



中航工业首席专家  
技术丛书

“十二五”国家重点图书出版规划项目  
中航工业科技与信息化部组织编写

吴希明 著

# 直升机动力学 工程设计

ENGINEERING DESIGN  
OF HELICOPTER DYNAMICS

航空工业出版社

中航工业首席专家技术丛书

“十二五”国家重点图书出版规划项目

# 直升机动力学工程设计

吴希明 著

航空工业出版社

北京

## 内 容 提 要

本书围绕直升机设计中所涉及的动力学问题,按照工程问题的解决流程,提出相应的研究思路和设计方法。全书共分7章,主要内容包括旋翼动力学、机体动力学、旋翼与机体耦合动力学、传动链扭振动力学、直升机振动控制和武装直升机特有的动力学问题等。本书可供从事旋翼飞行器工程设计的科研人员参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

直升机动力学工程设计 / 吴希明著. -- 北京: 航空工业出版社, 2017. 3

(中航工业首席专家技术丛书)

ISBN 978-7-5165-1184-8

I. ①直… II. ①吴… III. ①直升机—空气动力学—  
工程设计 IV. ①V211.52

中国版本图书馆CIP数据核字(2017)第048263号



直升机动力学工程设计  
Zhishengji Donglixue Gongcheng Sheji

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑2号院 100012)

发行部电话: 010-84936597 010-84936343

北京世汉凌云印刷有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2017年3月第1版

2017年3月第1次印刷

开本: 787×1092 1/16

印张: 15.25

字数: 388千字

印数: 1—2000

定价: 98.00元

## 总 序

航空工业被誉为“现代工业之花”，是国家战略性高技术产业，同时也是技术密集、知识密集、人才密集的行业。中国是世界航空产业格局中的后来者，而中航工业作为支撑中国航空工业发展的核心力量，履行国家使命，必须大力推进自主创新，必须在科技创新和知识创新上有所作为。

从2009年开始，中航工业按照航空技术体系，在科研一线技术人才中陆续遴选出近百位集团公司级“首席技术专家”。此举既是集团公司对这些技术人才技术水平和能力的肯定，也意味着集团公司赋予了他们更大的责任和使命。我们希望这些技术专家在今后的工作中，要继续发挥科研技术带头人的作用，更加注重学习和创新，不断攀登航空科技新的高峰；要坚持潜心科研，踏实工作，不断推动航空科技进步；要带队伍、育人才，打造高水平的科研队伍，努力培养更多的高层次专业技术人才，为中航工业的发展做出更大的贡献。

21世纪企业的成功，越来越依赖于企业所拥有知识的质量，利用企业所拥有的知识为企业创造竞争优势和持续竞争优势，这对企业来说始终是一个挑战。正因如此，“知识管理”在航空工业等高科技产业领域得以快速推广和应用。依照这个思路，将首席技术专家们所积淀和升华出来的显性或隐性知识纳入知识管理体系，是进一步发挥其人才效益的重要方式，也是快速提升中航工业自主创新能力的重要途径。

知识管理理论的核心要义，就是把知识作为一种重要资产来进行管理，正如知识管理的创始人斯威比所说：“知识资本是企业的一种以相对无限的知识为基础的无形资产，是企业核心竞争能力的源泉。”如果专家们把其掌握的各类显性或隐性知识，用书面文字的形式呈现出来，就相当于构建了一个公共资料库，提供了一个交流平台，可以让更多的人从中受益——这就是出版这套“中航工业首席专家技术丛书”的初衷。

集团公司的这近百位“首席技术专家”，基本覆盖了航空工业的所有专业。每位专家撰写一部专著，集合起来，就相当于一个航空工业的“四库全书”，很有意义。在此，我要特别感谢这些专家们，他们在繁重的科研生产任务中，不辞辛劳地撰写出了自己的专著，无私地将自己的宝贵经验呈现给大家，担当起了传承技术、传承历史的责任。

相信这套丛书的出版，会使更多的航空科技工作者从中获益，也希望在一定程度上能助力中航工业的自主创新，对我国航空工业的科技进步产生积极影响。

The image shows a stylized Chinese signature in black ink, which reads '林右鸣' (Lin Youming).

中国航空工业集团公司董事长

# 符号表

## 第 2 章

$U$	弹性梁的应变能
$T$	运动场建立的梁的动能
$W$	梁上的外力功
$\bar{\omega}_{\beta 1}$	挥舞一阶固有频率比
$\bar{\omega}_{\xi 1}$	摆振一阶固有频率比
$u_e$	弹性变形引起的拉伸位移
$\phi$	弹性变形引起的扭转位移
$U$ 和 $\Theta$	弯曲引起的拉伸、扭转附加增量
$u$	桨叶参考轴线的轴向变形
$v, w$	桨叶参考轴线的弯曲变形
$\theta, \beta, \xi$	欧拉角
$Q_i^E$	广义弹性力
$q_i^E$	节点广义坐标
$K_{ij}^E$	单元切线弹性刚度阵的对应元素
$\rho$	材料密度
$e$	挥舞铰外伸量
$[x, y, z]$	弹性轴上 $P$ 点的位置坐标
$[T]_r$	桨毂不旋转坐标系与桨毂旋转坐标系之间的转换关系
$K$	桨叶片数
$L, D, M$	单位长度截面上的升力、阻力及气动力矩
$\rho_a$	空气密度
$a$	升力系数
$b$	桨叶弦长
$C_{D0}$	阻力系数
$x_a$	空气动力中心到弹性中心的距离
$T_{ki}^b$	第 $k$ 片桨叶的第 $i$ 梁段所对应的动能
$E_{ki}^b$	第 $k$ 片桨叶的第 $i$ 梁段所对应的弹性势能
$W_{ki}^b$	第 $k$ 片桨叶的第 $i$ 梁段所对应的外力功
$NE$	每片桨叶所划分的单元总数
$q_{ki}$	单片桨叶单元的广义位移

$\lambda$  复数矢量  
 $\lambda_k$  特征乘子

#### 第 4 章

$e_H$  垂直铰外伸量  
 $M_K$  桨叶质量  
 $S_K$  桨叶静矩  
 $I_\zeta, I_K$  桨叶摆振惯性矩  
 $C_\zeta$  桨叶摆振阻尼系数  
 $K$  桨叶片数  
 $K_\zeta$  桨叶摆振刚度系数  
 $u, v, w$  桨叶展向剖面的位移  
 $\varphi$  桨叶剖面的扭角  
 $\zeta, \beta, \theta$  桨叶剖面弦向、挥舞向和扭转向变形角  
 $\beta_{pc}$  桨叶预锥角  
 $\xi$  桨叶摆振角  
 $\zeta_C, \zeta_S$  多桨叶坐标变量  
 $\omega_\zeta$  桨叶摆振固有频率  
 $X_F, Y_F, Z_F$  机体航向、侧向和垂向平动坐标变量  
 $\phi_{XF}, \phi_{YF}, \phi_{ZF}$  机体滚转、俯仰和偏航转动坐标变量  
 $X_H, Y_H, Z_H$  桨毂航向、侧向和垂向平动坐标变量  
 $\phi_{XH}, \phi_{YH}, \phi_{ZH}$  桨毂滚转、俯仰和偏航转动坐标变量  
 $I_X, I_Y, I_Z$  全机质量绕其重心轴的转动惯量  
 $K_{XM}, K_{YM}, K_{ZM}$  主起落架刚度  
 $K_{XN}, K_{YN}, K_{ZN}$  尾或前起落架刚度  
 $C_{XM}, C_{YM}, C_{ZM}$  主起落架阻尼  
 $C_{XN}, C_{YN}, C_{ZN}$  尾或前起落架阻尼  
 $C_f$  机体模态阻尼系数  
 $M_f$  机体模态质量  
 $\gamma_H$  桨轴前倾角  
 $\omega_f$  机体振动频率  
 $\omega_i$  机体在起落架上第  $i$  阶固有振动频率  
 $\Omega$  旋翼额定转速  
 $\Omega_i$  和  $\omega_i$  相对应的旋翼共振中心转速  
 $T$  旋翼拉力  
 $G$  直升机重量  
 $C_T, C_{MX}, C_{MY}$  升力、滚转和俯仰力矩系数

## 第 5 章

$M_{\text{eng}}$	发动机输出扭矩
$I_{\text{MH}}$	主桨毂转动惯量
$I_{\text{MG}}$	主减速器转动惯量
$I_{\text{E}}$	发动机动力涡轮转动惯量
$I_{\text{W}}$	冷却风扇转动惯量
$I_{\text{ZHG}}$	中减速器转动惯量
$I_{\text{TRC}}$	尾减速器转动惯量
$C_{\text{MH}}$	主桨毂角阻尼系数
$C_{\text{MG}}$	主减速器角阻尼系数
$C_{\text{E}}$	发动机动力涡轮角阻尼系数
$C_{\text{W}}$	冷却风扇角阻尼系数
$C_{\text{ZHG}}$	中减速器角阻尼系数
$C_{\text{TRC}}$	尾减速器角阻尼系数
$K_{\text{MR}}$	主轴扭转刚度系数
$K_{\text{E}}$	发动机动力涡轮轴扭转刚度系数
$K_{\text{W}}$	冷却风扇轴扭转刚度系数
$K_{\text{ZHG}}$	中减速器传动轴扭转刚度系数
$K_{\text{TRC}}$	尾减速器传动轴扭转刚度系数
$N_{\text{R}}$	旋翼转速
$N_{\text{REF}}$	旋翼参考转速
$M_{\theta}$	发动机控制扭矩
$\Omega$	旋翼额定转速
$\Omega_{\text{T}}$	尾桨额定转速

## 第 6 章

$\omega_{\text{n}}$	桨叶动力吸振器的固有频率
$\Omega$	旋翼转速
$x_{\text{A}}$	桨叶动力吸振器的安装点至桨毂中心的距离
$l$	桨叶动力吸振器的摆长
$z^{\text{R}}$	状态量
$f(x)$	作用力
$\omega_{\text{N}}$	桨毂的交变力或力矩的频率
$z(t), z_{\text{a}}(t)$	测量振动响应
$r$	双线摆的有效摆长
$m_1, m_2$	主结构和吸振器的质量



$k_1, k_2$	主结构和吸振器的刚度
$EI$	对应结构的弹性模量和转动惯量
$K$	扭簧的刚度
$e(n)$	LMS 算法误差量
$d(n)$	LMS 算法期望量
$x(n)$	LMS 算法输入量
$w(n)$	LMS 算法权系数
$\mu$	LMS 算法步长参数
$Z_{0n}$	无控制下机身待控制测点在第 $n$ 段响应的正弦、余弦分量
$Z_0$	有控制下待控制测点在第 $n$ 段响应的正弦、余弦分量
$\theta_n$	作动器输入电压在第 $n$ 段的正弦、余弦分量
$T_n$	控制通道频响函数矩阵
$W_z$	响应加权矩阵
$W_\theta$	控制加权矩阵
$W_{\Delta\theta}$	控制变化率的加权矩阵
$K$	待控制点数量
$M$	控制输入点数量

## 第 7 章

$K$	桨叶片数
$N$	采样长度
$\Omega$	旋翼额定转速
$F$	涡流脱落频率
$k$	频率减缩系数
$V$	气流速度
$D$	悬臂截面半径
$F$	脱落力
$\rho$	空气密度
$t$	时间
$L$	垂直于流场方向的悬臂截面高度
$T$	时间窗长度
$\Delta t$	采样时间间隔
$F_{\max}$	频谱中的最高截止频率
$\Delta f$	频率域中的频率间隔 (分辨率)

# 目 录

第 1 章 概述 .....	( 1 )
1.1 直升机动力学工程设计的背景 .....	( 1 )
1.2 直升机动力学的主要内容 .....	( 2 )
1.2.1 旋翼、尾桨动力学 .....	( 2 )
1.2.2 机体动力学 .....	( 3 )
1.2.3 旋翼与机体耦合动力学 .....	( 3 )
1.2.4 传动链扭振动力学 .....	( 3 )
1.2.5 直升机振动控制 .....	( 4 )
1.2.6 武装直升机特有的动力学问题 .....	( 4 )
1.3 直升机动力学设计流程 .....	( 5 )
第 2 章 旋翼动力学 .....	( 6 )
2.1 引言 .....	( 6 )
2.1.1 旋翼的功能与结构 .....	( 6 )
2.1.2 旋翼动力学设计研究范围 .....	( 6 )
2.1.3 旋翼动力学设计要点 .....	( 7 )
2.2 旋翼动力学设计通用要求 .....	( 8 )
2.2.1 设计依据 .....	( 8 )
2.2.2 设计目标 .....	( 8 )
2.2.3 设计准则 .....	( 9 )
2.3 各类结构形式的旋翼动力学特点 .....	( 9 )
2.3.1 铰接式旋翼的动力学特性特点 .....	( 9 )
2.3.2 无铰式旋翼或无轴承式旋翼的动力学特性特点 .....	( 11 )
2.3.3 不同构型旋翼气弹稳定性的特点 .....	( 11 )
2.4 旋翼气弹耦合动力学建模及其求解方法 .....	( 12 )
2.4.1 旋翼气弹耦合动力学建模方法概述 .....	( 12 )
2.4.2 旋翼气弹耦合动力学建模 .....	( 14 )
2.4.3 旋翼动力学运动方程的求解 .....	( 18 )
2.5 旋翼动力学设计与验证 .....	( 20 )
2.5.1 旋翼动力学设计思想、设计程序 .....	( 20 )
2.5.2 旋翼固有频率设计 .....	( 21 )
2.5.3 旋翼气弹稳定性设计 .....	( 22 )

2.5.4	旋翼减振设计 .....	( 22 )
2.5.5	旋翼动力学试验 .....	( 23 )
2.5.6	旋翼动力学评估与改进 .....	( 26 )
2.5.7	尾桨动力学设计 .....	( 27 )
2.6	设计实例——球柔性旋翼的动力学特性设计与试验评估 .....	( 28 )
2.6.1	概述 .....	( 28 )
2.6.2	旋翼动力学特性设计要求 .....	( 29 )
2.6.3	旋翼动力学特性设计 .....	( 29 )
2.6.4	旋翼塔试验与相关性分析 .....	( 30 )
2.6.5	飞行试验评估和改进设计与验证 .....	( 32 )
2.6.6	分析结论 .....	( 35 )
<b>第3章</b>	<b>机体动力学 .....</b>	<b>( 36 )</b>
3.1	引言 .....	( 36 )
3.1.1	机体的功能和结构 .....	( 37 )
3.1.2	机体动力学主要研究对象 .....	( 37 )
3.1.3	机体动力学研究方法 .....	( 38 )
3.1.4	机体动力学设计要点 .....	( 38 )
3.2	机体动力学设计准则 .....	( 39 )
3.2.1	机体动特性设计准则 .....	( 39 )
3.2.2	旋转部件每转 1 次振动要求 .....	( 39 )
3.2.3	发动机与主减速器安装动力学设计要求 .....	( 40 )
3.2.4	机载设备安装动力学设计要求 .....	( 40 )
3.2.5	武器系统安装动特性要求 .....	( 40 )
3.2.6	局部结构动力学设计要求 .....	( 40 )
3.3	机体动力学理论与建模要求 .....	( 40 )
3.3.1	基本假设 .....	( 40 )
3.3.2	机体结构动力学建模通用要求 .....	( 41 )
3.3.3	机体结构动力学建模准则 .....	( 42 )
3.3.4	机体结构全机模型检查要求 .....	( 46 )
3.3.5	试验建模基本原则 .....	( 47 )
3.4	机体动力学设计与验证 .....	( 47 )
3.4.1	机体动力学设计各阶段主要工作及设计流程 .....	( 47 )
3.4.2	全机结构动力学建模 .....	( 49 )
3.4.3	机体结构动特性和振动响应分析 .....	( 50 )
3.4.4	机体动力学试验 .....	( 51 )
3.4.5	机体结构动力学模型修正 .....	( 53 )
3.4.6	典型直升机机体动力学问题剖析 .....	( 55 )

3.5	工程设计案例 .....	( 62 )
3.5.1	全机结构动力学建模 .....	( 62 )
3.5.2	全机动特性分析 .....	( 62 )
3.5.3	全机动响应分析 .....	( 63 )
3.5.4	机体结构动力学试验 .....	( 64 )
3.5.5	机体结构动力学模型修正 .....	( 67 )
3.5.6	全机振动响应评估 .....	( 67 )
<b>第4章</b>	<b>旋翼与机体耦合动力学 .....</b>	<b>( 69 )</b>
4.1	引言 .....	( 69 )
4.2	地面共振和空中共振问题的物理本质 .....	( 70 )
4.3	防止地面共振和空中共振的设计措施 .....	( 71 )
4.3.1	防止地面共振的措施 .....	( 71 )
4.3.2	防止空中共振的措施 .....	( 73 )
4.3.3	发生地面共振时的现象和处置办法 .....	( 73 )
4.4	设计准则 .....	( 73 )
4.4.1	旋翼与机体耦合稳定性设计准则 .....	( 73 )
4.4.2	旋翼与机体耦合动特性设计准则 .....	( 75 )
4.5	旋翼与机体耦合动力学建模 .....	( 75 )
4.5.1	机体模型 .....	( 75 )
4.5.2	旋翼模型 .....	( 76 )
4.5.3	气动模型 .....	( 83 )
4.5.4	只考虑旋翼摆振运动的地面共振分析模型 .....	( 86 )
4.5.5	旋翼与机体耦合动力学综合分析模型 .....	( 88 )
4.6	旋翼与机体耦合动力学设计与验证 .....	( 91 )
4.6.1	旋翼与机体耦合动力学设计与验证流程 .....	( 91 )
4.6.2	地面共振和空中共振设计要求的确定 .....	( 94 )
4.6.3	旋翼与机体耦合动特性设计 .....	( 105 )
4.6.4	地面共振和空中共振详细分析 .....	( 106 )
4.6.5	旋翼与机体耦合动特性和响应分析 .....	( 133 )
4.6.6	旋翼与机体耦合稳定性验证试验与设计改进 .....	( 139 )
4.6.7	旋翼与机体耦合振动飞行试验与评估 .....	( 143 )
4.7	飞控系统对耦合稳定性的影响与主动控制 .....	( 143 )
4.7.1	飞控系统对耦合稳定性的影响 .....	( 143 )
4.7.2	旋翼与机体耦合稳定性主动控制 .....	( 144 )
<b>第5章</b>	<b>传动链扭振动力学 .....</b>	<b>( 147 )</b>
5.1	引言 .....	( 147 )

5.2	设计准则	(148)
5.3	扭振动力学建模	(148)
5.3.1	扭振特性分析模型	(148)
5.3.2	扭振稳定性分析模型	(150)
5.4	扭振动力学设计与验证	(151)
5.4.1	扭振动力学设计与验证流程	(151)
5.4.2	扭振设计与分析	(152)
5.4.3	扭振稳定性设计与分析	(155)
5.4.4	扭振动力学试验	(157)
5.4.5	扭振动力学设计改进	(158)
5.5	工程设计实例	(159)
5.5.1	扭振分析实例	(159)
5.5.2	扭振稳定性分析实例	(161)
<b>第6章</b>	<b>直升机振动控制</b>	<b>(163)</b>
6.1	引言	(163)
6.2	直升机振动及其测量评价	(164)
6.2.1	直升机的振动特征	(164)
6.2.2	直升机的振动测量	(167)
6.2.3	直升机振动测量的基本方法	(168)
6.2.4	直升机振动测量的数据处理	(169)
6.2.5	直升机振动水平的评价	(169)
6.3	直升机振动控制的基本策略	(172)
6.4	直升机振动被动控制技术	(174)
6.4.1	动力吸振技术	(174)
6.4.2	振动隔离技术	(179)
6.5	直升机振动主动控制技术	(186)
6.5.1	直升机振动主动控制技术的技术分类及概况	(186)
6.5.2	直升机振动主动控制技术的基本原理	(189)
6.5.3	直升机振动主动控制技术的算法简述	(191)
6.6	直升机型号振动控制设计流程	(196)
6.6.1	设计目标	(197)
6.6.2	设计策划	(197)
6.6.3	工程详细设计	(198)
6.6.4	飞行试验验证	(198)
6.7	直升机振动主动控制设计思路及案例	(199)
6.7.1	作动器	(199)
6.7.2	加速度传感器	(201)

6.7.3 控制器 .....	(201)
6.7.4 旋翼转速同步 .....	(202)
6.7.5 应用案例 .....	(202)
<b>第7章 武装直升机特有的动力学问题 .....</b>	<b>(204)</b>
7.1 引言 .....	(204)
7.2 武器安装的动力学设计 .....	(205)
7.3 武器发射对直升机的影响 .....	(207)
7.4 瞄准具及其安装 .....	(209)
7.4.1 瞄准具对载机振动环境的适应性 .....	(209)
7.4.2 瞄准具与航炮的相容性 .....	(211)
7.4.3 桅杆式瞄准具 .....	(213)
7.4.4 悬臂式外部装备 .....	(214)
7.5 动态参数测试和分析 .....	(217)
7.5.1 概述 .....	(217)
7.5.2 试验设计 .....	(218)
7.5.3 外场测试中干扰的排除 .....	(219)
7.5.4 采样率和分析截止频率的确定 .....	(220)
7.5.5 载荷识别 .....	(223)
<b>参考文献 .....</b>	<b>(225)</b>
<b>后记 .....</b>	<b>(227)</b>

# 第1章 概述

## 1.1 直升机动力学工程设计的背景

直升机和其他飞行器的显著区别在于巨大的旋翼系统，虽然从旋翼和机翼的气动角度分析，旋翼结构上下表面的压差所产生的升力是直升机和固定翼飞行器能够飞行的共同点，但旋转的直升机旋翼引发的全机动力学设计问题较固定翼及其他飞行器更为复杂。直升机动力学工程设计是针对直升机型号研制过程中的动力学问题，按照工程问题的解决流程，提出相应的研究思路和设计方法。该设计需要综合考虑总体设计、结构设计、传动及发动机系统的动力学适配性，直接关系到直升机飞行安全性、寿命、可靠性及乘坐舒适性等，是直升机设计的关键技术，在现代直升机设计中占有举足轻重的地位。

直升机动力学工程设计是以研究结构动力学响应为基础，分为结构的强迫振动响应、瞬态振动响应和稳定性设计。强迫振动响应是机体在旋翼振动载荷和其他动部件作用力下的主要动力学响应，该问题处理不当会影响直升机的性能和品质，降低结构的疲劳寿命，并严重干扰型号研制进展。不稳定的气动力是机体发生瞬态振动的主要原因，可以分为机动过载、着陆碰撞和旋翼的剧烈挥舞运动。稳定性设计工作是考察系统在平衡位置受到扰动的情况下恢复到平衡位置的能力，如果振动幅值随时间衰减则为稳定的，否则属于不稳定发散的情况。不稳定的情况在地面共振条件下体现得较为显著，通过旋翼和机体之间的耦合，振动的能量在系统之间发生反馈，几秒钟内即可能发生结构的破坏。因此动力学工程设计主要包括：旋翼动力学设计、机体动力学、旋翼与其支撑结构（机体、传动系统和操纵系统）耦合动力学设计、直升机振动控制、振动环境专用技术条件规范研究、振动故障诊断和机弹结构动力相容设计等。

直升机属于最复杂的机械系统之一，各种设备交联必然引发直升机的动力学问题，在直升机的设计流程中，动力学设计贯穿始终，其目标是提升直升机的舒适性、飞行性能及其他品质，目的是解决动力学问题。近几十年来的直升机动力学设计理论和应用研究都集中于解决先进直升机设计所遇到的各种动力学问题，欧美的一些研究机构、大学及直升机公司从20世纪70年代起制订了一系列的研究计划（如直升机先进旋翼计划（HARP），麦道先进旋翼技术（MDART）），对先进的无铰式或无轴承式旋翼动力学进行研究；西科斯基飞机公司、欧洲直升机公司、韦斯特兰直升机公司、阿古斯特直升机公司结合理论和应用研究开发了具有各自特色的动力学综合设计分析软件；美国国家航空航天局（NASA）、马里兰大学、麦克唐纳-道格拉斯公司、西科斯基飞机公司与联合技术中心合作研究开发了一些先进的动力学设计软件（如UMARC、DART、UTRC和CAMRAD II等）。依据所开发的设计软件能较为准确地设计和控制旋翼的固有特性、振动载荷，以及机体和支撑结构的振动响应。

直升机动力学工程设计的优劣，直接体现在机体振动水平的高低和噪声的大小上。第一

代直升机的振动水平在  $(0.20 \sim 0.40) g$ ，第二代直升机的振动水平在  $(0.15 \sim 0.25) g$ ，第三代直升机的振动水平在  $(0.10 \sim 0.20) g$ ，第四代直升机振动控制水平的目标是  $(0.05 \sim 0.10) g$ ，当前部分直升机的振动水平已达到  $0.02g$ ，其中动力学工程设计方法的进步是直升机振动水平降低的关键因素，重点是分析振源（旋翼）、传递路径（机体结构）、控制部位（机体关键部位），以及旋翼/机体/传动系统存在的耦合作用。伴随着振动水平的降低和设计方法的进步，舱内噪声水平也从  $110\text{dB}$  依次降低到  $100\text{dB}$ 、 $90\text{dB}$ 。在动力学工程设计方面，传动系统和操纵系统的耦合设计也有了显著进步，能够进行有效设计以避免发生不稳定振动的情况。

## 1.2 直升机动力学的主要内容

本书主要围绕型号设计中所涉及的动力学工作进行展开，关注但并不局限于动力学建模的细节内容，重点是梳理型号设计工作在不同阶段所需要的技术知识，为工程技术人员提供技术体系的支撑，掌握型号研制的技术方向，保证型号研制的进度和质量。

直升机动力学设计涵盖直升机结构动力学设计和气动弹性（简称气弹）动力学设计，主要技术内容可以划分为以下几个方面。

### 1.2.1 旋翼、尾桨动力学

旋翼、尾桨动力学包括旋翼动力学设计、旋翼气弹稳定性、气弹响应分析及尾桨动力学等。

旋翼系统包括旋翼和尾桨，是直升机唯一的升力面和操纵面，是直升机特有的关键动部件。旋翼同时提供了直升机飞行所需的升力、推进力以及操纵力，它是直升机最重要的核心系统，也是最显著的激励源。

在旋翼动力学设计方面，欧美国家所开展的研究课题更广，从最早的铰接式旋翼动力学设计，到先进的复合材料无铰式或无轴承式旋翼动力学设计都有研究。目前，已部分解决了这类旋翼动力学设计所涉及的前沿性难题，旋翼振动载荷预估仍然是一个挑战性问题，但已能够设计旋翼及桨叶的全耦合固有频率和旋翼气弹稳定性，为型号研制提供了可靠的设计基础。

旋翼动力学设计不是孤立的学科，旋翼与其支撑结构（机体、传动系统和操纵系统）的耦合会相互影响动力学特性和稳定性。例如，经典的地面共振、桨叶颤振等概念，随着先进的复合材料无铰式（或无轴承式）和倾转式旋翼直升机的出现，对这类旋翼与其支撑结构耦合稳定性在 CAMRAD II 软件分析中称为旋翼颤振，但更通用的名称是气弹稳定性，如旋翼气弹稳定性、旋翼与机体耦合气弹稳定性（受控和无控）等。欧美直升机公司对这些动力学问题可以说是从理论到应用都比我国成熟得多，在型号设计中能够细致地分析考虑并综合解决好这些动力学问题。除了必须在耦合状态下设计动力稳定性之外，欧美直升机公司还在旋翼振动载荷（包括向其支撑结构传递的载荷）、机体（包括传动系统和操纵系统）的振动响应预计和分析方面进行了大量的载荷与响应相关研究和试验，为旋翼动力学设计、旋翼与其支撑结构耦合动力学设计和机体动力响应控制提供了设计手段，使载荷和响应预计精度大大提高。



### 1.2.2 机体动力学

机体动力学包括机体的有限元建模、机体结构的固有特性分析、机体结构的自由度缩减、机体结构的动力修改、机体结构的动力学设计和机体结构数学模型优化技术。

机体动力学是研究机体结构系统的动力学行为，分析结构系统受到外界激励下的动力响应，包括运动响应和应力响应。机体动力学是研究激励、结构系统和响应三者之间的关系，输入的激励是来自直升机的各种振源（如旋翼系统、发动机等）以及外界扰动（如大气湍流、噪声等），它们对机体结构施加周期性激励和随机性激励。

机体动力学的核心内容是建立数学模型。建立数学模型的方法有两类：分析建模法与试验建模法。分析建模法是建立在有限元法基础上，采用空间离散化的概念。试验建模法是建立在响应的离散时间序列基础上，对结果进行分析处理，获取模态信息，建立数学模型。

机体及支撑结构动力学设计也是直升机动力学设计的重要方面，对机体这样复杂的结构，20世纪80年代美国一些研究机构与大学、公司合作，花了近10年的时间进行机体结构动力学建模技术研究和模型修改技术研究，将所掌握的技术应用于机体、传动系统、操纵系统结构的动力学特性设计中，达到在40Hz内固有频率预测的误差可为5%（低阶）~10%（高阶），而振动响应的预计误差在30%左右。在振动响应预计方法上，除了仍在深入研究旋翼与机体耦合模型动响应分析技术外，欧洲直升机公司研究建立了一套工程实用的迭代计算方法，即在桨毂中心施加振动载荷计算机体和桨毂中心的振动响应时，考虑桨毂运动对桨毂载荷的改变，通过迭代预测出机体振动响应和修正桨毂载荷。

### 1.2.3 旋翼与机体耦合动力学

旋翼与机体耦合动力学最典型的问题是稳定性问题，即通常所谓的地面共振和空中共振。而更广义的旋翼与机体耦合气动机械稳定性和动特性设计，已成为标志先进直升机动力学设计的技术方向。耦合稳定性包括旋翼挥舞、摆振和扭转与机体耦合的地面共振、空中共振；而耦合动特性包括旋翼及桨叶动特性与机体耦合固有频率和动力响应。任何一种成功的直升机都必须具有良好的动力学特性，即足够的动力稳定性裕度、较低的机体振动和噪声水平，耦合动力学设计正是适应这一需求。

旋翼、传动系统、发动机以及机身结构之间存在复杂的相互耦合作用，处理不当会导致多种严重的动力稳定性、振动和噪声问题，从而降低直升机的安全性、可靠性和舒适性。旋翼与机体耦合动力学设计是在各种旋翼桨毂、机身构型，以及各种飞行条件和外界环境下，对直升机地面/空中共振和旋翼/机身耦合动特性建模、分析及试验验证等关键技术进行研究，建立准确、通用的仿真分析方法，以改变当前型号设计中大量依靠试验的现状。在型号研制初期，通过仿真分析，对直升机动力学特性和稳定性进行预测，为全机结构、气动设计提供依据和指导，从而大幅缩短设计周期，减小研制成本与风险。

### 1.2.4 传动链扭振动力学

传动链扭振动力学包括动力/传动系统的扭转振动、旋翼/动力/传动机械扭振系统与发动机控制系统耦合的动稳定性和动特性问题。

扭振系统是由质量盘及连接各质量盘的扭轴所构成，当激励力的频率与系统的固有频