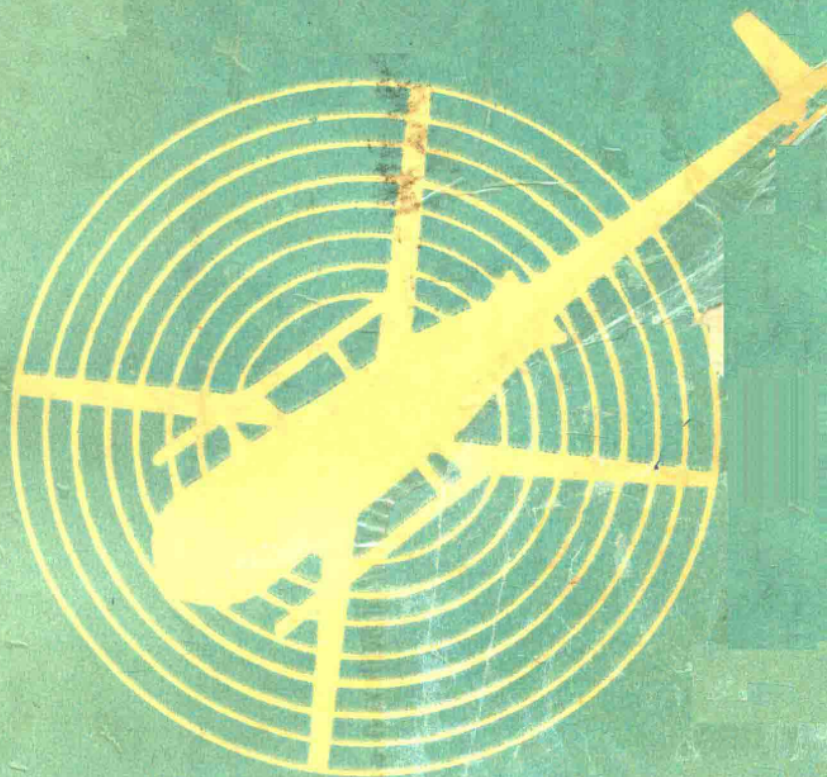


# 直升机动力学设计

张晓谷 主编



航空工业出版社

# 直升机动力学设计

张晓谷 主编

航空工业出版社

1995

## 内 容 提 要

本书从分析模型出发,研究直升机动力学问题的物理本质,并结合直升机研究、生产及使用过程中的经验教训,着重讨论在研制过程中如何处理动力学问题,特别是设计处理问题。主要包括旋翼型式及动力学特性、旋翼及尾桨载荷、直升机振动及减振技术、旋翼及尾桨的气弹稳定性、旋翼与机体耦合的动力稳定性、旋翼/动力/传动扭振系统动力学问题和动力学分析中的动力入流非定常气动模型等内容。

本书主要作为航空院校直升机设计专业本科生和研究生专业课教材,亦可供工厂、研究所、部队及民航等单位从事直升机设计、制造、试验及使用维护工作的工程技术人员参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

直升机动力学设计/张晓谷主编. —北京:航空工业出版社,1995. 12  
ISBN 7-80046-206-4

I. 直… II. 张… III. 直升机-空气动力学-技术-设计 IV. V 211. 52

中国版本图书 CIP 数据核字(95)第 08236 号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里14号 100029)

南京航空航天大学印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

1995年12月第1版

1995年12月第1次印刷

开本:787×1092 1/16 印张:9

字数:222千字

印数:1—1 000

定价:9.50元

# 前 言

直升机动力学问题的严重性及其在直升机研制中的重要性已逐渐成为直升机界的共识,而且不少人也认识到,动力学问题不仅仅是个分析计算的问题,而是渗透到直升机研制的全过程。在某种程度上,直升机设计实质上是个动力学设计问题。相应地,在直升机专业人才的培养上,也就必须注重这方面的知识和能力。

在直升机多年的发展中积累了丰富的经验,对动力学问题的认识也在逐步深入。但目前有关直升机动力学的一些专著及教科书,有的过于理论化,有的侧重于分析模型及方法,而研制实践中得出的宝贵经验则介绍得很少,有的则过于简略,缺乏深入具体的分析。

本书从基本分析模型出发,研究问题的物理本质,并结合直升机研制实践的经验教训,着重讨论在研制全过程中如何处理动力学问题,特别是设计处理。这也是本书取名《直升机动力学设计》的由来。

本书第二章介绍旋翼动力学特性及构造型式,这是动力学分析的出发点;第三章介绍旋翼及尾桨振动载荷,这是直升机的主要振源;第四章介绍直升机振动及减振技术,这是个一直困扰着直升机的严重动力学问题;第五章简要介绍旋翼动力稳定性问题;第六章介绍直升机动力学中最为复杂的旋翼与机体耦合的动力稳定性问题——地面共振及空中共振;第七章则介绍另一种耦合动力学问题——旋翼与动力传动系统耦合的扭振动力学问题;第八章介绍动力学分析中的动力入流非定常气动模型。这些内容基本上包括了直升机动力学的主要问题。

刘强同志撰写了第四章第七节和第六章第三节,包劲松同志撰写了第八章。王适存教授对全书进行了审阅并提出了宝贵的意见,特此致谢。

诚挚地希望本书能得到读者的批评指正。

张晓谷

1995.7

# 目 录

第一章 引论	(1)
第一节 直升机的动力学系统	(1)
第二节 直升机主要动力学问题	(2)
第三节 动力学问题在直升机研制中的地位	(2)
第二章 旋翼动力学特性及构造型式	(4)
第一节 旋翼构造型式	(4)
第二节 旋翼桨叶固有特性	(5)
第三节 旋翼桨叶结构耦合	(11)
第四节 旋翼整体振型及多桨叶坐标转换	(13)
习题	(16)
第三章 旋翼及尾桨振动载荷	(18)
第一节 概述	(18)
第二节 桨叶载荷与响应	(19)
第三节 桨叶内力及桨根力	(24)
第四节 桨毂力分析	(32)
第五节 尾桨的激振力	(43)
习题	(45)
第四章 直升机振动及减振技术	(46)
第一节 概述	(46)
第二节 直升机的振源	(49)
第三节 直升机的振动特性及标准	(50)
第四节 旋翼激振力及其降低	(54)
第五节 机体动力学特性	(57)
第六节 直升机吸振及隔振装置	(62)
第七节 直升机主动控制减振系统	(66)
第八节 直升机研制中的振动控制	(71)
习题	(73)
第五章 旋翼动力稳定性	(74)
第一节 概述	(74)
第二节 旋翼挥舞/摆振动不稳定性	(74)
第三节 旋翼颤振	(77)
第四节 旋翼变距/摆振动不稳定性	(79)
习题	(79)
第六章 直升机地面共振和空中共振	(80)

第一节	概述 .....	(80)
第二节	地面共振的机理及主要影响因素 .....	(81)
第三节	地面共振的分析模型及分析方法 .....	(87)
第四节	防止出现地面共振的措施 .....	(94)
第五节	直升机的空中共振 .....	(99)
	习题 .....	(107)
第七章	旋翼/动力/传动扭振系统动力学问题 .....	(108)
第一节	概述 .....	(108)
第二节	机械扭振系统固有特性分析计算 .....	(109)
第三节	防止共振的设计措施 .....	(114)
第四节	耦合动稳定性分析计算 .....	(116)
第五节	防止耦合动不稳定性的设计措施 .....	(117)
第六节	讨论 .....	(119)
	习题 .....	(119)
第八章	动力学分析中的动力入流非定常气动模型 .....	(120)
第一节	概述 .....	(120)
第二节	动力入流模型 .....	(122)
第三节	动力入流对旋翼操纵导数的影响 .....	(124)
第四节	动力入流对孤立旋翼动稳定性及直升机空中共振的影响 .....	(129)
第五节	讨论 .....	(131)
	习题 .....	(133)
	参考文献 .....	(134)

# 第一章 引 论

直升机与定翼机(飞机)不同,它由旋翼来提供升力及前飞所需拉力。在前飞时旋翼桨叶处于复杂的周期变化的气动环境中。离心力场中的细长的旋翼桨叶各个运动自由度之间存在着多种气动、惯性、结构及几何的耦合。而旋转的旋翼与机体之间也有复杂的耦合关系。这些多方面的因素是直升机动力学问题的主要来源。

## 第一节 直升机的动力学系统

图 1-1 所示为典型的直升机结构。

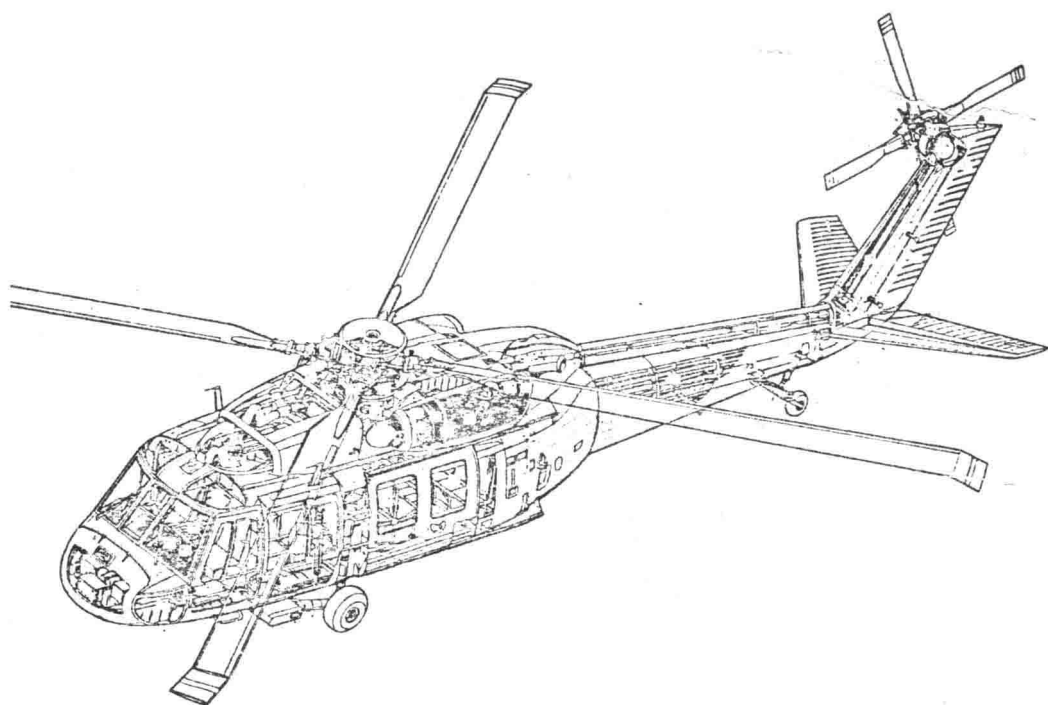


图 1-1 典型直升机结构

图示直升机中,在动力学问题中起主要作用的系统有:

- ① 旋翼桨叶

旋翼桨叶是一种处于强离心力场中的细长弹性悬臂梁,其根部约束条件则取决于旋翼型式及具体的构造,有铰支、带弹性的铰支及固支等不同的情况。

## ② 机体

机体是一种典型的飞行器薄壁结构。直升机机体的特点是外形不规则、变化大、带有多个集中质量(发动机、减速器、起落架、乘员及装载等),并有大开口等。

## ③ 机体/起落架系统

直升机地面开车时机体由起落架支持在地面上。对直升机动力学问题起主要作用的往往是其低阶模态,机体可视为刚体。刚硬的机体连同“弹性”的起落架一起组成了一个质量-弹簧系统。

## ④ 旋翼(尾桨)/传动/动力扭振系统

旋翼、尾桨及发动机通过传动系统连接在一起形成了一个机械扭振系统。

在直升机动力学问题中起作用的还有其它一些系统。对于具体问题需要作具体分析。

# 第二节 直升机主要动力学问题

直升机的主要动力学问题大体有振动载荷、振动及动力稳定性等三个方面。

## 一、振动载荷

前飞时作用于旋翼桨叶上的周期性气动载荷会引起桨叶的振动响应,而此响应又反馈于外部气动载荷,因此这实质上是一个气弹耦合的响应问题,也是旋翼严重的疲劳问题的根源。各片桨叶的振动载荷合成为旋翼的振动载荷,这又是直升机严重的振动问题的主要根源。

## 二、振动 (机体) 振动 (响应)

旋翼的振动载荷作用在机体上引起其振动响应。与飞机不同,直升机在前飞时始终要承受持续的周期性的振动。它不仅会影响乘员及旅客的效率及舒适性,还会引起结构的疲劳、降低设备的可靠性,以至增加维护工作量。

## 三、动力稳定性 (机体) 稳定性

前述的直升机的多方面的复杂的耦合关系导致了多种严重的动力稳定性问题。在直升机展史上,地面开车时旋翼/机体耦合的机械不稳定性问题(即所谓地面共振)造成了许多严重的后果。随着新型式旋翼的出现,在飞行中又出现了称为空中共振的类似的问题,它是一种气弹/机械动不稳定性。旋翼的动不稳定性,包括变距/挥舞不稳定性(经典颤振)、变距/摆振不稳定性及挥舞/摆振不稳定性等。

上述问题中前二者属于强迫振动的响应问题,也就是说振动来自外部能源。而动不稳定性则来自内部能源,即所谓自激振动。

# 第三节 动力学问题在直升机研制中的地位

任何一种成功的直升机都必须具有良好的动力学特性:足够的动力稳定性裕度、可接受的



翼及机体振动载荷以及低的振动水平。即使具有良好的气动性能,如不能满足上述要求,直升机也无法投入使用。如不能保证地面共振稳定性裕度,甚至不能进行地面开车。直升机的某使用极限是由动力学问题所决定的。直升机工作原理及结构的特殊性造成了动力学问题在研制中特殊重要地位。甚至有人不无夸大地说,直升机技术就等于动力学。

动力学特性决定于各种结构及几何参数,特别是旋翼。一些看来不重要的设计变化都可能引起动力学特性的显著变化。为了保证满意的动力学特性,就必须在研制的全过程中予以控制,包括概念研究、初步设计、细节设计、试制、试验室试验、地面试验、飞行试验,以及使用维护等各个环节。

一部直升机发展史在很大程度上,可以说是和动力学问题斗争的历史。当代直升机在这方面已有了很大的进步,但直升机动力学仍然还是不成熟的。这主要是由于问题的复杂性以及对其本质缺乏深入的了解。因而一些重要的动力学问题预估的准确度往往还是很低。这样一方面直升机的研制依赖于试验及试飞的程度很大,另一方面原型机往往要有很多甚至是重大的设计更改。这也是直升机研制成本高、周期长的主要原因。由原型机首飞到投入批生产往往需要好几年的时间。

由于直升机动力学的不成熟性及预估的准确性低,有人就把直升机动力学特性(特别是振动水平)的好坏归之于“运气”。因而在研制中就不重视必要的动力学分析。实践证明,即使是不很准确的动力学分析,只要是随着试验的进行而据此予以不断的“更新”,就能有效地防止出现严重的动力学问题,或者出现时在其指导下能迅速找出原因,提出解决问题的有效措施。

直升机界的学者及工程技术人员多年来作了大量的深入的研究工作,取得了很多成果。是,把这些多方面的成果综合起来解决实际问题则显得不足。另一方面,由于动力学问题的复杂性,随着研究工作的进展,分析模型以及相应的分析程序就越来越复杂,考虑的因素越来越多,在一定程度上成了个“黑匣子”,难以用于对问题本身的理解及指导研制实践。这也是存在的一个问题。

正确的做法,是把理论分析与工程实践密切地结合起来,对于复杂的现象要认识其机理,分清主次,找出其主要影响因素,而不是仅仅满足于建立了复杂的分析模型。在直升机研制中积累了丰富的解决动力学问题的实践经验和教训。除此以外,还进行了大量的模型和全尺寸试验研究。这些都是深入对动力学问题本质的认识和发展及检验理论分析模型的源泉和依据。在发生了理论分析未曾预计到的动力学问题时,成功的经验都是根据现象并通过试验理论分析模型的缺陷,由此修改分析模型,使其能复现发生的问题,进一步在其指导下解决问题的措施。某些严重的动力学问题目前预估的准确度还很差。即使如此,只要对问题质和主要影响因素有一定的认识,也能根据不太准确的预估和动力学特性的分析,找出问题的原因和解决的措施。总之,复杂的动力学问题以及直升机构造、材料和工艺的发展,为动力学研究和实践提供了广阔的天地。

## 第二章 旋翼动力学特性及构造型式

旋翼动力学特性主要指其模态特性:固有频率及振型等。这些特性对于直升机动力学问题往往起重要的甚至是决定性的作用。某些特性对直升机飞行品质也有重要的影响。而旋翼动力学特性在一定程度上又取决于其构造型式。这些都是本章要着重讨论的问题。

### 第一节 旋翼构造型式

在直升机发展史中,进入实际应用而且目前仍然广泛应用或正在投入使用的旋翼型式,主要有铰接式、无铰式及无轴承式等几种。除此以外,可称为半铰接式的一些型式也应用较多。旋翼型式见图 2-1。

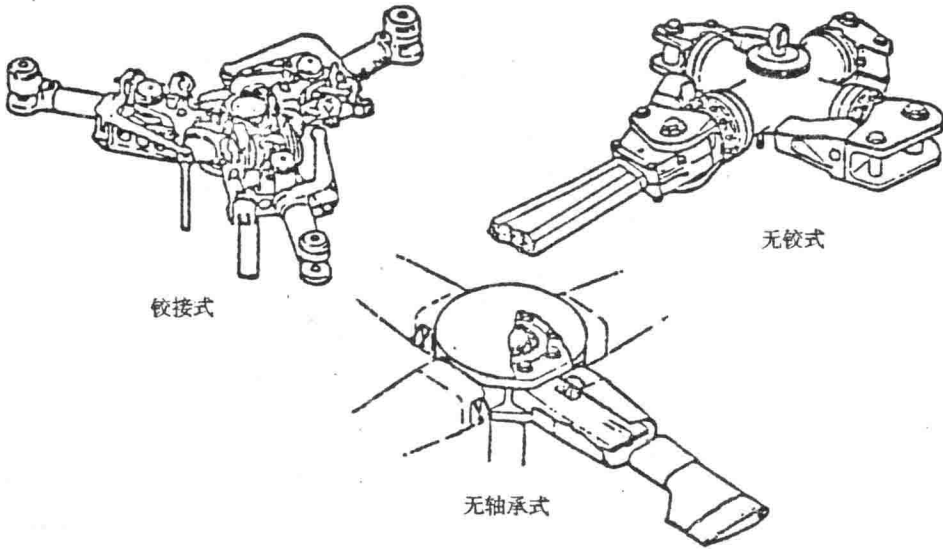


图 2-1 旋翼型式

#### 一、铰接式旋翼 25, 26, 28

桨叶通过桨毂上的挥舞铰(水平铰)、摆振铰(垂直铰)及变距铰(轴向铰)与旋翼轴相连接。也就是说,在挥舞和摆振方向桨叶都是根部铰支的,而扭转(变距)则受到操纵系统的约束,属于根部铰支而又带弹性约束的情况。长期以来各铰都采用金属滚动轴承,三个铰是分开来的,其典型的排列顺序是挥舞铰、摆振铰及变距铰依次由内向外。也有摆振铰在变距铰外的设计,

美国 CH-47 纵列式直升机。美国西科斯基直升机曾长期采用挥舞铰与摆振铰重合的布局,构造类似于万向接头,而从运动关系上则是挥舞铰在摆振铰之外。

近年来,在旋翼上广泛采用弹性体轴承来代替金属滚动轴承。也有用径向及推力弹性体轴承来代替相应的金属滚动轴承的处理。但发展趋势是用一个球面弹性体轴承来实现三个铰的功能。尽管弹性体轴承有一定的刚度,但这刚度很小,桨叶仍然是根部铰支的。

## 二、半铰接式旋翼

这种旋翼的特点是没有摆振铰。应用最多的是两片桨叶连在一起共用一个挥舞铰的两叶翘翘板式旋翼。也有三叶旋翼只有分别的挥舞铰没有摆振铰的情况。

## 三、无铰式旋翼 "2010", B0-105

这种旋翼的特点是没有挥舞铰及摆振铰而只有变距铰。桨叶的挥舞及摆振运动完全通过根部的弹性变形来实现,是根部固支的。

## 四、无轴承式旋翼 Bell, RAH-66, Fc-135 B0108, 011-1, AH-12 UH-60尾梁

这种旋翼既没有挥舞铰、摆振铰,也没有变距铰。也就是说,其变距运动也是通过根部的扭转弹性变形来实现。

除上述典型情况以外,还出现了一些变种。所谓星形柔性旋翼,实际上就是挥舞铰带弹性约束的铰接式旋翼。近年来粘弹减摆器应用较广泛。它不仅提供阻尼,同时也附加了弹性约束(来自粘弹材料复模量的实部)。因此,带粘弹减摆器的铰接式旋翼桨叶在摆振方向也是根部铰支而带弹性约束的。

上述的旋翼型式分类及命名是公认的也是较为科学的。有些公司对自己研制的旋翼型式起了带商业色彩的名称,但究其实质往往仍然属于上述型式之一。如所谓"球柔性"旋翼,只不过是带球面弹性体轴承的铰接式旋翼。这是我们必须注意的。

用个球面弹性轴承代替铰接式铰,三铰合一实现桨叶挥舞摆运动。  
第 3 节 旋翼桨叶固有特性  
EC-15 NH-90 Ec-155

细长的桨叶在结构分析时完全可以作为弹性梁来处理。它主要有三个方向的运动:挥舞(垂直)方向、摆振(水平)方向及扭转(变距)方向,相应地也就有这三个方向的模态特性。挥舞变形见图 2-2。

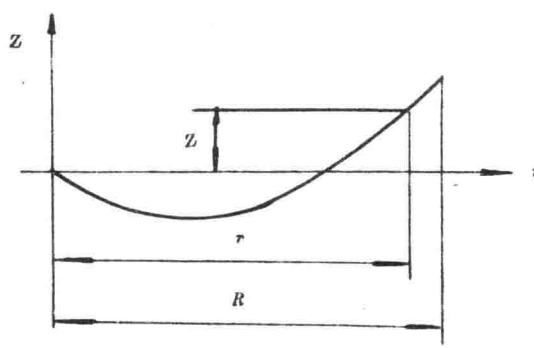


图 2-2 桨叶挥舞变形

由桨叶微段的平衡关系可得出挥舞面平衡方程如下:

$$\text{弹性梁运动微分方程} \quad m\ddot{z} + (EJ_{\beta} z'')'' - \Omega^2 (z' \int_r^R m r_1 dr_1)' = 0 \quad (2-1)$$

式中:  $EJ_{\beta}$ ——桨叶剖面挥舞弯曲刚度;

$m$ ——桨叶单位长度的质量;

$z$ ——挥舞变形(图 2-2);

( $'$ )——对桨叶径向的微分;

( $\ddot{\phantom{z}}$ )——对时间的微分。

挥舞变形  $z$  为展向坐标  $r$  及时间  $t$  的函数, 可表示为:

$$z(r, t) = \sum_{j=1}^{\infty} \gamma_j(r) q_j(t) \quad (2-2)$$

通常在稳态飞行状态下  
 $q_j(t) = q_j(t)$

式中  $\gamma_j$  为挥舞第  $j$  阶模态的振型函数, 而  $q_j$  则为相应的时间函数, 也就是第  $j$  阶模态的广义坐标。振型函数除满足边界条件外还要满足如下的正交条件:

$$\int_r^R m \gamma_j \gamma_k dr = \begin{cases} M_j & k = j \\ 0 & k \neq j \end{cases} \quad (2-3)$$

式中  $M_j$  又称为第  $j$  阶模态的广义质量。正交条件的物理意义是振动时某一模态的质量力对另一模态不作功。利用此条件可将各模态分离开来。将(2-1)式各项乘以  $\gamma_j$  再沿展向积分, 利用正交条件并经变换后, 就可得出第  $j$  阶模态的平衡方程。

$$M_j \ddot{q}_j + \left\{ \int_0^R EJ_{\beta} \gamma_j''^2 dr + \Omega^2 \int_0^R \gamma_j'^2 \left( \int_r^R m r_1 dr_1 \right) dr \right\} q_j = 0 \quad (2-4)$$

由此式可得出挥舞第  $j$  阶模态固有频率  $\omega_{\beta j}$  的表达式:

$$\omega_{\beta j}^2 = \frac{K_j}{M_j} \quad (2-5)$$

$K_j$  为第  $j$  阶模态的广义刚度:

$$K_j = \int_0^R EJ_{\beta} \gamma_j''^2 dr + \Omega^2 \int_0^R \gamma_j'^2 \int_r^R m r_1 dr_1 dr \quad (2-6)$$

等式右方第一项为弹性刚度, 第二项为离心力刚度。

对于摆振面处理方法相同, 但这时离心力为中心力系, 因而其平衡方程为:

$$m\ddot{y} + (EJ_{\xi} y'')'' - \Omega^2 (y' \int_r^R m r_1 dr_1)' - \Omega^2 m y = 0 \quad (2-7)$$

$$\omega_{\xi j}^2 = \frac{K_j}{M_j} \quad (2-8)$$

$$K_j = \int_0^R EJ_{\xi} \eta_j''^2 dr + \Omega^2 \left[ \int_0^R \eta_j'^2 \left( \int_r^R m r_1 dr_1 \right) dr - 1 \right] \quad (2-9)$$

式中:  $EJ_{\xi}$ ——桨叶剖面摆振弯曲刚度;

$y$ ——摆振变形;

$\eta_j$ ——摆振第  $j$  阶模态振型函数。

图 2-3 所示为某无铰式旋翼挥舞及摆振固有频率随旋翼转速  $\Omega$  的变化。图上也示出了旋翼各次谐波(激振力的频率)即旋翼转速  $\Omega$  的整数倍数。这也就是所谓旋翼的共振图。图 2-4 及图 2-5 所示为典型的铰接式及无铰式旋翼挥舞面的振型, 同时标出了相应的固有频率。摆振面的振型与其类似。

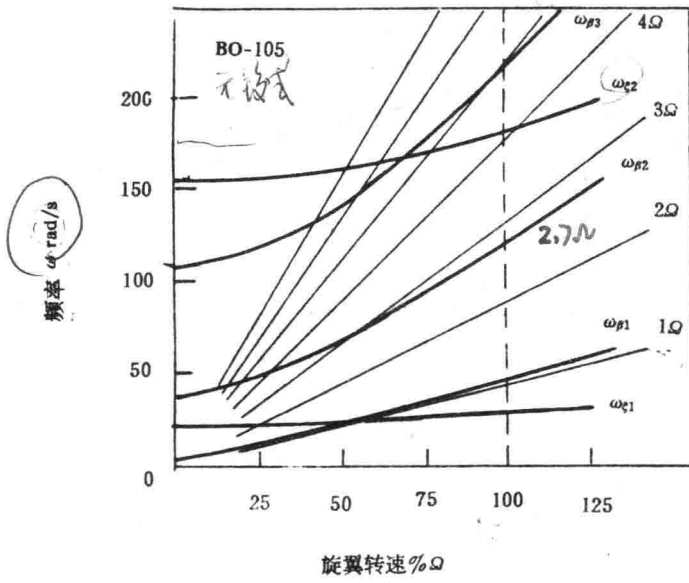


图 2-3 旋翼共振图

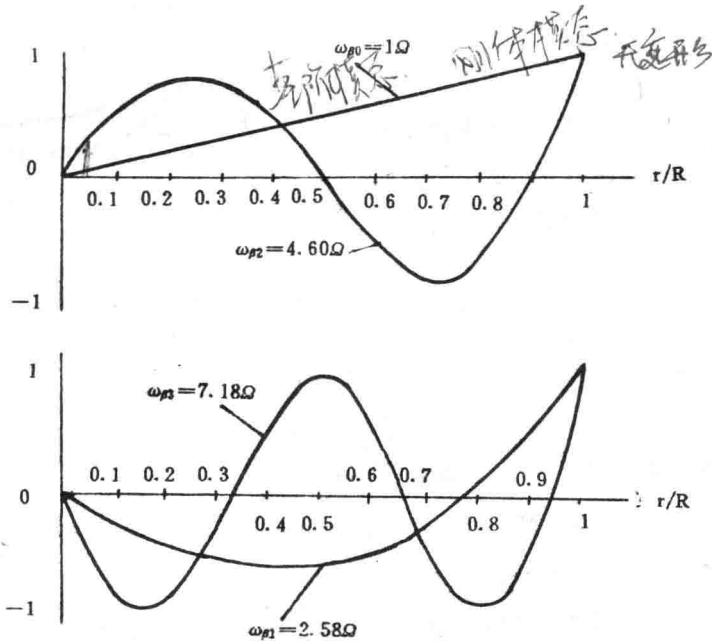


图 2-4 铰接式旋翼的典型振型

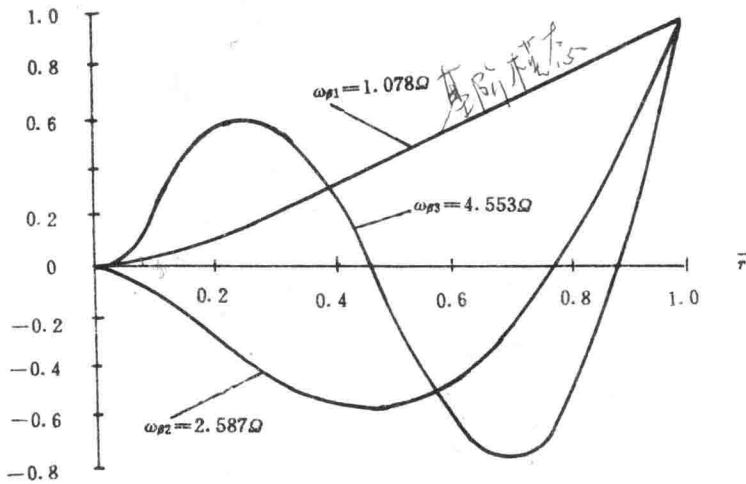


图 2-5 无铰式旋翼的典型振型

固有频率随着转速的加大而增加，这反映了离心力刚度的加大。但是摆振固有频率则增加较少。这一方面是由于摆振面离心力的作用要比挥舞面小得多，另一方面桨叶弦向结构刚度要比挥舞刚度大得多，因而摆振面不随转速改变而改变的结构刚度的作用要比挥舞面大得多。由图 2-4 及图 2-5 可以看出，铰接式及无铰式旋翼各模态的振型相似频率相近，无轴承式也大体如此。振型上最大的区别，是铰接式根部铰支，所以挥舞铰处振型函数二阶导数为零；而无铰式及无轴承式根部固支，所以振型函数一阶导数为零。无铰式及无轴承式模态弯矩均以根部为最大。图 2-6 所示的一阶模态弯矩分布就说明了这一点。

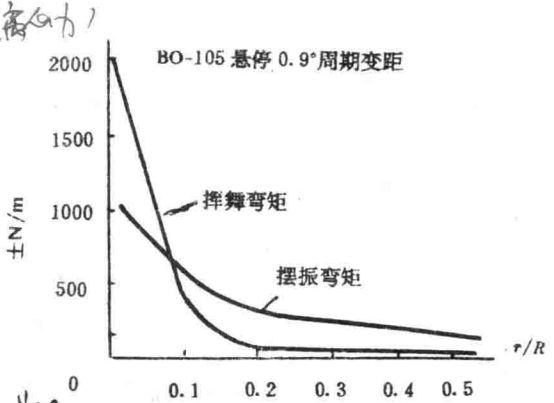


图 2-6 无铰式旋翼一阶模态弯矩分布

铰接式旋翼零阶模态及无铰式、无轴承式的一阶模态统称为基阶模态。它对于直升机动力稳定性及飞行力学最为重要。桨盘倾斜（一次谐波挥舞）引起的桨毂力矩直接取决于基阶模态旋翼中心的模态弯矩。旋翼中心的模态弯矩可以下式表示：

$$M_0 = (\omega_{\beta 1}^2 - \Omega^2) \int_0^R m \gamma_1 r dr \quad (2-10)$$

为了统一起见基阶模态的固有特性均以下标 1 表示。

基阶模态振型函数差别不大，因而模态弯矩主要取决于其固有频率。对于铰接式旋翼，即使挥舞铰外伸量不等于零，其振型函数也基本上是条直线。因而基阶模态的固有频率可表达为下式：

$$\omega_{\beta 1} = \sqrt{\left(1 + \frac{I_{\beta}^S \ell}{I_{\beta}}\right)} \Omega \quad (2-11)$$

其中  $l_\beta, s_\beta, I_\beta$  分别为挥舞铰外伸量、绕挥舞铰的质量静矩及惯矩。如桨叶为等质量分布，则  $\omega_{\beta 1}$  又可表达为下式：

$$\omega_{\beta 1} = \sqrt{\left(1 + \frac{3}{2}\bar{l}_\beta\right)}\Omega \quad (2-12)$$

其中  $\bar{l}_\beta = l_\beta/R$ ，此时  $\bar{\omega}_{\beta 1} = \omega_{\beta 1}/\Omega$  为常数，不随转速而变化。在  $\bar{l}_\beta = 0$  (中心铰) 时， $\bar{\omega}_{\beta 1} = 1$ 。翘翘板式旋翼就是这种情况。由于构造的限制，挥舞铰外伸量不可能很大。黑鹰(UH-60A)直升机  $\bar{l}_\beta$  达到 4.7%，一般难以超过，相应的  $\bar{\omega}_{\beta 1} = 1.035$ ，这也几乎是铰接式旋翼的上限了。

对于带弹性约束的铰接式旋翼， $\omega_{\beta 1}$  可近似地表达为下式：

$$\omega_{\beta 1} = \sqrt{\frac{K_\beta}{I_\beta} + \left(1 + \frac{l_\beta s_\beta}{I_\beta}\right)\Omega^2} \cong \sqrt{\frac{K_\beta}{I_\beta} + \left(1 + \frac{3}{2}\bar{l}_\beta\right)\Omega^2} \quad (2-13)$$

其中  $K_\beta$  为绕挥舞铰的弹性约束刚度，由于其作用，可以提高  $\omega_{\beta 1}$ ，从而加大桨毂力矩。以 SA365N 型直升机为例，其星形柔性旋翼的  $\bar{l}_\beta$  约为 3.86%，不计入弹性约束时其  $\bar{\omega}_{\beta 1} = 1.031$ ，而计入弹性约束后在额定转速时其  $\bar{\omega}_{\beta 1} = 1.038$ ，由式(2-9)可得出其桨毂力矩增加约 23%。在这里引入所谓当量挥舞铰外伸量的概念，也就是说要达到同样的  $\bar{\omega}_{\beta 1}$ ，不带弹性约束的纯铰接式旋翼所需的挥舞铰外伸量。对于上述旋翼，当量挥舞铰外伸量  $\bar{l}_e$  为 4.9%。要达到同样的  $\bar{\omega}_{\beta 1}$ ，不带弹性约束的纯铰接式旋翼的桨毂尺寸就要加大很多。

无铰式及无轴承式旋翼额定转速时的  $\bar{\omega}_{\beta 1}$  一般在 1.08~1.15 的范围内，相应的当量挥舞铰外伸量  $\bar{l}_e$  约为 11%~21.5%，这是纯铰接式旋翼不可能做到的。由于无铰式及无轴承式旋翼桨叶基阶模态的弯曲变形集中在根部，根部以外的桨叶基本上是条直线，因而在动力学及飞行力学分析中，对于无铰式及无轴承式旋翼有时可采用等效铰模型，也就是用一个等效的(  $\bar{\omega}_{\beta 1}$  相等的)带弹性约束的铰接式旋翼来代替它。等效挥舞铰的位置可由桨叶直线段的延长线来确定(图 2-7)，也可取为根部柔性元件的中点。等效弹簧刚度则可由(2-13)式确定。

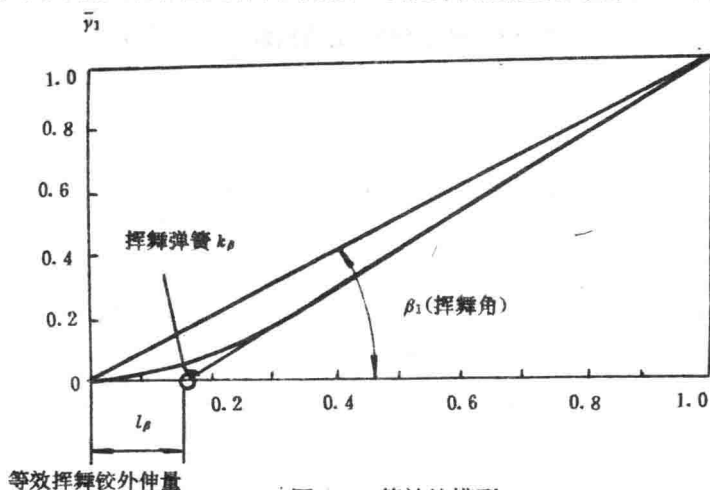


图 2-7 等效铰模型

对于摆振基阶模态，也可以采取类似的处理方法。摆振基阶固有频率  $\bar{\omega}_{\xi 1}$  可以下式表达：

$$\omega_{\xi 1} = \sqrt{\frac{K_\xi}{I_\xi} + \left(\frac{l_\xi s_\xi}{I_\xi}\right)\Omega^2} \cong \sqrt{\frac{K_\xi}{I_\xi} + \left(\frac{3}{2}\bar{l}_\xi\right)\Omega^2} \quad (2-14)$$

其中  $K_\xi, l_\xi, s_\xi, I_\xi$  分别为绕摆振铰的弹簧刚度、摆振铰外伸量、绕摆振铰的质量静矩及惯

矩。对于纯铰接式旋翼,  $K_s=0$ ,  $\bar{l}_s$  约为 3%~5%,  $\bar{\omega}_{s1}$  则在 0.2 以上不超过 0.3。但在采用粘弹减摆器时, 其弹性约束会显著提高  $\bar{\omega}_{s1}$ 。SA 365N 的  $\bar{l}_s=3.86\%$ , 无弹性约束时  $\bar{\omega}_{s1}=0.252$ , 而计入弹性约束额定转速时则提高到约 0.6。一般无铰式及无轴承式旋翼的  $\bar{\omega}_{s1}$  约为 0.6~0.7。采用粘弹减摆器的铰接式旋翼的  $\bar{\omega}_{s1}$  已接近于无铰式及无轴承式旋翼了。

上述情况在额定转速时  $\omega_{s1}$  均小于旋翼转速  $\Omega$ , 这一般称为摆振柔软式。如大于旋翼转速, 则称为摆振刚硬式。但这只有将桨叶及桨毂在摆振面内设计得非常刚硬时才能做到。

以上讨论了桨叶挥舞及摆振振动的固有特性, 此外还有扭转振动的固有特性。由桨叶微段的平衡关系可得出扭转平衡方程如下:

$$(GJ_\varphi \varphi')' - I_\varphi(\ddot{\varphi} + \Omega^2 \varphi) = 0 \quad (2-15)$$

式中:  $GJ_\varphi$ ——桨叶剖面扭转刚度;

$I_\varphi$ ——桨叶单位长度的扭转质量惯矩;

$\varphi$ ——桨叶扭转角位移。

$$\varphi(r, t) = \sum_{j=1}^{\infty} T_j(r) q_j(t)$$

上式中  $I_\varphi \Omega^2 \varphi$  项是离心力引起的回复力矩, 也就是说, 离心力对扭转运动提供了附加刚度, 也有称之为“网球拍效应”的(图 2-8)。这个表达式只是近似的, 适用于扁平的旋翼桨叶。

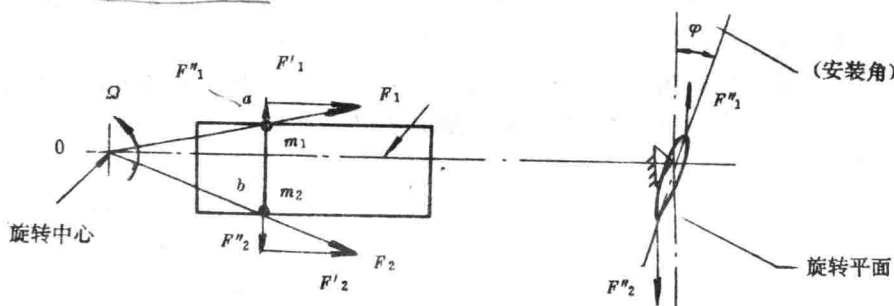


图 2-8 桨叶上的离心力扭矩

对于第  $j$  阶模态, 平衡方程可转化为如下的形式:  $\textcircled{a}$

$$(GJ_\varphi \tau_j')' + (\omega_{\varphi j}^2 - \Omega^2) I_\varphi \tau_j = 0 \quad (2-16)$$

式中:  $\tau_j$ ——扭转第  $j$  阶模态振型函数;

$\omega_{\varphi j}$ ——扭转第  $j$  阶模态固有频率。

对此方程加以分析, 就可以看出满足平衡条件的振型函数与转速无关, 也就是说, 转速变化时固有频率相应地变化, 但振型函数不变。这样, 旋翼旋转时的扭转振型函数与不旋转时的振型函数相同。这与挥舞及摆振振动都不一样。

扭转第  $j$  阶模态固有频率, 可以用与挥舞及摆振相类似的方式由能量法得出。值得注意的是, 桨叶根部受操纵线系的弹性约束, 根部转角不等于零, 弹性变形位能就还包括操纵线系部分。

$$\omega_{\varphi j}^2 = K_{\varphi j} / M_{\varphi j} = \frac{[k_0 \varphi_{j0}^2 + \int_0^R GJ_\varphi (\tau_j')^2 dr + \Omega^2 \int_0^R I_\varphi (\tau_j)^2 dr]}{\int_0^R I_\varphi (\tau_j)^2 dr} \quad (2-17)$$

式中:  $k_0$ ——线系刚度;

$\varphi_{j0}$ —— $j$  阶振型桨叶根部转角。



根部转角大，由操纵线系约束

图 2-9 所示为前三阶扭转振型图。一般在动力学分析中只须考虑扭转一阶模态。由图上可以看出，这个模态的振型一个显著的特点，是桨叶根部转角要比桨尖相对于桨根的弹性扭转角大得多，一般说来，根部转角与桨尖总转角的比值可达 0.70~0.80。这也就是说，桨叶本身的扭转刚度大大高于线系的刚度，对一阶固有频率往往是线系刚度起了主要作用。一阶扭转固有频率一般为旋翼额定转速的 3~6 倍，而二阶固有频率则甚至高于 15 倍。必须指出，旋翼各片桨叶的扭转运动可以受不同的操纵线系的约束，如纵向操纵、横向操纵及总距操纵等。不同线系的刚度不相同，也就有不同的一阶扭转固有频率。具体受哪个线系的约束取决于各片桨叶运动相互间的相位关系，可以参阅本章第三节及第五章第三节。

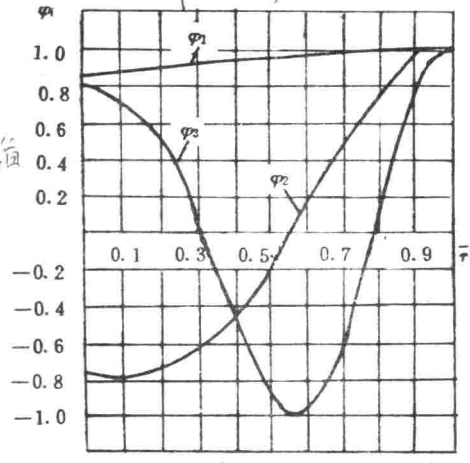


图 2-9 桨叶扭转前三阶振型

对于细长的旋翼桨叶，离心力扭矩相对来说比较小，因而转速变化时固有频率的变化很小，即使对于一阶模态也是如此。对于高转速短而宽的尾桨桨叶情况会有所不同。

扭转：取不同固有频率

### 第三节 旋翼桨叶结构耦合

桨叶各自由度之间的耦合，是指某一个自由度的运动会引起另一个自由度的运动或作用于另一个自由度的力，一般有几何、气动、惯性及结构耦合等。几何耦合如一般熟悉的挥舞调节。摆振运动会改变挥舞方向的气动力，是典型的气动耦合。而挥舞运动会引起摆振面的哥氏力，则是典型的惯性耦合。桨叶结构耦合主要有挥舞/摆振结构耦合及变距/挥舞/摆振结构耦合。

旋翼桨叶结构弦向弯曲刚度往往显著大于其垂直方向的弯曲刚度。当弦向平面有一个安装角时，就会出现挥舞与摆振间的结构耦合，也就是说挥舞方向的弯矩会引起摆振方向的弯曲变形，反之亦然。这就是所谓挥舞/摆振结构耦合。这个结构耦合对旋翼的响应以及旋翼和旋翼与机体耦合的动力稳定性都会产生影响。旋翼力和力矩分析以及稳定性分析中桨叶的基阶模态起了主要作用。基阶模态中桨叶根部变形最大，其他部分则弯曲变形很小。即使是其他模态，也往往还是根部变形最大。因而挥舞/摆振结构耦合分析的重点，是桨叶根部分析模型的建立。

对于纯铰接式旋翼，根部变形表现为铰接的转动，桨叶根部弯矩等于或接近于零，也就无须考虑结构耦合了。目前应用很广泛的，是带弹性约束的铰接式旋翼，如星形柔性旋翼等。弹性约束来自根部的柔性元件或粘弹减振器等。对于这种型式的旋翼，根部就可能出现较大的结构耦合。对于无铰式旋翼，根部两个方向的弯曲刚度往往相差很大，在有安装角时也就会产生较大的结构耦合。韦斯特兰公司的山猫直升机，桨叶根部连接元件设计成各向弯曲刚度相等的圆管性结构，这样也就基本上消除了结构耦合。

图 2-10 所示为结构耦合简化物理模型。轴向铰内、外的两个方向的刚度均当量化成绕水