

直升机总体设计

张呈林 郭才根 编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

直升机总体设计

张呈林 郭才根 编著

国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

本书是航空院校飞行器设计专业本科生专业课教材。全书共9章,分别介绍直升机总体设计的任务和特点、直升机研制的依据和方案评价准则、直升机型式选择、发动机选择、主要参数的影响和选择、重量分析、气动布局和总体布局设计等内容。

本书也可供有关研究所、工厂、部队及民航等单位从事直升机(包括无人直升机)设计、制造、试验和使用维护工作的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

直升机总体设计/张呈林,郭才根编著. —北京:国防工业出版社,2006.9

ISBN 7-118-04648-5

I. 直... II. ①张...②郭... III. 直升机—系统设计 IV. V275

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2006)第 080511 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100044)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 11¼ 字数 296 千字

2006 年 9 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1 3000 册 定价 22.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

前 言

本书是作为航空高等院校飞行器设计专业“直升机总体设计”课程的教材而编写的。

全书共分9章,第1章主要介绍直升机总体设计的任务、设计阶段和特点;第2章介绍研制直升机的基本依据和设计方案的评价准则;第3章到第8章分别介绍和分析直升机总体设计的主要问题,包括直升机型式选择、发动机选择、直升机主要总体参数的分析与选择、直升机的重量分析、直升机的气动布局、直升机的总体布局设计等;第9章简要叙述现代直升机总体设计技术的发展,包括新技术和新方法。在附录中收集了较多国外典型直升机参数、发动机参数供学习参考。

本书在编写中力图做到简明扼要地分析直升机总体设计中的一些主要问题,反映现代直升机技术水平及发展趋势。

本书亦可供从事直升机(包括无人直升机)设计、制造、试验、使用的工程技术人员参考。

本书是在1992年出版的由郭才根、郭士龙编写的《直升机总体设计》的基础上,参考了国内外有关直升机总体设计的最新资料,多年教学实践的积累及直升机技术的发展,由张呈林、郭才根进行修改、补充和重新编写。

本书呈蒙王适存教授审阅,并据出宝贵意见,谨此致谢。

编写过程中得到南京航空航天大学直升机技术研究所徐国华、王华明、陈仁良、宋彦国等很多老师的关心和帮助,朱清华、彭名华、邵松等博士研究生也做了大量工作,在此一并致谢。

本书得到“江苏省高等学校精品教材建设”立项资助。

限于编者水平和经验,书中必然存在不少缺点和错误,恳请读者批评指正。

编 者

2006年3月

主要符号说明

符 号	说 明	单 位
$A = \pi R^2$	桨盘面积	(m^2)
A_e	发动机高度特性系数	
a_s	当地声速	(m/s)
b	桨叶宽度	(m)
C_e	发动机单位耗油率	($\text{kg/W} \cdot \text{h}$ 或 $\text{kg/kW} \cdot \text{h}$)
C_f	垂尾阻力系数	
$C_T = \frac{T}{\frac{\rho}{2}(\Omega R)^2 \pi R^2}$	旋翼拉力系数	
C_{T_N}	尾桨净推力系数	
$\bar{C}_x = \frac{\Sigma C_{x_i} S}{\pi R^2}$	废阻系数	
$\tilde{C}_x = \frac{\Sigma C_{x_i} S}{G}$	全机单位废阻	(m^2/N)
$\Sigma C_{x_i} S$	全机废阻面积	(m^2)
C_{x_i}	桨叶特征剖面处的翼型阻力系数	
C_{y_i}	桨叶特征剖面处的翼型升力系数	
$C_{y_{li}}$	旋翼失速限制的临界 C_{y_i} 值	
$C_{y_{\max}}$	翼型最大升力系数	
D	旋翼直径	(m)
D_t	尾桨直径	(m)
G	直升机总重(直升机起飞重量)	(kg)
$\bar{G}$	重量效率	
G_b	桨叶重量	(kg)
G_c	货物重量	(kg)
G_e	发动机重量	(kg)
G_m	空机重量	(kg)
G_f	燃油重量	(kg)
G_{fl}	飞行 L km 所需燃油量	(kg)

注:本书中所规定的重量,凡用于载荷计算时,均指重力,其单位为牛(N)或千牛(kN)。对质量单位为千克(kg)习惯也称重量,在计算时不要混淆。

符 号	说 明	单 位
G_{fT}	飞行 T h 所需燃油量	(kg)
G_m	任务载荷	(kg)
G_{md}	主减速器重量	(kg)
G_d	直升机总载荷	(kg)
G_u	有效载荷	(kg)
H_H	悬停升限	(m)
H_{IGE}	有地效悬停升限	(m)
H_{OGE}	无地效悬停升限	(m)
H_s	使用升限	(m)
J	诱导功率修正系数	
J_0	悬停时的 J 值	
k	桨叶片数	
k_p	型阻功率修正系数	
k_{p0}	悬停时的 k_p 值	
k_T	拉力修正系数	
k_{T0}	悬停时的 k_T 值	
K_V	平均飞行速度与巡航速度之比	
L	航程	(km)
l_β	挥舞铰外移量	(m)
l_ξ	摆振铰外移量	(m)
Ma	马赫数	
Ma_0	桨尖马赫数沿方位角的平均值	
Ma_c	临界马赫数	
M_k	旋翼扭矩	(N · m)
N_a	旋翼可用功率	(W 或 kW)
$\overline{N}_a = \frac{N_a}{G}$	旋翼单位可用功率	(W/N 或 kW/N)
$\overline{N}_{aN}$	旋翼相对可用功率(旋翼可用功率 与某一功率之比)	
N_e	发动机额定功率(或输出轴功率)	(W 或 kW)
$N_e^{(0)}$	海平面标准大气发动机额定功率	(W 或 kW)
$N_e^{(H)}$	高度 H 处发动机额定功率	(W 或 kW)
N_r	旋翼需用功率	(W 或 kW)
$\overline{N}_r = \frac{N_r}{G}$	旋翼单位需用功率	(W/N 或 kW/N)
$\overline{N}_{rN}$	旋翼相对需用功率(旋翼需用功率 与某一功率之比)	
N_i	诱导功率	(W 或 kW)

符 号	说 明	单 位
$\bar{N}_i = \frac{N_i}{G}$	单位诱导功率	(W/N 或 kW/N)
N_{pa}	废阻功率	(W 或 kW)
$\bar{N}_{pa} = \frac{N_{pa}}{G}$	单位废阻功率	(W/N 或 kW/N)
N_{pr}	型阻功率	(W 或 kW)
$\bar{N}_{pr} = \frac{N_{pr}}{G}$	单位型阻功率	(W/N 或 kW/N)
N_e	过载系数	
$p = \frac{G}{\pi R^2}$	桨盘载荷	(N/m ² 或 kN/m ²)
$p_b = \frac{p}{\sigma}$	桨叶载荷	(N/m ² 或 kN/m ²)
p_t	尾桨桨盘载荷	(N/m ²)
$q = \frac{G}{N_e^{(0)}}$	功率载荷	(N/kW 或 kN/kW)
q_L	千米耗油量	(kg/km)
q_T	小时耗油量	(kg/h)
q_G	运输每吨千米货物耗油量	(kg/t · km)
R	旋翼半径	(m)
R_e	雷诺数	
S	迎风截面积	(m ²)
S_V	垂尾在尾桨桨盘内投影面积	(m ²)
T	旋翼拉力	(N 或 kN)
T	续航时间	(h)
T_f	飞行时间	(h)
V_c	巡航速度	(km/h)
V_e	经济速度	(km/h)
V_{max}	最大平飞速度	(km/h)
$V_{y_{max}}$	最大爬升速度	(m/s)
$V_{y_{min}}$	最小自转下滑速度	(m/s)
V_{yV}	垂直爬升速度	(m/s)
α_{rd}	桨盘前倾角	((°) 或 rad)
α_{rs}	旋翼轴前倾角	((°) 或 rad)
α_s	旋翼迎角	((°) 或 rad)
α_{sh}	机身迎角	((°) 或 rad)
γ_e	发动机比重	(kg/kW)
$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	大气相对密度	
ζ	功率利用系数	

符 号	说 明	单 位
η_0	悬停时的旋翼效率	
μ	旋翼前进比	
ρ	大气密度	(kg/m ³)
ρ_0	海平面大气密度	(kg/m ³)
$\sigma = \frac{kb}{\pi R}$	旋翼实度(矩形桨叶)	
ΩR	旋翼桨尖速度	(m/s)
ωr	尾桨桨尖速度	(m/s)
κ	叶端拉力损失系数	

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 直升机设计的定义、任务和要求	1
1.2 直升机设计的一般过程	2
1.3 直升机总体设计工作的特点	4
第 2 章 直升机设计技术要求和评价直升机设计方案的准则	7
2.1 直升机设计技术要求	7
2.2 直升机设计规范、适航条例和设计定型	16
2.3 评价直升机设计方案的有效性准则	17
2.4 直升机使用效能	23
第 3 章 直升机型式分析与选择	26
3.1 机械驱动正常型式直升机	27
3.2 喷气驱动正常型式直升机	34
3.3 有翼式直升机及复合式直升机	35
3.4 倾转旋翼飞行器	38
3.5 直升机型式选择	39
第 4 章 直升机主要参数分析与选择	40
4.1 概述	40
4.2 直升机主要参数对需用功率的影响	41
4.3 直升机主要参数对飞行性能的影响	46
4.4 直升机主要参数选择方法	49
第 5 章 直升机发动机分析与选择	58
5.1 对发动机的主要要求	58
5.2 直升机发动机特性分析与比较	61
5.3 发动机使用特性与直升机飞行性能的匹配	68
第 6 章 直升机重量分析	75
6.1 直升机重量及分类	75
6.2 直升机重量分析方法	77
6.3 结构重量分析	79
第 7 章 直升机的气动布局	85
7.1 单旋翼直升机气动布局	86
7.2 纵列式双旋翼直升机旋翼及尾面的布置	100
7.3 降低直升机全机废阻	102

第 8 章 直升机的总体布局设计	110
8.1 直升机总体布局的主要要求	110
8.2 直升机总体构型设计	112
8.3 直升机总体布置	115
8.4 直升机的重心定位	131
第 9 章 现代直升机总体设计技术的发展	136
9.1 直升机总体参数优化设计	136
9.2 多学科设计优化概述	145
9.3 数字化设计	148
9.4 并行工程方法	150
9.5 直升机隐身技术概述	151
附录 I 典型直升机三面图和主要数据	155
附录 II 直升机用典型涡轴发动机性能数据	175
参考文献	178

第1章 绪 论

直升机由于其独特的飞行特性,在军事和民用的各个领域里得到广泛的应用;在飞行器大家族中也越来越受到广泛的关注。随着科学技术的日益进步,直升机不论在技术还是在应用方面都得到迅速发展,在现代直升机上综合运用了一系列基础科学、应用科学和工程技术的最新成果。直升机设计是一门应用科学,是各项先进的科学技术综合应用的结果,其内容涉及空气动力学、飞行动力学、结构动力学、材料科学、航空发动机、自动控制技术、计算机技术以及制造工艺等多种学科和专业技术领域。离开先进的科学技术、没有坚实的基础理论的指导,直升机设计技术不可能得到进步和发展,现代直升机设计就无法进行,而现代科学技术的发展也促进了直升机设计技术的不断创新和进步。直升机总体设计是直升机设计学科的重要组成部分。

1.1 直升机设计的定义、任务和要求

直升机设计过程实质上就是在现实的基础上最佳地拟定“技术文件”的过程,这些技术文件应保证在给定条件下使新设计直升机能满足使用技术要求。技术文件可分为三类:第一类包括直升机的设计图纸、设计报告、计算报告、试验报告等技术文件,这类技术文件说明设计的指导思想和原则,回答有关要研制怎样的直升机的问题;第二类是关于生产直升机的方法和设备的工艺文件,回答怎样生产直升机的问题;第三类是关于使用维护方面的技术文件,回答怎样正确使用直升机的问题。

直升机设计的任务是确定直升机的构型、布局、结构和其他各组成部分,以保证在一定的限度内使直升机最有效地满足给定的技术要求。为此,需要有明确的设计目标,并需建立评估设计优劣的准则。由于对直升机要求的多样性和复杂性,一般来说要在一种型号的直升机上完全反映或满足所有的使用要求是不可能的,设计人员的职责就是要处理好各种矛盾,对各种要求进行分析和综合,从而确定新设计直升机的主要设计技术状态。单纯为了达到某些目标面不惜任何代价,显然是不可取的,而“一机多型”常常被认为是解决这一矛盾的出路。

选择和确定设计技术状态及设计任务时,除了要根据实际使用要求外,还要考虑客观条件的可能,包括设计经费、设计周期、技术发展水平、试验手段、所需材料和配套产品的来源、生产工艺条件等单独的或综合的条件限制。这就是说要正确处理先进技术和目前条件、当前需要与长远发展等方面的关系。

直升机的复杂性决定了其研制工作的特点,为了设计一种新型的直升机,必须建立专门的设计机构,在这个机构里拥有各个技术领域的众多专家,还包括比较完善的试验和试制基地。随着直升机技术的发展和设计方法日趋先进,设计机构将是一个庞大的工程研

发系统,这个系统的工作还必须依靠和借鉴其他一些科学研究机构的研究成果、批生产工厂及使用单位在生产和使用直升机中所取得的经验。直升机研制的实践表明,一架新型直升机的研制成功,不仅取决于航空企业本身的技术水平、生产工艺、试验条件和管理水平,还取决于国民经济一系列工业部门的技术进步,它在一定程度上反映了国家综合科学技术水平的高低。

1.2 直升机设计的一般过程

在航空科学技术高度发达的今天,研制一种新型的直升机,从设计方案的提出到试制、生产并投入使用,需要经过一个很长的过程,一般要几年,有时甚至十几年的时间。在这项复杂而周期很长的工作中,需要进行大量的科学研究、工程设计、分析计算、试验验证、工艺试制等。为了比较清晰地描述这个复杂过程,通常把直升机研制分为若干个阶段:研制总要求论证阶段、方案论证阶段、工程设计阶段、试制与试验阶段、设计定型阶段、生产定型阶段。设计实际上贯穿于研制工作的整个过程中。

按照设计任务和内容的不同及先后次序,一般把直升机设计划分为三个有内在联系的阶段:

- (1)概念设计(Conceptual Design);
- (2)初步设计(Preliminary Design);
- (3)详细设计(Detail Design)。

1. 概念设计

直升机设计工作开始于对所研制新机的设计技术要求的论证和确定,虽然研制总要求是由使用部门负责提出或由使用部门与研制部门共同拟定,但在概念设计阶段研制部门要配合使用部门对直升机设计技术要求进行充分分析研究和论证。

概念设计阶段的任务是依据设计技术要求形成对所设计直升机的构思及基本概念,并拟定出能满足设计要求的初步技术方案。现代直升机设计都采用计算机辅助设计,因此,在这个阶段中通常可以选择几个方案进行对比分析,经过充分论证后初步确定直升机的构型和气动布置方案。

概念设计阶段的主要工作如下。

(1)气动布局方案论证 包括构形、型式和气动布局方案的评比和选择、模型吹风,飞行性能及其他气动特性的初步分析计算,全机和各部件(系统)主要参数的选择,各部件相对位置的确定等。最后,绘制全机三视图,并提交有关的分析计算报告。

(2)全机总体布局方案论证 包括全机各部件、各系统、附件和设备的布置等。此时要考虑布置得合理、协调、紧凑,保证正常工作和便于维护等要求,并结合重心定位要求一起进行。最后绘制全机总体布置图,并编写有关报告和说明书。

(3)全机总体结构方案论证 包括全机结构承力件的布置,全机传力型式的分析,主要承力构件的承力型式分析,全机设计分离面和对接型式的选择,全机各种结构的选择等。全机总体结构方案可结合全机总体布局一起进行,并在全机总体布置图上加以反映,需要有相应的报告和说明书。

(4)各部件和系统的方案论证 包括对各部件和系统的要求、组成、原理分析、结构型

式、参数及附件的选择等工作。最后,应绘制有关部件的理论图、构造图和有关系统的原理图,并编写有关的报告和说明书。

(5)全机重量计算、重量分配和重心定位 包括全机总重量的确定、各部分重量的确定、重心和惯量等计算工作。最后应提交有关重量和重心等的计算报告,并绘制重心定位图。

(6)全机配套附件和设备等成件以及新材料和新工艺的选择和确定 对要求新研制的成件要确定技术要求和协作关系,最后提交协作及采购清单等有关文件。

概念设计阶段将解决全局性的重大问题,必须深入、细致和慎重地进行,要尽可能充分利用已有的经验,以求概念设计阶段中的重大决策有坚实的基础,避免以后出现不应有的重大反复。

2. 初步设计

初步设计过程中,需将前面所得到的直升机的几何参数、重量参数和能量参数进一步加以具体化,使其符合各种相互矛盾的要求。进一步确定气动布局、总体布局、主要部件的结构型式、各主要系统的原理和组成等。制作直升机及各部件的吹风模型和进行风洞吹风试验。根据试验结果进一步进行详细的气动力计算、操纵性和稳定性计算、以及动力学问题的初步计算,进行较精确的直升机重心定位计算。在这些计算的基础上,对直升机的总体布置进行适当修改,调整重量计算和重心位置,并制造样机,协调直升机各组合件和各系统相互的空间位置,布置设备,评估空勤组和旅客的布置是否合理等。

此阶段的主要工作内容如下。

(1)气动方面 对所选方案进行全面的气动性能、操纵性和稳定性计算,颤振等动态稳定性计算,进一步的外载荷计算。同时还要进行风洞吹风试验,继续完善外形,给出各种设计计算所需的数据。

(2)结构设计 绘制结构草图,进行结构方案研究,对新结构和新工艺进行试验,并进行强度计算和验证性试验,同时要做好强度试验、振动试验和寿命试验等的准备工作。

(3)系统设计 要进行系统方案的地面模拟试验,进一步修改原理图,绘制安装草图,进行协调性检查和强度估算等。

(4)总体布局 改善外形和内部布置,绘制样机图,配合制作样机,以提供真实的外形和内部布置,供安装、协调和审查之用。此外,对影响全机的振动问题和气动弹性问题也要相应地做进一步的分析计算。

此阶段的工作结果是要提交经反复修改后的总体设计方案、外形理论图、结构打样图和系统原理图等,各种计算、分析和试验报告,供强度计算用的第二次外载荷计算报告,以及附件设备配套表、材料、工艺及协作项目的清单目录,样机及其评审结果报告等。最后将按照此阶段工作成果做出选定该初步设计方案和实现该方案的决策。

3. 详细设计

此阶段要全面实现所确定的直升机的参数和性能,要提交对直升机各部件、各系统及全机进行生产、安装、装配工作所要的全部技术文件,绘制直升机原型机生产所要的全部图纸(包括零件图、装配图、理论图等),并相应进行全部必要的计算工作(包括气动、强度、动力学和疲劳方面的计算等),进行试制和试验的准备工作。

在此阶段中可能还需继续进行性能、操纵、气动、动力学等方面的校核性试验,利用校核试验结果和由图纸得到的重量、重心和惯量数据进行全面的性能、操纵等方面的计算,同时根据正式的外载荷进行零部件的强度校核计算,提前进行零构件、部件的强度试验或有关的振动试验。完成全机和零部件的重量、重心和惯量的计算,提交静力、动力试验任务书和飞行试验任务书。最后给出原型机试制所需的全部图纸和技术文件。

1.3 直升机总体设计工作的特点

直升机总体设计是指从概念设计到初步设计阶段进行总体方案设计的全过程,其最终目标是给出最优的新机总体方案。对新机研制工作具有全局性影响的重大决策大部分都要在总体设计阶段做出。总体设计工作中的失误,不仅会对以后的设计工作产生不利的影响、造成时间和经济上的损失,而且往往会直接影响到新机研制的成败。因此,直升机总体设计是直升机研制中最为重要的一个阶段。

直升机总体设计也属于工程设计的范畴,具有一般工程设计技术的各种特性。但由于现代直升机技术难度大、结构复杂、研制周期长、成本高,从而增加了总体设计的难度,使现代直升机总体设计工作具有明显的特点。

1.3.1 综合与协调

现代直升机结构复杂,直升机设计涉及空气动力学、飞行力学、航空发动机、结构强度、结构动力学、自动控制、航空电子、武器火控、航空材料与工艺等多种专业技术领域,需要众多的各类专业技术人员参加。所以现代直升机设计实际上是一种依靠集体智慧进行的具有创新性的工作,需要各专业之间的分工、合作和密切配合,需要总体设计工作者在各专业之间进行综合和协调。

直升机是一个复杂的工程系统,它由许多专业子系统组成。一个好的总体设计方案,是其各专业子系统综合效应产生的结果,片面、孤立地追求子系统的先进和最优,而不进行各专业子系统之间的综合和协调,就不会形成全机的最优方案。直升机总体设计要满足多方面的、往往是相互矛盾的设计要求,设计中对各种问题的处理,都必须从全局出发,综合考虑多方面的要求和影响。如果对各方面的要求、可能产生的问题、需要采取的措施等没有进行综合考虑,就可能造成设计返工,甚至在生产、使用中引起不良后果。因此,直升机总体设计实际上是对多方面的设计要求和多个专业进行综合与协调的决策过程,这一特点在总体方案设计阶段反映得最为明显。

1.3.2 反复迭代、逐次逼近

新机研制首先要根据国民经济或国防建设的需要,拟定出直升机的使用技术要求或战术技术要求,然后根据所拟定的技术要求确定直升机总体设计方案。由于直升机的设计 requirements 是多方面的,而且往往是相互矛盾的,再加上直升机设计的复杂性,所以一般不可能用解析的方法直接得到满足设计要求的总体方案,而只能是一个反复迭代、逐次逼近的动态过程。也就是说首先要有一个初始方案,在这个方案的基础上经过反复迭代逐步达到满足设计要求的最终方案。虽然每一轮在步骤和原理上都是一样的,但并不是简单的

重复,每迭代一次都要使总体方案更加完善、具体和更好地满足设计要求。在上面提到直升机总体设计是一个综合与协调的决策过程,方案的确定往往还与人的因素有关,这与一般的系统分析工作不同,几乎不存在唯一性。满足设计要求的方案往往会有若干个,这就有一个优化问题。目前,在直升机总体设计中广泛采用计算机辅助设计,利用计算机对直升机总体方案设计进行综合优化,模拟上述过程,从而得到最优的设计方案。

实际上,在直升机整个研制过程中,各设计阶段之间也要反复进行迭代。例如在详细设计阶段,要完成各部件、系统和零构件的设计,进行大量、准确分析计算和试验验证。在此阶段可能还会发现一些在总体方案设计中的问题,而据此得到的精确的设计参数和数据又为进一步更新分析计算、修改和完善总体方案提供了依据。这是一个动态过程,通过设计的不断细化,构件、零部件及全机试验的开展,分析计算和设计方案也会不断更新、完善,并更加准确。所以说,反复迭代、逐步逼近是直升机研制的一大特点,而这一特点在总体方案设计中表现得尤为突出。

1.3.3 创新性与科学性

设计就意味着创新,直升机总体设计和其他设计工作一样,假如所提出的总体方案没有创新、没有特色,和现有的方案相比没有新意,那也就从根本上失去了总体设计的意义。特别是在现代航空科学技术迅速发展的今天,直升机设计中的创新性尤为重要。它首先要求设计工作者具有创新精神,勇于探索,进行创造性构思,并且要有渊博的理论基础知识和丰富的实践工作经验。但是,从另一方面看,由于现代直升机设计是一项复杂的系统工程,它又与一般的工程设计过程不同,仅仅靠设计者的灵感、热情和丰富的想象力是不行的,必须要有可靠的技术基础才能保证设计的成功。也就是说,在总体设计的过程中应避免盲目创新,尽量减少无根据的决策带来的风险。要注重收集、分析相关资料,充分吸取国内外型号设计中的经验教训。对设计中所采用的各种新技术都要经过预先研究,并进行充分地试验验证。而且,技术进步和创新是一个逐渐积累、逐步提高、不断完善的过程,一般来说,一架新设计的直升机采用新技术的比例要控制在15%左右,超过15%就会有风险。从这个意义上讲,掌握和利用好成熟的技术,或者说处理好继承与发展的关系是非常重要的,也就是创新性与科学性相结合。

由于现代科学技术的迅速发展,使得设计工作的进度极其重要,缩短设计周期已成为对设计工作的主要要求之一。如果设计周期拖长,会使设计中新颖性和创造性的内容过时。因此,在财力、物力和研制周期都有限的情况下,要保证现代直升机研制规划的成功,在进行新机设计时,对直升机各种性能、特性分析计算(确切地说是预估或预先计算)的准确性提出了更高的要求。为了减少研制风险,必须开展广泛的预先研究和试验验证工作,以便为设计建立足够的科学技术储备和基础。而且,在设计过程中要结合试验不断更新和完善分析计算方法,以不断提高预估的准确性。据国外的统计,为了研制一种有竞争力而不至于一开始投入使用就变成过时直升机,在研制过程中要采用几十项、甚至百余项新的技术措施,其中至少有2/3的项目是在设计开始前就进行过研究,并经过模型或全尺寸试件试验验证。对于像新型旋翼、尾桨或直升机的任何一种新系统则需要在批生产的直升机上或专门的试验机上进行演示验证试验,做到创新性与科学性相结合。

随着现代科学技术的发展,作为高技术产品的直升机的设计思想、设计技术和设计方

法也发生了革命性的变化。由于军事和民用的需求,对直升机的用途、性能、经济性和安全性等提出了越来越高的要求;另外,新技术也推动了航空科学技术的进步和发展,直升机新概念、新理论、新结构、新的设计原则和设计方法的应用,使得直升机设计趋于复杂化和综合化,单纯的总体设计、气动设计、结构设计、工艺设计的直升机设计概念已不能满足现代直升机研制的要求。

第2章 直升机设计技术要求和评价

直升机设计方案的准则

现代直升机结构复杂,性能要求高;研制周期长,需要消耗大量的人力、物力和财力,研制过程是一个庞大的系统工程。对于这样一种特殊的产品,在研制之前必须要有明确的指导思想,正确的指导思想是研制成败的关键。另外,研制直升机还要有依据,这个依据从大的方面讲应该是国防建设和国民经济发展的需要。由于直升机设计是一项具体的工作,所以还必须把这种需要细化和量化,形成具体的、明确的设计依据。这个依据统称直升机设计技术要求,对于军用直升机称为“战术技术要求”,对于民用直升机称为“使用技术要求”。

直升机研制工作是参与研制工作的工程技术人员创造性的集体劳动,在直升机研制工作之前,所有参加研制工作的人员应当有明确的指导思想。正确的研制指导思想应充分考虑有关主客观的条件、工程设计的一般规律,还应反映国家对直升机发展和应用的方针政策、各种用户的要求,以及国内外技术水平和动向等一系列情况,并进行综合分析。

研制工作要体现事物发展从小到大、从简单到复杂的规律。只有掌握技术规律,才能运用它去设计和发展新产品;只有了解集体创造性劳动的特点,才能在研制工作中大力协同,密切配合。

对所研制的直升机,设计者应能明确地回答为什么用户不能利用现有的直升机或其改型机来完成使用任务?为什么采用我们所建议研制的直升机方案?还应能预计为得到可使用的直升机所花费的代价、可能的批量,以及此项研制任务的长远影响等等。

错误的研制指导思想常常会将研制工作引入歧途,造成时间、财力和人力的大量浪费。指导思想混乱也必然会造成研制工作混乱,事倍功半。

应该把确定正确的指导思想作为研制工作的首要问题来对待,并将其贯彻始终,以求达到预期目的。因指导思想错误而导致直升机发展缓慢以至夭折的事例很多。由于有明确的指导思想,虽历经挫折而最后取得成功的情况也不少。要吸取和借鉴国内外直升机型号研制中成功与失败的经验教训,这对加快我国直升机事业的发展是十分必要的。

2.1 直升机设计技术要求

无论新机研制还是对现有机种的改进改型,均需要有明确的、完整的设计技术要求。直升机设计技术要求是研制直升机的基本依据和出发点,它是根据对军用和民用市场进行广泛调研和分析,并在当前研制水平的基础上结合长远发展需要而制定的。一般它是由上级主管部门下达给研制单位,但也常由研制单位根据市场分析或与潜在用户商讨后自行提出并报上级主管部门批准后执行的。