O X_1$ ——位于直升机对称面内，通过直升机重心，与机体构水平面平行，以指向机头方向为正。

机体立轴 $O Y_1$ ——位于直升机对称面内，通过直升机重

心, 与机体纵轴垂直, 以指向上方为正。
 机体横轴 $O Z_v$ ——通过直升机重心, 与纵轴、立轴垂直, 指向 $\psi = 90^\circ$ 方位为正。

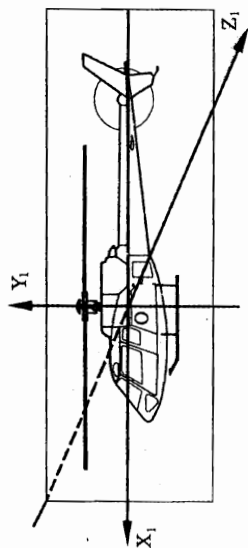


图 2-3 直升机的机体坐标系

直升机绕机体纵轴、立轴、横轴的转动, 分别称为滚转、偏转和俯仰转动。直升机绕机体各轴的力矩, 分别称为滚转力矩 M_{x_l} 、偏转力矩 M_{y_l} 和俯仰力矩 M_{z_l} 。直升机绕各轴转动的角速度, 则分别称为滚转角速度 ω_{x_l} 、偏转角速度 ω_{y_l} 和俯仰转动角速度 ω_{z_l} 。根据机体坐标系, 可以确定直升机的俯仰角 θ 、倾斜角 (坡度) γ 和方向角 ψ 。

(三) 速度坐标系

速度坐标系简称速度轴系。该轴系是以飞行速度为基准, 由通过直升机重心的三条互相垂直的坐标轴组成。速度轴系 $O X_v Y_v Z_v$ 也称为气流轴系 (见图 2-4)。其中速度纵轴 $O X_v$ ——通过直升机重心, 与飞行速度方向一致, 以指向飞行方向为正。

速度立轴 $O Y_v$ ——在直升机对称面内, 通过直升机重

心, 与速度纵轴垂直, 以指座舱上方为正。

速度横轴 $O Z_v$ ——通过直升机重心且与纵、立两轴垂直, 指向 $\psi = 90^\circ$ 方位为正。

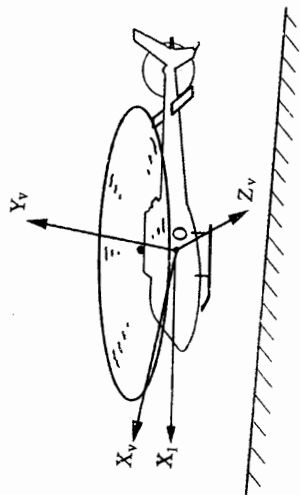


图 2-4 速度坐标系

根据速度轴系和机体轴系的相互关系, 可以确定直升机的机身迎角 α_{sh} 和侧滑角 β 。根据速度轴系同地面轴系的关系, 可以确定直升机的轨迹俯仰角 Θ 和偏流角 ψ_T 。

(四) 旋翼坐标系

旋翼坐标系简称旋翼轴系, 是以旋翼桨毂中心为原点的直角坐标系。它包括旋翼构造轴系、旋翼操纵轴系、旋翼锥体轴系和旋翼等效轴系等数种。研究旋翼轴系的目的, 在于找出旋翼气动力与特征角的关系, 并将气动力按需要转换到某个坐标轴上以利于分析、计算。这里只介绍旋翼构造轴系、旋翼操纵轴系和旋翼锥体轴系等三种。

1. 旋翼构造轴系

旋翼构造轴系是以旋翼构造平面 ($S-S$) 为基准, 以旋翼桨毂中心 O_{sj} 为原点所建立的直角坐标系 (见图 2-5)。其中

纵轴 $O_{sj} X_s$ ——沿旋翼构造平面与机身纵向对称面的交

线方向，以指向机头方向为正。

立轴 $O_{sj} Y_s$ ——通过旋翼桨毂中心，垂直旋翼构造平面，以指向上方为正。

横轴 $O_{sj} Z_s$ ——通过旋翼桨毂中心，与纵轴、立轴垂直，指向 $\psi = 90^\circ$ 方向为正。

旋翼构造立轴 $O_{sj} Y_s$ 与机体立轴 $O Y_1$ 之间的夹角，就是旋翼轴的前倾角。

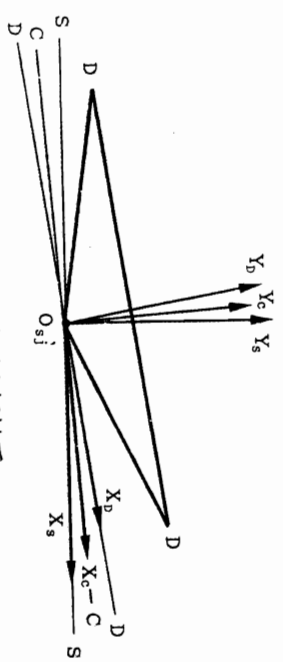


图 2—5 旋翼坐标系

2. 旋翼操纵轴系

旋翼操纵轴系是以旋翼操纵平面 (C—C) 为基准，以旋翼桨毂中心 O_{sj} 为原点所建立的直角坐标系 (见图 2—5)。其中

纵轴 $O_{sj} X_c$ ——通过旋翼桨毂中心，沿旋翼操纵平面与机身纵向对称面的交线方向，以指向前方为正。

立轴 $O_{sj} Y_c$ ——通过旋翼桨毂中心，垂直于旋翼操纵平面，指向上方为正。

横轴 $O_{sj} Z_c$ ——通过旋翼桨毂中心，与纵轴、立轴垂直，

指向 $\psi = 90^\circ$ 方向为正。

3. 旋翼锥体轴系

旋翼锥体轴系是以旋翼桨尖平面 (D—D) 为基准平面，以旋翼桨毂中心 O_{sj} 为原点所建立的直角坐标系 (见图 2—5)。其中

纵轴 $O_{sj} X_D$ ——通过旋翼桨毂中心，沿飞行速度在旋翼桨尖平面上的投影方向，指向前方为正。

立轴 $O_{sj} Y_D$ ——通过旋翼桨毂中心，垂直于桨尖平面，指向上方为正。

横轴 $O_{sj} Z_D$ ——通过旋翼桨毂中心，与纵轴、立轴垂直，指向 $\psi = 90^\circ$ 方向为正。

第二节 直升机的平衡

直升机的平衡是指作用在直升机上的各力、各力矩之和均为零。此时，直升机处于悬停状态或作等速直线运动。直升机能否自动保持平衡状态，属于稳定性问题；如何改变平衡状态，属于操纵性问题。本节只研究有关力矩的平衡问题。

一、作用在直升机上的力和力矩

飞行中的直升机，除自身重力之外，受到的空气动力和力矩主要有：旋翼、尾桨、平尾、垂尾、机身等产生的空气动力及其对直升机重心所构成的力矩，以及旋翼、尾桨的反扭矩和桨毂力矩等。

(一) 旋翼的力和力矩

由旋翼产生的力和力矩有：旋翼的气动力及其力矩、旋翼的反扭矩和旋翼的桨毂力矩。

1. 旋翼的气动力及其力矩

当直升机不带侧滑前飞时，旋翼的气动合力为 R ，其方向垂直于桨尖平面（ $D-D$ ）。将旋翼气动合力 R 沿旋翼构造轴系各轴分解，可以得到三个分力：垂直于旋翼构造旋转平面（ $S-S$ ）的分力叫旋翼拉力 T_s （一般写作 T ），指向上方为正；沿旋翼构造纵轴方向的分力叫旋翼纵向力 H_s ，以指向后方为正；沿旋翼的构造横轴方向上的分力叫旋翼侧向力 S_s ，以指向 $\psi=90^\circ$ 方向为正。旋翼气动合力 R 相对于旋翼构造轴系的三个分力如图 2—6 所示。

由于旋翼拉力 T 、纵向力 H_s 和侧向力 S_s 的作用线，在一般情况下都不通过直升机的重心，因此，对直升机重心会形成力矩，主要有三种：

① 拉力俯仰力矩 $T \cdot X_{sj}$ 。其中 X_{sj} 是直升机重心至旋翼拉力作用线的距离，当重心位于拉力作用线前面时，拉力 T 对重心构成下俯力矩；当重心位于拉力作用线后面时，拉力 T 对重心构成上仰力矩。

② 纵向力俯仰力矩 $H_s \cdot Y_{sj}$ 。其中 Y_{sj} 是直升机重心至纵向力 H_s 作用线的距离，当 H_s 向前时，对直升机构成下俯力矩；当 H_s 向后时，对直升机构成上仰力矩。

③ 侧向力滚转力矩 $S_s \cdot Y_{sj}$ 。其中 Y_{sj} 是直升机重心至侧向力作用线的距离，侧向力 S_s 向左，则构成左滚力矩；侧向力 S_s 向右则构成右滚力矩。

需要注意的是，这里没有考虑旋翼前倾角的影响，并

且认为直升机的重心位于机身对称面之内。

2. 旋翼的反扭矩 M_R

发动

机带动旋翼

旋转时，旋

翼旋转阻力

力矩 M_R ，为

发动机传递

给旋翼轴的

扭矩所平

衡。根据作

用与反作用

定律，在旋

翼轴受到发

动机扭矩的

同时，必然

也会受到同

扭矩大小相

等、方向相

反的扭矩

矩，这就是

旋翼的反扭

矩 M_R 。旋翼

的反扭矩会

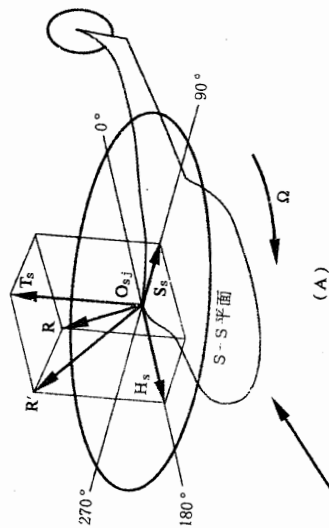
迫使直升机

向旋翼旋转

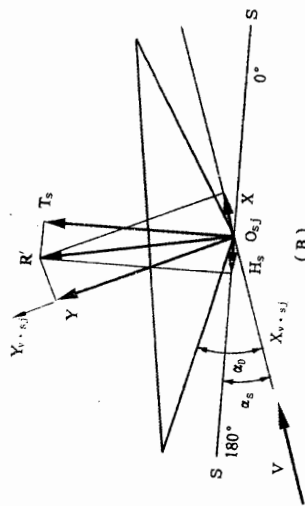
的反方向偏

转，旋翼反扭

矩的大小取



(A)



(B)

图 2—6 旋翼的气动力

矩 M_R 。旋翼的反扭矩会迫使直升机向旋翼旋转的反方向偏转，旋翼反扭矩的大小取决于发动机输出功率的大小。

3. 旋翼的桨毂力矩 $M_{x \cdot gu}$ 和 $M_{y \cdot gu}$

具有水平铰外移量 L_{pj} 的旋翼，由于桨叶的周期挥舞使

桨尖平面相对于旋翼构造平面出现倾斜时, 会产生桨毂力矩。这里因为, 桨叶作周期挥舞时, 水平铰不能传递桨叶挥舞面内的弯矩, 桨叶受到拉力 T_{H1} , 惯性离心力 F_{H2} 和重力 G 的共同作用, 其作用线必定通过水平铰心。这样, 就可把合力 F_{H1} 沿作用线移至水平铰心上。于是, 在水平铰处就出现了垂直于桨毂平面的分力 F_y (见图 2-7), 当桨尖平面同桨毂平面不平行时, 作用于水平铰处的垂直于分力 F_y 就会

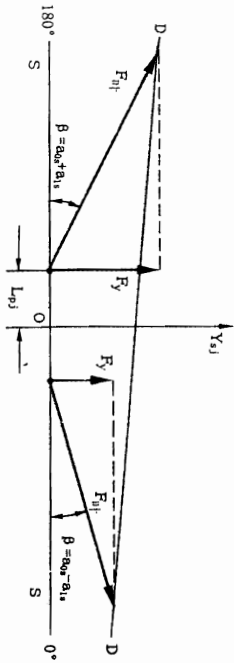


图 2-7 旋翼桨毂力矩的形成

对桨毂中心构成力矩。实际飞行中, 桨尖平面一般要相对于桨毂平面向侧后方或侧前方倾斜, 故而, 桨毂力矩又可以分解成两个分量, 一个是桨毂滚转力矩 $M_{x \times RHO}$, 一个桨毂俯仰力矩 $M_{z \times RHO}$ 。

(二) 尾桨的气动力和力矩

尾桨相当于一个无周期变距的小旋翼, 其构造平面大都平行于机体纵向对称面, 尾桨轴向铰用来改变桨距, 从而改变尾桨拉力的大小及方向, 水平铰用来保证直升机前飞时尾桨桨叶进行挥舞。尾桨的空气动力主要是指尾桨拉力 T_{wj} , 尾桨拉力沿机体横轴的正向为正。由于尾桨桨叶也要进行挥

舞, 因此, 也存在着尾桨的侧向力和尾桨的纵向力, 但是这两个力一般都都很小, 可以忽略 (见图 2-8)。

尾桨的气动力对直升机构成的力矩主要有三个:

1. 尾桨的偏转力矩 M_{ywj} 。

$$M_{ywj} = T_{wj} \cdot X_{wj}$$

其中, X_{wj} 是尾桨桨毂中心至直升机重心的纵向距离。尾桨偏转力矩主要用来平衡旋翼的反扭矩, 在有些场合也可改变直升机的侧向平衡状态, 其大小主要取决于尾桨拉力 T_{wj} 的大小。

2. 尾桨的滚转力矩 M_{xwj} 。

$$M_{xwj} = T_{wj} \cdot Y_{wj}$$

其中, Y_{wj} 是尾桨桨毂中心至直升机重心的法向距离。如果尾桨桨毂中心位于机体纵轴上, 则 M_{xwj} 为零; 如果尾桨桨毂中心位于直升机重心之下, 则滚转力矩的方向是朝 $\psi = 270^\circ$ 方位的; 如果尾桨桨毂中心高于直升机重心, 则滚转

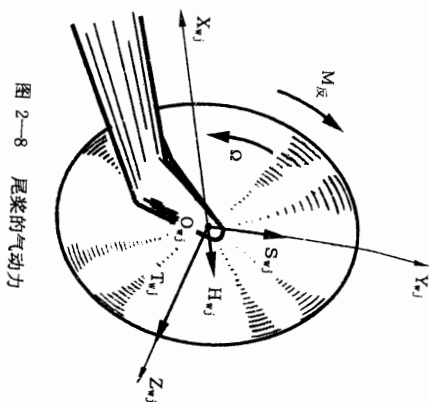


图 2-8 尾桨的气动力

力矩的方向是朝 $\psi = 90^\circ$ 方位的。

3. 尾桨的反扭矩 $M_{wj\text{反}}$ 。同旋翼反扭矩的产生原因相同，尾桨在旋转过程中，尾桨轴必然也要受到一个反扭矩的作用，底部向前旋转的尾桨，其反扭矩的方向是上仰的。一般来讲，尾桨反扭矩的数值是比较小的。

(三) 平尾的气动力及其力矩

大部分直升机的平尾安装在尾梁后部，有的直升机平尾安装在尾斜梁或垂尾上。安装角不能操纵的平尾，是固定平尾；安装角可以操纵的平尾，是可操纵平尾。对于固定平尾来说，飞行中平尾的迎角通常为负迎角，因此要产生向下的升力 Y_{pw} ，这个向下的升力就要对直升机重心构成上仰力矩 M_{zpw} ， $M_{zpw} = Y_{pw} \cdot X_{pw}$ ，其中， X_{pw} 是平尾距直升机重心的纵向距离。

(四) 垂尾的气动力及其力矩

所有采用涵道尾桨的直升机都装有垂尾，一些普通尾桨的直升机也装有垂尾；一般垂尾都向 $\psi = 90^\circ$ 方位偏装一个角度，使直升机在起飞时，能产生一个侧力 Z_{cw} ，这个侧力对重心构成偏转力矩 M_{ycw} ，其方向同旋翼旋向一致，在大部分场合，可以对尾桨起到卸荷作用。

(五) 机身的气动力及其力矩

机身的气动力及其力矩，其大小和方向与机身的形状和飞行状态有关，试验证明，大部分直升机的机身，在小速度平飞状态，由于受旋翼尾流的影响，机身力矩 $M_{z\cdot sh}$ 多为上仰力矩。而在大速度飞行时，因机身迎角 α_{sh} 为负， $M_{z\cdot sh}$ 多为下俯力矩，并随飞行速度的增大而增大。

二、保持俯仰平衡的条件

直升机在飞行中，俯仰力矩有如下几种：拉力俯仰力矩 $T X_{sj}$ 、纵向力矩 $H_s Y_{sj}$ 、桨毂俯仰力矩 $M_{z\cdot gu}$ 、平尾俯仰力矩 $M_{z\cdot pw}$ 、机身俯仰力矩 $M_{z\cdot sh}$ 和尾桨反扭矩 $M_{wj\text{反}}$ 。直升机若要取得俯仰平衡，要求绕机体横轴的力矩之和为零。即

$$\sum M_z = 0 \quad T X_{sj} + H_s Y_{sj} + M_{z\cdot gu} + M_{z\cdot pw} + M_{z\cdot sh} + M_{wj\text{反}} = 0 \quad (2.1)$$

为了保持直升机的俯仰平衡，飞行员可以根据飞行状态，操纵旋翼，改变旋翼纵向力的大小，保持上仰力矩与下俯力矩相等。对于装有可操纵平尾的直升机，平尾力矩也是可以改变的。

三、保持方向平衡的条件

直升机在飞行中，偏转力矩有如下几种：旋翼的反扭矩 $M_{\text{反}}$ 、尾桨偏转力矩 $M_{y\cdot wj}$ 和垂尾偏转力矩 $M_{y\cdot cw}$ 。直升机若要取得方向平衡，则要求这三个力矩之和为零。

$$\sum M_y = 0 \quad M_{\text{反}} + M_{y\cdot wj} + M_{y\cdot cw} = 0 \quad (2.2)$$

当直升机的方向平衡被破坏后，飞行员可以根据飞行状态，通过蹬舵改变尾桨拉力，进而改变尾桨偏转力矩，使直升机满足上述平衡条件。在大速度前飞状态，由于垂尾偏转力矩较大，对尾桨产生卸荷作用，尾桨的需用功率较小。

四、保持横侧平衡的条件

直升机在飞行中，横侧滚转力矩有如下三种：旋翼侧向力形成的滚转力矩 $S_s Y_{sj}$ 、旋翼桨毂力矩 $M_{x \cdot w}$ 和尾桨的滚转力矩 $M_{x \cdot w_j}$ 。直升机若要取得横侧平衡，这三个力矩之和为零。即

$$\sum M_x = 0 \quad S_s Y_{sj} + M_{x \cdot w} + M_{x \cdot w_j} = 0 \quad (2.3)$$

当直升机的横侧平衡被破坏后，飞行员可以根据飞行状态，操纵旋翼，通过改变旋翼的侧向力 S_s ，进而改变旋翼的滚转力矩，使直升机重新获得横侧平衡。

第三节 直升机的稳定性

直升机在飞行中，受到各种扰动而偏离原来的平衡状态，当扰动消失后，直升机自动恢复原来平衡状态的特性，叫直升机的稳定性。本节着重研究直升机稳定力矩的产生和平衡被扰动破坏后直升机的动态过程。

一、直升机的纵向稳定性

飞行中的直升机，受微小扰动而偏离原来的纵向平衡状态，在扰动消失后，直升机能恢复原来纵向平衡状态（迎角和速度）的特性，称为直升机的纵向稳定性。

直升机的纵向平衡被破坏后，机身迎角和飞行速度都将发生变化。理论和实践表明，在纵向平衡被破坏的初始阶段，迎角的变化显著而飞行速度的改变较小；经过一段时间后，飞行速度才会明显改变，但此时迎角变化已十分缓和。所以，直升机纵向稳定性又可分为迎角稳定性和速度稳定性。

(一) 直升机的迎角稳定性

直升机飞行时，受到微小扰动使机身迎角变化，在扰动消失后，直升机自动恢复原来机身迎角的特性，称为直升机的迎角稳定性。迎角稳定性包括迎角静稳定性和迎角动稳定性两个方面，只有二者都是稳定的，直升机才具有迎角稳定性。

1. 迎角静稳定性

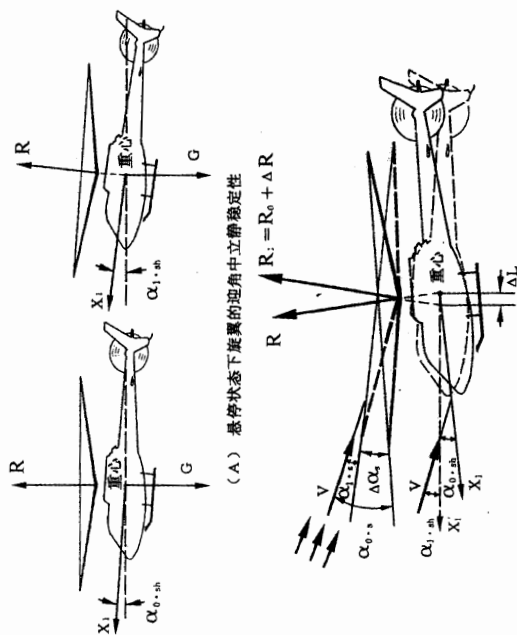
直升机受扰动，机身迎角发生变化，当扰动消失瞬间，直升机具有自动恢复原机身迎角的趋势，称该直升机具有迎角静稳定性；否则，直升机就是迎角静不稳定。直升机是否具有迎角静稳定性取决于旋翼、机身、平尾等各部件能否产生俯仰稳定力矩。下面依次简要分析之。

(1) 旋翼的迎角静不稳定性

在悬停状态下，旋翼的周向气流是对称的。当直升机受扰动，机头上仰而增大一个角度 $\Delta \alpha_{sh}$ 时，旋翼锥体也随同机身向后倾斜同一角度 $\Delta \alpha_{sh}$ 。这样旋翼气动力，在机身迎角改变前后，其作用线仍通过直升机重心，旋翼气动力不随机身迎角的变化而变化。因此直升机在悬停状态，旋翼具有中立迎角静稳定性（见图 2-9A）。

在前飞状态，旋翼周向气流不对称。当直升机受扰动机头上仰而使迎角增大时，不仅旋翼气动力会有所增大，而且

由于旋翼迎角增大,相当于加剧了旋翼周向气流的不对称程度,引起桨叶挥舞,使旋翼锥体相对后倾,这就产生一个向后的附加纵向力 ΔH_s ,对直升机重心构成上仰力矩,使机头进一步上仰。这就是说,前飞状态,旋翼形成迎角静不稳定力矩(见图2-9B)。



(B) 前飞状态下旋翼的迎角静不稳定性

图2-9 旋翼的迎角静不稳定性

上述分析是针对中心铰式旋翼而言的,对于非中心铰式旋翼,还应考虑到迎角改变时旋翼桨毂力矩的影响。当受扰动而机头上仰时,旋翼锥体相对后倾后,除了旋翼气动合力增大并形成迎角静不稳定力矩之外,旋翼桨毂力矩也是一个迎角静不稳定力矩。水平铰外移量大的旋翼,迎角静不稳

定性会更严重些。

(2) 机身的迎角静不稳定性

在前飞条件下,当机身迎角变化时,对于没有平尾的机身,其焦点位置大都位于直升机重心之前。这样,直升机因受扰动机头上仰时,由于迎角增大而产生的作用在焦点上的附加空气动力 ΔR_{sh} 是个正值,对重心形成附加上仰力矩,使机头更加上仰(图2-10),因此,在前飞状态,没有平尾的机身,也是迎角静不稳定的。

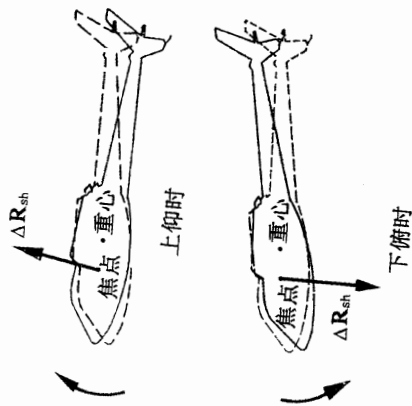


图2-10 机身的迎角静不稳定性

(3) 平尾的迎角静稳定性

为了改善直升机在前飞条件下的迎角静稳定性,直升机关大都装有平尾(水平安定面)。这样,直升机受扰动机头上仰时,平尾迎角会相应增大,平尾上会产生一个向上的附加升力 ΔY_{pw} ,对直升机重心形成稳定力矩,力图使机头下俯而趋于原来机身迎角(图2-11)。如果直升机受扰动而机头下俯,平尾迎角会减小,产生向下的附加升力,对重心构成上仰力矩,力图使直升机恢复原来平衡迎角。

大速度前飞中,当受扰动而使机身迎角改变时,平尾能

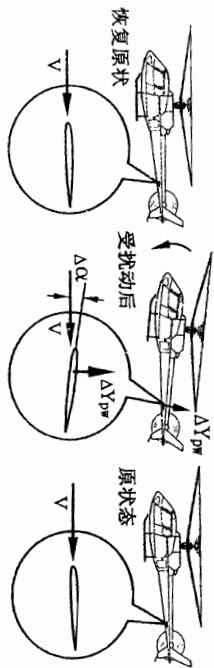


图 2—11 平尾的迎角静稳定性

产生较大的附加升力，形成较大的稳定力矩，故迎角的静稳定性强。而小速度前飞时，平尾处的相对气流速度较小，平尾的迎角静稳定作用减弱。在悬停状态，平尾是中立稳定的。在后退飞行时，平尾将产生不稳定力矩，失去迎角静稳定性。

总之，直升机的旋翼具有迎角静不稳定作用，没有平尾的机身，也是迎角静不稳定的，而平尾则仅在前飞条件才具有迎角静稳定作用。可见，整架直升机的迎角静稳定性，仅是由水平尾翼提供的。直升机在前飞时具有迎角静稳定性，在无风悬停状态为中立稳定的，在后退飞行或顺风悬停时则是迎角静不稳定的。

(4) 迎角静稳定度

直升机在平衡状态下受微小扰动作用，机身迎角每变化1°所引起的俯仰力矩的增量，叫直升机的迎角静稳定度。

迎角静稳定度可由 $(M_z^\alpha)_{\text{整机}} (\frac{\delta M_z}{\delta \alpha})_{\text{整机}}$ 或表

示。由于直升机全机俯仰力矩包括旋翼俯仰力矩 M_{zs} 、机身俯仰力矩 M_{zsh} 和平尾的俯仰力矩 M_{zpw} ，所以，直升机的迎

角静稳定度也应包括这三项，即

$$(M_z^\alpha)_{\text{整机}} = (\frac{\delta M_z}{\delta \alpha})_{sj} + (\frac{\delta M_z}{\delta \alpha})_{sh} + (\frac{\delta M_z}{\delta \alpha})_{pw} \quad (2.4)$$

当 $(M_z^\alpha)_{\text{整机}} < 0$ 时，表明当直升机受扰动引起迎角增大时，会自动产生下俯力矩，力图使直升机恢复原平衡迎角，则直升机具有迎角静稳定性。反之，当 $(M_z^\alpha)_{\text{整机}} > 0$ 时，表明当直升机受扰动迎角增大时，会产生上仰力矩，力图使直升机迎角进一步增大，则直升机不具有迎角静稳定性。因此，直升机迎角静稳定度 $(M_z^\alpha)_{\text{整机}} < 0$ ，是直升机具有迎角静稳定性的必要条件。对于同一机型，相同飞行条件来说，迎角静稳定度的负值越大，表明迎角每变化1°所产生的俯仰稳定力矩越大，直升机自动恢复原来迎角的趋势就越强。因而，直升机的迎角静稳定度是衡量直升机迎角静稳定性好坏的一个指标。

2. 迎角动稳定性

直升机的迎角动稳定性，是指扰动消失后，在恢复原来迎角的俯仰摆动中，由于阻尼力矩的作用，使迎角振荡越来越小（即减幅振荡），最后恢复到原来迎角的特性。如果有动稳定性。直升机是否具有迎角动稳定性，说明迎角没其是否具有迎角静稳定性，另一方面取决于直升机在俯仰摆动中能否产生阻尼力矩。只有在迎角静稳定的前提下，产生旋翼和平尾俯仰阻尼力矩的产生原理。

(1) 旋翼俯仰阻尼力矩的产生

参看图 2-12, 当直升机受扰动机头突然上仰时, 由于旋翼的陀螺定轴性作用, 旋翼锥体力图保持原来方向, 只是在机头上仰过一个

角度之后, 旋翼锥体才会以相同的角速度随机头上仰。这样, 直升机在上仰转动中, 旋翼锥体将迟后机身转动一个角度。由于这个缘故, 在直升机以角速度 ω_z 上仰转动时, 旋翼锥体会相对于机身向前倾斜一个角度, 实际上就是桨尖平面 (D-D) 相对于桨毂旋转平面 (S-S) 相对前倾一个角度。于是, 旋翼总气动力 R 对直升机重心构成了上仰阻尼力矩。同理, 在直升机受扰动下俯转动时, 由于旋翼的陀螺定轴作用, 也会产生阻止机头下俯的阻尼力矩。

(2) 平尾俯仰阻尼力矩的产生

直升机的俯仰摆动中, 平尾可以产生俯仰阻尼力矩。当机身上仰转动时, 平尾向下运动, 流过平尾的相对气流产生一个向上的附加速度, 使平尾有效迎角增大, 在平尾上产生一个向上的附加升力 ΔY_{pw} , 对直升机重心构成下俯力矩, 阻止直升机上仰转动。同理, 在直升机下俯转动时, 平尾上会产生上仰力矩, 阻止直升机下俯转动。

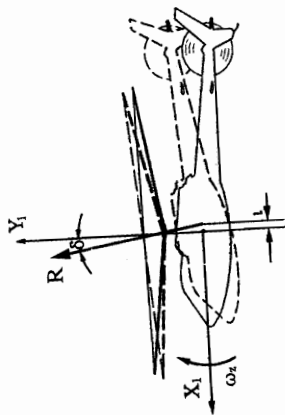


图 2-12 旋翼形成的俯仰阻尼力矩

直升机的机身、尾桨和起落架等同样也会产生阻尼力矩, 只是由于它们的附加升力小或作用点距重心较近, 形成的阻尼力矩较小。

(二) 直升机的速度稳定性

直升机飞行时, 受到微小扰动使直升机速度发生变化, 当扰动消失后, 直升机自动恢复原来平衡速度的特性, 称为直升机的速度稳定性。直升机的速度稳定过程, 实质上是一个纵向力的平衡过程。

当直升机在前飞过程中受扰动而速度增大时, 由于桨叶的自然挥舞作用, 使旋翼锥体后倾, 这样就会产生一个向后的附加纵向力 ΔH_s , 对直升机重心构成上仰力矩, 使直升机抬头。另一方面, 由于水平尾翼通常产生负升力, 当速度增加后, 平尾上要产生更大的负升力, 也对重心构成上仰力矩, 使机头上仰。由于前飞时, 直升机有一定的俯角, 当机头上仰后, 俯角减小 (甚至形成仰角), 旋翼拉力 T 在气流立轴方向的分力 T_1 (T_1 在习惯上也称这为旋翼拉力的第一分力) 增大, 当 T_1 大于重力 G 时, 直升机的飞行轨迹向上弯曲。

这样, 直升机速度增大后, 由于旋翼后倾和平尾的作用, 其结果是, 机身迎角增大, 飞行轨迹向上弯曲。在重力和空气阻力的作用下, 直升机速度减小。速度减小后, 机头又要下俯, 速度又要增加。经过这样几次振荡过程, 直升机恢复到原来的平衡速度。当直升机在前飞过程中, 受扰动而速度减小时, 其速度稳定过程也是一样的。由于在速度稳定过程中, 直升机重心时升时降, 飞行轨迹起伏波动, 故又把这种运动称为沉浮运动 (参见图 2-13)。



图 2-13 直升机的速度稳定过程（沉降运动）



图 2-14 直升机的纵向稳定过程

(三) 直升机的纵向稳定过程
飞行实践证明，当直升机受扰动偏离原来纵向平衡状态后，机身迎角和速度都要发生变化。在最初阶段，速度变化很慢，迎角变化很快。迎角在较短时间内，基本上恢复到原来平衡迎角。以后迎角大小大致不再变化。飞行速度则变化比较明显，持续时间相对较长，并且会出现飞行轨迹起伏波动的现象（如图 2-14 所示）。

直升机一般都具有较强的迎角稳定性，因此，能迅速地，往往在几秒钟内就能使直升机基本上恢复到原来的平衡迎

角。但是，直升机受扰动后，不但力矩平衡受到破坏，力的平衡也同时受到破坏。因此，在迎角变化的同时，还必然使飞行轨迹和飞行速度也发生相应变化。不过，因为不平衡力相对较小，且直升机质量又大，所以，飞行轨迹和速度的变化在了初阶段表现不很明显。

总之，恢复迎角过程实际上就是恢复直升机纵向力矩平衡的过程，主要表现在最初阶段，这种恢复过程往复振荡周期比较短，称为短周期模态；恢复速度的过程，实质上是恢复直升机纵向力的平衡过程，主要表现在后来的阶段，这种变化恢复过程周期比较长，称为长周期模态。纵向稳定过程从一开始，上述两种模态就同时存在，同时起作用，直至恢复到原来基准运动。

(四) 衡量影响动稳定性的三个参数

直升机受扰后，其纵向响应过程，可能有六种形式：非周期收敛过程、周期收敛过程、等幅振荡过程、周期发散过程、非周期发散过程和随遇平衡过程。衡量直升机纵向动稳定性好坏主要有三个参数。

衰减时间。衰减时间一般用半衰期 $t_{1/2}$ （或倍增时间 t_2 ）来表示。半衰期 $t_{1/2}$ （倍增时间 t_2 ）是指直升机受扰后，迎角变量的偏离值减至初始偏离值的一半（或增为初始值的两倍）所需要的时间。对周期模态，偏离值以包络线为准。 $t_{1/2}$ 小，表明衰减快，动稳定性好。对于发散模态，则要求 t_2 长一些，因为 t_2 长，飞行员来得及修正，危害小。

摆动周期。摆动周期 T 是指直升机扰动运动振荡一次所需的时间，它与振荡角频率 ω 成反比，即 $T = 2\pi / \omega$ 。振荡次数。振荡次数 $N_{1/2}$ （ N_2 ）是在 $t_{1/2}$ （ t_2 ）时间

内, 扰动运动的振荡次数, 振荡次数 $N_{1/2}$ 少, 说明动稳定性好, 如果模态发散, 则希望 N_2 不要过少。

衡量纵向动稳定性的这三个参数, 也可以作为衡量其它变量动稳定性好坏的指标, 只不过评定标准是不一样的。

二、直升机的侧向稳定性

直升机的侧向稳定性, 就是指直升机受到扰动偏离侧向平衡状态, 而出现侧滑和坡度, 当扰动消失后, 直升机自动恢复原侧向平衡状态的特性。其中自动消除侧滑恢复原来方向平衡的特性, 称为方向稳定性; 而自动消除坡度恢复原横侧平衡的特性称为横侧稳定性。

直升机的方向稳定性和横侧稳定性, 各自可分为静稳定性和动稳定性, 下面先研究方向静稳定性和横侧静稳定性, 之后再研究其动稳定性问题。

(一) 直升机的方向静稳定性

直升机在前飞中, 当受到扰动头偏转时, 就会出现侧滑, 从而偏离原方向平衡状态, 直升机自动消除侧滑, 恢复原方向平衡的趋势, 即方向静稳定性。直升机的方向稳定性矩主要由尾桨和垂尾产生, 而机身通常是方向静不稳定的。

1. 尾桨的方向静稳定性

前飞时, 直升机出现侧滑, 相对气流从直升机的侧前方吹来, 相对气流 V 的方向与尾桨旋转平面不平行, 二者之间的夹角即为侧滑角 β , 可将 V 分解为两个分速: 平行于尾桨旋转平面的分速 $V_1 = V \cos \beta$, 垂直于尾桨旋转平面的分速 $V_n = V \sin \beta$ 。

参看图 2-15, 直升机在右侧滑中, 前飞相对气流的垂

直分速 V_n 的方向与尾桨的诱导速度相反, 将使尾桨的桨叶迎角增大, 拉力增大, 其向左的附加拉力 $\Delta T_{w,j}$, 对直升机重心形成右偏力矩, 力图消除右侧滑。同理, 当直升机出现左侧滑时, 尾桨会产生左偏力矩, 力图消除左侧滑。所以, 前飞时尾桨可以产生方向稳定力矩, 尾桨具有方向静稳定性。

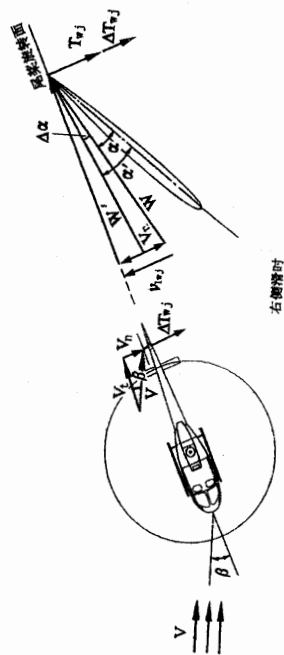


图 2-15 尾桨的方向静稳定性

2. 垂直尾翼和背(腹)鳍的方向静稳定性

对于装有垂直尾翼的直升机, 在侧滑中, 垂直尾翼也能产生方向稳定力矩, 因而也具有方向静稳定性。例如, 当直升机受到扰动出现右侧滑时, 前飞相对气流速度 V 与垂直尾翼弦线形成夹角 β , 于是垂尾产生向左的附加侧力 ΔZ_{cs} , 对直升机重心形成右偏的稳定力矩, 力图消除右侧滑。带有背(腹)鳍的直升机, 在侧滑中背(腹)鳍也可以产生方向稳定力矩, 其道理与垂尾相同。

必须指出，尾桨和垂尾只有在前飞中才具有方向静稳定性，当直升机作后退飞行时，尾桨和垂尾的作用是不稳定的，在悬停状态下，尾桨和垂尾的作用是中立稳定的。

3. 机身的方向静不稳定作用

当直升机受扰动发生偏转出现侧滑时，由于机身在侧滑中所产生的附加侧力的作用点一般位于直升机重心之前，因此，附加侧力对重心形成的偏转力矩将使机头更加偏离原方向平衡状态，使侧滑角越来越大。故而，机身通常是方向静不稳定的。

4. 方向静稳定度

直升机方向静稳定性的强弱，可用方向静稳定度的大小来表示。所谓方向静稳定度，就是指侧滑角每变化 1° 所引起的偏转力矩变化量，可用下式表示

$$M_y^\beta = \frac{\delta M_y}{\delta \beta} \quad (2.5)$$

式中， β 表示侧滑角， M_y 表示偏转力矩。

方向静稳定度的正负，可表明直升机是否具有方向静稳定性。对于具有方向静稳定性的直升机，当发生左侧滑时，会产生使直升机向左偏转的稳定力矩；右侧滑时，会产生向右的偏转力矩。此时，方向静稳定度为负值。反之，当方向静稳定度为正值时，直升机方向静不稳定。方向静稳定度的负值越大，表明直升机的方向静稳定性越强。

综上所述，直升机的方向静稳定性，是由侧滑中机身、尾桨和垂尾形成的偏转力矩变化的综合结果决定的。由于尾

桨和垂尾的方向静稳定性较强，在前飞条件下，直升机都具有较好的方向静稳定性，并随飞行速度的增大而增强。

(二) 直升机的横侧静稳定性

直升机飞行时，当受到扰动而偏离横侧平衡状态引起坡度变化时，能产生稳定力矩使直升机具有自动恢复原横侧平衡状态的趋势，称直升机具有横侧静稳定性。直升机的横侧稳定力矩主要由旋翼、尾桨、垂尾等产生，下面简要分析之。

1. 旋翼的横侧静稳定性

直升机在飞行中受到扰动，横侧平衡被破坏后，如出现右坡度未及时修正，在旋翼拉力和重力的合力作用下，直升机将向右运动，从而形成右侧滑。此时，相对气流从直升机右侧吹来，将使旋翼锥体和总气动力相对于机身向左倾斜。于是，旋翼侧向力对重心形成使直升机向左滚转的横侧稳定力矩，力图使直升机向侧滑反方向滚转（见图 2—16），

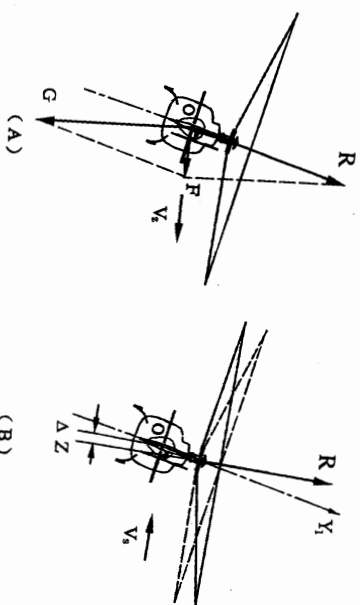


图 2—16 旋翼的横侧静稳定性

对于有水平铰外移量的旋翼，在旋翼锥体左倾时，会产生桨毂力矩 $M_{x \cdot gu}$ ，力图使直升机左滚。在这两种力矩作用下，直升机在右侧滑时，就要向左滚转。同理，在直升机受扰动出现左坡度而形成左侧滑时，旋翼会产生使直升机向右滚转的横侧稳定力矩。

可见，旋翼具有横侧静稳定性。

2. 尾桨的横侧静稳定性

对于顺时针旋翼直升机（如米-8、直-9等），在受扰动出现右坡度形成右侧滑时，尾桨的桨叶迎角增大，拉力增加；对于逆时针旋翼直升机（如直-8）在右侧滑中，尾桨桨叶迎角减小，拉力减小。因此，无论哪种旋向旋翼的直升机，在右侧滑中尾桨所产生的附加拉力 ΔT_{ω} ，其方向都是向左的。由于尾桨桨毂中心大都高于直升机重心，尾桨因侧滑产生的附加拉力 ΔT_{ω} ，就会对直升机重心形成左滚力矩，力图使直升机向侧滑反方向滚转，这个力矩起横侧稳定作用。

3. 垂尾的横侧静稳定性

当直升机受到扰动出现右坡度从而产生右侧滑时，垂尾产生向左的附加侧力 ΔZ_{ω} ，其作用点一般高出直升机重心，对重心形成向左的滚转力矩，力图消除右坡度。所以，垂尾具有横侧静稳定性。

4. 上单短翼的横侧静稳定性

为了减小前飞时的旋翼载荷和充当外挂梁的作用，不少大、中型直升机都装有短翼。如米-6、米-24等。安装在机身下部的短翼，称为上单短翼，它也具有一定的横侧静稳定性。具有上单短翼的直升机，受扰动出坡度形成侧滑时，

由于机身的阻挡，使侧滑前翼下表面压力增大，升力增加；侧滑后翼受机身遮挡，升力减小，两翼升力差对重心形成横侧稳定力矩。

5. 横侧静稳定度

侧滑角每改变 1° 所引起的滚转力矩的变化量，称为直升机的横侧静稳定度。直升机横侧静稳定性的强弱，可由其横侧静稳定度的大小来度量。如果以 M_x^β 表示横侧静稳定度，以 M_x 代表横侧滚转力矩，以 β 表示侧滑角，则横侧静稳定度的表达式为

$$M_x^\beta = \frac{\delta M_x}{\delta \beta} \quad (2.6)$$

当横侧静稳定度为负值时，直升机具有横侧静稳定性，且横侧静稳定度的负值越大，表明直升机的横侧静稳定性越强；当横侧静稳定度为正值时，直升机是横侧静不稳定的。

综上所述，直升机的旋翼、尾桨、垂尾、上单短翼等都具有横侧静稳定性。直升机的横侧静稳定性，会随飞行速度的增大而增强。对多数直升机来说，其横侧静稳定性都是足够的。

(三) 直升机的侧向动稳定性

直升机的侧向平衡被破坏后，在侧向稳定力矩和侧向阻力矩作用下，经过衰减振荡，达到原侧向平衡状态的特性，就是直升机的侧向动稳定性。由于直升机的方向动稳定性和横侧动稳定性密切相关，不宜孤立讨论方向和横侧的动稳定性问题，而应综合论述直升机的侧向动稳定性。

直升机具有侧向动稳定性的条件是，直升机具有方向静稳定性和横侧静稳定性，同时在摆动过程中，能产生方向阻尼力矩和横侧阻尼力矩。阻尼力矩越大，摆动消失越快，侧向动稳定性越强。

1. 方向阻尼力矩的产生

方向阻尼力矩是指阻止直升机绕立轴偏转的力矩。直升机的方向阻尼力矩主要由尾桨和垂尾产生。例如，当直升机以角速度 ω_x 向左偏转时，尾桨的相对气流自右向左流过尾桨桨盘，会使尾桨桨叶上产生一个向左的附加拉力 ΔT_{w_j} 。同时，由于直升机偏转，垂尾也会形成侧滑角 $\Delta\beta$ ，使垂尾上产生一个向左的附加侧力 ΔZ_{cw} 、 ΔT_{w_j} 和 ΔZ_{cw} 对重心构成力矩，阻止直升机绕立轴偏转（见图2-17）。同理，当机头向右偏转时，尾桨和垂尾要产生阻止机头右偏的阻尼力矩。此外，机身和起落架等也能产生一定的方向阻尼力矩。

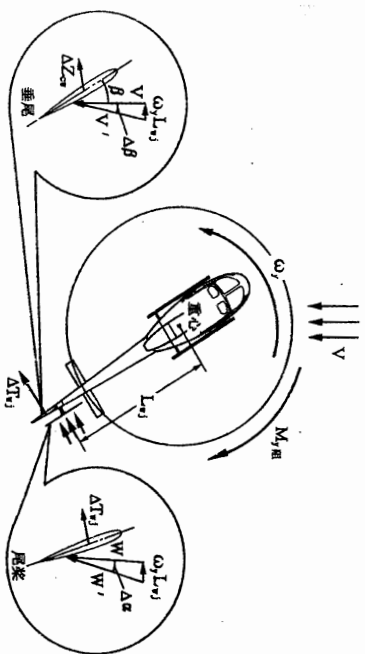


图 2—17 尾桨和垂尾的方向阻尼力矩

2. 横侧阻尼力矩的产生

横侧阻尼力矩，就是阻止直升机绕纵轴滚转的力矩。直升机的横侧阻尼力矩主要由旋翼、尾桨和垂尾产生，装有单短翼的直升机，短翼也有明显的横侧阻尼作用。旋翼横侧阻尼力矩的形成原理，同俯仰阻尼力矩的形成原理相同，也是由旋翼的陀螺稳定性决定的。

直升机在滚转中，尾桨和垂尾也能产生横侧阻尼力矩。例如，直升机以角速度 ω_x 向右滚转时（见图2-18），由滚转形成的附加相对气流，自右向左流过尾桨，这将引起尾桨桨叶迎角的变化，从而产生向左的附加拉力 ΔT_{w_j} ，对垂尾来说，要产生向左的附加侧力 ΔZ_{cw} 、 ΔT_{w_j} 和 ΔZ_{cw} 对重心形成的横侧力矩，阻止直升机的向右滚转。

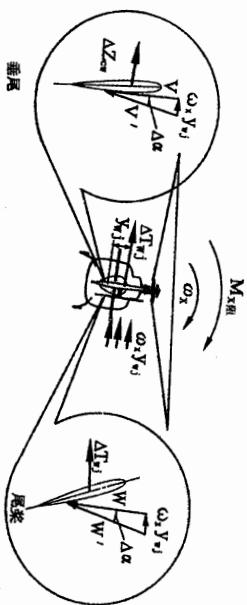


图 2—18 尾桨和垂尾的横侧阻尼力矩

装有短翼的直升机在滚转中，短翼也有明显的阻尼作用。

3. 直升机的侧向稳定过程

直升机的侧向平衡被破坏后，在侧向稳定力矩和阻尼力

矩的作用下，其稳定过程也可分为短周期和长期两种运动。在侧向运动的初期，直升机产生绕立轴和纵轴转动的振荡运动，这种振荡的周期不长，衰减较快，称为短周期运动；在侧向短周期运动基本结束之后，直升机的侧向运动，就比较明显地变为以侧向移位为特征的长周期运动。

具有方向及横侧稳定性的直升机，在平飞中假设受扰动而出现右侧滑，这时，直升机在方向稳定力矩的作用下，会向右偏转，力图消除右侧滑；同时在横侧稳定力矩的作用下，向侧滑的反方向（即向左）滚转。直升机在偏转或滚转过程中，还要受到方向阻尼力矩和横侧阻尼力矩的作用，阻止其偏转和滚转。当直升机的右侧滑角减小为零时，左坡度却增至最大，直升机还将继续右偏，进而出现左侧滑。此时又会产生使直升机向左偏转的方向稳定力矩和向右滚转的横侧稳定力矩，以减小左侧滑角和左坡度，并将进一步形成右侧滑和右坡度。此后，直升机又将重复前面的动态过程。

由于直升机还要受到方向阻尼力矩和横侧阻尼力矩的作用，其侧滑角和坡度的振荡幅值会逐渐减小。当上述这种短周期振荡过程最后停止时，直升机的侧滑角消失，但直升机向右偏转了一个角度，同时，直升机保留了一个向左的坡度 γ （见图 2—19）。这就是直升机侧向短周期运动过程。侧向短周期运动的特点是，直升机的侧滑角、坡度、偏转角速度和滚转角速度振荡衰减很快，而直升机的侧向位移量很小，可近似地看做直升机仍在作直线运动。

侧向长周期运动，严格地说是和短周期运动同时发生的，但是在短周期运动基本停止之前，长周期运动不能明显地显示出来。长周期运动的特点是，随时间变化，直升机会

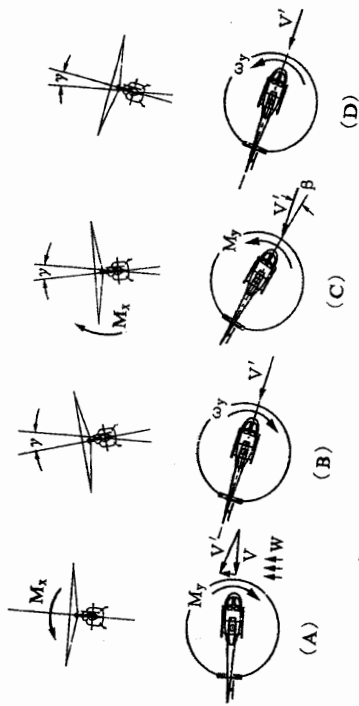


图 2—19 直升机的侧向短周期运动

出现明显的侧向移位。

当直升机的侧向短周期振荡结束后，虽然侧滑角消除了，但直升机仍保留有一个向左的残余坡度，由于左坡度的存在，旋翼拉力 T 和直升机重力 G 的合力 F ，使直升机的运动轨迹向左弯曲，直升机出现左侧滑。在左侧滑中形成的方向稳定力矩使直升机向左偏转，同时产生方向阻尼力矩；此外，在左侧滑中形成的横侧稳定力矩使直升机的左坡度减小，同时产生横侧阻尼力矩。在上述两对力矩的作用下，直升机的侧滑角和坡度逐渐减小，直至最后消除，但飞行轨迹却由于侧向力 Z 的作用而向左弯曲，出现明显的侧向移位。

对于大部分直升机来说，在前飞中的侧向动稳定过程，通常都表现为减幅振荡过程。衡量侧向动稳定性的指标，同衡量纵向动稳定性的指标是一样的，包括：衰减时间（ $t_{1/2}$ 或 t_2 ）、摆动周期 T 和振荡次数（ $N_{1/2}$ 或 N_2 ）。对于一架设计良好的直升机，这些指标都应符合直升机的飞行品质规

4. 直升机的侧向飘摆

当直升机的横侧静稳定度和方向静稳定度匹配不当,例如横侧静稳定度过大而方向静稳定度过小,在侧向平衡被破坏后,直升机会出现侧向飘摆运动。侧向飘摆是一种发散型的不稳定振荡。

横侧静稳定度过大而方向静稳定度过小的直升机,在其侧向平衡被破坏后产生的侧向振荡中,滚转角的变化比偏转角大许多倍,当直升机受扰动,形成右侧滑时,直升机在横侧稳定力矩作用下,很快形成很大的左坡度,由于方向稳定力矩较小,进而产生左侧滑;当左侧滑消除时,直升机又出现很大的右坡度,进而产生右侧滑,如此重复,直升机便进入侧向飘摆,飞行轨迹呈现“S”型。直升机在悬停状态、小速度状态更容易发生侧向飘摆现象。

侧向飘摆的周期很短,不宜用人工操纵的方法来控制,如果修正方法不当,会加剧这种振荡现象。

三、直升机的稳定性特点

固定翼飞机,由于飞行速度大,外形左右对称,并有专门的安定面和特征角(后掠角、上反角等),因此,在所有飞行状态都具有较好的静稳定性和动稳定性。而直升机则不同,其前飞速度小(可以悬停、后飞和侧飞)、外形不对称,所以,直升机的稳定性有其自身特点,主要体现在以下两个方面:

(一) 侧向稳定性和纵稳定性相互影响

从前面的分析我们知道,前飞时直升机受扰动,机身迎

角增大,桨叶升力的变化会引起桨叶的挥舞运动,使旋翼锥体后倾,产生一个向后的附加纵向力 H_s ,对重心形成不稳定的上仰力矩。同时,在旋翼锥体向后倾斜中,由于桨叶的挥舞调节作用,又会使旋翼锥体向侧方倾斜,产生附加的向心力 S_s ,对重心形成滚转力矩,从而破坏了横侧平衡,使直升机出现坡度。而坡度的出现,又必然会引起侧滑,这又破坏了直升机的方向平衡。可见,当直升机的俯仰平衡受到破坏后,其横侧平衡和方向平衡也相继被破坏。

同样,当直升机受扰动,横侧和方向平衡被破坏,出现坡度和侧滑,而侧向气流会使旋翼锥体向侧后方倾斜,这将引起直升机的机身迎角发生变化,俯仰平衡也会受到破坏。由此可见,直升机的俯仰、横侧、方向三个方面的平衡是互相影响的,恢复迎角的过程,也是同时恢复横侧平衡和方向平衡的过程。

(二) 直升机的动稳定性差

直升机的静稳定性普遍较飞机差,而动稳定性就更差,受扰后很难自动恢复到原来平衡状态。悬停时直升机纵向和侧向中立静稳定,后退飞行直升机侧向静不稳定,前飞状态比,由于其前飞速度不大,转动角速度小,产生的阻尼力矩较小,加之旋翼定轴性引起的倾斜的滞后,都会使直升机长时间不停摆动,甚至出现周期性增幅摆动。直升机在悬停状态下受扰动后的运动是动不稳定的,表现为周期较长的增幅振荡运动。直升机由悬停转入前飞后,随着飞行速度的增大,这种动不稳定的情况会有所改善,但摆动消失的时间仍然较长。直升机往往在大速度前飞时,才表现出较好的动稳定性。

目前各国有关直升机稳定性的飞行品质规范要求不一，但总的看来，对短周期运动要求严格，而对长周期运动可以适当放宽一些。这主要是考虑到长周期运动飞行员能及时、适当地实施修正。

第四节 直升机的操纵性

直升机的操纵性，是指直升机在空中以相应的运动响应驾驶员操纵杆、舵、油门的能力。即飞行员实施操纵后，直升机的飞行状态跟着改变而建立新的平衡状态的反应性。一般说来，稳定性强的直升机，稳定力矩较大，改变飞行状态需要的操纵行程必然要大；反之，稳定性弱的直升机，稳定力矩较小，改变飞行状态需要的操纵行程小，甚至过于灵敏，如果阻尼太小的话，直升机就不易稳定在新的飞行状态。因此，直升机的操纵性和稳定性要兼顾。

本节先简要介绍直升机操纵系统的工作原理，着重研究直升机操纵品质问题，然后再介绍直升机的操纵特点和飞行自动控制系统的工作原理。

一、直升机的操纵原理

直升机之所以能前飞、后飞、左右侧飞、升、降、悬停，是飞行员通过对旋翼和尾桨的操纵来实现的。控制旋翼的方法有两种，一种是旋翼桨毂相对于旋转轴是活动的，桨毂可以任意倾斜，这种方式称为直接控制方式，可见于个别小型

直升机；另一种是用自动倾斜器实现控制的，绝大部分直升机都采用这种控制方式。飞行员对尾桨操纵则是通过改变尾桨桨距，进而改变尾桨拉力而实现的。

(一) 自动倾斜器和尾桨操纵机构

1. 自动倾斜器

直升机旋翼的挥舞控制机构称为自动倾斜器，旋翼的总距和周期变距操纵都是靠它来完成。自动倾斜器，有多种不同结构形式，但控制机理都是一样的。它们在构造上都应满足三方面要求：一是能随旋翼一起同步旋转；二是它能沿旋翼轴方向上下移动，以实现总距操纵；三是它能够向任何方向倾斜，以实现周期变距操纵。

图 2-20 选取的是一种典型的自动倾斜器的原理结构图，可以形象地看出自动倾斜器同驾驶杆、油门桨距杆的连接关系。自动倾斜器由滑筒、导筒、内环、外环、旋转环、操纵摇臂、变距拉杆等组成。滑筒套在导筒的外面，可沿导筒上下滑

动，滑筒通过一对轴销与内环相连，外环通过另一对轴销与内环相连，由于两对轴销相互垂直，因此外环可以

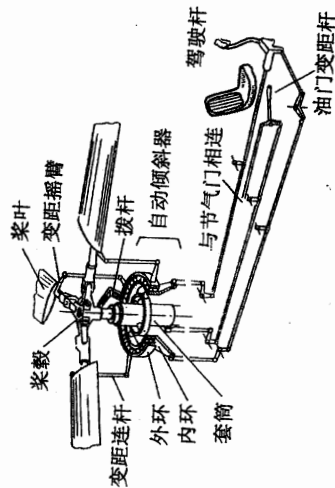


图 2-20 自动倾斜器的原理构造图

向任意方向倾斜。外环与旋转之间有滚珠轴承，而旋转环通过变距传动杆与桨叶相连，旋翼转动时，通过与桨毂相连的拔杆带动旋转环及变距拉杆一起转动。

上提变距杆时，滑筒沿导筒向上滑动，带动内、外环和旋转环一齐向上移动，通过变距传动杆使桨叶角增大，旋翼拉力增大。反之，下放变距杆，桨距变小，旋翼拉力减小。桨距的改变，不仅改变了旋翼拉力的大小，同时也要求发动机输出功率相应改变，因此，在构造上常将油门杆与变距杆机输出功率相应改变，这样，在上提总距杆增大桨距的同时，发动机输出功率也相应增大；下放总距杆减小桨距时，发动机功率相应减小。

操纵驾驶杆，通过传动杆、摇臂的传动，能使旋转环随同内环向需要的方向倾斜。旋转环随同内环倾斜后，随着旋翼转动，各片桨叶的桨叶角就会出现周期性变化。在旋翼旋转一周中，每片桨叶的桨叶角随旋翼旋转所出现的由小到大的变化，再由大到小的周期性变化，称为桨叶的周期变距。由桨叶周期变距引起桨叶强制挥舞，能使旋翼锥体向驾驶杆的操纵方向倾斜，从而达到操纵的目的。

2. 尾桨操纵机构

图 2-21 选取的是早期直升机尾桨操纵机构的原理图。尾桨操纵机构主要由钢索、链条、链轮、滑动操纵杆、操纵变距环等组成。当操纵脚踏蹬时，通过钢索、链条、链轮、蜗轮，可使桨距操纵杆带着三叉头伸缩，于是桨距拉杆便改变尾桨的桨距使尾桨拉力变化，从而达到操纵直升机绕立轴转动的目的。

(二) 操纵旋翼改变拉力大小的原理

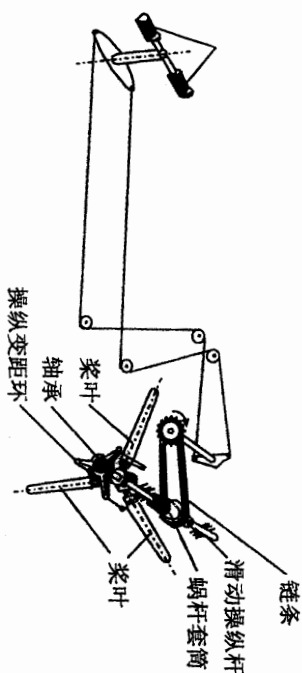


图 2-21 尾桨的操纵机构

旋翼气动合力 R 在旋翼转轴方向的分力 T 就是旋翼拉力。只要气动合力 R 的大小变化，则旋翼拉力 T 也发生变化。改变旋翼拉力大小有两种方法：一是操纵总距杆，改变所有桨叶的桨叶迎角；二是操纵油门环，改变旋翼转速。

1. 操纵总距杆

上提总距杆、旋翼所有桨叶的桨叶角同时增大（即总距增大），使桨叶迎角增大，升力系数增大，故旋翼气动合力 R 增大，旋翼拉力 T 随之增大。反之，下放总距杆，所有桨叶的桨叶角同时减小（即总距减小），桨叶迎角减小，旋翼拉力就减小。

2. 操纵油门环

为了让飞行员在某些情况下不改变旋翼桨叶角，而能单独调节旋翼转速，米-8 等直升机在总距杆上，还装有油门环，它只与发动机油门连接。转动油门环可以单独调节发动机功率和旋翼转速，以达到改变旋翼拉力的目的。直-9

直升机的总距杆上没有油门环,但装有一个控制开关,通过电传动装置来单独调节发动机功率和旋翼转速。

(三) 操纵旋翼改变锥体方向的原理

改变旋翼锥体方向,是通过驾驶杆操纵自动倾斜器外环带动旋转环倾斜,使桨叶周期变距,从而引起桨叶强制挥舞来实现的。我们把自动倾斜器倾斜盘所在的平面称为操纵平面(也叫C-C平面)。按照操纵习惯,驾驶杆向某一方向移动,旋翼桨尖平面(D-D平面)也应随之向同一方向倾斜。但是,对于大部分直升机来说,操纵驾驶杆使自动倾斜器的操纵平面倾斜后,因出现周期变距,桨尖平面也会跟着倾斜,但两者的倾斜方向并非相同,即锥体倾斜方向与驾驶杆移动方向不一致,不符合操纵习惯。要使旋翼锥体(或桨尖平面)按照驾驶杆移动方向倾斜,就必然使自动倾斜器的纵向或横向摇臂带动操纵平面提前于桨尖平面的倾斜方位一个角度(一般为 90°)而倾斜。这样,前推驾驶杆时,旋翼锥体前倾;后拉驾驶杆时,旋翼锥体向后倾斜;左、右压杆时,旋翼锥体向左压杆方向倾斜;以此来改变旋翼气动合力R的方向。当气动合力R的方向改变后,必然引起旋翼拉力T、纵向力H、侧向力S的改变,并且对直升机重心构成力矩,改变直升机的状态,从而达到操纵目的。

二、直升机的操纵方式

(一) 开环操纵与闭环操纵

自动控制原理告诉我们,控制系统有两种控制方式,即开环控制与闭环控制。开环控制是指控制装置与被控对象之间只有顺向作用而没有逆向联系的控制过程,因而开环控制

的输出量不对系统的控制作用发生影响。闭环控制则是指控制装置与被控对象之间既有顺向作用,又有反向联系的控制过程。把系统的输出信号送回到输入端,并与输入信号比较的过程称为反馈。由于反馈的存在,整个控制过程是闭合的,可以达到预定的控制目的。直升机在空中的运动可以看作一个控制过程,把外界干扰或操纵指令作为输入信号,直升机的各种动态参数作为输出信号,那么,对直升机的控制也有两种,一种叫开环操纵,一种叫闭环操纵。

实际飞行中,直升机的运动过程常常是一个闭环操纵过程,飞行员要想保持预定的飞行状态或达到新的飞行状态,需要反复操纵。飞行员要根据当时实际飞行状态与所要求的预定飞行状态之间的差别作出判断,实施操纵,如果没有达到预定状态或者过了头,就要进行修正,这种操纵就是不断反馈,不断修正的过程,所以是闭环操纵。但是,在我们分析直升机稳定性、操纵性的时候,大部分场合是把直升机当作一个开环控制系统来研究的。认为直升机处在某种平衡状态下,分析在未知干扰作用下直升机运动参数的变化,就是稳定性理论;分析在已知操纵信号作用下直升机运动参数的变化,就是操纵性理论。在这种情况下,直升机输出信号(即运动参数)对控制作用没有影响,所以是开环的。

(二) 直升机的几种典型输入

研究直升机操纵反应,首先要了解飞行员在实际飞行中可能有哪些操纵动作和操纵规律,从中抽出一些典型代表性的动作和规律,飞行员的实际操纵,则可看成是若干典型动作的叠加。直升机的反应也就是各个典型操纵反应的叠加。归纳起来,直升机的典型操纵动作主要有四类:阶跃型、谐

波型、脉冲型和超调型。其时间函数如图 2—22 所示。

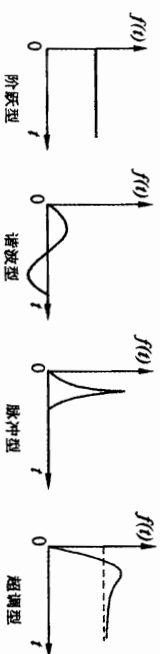


图 2—22 几种典型操纵输入

阶跃型操纵代表飞行员作机动时，急剧操纵驾驶杆、总距杆和脚蹬，而且操纵过程极短的一种极限情况。谐波型操纵代表飞行员往复操纵时的情形。脉冲型操纵表示输入信号是一个脉冲信号，常常模拟直升机在大气紊流中所受到的干扰。超调型操纵是直升机最具机种特色的操纵方式，过去一些教材上称其为“双重动作”，由于“双重动作”的称谓容易与谐波型操纵混淆，还是称其为“超调型操纵”为好，超调型操纵动作特点可以归结为三点：先大后小、先快后慢、一次形成，逐步恢复。

(三) 直升机在阶跃操纵输入下的动态反应

飞行员关心的是实施操纵后直升机的动态过程和动态特性。不同的操纵输入，直升机的动态响应过程和特性也不尽相同。这里，我们以急剧向后拉杆改变直升机样角为例（参见图 2—23），分析直升机在阶跃操纵输入下的动态反应。

假设直升机纵向短周期是收敛的，直升机具有迎角稳定性，并认为直升机的基准运动是平直飞行。飞行员向后急剧拉杆，旋翼锥体迅速后倾至某一位置。此时，旋翼要产生

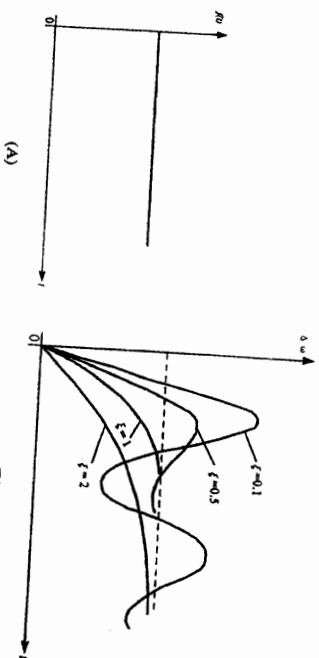


图 2—23 阶跃输入及其响应

一个向后的附加纵向力 ΔH_z ，对直升机重心构成上仰操纵力矩。由于上仰力矩的存在，直升机要作上仰转动，机身迎角增加，直升机转动过程中，一方面要产生一个俯仰阻力矩，力图阻止直升机转动；另一方面，直升机要产生一个稳定力矩，力图恢复原来迎角。

这样，直升机在上述三个力矩作用下，其动态响应过程，可以有以下两种：①当直升机阻尼较小时，迎角增加到某一数值，俯操纵力矩虽然已与稳定力矩大小相等，但由于阻尼小，直升机仍会继续上仰，超过平衡迎角；超过平衡迎角后，稳定力矩大于操纵力矩，会减小直升机的上仰转动角速度，进而使直升机转为下俯转动。这样，直升机在平衡迎角附近发生振荡收敛，最终平衡在一个新的迎角下。②如果直升机的阻尼力矩足够大，直升机在操纵力矩的作用下，迎角增大，其响应过程呈指数函数变化，最终平衡在一个新的迎角下。当然，这个分析是建立在直升机具有迎角稳定性的前提

下,如果直升机没有迎角稳定性,对阶跃型输入 的响应过程, 则表现为振荡发散和指数发散两种。

直升机的动态反应特性,主要可用以下四个参数来描述 (参见图 2-24):

1. 延迟时间 $t_{63.2}$ ——直升机的响应值达到稳态值的 63.2% 所需要的时间,它反应了直升机跟随性的好坏。
2. 峰值时间 t_p ——指从飞行员作阶跃操纵,到直升机运动参数达到第一个峰值为止的时间。
3. 最大超调量 $\sigma\%$ ——指过渡过程中,响应参数超出稳态值的最大偏差与稳态值的百分比。

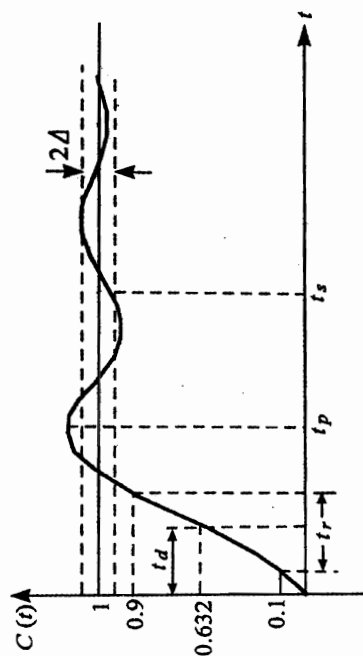


图 2-24 二阶系统对阶跃输入的响应特性

4. 调节时间 t_s ——指从飞行员操纵达到并保持允许误差范围所经历的时间。允许误差范围常取稳态值的 5% 或 2%。

三、直升机的操纵品质

直升机的操纵品质,主要是用两个尺度来衡量,一个是反应大小的问题,另一个是反应快慢问题。下面介绍四种操纵品质指标。

(一) 操纵功效和角速度阻尼

1. 操纵功效

如前所述,改变直升机的飞行状态,需要操纵驾驶杆或脚踏产生操纵力矩,直升机的俯仰操纵力矩和横侧操纵力矩,是通过驾驶杆的纵、横向位移,改变自动倾斜器的纵向操纵角和横向操纵角来获得。直升机的方向操纵力矩,则是通过脚踏的位移,改变尾桨桨距来获得。

所谓操纵功效,就是单位操纵角或单位位移所能产生的操纵力矩。即

$$\text{操纵功效} = \frac{\text{操纵力矩}}{\text{操纵角 (或位移) 改变量}}$$

操纵功效表明直升机的操纵机构每改变 1° (或 1cm) 所产生的操纵力矩。操纵功效大,一定的操纵角改变量形成的操纵力矩就大。需要注意的是,对于一定重量级的直升机,操纵功效必须在某一范围之内,过大或过小对操纵都是不利的。

2. 角速度阻尼

在外界的干扰或操纵力矩作用下,直升机会出现绕重心的转动,在转动的过程中,直升机构件会产生阻尼力矩。阻

尼力矩与直升机绕重心转动的角速度密切相关,通常把阻尼力矩与相应的直升机旋转角速度的比值,称为角速度阻尼。即

$$\text{角速度阻尼} = \frac{\text{阻尼力矩}}{\text{直升机旋转角速度}}$$

由上式可以看出,角速度阻尼表示由单位旋转角速度所产生的阻尼力矩的大小。因此,角速度阻尼的大小体现了直升机的阻尼特性。角速度阻尼对直升机的操纵性和稳定性有很大影响,如果角速度阻尼值过小,在操纵直升机改变平衡状态或在直升机受到外界扰动时,直升机会出现长时间的振荡而不能很快稳定下来,同时也会使直升机的操纵显得过于灵敏。

(二) 操纵灵敏度

单位操纵量(操纵角或操纵机构位移)使直升机所能达到的稳定旋转角速度,称为操纵灵敏度。可用下式表示

$$\text{操纵灵敏度} = \frac{\text{直升机稳定角速度}}{\text{操纵量}}$$

操纵灵敏度可用来表明直升机对操纵后响应的情况,即直升机操纵后反应量的大小。操纵灵敏度高,操纵后能使直升机获得的旋转角速度大,姿态角改变得快。操纵灵敏度应分为俯仰、横侧、方向操纵的操纵灵敏度。直升机在操纵力矩作用下作稳定旋转时,其操纵力矩应等于阻尼力矩。即

$$\text{操纵力矩} = \text{阻尼力矩}$$

利用这个概念并将操纵功效和角速度阻尼两个表达式代入操纵灵敏度表达式中,可得出操纵灵敏度的另一种表达式

$$\text{操纵灵敏度} = \frac{\text{操纵功效}}{\text{角速度阻尼}}$$

上式表明,操纵灵敏度取决于操纵功效和角速度阻尼的比值。操纵灵敏度过大或过小都是不宜的。过大,会使直升机的反应显得过于灵敏;过小,则表现为反应迟钝。为了获得满意的操纵灵敏度,应该恰当地选取操纵功效和角速度阻尼。轻型直升机的操纵功效尽管较小,但其角速度阻尼值更小,所以仍具有较高的操纵灵敏度。表2—1是我国《军用直升机飞行品质规范》规定的悬停操纵灵敏的大小。

在1秒内对操纵输入的响应(°/cm) 表2—1

等级	俯 仰		滚 转		偏 航	
	最小	最大	最小	最大	最小	最大
1	1.2	7.9	1.6	7.9	2.4	9.1
2	0.8	11.8	1.0	11.8	1.2	17.1
3	0.4	15.8	0.4	15.8	0.4	19.7

(三) 操纵反应时间

当操纵机构倾斜某一角度或移动某一段行程后,直升机自角速度出现变化到达到稳定,需要经历一个过程,该过渡过程的时间,就称操纵反应时间,用 τ 表示。一般来说,操纵反应时间 τ 就是指前面提到的调节时间 t_{s0} 。

直升机操纵反应时间,主要取决于直升机的转动惯量

和角速度阻尼。转动惯量越大，在一定操纵力矩作用下，产生的角加速度越小，直升机达到稳定旋转角速度的时间就越长，即操纵反就时间越长；反之，转动惯量小，则操纵反应时间短。操纵反应时间与直升机的转动惯量成正比，与角速度阻尼成反比，主要因为，直升机稳定旋转时，操纵力矩与阻力矩相等。这样，角速度阻尼小的直升机，产生同操纵力矩相等的阻尼力矩，所以对应的稳定旋角速度大，达到这一角速度的时间就要长一些。

操纵反应时间 τ 越小，直升机的操纵反应越快；反之， τ 越大，操纵反应越慢。由于人感觉器官对动作反应时间为 0.5~1 秒，因此，操纵反应时间与人的反应时间两者相当为最佳。然而，对多数直升机来说，其操纵反应时间均大于人的反应时间。

直升机角速度阻尼较小是操纵反应时间较长的主要原因。例如，轻型直升机在悬停状态，其俯仰操纵反应时间 2.5~5.5 秒，横侧操纵反应时间为 1~1.5 秒。操纵反应时间较长，对操纵不利。因此，在操纵系统中要设置阻尼器、增稳装置，以增大直升机的角速度阻尼，从而改善直升机的这一操纵品质。

(四) 驾驶杆力

操纵直升机改变飞行状态，飞行员所施加到驾驶杆（或脚踏）上的力，称为驾驶杆（或脚踏）力。驾驶杆（或脚踏）力主要来自旋翼桨叶（或尾桨桨叶）的轴向铰力矩。

下面以后拉驾驶杆为例，说明驾驶杆力的形成原理。参见图 2—25，向后拉驾驶杆使自动倾斜器倾斜时，旋翼各片桨叶的桨距也随之相应改变。作用在桨叶上的轴向铰力矩，

力图使桨叶恢复到原来的桨距。为了使桨叶保持操纵后的桨距，驾驶员必须用力拉住驾驶杆，该拉杆力通过操纵线系传至自动倾斜器，以平衡桨叶传来的轴向铰力矩。因此，驾驶杆力可表示为

$$P = K \cdot M_{\text{轴}}$$

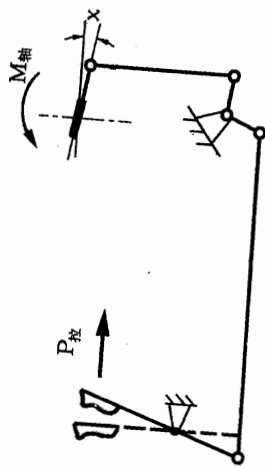


图 2—25 驾驶杆力的形成原理

式中， K 为操纵系统的传动比。

旋翼和尾桨工作时，几片桨叶受到的轴向铰力矩 $M_{\text{轴}}$ 之和，就是直升机手操纵系统或脚操纵系统承受的载荷（用力或的力矩表示）。这个操纵载荷，是一个数值很大的交变载荷。如直—9 直升机旋翼桨叶作用到变距杆上的载荷可达 306 千克；尾桨载荷可达 153 千克。这样大的交变载荷如果传到操纵系统，就会引起驾驶杆、脚踏和油门桨距的强烈振动。因此，凭人力来直接操纵直升机将是极其困难的，也几乎是不可可能的。

现代直升机的操纵一般用液压助力操纵机构、电传操纵机构或光传操纵机构代替飞行员的直接操纵。采用这些操纵机构的操纵系统，飞行员感觉到的杆力不是来自轴向铰力

矩，而是来自专门的杆力模拟机构。表 2-2 是我国《军用直升机飞行品质规范》规定的极限杆舵操纵力。

极限座舱操纵力（牛顿） 表 2-2

座舱操纵机构	$V < 65 \text{ km/h}$			$65 \text{ km/h} < V < V_{\text{max}}$		
	等级 1	等级 2	等级 3	等级 1	等级 2	等级 3
纵向	44	89	178	133	156	178
横向	31	67	89	67	89	111
航向	133	178	356	334	445	556
总距	31	31	31	31	31	31

四、直升机的操纵特点

直升机的操纵机构与操纵原理，同固定翼飞机相比，有很大不同，这就造成直升机的操纵具有自己的特点。了解直升机的操纵特点，对掌握直升机的驾驶技术是十分必要的。直升机的操纵特点主要体现在以下四个方面。

（一）操纵反应的迟缓性

驾驶员从操纵到感觉直升机开始转动所需要的时间，比固定翼飞机要长一些。就是说，直升机对操纵动作的反应比固定翼飞机迟缓。直升机操纵上的这一特点，是由直升机独特的操纵原理决定的。

固翼飞机是依靠偏转升降舵、副翼和方向舵来实施操纵的，由于这些舵面偏转后立即引起气动力的变化，它们又都离飞机重心较远，偏转后能产生较大的操纵力矩，因此，飞

行员能较快地感觉到飞机姿态的改变。然而，直升机的俯仰和横侧操纵，是靠改变旋翼锥体的方向来实现的。由于旋翼良好的陀螺定轴性，从实施操纵到实现旋翼锥体的倾斜，要延迟一定时间；加之操纵旋翼后，所形成的操纵力矩也较小。这就是直升机操纵反应比一般飞机要迟缓的主要原因。直升机由于俯仰转动惯量比横侧转动惯量大，所以，俯仰操纵的迟缓性比横侧操纵的迟缓性更明显一些。由于尾桨至直升机的重心的距离很大，操纵后能形成较大的方向操纵力矩，因此，直升机方向操纵的迟缓性不甚明显。

（二）操纵动作的协调性

直升机的构造特点，使得其油门、总距、纵向、横向和方向操纵之间，存在明显的牵连作用。为此，无论是保持还是改变直升机的平衡状态，都必须特别注意操纵动作的柔和、协调。

以米-8 直升机为例，当上提总距杆增大旋翼拉力时，因旋翼反扭矩增大，直升机要向左偏转，为了保持方向平衡要相应地蹬右舵。右舵量加大后，由尾桨拉力形成的左滚力矩增大，为了保持横侧平稳要向右压杆。这就是直升机杆、舵、变距杆的牵连作用和操纵动作必须注意协调的原因。

除了注意动作协调，还应注意动作的柔和。这是因为，操纵动作粗糙，会引起力和力矩的突然变化，就难于做到杆、舵、变距杆协调。动作柔和还可以有效地避免旋翼、尾桨等进动的不良影响。

（三）操纵动作的双重性

改变直升机飞行状态的操纵动作具有明显的双重性。比如，拉杆后机头上仰，当上仰至接近稳定状态时，应向前迎

杆,使之保持在预定状态,否则,直升机将会继续上仰而超过预定状态。这就是前面讲到的所谓“超调型”操纵。直升机的操纵动作的双重性,主要是由操纵反应的迟缓性引起的。由于操纵动作的迟缓性,飞行员欲改变直升机的飞行状态,需要以较大的杆、舵量来获得大的操纵力矩。这样,当直升机将接近预定状态时,如不及时回杆,势必须超过预定状态。

需要指出的是,直升机操纵动作是否具有双重性,受到操纵机构的影响,有些直升机动作双重性并不明显。尤其是在接通自动驾驶仪后,应尽量避免双重动作。

(四) 采用联动操纵机构

直升机的操纵比较复杂,难于驾驶,为了简化直升机的操纵动作使之易于驾驶,不少直升机在构造上采用联动操纵机构。所谓联动操纵,是指在进行某一操纵的同时,引起其它方向的操纵。例如米-8、直-9等直升机,增大总桨距的同时油门也随之开大,这称总距—油门联动,所以,总距杆也称为油门变距杆。某些直升机(如直-8)除了具有这种联动外,还具有总距与纵向操纵联动、总距与方向操纵联动和总距与横向操纵联动。这样,上提油门变距杆增大旋翼总距的同时,油门和尾桨拉力也同时增大。并使旋翼锥体前倾和侧倾,以满足旋翼需用功率增大和保持直升机平衡的需要,采用这种联动操纵机构,尽管构造复杂,但却简化了操纵动作,降低了驾驶员操纵复杂程度。

第五节 直升机飞行自动控制

系统的基本原理

直升机的操纵复杂而且稳定性差,在悬停状态下,不仅静不稳定,而且动不稳定。虽然在前飞状态下,直升机可以达到静稳定,但其动稳定性却难以获得十分满意的结果。随着对直升机性能要求的不断提高,难以以气动设计来获得良好的操纵性和稳定性,为此,不少直升机必须借助于飞行自动控制系统来获得良好的飞行品质。

直升机的飞行自动控制系统,包括增稳系统、控制增稳系统、自动驾驶仪等。直升机飞行自动控制系统性能的好坏,不仅直接影响着直升机的飞行性能,同时还影响着飞行安全。本节简要介绍直升机飞行自动控制系统的的基本工作原理。

一、增稳系统和控制增稳系统

增稳系统是用来改善直升机稳定性的装置。增稳系统是在阻尼器基础上发展起来的,比阻尼器更完善的增稳装置。阻尼器由于能增大直升机的角速度阻尼,使直升机受扰动后的振荡迅速衰减,所以实质上是一种最简单的增稳装置。但是,增稳系统不能同时兼顾稳定性与操纵性要求,也就是说,增加直升机稳定性的同时,必然会降低其操纵性。为了解决这一矛盾,在获得较好稳定性的同时,又能获得满意的操纵性,又出现了控制增稳系统。

(一) 阻尼器的工作原理

阻尼器用来增大直升机的角速度阻尼，使直升机的角运动振荡迅速衰减。阻尼器按其所阻尼的运动不同，可以分为俯仰阻尼器，偏转阻尼器和滚转阻尼器。

俯仰阻尼器用来提高直升机纵向短周期运动阻尼，以稳定直升机绕机体横轴的俯仰转动。俯仰阻尼器主要由作为测量元件的角速度陀螺、放大器和执行机构组成。角速度陀螺是一个二自由度陀螺，其测量轴与机体横轴相一致，测量俯仰角速度 ω_z 的方向与大小，并输出与 ω_z 成比例的电信号；角速度陀螺输出的电信号经放大器放大后输送给执行机构，使之输出相应的偏转角，再经操纵机构传给助力器，助力器带动自动倾斜器使旋翼锥体倾斜，以起到阻止俯仰转动的作用。俯仰阻尼器的原理方框图如图 2—26 所示。

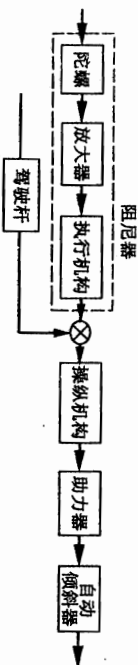


图 2—26 阻尼器工作原理图

偏转阻尼器中的角速度陀螺，能测量出直升机绕 Y 轴的偏转角速度 ω_y ，并输出与 ω_y 成比例的电信号，经放大后输出给舵机，并通过助力器、尾桨变距机构改变尾桨桨距，从而产生方向阻尼力矩，以衰减方向振荡。

滚转阻尼器也叫横向阻尼器，其结构形式和工作情形与俯仰阻尼器基本相同。

(二) 增稳系统的工作原理

增稳系统是在阻尼器的基础上发展而来的。它与阻尼器的根本区别在于，不仅可以增加直升机的任何一种阻尼，改善直升机的动稳定性，而且还可以改善直升机的静稳定性。静稳定性的改善是通过对角速度陀螺输出信号进行积分或迟后一个相位角进行伪积分，获得状态角信号，输出与状态角信号成比例的电信号，再经过放大器、执行机构、助力器等来控制自动倾斜器，以达到改善静稳定性的目的。

增稳系统分为俯仰、方向、倾斜三个系统，俯仰增稳系统原理方框图如图 2—27 所示。

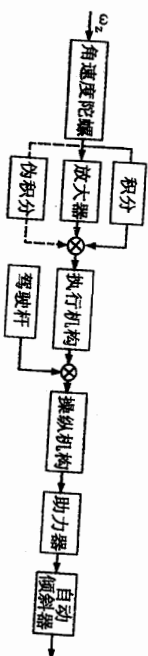


图 2—27 增稳系统工作原理图

假定直升机作稳定平飞，直升机的俯仰角为 θ_0 ，自动倾斜器的纵向倾角为 x_0 。如果直升机受扰动而出现上仰转动，角速度陀螺即可测得直升机上仰转动角速度值，并输出角速度电信号，再经过积分器而变成俯仰角变化量 $\Delta\theta$ 的电信号。将角速度陀螺输出的角速度信号和积分器输出的俯仰角信号综合后输出给放大器。经过放大后的电信号，通过执行机构变成机械信号使助力器工作，从而操纵自动倾斜器使旋翼锥体前倾。旋翼锥体前倾后所产生的气动力矩，既可以增加直升机的角速度阻尼，又可增大直升机的迎角静稳定

度。在飞行员不参与操纵的情况下，由于自动倾斜器的纵向倾角是随俯仰速度和俯仰角变化而自动调节的，所以，只有当直升机的俯仰角速度为零和俯仰角恢复至初始值 θ_0 时，自动倾斜器的纵向倾角才能恢复为初始值 x_0 。至此，俯仰增稳系统的调节作用方告结束。

(三) 控制增稳系统的工作原理

增稳系统可以提高直升机的稳定性，但却在一定程度上削弱了直升机的静操纵性。为了解决这一矛盾，在增稳系统的基础上，添加了一个杆力传感器和一个指令模型，即成为控制增稳系统。直-9直升机的增稳系统即为控制增稳系统。

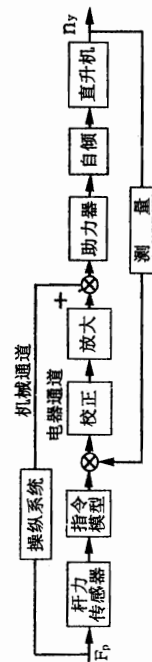


图 2-28 控制增稳系统工作原理图

图 2-28 是控制增稳系统的原理方框图。控制增稳系统由机械通道、电气通道和增稳回路组成。飞行员对直升机的操纵可分为两路输出，一路通过机械通道使自动倾斜器偏倾；另一路通过电气通道，产生指令信号输出指令模型，并形成满足操纵特性要求的电信号，直接与反馈信号相加，以差值控制自动倾斜器。电气指令信号与机械通道操纵信号是同向的。

当驾驶杆不动时，控制增稳系统的指令信号为零，系统

只起增稳作用。当飞行员实施操纵时，一方面通过机械通道自动使倾斜器偏倾 ΔB_m ；另一方面，又通过电气通道使自动倾斜器偏倾 ΔB_M ，这样，自动倾斜器的总倾角为 $\Delta B = \Delta B_m + \Delta B_M$ 。可见，电气指令信号使操纵量增强。显然，控制增稳系统兼顾了稳定性和操纵性两方面的要求。

(四) 自动控制系统与人工操纵系统的联接方式

无论对直升机进行自动控制，还是实施人工控制，都是通过操纵自动倾斜器（或尾桨变距机构）来实现的。自动控制系统与人工操纵系统的基本联接方式有两种，即并联式和串联式。

并联式联接是指人工操纵和自动控制系统均可通过同一机械传动机构，独立地控制直升机（图 2-29）。由于自动控制时，舵机的制动力会妨碍人工操纵，需要在舵机与传动装置间安装离合器。离合器的作用有两个：一是保证人工操纵与自动控制的转换；二是当自动控制系统出现故障时，保证飞行员强迫

操纵。一般装有控制增稳系统的直升机都采用这种联接方式。

对于阻尼器或增稳系统的自动控制来说，其与人工操纵系

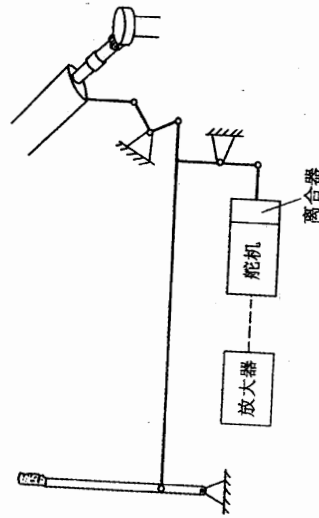


图 2-29 舵机与操纵系统并联

统的联接则不能采用并联方式。因为阻尼器和增稳系统只是改变直升机的衰减特性,而不能改变直升机稳定的飞行状态。若仍然采用并联方式,则阻尼舵机工作时,势必带动驾驶杆(或脚蹬)一起移动,从而给飞行员造成不正确的判断和反应。理想的方法是使阻尼器只带动倾斜器,而不带动驾驶杆。那么,这样的自动控制系统只能与人工操纵系统实行串联方式联接。

(五) 增稳系统的操纵权限

操纵权限是指操纵自动倾斜器(或脚蹬)的行程,小于全行程的叫有限权限,全行程的叫全权限。直升机作大机动量飞行时,需要大的操纵权限,因此,在自动控制系统和人工操纵系统同时工作时,二者之间就有一个如何分配权限的问题。为了避免自动控制系统出现故障时,使自动倾斜器出现大的偏转角,造成直升机过负荷甚至飞行员无力挽救的严重事故,应当对增稳系统的操纵权限加以限制。如装在米-8直升机上的АЛ-34В自动驾驶仪的操纵权限是人工操纵的20%,"黑鹰"直升机的两个增稳系统共同工作时,其操纵权限仅为10%。通常采用并联式的自动控制系统比采用串联式的自动控制系统,可以获得较大些的操纵权限。

二、自动驾驶仪

自动驾驶仪是一种能够代替飞行员保持或改变直升机运动状态的飞行自动控制装置。它是在人工操纵系统和增稳系统的基础上,逐步发展完善起来的。最初的自动驾驶仪主要用于稳定直升机的飞行状态,以减轻飞行员长时间飞行的疲劳。以后又发展到凭借自动驾驶仪能保持飞行速度和高度、

并能控制直升机按预定航线飞行。目前某些先进的直升机装用的自动驾驶仪,除具有上述功能外,还可使直升机完成自动着陆、自动地形跟踪和预防危险飞行状态的能力。

(一) 自动加强仪应具备的基本职能

直升机在平飞过程中,假设受到某种干扰,引起机头上仰,俯仰角变化,地平仪指示也改变,飞行员根据地平仪的指示,推杆使直升机恢复平飞状态,随直升机逐渐恢复平飞状态,飞行员要逐渐收回驾驶杆。上述过程是飞行中人工控制俯仰角的过程。从上述过程中可以看出,驾驶员要完成以下工作: A. 及时了解俯仰角变化; B. 将实际俯仰角与给定俯仰角比较,得出偏差大小与方向; C. 根据偏差大小和方向,操纵自动倾斜器偏转; D. 随俯仰角的恢复减小推杆量。从自动控制的观点来看,人工控制俯仰角过程是一个闭环控制过程,地平仪和飞行员为控制器,直升机是被控对象。作为自动控制器的自动驾驶仪,要代替驾驶员自动稳定直升机俯仰角,必须具有飞行员所具有的职能,即: A. 自动测量直升机的飞行状态; B. 将所测结果与给定状态比较,求出偏差; C. 根据偏差的大小和方向,操纵直升机改变飞行状态。

(二) 自动驾驶仪的基本组成

自动驾驶仪由给定元件、测量元件、放大元件、执行元件和反馈元件等部分组成。图2-30是自动驾驶仪系统方框图。

各部分功用如下:

1. 给定元件: 根据要求输出给定信号,一般利用操纵装置输出给定信号。

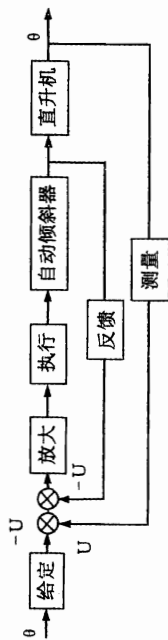


图 2—30 自动驾驶仪工作原理图

2. 测量元件：测量直升机运动状态参数，输出相应的信号。
3. 放大元件：对给定信号、测量信号及反馈信号进行放大，满足执行元件要求。
4. 执行元件：也就是舵机，用以控制自动倾斜器（或尾桨变距机构）工作。
5. 反馈元件：输出舵机工作相应的反馈信号，保证自动倾斜器偏角与偏差信号成正比。

由放大元件、执行元件、反馈元件构成的小闭环回路叫舵回路，用以保证自动倾斜器（或尾桨变距机构）偏角与综合信号成正比。

由舵回路与测量元件和直升机组成的大闭环系统，用以控制直升机状态。基本原理就是“测量偏差，纠正偏差。”

自动驾驶仪从产生信号，经过综合、放大直到舵机使自动倾斜器偏倾，这样一条传递途径称为“通道”。

（三）自动驾驶仪的工作原理

自动驾驶仪一般具有俯仰、倾斜、航向和高度四个通道，以履行手、脚操纵系统和油门桨距操纵系统所具有的人工驾驶职能。另外，为了满足直升机协调转弯的需要，在倾斜通

道和航向通道之间具有交联信号，其它通道则大多是独立的。自动驾驶仪的四个通道的组成、工作原理与控制规律大致相同。下面简要介绍自动驾驶仪控制俯仰角、协调转弯、控制飞行高度和速度的工作原理。

1. 自动控制直升机俯仰角的原理

对自动驾驶仪来说，对俯仰角的自动控制，就是指对直升机俯仰角实现自动稳定与操纵的过程。图 2—31 是自动驾驶仪自动控制俯仰角的原理图，地垂陀螺是测量元件，用以测量俯仰角的大小及变化速率。电位计 1 是俯仰电位计，

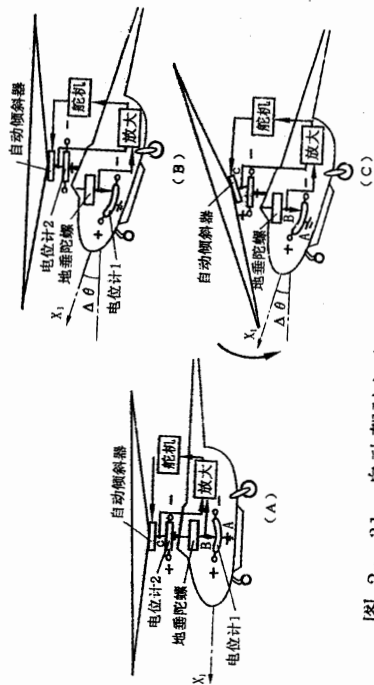


图 2—31 自动驾驶仪自动控制俯仰角的原理

它有 A、B 两个电刷。A 电刷由飞行员控制，用于操纵直升机俯仰角的指令数据；B 电刷由地垂陀螺控制，用于测量直升机俯仰角。俯仰电位计可将直升机的实际俯仰角与给定俯仰角进行比较，并输出与俯仰角偏差成比例的电压信号。放大器用来对偏差信号进行放大。舵机是执行元件，它根据放

大后的偏差信号的极性和大小,操纵自动倾斜器向相应方向倾斜。电位计 2 是反馈元件,它的电刷随自动倾斜器的倾斜而移动,产生与偏转角成比例的负反馈信号。

自动稳定俯仰角的过程:当直升机的俯仰角 θ 等于基准值 θ_0 时,俯仰电位计两个电刷 A、B,处在电位计的同位置,因而输出的电信号为零。这时候,放大器无输入也无输出,舵机不工作。假设由于某种扰动使直升机机头上仰时,由于电刷 B 与电位计的电阻之间出现相对运动,而电刷 A 在电阻上的位置不变。于是 A、B 两电刷的电位不等,产生与俯仰角偏差 $\Delta\theta$ 成比例的偏差电信号 $U_{\Delta\theta}$ 。 $U_{\Delta\theta}$ 经放大器放大和鉴别极性后输出给舵机,带动自动倾斜器使旋翼锥体向前倾斜,直升机向初始状态 (θ_0) 恢复。与此同时,反馈电位计的电刷也随之移动,产生与自动倾斜器偏转角成比例的负反馈信号 U_f ,由于偏差信号 $U_{\Delta\theta}$ 与反馈信号 U_f 的方向相反,故放大器放大信号为 $\Delta U = U_{\Delta\theta} - U_f$ 。当 $U = 0$ 时,自动倾斜器停止前倾。

自动操纵俯仰角的过程:要操纵直升机改变俯仰角时,飞行员可转动自动驾驶仪操纵台上俯仰操纵旋钮,使俯仰电位计的给定电刷 A 移至所需数值。这时由于 A、B 电刷的电位不等,从而给出俯仰操纵的指令信号 U_g 。操纵指令信号 U_g 经过放大器放大后,按信号的极性驱动舵机工作。一方面,自动倾斜器偏转;另一方面,反馈电位计的电刷移位。当反馈信号 U_f 完全抵消操纵信号 U_g 时,输出信号 $\Delta U = 0$,自动倾斜器不再继续偏转,从而完成操纵过程。

2. 协调转弯的原理

直升机保持飞行速度不变所做的不带侧滑的水平转

弯,称为协调转弯。人工操纵直升机协调转弯时,应手脚一致地向转弯方向压杆和蹬舵,压杆的目的是为了使直升机产生坡度,进而产生向心力,改变直升机航迹。蹬舵的目的是为了使直升机绕立轴偏转,跟上航迹变化,避免出现侧滑。自动驾驶仪是通过航向通道和倾斜(横侧)通道的协调配合来实现直升机协调转弯的。对于航向通道与横侧通道有交联的自动驾驶仪来说,飞行员只需操纵脚踏蹬或航向微调旋钮,就可将操纵信号分别输入航向通道和横侧通道,完成直升机的协调转弯。对于这两个通道无交联的自动驾驶仪来说,欲操纵直升机转弯,在飞行员蹬舵改变直升机航向的同时,还必须使用直升机倾斜角微调旋钮,使直升机产生坡度,才能实现协调转弯。或者,在压杆使直升机产生坡度的同时,用航向微调旋钮使直升机改变航向。

3. 自动控制飞行高度和速度的原理

① 自动控制飞行高度的原理

米-8 直升机的自动驾驶仪具有高度通道,直-9 直升机的自动驾驶仪没有高度通道,但具有保持高度的功能。高度通道通常采用气压传感器为测量元件,用来感受气压随高度的变化,并以气压的改变量来表达高度的变化量 ΔH 。然后将其转变为电信号,再经过综合、放大后,驱动油门舵机的系统的舵机工作,以改变旋翼拉力,达到控制飞行高度的目的。当接通高度通道后,接通时的气压高度就作为基准高度。如果直升机偏离了这个飞行高度,气压传感器就会输出一个与高度差大小成比例的电压信号,其极性由高度差的正负来决定。此信号经放大器放大后驱动舵机工作,操纵旋翼改变总距和发动机功率,从而调节旋翼拉力使直升机恢复到基准

高度,当直升机恢复到基准高度以后,高度差信号消失,旋翼总距也随之恢复为原来值。

②自动稳定飞行速度的原理

直升机作稳定平飞时,为了保持力和力矩的平衡,飞行速度和直升机俯仰角(机体俯仰角)之间存在着——对应的关系,即俯仰角 θ 随着平飞速度 V 的增大而减小。自动驾驶仪就是根据这一关系,由俯仰通道通过控制直升机的俯仰角来控制飞行速度的。自动稳定飞行速度系统是以俯仰角控制系统为基础,再加上空速度测量元件、空速给定元件和其它元件组成。速度给定元件确定基准速度后,俯仰角的基准值就确定下来了,当测量元件将感受到的动压(即表速)与给定表速信号比较,得出偏差后,再与俯仰角基准值进行综合,最终由俯仰角通道调节自动倾斜器,使直升机保持俯仰角基准值,以此来自动稳定飞行速度。

三、几种直升机的飞行自动控制系统简介

这里简要介绍米-8、“海豚”、“黑鹰”直升机的飞行自动控制系统的基本功能和主要特点。

(一)米-8直升机的АЛ-34Б自动驾驶仪

米-8直升机装用的АЛ-34Б自动驾驶仪,具有彼此之间无信号交联的俯仰、倾斜、航向和高度四个通道,分别用来控制直升机的俯仰、倾斜、航向运动和控制飞行高度。其操纵台上分别有俯仰、倾斜通道接通按钮;航向通道和高度通道的接通与断开按钮。操纵台上还分别装有航向角、倾角和俯仰角微调按钮,用来对直升机的姿态角进行微调。

АЛ-34Б自动驾驶仪的主要功能四个:1.在起飞到着

陆的所有飞行中,都允许使用航向、俯仰、倾斜三个通道,在高度不低于50米时才允许使用高度通道。2.各种稳定飞行状态都可以用自动驾驶仪来保持。3.在自动驾驶仪接通的情况下,仍然可以按正常操纵完成所允许的各种机动飞行。4.自动驾驶仪四个通道的舵机操纵权限都是20%,在自动驾驶仪故障时,仍可以保证对直升机的操纵。

(二)“海豚”直升机的飞行自动控制系统

—155型自动驾驶仪和SFIMCDV-85型耦合器组成。SFIM-155自动驾驶仪是一个具有俯仰、倾斜和航向三通道的自动驾驶仪,它的每一个通道都由两个互相监控的并联系统来控制,即所谓双余度自监控自动驾驶仪,保证在一个回路失灵条件下,另一个回路仍能继续工作。SFIMCDV-85型耦合器是一个具有俯仰、倾斜和航向的三轴部件,用来保持各种“附加”飞行方式。

A·P·SFIM-155型自动驾驶仪的主要功能有:1.具有增稳系统的功能;2.自动配平功能;3.抗紊流功能,这在紊流条件下特别有用;4.协调转弯功能;5.在不断开自动驾驶仪的条件下,允许飞行员实施人工操纵。

通过自动驾驶仪同直升机传感器耦合,可以实现五种“附加”飞行方式:1.气压高度保持。2.空速保持。3.升降速度保持。4.复飞。5.带协调转弯的航向保持。

(三)“黑鹰”直升机的飞行自动控制系统

“黑鹰”直升机有一套比较完善的飞行自动控制系统(AFCS)。它包括增稳系统(模拟增稳系统SASI、数字增稳系统SAS2)和航迹稳定系统(FPS)两个系统。模拟增稳系

统和数字增稳系统,能修正直升机短周期出现的偏差,为俯仰、倾斜、航向三个通道提供增稳;飞行航迹稳定系统可以保持直升机的空速、坡度和航向。

飞行自动控制系统中的增稳作用,可以由模拟增稳系统(SASI)和数字增稳系统(SAS2)共同工作来实现。但是SASI单独工作和SASI与SAS2同时工作时,两者对直升机的响应不同。仅有SASI单独工作时,相当于系统的控制增益变大,阻尼变小,动态过程变快。通常增稳系统对直升机的操纵权限仅为10%,SASI、SAS2各单独工作时为5%,共同工作时10%。

飞行航迹稳定系统(FPS),可以自动保持空速及飞行员任意选择的俯仰状态、倾斜状态和航向,同时还可以控制直升机作协调转弯。飞行航迹稳定系统属于数控方式,所有控制信号都来自于计算机。

第三章 悬停和垂飞

直升机的悬停、悬停回转、垂直上升和垂直下降等四种飞行方式,是直升机特有的飞行方式,也是飞行员必须掌握的基本驾驶技术。本章从分析直升机上的作用力和力矩关系入手,着重讨论悬停和垂飞的动态特点和操纵原理。旋翼涡环和垂直自转虽然也属于垂直飞行范畴,但考虑到其特殊性,本教材将在第八章进行讨论。在本章以及后面几章中,如果不特别说明,直升机的操纵动作都是针对俯视图顺时针方向旋转旋翼直升机的。

第一节 悬 停

直升机在一定高度上,保持航向、位置不变的飞行状态叫做悬停。悬停是直升机特有的飞行方式之一,其目的是检查直升机重心、发动机和旋翼工作情况,为起飞增速或垂直着陆作准备,或进行特种作业。

一、保持悬停的条件和直升机的悬停姿态

直升机在无风条件下的稳定悬停状态实质上是一种平衡状态,保持直升机悬停的条件也就是保持平衡的条件。下面

从俯仰、方向和横侧三个方面进行研究。

(一) 悬停时的俯仰平衡条件及直升机的俯仰角

1. 悬停时的俯仰平衡条件

悬停时直升机取得俯仰平衡，悬停高度应保持不变，不出现前后移动。作用于直升机上的有关力和力矩对于机体轴系而言，应满足下列条件

$$\begin{aligned}\sum F_x &= 0 & H_s - G \sin \theta &= 0 \\ \sum F_y &= 0 & T - G \cos \theta \cos \gamma &= 0 \\ \sum M_z &= 0 & TX - H_s Y_{sj} - M_{z,gu} + M_{z,其它} &= 0\end{aligned}\quad (3.1)$$

式中， H_s 为旋翼纵向力； X 为旋翼拉力相对于重心的力臂； $M_{z,其它}$ 为机身、平尾的俯仰气动动力矩与尾桨反扭矩之和，即

$$M_{z,其它} = M_{z,sh} + M_{z,pw} + M_{z,wj} \quad (3.2)$$

需要注意的是，(3.1) 式没有考虑旋翼前倾角的影响。

2. 悬停中直升机的俯仰角

① 俯仰力矩对直升机俯仰角的影响。

为了分析问题方便，假定直升机重心位于旋翼轴线上，并且认为旋翼是中心铰式旋翼，桨毂力矩 $M_{z,gu} = 0$ 。在此条件下可分为三种情况。

当 $M_{z,其它} = 0$ 时，旋翼气动动力矩必须为零才能保持俯仰平衡。这时，旋翼气动合力 R 通过重心并与重力在一条直

线上，桨尖平面 (D-S 平面) 和桨毂旋转平面 (S-S 平面) 都平行于水平面，气动合力 R 就是旋翼拉力 T ，在这种情况下，直升机的俯仰角为零 (见图 3-1 A)。

当 $M_{z,其它} > 0$ 时，

为了平衡此上仰力矩，桨尖平面要相对于桨毂旋转平面前倾一个角度，于是旋翼气动合力也随之前倾，从而出现一向前的纵向力 H_s ，并形成下俯力矩 $H_s Y_{sj}$ 来平衡 $M_{z,其它}$ 。而向前的纵向力 H_s 是由直升机出现上仰角 θ 后，重力的纵向分力 $G \sin \theta$ 来平衡的。所以，直升机在这种情况下，桨尖平面相对桨毂旋转平

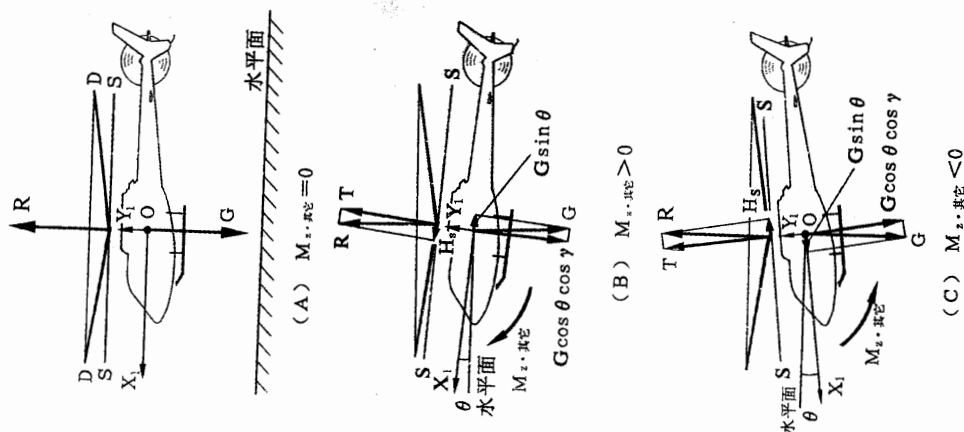


图 3-1 俯仰力矩对俯仰角的影响

面前倾，直升机有一个上仰角（见图 3—1 B）。

同理当 $M_z, M_{\text{总}} < 0$ 时，直升机有一个下俯角，且桨尖平面相对桨毂旋转平面后倾（见图 3—1 C）。

② 重心位置对直升机俯仰角的影响

当直升机重心位于旋翼轴后面时，旋翼拉力对重心形成上仰力矩。为了平衡此上仰力矩，应操纵气动合力 R 随同桨尖平面前倾一个角度，利用向前的纵向力 H_s 所产生的下俯力矩 $H_s Y_s$ ，来平衡旋翼拉力 T 产生的上仰力矩。而纵向力 H ，由直升机产生上仰角 θ 后，所产生的重力分力 $G \sin \theta$ 来平衡。

所以，当重心位于旋翼轴之后时，直升机在悬停时，桨尖平面前倾一个角度，直升机有一个上仰角（见图 3—2 A）。当重心位于旋翼轴之前时，则直升机有一个下俯角，桨尖平面后倾一个角度（见图 3—2 B）。

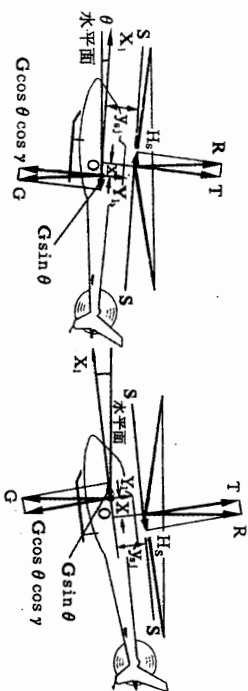


图 3—2 重心位置对俯仰角的影响

③ 旋翼轴前倾角对直升机俯仰角的影响
多数直升机的旋翼轴都有一个不大的前倾角。在悬停时

为了克服旋翼轴前倾角的影响，需要使桨尖平面后倾，并且使直升机产生一个上仰角。

（二）悬停时的方向平衡条件

直升机在无风稳定悬停时，为了取得方向平衡，绕主轴各偏转力矩之和应为零，即

$$\sum M_y = 0 \quad T_{w_j} X_{w_j} + S_s X - M_{\text{反}} = 0 \quad (3.3)$$

近似计算时，可忽略旋翼侧向力形成的偏转力矩 $S_s X$ 。

从 (3.3) 式可知，尾桨拉力产生的偏转力矩是为了平衡旋翼反扭矩的（参见图 3—3）。

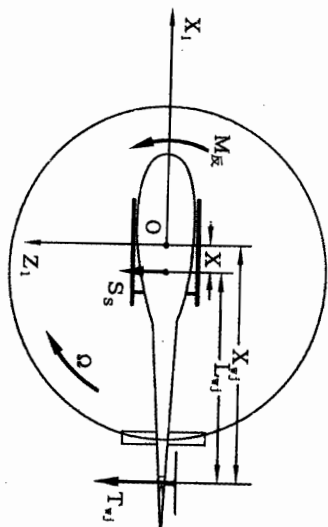


图 3—3 悬停时的方向平衡

（三）悬停时的横侧平衡条件及直升机的坡度

1. 悬停时的横侧平衡条件

悬停中，直升机要取得横侧平衡，应保持侧向力和滚转

力矩的平衡,使直升机不出现侧向移位和滚转。直升机的横侧平衡条件如下

$$\begin{aligned}\sum F_z &= 0 \quad T_{wj} - S_s + G \cos \theta \sin \gamma = 0 \\ \sum M_x &= 0 \quad T_{wj} Y_{wj} - T Z - S_s Y_{sj} - M_{x \cdot gu} = 0\end{aligned}\quad (3.4)$$

式中 $M_{x \cdot gu}$ 为桨毂力矩,水平较外移量不大的旋翼,其大小可以忽略。一般直升机尾桨的安装位置都是高于直升机重心的,所以尾桨拉力对重心构成滚转力矩。如果直升机重心在旋翼轴线上,则旋翼拉力 T 不对重心构成滚转力矩,即 $T Z = 0$ 。

2. 悬停中直升机的坡度

① 尾桨安装位置对直升机坡度的影响

尾桨的安装位置相对于旋翼桨毂中心来说有高低,尾桨桨毂中心低于旋翼桨毂中心 ($Y_{wj} < Y_{sj}$) 的称为低置尾桨;尾桨桨毂中心高于旋翼桨毂中心 ($Y_{wj} > Y_{sj}$) 的则称为高置尾桨。

下面分析尾桨安装位置对直升机坡度的影响,假设直升机重心位于旋翼轴线上,且忽略桨毂力矩。

对于低置尾桨直升机来说, $Y_{wj} < Y_{sj}$, 根据横侧力矩平衡关系 (3.4) 式可以知,为取得横侧力矩平衡,必然有 $T_{wj} > S_s$ 。为了使侧向力得到平衡,机身就应该向后行桨叶方倾斜,产生与 S_s 相同方向的重力分力 $G \cos \theta \sin \gamma$ 。因此,在悬停时都有一个后行桨叶方的微小坡度,即顺时针旋翼直升机为右坡度,反时针旋翼为左坡度 (见图 3-4A)。

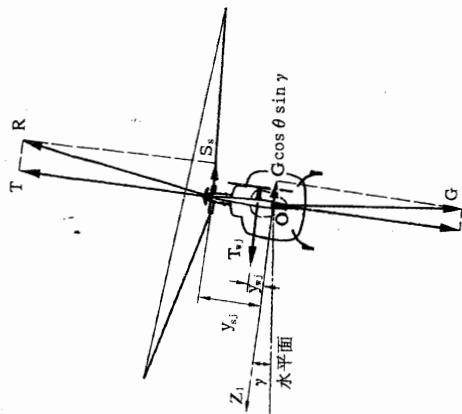
同理,对高置尾

桨,由于 $Y_{wj} > Y_{sj}$, 为满足横侧力矩平衡要求,则 $T_{wj} < S_s$ 。为了取得侧向力平衡,直升机必然要产生一个前行桨叶方的坡度 (见图 3-4B)。

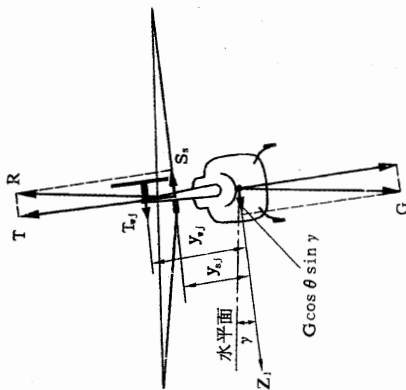
如果尾桨桨毂中心和旋翼桨毂中心安装高度相同,那末在悬停时则可以没有坡度,仅需要桨尖平面倾斜就够了。

② 重心的横侧位置对直升机坡度的影响

当重心不在直升机纵向对称面内时, $Z \neq 0$, 旋翼拉力 T 对重心构成滚转力矩 $T Z$ 。由平衡方程可知,要取得横侧平衡,就需要尾桨拉力矩、旋翼侧向力力



(A) 低置尾桨有“后行桨叶”方的小坡度



(B) 高置尾桨有“前行桨叶”方的小坡度

图 3-4 直升机悬停时的坡度

矩和旋翼拉力矩三个力矩的平衡。当直升机重心偏右时，旋翼拉力矩 T_z 为右滚力矩。对于顺时针旋翼直升机来说，其方向同尾桨拉力矩方向相反。这样平衡尾桨拉力矩的旋翼侧向力矩 S_{sj} 可以减少，即侧向力 S_s 可以减少。但是，由于向右的侧向力 S_s 减小，为了平衡向左的尾桨拉力 T_{sj} ，必须增大向右的重力分力 $G \cos \theta \sin \gamma$ ，故直升机的右坡度要增大。

同理，当直升机重心偏左时，所需的右坡度减小，或左坡度增大。

二、悬停性能

(一) 悬停所需功率和可用功率
悬停状态无升降、无水平运动，所需功率只包括诱导功率和型阻功率两部分。可用下式表示

$$N_{\text{悬停}} = N_{\text{诱}} + N_{\text{型}} \quad (3.5)$$

直升机悬停时，所需功率较大，因为这时诱导速度很大，旋翼用于克服诱导阻力所需功率 ($N_{\text{诱}}$) 也很大，约占所需功率的 70~75%，而用于克服翼型阻力所需功率 ($N_{\text{型}}$) 只占 25~30%。

悬停时，旋翼可用功率 $N_{\text{可用}} = \zeta \cdot N_{\text{输出}}$ 。对于装涡轮轴发动机的直升机而言，在设计高度以下， $N_{\text{可用}}$ 基本不随飞行高度的变化而变化。

要使直升机保持悬停，根据功率平衡原理，必须满足

$$N_{\text{可用}} = N_{\text{悬停}} \quad (3.6)$$

(二) 悬停升限

随着悬停高度升高，空气密度减小，型阻系数稍有增大，但变化量很小。可是产生同样的拉力，诱导速度却明显增大，用于克服诱导阻力的所需功率增大。因此，高度越高，悬停所需功率越大，而涡轮轴发动机的可用功率，超过设计高度以后，随高度升高逐渐减小。所以直升机并不是在任何高度上都能悬停的。通常把发动机在最大连续工作状态所能维持悬停的高度，叫直升机的悬停升限，或叫理论静升限。悬停升限又可分为有地效悬停升限和无地效悬停升限。地面效应的影响，我们将在后面分析。

悬停时

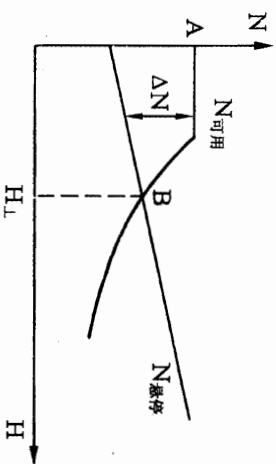


图 3—5 悬停功率曲线

(如图 3—5 所示)。高度较低时，所需功率通常小于可用功率，两者之差为剩余功率 $\Delta N_{\text{悬停}}$ 。直升机在由 A 到 B 点的高度上，都有剩余功率，通过操纵油门能使

可用功率与悬停功率相等。因此，在B点高度以下的任何高度上，直升机都能进行悬停。随着高度增加，需用功率增大，可用功率减小，当高度在B点时，剩余功率减至零。超过B点高度，悬停所需功率就会大于可用功率，直升机就不能维持悬停了。所以，B点所对应的高度，就是该直升机的理论静升限。

由于直升机悬停所需功率较大，发动机负荷与燃油消耗率也比较大，而且，在悬停状态，直升机的安定性、操纵性比较差，所以，不宜长时间悬停。

三、影响悬停的因素

(一) 地面效应的影响

悬停时，离地高度越低，气流受到地面的阻挡作用越强，地面效应也就越显著。一般说来，当旋翼离地高度超过旋翼直径的长度时，地面效应基本消失。训练飞行中，有地效悬停高度取2~5米，无地效悬停高度取100~150米。地面效应的强弱还与海拔高度有关，海拔高度高，空气密度小，地面效应随之减弱。很显然，由于地面效应的影响，有地效悬停升限高于无地效悬停升限（见图3—6和图3—7）。

一般情况下，直升机在作大载重飞行时，作悬停是很困难的，但若尽量利用地面效应作临近地面的悬停，因剩余功率增加，则比较安全。

地面效应不仅能使旋翼所需功率减小，还能显著地提高直升机的稳定性。这是因为，当直升机在地面效应范围内悬停时，如果由于外界干扰发生了倾斜，这时桨盘也要跟着倾斜，其降低部分因离地面近，产生拉力大；而抬起部分因

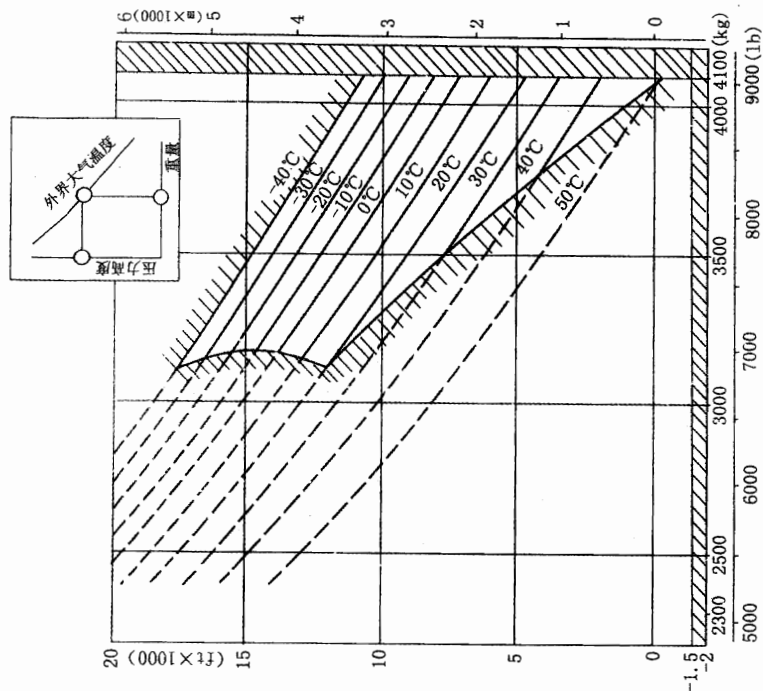


图3—6 直—9B双发有地效悬停性能

离地面远，产生拉力小，从而形成稳定力矩，使直升机自动恢复平衡。此外，直升机在地面效应范围内悬停，由于地面效应的作用，具有自动保持高度的趋势。例如，直升机因受扰动而高度降低时，桨盘距地面距离缩短，桨盘下方的压力增大，这样就会产生一个向上的附加拉力，力图使直升机恢复到原

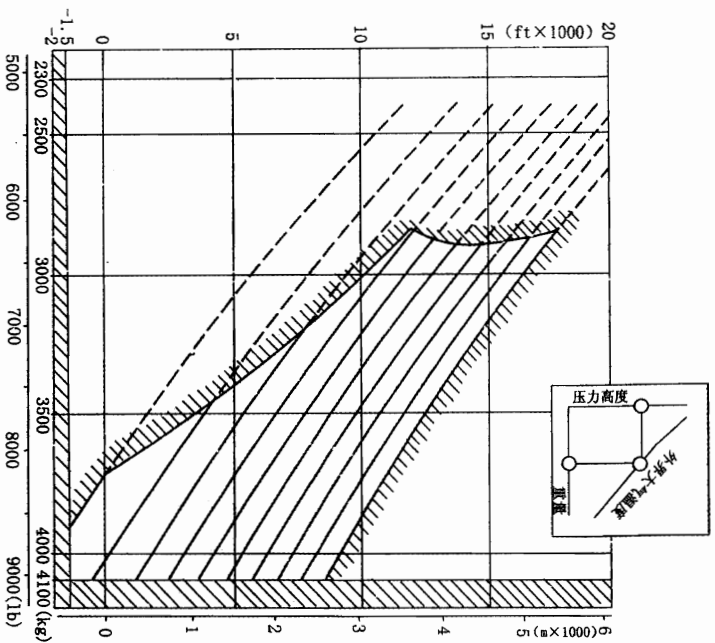


图 3—7 直—9B 双发无地效悬停性能

来的高度。地面效应的这两种影响，是飞行员作好悬停的有利条件。

(二) 风的影响

1. 逆风悬停

逆风中悬停，直升机会以与风速相同的速度向后移位，

为了保持位置，应向前迎杆，直升机产生俯角，旋翼桨盘前倾，使直升机产生与风速相等的前飞速度，因而旋翼的诱导速度减小，悬停所需功率也随之减小；同时，由于直升机的方向安定性增强，容易保持方向。在有风的情况下，应尽量采用逆风悬停。与无风悬停相比，逆风悬停机头稍低，且逆风速越大，机头越低。

2. 顺风悬停

顺风悬停，直升机受风的作用会向前移位，所以应向后拉杆，旋翼桨盘后倾，使直升机后退速度与风速相等。这样，机头比无风悬停时要高。机头上仰量大，将使尾部离地高度降低，为保证飞行安全，避免尾部擦地，顺风悬停高度要适当地增加。

顺风悬停，由于垂直安定面和尾桨作用是不安定的，方向不易保持。只要尾部稍稍偏离风向，直升机就会更加偏离原方向，这就要求飞行员及时主动修正。一般情况下，直升机应尽量避免在大顺风中悬停。

3. 侧风悬停

侧风悬停，由于垂直安定面的安定作用，直升机容易向风的来向偏转，所以应注意保持方向。另外，侧风的作用还将使直升机沿风的去向移位，因此，侧风悬停时应向风来方向压杆。

需要特别指出的是，左右侧风对直升机悬停的影响是不一样的。对于顺时针旋翼的直升机来说，右侧风明显地使直升机状态不稳，操纵品质变差，还会引起直升机抖动。这是因为：其一，在右侧风中悬停，为使地速为零，必然要求直升机产生一个与风速相等、方向相反的空速，这就需要较大

的桨盘右倾角,致使驾驶杆操纵余量减小。其二,过大的右侧风,可能使尾桨进入涡环(部分进入甚至完全进入),使尾桨所需功率增大。而尾桨所需功率增大,又使旋翼的可用功率减小,这样就增加了操纵的复杂性。其三,在过大的右侧风中悬停,旋翼桨盘右倾角很大,旋翼尾流对机体、垂尾等发生干扰,还有旋翼桨叶本身的“桨涡干涉”等原因,引起直升机的产生类似“过渡速度”的振动。因此,顺时针旋翼直升机不适合在大的右侧风条件下悬停。而在左侧风条件下,则没有上述现象,对直升机的悬停稍为有利。

(三) 气温的影响

气温升高,空气密度减小,发动机可用功率降低,悬停所需功率增大。所以悬停升限降低,最大载重量减少,悬停性能变差。气温降低,对悬停的影响则相反(见图 3-6 和图 3-7)。

(四) 飞行重量的影响

直升机的载重量的大小,将直接影响到悬停高度。载重量越大,所需功率越大,剩余功率和备份拉力越小,悬停高度就越低,机动性也越差(见图 3-6 和图 3-7)。

(五) 海拔高度的影响

高度升高,空气密度减小,所需功率增大,发动机可用功率减小,所以,随高度升高直升机悬停性能变差。

四、悬停的操纵原理

(一) 直升机在悬停中的稳定性特点

悬停是直升机飞行中难度比较大的科目之一,悬停之所以难飞,主要是由于直升机在悬停状态下稳定性比较差的缘故。

故。根据第二章所述,直升机在无风悬停中,其俯仰、方向、横侧均为中立静稳定,不具有动稳定性,直升机在悬停状态下受扰后的运动,常常表现为增幅的振荡运动。

由于地面效应有助于改善直升机的稳定性品质,逆风有助于提高直升机的方向稳定性,因此,在悬停中,应注意利用这两个因素的影响,同时尽量避免在使直升机稳定性品质变差的顺风、右侧风中悬停。

(二) 直升机垂直起飞阶段的操作

直升机的悬停一般都是从地面垂直起飞进入的,垂直起飞前,将直升机滑行到指定位置,对正方向,力求逆风或有利逆侧风操作。检查机内设备和发动机工作情况正常后,飞行员视线应移向正前方或左前方适当距离,转移视线的目的是为了便于判断直升机的移位和上升速度,同时用余光照顾到直升机的姿态。

飞行员柔和上提总距杆,使桨距增大,旋翼拉力增大,以便产生足够拉力使直升机离开地面转入上升;同时使发动机可用功率增大,以满足功率平衡。随着上提总距杆,旋翼的反扭矩增大,力图使机头左偏,为了保持方向平衡,需相应蹬右舵。蹬右舵后,尾桨拉力增大,构成左滚力矩,为了保持横侧力矩平衡,又需要向右压杆,使桨尖平面右倾,产生向右的侧向力 S_y , 进而形成右滚力矩,以平衡尾桨拉力的左滚力矩。为了保持侧向力平衡,低置尾桨直升机都有一个微小右坡度。因此,驾驶杆左右操纵方法应是,先向右压杆,待形成右坡度后稳住杆。一般直升机都有旋翼前倾角,为了克服旋翼前倾角的影响,直升机应有一个上仰角。因此,在垂直起飞时,需要适当向后带些杆。

继续上提总距杆，以驾驶杆、脚蹬与总距杆配合动作，使直升机均匀地垂直上升，接近予定高度时，稳杆、稳舵使直升机转入悬停。

(三) 悬停保持阶段的操纵

在悬停的保持阶段，飞行员的视线应指向正前方或左前方的适当距离，飞行员的注意力应以观察地面为主，适时检查座舱。视线放远，有利于发现直升机的姿态变化，视线收近，则有利于精确确定直升机位置。

保持直升机位置的关键是调整直升机的姿态。如前所述，在悬停中，要保持直升机没有前后移位，必须使纵向力平衡，也就是旋翼纵向力 H 与重力的纵向分力 $G \sin \theta$ 相平衡，所以正确的直升机俯仰姿态是保持前后位置的关键。同理，保持直升机侧向位置，也必须使侧向力平衡，直升机的坡度变化必将引起重力侧向分力 $G \cos \theta \sin \gamma$ 的变化，进而影响直升机的侧向力平衡，因此，正确的直升机侧向姿态是保持侧向位置的前提。在实际操作中，应首先根据直升机的移位情况调整直升机的姿态，在找准直升机的姿态后，以保持这个姿态为准，在保持状态过程中，应根据直升机的移位情况，对姿态进行微调，以确保其位置不变。

保持高度主要是依靠飞行员的直接目测，适当参考无线电高度表的指示。由于在地面效应范围内，发动机功率与悬停高度是一一对应的，而且，当高度变化时，地面效应具有恢复高度的趋势，因此，只要发动机功率不变，高度一般不会自行改变。飞行员在悬停保持阶段，不要过于频繁地提放总距杆。当高度有持续增高趋势时，飞行员应适当下放总距杆修正，同时为保持方向平衡，需回右舵，为保持横侧力矩

平衡，需向中间回一些杆。当高度有持续下降趋势时，飞行员应提总杆，蹬些右舵，向右压些杆修正。

保持直升机方向的依据是目视直升飞机头与前方地面目标的相关位置，适当参考罗盘的指示。悬停时飞行员应踏住舵以增强方向稳定性。当发现偏差时，应柔和用舵修正，并注意总距杆和驾驶杆的配合动作。由于悬停时直升机的方向操纵灵敏度较高而方向稳定性又差，所以，修正方向偏差时，不要频繁用舵。

(四) 垂直着陆阶段的操纵

结束悬停时，应柔和下放总距杆，同时用驾驶杆、脚蹬和总距杆的配合动作，使直升机下降，下降率不超过2米/秒；接地前应进一步减小下降率，使接地时的下降率不大于0.2米/秒。一般顺时针旋翼、低置尾桨的直升机都带有右坡度，所以，右主轮先接地。在右主轮接地后还应继续柔和下放总距杆，并适当向右后方带住杆，使左轮与前轮轻轻接地，然后继续下放总距杆直到最低位置。

(五) 高度悬停的操纵

真高超过10米的悬停称为高度悬停。高度悬停一般只用于外挂飞行、海上救护以及其它特种作业飞行。直升机在高度悬停时，地面效应减弱或消失，悬停剩余功率减小，给保持高度带来困难。而且由于机身的遮蔽作用，飞行员不容易判断直升机的移位。

高度悬停应在逆风条件下实施，可以由地面垂直上升进入，也可以从平飞减速进入。由垂直上升转入悬停时，应保持好直升机姿态，均匀地上提总距杆，并用杆舵的协调动作确保上升轨迹与地面垂直。高度超过20米后，由于没有

地面效应的影响,上提总距杆要特别柔和。上升中适时扫视无线电高度表的指示,到接近预定高度时,稍放总距杆,进入稳定悬停。由平飞进入时,应带杆使桨盘后倾减速,为了保持高度不变,应适时操纵总距杆,并蹬舵保持方向,当速度减小到零时,松杆、稳杆转入悬停。

当高度悬停时,应事先在正前方向和正侧方地面选定明显目标,以保持位置。以看好天地线在风挡上的投影为主,保持姿态。适时检查地面目标,如果发现直升机移位,应及时调整姿态并修正位置。

退出高度悬停时,通常应顶杆增速转入平飞。必要时也可以垂直下降至接地,但一定要控制好下降率,为防止进入涡环,下降率不得超过3米/秒。

作高度悬停时,除非任务的特殊需要,应避免直升机的回避区。关于回避区的概念,将在第八章介绍。

五、悬停中的常见偏差及修正

悬停是直升机飞行中操纵难度比较大的一个科目,根据以往的飞行训练实际,悬停中的常见偏差大致有以下几种。

(一)垂直起飞时直升机上仰角大、后退,尾部有危险

原因主要是离地前带杆量过大,或离地前发现直升机有向前移位的趋势,修正过粗,拉杆过量。

修正方法:离地前拉杆量不可过多,前轮离地后即及时稳杆。如发现直升机在离地前向前移位,应刹车。如在离地时移位,应继续上提总距杆上升到悬停高度后再处理,不可边离地边带杆修正。

(二)垂直起飞时后退,垂直着陆时前移

原因是飞行员看地面过于死板,直升机升降时,视线未随之前后移动,误把机头在地面投影点的变化当做直升机的移位而错误修正。

修正方法:垂直起飞、着陆时,看地面不可过于死板,余光范围要广,正确判断直升机的前后位置,不要使直升机沿视线移动。

(三)悬停状态不稳定

原因可能有以下几种:其一,发现偏差不及时,修正晚,修正动作过量;其二,握杆紧、蹬舵松或晃杆晃舵,操纵要领不正确;其三,频繁提放总距杆,致使直升机纵向力矩与侧向力矩产生不良耦合,从而影响直升机平衡;其四,自动驾驶仪故障或自动驾驶仪零位偏到极限位置;其五,频繁使用卸荷按钮,自动驾驶仪零位和驾驶杆力不断变化,影响自动驾驶仪的工作和操纵。

修正方法:飞行中飞行员的目光要看一片,不能只看一点;发现、修正偏差要及时、准确、柔和;不必频繁提放总距杆和使用卸按钮;如果自动驾驶仪故障,应断开并转入人工操纵。

(四)垂直下降到高度1米以下时,直升机向左前方移位,状态不稳定

原因是:直升机悬停时通常带有仰角和右坡度,下降到1米以下时,由于地面效应的影响,旋翼右后侧拉力增加得多,总气动力向左前方倾斜,使直升机向左前方移位。飞行员看到直升机移位,不敢再放总距杆,甚至上提总距杆,又使偏转力矩变化,进一步影响了状态的稳定。

修正方法：在 1 米高度以下，当发现直升机有向左前方移位的趋势，应注意向右后方带住杆，同时继续均匀一致地下放总距杆，直至直升机接地。

第二节 悬停回转

悬停回转（有些教科书上称悬停转弯）是指直升机在悬停基础上改变方向的飞行，悬停回转又可分为绕轴悬停回转和绕点悬停回转两种。本节分别着重研究其操纵规律。

一、绕轴悬停回转

绕轴悬停回转是直升机在悬停基础上，绕通过重心的铅垂线偏转而改变方向的飞行，是直升机接近地面飞行时经常采用的机动飞行方式。在风速不大的条件下，直升机可向左、右作任意角度的回转。直升机实施悬停回转的高度一般不低于 3 米。

（一）绕轴回转的操纵原理

实施绕轴悬停回转，应柔和地向转弯方向蹬舵，通过改变尾桨拉力，形成方向操纵力矩，直升机即向蹬舵方向回转。随回转角速度增大，方向阻尼力矩也增大。当阻尼力矩增至与方向操纵力矩相等时，直升机即保持稳定的角速度作悬停回转。

操纵直升机作悬停回转时，改变尾桨桨距，引起尾桨所需功率改变，在发动机可用功率不变的情况下，将使旋翼和

尾桨的功率重新分配，从而影响旋翼拉力的大小，因此需要操纵总距杆进行修正。

蹬舵后，尾桨拉力的改变还会破坏直升机侧向力和滚转力矩的平衡，直升机将出现滚转和侧向移位现象。为保持侧向力和滚转力矩平衡，应同时向转弯方向压杆。

退出悬停回转时，应根据回转角速度的大小，适当地提前蹬反舵制止旋转，同时注意操纵总距杆保持高度，操纵驾驶杆保持直升机的侧向平衡。

（二）左、右回转的特点

直升机悬停回转时，由于旋翼和尾桨功率要重新分配，直升机随回转方向不同而出现上升或下降高度的趋势，这就造成了左、右回转时总距杆的操纵不同。右回转时，蹬右舵，尾桨桨距增大，尾桨拉力增大，尾桨所需功率也增大，在发动机功率不变的条件下，旋翼功率要减小，直升机有下降高度的趋势，应适当地上提总距杆。左回转时，蹬左舵，尾桨桨距减小，尾桨所需功率减小，功率重新分配的结果，使旋翼功率增大，直升机有上升高度的趋势，应适当下放总距杆。

（三）有风时的绕轴回转

现以直升机在逆风悬停中作 360° 右回转为例说明风的影响。直升机从悬停进入右回转，逆风变为左逆侧风，转到 90° 变为左正侧风（见图 3—8A）；转过 90° 后变为左顺侧风，到 180° 时变为顺风（见图 3—8B）；转过 180° 后变为右顺侧风，到 270° 时变为右正侧风（见图 3—8C）；转过 270° 后变为右逆侧风，到 360° 又回到逆风位置（见图 3—8D）。可见，在悬停回转中，风的影响是不断变化的。在有风的条件下作悬停回转，应根据风向、风速用舵保

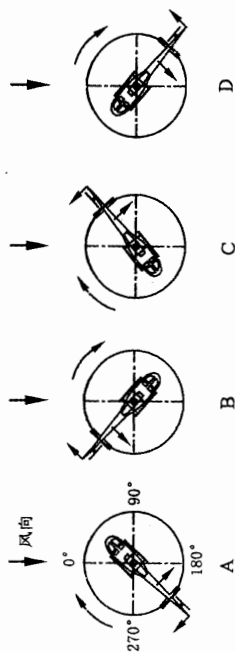


图 3—8 有风时的悬停回转

持回转角速度，用总距杆保持高度，用驾驶杆保持不移位。在转向风去的方向时，垂直安定面的方向安定力矩起阻止转弯的作用，应向回转方向加大蹬舵量，以保持回转角速度。反之，转向风来的方向时，为保持回转角速度不变，应适当地向回转的反方向增加蹬舵量。增加左舵量时，直升机有增加高度的趋势，要适当下放总距杆；增加右舵量时，则应上提总距杆。在回转中，为保持直升机不出现水平移位现象，在 360° 回转中，驾驶杆应始终终向风来的方向倾斜。

二、绕点悬停回转

直升机绕点悬停回转如图 3—9 所示，绕点悬停回转是指直升机的机体纵轴始终对准空间某一点，直升机以该点为圆心作等速圆周运动。

(一) 绕点回转的操纵原理

绕点悬停回转是在悬停基础上，由侧飞进入的，为形成侧飞速度，飞行员应向回转方向压杆，使桨盘侧倾，形成侧翼侧向力，使直升机形成坡度，旋翼拉力侧倾。进而形成侧

飞速度。

随着侧滑角的形成，直升机由于方向稳定性的影响，要向侧滑方向偏转，为使机体纵轴对准圆心，应抵反舵。直升机形成坡度后，为了保持直升机高度不变，需上提总距杆。

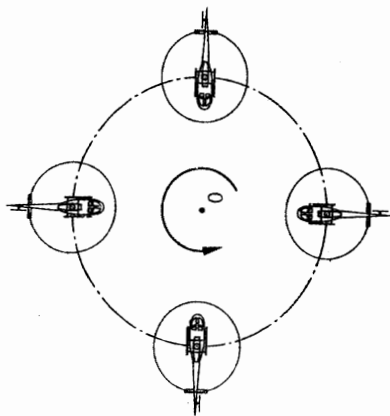


图 3—9 绕点悬停回转

在绕点回转中，直升机的纵向合力不为零，向前的纵向合力充当向心力。因此，为了获得足够的向心力，需要向前顶杆使桨盘前倾，产生向前的旋翼纵向力 H_s ，进而使直升机形成俯角（或俯角增大），待俯仰力矩平衡后，有足够的纵向合力充当向心力。

接近预定改出方向时，回杆、回舵，同时下放总距杆并带杆，使直升机恢复悬停状态。

(二) 绕点回转的动态特点

绕点悬停回转主要有以下动态特点：

1. 直升机振动明显

在绕点回转中，旋翼桨盘要向侧前方倾斜，直升机带俯角、带坡度，旋翼尾流与机体、尾梁、平尾等发生干扰，以及旋翼桨叶本身的“桨涡干涉”等原因，直升机往往出现类似“过渡速度”的振动。

2. 向右回转的操纵余量小

为平衡尾桨拉力，旋翼桨盘要右倾，当直升机向右作绕点回转时，要产生向右的侧向速度，直升机需要有一定的右坡度，而且，为了获得足够的向心力，旋翼桨盘还需要前倾一个角度。这样地直升机向右作绕点回转时，其操纵余量很小，操纵性变差。

3. 随着偏转角速度的形成，直升机有“后退”趋势

这主要是由于向前的向心力不够大的原因，要注意向前顶住杆，保持直升机有足够大的俯角，则可以克服“后退”趋势。

三、悬停回转的限制条件

无论是作绕轴悬停回转，还是作绕点悬停回转，都必须受一定条件的限制，如果超出这些限制，可能危及飞行安全。

(一) 风速的限制

在有风条件下进行悬停回转，风向始终是变化的，如果风速过大，就会增加操纵难度。而且由于驾驶杆的操纵余量减小，可能会危及飞行安全。一般规定，风速大于 10 米/秒时，不作大于 90° 的悬停回转。

(二) 回转角速度的限制

回转角速度的限制主要从两方面考虑，一是回转角速度过大，必然要求蹬舵速率大，而蹬舵速率大有可能损坏尾桨变距机构。另一方面是，回转角速度过大可能导致尾桨涡环的发生，危及飞行安全。因此，大部分直升机的回转角速度都不允许超过 $30^\circ/\text{秒}$ 。

(三) 高度的限制

为了保证飞行安全，作悬停回转时的高度不能低于 3 米。

第三节 垂直上升

直升机在静升限范围内，不仅能够各高度上悬停，而且能够以垂直上升的飞行状态增加飞行高度。本节将对垂直上升中的桨叶切面迎角、垂直上升条件和所需功率、垂直上升的操纵原理进行研究。

一、垂直上升中的桨叶切面迎角

垂直上升中，相对气流从向上向下吹向桨毂旋转平面，旋翼迎角为 -90° 。此时，流过桨叶切面的气流是由两种相互垂直的气流合成的，一是直升机上升运动产生的相对气流速度 (V_r) 和旋翼的诱导速度 (V_i)；二是由于桨叶旋转而产生的，与各桨叶切面圆周速度相反的相对气流速度 (Ωr) (见图 3—10)。

垂直上升中的桨叶切面迎角 (α)，等于安装角 (ϕ) 与来流角 (ε) 之差。即

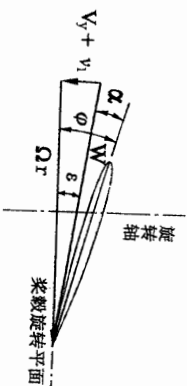


图 3—10 垂直上升中的桨叶切面迎角

$$\alpha = \varphi - \varepsilon \quad (3.7)$$

而来流角与上升率 (V_y)、诱导速度 (v_i)、圆周速度 (Ωr) 存在以下关系

$$\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{V_y + v_i}{\Omega r} \quad (3.8)$$

由 (3.8) 式可以看出, 垂直上升中上升率 (V_y) 大于零, 来流角要比悬停时大, 并且, 上升率越大, 来流角也越大, 根据 (3.7) 式, 若安装角 (φ) 一定, 则来流角越大, 桨叶迎角越小, 要保持桨叶迎角不变, 应相应增大桨距。并且, 桨距应随上升率增大而增大。

二、垂直上升的条件

垂直上升是在悬停的基础上进行的, 保持等速垂直上升的条件与保持悬停的条件基本相同, 请参见 (3.1)、(3.3) 和 (3.4) 式。但是, 在垂直上升中, 直升机受到垂直向下的空气阻力 X_y 的作用, 因此, 其法向力平衡方程, 应为

$$\sum F_y = 0 \quad T - G \cos \theta \cos \gamma - X_y = 0 \quad (3.9)$$

从 (3.9) 式可看出, 在垂直上升中, 所需旋翼拉力 T 要比悬停时大一些。

三、垂直上升性能

(一) 垂直上升的所需功率和可用功率

垂直上升与悬停相比, 型阻功率基本相等, 诱导功率稍有减小, 除上述两种功率外, 直升机还必须克服上升阻力功率 (N_{η})。所以, 在垂直上升中, 直升机所需功率比悬停时大, 可由下式表示

$$N_{\text{升需}} = N_{\text{型}} + N_{\text{诱}} + N_{\text{升}} \quad (3.10)$$

式中 $N_{\eta} = T V_y = G V_y$ 。 G 为直升机重力, V_y 为垂直上升速度 (垂直上升率)。

根据功率平衡原理, 直升机在垂直上升时, 有

$$N_{\text{可用}} = N_{\text{升需}} \quad (3.11)$$

即

$$N_{\text{可用}} = N_{\text{型}} + N_{\text{诱}} + G V_y \quad (3.12)$$

(二) 垂直上升率和实用静升限

垂直上升率是指直升机每秒钟垂直上升的高度, 即直升机的上升速度。由 (3.12) 式, 可得:

$$V_y = \frac{N_{\text{可用}} - (N_{\text{型}} + N_{\text{诱}})}{G} \quad (3.13)$$

上式中 $N_{\text{型}} + N_{\text{诱}} \approx N_{\text{悬停}}$
所以有

$$V_y = \frac{\Delta N_{\text{悬停}}}{G} \quad (3.14)$$

由于发动机可用功率在大于设计高度时，随高度升高而减小，而悬停所需功率增大，所以剩余功率随高度升高而减小，垂直上升率也随高度增大而减小。垂直上升到某一高度，上升率减小至零，此高度即为直升机的理论静升限。在上升过程中，直升机的最大垂直上升率减至 0.5 米 / 秒 (30 米 / 分) 所对应的高度，称为直升机的实用静升限。

四、垂直上升的操纵原理

直升机在悬停的基础上作垂直上升，首先应柔和地上提总距杆，在总距增大的初始阶段，旋翼拉力大于重力，直升机加速上升；随着上升率增大，桨叶来流角也不断增大，桨叶迎角减小，当来流角增量与总距的增量基本相等时，旋翼拉力等于直升机重力与空气阻力之和，直升机保持稳定垂直上升。

上面讲的是无地面效应的情形，如果直升机悬停高度在地面效应范围之内，随直升机高度升高，地面效应减小，诱导速度增大，来流角也增大，桨叶迎角减小，上升到某一高度，如果飞行员不继续上提总距杆，直升机将不再继续上升。

由于上提总距杆，旋翼反扭矩增大，直升机将出现偏转为保持方向，需要蹬右舵增大尾桨拉力；同时要向右侧方压杆，使直升机不出现侧向移位和滚转。

由于垂直上升时直升机的稳定性和操纵性较差，操纵动作更需要柔和，杆、舵、总距杆的操纵要协调一致。

五、垂直上升的注意事项

在垂直上升中需要注意以下几个问题：

1. 飞行员不应以垂直上升作为主要的飞行方式。

虽然垂直上升是直升机的特有飞行方式，但由于在垂直上升中，所需功率大，稳定性与操纵性比较差，如果不是任务和战术需要，不应把垂直上升作为主要的获得飞行高度的方式。可以采用沿斜面爬升的办法，达到增加高度的目的。

2. 垂直上升中，保持直升机状态比较困难。

这主要是随高度升高，机头的遮避区增大，飞行员视界减小，不容易判断直升机的运动和状态变化。

3. 要避开回避区。

从地面垂直上升时，往往要通过回避区，对安全不利。除非任务特殊需要，一般要避开回避区。

第四节 垂直下降

直升机在其静升限以下，可以不大的下降率作垂直下降。本节将对垂直下降中的桨叶切面迎角、垂直下降的条件、所需功率和垂直下降的操纵原理进行分析。

一、垂直下降中的桨叶切面迎角

垂直下降与垂直上升正好相反，相对气流自下而上流向桨毂旋转平面，旋翼迎角为 90° ，垂直下降中，流经桨毂旋转平面的气流速度是由两种方向相反的气流速度合成的：

悬停时小, 所需功率也必然减小。

三、垂直下降中的所需功率

垂直下降与垂直上升相反, 直升机能不断减小, 旋翼获得一定的旋转动能, 即

$$N_{\text{降}} = -GV_y \quad (3.17)$$

所以, 垂直下降中的所需功率为

$$N_{\text{降}} = N_{\text{型}} + N_{\text{诱}} - GV_y \quad (3.18)$$

由 (3.18) 式可知, 垂直下降中的所需功率比悬停所需功率小。但就诱阻功率来说, 垂直下降状态的诱阻功率比悬停时要大, 这是因为, 直升机向下运动, 相对气流方向向上, 与诱导速度方向相反, 这两种气流相遇后, 旋翼气流变得复杂起来, 要消耗更多的功率。如果直升机进入涡环状态, 则消耗的功率就更多了。

四、垂直下降的操纵原理

直升机在悬停基础上作垂直下降, 首先应下放总距杆, 减小旋翼拉力, 使拉力小于直升机重力。下放总距杆后, 旋翼反扭矩减小, 直升机将向右偏转, 必须蹬左舵以保持方向不变。同时压杆向量指向左方, 以保持直升机的横侧平衡。在加速下降过程中, 桨叶来流角逐渐减小, 当来流角的减小量同总距的减小量相等时, 取得法向力平衡, 直升机作等速

是自下而上的轴向气流速度 (V_y); 二是自上而下的旋翼诱导速度 (v_i)。通常在下降率较小时, V_y 小于 v_i , 来流角 (ε) 为正, 桨叶迎角 (α) 小于桨距 (ϕ), 如图 3-11A 所示, 这时, 桨叶迎角等于桨距与来流角之差。

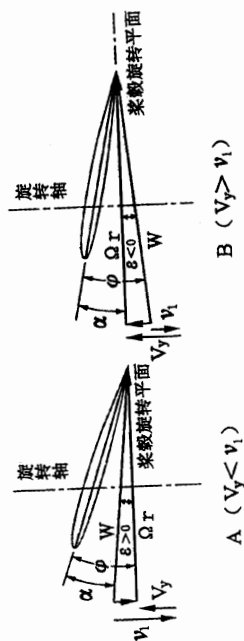


图 3-11 垂直下降中的桨叶切面迎角

当下降率很大时, V_y 大于 v_i , 来流角越来越小, 其至可能成为负值, 此时, 桨叶迎角在数值上等于桨距与来流角之和, 如图 3-11B 所示。要保持一定的桨叶迎角, 就必须相应地减小总距。

二、垂直下降的条件

保持等速垂直下降的条件与保持悬停和等速垂直上升的条件基本相同。但在垂直下降中, 直升机受到垂直向上的空气阻力 X_y 的作用, 因此, 其法向力平衡方程为

$$\sum F_y = 0 \quad T + X_y - G \cos \theta \cos \gamma = 0 \quad (3.16)$$

从 (3.16) 式中可以看出, 在垂直下降中, 旋翼拉力比

下降。

五、垂直下降的注意事项

1. 要严格防止下降率过大。

在垂直下降中，如果下降率过大，可能使直升机进入涡环状态。涡环状态是一种危险的飞行状态，严重危及飞行安全，因此，在垂直下降过程中，要用总距杆控制下降率。如果发现下降率偏大或有自动增大的趋势，应及时上提总距，或推杆增速退出。

2. 飞行员不应把垂直下降作为主要飞行方式。

垂直下降中，直升机的稳定性、操纵性差，下降率过大还可能进入涡环状态。因此，如果不是任务和战术需要，不应把垂直下降作为降低高度的主要手段。

3. 在海上或低能见度条件下作垂直下降，操纵要格外谨慎。

海上飞行由于浪涌的运动，很难准确判断下降率。在低能见度条件下，由于缺少参照物，判断高度变化也是很困难的，所以操纵上要格外谨慎，以免使直升机进入复杂状态。

第四章 稳定前飞与续航性能

直升机的稳定前飞，是指在作用于直升机上的各力和各力矩取得平衡的前提下，直升机作向前的等速直线运动，包括平飞、爬升、下滑。稳定前飞是直升机的基本飞行方式，也是进行各种机动飞行的基础。平飞最大速度、平飞速度范围、最大爬升率、动升限、最远下滑距离、最大航程和最长航时等，是直升机的重要飞行性能参数。为了完成好各种飞行任务，飞行员必须掌握直升机的飞行性能及其变化规律。本章从平飞、爬升、下滑和续航性能等方面研究直升机的主要飞行性能及其变化规律，同时介绍有关操纵原理。

第一节 平 飞

直升机作水平直线飞行叫平飞，这里研究的是直升机不带侧滑的等速平飞，改变速度的平飞属于机动飞行，将在第五章中讨论。本节首先分析直升机的平飞性能，然后再研究平飞姿态和平飞操纵原理。

一、平飞性能

研究直升机的飞行性能问题，一般都是把直升机看作一个质点，通过分析作用在质点上诸力的作用规律，描述质点

的响应规律,然后运用功率平衡法来分析直升机的各种飞行性能参数的变化。

(一) 平飞中的作用力

为了便于分析直升机质心的运动轨迹和速度变化,有必要将旋翼的气动合力 R 沿气流轴系(速度轴系)的各轴进行分解。可以人为规定,旋翼气动合力 R 沿气流立轴(Y_v 轴)方向的分力为 R_1 ,沿气流纵轴(X_v)方向的分力为 R_2 ,沿气流横轴(Z_v)方向的分力为 R_3 。

在桨毂旋转平面和桨尖旋转平面夹角不太大时,可以认为 $R \approx T$,就是说,把旋翼气动合力 R 近似地看作旋翼拉力 T 。这样一来,就可以分别用 T_1 、 T_2 、 T_3 代替 R_1 、 R_2 、 R_3 ,以此来分析直升机质心的运动就比较方便了。这个方法在后面还会经常用到。

直升机作稳定平飞,其基本特征就是等高、等速、无侧滑,要满足这些特点,其作用力关系如下:

1. 为保持飞行高度不变,旋翼拉力在气流立轴方向的分力 T_1 应等于直升机重力 G 。即

$$T_1 = G \quad (4.1)$$

2. 为保持飞行速度不变,旋翼桨盘要相对于水平面前倾一定的角度,旋翼拉力在气流纵轴方向的分力 T_2 应等于空气阻力 X ,即

$$T_2 = X \quad (4.2)$$

3. 为保持直升机无侧滑,在直升机坡度较小时,旋翼拉力在气流横轴方向的分力 T_3 应等于尾桨拉力 T_{wj} 和垂尾侧力 Z_{cw} 之和。即

$$T_3 = T_{wj} + Z_{cw} \quad (4.3)$$

上述分析没有考虑平尾、机身等产生的升力,认为旋翼拉力近似等于旋翼气动合力,尾桨拉力和垂尾侧力都是与气流横轴平行的。这种方法在研究直升机飞行性能时是允许的。

(二) 平飞功率曲线

直升机平飞功率曲线包括旋翼可用功率曲线和直升机平飞所需功率曲线。它是研究、分析直升机平飞性能的依据。

1. 旋翼可用功率曲线

旋翼实际可以利用的功率叫可用功率,发动机的输出功率不能全部被旋翼利用,部分功率消耗于传动过程中,可用功率的大小可由下式计算

$$N_{\text{可用}} = \zeta \cdot N_{\text{输出}} \quad (4.4)$$

式中: ζ 为功率传递系数,直升机的功率传递系数为 0.8~0.9; $N_{\text{输出}}$ 为发动机输出功率,其大小主要取决于发动机工作状态、飞行高度、气温等因素。

$N_{\text{可用}}$ 的单位是千瓦或马力,表示 $N_{\text{可用}}$ 随飞行速度变化关系的曲线,叫做旋翼可用功率曲线,如图 4-1 所示。在发动机工作状态一定的情况下,可用功率基本不随飞行速度的

变化而变化。

2. 平飞所需功率 ($N_{平需}$)

平飞时旋翼需要消耗的功率，叫做平飞所需功率 ($N_{平需}$)，平飞所需功率由三部分组成：型阻功率 ($N_{型}$)、诱导功率 ($N_{诱}$)、废阻功率 ($N_{废}$)，其单位是千瓦或马力，飞行中，可根据扭矩表指示判断其大小。关于直升机平飞所需功率随平飞速度的变化规律见第一章分析，不再赘述。

3. 平飞功率曲线

将平飞所需功率曲线和可用功率曲线画在同一坐标系之中，即为平飞功率曲线，它是分析直升机平飞性能的依据。图 4—2 为直—9B 直升机在 3000 英尺 (915 米) 高度、气温 15°C 条件下的平飞功率曲线。

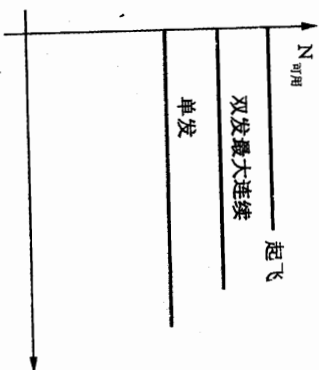


图 4—1 旋翼可用功率曲线

(三) 平飞性能参数

直升机的平飞性能参数主要包括平飞最大速度、平飞最小速度、经济速度、有利速度和平飞速度范围。这些参数可以通过平飞功率曲线来确定。

1. 平飞最大速度 (V_{max})

直升机使用最大连续功率平飞所能达到的最大速度，即平飞最大速度，用“ V_{max} ”表示。在图 4—2 中，最大连续可用功率曲线与所需功率曲线在右边的交点对应的速度，

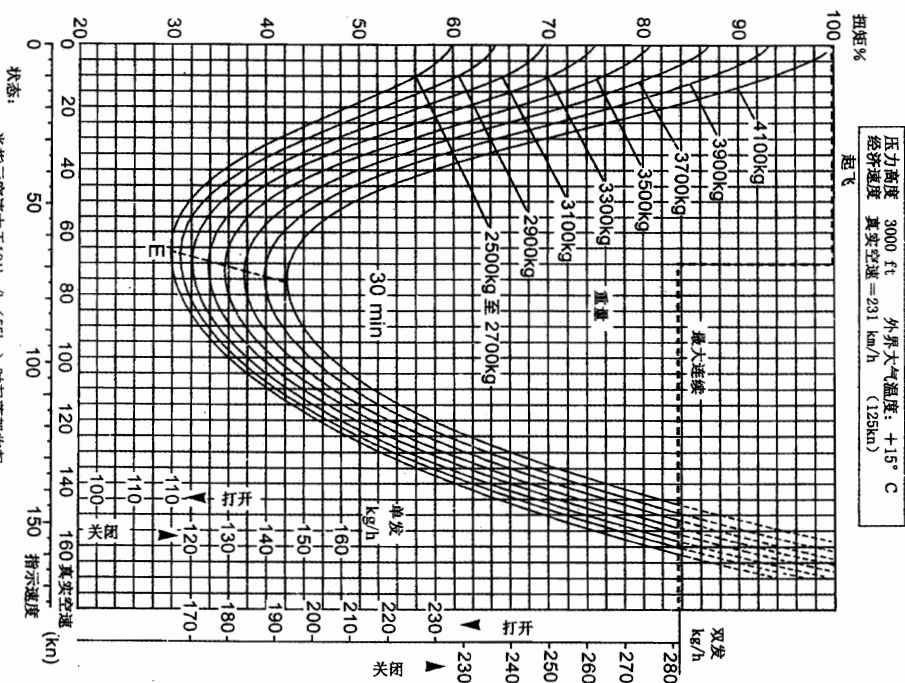


图 4—2 直—9B 单双发平飞性能曲线

就是该飞行条件下的平飞最大速度。

直升机的平飞最大速度，除受功率限制以外，还受到气流分离和激波的限制。一方面，直升机以过大的前飞速度飞行时，桨叶转至 270° 方位附近，由于周向气流速度减小很多，桨叶向下挥舞会十分剧烈。桨尖部分的迎角会因增加过多而可能超过临界迎角，从而产生严重的气流分离，并且随前飞速度的增大，气流分离区逐渐扩展。此外，直升机前飞时，在后行桨叶的根部，存在一个“回流区”，飞行速度增大，回流也要相应地扩大。回流区扩大，不但引起旋翼拉力降低，还会造成进入和退出该区域的每片桨叶的气动力作周期性地剧烈变化，从而引起直升机振动，操纵效能降低，甚至失去平衡，危及飞行安全。另一方面，直升机以过大的前飞速度飞行时，前行桨叶的周向气流速度增大很多，转至 90° 方位附近的桨叶，桨尖部分的周向气流 M 数可能超过临界 M 数，桨叶表面会出现局部超音速气流，从而产生局部激波。这也会引起直升机出现剧烈振动和操纵性变差等现象。

因此，直升机的最大平飞速度应受到旋翼可用功率、气流分离和局部激波三种条件的限制。大多数直升机的最大飞行速度，大都限制在 350 公里/小时以内。其原因并非发动机功率不足，而是由于气流分离或激波限制的结果。

2. 平飞最小速度 (V_{min})

直升机的最大特点就是能在空中悬停。从这个意义上讲，直升机的平飞最小速度应为零。但是，直升机并非在所有高度上都能悬停，在某些高度上（静升限以上）直升机虽不能悬停，但仍可以平飞。使用最大连续功率所能保持平飞的最小速度就是平飞最小速度，用“ V_{min} ”表示。在图 4

—2 中，最大连续状态的可用功率曲线与平飞所需功率曲线在最左边的交点所对应的速度，就是该飞行条件下的平飞最小速度。

平飞最小速度可以利用功率平衡的方法求得。根据给定条件，绘制出某飞行高度的平飞所需功率曲线，再根据发动机的特性，绘制出可用功率曲线，将这两条曲线置于同一坐标图上，得到该高度的平飞功率曲线。从图上找出两条曲线左边交点，其对应速度就是该高度的平飞最小速度。

3. 经济速度 (V_{jj})

旋翼的可用功率与该平飞速度下旋翼所需功率之差，称为剩余功率 ΔN_{Ψ} ，从平飞功率曲线上可以看出，当平飞所需功率最小时，剩余功率最大。我们定义：所需功率最小的平飞速度叫经济速度，用“ V_{jj} ”表示，图 4—2 中平飞所需功率曲线最低点对应的速度即为经济速度。由于保持这个速度平飞所需功率最小，因此最省油，在空中持续飞行时间最长，这个速度也叫久航速度。

4. 有利速度 (V_{yl})

平飞所需功率与平飞速度的比值 (N_{Ψ} / V_{Ψ}) 最小时，所对应的速度叫平飞有利速度，用“ V_{yl} ”表示。在图 4—2 上，从坐标原点向平飞所需功率曲线作切线，切点所对应的速度，即为该飞行条件下的平飞有利速度。对装有机塞发动机的直升机而言，用这个速度飞行航程最长，但对装有涡轮发动机的直升机来说，不是这样，其原因我们将在“续航性能”一节中讨论。

5. 平飞速度范围

从平飞最小速度到平飞最大速度的速度范围称为平飞速

度范围。在此范围内用任一速度均可保持平飞，平飞速度范围越大，表明直升机的平飞性能越好。

二、影响平飞性能的因素

(一) 高度对平飞性能的影响

如前所述，直升机的平飞性能主要是由旋翼可用功率和平飞所需功率两方面确定的。所以，研究平飞性能随高度的变化，应先了解旋翼可用功率和平飞所需功率随高度的变化规律。

1. 旋翼可用功率随高度的变化

高度升高，空气密度降低，单位体积的空气质量减小。对于装有涡轮轴发动机的直升机，在设计高度以下，高度增加，发动机输出功率基本保持不变。超过设计高度以后，高度增加，输出功率减小，可用功率也随之减小。故旋翼可用功率曲线在超过设计高度后，随高度升高而下移。

2. 平飞所需功率随高度的变化

诱导功率与诱导速度有关。高度增加时，由于空气密度减小，旋翼需产生更大的诱导速度才能保持拉力不变，因而诱导功随高度增加而增大。但是，在不同速度平飞时，诱导功率所占百分比是不一样的。小速度平飞，诱导速度大，诱导功率所占的百分比大，因此，随高度增加，诱导力功率增加得多。反之，大速度平飞，高度升高，诱导功率增加得少。随着高度增加，空气密度要减小，所以废阻功率一直是减小的。小速度时减小得少，大速度时减小得多。型阻功率随高度增加，变化不大。

总之，在小速度平飞时，高度增加，诱导功率增大较多，

而废阻功率减小较少，因此，平飞所需功率增大。在大速度平飞时，高度增加，诱导功率增大程度减小，而废阻功率减小程度增大，平飞所需功率有所减小。如果将前面分析的平飞所需功率曲线和旋翼可用功率曲线，绘制在同一坐标上，如图4—3所示，就可以看出平飞功率曲线随高度的变化规律。

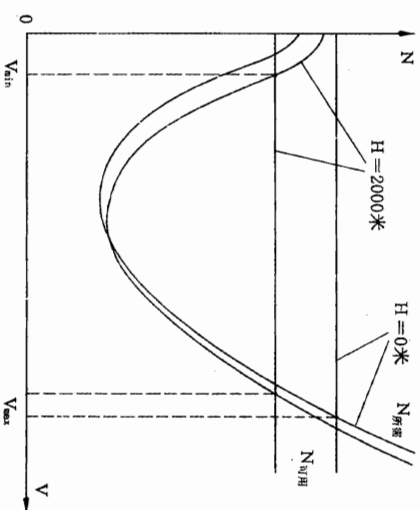


图4—3 平飞功率曲线随高度的变化

必须强调的是，平飞最大速度不仅受功率限制，还受到桨叶气流分离和激波的限制。所以，将平飞最大速度的综合边界和平飞最小速度随高度的变化，用曲线形式表现出来，就可以得到直升机的平飞速度包线（见图4—4）。直升机的平飞速度包线，可以反映高度变化对平飞性能的影响。一般说来，随着高度升高，平飞最大速度减小，平飞最小速度增

大, 平飞速度范围也越来越小。当达到某一高度时, 平飞速度范围减小到零, 也就是说, 直升机只能以一个速度保持平飞, 此高度叫做该直升机的理论动升限。

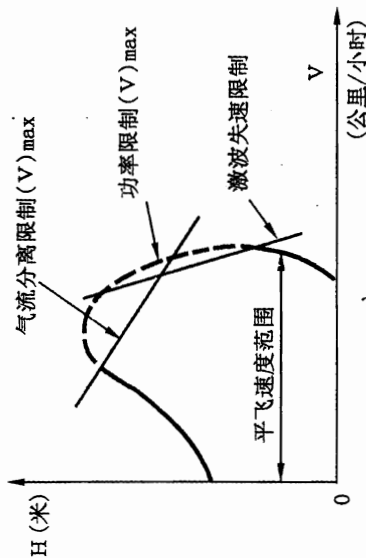


图 4—4 直升机平飞速度包线

(二) 大气温度对平飞性能的影响

气温升高, 发动机除容易出现过热外, 还会因空气密度减小而使发动机输出功率减小, 可用功率也随之减小, 从而使平飞最小速度增大, 最大速度减小, 平飞速度范围缩小。气温降低时, 则相反。

(三) 飞行重量对平飞性能的影响

飞行重量增加, 为了保持平飞必须增大旋翼拉力, 这将因诱导功率增加而使直升机的所需功率增大。由于小速度平飞时, 诱导功率所占份额较大, 故飞行重量越重, 直升机平飞最小速度增大越明显。飞行重量增加, 桨叶平均迎角增大,

后行桨叶更容易发生气流分离, 使平飞最大速度减小。所以, 随飞行重量的增大, 平飞速度范围缩小。

三、平飞的平衡条件和直升机平飞姿态

直升机的稳定平飞状态实质上是一种平衡状态, 保持平飞的条件也就是保持平衡的条件。下面在直升机的机体轴系里分别从俯仰、方向和横侧三个方面研究直升机的平飞平衡特性, 进行这些研究的目的, 是为进一步分析平飞操纵原理打下基础。

(一) 平飞时的俯仰平衡及直升机的俯仰角

1. 平飞时的俯仰平衡条件

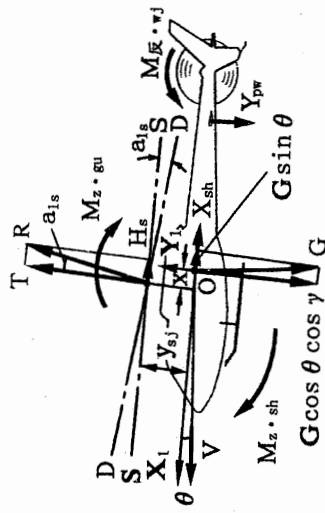


图 4—5 平飞时作用在直升机上的力和力矩

在稳定平飞状态, 直升机取得俯仰平衡时, 在纵向平面内作用于直升机上的诸力和力矩, 除机身阻力 X 之外, 其余同悬停时相似 (参见图 4—5), 并且应满足下列关系

$$\begin{aligned}\sum F_x &= 0 & -H_s - G \sin \theta - X \cos \theta &= 0 \\ \sum F_y &= 0 & T - G \cos \theta \cos \gamma + X \sin \theta &= 0 \\ \sum M_z &= 0 & TX_{sj} + H_s Y_{sj} + M_{z\text{agu}} + M_{z\text{ash}} + M_{z\text{apw}} + M_{z\text{cwi}} &= 0\end{aligned}\quad (4.5)$$

2. 直升机在平飞中的俯仰角
在平衡方程 (4. 5) 式的第一式 $\sum F_x = 0$ 中, 由于俯仰角较小, 于是, 平衡方程可以简化为:

$$\theta = -\left(\frac{X + H_s}{G}\right) \quad (4.6)$$

为了使分析问题简化, 假定旋翼为中心铰式旋翼, 并认为旋翼的气动合力 R 垂直于桨尖平面, 基于这种假定, 则有

$$H_s = R \sin a_1 \quad (4.7)$$

$$T = R \cos a_1$$

其中 a_1 , 为旋翼锥体的后倒角, 并且认为 $R \approx G$, $H_s \approx G a_1$ 。

于是, (4. 6) 式可以写作

$$\theta = -\frac{X}{G} + a_1 \quad (4.8)$$

(4. 8) 式表明, 平飞中直升机俯仰角 θ 的变化, 取决

机身阻力 X 和旋翼锥体由于自然挥舞引起的后倒角 a_1 。由于直升机在平飞中, 机身要产生向后的空气阻力 X , 且 X 随平飞速度增大而增大。根据第一章的分析可知, 由于旋翼桨叶的自然挥舞, 旋翼锥体要产生一个后倒角 a_1 , 且 a_1 随前飞速度的增大而增大。所以, 直升机在平飞中, 为了保持其俯仰平衡, 必然要产生一个下俯角 θ , 也就是说, 在平飞中直升机是低头的。而且, 平飞速度越大, 直升机下俯角 θ 越大, 其机头也就越低。平飞速度和下俯角是一一对应的关系, 这是直升机在平飞中俯仰姿态变化的一个基本规律, 也是自动驾驶仪控制与保持直升机平飞速度的依据之所在。

当直升机以大速度平飞时, 由于机身阻力 X 和旋翼锥体后倒角 a_1 都可能很大, 直升机会出现很大的下俯角, 下俯角过大会使机身阻力增大。为了避免这种情况, 设计上使旋翼具有一个构造前倾角 δ_{sj} , 当旋翼轴垂直于地面时, 机身上抬 δ_{sj} 角。虽然这种设计在悬停中机头会上仰, 但在巡航飞行状态下, 机身地板却能大致处在水平, 这对于减小机身废阻力, 提高飞行性能, 改善乘员工作条件和增加舒适感, 都是有益的。为此, 多数单旋翼直升机的旋翼轴, 都具有一定的构造前倾角。

(二) 平飞时的方向平衡条件

参见图 4—6, 直升机在平飞中, 为了取得方向平衡, 绕机体立轴的各偏转力矩之和应为零, 必须满足下列关系:

$$\sum M_y = 0 \quad T_{wj} X_{wj} + Z_{cw} X_{cw} + S S_{sj} X_{sj} - M_{\text{反}} = 0 \quad (4.9)$$

其中, Z_{cw} 为平飞中直升机垂尾上产生的侧力, 并且认

1. 平飞时的横侧平衡条件

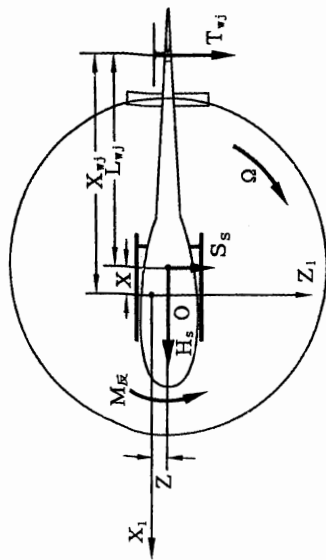


图 4—6 平飞时的方向平衡

为其作用点位于尾桨桨毂中心上。一般在近似计算中，忽略 $S_s X_{sj}$ 的影响，于是，(4.9)式可写成

$$T_{wj} + Z_{cw} = \frac{M_{\bar{x}}}{X_{wj}} \quad (4.10)$$

(4.10)式表明，直升机在平飞中，为了保持方向平衡，尾桨拉力和垂尾侧力的大小取决于旋翼反扭矩 $M_{\bar{x}}$ 的大小，旋翼反扭矩 $M_{\bar{x}}$ 的大小则是由旋翼所需功率决定的，旋翼所需功率越大，旋翼的反扭矩也越大，相应地，尾桨拉力 T_{wj} 与垂尾侧力 Z_{cw} 之和也就越大。这里需要指出的是，由于一般垂尾同机体纵轴有一个交叉角，且多为非对称形，在无侧滑平飞时，垂尾产生的侧力同尾桨的拉力方向一致，并且，平飞速度越大，垂尾侧力也越大，对尾桨起到卸荷作用。

(三) 平飞时的横侧平衡及直升机的坡度

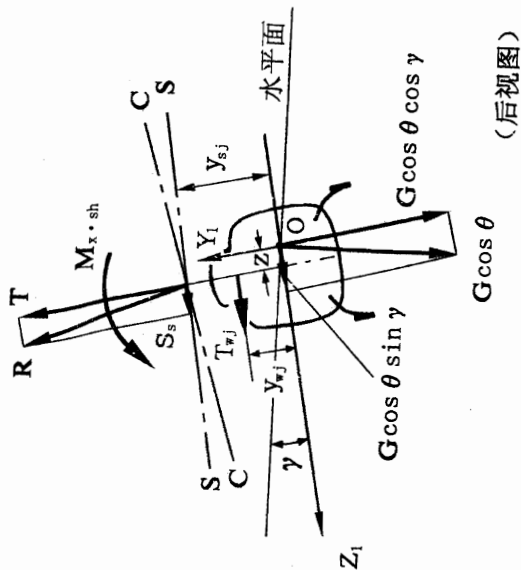


图 4—7 平飞时的横侧平衡 (后视图)

直升机在平飞中取得横侧平衡时，应保持侧向力和滚转力矩的平衡 (参见图 4—7)，平飞时，直升机的横侧平衡条件如下：

$$\begin{aligned} \sum F_z = 0 \quad & T_{wj} + Z_{cw} - S_s + G \cos \theta \sin \gamma = 0 \\ \sum M_x = 0 \quad & (T_{wj} + Z_{cw}) Y_{wj} - T Z_{sj} - S_s Y_{sj} - M_{x \cdot gu} = 0 \end{aligned} \quad (4.11)$$

式中， Z_{cw} 为垂尾侧力，认为其作用点位于尾桨桨毂中

心上, 在作近似计算时, 忽略 $T Z_{sj}$, 并认为是中心铰式旋翼, $M_{x, R0} = 0$ 。

2. 直升机在平飞中的坡度

由 (4. 10) 式中的第一式 $\Sigma F_z = 0$, 而且直升机在平飞中坡度较小, $\gamma \approx \sin \gamma$, 于是, 平衡方程可以简化为

$$\gamma = - \left(\frac{T_{wj} + Z_{cw} + S_s}{G \cos \theta} \right) \quad (4. 12)$$

再由 (4. 11) 式中的第二式 $\Sigma M_x = 0$, 且忽略 $T Z_{sj}$ 和 $M_{x, R0}$, 有

$$(T_{wj} + Z_{cw}) = -S_s Y_{sj} \quad (4. 13)$$

将 (4. 13) 式代入 (4. 12) 式, 可得

$$\gamma = - \left(\frac{1 - Y_{wj}/Y_{sj}}{G \cos \theta} \right) (T_{wj} + Z_{cw}) \quad (4. 14)$$

(4. 14) 式反映了直升机在平飞中坡度的变化规律, 从中可以看出, 在平飞中, 直升机的坡度取决于尾桨的安装位置 (尾桨安装位置可用 Y_{wj}/Y_{sj} 表示)、尾桨拉力 T_{wj} 和垂尾侧力 Z_{cw} 。对于低置尾桨直升机, 平飞中需要产生同尾桨拉力相反的坡度, 即顺时针旋翼直升机为右坡度, 逆时针旋翼直升机为左坡度。而且其坡度大小随着 $(T_{wj} + Z_{cw})$ 的变化而变化, 当 $(T_{wj} + Z_{cw})$ 增大时, γ 增大; 当 $(T_{wj} + Z_{cw})$ 减小时, γ 减小。

对于高置尾桨直升机, 顺时针旋翼的为左坡度, 逆时针旋翼的为右坡度。

四、平飞的操纵原理

(一) 总距杆操纵量同平飞速度的关系
直升机在平飞中, 由 (4. 5) 式可知, 假设 θ 和 γ 都较小, 则 $T \approx G$, 而旋翼拉力

$$T = C_T \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 \pi R^4$$

在旋翼转速大致不变的条件, 平飞中的旋翼拉力 T 由拉力系数 C_T 来决定的, 而要保持 C_T 不变, 就应保持桨叶的切面迎角 α 不变, 桨叶的切面迎角 α 取决于总距 ϕ_r 和来流角 ϵ , 即 $\alpha = \phi_r - \epsilon$ 。而来流角 ϵ 是随平飞速度的变化而变化的, 所以要保持平飞中的桨叶切面迎角 α 不变, 总桨距 ϕ_r 必须随平飞速度的变化而作相应的改变。

平飞中, 随着飞行速度增大旋翼的总桨距 ϕ_r 应先减小而后增大 (见图 4—8), 这是因为, 由悬停转入平飞后, 在小速度平飞阶段, 旋翼诱导速度

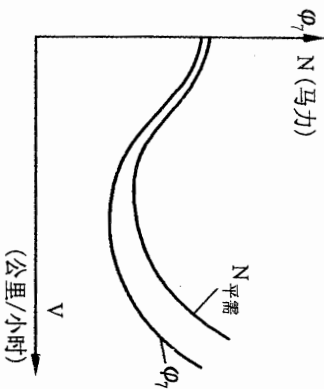


图 4—8 平飞中旋翼总距随速度的变化

v_1 随飞行速度的增大而显著减小, 成为使来流角 ε 减小的主要因素, 由于来流角 ε 的减小, 桨叶切面迎角 α 会增大。要使桨叶切面迎角 α 保持不变, 则总桨距 φ_T 必须地减小。

当平飞速度大于经济速度后, 一方面, 诱导速度随飞行速度增大而减小的趋势变得较为平缓; 另一方面, $V \sin \alpha_s$ 值的增加成为使来流角增大的主要因素, 这时为保持桨叶切面迎角 α 不变, 总桨距 φ_T 必须相应增大。

在平飞中, 总距杆的操纵量同平飞速度的关系, 与总桨距同平飞速度的关系是一致的。

(二) 驾驶杆的前后操纵量与平飞速度的关系

由前面的分析可知, 直升机在平飞时, 随平飞速度增大, 其下俯角越来越大, 每一个平飞速度都对应一个下俯角。当直升机下俯角增大时, 平尾上的负迎角增大, 产生向下的附加升力, 对重心构成上仰力矩 $M_{z, D\omega}$, 力图使下俯角减小。

另外, 随平飞速度增大, 旋翼锥体后倒角增大, 也会对直升机构成上仰力矩, 为了克服这两个因素的影响, 符合直升机俯仰角随平飞速度变化的规律, 保持直升机的纵向力平衡, 随着平飞速度增大, 需要飞行员

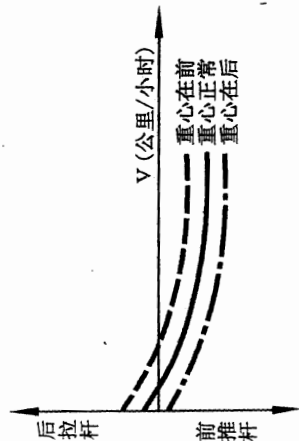


图 4—9 平飞中驾驶杆前后操纵量与平飞速度的关系

推杆, 使桨盘平面前倾。这样, 每一个平飞速度都对应一个驾驶杆的前后位置, 速度越大, 杆位越靠前。图 4—9 表示驾驶杆前后操纵量同平飞速度的关系。

为了使在巡航状态飞行时驾驶杆能大致处于中立位置, 或仅须少量操纵量就能保持巡航飞行, 减轻飞行员长时间飞行的疲劳, 大多数直升机往往采用这样的设计, 当驾驶杆处在纵向中立位置时, 自动倾斜器向前倾斜一个角度, 这个角度称为自动倾斜器的纵向安装角。

(三) 驾驶杆压杆量与平飞速度的关系

直升机平飞时, 为了保持侧向力的平衡, 需要产生一定的坡度和一定的旋翼侧倾角, 对于顺时针旋翼、低置尾桨的直升机来说, 在平

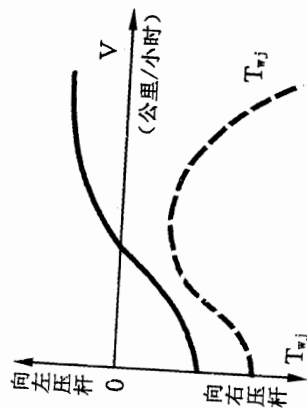


图 4—10 平飞中驾驶杆的横向位移与平飞速度的关系

飞中需要产生一个右坡度, 旋翼锥体也应向右倾斜。平飞中坡度和旋翼锥体侧倾角的变化, 主要取决于尾桨拉力和垂尾侧力的变化。平飞中向右的压杆量, 随平飞速度的增大而逐渐减小, 直至变为向左压杆, 其变化规律大致如图 4—10 所示。

(四) 脚踏操纵量与平飞速度的关系

在平飞中为了保持方向平衡, 尾桨拉力和垂尾侧力的大

小是由旋翼反扭矩 $M_{\text{反}}$ 决定的，即

$$T_{w_j} + Z_{cw} = \frac{M_{\text{反}}}{X_{w_j}}$$

而旋翼反扭矩的大小则与旋翼所需功率相对应，因此， $(T_{w_j} + Z_{cw})$ 随平飞速度的变化规律同旋翼所需功率随平飞速度的变化规律大致相同，如图 4—11 所示。

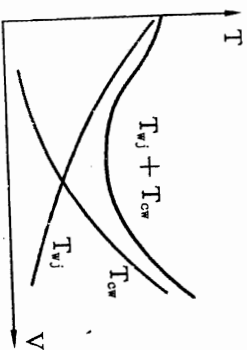


图 4—11 尾桨拉力和垂尾侧力随飞行速度的变化

对于无垂尾的直升机来说，垂尾侧力 Z_{cw} 等于零，尾桨拉力取决于尾桨桨距的大小。在小于经济速度的范围内，随平飞速度增大，旋翼所需功率减小， $M_{\text{反}}$ 减小，尾桨拉力随之减小，尾桨桨距同样也减小。所以，在小于经济速度的范围内，随平飞速度增大，需要回右舵（蹬左舵）以减小尾桨桨距。超过经济速度以后，随平飞速度增大，为了保持方向平衡，所需要的尾桨拉力增加。但是，尾桨诱导速度减小，由此原因造成尾桨桨叶迎角增大，尾桨拉力相应地增大，所以，在超过经济速度以后，平飞速度增大，尾桨桨距却大致不变。

对于装有大垂尾的直升机，如直—9、“小羚羊”，平飞时，垂尾要产生同尾桨拉力方向一致的垂尾侧力 Z_{cw} 。垂尾侧力 Z_{cw} 随平飞速度增大而显著增大，对尾桨起到卸荷作用。这样的直升机，随平飞速度增大，需要蹬左舵，以减小尾桨桨距，进而减小尾桨拉力。当速度大于 250 公里/小时，旋翼反扭矩可以完全由垂尾侧力力矩平衡。

第二节 爬 升

直升机沿向上倾斜的轨迹所作的飞行，叫爬升。爬升是直升机超越障碍取得高度的基本方法，其中，直升机保持爬升角不变的等速爬升叫稳定爬升。实际飞行中，经常采用的是保持总距杆位置不变，爬升速度不变的爬升。直升机的爬升与平飞相比较，它们具有共同点，也有其特殊性。下面分析爬升性能和爬升操纵等问题。

一、爬升性能

（一）稳定爬升中的作用力

与分析平飞性能一样，分析爬升性能时，也将直升机看作一个质点，把旋翼气动合力 R 沿气流轴分解为 R_1 、 R_2 、 R_3 ，并且认为 $R \approx T$ ，可以用 T_1 、 T_2 、 T_3 分别替代 R_1 、 R_2 、 R_3 。同时，将直升机重力 G ，分别沿气流立轴、纵轴、横轴分解，得到 G_1 、 G_2 、 G_3 ，由此可以得出稳定爬升中的作用力关系：

1. 为保持爬升角不变, 沿气流立轴方向的合力应为零。

即

$$T_1 = G_1 \quad (4.15)$$

2. 为保持爬升速度不变, 沿气流纵轴方向的合力应为零。即

$$T_2 = G_2 + X \quad (4.16)$$

3. 为保持直升机无侧滑, 沿气流横轴方向的合力应为零。即

$$T_3 + G_3 = T_{wj} + Z_{cw} \quad (4.17)$$

通常情况下, 在稳定爬升中由于直升机坡度很小, G_3 可以忽略。

以上分析见图 4-12。

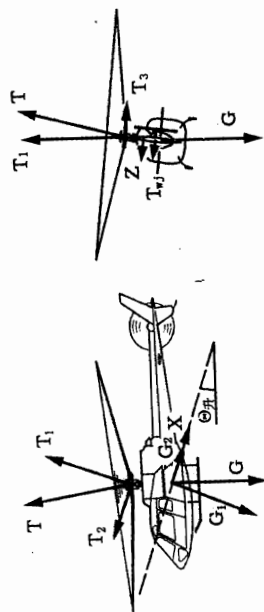


图 4-12 稳定爬升中的作用力

(二) 爬升性能参数

直升机的爬升性能参数包括最大爬升率、最大爬升角、爬升时间和爬升限度等, 下面分别介绍之。

1. 爬升率

直升机在爬升中, 单位时间内所增加的飞行高度叫爬升率, 用 V_y 表示。爬升率大, 表明直升机在爬升中飞行高度增加得快, 爬升到预定高度所需要的时间就短, 爬升性能就好。

在前面研究垂直上升时, 认为垂直上升时需用功率中的型阻功率与诱导功率之和近似等于悬停需用功率, 因此, 垂直上升中的上升功率就约等于可用功率与悬停需用功率之差, 即等于悬停剩余功率。同样, 研究直升机斜向爬升时, 认为爬升中需用功率中的型阻功率、诱导功率、废阻功率三者之和, 近似等于平飞时的需用功率, 因此爬升功率就约等于可用功率与平飞需用功率之差, 即等于平飞剩余功率。即

$$N_{爬升} = \Delta N_{平飞} = N_{可用} - N_{平需} \quad (4.18)$$

根据功能原理, 我们可以近似认为, 直升机在爬升时, 爬升功率等于直升机单位时间内所增加的势能, 于是

$$N_{爬升} = \Delta N_{平飞} = G V_y \quad (4.19)$$

可见, 爬升率为

$$V_y = \frac{\Delta N_{平飞}}{G} \quad (4.20)$$

从此式可以看出,爬升率的大小与剩余功率成正比,与飞行重量成反比。在飞行重量一定的条件下,由于剩余功率又是随飞行速度和飞行高度改变的,因此,直升机在不同高度以不同速度爬升,所能获得的爬升率也不一样。由平飞功率曲线可知,在一定飞行高度下,直升机用经济速度爬升,剩余功率最大,故爬升率最大。用平飞最小速度或最大速度飞行,由于剩余功率为零,故爬升率也为零。

2. 爬升角

直升机的爬升角是指爬升轨迹与水平面之间的夹角,用 Θ_{π} 表示。在稳定爬升中,爬升角也就是直升机的爬升速

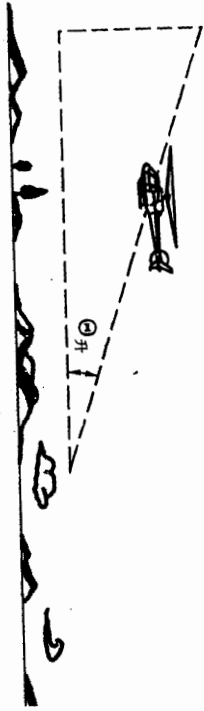


图 4—13 爬升角

度 V_{π} 与其水平分速 V_x 之间的夹角。爬升角越大,说明经过同样的水平距离,爬升的高度越高(见图4—13)。

由爬升角的定义得出:

$$\operatorname{tg} \Theta_{\pi} = \frac{V_y}{V_x} \quad (4.21)$$

将(4.20)式代入上式,得

$$\operatorname{tg} \Theta_{\pi} = \frac{AN_{\pi}}{GV_x} \quad (4.22)$$

由上式可知,爬升角的大小取决于飞行重量、剩余功率和水平分速三个因素。用经济速度爬升,虽然剩余功率最大,但此时爬升水平分速也较大,爬升升角并非最大,实践和计算表明,用比经济速度稍小一些的速度爬升,可以获得最大爬升角。

3. 爬升时间和爬升限度

爬升时间就保持经济速度,在发动机最大连续工作状态,以最大爬升率爬升到预定高度的所需时间。

由于剩余功率随高度升高而不断减小,所以最大爬升率随高度升高也不断减小,上升到某一高度,爬升率势必减小到零,直升机在此高度上,不能爬升,只能保持一个速度平飞,这个高度就是理论动升限。实际上,在爬升到最大爬升率降低到0.5米/秒(30米/分)的高度时,一般就不再作等速爬升了。这个最大爬升率降低到0.5米/秒的高度,称为实用动升限。

(三) 影响爬升性能的主要因素

大气温度、飞行高度、飞行重量以及风向、风速等,都会影响直升机的爬升性能。飞行高度对爬升性能的影响,前面已有分析,这里主要分析另外三个因素的影响。

气温升高,由于空气密度减小,一方面平飞所需功率增大,另一方面旋翼可用功率减小,这样,剩余功率将减小,

直升机的最大爬升角和最大爬升率都将减小。反之，气温降低，最大爬升角和最大爬升率将增大。

飞行重量增加，爬升中重力第二分力增大，所需功率增大，剩余功率减小。为了保持等速爬升，必须相应地增大旋翼拉力和可用功率。故飞行重量增加，最大爬升角、最大爬升率和爬升限度都将减小。

此外，风向、风速也会影响直升机的爬升性能。因为在有风的情况下爬升，直升机的实际爬升轨迹，是由直升机的空速与风速合速度所决定的，风向和风速不同，势必引起爬升轨迹的变化，进而影响爬升性能。

图 4-14 是直-9B 直升机双发爬升率随高度、气温、飞行重量的变化曲线。

二、爬升的操纵原理

(一) 稳定爬升中的平衡条件和直升机姿态

由于稳定爬升也是一种平衡状态，作用于直升机上的各力、各力矩应取得平衡。分析爬升中的平衡问题，也应该在机体轴系里进行。稳定爬升中的平衡特性和直升机姿态，与平飞时相似，在此不再赘述。

(二) 稳定爬升的操纵

1. 由平飞转入爬升

由平飞转入爬升时，飞行员应向后带杆，减小直升机的俯角，进而减小旋翼锥体的前倾量，旋翼拉力第二分力 (T_2) 减小，平飞速度也相应减小；同时，拉力第一分力 (T_1) 增加，当 T_1 大于 G 时，产生向上的向心力，使爬升角逐渐增大转入爬升，在直线爬升中，拉力第一分力 (T_1) 就等于重

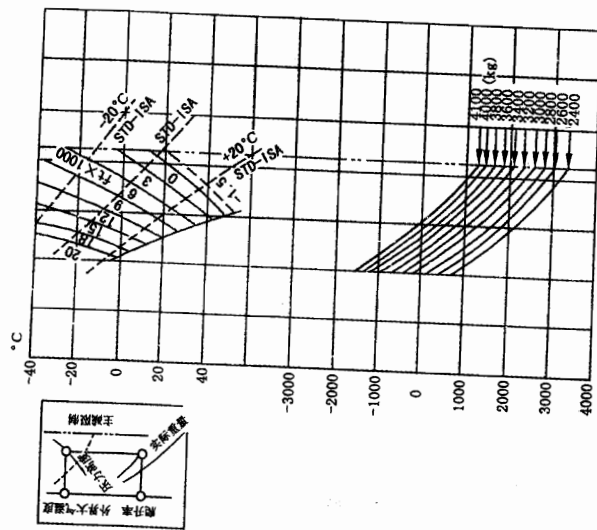


图 4-14 直-9B 直升机的双发爬升率

力第一分力 (G_1)，所以，当接近预定爬升角时，应及时向前稳杆。

直升机由平飞转入爬升过程中，随爬升角和爬升率的增大，桨叶来流角不断增大，为保持旋翼拉力，应适当地上提总距杆。在上提总距杆时，旋翼的反扭矩增大，直升机向左偏转，需要蹬右舵增大尾桨拉力，以保持爬升方向。尾桨拉力增大又会使直升机向左移动，为了保持直升机的侧向平衡，需要向右压点杆。

2. 稳定爬升阶段的操纵

直升机达到预定爬升角时，保持预定爬升速度爬升。

但随飞行高度升高，空气密度减小，剩余功率也将随之减小，在飞行速度不变的情况下，爬升角和爬升率都将随之减小，为保持稳定爬升，应适当上提总距杆，以增大可用功率，保持剩余功率不变。在上提总距杆时，为了保持直升机的方向平衡和横侧平衡，需要适时蹬舵、压杆。

3. 由爬升转入平飞

由爬升转入平飞，飞行员应向前顶杆，增加旋翼锥体前倾角，旋翼拉力第一分力 (T_1) 减小，当 T_1 小于 G_1 时，产生向下的向心力，直升机由爬升转入平飞。当上升率接近零时，应及时向后回杆。

由爬升转入平飞过程中，桨叶来流角减小，桨叶迎角增大，为了保持旋翼拉力不变，要相应地下放总距杆。在减小总距时旋翼反扭矩随之减小，应蹬左舵，减小尾桨拉力，保持方向不变。尾桨拉力减小后，为保持直升机的侧向平衡，压杆向量是向左的。

(三) 用最大爬升率爬升的操纵

用最大爬升率爬升，就是保持总距杆位置不变，保持爬升速度不变的爬升。采用这种方法爬升，发动机通常保持最大连续工作状态，爬升速度保持经济速度。由以上分析可知，这样可以获得相应高度下的最大爬升率，能充分发挥直升机的爬升性能。

用最大爬升率爬升，发动机状态和爬升速度保持不变。随高度升高，空气密度减小，发动机可用功率减小，用于爬升的剩余功率减小。因此，随高度升高，直升机的爬升率和

爬升角都将随之减小。所以，用最大爬升率爬升实际上是一个不稳定爬升。

采用这种方法爬升，操纵相对比较简单，进入爬升前固定好总距杆的位置，通过调整地平仪小飞机与人工地平线的相对位置，保持、调整直升机以经济速度飞行。同时，适时用杆、舵保持直升机的平衡。随高度升高，直升机的爬升率和爬升角逐渐减小，爬升中对爬升率和爬升角的变化没有什么要求。

第三节 下滑

直升机沿向下倾斜的轨迹所作的飞行叫下滑，下滑是直升机降低飞行高度的基本方法。本节主要讨论直升机在发动机正常工作情况下，作不带侧滑的等速直线下滑，分析其下滑性能和下滑操纵等问题。以旋翼自转状态下滑的问题，将在第八章中讨论。

一、下滑性能

(一) 下滑中的作用力

与分析平飞、爬升性能一样，分析下滑性能时，也将直升机看作一个质点，把旋翼气动合力 R 沿气流轴分解为 R_1 、 R_2 、 R_3 ，并认为 $R \approx T$ ，可以用 T_1 、 T_2 、 T_3 分别替代 R_1 、 R_2 、 R_3 。同时，将直升机重力 G ，分别沿气流立轴、纵轴、横轴分解，得到 G_1 、 G_2 、 G_3 ，这样就可以写出下滑中的作

用力关系:

1. 为保持下滑角不变, 沿气流立轴方向的合力应为零。

即

$$T_1 = G_1 \quad (4.23)$$

2. 为保持下滑速度不变, 沿气流纵轴方向的合力应为零。即

$$T_2 + G_2 = X \quad (4.24)$$

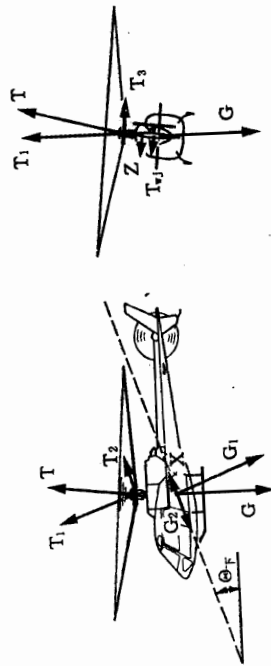


图 4-15 下滑中的作用力

3. 为保持直升机无侧滑, 沿气流横轴方向的合力应为零。即

$$T_3 + G_3 = T_{wj} + Z_{cw} \quad (4.25)$$

通常情况下, 在下滑中由于直升机坡度很小, G_3 可以忽略。

以上分析见图 4-15。

(二) 下滑性能参数

直升机的下滑性能参数包括下滑角, 下滑距离和下降率

1. 下滑时的需用功率和可用功率

直升机下滑时, 飞行高度不断降低, 直升机所具有的势能不断减小。根据能量转换原理, 下滑中直升机所减小的势能, 将转化为旋翼旋转的动能。因此, 直升机下滑所需的功率 $N_{\text{下需}}$, 要比保持同样速度平飞所需用的功率 $N_{\text{平需}}$ 小一些。设 ΔE 为直升机下滑中由势能减小, 而使旋翼获得的功率, 则直升机下滑中所需用的功率 $N_{\text{下需}}$ 应为

$$N_{\text{下需}} = N_{\text{平需}} - \Delta E \quad (4.26)$$

根据功率平衡原理, 下滑所需功率 $N_{\text{下需}}$, 是由下滑中发动机提供的可用功率 $N_{\text{可用}}$ 来满足的, 所以上式又可写成

$$N_{\text{可用}} = N_{\text{平需}} - \Delta E \quad (4.27)$$

2. 下滑角与下滑距离

下滑轨迹与水平面之间的夹角, 叫下滑角, 用 $\Theta_{\text{下}}$ 表示。下滑中经过的水平距离, 叫下滑距离, 用 $L_{\text{下滑}}$ 表示。

由图 4-16 可知

$$L_{\text{下滑}} = H \frac{1}{\tg \Theta_{\text{下}}} \quad (4.28)$$

从 (4.28) 式可以看出, 若以同样的下滑角下滑, 下

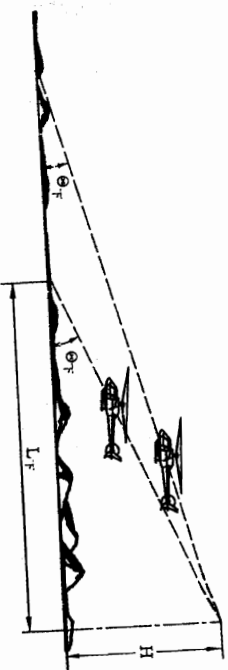


图 4—6 下滑角和下滑距离

降低高度越多，下滑距离越长。若下降同样高度，下滑角越小，下滑距离越长。在发动机工作的条件下，直升机的下滑角可在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内变化，下滑角为 90° 的飞行，叫垂直下降。

3. 下降率

直升机单位时间内所下降的高度叫下降率，也叫下降垂直速度。用 V_y 表示

$$V_y = V_{\text{下滑}} \sin \theta_F \quad (4.29)$$

上式表明，下降率是随下滑速度及下滑角的增大而增大的。下滑中，因直升机势能减小而旋翼获得的功率 ΔE ，其大小应等于直升机的飞行重量 G 与下降率 V_y 的乘积。即

$$\Delta E = G V_y \quad (4.30)$$

将上式代入 (4.27) 式，可得

$$V_y = \frac{N_{\text{平需}} - N_{\text{可用}}}{G} \quad (4.31)$$

(4.31) 式表明，在飞行重量、发动机工作状态、桨距一定的情况下，下降率仅仅与平飞所需功率 $N_{\text{平需}}$ 有关。

从平飞功率曲线上可知，以过大或过小的速度下滑，平飞所需功率都较大，下降率也较大。以经济速度下滑因平飞所需功率最小，故能获得最小下降率。在下降高度一定的条件下，用最小下降率下滑，可以获得最远下滑距离。

(三) 影响下滑性能的因素

大气温度、飞行重量、风向风速等，都会影响直升机的下滑性能。

气温升高，空气密度减小，在油门桨距一定的条件下，旋翼的可用功率减小，而旋翼所需功率增加。这样，直升机的下降率和下滑角将增大，下滑距离缩短。

飞行重量增加，一方面使 (4.31) 式中的分母 G 增大，下降率减小；另一方面因重量增加引起所需功率增大，而使下降率增大。两者综合影响的结果，旋翼所需功率增大的影响是主要的。所以，飞行重量增加时，下降率将增大，下滑角也随之增大，下滑距离缩短。

逆风使直升机的地速减小，下滑角增大，下滑距离缩短。反之，顺风使下角减小，下滑距离增大。

二、由平飞转入下滑和由下滑转入平飞的操纵原理

(一) 由平飞转入下滑

为使直升机由平飞转入下滑，飞行员应先下放总距杆，使旋翼拉力减小，旋翼拉力第一分力小于重力，产生向下的向心力，使轨迹向下弯曲，由平飞转入下滑。

一般情况下，下滑速度比平飞时小，在下放总距杆后，

应稍带住杆,使直升机减速,当速度减小到接近下滑速度时,再柔和地向前松杆。用总距杆和驾驶杆调整下降率、下滑速度,保持等速下滑。

由于下放总距杆,旋翼的反扭矩减小,直升机将向右偏,需要蹬左舵减小尾桨拉力,以保持下滑方向。同时向左压杆,平衡尾桨拉力的变化。

(二) 由下滑转入平飞

由下滑转入平飞,飞行员应上提总距杆,增大旋翼拉力,使旋翼拉力第一分力大于重力第一分力,产生向上的向心力,轨迹向上弯曲,逐渐转入平飞。

当下滑角减小时,重力第二分力随之减小,会引起飞行速度减小,故应前推驾驶杆,接近预定速度时,稍回杆。

由于上提总距杆,旋翼反扭矩增大,直升机向左偏转,需要蹬右舵,增大尾桨拉力,以保持方向。同时向右压杆,平衡尾桨拉力的变化。

第四节 续航性能

直升机的续航性能,包括续航时间和航程两个方面。续航时间是指直升机在空中能持续飞行的时间;航程是指直升机在空中所能持续飞行的距离。直升机续航性能的好坏是由两个因素决定的,一是可用于持续飞行的燃油量的多少,二是单位时间或单位距离内,所消耗燃油的多少。由于直升机的巡航高度比较低,平飞又是最基本的飞行状态。所以,本节着重研究直升机的平飞续航时间和平飞航程。

一、平飞可用燃油量

供平飞阶段使用的燃油量,叫做平飞可用燃油量。若其他条件不变,平飞可用燃油量愈多,平飞续航时间和平飞航程就愈长。

平飞可用燃油量与所装总燃油量有关,然而,每次飞行,所装总燃油量并不完全一样,也不可能完全用于平飞。起飞前发动机电面工作、离地并增速爬升至预定高度、下滑着陆等,都要消耗燃油。还要扣除存留在油箱和管道中的不可用油量,还要留出 10~15% 的备份燃油量,以备特殊情况的需要,最后剩下的燃油量,才是平飞可用燃油量。可表示为

$$Q_{\text{平飞}} = Q_{\text{总}} - (Q_{\text{地面}} + Q_{\text{上升}} + Q_{\text{下滑}} + Q_{\text{不可用}} + Q_{\text{备}}) \quad (4.32)$$

上述数据可由各机型的航行手册中查得。

二、续航时间

这里只分析平飞续航时间。

(一) 小时燃油消耗量 (qh)

直升机每飞行一小时,发动机所消耗的燃油量,叫做小时燃油消耗量,用“qh”表示。显然,小时燃油消耗量愈小,平飞续航时间就愈长。不同飞行条件下的小时燃油消耗量可从《飞行手册》上的平飞性能曲线中查出。平飞续航时间可用下式求得:

$$t_{\text{续航}} = \frac{Q_{\text{平飞}}}{qh} \quad (4.33)$$

qh 的大小取决于发动机输出功率和燃油消耗率。即

$$qh = \frac{C_e}{\zeta} N_{\text{平需}} \quad (4.34)$$

式中, C_e 为发动机燃油消耗率, 活塞式发动机 C_e 基本不随速度变化, 涡轮轴发动机的 C_e 随速度增大而减小。 ζ 为功率传递系数, 一般 $\zeta = 0.8 \sim 0.9$ 。

(二) 飞行条件对平飞续航时间的影响

飞行条件改变, 会引起燃油消耗率、平飞所需功率的改变, 以致影响小时燃油消耗量 (qh) 的大小, 进而影响平飞续航时间。

1. 飞行速度

由本章第一节可知, 直升机用经济速度飞行, 平飞所需功率最小, 此时, 对活塞发动机的直升机, 由于 C_e 不随速度变化, 小时燃油消耗量也最少, 平飞续航时间最长。因此, 把经济速度也叫久航速度。大于或小于这个速度飞行都不能获得最大平飞续航时间。

对涡轮轴发动机的直升机, 由于 C_e 随速度增大而减小, 用经济速度平飞, 小时燃油消耗量并非最少, 用略大于经济速度的速度平飞, C_e 最小, 平飞续航时间最长。因此, 涡轮轴发动机的直升机, 其久航速度应略大于经济速度。

2. 飞行高度

高度升高, 一方面上升和下滑所消耗的燃油增多, 能供给平飞的可用燃油量减少; 另一方面, 由于空气密度减小, 同样以久航速度飞行的所需功率增加, 小时燃油消耗量增

多。因此, 高度升高, 平飞续航时间缩短。

3. 飞行重量和大气温度

飞行重量增加或气温升高, 都会使诱导功率增加, 而使平飞所需功率增大, 造成小时燃油消耗量增加, 平飞续航时间缩短。

图 4—17 A、B 是“云雀 III”久航耗油量曲线图和续航时间关系曲线。

三、航程

这里只分析平飞航程

(一) 公里燃油消耗量 (qk)

每飞行一公里距离, 发动机所消耗的燃油, 叫公里燃油消耗量, 用“qk”表示。qk 愈小, 平飞航程愈长。平飞航程可用下式计算

$$L_{\text{航程}} = \frac{Q_{\text{平飞}}}{qk} \quad (4.35)$$

公里燃油消耗量 (qk) 由小时燃油消耗量 (qh) 和平飞速度 ($V_{\text{平飞}}$) 共同确定

$$qk = \frac{qh}{V_{\text{平飞}}} \quad (4.36)$$

将 (4.34) 式代入上式, 可得

$$qk = \frac{C_e}{\zeta} \cdot \frac{N_{\text{平需}}}{V_{\text{平飞}}} \quad (4.37)$$

(二) 飞行条件对平飞航程的影响

飞行重量和飞行高度对航程的影响与对续航时间的影响基本相同, 不再讨论。下面只分析飞行速度、风和外挂对航程的影响。

1. 飞行速度

由本章第一节内容可知, 直升机以平飞有利速度飞行时, $N_{平飞} / V_{平飞}$ 最小, 对于装有活塞发动机的直升机而言, 由于 C_x 不随速度变化, 以有利速度飞行, q_k 最小, 航程最远, 该速度即为远航速度。

对于装有涡轮轴发动机的直升机来说, 由于发动机耗油率 C 随速度增大而减小, 以有利速度飞行, q_k 并非最小, 当速度大于有利速度的某一数值时, q_k 达到最小值。这类直升机的远航速度要大于有利速度。大于或小于远航速度, 都不能获得最大航程。

2. 风向、风速

风向、风速的改变都能引起地速的变化, 影响平飞航程的长短。在保持同一空速条件下, 顺风飞行, 地速增大, q_k 减小, 平飞航程增长; 逆风飞行, 地速减小, q_k 增大, 平飞航程缩短。风速越大, 对航程的影响也越大。

3. 外挂飞行

外挂飞行时, 飞行阻力和平飞所需功率都增加, q_k 和 q_h 都增大, 其平飞航程和平飞续航时间都缩短。

图 4—18 A、B 是“云雀 III”远航耗油量曲线图和远航速度关系曲线。

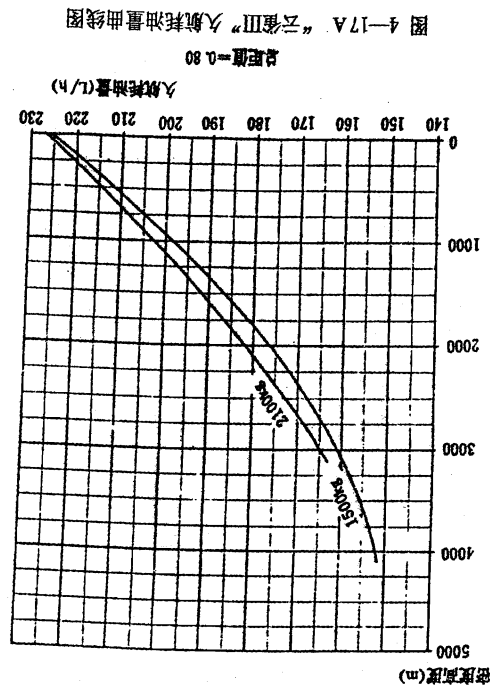


图 4—17 A “云雀 III”远航耗油量曲线图

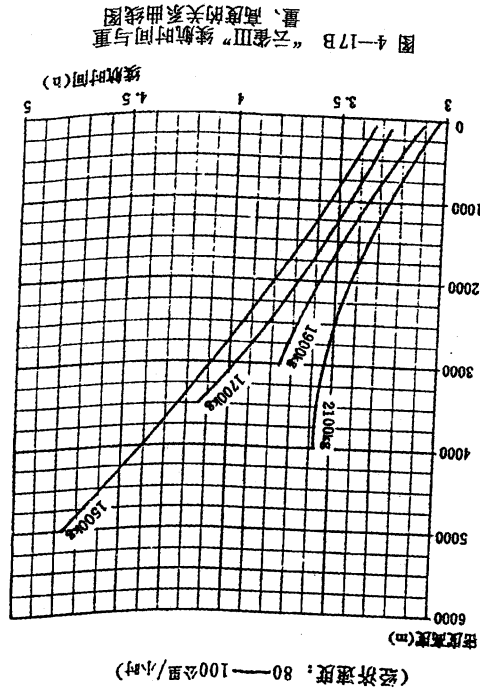


图 4—17 B “云雀 III”续航时间与重量、高度的关系曲线图

第五章 机动性和机动飞行

随着直升机应用的日益广泛,尤其是武装直升机的大量使用,不仅要求直升机能完成各种基本飞行动作和具有良好的稳定飞行性能,而且还要求直升机具有理想的机动飞行性能,机动性的好坏将成为直升机能否完成各类任务的重要制约因素。直升机的机动性是以分析直升机运动轨迹为基础,研究直升机主要运动参数的变化规律。本章先介绍直升机机动性的一般概念和影响机动性的有关因素,然后研究直升机几种典型的机动飞行状态,着重分析机动飞行的动态特点和性能指标。

第一节 直升机机动性概述

一、机动性的一般概念

机动性是在二战后期提出的一种用以衡量战斗机作战能力的评价尺度,主要是指飞机短时间内改变其主要运动参数(高度 H 、速度 V 、轨迹俯仰角 Θ ,航向角 ψ 等)的能力。机动性是飞机飞行品质的又一个重要组成部分,研究飞机的机动性是把飞机看成一个质点,分析作用在质点上力的作用规律和质点的响应规律。

与飞机的机动性概念相类似,直升机的机动性是指直

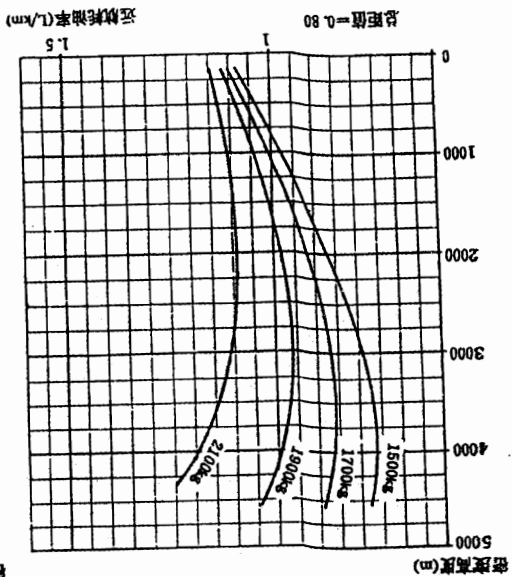


图 4-18A “云雀III” 巡航燃油率曲线图

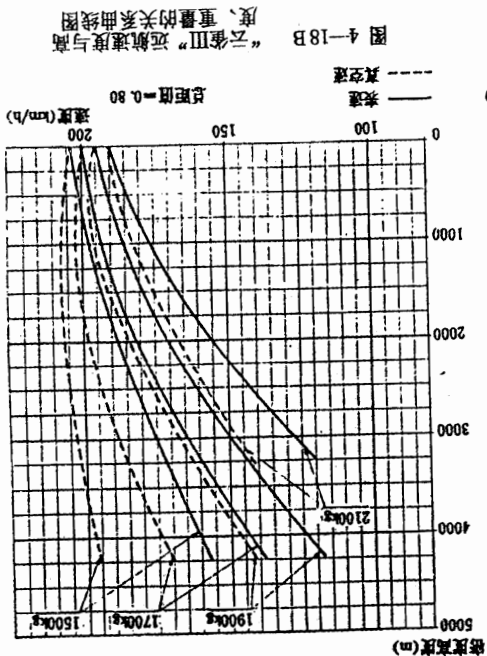


图 4-18B “云雀III” 巡航速度与高度、重量的关系曲线图

直升机在短时间内改变方向、高度和速度的能力或特性。直升机的方向、高度和速度改变得越快,表明直升机的机动性越好。按其改变的参数不同,直升机的机动性可以分为方向机动性、垂直机动性和速度机动性。直升机的机动飞行按其运动轨迹和动态特征,可以分为水平机动飞行、垂直机动飞行、空间机动飞行以及具有直升机机种特色的悬停机动飞行四类,本章只讨论前三类机动飞行。

过去航空界对直升机的机动性讨论得不多,主要是因为早期直升机受当时航空技术的限制,机动性较差、机动作也较少的缘故。这主要有三方面原因:其一,直升机的推力是旋翼拉力的一部分,数值有限,产生纵向过载的能力低;其二,直升机的结构复杂,尤其是旋翼强度、刚度小,直升机的抗过载能力较低;其三,直升机的飞行速度小,可用动能小。但是,从越南战争以后,直升机越来越多地用于战场环境,与此相适应,武装直升机要担负各种各样战斗任务,必须完成较为复杂的战术机动作。另一方面,直升机技术(包括气动技术、发动机技术、控制技术)的发展,也使直升机的机动性的提高成为可能。可以预测,未来军用直升机的机动性将成为一个越来越重要的品质指标。总的来看,现代武装直升机的机动量大体介于轰炸机与歼击机之间。

二、过载

和固定翼飞机一样,决定直升机空间机动能力的最主要参数也是过载(或称载荷因数)。

直升机承受的外力,称为直升机的载荷。直升机之所以能进行机动飞行,就是载荷变化的结果。除了重力以外,作

用于直升机上的全部合外力 R 与直升机重力 G 的比值,称为载荷因数,也称过载。即

$$n = \frac{R}{G} \quad (5.1)$$

除了悬停机动飞行之外,直升机的机动飞行都是在前飞状态下完成的,为了便于分析载荷对直升机运动方向和飞行速度的影响,有必要确定沿气流各轴的过载,这样就有了法向过载 n_y 、纵向过载 n_x 和侧向过载 n_z 。

(一) 法向过载 n_y

法向过载 n_y 是指直升机空气动力沿气流立轴(垂直于速度方向)的合力与直升机重力之比。即

$$n_y = \frac{T_1}{G} \quad (5.2)$$

法向过载 n_y 的大小,决定了直升机改变轨迹俯仰角的能力。

(二) 纵向过载 n_x

纵向过载 n_x 是指直升机的空气动力沿气流纵轴(直升机前飞速度方向)的合力与直升机重力之比,即

$$n_x = \frac{T_2 - X}{G} \quad (5.3)$$

纵向过载 n_x 决定了直升机前飞加速度的大小,反应了

直升机改变前飞速度的能力。

(三) 侧向过载 n_z

侧向过载 n_z 是指直升机空气动力沿气流横轴的合力与直升机重力之比, 即

$$n_z = \frac{T_3 \pm T_{wj} + Z_{cw}}{G} \quad (5.4)$$

侧向过载 n_z 决定了直升机改变航向角的能力。

三、影响直升机机动性的因素

影响直升机机动性的因素主要有三个: 剩余功率、结构特点和气动特性, 此外, 不同的飞行条件也会间接地影响直升机的机动性。下面简要分析之。

(一) 剩余功率的影响

机动性的好坏主要是由可用过载的大小决定的, 而可用过载的大小主要取决于旋翼拉力。从能量平衡的角度来说, 旋翼拉力改变量的大小是由剩余功率决定的, 剩余功率越大, 旋翼拉力的改变量越大, 直升机改变其飞行参数的能力越强, 说明直升机的机动性越好。所以, 直升机的可用过载主要取决于发动机的剩余功率。在飞行中, 剩余功率是由总距杆的位置决定的, 推拉驾驶杆可以改变飞机的过载, 但不能改变直升机过载的大小, 只能对直升机的法向过载和纵向过载重新分配。只有提放总距杆才能改变直升机过载的大小, 这是直升机机动飞行的一个重要特征。

事实上, 直升机剩余功率一般都是很大的, 在标准大气

条件下, 小型直升机其剩余功率产生的过载一般都大于 3, 但是剩余功率所产生的过载并不一定能全部用于机动飞行, 可用过载还要受到其他因素的限制。剩余功率的大小主要反映了发动机对直升机机动性的限制。

(二) 直升机结构特点的影响

直升机独特的结构形式, 决定了结构因素对直升机机动性的影响比对飞机的影响大。结构因素对直升机机动性的影响主要体现在两个方面: 一方面是对操纵角的影响。飞行中如果操纵杆、舵的动作量过大, 使操纵角超过限定范围, 会造成操纵机构与限位块的碰撞而损坏操纵机构。比如, 飞行中如果改变尾桨桨距的速率过大, 可能造成尾桨桨变距机构的损坏、卡滞, 进而影响尾桨工作。另一方面是, 大动作量操纵纵可能造成直升机气动部件的损坏。例如, 在飞行中下放总距的同时急剧拉杆, 可能使旋翼桨叶与尾梁发生危险接近, 甚至碰撞, 其后果自然是不堪设想的。

(三) 气动特性的影响

直升机独特的气动布局、气动部件的工作情形和工作特性、以及纵向力矩与侧向力矩的牵连作用, 都会对直升机的机动性产生显著影响。例如, 前飞速度过大时, 在前行桨叶方的桨叶上会产生局部激波, 在后行桨叶方使“回流区”扩大, 桨叶气动效能降低并引起直升机振动。在特定条件下急剧增大旋翼的总距, 会造成旋翼失速, 从而使直升机进入“自动上仰”的危险状态。如果在前飞速度小的情况下, 下降率过大, 可能导致直升机进入“涡环状态”。如此等等, 这些特有的气动现象都可能直接影响直升机的机动性。

(四) 飞行条件的影响

不同的飞行条件将影响剩余功率的大小和气动特性的好坏,从而影响直升机的机动性。这里所说的飞行条件包括飞行高度、飞行速度、大气温度、飞行重量、有无外挂、旋翼转速、风向风速和大气紊流等。这些因素中,大部分通过改变直升机的剩余功率和气动特性而间接地影响直升机的机动性,有些则是直接影响直升机的机动性,比如飞行速度、风向风速、外挂等。

影响直升机的机动性的因素大致包括上述四类,在某些情况下,发动机的跟随性、操纵机构的操纵余量、以及飞行机组的驾驶技术也会影响直升机的机动性的发挥。总之,影响直升机的机动性的因素较飞机多,影响过程也比较复杂,要充分发挥直升机的机动性,就必须认真研究这些因素的影响。

第二节 速度机动性和变速飞行

一、速度机动性的概念

直升机增加或减小速度进行机动,对于完成战斗任务和其它任务是非常重要的,直升机在短时间,增加或减小速度的能力称为速度机动性。速度机动性常用加速度、变速飞行时间和变速飞行距离来表示。直升机的变速飞行是进行速度机动的主要方式。

二、变速飞行的性能参数

所谓变速飞行就是指直升机在保持高度不变、航向不变

的条件下,进行无侧滑的增速或减速飞行。

(一) 变速飞行的加速度

直升机在变速飞行时,沿气流纵轴方向受两个力的作用,一个是旋翼拉力的纵向分力 T_2 ,一个是直升机受到的空气阻力 X 。根据牛顿第二定律,可以知道加速度的大小

$$a = \frac{T_2 - X}{m} \quad (5.5)$$

再将 $m = G/g$ 代入上式可以知道

$$a = \frac{T_2 - X}{G} \cdot g = n_x \cdot g \quad (5.6)$$

由上式可以知道,变速飞行时加速度的大小取决于纵向过载的大小,加速飞行,纵向过载为正;减速飞行,纵向过载为负。纵向加速度的数值一般不是太大,通常在 $\pm 0.15g \sim \pm 0.3g$ 范围。

(二) 变速飞行时间

变速飞行时间是指直升机加速飞行或减速飞行时,由速度 V_0 改变到速度 V_1 所需要的时间

$$t = \int_{V_0}^{V_1} \frac{1}{a} dv = \int_{V_0}^{V_1} \frac{1}{n_x \cdot g} dv \quad (5.7)$$

如果认为变速飞行过程是一个匀加速或匀减速过程,则

可以表示成

$$t = \frac{V_1 - V_0}{a} = \frac{V_1 - V_0}{n \times g} \quad (5.8)$$

(三) 变速飞行距离

变速飞行距离是指直升机由速度 V_0 改变至 V_1 所经过的距离。可用下式表示

$$L = \int_{V_0}^{V_1} \frac{V}{a} dv = \int_{V_0}^{V_1} \frac{V}{n \times g} dv \quad (5.9)$$

如果认为变速过程是一个匀加速或匀减速过程，可以由下式求得

$$L = \frac{V_1^2 - V_0^2}{2a} = \frac{V_1^2 - V_0^2}{2n \times g} \quad (5.10)$$

(四) 变速飞行的俯仰角变化

从第三章的分析可以知道，随直升机前飞速度增大，空气阻力增大，为了克服空气阻力的影响，旋翼桨盘需要相对于水平面前倾，旋翼桨盘前倾角主要是靠增大机体俯角实现的，为了增大直升机俯角，需要前推驾驶杆，使桨尖平面（D—D）相对于桨毂平面（S—S）前倾一个角度，进而引起机体俯角增大。一般认为，旋翼锥体前倾角（相对于水平面）改变量，基本等于机体俯仰角的改变量。

三、变速飞行的操纵

直升机的变速飞行一般可分为大速度飞行和小速度飞行两种，大速度飞行是一个增速过程，小速度飞行是一个减速过程。

(一) 大速度飞行的操纵原理

直升机变速飞行中的大速度飞行通常从经济速度进入，到接近最大平飞速度改出，从进入到改出是一个增速过程。大速度飞行时直升机的操纵性、稳定性较好，操纵功效较高。下面分析大速度飞行增速阶段的操纵原理。

1. 驾驶杆的前后移动

在进入大速度飞行时，应向前推驾驶杆，旋翼桨盘前倾使水平面内的纵向合力增大，产生足够的加速度。旋翼桨盘前倾后，向前的旋翼纵向力 H_x 对直升机重心构成下俯力矩，产生一定的下俯角，以满足直升机的俯仰力矩平衡。随着飞行速度增大，由于旋翼桨叶自然挥舞的原因，旋翼锥体要向后倾斜；另一方面，飞行速度增大，水平尾翼上产生向下的负升力，对直升机构成上仰力矩，力图使直升机俯角减小。因此，为了克服旋翼锥体后倒角的影响和平尾负升力的影响，随飞行速度增大，要逐步加大推杆量。

前推驾驶杆时，旋翼桨盘前倾，旋翼纵向力 H_x 对重心构成下俯力矩，使直升机俯角增大，为了防止直升机下俯角增加过快，在推杆过程中，要注意适时松杆，以控制俯仰角的变化。

总之，随平飞速度增大，要逐渐增大向前的推杆量，机体俯角也随之增大。需要注意的是，直升机重心的前后位置，对驾驶杆的前后操纵是有影响的，重心越靠后，驾驶杆的位

置越靠前。

2. 总距杆的操纵

增加速度，机体俯角增大，旋翼桨盘前倾，旋翼拉力第一分力要减小，为了保持高度不变，使旋翼拉力第一分力与直升机重力平衡，需要上提总距杆，增大旋翼拉力。此外，随飞行速度增大，旋翼桨叶的来流角增大，桨叶迎角减小，为了保持桨叶迎角不变，也需要上提总距杆，增大旋翼的总距。总之，在大速度飞行中，随飞行速度增大，需要上提总距杆。

3. 脚蹬的操纵

脚蹬操纵的目的是通过改变尾桨桨距进而改变尾桨拉力，以平衡旋翼的反扭矩。在旋翼转速不变的情况下，尾桨拉力同旋翼所需功率成正比，上提总距杆，自然需要蹬右舵，增大尾桨桨距及尾桨拉力。但是，在大速度飞行时，由于飞行速度的增加，尾桨诱导速度减小，尾桨桨叶迎角增大，所以，尾桨桨距大致不变的情况下，即可获得足够的尾桨拉力，蹬舵量并不明显。但在接近最大平飞速度时，需要抵住右舵。

对于直-9、“小羚羊”等装有大垂尾的直升机，在前飞中，垂尾产生较大的侧力，且随速度增大而增大，对尾桨起到卸荷作用，大速度飞行时其影响更为明显。直-9直升机在达到250公里/小时速度时，涵道尾桨的拉力可以趋于零。因此，直-9、“小羚羊”直升机在大速度飞行时，由于垂尾的卸荷作用，随飞行速度增大，需要回右舵（或蹬左舵），以减小尾桨桨距及尾桨拉力。尾桨拉力减小后，发动机可用功率进行再分配，使旋翼可用功率增加，因此，回右舵（蹬左舵）后需稍放总距杆。

4. 驾驶杆的左右移动

变速飞行时，左右压杆的目的，是为了保持直升机的侧向力和横侧力矩的平衡。而保持横侧平衡，需要有一定的旋翼右倾角和右坡度（对于低置尾桨而言）。大部分直升机在大速度飞行时，需要向右压住杆，其压杆力随速度增加而增大，但压杆行程不大。

归纳起来，操纵直升机变速飞行时，驾驶杆、总距杆和脚蹬三者必须密切配合，使各力和各力矩不断取得平衡，才能保持好预定的飞行状态。而且，操纵动作要十分柔和，如果动作过于粗暴，则会影响动作的协调性，还会加剧旋翼进动等副作用的影响。大速度飞行时，还有一点需要注意，那就是要控制飞行速度不要超过最大允许速度，以免危及飞行安全。

退出大速度飞行的操纵动作与进入时相反。

（二）小速度飞行的操纵原理

直升机变速飞行中的小速度飞行，一般从经济速度进入，到速度减小至一定数值后退出。小速度飞行是一个减速过程，由于小速度飞行时，直升机的稳定性、操纵性均变差，所以，小速度飞行与大速度飞行相比，操纵难度要大一些。

进入小速度飞行时，首先要向后带杆，使旋翼桨盘后倾，产生向后的旋翼纵向力，使直升机俯角减小，进而使旋翼拉力第二分力减小，产生负加速度。随飞行速度减小，需要上提总距杆，这是因为飞行速度减小后，旋翼诱导速度增加，为了保持旋翼拉力基本不变需上提总距杆。为了保持方向平衡，在上提总距杆的同时需要蹬右舵，以增大尾桨桨距，进而增大尾桨拉力。为了保持横侧平衡要注意减小坡度。当速

度接近改出速度时，则逐渐松杆、顶杆，上提总距杆并蹬右舵改出。

小速度飞行时，直升机的稳定性、操纵性都较差，飞行员应以观察地平仪为主，对速度表、高度表、升降速度表、罗盘及侧滑仪的指示要全面兼顾，出现偏差时，修正动作要及时、柔和、协调。小速度飞行往往因拉杆过多造成直升机速度迅速减小，甚至使空速表指零或反指，此时应果断向前推杆，使直升机略带俯角增速，退出小速度飞行状态，切忌在零速度情况下出现超过 3 米/秒的下降率，以免直升机进入涡环状态。

第三节 方向机动性和盘旋

一、方向机动性的概念

方向机动性是指直升机在空中改变水平方向的能力。转弯与盘旋是直升机获得方向机动性的典型机动作。转弯（盘旋）半径、盘旋角速度和盘旋一周的时间是衡量直升机方向机动性的主要指标。盘旋半径小、盘旋角速度大、盘旋一周的时间短，表明直升机的方向机动性好。

二、盘旋的特征及保持条件

直升机在水平面内作无侧滑的匀速圆周运动叫盘旋（图 5-1）。盘旋是水平机动飞行的基础，也是直升机执行任务时采用的飞行动作。直升机不仅可以作水平盘旋，还可以沿

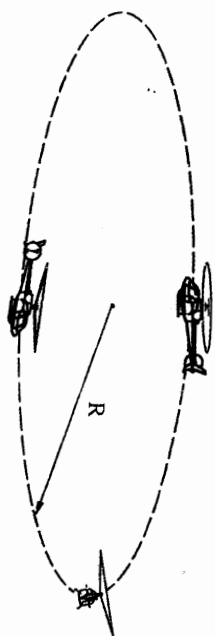


图 5-1 盘旋

螺旋线作盘旋上升或盘旋下降，但其操纵原理与水平盘旋基本相同。这里只分析保持水平盘旋的条件，研究盘旋的操纵原理，介绍左、右盘旋的特点以及盘旋半径、盘旋时间等盘旋性能。

盘旋是直升机作等高、匀速的圆周运动，盘旋的基本要求是，保持高度、速度和半径不变。

(一) 保持高度不变的条件

保持高度不变的条件是旋翼拉力第一分力 (T_1)、尾桨拉力 (T_{w1})、垂尾侧力 (Z_{cw}) 在铅垂面内的分力之和，应与直升机的重力相等。即

$$T_1 \cos \gamma \pm (T_{w1} + Z_{cw}) \sin \gamma = G \quad (5.11)$$

对于小坡度盘旋来说，可以不考虑尾桨拉力、垂尾侧力在铅垂面内的影响，有

$$T_1 \cos \gamma = G \quad (5.12)$$

(二) 保持速度不变的条件
保持速度不变的条件是旋翼拉力的第二分力 (T_2) 应与直升机的空气阻力 (X) 相平衡。即

$$T_2 = X \quad (5.13)$$

(三) 保持半径不变的条件

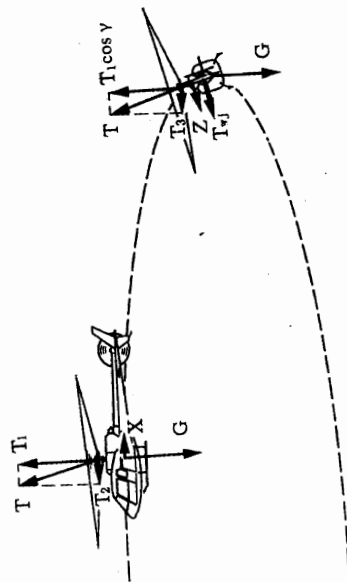


图 5-2 盘旋中的作用力

由 $F_{\text{向心}} = G V^2 / R$ 可知, 盘旋中只要飞行速度和作用于直升机的向心力不变, 盘旋半径也就不变。由图 5-2 可知, 左盘旋中, 向心力等于旋翼拉力、尾桨拉力 (T_{w_j})、垂尾侧力 (Z_{cw}) 的水平分力之和。右盘旋中, 向心力等于旋翼拉力的水平分力与 T_{w_j} 、 Z_{cw} 的水平分力之差。在飞行速度一定的条件下, 向心力不变则盘旋半径不变。所以, 保持半径不变的条件为

$$T_1 \sin \gamma + T_3 \cos \gamma \pm (T_{w_j} + Z_{cw}) \cos \gamma = \text{常数} \quad (5.14)$$

(四) 保持力矩平衡的条件

保持力矩平衡的条件是作用于直升机的各力绕重心形成的力矩之和为零。即

$$\sum M = 0 \quad (5.15)$$

三、盘旋的操纵原理

直升机的盘旋, 通常分为进入、保持和改出三个阶段, 下面将分别分析其操纵原理。

(一) 进入阶段

当飞行速度达到盘旋速度时(通常取 200 公里/小时), 应协调一致地向盘旋方向压杆、蹬舵。压杆使直升机倾斜, 产生足够的拉力水平分力充当向心力; 蹬舵是为了使直升机向盘旋方向偏转, 以免产生侧滑。

随坡度增大, 旋翼拉力在铅垂面内的分力要减小, 为了保持高度不变, 应在增大坡度的过程中, 上提总距杆增大旋翼拉力。由于坡度和拉力都增大, 向心力也增大, 为了防止侧滑, 应增大顺舵量。

在直升机接近预定坡度时, 必须适当地回杆、回舵, 保持规定的坡度和偏转角速度。作大坡度盘旋时, 应当向后拉杆, 因为直升机需要一定的上仰角速度。

(二) 保持阶段

保持阶段

在盘旋过程中，可能会出现各种偏差，必须及时发现和不断修正。

1. 如何保持高度

盘旋中，高度的变化主要是由于拉力的铅垂分力与重力不平衡所引起的。 $T_1 \cos \gamma$ 大于 G ，则高度增加； $T_1 \cos \gamma$ 小于 G ，则高度降低。如果总距杆上提位置过高， $T_1 \cos \gamma$ 大于 G 时高度增加；总距杆位置较低， $T_1 \cos \gamma$ 小于 G 时，高度降低，所以总距杆应保持适当的位置。

在总距杆位置适当的条件下，若坡度增大，则 $T_1 \cos \gamma$ 减小，高度降低；若坡度减小，高度升高。在总距杆位置适当的条件下，应该用左右压杆的方法修正高度变化。

2. 如何保持速度

盘旋中要保持速度不变，应正确地操纵驾驶杆。如果带杆过多，旋翼锥体相对后倾，直升机俯角减小， T_2 减小，使直升机速度减小；如顶杆过多，旋翼锥体相对前倾， T_2 增大，则飞行速度增加。

在盘旋中保持好高度有助于保持盘旋速度，若高度升高，为了保持等高就要向前顶杆，这样就会使速度增大，反之，若高度降低，为保持高度就应向后带杆，速度就会减小。

(三) 改出阶段

改出盘旋，首先要消除向心力，故应向盘旋反方向压杆，减小坡度，使旋翼拉力的水平分力减小，为了避免侧滑，需要向盘旋反方向蹬舵。随坡度减小，旋翼拉力的铅垂分力将增大，为保持高度不变，必须在改出过程中，适当下旋总距杆，使拉力铅垂分力与重力、拉力第二分力与阻力保持平衡。当直升机接近平飞状态时，回杆回舵。

四、左、右盘旋的特点

左、右盘旋相比较，固然有其相同点，但也有其特殊点，认识左、右盘旋的特点，有助于掌握盘旋的操纵规律。一般讲，顺时针旋翼直升机，右盘旋比左盘旋难飞，尤其是在大坡度盘旋的情况下，右盘旋较难保持。

(一) 左、右盘旋时旋翼进动影响不同

进入和退出盘旋时，直升机向左、右滚转，改变了旋翼转轴方向，要产生进动力矩，使直升机绕横轴转动。进入左盘旋时，直升机左滚，旋翼的进动作用使机头下俯，所以，向左压杆的同时，应注意带杆进行修正；进入右盘旋时，由于旋翼进动作用，机头上仰，在向右压杆时应向前顶杆。在退出左盘旋时，要向右压杆，直升机右滚，旋翼的进动作用使机头上仰，应向前顶杆修正。退出右盘旋时，旋翼的进动作用使机头下俯，应向后带杆。

进动作用明显与否，主要取决于操纵动作，操纵动作越粗猛，进动越明显，操纵动作柔和，进动就不明显。小坡度盘旋时，由于操纵量比较小，进动作用的影响也不太显著。而大坡度盘旋，进动作用的影响更强一些。

(二) 左、右盘旋所需功率不同

如前所述，左盘旋时的向心力 $F_{\text{向心}}$ 为

$$F_{\text{向心}} = T_1 \sin \gamma + T_3 \cos \gamma + (T_{w_j} + Z_{cw}) \cos \gamma \quad (5.16)$$

右盘旋时的向心力 $F_{\text{向心}}$ 为

$$F_{\text{向心}} = T_1 \sin \gamma + T_3 \cos \gamma - (T_{w_j} + Z_{cw}) \cos \gamma \quad (5.17)$$

可以看出,在其它条件一定时,左盘旋所需旋翼拉力比右盘旋时小,所以,左盘旋的旋翼诱导功率比右盘旋小。

此外,左盘旋中,直升机向左偏转,其偏转方向与旋翼反扭矩的方向一致。为了取得方向平衡,旋翼反扭矩要与尾桨偏转力矩、方向阻尼力矩两者相平衡。而在右盘旋中,旋翼反扭矩同直升机偏转方向相反,尾桨的偏转力矩要与旋翼反扭矩、方向阻尼力矩两者相平衡。因此,左盘旋中,尾桨拉力要小一些,尾桨的需用功率也要小一些,右盘旋中的尾桨拉力和尾桨需用功率则要大一些。

可见,在其它条件相同的情况下,左盘旋所需功率比右盘旋小,在左盘旋中的总距杆位置比右盘旋中要低一些。

(三) 左、右盘旋中横侧操纵纵余量不同

在盘旋的稳定阶段,需要保持直升机的横侧平衡。在不考虑桨毂力矩,并认为旋翼拉力通过直升机重心的条件下,直升机的横侧平衡,必须满足

$$S_s Y_{sj} + (T_{wj} + Z_{cw}) Y_{wj} = 0 \quad (5.18)$$

由于左盘旋中,尾桨拉力(T_{wj})比右盘旋时小,所以,旋翼侧向力 S_s 比右盘旋时也要小一些。也就是说在左盘旋中,桨尖平面相对于桨毂平面向右的侧倒角要小一些。而在右盘旋中,为了保持横侧平衡,桨尖平面必需有较大的旋翼侧倒角(相对于桨毂平面而言)。因此,稳定的右盘旋向右的压杆量比左盘旋大,这样,右盘旋中的横侧操纵纵余量较小。

(四) 左、右盘旋中桨叶自然挥舞的影响不同

左盘旋时,前行桨叶在盘旋的内侧,速度减小;后行桨

叶位于盘旋的外侧,速度增大,相当于旋翼转速降低,或者相当于前进比增大,这样一来,旋翼桨盘由于自然挥舞作用,其后倒角增大,产生附加的上仰力矩,为了平稳此力矩需要向前顶杆。右盘旋时则相反,前行桨叶位于盘旋外侧,后行桨叶位于盘旋内侧,相当于前进比减小,旋翼桨盘由于桨叶自然挥舞的作用,要向前倾斜,为了保持俯仰平衡,需要向后带点杆。

综上所述,直升机在左、右盘旋中,其动态特点和操纵方法有较大不同,尤其是在大坡度盘旋中,表现得更为突出。在右盘旋中,由于所需功率大、横侧操纵纵余量小,状态不好保持,操纵上更需要注意柔和、协调、准确。

五、影响盘旋半径和盘旋时间的因素

(一) 影响盘旋半径的因素

当盘旋高度、坡度和载重一定时,向心力就是一定的,盘旋速度越小,盘旋半径也就越小。但在飞行中,当盘旋速度小到一定数值时,会因功率不足引起高度降低,为保持预定飞行状态,盘旋速度必须大于最小速度。

在其它条件一定的情况下,坡度越大,向心力也就越大,盘旋半径越小。

飞行高度对盘旋半径也有很大影响。高度升高,发动机输出功率减小,旋翼所需功率增大,盘旋的最大坡度随之减小,因此,盘旋半径增大。

在发动机功率一定条件下,载重量越大,所需功率越大,剩余功率越小,盘旋最大坡度减小,盘旋半径就会增大。

(二) 影响盘旋时间的因素

盘旋时间是指直升机盘旋一周所需要的时间。影响盘旋时间的因素与影响盘旋半径的因素相同，当盘旋坡度、高度和载重一定的条件下，增大速度，盘旋半径增大，盘旋时间增长，在其它条件一定时，增大坡度，盘旋半径减小，盘旋时间缩短。

第四节 垂直机动性和垂直机动飞行

一、垂直机动性的概念

直升机的垂直机动性是指直升机在铅垂面内改变高度和轨迹俯仰角的能力。改变高度的多少或轨迹俯仰角变化的快慢是衡量直升机垂直机动性的主要指标。直升机垂直机动飞行主要有跃升、俯冲、斤斗、半滚倒转等。垂直上升和垂直下降也是直升机获得垂直机动性的手段，但垂直上升和垂直下降属于悬停机动飞行，本节不作讨论。

二、跃升

直升机以较大的爬升角所作的减速爬升过程叫跃升。跃升可将动能部分转化成势能，以换取高度。跃升往往是直升机进行其它战术动作的基础。

(一) 跃升的动态特点

直升机的跃升可以分为进入阶段、中间阶段和改出阶段三个阶段。和飞机不同，飞机跃升的中间阶段基本上是一条直线，时间也比较长。直升机的中间阶段不是直线，也不明

显（见图 5—3）。

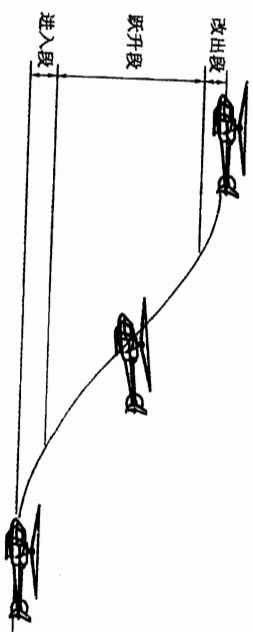


图 5—3 跃升

直升机在跃升过程中，速度是逐渐减小的，因此，整个跃升过程，沿飞行速度方向，有

$$T_2 < X + G_2 \quad (5.19)$$

直升机在跃升过程中，跃升角（爬升角）先增大，后减小。所以，在跃升的进入阶段

$$T_1 > G_1 \quad (5.20)$$

在改出跃升阶段，有

$$T_1 < G_1 \quad (5.21)$$

跃升的高度可以根据机械能守恒定律进行分析。设直升

机进入跃升的高度为 H_1 ，速度为 V_1 ，跃升到高度 H_2 改为平飞，速度减小到 V_2 ，进入和改出跃升时直升机的总能量分别为 E_1 和 E_2 ，有

$$E_1 = GH_1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{G}{g} \cdot V_1^2$$

$$E_2 = GH_2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{G}{g} \cdot V_2^2$$

假设跃升过程中，推力等于阻力，在运动方向，推力和阻力的合力对直升机做功为零，根据机械能守恒定律，应有 $E_1 = E_2$ ，所以

$$\Delta H = H_2 - H_1 = \frac{1}{2g} (V_1^2 - V_2^2) \quad (5.23)$$

即

$$GH_1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{G}{g} \cdot V_1^2 = GH_2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{G}{g} \cdot V_2^2$$

从 (5.23) 式可以看出，跃升进入速度 V_1 越大，改出速度 V_2 越小，直升机跃升高度 ΔH 越高。

(二) 跃升的操纵原理

进入跃升前，应将直升机速度调整至预定速度，调整好发动机工作状态，一般进入速度都应大于经济速度。

进入时，在保持总距杆位置不变的条件下，均匀一致地向后拉杆，使旋翼拉力第一分力 T_1 大于重力第一分力 G_1 ，

产生足够的跃升角。拉杆时应柔和有力，切忌粗暴，防止俯仰角速度增大过快，一般中型直升机俯仰角速度限制在 $3^\circ/\text{秒}$ 以下，轻型直升机则限制在 $5^\circ/\text{秒}$ 以下，这种限制主要从稳定性、操纵性以及结构方面的因素考虑的。大部分直升机要求在 $6 \sim 7$ 秒内使俯仰角增大到预定值。

跃升中，随速度减小，由于旋翼桨叶的自然挥舞作用，旋翼桨盘的后倒角减小，对直升机产生下俯力矩，力图使直升机低头，为了保持俯仰状态，应逐渐增大拉杆量，并根据地平仪的指示，消除坡度和侧滑，保持好航向。

当速度减小到接近预定速度时，均匀推杆，改出跃升，改出过程一般不少于 $5 \sim 6$ 秒，防止俯仰角速度变化过大，改出后速度应不少于该高度的平飞最小速度。

直升机的跃升有三点需要注意：1. 直升机可以以高桨距作跃升，也可以以低桨距作跃升，这同固定翼飞机不一样，飞机一般是在加满油门进入跃升的，这主要是由于不同的跃升目的决定的，飞机跃升完全是为了增加高度，而直升机跃升在很多情况下，仅仅是一个过渡动作。2. 直升机在跃升中，杆力变化明显，这主要是直升机的操纵品质决定的，直升机的单位载荷杆力比较大。3. 直升机在跃升过程中，严禁提放总距杆，主要是因为，跃升中拉杆量很大，如果下放总距可能造成旋翼桨叶同尾梁的危险接近或碰撞。

三、俯冲

直升机沿向下倾斜的轨迹向下作加速的飞行叫俯冲，俯冲可以把直升机的势能转化成动能，以迅速取得所需速度。直升机的俯冲可以采用平飞进入、转弯进入、半滚倒转进入

等进入方式。

(一) 俯冲的动态特点

俯冲可以看作是跃升的逆过程，也可以分为进入、中间、改出三个阶段（见图 5—4）。

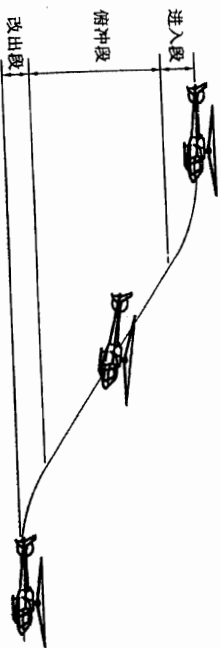


图 5—4 俯冲

在俯冲过程中，直升机作加速运动，进入时俯角增大，改出时俯角减小（或仰角增大）。

在改出俯冲时，从飞行员作改出动作到直升机改为平飞，需要经过一段时间，因此，直升机在此期间要有一定的下沉量。

(二) 俯冲的操纵原理

进入俯冲前，应将直升机的速度调整至预定速度，调整好发动机状态。一般进入速度都不应大于经济速度，以免改出速度过大。

进入俯冲时，在保持总距杆位置不变的条件下，均匀一致地向前推杆，使直升机形成足够的俯角，但要注意防止俯

仰角速度变化过快。同时，防止直升机带坡度和侧滑。俯冲中，随速度增大，由于旋翼桨叶的自然挥舞作用，直升机有明显的抬头趋势，应逐渐增大推杆量保持俯角。同时，根据地平仪的指示，消除坡度和侧滑，保持航向。

改出俯冲时，应在保持总距杆位置不变的条件下，用力拉杆，使直升机由下俯转为上仰，并严格控制上仰角速度。当直升机停止下降时，应柔和向前顶杆转入平飞。

直升机在俯冲中，禁止在俯冲全过程提放总距杆，原因同跃升一样。一定要严格控制俯仰角速度，切忌粗暴推拉驾驶杆。

四、斤斗

斤斗过去一直是开击机特有的机动动作，但是，现在世界上有许多直升机都可以作斤斗。所谓斤斗是直升机在铅垂

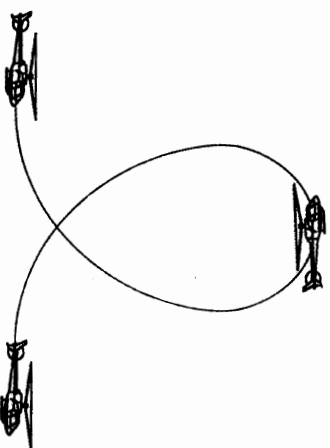


图 5—5 斤斗

面内沿近似椭圆形的轨迹同时绕横轴仰翻 360° 的飞行（见图5-5）。

直升机的升力斗所需的向心力是旋翼拉力的法向分力和重力的法向分力（沿气流轴）的合力。升力的下半圈重力起减小向心力的作用，在升力的上半圈，重力起增大向心力的作用，为避免上半圈升力斗向心力过大，在升力的顶点附近，旋翼拉力应为零，或者至少是非常小的。

如果把从进入到顶点看作升力的前半段，把从顶点到改出看作升力的后半段，可以发现，直升机在前半段，飞行速度逐渐减小；在后半段，飞行速度逐渐增大。

直升机作升力斗时，有一个问题需要特别注意：由于在升力顶部，旋翼拉力很小，直升机的俯仰和横侧操纵功效显著降低，甚至完全没有操纵功效。飞行员要保持和控制直升机的状态是十分困难的，因此，直升机作升力斗时，很难使其轨迹完全保持在铅垂面内。

五、跃升倒转（兰威斯曼）

跃升倒转又称兰威斯曼，是指直升机跃升到垂直位置附近，在斜平面内绕机体立轴偏转 180° ，然后沿原飞行轨迹转入俯冲。这个动作是直升机对地攻击时的典型战术动作（见图5-6）。

跃升倒转实际上是跃升、绕轴回转和俯冲的三个动作组合。绕轴偏转是在直升机速度很小时进行的，此时的航向操纵效率还是较高的，而航向阻尼却较小，因此，绕轴偏转是比较容易实现的。

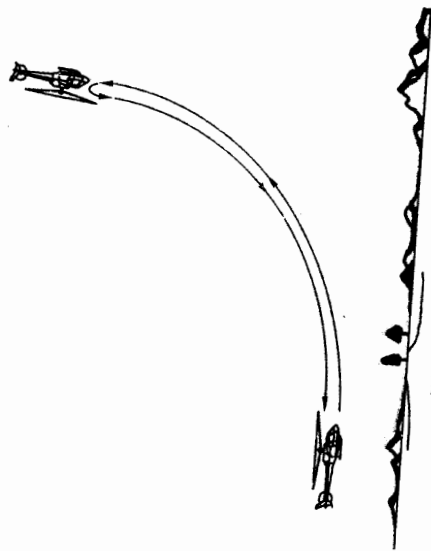


图 5-6 跃升倒转

六、后退上升转俯冲

作后退上升转俯冲时，直升机先边后退边上升，当上升至某一高度后，再转入俯冲。此动作并没有更多的战术价值，但对直升机的小面积起飞却有重要的实用价值。在小面积起飞过程中，如发动机故障，应立即操纵直升机落回起飞地点。而采用垂直上升或前飞爬升，随高度增加，飞行员视线受阻，看不到起飞地点，若发动机故障，将难以操纵直升机落回原处，采用后退上升则可避免这种尴尬的局面。

第五节 空间机动飞行

直升机的空间机动既不是在水平面内、也不是在铅垂面

内完成的，直升机质心运动轨迹是一个空间曲线。下面介绍几种空间机动动作的动态过程。

一、跃升转弯

直升机跃升转弯是指直升机边跃升、边改变航向 180° 的飞行，相当于固定翼飞机的急上升转弯（或称战斗转弯）。它的特点是既能使直升机迅速改变航向，又能迅速取得高度优势，占据有利位置，具有较高的战术价值。其动态过程见图 5-7。

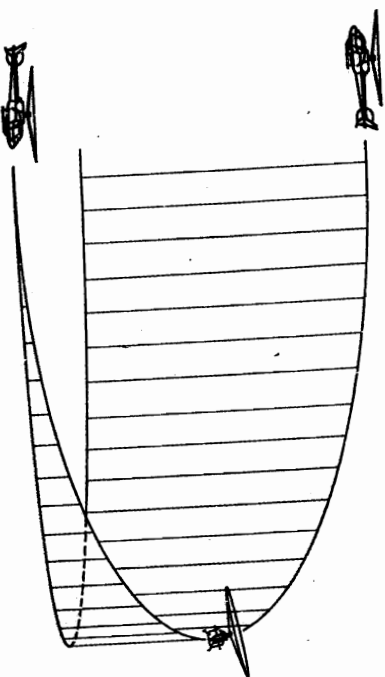


图 5-7 跃升转弯

跃升转弯的基本要求是既要增加高度多，又要转弯快，在进入阶段，直升机要形成一定爬升角和坡度。在转弯阶段，爬升角和坡度增至最大，以后坡度大致不变，而爬升角逐渐减小。在改出阶段，直升机的爬升角和坡度同时减小到零，

转为平飞。

跃升转弯有两点需要注意：一是要保持好俯仰转动角速度，这主要出于气动和结构方面的限制。二是要考虑直升机的操纵余量的限制，特别是向后行桨叶方向作跃升转弯时，其操纵余量减小，操纵性和机动性变差。

二、横滚

横滚过去也是歼出机的特有飞行动作，但现在许多直升机也可以完成这个动作。横滚是绕机体纵轴滚转 360° 的飞行，作为一种战术动作一定的实用价值。

横滚的动态特点主要体现在轨迹上下起伏变化和轨迹的偏移变化上。



图 5-8 横滚中重心的起伏变化

横滚中，直升机滚转 360°。旋翼拉力的铅垂分力向上和向下的作用时间大体相同，对轨迹上下弯曲及高度升降的影响可以相互抵消。但因重力得不到平衡，横滚轨迹将向下弯曲并下降高度。为使横滚前后的高度基本相同，在进入横滚前，应先使直升机产生一定的仰角，使直升机在横滚的前半圈上升一些高度，以弥补横滚中高度的下降。因此，从侧面看，直升机的重心是沿一条上下起伏的曲线运动的（见图

5-8)。

横滚中，旋翼拉力随坡度增大要指向滚转方向，使直升机偏移；当进入滚转的后半圈，旋翼拉力又指向另一方向，但由于前半圈积累一定的偏移速度，直升机还要向原方向偏移（见图 5-9）。

因此，横滚的运动轨迹是一条上下起伏又向左或向右偏移的蛇形空间曲线。由于尾桨拉力的存在，直升机向前行桨叶方向作横滚比向后行桨叶方向要容易一些。

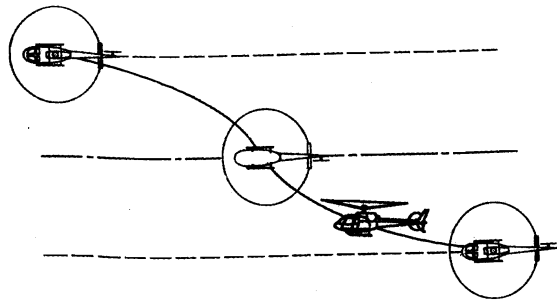


图 5-9 横滚中重心的左右偏移

三、半滚倒转

半滚倒转是直升机迅速降低高度并改变 180° 航向的飞行（图 5-10）。它是由横滚前半段和斤斗的后半段组成。

由于直升机滚转 180° 后，旋翼拉力向下、直升机重力也向下，为避免直升机下降高度过多，直升机在倒飞状态应最大限度地减小旋翼拉力。这样，在倒飞状态直升机的俯仰和横侧操纵功效显著降低，所以，后半段斤斗部分，不容易使直升机在铅垂面内运动，实际上大部分场合，半滚倒转是由半滚和斜斤斗的后半段组成。

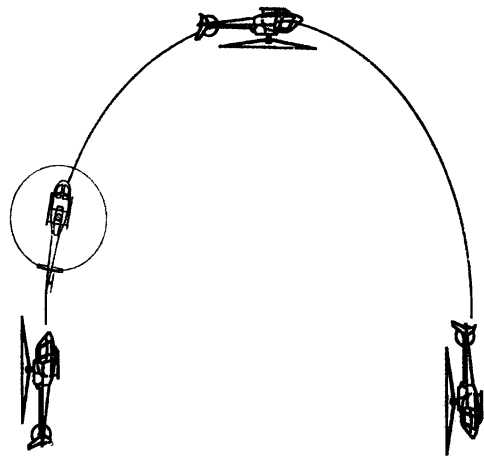


图 5-10 半滚倒转

四、盘旋上升和盘旋下降

盘旋上升和盘旋下降是指直升机一边改变方向、一边上升或下降的飞行，在盘旋上升和盘旋下降中，直升机的运动轨迹是一条空间螺旋曲线。盘旋上升和盘旋下降实际上是盘旋和爬升或下降两个动作的组合。

第六章 起飞和着陆

不论是训练,还是执行各种任务,每次飞行都离不开起飞和着陆,起飞和着陆的驾驶技术,是飞行训练的重点和难点科目之一,也是一切飞行驾驶技术的基础。直升机有两类起飞、着陆方式,一类是在悬停基础上进行的起飞、着陆,也叫做按“直升机方式”起飞、着陆;装有机轮的直升机可以同固定翼飞机一样,进行滑跑起飞、着陆,也叫做按“飞机方式”起飞着陆。本章将着重研究直升机的地面滑行、近地飞行、起飞和着陆的操纵原理。

第一节 滑 行

直升机按规定的速度,在地面所作的直线或曲线运动叫滑行,滑行是直升机在地面移位的重要手段。

一、直线滑行

(一) 直线滑行的作用力

如图6—1所示,滑行中作用于直升机上的力有:旋翼气动力(R)、尾桨拉力($T_{尾}$)、直升机的重力(G)、机轮摩擦力($F_{摩}$)、地面反作用力(N)和空气阻力(X)。

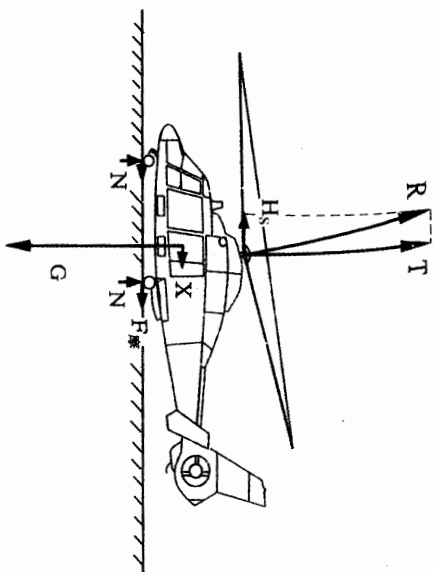


图6—1 直线滑行中的作用力

旋翼气动力(R)又可按旋翼构造轴的方向分解为旋翼拉力 T 、旋翼纵向力 H_s 和旋翼侧向力 S_{so} 。

(二) 直线滑行的操纵原理

滑行时,在松开机轮刹车后,为使旋翼产生大于地面最大静摩擦力的旋翼纵向力 H_s ,首先应适量上提总距杆,增大桨距,并前顶驾驶杆,使锥体向前倾斜。由于桨距增大,旋翼反扭矩也增大,需蹬右舵保持方向平衡。因为滑行中地面对机轮的侧向摩擦力的存在,所需的尾桨拉力与空中飞行相比要小一些。

滑行速度的大小,可以通过前后移动驾驶杆进行调整,向前顶杆速度增大,向中立位置拉杆,速度减小。滑行速度不宜过大,应根据地面情况和需要确定滑行速度。例如,“云

三、风对滑行影响

(一) 侧风对滑行的影响及操纵

在侧风中滑行，风的方向与直升机对称面不平行，机身会产生侧力（Z）并绕重心形成偏转力矩。在侧风作用下，由于桨叶自然挥舞，旋翼锥体将向风去的方向倾斜一个角度，产生倾斜力矩。为平衡此力矩，需要向风来的方向压杆，并向侧风反方向蹬舵。如果倾斜力矩很大，甚至把驾驶杆压到头，直升机还有翻倒趋势时，应立即把总距杆放到底，减小滑行速度。

滑行中，禁止用蹬反舵来修正坡度。例如在右侧风中滑行，受侧风的影响，直升机向左倾斜，如果蹬右舵进行修正，其结果必然是尾桨产生向左的拉力增大，而尾桨拉力的着力点是高于直升机重心的，这个向左的尾桨拉力力矩增量会加剧直升机向左倾斜，甚至使直升机翻倒。

(二) 逆风对滑行的影响及操纵

逆风滑行与无风滑行相比，相对气流速度（等于地速与风速之和）较大，旋翼桨叶因自然挥舞使锥体向后倾斜，旋翼纵向力H减小，所以滑行速度容易小。为保持正常的滑行速度，驾驶杆前推量应比无风时大。逆风滑行，方向稳定性增强，容易保持滑行方向。

(三) 顺风对滑行的影响及操纵

如果顺风风速较大，旋翼锥体将更加向前倾，旋翼纵向力H更大，迫使直升机滑行速度加快。因此，在大顺风中滑行，应适当下放总距杆，还可以适当后拉驾驶杆和使用机轮刹车的方法来控制滑行速度。当机头出现偏转时，原来的顺风变为顺侧风，机身上会产生侧力（Z），并绕重心形成的

雀-III”直升机不得大于50公里/小时，米-8直升机不得大于20公里/小时，米-171直升机不得大于20公里/小时，直-9直升机不得大于40公里/小时，“黑鹰”直升机不得大于30公里/小时。如果地面不平，滑行速度过大可能引起直升机振动。

滑行中，操纵动作要柔和。操纵动作过于粗暴，直升机不仅不会有明显反应，还可能引起“地面共振”，危及安全。

二、滑行转弯

直升机滑行转弯要用较小的速度缓慢地进行，如果转弯速度过大或转得太快，会产生较大的惯性离心力，对于重心位置较高的直升机，可能会翻倒。“云雀-III”和米-8直升机滑行转弯速度不得大于5公里/小时，直-9和“黑鹰”直升机不得大于10公里/小时。滑行转弯时，转弯前应该将总距杆放到底，并柔和地向后拉杆减小旋翼纵向力，必要时，使用机轮刹车，以减小滑行速度。滑行中向后拉杆减速，驾驶杆向后不得超过一定位置，以免旋翼过于后倾打坏尾梁。待速度减小至规定数值后，再柔和地向转弯方向蹬舵，改变尾桨拉力，使直升机产生方向操纵力矩，向预定方向转弯。转弯的快慢，可依机头偏转的快慢来判断，并以此控制转弯半径的大小。在滑行速度一定时，蹬舵量越大，机头偏转越快，转弯半径越小。反之，转弯半径就越大。

在有限的场地内滑行转弯时，飞行员要特别谨慎，以免尾桨或直升机尾部碰到障碍物上。改出转弯时，应根据转弯的快慢，适量提前蹬反舵改出，以便对准预定方向。

力矩,使机头加速偏转。因此,顺风滑行中,直升机的方向稳定作用变差,不易保持滑行方向。

四、滑行中常见偏差及修正

(一) 直升机滑不动,推杆粗暴

原因:刹车未松开、轮挡未去掉,或前轮未摆正,或地面松软有凹陷。

处置:应松开刹车,去掉轮挡。如前轮未摆正,可先向前轮的偏转方向蹬舵,滑出后再修正方向。如地面松软有凹陷,应适当多提总距杆,切不可粗暴推杆,使前轮负荷过大。

(二) 滑行中直升机状态不稳定

原因:地面不平、总距杆过高,或滑行速度大。

处置:应下放总距杆,刹车减速,不可晃杆晃舵。

(三) 滑行转弯时,直升机有翻倒趋势

原因:滑行速度大,或蹬舵量过大,或总距杆过高,或杆位不正。

处置:进入转弯前一定要刹车减速。当直升机有翻倒趋势时,应下放总距杆,刹车减速,并放平舵。

第二节 近地飞行

直升机近地飞行时,飞行高度约为1~10米,飞行速度通常不大于20公里/小时。近地飞行包括前飞、侧飞和后退飞行。直升机的近地飞行属于悬停机动飞行。

一、近地飞行特点

(一) 地面效应的影响显著

直升机近地飞行时,飞行高度一般都在10米以下,小于旋翼直径。此时,直升机在地面效应的影响范围之内,所以在一定功率下,旋翼产生的拉力较远离地面时有所增加。

地面效应对直升机的起飞、着陆会产生良好的影响。在地效范围内,直升机可作超载起飞,以提高其载重能力;直升机在自转着陆时,地面效应可以减少垂直着陆速度。此外,地面效应能增加直升机的稳定性。

(二) 地形、地貌对飞行影响大

近地飞行时,如果遇到突然下凹的地形,地面效应迅速消失,会引起旋翼拉力突然减小,直升机就有掉入凹坑的危险。又如地形起伏不定,地面效应强弱会随地形起伏发生变化,从而引起直升机颠簸,造成操纵上的困难。所以,近地飞行时,一定要注意地形、地貌的变化。

(三) 近地飞行会产生地面涡

在地面效应范围之内,直升机由悬停转入前飞时,一部分旋翼尾流在地面限制下折向前方,并与前方的相对气流会合,在旋翼前部形成地面涡(见图6-2)。随着飞行速度的变化,地面涡的强度以及与旋翼的相对位置也会发生变化,从而引起旋翼的气动特性、俯仰力矩、滚转力矩等改变,使直升机的操纵更加复杂。

二、近地飞行的操纵

(一) 前飞

由悬停转为前飞,应柔和地向前顶杆,使旋翼锥体前倾,

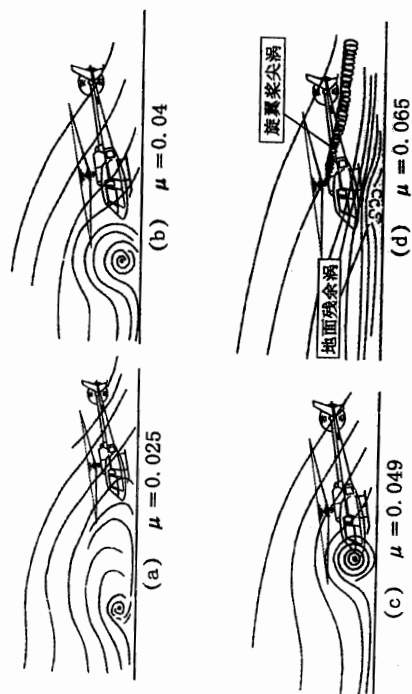


图 6-2 近地飞行时的地面涡

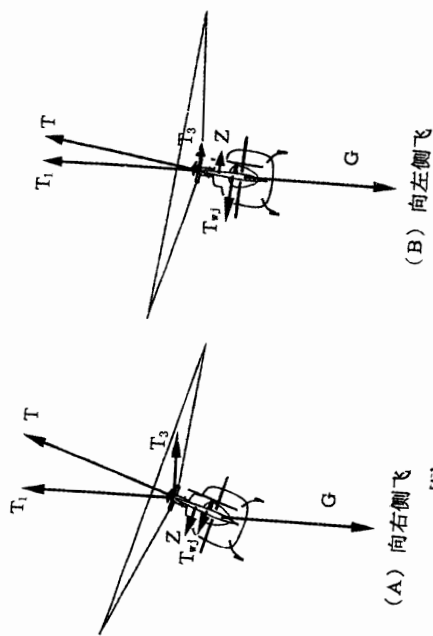
产生向前的纵向力 H_s ，对直升机构成下俯力矩，使直升机俯角增大，形成拉力第二分力 (T_2)，并此力在作用下向前运动。杆、舵、总距杆的操作与平飞操纵原理相同。

由前飞转为悬停，应向后带杆，使旋翼桨盘后倾，减小直升机俯角，从而减小向前的旋翼拉力第二分力 (T_2)。在空气阻力的作用下，前飞速度将逐渐减小。随速度减少，旋翼的诱导阻力功率将增大，旋翼拉力减小，直升机要下降高度。所以，在减速过程中，要逐渐上提总距杆并相应地蹬右舵，以保持飞行高度和方向。

(二) 侧飞

1. 侧飞的作用力

向左和向右侧飞，方向不同，侧向力也不相同。向右侧飞时 (图 6-3A)，旋翼拉力向右的水平分力 (T_3) 大于尾



及时蹬反舵修正。

压杆转入侧飞和蹬反舵保持方向时，都将影响拉力第一分力，并使高度发生变化。右侧飞时，向右压杆，使旋翼拉力向右倾斜，会出现飞行高度降低的趋势；同时，由于蹬左舵，发动机功率重新分配，又出现高度升高的趋势。向左侧飞时，由于向左回杆，旋翼拉力第一分力增大，出现飞行高度升高的趋势；左侧飞蹬右舵，又出现高度降低的趋势。上述左、右侧飞的不同特点，在操纵量过大或不够柔和时，将表现得比较明显。因此，侧飞中要注意动作柔和并随时调整总距杆保持飞行高度。

(三) 后退飞行

1. 后退飞行的特点

在悬停基础上作后退飞行，旋翼拉力分解出向后的第二分力 (T_2)，使直升机向后运动，飞行中还会产生向前的

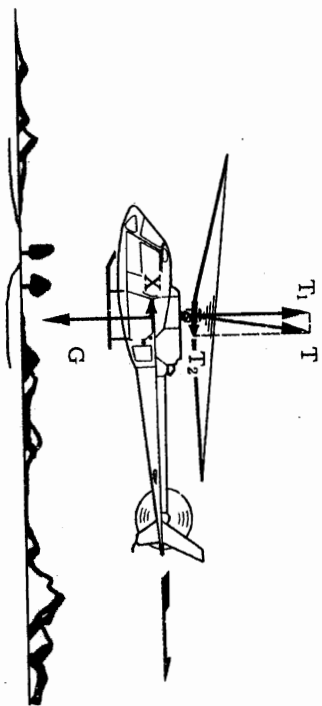


图 6—4 后退飞行中的作用力

阻力 (X)。当纵向力平衡 ($T_2 = X$) 时，直升机将保持等速运动。后退飞行的一个显著特点就是方向不稳定，当受扰动发生方向偏离后，直升机方向将更加偏离 (图 6—4)。

2. 后退飞行的操纵原理

带杆作后退飞行时，因旋翼锥体后倾，机体仰角增大，旋翼拉力的第一分力减小，直升机有下降高度的趋势，需要相应地上提总距杆，保持规定高度。上提总距杆，旋翼反扭矩增大，为保持方向，要适当蹬右舵。

后退飞行机头不宜上仰过高，以防止因拉力第二分力增大过多和第一分力减小过多，使飞行速度过大和高度降低，甚至尾槓擦地。

改出后退飞行，应在达到预定地点前，柔和向前顶杆使锥体稍向前倾，旋翼纵向力指向前方，帮助减速。当后退速度减小至“零”时，应及时拉杆消除向前的纵向力，保持稳定悬停。

由于后退飞行时直升机方向是不稳定的，为了保持方向，要及时地用舵修正方向偏差，用舵勤、舵量小是后退飞行的一个特点。

第三节 起飞

直升机从开始增大旋翼拉力到离开地面，并增速和爬升到一定高度的过程叫起飞。本节主要分析直升机垂直起飞和滑跑起飞的操纵原理。

一、有地效垂直起飞

直升机从垂直离地到 1~3 米高度上悬停，然后保持一定的状态沿预定轨迹增速，并爬升到一定高度的过程，叫有地效垂直起飞（图 6-5）。



图 6-5 有地效垂直起飞过程

（一）垂直起飞的操作原理

作垂直起飞，飞行员应柔和地上提总距杆，使旋翼产生的拉力大于直升机重量，直升机垂直离地。上提总距杆的同时，必须蹬右舵，以保持方向平衡；蹬右舵尾桨拉力增加，将引起直升机向左移位，故需向右压杆，使直升机稍带右坡度，旋翼产生向左右的侧向力 S 。以保持滚转力矩及侧向力的平衡。为消除旋翼拉力在水平面内的纵向分力，还应前后操纵驾驶杆。当直升机离地爬升到接近预定高度时，稳住总距杆，在预定高度保持稳定悬停。

（二）增速爬升的操作原理

开始增速时，应转移视线到正前方 30~50 米处，在悬停基础上柔和向前推杆，使旋翼锥体前倾量增大，拉力纵向分力 H 也逐渐增大，直升机机头下俯，形成预定俯角后，松杆。保持俯角 $8^\circ \sim 10^\circ$ ，直升机在拉力第二分力（ T_2 ）

作用下，前飞速度逐渐增大。由于前飞速度增大，使旋翼尾流相对于水平安定面方向改变，在一定的速度范围内，尾流使水平安定面上产生的负升力增大，对直升机重心构成上仰力矩，使直升机有上仰趋势，飞行员应及时、适当地向前推杆，保持原有的状态和爬升角继续增速。当速度增加时，尾桨效率提高，又可能出现右偏趋势，此时应适当回舵以保持方向。随飞行速度增大，飞行员应将视线逐渐前移。当速度通过“过渡速度”范围时，直升机会出现抖动。

开始向前推杆增速时，由于旋翼锥体前倾，直升机形成俯角，拉力第一分力减小，直升机有降低高度的趋势，故应适量上提总距杆，并蹬右舵和适量向右压杆，随速度增大，直升机的方向稳定性增强，应逐渐回杆、回舵。

到达预定速度（一般在经济速度附近）后，飞行员带杆转入正常爬升，根据地平仪指示保持好直升机姿态，同时调整发动机功率，保持规定的爬升率。

二、滑跑起飞

由于机场标高较高、气温较高、载重量大等原因，而不能进行有地效垂直起飞时，直升机可在平坦坚硬的场地上



图 6-6 滑跑起飞

同固定翼飞机一样，采取地面滑跑增速起飞的方法。

(一) 滑跑起飞的增速过程

滑跑起飞要经过地面滑跑和空中增速两个阶段（如图 6-6 所示）。

从直升机的所需功率曲线图可知，增速阶段随速度增大，所需功率减小，旋翼拉力不断增大。在地面滑跑阶段，旋翼纵向力大于机轮摩擦力和机身阻力，且不断增大，使滑跑速度也不断加快，与此同时，旋翼拉力也不断增大，当其大于直升机重量时，直升机就会离地升空。在 8 米以下，应保持飞行状态，继续增速。达到 8 米高度，可转入稳定爬升。

(二) 滑跑起飞的操纵原理

起飞时向前顶杆并稍提总距杆，使直升机在旋翼纵向力的作用下开始滑跑。在滑跑中，随速度增大，逐渐上提总距杆。随拉力增加，地面摩擦力将逐渐减小，直升机可能出现偏转，应注意用杆、舵进行修正。继续柔和上提总距杆，使主轮稍早于前轮平稳离地。为了充分利用地面效应，应在离地高度 2 米左右再柔和前推驾驶杆，保持直升机增速姿态，以较小的爬升角继续增速。当速度增至接近经济速度时，直升机转入稳定爬升。

应当指出，在地面滑跑过程中，对驾驶杆和总距杆的操纵要柔和，切忌粗暴，防止发生地面共振。

起飞重量较大时，由于剩余功率小，直升机惯性大，滑跑距离和增速距离相应增加，操纵动作要更加柔和。此外，为了尽可能地利用地面效应，在滑跑后段，可以采用前轮单独接地滑跑的姿势。

三、无地效垂直起飞

无地效垂直起飞是指直升机在无地面效应的高度上悬停和增速爬升。这种起飞方法适用于在周围有一定高度的障碍物的小场地上使用。由于无地面效应，直升机起飞的有效载重量减小。此种起飞方法的操纵原理与正常垂直起飞相似，但要求飞行操纵动作应准确柔和，特别是上提总距杆时，驾驶杆和舵的操纵动作更要协调一致。在超越障碍物时，应高出障碍物足够的高度，防止碰撞，以保证安全起飞。

四、最大限度利用地面效应起飞

如果起飞载重量较大，虽然场地净空条件较好，但又不适合滑跑起飞时，为了弥补发动机功率的不足，可采用这种起飞方式。

首先垂直起飞，并在离地约 1~2 米的高度上悬停，检查并确定发动机工作正常后，适当降低高度并柔和地前推驾驶杆，使直升机缓慢地形成俯角，在较大的地面效应范围内进行平飞增速，待前飞速度达到一定数值（接近经济速度）以后，带杆转入爬升。这一运动过程，即为最大限度地利用地面效应起飞。

采用此法起飞增速，操纵原理与正常垂直起飞增速相似。但应注意的是，因直升机的备份功率较小，推杆增速时，应注意离地高度，操纵动作要更加柔和，形成俯角要更缓慢，尽量使增速过程所需的水平距离增长，以便充分利用地面效应增速。如果推杆动作过粗，可能造成直升机下降高度，若上提总距杆的动作过粗，还会使旋翼转速减小，拉力减小，甚至使机轮触地，非但完不成增速过程，反而危及飞行安全。

五、影响起飞载重量的主要因素

(一) 机场标高和空气温度

起飞场地的标高、气温高，则空气密度小，发动机功率降低，同时，单位时间内流过旋翼的空气重量减小，旋翼效能降低。因此，起飞最大载重量要减小。

(二) 风速和风向

逆风起飞，旋翼相对气流速度增大，单位时间内流过旋翼的空气重量增加，旋翼产生的拉力大，则起飞载重量增大；顺风起飞，为了避免尾桨打地，悬停高度较高，地面效应减弱，所以载重量将减小。

顺风或逆侧风起飞，为了保持直升机的平衡和运动轨迹，需要向风来的方向压杆，因而会对起飞载重量产生不同程度的影响，同时，操纵动作也变得更加复杂困难。因此，载重起飞要在逆风中进行。

影响起飞载重量的因素还有：地面效应、场地面积和周围障碍物高度、发动机和旋翼的维护质量、飞行员的操纵熟练程度等等。起飞前，要综合考虑上述因素，并根据具体情况认真计算起飞载重量，作到心中有数，确保顺利完成起飞。

六、起飞中常见的偏差及修正

(一) 垂直起飞及悬停中的偏差

直升机起飞最常用方式是有地效垂直起飞。从直升机离地到垂直上升至一定高度悬停，是垂直起飞的第一个阶段，这个阶段完成的好坏，直接影响直升机的起飞过程。关于这一个阶段的常见偏差，在本书的第三章已有叙述，请参看有关内容。

(二) 增速中直升机接地

原因：悬停时未认真检查发动机状态，发动机带故障或剩余功率不足；或开始增速时高度低，推杆粗、俯角大、上提总距不及时。

处置：原则上，发现直升机开始下沉时，应及时上提总距杆。当上提总距杆仍不能制止时，要分为两种情况处置。第一种情况：如果直升机载重量大，增速俯角大，并且下沉缓慢，离地高度又较高时，可以略向后松杆，减小俯角，使直升机继续增速，随速度增大，旋翼拉力增大，会逐渐克服下沉趋势，继续完成起飞。第二种情况：当直升机下沉快，有可能接地时，应向后带杆，使直升机上仰并略带仰角，并迅速用驾驶杆和舵消除坡度和侧滑，使直升机平稳接地。接地后下放总距杆，适时刹车减速。

(三) 增速中俯角过大或过小，方向偏转或带侧滑

原因：飞行员注意力分配不当，发现偏差晚，修正动作不准确。

处置：在增速阶段，飞行员注意力分配应根据侧重点不同及时转移。直升机开始移动后，主要是检查高度，防止下沉；随速度增大，视线逐渐前移，及时发现倾斜和抬头趋势，并适时修正。然后视线进一步前移，保持好俯角和方向。

第四节 着陆

直升机从一定高度下滑、消速并降落于地面直到停止的过程叫做着陆。本节主要分析直升机垂直着陆和滑跑着陆的

操纵原理及下滑消速的操纵规律。

一、下滑消速的操纵规律

直升机向预定地点降落，要经过下滑消速过程，通过下滑降低高度，通过消速减小速度。直升机一边下降高度一边减小速度的过程叫下滑消速。

直升机的下滑消速是一个过渡飞行阶段。由于飞行状态的变化，作用于直升机上的力和力矩也不断变化，操纵动作比较复杂。为了便于分析，可把消速过程分为两个阶段，参见图 6—7。

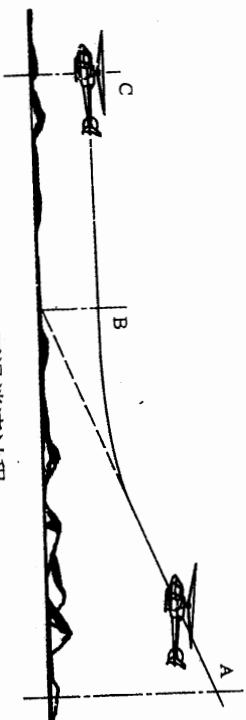


图 6—7 下滑消速过程

A 点为消速时机，A B 段要求飞行员向后带杆，旋翼锥体后倾，增大直升机仰角，使向后的拉力第二分力 (T_2) 增大，此时 $T_2 + X > G_2$ ，直升机减速。在 A 点到 B 点过程中，飞行员应根据水平距离、下滑速度和风向、风速等因素，调整带杆、稳杆量。随速度减小，接近 B 点时要逐渐向前迎杆。在 B 点以后的近地飞行中，应逐渐向前推杆和稳杆。接近预定地点 C 时，调整速度使其减小至规定速度（垂直着陆

速度为零；滑跑着陆速度按各机型规定）。

在下滑消速过程中，由于前飞速度减小，所需功率增大，飞行员要根据高度变化，及时上提总距杆。在通过 B 点以后的飞行中，因前飞速度仍在继续减小，总距杆上提量逐渐加大。垂直着陆中，当前飞速度减至零时，对应的总距杆位置最高。

为保持预定轨迹，整个过程中，蹬舵量随总距杆操纵而变化。上提总距杆，要相应增大右舵量，而右舵量增大，又会破坏直升机的侧向平衡，因此，随速度减小，还应不断增加向右的压杆量。

二、有地效垂直着陆

直升机经过下滑、消速，在预定地点上空的地效范围内进行短时间悬停后，再垂直下降接地的着陆方法叫有地效垂直着陆（见图 6—8）。这种着陆方式的悬停是在地效范围

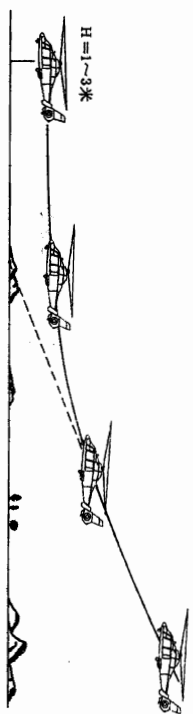


图 6—8 有地效垂直着陆

内完成的，因此可以充分利用地面效应，减小所需功率，同时操纵也比较容易。

垂直着陆是在悬停基础上进行的，在整个下降过程中，

飞行员应把注意力主要放在保持直升机状态上。其操纵原理与垂直下降基本相似，所不同的是，随着高度降低，由于地面效应影响，下降率要减小，应适当下放总距杆。在离地0.5米以下，应以不大于0.25米/秒的下降率下降接地。

三、滑跑着陆

直升机经过下滑消速，以一定的前飞速度在预定地点接地滑跑直到停止的过程叫滑跑着陆（图6-9）。



图6-9 滑跑着陆

滑跑着陆时的下滑消速与垂直着陆时的操纵规律基本相同。但因滑跑着陆在接地时具有一定的速度（米-8直升机40~50公里/小时，直-9直升机70~90公里/小时），所以要求下滑线稍低，消速时机稍晚，下滑点也要靠后一些，操纵动作要准确，并保持好下滑方向。

当速度减小到一定数值时，应及时向前顶杆，使直升机带较小的仰角缓慢消速，这样所需功率增加缓慢。随前飞速度减小，需上提总距杆，由于旋翼反扭矩也随之增加，故应及时用舵保持方向平衡。接近地面过程中，应不断上提总距杆控制下降率，使其越来越小，同时注意用驾驶杆保持好着

陆姿态。

接地后应迅速柔和地把总距杆放到底，避免跳动和摇晃。随旋翼反扭矩减小，要注意用舵保持方向。滑跑中，空气阻力和地面摩擦力使直升机减速，一般情况下，还应使用机轮刹车，缩短滑跑距离。

滑跑着陆中容易出现偏差有：接地速度大，滑跑中易受地面不平等外界条件干扰，使直升机姿态不稳，机体摇晃，甚至产生地面共振。如果向后后拉杆多，旋翼锥体过于后倾，会使直升机尾槓打地。带侧滑接地或用舵修正偏差时动作粗暴，直升机在侧向力作用下会出现倾斜，甚至翻倒。

四、特殊情况下的着陆

特殊情况下着陆包括，在泥泞地面上（耕地、深雪、沼泽地）和深草中着陆、在灰尘地面或新雪层上着陆、在周围有障碍物（树木、楼房等）的场地着陆、飞行中由于发动机故障在场外着陆等几种情况。

（一）在泥泞场地上着陆

在泥泞地上着陆和在坚固场地上着陆，其下滑、消速和悬停同一般着陆完全一样，只是接地有些差别。

有风时，必须严格遵守准确地对准风这一着陆条件。着陆前，应特别仔细地观察着陆场的地面情况，不要使起落架单一机轮陷入坑内或垄沟里，这样会使直升机翻倒。接地时一定要保持垂直，直升机不应带有任何移动，尤其是向侧方移动，操纵上应果断沉着。当在生疏的场地上，看不清的不平坦的地面，如深草中着陆时，接地时的动作要柔和，接地后不应立即下放总距杆，以便直升机出现倾斜时能够迅速离

开地面，而另外选择场地着陆。在泥泞地上着陆后不允许滑行，因为试探性的滑行都免不了使直升机翻倒。必要时，直升机应在 2~5 米高度上用贴近地面飞行的方法进行移位。

(二) 在扬尘或吹雪场地上着陆

在有灰尘的地面上或在新的下雪层上着陆时，因受旋翼尾流吹起的灰尘和雪片的影响，使得直升机周围一片迷朦；直升机附近的能见度变得很坏，飞行员无法判断直升机在空中的状态。在此情况下，直升机可用无地效悬停着陆的方法，也可采用高下滑线无悬停直接着陆的方法。采用无地效悬停着陆方法时，接地前悬停高度应比正常高，一般保持 10~12 米高度，而且要确实对正风向。直升机一方面保持此高度，一方面向前、后、左、右移动吹掉着陆地点四周的灰尘或雪层。

(三) 在周围有障碍物的场地上着陆

在周围有很高的树木或建筑物的场地上着陆，应采用无地效垂直着陆的方法。进入场地时应切实对准风向，其越障高度应超过场地四周障碍物 10 米。有风时在此种场地上进

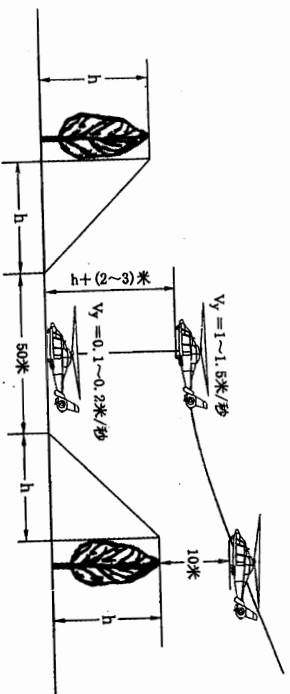


图 6—10 在周围有障碍物的场地上着陆

行着陆更为复杂，当风速变化或场地上空出现下降气流时，不容易保持着陆状态，着陆时要格外谨慎。炎热季节在上述场地着陆时，直升机飞行重量应小于最大飞行重量，这一点尤为重要（见图 6—10）。

对于发动机故障（包括全发停车、单发停车）情况下的着陆，将在本教材第八章中讨论。

必须指出，着陆目测是着陆过程中的一个重要环节，但它属于飞行技能的范畴，而且各机型的目测方法有一定差别，本书不对此问题进行分析，有关内容请依照各机型《飞行员驾驶守则》的规定。

五、消速、着陆中常见偏差及修正

(一) 下滑线起伏，消速不均匀

原因：发现偏差后，总距杆的修正量和驾驶杆的修正量过大。

处置：五边下滑中，总距杆、驾驶杆要有“基本”位置，直升机要有“基本”姿态，修正偏差时，修正量不应很大，不要偏离“基本”杆位和“基本”姿态过多，否则，必然造成修正过量，下滑线起伏和消速不均匀。

(二) 接近着陆点时，直升机以大仰角、大下降率接近地面。

原因：在消速后段，飞行员判断不准，怕冲过着陆点，拉杆量过大。

处置：当直升机仰角过大时，应立即推杆修正，并上提总距制止下沉，同时蹬舵保持方向，待直升机状态稳定后，再做进一步处置。

(三) 直升机冲过着陆点

原因：飞行员目测不准，减速阶段操纵不当。

处置：应稳住直升机状态，继续减速并控制好高度，转入悬停后，再飞回着陆点上空。

(四) 滑跑着陆中直升机跳动

原因：接地瞬间上提总距杆或没有稳住驾驶杆。

处置：飞行员在接地前顶杆形成着陆姿态后，不应再有带杆动作，一般情况下也不应上提总距杆，如果下降率确实偏大，应该在接地前上提总距杆并稳住驾驶杆，切忌边接地边上提总距杆。

第七章 直升机的振动

直升机有很多旋转部件，如发动机、传动系统、旋翼和尾桨等。它们在运转时都将产生交变载荷，成为直升机的振源。因此，直升机在飞行中会发生各种形式的振动，即使在地面，只要发动机或旋翼工作，直升机也会振动。振动轻微时，对飞行影响不大，若振动过大，不仅会使飞行员疲劳，影响飞行操纵，还迫使直升机体结构承受重复载荷，提前疲劳损坏。某些强烈振动，甚至可能会使直升机在短时间内容损坏，危及安全，如“地面共振”、桨叶颤振等。

本章先介绍振动的基本知识，进而分析几种典型振动的产生原因、性质和影响因素，说明减振装置的工作原理，以及飞行中如何判断和处置。

第一节 振动的基本知识

物体在一定位置附近的往复运动叫振动。振动的实例在生活中随处可见，我们把能够振动的整个系统，叫振动系统。

一个振动系统至少由两个部分组成，一个是弹性部分，另一个是质量部分，两部分缺一不可。图 7-1 中弹簧和重块 M 组成一个振动系统，其中的弹簧，在振动中提供弹性力，

为弹性部分；重块在振动中提供惯性力，为质量部分。有些振动系统弹性部分和惯性部分不能严格分开，如夹在虎钳上的锯条，锯条既是弹性部分又是质量部分，这种系统的振动常常叫弹性体的振动。

直升机存在着各种振动系统：发动机和减震垫组成一个振动系统，仪表板和减震垫也构成一个振动系统，发动机和仪表板提供质量，减震垫提供弹性。桨叶是一个弹性体振动系统，质量和弹性都由桨叶提供，机体结构又是一个振动系统，其振动也属于弹性体的振动。

描述振动的参数主要有振幅、周期和频率。

一个振动系统在外力作用下离开平衡位置以后，当外力不再继续作用，而任其自行振动，这种振动叫做自由振动。自由振动的频率，叫自振频率，其大小取决于系统的弹性、质量和固定情况，而与外力无关。自由振动都是减幅振动。振动系统在周期性外力作用下产生的振动，叫做强迫振动。这个周期性外力，叫做激振力。例如发动机和直升机旋翼工作时产生的周期性不平衡力使机身产生的振动，即属于强迫振动。直升机的振动大部分都属于强迫振动。强迫振动的频率与外力频率相等，与系统的自振频率无关。其振幅

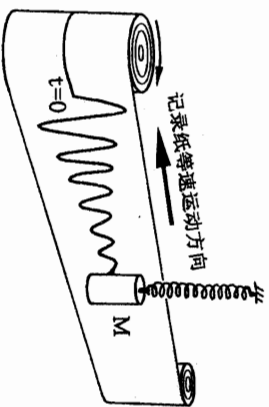


图 7-1 振动系统

的大小与外力频率同自振频率的接近程度有关，这两个频率越接近，振幅就越大。当外力频率很接近或等于自振频率时，振幅就会成倍地增大，这种现象叫“共振”。

自激振动就是振动系统在某一外力作用下以后，所引起的振动能够不断地产生维持自身继续振动的激振力，从而形成一种等幅或增幅振动。自激振动与自由振动不同，在自由振动中，初始干扰后没有激振力，只有阻尼力，振幅越来越小，而自激振动则在初始干扰后不断产生激振力，振幅保持不变或增大。自激振动与强迫振动也不同，强迫振动的激振力不受振动系统的影响，而自激振动的激振力是受振动系统运动所控制的。在直升机运动中，“地面共振”和桨叶颤振属于自激振动。

第二节 直升机的强迫振动

直升机的振源较多，主要有旋翼、尾桨和发动机。由于旋翼和尾桨在前飞中受不对称气流作用，或在使用、维护中造成质量、气动力不平衡，都会引起振动。发动机由于其工作特性或装配调整的原因，也会引起振动。这些振动都属于强迫振动，其中有些是直升机所固有的，有些则与飞行状态有关。

一、直升机的主要振源

直升机的振源分为外部振源和内部振源。激振力包括周期性激振力、瞬间激振力和随机过程的激振力，本章只研

究周期性激振力。

(一) 外部环境引起的激振力

1. 旋翼及尾桨交变气动环境引起的激振力

在直升飞机具有水平速度(前飞、后飞、侧飞)或者在水平风作用下对地悬停时,旋翼桨叶是在每转变化一次的气动环境中工作的,因而在桨叶上产生频率为旋翼转速 Ω 的整数倍 1Ω 、 2Ω 、 3Ω ……的持续的气动激振力。

除此之外,机体的外形往往不是轴对称的,由于机体对旋翼尾流的阻塞作用,也会形成旋翼桨叶每转变化一次的气动环境,从而产生交变气动激振力。

旋翼桨叶在这个气动激振力作用下产生刚体挥舞、摆振运动以及弹性振动,各片桨叶的气动力和惯性力,往往是直升飞机机体最主要的振源。

尾桨情况也相似,只是其激振力要比旋翼小得多。

2. 滑行时地面作用的激振力

主要指直升机滑行时由于地面凹凸不平的作用而引起的激振力。

(二) 内部环境引起的激振力

1. 旋转部件质量、气动以及机械不平衡引起的激振力

这类激振力包括旋翼(及尾桨)气动及质量不平衡所引起的激振力,发动机、传动轴等旋转部件质量不平衡引起的激振力。这些激振力的频率等于相应的转速。除此之外,由于齿轮啮合等机械因素也会引起激振力。

2. 旋翼尾流作用于其他部件引起的激振力

主要指旋翼尾流中周期性成分作用于机体、尾梁、平尾、

垂尾以及尾桨上引起的激振力。

3. 机体结构振动对其他部件的激振

机体结构及支持于其上的其他部件是一个完整的振动系统。但如其他部件连同其支持系统这样一个子系统的固有频率与激振力的频率相差较大,则可将其他部件的振动视作基础激振来处理,机体振动也就是其他部件的振源——平台环境。

4. 发动机的激振力

涡轮轴发动机的激振力主要来自转子的质量不平衡。由于质量不平衡,转子将产生交变的惯性离心力,这个惯性离心力可以充当激振力。

二、机体的振动响应

在直升机的各种振源中,旋翼产生的激振力最大,或者说全机振动对旋翼的交变载荷最为敏感。旋翼的交变载荷通过桨毂和操纵系统两个途径传递给直升机,其中通过桨毂的传递途径是主要的。旋翼的总空气动力可以分解为垂直于桨毂平面的拉力 T 和桨毂平面内的纵向力 H_s 、侧向力 S_s ,它们都是频率为 Ω 、 2Ω 、 3Ω ……的谐波力。理论和实践都证明,对于拉力 T 来说,只有是桨叶片数整数倍的谐波力项 $mk\Omega$ 传递给机身($m=1, 2, 3\cdots$),其余谐波力项在桨毂上相互平衡。如对四片桨叶的旋翼,只有 4Ω 、 8Ω 、 12Ω ……的拉力 T 通过桨毂传给机身,并通过桨毂对机身构成力矩。同理,桨叶作用到桨毂上的纵向力 H_s 和侧向力 S_s 及其产生的力矩的各阶谐波,只有当谐波频率为 $(mk \pm 1\Omega)$ 时,才传到机体上去,其余谐波项在桨毂上被相互抵消。从这个

意义上讲,若把旋翼看成一个“激振器”,则桨毂实质上起到“滤波器”的作用,通过它滤掉了某些阶次谐波的力。

当然,除了旋翼激振力通过桨毂传递给机身外,其他振源也通过各种途径将激振力传递给机身。

机体作为一个振动系统,在周期性激振力的作用下产生振动,其振动频率应等于激振力频率,其振型主要有前后、上下、左右、俯仰、偏转和滚转六种,直升机具体以哪种振型响应,是由激振力和机体结构共同决定的。

如果直升机的自振频率同激振力频率相近或重合时,就会发生共振,为了避免共振的发生,通常在设计中将直升机的自振频率与激振力的频率保持较大差距。

三、同飞行状态有关的两种振动

飞行中,直升机在某些飞行状态下也会发生一些明显的

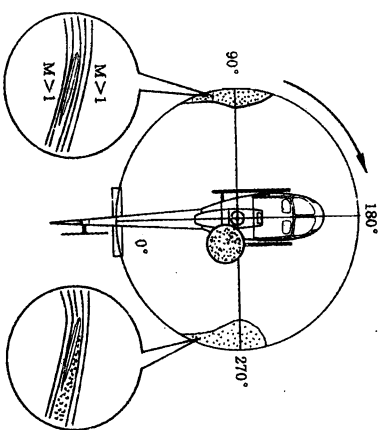


图 7—2 大速度飞行中的振动原因

振动,如在接近最大允许速度飞行时产生的振动,在起飞增速和着陆消速阶段,会产生“过渡速度”振动,这些都是由于激振力增大造成的,都与飞行状态有关系。

(一) 飞行速度过大时的振动

飞行速度越大,旋翼相对气流不对称性

越严重,其挥舞和摆振运动就会相应地加大。处于 270° 方位附近的桨叶,由于向下挥舞速度较大,桨尖部分迎角将有可能超过临界迎角发生气流分离。在飞行速度过大的情况下,气流分离区会明显扩大(图 7—2)。桨叶发生气流分离后,阻力系数急剧增大,而升力系数减小。此外,在后行桨叶区域内的“返流区”也会显著扩展,位于“返流区”里的桨叶升力显著减小。

以过大的速度前飞,前行桨叶的桨尖部分会因为速度过大而接近音速,由于空气压缩性的影响,在桨尖部分会出现局部超音速区和局部激波,致使前行桨叶桨尖附近产生很大的波阻。

综合上述两个原因,在大速度飞行时,旋翼桨叶每转过一圈其空气动力要发生剧烈变化,而使交变载荷增大,这个显著增大的交变载荷通过桨毂传递到机身上,会引起直升机的强烈振动。

(二) “过渡速度”的振动

直升机在起飞增速和着陆消速阶段,在某一速度范围,会出现明显的振动现象,这个振动的速度范围,习惯称为“过渡速度”。直升机在过渡速度的振动,实质上是一种强迫振动,是由于旋翼的激振力增大引起的。原因主要有三个:

1. 桨涡干涉的作用

旋翼同机翼相似,桨叶产生拉力时,在桨叶的桨尖和桨根处也有涡流存在,特别是桨尖部分的涡流,对气动力影响更大。旋翼各种工作状态和翼尖涡(桨叶尾涡)轨迹,如图 7—3 所示。每片桨叶的尾涡大致是一条螺旋线,其形状以及相对于旋转平面的位置,同旋翼的转速、飞行速度、旋翼

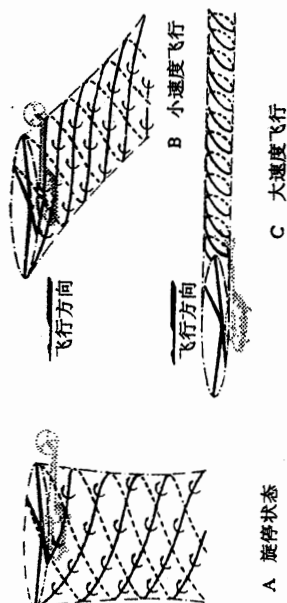


图 7-3 不同飞行状态下的旋翼涡系

诱导速度三个因素有关。

当某一桨叶的尾涡与后随桨叶相交，或从后随桨叶附近通过时，后随桨叶切面由于受涡流作用，将改变桨叶上下表面的气流速度，从而引起后随叶升力突变。这种尾涡与后随桨叶的干涉作用叫桨涡干涉。如图 7-4 所示。每当桨叶与涡流干涉的瞬间，桨叶的拉力会发生一次突变，这样，桨叶拉力就会发生周期性变化。这种脉动的升力会通过桨毂传至机体，引起直升机的振动。实践证明，当旋翼迎角在 $\pm 10^\circ$ 左右时，桨叶翼尖涡较强，而且，其螺旋线最容易同后随桨叶相交，发生干涉。这一时机，一般对应应在着陆减速和起飞增速阶段。

2. 旋翼尾流对其他气动部件的干扰

在起飞增速和下滑减速过程中，旋翼桨盘要显著前倾和后倾，其旋翼尾流也随之改变方向。旋翼尾流对其它气动部件，如尾梁、平尾、短翼的作用改变，使这些气动部件的气动力随之变化，附加的气动力对重心构成力矩，引起直升

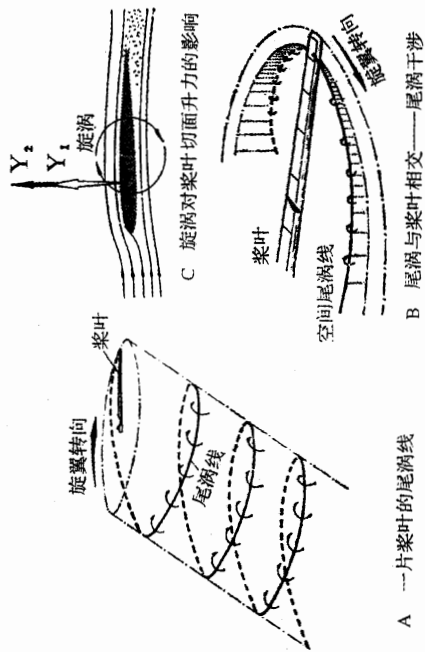


图 7-4 桨涡干涉



图 7-5 起飞中桨涡对平尾的干扰

机状态变化，尾流中的周期脉动成分，则会引起直升机振动。例如，起飞过程中，开始在悬停状态，平尾位于旋翼尾流区之外，飞行员前推驾驶杆后，旋翼尾流向后倾斜，作用到平尾上，一方面使平尾产生很大的负迎角和负升力，使直升机上仰；另一方面尾流中的脉动成分作用到平尾、尾梁上，使直升机产生振动。(见图 7-5)。当然，旋翼尾流对其他部件气动干扰的强弱，同直升机气动布局有着直接的关系。

3. 地面涡对直升机的干扰

如图 7—6 所示, 直升机在悬停时, 旋翼尾流受到地面限制, 要向四周扩散, 当直升机获得不大的前飞速度后, 在

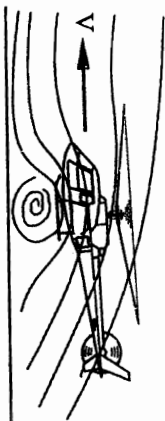


图 7—6 地面涡的干扰

直升机前方的地面上会形成地面涡。随着直升机前飞速度增大, 地面涡增强, 距直升机的距离缩短, 当直升机的前飞速度再进一步增大, 地面涡会钻到机身下方, 并且破碎。由于地面涡中心为一显著低压区, 这样直升机会产生低头力矩, 地面涡中的脉动成分则会引起直升机的振动。需要指出的是, 地面涡对机身的干扰作用完全取决于机身的离地高度, 在地面效应范围之外, 地面涡的影响是不存在的。

四、维护不良和调整不当引起的振动

这类振动是由于维护不良或调整不当, 造成旋翼、尾桨或发动机工作不正常, 使振动增大引起的, 这些振动属于振动故障, 必须认真加以排除。

(一) 各片桨叶拉力不相等引起的振动

因为维护不良造成桨叶变形、表面损伤、桨叶变距连杆调整不当、桨叶安装角不一致等原因, 可能造成几片桨叶的拉力不相等, 它们对水平关节所形成的力矩就不一样, 各桨叶的锥角也不一样, 出现所谓“不同锥”的现象。

旋翼锥体混乱会产生激振力, 使直升机出现像摇筛子一样的抵频摇晃, 转速和桨距越大, 由此产生的激振力越强, 振动就越严重。

对于这种振动, 一般可以通过调整桨叶变距连杆长度改变桨叶安装角, 或通过调整桨叶后缘调整片改变桨叶的扭转力矩, 从而改变桨叶迎角的方法来消除。

(二) 各片桨叶的惯性离心力不平衡引起的振动

若旋翼在制造时重量和重心平衡不好, 或在使用、维护过程中桨叶重量或重心位置发生变化, 都会造成旋翼重心偏离旋转轴, 或各片桨叶的重心不在同一平面内, 转动时会产生不平衡的惯性离心力或力矩, 引起直升机的振动。由于不平衡的惯性离心力和力矩的频率等于旋翼转速, 因而直升机的振动通常表现为低频摇晃, 并且这种摇晃会随着转速的增大而增大、变快。但改变桨距时由于不平衡的惯性离心力和力矩变化不大, 故摇晃不致加大。对于这种振动, 在外场一般不易排除, 应进行静平衡检查, 并重新调整平衡。

(三) 装配、调整不当所引起的振动

旋翼装配或调整不当, 如变距连杆的各连接接头间隙过大, 桨毂各关节轴承太紧或润滑不良等, 都会引起桨叶空气动力的变化而产生激振力, 造成直升机的振动。这类振动一般不像前两种振动那样有规律和连续性, 往往是间断性或脉冲性的抖动, 并且一般振幅较小, 有时会感到如同撞击后出现的振动。

(四) 发动机涡轮转子不平衡造成振动

涡轮轴发动机的涡轮转子由于使用和维护中造成其质量不平衡或装配间隙大, 发动机工作时会产生不平衡的惯性离

心力和力矩,引起直升机的振动。这种振动的频率取决于发动机的转速,与因旋翼引起的振动相比,振动频率较高,飞行员坐在座椅上有“发麻”的感觉。

第三节 直升机的自激振动

直升机在地面开车和空中飞行时,都有可能产生自激振动。自激振动的激励力由振动系统内部产生,直升机的自激振动,往往会形成一种等幅或增幅振动,对直升机安全危害较大。本节分析桨叶颤振和“地面共振”两种自激振动的产生机理和防止、改出措施。

一、桨叶颤振

(一) 铰接式旋翼的桨叶颤振

1. 现象及危害

桨叶颤振是指桨叶在受外界初始干扰后,引起桨叶在原平衡位置附近的挥舞、扭转振动。在一定条件下,这种振动的振幅会变得越来越大,致使旋翼锥体混乱,机身摇晃,仪表板模糊不清,并可听到旋翼发出的“呼呼”的声音,全机和操纵系统振动加剧,操纵困难,处置不当会危及飞行安全。

2. 桨叶颤振的产生机理和物理本质

桨叶在稳定旋转时,具有惯性离心力,此力迫使桨叶回到原来的平衡位置,它同桨叶的弹性力一同起恢复力的作

用。桨叶在上下挥舞过程中还受到惯性力作用,惯性力和恢复力就构成了挥舞平面内的弯曲振动系统。同时,由于桨叶对变距轴有转动惯量,且操纵系统有弹性,桨叶对轴向关节就构成一个扭转振动系统。(见图 7-7)。

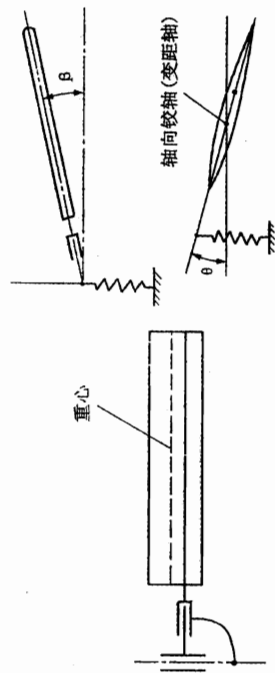


图 7-7 弯曲振动系统和扭转振动系统

惯性力与惯性离心力作用于桨叶的重心之上,而弹性力则作用于变距轴上,如果桨叶重心与变距轴不重合(一般重心位于变距轴之后),弯曲振动系统与扭转振动系统将发生不良耦合,弯曲振动引起扭转振动,扭转振动又会加剧弯曲振动。

例如,在桨叶扭转过程中,桨叶迎角随之变化,当迎角减小时,桨叶产生负的附加升力,力图使桨叶向下挥舞。桨叶向下挥舞过程中,如果桨叶受到向上的惯性离心力大于向下的惯性力,则对桨叶变距轴形成下俯力矩,使桨叶迎角更为减小,进一步产生负的附加升力,其对桨叶变距轴形成新的下俯力矩,促使桨叶迎角进一步减小。在桨叶向上挥舞过程中,如果向上的惯性离心力大于向下的惯性力,则对变

距轴形成上仰力矩,使桨叶迎角增大,进而产生正的附加升力,桨叶迎角进一步增大,如此循环往复,就产生了挥舞——扭转的不良耦合,形成桨叶颤振。

桨叶颤振的物理本质是扭转——挥舞耦合的气动、弹性不稳定。在桨叶颤振过程中,由扭转振动引起的附加升力总是激振力。

理论和实践都证明,桨叶颤振的发生与否同旋翼转速有很大关系,旋翼转速越大,桨叶受到的惯性离心力也越大;旋翼转速越小,桨叶受到的惯性离心力也越小。在临界转速范围内,不会发生桨叶颤振。

桨叶颤振的发生还与桨叶重心同桨叶变距轴的相关位置有关,当桨叶重心位于变距轴之前或位于变距轴上时,不会发生桨叶颤振。只有当桨叶重心位于变距轴之后,且有足够距离时,才有可能发生桨叶颤振。

3. 在构造、维护和使用中,防止桨叶颤振的措施

(1) 构造方面

要防止桨叶颤振,就要设法提高桨叶的临界转速和临界速度。构造上要尽可能使桨叶重心前移与变距轴接近。为使桨叶重心尽可能地靠前,常采用加装前缘配重条和减轻桨叶后缘重量等措施。

(2) 维护和使用方面

维护中如果措施不当,使桨叶重心后移。如桨叶后段件吸水过多,或者旋翼作较大的修补时,桨叶后缘增加重量,也会造成桨叶颤振。所以维护中要考虑这些因素的影响,防止桨叶重心后移过多。

飞行中,如果判明发生桨叶颤振,应立即减小旋翼总

距和转速,并带杆减小飞行速度,寻找适当地降落。

(二) 无铰旋翼的气动弹性稳定性问题

无铰旋翼具有结构简单、操纵性好、维修方便、疲劳寿命高、成本低等特点,在直升机上得到广泛使用。无铰旋翼除了可能发生颤振(变距——挥舞耦合的气动弹性不稳定)之外,还可能发生铰接式旋翼从不发生的,桨叶挥舞——摆振、挥舞——摆振——变距耦合的气动弹性不稳定和旋翼与机体的气动——机械不稳定等问题。

铰接式旋翼挥舞——摆振耦合量较小,又有较大的摆振阻尼,一般不会发生挥舞——摆振耦合的气动弹性不稳定,而无铰旋翼桨叶运动时,桨叶挥舞——摆振耦合量较大,摆振阻尼较小,有可能发生挥舞——摆振为主的模态不稳定,并且还存在着变距——挥舞和变距——摆振两个方面的不良耦合,它们对无铰旋翼桨叶的气动弹性稳定性有很大的影响。

无铰放翼的这些气动弹性不稳定现象,同前面分析的桨叶颤振一样,都会使旋翼锥体混乱,旋翼的气动特性显著变差,并引直升机和操纵系统的振动,影响飞行操纵甚至威胁飞行安全。基本的处置方法也是应立即减小旋翼总距和转速,并带杆减小飞行速度,寻找适当地降落。

二、地面共振

“地面共振”是直升机在地面试车、滑行、垂直起落和滑跑起落过程中,受到一定的初始干扰之后,突然发生摇晃,振动迅速增大的一种强烈振动现象。“地面共振”属于自激振动,发生“地面共振”时,常常明显地感到横向振动迅速扩大,往往在很短时间内,导致机体倾覆、旋翼打地,

造成严重事故。

(一) 地面共振的产生机理

直升机发生地面共振的内因是存在着两个相互关联的振动系统，一个是桨叶绕垂直关节的摆动运动，称为第一振动系统；一个是机身在起落架上的振动，称为第二振动系统。机身在起落架上的振动共有六个振动形态，即上下、偏转、左右、俯仰、前后、横侧，除上下振型外，其它五种振型在“地面共振”中都可能发生。

直升机发生“地面共振”的外因是直升机受到某种初始干扰。例如，在大侧风中滑行，操纵动作粗暴，在不平地面上滑跑颠簸，滑行速度过大等等，都可能引发“地面共振”。

桨叶在上述外界干扰力的作用下，将发生摆动运动，而各桨叶摆动不可能均匀，即各片桨叶的摆振角相等，旋翼重心就偏离了桨毂中心，产生不平衡的惯性离心力。此力的方向不断变化，作为第二系统的激振力，引起直升机在起落架上发生振动（图 7-8）。

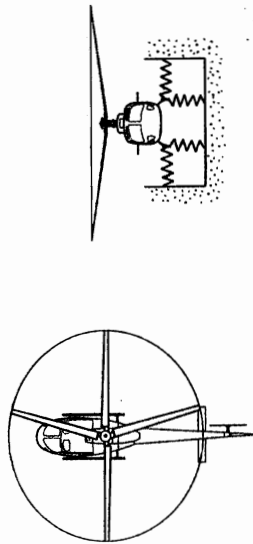


图 7-8 地面共振的产生机理

在某种情况下，激振力的频率同机身某一振型的自振频率相同或相近时，如果振动阻尼又比较小，摆振与机身振动发生不良耦合，相互加剧，激振力受到振动系统本身的控制，一次比一次强，振幅一次比一次大，机身的振动也就越来越剧烈，这样就形成了“地面共振”（见图 7-9）。

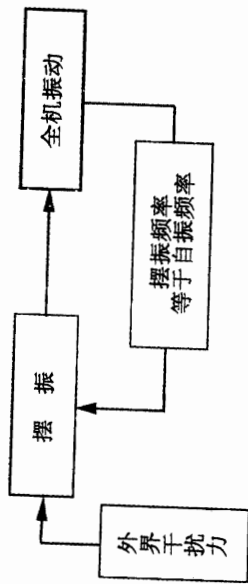


图 7-9 地面共振的过程

通常“地面共振”以横侧振型出现的较多。需要指出的是，有些飞行员认为无铰旋翼直升机不会发生“地面共振”，这种认识是错误的。无铰旋翼的摆振刚硬型不会发生“地面共振”，但是摆振柔软型的直升机，同铰接式旋翼的直升机一样，存在着桨叶的摆动运动，所以同样有发生“地面共振”的可能。

如果第一振动系统产生的激振力频率同第二系统的自振频率相差大，或者阻尼较大，则激振力一次比一次弱，振幅一次比一次小，不会发生“地面共振”。

(二) 如何避免“地面共振”

避免“地面共振”的根本方法就是避开或减弱产生“地

面共振”的内因和外因。

1. 起落架缓冲器充填量和轮胎的冲气压力符合规定要求，左右起落架的充填量应对称。

2. 应尽量避免直升机受到过大外界干扰力的作用。为此，着陆动作要柔和，不宜作距离过长的滑行，不宜在坎坷不平的地面上滑行，机上装载物要固定牢靠。

3. 滑行和起飞、着陆中，滑跑速度不要超过规定数值。

(三) 发生“地面共振”的处置

1. 一般情况下，如果确认“地面共振”已经发生，应迅速将总距杆放到底，并蹬左舵保持方向，刹车停止滑行，以消除产生共振的内因。如果采取上述措施，振动仍不明显降低，应立即关闭发动机切断共振能源，则振动会自动消除。

2. 如果在着陆陆刚接地或起飞将要落地时发生地面共振，根据标高、温度、湿度、载重等情况确认直升机有可能迅速落地，可立即上提总距杆，使直升机迅速落地，地面共振可自行消除。

第四节 直升机的减振措施

直升机在飞行时，旋翼处在不对称流场中，由交变的气动载荷引起的激振力，通过一定途径传递给机身，导致全机振动。随着现代直升机飞行速度的提高以及机身的加长，交变气动载荷相应增大，全机振动的问题更为严重，因此，降低全机振动水平是直升机研制过程中的重要任务之一。

目前，普遍采用的直升机减振措施有以下几种：

一、通过选择旋翼桨叶结构参数，控制动力特性

(一) 使桨叶固有的自振频率分布尽量远离气动激振力频率。

(二) 降低大速度飞行时的交变气动载荷，控制空气压缩性产生的波阻影响和延缓气流分离。从桨叶设计上控制和降低交变气动载荷，采用新的桨翼翼型（超临界翼型等），采用新的桨叶平面形状（带后掠的翼尖平面形等）。

二、通过选择机身的结构参数控制机身动态特性，避免与旋翼传给机身的激振力共振

振动原理表明，直升机的强迫振动振型，在节点附近振动水平低，在腹点附近振动水平高。人们根据这一原理，提出一种“节点梁”的机身设计方案，这种设计的基本思想是，将机身设计为双层结构，使驾驶舱和客（货）舱组成“下梁”悬挂于与旋翼支架相连的“上梁”节点上，由于机体仅与下梁的节点相连，所以，机身是完全隔离振动的，从而大大降低驾驶舱和客“货”舱的振动水平（图 7—10）。

必须指出，有时候控制旋翼桨叶和机身动力特性的办法不是完全有效的，必须采取其它

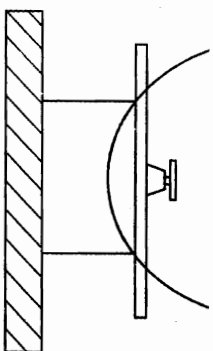


图 7—10 “节点梁”示意图

相应的减振措施。

三、利用动力吸振原理减小旋翼桨叶激振力

所谓动力吸振原理是将一个质量—弹簧系统安装在需要吸振的位置上(如图 7-11 所示),从力的平衡观点看,动力吸振的实质是吸振器振动时产生的惯性力与激振力平衡。

根据这一原理制成的座舱动力吸振器,只能对座舱局部位置起减振作用。

为了从根本上对直升机的振源——旋翼采取动力吸振措施,发展了离心摆式桨毂吸振器和离心摆式桨叶吸振器,其原理如图 7-12 和图 7-13 所示。离心摆式桨毂吸振器只对旋翼旋转平面内的激振力起吸振作用,离心摆式桨叶吸振器只对垂直于旋转面方向的激振力起吸振作用。

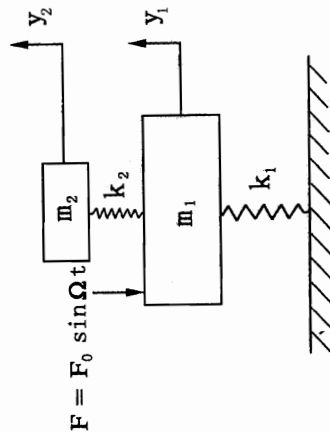
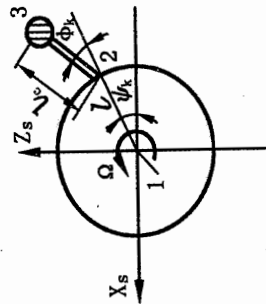
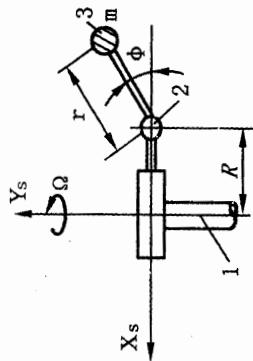


图 7-11 吸振器原理



1—旋翼轴 2—摆轴 3—摆锤

图 7-12 离心摆式桨毂吸振器



1—旋翼轴 2—摆轴 3—摆锤

图 7-13 离心摆式桨叶吸振器

四、在旋翼激振力传递途径上采取隔振措施

振动隔离是一种广泛采用的减振措施。隔振可分为两类:第一类隔振叫隔力,就是在振源与机体之间,配置适当的弹性元件,减少激振力向机体的传递;第二类隔振叫隔幅,实质上是配置适当的弹性元件减少由机体传到固定到它上面的振动系统的运动。

第八章 特殊飞行状态

本章所讨论的直升机的特殊飞行状态，是指飞行中飞行员不期望出现的，由于气动特点、结构因素、飞行环境、飞行操纵以及故障等原因引起的非正常飞行状态，包括涡环状态、旋翼自转下降及着陆、尾桨失效、驾驶员诱发振荡、单发停车等五种。此外还有两种危及飞行安全的现象。这些飞行状态和现象都会对飞行性能、飞行操纵带来不利的影响，甚至危及飞行安全。需要对它们的产生原因、预防措施和处置（改出）方法进行分析。

第一节 涡环状态

在发动机工作状态下，直升机以小速度下降，特别是在垂直下降时，旋翼的诱导速度与相对气流方向相反，沿旋翼周围形成环状的旋涡流动状态，叫涡环状态（见图 8—1）。涡环状态对飞行性能、飞行安全影响很大，本节将对涡环状态的产生原因、改出方法和预防措施进行研究。

一、涡环的形成机理

直升机悬停时，旋翼将上部空气吸入并排压空气向下流去，这时，旋翼上下表面的压力差，引起旋翼边缘的空气

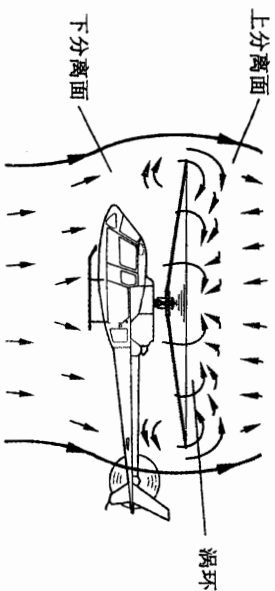


图 8—1 直升机进入涡环状态

从下面的高压区绕过桨叶尖端，流向上的低压区，从而形成桨尖涡流（图 8—2A）。当直升机由悬停转入垂直下降时，如果下降率增大并超过一定数值后，桨尖涡流就会逐渐扩大。

直升机在垂直下降中，下降运动所引起的相对气流自下向上流动，另一方面，旋翼排压空气向下流动，向上的相对气流与向下的排压气流相遇后，将迫使一部分空气绕过旋翼的边缘向上方流动。由于旋翼上面的空气压力较低，向上流动的这部分空气，重新被吸入旋翼锥体之中，并再次被旋翼排向下方。这样，一部分气流就处于反复被吸入和排出的循环状态之中，于是，环绕旋翼周围便形成了一个由涡流构成的气流环。

当下降率达到悬停诱导速度的 $1/4$ 时，仅在旋翼周围形成较小的涡环（图 8—2B），当继续增大下降率至一定程度时，下降运动形成的向上的相对气流，将迫使大部分被旋

进入稳定的垂直下降状态,此时气流全部通过旋翼自下向上流去(图8-2D)。在稳定的垂直下降过程中,一般直升机的操纵性还是比较好的,甚至这个阶段是可以利用的,具有一定的战术价值,下降率再增大,才进入旋翼自转状态。对少数直升机来说,当下降率增大,退出涡环状态后,直接进入旋翼自转状态。

上述分析是直升机在垂直下降中进入涡环的过程,理论和实践都证明,即使有很小的前飞(侧飞或后飞)速度,就可以明显地改善涡

环特性。一般认为,当速度达到45公里/小时,就不可能发生涡环状态。对于某些直升机,只要前飞速度超过20公里/小时,就足以避开涡环状态。图8-3是米-8直升机在不同下降率和前飞速度下的涡环强度。前飞速度对涡环特性的这种影响,对于改出直升机涡环具有很重要的现实意义。

实际飞行中,造成直升机进入涡环状态的直接原因有以下几种:(一)垂直下降过程中下降率过大;(二)下滑速度小于40公里/小时,下降率超过3米/秒;(三)操纵不当,频繁推拉驾驶杆造成旋翼脱锥;(四)直升机进入涡流区。

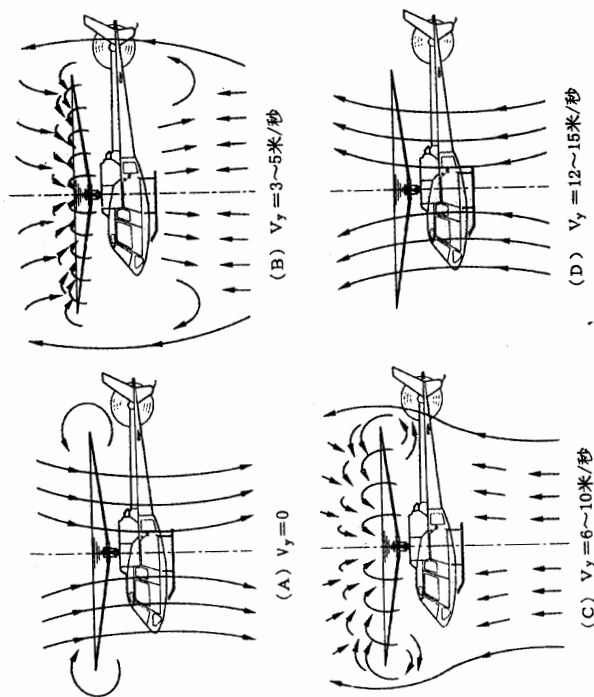


图 8-2 涡环状态的形成

翼排压的空气绕过旋翼边缘,重新被吸入旋翼锥体,这样就形成范围很大且强烈的涡环(如图8-2C所示),这就是通常所说的涡环状态。一般认为,垂直下降率达到悬停诱导速度的40%时,开始进入涡环状态,垂直下降率约等于悬停诱导速度的70%~100%时,达到典型的涡环状态。

当下降率达到1.2倍悬停诱导速度后,此时,直升机下降引起的相对气流速度较大,而旋翼排压向下的气流速度较小,因此,自下而上的相对气流就会穿过旋翼面把涡环吹掉。对于多数直升机来说,随着下降率增大,涡环消失,直升机

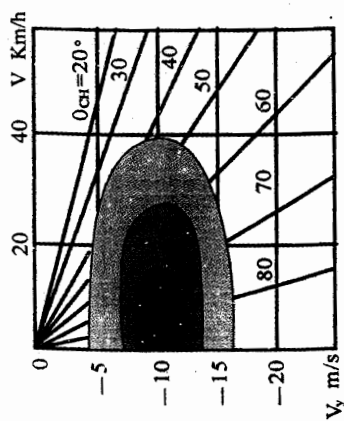


图 8-3 米-8 直升机不同下降率和前飞速度下的涡环强度

二、涡环对旋翼所需功率和空气动力的影响

(一) 涡环对所需功率的影响

图 8—4 表示米—8 直升机在垂直下降中，不同下降率同所需旋翼总距值的关系曲线，从图中可以明显看出，在垂

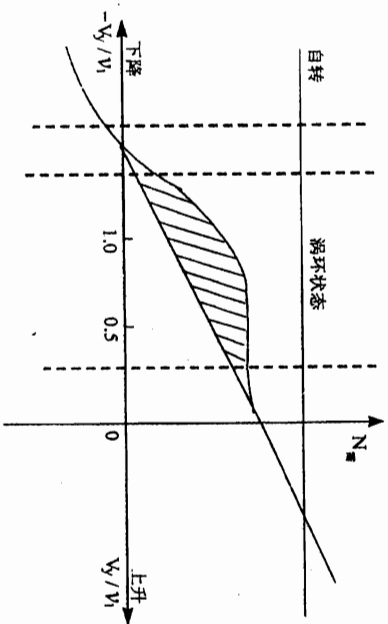


图 8—4 垂直下降所需总距值

直下降速度为 $0.4 v_1 \sim 1.2 v_1$ 的区域内，总距曲线有一段反常的凸起，在这一区域，为保持均匀的下降率，所需总距值不正常的增大，甚至超过悬停所需总距值，这种现象称为“功率沉陷”。发生“功率沉陷”的原因是，当涡环明显形成后，空气环绕旋翼周围作环状流动，势必因此而消耗大量功率。涡环现象越严重，消耗的功率也越多，所以，在涡环形成后，由下降中位能转换来的大部分功率被消耗掉，尽管下降率较大，但旋翼所需功率却降低很少，甚至还略有增加。由于这个缘故，在出现涡环后的某一个下降率范围内，旋翼所需功

率变化不大。这时只要稍减一点发动机功率，下降率就会急剧增加。

(二) 涡环对空气动力的影响

直升机进入涡环状态后，不断产生大量涡流，发动机输出功率并没有充分地用于产生拉力，有相当一部分功率被消耗于空气的环状流动中，所以，旋翼拉力会显著减小，使直升机的下降率急剧增大。

直升机处于涡环状态时，由于旋翼周围气流十分紊乱，影响旋翼的正常工作，这不仅使旋翼拉力减小，还会使旋翼拉力出现无规则波动，引起直升机抖动、摇晃，操纵性变差甚至操纵失效，显然，这些情况会严重地危及飞行安全。

三、退出涡环状态的方法

直升机进入涡环状态，飞行员应沉着、冷静，果断处置，必须努力改出。旋翼涡环可用下面方法改出。

(一) 如果发现直升机垂直下降率增大，是由于发动机功率不足引起的，应及时上提总距杆，迅速增大发动机功率，以制止下降率继续增大。

(二) 如果高度允许，发动机又有剩余功率，应迅速向前推杆并上提总距杆，使直升机产生前飞速度，把涡环吹掉，退出涡环状态。这种措施对改出涡环状态最为有效，损失高度也较少。

(三) 如果发动机没有剩余功率，应及时向前推杆，产生前飞速度退出涡环。

(四) 如采取上述措施无效，或者驾驶杆操纵明显失效时，在高度允许的情况下，可迅速下放总距杆，使直升机进

入稳定垂直下降或旋翼垂直自转,以改变流经旋翼的气流形式,退出涡环状态。若飞行高度不允许采用前面措施,则应操纵直升机摆平着陆姿势,以减小接地撞击力和不致翻倒。

四、怎样防止涡环状态的产生

在发动机工作状态下,操纵直升机作垂直下降时,为防止进入涡环状态,下放总距杆不要过多,以保持较小的下降率。若发现下降率有增大趋势,要及时上提总距杆,使其下降率不超过《飞行员驾驶守则》规定的范围。在载重量大、海拔高度高或气温高的情况下,剩余功率小,不宜作垂直上升或勉强在较高的高度上悬停,以免在上提总距杆过多的情况下,因旋翼失速、拉力不足而进入涡环状态。

在地形复杂、高度较低的情况下,没有特殊需要,不要作垂直下降,用带空速下滑的方法完成任务要求。

第二节 旋翼自转下降及着陆

飞行中,旋翼失去发动机带动之后,利用其原有的旋转动能和直升机的位能,仍可以保持稳定旋转,这种现象叫旋翼自转。飞行员可利用旋翼自转中产生的拉力,操纵直升机进行滑翔,选择合适场地安全着陆,这种在旋翼自转状态下的着陆,称为自转着陆。

一、旋翼垂直自转的基本原理

(一) 旋翼为什么能自转

发动机带动旋翼工作时,流过桨叶的相对气流合速度 W 与桨毂旋转平面的夹角即来流角 ϵ 是正值(见图8-5

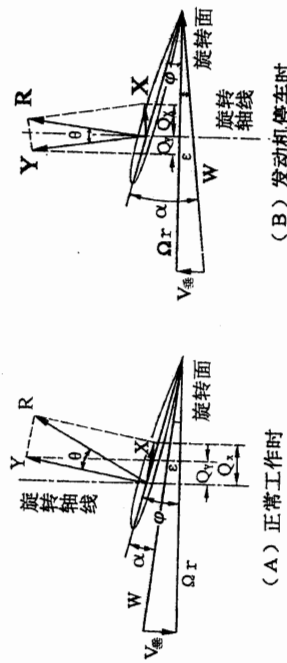


图8-5 桨叶的自转原因

A)。桨叶的升力 Y 与空气阻力 X 在桨毂旋转平面上的投影分别是 Q_y 和 Q_x ,二者的方向相同,其和即为桨叶的旋转阻力 Q ,因此,在通常飞行状态下,旋翼桨叶的旋转阻力矩,必须由发动机传至旋翼轴的扭矩来平衡,才能保证旋翼稳定旋转。

发动机空中停车后,因旋翼突然失去发动机带动,转速和拉力势必减小。直升机在重力作用下,飞行高度不断降低。当直升机下降率增大到一定数值后,直升机下降运动形成的自下而上的相对气流,大于旋翼诱导速度。这时, V 方向改变,相对气流合速度 W 自下而上斜向指向桨毂旋转平面,桨叶来流角 ϵ 变为负值(见图8-5B)。因桨叶产生的升力 Y 与相对气流合速度 W 方向垂直,故桨叶升力 Y 向前倾斜。此时升力 Y 在桨毂旋转平面上的分力 Q_y ,由原来的指向后方变为指向前方,由旋转阻力变成拉着旋翼继续旋转

的动力；而这时由空气阻力 X 形成的旋转阻力 Q_r ，仍力求阻止旋翼旋转。当 Q_r 与 Q_x 取得平衡时，桨叶就能保持稳定自转，这就是旋翼能够自转的原理。

(二) 桨叶的垂直自转特性

垂直自转中，根据桨叶受到的空气阻力不同，自转又可分为稳定自转，加速自转和减速自转。

稳定自转就是旋翼转速保持不变的自转。此时，桨叶升力和桨叶阻力在桨毂平面内的分力 Q_x 和 Q_r 应彼此相等，见图 8—6。桨叶的总空气动力 R_{Ht} 与旋转轴平行，如果我们把桨叶总空气动力 R_{Ht} 与桨叶升力之间的夹角叫做性质角 θ ，那么，在稳定自转时，来流角与性质角 θ 相等，又因为 $\varepsilon = \alpha - \varphi$ ，旋翼稳定自转的条件就是

$$\varepsilon = \alpha - \varphi = \theta \quad (8.1)$$

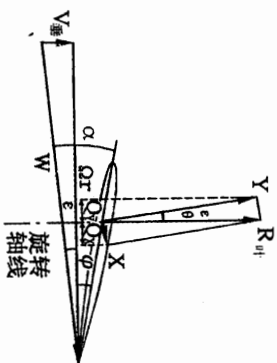


图 8—6 旋翼的稳定自转

加速自转中，桨叶的总空气动力 R_{Ht} 必须相对于旋转轴向向前倾斜一个角度（见图 8—7A），在旋转面上就会出现一个分力，其方向同桨叶的旋转方向相同。所以，加速旋转的条件是

$$\varepsilon = \alpha - \varphi > \theta \quad (8.2)$$

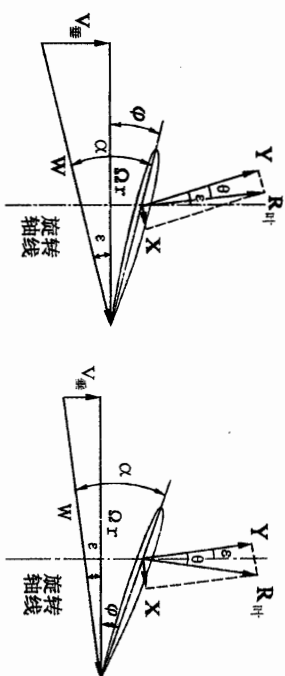


图 8—7 旋翼自转时的转速调节

在减速自转中，桨叶的总空气动力 R_{Ht} 相对于旋转轴向后倾斜一个角度（见图 8—7B），在旋转平面上出现一个向后的分力，所以，减速自转的条件是

$$\varepsilon = \alpha - \varphi < \theta \quad (8.3)$$

(三) 总距、旋翼转速和飞行重量对垂直自转特性的影响

1. 总距对垂直自转特性的影响

飞行中，当发动机停车，旋翼失去发动机带动后，应迅速下放总距杆。因总距减小，可以使 φ 减小，满足 (8.2) 式加速旋转条件，使旋翼转入自转状态。如果桨距过大，桨叶的总空气动力后倾，符合 (8.3) 式条件，则旋翼转速减小，甚至停转。

根据旋翼拉力公式

$$T = C_T \frac{1}{2} \rho \Omega^2 R^2 A \quad (8.4)$$

在直升机重量一定条件下, 旋翼拉力 T 也一定, 减小总距后相当于减小了桨叶迎角和桨叶拉力系数 C_T , 为保持直升机下降率一定的旋翼自转, 要求旋翼转速 Ω 增大。总距值越小, 旋翼转速 Ω 应越大, 在稳定自转中, 总距值与旋翼转速存在着——对应的关系。

2. 旋翼转速对垂直自转特性的影响

进入稳定自转后, 旋翼的转速是由总距和飞行重量两个因素决定的, 总距越小, 重量越重, 对应的旋翼转速越大; 总距越大, 重量越轻, 对应的旋翼转速越小。每一个机型都对旋翼转速有一个明确的限定范围, 过大、过小都会对飞行操纵和飞行安全造成影响。

旋翼转速的大小还会影响直升机的垂直下降率 V_v , 在稳定垂直自转中, 有

$$\varepsilon = \frac{V_v}{\Omega r} \quad (8.5)$$

稳定自转中 $\varepsilon = \theta$, 在桨叶迎角小于有利迎角的范围内, 总距越小, 迎角越小, 性质角 θ 越大, 旋翼转速也越大, 由 (8.5) 式可知, 直升机的下降率也越大。

3. 飞行重量对垂直自转特性影响

对同一机型的直升机, 重量越重, 所需的桨叶迎角越大。在正常工作状态下, 旋翼的桨叶迎角都是小于其有利迎角的, 桨叶迎角越大, 越接近有利迎角, 而有利迎角对应的

性质角 θ 最小。所以, 重量越重, 桨叶迎角越大, 性质角越小, 进入自转时, 下放总距的操纵量不需要太多, 就可以满足 (8.2) 式, 使直升机顺利进入自转。反之, 直升机重量越轻, 桨叶迎角越小, 其对应的性质角越大, 要使直升机进入自转状态, 就必须大幅度地下放总距, 甚至将总距下放到底。这就是飞行员感到“重量越轻, 越难进入自转”的原因。另一方面, 在稳定的垂直自转中, 飞行重量的大小实际上决定了自转中的总距与旋翼转速之间的关系, 重量较重时, 若把总距杆放到底, 为了保持旋翼拉力不变, 会使旋翼转速增加过多, 甚至超转。

综上所述, 当直升机在飞行中, 一旦发动机停车必须迅速下放总距杆, 否则不可能进入旋翼自转。飞行重量较大时, 不一定将总距杆放到底, 总距过小可能造成旋翼超转。飞行重量较小时, 进入自转困难些, 应将总距杆尽快下放到底。

前面分析都是针对垂直自转而言的, 但这些分析对研究下滑自转同样是有帮助的。

二、旋翼自转状态下的滑翔性能

直升机在实际飞行中, 垂直自转并不常见, 大都表现为下滑自转, 即直升机在下滑状态下进入旋翼自转。直升机的下滑自转也叫滑翔, 其下滑自转的性能叫做滑翔性能。

(一) 直升机在滑翔中的功率平衡

旋翼失去发动机带动后, 发动机没有功率传递给旋翼, 这时旋翼消耗的型阻功率、诱导功率和废阻功率全部由直升机的单位时间内减小的位能来提供。

直升机在滑翔中单位时间内位能的减小量是:

$$\Delta E = G V_y \quad (8.6)$$

滑翔中， ΔE 应等于型阻功率 $N_{\text{型}}$ 、诱导功率 $N_{\text{诱}}$ 和度阻功率 $N_{\text{度}}$ 三者之和。即

$$G V_y = N_{\text{型}} + N_{\text{诱}} + N_{\text{度}} \quad (8.7)$$

可以近似认为，直升机以某一速度滑翔时，旋翼消耗的功率与以同样速度平飞时的所需功率相等。这样就有

$$G V_y = N_{\text{平需}} \quad (8.8)$$

(二) 滑翔下降率及其影响因素

由(8.8)式可知

$$V_y = \frac{N_{\text{平需}}}{G} \quad (8.9)$$

可见，下降率 V_y 的大小取决于比值 $N_{\text{平需}}/G$ ，而比值 $N_{\text{平需}}/G$ 的大小又与滑翔速度、旋翼转速、空气密度等有关。现简要分析如下：

滑翔速度的变化会引起 $N_{\text{型}}$ 、 $N_{\text{诱}}$ 和 $N_{\text{度}}$ 的变化，从而引起下降率的变化。因为直升机以某一速度滑翔时，其 $N_{\text{型}}$ 、 $N_{\text{诱}}$ 和 $N_{\text{度}}$ 三项之和，近似等于同样速度平飞时直升机的所需功率 $N_{\text{平需}}$ 。经济速度下 $N_{\text{平需}}$ 最小，所以，用经济速度滑翔可以获得最小下降率。

飞行重量增加，一方面因所需拉力增大，旋翼的诱导功率增大，使平飞所需功率增大，下降率也增大；另一方面，飞行重量增加，直升机单位时间内减小相同位能时，又会使下降率减小。理论和实践证明，飞行重量增加，前一种影响是主要的，也就是下降率要增大。

根据前面的分析，操纵总距可以调整旋翼转速，而旋翼转速的改变，又会引起型阻功率的改变。为了获得较小的下降率，各型直升机在旋翼自转状态都规定了一定的旋翼转速范围。

空气密度增大，单位时间内通过旋翼桨盘的空气质量增多，产生同样拉力，诱导速度小，诱导功率因而也减小，下降率也会相应减小。反之，空气密度减小，下降率要增大。因此，在高原或高温地区飞行，直升机旋翼自转下降时的下降率要增大。

(三) 滑翔角和滑翔距离

直升机在旋翼自转状态下滑翔所经过的水平距离，叫滑翔距离。

滑翔飞行轨迹与水平面之间的夹角叫滑翔角(θ)。

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{V_y}{V_x} \quad (8.10)$$

显然，滑翔角越小，滑翔距离越长。从(8.10)式可以看出，滑翔角 θ 的大小取决于比值 V_y/V_x 的大小。理论和实践都证明，用经济速度滑翔可以获得最小下降率，但对应的滑翔角并不是最小的。获得最小滑翔角的速度应比经济速

度大一些。

(四) 直升机的安全图线

从上面分析可知，直升机用经济速度滑翔时，下降率最小。如果在一定高度和速度范围内发动机停车，驾驶员来

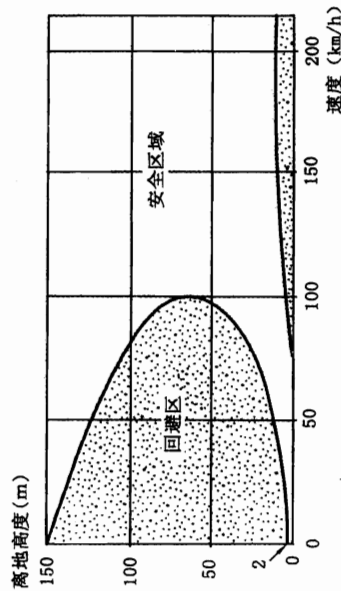


图 8—8 “云雀III”直升机安全区域图

不及操纵直升机进入以接近经济速度的速度作滑翔，这时，直升机就会有较大的下降率触地，危及飞行安全。为了避免出现上述情况，就要使直升机回避在一定的高度和速度范围内飞行。表示直升机飞行应该回避的高度和速度范围的图线称为“安全图线”。

图 8—8 是“云雀-III”直升机的“安全图线”。纵坐标表示高度 H ，横坐标表示飞行速度 V ，阴影部分表示直升机在飞行中应该回避的高度和速度范围，称为回避区。在回避内的高度和速度范围内，不但发动机停车后，驾驶员来不及操纵直升机以接近经济速度的速度作滑翔，而且在直升机触地时所受的力会超过结构所能承受的冲击力。

飞行回避区的具体范围，由各机型飞行手册给出。多发直升机有时给出两条边界线，外边界线是双发同时停车的回避区边界，内边界是其中一台发动机停车的回避区边界。有些双发直升机单发停车后完全可以安全着陆，相应的回避区也只有一条边界，即双发同时停车的边界。除执行极其重要的特殊任务外，一般不需要考虑双发停车回避区的影响。

有些机型手册除了给出上述回避区外，还从某一速度起给出一个超低空的回避区（见图 8—8）。这个区域只是提醒飞行员要特别谨慎，在此区域内飞行，留给飞行员处置特殊情况的时间只有很短的时间。

三、直升机旋翼自转下降时的操纵

当发动机停车后，驾驶员应立即放下总距杆，减小桨叶安装角，使直升机进入旋翼自转下降状态。因为，如果桨距过大，桨叶的总空气动力后倾，使旋翼转速减小，甚至导致停转。

直升机在发动机停车瞬间，旋翼反扭矩突然消失，机头将显著向右偏转，飞行员应及时蹬左舵，以保持方向平衡。由于蹬左舵后，尾桨产生的附加拉力是向右的，所以要保持侧力和横侧力矩平衡，应向左压杆，使旋翼锥体向左倾斜。

当直升机进入旋翼自转下降状态，且直升机状态稳定后，应及时操纵驾驶杆，调整直升机的飞行速度，使直升机以经济速度滑翔。因为直升机以接近经济速度滑翔，其下降率最小，滑翔距离也较远，便于飞行员寻找着陆场地。同时，应操纵总距杆，调整旋翼转速，使旋翼转速符合该机型规定的旋翼转速范围。由于旋翼自转下降状态，相对气流自下而

上流过直升机，机身、尾桨、水平安定面等部位产生的附加空气动力是向上的，并作用于重心之后，对直升机构成下俯力矩，直升机将出现下俯趋势，应注意带杆修正。

当确定着陆场地后，操纵直升机以旋翼自转状态着陆。

四、以旋翼自转状态着陆

直升机在旋翼自转状态下着陆，要求以最小的下降率和较小的前飞速度平稳接地。着陆瞬间下降率越小，接地冲击力越小；前飞速度越小，着陆后的滑跑距离越短，所需场地越小。

直升机在旋翼自转状态有两种动能可以利用，一种是直升机的运动动能，它与滑翔速度的平方成正比，滑翔速度越大，直升机的运动动能越大；另一种是旋翼的旋转动能，它与旋翼转速的平方成正比，旋翼转速越大，旋转动能越大。为了使直升机在接地前获得尽可能小的下降率，关键是如何最大限度地利用这两种动能，将其转化为旋翼拉力。

在实际操作中，根据不同情况，可以采取以下三种着陆方法。

(一) 利用运动动能着陆法

这种方法是在直升机具有较大速度条件下，在适当高度上，飞行员向后拉驾驶杆，使旋翼桨盘后倾，增大旋翼迎角，将运动动能转化成旋翼旋转动能，以增大拉力，减小下降率。

采用此方法着陆，向后拉杆增大了旋翼迎角，桨叶切面迎角也将增大，参见图 8—9，由于气流合速度相对桨毂旋转平面倾斜，桨叶升力在桨毂平面的分力 Q_{y1} 变大，旋翼加速旋转，拉力增大，使直升机下降率减小，与此同时，由

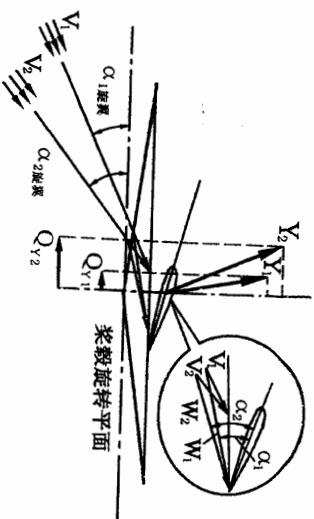


图 8—9 旋翼迎角增大使桨叶加速旋转

于向后拉杆，直升机仰角增大（或俯角减小），旋翼桨盘后倾，拉力第二分力 T_2 向后，使前飞速度减小。随前飞速度减小，旋翼转速和拉力也将很快减小。因此，飞行员要及时保持好着陆姿态，选择平坦场地接地。

采用此法着陆的缺点是，不能充分利用旋翼旋转动能，需要良好的净空条件和较长的平坦场地。

(二) 瞬间增距着陆法

当滑翔速度过小时，不宜采用“利用运动动能”方法着陆，应采用在适当时机增大旋翼总距的方法，利用旋翼的旋转动能增加旋翼拉力，减小下降率进行着陆。

在很短的时间内迅速上提总距杆叫做瞬间增距，这是自转状态下着陆减小接地冲击力的重要方法。瞬间增距可以将旋翼的旋转动能转换成旋翼拉力，使旋翼拉力获得较大的超调量。由于瞬间增距只能在很短的时间内起作用，而一旦起到作用后，随之而来的就是拉力与扭矩的大幅度下降。因此，

瞬间增距的时机和方法是关系到着陆成功与否的关键因素。

从图 8-10 可以看出,用过快的速率上提总距杆,拉力曲线非常陡峭,尽管峰值拉力可能超过稳定值的一倍以

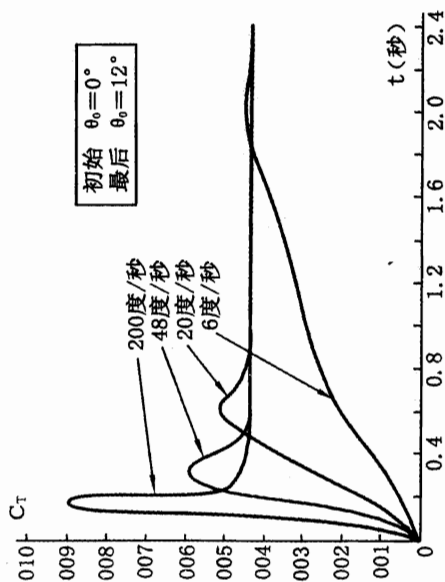


图 8-10 瞬间增距对旋翼拉力的影响

上,但持续时间短,副作用大,对减小下降率作用有限。用太慢的速率上提总距则拉力增量很小,也起不到应有的作用。因此,许多直升机都主张从 5 米左右的高度上提总距杆,并在 0.5 秒时间内,果断而均匀地提到最高位置。这一动作切忌过早、过猛,过早可能消耗能量过快,最后重跌接地;过猛可能把直升机拉飘,并且不利于保持方向。

这种着陆方法的缺点是,没有充分利用直升机所具有的运动动能。但是,若迫降场地狭小,净空条件差,这个方法是唯一可行的方法。

(三) 综合着陆法

综合着陆法,是在适当高度上,通过拉杆减小飞行速度,把直升机的运动动能转化为旋翼旋转动能,增大旋翼拉力,减小下降率。在接近地面时,瞬间增大旋翼总距,充分利用旋翼的旋转动能,进一步减小下降率。综合着陆法,充分利用了上述两种动能进行着陆,综合了前两种着陆方法的优点。在一般情况下,直升机以旋翼自转状态着陆都应该采用这种方法。

第三节 尾桨失效

对于单旋翼带尾桨的直升机来说,尾桨是一个不可缺少的空气动力部件,它主要有两个作用,一是平衡旋翼的反扭矩,二是保证直升机具有侧向稳定性与操纵性。尾桨的作用如此重要,以至于在飞行中由于某种原因,当尾桨失效后,直升机的平衡遭到破坏,直升机状态将随之急剧变化,危及飞行安全。直升机尾桨失效可能由多种原因引起,但从失效性质来看,可以分为三类,即:尾桨涡环、尾桨效能降低、尾桨故障。

一、尾桨涡环

(一) 尾桨涡环的产生原因

尾桨涡环的产生机理同旋翼涡环非常相似,根据本章第一节的分析,旋翼涡环大致发生在直升机的下降率为 0.25~

1.25 倍的旋翼悬停诱导速度范围内，并且在接近悬停诱导速度时最为强烈。归纳起来，产生旋翼涡环的基本条件是：相对气流速度同诱导速度的方向相反，而且比较接近。

直升机尾桨涡环的产生机理同旋翼涡环是基本相同的。当尾桨向尾桨拉力的反方向（顺尾桨诱导速度方向）运动，或有与尾桨

拉力方向（尾桨诱导速度的反方向）一致的相对气流时，就相当于垂直下降中的旋翼的情形，只要相对气流速度接近于尾桨诱导速度，就会形成尾桨涡环（见图 8—11）。

在实际飞行中，下列原因可能导致尾桨涡环：

1. 在大的、不利的正侧风中悬停

俯视顺时针旋翼的直升机，如米—8、米—171、直—9、直—11 等，其尾桨拉力方向朝前行桨叶方，也就是向左的，尾桨诱导速度方向是向右的。如果在右侧风中悬停，风的方向与尾桨的诱导速度方向相反，就有可能产生尾桨涡环。由于尾桨转速通常比旋翼转速大 3~6 倍，尾桨的诱导速度也较大，所以，只有右侧风的风速很大时，才能使尾桨进入严重的涡环状态。根据前苏联的有关资料，米—8、米—171 直升机在 7~10 米/秒的右侧风中悬停，可能产生尾桨涡环。同样道理，对于俯视逆时针旋翼直升机，如“黑鹰”、

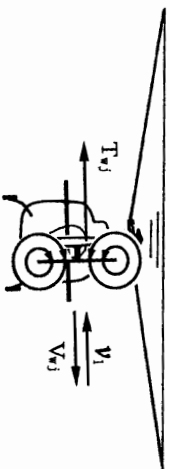


图 8—11 尾桨涡环

直—8 等，悬停时尾桨拉力是向右的，它们在较大的左侧风中悬停，可能导致尾桨涡环。

2. 大角速度的悬停回转

对米—8 这样的顺时针旋翼直升机，当其向左作悬停回转时，尾桨向右转动，就会产生与诱导速度相反方向的相对气流，如果转动角速度较大时，相对气流速度就可能接近尾桨诱导速度，进而形成尾桨涡环。同样，对于“黑鹰”这样的逆时针旋翼的直升机来说，如果以过大的角速度向右作悬停回转，也可以造成尾桨涡环。

正因为如此，《驾驶守则》上都对直升机的偏转角速度进行了限制，我军装备的几种直升机，其偏转角速度都不应大于 30° / 秒。

3. 带侧滑大角速度转弯

顺时针旋翼直升机，在带右侧滑条件下向左转弯，逆时针旋翼直升机在带左侧滑条件下向右转弯，侧滑引起的相对气流和转弯引起的相对气流，都与尾桨诱导速度方向相反，如果侧滑角较大，转弯角速度也较大时，就可能产生尾桨涡环。

（二）直升机状态的变化

尾桨涡环形成后，尾桨拉力显著减小，不足以平衡旋翼的反扭矩，致使直升机向前行桨叶方急剧偏转。米—8 这样旋翼转向的直升机要向左偏转，“黑鹰”这样旋翼转向的直升机要向右偏转。由于直升机尾桨拉力不仅起方向平衡作用，而且还影响横侧平衡，再加上直升机的方向稳定性与横侧稳定性又相互影响，尾桨涡环形成后，直升机还将产生滚转形成坡度；坡度变化又会使直升机高度发生变化。此外，

涡流中的脉动成份会导致尾桨气动压力也呈脉动变化,使直升机发生强烈振动。

一般说来,直升机进入尾桨涡环以后,会自动偏转、滚转、下降高度并伴有强烈振动。

(三) 尾桨涡环的改出

直升机进入尾桨涡环是很危险的,尤其是直升机在低高度飞行时极有可能导致严重的飞行事故。避免尾桨涡环的危害,关键在于防止。但是,一旦直升机进入尾桨涡环,则必须采取必要的方法迅速改出,这里提出三种改尾桨涡环的方法。

1. 推杆并向前行桨叶方压杆

根据大量实验证明,足够的前飞速度可以显著改变涡环特性,甚至可以将涡环吹除掉,因此,增加前飞速度是退出尾桨涡环行之有效的方法。推杆的目的是为了使旋翼桨盘前倾,前飞速度增大,进而将尾桨涡环吹除。一般认为,在不带侧滑的情况下,当前飞速度大于45公里/小时,即可退出尾桨涡环。

我军装备的直升机其尾桨的安装位置都高于直升机重心,直升机横侧平衡是由尾桨拉力与旋翼向后行桨叶方侧倾后产生的旋翼侧向分力决定的,当尾桨涡环产生后,尾桨拉力减小,势必使直升机向后行桨叶方滚转,因此,为了避免直升机的坡度变化,在向前推杆增速的同时,要注意向前行桨叶方压(回)杆。

采取上述方法改出尾桨涡环,直升机的动态响应过程是:直升机一边向前行桨叶方偏转,一边增速,偏转1~2圈后,速度达到足够大,直升机退出尾桨涡环。整个过程中,

直升机的坡度变化不大。在飞行高度较高,净空条件较好的情况下,应采用这种方法,这也是退出尾桨涡环的基本方法。

2. 直升机自动旋转后,立即下放总距杆

如果直升机在低高度悬停,或进行特种作业,或在狭小场地上进行低空机动,这时唯一可供选择的方法是下放总距杆,使直升机尽快接地。下放总距杆,可以减小发动机的输出功率,进而减小旋翼反扭矩,这样就可以减缓由于尾桨拉力减小而引起的方向自转趋势。直升机因下放总距杆而转入垂直下降,在垂直下降过程中,要注意用驾驶杆保持状态。直升机可能带偏转角速度接地,只要飞行员处置得好,直升机一般不会翻倒造成严重损伤。直升机接地后,应立即将总距杆下放到底,并上锁。

3. 向后行桨叶方压杆

改出尾桨涡环还有一种可供选择的方法,就是向后行桨叶方压杆。对米-8类的直升机应向右压杆,对“黑鹰”类的直升机要向左压杆。飞行员压杆后,旋翼桨盘向后行桨叶方倾斜,直升机产生向后行桨叶方运动的速度,进而形成侧滑,由于直升机具有方向稳定性,必然要向侧滑方向偏转,这样就可以减小导致尾桨涡环的相对气流速度,进而改善尾桨涡环特性,甚至退出涡环。

用这种方法改尾桨涡环需要注意两点:一是它适用于飞行速度较大,方向稳定性较好的直升机,因为这种方法的本质是利用直升机的方向稳定性、减小导致尾桨涡环的相对气流速度,如果方向稳定性差,就不可能达到预期目的,而直升机的飞行速度越大,方向稳定性就越好。这种方法对于直升机一9、“小羚羊”这样装有涵道尾桨的直升机来说,由于它们

都装备有一个大的垂尾而效果更好一些。二是采用这种方法压杆量相当大,甚至可能压杆到底,直升机要产生较大坡度。故此,这种方法一般不要轻易采用。

(四) 尾桨涡环的预防

根据前面分析,尾桨涡环的危害性是很大的,尽管我们也提出了几种改出方法,但在实际飞行中,仍以预防为主。为了防止直升机进入尾桨涡环,在飞行中,驾驶员应注意以下几点:

1. 不在较大的不利的正侧风中悬停。(米-8 类忌大右侧风,“黑鹰”类忌大左侧风)
2. 不作过大角速度的悬停回转,即偏转角速度不应大于 $30^{\circ}/\text{秒}$ 。
3. 转弯时,除了注意偏转角速度外,还应尽量使直升机不带侧滑。

二、尾桨效能降低

某些情况下,直升机虽然没有进入尾桨涡环状态,但也可能导致尾桨效能的严重降低,并因此而影响飞行操纵。尾桨效能降低后,直升机的动态响应,同进入尾桨涡环的情形有相似之处,也有不同点。主要表现为方向发生突偏,或发生持续偏转,但没有尾桨涡环那样的强烈振动,飞行员蹬舵修正时,作用不明显。下面简要分析其产生原因和处置方法。

(一) 尾桨效能降低的原因

造成尾桨效能降低的原因,可以分为两种情况,一是飞行环境造成的,二是由飞行员操纵引起的。

1. 飞行环境造成的尾桨效能降低

从第一章的分析可以知道,尾桨的工作机理同旋翼很相似,影响旋翼拉力大小的因素,也同样影响尾桨拉力的大小。一种典型的情况是,直升机在高原或高温条件下飞行,由于空气密度小,而尾桨拉力又与空气密度正比,所以,尾桨拉力减小,致使尾桨的气动效能降低。蹬舵改变尾桨桨距时,不能获得所期望的尾桨拉力改变量。另外,直升机在不利的正侧风中悬停(比如,顺时针旋翼直升机在右侧风中悬停),虽然风速不大,尾桨不至于完全进入尾桨涡环状态,但已经部分形成涡环,开始出现所谓“功率沉陷”,这种情况也可视为尾桨效能降低。

2. 飞行操纵引起的尾桨效能降低

由操纵原因引起的尾桨效能降低,主要是因为飞行员急剧上提总距杆造成的。飞行员急剧上提总距杆,桨叶的迎角增大,如果发动机跟随性不好,旋翼加速性差,就会造成旋翼转速下降,而旋翼转速的下降又会导致尾桨转速下降,使尾桨拉力减小。由此就会出现这样一种情形:一方面,上提总距,旋翼反扭矩增大,需要相应的增大尾桨拉力与之保持方向平衡;另一方面,由于尾桨转速降低,致使尾桨拉力减小。所以,在这种情况下,仅通过蹬舵改变尾桨桨距是很难达到预期操纵目的的,这就造成了尾桨效能的降低。

(二) 尾桨效能降低的预防和处置

总的来看,尾桨效能降低没有尾桨涡环的危害性大,预防和处置上也相对简单一些,但飞行员也不应该因此而掉以轻心。关于尾桨效能降低的预防和处置有以下三个方面需要注意。

1. 要熟悉所飞直升机的飞行性能,尽量避免在高原、

高温条件下进行大动作量机动飞行,如果任务和战术需要在
这种环境下飞行时,操纵上要特别柔和、谨慎,切忌粗暴。
要避免在不利侧风中悬停,或向前行桨叶方向作过大角速度
的转弯等容易形成尾桨涡环的飞行环境中飞行。

2. 对于发动机跟随性差的直升机,提放总距杆的动
作要柔和,切忌粗暴,控制总距杆的操纵速率。

3. 当判明尾桨效能降低已经发生后,要果断下放总距
杆并前推驾驶杆。下放总距杆的目的,是为了使旋翼所需功
率减小,并减小旋翼反扭矩,以此来减小尾桨的负荷。前推
驾驶杆的目的,是为了增加前飞速度,因为前飞速度增大,
改善了尾桨的气动环境,尾桨气动效率提高,可以有效弥补
尾桨效能的降低。

三、尾桨故障

尾桨故障包括尾桨传动机构的故障和尾桨操纵机构的
故障两大类,包括振动、效率下降、机头偏转、桨距失控、
卡滞和自动变距到极限位置等。这是一种严重而且比较难于
处置的特殊情况。当尾桨故障发生后,原则上是操纵直升机
尽快着陆,下面介绍尾桨故障发生后的处置方法。

(一) 无垂尾直升机尾桨故障的处置

无垂尾的直升机在空中发生尾桨故障时,一般机头都
要向前行桨叶方偏转,并伴有下俯转动,蹬舵不起作用或蹬
不动舵。

当判明发生尾桨故障后,有两种处置方法。

1. 迅速向后行桨叶方压杆,使桨盘倾斜,利用压杆
后产生的侧向操纵力矩,获得方向平衡,并迅速下放总距杆,

使直升机进入旋翼自转状态,调整前飞速度接近经济速度。
自转下降中,用提放总距杆的方法改变旋翼反扭矩,以保持
方向平衡。需要转弯时尽量向左转弯,在就近机场进行自转
着陆。

2. 如果故障原因是由脚蹬卡死所致,可以采用如下
方法:迅速下放总距杆,减小发动机功率和旋翼反扭矩,并
操纵驾驶杆使之与尾桨拉力力矩相平衡。以接近经济速度的
下滑速度下滑,保持较小的下滑角,用驾驶杆和总距杆的协
调操纵保持方向,在就近机场滑跑着陆。

(二) 涵道尾桨的直升机尾桨故障的处置

装有涵道尾桨的直升机如直-9、“小羚羊”等,在空
中发生尾桨故障,低速飞行时,方向会发生偏转,蹬舵后不
能有效制止偏转。由于装有涵道尾桨的直升机都有一个大垂
尾,在大速度飞行时,对尾桨起到卸荷作用,因此,当发生
尾桨故障后,处置上与无垂尾直升机有所不同。

如果在低空悬停或小速度状态发生尾桨故障,应迅速
下放总距杆,并用驾驶杆保持方向平衡,操纵直升机着陆。

如果在爬升状态下发生尾桨故障,应减小总距,减小
旋翼反扭矩,用横向操纵保持直升机方向平衡。改平飞增速
至 200 公里/小时以上,用垂尾侧力保持直升机的方向平
衡。寻找可供滑跑着陆的场地,尽量选择右侧风条件进行滑
跑着陆。

如果在大速度前飞时,发生尾桨故障,由于垂尾的作
用,涵道尾桨的所需拉力很小,当飞行速度达到 250 公里/
小时,尾桨拉力可以为零。保持直升机的平飞状态,寻找
可供滑跑着陆的场地,操纵直升机滑跑着陆。

第四节 驾驶员诱发振荡

驾驶员诱发振荡是指由闭环操纵引起的直升机持久的、不可操纵的振荡现象，多表现为纵向或横向振荡。从本质上讲，驾驶员诱发振荡是一种“人—机”系统闭环不稳定现象。当发生驾驶员诱发振荡时，飞行员度试图通过操纵消除之，但结果却往往相反，使振荡进一步加剧，驾驶员诱发振荡对飞行品质及飞行安全会产生严重的影响，本节从闭环控制的概念出发，简要介绍它的基本含义、产生原因和改出方法。

一、闭环操纵的概念

实际飞行中，飞行员对直升机的操纵大多是一种闭环过程，在飞行中，飞行员（自动驾驶仪）常常需要根据目测、身体感受、仪表读数等方式得到信息，然后与飞行任务所需要的状态进行比较，并根据它们之间的差别决定下一步的操

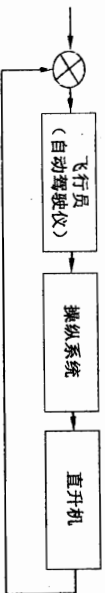


图 8—12 “人—机”闭环系统

纵，其基本控制关系如图 8—12 所示。由图可见，这种操纵回路，是一种闭环回路，整个回路组成一个“人—机”闭环系统，这种操纵称为闭环操纵，飞行员（自动驾驶仪）是系统中的一个组成部分。驾驶员诱发振荡就是该“人—机”系

统的闭环不稳定现象。

二、驾驶员诱发振荡的定义

在我国，对驾驶员诱发振荡是这样定义的，“飞行员操纵引起的直升机持久的、不可操纵的振荡”。这句话包含了三重意思：

（一）驾驶员诱发振荡是指直升机的振荡运动。对纵向来说，是指俯仰角、迎角、过载的振荡；对横向来说则是坡度的振荡。

（二）驾驶员诱发振荡同直升机受扰后产生的扰动振荡不同，前者是闭环操纵引起的强迫振荡，后者是自由振荡。

（三）说驾驶员诱发振荡是不可操纵的，并不是说所有的闭环操纵引起的强迫振荡都是不可操纵的，只有当驾驶员或自动驾驶仪的操纵频率接近直升机自由振荡频率时，才会造成持久的、难以控制的共振现象。

三、驾驶员诱发振荡的产生原因

从自动控制的观点来看，图 8—12 所示的闭环系统要具有稳定性，反馈信号同给定信号的极性必须是相反的，只有它们之间极性相反，才能求出偏差，飞行员（自动驾驶仪）再根据偏差的大小、极性实施操纵，保证系统的稳定，这是所谓负反馈控制的概念。如果由于某种原因，致使反馈信号与给定信号极性相同，成为正反馈状态，则该系统是不稳定的。

实际飞行中，下列原因可能使负反馈控制变为正反馈控制。1. 直升机固有的动力学特性变差，这与飞行条件有关；

2. 操纵系统由于空行程、摩擦等因素,使响应参数与输入量相位差增加;3. 自动驾驶仪故障;4. 助力系统参数选择不当,或工作异常;5. 飞行员操纵不熟练,动作明显滞后,或者往复操纵过多,改变了响应参数与输入信号的相位差。

必须指出,驾驶员诱发振荡的危害程度,取决于振荡频率,如果诱发振荡频率与直升机本身的自振频率相近或相等,则可能引起共振现象,其危害大大增加。反之,危害性较小。

驾驶员诱发振荡的主要表现是直升机在某一个操纵方向上的强烈的等幅或增幅的中低频振动,振动频率通常为每秒1次左右。经验表明,现有直升机的驾驶员诱发振荡主要发生在纵向,典型特征就像人骑在马上承受的颠簸一样,故过去也将驾驶员诱发振荡称之为“骑马式振荡”。横向和航向振荡极为少见。至于纵向、横向、航向之间的复合振荡,理论上存在,但在我国还没有实例。

四、预防和处置方法

预防驾驶员诱发振荡,要做到以下几点:1. 熟悉直升机的动力学特性,直升机短周期动态特性较差时,容易发生诱发振荡;2. 检查操纵系统、助力器、自动驾驶仪工作参数是否正常;3. 在悬停、小速度条件下,由于直升机的动力学特性差,往复操纵不宜过多、过碎。

当直升机发生驾驶员诱发振荡后,应采用下列处置方法:1. 断开自动驾驶仪。实践证明,直升机的驾驶员诱发振荡大部分与自动驾驶仪故障有关,所以断开自动驾驶仪,可避免这个环节的影响;2. 稳住驾驶杆和总距杆。因为诱

发振荡属于一种强迫振荡,稳住杆,则消除了振动系统的激励力;3. 必须操纵直升机时,应向单一方向操纵驾驶杆和总距杆,切忌往复操纵,以避免操纵频率与机体自振频率相近而引起共振现象;4. 外挂飞行时,如果由于外挂物摆动参与,造成整个系统的强烈振荡,应投掉外挂物。

第五节 单发停车

对于多发直升机来说,飞行中可能会因为发动机供油和进气不良、发动机内部故障或者云中结冰、防冰系统使用不当等原因,造成发动机停车。如果所有发动机停车,应立即操纵直升机进入旋翼自转状态,并以自转状态着陆,这在本章第二节已讨论过。如果只有一台发动机停车,则没有必要进入自转状态,对于大部分双发直升机来说,单发停车后,其机动性能和操纵性能足以维持直升机的正常飞行,但直升机的飞行性能和飞行操纵却要受到一定的影响。本节着重分析具有A类飞行能力的直升机单发停车后的操纵。

一、A类飞行简介

美国联邦航空条例第29部将直升机区分为A、B两类。直升机按“A类”标准实施的飞行称为A类飞行。A类标准的基本内容是要求直升机在前飞中,一发停车后至少能保持100英尺/分(0.5米/秒)的爬升率,具有“保持向上”(stay up)的能力,能够继续飞行,在其航线下方可以没

有迫降场地。所以，具有“A类”飞行能力的直升机选择航线时，可以不考虑迫降场地问题，能够在城市的高楼等特殊场地上起飞和着陆。只有多发直升机才可能符合这一标准，所有单发直升机都只能执行“B类”标准。上述对直升机飞行标准的划分及界定，已被许多国家所接受。我军装备的直升机，如直—9等具有“A类”飞行能力。

二、起飞中单发停车

(一) A类起飞过程

1. 在较大机场正常起飞

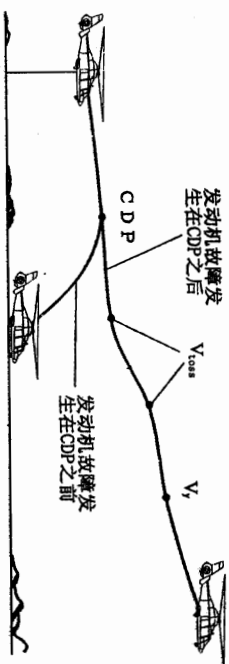


图 8—13 起飞中单发故障时的应急程序

如图 8—13 所示，直升机完成有地效悬停后转入小角度爬升，尽快增速到起飞安全速度（起飞安全速度是指单发状态保持 0.5 米/秒爬升率的爬升速度，我们可以简单地理解为接近经济速度）以上飞行。当爬升速度大于起飞安全速度以后，旋翼效率提高，一旦单发停车，直升机仍可以维持大于 0.5 米/秒的爬升率继续爬升，完成正常起飞。

起飞过程中，当直升机高出 10.7 米的安全高度的某点后，无论是正常爬升还是单发爬升，都可以安全增速到起飞安全速度，这一点称为“起飞临界决策点”（CDP）。当高度在 CDP 以下单发停车，必须中断起飞，而超过 CDP 以后则可以继续起飞。CDP 的位置是随飞行条件的变化而变化的。

2. 在较小场地或净空条件差的场地起飞

直升机在垂直起飞过程中，在 CDP 之前单发停车必须中断起飞，而接地点只能在原离地点，所以，正常起飞的初期上升轨迹应垂直地面或略向后倾，以便中断起飞时，飞行员能够看见接地点。在 CDP 之后单发停车，可以继续起飞。垂直上升时，应保证直升机不进入“单发回避区”。

(二) 起飞中单发停车的处置

1. CDP 的确定

起飞临界决策点 CDP 是由临界决策速度、临界决策高度所决定的一个空间点。CDP 的位置随飞行条件的改变而改变，各机型的 CDP 可由该机型的《飞行手册》查出。

2. 在较大机场起飞

如果单发停车发生在 CDP 之前，应立即中断起飞，做向前滑跑着陆，其滑跑距离与飞行条件有关。如果单发停车发生在 CDP 后，可以中断起飞，也可以继续起飞。转为继续起飞后，飞行员应立即减小爬升角使直升机尽快增速，直到超过起飞安全速度。

3. 在净空条件差或较小场地起飞

若单发停车发生在 CDP 之前，飞行员应立即中断起飞。如果直升机位于“单发回避区”之外，垂直着陆是安全的。在垂直着陆的接地点之前，要采用瞬间增距的方法，增大旋翼

拉力, 减缓撞击力。若单发停车发生在 CDP 之后, 飞行员决定继续起飞时, 与在较大机场相比, 应迅速减小爬升角, 甚至小角度下滑, 以便尽快地将势能转化为动能, 达到起飞安全速度, 然后再转入爬升。

三、着陆中单发停车

(一) A 类着陆过程

直升机在着陆下滑过程中, 发生单发停车, 如果停车发生在着陆临界决策点 (LDP) 之前, 飞行员可以操纵直升机复飞, 也可以着陆。单发停车发生在 LDP 之后, 则必须着陆, 如图 8-14 所示。

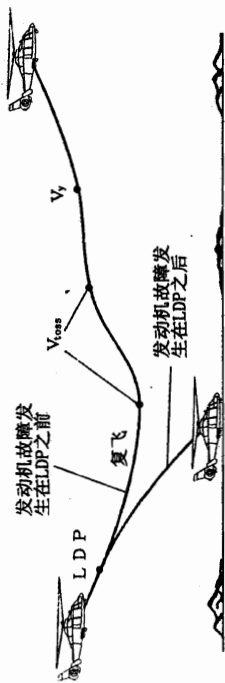


图 8-14 着陆中单发故障时的应急程序

(二) 着陆过程中单发停车的处置

1. LDP 的确定

着陆临界决策点 LDP 是由安全高度 (一般为 15 米) 和着陆安全速度共同确定的一个空间点。这个点的位置主要受安全速度大小的影响, 不同飞行条件, LDP 位置不同, 可由《飞行手册》查出。

2. 着陆过程中单发停车的处置

单发停车发生在 LDP 之前, 飞行员决定复飞时, 应上提总距杆, 保持直升机以安全速度复飞。如果飞行员决定着陆或单发停车发生在 LDP 之后, 飞行员可按起飞时单发停车发生在 CDP 之前的操纵程序实施。

四、空中飞行时单发停车

(一) 单发停车的判断

空中飞行时, 飞行员可根据下列现象判断是否单发停车: 1. 直升机出现不太明显的右坡度、右偏转和掉高度; 2. 停车的那台发动机转速、燃气温度、各种压力下降直至指零; 3. 停车发动机的发电机红色信号灯亮。

(二) 单发停车对飞行性能的影响

直升机单发停车后, 对飞行性能的影响主要表现在以下两个方面。

1. 平飞速度范围缩小, 平飞最大速度减小, 平飞最小速度增大。

单发停车后, 可用功率减小, 在平飞功率曲线上, 可用功率曲线要向下平移。在同样飞行条件下, 可用功率曲线与所需功率曲线的交点要发生改变。右边交点向左移动使最大平飞速度减小, 左边交点向右移动, 最小平飞速度增大。这样, 平飞速度范围就要缩小 (见第四章平飞性能曲线)。

2. 爬升角和爬升率减小

在所需功率不变的条件下, 可用功率减小, 剩余功率必然减小。直升机同一爬升速度下的爬升角和爬升率也要随之减小。

(三) 单发停车后的飞行操纵

在飞行中如果判明直升机发生单发停车,应采取下列操纵:由于单发停车后可用功率降低,旋翼反扭矩减小,直升机要向右偏转,应及时蹬左舵保持方向平衡;为保持横侧平衡,在蹬左舵的同时,要向左回些杆。单发停车后,可用功率降低,在所需功率不变的情况下,所需功率可能会大于可用功率,导致旋翼转速下降,为使所需功率与可用功率相等,应适当下放总距杆。待旋翼转速符合要求后,用驾驶杆、总距杆、脚踏的协调动作调整前飞速度至经济速度附近,因为用经济速度飞行所需功率最小,在可用功率一定条件下,剩余功率最大,直升机的操纵余量大。

第六节 两种危及飞行安全现象

本章前五节分析了几种特殊飞行状态,这些飞行状态对直升机的飞行性能和飞行操纵都会产生一定的影响,甚至危及安全,需要认真加以研究。除此之外,根据近几年国内外直升机使用情况,直升机“自动上仰”和“旋翼碰尾梁”这两种现象屡有发生,并严重危及飞行安全。本节简要分析这两种现象的成因、预防和处置方法。

一、直升机的“自动上仰”

直升机的“自动上仰”是指直升机在大速度和大载重条件下,在改出俯冲或进入跃升时,由于飞行员急剧拉杆而出

现超过飞行员期望的上仰转动,直升机“自动抬头”的现象。这种现象发生后,飞行员试图推杆修正,结果推杆到头也不起作用,甚至推不动杆。如果飞行员改出方法不当,会使直升机进入复杂飞行状态或发生旋翼碰尾梁,并因此而导致严重飞行事故。在阿富汗战争期间,前苏军的直升机曾发生过多起这种现象,并一度因此而影响了直升机的作战使用。在我国还没有发生“自动上仰”的实例,但了解直升机“自动上仰”的产生原因、预防和改出方法,对保证飞行安全是有积极意义的。

(一) 直升机“自动上仰”的产生原因

如前所述,直升机“自动上仰”是在大速度、大载重条件下,急剧拉杆造成的,统计表明,在高原、高温的飞行环境中更容易发生。“自动上仰”实际上是因为直升机在前飞中旋翼失速造成的。

在大载重条件下,为了获得足够的旋翼拉力平衡直升机重力,若保持旋翼转速不变,必然要上提总距杆,使旋翼桨叶迎角增大,在超重时,旋翼的桨叶迎角往往接近其失速迎角,这就增加了旋翼桨叶失速的可能性。

大速度前飞,旋翼周向气流的不对称性更加严重,在前行桨叶方,桨叶要向上挥舞,桨叶迎角减小;在后行桨叶方,桨叶要向下挥舞使桨叶迎角增大。在桨叶迎角本来很大的情况下,桨叶的向下挥舞使后行桨叶方的桨叶迎角接近甚至超过失速迎角。与此同时,随飞行速度增大,位于后行桨叶方的“返流区”要扩大,后行桨叶方的桨叶升力会因此减小。总之,大速度前飞进一步增加后行桨叶失速的可能。

飞行员急剧拉杆,旋翼桨盘后倾,旋翼迎角增大,桨叶

的迎角也普遍增大, 这样, 就会使旋翼桨叶失速, 或者说, 使后行桨叶方的失速区域进一步扩大。如果说大速度、大载重为旋翼失速提供了可能, 飞行员急剧拉杆则是旋翼失速的直接诱发因素。

旋翼后行桨叶方的桨叶失速后, 其迎角超过临界迎角, 升力系数下降, 产生向下的附加升力, 使桨叶进一步向下挥舞。另一方面, 由于后行桨叶方的“返流区”扩大, 位于“返流区”内的桨叶也产生向下的附加升力, 促使后行桨叶向下挥舞。由于桨叶在 270° 方位上述两种效应最强, 产生的向下挥舞加速度最大, 根据本教材第一章关于桨叶自然挥舞的运动规律可知, 桨叶的挥舞角要迟后桨叶挥舞加速度 90° 相位, 由于 270° 方位附近的桨叶失速, 使桨叶在 0° 方位 (直升机的正后方) 挥舞位置最低。这样, 旋翼桨盘就会因后行桨叶的失速, 而相对于桨毂平面向后倾斜一个角度, 必然要产生一个向后的附加纵向力 ΔH_s , 该力会对直升机的重心构成一个向上仰力矩 $\Delta H_s y_{s,j}$, 使直升机产生超出飞行员期望的上仰角速度, 而“自动上仰” (见图 8—15)。这就是直升机发生“自动上仰”的过程和基本原因。

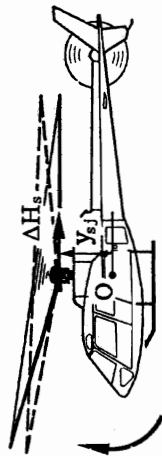


图 8—15 自动上仰

直升机在高原、高温条件飞行, 由于空气密度减小, 为了获得同样的旋翼拉力, 要求旋翼桨叶迎角增大, 使后行桨叶更容易失速, 因此, 也就更容易发生直升机的“自动上仰”。

(二) 直升机“自动上仰”的危害

直升机发生“自动上仰”后旋翼桨盘相对于桨毂平面后倾, 同时直升机仰角增大, 这样以来, 旋翼拉力的第一分力 T_1 要减小, 不足以平衡直升机重力 G , 使直升机下降高度。

由于后行桨叶失速, 后行桨叶表面的涡流区扩大, 涡流区内空气混乱度增加, 使桨叶气动力发生脉动变化, 这种脉动变化的气动力通过桨毂传递给机身, 会引起直升机的振动。

如果飞行员处置不当, 会使直升机在短时间形成较大坡度, 容易使直升机进入复杂状态, 危及飞行安全。

如果飞行员急剧下放总距杆或急剧蹬舵, 会使旋翼桨叶撞击尾梁, 或使尾桨桨叶碰撞尾斜梁, 对飞行安全构成威胁。

(三) 发生“自动上仰”的处置

当直升机发生“自动上仰”后, 飞行员往往采用向前推杆和下放总距杆的方法进行改出, 但是在这种情况下, 推杆不起作用或推不动杆, 下放总距杆则可能使直升机进入更危险的状态。

1. 为什么推杆不起作用或推不动杆

在正常飞行条件下, 飞行员前推驾驶杆, 旋翼桨盘向前倾斜, 也就是桨叶在 0° 方位挥舞最高, 在 180° 方位挥舞最低。桨叶之所以在 0° 方位挥舞最高, 是由于操纵自动倾斜器后, 桨叶在 270° 方位附近桨距增加最多, 其桨叶迎角增加也最多, 产生的上挥加速度最大, 由于挥舞角的变化迟

后上挥加速度 90° 相位, 所以桨叶在 0° 方位挥舞位置最高。

当发生旋翼失速后, 270° 方位附近的桨叶迎角超过了其失速迎角, 如果前推驾驶杆, 自动倾斜器倾斜将使 270° 方位附近的桨叶桨距及桨叶迎角增加, 而桨叶迎角增加不仅不能使桨叶升力和上挥速度增大, 而且还会使桨叶产生向下的附加升力, 加剧桨叶的向下挥舞, 使桨叶在 0° 方位挥舞位置更低, 旋翼桨盘更加后倾。这就是直升机进入“自动上仰”后, 向前推杆不起作用的原因。

如果旋翼桨叶的气流分离严重, 桨叶会发生失速性颤振, 相对轴向铰的桨叶扭转力矩增加, 使纵向操纵系统的载荷增大, 在极端的情况下, 这个载荷可能大于纵向操纵液压助力器活塞杆上的最大可用载荷, 使活塞杆移动困难, 这样, 也就无法推动驾驶杆了。

2. 为什么不能急剧下放总距杆

直升机“自动上仰”是由旋翼失速引起的, 下放总距杆可以减小旋翼桨叶迎角, 有助于退出旋翼失速, 但是, 当直升机发生“自动上仰”后却不能大幅度下放总距杆。这是因为, 在“自动上仰”过程中, 旋翼桨盘急剧后倾, 如果此时大幅度下放总距, 使旋翼可用功率减小, 桨叶的挠性增加, 就会缩小旋翼桨叶同尾梁的安全距离, 甚至导致“旋翼碰尾梁”的发生, 在机动飞行中发生“旋翼碰尾梁”, 其后果是十分严重的。

3. 直升机发生“自动上仰”后的正确处置方法

直升机在机动飞行中如果发生“自动上仰”的现象, 最基本的处置方法是, 保持驾驶杆位置, 稍放总距, 等待直

升机自动退出。由于前飞速度过大, 是造成旋翼后行桨叶失速的基本条件, 所以, 当速度减小后, 旋翼桨叶会自动退出失速状态, “自动上仰”也就自行缓解了。直升机发生“自动上仰”后, 桨盘相对于桨毂平面后倾和直升机仰角增大的共同作用, 旋翼产生很大的向后的气动力, 使飞行速度很快减小, 旋翼的失速状态也会很快得到缓解, 在直升机退出“自动上仰”状态后, 再推杆调整直升机姿态。

直升机进入“自动上仰”后, 还有一种处置方法可供选择: 稍放总距、保持驾驶杆前后位置, 向左蹬舵, 向左压杆。稍放总距杆的目的, 是为了减小旋翼桨叶的迎角, 有助于退出失速。向左蹬舵是为了减小尾桨所需功率, 使旋翼所需功率增大, 有助于改善后行桨叶方的失速环境。向左压杆则是为了使 180° 方位的桨距最大, 并使桨叶在 $180^\circ \sim 270^\circ$ 方位范围内, 产生上挥速度, 减小后行桨叶方的桨叶迎角。由于在“自动上仰”过程中推杆只能加剧旋翼失速, 无助于改出“自动上仰”状态, 拉杆又没有更多意义, 所以, 应该保持驾驶杆的前后位置。在退出“自动上仰”状态后, 再调整直升机姿态。

(四) 如何防止直升机进入“自动上仰”状态

防止直升机进入“自动上仰”的关键, 在于如何减小导致旋翼失速因素的影响, 归结起来有以下几条:

1. 在高原、高温条件下, 尽量避免大载重飞行

因为在此条件下, 载重飞行所需旋翼总距大, 桨叶迎角大。如果前飞飞行速度大或操纵量过大, 很容易导致后行桨叶的失速。

2. 在超载飞行时, 一定要控制前飞速度

超载飞行旋翼所需总距大，桨叶迎角大，若前飞速度过大，后行桨叶的下挥速度增加，会导致后行桨叶的失速，进而发生“自动上仰”。

3. 在大速度飞行时，要避免急剧上提总距杆

大速度飞行时，后行桨叶的下挥速度大，桨叶迎角大，如果急剧上提总距杆，可能使后行桨叶发生失速。

4. 在高桨距条件下，要避免拉杆过多

由于载重飞行、飞行环境或机动飞行的需要，直升机有时处在高桨距状态，如果在此情况下，粗暴向后拉杆，使旋翼迎角增大，桨叶的迎角也普遍增大，则在后行桨叶方的桨叶首先发生失速，使直升机进入“自动上仰”状态。

二、“旋翼碰尾梁”

正如多旋翼直升机的旋翼桨叶可能相互碰撞一样，单旋翼直升机的旋翼桨叶与尾梁之间也可能发生碰撞，这种碰撞一旦发生，一般都会造成比较严重的后果。直升机在停放时，

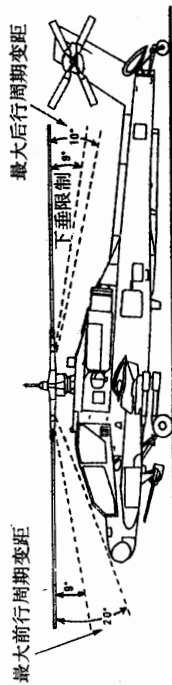


图 8-16 AH-64 直升机停放时桨尖与尾梁的安全间隔

桨叶自然下垂，桨叶尖端与尾梁之间留有安全间隔（见图 8-16）。而且停放时不允许有任何一片桨叶滞留在尾梁的正

上方。旋翼工作后，旋翼的桨叶形成锥体，正常情况下，即使旋翼锥体后倾到极限位置，桨叶尖端也不应该碰到尾梁。但在实际中，桨叶与尾梁碰撞的情况却屡有发生。下面简要分析之。

（一）“旋翼碰尾梁”的可能性

旋翼桨叶之所以能与尾梁发生碰撞，是因为在构造上和旋翼运动特性上存在着发生碰撞的可能性。

1. 旋翼桨叶具有刚性和挠性两重性

旋翼桨叶本身是一狭长的薄片，其中通常有金属梁支撑。当旋翼不转动时，桨叶的根部固定在桨毂上，而桨尖是自由的，如果有外力作用在桨叶上，桨叶本身可能发生大幅度的弹性变形，这时的桨叶明显是属于挠性的。但是，一旦旋翼转动并达到一定转速后，桨叶各部分受到强大的惯性离心力作用，桨叶的弹性受到很大的约束，整片桨叶可以看作一个刚性体。旋翼桨叶的这种刚、挠两重性是造成与尾梁碰撞的重要原因。

2. 旋翼桨叶限位块不能完全防止桨叶与尾梁碰撞

为了防止旋翼桨叶的过分挥舞，大部分直升机装有挥舞限位器。限位器通常由一对限位块组成，有的是固定的，有的是活动的。活动的限位块靠本身承受的离心力控制，旋翼转速大时限位块甩开，保证桨叶有足够的挥舞范围；旋翼转速小时限位块收拢，限制桨叶的挥舞。但是，这种方法只能在桨叶显示出充分的刚性时，才能起到限位的作用；当旋翼转速很低、桨叶的挠性明显时，桨叶能绕过限位块继续挥舞，使限位块失去限位作用。所以说，旋翼桨叶限位块不能完全防止桨叶与尾梁的碰撞。

3. 在特定的情况下, 旋翼桨叶可能有很大的挥舞量。旋翼正常工作, 桨叶尖部的挥舞范围通常在几十厘米, 但是在特定情况下, 桨叶尖部的挥舞范围超过一米以上的超量挥舞并不罕见。

上述三个特点是导致旋翼桨叶与尾梁碰撞的必要条件, 由于这个条件的存在, 也就有了“旋翼碰尾梁”的可能性。

(二) “旋翼碰尾梁”的原因分析

导致旋翼桨叶与尾梁碰撞的具体原因主要有三个:

1. 直升机的有关部件损坏

旋翼桨叶是通过固定机构联结在桨毂上的, 其联结部件如水平铰、垂直铰、轴向铰一旦损坏, 桨叶可能飞脱; 同步拉杆、变距拉杆及轴承、桨叶减摆器等一旦损坏, 桨叶可能严重脱铰。这些原因都可能导致桨叶与尾梁的碰撞。

2. 旋翼低速转动时突风的影响

直升机开车时, 旋翼转速低, 桨叶表现出很大的挠性, 如遇突风的作用, 旋翼桨叶可能发生超量挥舞, 致使旋翼桨叶与尾梁碰撞, 因此, 各型直升机手册都对开车时的最大风速进行限制, 这些限制是必须遵守的。

除了自然风以外, 人工风往往具有更大的危害性。直升机在滑行或近地飞行时, 向四周排出的气流速度可能达到40~50公里/小时, 当直升机滑过或低高度飞过另一架正在开关车的直升机附近时, 正在开关车的直升机会因此而受到影响, 造成桨叶的超量挥舞, 进而发生“旋翼碰尾梁”。

3. 飞行中操纵不当

由于飞行操纵不当造成旋翼桨叶与尾梁的碰撞, 主要发生在以下几个飞行阶段:

① 滑行中

滑行中, 总距杆在最低位置, 旋翼桨盘后缘距尾梁的安全间隔小, 如果为了减速, 急剧向后拉杆, 旋翼锥体后倾, 就会造成旋翼与尾梁发生危险接近, 甚至碰撞。如果滑行中遇有下坡, 直升机机体突然下俯, 而旋翼由于陀螺定轴性的影响, 没有立即随机体下俯, 也会造成安全间隔减小, 桨盘后缘与尾梁接近。

② 着陆中

在下滑减速过程中, 飞行员为尽快降低高度, 减小前飞速度, 在下放总距的同时, 过量向后拉杆, 一方面使桨叶的挠性增加, 另一方面使桨盘后倾, 就可能导致旋翼桨叶与尾梁的间隔减小, 甚至碰撞。

直升机在滑跑着陆前, 总距杆位置比较低, 驾驶杆位也比较靠后, 如果接地姿势大, 当着陆比较重时, 后轮先接地, 地面弹力对直升机构成下俯力矩, 而此时飞行员又往往容易向后拉杆。这些因素综合在一起, 就可能导致旋翼桨叶与尾梁的碰撞。

③ 垂直机动飞行中

当急剧进入俯冲或改出跃升时, 如果推杆过猛, 直升机绕横轴下俯角速度过大, 同时又快速下放总距杆, 桨叶的挠性增加, 这时旋翼桨盘与尾梁之间的相对运动, 会使安全间隔迅速减小。在急剧改出俯冲时, 总距低, 如果拉杆过量, 同样存在“旋翼碰尾梁”的危险。

最不利的情况是在飞行员为了急剧减速, 在迅速下放总距的同时粗猛拉杆, 在桨叶挠性增加和桨盘后倾的共同作用下, 很容易发生“旋翼碰尾梁”。

研究证明,飞行中急剧地往复操纵驾驶杆,也是诱发旋翼桨叶与尾梁碰撞的重要原因。

(三)“旋翼碰尾梁”的预防

1. 保持桨叶与桨毂的联结部件处在良好状态
事故统计表明,桨叶与桨毂联结部件的损坏,是导致“旋翼碰尾梁”的重要原因。为了防止“旋翼碰尾梁”的发生,应熟悉有关部件的安装情形,加强对有关部件的检查,并使之处于良好状态。

2. 在开关车时防止突风的影响

直升机开关车时,旋翼转速低,桨叶挠性大,容易受突风影响。因此,在开关车时要严格遵守有关风速的限制规定,还要特别注意附近滑行或低高度通过的直升机旋翼尾流的不利影响。

3. 飞行中防止操纵过量和不当操纵

直升机在地面滑行时,速度不宜大,滑行中减速拉杆不要过量,应以机轮刹车减速为主,避免在不平的道面上以过大速度滑行。

空中飞行时,应禁止在下放总距杆的同时急剧拉杆。飞行时发生“旋翼碰尾梁”,一般都是由于下放总距杆,桨叶挠性增加,又急剧后拉驾驶杆,使机体与桨盘产生相对运动两个原因综合作用的结果,如果这两个因素不同时起作用,就大大减小了“旋翼碰尾梁”的可能性。