

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 11 $\frac{3}{4}$ 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,并提出宝贵意见,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	
$\bar{C}_x=\frac{\Sigma C_x S}{\pi R^2}$	废阻系数	
$\tilde{C}_x=\frac{\Sigma C_x S}{G}$	全机单位废阻	(m^2/N)
$\Sigma C_x S$	全机废阻面积	(m^2)
$C_{x\gamma}$	桨叶特征剖面处的翼型阻力系数	
$C_{y\gamma}$	桨叶特征剖面处的翼型升力系数	
$C_{y\gamma l_j}$	旋翼失速限制的临界 $C_{y\gamma}$ 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_{em}	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_{il}	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)

主要符号说明

符 号	说 明	单 位
$\overline{N}_i = \frac{N_i}{G}$	单位诱导功率	(W/N 或 kW/N)
N_{pa}	废阻功率	(W 或 kW)
$\overline{N}_{pa} = \frac{N_{pa}}{G}$	单位废阻功率	(W/N 或 kW/N)
N_{pr}	型阻功率	(W 或 kW)
$\overline{N}_{pr} = \frac{N_{pr}}{G}$	单位型阻功率	(W/N 或 kW/N)
N_z	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_{GL}	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而不惜任何代价,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,绘制全机三面图,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 and 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、操稳、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、操稳等方面的计算,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。由于直升机的设计要求是多方面的,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、精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,并要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。

2.1.1 直升机设计技术要求的主要内容

直升机设计技术要求没有固定的格式,其主要内容有以下几点。

1. 直升机的任务使命或用途

(1)任务使命或用途 主要说明直升机应该完成的主要任务或用途,是军用运输、武装、攻击、格斗、火力支援、反潜、侦察、巡逻、搜索、观察、校射、导航、防火、救护、救灾、教练等各种任务中的一种或几种。

(2)使用环境条件 主要说明直升机使用的大气环境(温度、湿度、风速等)、气象条件(昼间、夜间等复杂气象条件)和地面环境(高原、山区、平原、海上、沙丘、森林、草地、冰雪、盐雾、沙尘、辐射等)。

2. 主要装载情况

(1)乘员组 人数,任务分工等。

(2)旅客(人员)或货物 人数,货物类型,重量和尺寸等。

(3)武器 类型(机枪、火箭、导弹等),重量和尺寸等。

(4)特种设备 类型(反潜、侦察、勘探、摄影、电子干扰及外挂装置等),重量和尺寸等。

3. 主要飞行性能

(1)悬停升限(有地效,无地效)或垂直爬升率。

(2)使用升限或最大爬升率。

(3)最大平飞速度。

(4)续航时间或航程(或活动半径)。

(5)单发停车性能(装有多台发动机的情况)。

4. 其他要求

如起落场地,自转着陆,水面起降,抗风抗浪,运输条件,“三防”(防腐、防尘、防辐射)。机动性,抗坠毁性,残存性,维护性等。随着直升机使用范围的扩大,将不断对直升机提出许多新的要求。

5. 典型任务剖面(表示直升机完成典型任务的飞行航线综合图)

在技术要求中除了给出各项要求外,常常还给出一种或数种典型的使用曲线以便计算性能及载油量等,进行各种方案的详细对比。

直升机的典型使用曲线如图 2-1 所示。

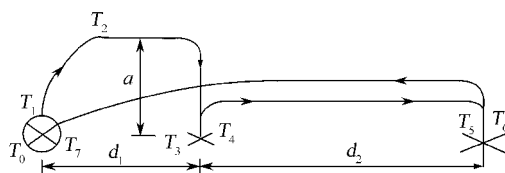


图 2-1 直升机的典型使用曲线

T_0 —在基地启动; T_1 —带乘员、燃油垂直起飞; T_2 —爬高到巡航高度 a ; T_3 —飞行 d_1 距离后降落,装载 $\times$ 吨载荷;

T_4 —垂直起飞; T_5 —飞行 d_2 距离,无地效悬停、卸载; T_6 —返回基地; T_7 —带 $t_{\min}$ 余油着陆。

一架直升机的研制工作是否成功,往往用是否实现对其提出的技术要求来衡量的。

要求太高或不切实际,除增加研制困难外,常使研制工作拖延进度,甚至可能导致失败;要求过低,虽易于实现,但由于技术水平低,研制出来没有竞争力。所以,确定直升机研制的技术要求是一件十分重要的工作。必须看到,直升机研制的技术要求既反映人们对直升机使用(战术使用或技术使用)的观点,也反映人们对直升机技术的掌握程度。当然,随着时间的推移、人们认识的深入,技术要求的内容和量值将不断变化。因此,必须从需要和可能两方面辩证地、综合地分析这些要求,以求得能在一架具体的直升机上得到最佳的体现。这就是直升机研制的第一步——技术要求的论证,对于直升机这种耗资巨大的产品(装备),必须通过科学论证与分析来确定其使用技术要求。

论证的内容包括:

- (1)需求(作战、使用),对军用直升机还有威胁分析;
- (2)现有装备存在的缺陷或不足;
- (3)技术、经济可行性分析;
- (4)提出战术技术(使用技术)要求;
- (5)做出风险分析;
- (6)明确研制计划与周期。

通过调查研究,广泛收集资料,分析计算、仿真甚至试验等工作,最后提出论证报告,经有关部门审批后方能进入概念设计阶段。据国外资料介绍,论证所花的经费为整个型号全寿命周期费用的3%~5%,但它却能影响研制阶段70%费用的使用效益。这就是常说的:成在论证、败也在论证。

2.1.2 直升机技术要求举例

下面给出了美国陆军为研制一种中程通用运输直升机(Medium-range Utility Transport, MUT)提出的战术技术要求。

一、系统定义

1. 概述

MUT 是双发型直升机,应能装载4名士兵和两名乘员。

2. 任务

MUT 用机内装载方案时,在目视和仪表飞行条件下,应能昼夜执行任务。用机外吊挂方案时,仅在目视条件下使用。

MUT 应能完成下列类型的任务:

- (1)基本任务 用于运送特殊工作小组的装备或供应品以及救护伤员;
- (2)辅助任务 用于空勤和地面部队训练、机动、发展或改进新的空中机动概念、救灾和其他民用任务。

二、特性

1. 性能特性

1)基本性能

如无特殊规定,在海平面标准大气状态下,应具有下列性能。

- (1)用95%以下的中等功率,在高度1220m、温度35℃,无地效悬停起飞后的最小垂直爬升率为137m/min。

(2)最大巡航功率的巡航速度不小于 278km/h。

(3)携带任务所需燃油和余油时,续航时间不少于 2.3h。其中包括用慢车功率地面工作 8min,用最大连续功率工作 20min,以巡航速度飞行 80min,余油能保证以巡航速度飞行 30min。

2)单发停车性能

在基本任务总重下,在另一发动机用不大于中等功率条件下,应保证下列性能。

(1)在高度 1200m、温度 35℃,平飞速度不少于 185km/h。

(2)在高度 1200m、温度 35℃条件下安全降落。

3)机动性

应能以小于 230km/h 的速度进行贴地飞行。

4)稳定性和操纵性

应设计得从悬停直到最大平飞速度的整个包线范围内,有一级的稳定性和操纵性。

5)空气动力学特性

气动设计包线如图 2-2 所示。在设计包线范围内对飞行员无任何限制,无颤振和不许可的振动,灵敏有效和具有相应的操纵特性,可接受的飞行品质。在设计总重下,其桨盘载荷不应超过 $288\text{N/m}^2 \sim 383\text{N/m}^2$ 。

直升机应具有良好的气动外形和整流,以尽可能地减少阻力。

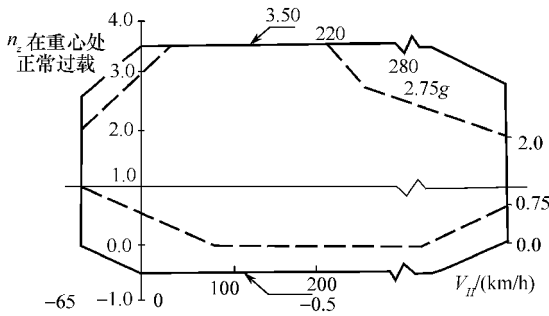


图 2-2 气动设计包线

(1)重量为设计总重;(2)实线为结构设计包线;(3)虚线为气动设计包线。

2. 设计特性

1)重量

(1)重量和平衡类别 此机按 MIL-W-25140 中规定的 1A 级。

(2)使用空重 使用空重为空机重量加上不可用燃油、滑油、发动机滑油、杂项任务装备及两名乘员(正、副驾驶员)。对运输特殊工作小组和救护伤员任务分别规定其使用空重。

(3)总载荷 由规定的乘客、货物和可用燃油组成。

(4)设计总重 设计总重为有效载荷(4 名武装士兵),在“基本性能”条款中规定的基本任务燃油载荷和“重量”条款中规定的使用空重所组成。

(5)单位重量

乘员重量(每人包括普通飞行服、手套头盔、救生包、手枪和枪套、子弹等)	104kg
武装士兵	107kg

担架和伤病员(包括担架、毛毯等共 11kg)	118kg
乘客	90kg
医务人员	90kg
医疗设备	45kg
每加仑燃油重(JP-4)	2.7kg
每加仑滑油重	3.4kg

(6)可运输性 MUT 外廓尺寸保证能在 C-141 运输机中装两架,在 C-130 机中装一架。准备及装入运输机中所需的时间不超过 1.5h、工作量不多于 5 人·时。到达目的地后,卸机装配时间不超过 2h、工作量不多于 5 人·时。应保证直升机在折叠或卸下旋翼桨叶后就能装入 C-5 运输机中,卸机装配时间不大于 1h。

2) 结构设计准则

(1)强度要求 非特殊规定处,强度和刚度应按 MIL-S-8698 中 1 级规定。包括动部件的基本结构应按损伤容限设计(见后面“损伤容限”条款)。其余特殊强度要求如下。

①基本结构设计重量 结构设计用的基本结构设计总重为“重量”条款中规定的设计总重。

②地板载荷 垂直方向乘员地板极限载荷为 $3.5N_z \text{ kN/m}^2$,货舱地板载荷为 $14.4N_z \text{ kN/m}^2$ 。其中过载系数 N_z 为 3.5 加上角加速度产生的过载,或由以 3.05m/cm^2 速度降落产生的过载来确定。货舱地板还需在每 0.56m^2 区域内有一个面积为 465cm^2 能承载 34.5N/cm^2 的集中载荷承载点。

③降落和地面载荷 在基本结构设计总重下,在平坦地面的设计极限下沉速度为 3.05m/s ,在 15° 坡地上为 1.83m/s 。

④屈服安全系数 屈服安全系数为 1.0。

⑤可修复性 结构设计应在受到从 92m 处以 838m/s 初速射击的 7.62mm 子弹击中后,不需特殊工具设备就能修复。

(2)疲劳 安全寿命设计应能满足后面“使用寿命”条款中提出的要求。此外,损伤容限概念将用于影响全机安全或人员安全的基本结构,由现代非破坏检测手段发现的由交变载荷引起的裂纹出现,即认为是疲劳故障。

(3)损伤容限 主要结构(按 MIL-A-008860,3.12 中规定)应综合材料、应力水平和结构型式各方面的考虑,以使得由于某一结构元件(包括控制的子系统和动部件)的破坏,或由于未检测裂纹的扩展或其他破坏,而引起全机损坏的可能性降到最小。减缓裂纹扩展、止裂装置、改变载荷传递路线,以及其他可用的设计原理都可采用。对于关键部件损伤的特殊要求是从 92m 处以初速 838m/s 射来的 7.62mm 的子弹击中时,应能承受设计极限载荷而不破坏(允许产生屈服),此时直升机仍应能继续使用,直到安全完成任务。

(4)耐坠毁性 按 MIL-STD-1290(AV)规定。

3. 可靠性

(1)平均故障间隔期(MTBF)应大于 39 飞行小时。

(2)动部件平均更换间隔期(MTBR)包括为大修、修理或检查的定期或不定期的更换,其平均更换时间应大于 1500 飞行小时。

4. 维护性

维护人员均应经过陆军维护学校 6 个月的学习。由敌方造成的修理和故障等不在维护要求之内,为便于修理,设计应保证对结构最大的可接近性,而不需(或最小的)拆除机上部件。AMCP706-134 可作为设计指南。

(1)平均维护间隔期 平均维护间隔期应大于 3.5 飞行小时,维护工作包括对飞机部件的每日、定期或特定的检查及定期更换滑油工作,但不包括飞行前、后的检查。定期维护间隔期应大于 300 飞行小时。

(2)更换性 更换任一部件的时间不应大于 3h。

5. 可用率

按每月飞行 120h 计算,可用率应达到 80%。

6. 环境条件

设计应考虑世界范围的气候环境条件。有关世界范围的温度、湿度、雨、雪、沙尘等环境因素参考 MIL-STD-210,AR-70-38。

(1)存放条件 此直升机及其设备应在 $-62^{\circ}\text{C} \sim +71^{\circ}\text{C}$ 范围内存放不受损害。

(2)使用条件 此直升机应能在 $-54^{\circ}\text{C} \sim +52^{\circ}\text{C}$ 条件下使用,在 -18°C 以下使用,可通过简单改装实现。

7. 残存性和易损性

1)直升机应有下列设计特点

(1)减少被发现的信号(声音、雷达反射、红外辐射等)。

(2)减少乘员、关键部件和系统的易损性。

(3)增加机体和系统的耐坠毁性。

为提高残存性,MUT 应能在使用有限的领航设备下,在昼间目视条件下进行贴地飞行。

抗弹击装甲防护仅在下列情况下使用:

(1)其他各种减少易损性的保护性设计措施都已采用;

(2)装甲应小型化,并集中于被保护对象处;

(3)选择装甲材料和型式,应对成本和重量进行综合设计。

2)直升机设计要求

(1)子弹防护 乘员和关键部件、系统的防护应能经受从 92m 处以初速为 838m/s 射来的 7.62mm 子弹的射击。

(2)红外抑制 总的红外辐射信号应采用现代技术降低到最低水平。采用的屏蔽罩、排气口等的重量都包括在空机重量中。

①性能损失 因装有红外抑制器,直升机性能将有所降低,此时应考虑:

• 因涡轮后反压的增大所引起的功率损失,不大于在设计总重下在高度 1200m 温度 35°C 无地效悬停需用功率的 1%;

• 装有红外抑制器后,许可的总功率损失,不能超过 1200m 35°C 无地效悬停需用功率的 3%。许可的耗油率增加也不大于 3%。

②发动机部件的冷却 装红外抑制器后,发动机各部件的温度应不超过原有值。

(3)减小外部噪声 应采用现代技术成果以减小直升机噪声,对桨叶拍击声、桨涡噪

声和减速器噪声要特别给予重视。

(4)雷达反射面 结合设计时的成本有效性分析以减小雷达反射面。主要用选材和设计措施来得到有利的穿透、吸收和反射特性,并结合超低空飞行以达到难于发现的要求。

8. 使用寿命

(1)服役寿命 MUT 机体退役寿命应大于 15000h。

(2)疲劳寿命 动部件的最小疲劳寿命为 4500h。

(3)机体大修寿命 机体大修寿命大于 4500h。

三、设计和构造

1. 材料性质

材料和加工方法的选择,应考虑到在加工、使用和保存过程中,材料特性可能发生的变化,材料的断裂韧性和加工影响是元件材料选择的主要考虑方面。同时还需有防潮湿腐蚀、雨沙磨蚀、阳光、霉菌等影响的表面保护措施。材料特性应按 MIL - HDBK - 5, MIL - HDBK - 17, MIL - HDBK - 32 中的规定。

2. 残存性

对关键部件和系统的防弹保护主要靠设计措施和材料选择。也可采用装甲等措施。MUT 的耐坠毁准则见 USAAVLABS - TR71 - 22。直升机结构应设计成在坠落载荷下逐渐变形,直到 95%的坠落载荷,而人员承受的坠落载荷应最小,并保证有人员的空间和离机出口。

3. 标准件和材料

应选用政府审定的标准、材料和标准尺寸。

四、各功能区的特点

1. 机体

(1)驾驶舱 驾驶舱供正、副驾驶员用,驾驶员穿戴热带或寒带飞行服,带救生装置和武器,座椅系统的耐坠毁性见 MIL - S - 58095。驾驶舱门应仅需一个抛放动作即可抛放。

(2)士兵或货物舱 座舱应能容纳 7 名乘客,座椅耐坠毁,士兵舱设计标准见 MIL - STD - 1290。

(3)担架设备 舱内应能安放 3 副标准担架,其最小垂直间距为 45cm^2 。医务人员也使用耐坠毁座椅,应从座舱任何一侧装卸担架。

(4)货舱容积 货舱容积应大于 4m^3 。

2. 起落装置

应采用轮式起落架以便于地面运动。

3. 动力系统

(1)发动机 直升机应装两台涡轴发动机,其性能水平如图 2-3 和图 2-4 所示。装沙尘分离器后重量可增加 10%。发动机应分开布置,以避免因一颗子弹击中而造成多台发动机停车,也应避免一台发动机损坏而影响另一台工作。

(2)发动机冷却 发动机部件的通风冷却设计应考虑红外抑制器的影响,在超过 200°C 的热部位,应对可能的燃油泄漏进行隔离。

(3)发动机燃油系统 燃油系统设计参照 MIL - F - 38363 规定,并补充下列要求。

①耐坠毁特点应参照 MIL - STD - 1290 规定。

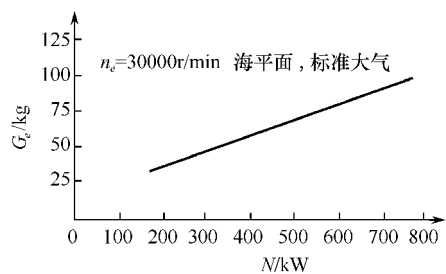


图 2-3 先进发动机重量

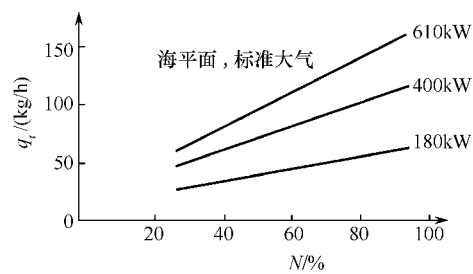


图 2-4 三类先进发动机的典型特性

②在受到从 92m 处初速为 838m/s 的 7.62mm 子弹击中时,油箱应能自封。

③燃油管道应有防弹保护或其他措施,以保证在遭到上述条件的子弹击中时,仍能继续完成任务。由油箱到发动机应为吸油供油方式。

④在油箱周围和由油箱到部件的主油管周围有厚 76mm 的聚亚胺酯填料(聚亚胺酯泡沫填料参照 MIL - P - 46111 规定)。也可采用同样有效或更有效的技术措施。

⑤油箱位置应便于安装、更换和维护。

(4)传动系统 主传动的连续工作功率应是在高度 1200m、温度 35℃用中等功率工作时可用功率的 120%,传动系统应设计得具有最低的易损性。

4. 仪表和领航设备

MUT 将装有供仪表飞行的有关仪表设备。

5. 航空电子设备

MUT 应采用 UTTAS 的航空电子设备,电子设备列于表 2-1。

表 2-1 MUT 所采用的电子设备

名 称	数量	牌 号	单件重/kg
通信设备			
VHF - FM 电台	2	AN/ARC - 114	3.2
VHF - AM 电台	1	AN/ARC - 115	3.3
UHF - AM 电台	1	AN/ARC - 116	3.4
机内通话器	3	C - 6533/ARC	0.82
无线电罗盘		AN/ARN - 89	3.1
接收机	1	R - 1496/ARN - 89	1.4
控制器	1	C - 7392/ARN - 89	0.097
放大器,阻抗匹配器	1	AM - 4959/ARN - 89	1.0
天线,馈线	1	AS - 2108/ARN - 89	0.091
ADF 补偿网络	1		
陀螺磁罗盘		AN/ASN - 43	
航向陀螺	1	CN - 998/ASN - 43	2.5
传送器,感应陀螺	1	T - 611/ASN	0.54
补偿器	1	CN - 405/ASN	0.091
应答器		AN/APN - 72	
接收机—传送器	1	RT - 859/APX - 72	7.1
控制器	1	C6280A/APX	1.4
安装座	1	MT3809/APX - 72	0.77

(续)

名 称	数量	牌 号	单件重/kg
机密通信设备		TSEC/KY-29	
机密通信电台	3	TSEC/KY-28	
控制指示板	3	C-8157/ARC	
安装座	3	MT-3802/ARC	
辅助设备			
应答机试验器	1	TS-1843/APX	1.3
安装座	1	MT-3513/APX	0.23
计算机	1	KIT-1A/TSEC	6.6
安装座(隔振)	1	MT3449A/U	0.68
甚高频全向信标		AN/ARN-8	
接收机	1	R-1388/ARN-82	4.7
控制器	1	C-6873/ARN-82	0.54
安装座	1	MT-3600/ARN-82	0.23
战术着陆系统	1	AN/ARN	4.5
LORAN C/D 机载领航系统	1	AN/ARN	13.6
下滑坡度标志信标		AN/ARN-58	
接收机	1	R-844/ARN-58	4.1

6. 直升机地面移动

拖曳设备按 MIL-STD-805 标准执行,允许拖曳场地条件按 CBR2.5。

7. 货物运输

货物吊钩和控制器应保证在外吊挂达 900kg 时能很方便地装上、运输和放下。

2.1.3 特殊要求举例——障碍撞击容限要求

由于不仅要求直升机全天候昼夜使用,而且要求直升机能贴地飞行,在有限场地起飞、降落和进行机动工作,因而直升机撞击到树木、电线或建筑物的可能性就大大增加。例如美国陆军直升机在 1971 年—1977 年间就发生过 1100 多起碰撞障碍物的事故,平均每年有 170 多起,其中一等事故约 50 起,损失达 590 万美元。这种由撞击引起的一等事故约占一等事故总数的 21%,而撞树、撞电线事故占撞障碍事故总数的 74%。

直升机被撞部位及撞击次数列于表 2-2。

表 2-2 直升机被撞部位统计

撞击部位	撞击次数	撞击比例/%	撞击部位	撞击次数	撞击比例/%
旋翼桨叶	620	52.5	起落架	28	2.4
旋翼轴	16	1.4	机翼	2	0.2
尾 桨	148	12.5	其他部位	15	1.3
尾 梁	21	1.8	不 详	231	19.5
风挡玻璃	48	4.0	总 计	1182	100
机 头	53	4.5			

由此可见,撞击障碍物成为直升机设计中应考虑的要求之一。

根据撞击障碍物的事故分析表明,像 UH-1 类型的直升机,其旋翼桨叶可砍断 102mm 直径的树干,尾桨能砍断 76mm 树干,并能经受 3mm~6mm 的铜制电缆、电话线等的撞击,但撞到钢丝绳或高强度电缆时,则常引起一等事故。此外,松弛的导线,甚至很细的陶式(TOW)导弹的导引线,如果缠住旋翼的操纵拉杆,也会造成重大事故。因此,有人建议目前应考虑旋翼桨叶撞击 102mm 树干,尾桨撞击 76mm 树干,以及全机撞击 6mm 铝、铜导线的情况,将来应考虑到撞击 203mm 树干和 12mm 钢缆的情况。

针对上述要求,人们采取了各种技术措施。如在桨叶前缘沿展向安装绳状炸药,当撞到障碍物时,炸药产生的定向熔化铜液可将该障碍物摧毁;采用受撞易变形的桨尖罩(大部分桨叶撞树是发生在离桨尖 250mm~370mm 部位处);采用涵道尾桨或加装尾桨保护环,以及诸如导线导引和切断装置,避免被导线挂住的橇式起落装置,以及桨毂上的导线导引和切断装置等。

采取各种针对障碍撞击的措施后,可以大大提高低空飞行的残存性,提高任务效率,减少人员和飞机的损失,降低经济损失。总之,这类在使用中提出的要求应引起设计者的充分重视。

2.2 直升机设计规范、适航条例和设计定型

直升机设计技术要求是研制直升机的依据,但直升机设计还必须严格遵守有关的设计规范和适航条例的各种规定。

直升机设计规范和适航条例是在直升机设计实践过程中逐步形成的,它是直升机设计和使用实践的积累和总结,是设计过程中必须遵循的指令性文件,也是直升机设计定型或适航取证验收的依据。

直升机设计规范和适航条例,对各类直升机都做了在设计中必须遵守的许多指令性规定,包括设计情况、安全系数、过载、重量、重心、飞行载荷、着陆载荷、强度和刚度、动力学特性、配平特性、操纵性和稳定性、飞行品质、结构试验、飞行试验等。

直升机设计规范和适航条例是指导直升机设计工作的通用性文件,是对设计的全面的、综合性的要求,而具体型号在设计要求和设计特点上又各不相同。因此,在具体型号设计时有必要对规范的某些条款进行局部修改或取舍,根据不同型号的具体情况,对规范进行适当剪裁,形成型号设计规范,经评审和批准后,作为型号工程设计的指令性文件,并同时作为型号验收的依据。

军用直升机的设计定型由国家组织专门的定型委员会依据研制总要求和设计规范对新机研制全过程进行审查、考核和验收,通过后颁发定型证书。

民用直升机适航条例(CCAR-27 部、CCAR-29 部)是民用直升机最低安全标准。民用直升机在适航管理上实施“型号合格证(TC 证)、生产许可证(PC 证)和单机适航证(AC 证)”三证管理,民用直升机只有在该型号获得型号合格证,单机又取得适航证后才能进入民用市场。

民用直升机为了确保使用安全,其适航取证具有法规性和强制性,必须百分之百满足;取得单机适航证的民用直升机,其适航管理为全寿命管理,从投入市场开始,到退出市场为止。

直升机的设计过程是一个创新性与科学性相结合的过程,创新性是指所设计的直升机要有新意、有特色,科学性要求不脱离实际,不违反客观规律。如果说,在拟定直升机设计总要求、确定总体方案时注意到了创新,那么直升机设计规范和适航条例则是使创新得以实现,使设计符合客观规律的技术保证。

设计定型和适航性鉴定是直升机研制工作的一个重要阶段,它是在试制和试验(试验包括地面试验和试飞)阶段以后进行。研制工作进入设计定型阶段说明新机设计经试制和各种试验验证满足设计技术要求,可以投入批量生产。但是,人们对事物的认识过程是发展的,在定型以后的生产、使用中还会有问题暴露出来。所以,定型或适航鉴定后又是进一步改进、改型的开始。因此,不能孤立地看待定型工作。

通过设计定型(或适航鉴定获得适航证)的新型直升机就可以投入批量生产和使用。为此,必需为用户提供相应的技术文件(包括全机构造说明书、飞行手册、使用维护手册等)和售后服务,并根据使用中反馈的各种技术信息,不断改进,使之日趋完善。

2.3 评价直升机设计方案的有效性准则

在直升机设计过程中常常需要对若干个总体设计方案进行对比分析,进行优选,这个过程通常称之为方案论证。当一个总体方案能满足战术(使用)技术要求时,则认为这个方案是可行的,但它不一定是最优方案。

为了对直升机总体设计方案进行评价和优选,需要有一个评价准则。一般来说,最通用、最普遍或最广义的有效性准则就是这种直升机所完成的有效功与为研制和使用该直升机所花费的总费用之比——效费比。但是,在直升机方案论证阶段一般很难用这个准则来评价所研制的直升机,因为很多数据可能是未知的。所以,常常会使用一些狭义的,比较具体的准则。当然,这样的准则不可能对一种直升机作出全面的、综合的评价,但是,它在某一方面也可以反映直升机的优劣,所以,也有一定的意义。对有效性准则的一般要求如下。

- (1)尽可能全面地反映对直升机提出的各种要求。
- (2)可以进行定量分析。
- (3)简单明了,易于在研制阶段运用。

由于对事物认识的深度和可解决的程度不同,常常可分成不同水平的三级来处理这些准则。

第一级包括功能有效性准则,生产有效性准则和使用有效性准则。

(1)从完成基本任务的有效程度及其技术完善程度出发进行评价的准则是功能有效性准则。

(2)从结构工艺性和生产条件出发进行评价的准则是生产有效性准则。

(3)从使用品质观点来评价的准则是使用有效性准则。

第二级是从经济性观点出发,评价一架直升机在使用时的经济性准则。

第三级是从经济学观点来评价一种机型在完成一定国民经济任务时的经济性准则。它是最高一级的准则,这种准则已不是对单独一架直升机评价其有效性,而是为了解决一定国民经济任务而研制的一种机型的有效性进行系统的、综合的经济评价。

一、功能有效性准则

常有的功能有效性准则往往比较简明易用,但不一定能全面反映各种要求。一般它主要反映三方面的因素:第一,生产率——单位时间内完成的有效工作量;第二,重量减轻程度——一般用直升机总重量,空机重量和有效载荷之间的关系来表示;第三,从耗油量观点来衡量直升机的经济性。

1. 重量效率 $\bar{G}$

重量效率在实际工作中使用得十分普遍,其定义为直升机总载荷 G_{tl} 与总重 G 之比,即

$$\bar{G} = \frac{G - G_{em}}{G} = \frac{G_{tl}}{G} \quad (2-1)$$

重量效率比较简单,可以相当明确地表示出一架直升机空机重量减轻的程度或结构完善的程度。当然,在研制新机时,人们总是力图达到最大的重量效率。此外,在基本参数已经确定之后,进行具体的设计工作时,获得最小的结构重量也是这时的基本任务之一。必须指出,如果实际制造出来的直升机,其重量效率较设计方案增大 5%,那么就获得了第一流的直升机。反之,如果重量效率减小了 5%,那么这种直升机将丧失其生命力。因此,在研制任何一种直升机的过程中,自始至终都必须为争取每一结构元件都达到最小重量而努力。

然而,在评价直升机的运输效能时,如采用重量效率作为最佳化的基本准则,可能会引起错误。例如,两架重量相等且重量效率也相等的直升机,但由于其千米耗油量不同,从运输效能观点来看是不等价的,在同样有效载荷(包括乘员和商务载荷)情况下,耗油较多的直升机航程将较短。因此,只表示结构重量完善程度的重量效率不能用来表征运输工作的有效性。

2. 生产率 Z

如果需要进行大规模的、多次飞行才能完成的运输作业,为了确定完成这一作业的期限和需用直升机的数量,必须知道单位时间内一架直升机完成的作业量,这就是直升机的生产率。

运输直升机的生产率表示一架直升机在单位时间内完成的运输工作量,其表达式为

$$Z = \frac{A}{T_{\Sigma}} = \frac{\sum G_{ci} L_i}{T_{\Sigma}} = \frac{(G_c)_m L_{\Sigma}}{T_{\Sigma}} \quad (2-2)$$

式中 A ——完成的工作量;

G_{ci} ——在 i 航线上运输的货物重量;

L_i ——在 i 航线的航程;

$(G_c)_m$ ——运输货物重量的平均值;

L_{Σ} ——运输货物的总航程;

T_{Σ} ——完成工作量 A 所花费的总时间。

总时间包括:飞行时间 T_f ,装卸货物所花费的时间 T_{tr} ,技术维护时间 T_{mt} ,以及由于飞行人员保健标准限制、气象条件限制和排除故障等所造成的停飞时间 T_{st} 。表达式为

$$T_{\Sigma} = T_f + T_{tr} + T_{mt} + T_{st} \quad (2-3)$$

显然,停飞时间反映了使用部门为完成作业的组织工作水平,也反映了直升机的可靠

性和安全性等方面的技术水平。

如果仅考虑飞行时间,还可得到飞行生产率(用 Z_f 表示)的概念。飞行生产率是总生产率中的一项很重要的组成部分,它取决于直升机的飞行技术特性和重量特性,此外它还反映直升机总的运输效能。因为各个部件、发动机及直升机本身的工作寿命往往都是按飞行小时计算的,即

$$Z_f = A/T_f = (G_c)_m L_\Sigma / T_f = (G_c)_m V_m = (G_c)_m K_V V_c \quad (2-4)$$

式中 K_V ——平均飞行速度 V_m 与巡航速度 V_c 之比。

飞行生产率在设计时容易使用,但必须指出,在解决具体设计问题过程中,如果在给定巡航速度、航程和货运量的条件下进行设计时,凡满足上述条件的各种设计方案,其飞行生产率几乎都是一样的。所以,飞行生产率不能作为最佳准则来进行评估。

如果引入重量的关系,可得到单位空重的飞行生产率 $(\bar{Z}_f)_{cm}$ 和单位总重的飞行生产率 $(\bar{Z}_f)_t$, 即

$$(\bar{Z}_f)_{cm} = \frac{Z_f}{G_{em}}, (\bar{Z}_f)_t = \frac{Z_f}{G} \quad (2-5)$$

这样可获得既考虑重量完善程度又考虑生产率的评估准则。该准则比重量效率或生产率更为全面,但它并未明显反映出该机的气动力完善程度和动力装置经济性。

3. 米里准则

已故著名苏联直升机设计师米里提出,在比较生产率相同的两架直升机时,用当量航程 L_{eq} 作为准则。将直升机的有效载荷全部换成燃油所能飞行的航程,即

$$L_{eq} = \frac{G_{dl} V_c}{q_T} = \frac{G_{dl}}{q_L} \quad (2-6)$$

式中 G_{dl} ——总载荷,为有效载荷 G_u 和燃油量 G_f 之和;

V_c ——直升机巡航速度;

q_T ——小时耗油量;

q_L ——千米耗油量。

这一准则既考虑了直升机在重量和气动力方面的完善程度,也考虑了发动机的经济性。但它仅在分析极限航程时才适用,而在极限航程以内飞行时,尽管两架直升机的当量航程相同,但其有效载荷(或货运量)可能仍有较大差别。如图 2-5 所示,虽然两架直升机的当量航程 L_{eq} 都等于 1800km,但在航程较短时,两架直升机运载的货物重量却不等。

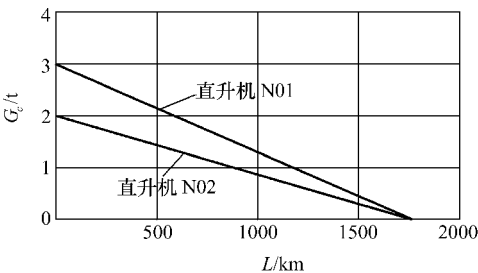


图 2-5 L_{eq} 相同的两架直升机的货运量与航程的关系

对此,米里又使用另一准则,即完成每吨·千米运输货物时的燃油消耗量 C_L 为

$$C_L = \frac{G_{fL}}{G_c L} + \Delta G_{Lh} \quad (2-7)$$

式中 G_{fL} ——飞行 L km 所需燃油量；

G_c ——货物重量；

L ——航程；

ΔC_{Lh} ——悬停时折算的燃油消耗量。

这个准则可以评价在任何航程时运输货物的燃油消耗的有效性，然而它不再反映重量完善程度，但在燃油供应较困难的条件下这是一个很有意义的准则。

4. 运输型直升机的有效性准则

换算生产率 $\tilde{Z}$ ，其定义为单位总重的飞行生产率与单位总重的千米耗油量之比，即

$$\tilde{Z} = \frac{(\tilde{Z}_f)_t}{q_L/G} = \frac{(G_m K_V V_c)/G}{q_L/G} = \frac{(G_m K_V V_c)/G}{C_{ec}/(0.27 K_V K \xi)} = K_V^2 \frac{0.27 K \eta \xi G_m V_c}{G C_{ec}} \quad (2-8)$$

式中 $K = \frac{Y}{X}$ ——直升机的升阻比；

ξ ——功率利用系数；

η ——旋翼的效率；

C_{ec} ——巡航状态的单位耗油率；

G_m ——任务载荷。

这一准则同时考虑了重量、气动力和动力装置的完善程度，以及总重的影响。作为例子，图 2-6 说明米-6 直升机的换算生产率与航程的关系。由图中可见曲线有极值，在小于最佳航程值时，虽然有效载荷较大，但其平均速度降低较多，使换算生产率迅速下降。在大于最佳航程时，由于有效载荷的减小，而使换算生产率降低。

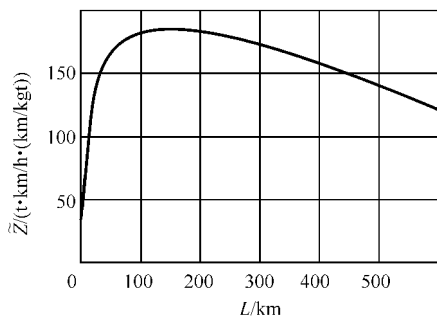


图 2-6 米-6 直升机换算生产率与航程的关系

二、生产有效性准则

生产有效性是从结构工艺性来评价直升机结构的完善程度。它要考虑在生产准备、制造、使用和修理等各个方面所消耗的劳动量、资金、材料和工时等是否都达到了可能的最佳程度。在总体设计阶段或深入研究方案时，采用这一有效性准则的困难在于此时具体计算所需的一切细节还不完全清楚。除有长期实践经验的积累外，一般较难实现。

1. 劳动量 τ

一般认为直升机部件生产的劳动量 τ 可近似地按下式估计，即

$$\tau = \sum_{n=1}^N k_n m_n \sqrt[4]{G_n} \quad (2-9)$$

式中 N ——该部件中的零件数量；

n ——零件号；

k_n ——第 n 个零件的难度系数, $k_n = 1 \sim 10$;

m_n ——第 n 个零件所需工种数目;

G_n ——第 n 个零件的重量。

这种方法不能很精确地求得制造部件所需的劳动量,但从对比分析各种结构方案的角度来看,它还是可以接受的。

2. 材料利用系数 k

在直升机设计过程中,设计师都必须努力节省使用材料,力求获得最高的材料利用系数,以减轻结构重量和降低成本。材料利用系数为

$$k = \text{零件重量} / \text{毛坯重量} \quad (2-10)$$

它与工艺方法有密切关系,反映了设计师考虑工艺性的程度。如果在结构上采用不需要大量机械加工的工艺方法(如精密铸造、精密锻造等)制造的毛坯;在次要的非承力部分采用塑料零件;在承力部分采用复合材料或其他一些工艺方法,都可以使材料利用系数达到很高的值。

三、使用有效性准则

直升机的使用时间要比其设计或制造时间更长,与使用有关的劳动量也很大,而使用过程就是体现直升机所做有效功的过程。因此,改进使用特性日益受到重视。

用以评价使用特性完善程度的有效性准则如下。

(1) 技术维护工时比——在同一使用周期内,技术维护总工时与制造这一产品所用总工时之比。用式子表示为

$$\text{技术维护工时比} = \frac{\text{技术维护总工时}}{\text{制造总工时}} \quad (2-11)$$

(2) 每飞行小时的技术维护量——技术维护总人时数与飞行小时数之比,即

$$\text{每飞行小时的技术维护量} = \frac{\text{技术维护总人时数}}{\text{飞行小时数}} \quad (2-12)$$

由此可见,设计时应努力改善飞行前、后的维护工作和各种定期修理、更换等工作,降低技术维护劳动量,使反映使用有效性的准则值尽可能降低,从而改善直升机的使用维护性。

四、直升机使用的经济有效性准则

上述各准则可以从单独的功能品质、生产品质和使用品质的观点用来评价直升机。但是,只有用经济学的方法计算直升机的使用成本,才能在统一的基础上较全面地评价设计方案和比较直升机。

常用的经济有效性准则如下:

$$\text{对运输型直升机用 } \text{成本} / (\text{t} \cdot \text{km}) \text{ 或 } \text{成本} / (\text{旅客} \cdot \text{km}) \quad (2-13)$$

由于现代直升机的成本愈来愈高,成本分析也越益重要,按成本目标设计已成为现代直升机的主要设计准则之一。

一般来说,成本包括:

(1) 研制成本 包含确定技术要求,机体及各主要部分的设计和研制,电子设备和发动机等成件的研制,地面试验和试飞样机的制造,试验设备、基建、设备改造和管理等方面的费用;

(2) 单机成本 包含直升机整机、备件、地面和随机设备,技术资料,训练改装等费用;

(3)使用成本 如燃油、滑油、液压油和冷气的消耗,地面维护、空勤和地勤人员的工资,地面设备维护和管理等费用。

成本分析涉及面广且复杂,需要将大量数据经数学处理后,得到一些半经验的统计公式。例如

$$C = aG_i^b F \quad (2-14)$$

式中 C ——成本;

G_i ——部件重量(或其他特性参数);

F ——复杂程度系数;

a, b ——统计分析所确定的系数。

五、直升机使用的国民经济有效性

在整个国民经济范畴内,一种型号的全部直升机的使用有效性是按综合经济学评价方法进行的,它能比较全面地和合理地使用国民经济的资源,此时应考虑以下几个方面:

- (1)该型号技术发展远景,技术效果和生产率;
- (2)新机设计、制造和投入使用的周期;
- (3)工业生产的可能性,技术和生产工艺发展的远景;
- (4)新机生产规模和劳动量;
- (5)进一步改进结构后所能达到的水平和发展趋势;
- (6)结构材料的资源和远景;
- (7)提供给工业部门的物力和人力的合理使用;
- (8)技术装备使用条件和新机应用等方面的水平和发展远景;
- (9)在技术使用范围内物力和人力资源的合理使用等。

显然,这样一些问题所涉及的方面已超出直升机研制单位的能力所及,而要由订货方的科学研究机构和有关上级机关共同参加,在更大的范围内做出技术经济分析,如能做到,则其科学技术成就将能取得更大的经济效益。

总之,设计工作不单纯是技术问题,更不单纯是学科性问题。所以设计准则不能只限于技术学科范畴,应该和社会科学互相渗透,相互促进,以利于国民经济的发展。

前已提及,一架直升机设计是否成功,最终要看这架直升机使用效能与该直升机所花费的总费用之比——效费比是否达到最优来评判。总费用应是研制、生产、使用和保障费用的总和,称全寿命周期费用(Life-cycle Cost)。

实践证明,全寿命周期费用的95%是在研制阶段决定的。更为重要的是花费仅占全寿命周期费用10%不到的初始阶段(即概念设计和方案验证阶段)已经决定了全寿命周期费用的85%(图2-7)。这就要求在方案设计阶段就要对全寿命周期中的设计、生产、使用和保障等各阶段的要素进行全面、综合地权衡。所以,要达到效费比最优,只能运用综合设计思想和系统工程的方法才能实现。即在全过程中全面加强人与人之间的合作,充分利用集成的计算机环境,采用工程学的原理和管理方法,做到信息共享,使研发人员能大量采用集成技术,及时完成产品及其过程的设计和评价,从而形成一种全新的直升机研制模式和工作模式,这就是并行工程方法。

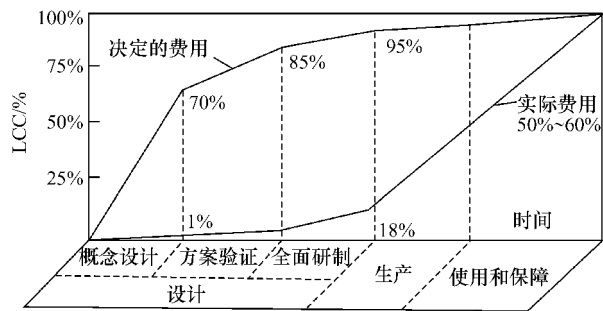


图 2-7 全寿命周期费用的分布与决定

2.4 直升机使用效能

现代直升机,特别是现代军用直升机由于使用方对其性能和技术水平的要求越来越高,研制经费越来越多,研制风险也越来越大。因此,直升机总体技术方案的有效性评价也就越来越重要。使用效能分析是军用直升机方案论证的重要内容,对于其重要设计指标的确定和主要设计参数的选择具有十分重要的指导意义。

一、使用效能概述

武器装备的效能(Effectiveness)通常是指该武器装备完成预定作战任务能力的大小。使用效能有许多不同的表述形式,所包含内容也不尽相同,但其共同点在于体现能力与任务两者的相关性。因为能力的实现在很大程度上取决于分配给这个武器系统的任务和使用条件,任务不同、使用条件不同,武器装备的效能也不同。从这个意义上讲,使用效能只是一个相对概念,对于直升机它表征直升机在给定条件下完成任务的能力。因此,对执行不同任务的直升机,使用效能的含义也会不同。对武装直升机主要是评估其作战效能,对运输直升机则主要评估运输效能。

从系统工程角度分析,作战效能应包括作战能力(Combatability)、可用度(Availability)、可靠度(Dependability)、保障度(Supportability) 4 个方面。可用公式表达为

$$E=C\times A\times D\times S$$

式中 E——效能;

C——作战能力;

A——可用度;

D——可靠度;

S——保障度。

从这个表达式可以看出,只要其中一项很差,那么这种武器的效能就会很低。由于保障度是指持续使用能力,它涉及到零配件供应,后勤管理和战时生产能力等,目前尚无简易的评估方法。在效能分析时考虑哪些因素合适要视情况而定,对于武装直升机的作战效能分析,考虑到生存力是影响效能的重要因素,而可靠度与可维修性决定了可用度,因此其作战效能可用任务能力、可用性和生存力 3 个关键要素来确定,即

$$E_{AH}=P_m\times P_a\times P_s$$

式中 E_{AH} ——武装直升机作战效能;
 P_m ——任务能力;
 P_a ——可用性;
 P_s ——生存力。

图 2-8 表示军用直升机作战效能结构。可以看出,军用直升机的作战效能包含了多种因素,这些不同因素对效能的影响程度,或者说贡献大小是不同的。

例如美国“科曼奇”(RAH-66)直升机在设计方案评估中,首次以数值分配的形式来分析各相关因素对作战效能的影响程度。图 2-9 是其作战效能的结构框图,图中根据各种要素对使用效能贡献大小给出了不同的加权值。可以看出,该机作战效能分析分为 3 个层次;在第一层次中作战能力是最主要的因素,权值达 77。由可靠性、维修性等构成的保障性(可使用性)因素权值为 18。在第二层次,影响作战能力的主要因素是任务能力,其次是生存力。在第三层次中给出了影响任务能力和生存力的主要因素,其中突出了任务设备和隐身性的重要性。

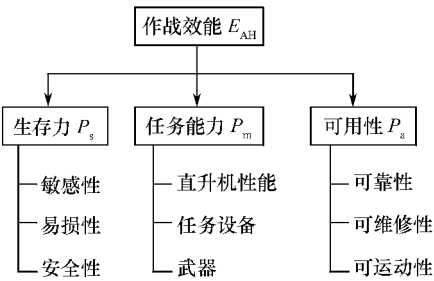


图 2-8 军用直升机作战效能结构

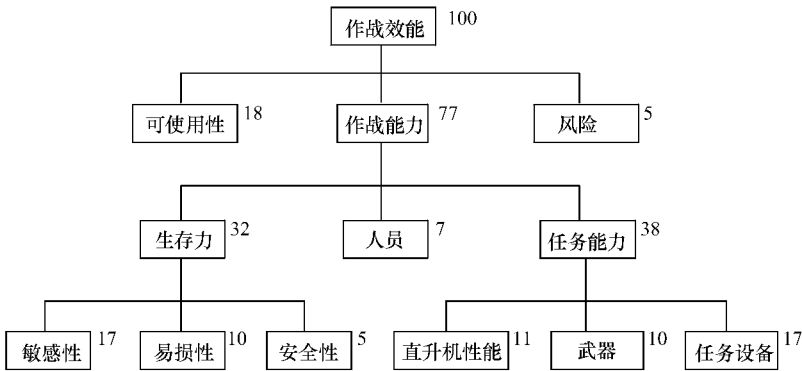


图 2-9 RAH-66 直升机作战效能的加权系数分配

二、使用效能评估的特点

直升机的使用效能涉及很多因素,有些因素有确切的数据,可以进行精确计算,但也有很多因素不能给出确切数据,只能进行估计。因此,效能通常只能“评估”而不是直接精确计算,也就是说评估带有一定的经验判断的成分。使用效能评估通常具有如下特点。

1. 可比性

可比性是使用效能评估的重要原则。各种武器系统使用效能的衡量和研制方案优劣的对比,都必须在统一的标准下。为了实施统一标准下的对比,首先要将各项指标无量纲化,也就是采用相对值,事实上作战效能的评估都是相对的。不过评估基准有各种各样,评估方法也可能不同,但必须在统一的标准下才有意义。

2. 综合性

一种由多个子系统组成的武器系统,战术技术指标数量很多,为实施整体能力的评

价,制定指标体系时应选择能代表总体性能指标,以及各分系统的重要因素和参数,并按照整体功能的关系,通过数学变换求得综合的度量指标。也就是选取的指标应着重考虑反映系统本质特征和真实的战技水平的重要因素,以及主要设备的关键参数,使其具有代表性。

3. 局限性

武器装备效能评估的结果直接与要求完成何种任务有关,也和采用的评估方法有关。同一种武器装备在不同任务要求条件下其效能也不一样。而且各种方法都有一定的假设或先决条件,或者有不同程度的人为主观评定因素。因此,评估的结果或多或少有一定的局限性。每种方法评估出来的效能值只在预定范围和假设条件内可信。

三、使用效能的评估方法

使用效能常用的评估方法有试验统计法、数学解析法、仿真法、指数法等,这些方法各有所长。如试验统计法,其结果相对比较准确,但需要进行大量的试验,这在直升机研制出来之前难以实施;仿真法能够进行演示,比较形象,但需要大量的原始数据作依托,而且仿真模型的建立也比较复杂;用指数法评估使用效能被广泛采用,这种方法结构简单,使用方便,特别适用于宏观分析和快速评估。

例如武装直升机的作战效能由作战能力、可用度、可靠度等主要因素组成,其作战能力主要受机动性、武器性能、探测能力、隐蔽程度、装甲保护程度和电子对抗能力等因素的影响,其作战能力指数用 C 表示,即

$$C=\ln B+\ln(1+A_1)+\ln(1+A_2)+\ln(1+A_3)+\ln(1+A_4)$$

式中 B ——机动性指数;
 A_1 ——武器性能指数;
 A_2 ——探测设备性能指数;
 A_3 ——电子对抗设备性能指数;
 A_4 ——生存能力指数。

表 2-3 给出了应用该方法对几种典型武装直升机进行综合作战效能评估分析的结果。

表 2-3 武装直升机作战效能评估举例

序号	机 型	机动性能	武器性能	探测能力	隐蔽系数	装甲系数	电子对抗	综全作战效能
1	500MC	4.08	2.80	0.0	1.05	1.0	1.0	2.89
2	BO-105	4.36	2.97	0.0	0.96	1.0	1.0	2.74
3	S-342M	5.17	3.02	0.0	0.93	1.0	1.0	2.82
4	OH-58C	4.35	0.76	0.0	0.9	1.1	1.1	2.22
5	AH-1S	4.46	4.21	0.0	0.85	1.1	1.2	3.51
6	AH-64-1	5.50	4.19	21.78	0.81	1.2	1.25	7.83
7	AH-64	5.50	23.75	21.78	0.81	1.2	1.25	9.72
8	米-24	4.58	12.55	4.84	0.75	1.3	1.2	6.9
9	米-28-1	4.97	3.30	13.34	0.78	1.3	1.2	6.44
10	米-28	4.97	25.99	13.34	0.78	1.3	1.2	8.5
11	A-129-1	5.28	1.56	5.60	0.91	1.1	1.2	5.4
12	A-129	5.28	4.0	5.60	0.91	1.1	1.2	6.21

第 3 章 直升机型式分析与选择

直升机的设计技术要求确定以后,在直升机总体设计方案论证阶段,首先需要依据技术要求选择所要研制直升机的型式。因为,不同型式的直升机,其设计问题有很大差异,甚至对生产、使用都带来影响。因此,选择直升机型式是直升机总体设计方案论证阶段需要做出的影响全局的重要决策。

直升机的型式是指直升机驱动旋翼、平衡旋翼反扭矩、提供升力及拉力的不同方式。直升机经过几十年的发展,已经有多种实用的型式,这些不同的型式可按以下原则分为三类。

(1)按平衡旋翼反扭矩的不同方式分为:单旋翼带尾桨、纵列式双旋翼、横列式双旋翼、共轴式双旋翼直升机等。

(2)按驱动旋翼的不同方式分为:机械驱动式、喷气驱动式直升机。

(3)按提供升力和拉力的不同方式分为:正常式、带翼式和复合式直升机等。

近年来,随着直升机技术的发展,人们还在不断探索新型式的旋翼飞行器,如倾转旋翼飞行器等。

同一种型式的直升机由于总体布局的不同,其几何外形的主要特征也会有很大差别。因此,更确切地讲在方案论证阶段要选择所要研制直升机的构型,直升机构型是直升机型式和不同总体布局方案的总称。图 3-1 为各种不同型式的直升机简图。

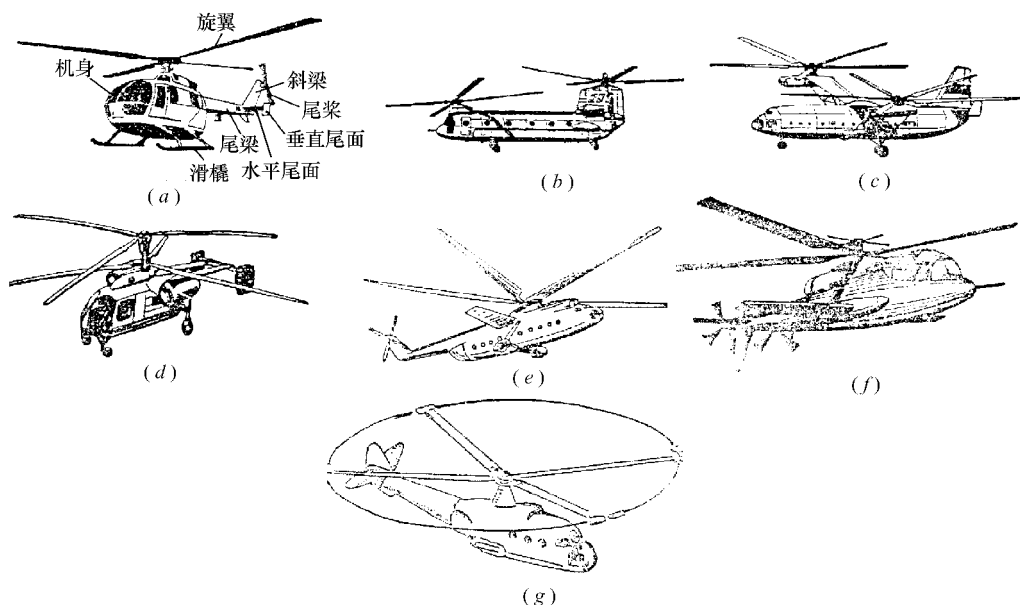


图 3-1 不同型式的直升机简图

(a)单旋翼式直升机;(b)纵列式双旋翼直升机;(c)横列式双旋翼直升机;(d)共轴式双旋翼直升机;
(e)带翼式直升机;(f)复合式直升机;(g)喷气式直升机。

3.1 机械驱动正常型式直升机

一、单旋翼带尾桨式直升机

单旋翼带尾桨式直升机也称为正常型式直升机,只有一副旋翼,依靠尾桨来平衡旋翼反扭矩。这种型式的直升机技术成熟,结构、操纵较简单,单机价格和使用成本较低。正是由于这些工程实践上的基本优点,使单旋翼式成为当今直升机的主流型式,无论小型或大型,从机型类型到使用数量,单旋翼直升机都占有绝对优势,并创造了一系列直升机飞行的世界纪录。

然而,从大量使用中发现,单旋翼直升机尾桨和尾桨传动系统事故率高;尾桨消耗的功率达到 $7\%\sim 10\%$,这对直升机的悬停性能带来一定的影响。直升机在低空或贴地飞行、地面作业时,高速旋转的尾桨容易发生碰撞障碍物及地面人员的事故。而且,尾桨还是直升机的振源和噪声源之一。

因此,探索和发展新的反扭矩平衡系统成为直升机技术研究的重要课题之一。经过多年的研究,先后发展成功并已在单旋翼直升机上使用的有涵道尾桨、无尾桨系统等。当然,解决这个问题的另一个途径就是采用双旋翼直升机。

二、纵列式双旋翼直升机

纵列式双旋翼直升机(简称“纵列式”)。提供主要升力的两副旋翼沿机体纵轴前后排列,其旋转方向相反,使反扭矩相互平衡。由于大直径桨叶的设计、制造、试验以及保证一定寿命都有一些困难,桨叶重量随直径尺寸呈三次方增大,成本也相应增大。所以,对于重型直升机希望用几个直径较小的旋翼来代替一个大旋翼。另外主减速器重量随着直升机总重的增加而增加。在设计重型直升机时,提高重量效率是一个必须解决的严重问题。而纵列式直升机在这一方面相对说来有其优势。

以主减速器的相对重量为例来比较单旋翼式和纵列式双旋翼直升机。假设两架直升机的总重 G 相同,总体参数 p 及 ΩR 相同,而且安装同样的发动机(发动机额定功率 N_e 和转速 n_e 也相同)。纵列式直升机有两个旋翼、两个主减速器,因此每个旋翼只负担一半的总重量,每个减速器只传递一半的功率。假如单旋翼式直升机的主减速器的进轴扭矩为 M_1 ,减速器传动比为 i ,那么,纵列式直升机的进轴扭矩 M_1 就等于 $M_1/2$ 。传动比定义为

$$i = \frac{n_e}{n_2} = \frac{\pi}{30} n_e \frac{R}{\Omega R} = \frac{\sqrt{\pi} n_e}{30 \Omega R} \sqrt{\frac{G}{p}}$$

式中 n_2 ——旋翼转速。

纵列式直升机的主减速器传动比为 $i' = i/\sqrt{2}$ 。

单旋翼式直升机的主减速器重量 $G_{md} = M_1 f(i)$,而纵列式直升机一个主减速器的重量 G'_{md} 就可用下式表示(详见6.3节),即

$$G'_{md} = M'_1 f(i') = \frac{M_1}{2} f(i/\sqrt{2})$$

$$2G'_{md} = M_1 f(i/\sqrt{2})$$

因为

$$f(i/\sqrt{2}) < f(i)$$

所以

$$2G'_{md} < G_{md} \quad (3-1)$$

或

$$2\bar{G}'_{md} < \bar{G}_{md} \quad (3-2)$$

因此,纵列式直升机两个主减速器重量之和小于单旋翼式直升机一个主减速器的重量。

对旋翼的重量可做类似的分析,也得到同样的结论。

除了主减速器及旋翼以外,单旋翼式直升机要附加尾梁及斜梁,但纵列式直升机为了支持后旋翼要附加后旋翼柱。单旋翼式直升机要带有尾桨及其传动系统,而纵列式直升机要有协调轴及中间减速器。纵列式直升机的操纵系统比单旋翼直升机复杂,重量也会大一些。

总括起来,从重量方面看可以有下面的结论:

(1)对于重型直升机(G 在 7000kg~8000kg 以上),主减速器及旋翼重量所占比例较大,采用纵列式可以减少这些部件的重量,从而可降低结构重量;

(2)对于轻型直升机,旋翼及主减速器的相对重量不会很大,采用纵列式虽然可使这些部件的重量有所降低,但对结构重量的影响不会很大,而且操纵系统重量的增加还会起一些抵消作用,因此,效果不显著。

纵列式直升机另一个很重要的优点是其容许的重心变化范围较大,这是因为它能借助于前后旋翼差距操纵来保持直升机的平衡,这个优点也只是对重型直升机才有较大的意义。轻型直升机的装载量较小,满载与空载情况下直升机重心的变化一般也不会很大,单旋翼式直升机满足这一要求并不困难。重型直升机的装载量很大,货舱或客舱的尺寸也较大,因而不同装载情况下重心的变化就较大,纵列式直升机比较容易满足这一要求。当然,单旋翼式直升机也可以借助加大旋翼桨毂挥舞较的外移量来扩大容许的重心变化范围,但这往往会导致桨毂重量的增加。

从旋翼气动特性方面来比较两种直升机,如果两种直升机设计参数相同。由于纵列式直升机前飞时前旋翼对后旋翼存在气动干扰,使其诱导功率和单旋翼直升机有很显著的不同。对于单旋翼直升机,根据直升机空气动力学理论,诱导功率取决于拉力 T 与诱导速度 v_1 的乘积,因此可得

$$N_i = T v_1 \approx G v_1 \quad (3-3)$$

对于纵列式直升机,由于桨盘载荷与单旋翼式相同,因而前后旋翼本身所引起的诱导速度也和单旋翼式的基本相同。前旋翼诱导功率 N_{if} ,与单旋翼式的情况没有太大的差别(后旋翼桨毂提高后,悬停时后旋翼对前旋翼也有干扰)。前旋翼诱导功率为

$$N_{if} \approx G v_1 / 2 \quad (3-4)$$

但是后旋翼的情况就不同了。它在前飞时正好处在前旋翼的下洗流之中,其作用在后旋翼上的下洗速度取决于前旋翼的诱导速度及两旋翼的相互位置,下洗速度等于 $\kappa_t v_1$ (图 3-2)。 κ_t 是前旋翼对后旋翼的干扰系数。这时后旋翼的诱导功率 N_{ib} 就取决于后旋翼的升力与其旋翼诱导速度及前旋翼作用于后旋翼的下洗速度之和的乘积。后旋翼的诱导功率为

$$N_b = \frac{1}{2} G(v_1 + \kappa_i v_1) \quad (3-5)$$

纵列式直升机诱导功率总和 N'_i 等于前后旋翼诱导功率之和,即

$$N'_i = N_{if} + N_b = Gv_1 + \frac{1}{2} G\kappa_i v_1 \quad (3-6)$$

式(3-6)和式(3-3)相比较,纵列式直升机比单旋翼式直升机增加了一个附加诱导功率,其大小取决于前旋翼作用于后旋翼的下洗速度 $\kappa_i v_1$ 。图 3-3 表示了 κ_i 、 v_1 、 $\kappa_i v_1$ 随飞行速度 V 的变化情况。

干扰系数 κ_i 在悬停时接近于 0,随飞行速度而逐渐增加,到 $\mu=0.15$ 左右时趋近于一个常数。但是诱导速度 v_1 是随着飞行速度的增加而变小的,因此 $\kappa_i v_1$ 大致在 $\mu=0.1 \sim 0.15$ 之间有最大值,处于直升机的最经济飞行状态。大速度飞行时,由于 v_1 很小, $\kappa_i v_1$ 也就很小了。由此可以做出纵列式与单旋翼式直升机的诱导功率随飞行速度变化的曲线,如图 3-4 所示。干扰系数 κ_i 的数值最大可达到 2,这时纵列式直升机的诱导功率要比单旋翼的大 1 倍($\mu=0.15$), κ_i 一般在 1.5 左右。

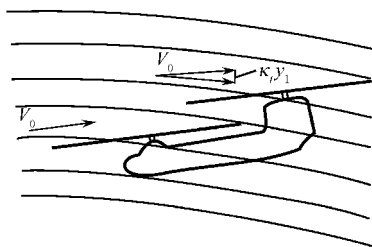


图 3-2 纵列式直升机前旋翼对后旋翼的干扰作用

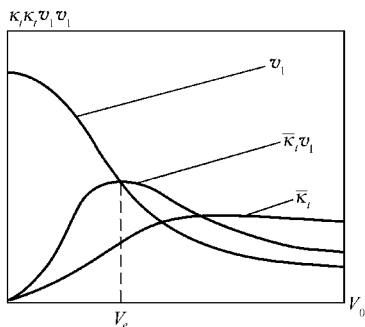


图 3-3 κ_i 、 v_1 、 $\kappa_i v_1$ 随飞行速度 V 的变化情况

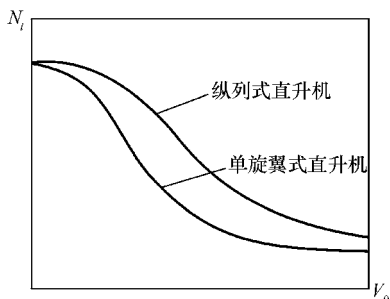


图 3-4 纵列式与单旋翼式直升机诱导功率的比较

除了诱导功率以外,旋翼的需用功率的其他部分这两种型式基本上差不多。假如主要设计参数相同,型阻功率也就相同。而废阻功率取决于全机单位废阻,故对这两种型式直升机也不致于有什么明显的差别。

以上所分析的只是旋翼需用功率。实际上还应比较其他方面的功率损失,其中最主要的是纵列式直升机没有尾桨功率损失。单旋翼式直升机尾桨消耗功率以悬停时最大,约占总功率 8% 左右,随着飞行速度的增加不断减少。在大速度飞行时,由于旋翼需用功率迅速增加,尾桨消耗功率又会有所增加。由此看来,似乎在悬停时单旋翼式直升机的需用功率会明显地大于纵列式直升机。但是,在悬停情况下,纵列式直升机两旋翼也存在气动干扰,干扰大小取决于两旋翼之间的距离。由于两旋翼相互干扰会引起附加的功率损失,而且,纵列式直升机的机身中部正好处于旋翼诱导洗流速度最大的区域,因此机身的垂直阻力要比单旋翼式大,这也要消耗功率。这两方面的影响抵消了一部分纵列式没有尾桨所带来的好处。

根据以上的分析,可以得出纵列式与单旋翼式直升机需用功率曲线,如图 3-5 所示。

悬停时纵列式直升机的需用功率可能比单旋翼式略低一些。在最经济飞行状态下,一方面纵列式的附加诱导功率损失最大,另一方面单旋翼式的尾桨功率损失却较小,因而纵列式的需用功率显著地比单旋翼式大。飞行速度进一步增加,两者的差别逐渐缩小,在大速度飞行时,纵列式的附加诱导功率损失较小,而单旋翼式的尾桨损失却有所增加,两种型式直升机的需用功率趋于一致。

由此可见,纵列式直升机最经济状态的飞行性能显著地不如单旋翼式,为保证一定的使用升限,纵列式直升机必须安装更大的发动机。为保持一定的续航时间,纵列式直升机又必须装载更多的燃油。此外,纵列式直升机的最大航程也会比单旋翼式稍差一些。或者说,在一定的航程要求下,装载的燃油量要稍多一些。其他性能两者不会有太大的差别。

对研制纵列式直升机有丰富经验的波音直升机公司,利用它在研制 CH-46、CH-47、HLH 等型号直升机的经验,进行了假想的纵列式和单旋翼式直升机的对比。假想两架机的总重 G 相同,为 6818kg,两机的桨盘载荷(纵列式每一旋翼负担 $1/2$ 总重)、实度、每一旋翼的桨叶片数,桨尖速度、翼型、扭转都相同。纵列式旋翼直径为 10.7m,单旋翼式为 15.3m。综合对比悬停状态的需用功率和拉力曲线如图 3-6 所示。无地效悬停时,纵列式需用功率比单旋翼式小 44kW(约 3%),而在有地效悬停时,纵列式需用功率大 77kW(约 6%)。当在高度 1220m、温度 35℃ 无地效悬停时(需用功率相同),纵列式总重为 7455kg,比单旋翼式多 182kg。而在有地效悬停时,纵列式总重将少 364kg。

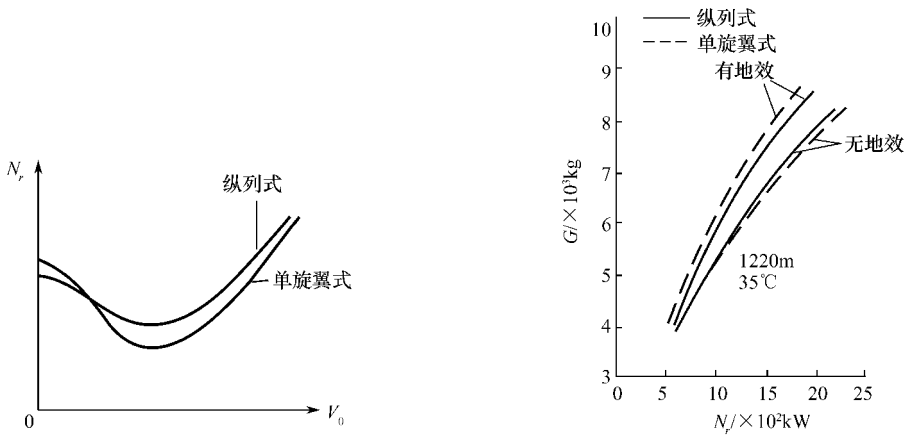


图 3-5 纵列式与单旋翼式直升机需用功率的比较

图 3-6 假想机悬停时需用功率比较

前飞状态时,纵列式的机身废阻面积为 2.3m^2 ,而单旋翼式的为 1.8m^2 。需用功率随飞行速度变化曲线如图 3-7 所示。

两假想直升机在飞行性能上差异如下,在 1200m35℃ 条件下有效载荷和航程关系如图 3-8 所示。按无地效悬停总重计算时,在短、中航程下纵列式要优于单旋翼式,但在长航程时,由于废阻和双旋翼干扰的影响,纵列式较差。其速度特性如图 3-9 所示,在最大连续功率状态、总重 6818kg 时,纵列式速度为 280km/h,而单旋翼式为 298km/h。其使用升限性能对比如图 3-10 所示,在总重为 6818kg 时,单发使用升限纵列式为 2745m,单旋翼式为 4178m。同样,纵列式双发使用升限较单旋翼式低 450m 左右。

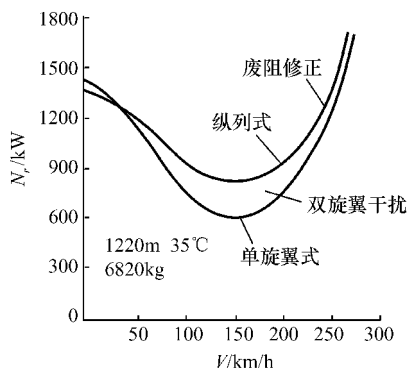


图 3-7 假想机前飞时需用功率比较

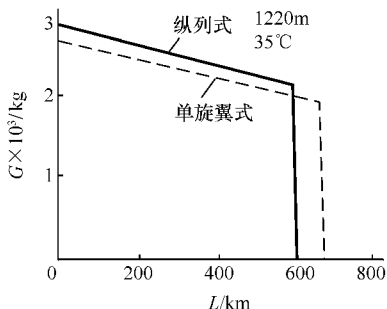


图 3-8 假想机有效载荷和航程性能比较

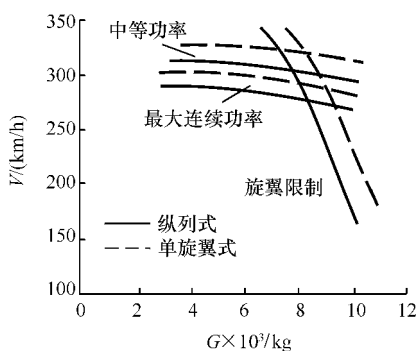


图 3-9 假想机巡航速度特性比较

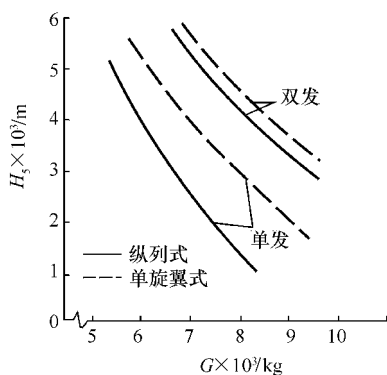


图 3-10 假想机使用升限比较

根据以上分析,大致可以做出如下结论:纵列式适用于重型直升机,它有利于解决提高重型直升机的重量效率问题。对于轻型直升机,由于容积利用低而使重量效率反而还会降低,为了保证一定的续航时间和航程,相对燃油重量都必须增加,结果采用纵列式可能得不偿失。此外,旋翼尺寸可以大大缩小,这对桨叶的制造以至总体布置都会带来好处。但是,不能由此得出结论,重型直升机都采用纵列式。很明显,假如所设计的直升机最经济状态的飞行性能要求很高,采用纵列式就不一定合理。另外,单旋翼式的结构重量所占比例增加的问题也可以通过其他途径来解决,如加大桨盘载荷、采用新的结构型式、采用新的材料……。而且,纵列式直升机的操纵性、稳定性及振动问题要比单旋翼式复杂,这也是纵列式直升机的研制工作比单旋翼式直升机更加复杂的主要原因。

三、横列式双旋翼直升机

两副旋翼及其动力传动系统沿机体横轴排列,旋转方向相反,构成双旋翼横列式直升机,简称横列式直升机。从悬停状态的双旋翼干扰角度来看,纵列式和横列式旋翼工作没有本质性的差别,但由于横列式直升机机身和机翼对旋翼的气动干扰较纵列式大,因此,垂直飞行性能差。但在前飞时,横列式两旋翼的相互干扰影响对于一定旋翼旋转方向是有利的,如图 3-11 所示。当旋翼间相对距离 $\bar{Z}=Z/R=1.8$,前行桨叶通过旋翼之间时,前飞诱导阻力最小。因此,横列式的斜爬升率,将比单旋翼式好。但是,横列式直升机支

承左右两旋翼的机翼或构架的刚度和重量将随旋翼离机身的外伸距离而迅速增大,用两架单旋翼式直升机部件组成的横列式直升机,不能达到原来单旋翼式直升机的重量效率。

还应注意,横列式直升机机翼或构架在垂直面和水平面内的固有频率分析十分重要,除可能与旋翼激振频率共振外,还可能造成“地面共振”型的自激振动。因此设计面积小、重量轻、而弯曲和扭转刚度又足够大的机翼十分重要。

虽然横列式直升机设计问题较多,但它较易于采用两套经考验的单旋翼式的旋翼、动力传动等部件,如苏联就利用了米-6直升机的旋翼、动力传动等部件制成了米-12直升机。

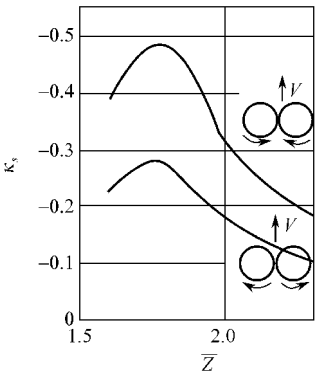


图 3-11 横列式直升机旋翼的相互诱导系数 κ_i

四、共轴式双旋翼直升机

共轴式双旋翼直升机(简称共轴式)的两副旋翼上下共轴安放,反向旋转,使反扭矩相互平衡。这种型式直升机有许多设计特点。

悬停效率较高。两旋翼间的气动干扰,在悬停时产生了有利影响,如图 3-12 所示。上旋翼尾迹的收缩通过下旋翼的引流得以扩张,从而增强了尾流的有效区,并可消除尾流的旋流损失。在相同总重下,共轴式旋翼的直径只相当于单旋翼直径的 0.78。根据苏联中央空气动力研究院对一些单旋翼和共轴式双旋翼模型进行的试验结果(图 3-13)表明,在拉力系数 $C_T/\sigma=0.13\%\sim0.20\%$ 内,共轴式直升机的悬停效率比单旋翼式的要高 17%~30%。图 3-14 表示了卡莫夫设计局的铰接式共轴双旋翼直升机的效率与拉力系数 C_T/σ 的关系曲线。图中还给出美国西科斯基的一些单旋翼式直升机和共轴式直升机 XH-59A 的相应曲线。

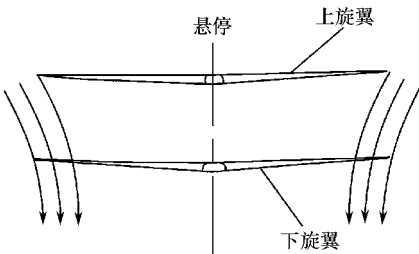


图 3-12 共轴式双旋翼工作原理

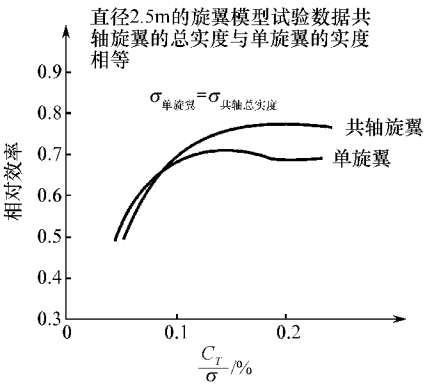


图 3-13 单旋翼式和共轴式效率比较

在前飞时,双旋翼的气动干扰产生了附加的诱导损失,附加诱导损失的大小与两旋翼轴向距离 Y 与旋翼半径 R 之比 $\bar{Y}=(Y/R)$ 有关。用 κ_c 表示共轴式直升机两旋翼之间相互干扰系数。前飞时 κ_c 和 $\bar{Y}$ 的关系如图 3-15 所示。两旋翼轴向距离增大,则诱导损失减小。为了减小诱导损失和避免两旋翼相碰,对铰接式旋翼的共轴式直升机的 $\bar{Y}$ 值一般均大于 0.2。

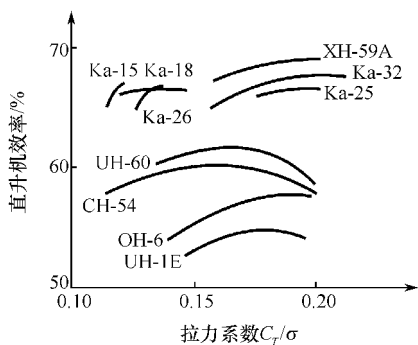


图 3-14 直升机效率与拉力系数的关系

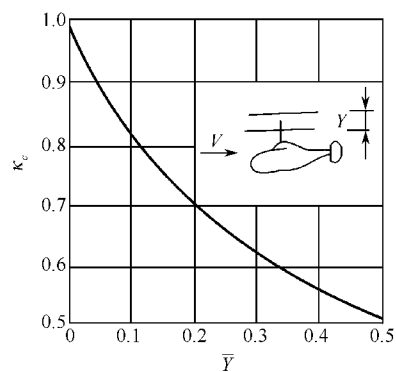


图 3-15 共轴式旋翼相互诱导系数

共轴式直升机的另一设计特点是直升机纵向尺寸小(图 3-16),由于纵向尺寸减小,降低了纵向和横侧惯量矩。从共轴式和单旋翼式直升机纵向惯量矩与飞行重量的关系曲线(图 3-17)可见,在飞行重量为 10t 的条件下,共轴式的纵向惯量矩仅为单旋翼式的 1/2。

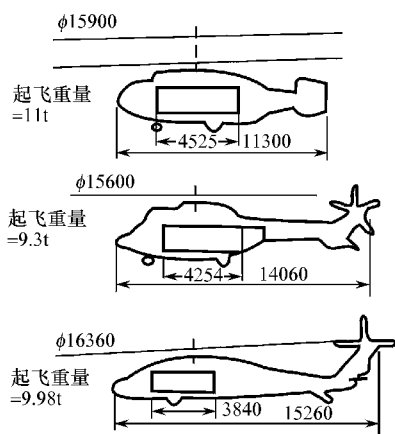


图 3-16 几种直升机尺寸比较

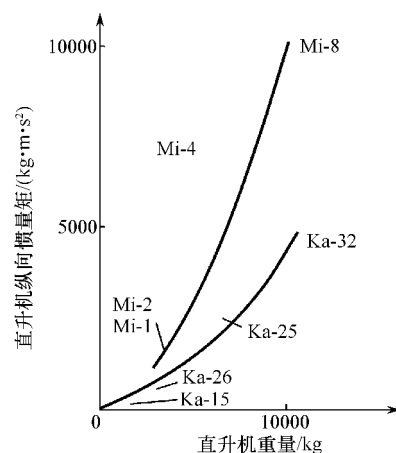


图 3-17 直升机重量与惯量矩的关系

共轴式直升机随着悬停高度的增加能够保持甚至提高转向速率,而且不会因直升机偏航和改进偏航操纵效率而造成额外的功率损失(图 3-18)。

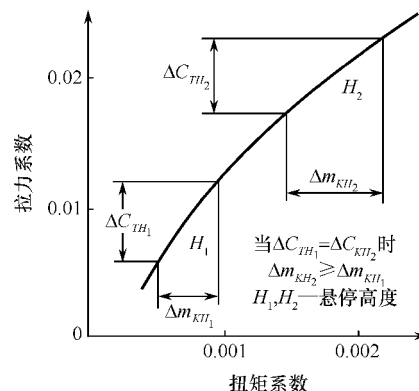


图 3-18 共轴式直升机拉力系数与扭矩系数的关系

此外,共轴式直升机空气动力保持对称,具有较高的操纵效率,这也是它的明显特点。共轴式直升机两付旋翼共轴布置,使其传动机构、操纵机构等都比单旋翼式复杂得多。

3.2 喷气驱动正常型式直升机

在直升机的整个发展过程中,喷气驱动型式曾受到一定的重视。虽然到目前为止,只有个别的喷气驱动式直升机进行了生产,并获得实际应用,但这种型式的直升机仍然具有吸引力,因此,不断有新的发展方案提出。其最主要的原因在于它基本取消了复杂而又笨重的机械传动系统,因而可大大提高直升机的重量效率。当然,它也在一定程度上避免了机械驱动式所存在的重量效率随总重增加而降低的问题。此外,由于取消了机械传动系统,降低了成本和减少了日常检修维护工作量。但由于它的喷气噪声及单位耗油率极高,使其在使用上受到很大限制。

1. 喷气驱动有两种类型

1) 桨尖发动机式驱动系统

在桨尖安装喷气发动机,借发动机的推力来驱动旋翼。这种发动机有冲压式、脉冲式,也可以是涡轮喷气式发动机。

2) 压气机式(桨尖供气式)驱动系统

在机体中设有气体发生器或由主要发动机带动的空气压缩机,向桨尖喷管供应压缩空气,借气流从喷管中喷出时所产生的反作用力来驱动旋翼。这种型式也称为“冷喷气”。

采用冲压式或脉冲式发动机的主要优点是结构简单、重量最轻。不少超轻型直升机采用了这种方案。但是,严重的缺点是单位耗油率太大,因而航程或续航时间往往很短,实用意义不大。此外,冲压式发动机不具备静推力,因而起动问题很难解决。脉冲式发动机很难保证阀门工作可靠且具有足够的寿命。所以这种动力装置在直升机上不会有太大的前途。

在桨尖安装涡轮喷气发动机进行驱动也曾受到相当的注意,在喷气驱动各种方式中它的耗油率最低,较适合于重型直升机。目前主要的困难在于发动机本身,由于发动机处在离心力及陀螺力矩作用下工作,使得发动机的结构和工作产生了一些新的问题,尚没有得到解决。此外,发动机的陀螺力矩作用在桨叶上,也给桨叶设计带来困难。

目前比较成熟并已有实际应用的是压气机式驱动系统。一方面,这种系统的单位耗油率大大低于冲压式或脉冲式;另一方面,它避免了在桨尖安装涡轮喷气发动机所存在的严重困难。它的主要困难是由于在桨毂及桨叶中要通过高压的空气或燃气而引起一系列的绝热、密封和强度问题,这些都使结构复杂化,而且喷气效率较低,功率消耗较大。

2. 喷气驱动注意的问题

就喷气驱动中目前比较具有实际价值的压气机式驱动系统而言,必须注意以下两个问题。

1) 这种驱动型式在轻型直升机上采用不一定合理

对于轻型直升机,采用机械驱动,其传动系统的重量在总重量中所占比例不会太大。然而,采用喷气驱动,作为气体发生器或用以带动空气压缩机的发动机却要比机械驱动式的发动机大,并且由于要通过空气或燃气旋翼重量也会增加。两相权衡,喷气驱动直升机

的重量效率反而可能会更低一些。表 3-1 所列举的实际数据就说明了这一点。表中的 DJINN 是轻型压气机式直升机,另一架 ALOUETTELL(“云雀”)是轻型单旋翼式直升机,前者的重量效率低于后者。

2) 这种驱动型式直升机只适合于航程或续航时间较短的情况。

对于直升机重要的是有效载荷 G_u 在总重 G 中所占比例 $\overline{G}_u$, 它可用下式表达,即

$$\overline{G}_u = \overline{G} - \overline{G}_f$$

相对燃油重量 $\overline{G}_f$ 正比于耗油率与航程或续航时间的乘积。因此,在 $\overline{G}$ 一定时,航程或续航时间越大,则 $\overline{G}_u$ 也就减小。

压气机式驱动系统的单位耗油率虽然大大低于冲压式或脉冲式,但是仍然相当于机械驱动式的 2 倍~3 倍。因此,随着航程或续航时间的增加,有效载荷会显著降低。这样,在需要较远航程或较长的续航时间时,即使压气机驱动式直升机有较高的重量效率,其有效载荷也会比机械驱动式直升机低(图 3-19),这时采用这种型式就显得不合理了。

表 3-1 轻型喷气驱动式直升机与机械驱动式直升机重量分配的比较

项 目	占总重量的百分比/%	
	DJINN (喷气驱动式)	ALOUETTELL (机械驱动式)
机体结构及操纵	17.3	17.9
固定设备	5.2	5
旋翼系统	14.6	10.8
传动系统	0.4	7.2
动力装置	15	9.4
空机重量	52.5	50.3

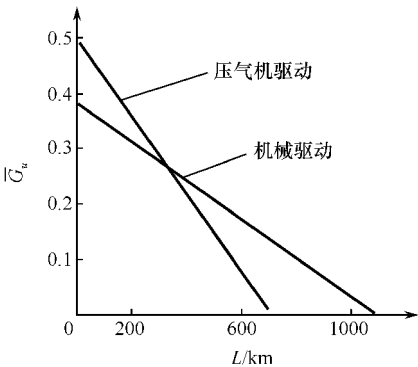


图 3-19 直升机有效载荷与航程的关系

3.3 有翼式直升机及复合式直升机

有翼式直升机及复合式直升机的出现是为了提高直升机的飞行速度,改善大速度飞行时的空气动力性能。

提高正常型式直升机的最大飞行速度 $V_{\max}$ 主要受到三方面的限制:局部激波、气流分离及桨盘前倾,其中桨盘前倾对提高飞行速度的限制更为严重。目前,正常型式直升机的最大飞行速度难以超过 370km/h。另外,在 $V_{\max}$ 要求较大的情况下,为了避免出现局部激波, ΩR 不能很大,相应于 $V_{\max}$ 的最大旋翼前进比 $\mu_{\max}$ 就相当大。为了避免出现气流分离,必须使平均升力系数 $C_{y\overline{\Gamma}}$ 较小(p_b 必须取得小一些),也就是说,阻升比 $C_{x\overline{\Gamma}}/C_{y\overline{\Gamma}}$ 必然较大,结果单位型阻功率也就会很大。这样,为了保证较大的飞行速度,旋翼的效率必然降低,要求最大飞行速度越大,这个问题就越突出。

采用有翼式直升机(在正常式直升机上安装辅助机翼)可以部分地解决上述问题。在飞行速度较大时有翼式直升机的机翼也提供了一部分所需升力,从而减轻了旋翼的载荷。和正常型式直升机相比较,在 $V_{\max}$ 及 ΩR 相同的情况,有翼式直升机旋翼的桨叶载荷 p_b 就可以选得大一些,而在最大飞行速度时的 $C_{y\overline{\Gamma}}$ 仍然可以保持较小的数值,不致于出现气流

分离。这样,一方面降低了悬停及低速飞行时的型阻功率,另一方面大速度飞行时气动效率较高的机翼参与提供升力,整个直升机的需用功率也会有所降低。

有翼式直升机也有其缺陷及局限性。由于附加了机翼,直升机的结构重量会有所增加。在垂直飞行状态,机翼产生较大的垂直阻力,从而引起附加的功率损失。更为严重的问题是在大速度飞行时有翼直升机桨盘的前倾要更大。因为在大速度飞行时由于机翼的卸荷作用使旋翼所提供的升力减少,但由于机翼产生附加阻力,旋翼的水平拉力就需更大,这样桨盘的前倾就必须加大(图 3-20)。因此,有翼式直升机可能达到的最大飞行速度不见得会比正常型式直升机大多少。

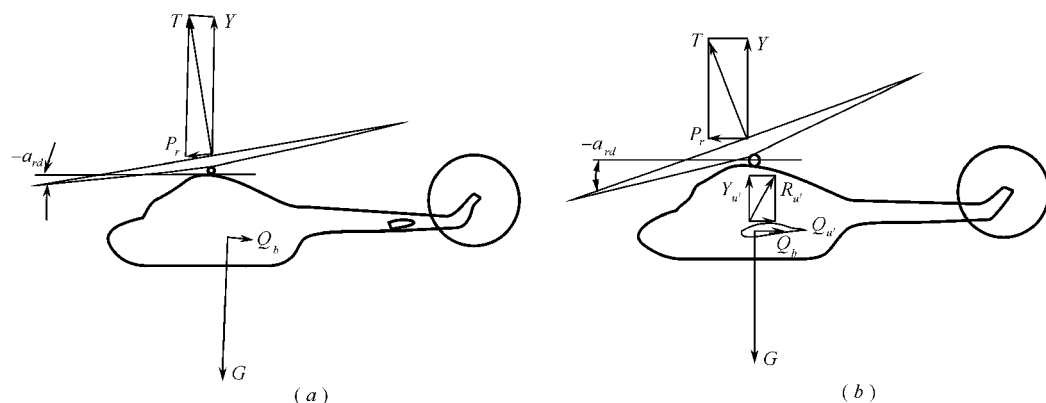


图 3-20 大速度飞行时正常型式和有翼式直升机桨盘前倾的比较

$R_{u'}$ —机翼气动合力; P_r —旋翼水平拉力; $Q_{u'}$ —机翼阻力; Q_b —机体阻力; G —总重;
 a_{nd} —桨盘前倾角; $Y_{u'}$ —机翼升力; Y —旋翼升力; T —旋翼合力。

目前,采用这种型式往往是用来提高现有正常式直升机的最大飞行速度。假如一架现有直升机的最大飞行速度主要受气流分离限制,那么,只要安装一个尺寸不大的机翼,直升机的基本部分不需要做太大的改动,就可以推迟气流分离的出现,从而提高最大飞行速度。当然这样做的前提是桨盘前倾的增加尚在容许范围之内。此外,原有直升机的重量效率及垂直飞行性能会有所降低。重型直升机米-6 加上了机翼以后,创造了当时的飞行速度世界纪录。

总之,要使直升机的最大飞行速度能大大提高,仅仅加上一个机翼是不够的,还必须设法部分或全部地解决旋翼提供水平拉力的作用,这样就出现了所谓复合式直升机。它不仅带有机翼,还有推进装置,如拉力螺旋桨或喷气推力。在飞行速度较大时,直升机所需的水平拉力可以全部由推进装置提供,旋翼桨盘也就不需前倾,甚至可以在自转状态下工作而略为后倾(图 3-21)。显然,对于复合式直升机,桨盘前倾对 $V_{\max}$ 的限制就不再存在了,其飞行速度将比正常型式直升机及有翼式直升机大大提高。此外,由于机翼的存在,在大速度飞行时直升机的气动效率也比较高,这一点与有翼式直升机相同。

由于旋翼的存在,复合式直升机飞行速度的提高仍然受到限制。 $V_{\max}$ 很大时为了避免局部激波的出现, ΩR 不能很大,而 $\mu_{\max}$ 就会很大。随着 $\mu_{\max}$ 的增加,旋翼反流区也不断扩大,当 $\mu_{\max} > 1$ 时,后行桨叶几乎全部处在反流区中。这样,旋翼就在极其恶劣的条件下工作。目前看来,复合式直升机的最大速度也难以超过 500km/h~550km/h。

和正常式直升机相比,由于附加了机翼及推进装置等部分,增加了复合式直升机的结

构重量。当然,在垂直飞行状态下机翼的垂直阻力也会引起附加的功率损失。

综括以上的分析,可以得出如下的结论。

(1)无论有翼式或复合式,都只适合于飞行速度要求较大的情况。只有在较大的最大飞行速度情况下,才有可能用较小尺寸的机翼提供较大的升力。这样才可能比较明显地改进直升机的气动效率而不致于在重量效率及垂直飞行性能上损失过大。假如飞行速度要求很大(370km/h 以上)就只有复合式直升机才能实现。几种型式的直升机平飞速度(功率限制)比较如图 3-22 所示。

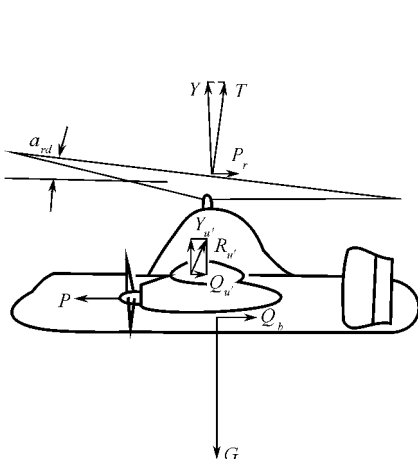


图 3-21 复合式直升机水平飞行时力的作用(旋翼自转)

P —拉力螺旋桨拉力; T —旋翼合力;
 Y —旋翼升力; G —总重; Q_h —机体阻力;
 a_{ni} —桨盘前倾角; $R_{u'}$ —机翼合力;
 $Q_{u'}$ —机翼阻力; $Y_{u'}$ —机翼升力。

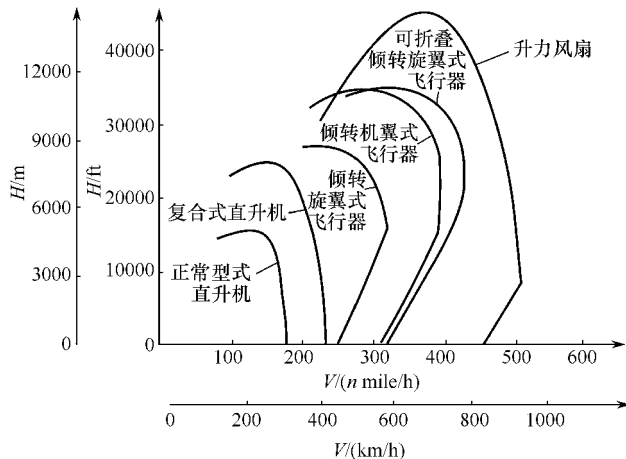


图 3-22 几种型式直升机平飞速度包线(功率限制)比较

(2)这两种型式的直升机更适合于航程要求较大的情况。尽管这两种型式的直升机在重量效率上往往有所损失,但是,由于大速度飞行时这两种型式直升机的气动效率提高了(单位需用功率降低),因而相对燃油重量 $\bar{G}_f$ 会有所降低,航程越大就越显著。因此,就有效载荷在总重中所占比例 $\bar{G}_u$ 而言,航程越大,采用有翼式及复合式就越有利(图 3-23)。此外,只有在航程较大的情况下,提高直升机的飞行速度才能显著地提高直升机运输的平均速度,从而提高单位运输率。

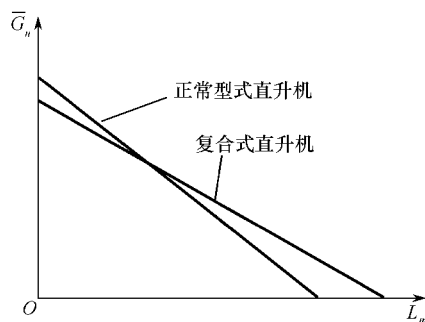


图 3-23 正常型式及复合式直升机有效载荷与航程的关系

3.4 倾转旋翼飞行器

众所周知,直升机旋翼桨叶在悬停状态和前飞状态下的工作环境是截然不同的,直升机在前飞时最大速度通常受到前行桨叶压缩性影响及后行桨叶气流分离的限制,旋翼前飞时的气动效率通常要比机翼低。这就使常规直升机虽然具有固定翼飞机所不具备的垂直起落和悬停能力,但是,其固有的弱点是飞得慢、飞不远,常规直升机的最大飞行速度一般难以突破 370km/h。

直升机如果能够魔术般地在空中转换成飞机,那么它就既能像直升机垂直起落和悬停,又能像飞机那样飞得快、飞得远。这就是 20 世纪 70 年代研制成功的倾转旋翼飞行器(或称倾转旋翼机)。早在 20 世纪 60 年代,美国贝尔公司就在 XV-3 研究机上对这种飞行器涉及的基础技术和关键设计技术进行前期研究,70 年代在 XV-15 倾转旋翼机上取得突破。80 年代起美国军方投入巨资由贝尔/波音公司联合研制 V-22 倾转旋翼飞行器(图 3-24),90 年代 V-22 取得成功,并于 1999 年交付部队使用。



图 3-24 V-22 倾转旋翼机和旋翼倾转过程

倾转旋翼飞行器将直升机的优点和固定翼飞机的优点综合在一架飞行器上,发动机短舱安装在机翼翼梢,发动机通过减速器带动旋翼,旋翼/短舱组件通过一套控制机构可以在 90° 范围内倾转,两副旋翼同转速、转向相反。横向穿过机翼的协调轴把机翼两端的发动机连接起来,以保证两旋翼同转速。如果一台发动机出现故障,另一台发动机可以通过该横轴带动两付旋翼旋转。两付旋翼有各自独立的自动倾斜器用于直升机模式的操纵;机翼和尾翼上有副翼、襟翼、方向舵和升降舵用于飞机模式操纵。当旋翼/短舱位于垂直方向时,倾转旋翼机像横列式直升机一样工作,当旋翼/短舱位于水平方向时,倾转旋翼机像螺旋桨飞机一样工作,当旋翼处于倾转过程时,倾转旋翼机的升力由机翼和旋翼共同承担,并同时使用飞机和直升机两套操纵。

倾转旋翼机是新一代高速、变性能旋翼飞行器,它既能像直升机那样不需要机场就可起飞着陆,又具有比普通直升机快得多的巡航速度和大的航程。V-22 倾转旋翼机速度可达到 500km/h 以上,航程可达到 3000km。因此,这种旋翼飞行器具有广阔的应用前景和发展潜力。

倾转旋翼机由于要兼顾直升机模式和固定翼飞机模式的要求,因此,其旋翼与常规直升机旋翼有明显不同。桨叶采用了很大的负扭转(V-22 桨叶负扭转达 47°),并且沿展向翼型布置与弦长变化大;旋翼连同发动机短舱支撑在弹性机翼上,其支持刚度低,不同状态下支持刚度是变化的。由于这些特点,使倾转旋翼机的空气动力学特性、动力学特性及飞行动力学特性与常规直升机有很大的差异,特别是旋翼倾转过程中的动态气动特性、气弹动力学特性、飞行动力学及飞行控制等问题都是其他飞行器所没有的。

3.5 直升机型式选择

在着手进行总体设计时,首先要根据战术(使用)技术要求确定所设计的直升机的型式。

任何一种型式的出现都主要是为了解决某一方面的问题,即只在一定的重量范围和一定的飞行性能范围之内才是最有利的,超出了这个范围可能会适得其反。因此,型式选择主要的立足点是战术(使用)技术要求中所规定的有效载荷及飞行性能。在很多情况下,往往要通过具体的对比计算才能比较可靠地确定哪种型式最有利,这里最主要的指标是有效载荷与总重量之比 $\bar{G}_u$ 或单位运输率。当然,其他要求也可能对型式选择产生影响。

到目前为止,喷气驱动及复合式直升机仍处于方案探索和试验阶段。而机械驱动正常型式的直升机已取得了充分的经验,适用范围最广,其飞行性能的改善还大有潜力。特别是设计、制造、调试都比较简单的单旋翼式直升机已能满足大部分的使用要求,成为目前主要的型式。在特殊情况下,才考虑其他型式,如舰载直升机希望外廓尺寸尽量小,可采用共轴式,但采用折叠技术后,其他型式也能满足此要求。另外,无人直升机、微型直升机多采用共轴式。需增大载重量时,则考虑采用纵列式或横列式,但用两套单旋翼式的部件组成的纵列式或横列式不可能达到原来单旋翼式直升机有效载重的两倍。型式选择的另一个重要因素是设计人员宁肯选择自己已经掌握了大量资料和经验的型式,在此基础上发展改进,这样易于得到满意的结果。如美国西科斯基公司和俄罗斯米里设计局一直从事单旋翼式直升机研制,美国波音直升机公司一直研制纵列式双旋翼直升机,俄罗斯卡莫夫设计局则坚持其共轴式直升机研制。当然,这些公司也进行过一些其他型式直升机研制,如波音直升机公司的 YUH-61A,卡莫夫设计局的 Ka-118,米里设计局的米-12 等。但由于与原有传统型式不同,都未取得预期的效果。

直升机总体设计的任务是提出能够全面满足直升机设计技术要求的最佳构型方案,这是一个逐次渐近的过程。直升机型式选择只是这个过程的第一步,还要根据设计要求,从气动、飞行力学、动力学特性、强度、制造工艺和使用维护等方面进行综合论证和评估,最后得到满足设计要求的最理想的直升机构型。

第 4 章 直升机主要参数分析与选择

4.1 概 述

直升机的主要参数也称总体参数,是总体方案的设计变量,它对方案有着决定性的影响。因此,在总体设计的初始阶段就要慎重地进行参数选择。直升机主要参数选择的依据是设计技术要求,为了正确选择参数首先必须清楚直升机主要参数与需用功率和飞行性能之间的关系、影响规律。

直升机的主要参数包括:直升机总重 G 、桨盘载荷 p 、功率载荷 q 、旋翼实度 σ 和桨尖速度 ΩR 等。本章内容主要针对单旋翼带尾桨直升机。

一、桨盘载荷

桨盘载荷 p 定义为旋翼的拉力(定常飞行时旋翼的拉力近似等于直升机总重 G)与旋翼桨盘面积之比,常以 p 表示,即

$$p = \frac{G}{\pi R^2} \quad (4-1)$$

表示旋翼单位扫掠面积所承受的重力。对于机械驱动的常规直升机其桨盘载荷 $p = 150\text{N/m}^2 \sim 450\text{N/m}^2$ 。

二、功率载荷

功率载荷 q 定义为

$$q = G/N_e^{(0)} \quad (4-2)$$

表示海平面标准大气状态下发动机额定功率所能举起的重量(重力),一般 $q = 30\text{N/kW} \sim 60\text{N/kW}$ 。

由于直升机在定常直线飞行时重力接近于旋翼的拉力($T \approx G$),而发动机在海平面处输出轴功率 $N_e^{(0)}$ 可以化成某高度的旋翼可用功率($N_a = \zeta A N_e^{(0)}$),于是, p 和 q 值可定义为

$$p = \frac{1}{2} C_T \rho (\Omega R)^2 \quad (4-3)$$

$$q = \frac{1000 A \zeta G_T}{m_k (\Omega R)} \quad (4-4)$$

由式(4-3)和式(4-4)消去 ΩR , 可得

$$q \sqrt{p} = \frac{1000}{\sqrt{2}} A \zeta \sqrt{\rho} \frac{C_T^{3/2}}{m_k} \quad (4-5)$$

因为

$$\eta_p = \frac{1}{2} \frac{C_T^{3/2}}{m_k}$$

$$\Delta = \rho / \rho_0$$

所以

$$q\sqrt{p} = 1000\sqrt{2}\sqrt{\rho_0}A\zeta\eta_0\sqrt{\Delta} = 1565.25A\zeta\eta_0\sqrt{\Delta} \quad (4-6)$$

显然, $q\sqrt{p}$ 的最大值不超过 1565.25, 在海平面处此值一般为 630~1050。 p 和 q 的上述关系实质上是能量守恒的反映。随着技术的进步, 大功率的涡轮轴发动机的功率重量比越来越大, 而结构尺寸及耗油率越来越小, 使直升机有可能选择较大的桨盘载荷 p 值和较小的功率载荷 q 值, 如图 4-1 所示。

三、旋翼实度

旋翼实度 σ 定义为

$$\sigma = \frac{k \int b dr}{\pi R^2} \quad (4-7)$$

对于矩形桨叶, 有

$$\sigma = \frac{kb}{\pi R}$$

它表示旋翼 k 片桨叶面积和桨盘面积之比。目前常规的直升机 $\sigma = 0.03 \sim 0.1$ 。单片桨叶的平均值 $\sigma/k = 0.015 \sim 0.020$ 。

四、桨尖速度 ΩR

当旋翼半径 R 确定后, 桨尖速度就取决于旋翼轴转速 n 。装涡轮轴发动机的直升机桨尖速度 ΩR 一般不小于 200m/s。装活塞式发动机的直升机, 一般 $\Omega R = 160\text{m/s} \sim 190\text{m/s}$ 。

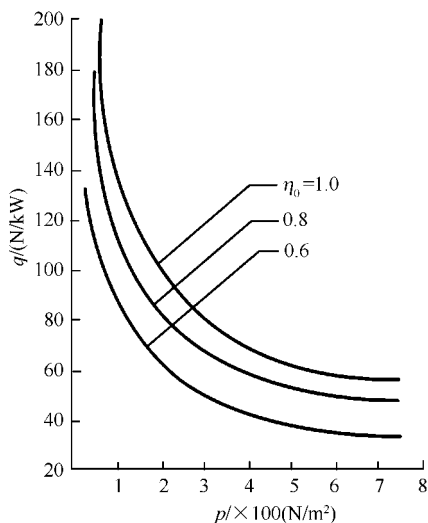


图 4-1 桨盘载荷对功率载荷的影响

4.2 直升机主要参数对需用功率的影响

为了便于分析, 这里引入另外两个参数。一个参数是桨叶载荷 p_b , 即

$$p_b = p / \sigma$$

p_b 相当于桨叶单位面积所负担的重力, 而旋翼实度 σ 则等于 p / p_b 。以下主要讨论 p 、 p_b 、

ΩR 三个参数的影响。另一个参数为全机单位废阻 $\widetilde{C}_x$, 即

$$\widetilde{C}_x = \frac{\sum C_x S}{G}$$

以单旋翼式直升机为例, 由《直升机空气动力学》可以得出旋翼单位需用功率 $\overline{N}_r = N_r / G (\text{kW/N})$ 的近似表达式。

悬停情况, 旋翼单位需用功率为

$$\begin{aligned} \overline{N}_r &= \frac{3}{4 \times 1000 k_{TK}} \frac{C_{x\bar{\Gamma}}}{C_{y\bar{\Gamma}}} (\Omega R) + \frac{1}{1565.25 \sqrt{\kappa}} \sqrt{\frac{p}{\Delta}} = \\ &B_1 \frac{C_{x\bar{\Gamma}}}{C_{y\bar{\Gamma}}} (\Omega R) + B_2 \sqrt{\frac{p}{\Delta}} = \overline{N}_{pr} + \overline{N}_i \end{aligned} \quad (4-8)$$

前飞情况,当 $\mu > 0.1$, 且假定

$$\bar{V}_1 = \bar{V}_0 + \bar{v}_{dx} \approx \bar{V}_0 \approx \mu$$

式中 $\bar{V} = V_1 / \Omega R$ ——桨盘处气流合速度的相对值;

$\bar{V}_0 = V_0 / \Omega R$ ——前飞速度的相对值;

$\bar{v}_{dx} = v_{dx} / \Omega R$ ——桨盘处等效轴向诱导速度的相对值。

前飞情况,旋翼单位需用功率为

$$\begin{aligned} \bar{N}_r = \frac{3}{4 \times 1000 k_T \kappa} \frac{C_{x7}}{C_{y7}} \Omega R + \frac{1}{2450 \kappa V_0} \frac{p}{\Delta} + \frac{1.225}{1000 \times 2} \Delta \tilde{C}_x V_0^3 = \\ B'_1 \frac{C_{x7}}{C_{y7}} (\Omega R) + B'_2 \frac{p}{V_0 \Delta} + B'_3 \Delta \tilde{C}_x V_0^3 = \bar{N}_{pr} + \bar{N}'_i + \bar{N}_{\mu} \end{aligned} \quad (4-9)$$

式中 $\bar{N}_{pr} = N_{pr} / G$ ——单位型阻功率;

$\bar{N}_i, \bar{N}'_i = N_i / G$ ——单位诱导功率;

$\bar{N}_{\mu} = N_{\mu} / G$ ——单位废阻功率。

而 k_p, k_T, J, κ 等系数的定义与直升机空气动力学中相同。

根据式(4-8)和式(4-9)的近似表达式,下面分析直升机主要参数对各部分单位需用功率的影响。

单位诱导功率,在悬停时 $\bar{N}_i = B_2 \sqrt{(p/\Delta)}$,在水平飞行 $\mu > 0.1$ 时 $\bar{N}'_i = B'_2 p / (V_0 \Delta)$ 。由此可知直升机主要参数中,单位诱导功率仅受桨盘载荷 p 的影响,与其他参数无关。 p 增加时单位诱导功率也增加。当飞行速度 V_0 增加时单位诱导功率迅速减小。随着飞行高度增加,空气相对密度 Δ 减小,单位诱导功率也会增加。

单位型阻功率 $\bar{N}_{pr} = B_1 \Omega R C_{x7} / C_{y7}$,它取决于诸多主要参数,而这些参数的影响则比较复杂。

首先,从垂直飞行状态的角度来加以分析。这时单位型阻功率取决于桨叶特征剖面处($\bar{r}=0.7$)的阻升比 C_{x7} / C_{y7} 及旋翼桨尖速度 ΩR 。阻升比 C_{x7} / C_{y7} 取决于翼型升力系数 C_{y7} ,而 C_{y7} 由下式决定,即

$$C_{y7} = \frac{A_0 p}{\kappa k_T \Delta (\Omega R)^2 \sigma} = \frac{A_0 p_b}{\kappa k_T \Delta (\Omega R)^2} \quad (4-10)$$

$$p_{bopt} = \frac{1}{A_0} \kappa k_T \Delta (\Omega R)^2 C_{yopt} \quad (4-11)$$

式中, $A_0 = 6 / \rho_0$ (ρ_0 海平面大气密度 $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$)。

对于一定的翼型,在一定的 C_y 下,阻升比最小时所对应的 C_y 记作 C_{yopt} (图 4-2)。由此可见,假如 C_{y7} 正好等于 C_{yopt} ,桨叶载荷恰好等于式(4-11)所确定的 p_{bopt} ,此时阻升比 C_{x7} / C_{y7} 达到最小值 $(C_x / C_y)_{\min}$ 。

总之,在垂直飞行状态下,减小桨尖速度 ΩR ,同时使 p_b 正好等于 p_{bopt} (ΩR 越小, p_b 也应越小, p 一定时, σ 就应该越大)就可以使单位型阻功率降低。

其次,从前飞状态的角度来分析。直升机除了执行起重及救生任务的情况以外,在其飞行过程中大部分时间处于巡航飞行状态。直升机的巡航速度大致在 $150 \text{ km/h} \sim 200 \text{ km/h}$ 的范围内,甚至更高。这时,就必须考虑气流分离以至局部激波对型阻功率的影响。

直升机达到一定前飞速度时,后行桨叶桨尖迎角超过了翼型临界迎角时,就开始出现气流分离。假如进一步增加飞行速度,桨盘上的气流分离区域就会扩展,当气流分离区域达到约四分之一的圆周时,由于剧烈的振动及驾驶杆抖动,直升机就不能继续飞行了。

根据直升机空气动力学的理论,气流分离限制一般用图 4-3 的 $\tilde{C}_{yj}-\mu$ 曲线表示。在一定的 μ 值下,当桨叶特征剖面的平均升力系数 $C_{y\bar{7}}$ 等于曲线 1 所决定的 $(C_{y\max} \cdot \tilde{C}_{yj})$ 时,后行桨叶桨尖开始出现气流分离,而当 $C_{y\bar{7}}$ 等于由曲线 2 所决定的 $(C_{y\max} \cdot \tilde{C}_{yj})$ 时,分离区域占据 1/4 圆周左右。平均升力系数 $C_{y\bar{7}}$ 仍然用式(4-10)表达。在没有出现气流分离时,前飞状态的单位型阻功率的表达式仍为式(4-9)。当然,这时 $C_{y\bar{7}}$ 应是平均升力系数。但是,一旦出现气流分离式(4-10)就不再适用了。随着气流分离的出现及扩展,由于分离区翼型阻力系数的急剧加大,型阻功率就会很快增加。有些直升机的飞行试验测量的结果表明,当气流分离区域扩展到约 1/4 圆周时,实际的型阻功率要比不考虑分离影响的理论计算值大 1 倍左右。当然,假如气流分离区域进一步扩展,由于过大的振动及驾驶杆抖动,直升机就根本不能继续飞行了。很明显,在设计时必须保证在所要求的飞行速度下不出现严重的气流分离。这一要求给参数选择带来限制,也就是说对型阻功率的降低带来了限制。

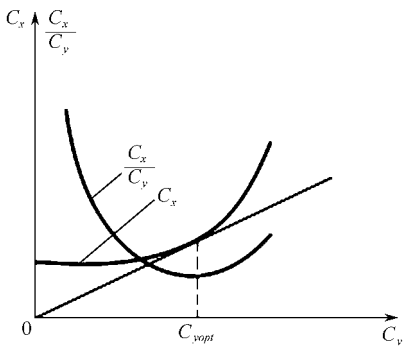


图 4-2 C_x/C_y 及 C_x 和 C_y 的关系

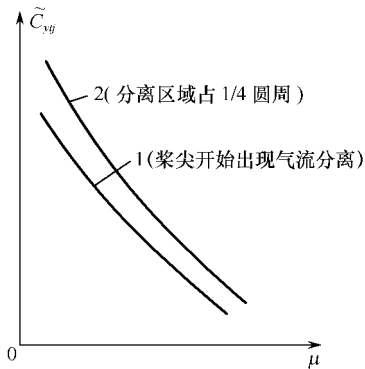


图 4-3 气流分离限制

如某型号直升机取 $\Omega R=185\text{m/s}$,当飞行速度为 200km/h 时,则 μ 值约等于 0.3,为了保证后行桨叶桨尖不出现气流分离, $C_{y\bar{7}}$ 最大只能等于 0.4 左右,这个数值大大低于一般翼型的 $C_{y\text{opt}}$ (1.0 左右)。换句话说,这时 $C_{x\bar{7}}/C_{y\bar{7}}$ 要大大超出翼型的最小阻升比 $(C_x/C_y)_{\min}$ 。即使容许四分之一圆周出现气流分离, $C_{y\bar{7}}$ 也不能大于 0.55 左右,这个数值仍然小于翼型的 $C_{y\text{opt}}$ 。假如选用了这个数值,对于垂直飞行状态及低速飞行状态,由于 $C_{y\bar{7}}$ 接近于 $C_{y\text{opt}}$, $C_{x\bar{7}}/C_{y\bar{7}}$ 会有所降低。但是,对于所要求的飞行速度,由于气流分离的出现,型阻功率反而会更大。

当然,假如增加 ΩR ,在一定的飞行速度下 μ 值会降低, $\tilde{C}_{yj}$ 也就会提高,也就是说,气流分离所限制的 $C_{y\bar{7}}$ 的最大值加大了。在 μ 值降低到一定程度时, $C_{y\bar{7}}$ 可以达到翼型的 $C_{y\text{opt}}$,这时阻升比达到最小值。但是,虽然 $C_{x\bar{7}}/C_{y\bar{7}}$ 是降低了,而 ΩR 却很大,结果型阻功率反而会更大。相反地,假如把 ΩR 取得很小, μ 值必然很大,容许的 $C_{y\bar{7}}$ 也就很小, $C_{x\bar{7}}/$

$C_{y\bar{\Gamma}}$ 当然会很大,结果 ΩR 虽然降低了,可是,由于 $C_{x\bar{\Gamma}}/C_{y\bar{\Gamma}}$ 很大,对于单位型阻功率也往往是得不偿失。

总之,前飞时的气流分离对单位型阻功率的降低带来了限制,也就是对直升机主要参数及其相互关系带来了限制。

此外,在前飞时还必须考虑局部激波对单位型阻功率的影响。假如前行桨叶桨尖的马赫数 Ma 超过了临界值 Ma_c ,由于激波的出现,翼型阻力系数 C_x 就会急剧加大(图 4-4)。这样,就会引起附加的型阻功率损失。也就是说,实际的型阻功率要大于不考虑激波影响的理论计算值。随着前行桨叶桨尖马赫数 Ma 的进一步加大,局部激波区域也会进一步扩大,型阻功率损失也会更大,当局部激波区域扩展到一定程度时,由于过大的振动及驾驶杆抖动,直升机已不可能正常飞行了。

前行桨叶桨尖 Ma 可用下式表示,即

$$Ma = \frac{V_0 + \Omega R}{a_s} \tag{4-12}$$

式中 a_s ——当地声速。

Ma_c 对于不同的翼型是不一样的,翼型的相对厚度 $\bar{c}$ 越大 Ma_c 就越小,对于 $\bar{c}=0.12$ 左右的翼型,当 $Ma=0.7\sim 0.75$ 时,就应该考虑激波对型阻功率的影响。而直升机能持续飞行的最大 $Ma\approx 0.80\sim 0.90$,假定直升机的飞行速度为 200km/h ,当桨尖速度 $\Omega R=180\text{m/s}$ 时, $Ma=0.7$ (海平面声速 $a_s\approx 340\text{m/s}$) 这时已开始出现激波影响。直升机飞行速度越大,桨尖速度越大,激波对型阻功率的影响就越大。

根据以上对各部分单位需用功率的分析,可以得出下述结论。

(1)随着直升机飞行速度的增加,诱导功率不断减小,废阻功率迅速增加。而由于 k_p 的变化,型阻功率略有增加(未出现气流分离及局部激波时)。也就是说,在悬停及低速飞行时,诱导功率所占比重较大,而型阻功率始终占有一定比重。图 4-5 表示不考虑气流分离及局部激波情况典型的单位需用功率曲线,所取的参数是对于中等起飞重量、中等飞行速度的直升机的典型数值。由图中可以看出:在悬停时诱导功率要占总需用功率的 $3/4$ 以上。飞行速度为 $115\text{km/h}(\mu=0.16)$ 左右时,需用功率最小。这时诱导功率约为总需用功率的 43% ,型阻功率约占 45% ,废阻功率仅占 12% ,当飞行速度达到了 200km/h ,诱导功率仅占 17% ,而废阻功率却占 45% ,型阻功率占 38% 。

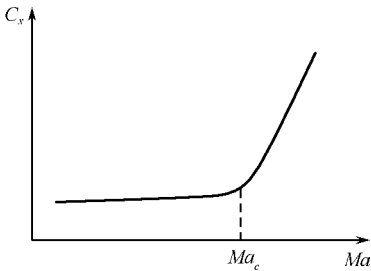


图 4-4 C_x 与 Ma 的关系

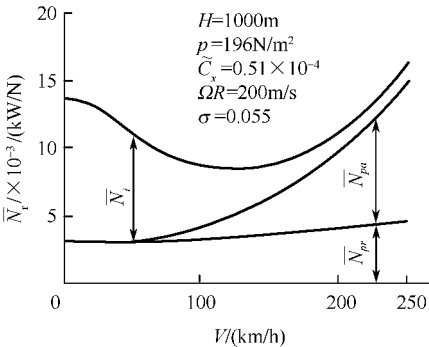


图 4-5 典型旋翼单位需用功率曲线

(2) 桨盘载荷 p 只影响单位诱导功率, 而诱导功率仅在悬停及飞行速度不大时在总需用功率中占有较大的比重。因此桨盘载荷仅对悬停及飞行速度不大时的总需用功率有较大的影响(图 4-6)。

(3) 全机单位废阻 $\tilde{C}_x$ 仅对飞行速度较大时的总需用功率有较大的影响(图 4-7)。

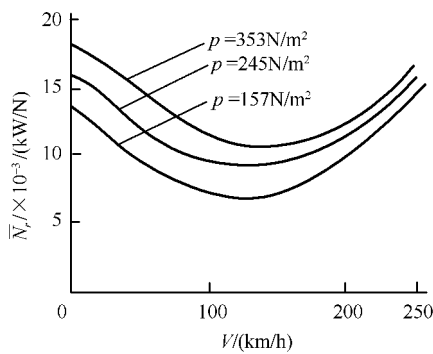


图 4-6 桨盘载荷 p 对需用功率的影响

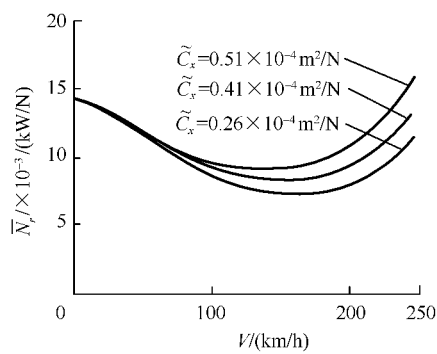


图 4-7 单位废阻 $\tilde{C}_x$ 对需用功率的影响

(4) 单位型阻功率主要取决于桨尖速度 ΩR 及桨叶载荷 p_b ，它在整个飞行范围内都占有一定的比重，因此其变化对总需用功率始终都有一定的影响。当然，由于出现气流分离及局部激波所造成的型阻功率损失主要影响大速度飞行时的型阻功率。图 4-8 为气流分离对需用功率影响的情况，直升机主要参数与图 4-5 相同。

严格说来，不仅在前飞状态可能出现局部激波，而且在垂直飞行状态也可能出现这个问题。实际上，使阻力系数急剧加大的 Ma_c 是随着翼型的迎角而变化的。迎角越大， Ma_c 就越小(图 4-9)。在大速度飞行时，前行桨叶桨尖的线速度很大，也就是说 Ma 数很大，但是迎角却很小。而在垂直飞行状态下，桨尖线速度就等于 ΩR ，要比前飞时前行桨叶桨尖线速度小，也就是说 Ma 要小些，但是桨尖迎角却大了，使 Ma_c 值降低。因此，在垂直飞行状态，桨尖 Ma 同样可能超过 Ma_c 值。垂直飞行状态桨尖迎角直接正比于 C_{yt} ，假如为了降低垂直飞行状态的型阻功率而把 C_{yt} 选得较大，造成桨尖迎角过大，而使 Ma_c 低于

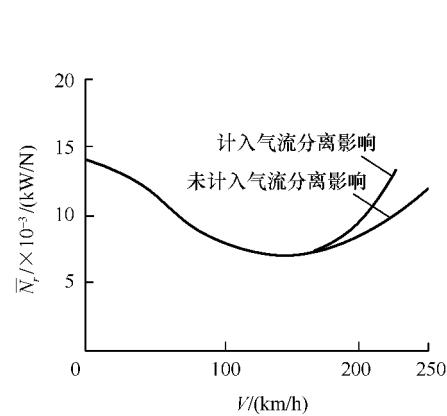


图 4-8 气流分离对需用功率的影响

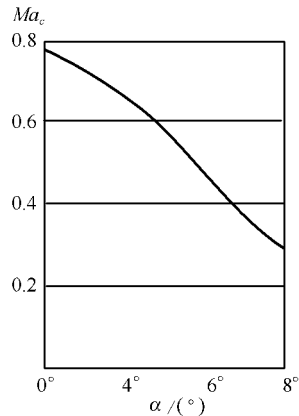


图 4-9 Ma_c 与迎角 α 的关系(翼型 NACA0012)

实际的 Ma 。由于局部激波的出现,反而会使型阻功率增加。当然,在一般情况下,前飞时气流分离条件对 C_{y7} 的限制更为严重,不大会出现上述这种情况。如前所述,要求飞行速度达到 200km/h,而桨尖速度取为 185m/s 时,由于气流分离的限制, C_{y7} 最大只能取到 0.55。在垂直飞行状态下的桨尖迎角为 5° 左右, Ma_c 为 0.6 左右,而这时桨尖实际的 Ma 仅为 0.55,低于 Ma_c 值。在这种情况下,更大的注意力应放在前飞时前行桨叶桨尖出现激波的问题上。但在某些情况下,问题也可能有所不同。例如起重直升机的飞行速度往往不是要求很大,但是由于其他方面的因素桨尖速度也不会取得很小,这时前飞气流分离条件对 C_{y7} 的限制就不严重了,在这种情况下假如不恰当地把 C_{y7} 取得较大,以至在悬停时出现严重的局部激波,结果反而会给对于起重直升机最为重要的垂直飞行性能带来不利的影响。

4.3 直升机主要参数对飞行性能的影响

本节主要分析直升机主要参数与以下这些性能的关系:悬停升限、垂直爬行速度、使用升限、最大爬升速度、最小自转下滑速度、最大续航时间、最大航程和最大飞行速度等。

一、悬停升限 H_H ,垂直爬升速度 V_{yV}

由式(4-8)可知,随着悬停高度的增加,单位需用功率 $\bar{N}_r$ 也会增加,但是发动机可用功率 N_e 却随着高度增加而下降。到了某一高度,可用功率等于需用功率,这就是直升机的理论悬停升限,用 H_H 表示(图 4-10)。这时,功率的平衡关系为

$$\frac{1}{\zeta} G \bar{N}_r = A_e N_e^{(0)} \quad \text{或} \quad \frac{1}{\zeta} \bar{N}_r = A_e \bar{N}_e^{(0)} \quad (4-13)$$

式中 ζ ——功率利用系数;

$\bar{N}_e^{(0)}$ ——海平面发动机单位额定功率, $\bar{N}_e^{(0)} = N_e^{(0)} / G(\text{kW/h})$;

A_e ——发动机的高度特性系数,在海平面上为 1。

很明显,采用较大的发动机以提高 $\bar{N}_e^{(0)}$,可以直接提高悬停升限。当然,这必然会使得直升机的空机重量增加。假如在设计上可以降低单位需用功率,即使 $\bar{N}_e^{(0)}$ 不变,悬停升限也能提高。或者,对于一定的悬停升限,采用较小的发动机就可以达到要求(图 4-11)。由上节分析可知,要降低悬停状态下的 $\bar{N}_r$,主要的措施是采用较小的桨盘载荷以降低诱导功率。当然,降低型阻功率也会有较明显的效果。

此外,提高功率利用系数 ζ 也可以改善直升机的悬停升限。假如能设法改善发动机的高空特性,使 A_e 值加大(例如活塞式发动机采用废气增压等),悬停升限往往会得到显著的改善。

当发动机出轴功率比直升机悬停需用功率大时,就有一部分剩余功率,于是有可能用作垂直上升飞行。显然,当发动机一定时,减小悬停时需用功率,即可提高垂直上升速度 V_{yV} ,因而影响 V_{yV} 的因素和上述影响 H_H 的因素相同。

① $\bar{N}_e^{(0)}$ 相当于一般常用的参数功率载荷 $q = G / N_e^{(0)}$ 的倒数。

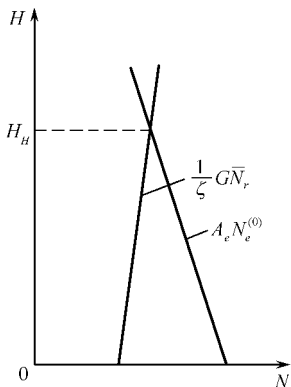
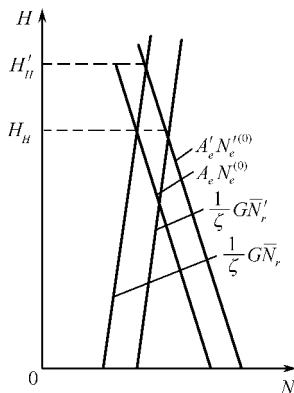


图 4-10 悬停升限的确定


 图 4-11 $\bar{N}_r$ 对悬停升限的影响

二、使用升限 H_s ，最大爬升速度 $V_{y\max}$ ，最小自转下滑速度 $V_{y\min}$ 及最大续航时间 $T_{\max}$

这些性能都直接取决于直升机最经济状态的需用功率——最小需用功率 $\bar{N}_{r\min}$ 。其近似表达式为

$$V_{y\max} \approx 1000(\zeta A_e \bar{N}_e^{(0)} - \bar{N}_{r\min}) \quad (4-14)$$

$$V_{y\min} \approx 1000 \bar{N}_{r\min} \quad (4-15)$$

$$T_{\max} \approx \frac{\zeta \bar{G}_f}{C_e \bar{N}_{r\min}} \quad (4-16)$$

式中 C_e ——发动机单位耗油率 ($\text{kg}/(\text{kW} \cdot \text{h})$)。

对于使用升限等性能的分析与悬停升限相类似，其功率平衡关系式为

$$\frac{1}{\zeta} \bar{N}_{r\min} = A_e \bar{N}_e^{(0)} \quad (4-17)$$

同样，采用较大的发动机以加大 $\bar{N}_e^{(0)}$ ，可以有效地提高 H_s 及 $V_{y\max}$ 。提高 $\bar{G}_f$ (装载更多的燃油)，可以提高 $T_{\max}$ 。当然，这些措施都会影响直升机所能运送的货物及人员等。但是，假如在设计上采取措施降低 $\bar{N}_{r\min}$ ，就可以改善所有这些性能而不必加大 $\bar{N}_e^{(0)}$ 或 $\bar{G}_f$ 。或者说，对于一定的使用升限 H_s 或最大爬升速度 $V_{y\max}$ 的要求可以选用较小功率的发动机，对于一定的续航时间要求，可以装载较少的燃油。

由式 (4-9) 可以求出 $\bar{N}_{r\min}$ 的近似表达式为

$$\bar{N}_{r\min} \approx \bar{N}_{pr} + B_4 (\tilde{C}_x p)^{1/4} \sqrt{\frac{p}{\Delta}} \quad (4-18)$$

式中第二项实际上包括了诱导功率和废阻功率两部分， B_4 是和主要参数无关的系数。由式 (4-18) 可以看出，桨盘载荷 p 对 $\bar{N}_{r\min}$ 有较大的影响，而全机单位废阻对 $\bar{N}_{r\min}$ 的影响较小，型阻功率 $\bar{N}_{pr}$ 对于 $\bar{N}_{r\min}$ 也有较大的影响。这是由于相应于最经济状态的飞行速度比较小，因此诱导功率及型阻功率占较大的比重，而废阻功率所占比重较小。

式 (4-18) 中各参数对 $\bar{N}_{r\min}$ 影响程度的大小也就决定了它们对最经济状态各性能影响程度的大小。此外，提高功率利用系数 ζ 对这些性能往往会有好的影响。如果使用升限只因功率限制的话，改善发动机的高空性能可以显著提高使用升限。

三、最大航程 $L_{\max}$

最大航程大致取决于 $(\bar{N}_r/V)_{\min}$ ，其关系如式 (4-19)，相当于图 4-12 需用功率曲线

上的最有利状态,即

$$L_{\max} \approx \frac{\zeta \bar{G}_f}{C_e (\bar{N}_r/V)_{\min}} \quad (4-19)$$

式中, $(\bar{N}_r/V)_{\min}$ 难以用一个简单的而又能反映参数影响的近似公式来表示。由图 4-12 可见,最有利状态的飞行速度显然大于最经济状态的飞行速度,也就是说,这时诱导功率所占比重较小,而废阻功率及型阻功率所占比重大。相应地,桨盘载荷对 $L_{\max}$ 的影响也就较小,而全机废阻及型阻功率的影响就比较大。

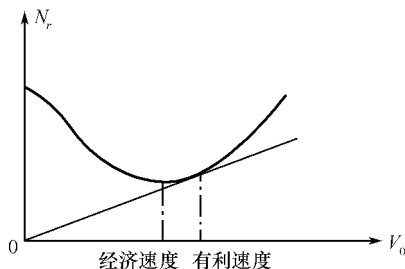


图 4-12 直升机最经济及最有利飞行状态

严格说来,耗油率 C_e 是随着发动机输出功率的大小而改变的,因此 $L_{\max}$ 应该相应于 $(C_e \bar{N}_r/V)_{\min}$ 的飞行速度。对于涡轮轴发动机来说,输出功率 N_e 越大, C_e 就越小。这样,在采用涡轮轴发动机时,相应于 $(C_e \bar{N}_r/V)_{\min}$ 的飞行速度会大于 $(\bar{N}_r/V)_{\min}$ 的飞行速度,于是,诱导功率的影响会进一步降低,而废阻功率的影响更大。

总之, $(\bar{N}_r/V)_{\min}$ 越小, C_e 越小,对于一定的航程, $\bar{G}_f$ 也就越小。而降低 $(\bar{N}_r/V)_{\min}$ 的主要途径是降低全机废阻功率及型阻功率,减小桨盘载荷也有一定的效果,提高功率利用系数 ζ 航程也会有所改善。

四、最大飞行速度 $V_{\max}$

由式(4-9)可以看出,随着飞行速度的增加,单位需用功率不断增加。达到某一飞行速度,发动机可用功率等于需用功率,这个飞行速度就是直升机的最大飞行速度。假如略去单位诱导功率,可得 $V_{\max}$ 的近似表达式为

$$V_{\max} \approx \sqrt[3]{\frac{\zeta A_e \bar{N}_e^{(0)} - \bar{N}_{pr}}{B'_3 \Delta C_x}} \quad (4-20)$$

由此可见,全机单位废阻 $\tilde{C}_x$ 越小,发动机单位可用功率 $\bar{N}_e^{(0)}$ 越大,降低单位型阻功率 $\bar{N}_{pr}$,都将提高 $V_{\max}$ 。

在很多情况下,气流分离及局部激波对 $V_{\max}$ 的限制更为严重。气流分离所限制的 $V_{\max}$ 主要取决于 ΩR 及 p_b 。 ΩR 越大, p_b 越小,气流分离所限制的 $V_{\max}$ 就越大。局部激波所限制的 $V_{\max}$ 主要取决于 ΩR 。 ΩR 越小,局部激波所限制的 $V_{\max}$ 就越大。

对于正常型式的直升机,还必须考虑到桨盘前倾对 $V_{\max}$ 的限制。作用在直升机上的阻力是与飞行速度成平方关系的,随着飞行速度的增加,为克服阻力的增加,桨盘相对于飞行方向的前倾也必须增加(图 4-13)。换句话说,直升机的最大飞行速度越大,在最大飞行速度时桨盘的前倾就越大。

桨盘前倾角 $(-\alpha_{nd})$ 大致可用下式表达,即

$$(-\alpha_{nd}) \approx 35.3 \Delta \tilde{C}_x V^2 \quad (4-21)$$

当直升机飞行速度为 360km/h 左右,而 $\tilde{C}_x = 0.51 \times 10^{-4}$ 时, $(-\alpha_{nd})$ 接近 20° 。

桨盘前倾角的增加会引起一系列的不良后果。桨盘前倾增加时,迎面气流相对于旋翼的轴向分量增加,使得后行桨叶、桨尖及桨根迎角的不均匀程度增加,从而增大气流分

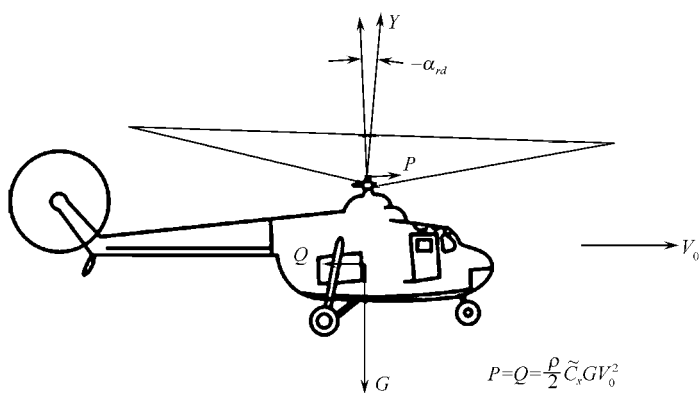


图 4-13 桨盘前倾与阻力的关系

离的不利影响。桨盘过分前倾会给直升机的总体布置带来困难。假如要保证在大速度飞行时机身轴线水平,低速及悬停时机身迎角就必然过大。在一定的飞行速度下,全机单位废阻 $\tilde{C}_x$ 越小,阻力也就越小,所要求的桨盘前倾也就越小,这些问题就会有所缓和。

总之,提高直升机最大飞行速度最有效的措施之一是设法降低单位废阻 $\tilde{C}_x$ 。 $\tilde{C}_x$ 的降低不仅可以减小单位需用功率,而且可以减少桨盘前倾,对推迟气流分离也有好处。此外,桨尖速度 ΩR 及桨叶载荷 p_b 直接影响大速度时的气流分离及局部激波的出现,因而也直接影响直升机的最大飞行速度。

根据以上分析,可以大致看出直升机各主要参数对不同的飞行性能影响程度的变化。桨盘载荷 p 对于垂直飞行状态及最经济状态的性能影响最为显著,对于最有利状态的性能 $L_{\max}$ 影响就不显著,而对于最大飞行速度影响很小。全机单位废阻 $\tilde{C}_x$ 的影响正好相反,对于最大飞行速度 $V_{\max}$ 及最大航程 $L_{\max}$ 有显著的影响,对于经济状态影响很小,对于垂直飞行状态几乎没有影响。桨尖速度 ΩR 及桨叶载荷 p_b 直接影响型阻功率,对所有的飞行性能都有一定影响。此外, ΩR 及 p_b 直接影响气流分离及局部激波的出现,往往对最大飞行速度 $V_{\max}$ 及使用升限 H_s 有严重的影响。

4.4 直升机主要参数选择方法

直升机主要参数选择是直升机总体设计过程中最重要的工作,因为直升机主要参数与直升机的气动、飞行品质、动力学特性、结构重量、经济性及使用等都有密切关系,它是确定直升机总体方案的设计变量,所以,也称总体参数。直升机的任务使命对参数的要求往往是相互矛盾的,所以,参数选择要兼顾各方面的要求。实际上,最终确定的参数是权衡各方面要求的综合结果。在直升机总体设计的初期想要一次把总体参数都确定下来是很困难的,往往需要反复修改、迭代。

直升机主要参数选择一般有两种途径,一是根据使用技术要求,采用理论与统计分析相结合的方法,即在统计分析的基础上主要通过理论计算和论证分析来确定直升机总体参数;二是“原准设计法”,即根据使用技术要求,选择一个与新研直升机性能相类似的成

熟的直升机作为原准机(参考样机),以其参数作为确定新机总体参数的参考值(或初始值)形成初步方案,进行各种性能估算,与设计要求进行比较,经反复迭代、修改形成最后的参数和设计方案。一般来讲,这是直升机设计中的一种通用做法。当然,如果所设计的直升机是某现役直升机的后继机,性能指标差别不是很大,或仅在某几个性能要求上有较大差别,则可以将原来的直升机作为原准机,这样在研制上会有良好的继承性。但是,如果在性能指标上有很大变化,则不宜将该机作为原准机。如果选用国外的直升机作为原准机,则应特别注意国内的设计、制造水平,对各种统计数据应注意其来源、附加条件和可靠程度。很显然,原准设计法得到的方案,只能是一种满足设计要求的可行方案,不一定是最优方案。随着计算机技术的发展,一般采用优化方法对总体参数进行调整选择,从而得到最佳的设计方案,以提高直升机设计水平,改善直升机的经济性。但尽管如此,在总体设计中使用统计资料、参考同类直升机进行分析对比,还是很必要的。关于参数优化将在第9章专门介绍。

一、直升机总重的初步确定

严格说来,只有在设计工作全部完成之后才能完全确定直升机总重。因为只有在这时才能最后确定各部件的重量。但实际上,即使完成了设计,所制造的直升机由于工艺的原因重量也会与设计值略有差别。往往在试飞及使用的过程中还会对设计进行修改,使重量发生变化。但是,为了便于以后各阶段设计工作的进行,有必要先确定总重的第一次近似值,这时就只能利用统计数据及经验公式来确定。

总重 G 可用下式表示,即

$$G = \frac{G_u}{\bar{G} - \bar{G}_f} \quad (4-22)$$

有效载荷 G_u 可根据战术(使用)技术要求中所规定的载荷重量、空勤人员数目及可卸装备要求等加以确定。

燃油相对重量 $\bar{G}_f$ 可根据所要求的航程或续航时间来确定(当发动机给定时,可根据发动机耗油特性和要求的航程或续航时间来确定)。在给定航程的条件下, $\bar{G}_f$ 可按下式近似得出,即

$$\bar{G}_f = A \times 10^{-4} L \quad (4-23)$$

式中, A 的数值可根据现有直升机的统计数据而得出。不同直升机的 A 值往往不同。这主要是由于其全机单位废阻及发动机单位耗油率有所不同。因此,在确定 $\bar{G}_f$ 时只能选取与所设计直升机相近机种的数据,或根据要求的具体情况加以修正。采用活塞式发动机时, A 值一般为 2.0~2.75。采用涡轮轴发动机时 A 值差异较大,其值一般为 3.0 左右,个别也有高达 4.5 以上的。

在给定续航时间 T 的条件下,同样也可以按照近似公式计算相对燃油重量 $\bar{G}_f$ 。从 4.3 节的分析可以看出,桨盘载荷 p 对续航时间有一定的影响,因此,可用下面的近似公式估算相对燃油重量,即

$$\bar{G}_f = BT \sqrt{p} \quad (4-24)$$

式中, B 为统计值,对于采用活塞发动机的单旋翼式直升机,一般约为 0.007。采用涡轮轴发动机时,约为 0.0105。

在某些情况,战术(使用)技术要求中也可能规定了需要的悬停续航时间,这时可按相

似的公式估算 $\bar{G}_f$, 即

$$\bar{G}_f = B'T \sqrt{p} \quad (4-25)$$

采用活塞式发动机时, B' 值约为 0.012。

重量效率 $\bar{G}$ 也是根据现有直升机的统计数据而确定。同样, 被选用数据的机种也应与所设计的直升机相近, 如直升机型式相同、发动机型式相同、重量级别及桨盘载荷相近……此外, 还应考虑到在直升机发展过程中重量效率也是在不断提高的。目前, 采用活塞式发动机的直升机重量效率大约在 0.3 左右。采用涡轮轴发动机时一般可达 0.4, 甚至更大。当采用原准设计法时, 则可参考原准机的空机重量、有效载重等确定直升机总重。

二、桨盘载荷 p 的选择

1. 选择桨盘载荷 p 应考虑的主要因素

在选择桨盘载荷时, 必须仔细地分析其多方面的影响, 根据所设计直升机的具体条件, 综合考虑加以确定。

桨盘载荷直接影响满足一定性能要求时需用功率的大小, 也就是直接影响发动机的选择。在 4.3 节中已经指出, 桨盘载荷影响较大的是悬停升限、垂直爬升速度及使用升限、最大爬升速度等经济状态性能要求的需用功率, 其中悬停升限对直升机来说是一个重要的性能。当然, 假如可供选用的发动机型号很多, 功率范围很广, 则桨盘载荷与发动机的选择矛盾不大。然而, 假如现有发动机型号很少, 或者战术(使用)技术要求中已经规定了所采用的发动机, 这个矛盾就不能忽视了。否则就有可能由于桨盘载荷选择过大, 以至在采用指定的发动机时无法使直升机具有所要求的性能。

桨盘载荷的大小严重地影响直升机有效载荷占总重的比例 $\bar{G}_u, \bar{G}_a$ 可用下式表示, 即

$$\bar{G}_u = \bar{G} - \bar{G}_f = 1 - \bar{G}_{md} - \bar{G}_b - \bar{G}_r - \bar{G}_f - \dots \quad (4-26)$$

在第 6 章中将要分析, 桨盘载荷直接影响主减速器及旋翼桨叶的相对重量 $\bar{G}_{md}$ 和 $\bar{G}_b$ 。桨盘载荷越大, $\bar{G}_{md}$ 及 $\bar{G}_b$ 就越小。直升机总重越大, $\bar{G}_{md}$ 及 $\bar{G}_b$ 在空机重量中所占比例就越大, 桨盘载荷对空机重量 $\bar{G}_{en}$ 的影响也就越大。

动力装置相对重量和桨盘载荷 p 的关系则相反。在动力装置中最主要的部分是发动机相对重量 $\bar{G}_e$ 。 $\bar{G}_e$ 可用下式表示, 即

$$\bar{G}_e = \bar{N}_e \gamma_e \quad (4-27)$$

其中 $\bar{N}_e$ ——发动机单位额定功率(kW/kg);

γ_e ——发动机比重(kW/kg)。

在悬停升限或使用升限、最大爬升速度等性能要求一定时, 桨盘载荷 p 越大, 则单位需用功率也越大, 相应地发动机单位额定功率也应越大, 也就是说应选择更大的发动机。这时 $\bar{G}_e$ 也就越大, 从而对 $\bar{G}_u$ 带来不利的影响。发动机型式不同, 其影响也有所不同。采用活塞式发动机, 由于其比重 γ_e 较大, 对 $\bar{G}_u$ 的不利影响就比较显著。而采用涡轮轴发动机, 其比重较小, 因而对 $\bar{G}_u$ 的影响也较小。此外, 假如满足最大飞行速度要求的需用功率大于满足悬停升限或最经济状态性能要求的需用功率, 就必须按最大飞行速度所要求的需用功率选择发动机, 这时桨盘载荷的影响也就比较小了。

桨盘载荷 p 对相对燃油重量 $\bar{G}_f$ 也略有影响, p 加大时, $\bar{G}_f$ 也略有增加。

总起来说, 加大桨盘载荷 p 使主减速器相对重量 $\bar{G}_{md}$ 和桨叶相对重量 $\bar{G}_b$ 减小, 发动

机相对重量 $\bar{G}_e$ 增大,燃油相对重量 $\bar{G}_f$ 也略有增加,在不同总重和不同型式发动机的情况下,计算 $\sum \bar{G}_i = \bar{G}_e + \bar{G}_f + \bar{G}_{md} + \bar{G}_b$ 随 p 的变化关系,如图 4-14 所示的曲线。总重较大时, $\bar{G}_{md}$ 及 $\bar{G}_b$ 所占比重较大,通过增加桨盘载荷使它们减少,对于提高 $\bar{G}_u$ 有较显著的效果,而对于轻型直升机就不一定这样。另外,采用涡轮轴发动机,发动机本身重量很轻,即使由于桨盘载荷增加而需要选用较重的发动机,对 $\bar{G}_u$ 的影响也不大,而 p 增加引起 $\sum \bar{G}_i$ 下降的影响更为显著,这时往往选择较大的 p 会得到更大的单位有效载荷 $\bar{G}_u$ 。而采用活塞式发动机的情况会有所不同,增加桨盘载荷 p 对提高 $\bar{G}_u$ 的效果较差,对于轻型直升机,桨盘载荷较大甚至会导致 $\bar{G}_u$ 的下降。

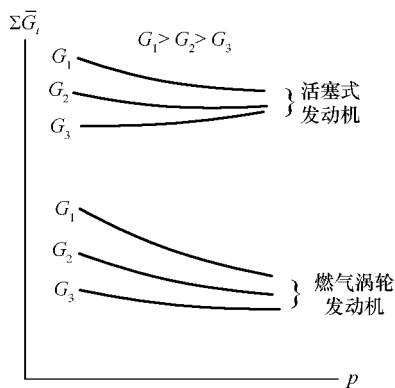


图 4-14 $\sum \bar{G}_i$ 与桨盘载荷 p 的关系

桨盘载荷 p 的大小对自转下滑速度 V_{ymin} 有显著的影响。由 4.3 节的分析可知, p 越大,最小单位需用功率 $\bar{N}_{min}$ 也越大, V_{ymin} 也越大。这对保证自转安全着陆是不利的。当然,这点只对于单发动机直升机才是一个突出的问题。

桨盘载荷过小对于总体布置、使用以及工艺等方面都会带来不利的影响。桨盘载荷越小,旋翼直径就越大,桨叶长度也越大。桨叶越长,其挠度越大,在总体布置时如何防止桨叶打到机身或尾桨就会遇到困难。对于纵列式直升机,旋翼直径加大的同时机身长度也会加大,其容积利用率就会降低。对于单旋翼式直升机,旋翼直径加大,尾桨的直径也随之加大,容易使直升机重心偏后,使得尾桨或尾橇容易碰地。由于旋翼直径加大,使得直升机外廓尺寸加大,会使直升机在使用上受到限制。此外,桨叶越长,给桨叶的制造也会带来困难。

桨盘载荷过大也会给使用上带来困难。在悬停情况下,旋翼洗流速度大致与桨盘载荷的 $1/2$ 次方成比例。桨盘载荷越大,洗流速度也越大。图 4-15 表示桨盘载荷等于 348.9N/m^2 的直升机,在旋翼离地高度等于其半径处悬停时,洗流速度的大小及其流动情况。在地面上距离旋翼轴线 $1.5R$ 处,洗流速度约为 22m/s ,相当于 9 级风的风力。洗流速度很大对直升机在地面土壤疏松、沙漠、地面有很多小石块等地区起飞着陆及悬停会带来困难。在洗流作用下卷起了地面的尘土,大大地恶化了飞行员及地面人员的视界。卷起的沙土及石块对地面人员极其危险,撞击在直升机上会严重减少旋翼等部件的寿命。此外,极其严重的情况甚至会把地面的货物或设备吹翻。直升机在执行起重或吊装任务时,这些情况的后果最为严重。有人认为,从这个角度分析,直升机的桨盘载荷最好不要超过 430N/m^2 。

2. 桨盘载荷 p 上、下限的确定

从以上的分析可以看出,桨盘载荷的影响是多方面的,而且又是相互矛盾的。尽管在选择桨盘载荷时对这些影响都必须考虑,但是,最主要的要求仍然应该是提高直升机有效载荷对总重的比例 $\bar{G}_u$ 。这样,桨盘载荷选择的基本要求可归纳为:所选择的桨盘载荷,应在保证所要求的有效载荷及性能的前提下,使直升机的有效载荷在总重中所占比例最大,

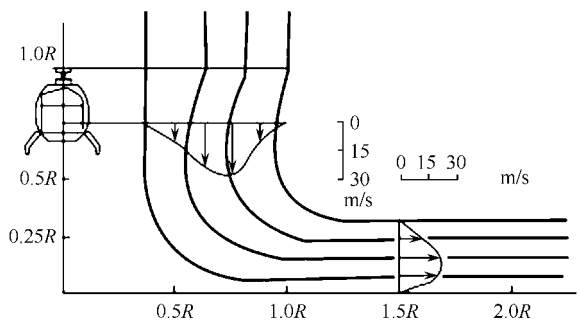


图 4-15 悬停时的旋翼流场

而在总体布置、使用、工艺等方面又不致引起较严重的困难。

从这个基本要求出发,在具体设计时可以考虑采取以下的方法。根据战术(使用)技术要求所规定的主要性能要求,做出需用功率 $\bar{N}_{re}$ (N_{re}/G)与桨盘载荷 p 的关系曲线,如图 4-16 所示。在计算 $\bar{N}_{re}$ 时,可以利用《直升机空气动力学》所提供的公式,也可以利用式(4-8)及式(4-13)确定悬停升限状态的发动机单位功率 $\bar{N}_{re}$,用式(4-9)、式(4-14)和式(4-17)确定最大爬升速度、使用升限状态的发动机单位功率 $\bar{N}_{re}$,最大飞行速度状态的发动机单位功率由式(4-9)确定。各公式中发动机高度特性系数 A_e 及大气相对密度 Δ 应按各性能相应的高度来确定。计算单位型阻功率时应按选定的桨尖速度 ΩR 及桨叶载荷 p_b 计算。对于中等重量(7000kg 左右)、起落架不可收放、桨毂未采取特殊措施整流的一般直升机,全机单位废阻 $\tilde{C}_x$ 约为 0.46×10^{-4} 。总重量更大的直升机 $\tilde{C}_x$ 略有减小,而对于轻型直升机 $\tilde{C}_x$ 会比这个值更大些。

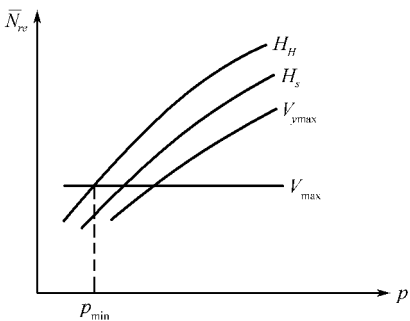


图 4-16 $p_{\min}$ 的确定

由前面的分析可知,随着 p 的增加,满足悬停升限或使用升限、最大爬升速度要求的需用发动机单位功率 $\bar{N}_{re}$ 有比较显著的增加,而满足最大速度要求的 $\bar{N}_{re}$ 则变化较小。这样由 $V_{\max}$ 而定的 $\bar{N}_{re} \sim p$ 曲线与其他 3 条曲线就有 3 个交点,每个交点相应于一定的 p 的值。图 4-16 中最左方的交点对应的 p 值就是桨盘载荷的最小值 $p_{\min}$,也就是说选择的桨盘载荷不应小于这个数值。

由前面的分析可知,随着 p 的增加,满足悬停升限或使用升限、最大爬升速度要求的需用发动机单位功率 $\bar{N}_{re}$ 有比较显著的增加,而满足最大速度要求的 $\bar{N}_{re}$ 则变化较小。这样由 $V_{\max}$ 而定的 $\bar{N}_{re} \sim p$ 曲线与其他 3 条曲线就有 3 个交点,每个交点相应于一定的 p 的值。图 4-16 中最左方的交点对应的 p 值就是桨盘载荷的最小值 $p_{\min}$,也就是说选择的桨盘载荷不应小于这个数值。

在这个 $p_{\min}$ 的左方,由 $V_{\max}$ 而定的曲线高于由悬停升限或最经济状态性能而定的曲线。因此,假如所选桨盘载荷小于 $p_{\min}$,就必须按 $V_{\max}$ 的需用功率选择发动机,所选择发动机的功率不可能比桨盘载荷等于 $p_{\min}$ 时更小,也就是说发动机相对重量 $\bar{G}_e$ 不会有所降低。但是,由于桨盘载荷选小了,结构相对重量必须增加,这样单位有效载荷 $\bar{G}_u$ 必然比选 p 等于 $p_{\min}$ 更小,这当然是不合理的。由此可见,所选桨盘载荷不应小于按此方法确定的 $p_{\min}$ 值。

在大多数情况下,由悬停升限确定的需用功率会比按最经济状态性能确定的需用功率大。也就是说, $p_{\min}$ 取决于由悬停升限而定的 $\bar{N}_{re} \sim p$ 曲线与按 $V_{\max}$ 而定的曲线的交点。

这样,就可以由满足这两种性能要求的需用发动机功率相等来确定 $p_{\min}$ 的解析式。在推导时不考虑由悬停到大速度飞行时型阻功率的变化,又略去最大速度飞行时的诱导功率,这样可以简化成下面两式,即

$$\text{在悬停时} \quad A_{e0} \zeta_0 \bar{N}_e^{(0)} = B_2 \sqrt{\frac{p}{\Delta_0}} + \bar{N}_{p0} \quad (4-28)$$

$$\text{在 } V_{\max} \text{ 时} \quad A_{ev} \zeta_v \bar{N}_e^{(0)} = B'_3 \Delta_v \tilde{C}_x V_{\max}^3 + \tilde{N}_{pv} + \bar{N}_{iv} \quad (4-29)$$

得到 $p_{\min}$ 的近似表达式为

$$p_{\min} = \left(\frac{B_3 A_{e0}}{B_2 A_{ev}} \sqrt{\Delta_0} \Delta_v \tilde{C}_x V_{\max}^3 \right)^2 \quad (4-30)$$

式中 A_{e0} ——悬停时发动机高度系数;

Δ_0 ——悬停时大气相对密度;

A_{ev} ——最大速度飞行时发动机高度系数;

Δ_v ——最大速度飞行时大气相对密度。

由式(4-30)可知,悬停升限越高, A_{e0} 及 Δ_0 就越小, $p_{\min}$ 也就越小;而 $\tilde{C}_x$ 越大, $V_{\max}$ 越大, $p_{\min}$ 就越大。由于未考虑 $V_{\max}$ 时型阻功率的增加,并略去了诱导功率,由式(4-30)所得到的 $p_{\min}$ 值要比实际值小一些。

以上确定了桨盘载荷的最小值。在某些情况下,桨盘载荷的最大值也会受到一定的限制。例如,对于单发直升机桨盘载荷的最大值往往受到自转下滑速度 $V_{y\min}$ 的限制。这时可根据式(4-15)和式(4-17)做出由 $V_{y\min}$ 随 p 而变化的曲线如图 4-17 所示,再由限定的自转下滑速度就可以决定桨盘载荷容许的最大值 $p_{\max}$ 。对于双发或多发直升机, $p_{\max}$ 的这个限制就不存在了。这时桨盘载荷的最大值可能受到悬停时旋翼洗流速度的限制,这个限制又往往与所设计直升机的使用条件有关。

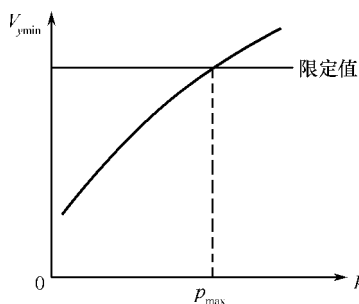


图 4-17 由自由转下滑速度
要求确定 $p_{\max}$

以上仅得出了桨盘载荷选择的上限及下限值。

实际上,对一般 $V_{\max}$ 不是很大的直升机, $p_{\min}$ 往往很小,现有直升机的实际数值往往比它要大得多。

在具体设计时,可以在此上、下限的范围内,参考与所设计直升机相近的现有直升机的统计数据,根据设计的具体情况来确定,这时大致可以遵循以下的原则。

(1)直升机总重越大,桨盘载荷也应选得越大。一方面,总重较大时,往往选取更大的 p 能获得较高的 $\bar{G}_u$ 。另一方面,对于总重较大的直升机,假如 p 选得不够大,旋翼直径就会过大,在总体布置、使用等方面将引起严重的困难。

(2)采用涡轮轴发动机时,桨盘载荷可以选得大一些,这样也可以获得较大的 $\bar{G}_u$ 。

(3)对以运输为主,而且对静、动升限有较高要求的直升机,拟选择较小的桨盘载荷。而对要求飞行速度高,机动性好、功率又比较富裕的武装直升机,则可选择较大的桨盘载荷。

图 4-18 表示了一些现有直升机桨盘载荷与总重的关系,与上述原则基本符合。

此外,在选择 p 时,还要注意到在采用现有发动机的情况下,应能保证所要求的悬停升限或最经济状态的性能。这一点在采用活塞式发动机时特别重要。对于涡轮轴发动机,由于其体积很小,在一台发动机功率不能满足要求时,可以采用两台甚至更多台发动机;而活塞式发动机,对于单旋翼直升机若采用两台发动机在布置上就已经极其困难,即使纵列式直升机也不大可能选取两台以上活塞式发动机。

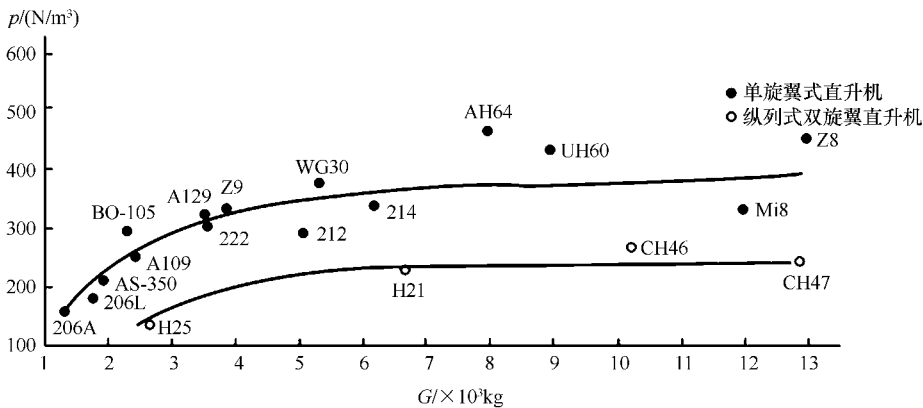


图 4-18 直升机桨盘载荷与总重的关系的统计数据

以上所介绍的仅仅是在选择桨盘载荷时可以采用的基本处理方法。在总体设计中要根据具体条件进行综合分析。实际上,即使是总重量相近的直升机,不同的设计部门从不同的角度考虑,所选择的桨盘载荷也会有较大的差别。

三、桨尖速度 ΩR 及旋翼实度 σ (或桨叶载荷 p_b) 的选择

在选择 ΩR 时必须考虑到以下的影响。过大或过小的 ΩR 都会使单位型阻功率增加, ΩR 的最大值受到出现局部激波的限制, ΩR 太小会使主减速器的相对重量大大增加,而且使旋翼的旋转动能减小,在飞行中当发动机停车时旋翼用于自转和瞬时增距的储备能量减小。旋翼噪声大小也和 ΩR 有很大关系。一般 ΩR 选择区的约束如图 4-19 所示。

对于一般中等飞行速度(200km/h 左右)的直升机,可以按最大旋翼前进比 $\mu_{\max}$ 等于 0.3 左右来选择 ΩR ,这时单位型阻功率不致过大,即

$$\Omega R = \frac{V_{\max}}{\mu_{\max}} \approx \frac{V_{\max}}{0.3} \tag{4-31}$$

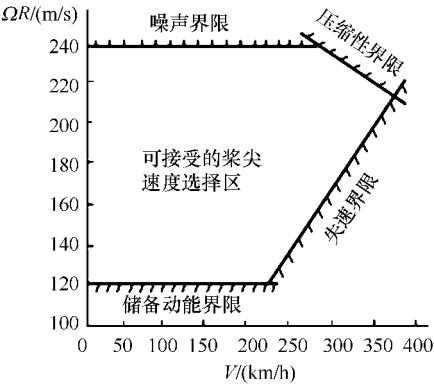


图 4-19 桨尖速度选择区的约束

在飞行速度要求较大时, ΩR 往往是按出现局部激波限制来确定。桨尖采用中等相对厚度的一般翼型($\bar{c}=0.10$ 左右)时,前行桨叶桨尖的 Ma 容许达到 0.8 左右,这时局部激波的影响还不太严重,由此可得

$$\Omega R \leq 0.8 a_s - V_{\max} \tag{4-32}$$

式中 a_s ——声速。

在采取一些特殊措施,如桨尖采用相对厚度较小的翼型等,容许的马赫数有可能提高到 0.9 左右。

对于飞行速度要求较低的直升机,其桨尖速度也很少低于 150m/s。其原因主要在于需保持主减速器较小的相对重量,并使旋翼具有一定的旋转动能。对于飞行速度要求不高的重型直升机,为了尽可能地降低主减速器的相对重量,其桨尖速度更不能选得太低。

在选定了 ΩR 以后,根据气流分离限制就可以确定桨叶载荷 $p_b = p/\sigma$ 。由 ΩR 及 $V_{\max}$ 可以得出 $\mu_{\max}$;由 $\mu_{\max}$ 根据直升机空气动力学理论所提供的 $\widetilde{C}_{yl} \sim f(\mu)$ 曲线得到 $\widetilde{C}_{yl}$, $\widetilde{C}_{yl}$ 值应保证以 $V_{\max}$ 速度飞行时旋翼气流分离区域小于四分之一桨盘范围(或气流分离区域在 $\bar{r}=0.7$ 以外)。当然在以巡航速度 V_c 飞行时可能完全不出现气流分离,这时就没有由于出现气流分离而引起的型阻功率损失了。由 $\widetilde{C}_{yl}$ 及翼型的最大升力系数 $C_{y\max}$ 可得出 C_{yl} (旋翼失速限制的临界 C_{yl} 值),最后,由 ΩR 、 C_{yl} 可得到桨叶载荷为

$$p_b = \frac{\kappa k_T \Delta (\Omega R)^2 C_{yl}}{A_0} \quad (4-33)$$

式中 A_0 ——常数 $A_0 = 6/\rho$;

ρ_0 ——海平面大气密度($\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$);

k_T ——拉力修正系数;

κ ——叶端拉力损失系数。

这个 p_b 值是气流分离限制所容许的最大值。当然, p_b 选得更小一些对于气流分离会更安全一些,以最大速度飞行时气流分离引起的功率损失会更小一些。但是,由于 C_{yl} 的降低,其他飞行状态的单位型阻功率会更大,这是不合理的,所以一般按式(4-33)选择 p_b 。

对于使用升限要求较高的直升机,往往还需要校核按式(4-33)选定的 p_b 能否保证在使用升限高度飞行时不出现气流分离。因为这时虽然飞行速度大大低于最大飞行速度,也就是 μ 值较小,相应的 C_{yl} 较大,但是由于空气密度降低, C_{yl} 会大大增加,就有可能超过 C_{yl} 。为了便于计算,初步校核时可以极其粗略地取在使用升限高度飞行的 $\mu = \mu_{\max}/2$ 。在进一步设计中,通过详细的空气动力计算再进一步校核。假如对使用升限气流分离校核后发现不能满足要求,就必须相应地降低 p_b ,使其 C_{yl} 不致超过 C_{yl} 。

确定了 p_b 以后,就可以由所选定的桨盘载荷确定实度 σ ,即

$$\sigma = p/p_b \quad (4-34)$$

四、桨叶片数选择

在确定了旋翼实度以后,还有一个桨叶片数 k 的确定和选择问题。旋翼实度一定时,桨叶片数越多,桨叶弦长越小。其优点是:有利于减小机体的振动水平和桨尖损失,对提高飞行性能有利。缺点是桨叶片数多,使桨毂结构变复杂,重量和废阻增加,并因此而增加了维护工作量。而桨叶片数较少的优点是桨毂简单,重量轻,成本也低;由于桨叶弦长大,桨叶扭转刚度提高,抗弹击损伤能力增强;另外,从气动特性看,桨叶片数少有利于减小桨涡干扰效应。其缺点是不利于减少机体的振动水平。近年来随着旋翼桨毂技术的发展,桨毂结构大大简化,桨毂的阻力、重量、维护性都有了很大改善。这使降低直升机机体的振动水平成为选择桨叶片数的决定因素,因此,现代直升机一般都选择桨叶片数多。

五、发动机功率选择

在第 5 章将详细介绍直升机发动机的选择,这里仅讨论在总体设计中选择发动机功率时需要注意的问题。

发动机的功率状态分为最大应急功率、中等应急功率、起飞功率、最大连续功率状态等。从理论上讲,直升机飞行状态的设计点应该和发动机功率状态相匹配,这样发动机和直升机才能都处于最有利工作状态。表 4—1 给出了直升机飞行状态与发动机功率状态的对应关系。

表 4—1 直升机飞行状态与发动机功率状态的关系

飞行性能项目	发动机工作状态	飞行性能项目	发动机工作状态
最大平飞速度	起飞功率状态	机动飞行(最大减速)	空中慢车状态
最大巡航速度	最大连续功率状态	机动飞行(最大坡度)	起飞功率状态
最大垂直上升率	起飞功率状态	机动飞行(悬停回转)	起飞功率状态
最大斜爬升率	最大连续功率状态	机动飞行(垂直跃升)	起飞功率状态
有地效最大悬停高度	起飞功率状态	机动飞行(垂直急降)	空中慢车状态
无地效最大悬停高度	起飞功率状态	机动飞行(俯冲)	最大连续功率状态
使用升限	最大连续功率状态	机动飞行(改出拉起)	起飞功率状态
机动飞行(最大加速)	起飞功率状态	机动飞行(减速转弯)	起飞功率状态

但是实际上,在直升机设计中往往很难做到这种最佳匹配状态。例如,武装直升机做机动飞行的持续时间一般只有几秒或几十秒,但一旦需要进行加速、转弯、垂直跃升、改出俯冲等机动飞行时,发动机必须以最大可能的功率供给旋翼,以得到该直升机的最大机动能力。因此,发动机的功率一般都选择得比较大,起飞重量与起飞功率之比都小于 2;而对运输类直升机则不同,考虑其经济性,巡航或续航油耗低是其主要要求,所以一般起飞重量与起飞功率之比都在 2.5 左右。可见,任务使命不同,发动机功率的选择也不同,要根据使用要求,权衡比较各方面得失而定。

发动机功率的选择首先要求发动机的可用功率应满足直升机在各种飞行状态下需用功率的要求,在确定直升机的需用功率时,除了旋翼的需用功率外,还应考虑以下功率需求和损失:

(1)尾桨的需用功率;

(2)发动机的安装和进排气损失,一般说来发动机型号说明书上给出的功率是台架试车功率,装机后由于进、排气条件的变化,会产生装机损失,一般占发动机功率的 3%~6%左右;

(3)传动损失,主要是减速器的功率损失,约占发动机功率的 2%~4%;

(4)附件功率损失,包括液压泵、发电机、滑油散热器等的功率损失;

(5)其他损失,如防冰、除冰、红外拟抑器、发动机引气等引起的损失。

在选择发动机功率时除考虑功率需要外,还有极重要的一点是发动机耗油率的选择与确定,对航程有强烈需求的直升机,必须按最有利航程时直升机需用功率对应的发动机耗油率作为确定或选择发动机耗油率的判定标准,而不能按传统的最大起飞功率时对应的耗油率作为判据。

第 5 章 直升机发动机分析与选择

发动机特性的优劣对直升机的各种使用性能都有很大影响,在直升机总体设计过程中,首先会碰到选用哪种发动机能最有效地满足直升机设计技术要求的问题。因此,直升机总体设计师必须对直升机发动机的性能和特点有深入的了解,以正确选择发动机,并达到与直升机飞行性能的最佳匹配。

5.1 对发动机的主要要求

一、发动机的有效功率 N_e

发动机的输出功率(即有效功率)是保证新设计的直升机满足技术要求的基本条件。发动机为直升机提供所需的功率,所以,首先要求所选用的发动机能够保证在直升机飞行包线范围内具有足够的功率。直升机发动机的输出功率经传动系统传递给旋翼,在计算传递给旋翼的功率时,需考虑功率损失(见 4.4 节)。

因此,在总体设计选择发动机时,不仅要考虑发动机在各种外界条件下的有效功率,以适应各种使用状态,还必须注意各种功率损失,并力图在设计中尽量减少各种损失,提高功率利用系数。

二、发动机的比重 γ_e 或功重比

发动机的比重 $\gamma_e = G_e / N_e$ 或用其倒数——发动机功率重量比(简称功重比),是表征发动机重量完善程度的参数,其中 G_e 为发动机重量。

一般活塞式发动机 $\gamma_e = 0.61 \text{ kg/kW} \sim 1.43 \text{ kg/kW}$

一般涡轮轴发动机 $\gamma_e = 0.12 \text{ kg/kW} \sim 0.48 \text{ kg/kW}$

大功率发动机的比重较小,随着科学技术的发展,发动机比重还将不断地减小。

在评比直升机发动机时,为了保证直升机具有较高的重量效率,在保证发动机可靠性的前提下,应使发动机比重越小越好,或功重比越大越好。

三、发动机的耗油特性 C_e

发动机的单位耗油率 C_e 是决定发动机及直升机使用经济性的主要因素,是评价发动机的重要指标。

为了提高直升机有效载荷所占的比例,一方面要设法提高重量效率,另一方面还要在保证一定航程或续航时间要求的前提下,尽量降低相对燃油重量。为此,要求直升机发动机的单位耗油率 C_e 越小越好。

直升机用涡轴发动机自问世近 40 年,其性能不断改进和发展,已经经历了四代发展期。表 5-1 给出了典型的四代涡轴发动机功重比和耗油率的发展及比较。

表 5-1 典型的四代涡轴发动机性能比较

代	投产年代 (20 世纪)	型号名称	功率 /kW	耗油率 /(kg/kw·h)	压比	涡轮进口 温度 T_3 /℃	重量 /kg	功重比 /(kw/kg)	装备直升 机型号
一代	50	阿都斯特 II (法)	404	0.46	5.2	750	154	2.62	“云雀”
		T58-GE-10 (美)	1029	0.38	8.4	982	159	6.47	“SH=3”
二代	60	阿斯泰祖 (法)	441	0.33	7.8	950	160	2.76	“小羚羊”
		T64-GE-16 (美)	2096	0.32	13	1093	328	6.39	AH-56
三代	70~80	马基拉 (法)	1324	0.292	10.4	1100	210	5.2	“超美洲豹”
		T700-GE-700 (美)	1146	0.29	17	1199	181	6.22	“黑鹰”
四代	80~90	MTR-390 (欧洲)	958	0.274	13	1432	169	5.78	欧洲“虎式”
		T800-LHT-800 (美)	895	0.276	15		163	7.1	RAH-66
		RTM-322 (英、法)	1566	0.267	14.72	1480	241	6.65	EH-101

四、发动机的高度特性

一般来说,随使用高度增加,由于空气减少,发动机的有效功率也将相应减少。随外界温度降低,单位空气流量的功率增加,单位耗油率随之降低。为保证在山区、高原地区使用,直升机发动机应有良好的高空性能。

一般活塞式和涡轮轴式发动机的高度特性如图 5-1 所示。为了保证发动机在空中能发出一定的有效功率,除了按地面条件采用较大的功率储备外,对活塞式发动机常使用增压器(机械传动增压器或废气涡轮增压器)以提高进气密度,减缓功率下降。

装涡轮轴发动机的直升机为保持良好的高空性能,常采用低空限制发动机功率的方法,此时发动机高度特性和发动机重量虽未变化,但传动系统的设计载荷减少,重量得以减轻。

五、发动机的温度特性

环境温度升高后,进入发动机的空气密度减小,发动机的有效功率也就明显下降,而单位耗油率将增加(图 5-2)。设计时也应考虑环境温度变化对发动机有效功率的影响,保持有一定的功率储备,以保证直升机能达到所要求的飞行性能。

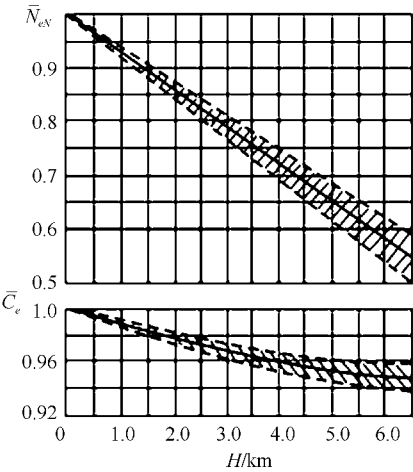


图 5-1 直升机发动机高度特性

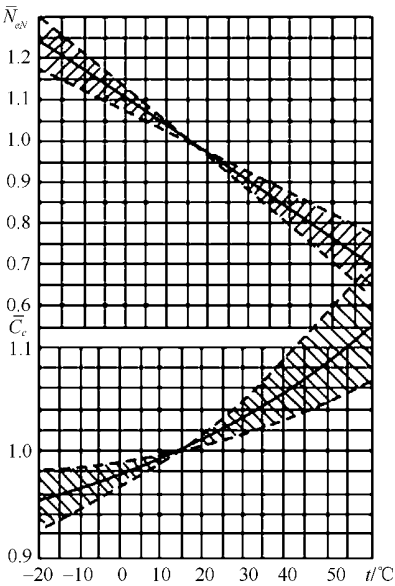


图 5-2 发动机的温度特性

六、发动机的速度特性

涡轮轴发动机在直升机上安装需考虑利用进气的冲压效应。由于速度的影响,使进入发动机的总压缩比和流量都增加,随着速度的增加,功率将增加,而单位耗油率将减小。图 5-3 给出了涡轮轴发动机的速度特性,如速度达 250km/h,功率可增加约 3%,而单位耗油率将减小约 2%。

七、发动机的起动特性

使用条件要求发动机在各种气候条件下都易于起动,以使发动机转速从零到达慢车转速。在冬季低温时,活塞式发动机的滑油黏度增大,需要加温暖机。涡轮轴发动机也有能点火喷油的最小转速,低于此转速需用起动装置带转。如用电瓶使电动机起动时,在低温条件下电瓶放电能力减小,影响起动次数。在大型直升机上为避免携带过多的起动电瓶,在机上常装有 50kW~80kW 的小型涡轮辅助动力装置,先用较小的起动发动机起动辅助动力装置,再由它向主发动机的起动装置提供能源。同时,还可在不起动主发动机仅利用辅助动力装置的情况下,检查液压、电气等系统能否正常工作。另外还要考虑发动机在空中起动的可能性。

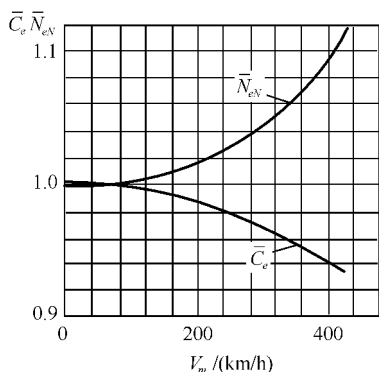


图 5-3 涡轮轴发动机的速度特性

使用条件要求发动机在各种气候条件下都易于起动,以使发动机转速从零到达慢车转速。在冬季低温时,活塞式发动机的滑油黏度增大,需要加温暖机。涡轮轴发动机也有能点火喷油的最小转速,低于此转速需用起动装置带转。如用电瓶使电动机起动时,在低温条件下电瓶放电能力减小,影响起动次数。在大型直升机上为避免携带过多的起动电瓶,在机上常装有 50kW~80kW 的小型涡轮辅助动力装置,先用较小的起动发动机起动辅助动力装置,再由它向主发动机的起动装置提供能源。同时,还可在不起动主发动机仅利用辅助动力装置的情况下,检查液压、电气等系统能否正常工作。另外还要考虑发动机在空中起动的可能性。

八、发动机的功率反应特性——加速性

加速性是指从慢车转速达到最大转速历时快慢的性能。发动机加速性直接影响直升机的使用性,这对于要求迅速投入作战的武装直升机是很重要的。一般要求从慢车加速到最大转速的时间为 3s~5s。对于活塞式发动机和定轴涡轮发动机尚不难达到,而自由涡轮发动机加速性较差。

九、单位横截面积的有效功率 N_c

单位横截面积的有效功率计算式为

$$N_c = N_u / S_{\max}$$

式中 $S_{\max}$ ——发动机最大迎风面积。

单位横截面积的有效功率大,则在一定功率下其横截面积就小,易于改善全机和发动机自身的气动特性和合理地实现总体布置。

活塞式发动机 $N_c \approx 900 \text{ kW/m}^2$

涡轮轴发动机 $N_c \approx 1000 \text{ kW/m}^2 \sim 6000 \text{ kW/m}^2$

十、发动机的可靠性

可靠性是发动机的主要要求之一,它直接影响飞行安全。发动机可靠性一般用单位时间内故障次数来衡量。发动机工作的可靠性在很大程度上取决于其寿命。一般发动机寿命可分为保证寿命、修理寿命和总技术寿命。

(1) 保证寿命——制造厂保证不发生停车事故的发动机工作小时数。

(2) 修理寿命——经修理后修理厂保证的寿命延长的使用期限。

(3) 总技术寿命——考虑多次修理后发动机的总使用期限。若超过总技术寿命后继续修理,则不经济或技术上太困难。

一般活塞式发动机的保证寿命不大于 1000h~1500h。

涡轮发动机的保证寿命,涡桨式为 6000h 左右,涡轮轴式为 1500h~2000h(这是因为直升机用的涡轮轴发动机工作条件比较恶劣)。

从目前涡轮轴发动机的发展情况来看,发动机比重的减小已达到一定的水平,较重要的是增加发动机的可靠性,延长使用寿命和简化使用维护工作。

十一、技术维护的简易性

技术维护特性是表征结构设计完善性的重要方面。涡轮轴发动机使用维护比活塞式发动机简便得多,特别是近年来采用单元体设计和视情维护技术后,维护性有很大改进。但涡轮轴发动机易受沙尘磨损,高温部件多,需要特别注意防火安全。

十二、成本低,振动噪声小

发动机成本约占全机成本的 20% 左右,是最昂贵的部件之一,对其经济性必须予以注意。

使用的经济性还和燃油价格有关,涡轮发动机使用的航空煤油价格只为活塞式发动机使用的航空汽油价格的 40%~50%。另外,还应考虑发动机的滑油消耗率,活塞式发动机滑油消耗量约为燃油的 10%,而涡轮轴发动机仅为 0.5kg/h,此量是微不足道的。

涡轮轴发动机的振动水平比活塞式小得多。严格平衡转子,安装弹性减振装置以及仔细调整发动机的减速器轴线的位置都是减小振动的重要措施。

5.2 直升机发动机特性分析与比较

5.2.1 活塞式发动机与涡轮轴发动机的比较

早期直升机都使用活塞式发动机,自 1953 年出现装涡轮轴发动机的直升机之后,活塞式发动机已逐渐被替代。除发动机功率小于 250kW 的小型直升机外,新研制的直升机都毫无例外地选用涡轮轴发动机。

与活塞式发动机相比较,涡轮轴发动机的主要特点如下。

1. 比重小或功率重量比大。

直升机用的活塞式发动机比重一般为 0.6kg/kW~1.4kg/kW 左右,而涡轮轴发动机仅为它的 1/3~1/5,如 T700 发动机比重为 0.16kg/kW,由于发动机本身的比重小,使得动力装置的某些其他系统的重量也随之大大减轻,如涡轮轴发动机不需外加外部冷却系统(风扇、风道等)、进排气系统简化、发动机支持系统简化、润滑系统重量轻……。总起来说,由于整个动力装置(包括发动机)重量的减轻,使直升机的重量效率可以提高 10% 以上。

2. 体积小

这样大大便利了直升机总体布置,有可能在机身上安装两台或两台以上发动机。

3. 涡轮轴发动机在使用上的优点

其优点为启动容易,一般涡轮轴发动机暖机时间不到 1min,而活塞式发动机往往需要 10min 左右;发动机本身的振动小,这样就大大降低了整个直升机的振动,并且也改善了传动系统及发动机支持系统的工作条件;噪声小、维护简便、使用寿命较长。

4. 涡轮轴发动机的高空特性比活塞式好

在标准大气状态下,涡轮轴发动机的高空特性系数约为 $\Delta^{0.61}$ (Δ 为大气相对密度),而活塞式的约为 $\Delta^{1.187}$ 。这样,在 2000m 高空燃气涡轮轴发动机的可用功率约为地面功率的 89%,而活塞式的为 79%左右。但是,涡轮轴发动机有一个突出的缺点是温度特性很差。它的可用功率随外界大气温度上升而下降约为活塞式的 3 倍~5 倍。当大气由 15℃ (标准状态)升高到 35℃ 时,其可用功率要降低 20%左右。

5. 耗油特性

在小功率范围活塞式发动机的单位耗油率较低(0.34kg/(kW·h)以下),而大功率的涡轮轴发动机单位耗油率目前已比活塞式发动机的单位耗油率低。但必须注意到,涡轮轴发动机在最大功率状态下单位耗油率最低,随着输出功率的降低,单位耗油率逐渐加大;而活塞式发动机只在部分功率状态下耗油率最低。单位耗油率的这种变化情况对涡轮轴发动机十分不利。为了保证一定航程或续航时间要求下降降低相对燃油重量,要求在直升机的巡航飞行状态(最经济状态或最有利状态)发动机单位耗油率最小,而这时直升机的需用功率比悬停或最大飞行速度状态都要小得多,换句话说,这时发动机必然在部分功率状态下工作。对于活塞式发动机,它正好处在部分功率状态单位耗油率最低,而涡轮轴发动机这时单位耗油率却较大。假如要求所设计的直升机在大气温度较高的条件下具有一定的悬停升限,由于涡轮轴发动机温度特性较差,必然要选择更大的发动机,这样,在巡航飞行时发动机将在更小的功率状态下工作。为了改善这一情况,最切实可行的办法是安装两台或更多台的发动机,在巡航飞行时可以关掉部分发动机,其余的发动机就在大功率状态下工作,从而达到较低的单位耗油率。例如,S-64 直升机安装了两台涡轮轴发动机。两台发动机同时工作时其最大航程(载物重量等于零)约为 1100km。若关掉一台而仅有一台发动机工作,其最大航程可以达到 1480km。

一般在装有涡轮轴发动机的直升机上,为了减少千米耗油量以达到最大航程,其巡航速度要比活塞式发动机的直升机更接近最大速度。

尽管涡轮轴发动机在小功率状态由于单位耗油率较高而使相对燃油重量比较大,但是由于采用涡轮轴发动机使直升机重量效率显著提高,直升机的单位有效载荷仍然可以大大提高。实际上,目前涡轮轴发动机还在不断改进中,它的比重在不断降低,单位耗油率已经很低,因此它在直升机上应用的优越性越来越显著。

但是,正如前述,小功率涡轮轴发动机的压气机和涡轮效率较低、单位耗油率大、使用经济性不如活塞式发动机。且小功率(如 250kW)活塞式发动机的成本仅为涡轮轴发动机的 40%左右,装活塞式发动机的直升机单位机体重量的成本也仅为装涡轮轴发动机的直升机的 40%左右。同时,随着新型活塞式发动机(如旋转活塞式发动机)的出现,使活塞式发动机在小型直升机上仍较广泛地使用。

5.2.2 涡轮轴发动机中定轴涡轮和自由涡轮的比较

涡轮轴发动机可分为定轴涡轮(单轴式)和自由涡轮(双轴式)两种(图 5-4)。其主要区别是定轴涡轮式的动力涡轮和压气机之间是机械相连,而自由涡轮式的动力涡轮和压气机之间没有机械联系,这就使压气机在固定的工作状态下,有可能改变动力涡轮或旋翼的转速,同时,在传动系统、发动机调节特性等方面也有一些不同的特点。

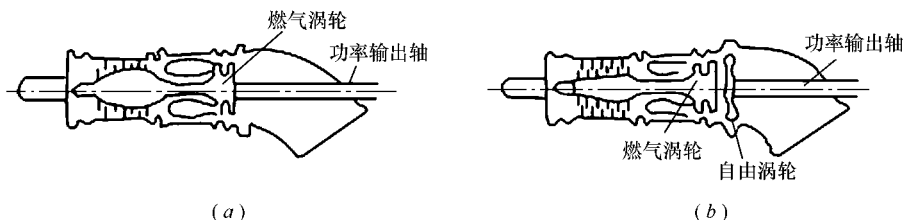


图 5-4 涡轮轴发动机简图

(a) 定轴涡轮发动机; (b) 自由涡轮发动机。

一、发动机与旋翼的转速特性

第 3 章中已经指出,在选定了旋翼桨尖速度 ΩR 以后,由最大飞行速度时的气流分离限制,就确定了桨叶载荷 p_b ,相应地也就确定了旋翼实度 σ 。在这些参数确定了以后,所设计直升机的单位型阻功率 $\bar{N}_{pr} = B_1 (C_{xp7} / C_{y7}) \Omega R$ 也就确定了。但是,当直升机在巡航飞行状态或垂直飞行态下工作时,相应于所选定的参数,从气流分离的角度来说,就大有富余了。在这些状态下的飞行速度低于最大飞行速度 $V_{\max}$ 或甚至等于 0,假如 ΩR 不变,旋翼前进比 μ 值就会低于 $\mu_{\max}$,这样 C_{yj} 会大大提高,而实际的 C_{y7} 随 μ 的变化却很小(图 5-5)。因此,就出现了这样一种可能性:在这些飞行状态下设法降低旋翼的转速,从而减小 ΩR ,这样,在桨叶载荷一定时, C_{y7} 就会增加,阻升比 C_{xp7} / C_{y7} 就会减小。而由于 ΩR 及 C_{xp7} / C_{y7} 的降低,单位型阻功率也会降低。假如能做到这一点,就有可能改善直升机的航程、续航时间、悬停升限和使用升限等性能。当然,在任一飞行状态,转速的下降仍然受到气流分离的限制(图 5-6)。

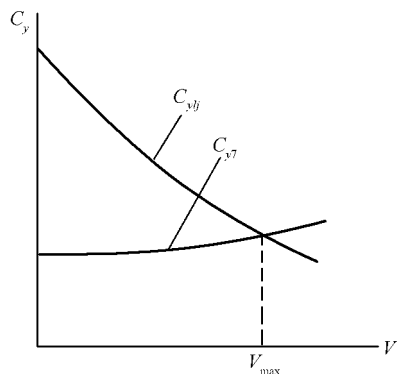


图 5-5 C_{yj} 及 C_{y7} 随飞行速度的变化

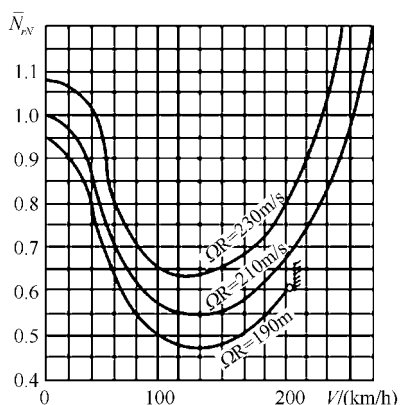


图 5-6 不同旋翼转速下相对需用功率 $\bar{N}_m$ 与平飞速度 V 的关系

要实现旋翼的转速变化可以有两种不同的方法:将传动系统设计成传动比可变的;或者通过改变发动机的转速来改变旋翼的转速。显然前者是不现实的,因为在构造上实现起来极其困难,会使传动系统的重量大大增加。采用改变发动机转速来改变旋翼转速的方法,必须考虑到发动机可用功率及单位耗油率与转速之间的关系。假如发动机转速下降时可用功率有较显著的下降,那么,尽管旋翼需用功率降低了,悬停升限、使用升限等性能也不见得会有所改善,甚至可能适得其反。同样,假如发动机转速下降时单位耗油率有

较显著的增加,那么尽管最小单位需用功率 $\overline{N}_{\min}$ 或 $(N_r/V)_{\min}$ 有所下降,在一定的航程或续航时间要求下,相对燃油重量 $\overline{G}_f$ 也不见得能减少。

发动机容许的转速变化范围也不能太小,变化太小也就没有什么实际意义。发动机容许的转速变化范围和其限制条件有关,不同类型发动机在稳定工作的转速限制条件是不同的。

涡轮轴发动机主要考虑以下因素。

(1) 涡轮前的燃气温度 $T_{3\max}^*$ 的限制。涡轮叶片和导向器叶片都有一定的高温负荷极限, T_3^* 过高会使叶片出现裂纹甚至引起断裂,因而对 T_3^* 应有一定的限制值。

(2) 燃气发生器与自由涡轮的最大转速限制。压气机、燃气发生器涡轮以及自由涡轮都有一定的最大设计转速,工作时应不超过转速值。

(3) 压气机喘振限制。压气机转速降低偏离设计状态后,会产生气流分离而发生喘振现象,从而限制了转速的降低,使正常转速范围变窄。

(4) 燃烧不稳定和熄火限制。由于供油减少较快,而转速尚未相应减小时,可能引起燃烧室过贫油导致熄火,这将造成小功率稳定工作的限制线。

(5) 等扭矩限制,发动机功率输出轴、主减速器以及旋翼都有一定的设计扭矩要求,所以功率和转速必须同时降低,以免转速降低时扭矩反而增大,当然此限制线可随设计点不同而移动。

典型的定轴涡轮发动机转速限制线如图 5-7 所示。从图中可以看出,在大功率区转速许可变化范围很窄,很容易达到喘振限制线,而可用功率随着转速下降而迅速减小,所以定轴涡轮发动机常用恒速调节器保持恒速工作。

自由涡轮发动机是比较理想的。当其功率输出轴连同自由涡轮一起改变转速时,压气机连同燃气涡轮的转速可以保证不变,对发动机的工作影响很小。因此,这种发动机出轴转速容许的变化范围很宽,转速降低的唯一限制是出轴所能承受的最大扭矩(也可能受直升机传动系统扭矩限制)。如图 5-8 所示,在一定的相对燃气涡轮速度 $\overline{n}_{gt}$ 下,当相对自由涡轮速度 $\overline{n}_{dt}$ 在一定范围变化时,发动机相对出轴功率 $\overline{N}_{eN}$ 变化较小,对单位耗油率影响也较小。图 5-9 是透默 III C_3 自由涡轮发动机的功率—转速特性曲线。该发动机最大功率限制是 1100kW,最大扭矩限制是 2107N·m,自由涡轮转速限制为 6300r/min。

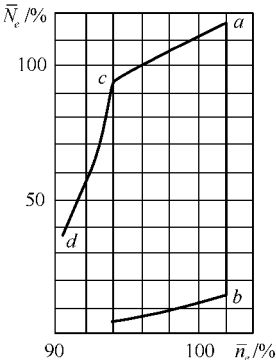


图 5-7 定轴涡轮发动机功率—转速限制
ab—最大转速限制；cd—喘振限制。

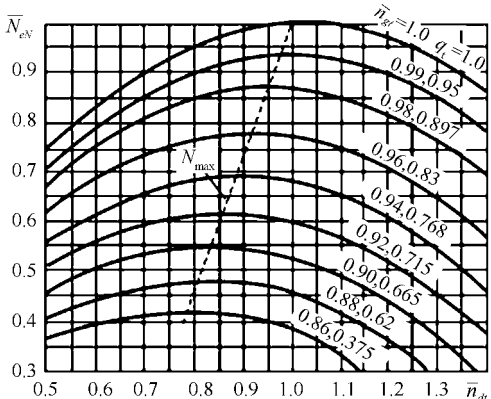


图 5-8 自由涡轮发动机相对出轴功率 $\overline{N}_{eN}$ 与
相对自由涡轮转速 $\overline{n}_{dt}$ 的关系

附带提一下活塞式发动机。这种发动机能够正常工作的转速范围是比较宽的,由它的外部特性曲线(图 5-10)可以看出,在转速下降时其可用功率 N_e 显著减小,但单位耗油率 C_e 也有所减小。因此,不可能通过降低转速来改善悬停升限、使用升限或最大爬升速度等性能,由于这时可用功率的减小往往大于需要功率的降低。但是从改善航程及续航时间等性能或降低相对燃油重量的角度来看,降低转速是合理的。因此,装有活塞式发动机的直升机,在起飞及爬升往往以大转速(起飞转速)进行工作,而在巡航飞行时则以较小的转速(巡航转速)进行工作。总之,自由涡轮发动机能较好地满足变转速的要求。在

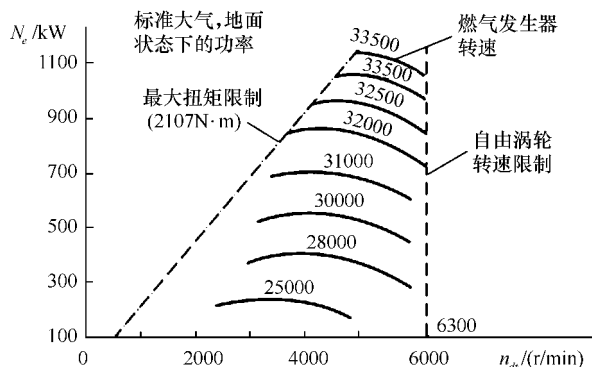


图 5-9 自由涡轮发动机功率—转速限制

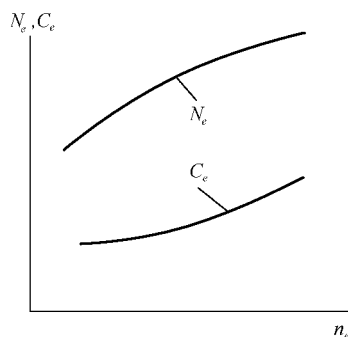


图 5-10 活塞式发动机外部特性曲线

一定的航程或续航时间要求下,巡航飞行时降低转速就可以减少相对燃油重量,在一定的悬停升限、使用升限等要求下,降低转速可以减少需用功率,也就可以选择较小的发动机,从而提高直升机的重量效率,这也是自由涡轮发动机的主要特点。图 5-11 表示发动机和旋翼特性匹配关系,其中 $A \rightarrow B \rightarrow C \rightarrow D \rightarrow E$ 为旋翼转速 n 不变的转速线,而 $A' \rightarrow B' \rightarrow C' \rightarrow D' \rightarrow E'$ 为旋翼转速 n 变化时的转速线。旋翼相对可用功率 $\bar{N}_{aV}$ 、相对小时耗油量 $\bar{q}_T$ 和相对千米耗油量 $\bar{q}_L$ 随飞行速度 V 的变化如图 5-12 所示。

由图可见,由于自由涡轮发动机而产生的旋翼转速调节,可以在很宽的范围内改善直升机的性能。

这里再讨论一下旋翼变转速的限制。在最经济或最有利状态,转速的下降仍然受后行桨叶的气流分离的限制。在一定的飞行速度下, ΩR 越小, μ 值就越大, C_{y7} 就越小。而在一定的 p_b 值下, ΩR 降低时, C_{y7} 就增加。当 ΩR 降低到 C_{y7} 等于 C_{y7j} 时,就不能继续降低了(图 5-13)。在垂直飞行状态,假如只考虑传动系统及发动机的扭矩限制, ΩR 可以下降到使 C_{y7} 等于翼型的 $C_{y_{max}}$ 为止。但是,这样并不能获得最小的型阻功率。在 p_b 一定的条件下,则

$$\Omega R = C / \sqrt{C_{y7}} \quad (5-1)$$

式中, C 为常数。将式(5-1)代入单位型阻功率表达式中,可得

$$\bar{N}_{pr} = B_1 \frac{C_{xp7}}{C_{y7}} \Omega R = C b_1 \frac{C_{xp7}}{C_{y7}^{3/2}} \quad (5-2)$$

由此可见,为了使单位型阻功率最小, ΩR 只能下降到使 C_{y7} 等于相应于翼型极曲线上 $(C_{xp7} / C_{y7}^{3/2})_{\min}$ 那一点的 $C_{y_{opt}}$ 。实际上 ΩR 能否降低到这个程度也还有待斟酌。假如设计直升机时所选定的 ΩR 为 200m/s,相应的 C_{y7} 为 0.45,而翼型的 $C_{y_{opt}}$ 为 0.9,那么要使

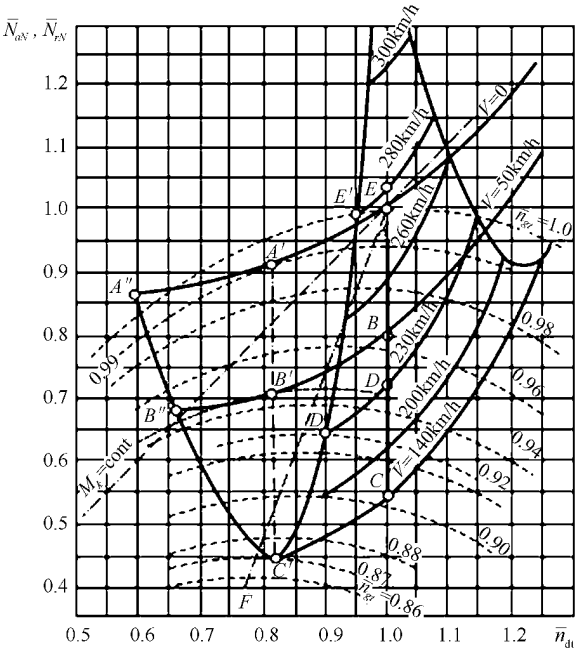


图 5-11 发动机和旋翼特性匹配

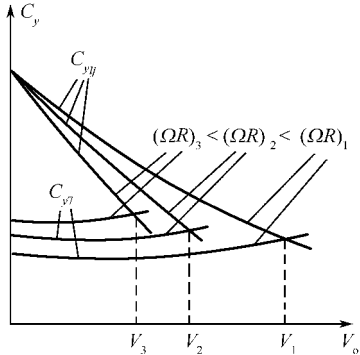


图 5-13 旋翼变速限制

C_{y7} 等于 C_{yopt} , 则对应的 ΩR 应下降到 $(\Omega R)_{opt}$, 即

$$(\Omega R)_{opt} = \Omega R \sqrt{\frac{C_{y7}}{C_{yopt}}} = 200 \sqrt{\frac{0.45}{0.9}} = 141 \text{ m/s}$$

这样,旋翼的旋转动能就会显著地减小,不足以应付万一发动机停车时的应急需要。所以,实际上转速并不能下降到如此理想的数值,而要高一些。

由于其他方面的原因,旋翼转速调节的收益也要受到一定的限制。例如转速降低较功率降低为快时,轴上扭矩将增大,如果按等扭矩线来调节转速,悬停时的收益将不复存在。又如旋翼转速变化过宽会受到振动特性限制,一般转速变化不容许超过 10%~15%。这些限制可随着设计措施或技术进展而变化,但即使这样,变旋翼转速已带来明显的收益了。

总之,可使旋翼改变使用转速是自由涡轮发动机的优点之一,但其实际使用要全面考虑

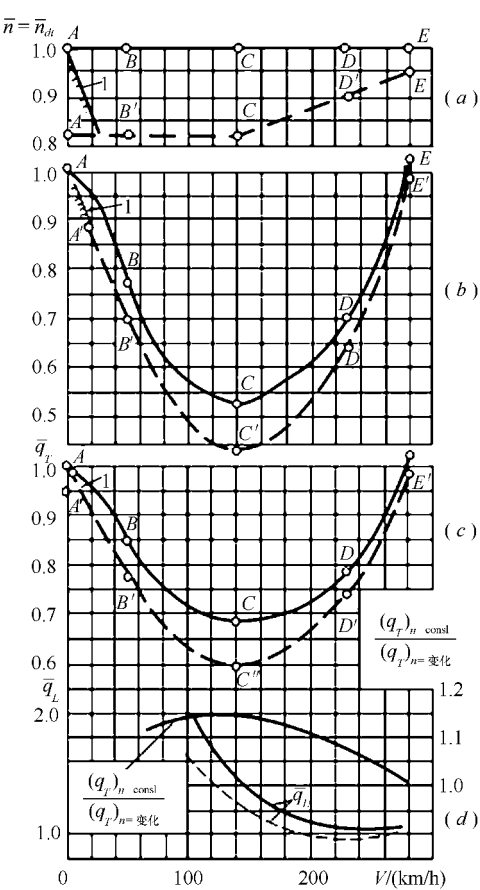


图 5-12 旋翼转速一定和可变时 $\bar{N}_{aN}, \bar{q}_T, \bar{q}_L$ 随飞行速度 V 的变化曲线

—— $n(\text{旋翼}), \bar{n}_{dt}(\text{自由涡轮}) = \text{const}$;
--- $n, \bar{n}_{dt} = \text{变数}$;
1 —— 受扭矩限制。

各种因素,并受到一定限制,有的直升机为简化调节、简化驾驶而并不改变旋翼使用转速。

二、发动机与旋翼的转速—扭矩特性

转速—扭矩特性是指当旋翼需用功率超过发动机最大可用功率时,随旋翼转速下降旋翼上可用扭矩及升力的变化特性。它和飞行员操纵动作的简易性及飞行安全有关,也和发动机需要的储备功率有关。

由于输出功率的自由涡轮和压气机没有机械联系,其输出功率受其转速影响较小。而定轴涡轮则不然,输出功率将随其转速减小而急剧下降,如图 5-14 所示。如果旋翼总距 $\phi_7=10^\circ$ 时旋翼相对需用功率 $\bar{N}_{rN}$ 和相对可用功率 $\bar{N}_{aN}$ 在 a 点平衡,而飞行员将总距增大到 $10^\circ45'$,则对定轴涡轮的新平衡点将在 b 点,而自由涡轮发动机将在 b' 点平衡,其旋翼升力也由原来的 a 点分别移到 b 点到 b' 点的值。结果在定轴涡轮发动机上原想加大旋翼总距以实现某种动作,当总距增加过头时升力反而急剧下降,这可能会造成事故。为此定轴涡轮发动机常将设计功率提高,有时达 $20\%\sim30\%$,平时使用较低的燃气温度 T_3 ,显然这将降低主要工作状态下的压气机效率,也增加了重量。

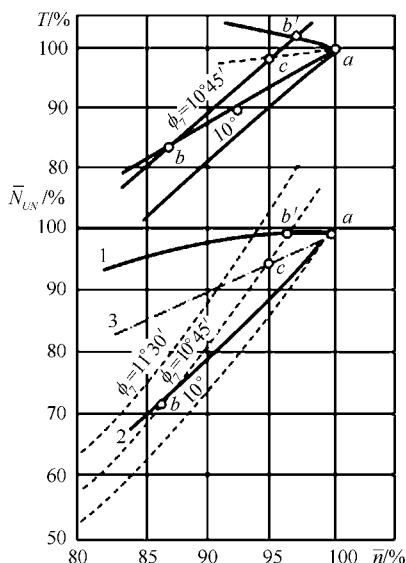


图 5-14 发动机输出功率、扭矩随转速的变化

1——自由涡轮发动机; 2——定轴涡轮发动机;

3——假想等扭矩线; ——相对可用功率 $\bar{N}_{aN}$;

---相对需用功率 $\bar{N}_{rN}$ 。

对自由涡轮发动机在提总距过头时,转速虽有下降,但扭矩和旋翼升力反而增大,这对飞行安全是有利的。

三、对传动系统的影响

由于旋翼等部件起动时惯性很大,为减小起动机的功率,减小旋翼带转时间,发动机起动时应和旋翼脱开。因此,对于定轴涡轮发动机,在发动机和主减速器之间必须有起动离合器,保证发动机起动时使两者脱开,起动后再可靠地将功率传递到旋翼。而自由涡轮发动机,因旋翼和发动机的压气机之间没有机械联系,所以不需起动离合器。

同样,为保证发动机停车时旋翼自转,在定轴涡轮发动机的直升机上需有自转离合

器。对自由涡轮发动机,虽然发动机停车时可以保证旋翼自由转动,但要带转自由涡轮也会消耗很大功率,一般可达额定功率的 12%,所以也装有自转离合器。

四、发动机的加速性

自由涡轮发动机加速性较差,其原因在于,为了增加输出功率,必须通过增加供油量来提高压气机转速,由于压气机本身的惯性,这段过程就需要一定的时间。对于定轴涡轮发动机,在出轴转速一定的条件下,只需要增加供油量以提高涡轮前温度就可以增加输出功率,这可在短短的一瞬间完成。活塞式发动机加速性也较快。

五、对多发并车的影响

由于定轴涡轮发动机转速下降时功率下降较快,因此都按定转速工作(调速器调节,且有一定调节精度)。两台发动机直升机,发动机调试后两台发动机的稳定转速不可能完全相同,如第一台调节转速较第二台低一些,当并车后的共转速升到第一台发动机调节转速时,第二台发动机调速器仍要增加供油提高转速,使共转速超过第一台调节转速。这样第一台发动机调速器将减少供油以降低转速,以至第一台发动机发出功率也越益减少,而第二台发动机发出功率会越益增大,如此发展下去可能导致第一台脱空而将全部负荷移到第二台上,致使不能均匀负担。为避免此缺点可以用一个调速器按并车后共转速同时调节两台发动机的油针,但这样双发的燃调系统中只有一个调节器,一旦此调节器失灵就会失去双发增加安全性的优点了。

由于自由涡轮发动机的这些特点,目前,在直升机上应用更为广泛。

5.3 发动机使用特性与直升机飞行性能的匹配

涡轮轴发动机的功率、单位耗油率、小时油耗以及表征其工作的其他参数和使用条件间的关系称为使用特性。

使用条件包括外部大气条件(空气压力、温度、湿度)、飞行参数(高度、速度)、发动机调节特点、以及发动机在直升机上的工作特点。使用条件决定了发动机的工作状态,而工作状态是由发动机的内部参数确定的,如压气机的转速、动力涡轮(自由涡轮)的转速、涡轮前温度等参数。

发动机工作的有效性不仅取决于其主要参数,而且还和其可靠性、寿命与不稳定工作状态的接近程度等有关。所以要评价发动机是否适用,必须考虑直升机在使用全过程中的需用功率特性,以及发动机随飞行条件变化的可用功率特性。

有关直升机在各种使用状态的需用功率特性在“直升机空气动力学”课程中已经讲述过,下面将介绍发动机的使用特性。

一、节流特性和发动机的工作状态

在给定调节规律下,动力涡轮功率、单位耗油率、涡轮前温度与压气机转速的关系称为节流特性,也称为油门特性。此特性是按标准状态给出的试验结果。

压气机转速由油门杆控制,而动力涡轮转速随外载荷(总距)的变化是保持不变的。当油门加大时,压气机转速、涡轮前温度、动力涡轮功率均随之增大,而单位耗油率则减小。

动力涡轮的功率 N_{dt} 取决于经过发动机的单位空气流量 G_B 和单位流量功率 N_s ,即

$$N_{dt} = G_B N_s \quad (5-3)$$

可近似认为单位空气流量 G_B 正比于压气机转速 n_c , 而单位流量功率 N_s 则和涡轮前温度、增压比等有关, 可近似认为 N_s 和压气机转速平方成正比。因此, 动力涡轮功率(也就是发动机的有效功率)与压气机转速三次方成正比, 即

$$N_{dt} \approx C n_c^3 \quad (5-4)$$

随着压气机转速增加, 单位流量功率增加, 而单位耗油率逐渐减小。

按发动机的油门特性可以确定发动机的几种工作状态。

1. 小油门状态(慢车状态)

小油门状态是发动机不掉转速、不熄火的稳定可靠工作的最小转速, 它用于发动机启动后暖机等地面工作或空中不关车的自转飞行状态。一般此时的压气机转速为起飞状态的 55%~65%, 功率不大于额定状态的 10%~20%。由于此时单位耗油率较大、冷却系统工作较差、发动机振动应力较大, 所以该状态持续时间有一定限制。

2. 巡航状态

巡航状态是在整个寿命期间内可保证连续可靠工作的最大功率。一航最大巡航功率不大于 90% 的额定功率, 时间不受限制。

3. 额定状态

额定状态是发动机的主要工作状态之一。它主要用于爬高、正常地面条件下的起飞和悬停, 而且由于该状态单位耗油率较巡航状态低, 可以得到最低的千米耗油量, 以达到最大航程。但是其容许连续工作时间有限, 一般规定不超过 30min, 亦有规定不超过 1h 的。额定功率一般为起飞功率的 85%~90%。

4. 起飞状态

它是在正常情况下, 根据强度条件限制, 在较短时间内发出最大功率的状态。主要用于高温、高原超载条件下起飞和悬停, 连续工作时间不超过 5min。

5. 应急状态

在多发发动机的直升机上, 为了考虑单发停车时的安全性, 有时对发动机尚规定有下列两种状态。

(1) 最大应急状态 保持单发停车时能继续起飞或降落, 采用此最大应急状态, 其功率可能比起飞功率大 7%~10%, 时间不超过 2.5min。

(2) 中等应急状态 保持单发停车时能继续平飞, 其功率大于额定功率, 时间不超过 30min。

根据直升机性能要求估算了需用功率以后, 首先要求所选择发动机相应状态的功率应能满足直升机在各种飞行状态下需用功率要求。从理论上讲, 直升机飞行状态的设计点应该和发动机设计点相一致, 这样发动机和直升机才能都处于最有利工作状态。但在实际直升机设计中往往很难处于这种最佳匹配状态, 而且不同的直升机要求也不尽相同。例如对武装直升机由于飞行速度和机动性要比较高, 因此希望发动机功率大; 而对运输类直升机, 考虑其经济性, 要求发动机巡航状态耗油率要低。因此发动机功率选择要依据任务使命的不同, 权衡比较各方面得失而定。对于活塞式发动机, 不同的功率状态发动机转速是不相同的, 因而旋翼的桨尖速度也不相同, 在估算需用功率时必须注意。

二、大气温度和飞行高度变化时发动机与直升机匹配的特点

在大气温度和飞行高度变化时,直升机的需用功率 N_r 和发动机的可用功率 N_a 按不同规律变化。高度增加时,需用功率不断增大,而可用功率则不断减少。当大气温度增加时,悬停时的需用功率几乎不变,而发动机的可用功率则下降很快。这样,使在海平面标准大气状态下原来可以悬停起飞的直升机,由于高度和温度增加而不能再保证悬停起飞。因此,需要了解直升机性能随高度、温度变化的一般趋势,以及解决此问题的途径。

1. 大气温度的影响

大气温度升高时,相对需用功率 $\bar{N}_{rN}$ 和相对可用功率 $\bar{N}_{aN}$ 的变化如图 5-15(a) 所示。考虑在正常条件($t=15^\circ\text{C}$)时认为发动机的起飞功率等于起飞悬停需用功率。当温度降低时,发动机的最大功率将增大,为避免传动系统过负荷,将由调节系统控制,使 $t<15^\circ\text{C}$ 时发动机功率不再增大,如图 5-15(a) 中平截线所示。而当温度升高时,相对可用功率明显下降,只有减小有效载荷或燃油重量以减轻总重,减小相对需用功率才能保证悬停起飞。由于直升机总重与功率的 $2/3$ 次方成正比,所以当温度增高时总重变化如图 5-15(b) 所示,其中 $\bar{G}_t$ 是某一大气温度的总重与 $t=15^\circ\text{C}$ 时总重的比值。图 5-15(c) 示出当航程一定时,单位有效载荷随大气温度变化的情况。温度增加对燃油量的影响有两个因素:一是发动机经济性变差,燃油量要增多;二是巡航需用功率减少,燃油量可减少,所以温度增加对燃油量的影响较小。图 5-15(d) 是按两种发动机数据给出相对燃油量 $\bar{G}_{fL}$ 的变化值。由图可知,不论发动机指标的高低,温度增加时直升机的性能将急剧下降。当达到 $45^\circ\text{C}\sim 50^\circ\text{C}$ 时,有效载荷仅为 15°C 时的一半。尽管燃油量的变化较少,但每吨公里的燃油消耗 q_{GL} 却急剧增加,如图 5-15(e) 所示,这是因为用几乎相同的燃油量运输的货物量要少得多的缘故。

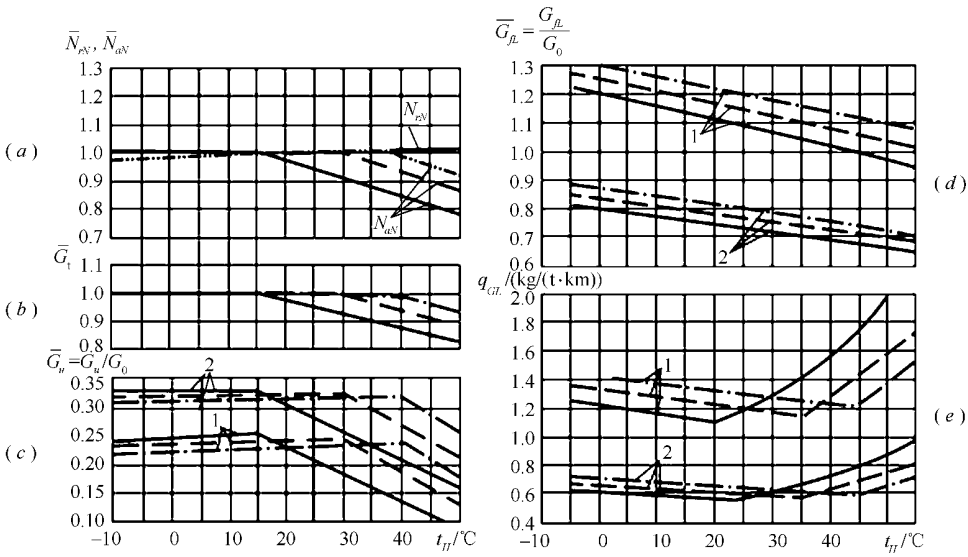


图 5-15 $\bar{N}_{rN}, \bar{N}_{aN}, \bar{G}_t, \bar{G}_u, \bar{G}_{fL}, q_{GL}$ 等随大气温度变化关系
(计算条件: $L=400\text{km}, \Omega R=210\text{m/s}$,
 V_e = 最佳值, $H=0$)

—— 正常发动机 ($\bar{N}_{aN}=1$); 功率加大 10% ($\bar{N}_{aN}=1.1$);
- - - 功率加大 20% ($\bar{N}_{aN}=1.2$); 相对需用功率 $\bar{N}_{rN}$;
1—— $\gamma_e=0.34\text{kg/kW}, C_e=0.41\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$; 2—— $\gamma_e=0.14\text{kg/kW}, C_e=0.27\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$ 。

所以按 $H=0$ 、 $t=15^{\circ}\text{C}$ 时,需用功率等于可用功率来匹配的直升机和发动机,在温度升高后性能大大降低。

如果直升机主要在低温或中温地区使用,而很少在高温地区使用,那么这样的性能变差尚可接受。如果保证在高温地区仍能用最大总重悬停起飞,必须增大可用功率。但为使传动系统不超载,应按最大需用功率限制可用功率,也就是采用限制功率的大发动机。

图 5-15 中还给出功率增大 10% 和 20% ($\bar{N}_{aV}=1.1, 1.2$) 时的功率随温度变化曲线。可认为当结构设计水平、原始循环参数相同时,其发动机比重、单位耗油率均相同,因而发动机重量随功率增大,与功率增大的倍数成正比。用了功率增大的发动机后,其燃油消耗也增大,所以在同样航程时,其有效载荷将降低些,但在高温地区其性能要较不增大功率时有显著改善。

总之,如果要直升机在各种温度条件下使用,应使发动机和直升机按高温条件匹配,即采用低温时限制功率的大发动机。

2. 飞行高度影响

图 5-16 中给出了海平面正常条件下,按悬停起飞需用功率等于发动机起飞功率匹配 ($\bar{N}_{aV}=1.0$) 时的功率随高度变化关系。由图可知,这样的匹配使高度增加后,不能保证相同总重悬停起飞,其有效载荷将下降,吨公里燃油量将增高。

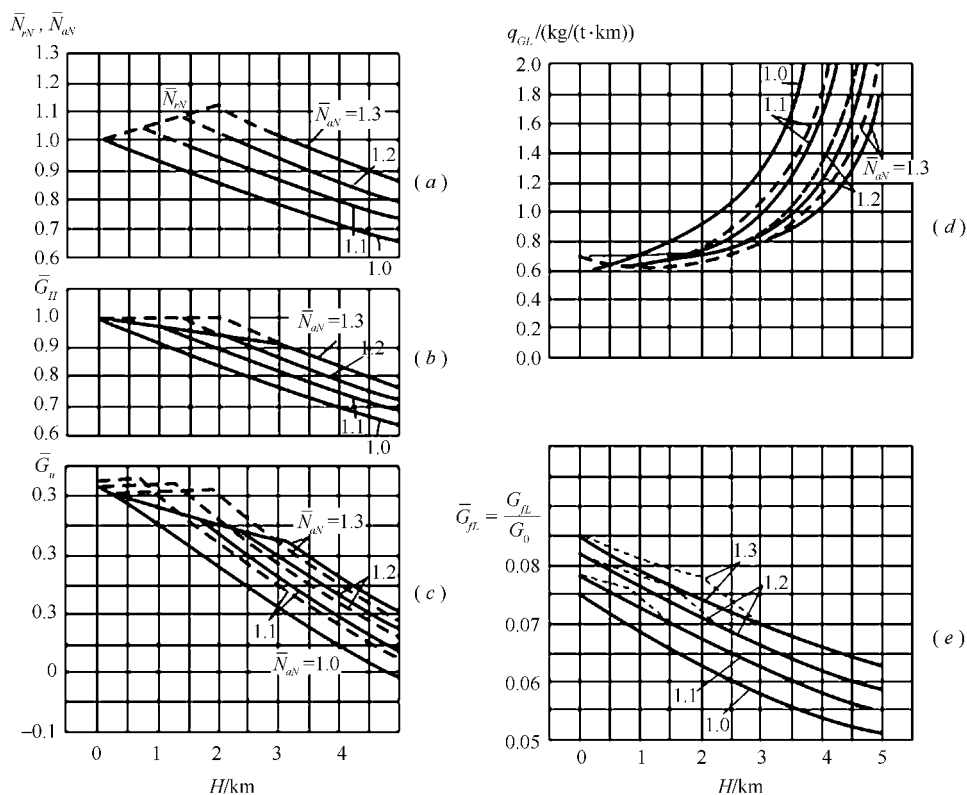


图 5-16 $\bar{N}_N, \bar{N}_{aV}, \bar{G}_H, \bar{G}_u, \bar{G}_{fL}, q_{GL}$ 等随高度变化关系

(计算条件: $L=400\text{km}, \Omega R=210\text{m/s}$)

——按 $H=0$ 保持起飞总重条件限制功率;

----按 $H=2000\text{m}$ 保持起飞总重条件限制功率。

与分析大气温度升高时一样,为改善高原使用性能,也应增大发动机功率,并按高原条件匹配,在低空则限制功率使用。

为便于进一步分析,在图中给出了功率增大 10%、20%、30% 时,以及按 $H=0$ 、 $H=2000\text{m}$ 保持起飞总重限制功率时的变化关系。高度对直升机各性能影响的分析和温度的影响相似,这里不再详述(图中 $\bar{G}_H$ 是某一高度的起飞重量与 $H=0$ 时起飞重量之比)。

同样,为改善直升机的高原性能,采用增大发动机功率而低空限制使用功率的方法可以得到较好的效果。

实践中经常遇到的是在低空、温度高达 40°C 的环境条件下使用,以及在正常温度下于 $2000\text{m}\sim 3000\text{m}$ 高空条件下使用,这两种情况对发动机功率增大的要求大致相近。因此,在多用途直升机上常有 20%~30% 的功率储备,以满足这些要求。

三、发动机特性参数对直升机主要性能的影响

实际工作中常常要分析发动机特性参数对直升机特性的影响。

(1)对现有直升机不改变总重、旋翼参数等,而用同样功率但其特性参数不同的发动机替换。

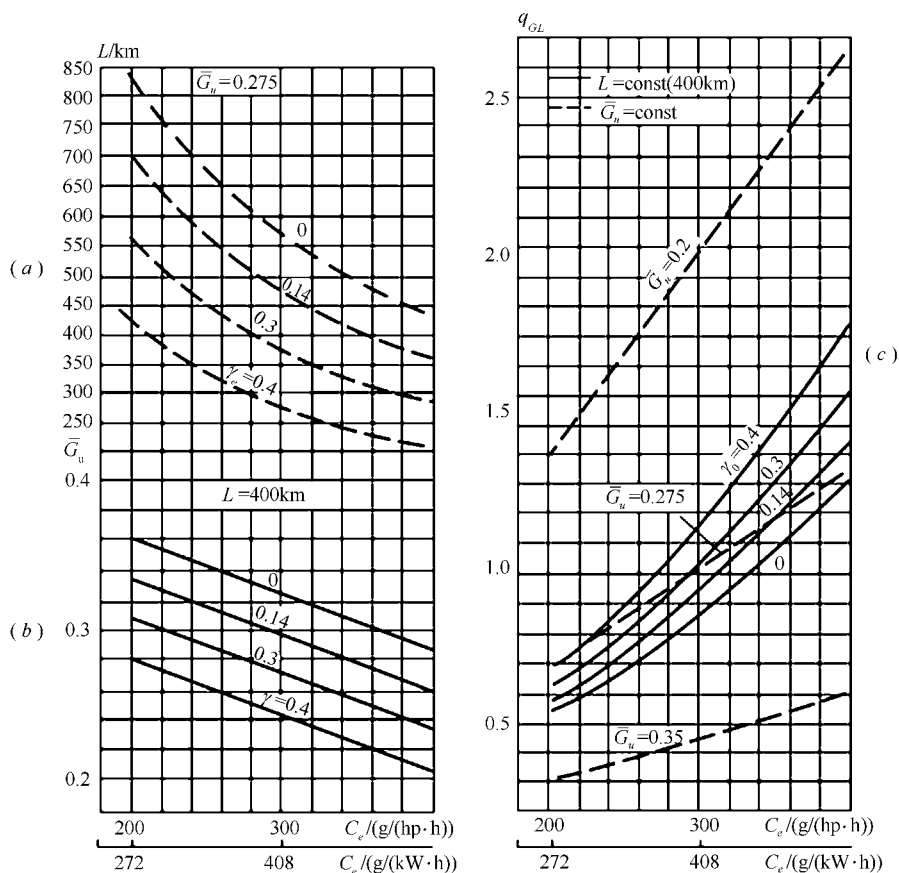
(2)在研制保持一定的有效载荷和航程的新直升机时,如改变发动机的特性参数时得到新的总重和功率值。

下面先探讨第一种情况。如改用高特性参数的发动机,直升机性能改善是由于下列两个原因:一是减小发动机比重能减轻发动机重量,此减轻之值可用来增加有效载荷或燃油量(增加航程);二是减少单位耗油率亦可在同样航程下增加有效载荷,或在同样有效载荷下增加航程。

对某中型直升机的计算实例表示在图 5-17 中。图中给出在不同发动机比重 γ_e 下,直升机主要特性随单位耗油量 C_e 的变化关系。当航程 $L=400\text{km}$ 时,如将 $C_e=0.34\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$ 和 $\gamma_e=0.41\text{kg}/\text{kW}$ 的发动机更换为 $C_e=0.30\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$, $\gamma_e=0.14\text{kg}/\text{kW}$ 的发动机,其单位有效载荷 $\bar{G}_u$ 从 0.263 增加到 0.325,即有效载荷增大了 24%。若有效载荷不变,所有重量收益均用于增大航程,如将 $C_e=0.38\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$, $\gamma_e=0.27\text{kg}/\text{kW}$ 更换为 $C_e=0.30\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$, $\gamma_e=0.14\text{kg}/\text{kW}$ 时,航程可由 400km 增加到 625km,约 1.56 倍。若航程不变,有效载荷将增加 20%。由图中还可以看出,在上述条件下发动机比重和单位耗油率的当量关系,即 $L=400\text{km}$ 时, C_e 减少 $95\text{g}/(\text{kW}\cdot\text{h})$ 相当于 γ_e 减少 $0.14\text{kg}/\text{kW}$,同样也能看出每吨千米燃油量 q_{GL} 的变化关系。虽然图 5-17 仅是具体的计算实例,但它有一般定性的规律性,它表明了改善发动机特性对改善直升机性能的潜力。

在设计新直升机时,更有可能采用特性参数较高的发动机。下面将研究当航程和有效载荷不变时,发动机特性参数的变化对直升机性能的影响。为此做以下假设:

- (1)总重 G 变化时,桨盘载荷不变,则功率载荷亦不变,这样,需用功率正比于总重 G ;
- (2)机身和起落架重量均正比于 G ;
- (3)改变旋翼直径时,桨叶的几何尺寸相应地改变,而桨叶片数和桨尖速度不变,此时旋翼系统重量和旋翼直径的立方成正比;
- (4)传动系统重量正比于所传递的扭矩;
- (5)设备和空勤人员的重量不变,和起飞重量、全机尺寸无关;
- (6)安装的是未增大功率的发动机,按正常地面条件起飞和飞行。


 图 5-17 L 、 G_u 和 q_{GL} 随发动机物理参数变化关系

 计算条件: $H=0$, $t=15^\circ\text{C}$, $\Omega R=210\text{m/s}$, $G=\text{常数}$, $1\text{hp}\cdot\text{h}=2.6\text{MT}$

计算结果如图 5-18 所示。由图可知,装低性能发动机($C_e=0.48\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$, $\gamma_e=0.41\text{kg}/\text{kW}$)时,其总重为 18t,需用功率为 3600kW;而装高性能发动机($C_e=0.3\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$, $\gamma_e=0.14\text{kg}/(\text{kW}\cdot\text{h})$)时,其总重仅为 10t,功率为 2030kW。这将大大节省发动机和直升机的生产成本,单位有效载荷也获得提高(由 0.185 增至 0.335),每吨千米耗油量也从 1.75 降到 0.6,即完成同样任务需要的油量减少了 2/3。

总之,采用高性能的涡轮轴发动机将大大改善直升机的性能。但同时应指出,随着 γ_e 的进一步降低,其效果将减少,而且也更难实现。现代优良的涡轮轴发动机的比重 $\gamma_e=0.14\text{kg}/\text{kW}$,进一步降低到 $0.07\text{kg}/\text{kW}$ 要引起许多构造设计上的困难。在 $C_e=0.34\text{kg}/\text{kW}$ 的条件下, γ_e 由 $0.14\text{kg}/\text{kW}$ 降低到 $0.074\text{kg}/\text{kW}$ 时,总重 G 和功率仅减少 2%,吨千米耗油量减少 5%。因此,此时较合理的做法是进一步减少单位耗油率 C_e ,可以显著地增大航程和有效载荷。

最后,还要提一下关于发动机数目的选择。在采用活塞式发动机时,对于单旋翼式直升机,绝大多数只安装一台发动机,这是由总体布置决定的。安装两台活塞式发动机(如卡-26, S-56 直升机)将造成结构重量的剧增。对于纵列式直升机,由于机身容积较大,安装两台发动机没有太大的困难。在采用涡轮轴发动机时,可以有单发、双发以至多发的

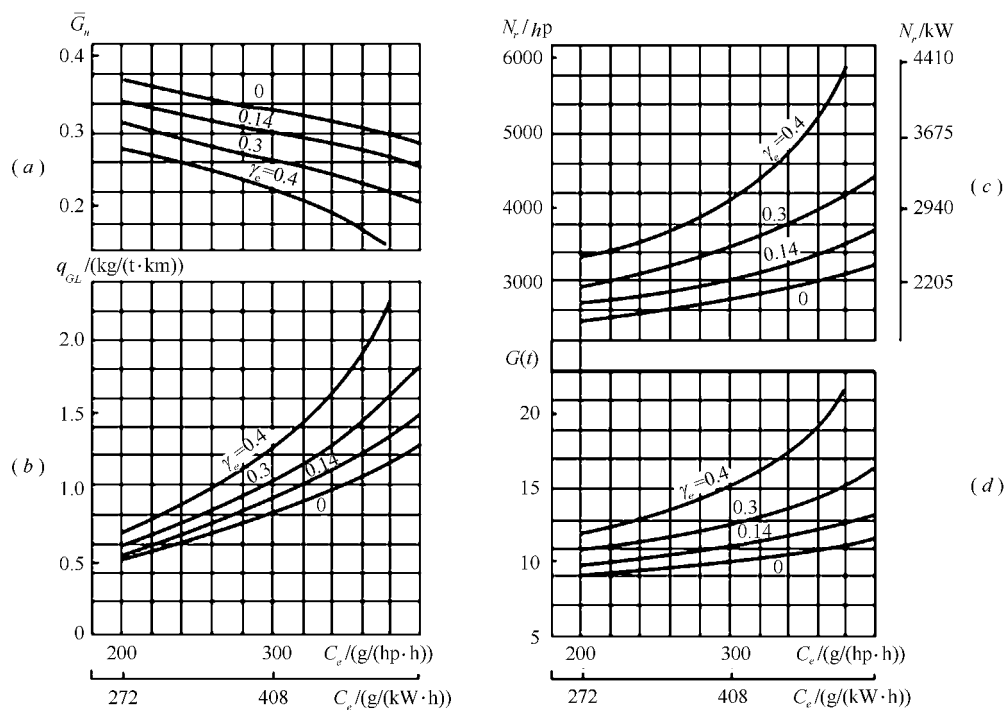


图 5-18 有效载荷(32852N)和航程(400km)一定时,
直升机主要性能随发动机特性参数变化关系

不同方案。一般说来,发动机功率越大,其比重及单位耗油率越小,从这个角度来看,采用单发比较有利,传动系统也会简单一些。但是,要求保证直升机单发停车后的性能(如单发停车后能以巡航功率维持平飞等),采用双发或三发能更好地保证飞行安全,与此相联系,这时桨盘载荷的大小不受自转下滑速度的限制。此外,还有可能以单发(或双发)做巡航飞行从而降低单位耗油率。目前,一般中型及重型直升机都采取了双发以至三发的方案,这样可选择较大的桨盘载荷,以减轻结构重量、缩小直升机外廓尺寸,同时又能更好地保证飞行安全。对于轻型直升机则有所不同,一方面从重量效率、总体布置及外廓尺寸等角度来看,都可以选择较小的桨盘载荷,因而容易保证一定的自转下滑速度;另一方面,目前比较缺乏功率很小的涡轮轴发动机,而且功率越小比重等性能越差,因而目前轻型直升机一般都采用单发的方案。

第 6 章 直升机重量分析

6.1 直升机重量及分类

重量控制和重量分析是直升机研制过程的一个重要组成部分,也是直升机总体设计的一项重要工作。设计初始阶段对直升机及其部件的重量确定得正确与否,对以后各阶段的工作都有重要影响。如果直升机实际的重量比初始设计的值高,即超重,那么将无法保证设计技术要求的实现,在性能、成本、可靠性、研制进度等方面均将出现困难。

对整个设计过程来说,直升机的总重是直升机设计的主要参数,要以此参数来决定直升机的尺寸和大小。然而在设计的初始阶段,设计者仅掌握设计技术要求和有关可选择的成品(发动机、设备等)的资料,要比较精确地确定总重确非易事。同时在此阶段还要选择其他主要参数,而这些参数又都与直升机各部件重量密切相关,所以没有一定的重量分析知识要完成总体设计任务是不可能的。

总之,不仅在直升机总体设计阶段要作重量分析和重量计算工作,而且在整个研制过程中都要严格控制重量。直升机的设计人员对此应有足够的认识。

为了方便、准确地分析对比直升机的重量特性,有效地进行重量、重心、惯性特性的计算和控制,必须进行重量分类。但由于不同国家、不同单位,甚至个人因分类和定义不同对重量会产生不同的理解,因此,在具体使用重量数据时需慎重对待。图 6-1 为常用的直升机重量分类表。

直升机总重由直升机总载荷和空机重量组成。

直升机总载荷由任务载荷、燃油重量、乘员和装备重量所组成。它表示全部装载在直升机上的载荷,即总重和空重之差。

任务载荷是直升机用以运输的货物、人员等的重量,有时又称为有偿载荷、商务载荷、货物载荷等。它还包括被运输货物的系留附件,乘客的行李、伤员担架、医务人员及其专用仪器装备等。

燃油重量,指主油箱、辅助油箱或可抛放油箱中的可利用的燃油重量。

乘员和装备重量,即总载荷中仅和型别有关、和航程与任务载荷无关的部分。它由乘员、服务载荷、滑油、不可用燃油等组成。任务载荷与乘员装备重量组成了有效载荷。

空机重量由机体、动力装置、通用设备和专用设备重量组成。

图 6-2 是美国军方重量分类。在图中将空重和不可用燃滑油、飞行时不卸除的外部装备、武器和其他固定装置组成基本空重,此基本空重与任务、装载无关。而基本空重再加上滑油、乘员、专用任务设备和不包括在基本空重中的武器安装架等组成使用空重。直升机在使用空重基础上加上直接与任务有关的可用燃油、货物、弹药、可抛外挂油箱等才能执行一定的任务。利用使用空重可以很方便地得到任务载荷和航程的关系,利用基本

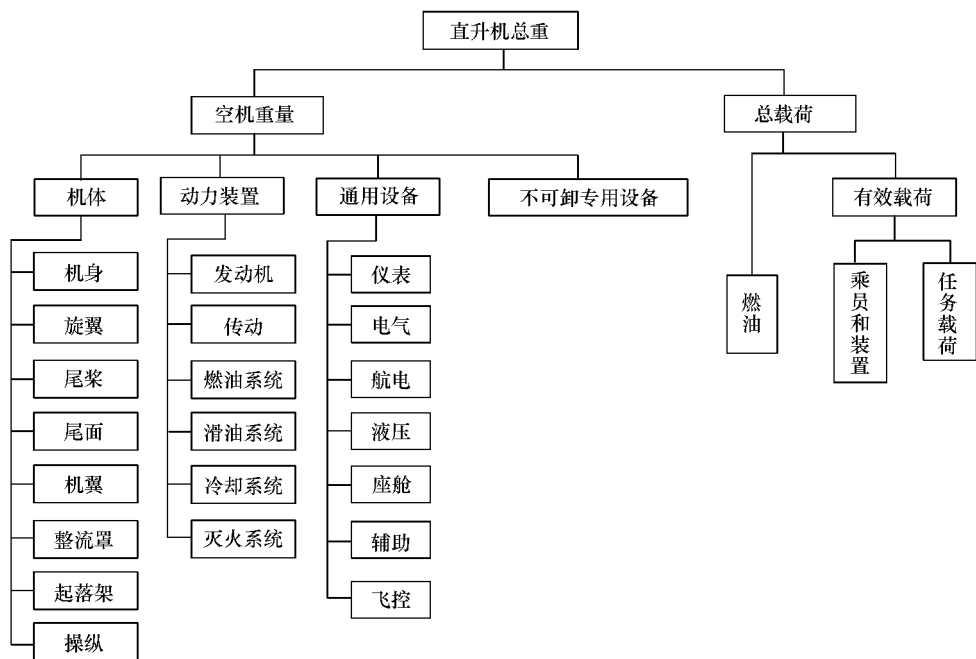


图 6-1 直升机重量分类

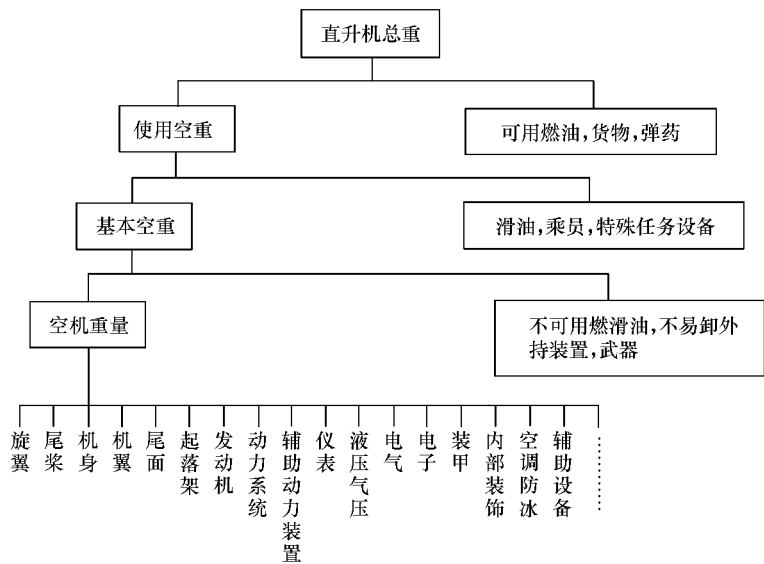


图 6-2 美国军方的重量分类

空重可以方便地考虑不同任务的改型。

直升机设计过程中还常应用下列术语。

(1)直升机设计飞行重量,简称设计总重,也称总重或起飞重量。即按设计文件规定的无特殊限制时各种装载下的最大起飞重量。

(2)直升机正常飞行重量,为不超过设计飞行重量的按各种使用方案而确定的飞行重量。

(3)直升机最大飞行重量,此重量超过设计飞行重量,对飞行性能有一定限制。

(4) 直升机部件的相对重量,为该部件的重量和设计飞行重量之比。

6.2 直升机重量分析方法

影响一个部件或系统重量的因素很多,有些部件的一部分重量是由其承载要求决定的,而另一部分重量不是由载荷,而是由各种使用要求或工艺要求决定的。而且重量还和其结构型式、材料、主要参数、研制年代、研制经验等许多因素有关。所以重量问题是一个比纯技术性问题远为复杂的综合性问题。

直升机重量分析方法主要有列三种。

一、基于强度计算的分析方法

首先应该确定部件的受力模型,然后研究作用在此部件上的载荷,按许用应力和作用于其上的载荷确定构件的几何参数,以保证必要的强度,按此几何参数和选用材料比重就可确定该部件重量。但是实际重量总要大于该理论重量,这不仅因为有许多如前所述的非载荷因素,而且一个部件要考虑的载荷情况很多,使得公式中要考虑许多修正系数。这类公式中还包含有一些和内部构造有关的参数,在总体设计阶段常难以应用。

二、基于统计分析的重量分析方法

设计初期仅知道设计要求和主要可选的成品特性等原始依据,因而常使用统计数据,利用统计中的回归分析方法,确定直升机参数与重量关系。

三、基于重量和参数的理论分析,考虑统计数据的复合分析方法

用回归分析法建立重量公式,首先必须收集国内外有关重量公式和一定数量的直升机子样。然后再根据各部件重量与直升机主要参数的关系,假定部件重量公式的模型和确定参数的数目,用回归方法建立重量公式。最后对所得出的公式进行分析。

用回归分析法建立重量公式的框图如图 6-3 所示。

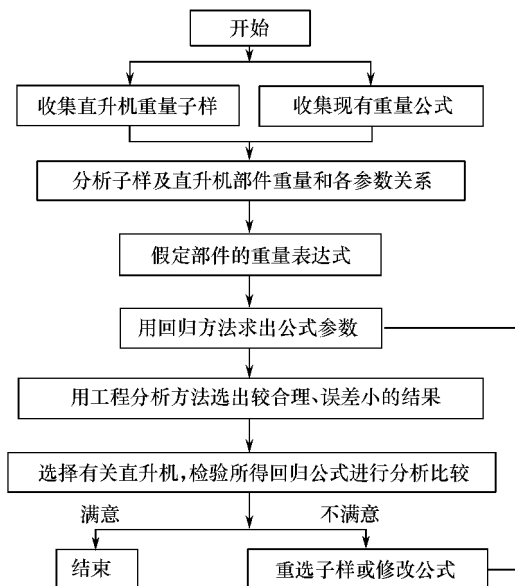


图 6-3 用回归分析法建立重量公式框图

1. 子样的收集和选取

子样的收集和选取对回归结果有很大影响。在可能情况下,应尽可能收集用途、性能和吨位相近的机种。

2. 部件重量公式的建立

在直升机总体设计阶段,许多部件的参数尚未确定,要在重量公式中引进许多参数是很困难的。为便于在初步设计时能方便地估算出直升机各部件的重量,一般常选取下列主要参数作为重量公式的变量: G (直升机总重), p (桨盘载荷), σ (旋翼实度), k (桨叶片数), ΩR (桨尖速度), q (功率载荷)或 N_e (发动机额定功率)。

从大量资料和统计结果来看,直升机部件重量与直升机主要参数一般都呈幂函数关系,即

$$G_i = A x_1^{b_1} x_2^{b_2} x_3^{b_3} \cdots$$

式中 G_i ——直升机部件 i 的重量;

$x_1, x_2, x_3, \cdots, x_n$ ——直升机主要参数;

$A, b_1, b_2, b_3, \cdots, b_n$ ——函数的系数和指数。

3. 用回归方法计算回归系数的基本思路

设有 n 个参数($p, \sigma, \Omega R, G, \cdots$)可引入直升机部件重量公式中,则某部件重量公式的形式为

$$G_i = A p^{b_1} (\Omega R)^{b_2} G^{b_3} \cdots \quad (6-1)$$

式中, $A, b_1, b_2, b_3, \cdots, b_n$ 值用回归分析方法求出,即先将式(6-1)变换成线性方程。

将式(6-1)两边取对数,得

$$\ln G_i = \ln A + b_1 \ln p + b_2 \ln(\Omega R) + b_3 \ln G + \cdots \quad (6-2)$$

令

$$\begin{aligned} y &= \ln G_i, b_0 = \ln A, x_1 = \ln p \\ x_2 &= \ln(\Omega R), x_3 = \ln G, x_n = \cdots \end{aligned}$$

则

$$y = b_0 + b_1 x_1 + b_2 x_2 + b_3 x_3 + \cdots + b_n x_n \quad (6-3)$$

选用 m 个直升机子样,每个子样选取 n 个主要参数作为引入参数,这样就可得到有 n 个自变量和一个因变量的 m 组数据,即

$$\begin{cases} x_{11}, & x_{12}, & \cdots, & x_{1n} \\ x_{21}, & x_{22}, & \cdots, & x_{2n} \\ \vdots & & & \\ x_{n1}, & x_{n2}, & \cdots, & x_{nm} \\ y_1, & y_2, & \cdots, & y_m \end{cases}$$

根据上述数据,欲配线性回归方程

$$\hat{y} = \hat{b}_0 + \hat{b}_1 x_1 + \hat{b}_2 x_2 + \cdots + \hat{b}_n x_n \quad (6-4)$$

式中, $\hat{b}_i$ 称 y 对 x_i 的回归系数($i=1, 2, \cdots, n$), $\hat{b}_0$ 为常数项。根据最小二乘法,要选择这样的 $\hat{b}_0, \hat{b}_1, \cdots, \hat{b}_n$ 使

$$\sum_{t=1}^m (y_t - \hat{y}_t)^2 = \sum_{t=1}^m [y_t - (\hat{b}_0 + \hat{b}_1 x_{1t} + \hat{b}_2 x_{2t} + \cdots + \hat{b}_n x_{nt})]^2 \quad (6-5)$$

达到极小。为此,分别对上式中 $\hat{b}_0, \hat{b}_1, \dots, \hat{b}_n$ 求偏导数,令其等于 0。经化简整理后, $\hat{b}_0, \hat{b}_1, \hat{b}_2, \dots, \hat{b}_n$ 必须满足下列正规方程:

$$\begin{cases} l_{11}\hat{b}_1 + l_{12}\hat{b}_2 + \dots + l_{1n}\hat{b}_n = l_{1y} \\ l_{21}\hat{b}_1 + l_{22}\hat{b}_2 + \dots + l_{2n}\hat{b}_n = l_{2y} \\ \vdots \\ l_{n1}\hat{b}_1 + l_{n2}\hat{b}_2 + \dots + l_{nn}\hat{b}_n = l_{ny} \\ \hat{b}_0 = \bar{y} - \hat{b}_1\bar{x}_1 - \dots - \hat{b}_n\bar{x}_n \end{cases} \quad (6-6)$$

$$\hat{b}_0 = \bar{y} - \hat{b}_1\bar{x}_1 - \dots - \hat{b}_n\bar{x}_n \quad (6-7)$$

$$\text{式中, } \bar{y} = \frac{1}{m} \sum_{t=1}^m y_t, \bar{x}_i = \frac{1}{m} \sum_{t=1}^m x_{it} \quad (i=1, 2, \dots, n)$$

$$\begin{aligned} l_{ij} &= l_{ji} = \sum_{t=1}^m (x_{it} - \bar{x}_i)(x_{jt} - \bar{x}_j) = \\ &= \sum_{t=1}^m x_{it}x_{jt} - \frac{1}{m} \left(\sum_{t=1}^m x_{it} \right) \left(\sum_{t=1}^m x_{jt} \right) \quad (i=1, 2, \dots, n) \\ l_{iy} &= \sum_{t=1}^m (x_{it} - \bar{x}_i)(y_t - \bar{y}) = \\ &= \sum_{t=1}^m x_{it}y_t - \frac{1}{m} \left(\sum_{t=1}^m x_{it} \right) \left(\sum_{t=1}^m y_t \right) \quad (i=1, 2, \dots, n) \end{aligned}$$

解式(6-6)即可求得诸回归系数 $\hat{b}_i$,从而常数项也可求得。 $\hat{b}_0$ 和 $\hat{b}_i$ 即为式(6-3)中系数的估计值。

在多元回归中,一般常有以下几种回归方法。

(1)通过物理概念的分析,确定参数与部件重量的关系。如机体重量一般与旋翼实度 σ 无关,起落装置重量与 $\sigma, \Omega R$ 无关。在回归这些部件重量公式时,就不必引入这些明显无关的设计参数。

(2)引入所有变量,求出考虑全部变量的回归方程。通过检验,逐次地剔除不显著的因素。每次剔除偏回归差方和最小的一个,一直剔除到方程中的因素都在给定的显著性水平要求为止,这是一种全回归方法。如果不显著的变量较多,不仅剔除次数太多,计算也繁重。

(3)逐步回归方法。它是从一个变量开始,把各个变量逐个地引入回归方程中,引入的变量,是按其对因变量作用的显著程度,由大到小依次地引入。每引入一个变量后,还要对原已引入的变量作检验,如果由于这个新变量的引入而使先引入的变量变得不显著时,随即将其剔除。这项工作一直进行到再没有显著的变量可以引入回归方程为止。

6.3 结构重量分析

直升机的结构重量(不包括动力装置重量)往往占总重量的 30% 以上。结构重量中旋翼系统、传动系统、机体结构等又占有很大比例。某一典型单旋翼式直升机(总重量约为 3800kg)的结构重量分配如表 6-1 所列,表 6-2 是几种直升机重量组成统计。

表 6－1 典型直升机结构重量各部分所占比例

	占总重量百分比/%	占结构重量百分比/%
结构重量	33.3	100
旋翼系统重量	6.5	19.7
传动系统重量	7.6	22.8
机体结构重量	13.6	40.9
操纵系统重量	1.5	4.4
起落架重量	3.5	10.5
尾翼组合体和尾桨重量	0.6	1.7

表 6－2 典型直升机结构重量各部分所占比例

	A-129		AH-64		AH-1W		RAH-66		PAH-2	
	重量/kg	比例/%	重量/kg	比例/%	重量/kg	比例/%	重量/kg	比例/%	重量/kg	比例/%
总重	3700	100	6621	100	6690	100	4807	100	5400	100
有效载荷	1126	30.4	1671	25.2	2085	31.2				
空机重量	2574	69.6	4951	74.8	4605	68.8				
结构	868	23.5	1758	26.5	1721	25.7				
短翼	27	0.7	75	1.1	63	0.9				
主桨	260	7.0	551	8.3	696	10.4	333.5	6.9	363	6.7
尾桨	9	0.3	43	0.6	82	1.2	54.9	1.1		
垂尾	16	0.4	56	0.9	604	9.0	410	8.5	338	6.3
平尾	12	0.3	49	0.7						
机体	348	9.4	645	9.7						
起落架	143	3.9	235	3.6	66	1.0	160.2	3.3		
动力舱和进气道	53	1.4	103	1.6	210	3.1				
动力装置	790	21.3	1265	19.1	1252	18.7				
发动机	338	9.1	451	6.8	406	6.1	280	5.8		
子系统	62	1.7	55	0.8	114	1.7				
油箱	86	2.3	129	1.9	125	1.9				
燃油管路系统	34	0.9	48	0.7						
传动系统	270	7.3	583	8.8	608	9.1	577.8	12.0		
飞行控制	163	4.4	411	6.2	319	4.8	214.7	4.5		
座舱控制系统	20	0.6	54	0.8	242	3.6				
助力旋翼飞行控制	46	1.2	89	1.3						
非助力旋翼飞行控制	38	1.0	132	2.0						
液压系统	59	1.6	137	2.1	77	1.2				
设备	753	20.3	1516	22.9	711	10.6	1324.8			
辅助动力装置	0	0	62	0.9	0	0				

(续)

	A-129		AH-64		AH-1W		RAH-66		PAH-2	
	重量/kg	比例/%	重量/kg	比例/%	重量/kg	比例/%	重量/kg	比例/%	重量/kg	比例/%
液压和冷气	0	0	28	0.4	0	0				
电气系统	107	2.95	184	2.8	285	4.3				
仪表系统	227	6.1	276	4.2	53	0.8				
航电系统					140	2.1				
军械和装甲	247	6.7	782	11.8	162	2.4				
装备和设备	96	2.6	96	1.4						
空调和防冰	75	2.0	75	1.1	46	0.7				
载荷和装卸	1	0	13	0.2	25	0.4				

本节着重分析直升机主要参数对传动及旋翼系统重量的影响。

一、传动系统

传动系统包括各减速器、传动轴、制动器……。其中以主减速器重量最大,往往占整个传动系统重量的 70% 以上。以下只对主减速器重量进行分析。

为了便于说明问题,以图 6-4 所示的一级圆柱齿轮减速器为例。这个减速器主要由三部分组成:主动齿轮(小齿轮)1、从动齿轮(大齿轮)2、壳体 3。除此以外,还有旋翼轴、轴承、油泵油滤、螺栓、尾桨驱动机构(单旋翼式直升机)……进轴扭矩为 M_1 , 减速器传动比 i 等于进轴转速 n_1 与出轴转速 n_2 之比 n_1/n_2 。

根据机械零件中对齿轮设计原理的分析,可以得出小齿轮直径 D_1 与进轴扭矩 M_1 的关系为

$$D_1 = K_w \sqrt[3]{M_1} \tag{6-8}$$

式中 K_w ——系数。

这时齿宽系数取为常数,小齿轮齿数 Z_1 按容许的最少齿数亦为常数,小齿轮的重量 G_1 可近似地认为与其体积成正比,则

$$G_1 = C_1 M_1 \tag{6-9}$$

大齿轮的直径为小齿轮直径的 i 倍。相应地,其体积为小齿轮体积的 i^2 倍。这样,大齿轮重量 G_2 可表示为

$$G_2 = C_2 M_1 i_2 \tag{6-10}$$

大、小齿轮重量之和为

$$G_1 + G_2 = M_1 (C_1 + C_2 i^2) \tag{6-11}$$

对于壳体重量的分析则比较复杂,可以认为,壳体的重量正比于其表面面积及厚度,其表面面积则取决于减速器的体积,也就是取决于大小齿轮的体积,而其厚度则取决于进轴扭矩 M_1 , M_1 越大,厚度也应越大。总之, M_1 越大, i 越大,壳体重量也越大。

至于其他部分的重量,大致和以上三部分重量之和成正比。根据以上分析,主减速器的重量 G_{md} 就可以用下式来表示,即

$$G_{md} = M_1 f(i) \tag{6-12}$$

式中, $f(i)$ 是减速比 i 的一个函数, i 增加时 $f(i)$ 也增加。通过计算得出了图 6-5 的关系

曲线,它与式(6-12)是一致的。

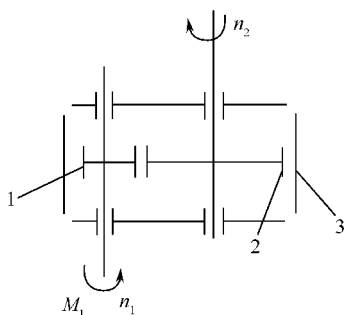


图 6-4 一级减速器

1—主动齿轮；2—从动齿轮；3—壳体。

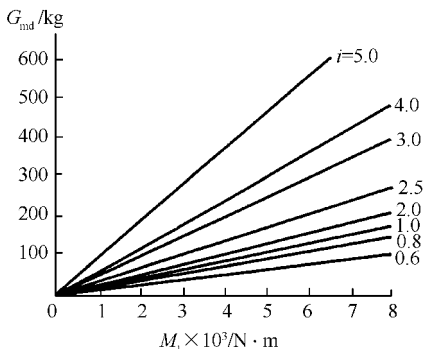


图 6-5 一级减速器重量与 M_1 及 i 的关系

在减速比较大时,就必须采取二级减速(一般采用一级或二级游星齿轮减速)。这时,减速器的重量仍然可以用式(6-12)来表示,只是函数 $f(i)$ 有所不同。相应地,得出的曲线也就不同。

根据式(6-12)可以进一步分析直升机主要参数对主减速器重量的影响。主减速器的进轴一般直接和发动机的出轴相连,而主减速器的出轴也就是旋翼轴。这样主减速器的进轴力矩为

$$M_1 \approx 9500 \frac{N_e}{n_e} = \frac{9500}{n_e} \bar{N}_e G \quad (6-13)$$

式中 N_e ——发动机出轴功率；

n_e ——发动机出轴转速。

减速器的减速比为

$$i = n_e / n_2 = \frac{\pi}{30} n_e \frac{R}{\Omega R} = \frac{\sqrt{\pi} n_e}{30 \Omega R} \sqrt{\frac{G}{p}} \quad (6-14)$$

将式(6-13)及式(6-14)代入式(6-12)中,略去常数,并认为发动机转速 n_e 亦为常数(不取决于直升机设计人员),则

$$G_{md} = \bar{N}_e G f \quad \text{或} \quad \bar{G}_{md} = G_{md} / G = \bar{N}_e f \quad (6-15)$$

式中 f —— $\frac{1}{\Omega R} \sqrt{G/p}$ 的函数。

由式(6-15)可以得出下述结论。

(1) 桨盘载荷 p 增加(G 及 ΩR 都不变),减速比 i 就减小, $f(i)$ 相应地也变小,这时 G_{md} 及 $\bar{G}_{md}$ 都降低。但是,假如直升机垂直飞行状态的性能或最经济状态的性能要求较高,则当 p 增加时,满足这些性能要求的单位需用功率必然增加,发动机也就需要选得大一些,这就是说 $\bar{N}_e$ 会有所增加。总的说来,即使由于 p 的增加引起了 $\bar{N}_e$ 的增加, G_{md} 及 $\bar{G}_{md}$ 仍然是降低的,不过降低得少一些。图 6-6 表示在 G 及 ΩR 一定的条件下 $\bar{G}_{md}$ 与 p 的关系,其中实线相应于 $\bar{N}_e$ 不变的情况。

(2) 桨尖速度 ΩR 增加(G 和 p 都不变),减速比 i 就变小, G_{md} 及 $\bar{G}_{md}$ 也都降低。当然,假如 ΩR 过大,以至型阻功率显著增加,也会影响 $\bar{N}_e$,从而会影响 G_{md} 及 $\bar{G}_{md}$ 。

(3) 值得特别注意的是, 当直升机总重 G 增加 (ΩR 及 p 一定) 时, 不仅主减速器重量 G_{md} 要增加, 而且主减速器重量在总重量中所占的比例 $\bar{G}_{md}$ 也要增加。其原因在于, 当 G 增加时, 一方面发动机功率 N_e 要成比例地 (按 $3/2$ 次方) 增加, 从而使主减速器重量增加; 另一方面, 传动比 i 也增加, 进一步使主减速器重量增加。图 6-7 反映了这一规律。

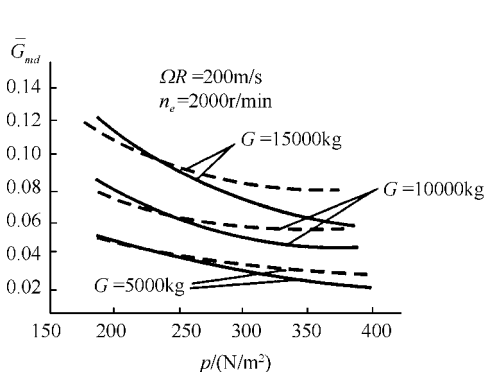


图 6-6 主减速器相对重量 $\bar{G}_{md}$ 与 p 的关系

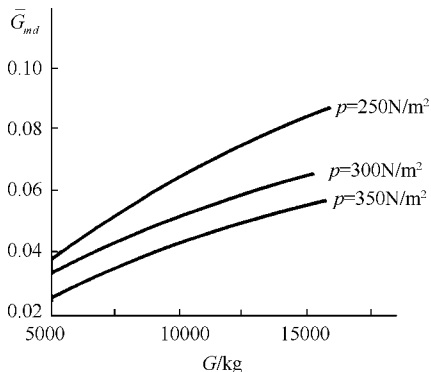


图 6-7 主减速器相对重量 $\bar{G}_{md}$ 与 G 的关系

二、旋翼系统

旋翼系统由桨叶和桨毂两部分组成。二者的重量一般相差不大, 桨叶的重量可能比桨毂稍大一些。

影响桨叶重量的因素比较复杂。对于金属桨叶, 分段件元件的尺寸 (蒙皮厚度、蜂窝尺寸等) 取决于在局部空气动力载荷作用下的刚度要求, 而大梁的尺寸必须满足静强度、疲劳强度等要求。由于影响的因素比较复杂, 桨叶的重量就难以用一个简单的近似公式来表示。但是, 在任何情况下, 桨叶的最小重量都受到一定的限制——必须保证锥度角 α_0 不大于一定的数值。由此条件所决定的桨叶重量 G_b 最小值可以近似地用下式表示, 即

$$\begin{cases} G_b = \frac{C_3 G R}{a_0 (\Omega R)^2} \\ \bar{G}_b = \frac{G_b}{G} = \frac{C_3 R}{a_0 (\Omega R)^2} \end{cases} \quad (6-16)$$

或

$$\begin{cases} G_b = \frac{C_4 G \sqrt{G}}{a_0 (\Omega R)^2 \sqrt{p}} \\ \bar{G}_b = \frac{C_4 \sqrt{G}}{a_0 (\Omega R)^2 \sqrt{p}} \end{cases} \quad (6-17)$$

与传动系统类似, 桨盘载荷 p 增加时桨叶重量 G_b 及 $\bar{G}_b$ 都降低; 而 G 增加时, 不仅 G_b 增加, $\bar{G}_b$ 也增加。此外, ΩR 增加时, G_b 及 $\bar{G}_b$ 的最小值也会有所降低。

G 及 p 对桨叶重量的影响也可以从另一个角度分析。桨叶的重量可以近似地认为与其体积成正比。就一片桨叶而言, 在几何相似的条件 (一般情况, 不同桨叶的相对宽度 $\bar{b}$ 及相对厚度 $\bar{c}$ 是差不多的), 其体积与桨叶长度 ($\approx R$) 成三次方关系。这样, 桨叶的重量

就大致具有以下的关系,即

$$G_b = A_b k R^3 \quad (6-18)$$

或

$$\begin{cases} G_b = A_b k \frac{G \sqrt{G}}{p \sqrt{p}} \\ \bar{G}_b = A_b k \frac{\sqrt{G}}{p \sqrt{p}} \end{cases} \quad (6-19)$$

式中 k ——桨叶片数;

A_b ——系数。

式(6-19)所反映的 G 及 p 对 G_b 的影响与式(6-17)的情况相同。当然, p 增加时,旋翼实度 σ 也必然增加,以保持 C_{yt} 一定的数值,这样桨叶片数 k 也会有所增加。但是总的说来, p 增加时 G_b 及 $\bar{G}_b$ 仍然是下降的。

桨毂的重量更难以具体分析。一般说来,它大致与桨叶重量成正比,也就是说,直升机主要参数对它的影响大致与桨叶的情况相类似。

以上仅分析了结构重量中主减速器及旋翼系统两个主要部件。实际上,直升机主要参数对其他部件的重量也不是毫无影响的。例如,增加桨盘载荷 p ,机体结构重量会有所降低,因为这时旋翼半径 R 减小了,相应地,尾梁及尾传动轴的长度可能减少。同时,在 ΩR 一定的条件下,旋翼转速必然要提高,也就是说旋翼反扭矩要减少,这也改善了尾梁及中机身的受力情况。

总结以上的分析,可以做出下述结论。

(1) 桨盘载荷 p 增加会使结构重量降低。

(2) 桨尖速度 ΩR 增加,在一定的条件下(不使型阻功率过分增加),也会使结构重量有所降低。

(3) 直升机总重增加时,结构重量在总重中所占的比例也相应增加,假如不采取其他措施,重量效率就会下降,这对于重型直升机是一个较严重的问题。

第 7 章 直升机的气动布局

直升机的气动布局是指直升机气动外形、各部件的外形、参数及相互位置的确定。其目的是使直升机具有所要求的空气动力性能——飞行性能及操纵性、稳定性。因此,以前所讨论的型式选择及设计参数选择也应包括于其中。

气动布局和总体布置都是直升机总体布局的工作内容,这两方面工作是不可分的。气动布局要通过总体布局才能体现,也就是说,进行气动布局时必须考虑到总体布局的可能性,进行总体布局时又必须满足气动布局的要求。在进行总体设计时,这两方面的工作往往是同时进行、相互协调的。为了便于分析,本章只讨论气动布局,总体布局在第 8 章论述。

在分析气动布局时,除了主要从空气动力的要求考虑以外,还必须考虑到最小重量、使用、工艺等方面的要求及结构布置的可能性。

直升机是否具有好的飞行动力学特性在很大程度上取决于气动布局。在气动布局中必须保证直升机在前飞时,具有一定的迎角静稳定性、速度静稳定性、航向静稳定性、上反效应及角速度阻尼等。直升机的旋翼及机身往往是迎角静不稳定的,因此,必须采取其他措施,来抵消这些部分的迎角静不稳定性,如安装水平尾面。假如通过气动布局能使直升机在平衡状态时旋翼合力位于重心之后,也可以改善迎角静不稳定性。除此以外,气动布局还必须保证飞行状态改变时,如由悬停转入前飞、前飞转入自转等,作用在直升机上的力矩不致于产生突然的变化。通过气动布局及重心定位,还应保证在各种飞行状态及极限重心位置直升机的平衡,并留有一定的操纵余量。在直升机气动布局设计时,各部件相互气动干扰是要考虑的重要内容之一。在直升机研制史上,曾多次因为气动布局失误而导致研制工作的反复。

气动干扰主要是旋翼与机身(包括机身、动力舱、短翼等)的气动干扰,旋翼下洗流对平尾和垂尾及尾桨的干扰,尾桨与垂尾的干扰。

小速度时,旋翼下洗流对动力舱和短翼及机身产生“垂直增重”效应,即由于下洗流作用在机身等部件上时产生相应的阻力,从而减少了旋翼的拉力,一般在性能计算中,采用“垂直增重”系数对旋翼产生拉力做出修正。因此,在机身气动外形设计时,要充分考虑这一因素。下洗流作用在动力舱时,还会产生一种“迫振效应”,导致机身强烈的振动,这在国内外都发生过。

旋翼下洗流对平尾的效率产生较大的影响,同时下洗流也是产生机身后段(包括平尾、垂尾)振动的重要原因之一,AH-64、SA365、EC-120 直升机就曾因为这些原因,导致平尾和机身后段的重新设计。

垂尾对尾桨将产生“阻滞效应”,即处于垂尾一侧的尾桨,由于垂尾对尾桨进气产生一种阻滞作用,从而降低尾桨的效率。因此,在气动布局时要恰当地安排两者相互位置,避

免或减少这种影响。

一般说来,对上述部件间相互干扰还很难采用计算分析方法确定,因此,在考虑全机气动布局时,要对已有机型加以分析、总结,以减少这种布局上的失误。

7.1 单旋翼直升机气动布局

一、旋翼的布置

1. 旋翼轴的前倾角

一般直升机的旋翼轴线相对机身轴线的垂线向前倾斜一个角度,称旋翼轴前倾角,用 α_{rs} 表示。

向前倾斜的主要目的之一,是使直升机在水平前飞时机身不致于处在很大的负迎角状态。由图 7-1 及式(5-21)可得机身迎角 α_{sh} 的表达式为

$$\alpha_{sh} = \alpha_{rs} - \alpha_1 - (-\alpha_{rd}) \approx \alpha_{rs} - \alpha_1 - 35.3 \Delta \tilde{C}_x V^2 \tag{7-1}$$

式中 α_{rd} ——桨盘前倾角;
 α_1 ——旋翼锥体后倒角。

α_1 由纵向的力矩平衡关系确定,也就是说,和重心前后位置及除旋翼外其他部分产生的力矩有关,重心越后,其他部分的抬头力矩越大,则 α_1 越小,甚至于变成负值。

由式(7-1)可以看出,倘若旋翼轴没有前倾,且 $\alpha_1 \approx 0$,则在水平前飞时机身处于负迎角状态,飞行速度越大,则负迎角也越大。而由图 7-2 可以看出,当机身处于较大的负迎角状态时,直升机的单位废阻往往会显著地增加。并且,这时机身会产生向下的气动力,因而旋翼的拉力必须增加,诱导功率以至型阻功率都会有所增加。除此以外,在长时间的飞行中,乘员会很不舒服。旋翼轴适当前倾就可以解决这个问题。

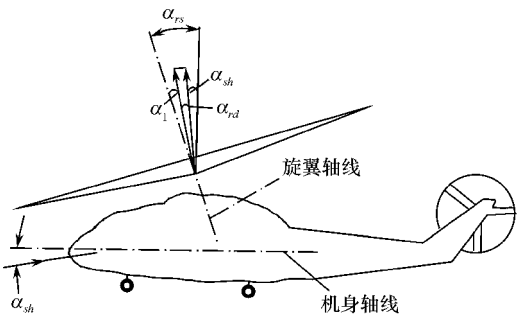


图 7-1 直升机前飞时的机身迎角

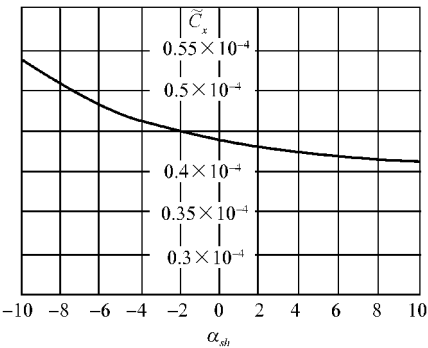


图 7-2 某直升机($G=7000\text{kg}\sim 8000\text{kg}$) 的单位废阻与机身迎角的关系

在总体设计阶段,要保证在所要求的飞行速度下使机身迎角 $\alpha_{sh} = 0$,准确地确定所需的旋翼轴前倾角是不可能的,也是不必要的。实际上,机身在一定的迎角范围内,单位废阻变化不大。因此,可以利用下面的公式确定所需的前倾角,即

$$\alpha_{rs} \approx 35.3 \Delta \tilde{C}_x V^2 \quad (7-2)$$

该式可由式(7-1)假定 $\alpha_1 \approx 0$ 得出。由于直升机重心一般在旋翼轴之前,而其他部分力矩之和往往是抬头力矩,所以 $\alpha_1 \approx 0$ 接近于实际情况。式(7-2)中的飞行速度可取所要求的巡航速度(以 m/s 为单位),对于一般中等重量(7000kg~10000kg)而又未采取特殊降低废阻措施的直升机, $\tilde{C}_x$ 约为 0.45×10^{-4} ; 轻型直升机 $\tilde{C}_x$ 可达 0.6×10^{-4} 以上;而当直升机重量达到 15000kg 以上时, $\tilde{C}_x$ 可能在 0.35×10^{-4} 以下。

利用式(7-2)估算 α_{rs} 以后,还要根据总体布置的要求加以调整而最后确定。在确定 α_{rs} 时还必须注意到,过大的前倾角会导致直升机在悬停、起飞、着陆过程中机身上仰过大,这也是不容许的。

2. 旋翼中心相对于机身轴线的高度

旋翼中心相对于机身轴线的高度往往由构造布置的要求决定。在旋翼和机身顶部之间应有足够的高度来布置主减速器及操纵系统,保证旋翼桨尖与尾梁之间的间隙,减小旋翼与机身之间的气动干扰等。加大旋翼高度,虽然可以加大单位操纵力矩及角速度阻尼,减小气动干扰,但往往会导致结构重量的增加,具体要求见 8.2 节。

二、尾桨的布局及参数

1. 尾桨的布局

在实践中人们发现了尾桨布局上的一些问题,如在有些机动状态和风向风速下,以及贴地程度不同时,尾桨推力不够,航向操纵功效不足,或在上述条件下载荷计算不准确,未能保证强度要求。图 7-3 表示某直升机在左侧飞时,方向操纵性差,要求迅速蹬左脚蹬,但蹬到极限位置仍不能满足平衡要求,飞行员有“陷入空穴”之感。为此人们对尾桨的布局参数进行全面研究,特别是在悬停和低速飞行状态下,对于尾桨相对于旋翼的位置,采用推进式或拉进式,尾桨和尾梁(垂尾)的间距,以及尾桨旋转方向等进行试验研究。对在新要求下的设计准则也进行了探讨。

在全机气动布局中应考虑尾桨布局参数如图 7-4 所示。

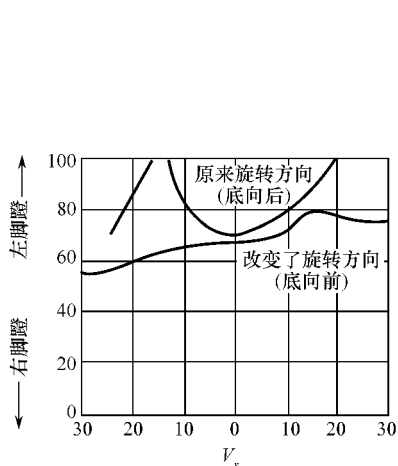


图 7-3 某直升机左右侧飞时脚踏要求

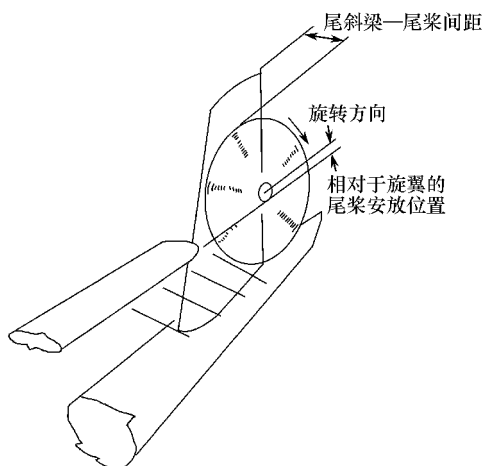


图 7-4 尾桨气动布局主要参数

在研究过程中,对尾桨周围的流场作了详细的试验。试验表明,旋翼动量流、旋翼桨尖涡、地面涡、尾桨涡环和风向等,对尾桨的推力和功率有极复杂的影响。

(1)旋翼尾流沿地面扩散时,在某些风的方位角下,尾桨浸入在旋翼动量流中。当尾桨底部向前旋转(即底向前)时,尾桨桨盘浸入的那一部分(下部)动压增加,推力也增加。而尾桨底部向后旋转(即底向后)时则相反。如尾桨的垂直位置高,则浸入部分小,旋翼动量流的影响亦小。旋翼动量流对尾桨推力的影响如图 7-5 所示。在相同情况下,在 $V=37\text{km/h}$,旋翼动量流的影响很微弱。

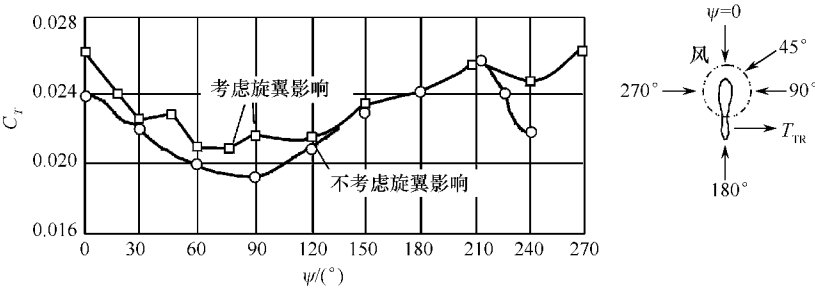


图 7-5 旋翼对尾桨推力的影响

(2)旋翼的桨尖涡一般在 $V=37\text{km/h}$ 已出现,到 $V=65\text{km/h}$ 时完全形成。旋翼桨尖涡的强度与桨盘平面的夹角、桨盘载荷、桨盘离地高度等有关。图 7-6 说明了旋翼桨尖涡的影响。

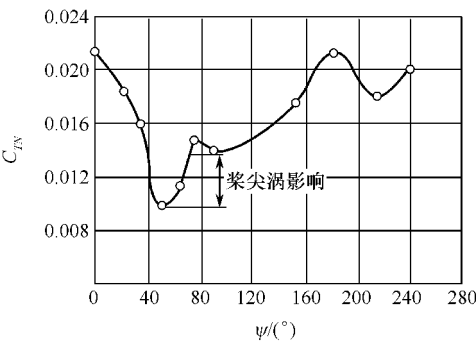


图 7-6 旋翼翼尖涡的影响

(3)地面涡是由在地效下的旋翼尾流和风相互作用而形成的。在某些后向来风或后飞时,尾桨在此涡中工作。如尾桨旋转方向和地面涡的旋转方向相同,就会对尾桨推力和功率产生不利的影响。同样地面涡也将对平尾有影响。

(4)直升机向尾桨排出气流方向侧飞时,有可能使尾桨进入涡环状态,而使尾桨推力减小。尾桨布置接近旋翼桨尖时,桨叶的桨尖涡能使尾桨涡环状态减缓形成。风洞试验表明,尾桨涡环是沿尾桨旋转方向成螺旋状离开尾桨的。如果尾桨旋转方向为底部向后时,由于和桨尖涡同方向,使涡环加重,反之能减缓尾桨涡环状态。

基于上述对尾桨周围流场的了解,下面对尾桨布局进行分析。

1)尾桨相对于旋翼的位置

尾桨相对于旋翼的位置分为低位、中位、高位和后位四种,如图 7-7 所示。尾桨的最佳位置是能产生最大推力而需用功率小,以及推力和功率的变化小。

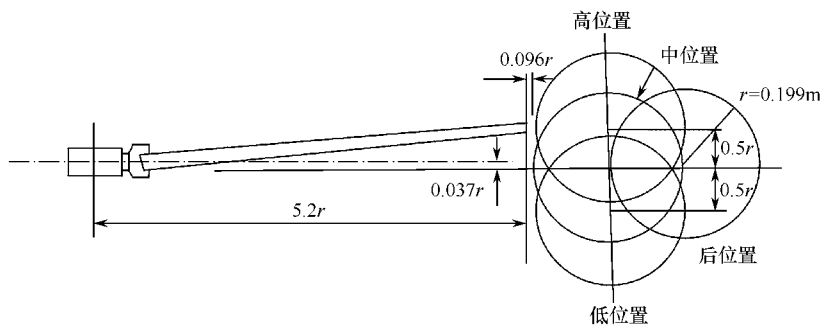


图 7-7 尾桨相对于旋翼的位置

各种位置的尾桨,其推力随风向的变化如图 7-8 所示,低位时,尾桨推力较大,但风向从 $30^\circ \sim 90^\circ$ 变化时,推力的变化较大,这是由于旋翼翼尖涡的影响。中位时,推力随风向变化较缓。而后位和高位情况推力均较小。在风向为 240° 时后位尾桨受涡环状态影响较大。

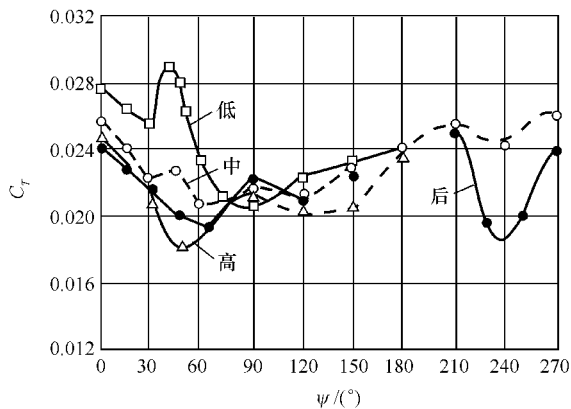


图 7-8 尾桨位置对推力的影响

为使航向机动所需总距最小,在悬停回转时脚蹬的偏移最小以及所需功率最小,尾桨桨毂应布置在旋翼旋转平面(中位),并尽可能地接近旋翼。

2) 尾桨相对于垂尾的位置

尾桨一般位于垂尾一侧,按尾桨相对垂尾的位置不同可分为拉进式和推进式两种,尾桨距垂尾的距离对尾桨的特性有很大影响。此时应考虑尾桨净推力系数 C_{TN} ,即尾桨产生的轴推力系数 C_T 减去垂尾阻力系数 C_f 后的值。

图 7-9 给出,在 $V=65\text{km/h}$,悬停高度 h 与旋翼直径 D 之比 $h/D=0.3$;尾桨转向为底部向前,尾桨至垂尾间距 s 和尾桨半径 r 之比 $s/r=0.45$;尾桨总距 20° 的典型条件下,拉进式和推进式尾桨的轴推力近似相等。但拉进式尾桨的尾流作用于垂尾,产生较大的垂尾阻力,使尾桨产生的净推力较推进式的小,而且随风向变化推进式尾桨的推力变化较和缓。因此,一般认为推进式尾桨较为有利。在 $s/r=0.45$ 、 $S_v/\pi r^2=0.21$ 情况下,推进式较无垂尾时,实度增大 12%,重量增加 6%,功率增加 18%。如改成拉进式则相应的实度增大 30%,重量增加 16%,功率增加 50%。

图 7-10 表示尾桨至垂尾的距离 s 以及垂尾在尾桨桨盘内投影面积 S_v 对尾桨的特性的

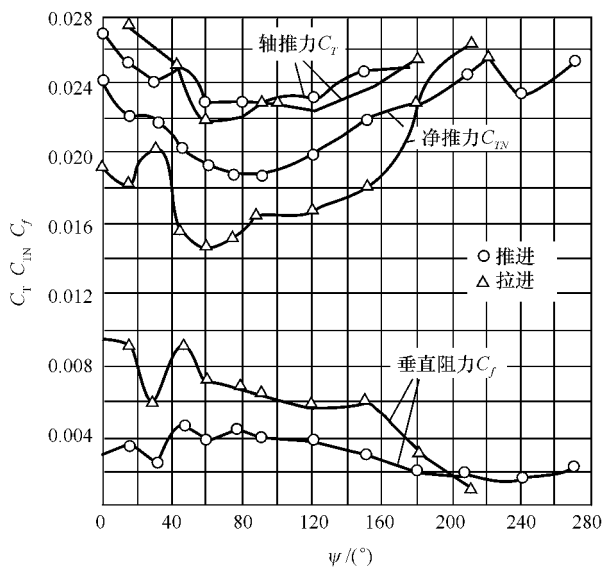


图 7-9 拉进式和推进式中位尾桨比较

影响。图中给出了推进式和拉进式尾桨在不同的尾桨至垂尾的间距比 s/r 和不同的垂尾阻塞比 $S_v/(\pi r^2)$ 时,悬停状态下尾桨轴推力 C_T 与净推力 C_{TN} 之比。可以看出,对拉进式尾桨只是垂尾阻塞比 $S_v/(\pi r^2)$ 影响需要的轴推力,但其影响却较推进式大得多。而对推进式尾桨,增大尾桨间距比可以大大减少垂尾的影响,设计时在不过多的增加尾桨轴和垂尾等结构重量的条件下,总希望有较大的尾桨间距比,有时 s/r 可达 0.5(一般为 0.34~0.4)。

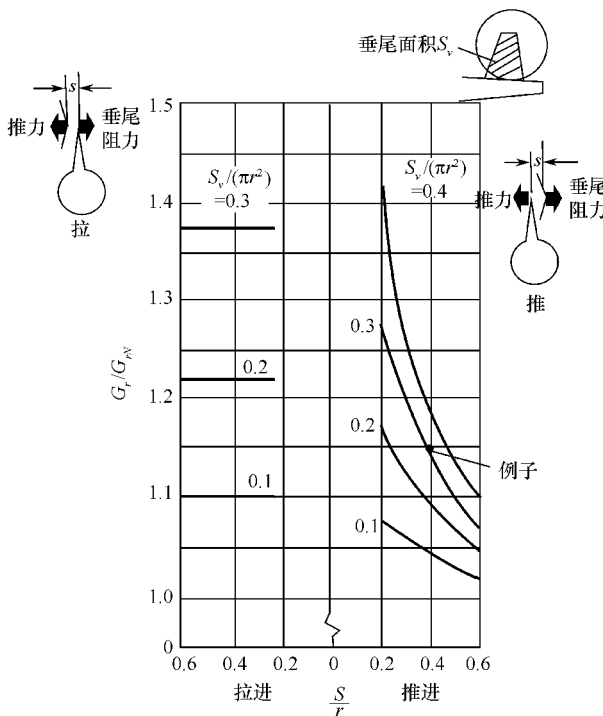


图 7-10 尾桨间距和垂尾阻塞影响

3) 尾桨旋转方向

试验分析表明,和传统的尾桨转向(底部向后)相反,尾桨底部向前的转向能获得最大的尾桨净推力,且推力随方位角变化亦小,即当改变侧飞状态时,脚踏不需急剧修正,这是因为尾桨的旋转方向与旋翼桨尖涡方向相逆的缘故。同时,底部向前时,尾桨叶“切割”旋翼尾流相对缓和,可减小尾桨噪声。图 7-11 表示尾桨转向对其推力的影响。图中给出了推进式尾桨在中位布置,有垂尾、 $s/r=0.45$ 、近地面 $h/D=0.3$ 条件下,以 $V=65\text{km/h}$ 飞行,各风向方位角的尾桨净推力值。这在 BO-105 直升机试飞中已得到证实。原来 BO-105 直升机的尾桨是底部向后旋转,侧飞时尾桨推力不足。如改变尾桨实度 σ_t ,则 σ_t 必须加大 5%,这样将使尾桨和尾传动系统的重量增加 20%,功率消耗增加 80%。而改变尾桨旋转方向后,即顺利地解决了推力不足的问题。

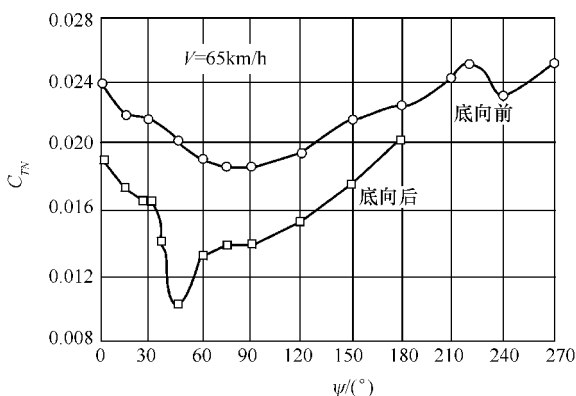


图 7-11 尾桨转向对尾桨推力影响

2. 尾桨的主要设计参数

单旋翼式直升机的尾桨是用来保证航向平衡及操纵,同时还起保证所要求的航向静稳定性及角速度阻尼的作用。

尾桨的主要参数有:直径 D_t 、桨尖速度 ωr 、实度 σ_t 及桨盘载荷 p_t 。参数选择的基本原则:在满足航向平衡、操纵及稳定性要求的前提下,使尾桨及其传动系统的重量最轻、消耗的功率最小,而且便于总体布置。

(1) 尾桨直径的选择取决于下列因素:

- ① 尾桨直径大的优点有,悬停时需用功率小,航向操纵功效大,前飞时稳定性高;
- ② 尾桨直径小的优点有,尾桨和传动系统重量小,有助于解决尾沉问题,尾桨桨毂阻力小。

对现有直升机进行的研究表明,尾桨直径和旋翼直径之比 D_t/D 与旋翼桨盘载荷 p 存在如图 7-12 所示的关系。由图可见,一般直升机 D_t/D 约在 0.16~0.22 的范围内,小直径的尾桨用在旋翼桨盘载荷小的情况,大直径的尾桨用于大的桨盘载荷,对此有下列两点理由:

- ① 桨盘载荷大的旋翼需用的功率大,用大直径尾桨可节省一些功率,因此是有吸引力的;
- ② 在桨盘载荷小的情况下,尾梁很长,用小直径尾桨较易于使直升机重心靠近旋翼。

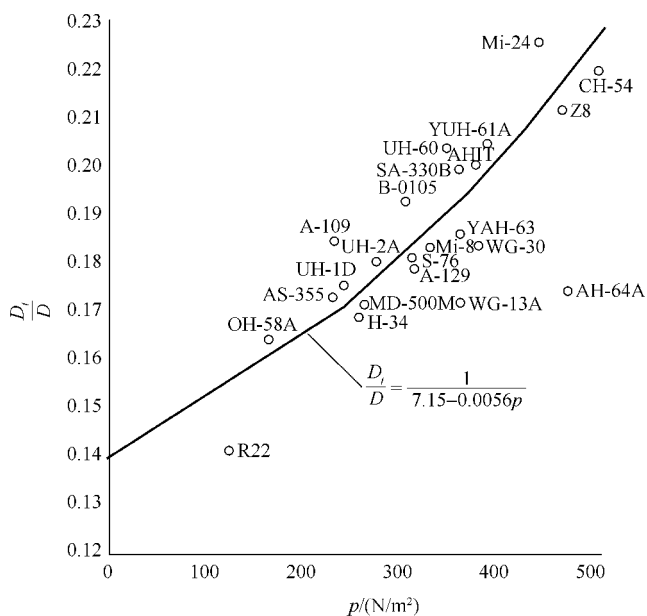


图 7-12 尾桨直径大小的发展趋势

图 7-12 的曲线大致趋势可用下列方程近似地描绘,即

$$\frac{D_t}{D} = \frac{1}{A_t - 0.00564p} \tag{7-3}$$

式中 A_t ——系数,一般在 7~7.3 之间,通常取 7.15;

p ——旋翼桨盘载荷(N/m²)。

麦道公司的 AH-64 直升机和贝尔 OH-58 直升机在最初设计时也曾遇到航向操纵问题,加大尾桨直径后,使之接近于图 7-12 所示曲线,问题得以解决。

(2)尾桨桨尖速度 ωr 的选择原则与旋翼相近,桨尖速度低可使噪声减小,而桨尖速度高可使尾桨及尾传动系统重量减小。气动力因素不如在旋翼上那么重要。一般可以取 $\omega r = (1 \sim 0.9)\Omega R$ 。

(3)尾桨实度 σ_t 的选择,必须保证以最大速度飞行时尾桨不致出现显著的气流分离,而且必须保证直升机具有所要求的航向静稳定性及角速度阻尼。在总体设计时,可以先根据气流分离限制确定 σ_t ,再通过操纵性稳定性计算,检查尾桨功效是否足够,对 σ_t 进行适当修改。按气流分离限制确定 σ_t 的方法与旋翼相同。尾桨的拉力 T_t 可按下式确定,即

$$T_t = \frac{M_k}{L_{\pi}} \tag{7-4}$$

而

$$M_k \approx \frac{9500\xi N_e}{n}$$

式中 M_k ——旋翼反扭矩(N·m);

N_e ——发动机额定功率(kW);

n ——相应于发动机额定功率的旋翼转速(r/min);

ξ ——功率传递系数。

尾桨轴至旋翼的距离可按下式确定,即

$$L_{\pi}=\frac{D+D_t}{2}+\Delta L \tag{7-5}$$

加大 L_{π} 往往会使直升机结构重量及外廓尺寸增加。 ΔL 一般约为 0.15m~0.25m。

考虑航向操纵力需要,应将平衡反扭矩的尾桨拉力 T_t 增大。尾桨的桨盘载荷为

$$p_t=\frac{T_t}{\pi r^2} \tag{7-6}$$

一般 $p_t/p=1.9\sim2.4,\sigma_t/\sigma=1.7\sim2.8$ 。

表 7-1 列出几种典型直升机尾桨桨盘载荷值。

表 7-1 典型直升机尾桨桨盘载荷值

机 型	H-13	OH-58	H-19	UH-1D	BO-105	H-34	UH-2C	H-37A	CH-53A	SH-30	CH-54A
$p_t(\text{N/m}^2)$	191.1	296.9	292.0	426.3	568.7	607.5	659.5	578.2	597.8	722.3	851.6

图 7-13 给出按侧飞速度来选择尾桨桨盘载荷的推荐曲线。图中分别按脚蹬保持 10% 余量和需保持线性脚蹬特性的标准选择,在曲线左侧为可行区。如需保持侧飞速度达 65km/h 有线性脚蹬特性,对底部向后旋转的尾桨,其桨盘载荷应大于 670N/m²。侧飞速度为 37km/h,桨盘载荷需大于 570N/m²。

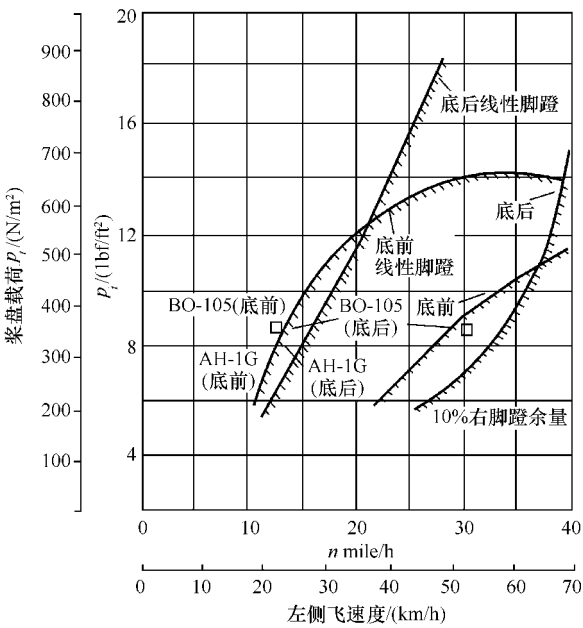


图 7-13 尾桨桨盘载荷和侧飞速度关系

(1 1bf/ft²=47.8N/m²)

三、水平尾面布置及参数选择

单旋翼式直升机一般都带有不大的水平尾面。其主要作用是改善直升机的迎角静稳定性,从而改善纵向操纵性及稳定性。此外,对速度静稳定性也会有好的影响。

水平尾面布置及参数选择的基本原则:满足稳定性的要求;飞行状态改变时由于尾面载荷变化引起直升机姿态的变化要小。

水平尾面对迎角静稳定性主要取决于其相对面积与相对作用力臂的乘积 $\overline{S_h} \times \overline{L_h}$ 。其中, $\overline{S_h}$ 是尾面面积 S_h 与旋翼桨盘面积 πR^2 之比值,即 $\overline{S_h} = \frac{S_h}{\pi R^2}$ 。 $\overline{L_h}$ 是尾面至旋翼轴的距离 L_h 与旋翼半径 R 之比 L_h/R 。在初步设计时,可以参照具有良好纵向操纵性、稳定性的原准机数据或现有直升机的统计数据来选定。以后再通过操纵性稳定性计算进行校核。一些直升机平尾设计参数的数据和趋势见图 7-14 和表 7-2。图中代表在 $\mu \geq 0.2$ 时有纵向静稳定性的平尾面积趋势。由图可知,铰接式旋翼和无铰接式旋翼由于有挥舞铰(或当量的)外移而产生的桨毂不稳定力矩,其平尾面积要较跷跷板式旋翼所需的平尾面积为大。而带倾斜尾桨时,由于重心移动范围大,所以其平尾面积要求较大。

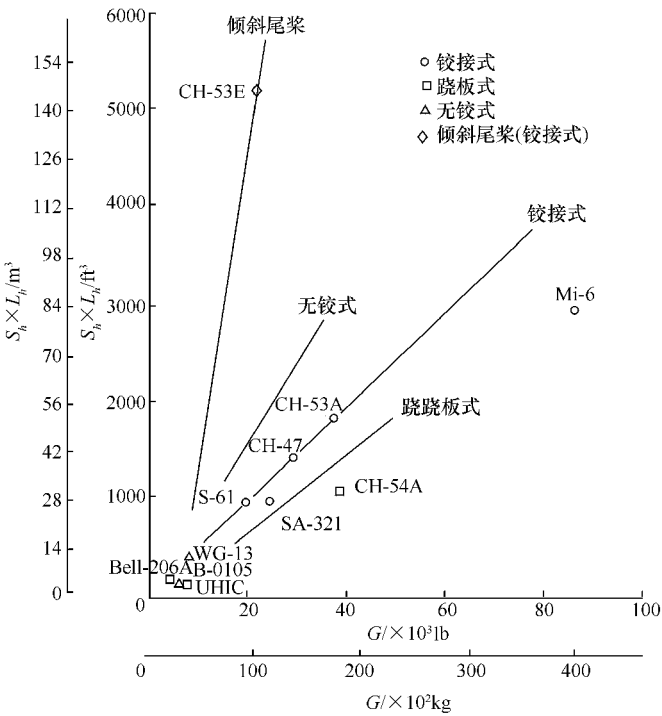


图 7-14 水平尾面参数趋势
(1 lb=0.45kg)

表 7-2 若干直升机的平尾参数表

旋翼型式	机 型	总重/kg	旋翼直径/m	平尾面积/m ²	L _h /R
铰接式	OH-6A	1000	8.02	0.62	1.09
	UH-19	3270	16.17	0.42	1.09
	HH-52A	3590	16.17	0.67	1.17
	SH-34A	5000	17.08	0.99	1.01
	SH-3A	7730	18.91	1.86	1.21
	S-61L	8640	18.91	1.86	1.21

(续)

旋翼型式	机 型	总重/kg	旋翼直径/m	平尾面积/m ²	L _h /R
铰接式	SA-321	10910	18.91	2.37	1.23
	CH-37	13640	21.96	3.72	1.22
	CH-54A	17270	21.96	2.42	1.22
	Mi-6	39090	34.95	4.93	1.0
	AH-64	6650	14.63	3.06	1.23
	A-129	3554	11.90	1.57	0.93
	Z11	2000	10.69	1.263	0.9
	Z8	13000	18.90	1.81	1.24
无铰式	BO-105	2305	11.35	0.80	0.93
	WG-13	3864	12.81	1.11	1.23
铰接式带 倾斜尾桨	CH-53E	20909	24.10	11.25	1.10
	UH-60A	9727	16.35	4.40	1.19
跷跷板式	206A	1364	10.16	0.87	0.75
	UH-1N	4773	14.64	2.18	0.70

西科斯基公司建议按考虑旋翼桨毂力矩影响后的平尾尺寸系数 K_h 来选择平尾尺寸。
其表达式为

$$K_h = \frac{\eta L_h S_h 10^3}{TH + K_r} \tag{7-7}$$

式中 η ——平尾位置系数,高平尾 $\eta=0.9$,低平尾 $\eta=0.75$;
 T ——旋翼拉力;
 H ——旋翼离重心高度;
 K_r ——桨毂影响系数,正比于旋翼桨毂力矩。其表达式为

$$K_r = \frac{l_\beta k M_s \Omega^2}{2}$$

式中 l_β ——挥舞铰外移量;
 k ——桨叶片数;
 M_s ——桨叶质量静矩, $M_s = \int_0^R nr dr$, m 为桨叶单位长度质量;
 Ω ——旋翼旋转角速度。
(上述数据都为英制单位)

根据公司经验,给出了保证高速前飞时有良好动稳定性时的评价值,如图 7-15 所示。在 S-76 直升机设计时,控制挥舞铰外移量,即控制 K_r ,并为减少由悬停到前飞过渡时,旋翼尾流对平尾载荷而产生的抬头力矩,采用“优”级的最小平尾尺寸因数 $K_h=3.5$ 来选取平尾尺寸。

在确定平尾纵向位置时,一方面要求尽量加大平尾至旋翼轴的距离 L_h ,这样就可以把水平尾面面积 S_h 选小一些。另一方面最好设法避免,由悬停转入前飞状态时,由于旋

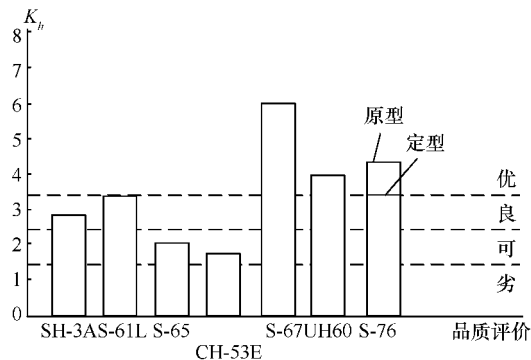


图 7-15 平尾尺寸因数 K_h 及评价值

翼下洗流的作用使尾面的气动力突然改变,从而引起作用于直升机的力矩的突然变化。如表 7-2 所列,常见直升机 L_h 的变化范围较大,西科斯基公司研制的直升机 L_h 一般在 $1.0R \sim 1.2R$ 之间,目前有的直升机为了避免飞行过渡状态对直升机姿态的突然变化, L_h 取为 $0.75R$ 左右。

一般平尾的布置有下列三种型式,即高平尾(T 尾或单侧平尾),低平尾和前平尾。其示意图如图 7-16 所示。

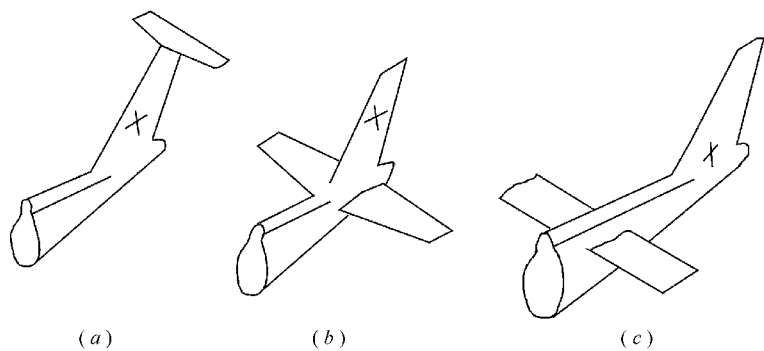


图 7-16 平尾位置简图

(a)高平尾; (b)低平尾; (c)前平尾。

(1)高平尾离重心距离最大,平尾尺寸和重量较小;悬停时不受旋翼下洗流作用,无向下载荷损失。对于要求平尾尺寸较大的大型直升机,常采用单侧高平尾。高平尾特别是 T 尾布置要加强垂直尾面的结构,垂尾对尾桨的阻塞效应也较大。对于武装直升机,高平尾可避免导弹、火箭发射时的尾冲击波造成的撞击损伤。

(2)前平尾和高平尾不同,尾面尺寸和重量较大,且在悬停时有向下载荷损失,但过渡状态对机身力矩影响较小。对武装直升机,机弹相容问题比较突出。

(3)低平尾介于两者之间,平尾离重心距离较远,平尾尺寸和重量较小。悬停时不受旋翼下洗流影响。过渡飞行状态,平尾处于旋翼尾流中,对全机平衡有影响。对武装直升机,机弹相容问题也比较突出。

具体设计时,由于设计要求、设计经验和采取的措施不同,尾面布置也各异。如贝尔 222 设计时,希望不用人工增稳装置就能满足现有仪表飞行要求,还要能以 63km/h 的速度沿各方向飞行。原始方案采用 T 尾型式,但试飞后发现,悬停转前飞(45km/h)时有突

然产生的抬头力矩(图 7-17),而且前飞时还有偏航俯仰耦合,使机头左偏时产生抬头力矩,右偏时产生低头力矩。最后改用贝尔公司传统的前置平尾布置。经精心设计后,不需要再用平尾和纵向联动方案,采用了固定平尾,简化了结构,减轻了重量,其纵向稳定性和纵向杆位移对速度的特性也是稳定的。图 7-18 表示不同位置水平尾面对直升机纵向配平的影响。

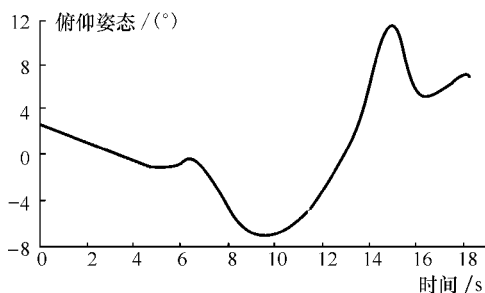


图 7-17 贝尔 222 采用 T 尾时俯仰姿态变化

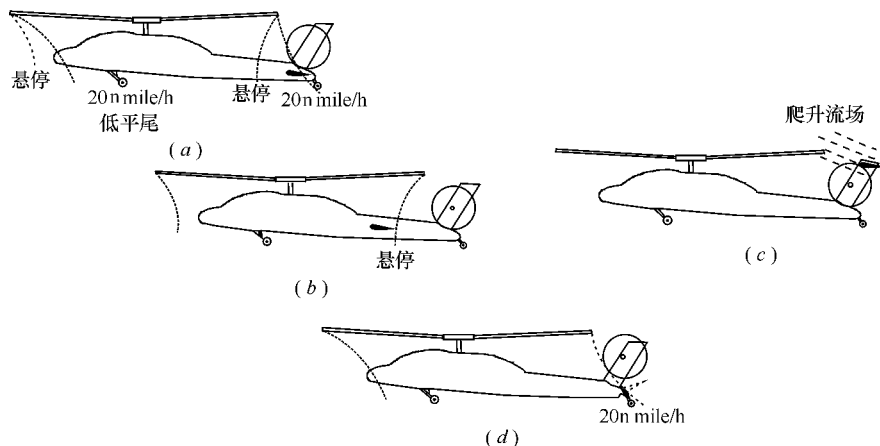


图 7-18 水平尾面位置对直升机纵向配平的影响

(a)低平尾;(b)前平尾;(c)T 型平尾;(d)可动平尾。

水平尾面一般都在负迎角下工作,对直升机作用一个抬头力矩。这样,一方面可以改善直升机的迎角静稳定性,另一方面,由于此抬头力矩是随着飞行速度增加而增加的,也可以改善直升机的速度静稳定性。直升机的旋翼是速度静稳定的,但机身却往往是速度静不稳定的,且此静不稳定性随飞行速度增加而增加。因此,在大速度飞行时,机身的静不稳定性有可能抵消旋翼的速度静稳定性。使尾面在负迎角下工作就可以避免此现象。

直升机由前飞转入爬升或自动下滑时,由于气流方向的突然变化,平尾作用于直升机的力矩也会突然变化(图 7-19),甚至于可能由于迎角过大而出现气流分离。

大多数直升机平尾安装角都是固定的。平尾安装角的选择主要考虑保证直升机在过渡飞行状态,如大速度、爬升、自转下滑等各种飞行状态,直升机均具有良好的纵向稳定性,防止周期变距杆出现负的位移梯度,同时保证直升机的飞行姿态良好。有的直升机把水平尾面与总距操纵联动来解决上述问题,即总距增加时水平尾面的安装角也加大。

有些现代直升机平尾安装角是可变的,通过速度传感器、总距杆、俯仰角速度陀螺以

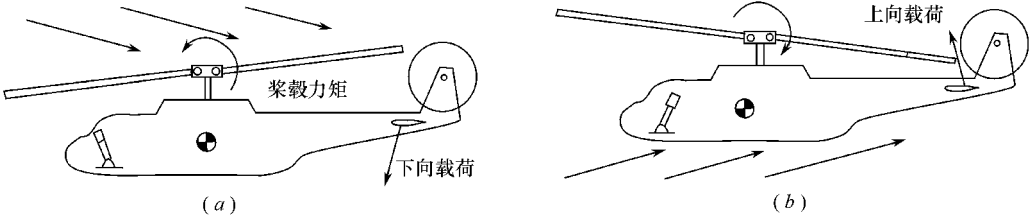


图 7-19 爬升和下滑时平尾对纵向配平的影响

(a)爬升；(b)下滑。

及横向加速度计的反馈信息控制平尾安装角的变化。通过速度反馈平尾可以有效地增加速度稳定性；总距反馈可消除高速状态总距——俯仰运动耦合；俯仰角速度反馈则可以增加巡航飞行状态的俯仰阻尼，在重心包线内提供机动飞行正杆位置梯度；而横向加速度反馈则可改善在阵风状态下的直升机稳定性，消除俯仰偏航耦合。可动平尾使结构复杂，结构重量增加，成本也提高。

YUH-60A 的设计采用低平尾布置，其目的是为避免旋翼尾流在悬停和转入前飞时的不利影响，使平尾的安装角变化。低速飞行时，平尾顺旋翼尾流有较大的正安装角，并可产生一定的低头力矩，以改善驾驶员的视界。高速飞行时，平尾安装角接近 0° ，以减小阻力。在自转飞行时（总距 ϕ_T ，极低），平尾安装角变负，能在放总距的同时产生一抬头力矩，使旋翼易于进入自转。其平尾安装角 ϕ_h 的变化规律如图 7-20 所示。

水平尾面的平面形状可以是梯形的或矩形的，展弦比较小。展弦比较小会降低尾面的效能，常在翼尖加端板来避免这个弊病。但尾面气动力迎角的变化比较和缓，气流分离的临界迎角也较大，而且结构重量也较轻。

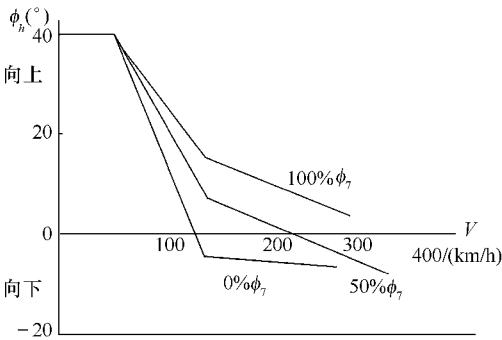


图 7-20 YUH-60A 平尾安装角变化规律

四、垂直尾面

早期设计的单旋翼式直升机，完全由尾桨来平衡旋翼反扭矩，以实现航向操纵，并提供航向稳定性。此时，直升机尾部仅有一安装支撑尾桨的无气动贡献的斜梁。随着直升机飞行速度的提高和对尾梁工作状态认识的深化，人们开始将斜梁设计成有翼型剖面的垂尾形状。使其流线化，产生一定的侧力，在巡航状态减小尾桨需用推力和尾桨功率消耗（在巡航状态，垂尾可提供平衡旋翼扭矩所需推力的 60% 或更多些），还能增加航向稳定性。

1. 垂尾的面积

20 世纪 60 年代后期，在战斗环境中发现，直升机常由于尾桨失效而遭全机损失。因

而人们开始考虑,能否使直升机在尾桨失效后仍能保持航向平衡和稳定性,使直升机具有返回基地的能力。最简便的方法是利用垂直尾面提供一定的反扭矩能力,并保持适度的航向稳定性。因此,垂尾面积的选择通常依据以下原则。

(1)在前飞时使尾桨卸载,以减小尾桨的消耗功率和需用推力,提高尾桨寿命。

(2)尾桨失效后保持直升机安全返航。依据《直升机飞行品质规范》要求“动态过程恢复后,直升机在最大总重下,用最小需用功率的速度飞行,侧滑角不大于 20° ,且具有满意的航向稳定性”。

第(2)条的要求更严格和苛刻,AH-64、UH-60等直升机研制实践表明,要实现这一要求垂尾面积将会很大,对尾桨阻塞严重。因此,极少有直升机完全达到这一要求。OH-58A直升机开始设计时并无尾桨失效后能安全返航的要求,后经重新设计垂尾,改进了翼型、增大了安装角、垂尾面积略有减小,最后满足了要求。

当垂尾面积确定以后,还有一个展弦比的选择问题。垂尾展弦比确定应在满足平衡和稳定性要求的情况下,尽量减轻结构重量,并考虑运输要求。在很多直升机上,尾桨的位置决定了垂尾的高度(展长)。

2. 垂尾后掠角

垂尾后掠角的选择一般是考虑外形美观和减小对尾桨的阻塞作用;另外,要考虑尽量减小尾部结构的重量。现代直升机垂尾前缘后掠角大部分在 40° 左右,而垂尾 $1/2$ 弦线后掠角一般比前缘后掠角小 $3^\circ\sim 4^\circ$ 。

3. 垂尾翼型

垂尾翼型选择首先要考虑气动性能要求,翼型应有较高的升力系数和较大的升力线斜率。其次,从结构考虑垂尾应有一定的厚度,便于布置尾传动轴。

4. 垂尾安装角

垂尾安装角选择主要考虑在设计飞行速度下获得所要求的气动性能,与其他参数组合在尾桨失效时保证垂尾产生足够的侧向力,以满足平衡和稳定性要求。

有些直升机把垂尾(或部分垂尾)置于水平尾面端部,这不仅减少了平尾端部气动损失,又能增大垂尾面积。也有直升机将垂尾分成上垂尾和下垂尾两部分,这种布置一般在尾桨位于低位时采用。

五、短翼布置

武装直升机为了悬挂武器一般在机身两侧都装有短翼。短翼除了悬挂武器外在前飞时会产生一定的升力,为旋翼卸载。

特别在机动飞行时会提高直升机的最大飞行过载。但是,短翼在悬停和垂直爬升时,会产生向下的气动阻力,使直升机增重;在前飞时,短翼的诱导阻力也会增加直升机的需用功率,另外,如果旋翼卸载过大,为了克服直升机的阻力,旋翼必须加大前倾以产生足够的前向拉力,这样就导致了后行桨叶迎角增大,造成过早失速;在自转下滑时,由于短翼攻角增大,升力相应增加,导致旋翼拉力下降,对自转特性造成不利影响。因此,在选择短翼翼型、面积、展弦比、平面形状、安装角等参数时应综合考虑,在满足外挂武器布置和承载要求的情况下,尽量减小不利影响,以满足动力学、气动性能、飞行品质等要求。

短翼在机身上布置时其气动中心的纵向位置应尽可能位于全机重心之后,使短翼起到安定面的作用,以增加全机纵向静稳定性,如果受结构布置和连接的限制不能满足时,

则可考虑采用后掠短翼。确定短翼在机身上高度布置的原则：①保证在着陆时外挂武器离地有足够的间隙，确保安全；②拆、装外挂武器方便。

7.2 纵列式双旋翼直升机旋翼及尾面的布置

一、旋翼布置

纵列式直升机旋翼的布置包括确定两旋翼的纵向间距、旋翼相对机身的高度及倾斜角。

两旋翼间距 L_{HB} 往往用它与旋翼半径 R 之比 $\bar{L}_{HB} = L_{HB}/R$ 来表示。在 $\bar{L}_{HB} < 2$ 时两旋翼有重叠，而当 $\bar{L}_{HB} \geq 2$ 时完全不重叠。

$\bar{L}_{HB}$ 容许的最小值取决于保证两旋翼的桨叶没有相碰危险的条件。图 7-21 给出两旋翼的俯视图，假如忽略桨叶的宽度，只考虑桨叶绕摆振铰的摆动，由图 7-21 可得

$$(\bar{L}_{HB})_{\min} = \frac{\sin \xi}{\tan(\theta - \xi)} + \cos \xi \tag{7-8}$$

式中 θ ——两个桨叶夹角的 $1/2$, $\theta = \pi/k$, k 是每个旋翼的桨叶片数；
 ξ ——桨叶摆动幅度的 $1/2$, 可取前后限动角之和的 $1/2$ 。

由式(7-8)可以看出，桨叶数目越多， $(\bar{L}_{HB})_{\min}$ 就越大。当然，实际上容许的最小值应比式(7-8)所决定的数值大一些，这不仅是因为考虑到桨叶有宽度，而且还必须考虑到传动系统齿轮的间隙、协调轴的扭转变形及旋翼支持系统的变形等。

$\bar{L}_{HB}$ 减小，两旋翼相互干扰作用增加，诱导功率会有所增加。但机身长度却可以缩短，使结构重量有所降低，机身刚度会增加。具体布置时要全面考虑这些因素，根据具体情况确定，还要考虑到内部装载对机身长度的要求。表 7-3 列出了一些纵列式直升机的两旋翼间距值。

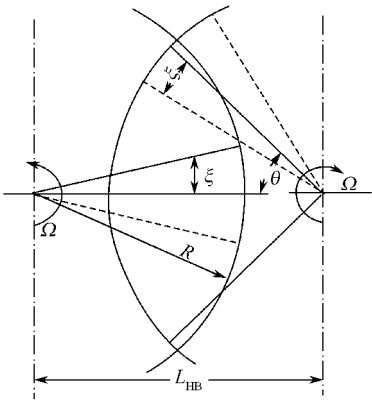


图 7-21 L_{HB} 最小值的确定

表 7-3 几种纵列式直升机的两旋翼间距

直升机名称	旋翼直径 D/m	桨叶片数 k	$\bar{L}_{HB}$
CH-46D	15.54	2×3	1.30
CH-47A	18.02	2×3	1.33
BV-234	18.29	2×3	1.30
波音 360	15.15	2×4	1.38

大多数纵列式直升机的旋翼轴往往前倾一个角度 α_{rs} ，同时后旋翼毂中心往往比前旋翼毂高出一段距离 ΔH_{HB} (图 7-22)。旋翼轴前倾：一是可以减小机身在前飞时阻力；二是可以保证前旋翼桨叶不致于打到机身。提高后旋翼的目的，在于减小前飞时前旋翼对后旋翼的干扰作用，易于保证后旋翼桨叶不致于打到机身上。 ΔH_{HB} 一般取 $0.1D$ 左右。

二、尾面布置

纵列式直升机尾面布置的主要问题是克服飞行时的横侧动不稳定运动,即所谓“荷兰滚”。出现这种动不稳定运动的主要原因是航向静稳定性不足,“上反效应”过大,反滚转阻尼不足。

纵列式直升机的机身是航向静不稳定的,后旋翼柱虽然做成垂直尾面的形式,但其效能仍很差。原因在于,垂尾翼型相对厚度过大(大于 20%),作用力臂较短,前旋翼柱及机身对气流有阻滞作用。因此,假如不采取其他措施,整个直升机航向静稳定性一般是中性的。另外,由于旋翼及后旋翼柱的作用,整个直升机的“上反效应”往往过大(图 7-23)。为了解决这个问题,就必须通过尾面的布置来增加航向稳定性,减小“上反效应”。一般常用的办法是,在后旋翼柱以外附加垂直尾面,且适当降低其位置(图 7-24),也有的直升机在起落架支柱或减振器上附加整流罩来减小“上反效应”(图 7-25)。

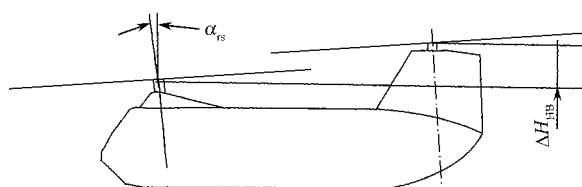


图 7-22 纵列式直升机旋翼轴位置

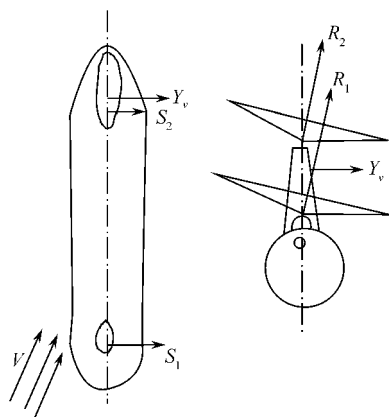


图 7-23 纵列式直升机的“上反效应”

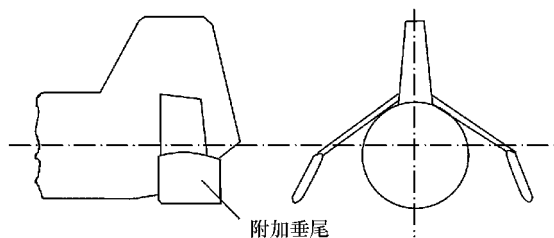


图 7-24 纵列式直升机的垂直尾面

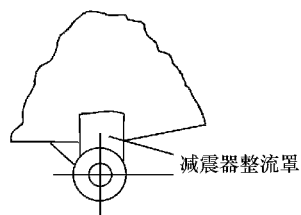


图 7-25 起落架整流罩

在前飞时,由于前旋翼对后旋翼的干扰作用,即使前后旋翼升力大致相等,后旋翼消耗的功率也比前旋翼大,也就是说后旋翼的反扭矩要大一些。图 7-26 表示前后旋翼扭矩随速度的变化。为了抵消所产生的不平衡反扭矩,后旋翼柱后缘往往做成可调的,或向一边弯折(图 7-27)。

纵列式直升机的旋翼及机身往往是迎角静不稳定的。在多数情况下都不借助水平尾面来保证迎角的静稳定性,因为水平尾面与直升机重心的距离较近,其作用力臂较短,要产生足够的效能其面积就必须很大,相应地重量也就很大。一般都用加大前旋翼挥舞调节系数的办法来获得所要求的迎角静稳定性。当然,为了支持垂直尾面还必须带有不大的水平尾面,这对提高迎角静稳定性也有一定作用。

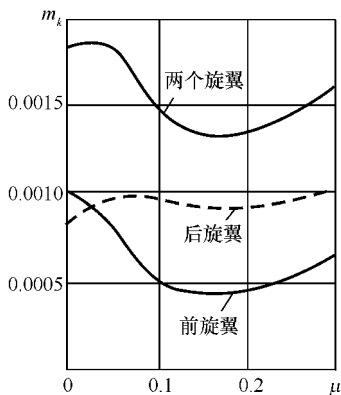


图 7-26 前后旋翼扭矩分配

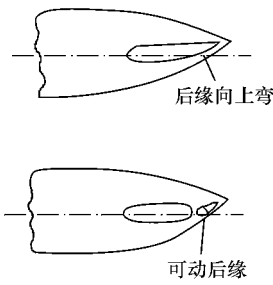


图 7-27 反扭矩平衡

7.3 降低直升机全机废阻

一、直升机的废阻

随着直升机越来越广泛的应用和对其速度要求的日益提高,降低直升机全机废阻显得越来越重要。

现代高速直升机在大速度前飞状态的总需用功率中有近 50%被直升机的废阻所消耗,直升机的速度与废阻之间的矛盾日益突出。直升机废阻主要来源于机体、起落架、旋翼桨毂等部件,对武装直升机短翼外挂武器也是重要的废阻来源。如果在接近最大速度飞行时废阻功率能减少 25%,则需用功率将减少约 10%,最大速度可增加 15km/h~20km/h 以上。

典型直升机的任务曲线和废阻组成见表 7-4。

表 7-4 典型直升机的任务曲线和废阻组成

机种	UTTAS 型	AAH 型
任 务	(1)8min—地面使用; (2)20min—最大连续功率; (3)80min—270km/h~328km/h 巡航; (4)30min—270km/h~320km/h 巡航返回	(1)8min—地面使用; (2)38min—150km/h~180km/h; (3)6min—280km/h 最大速度; (4)32min—无地效悬停; (5)30min—巡航速度返回
废阻组成 /%	机 身 26 尾 面 4 外挂支柱 — 起落架 25 发动机罩 8 炮 塔 — 桨 毂 30 漏泄、动量损失 5 天线、其他 2 (未计外挂物)	17 6 4 22 6 8 30 5 2

由表中数据可以看出,机身的废阻一般占总废阻的 20%~30%,桨毂占 20%~30%,起落架占 15%~25%。因此,机身、桨毂、起落架三大部件是降低全机废阻的重点。

随着直升机技术水平的不断提高,直升机的废阻也在不断降低。与早期的直升机相比,现在直升机的总废阻已降低了大约 50%~60%。图 7-28 给出了直升机废阻发展水平的统计数据。

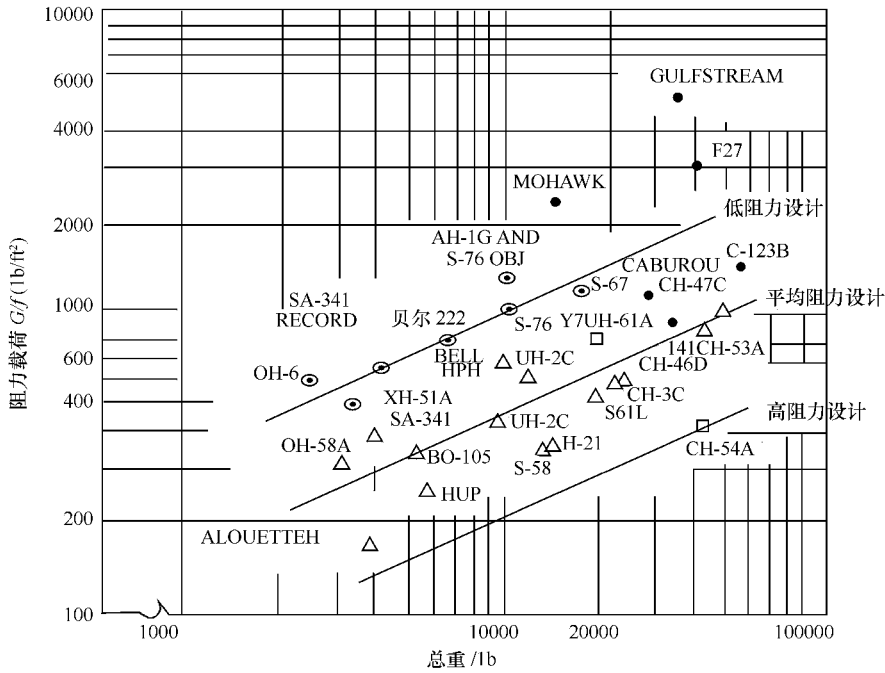


图 7-28 直升机废阻的发展水平

二、直升机废阻估算

在直升机总体设计的初期阶段,正确估算废阻对直升机飞行性能和飞行品质的计算十分重要。而目前直升机废阻的准确计算还是很困难的,一般都要通过直升机的模型风洞吹风试验来确定。

在设计初期的方案论证阶段,常常并不具备对各个部件估算废阻的条件,更谈不上有风洞试验的结果。此时,常利用按统计数据得到的废阻估算公式来估算废阻。

直升机的废阻通常用废阻面积(或当量平板面积) f_e 来表示,废阻面积可以由各个部件的阻力系数计算出来。其表达式为

$$f_e = \sum_{i=1}^n C_{xi} S_i$$

式中 S_i ——各部件阻力系数的计算参考面积;

C_{xi} ——建立在以 S_i 为基础上的相应各部件的阻力系数。因此, C_{xi} 的大小取决于所选取的参考面积。这里还规定直升机的总废阻力为

$$X = q \sum_{i=1}^n C_{xi} S_i$$

式中 q ——模型试验的速压, $q=\frac{1}{2}\rho V^2$ 。

表 7-5 给出了几种典型直升机部件废阻面积的分配表。

表 7-5 几种典型直升机部件废阻面积分配表

直升机机型	OH-6A	UH-1B	CH-47	Z11	Z9A	Z8A
设计总重/kg	1160	4300	15000	2000	3400	13000
桨盘面积/m ²	515	141	548	89.75	111.78	280.55
机 体/m ²	0.139	0.465	1.496	0.19559	0.54432	1.25020
旋翼桨毂/m ²	0.111	0.511	1.310	0.38341	0.49378	1.11316
起落架/m ²	0.046	0.279	0.734	0.20147	0.32193	1.51889
尾 面/m ²	0.09	0.084		0.11492	0.10832	0.17372
其 他/m ²	0.158	0.474	0.474			
合 计/m ²	0.465	1.812	4.013	0.89538	1.46834	4.05596

把直升机的废阻与旋翼的桨盘面积联系起来,可以用下面的公式来估算直升机的废阻:

对于一般的直升机 $f_e=(0.01\sim0.015)\pi R^2$

对于气动外形良好的直升机 $f_e=(0.004\sim0.008)\pi R^2$

把直升机的废阻与直升机的重量联系起来,可以用下面的公式来估算直升机的废阻,即

$$f_e=(0.006\sim0.009)G^{2/3}$$

三、直升机减阻设计

高性能直升机的发展,使直升机的速度与废阻之间的矛盾日益突出,直升机减阻设计也越来越重要,并在直升机设计中越来越受到重视。减阻的措施一是降低 C_x ,二是减小迎风面积 S 。

1. 机身减阻设计

机身是直升机废阻的主要来源之一,机身减阻设计的重点是改善影响机身阻力的关键部位的设计,主要是机头、机身中段、后机身/尾梁的外形设计。

1)改善机头(驾驶舱)的外形设计

图 7-29 给出机身头部拐角半径 R_e 和机身宽度 W_f 比(R_e/W_f)与机身阻力 C_D 的变化规律。由图可以看出 $R_e/W_f<0.1$ 时,机身阻力明显增大。而当 $R_e/W_f>0.1$ 时,机身阻力减小,而且没有明显的变化。图 7-30 表明机头形状是否对称,对机身阻力没有明显影响。因此,增大机头拐角半径是减小机身阻力的有效途径。

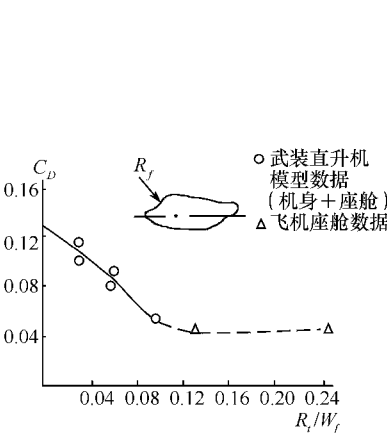


图 7-29 座舱转角半径和机身阻力关系

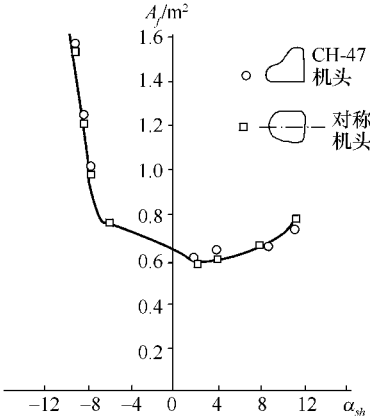


图 7-30 机头形状对机身阻力影响

2) 机身中段减阻设计

机身中段是直升机的货舱(客舱),为了满足装载货物的要求,货舱常常设计成等截面的。由试验得知,随着迎角变化圆形截面机身的阻力增加最小,而矩形截面则最差(见图 7-31)。因此,机身截面应尽量避免采用矩形,直升机机身截面一般都接近圆形。

对于外部安装发动机的机身,发动机短舱的设计除要求发动机短舱外形的流线型设计外,选择合适的机身/短舱相对位置以减少气动干扰阻力也是很重要的。

3) 后机身/尾梁的减阻设计

后机身的阻力在机身阻力中占很大比例,对后机身阻力影响最敏感的部位是后机身到尾梁对接面的一段过渡区,这里机身外形变化大,会产生很大的压差阻力。主要影响因素是后机身的收缩比,后机身收缩平缓,则可以避免气流分离,减小压差阻力。典型的压差阻力增量 ΔC_D 和后机身收缩比 l_c/d_e 的关系曲线如图 7-32 所示。图中 l_c 是后机身收缩长度, d_e 是机身当量直径。由图可知,收缩比达 2.0 时,其后机身因收缩产生的压差阻力影响已不必考虑。图中还给出各种机种不同的横向收缩比对阻力的影响(图中 A_e 为后机身收缩前处的机身横截面积)。

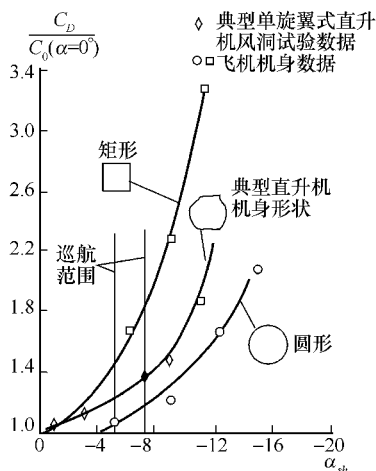


图 7-31 机身横截面形状对阻力的影响

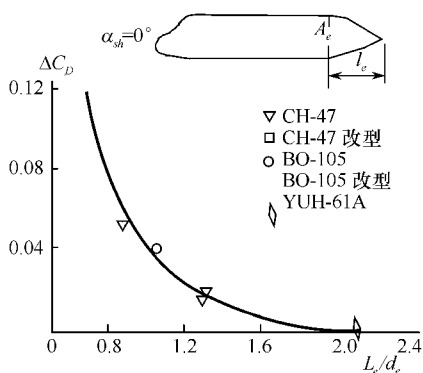


图 7-32 后机身收缩比对阻力影响

但是,许多直升机的后机身形状是根据使用要求来设计的,而不只是按气动要求。如由于后舱门的要求,常使后机身有向上的弯度,并有横向收缩。这样在巡航迎角下不仅增大阻力,而且还增加一个向下的升力,如图 7-33 所示。而弯度引起阻力的增加可由后机身的横向收缩得到一些补偿,如图 7-34 所示。当后机身的横向收缩达到 1.3 时,已可完全抵消对阻力的不利影响。

此外,还采取下列局部措施来减少后机身上弯的影响。

(1) 在后机身安装侧板。侧板使后机身两侧和底部气流形成的涡离开机身表面,从而减弱由涡形成的吸力区,减小了机身阻力,如图 7-35 所示。

(2) 后机身上表面凸起。上表面凸起后能减少上部的静压,改变局部气流方向,相当于增加了横向收缩的效应和增加了货舱门处的压力,减少了压差阻力。如图 7-36 所示。在 CH-46 直升机后机身上部布置发动机舱后,相应提高了后机身上表面,而使机身阻力约降低了 8%。

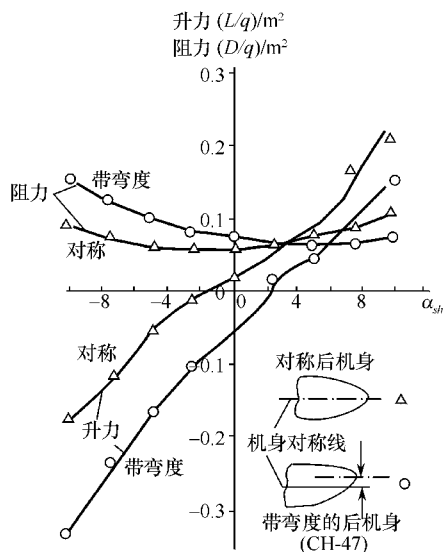


图 7-33 后机身弯度对阻力和升力的影响

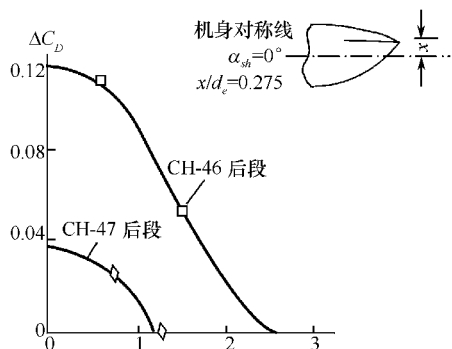


图 7-34 后机身弯度对阻力的影响

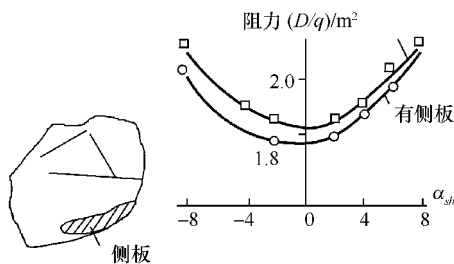


图 7-35 侧板对 CH-46 直升机机身阻力的影响

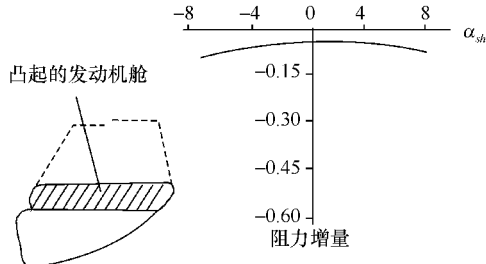


图 7-36 后机身上表面凸起对 CH-46 直升机机身阻力的影响

(3)后机身下表面装扰流板。如在 BO-105 直升机机身下表面装有 0.1858m^2 的扰流板, 这样, 虽然在正迎角时机身阻力明显增大, 但在经常使用的负迎角(巡航状态)下, 阻力几乎没有变化(图 7-37(b))。而由于负弯度产生的负升力却显著减少, 见图 7-37(a)。同时, 由于机身产生的尾涡离开了尾桨而改善了航向稳定性。

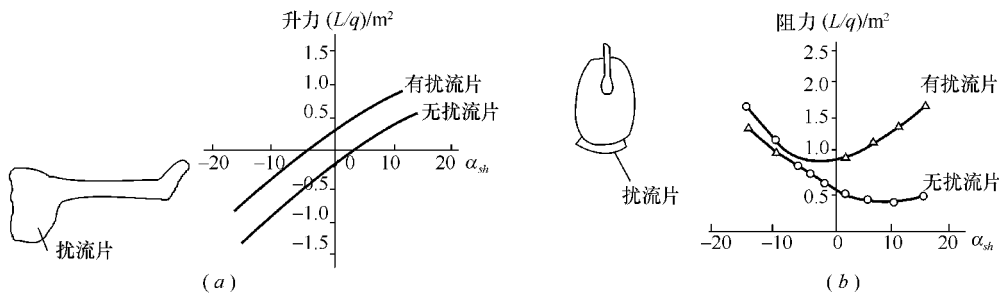


图 7-37 扰流板对阻力和升力的影响

当后机身后部是平板状时, 随后壁板上斜角 ϕ 和机身迎角 α_{sh} (以机身底面计算) 的不

同,可能在机身后部明显地形成两种流动形态,一种是在机身后形成无规则的乱流($\alpha_{sh}>0$),另一种是有由侧向、底部两种气流形成的尾涡流态($\alpha_{sh}<0$),随着流态不同产生的阻力也有明显的差别,如图 7-38 所示。为了避免产生过大的阻力,根据上述曲线,绘制出了在不同的机身负迎角下应避免的上斜角 ϕ 的区域,如图 7-39 所示。

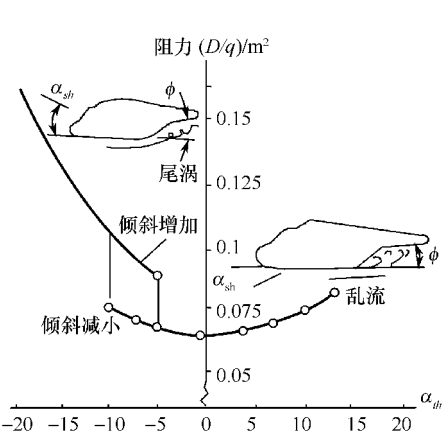


图 7-38 机身后的流态和阻力

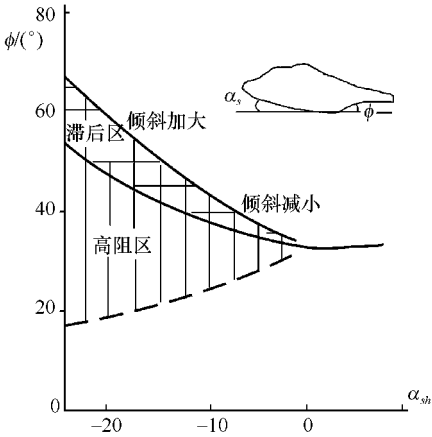


图 7-39 避免产生过大阻力的后机身上斜角区域

为了比较各种前机身、中机身和尾梁的形式,对按不同组合的风洞试验进行了对比,其结果如图 7-40 所示。

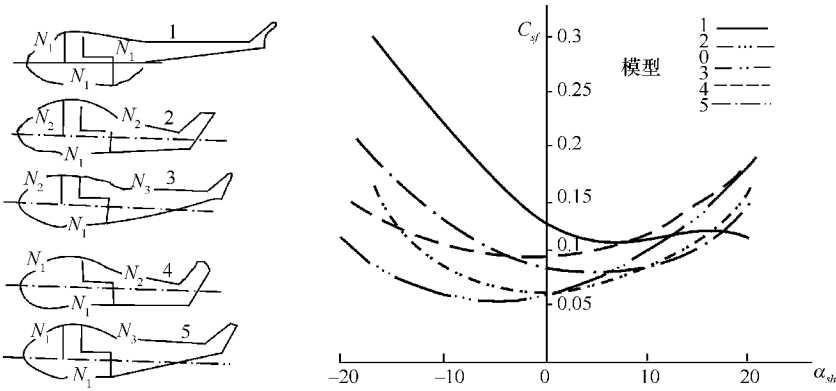


图 7-40 典型的机身阻力随迎角和形状变化关系

2. 旋翼桨毂减阻设计

桨毂阻力占直升机总废阻的 20%~30%。随着飞行速度的提高,机身阻力经减阻可以减少 1/2,这时桨毂阻力就占总废阻的 40%以上,所以减少桨毂阻力一直很引人注意。

桨毂阻力可以通过统计数据来估算:

对于常规桨毂形式 $f=0.0025\sim 0.005\pi R^2$ (R 为旋翼半径)

对经过整流的桨毂 $f=0.0015\pi R^2$

图 7-41 给出了机身迎角和旋翼转速对桨毂阻力的影响。

影响桨毂阻力的主要因素:

(1) 桨毂前视面积 A_D 它指包括操纵拉杆在内的旋转桨毂前视面积,也称桨毂迎风

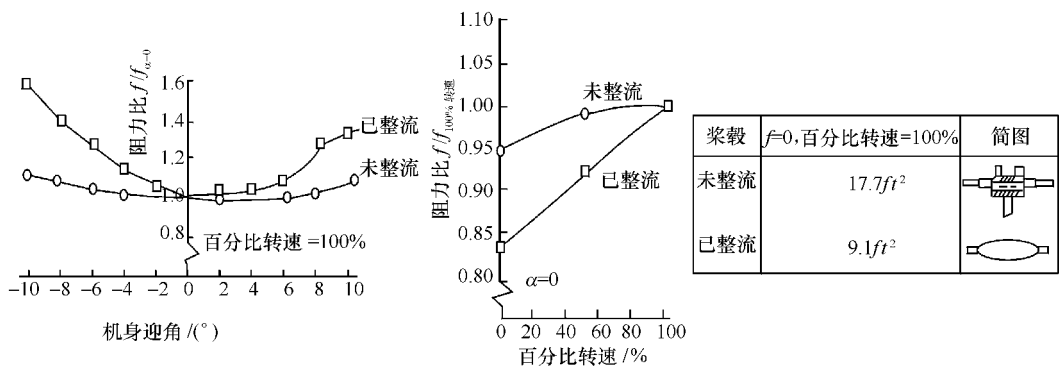


图 7-41 迎角和旋翼转速对桨毂阻力的影响
 α —桨轴前倾角。

面积。这是影响桨毂阻力的主要因素。它和桨毂阻力面积的关系如图 7-42 所示。采用构造简单, 气动外形简洁的无铰式桨毂、无轴承桨毂、带弹性轴承的铰接式桨毂都可使桨毂阻力比普通铰接式减少高达 30%。

(2) 桨毂整流罩 桨毂整流罩有 3 种型式: ①小帽式整流罩, 不包覆任何桨毂部份, 仅“戴”在桨毂顶部, 它对减阻效果不大, 但能改善桨毂后的气流分离特性, 从而可减小振动; ②椭球式整流罩, 将整个桨毂包覆在内, 对铰接式桨毂, 它将随桨叶浮动; ③刚性整流罩, 不随桨叶运动, 在交接部位整流罩上有切口, 并有柔性补偿件以实现密封。

(3) 桨毂与塔柱的间距 桨毂与塔柱的间距如图 7-43 所示, 桨毂离塔柱愈远, 则干扰作用也愈小, 但是旋翼轴和操纵拉杆等露出得也愈长, 在一般桨毂距塔柱不是太近情况下, 两者的影响近乎抵消。

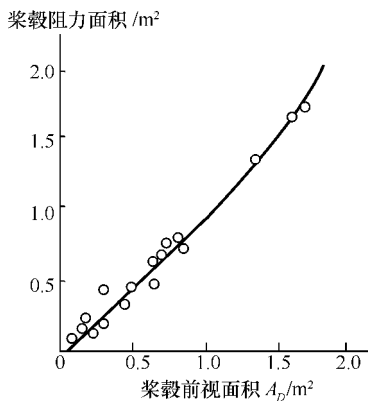


图 7-42 桨毂前视面积

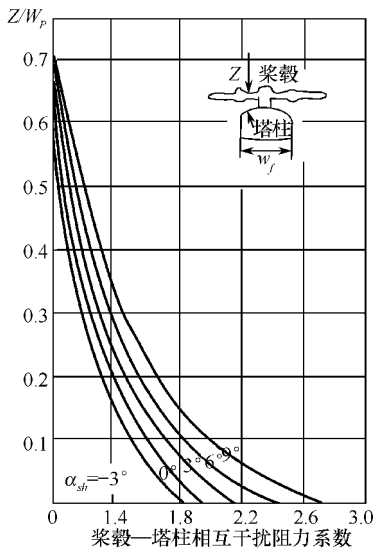


图 7-43 桨毂机身间距对干扰阻力的影响

3. 起落架减阻设计

轮式起落架的阻力与其型式有关(即三轮、四轮式, 以及每个支柱上的机轮数等), 其

中约 50%的阻力是机轮的阻力。所以,在满足地面承压条件下,机轮的迎风面积应尽量小,而且双轮的间距至少应为一个轮胎的宽度,以减少双轮之间的干扰效应。橇式起落架的阻力要较轮式为小。

最有效的减小起落架阻力的措施是将起落架收入机体,但要考虑到减阻引起空机重量增加的代价。如 SA341(小羚羊)直升机和 SA330(美洲豹)直升机各部分废阻的百分比列在表 7-6 中。SA330 采用收放式起落架,使废阻降低,使巡航速度提高 15km/h。

表 7-6 起落架收放后各部分废阻百分比比较

	SA341(小羚羊)	SA330(美洲豹)
机身和管道	21	39
尾翼和尾桨毂	7	6
起落架或起落架整流	23	6
主减整器和发动机	9	19
桨 毂	40	30
总 计	100	100

第 8 章 直升机的总体布局设计

总体布局设计是完成直升机总体方案初步设计工作的最终阶段,是直升机总体设计的重要工作内容之一。当直升机的型式、主要总体参数以及各主要部件的参数和尺寸确定之后,在初步进行气动布局的同时,要进行直升机的总体布局设计。

直升机总体布局工作的具体任务是:进行总体构型设计和协调;布置和协调各主要部件的相对位置和尺寸;具体安排直升机内部的各种装载和设备;合理布置结构承力型式,布置和协调各主要结构承力件的相对位置及其尺寸;实现直升机的气动布局和重心定位要求。这五个方面不是孤立的,而是互相影响,并具有内在的联系。

总体布局也须考虑气动特性要求,而气动布局设计必须考虑总体布局的合理性。

总体布局与重心定位有密切关系,这两者也必须同时进行,总体布局应满足重心定位的要求。

由于直升机的使命任务不同,以及构型的多样性,没有统一的、定量的、适用于任何直升机的总体布局方法。

总体布局的最终结果是绘制出总体布置图、交点数据图、重量分布和重心定位图,并最后完成总体布局初期所绘制的三面图,以及说明和确定直升机初步设计方案的各种技术文件,为全机详细设计提供依据。

8.1 直升机总体布局的主要要求

在直升机总体布局设计中,对任何一个问题的处理都必须从全局出发,满足多方面的要求,考虑到各方面的影响,否则会造成返工。总体布局的主要要求是:

1. 空气动力要求

直升机气动外形的优劣对其性能影响很大。部位安排时,应使全机外形尽量符合气动布局的原则,减小气动阻力并具有良好的操纵性和稳定性。如外形过渡要光滑,减少迎风面积和突出部分,以减小直升机的迎面阻力。对速度要求高的直升机,应对旋翼桨毂和起落架采取整流措施,甚至要采用可收放的起落架。对传动系统和动力装置的安排,也应考虑如何提高传动效率和进排气效率等问题。

2. 重心定位要求

直升机所容许的重心变化范围是有一定限制的。在不同的装载及燃油消耗等使用情况下,必须满足直升机重心定位要求。通常尽可能将燃油、载重及弹药等可变重量安排在全机重心附近,以减小对全机重心变化的影响。使其不超过容许的重心变化范围,并留有一定的余量。

3. 可靠性、维修性和保障性要求

可靠性、维修性和保障性是直升机设计的主要要求之一,而且有明确的定量指标。

直升机设计中,在满足使用要求的前提下,结构应简单、可靠,尽可能采用标准化、规范化和积木式设计。在构造布置时,必须考虑对需要经常进行维护的部件(如发动机、传动系统、航电设备等)有良好的可达性,在使用及维护时,便于接近、检查、调整和装卸。各部分的检查和备件的更换应力求简便,在外场维护时用一般普通工具就能完成,并确保维修安全。

机身设计,应保证人员的进出方便和货物的装卸迅速。在确定直升机外形尺寸、体积、起落架轮距和分离面时,应考虑使直升机能方便地用飞机、轮船、火车或汽车进行运输。对大、中型直升机,可考虑采用桨叶或尾梁折叠方式,若必须采用分段拆开运输时,应使分解和安装简单。大型直升机分段时,如将起落架分开,应考虑有一个支持点或轮子,或用托架车,以减少或避免使用吊车。

应具有完善的防差错措施及识别标记。

4. 强度、刚度、最小重量要求

在满足强度规范所规定的强度、刚度要求的前提下,应尽量减轻直升机的结构重量,提高重量效率。例如,尽可能选用新的结构材料;选择合适的结构承力型式和承力件的剖面形状,以改善全机受力状况。

在结构布置时,应充分考虑其质量和刚度的分布对全面固有频率的影响,必须避免由旋翼传给机身的激振力频率与机身固有频率接近而产生共振。共振不仅会加大全机的振动水平,引起乘员不适,而且还会引起结构的疲劳破坏,降低直升机的使用寿命。

5. 工艺性要求和成本要求

良好的结构工艺性不仅可以缩短生产周期,而且能够大大降低成本。因此,在直升机设计的各个阶段中,都必须对此加以重视。在总体设计阶段应考虑以下问题。

(1)直升机及其各部件尽量采用圆形截面和单曲度的简单几何形状,以简化工艺和生产制造。

(2)尽量考虑结构的继承性。即采用经过考验的部件,或对这些部件稍加修改后就可在新产品中使用。特别是对研制周期较长的动部件,更应该尽可能考虑结构的继承性。

(3)尽量减小零构件的种类,尽可能采用标准化、规格化和积木式的产品结构。

(4)合理划分和选取分离面,充分考虑装配工作的开敞性,以减少装配工作量。

降低生产和使用成本是目前直升机设计的主要要求之一。按成本设计的概念已在直升机设计中加以运用,良好的结构工艺性可以大大降低直升机的成本。在总体设计阶段应考虑以下几方面问题。

(1)从选材、布置、设计等各个方面来增加部件的使用寿命和返修寿命,延长返修间隔时间。

(2)简化旋翼桨毂、减速器等复杂部件的结构,减少零件数目。

(3)通过合理的布置和设计来提高直升机的可靠性,改善直升机的使用维护性,简化维护检查工作(如视情检查),缩短维护时间。

高明的设计师其本领在于能设计出可靠性高、工艺性好、满足要求的简单结构,这比设计复杂结构更难。

除上述要求外,在结构布置中还应考虑直升机各部件之间的协调,各运动构件在运动

范围内不能与其他结构元件相碰,且留有必要的间隙,如旋翼和尾桨的桨叶离机身、地面的间隙,在起落架最大压缩时机身底部离地间隙等。

6. 生存力的要求

在部位安排和承力结构布置时,应尽量提高直升机的安全性和生存力,确保乘员的安全和任务的完成。特别是对于军用武装直升机,由于使用环境复杂,生存力的要求就更加重要。

对直升机生存力的要求,一般从以下 4 个方面来考虑。

(1)不易被发现 要求雷达反射、红外线和噪声等信号较小。

(2)被发现后,不易被击中 具有较强的躲避机动性。

(3)被击中后,不易被击落 具有较强的抗弹击能力。如要求直升机任何部位被单发 7.62mm 子弹或 12.7mm 子弹击中后,直升机仍能完成任务。某些关键部位被 23mm 炮弹击中后,仍能幸存。

(4)被击落后,人员能生存 具有必要的抗坠毁性。

直升机生存力要求的 4 个方面中,前 3 种是积极处理的措施,其目的是使对方的武器命中率尽可能地低,即在直升机被击中后,仍能继续执行任务。最后的考虑是消极防御的措施。在设计布置时,应尽量采取积极措施,并适当考虑消极措施。

对于民用直升机,有些要求(如抗雷达和红外探测,抗弹击等)就不必考虑。通常抗坠毁性应予考虑,其规范也可比军用直升机的要求低些。

为确保直升机的飞行安全和生存力,必须采取相应的措施。例如,采用发动机尾喷管的红外抑制器;采用多余度的承力布置;采用弹击损伤容限较高的部件;采用两台或多台发动机;采用防弹和自封的燃油箱,并考虑动力装置等重要部位的防火问题;合理安排发动机和乘员的位置及其应急出口等问题。

对直升机总体布局的要求是多方面的,而且彼此又往往是矛盾的。随着直升机的用途和使用范围的不断扩大,对直升机的要求也将不断提高,而且矛盾将更加突出。例如,直升机的生存力要求往往与直升机的性能和减轻结构重量的要求发生矛盾,某军用武装直升机在设计时,考虑弹击损伤容限使空机重量增加了 7.3%,考虑结构抗坠毁性使空机重量增加了 3.7%。因此,在处理这些矛盾时,不能孤立地对待,应根据对直升机提出的设计技术要求,抓住主要矛盾,统筹兼顾,全面解决。

8.2 直升机总体构型设计

直升机构型设计是直升机总体布局设计的主要内容之一。

构型设计是在直升机型式、主要总体参数以及各主要部件的参数和尺寸确定之后,在初步气动布局确定的基础上进行的,它是以三面图的方式表达其主要特点和内容。构型设计一般按如下程序进行。

1. 确定参考轴系

对于常规布局的单旋翼式直升机,一般在总体布局设计中建立以通过桨毂中心的垂直轴和一假定的水平基准线(一般取机身地板平面)的构造轴系,按此轴系设计机身外形轮廓、布置直升机各部件的相对位置。

2. 旋翼与机身的间距

确定旋翼与机身之间间距的原则是:在各种使用情况下旋翼桨尖不与机身相碰;减小旋翼与机身之间的气动干扰。

旋翼与机身之间应有足够的高度来布置主减速器及操纵系统,并保证在各种使用条件下旋翼桨尖不与机身相碰。提升旋翼相对于机身高度,可以减小由于旋翼与机身之间的气动干扰而引起的直升机振动和座舱噪声。但高度太高会导致结构重量增加。AH-64和UH-60都曾因这一高度选择不当而造成返工。

在构型设计时,旋翼与机身间距一般按统计数据确定:在后机身处,桨叶轴线绕水平铰转动 15° 后(即与桨盘平面成 15° 角),桨尖不与机身(尾梁)接触;在前机身处,则按最大正过载荷推杆和突风扬起两种状况,计算桨叶下垂量,此时桨叶不得与机头相接触(图8-1)。

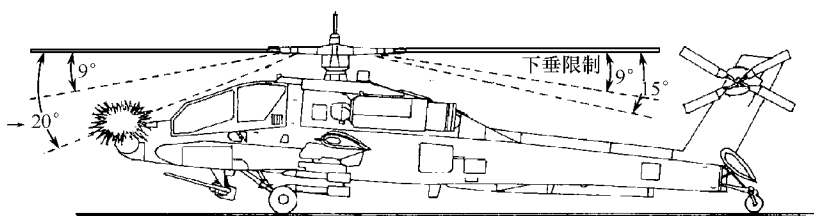


图 8-1 旋翼与机身间距

3. 旋翼与尾桨间距

旋翼桨尖与尾桨桨尖在水平方向的间距,一般取 $0.18\text{m}\sim 0.25\text{m}$,具体值需视尾梁结构刚度确定,并检查尾撬在着陆时机身变形量对间距的影响。

在垂直方向,不论尾桨相对于旋翼是上位、中位、低位,都必须检查停机状态时尾桨离地高度。对轻型直升机,要求在尾撬着地时,尾桨不得撞地。而对于中型或重型直升机,在停机状态时尾桨的离地高度不小于 1.9m ,以保障人员的安全。

4. 旋翼与发动机、传动系统相对位置的确定

对于常规布局的直升机,要根据主减速器型式和自动倾斜器结构及工作行程确定发动机轴线与旋翼主轴的相互关系,即确定交点位置和发动机轴线与旋翼主轴的夹角。

在尾桨中心确定后,要根据垂尾和尾梁的布局,确定尾轴与主减速器交点和尾轴与旋翼主轴夹角,这样机身上部布局(构型)就能基本确定(图8-2)。

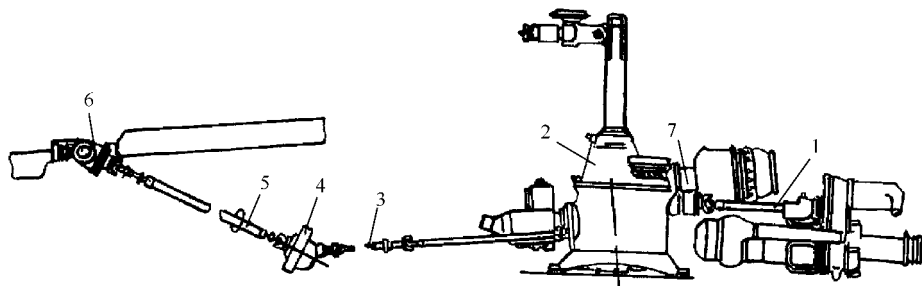


图 8-2 旋翼与发动机、传动系统相对位置

1—主轴；2—主减速器；3—尾轴；4—中间减速器；5—中间轴；6—尾减速器；7—通风装置传动轴。

5. 起落架布置

按选定的起落架型式和重心范围,完成起落架在机身上的布置方案,并确定停机角、主要舱门通道位置等。

在以上工作的基础上,就可以初步完成直升机三面图的设计(图 8-3),在三面图上应表示出直升机的气动布局方案,各部件及机体各主要组成部分的相对位置,所选定的主要几何参数等,还应附表列出直升机各部件的几何参数和初步估算的直升机性能数据。利用三面图可以对相关技术要求进行检查。如旋翼与尾桨的间距、旋翼与尾梁和机头的间距、直升机重心到前后轮的距离、停机角等。

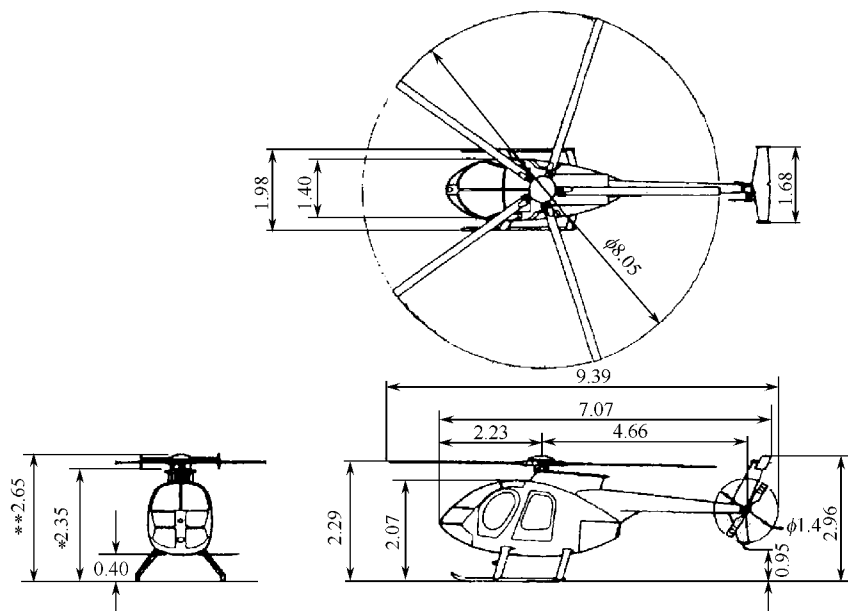


图 8-3 直升机三面图

在初步完成三面图设计的基础上,进行机身的几何外形设计,机身几何外形的设计必须满足直升机气动特性的要求,由于机身是直升机废阻的主要来源之一,而机身几何外形是影响机身废阻的主要因素。因此,在机身几何外形设计时应特别注意在第 7 章提出的机身减阻措施,以改善直升机的飞行性能,对于飞行速度要求高的直升机这一点特别重要。

对于不同的直升机,机身的几何外形构思会有很大差别,有隐身要求的武装直升机,其几何外形还必须同时考虑如何降低其雷达散射面积的要求。

机身几何外形设计时,一般作出一纵向切面图,和若干横向切面图。截面图的设计主要考虑驾驶舱、货舱、动力舱、设备舱的空间要求与外形的协调。机身几何设计是在气动布局和三面图基础上进行的,是对气动布局的进一步量化、补充、协调和修正,它也是一个多次反复迭代的过程,要根据总体布局要求进行反复修改,最后通过绘制理论外形图表达全部设计内容,给出机身完整、协调的几何外形。

计算机辅助设计技术的普遍应用,为直升机机身几何外形设计工作提供了很好的条件,同时也提出了更高的要求。现代直升机设计通过“电子样机”设计不仅可以完成几何外形的协调任务,而且还可以通过屏幕的显示,方便地对飞机主要承力构件和各种内部装

载进行协调、安排和布置,机身中的各个系统,包括一些机构的空间位置的运动协调和干涉检查也可以准确地完成。

8.3 直升机总体布置

直升机总体布置主要是确定各部件、各系统在直升机上的布置,以及直升机的内部装载布置,最后以总体布置图、交点数据图和总体布置方案表达总体布局的全部工作内容。在具体布置时,一般先按驾驶舱、动力舱、机身座舱(货舱或客舱)、尾部段等分段布置,然后再对接协调,进行必要的调整和完善。

8.3.1 机身的布置

机身的主要功用是安置空勤人员、旅客及货物,并将直升机的各主要部件(如旋翼、尾桨、起落架、动力装置及传动系统等)连成一个整体。

在进行机身结构布置及确定其外形参数时,应着重考虑以下问题:

- (1) 保证机身的废阻最小;
- (2) 采取各种结构和安全措施,保证乘员的生存力;
- (3) 根据内部装载安排的要求,最大限度地利用机身内部容积,使内部布置紧凑合理;
- (4) 驾驶员座舱应有良好的视界和射界;
- (5) 满足可运输性要求。即能适合海、陆、空运输,特别是空中运输的要求。

下面讨论机身内部布置的几个有关问题。

1. 驾驶舱布置

驾驶舱布置主要解决的问题是,驾驶舱位置,视界、驾驶员座位的布置,应急救生及如何保证空勤人员的生存力。GJB1471-92《军用直升机座舱几何尺寸》对军用机座舱布置作了明确的规定。

(1) 驾驶舱的位置 在可能的情况下,尽量把驾驶舱安置在机头部分,以保证空勤人员具有良好的视界。

在轻、小型直升机上,一般将空勤人员座舱和旅客座舱合而为一,以简化构造和减轻结构重量。而中型以上的直升机,则根据要求将驾驶舱和旅客座舱或货舱加以分开。

(2) 视界 必须保证直升机在各种飞行状态下,使驾驶员有良好的视界(包括向前、向上、向下、侧向及侧后向的视界)。视界设计可参照 MIL-STD-850B 的要求,图 8-4 示出一般通用直升机的驾驶员视界要求。

在驾驶舱布置时,除了考虑视界要求之外,还要避免视界玻璃的光反射、闪光和畸变等问题,应尽可能选用小曲率、甚至无曲率的平面玻璃。布置风档、门窗及仪表板时,应使光的反射和耀眼最小。

(3) 驾驶员座位的布置 驾驶员座位的安排,主要从气动特性(驾驶舱尺寸的大小、气动阻力的大小)、重量、驾驶员视界、满足用运输机进行空运等方面的要求综合加以考虑。对武装直升机,还需考虑驾驶员的生存,截获敌方目标,武器发射的可靠性等要求。

对于单驾驶员的直升机,驾驶员座位一般可放置在中间。但也有根据不同情况,将其布置在一侧(左侧或右侧)。

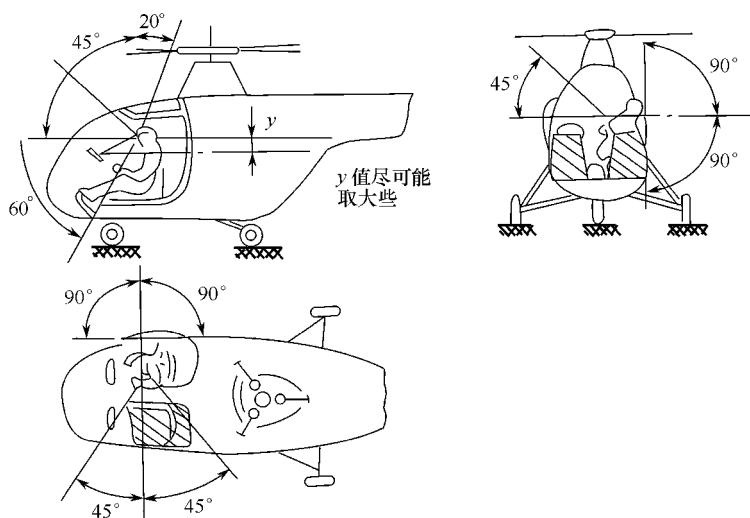


图 8-4 驾驶员视界范围

对于双驾驶员的直升机,民用直升机基本上采用传统的横列布置,军用武装直升机既有横列布置也有纵列布置的形式。

横列布置的主要优点:两驾驶员合用一个仪表板,便于布置,可减轻重量;易于布置双操纵系统;全机纵向轮廓较短,易于放在运输机内进行空运;在直升机自转下滑时,前视能见度较好。主要缺点是:驾驶员相邻一侧的视界较差;全机轮廓较宽,机身废阻较大;在战斗环境中,两名驾驶员容易同时受伤。

纵列布置的主要优点:机身外形较窄,机身废阻较小;两名驾驶员都位于全机对称轴线位置,有利于准确瞄准和发射武器(一般副驾驶员兼射手);侧向视界较好;在纵、横向受撞击时,能改善驾驶员的生存率,当直升机被单发炮弹击中时,两名驾驶员同时伤亡的可能性较小。主要缺点是:后座驾驶员的前下方视界较差;机身长度增加,不利于直升机放在运输机内进行空运。

在纵列布置中,还有阶梯布置(即前、后座位高度不同),及正、副驾驶员前后位置(即正驾驶员座位在前,副驾驶员座位在后,或者相反)等不同的布置方案。国外曾对这些方案进行过全面的分析,一般认为,军用武装直升机副驾驶员在前、正驾驶员在后的纵列布置方案优点较多。这种布置由于副驾驶员在前,能提高对敌方目标的捕获率,简化了瞄准仪器的结构,并且由于正驾驶员座椅位置所处空间较大,能安置较大的仪表板和操纵台,还能改善正驾驶员在直升机坠毁时的生存性。纵列阶梯布置的优缺点介于纵列和横列布置之间,目前大多数新设计的专用武装直升机都采用这种布置方案(如 A-129、米-24、AH-64 等直升机)。而由通用型直升机改装成的武装直升机往往仍沿用原先的横列布置形式。

在布置驾驶舱时,除考虑上述问题外,还应考虑能使驾驶员方便地进出驾驶舱,座舱通风、隔音和隔振等问题。对于武装直升机,还应考虑应急出口(将在后面“座舱”中进行介绍和讨论),座椅和座舱部份的防弹和抗坠毁等问题,以保证驾驶员的生存性。

2. 机身座舱(客舱或货舱)的布置

机身座舱的布置主要取决于直升机的任务要求(军用、民用、客运或货运)。

(1)货舱 货舱的容积尺寸和形状必须满足设计技术要求所提出的各种装载要求。一般来说,为了能迅速而方便地装卸货物,特别是运输大型货物和武器装备,在直升机上安排有装货用的大尺寸舱门和专门的装卸设备(绞车和滑轨等)。货舱中必须有足够的固定装置,以便货物系留固定。为了装运某些货舱内无法容纳的特大体积的货物,在直升机上需设置必要的外挂吊钩和升降绞车。

为了保证飞行安全,通常在货舱内不应布置任何重要的设备、附件、操纵线系、管路导管等,以防止装卸货物时损坏。如确实需在货舱内安置这些元件,必须将它们与货舱部份可靠地隔离,防止暴露在外而受到损坏。

(2)旅客舱 旅客舱的布置既要保证旅客的安全性,又要保证具有较高的经济性和尽可能的舒适性。

为确定旅客舱内的主要尺寸,以下数据可供参考:

- ①提供给每个旅客的客舱容积为 $1.0\text{m}^3 \sim 1.5\text{m}^3$;
- ②旅客舱通道的最低高度为 1.7m ;
- ③旅客舱中间座椅间通道宽度为 $350\text{mm} \sim 450\text{mm}$;
- ④旅客座椅的纵向间距为 $710\text{mm} \sim 900\text{mm}$;
- ⑤旅客座椅扶手间宽度为 $400\text{mm} \sim 440\text{mm}$ 。

旅客舱内应具有必要的通风、照明、隔音和温度调节等设备。旅客舱内的布置应使旅客感到舒适,不应使旅客产生压抑的感觉(如舱门、小件行李搁架的布置等),旅客舱内部颜色应漆成淡雅、清爽(如淡绿色、浅蓝色、米黄色等),使人感到宁静、舒适。

图8-5是米-8直升机的客舱布置简图。客舱内有衣帽间。客舱和衣帽间之间,用两块层压板制成的隔板隔开。沿客舱两边侧壁上部设有行李架。客舱内,每侧各有7对双人座椅,座椅的纵向安装间距为 $720\text{mm} \sim 750\text{mm}$,每个座椅宽度为 300mm 。客舱左侧的座椅位置靠后些,留出通过左侧活动舱门进出旅客舱的通道。

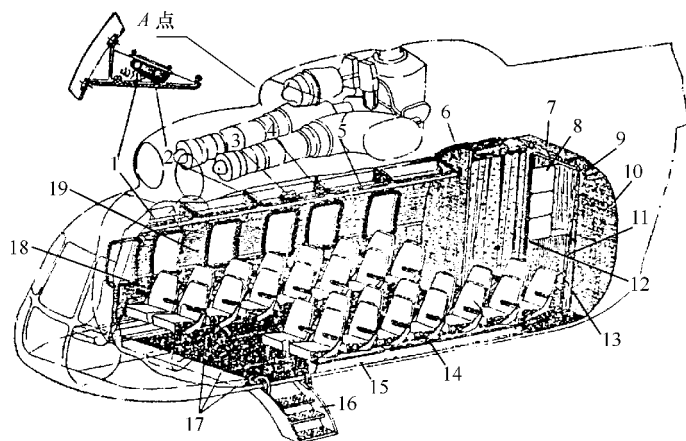


图8-5 米-8直升机客舱布置简图

- 1—行李架; 2—舱顶照明灯; 3—旅客专用通风管; 4—支架; 5—扶手; 6—衣帽间隔板;
7—顶棚板; 8—电瓶舱; 9—顶棚侧板; 10—16号隔框隔板; 11、12—布帘; 13—侧壁;
14—旅客座椅; 15—暖气管道; 16—蹬机梯; 17—地毯; 18—下侧壁; 19—上侧壁。

(3)机身座舱尺寸的确定 在总体设计阶段应根据设计技术要求(战术技术要求或使

用技术要求)来确定机身座舱尺寸。座舱尺寸在满足任务要求下不能过大,尺寸过大将增加重量和阻力,影响直升机性能。对于舰载直升机来说,还将影响其在舰上的停放。

对一般载人直升机(民用旅客机或运输人员的军用机),机身座舱尺寸的确定是根据任务所规定的人员数量,每人所占的体积,可先初步确定直升机座舱的容积,然后根据装载要求和驾驶员座舱尺寸来确定机身座舱的高度和宽度,进而可确定座舱的长度。

图 8-6 是英国“山猫”(Lynx)直升机确定座舱容积时所绘制的直升机总载荷与座舱容积的关系图。“山猫”直升机在确定座舱容积时,假定有两种相应的极限情况;一是零任务载重情况,除两名驾驶员外,只装燃油,不需要装载任务载重(如侦察、联络用);二是零燃油载重情况,即假定全部载人,而不装燃油。对于一般多用途通用直升机来说,是处于这两种极限情况之间的中间状态。“山猫”直升机的两名驾驶员重量定为 $90 \times 2 \text{kg}$,每个旅客重量为 90kg (包括行李),座舱高度为 1.7m ,每人所占地板面积为 $0.9 \times 0.75 \text{m}^2$ 。当运载士兵时,每个全付武装的士兵重量为 100kg ,座舱高度为 1.4m ,每人所占地板面积为 $0.7 \times 0.5 \text{m}^2$ 。根据统计资料和航程要求,将重量效率定为 0.45 ,即总载荷/总重 $= 0.45$,将驾驶员和燃油重量之和定为总载荷的 $1/2$,并考虑到军用“山猫”直升机的主要任务是侦察和联络,运输士兵是第二任务,因此,尽可能地压缩座舱容积。从图 8-6 中得到的座舱容积尺寸约为 4.8m^3 。座舱高度根据运输士兵的要求定为 1.4m ,座舱宽度主要根据驾驶员座舱的尺寸来确定,由于“山猫”直升机选用驾驶员座椅横列布置的方案,座舱宽度定为 1.7m ,最后得到座舱长度为 2.0m 。

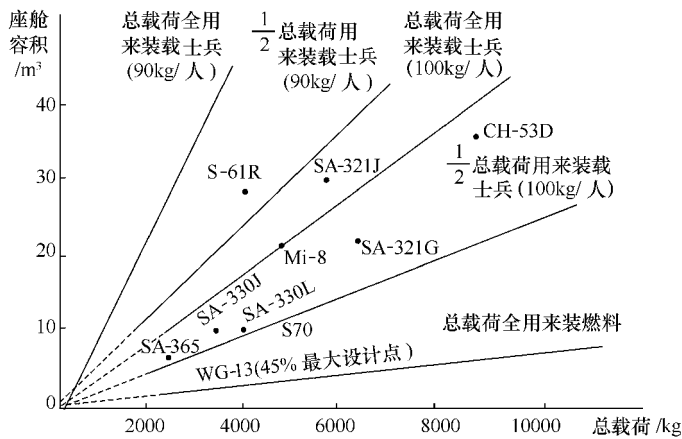


图 8-6 英国“山猫”直升机的座舱容积要求

(4)座舱布置时所考虑的保证人员生存的措施 机身座舱(包括驾驶舱)主要是载人,因此在布置时必须最大限度地保证人员的生存,特别是对于军用武装直升机应认真考虑各种保证措施。

①当直升机坠毁时,除起落架吸收能量外,应使机身结构通过变形来吸收一部分能量,但此时必须保证人员生存空间。

②在直升机坠毁时,乘员座椅应能保证人员的生存。一般来说,为满足抗坠毁性要求,对于军用武装直升机在 $14.5g$ 过载下,驾驶员座椅应能垂直撞击下沉 305mm ,一般乘员座椅下沉为 254mm ,如图 8-7 所示,并要求在座椅上设有保护用的安全带和肩套。

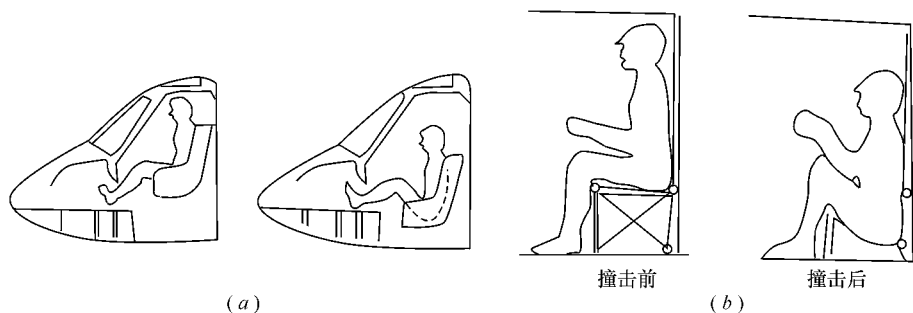


图 8-7 乘员座椅的抗坠毁设计要求

(a) 飞行员座椅；(b) 士兵座椅。

③应急出口。为保证乘员在任何紧急情况下的生存性,在机身座舱布置时,必须布置足够的应急出口来保证人员离机脱险。一般应急出口的布置原则如下:

- 应急出口的布置应考虑直升机在各种恶劣环境条件下(如直升机处于转动、侧斜、滚转、翻倒、振动、起火或黑暗等),能保证机上人员离机脱险;
- 应急出口应布置在机身两侧,其出口舱门设计成向外打开,而不能设计成滑动型式,以防止机身变形后卡死。应急舱门的打开方法应简单方便,一个人开启时,不能超过 130N 的力,且开启应在 5s 内完成;
- 应急出口的数目应根据乘员人数来定。一般要求乘员和旅客在应急情况下,在 30s 内全部离机,所以希望乘员和应急出口的数目比为 10 : 1,这是考虑机身倒向一侧的严重情况,相当于 20 个乘员配一个出口,即要求每个乘员在 1.5s 内离机。应急出口的大小,对于方形窗口的边长、圆形窗口的直径,一般为 560mm。图 8-8 为米-8 直升机的应急出口布置简图。

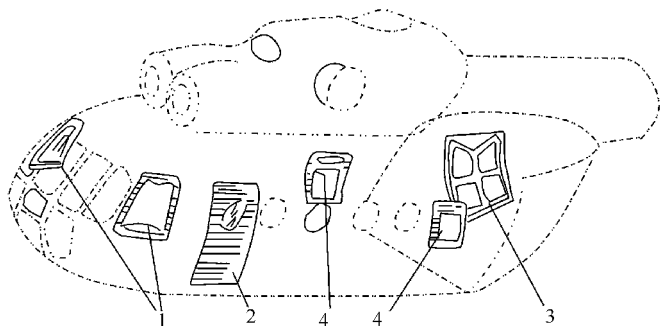


图 8-8 米-8 直升机的应急出口布置

1—左右观察窗；2—货(客)舱活动舱门；3—应急抛放舱门；
4—应急窗口(仅在客运型上有)。

8.3.2 机身结构承力型式的选择和布置

总体布置过程中要协调考虑全机各部件的结构承力型式,决定各主要承力元件的相互位置和连接,处理全机载荷的传递和平衡等问题。

对一般的单旋翼带尾桨式直升机来说,机身结构承力型式及承力件的布置可划分为 3 部分。

一、机身前段

在构造上,这部份通常有驾驶员座舱、设备舱、前起落架等,某些情况下还有发动机舱(如装有活塞式发动机的中型运输直升机 S-55、S-58、米-4 等直升机)。机身前段主要承受前起落架传来的着陆载荷及驾驶员等的惯性载荷。对此,需研究和处理前起落架与机身结构的连接和传力,驾驶舱地板的承力件布置及其与机身中段的承力协调等问题。此外,座舱操纵机构和操纵线系的位置也涉及到与机身结构承力件布置的相互协调问题。

二、机身中段

在构造上,这部分通常有发动机舱、主旋翼的传动系统及操作系统、主起落架、燃油箱舱、客舱及货舱等。机身中段主要承受由主旋翼、主起落架及其他各部份传来的集中载荷和分布载荷。需研究和处理它们与机身结构的相互间的连接和传力,各种载荷的传递和平衡,各种开口和过渡段的承力件布置和协调等问题。

三、机身后段

在构造上,这部分通常有尾传动系统及操纵系统、水平尾面及垂直尾面、尾起落架或尾橇等。它主要承受由尾桨、尾轮或尾橇以及尾面传来的载荷。需研究和处理它们与机身结构的连接和传力,协调机身后段与中段的连接型式及其载荷的传递。

在全机结构承力型式方面,目前,直升机的机身大多采用半硬壳式薄壁结构。在一些装有活塞式发动机的轻型直升机上,仍采用桁架式结构的机身中段。随着新材料和新工艺的推广和应用,复合材料及夹层硬壳式结构已逐步取代老式结构而获得广泛的应用。

直升机的全机结构承力布置,应在满足强度和刚度要求的前提下,使机体结构重量最轻、结构工艺性好、生存力高。为此,在进行结构承力布置时,应遵循下列原则:

(1)在结构承力布置时,在外载荷作用处,必须布置相应的结构承力件来承受和传递载荷。对于安装像主减速器架、起落架等那样的大载荷,且以空间集中力方式传递的重要连接接头,在布置时应特别重视,要精心设计,特别注意不要使由于集中力传递过程中产生的附加弯矩成为构件的主要设计载荷。对此,桁架式结构必须有相应的纵向、横向和竖向的杆件来承受和传递这些集中力,半硬壳式结构必须有相应的桁条和隔框来承受。图 8-9 表示了半硬壳式结构承受集中力时的两种布置方案。图 8-9(a)把接头布置在隔框 2 和桁条 1 的交接处,同时与两者相连,这是正确的布置方案。图 8-9(b)只将接头连在桁条上,此处未布置隔框,当力 P 较大时,垂直分力 Y 便会使桁条和梁承受弯曲,由于桁条的抗弯刚度很小,连接桁条和蒙皮的铆钉必然受载不均匀使靠近 Y 力作用线的铆钉受载过大,甚至会剪断铆钉,引起连接部分的全面破坏。

图 8-10 表示了主减速器架接头布置的可能方案。图 8-10(a)中将连接接头布置在隔框的转角处,以改善连接接头处加强框的受力情况,减小隔框承受的最大弯矩。图 8-10(b)中表示当连接接头(即力的作用点)离加强构件的距离较大时,采用承剪腹板式或用构架代替腹板,以避免隔框受弯。

(2)应充分利用承力结构元件,以减轻结构重量。在进行结构承力件布置时,尽量将一些传递集中力的接头布置在相应的同一结构承力元件上,以减少加强承力元件的数量。如图 8-11 所示,加强框上端连接了主减速器架接头,在框的转角处侧边,同时布置了主起落架减震器的固定接头和系留接头。这样的布置不仅能充分地利用了加强框,而且在承力时(如在直升机着陆状态),加强框受到来自不同方向的作用力,还可能改善框的承载

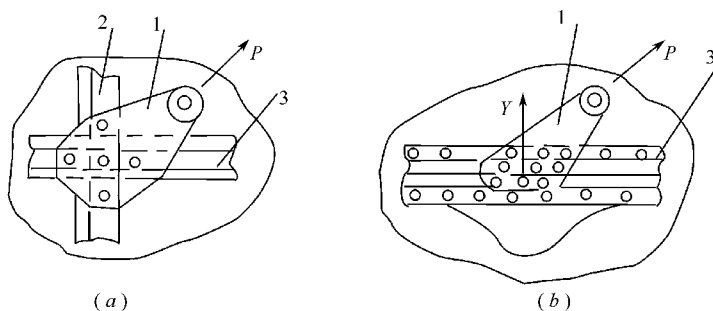


图 8-9 传递斜向集中力的两种布置方案

(a) 正确方案; (b) 不正确方案。

1—接头; 2—隔框; 3—桁条。

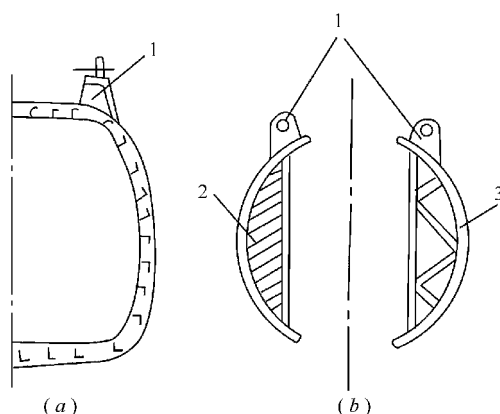


图 8-10 主减速器架与框的连接方案

1—接头; 2—承剪腹板; 3—构架。

状况。

(3) 对半硬壳式结构开口段的结构承力设计, 必须在开口附近增加相应的纵向和横向元件, 以保证载荷的合理传递。

在直升机上, 由于考虑到人员的进出、货物的装卸、设备的维护和更换等问题, 往往需要在机身上开口(如门、窗、口盖等)。对半硬壳式结构的机身来说, 开口不仅影响机身气动外形, 而且会削弱结构的承载能力。所以, 在开口处除设置舱门和口盖外, 还必须对基本结构作必要的加强。设计开口结构的一般原则是, 用纵向和横向元件(桁条和隔框)来弥补被挖掉的蒙皮和骨架, 加强桁条镶在开口的两侧, 并延伸到开口外一段距离, 以补偿开口后抗弯刚度和强度的下降, 将纵向力扩散给蒙皮。同时, 在开口的两端需布置加强框, 如图 8-12 所示, 以补偿开口后抗扭刚度和强度的削弱。

(4) 应使传力路线最短、最直接。各种载荷(力、力矩)由一个结构承力元件(或组件)传给另一元件(或组件)时, 在其大小不变的条件下, 应使其沿最短的路线传递, 避免迂回传力。

(5) 对于有抗坠毁要求的直升机, 必须在结构上采取相应的设计措施, 以满足抗坠毁的设计要求。

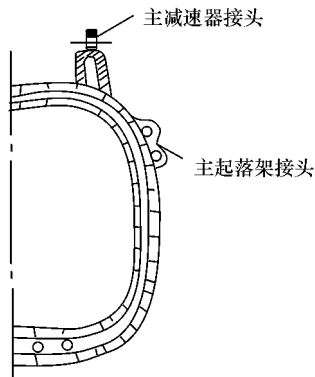


图 8-11 几个接头布置在同一加强框上

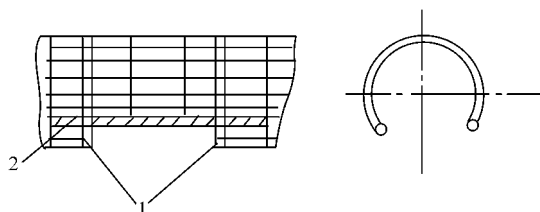


图 8-12 机身开口处的加强
1—加强框；2—加强桁条或短梁。

图 8-13 是抗坠毁的机身结构设计示意图。机身四周除有正常的受力骨架之外,还须有相应的抗坠毁结构。如 A-A 表示机身剖面视图,除了布置一般的地板结构,还布置有 4 根龙骨大梁,使机身能满足纵向抗坠毁要求。

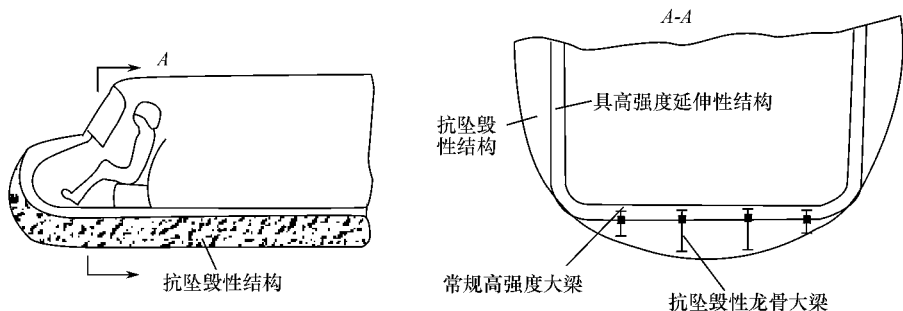


图 8-13 抗坠毁机身结构设计示意图

8.3.3 动力舱和动力装置的布置

动力装置包括发动机、进排气系统、燃油系统及其他系统。在布置动力舱和动力装置时,需考虑以下一些情况。

- (1) 一般应将发动机紧靠旋翼轴和主减速器布置,使得传动系统重量最轻。
- (2) 要认真考虑动力装置的使用维护性和可靠性,由于动力装置需要经常进行检查,所以,在布置动力舱时要注意能便于接近和维护发动机,能迅速拆卸和更换发动机等部件,必要时还需在机上设置维护平台,而且应具有必要的监测系统,以保证其工作的可靠性。

(3) 动力舱的位置应考虑安全防火要求,对于军用武装直升机还应考虑防弹问题。在布置两台发动机时,应尽量避免两台发动机同时被子弹击中破坏的可能性。

对动力装置布置的防火,主要考虑以下几点。

- ① 预防失火 对燃油箱和输油管等要进行保护,避免发生火灾。
- ② 防止火的蔓延 采用防火漆,能迅速关闭有关的开关以防止燃油继续进入失火区,

不采用易燃的材料。

③对火的监测 采用过温检测和报警系统。

④具有灭火能力 安置必要的灭火器材等。

(4)对军用武装直升机,还要考虑对发动机产生的红外线能进行抑制,尽量减少被敌方发现和攻击的可能性。

除上述各方面因素外,还需考虑发动机的进气、排气、冷却和总体布置协调等方面的因素。

下面就动力装置布置的有关问题进行初步讨论。

1. 发动机和进排气系统的布置

一般来说,发动机在单旋翼式直升机上的布置,视发动机型式不同而异。

1) 活塞式发动机

装一台活塞式发动机的轻型直升机,都将发动机布置在机身内部、位于主减速器下面。发动机输出轴可朝后、朝前或朝上。这种布置不必设置专用的维护平台,只要将机身两侧的整流蒙皮打开,就可方便地对发动机进行维护。但发动机进气或排气系统路径较长且构造复杂,往往影响发动机的效率,而且发动机占去较多的机身容积。

2) 涡轮轴发动机

直升机上装涡轮轴发动机时,往往将发动机布置在机身顶篷,放在主减速器的前面、后面或两侧,外面设置动力舱的整流罩,这种布置使传动系统和进排气系统较短。直升机采用双发的这种布置方案可用一个动力舱来安置两台发动机,若将中间防火墙拆除,发动机的可达性更好。对维护更有利。这种布置方案可使座舱容积得到有效地利用。但是发动机位置较高,需设置专用维护平台。图8-14分别给出了发动机在直升机不同的布置方案。

在军用直升机上,特别是武装直升机,为了防止两台发动机同时被击毁的危险,提高发动机的弹伤容限,往往将涡轮轴发动机布置在机身外边的主减速器两侧,每个发动机都有一个单独的流线型的动力舱(图8-14(c))。这种布置可达性好,维护方便,而且气动阻力也不大,但这种布置对发动机与机身的连接造成困难,使重量增加。

在总体布置时,将发动机安排在主减速器的前面、后面还是两侧,是根据不同情况(如发动机出轴方向和位置等),从全机重量平衡和重心定位要求来考虑的。总重较轻的直升机,发动机一般安置在主减速器(或旋翼轴)的后面。此时发动机和直升机尾部的重量可以平衡乘员、仪表设备和直升机前部的重量。随着总重的增加,空勤人员和仪表设备的重量增加不多,但尾部重量却相应增加很多,这就是说,空勤人员和仪表设备等前部重量之和与尾部重量的比值降低了。同时,由于装载量的增加,为了减少不同装载情况下重心位置的变化,一般将装载物安排在主减速器(或旋翼轴)的下面,这样一来,必须将发动机位置前移,以满足重量平衡的要求。所以,总重较大的直升机,一般将发动机布置在主减速器(或旋翼轴)之前(图8-14(a))。

发动机的布置在很大程度上影响进排气系统的安排。发动机布置在主减速器之前,进气道在机身前面,有利于发动机进气,但由于主减速器紧靠在发动机之后,排气管有较大的弯折,影响了发动机效率和增加重量。反之,发动机布置在主减速器之后,有利于发动机排气,但由于主减器紧靠在发动机之前,严重地妨碍发动机的进气,也影响发动机效

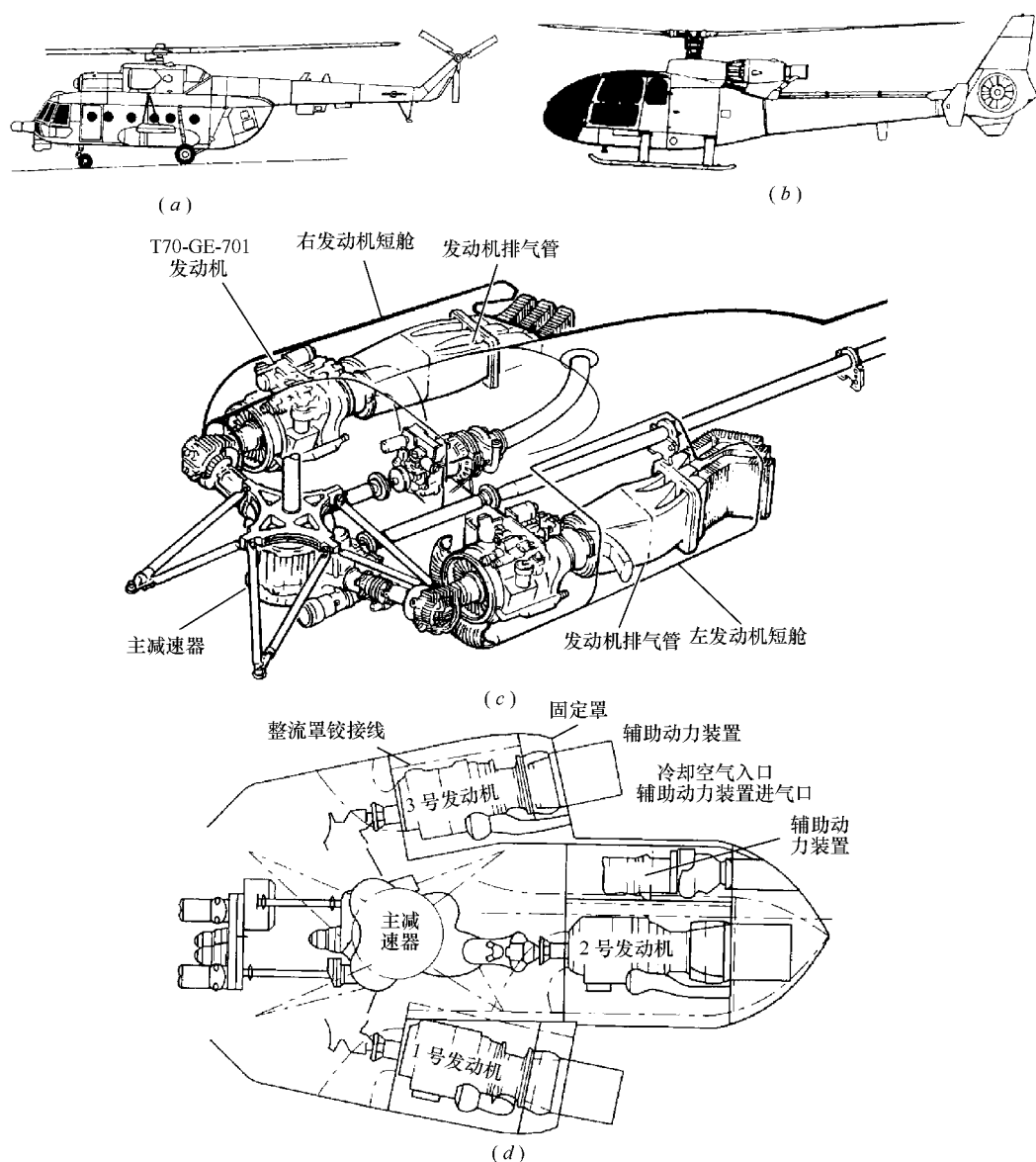


图 8-14 涡轮轴发动机在直升机上的布置

(a) 发动机布置在主减速器前面；(b) 发动机布置在主减速器后面；

(c) 发动机布置在主减速器两侧(AH-64)；(d) 三台发动机的布置方案(EH-101)。

率。为了改善这种情况,往往要增加发动机与主减速器之间的距离,通常还装有导风装置,这样又会增加结构的重量。对于单发直升机,发动机布置在主减速器之后,会给尾桨传动系统的布置和协调带来困难,往往要将发动机位置抬高,使尾桨传动轴在发动机下面通过(图 8-14(b))。

在布置进排气系统时,应使进气道进口压力均匀、进气压力损失最小,一般应为 $0.5\% \sim 1\%$,当安装杂质微粒分离器时,压力损失不得超过 $2\% \sim 2.5\%$ 。当机动飞行时,飞行姿态的变化不应使发动机进气有任何影响。发动机进气道的位置应尽可能地布置得高些,这样,既可以避免地面树叶、沙粒、尘土等杂物被吸入,又可避免在热天高温下加油

时,吸入燃油蒸汽而发生危险。

在排气系统布置时,应使排气管尽量最短,而且弯折角度不应太大。排气管的位置不能布置在使排出的气流容量发生气流分离的地方,以免影响发动机效率。排气管的位置也不应使排出的废气因旋翼下洗流的作用而重新吸入进气道,使之再度进入发动机。排出的废气也不应该影响飞行员在夜航时的视线。

对于军用武装直升机,由于工作环境恶劣,所以在进气系统中采用杂质微粒分离器,改善进入气流的清洁度,提高发动机性能和寿命。为了防止敌方红外制导导弹的威胁,在排气系统中安置红外抑制器。国外一些直升机上已采用一种称为整体动力装置的布置方案,图 8-15 是这种方案的一种布置示意图。前出轴的两台发动机安置在主减速器的后面,进气系统采用了一个惯性式杂质微粒分离器,通过高速气流流动的惯性,将杂质微粒尘土向后排。尾部采用一个锥形中心柱塞式红外抑制器来抑制发动机产生的红外线。为了得到足够的冷却空气,在两台发动机中间安置了一个冷却风扇,提供给发动机舱和尾喷管大量的冷却空气,可使 593°C 的高温排气流降低到 204.4°C ,发动机舱金属蒙皮的温度下降到 93.3°C ,同时又可以屏蔽红外线,起到对红外线的抑制作用。

2. 燃油和滑油系统的布置

燃油是直升机消耗性载荷之一,一般在布置燃油箱位置时,要求燃油重心与直升机总重心尽量靠近,以减小燃油消耗对直升机总重心所产生的影响。

在总体布置时,可将燃油箱重心安排在全机总重心的位置上,如图 8-16(a);或将燃油箱对称地安排在全机总重心的位置上,如图 8-16(b);或使燃油箱的组合重心与全机总重心重合,如图 8-16(c);若布置确有困难,也应尽量将燃油箱布置在紧靠全机总重心的位置,如图 8-16(d)。

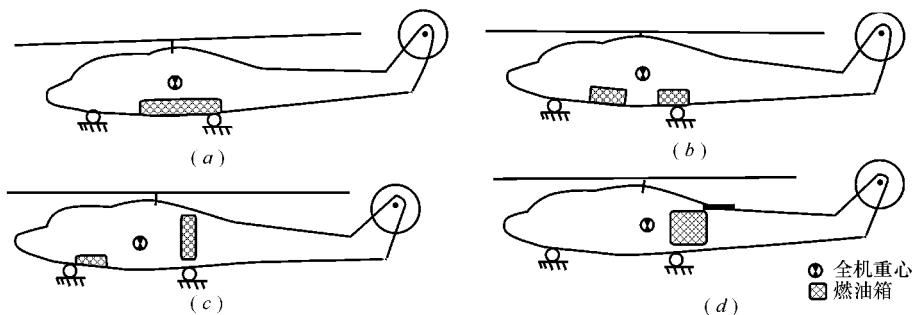


图 8-16 燃油箱位置的布置方案

在布置燃油箱时,还要考虑到防火、防弹、抗坠毁性、使用维护和更换等方面的要求。因此,燃油系统应考虑余度布置,一般大、中型直升机应采用多个燃油箱,以防止一个油箱

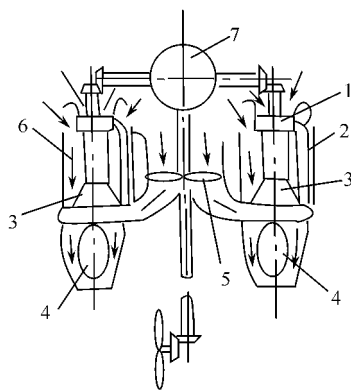


图 8-15 整体动力装置的布置示意图

- 1—惯性式杂质微粒分离器(IPS);
- 2—IPS 清除后气流; 3—两台发动机;
- 4—红外线抑制器(IR); 5—冷却风扇;
- 6—发动机冷却气流; 7—主减速器。

破坏后会引引起整机失事。但油箱也不能过多,否则也使燃油系统复杂化。燃油箱本身结构也要考虑防弹和自动密封等要求。

对具有抗坠毁要求的直升机来说,燃油箱不能布置得太高,以防止直升机坠地使油箱倾翻;也不能太低,以防止直升机在撞击地面时使油箱摔坏。

燃油箱的布置还要考虑加油口、通气系统和通气口的位置等问题。

在直升机上,有许多部分需要进行强迫润滑,滑油温度较高的部分,必须在滑油系统中安装外部冷却装置——冷却风扇和滑油散热器,以保证进行正常的润滑。在滑油系统布置时,要考虑到便于驱动风扇、工作可靠和减轻结构重量等方面的要求。对于军用武装直升机,还要考虑防弹、采用多余度布置等措施。

8.3.4 起落架的布置

在总体布置阶段,起落架布置的主要工作内容是选择起落架的布局型式,确定起落架的主要结构参数。

1. 起落架的布置型式及其选择

直升机起落架的主要型式有轮式和橇式两种。轮式起落架的布置型式主要有前轮式和尾轮式,个别直升机的起落架也有采用四轮式布置的,如图 8-17 所示。

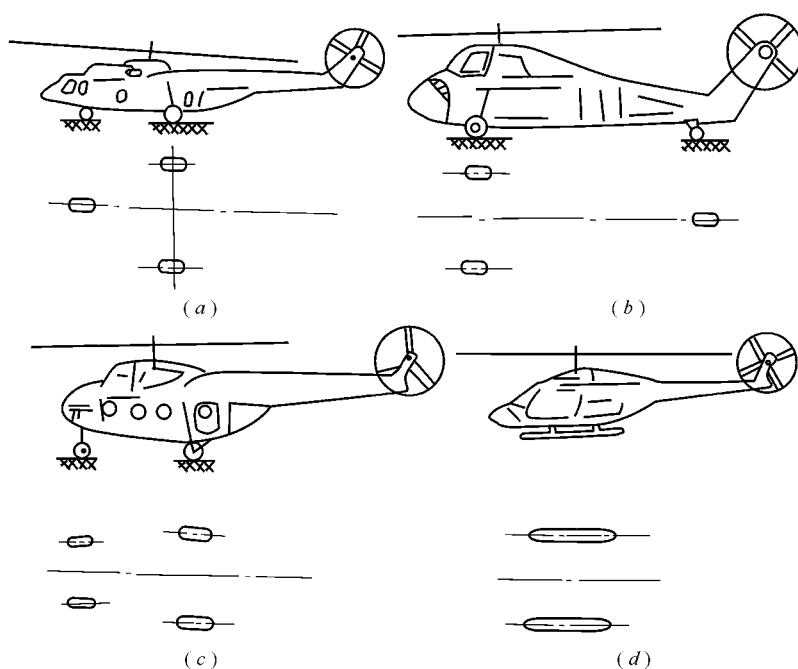


图 8-17 直升机起落架的型式

(a)前轮式; (b)尾轮式; (c)四轮式; (d)橇式。

尾轮式起落架由于尾轮减震器短,承载较小,连接元件的重量较轻,同时又省去尾橇或类似的保护装置,所以,它在轮式起落架中重量最轻。尾轮安置在机身下面,气动阻力较小,在不平坦的地面上滑行或用拖车进行牵引时,由于纵向轮距较大,可缓和机体上下颠簸。但这种起落架型式的直升机在地面滑行时,方向稳定性较差,在停机时,因机头上

翘而离地面较高,影响人员的上下和货物的装卸。从总体布置的角度来看,它适用于在尾部逐渐收缩成常规飞机型机身上布置。一般装有涵道风扇尾桨的直升机,其尾部可布置得较低,也宜于采用这种型式的起落架。

前轮式起落架和四轮式起落架情况相似。由于前起落架的结构高度较高,承载较大,而尾部又需装尾橇(对单旋翼直升机而言),因此气动阻力和结构重量都较大,四轮式更为突出。为保证直升机在地面滑行和停机时的横侧稳定性,前轮式起落架因纵向轮距所限,而必须比尾轮式起落架具有更宽的横向轮距。其主要优点是在地面滑行时的方向稳定性较好,还可以使直升机开设后部舱门。因此,前轮式起落架适用于在具有收缩上翘尾梁的机身上布置,特别是直升机需要在机身后部设置货舱门的情况。这样可使主轮靠近装载用的后舱门,从承载角度来看是合理的。

采用四轮式起落架,一般可使由于地面横侧稳定性所要求的横向轮距减小。在纵列式直升机上,有时为降低后部货舱地板的离地高度,便于装卸货物,也有采用带双尾轮的四轮式的布置方案。

橇式起落架结构简单,可大大减少维护工作量,其主要缺点是不能滑跑起飞或在地面滑行移动,为此需要安装专用的地面移动轮,使直升机在地面移动,橇式起落架多用于轻小型直升机上。

起落架的阻力占机体阻力的 $1/4$ 以上,因此一些高速直升机采用可收放的起落架。显然,采用收放式起落架时,要考虑机身应有足够的收藏空间和布置相应的支撑结构。

起落架布置型式的选择,应根据直升机的设计技术要求(战术技术要求或使用技术要求),综合考虑直升机的总体布置、使用维护、结构重量和气动等多方面的要求来确定。

2. 起落架主要参数的选择

下面仅就轮式起落架的参数进行讨论。

(1)前轮式起落架 前轮式起落架主要参数(图 8-18)的定义如下:

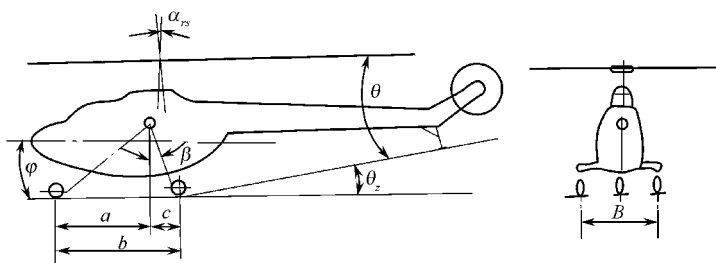


图 8-18 前轮式起落架的参数

- 图中 φ ——停机角,停机时,机身纵向轴线与地面间的夹角;
 θ_z ——自转着陆角,主轮接地点和尾橇形成的切面与地面间的夹角;
 θ ——自转后倾角,主轮接地点和尾橇形成的切平面与旋翼构造平面间的夹角;
 β ——后罩角,停机时,通过直升机重心和主轮接地点所形成的切平面与重心铅垂线在直升机纵向对称平面内形成的夹角;
 b ——纵向轮距,停机时,前轮接地点和主轮接地点间距在直升机纵向对称平面内的投影距离;
 B ——横向主轮距,停机时,左右主轮接地点的间距;

δ ——机体结构离地最小距离,当起落架处于最大压缩量时,机体结构最低点离地面的距离;

a 、 c ——前轮和主轮到重心的纵向距离,停机时,前轮、主轮接地点分别与直升机重心铅垂线与地面的交点在直升机纵向对称平面内的投影距离。

确定起落架参数时,应考虑到直升机处于空机或满载等各种严重的重心位置,同时假定机轮及减震器处在满载时的停机压缩状态。

上述参数选取的原则如下。

①停机角 φ 停机角 φ 的大小主要考虑直升机在地面和起飞时的要求。直升机在地面工作时,一般希望旋翼轴基本上垂直于地面,以减轻驾驶员的操纵动作。当旋翼轴有一前倾角 α_{rs} 时,就会产生一个向前的水平分力,使直升机自动向前滑行。停机角就是为消除这一现象而设置的。

φ 角一般在 $0^\circ \sim \alpha_{rs}$ 范围内选取。 φ 角太大,往往在满足结构离地最小距离的情况下,增加前起落架的高度,使结构重量增大。

②自转着陆角 θ_z 及自转后倾角 θ 采用前轮式起落架的直升机当直升机在驾驶员拉杆退出下滑时,直升机机身后倾,在最大后倾角情况下,为防止尾桨碰地损坏,采用前轮式起落架的直升机必须装有尾桨保护装置,即尾橇。

θ_z 角的大小,应考虑当尾橇与主轮着地且起落架在最大压缩情况下,保证尾桨不与地面相碰,并满足结构离地最小距离 δ 的要求。布置时,必须与尾桨高度相协调。在总体设计阶段,可根据设计技术要求(战术技术要求和使用技术要求)、原型机数据和统计资料进行综合考虑后确定。

θ_z 角与 θ 角的关系如下

$$\theta_z = \theta + (\alpha_{rs} - \varphi) \quad (8-1)$$

当 $\alpha_{rs} = \varphi$ 时, $\theta_z = \theta$, 一般 $\theta = 12^\circ \sim 15^\circ$ 。

③后罩角 β 后罩角主要是考虑直升机在自转着陆时,尾橇与主轮首先着地,机身上仰;直升机在有斜坡地面降落;以及直升机在空机停机状态,在尾部后舱门装载等情况时,直升机重心不致移到主轮与地面接触点之后,使直升机向后翻倒。

为保证直升机在平地上着陆时不向后翻倒的条件为

$$\beta > \theta_z \quad (8-2a)$$

通常要求直升机能在 15° 以内的坡地上降落,此时

$$\beta > \theta_z + 15^\circ \quad (8-2b)$$

后罩角也不能取得太大, β 角太大,主轮离全机重心较远,使前轮受载增加。此外, β 角大时,在保证直升机不致产生侧向倾覆的条件下,所需的横向轮距要选得较大,导致废阻和重量增加等不良后果。因此, β 角的选择应与全机尺寸的选择相互协调。一般取 $\beta \geq 30^\circ$ 。

在总体设计时,若取减震器完全伸长时的机轮位置来进行参数选择,应注意 β 角与 θ_z 角的数值与机轮停机压缩时的数值不同,此时, β 角将减少, θ_z 角将增大。

④尺寸 a 、 b 、 c 的选择 在结构允许的情况下,应尽量增加纵向轮距 b ,这样可避免直升机在地面滑行和牵引时上下颠簸。 b 值确定后, a 和 c 值的大小主要取决于两轮载荷的分配。 a 值太小,会使前轮受载过大,对重量不利,并且还影响直升机在地面滑行时的纵

向和横向稳定性。一般 c/a 值应使主轮承受全机重量的 70%~85%。

⑤ 横向轮距 B 横向轮距应根据运输要求(能装在运输飞机、火车中或卡车上)、使用条件及防止直升机侧向倾覆等条件来决定。增加横向轮距会引起直升机气动阻力和结构重量的增加,对直升机的运输也不利。但横向轮距太小,则容易使直升机发生侧向倾覆事故。

直升机侧向倾覆事故,一般在坡地上或在有侧风情况下着陆滑跑中引起侧滑时产生的。若略去旋翼气动力的影响,则作用在直升机上的载荷有重力 G 、地面反作用力 P (此时一个主轮已离地)、地面摩擦力 F 和全机侧向惯性力 N (图 8-19)。显然,当直升机绕前轮与一侧主轮接地点连线(即图中线 1-2)的倾覆力矩 Nh 大于地面反力 P 与直升机重力 G 所形成的恢复力矩 G_x 时,直升机将继续侧倾而造成倾覆。可见,保证直升机不发生侧向倾覆的条件是恢复力矩大于倾覆力矩,即

$$G_x \geq Nh = G\mu h \quad (8-3)$$

式中 G ——直升机总重;

h ——直升机重心离地高度;

μ ——滑动摩擦因数。

滑动摩擦因数与着陆场地、轮胎花纹及直升机侧滑角有关,对混凝土跑道, $\mu = 0.75 \sim 0.80$ 。

由 $x = a \sin \alpha$, 则

$$\sin \alpha = \frac{B}{2} / \sqrt{b^2 + (B/2)^2}$$

因此

$$\tan \epsilon = \frac{x}{h} = \frac{aB}{2h \sqrt{b^2 + (B/2)^2}} \geq \mu \quad (8-4)$$

式中, ϵ 为侧罩角,指停机时,通过直升机重心在前、主轮接地点连接的垂线与重心铅垂线之间的夹角。

这样,为满足直升机不发生侧向倾覆的最小横向轮距为

$$B \geq \frac{2\mu hb}{\sqrt{a^2 - (\mu h)^2}} \quad (8-5)$$

由此可见,从满足防止直升机侧向倾覆的条件来看, B 值仅与三个机轮所形成的三角形尺寸、重心位置及摩擦因数 μ 有关。而与重量无关。若由此确定的 B 值太大,可通过降低重心高度和增大前轮到重心的距离 a 等办法来减小横向轮距。

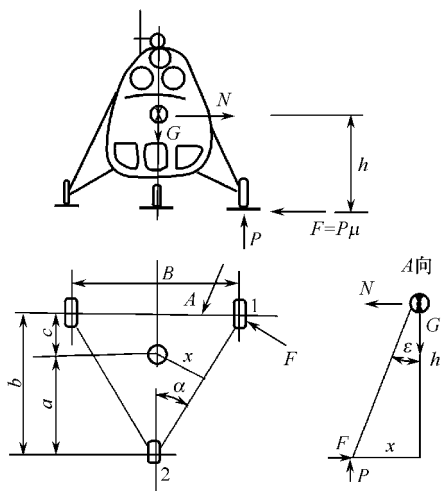


图 8-19 带侧滑的着陆滑跑情况下,作用在直升机上的载荷(略去旋翼气动力的影响)

当考虑到旋翼气动力和斜坡的影响时, B 值应取得更大些。通常取 $B/R=0.4\sim 0.45$ (R 为旋翼半径)。

⑥ 结构离地最小距离 δ 为防止地面突出物与机体结构相碰, 在总体布置时, 在起落架具有最大压缩量的情况下, 应使机体结构最低点离地距离不小于 150mm。

(2) 尾轮式起落架 尾轮式起落架主要参数(图 8-20)的定义如下:

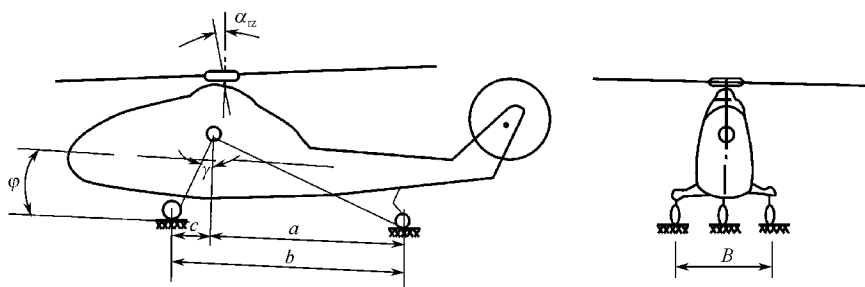


图 8-20 尾轮式起落架的参数

图中 φ ——停机角, 停机时, 机身纵向轴线与地面间的夹角;

b ——纵向轮距, 停机时, 主轮接地点与尾轮接地点间距在直升机纵向对称平面内的投影距离;

B ——横向主轮距, 停机时, 左右主轮接地点的间距;

δ ——结构离地最小距离, 当起落架处于最大压缩量时, 机体结构最低点离地的最小距离;

a, c ——尾(主)轮到重心的纵向距离, 停机时, 尾(主)轮接地点与直升机重心铅垂线接地点在直升机纵向对称平面内的投影距离;

γ ——前罩角, 停机时, 通过直升机重心和主轮接地点所形成的切平面与重心铅垂线间在直升机纵向对称平面内形成的夹角。

以上各参数的选择原则大致如下:

前 4 个参数(φ, B, b, δ)在选择时考虑的原则与前轮式起落架基本类似。一般由于结构上的可能性, 尾轮式起落架的纵向轮距 b 较大, a/b 也较大, 故横向轮距 B 可取得较小些, 通常取 $B/R=0.35\sim 0.4$ 。

前罩角 γ 的选择, 主要考虑防止直升机在着陆滑跑时, 因机轮刹车而可能向前翻倒(俗称“拿大顶”)的情况。前轮式起落架, 因前轮位于远离重心的前方, 前罩角较大, 一般不易发生向前“倒立”的情况。而尾轮式起落架, 主轮离重心较近, 前罩角较小, 因此, 布置时必须考虑这种危险情况。

当直升机在滑行中进行机轮刹车时, 直升机将会产生“倒立”的倾向(尾轮离地)。若不考虑旋翼气动力的影响, 则作用在直升机上的载荷有重力 G 、地面反作用力 P 、地面摩擦力 T 和惯性力 N (图 8-21)。显然, 当摩擦力与惯性力形成的向前倾覆力矩大于地面反作用力与直升机重力所形成的恢复力矩时, 直升机尾部会继续抬高, 造成直升机“倒立”事故。可见, 保证直升机不发生“倒立”事故的条件是恢复力矩大于倾覆力矩, 即

$$Gc \geq Th = G_{\mu} h \quad (8-6)$$

因此

$$\tan \gamma \approx c/h \geq \mu \quad (8-7)$$

式中 h ——直升机重心离地高度；
 μ ——摩擦因数。

摩擦因数主要与着陆场地、轮胎花纹及直升机滑跑速度等有关。在干燥混凝土跑道上滑跑时, $\mu=0.55\sim 0.88$; 在草地上滑跑时, $\mu=0.2\sim 0.3$; 在结冰的跑道上滑跑时, $\mu=0.15\sim 0.20$ 。

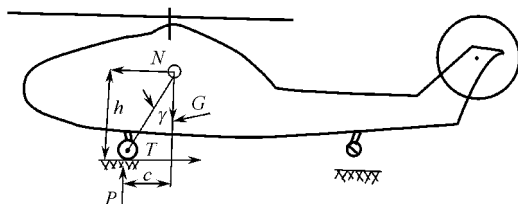


图 8-21 机轮刹车时,作用在直升机上的载荷

从以上分析可知,从防止直升机在滑跑时发生“倒立”事故的角度来看,前罩角 γ 与摩擦因数 μ 、主轮离重心的纵向距离 c 以及直升机重心离地高度 h 等因素有关。 c/h 值越大,直升机越不容易发生“倒立”。但 c 值也不宜过大, c 值过大会使尾轮载荷增大,造成结构重量增加。应该注意,在确定前罩角 γ 时,要按照直升机着陆时可能的最前和最高的重心位置来选取,一般情况下 $\gamma \geq 30^\circ$ 。

至于纵向轮距 b 、主轮和尾轮至重心的距离 c 和 a 的选择,一般来说,增大 b 可避免直升机在地面滑跑时的上下颠簸, c 和 a 的选择应根据防止直升机发生“倒立”、以及主轮与尾轮之间的载荷分配等情况来考虑。在保证直升机不发生“倒立”的情况下,通常在停机时,使主轮承受 75%~90% 的全机重量。

8.4 直升机的重心定位

在进行总体布局设计时,应同时进行全机的重量计算和重心定位,以保证直升机的前后重心位置 and 变化范围符合要求。为了检查直升机的重心是否符合要求,必须进行全机重量、重心计算,确定直升机可能的使用重心范围。这种计算在直升机设计过程中要进行多次,一次比一次更精确,直至每架机生产完成后,称重求出准确的全机重心变化范围。

8.4.1 直升机的重心范围

直升机携带不同的装载和燃油量时,其重心位置会发生变化。一般单旋翼式直升机所允许的重心变化范围比较窄,它受到下列条件的限制:

1. 在各种飞行条件下,借助于正常的操纵,应能保证直升机的平衡

要保证直升机在各种飞行状态下的平衡,必须使得由驾驶员通过操纵机构所产生的作用在直升机上的诸力总和与绕重心的诸力矩总和都为零。由纵向力矩平衡条件,给定一个重心位置,可以作出自动倾斜器的倾斜角 χ 与飞行速度 V 的关系曲线,这样,对于不同的重心位置,可以作出一组类似的曲线,如图 8-22 所示。从图上可以看出,随着飞行速度的增加,驾驶杆向前推杆加大,自动倾斜器的前倾角也增大。因此,重心不应过分靠

后,以免在最大速度飞行时,超出自动倾斜器极限前倾角所限制的界限,即最大速度状态决定了直升机重心的后限;重心也不应过分靠前,以免在悬停或后退飞行时,超出自动倾斜器极限后倾角所限制的界限,即悬停或后退飞行状态决定了直升机重心的前限。重心范围的确定,还必须考虑留有操纵余量,以克服直升机在飞行时可能遇到的纵向扰动。操纵余量的选取可参考有关规范,如美国军用规范(MIL-H-8501A)规定,直升机纵向操纵余量一般应至少能产生相当于悬停时最大允许俯仰力矩的10%。

2. 旋翼桨叶在各种飞行状态下的挥舞量不能超过设计限制

直升机旋翼桨叶的周期挥舞量 a_1 可简单表示为

$$a_1 = \frac{x_{C.G.}}{y + \Delta y} \quad (8-8)$$

而

$$\Delta y = \frac{kl_\beta F_C}{2y}$$

式中 $x_{C.G.}$ ——重心离旋翼轴的纵向位置;

y ——旋翼桨毂中心离重心的高度;

l_β ——旋翼桨毂的挥舞铰外移量;

F_C ——旋翼桨叶离心力。

当 $l_\beta = 0$ 时, $a_1 = x_{C.G.}/y$, 从式中可以看出,在自动倾斜器的操纵范围内,直升机重心变化范围愈大,则桨叶产生的周期挥舞量也愈大。为了防止旋翼和尾桨的桨叶与机身或其他结构相碰,桨叶与机身或其他结构间必须有足够的间隙。

3. 桨叶、桨毂和旋翼轴的疲劳强度不能超过设计限制

增大旋翼桨毂挥舞铰外移量可扩大直升机的重心变化范围。由于无铰式或无轴承旋翼的当量挥舞铰外移量较大,采用这种旋翼型式的直升机,其重心变化范围可以加大。但不论铰接式旋翼还是无铰式旋翼挥舞铰外移量(或当量外移量)的增加,除对直升机的稳定性和操纵性有影响外,还会增加旋翼和旋翼轴的疲劳应力,影响其疲劳寿命。

4. 直升机的纵向稳定性应符合设计要求

直升机的前后重心位置影响迎角静稳定性。当重心在旋翼轴前面时(图8-23(a)),直升机受一抬头扰动后,增加了迎角,旋翼气动合力相应增加了 ΔT ,从而产生一个绕重心的低头力矩,可抵消不稳定的扰动抬头力矩,使直升机回复到初始位置状态,这样对稳定性是有利的。而当重心在旋翼轴后面时(图8-23(b)),气动合力的增量对重心产生一个附加的抬头力矩,这样就加剧了最初的抬头扰动,使直升机更不稳定,对稳定性不利。因此,从纵向稳定性的角度来看,直升机的重心位置不宜太后,一般应使正常重心变化范

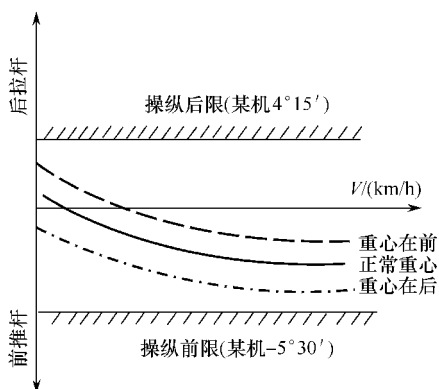


图 8-22 纵向操纵倾斜角 $\bar{\chi}$ 与平飞速度 V 的关系曲线

围相对于旋翼轴偏前,也就是重心的前极限大于后极限,这样有利于直升机的迎角静稳定性。否则,为保证直升机的迎角静稳定性,必须过分增大水平尾面,对重量不利。有关直升机稳定性的要求,可参照有关规范。

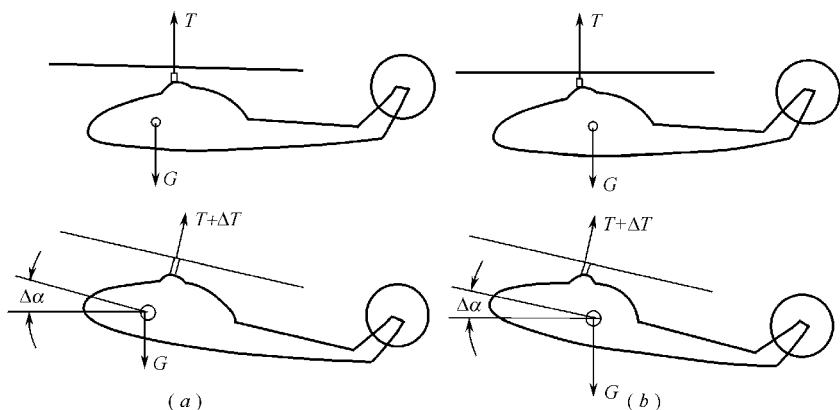


图 8-23 直升机重心位置对迎角静稳定性的影响

(a)重心在旋翼轴前;(b)重心在旋翼轴后。

直升机正常重心位置在旋翼轴之前,也可使自动倾斜器前后倾斜范围接近对称,同时,可使拉力矢量对重心的力矩平衡直升机其他部分的力矩,使桨盘平面大致垂直于旋翼轴,以改善旋翼桨毂和旋翼轴的受力状况。

由上可见,直升机的重心允许变化范围,除了取决于旋翼纵向操纵范围和最大平飞速度之外,还与纵向稳定性和部件受力有关。其重心变化范围愈小,对这些方面愈有利。但直升机重心的允许变化范围太窄,会限制直升机的使用。因此,在总体布置时,应全面考虑和综合安排,一般最好将一些消耗重量(如燃油、武器等)布置在全机重心(或旋翼轴)附近,并尽量减小重量变化对重心所造成的影响。

对于纵列式直升机,与单旋翼式直升机相比,由于其纵向操纵主要借助于前后旋翼的桨距差动使前后拉力大小不同而实现的,所以操纵力矩较大,允许重心变化范围也较大。当纵列式直升机的重心位置靠前时,则前旋翼需在高桨距下工作,这样在前飞时,前旋翼将会有较大的挥舞,在高速平飞时,允许的挥舞角和操纵范围将决定直升机的重心前限。重心后限的影响与单旋翼式直升机相同,重心愈靠后,纵向稳定性愈坏,当直升机受到抬头扰动时,由于迎角变化使前后旋翼产生同样的气动合力增量,重心愈后,气动合力增量所产生的抬头力矩也愈大,从而使直升机的迎角静稳定性恶化。

8.4.2 直升机的重心定位

为了检查直升机的重心是否符合要求,必须进行全机重心定位。为进行重心定位所必须具备的原始数据如下:

- (1)直升机的三面草图;
- (2)直升机的部位安排草图;
- (3)直升机各部件及设备、乘员、旅客、货物等的外廓形状、尺寸、重量和重心位置;
- (4)燃油与滑油重量,油箱容积。

首先对直升机各部件重量进行初步估算,然后按一定的比例(如 1 : 10 或 1 : 20)绘

制直升机的全机重量分布和重心定位图,如图 8-24 所示。

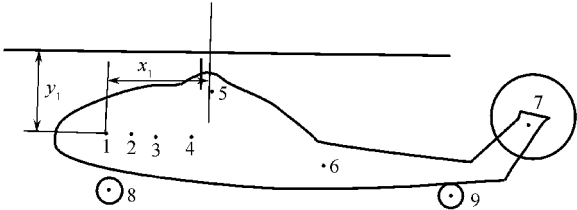


图 8-24 直升机的重心定位图

在进行重心定位时,应把各种零件的重量归并成若干重量组,以减少重心点的数目及计算工作量。为保证精度要求,应把小的零件合并成一组,把它们的重量加到大的组合件上,在重心定位图上用点标出各部件、载重、发动机及人员的重心位置,然后根据重心定位图的布置情况编制重心定位明细表,表格形式如表 8-1 所列。

表 8-1 重心定位明细表

序 号	名 称	G_i	x_i	$G_i x_i$	y_i	$G_i y_i$	备 注
①	直升机总重						
②	有效载荷						
③	驾 驶 员						
④	燃 油						
⑤	滑 油						
⑥	导 弹						
⑦	空机重量						
	⋮						
		ΣG_i		$\Sigma G_i x_i$		$\Sigma G_i y_i$	

在重心定位时,坐标轴的选取一般有以下几种方式:

- (1)用桨毂中心和重心的连线与旋翼轴线的夹角 $\varphi_{C.G.}$ 来表示,如图 8-25(a)所示。
- (2) x 轴通过桨毂中心且平行座舱地板, y 轴与机头前缘相切且垂直座舱地板,如图 8-25(b)所示。
- (3)以旋翼桨毂中心为原点, y 轴取旋翼轴的轴线, x 轴取通过原点与旋翼轴垂直的直线,如图 8-25(c)所示。

如果采用后面两种形式的坐标,根据重心定位明细表,由下式算出全机的重心位置,即

$$x_{C.G.} = \sum G_i x_i / \sum G_i, \quad y_{C.G.} = \sum G_i y_i / \sum G_i$$

如果采用第一种形式的坐标,则再用下式算出角 $\varphi_{C.G.}$,即

$$\tan \varphi_{C.G.} = x_{C.G.} / y_{C.G.}$$

直升机的实际重心位置与空勤人员、旅客、货物的位置、燃油箱燃油消耗程度、可拆设备的重量和位置有关,因此,必须计算在各种不同装载情况及燃油量时的重心,找出正常的和前后极限的重心位置,计算得到的直升机重心位置不应超出允许的重心变化范围。

直升机重心定位一般要进行多次,在制造出原型机后,还必须对全机各部件和空机进

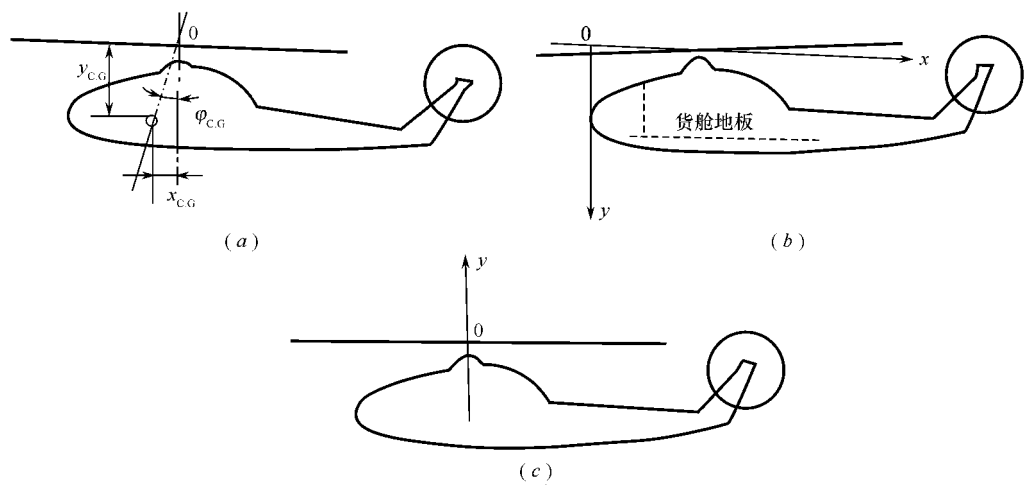


图 8-25 直升机重心定位计算的坐标选取方式

行称重,校核各部件的重量和重心位置,再次进行全机的重心定位计算,以求得较准确的全机重心变化范围。

图 8-26 表示直升机重点定位程序框图。

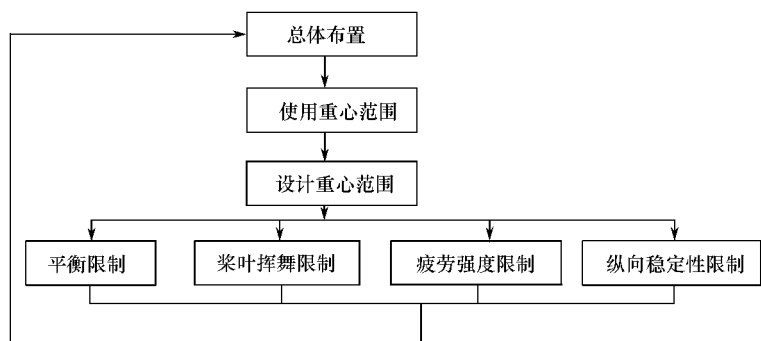


图 8-26 直升机重心定位程序框图

第9章 现代直升机总体设计技术的发展

随着科学技术的迅猛发展以及计算机技术的广泛应用,直升机设计正开始一场深刻的变革,各种现代设计理论、设计方法和设计手段不断涌现。现代设计手段及大型高度集成化软件平台在直升机设计中的应用,极大地推动了直升机设计技术的进步与发展,也给直升机总体设计技术增添了新活力,提出了新挑战。

本章将主要围绕与直升机总体设计有关的新技术、新方法,简要介绍它们的基本原理以及在直升机总体设计中的应用及发展,以期使读者对直升机总体设计的先进技术有一个初步了解,并对其发展给予持续关注。

9.1 直升机总体参数优化设计

在4.4节中介绍的直升机总体参数选择方法是依据统计数据或参考样机形成初步方案,经过反复迭代、修改得到满足设计要求的可行方案。这种传统的设计方法,主要依赖于统计分析或参考样机,加上设计者个人的经验和创造性思维对总体设计方案进行调整和修改,这样得到的结果与设计者个人的设计经验和设计水平有很大关系;而且,由于设计过程周期长、效率低,要得到一个真正的最优方案几乎是不可能的。近年来随着计算机技术及优化理论的迅速发展,在直升机总体设计中逐渐形成了总体参数优化设计这一新的设计方法。所谓优化设计即是使实际设计问题转化为在规定的各种设计限制条件下的最优化问题,这需要通过分析,首先建立优化数学模型,然后运用最优化原理和方法,在计算机上进行自动寻优计算,选出最优的设计方案。

优化设计使传统的工程设计方法发生了根本性变革,即把经验的、感性的、类比的传统设计方法转变为科学的、逻辑的、立足于计算分析的设计方法。特别是近年来随着计算机辅助设计理论和方法的发展及与优化设计方法的结合应用,使直升机设计过程逐步向自动化、集成化、智能化方向发展,从而提高了工程设计的质量,将直升机总体设计技术提高到一个新的水平。

直升机总体参数选择的依据是设计技术要求,前已提及直升机设计技术要求是多方面的,而这些多方面的要求对总体参数来讲往往又是相互矛盾的。因此,总体参数选择必须兼顾这些多方面的要求。从这个意义上讲,直升机总体设计优化是一个多目标的综合优化设计过程。但从寻优方法论来讲,满足多目标优化设计的最优解可能是不存在的。这样就需要对多个目标进行折中评估,而折中评估又往往带有经验性和模糊性,这就使得现代直升机总体设计具有在模糊折中支持意义下实施多目标综合优化的特征。

9.1.1 直升机总体参数优化设计数学模型

直升机的总体设计方案可用一组相互独立的参数来完整的描述,只要这组参数被确

定,就可以定义一个直升机的总体方案。这组参数称为“设计变量”,也就是前述的直升机主要总体参数。用这些参数定义的总体方案,必须满足一系列设计要求,并使某些特性最优(最大或最小)。要求满足的设计要求称为“约束”。而希望最优的特性称为“目标函数”。用优化的术语可以将上述直升机总体设计问题表述为:

在设计变量空间里,求设计变量 x ,使得目标函数最优,并满足一系列约束条件。其优化设计的数学模型为

$$\begin{aligned} \min f(x) \quad (x \in A^n) \\ \text{s. t. } \begin{cases} g_i(x) \leq 0 & (i=1,2,\cdots,m) \\ h_j(x) = 0 & (j=1,2,\cdots,p) \end{cases} \end{aligned}$$

式中 $x = [x_1, x_2, \cdots, x_n]^T$ ——设计变量;

A^n ——设计变量空间;

$f(x)$ ——目标函数;

$g_i(x)$ ——不等式约束;

$h_j(x)$ ——等式约束。

此数学模型表示在变量空间 A^n 内的一个矢量 x ,它在满足一系列约束条件下,使目标函数 $f(x)$ 最小(或最大)。由于上述模型的目标函数和约束条件都是非线性函数,求解上述问题实质上是求解一个多元、有约束的非线性规划问题。

9.1.2 直升机总体参数优化设计的基本要素

优化设计的一般过程包括设计变量的确定、系统分析、设计方案的评价、用优化方法搜索新的设计点,图 9-1 所示为直升机总体参数优化设计过程框图。

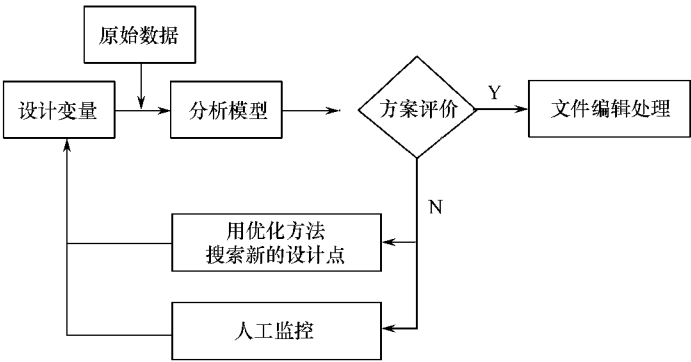


图 9-1 总体参数优化设计框图

一、设计变量

在优化设计过程中可以调整选择的基本独立参数称为“设计变量”,设计变量代表了设计方案,确定了设计变量,就定义了一个直升机的总体方案。

在直升机总体设计中常用的总体参数有起飞重量 G 、桨盘载荷 p 、旋翼桨尖速度 ΩR 、旋翼实度 σ 、桨叶片数 K 、发动机功率 N 等。在这些参数中,可能有些参数是根据设计要求事先给定的,不能选择,则不是设计变量。

决定设计方案的设计变量有 n 个 $(x_1, x_2, \cdots, x_n)$,则称列阵 $x = [x_1, x_2, \cdots, x_n]^T$ 为设

计向量, n 为设计变量的维数。 n 维向量 x 可以用 n 维空间的一个点来表示, 记作 $x \in A^n$ 。这个点实际上代表一个设计方案(不管其是否可行), 代表所有可能设计方案的点构成的区域叫做“设计空间”。

在直升机总体设计中, 设计变量带有不同的量纲, 而且数量级可能相差很大, 例如, 起飞重量 G 一般取值 $1000\text{kg} \sim 100000\text{kg}$ (小型直升机除外), 而旋翼实度 σ 取值为 $0.04 \sim 0.2$, 设计变量的量级相差几千倍至几万倍。因此, 在优化设计中要对设计变量进行无量纲化和规格化处理, 便于不同量级设计变量统一寻优。一般对各设计变量分别指定浮动区间, 用 1 与 0 分别代表浮动区间的上限和下限。寻优中各变量使用在 $0 \sim 1$ 之间的一个小数表达, 这个小数称为变量的“规格化值”。

二、目标函数

在优化设计过程中, 在评价方案的优劣时必须要有有一个评比的标准, 这就是在满足约束条件下, 要求方案的某一个特性为最优(最大或最小)。显然, 这个约定的广义性能指标应是设计变量的函数, 称为目标函数或评价函数, 表示为

$$f(x) = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$$

在直升机总体参数优化设计中, 常将下列指标(见 2.3 节)作为目标函数:

- (1) 重量效率;
- (2) 米里准则;
- (3) 换算生产率;
- (4) 有效载荷;
- (5) 航程或航时;
- (6) 军用直升机的使用效能。

对每一个设计方案作出“优劣”评价, 是比较各种设计方案进行选择的前提。对方案进行评价的困难在于设计要求的多样性, 所谓优劣, 是针对具体的设计要求来讲的, 是一个综合性的, 并不完全是对单纯客观量的描述, 还必须同时结合人的意图, 这是运筹学与单纯描述物理量的其他数学不同的地方。

三、约束条件

在直升机总体参数优化设计的过程中, 设计变量的取值范围是有一定限制的, 这个限制条件称为约束条件或设计约束。

约束条件按其数学表达式分成等式约束和不等式约束两种类型, 即

$$\begin{aligned} h_j(x) &= 0 & (j=1, 2, \dots, p) \\ g_i(x) &\leq 0 & (i=1, 2, \dots, m) \end{aligned}$$

等式约束要求设计点在 n 维设计空间的约束曲面上。不等式约束要求设计点在 n 维设计空间中约束曲面 $g_i(x) = 0$ 的一侧(包括曲线本身)。在设计空间中, 所有的约束边界将设计空间划分为两个区域, 一个是满足所有约束的设计点所组成的区域, 称为可行域, 即该区域中的每一点都代表着一个可行方案; 另一个区域是由不满足所有约束点所组成的区域, 称为不可行域。

在直升机总体优化设计中, 根据约束的性质又分成区域约束和性能约束, 区域约束是指设计变量的取值范围, 由设计者的经验来估计; 性能约束是针对设计方案的性能要求而推导出来的约束条件。

9.1.3 直升机总体参数优化设计的分析模型

对总体参数优化来说,当设计参数确定以后,通过分析模型计算出直升机的相关的性能、特性等,由于直升机总体参数选择涉及到性能分析、发动机分析、结构分析、动力学分析、飞行品质分析和经济性分析等,因此,分析模型十分复杂,参数也很多,一般在总体优化设计中将上述问题进行简化,得到面向设计的分析模型,以适用于参数优化设计。如直升机性能分析中续航性能和爬升性能的计算框图如图 9-2 所示。

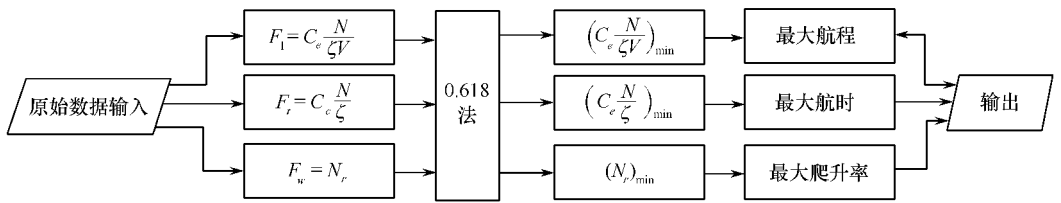


图 9-2 续航和爬升性能计算框图

其中,

直升机最大平飞航程

$$L_{\max}^{(0)} = \frac{G_f}{(C_e N_r^{(H)} / \xi V)_{\min}}$$

最大平飞续航时间

$$L_{\max}^{(0)} = \frac{G_f}{(C_e N_r^{(H)} / \xi V)_{\min}}$$

最大爬升率

$$V_{y\max} = k_{ps} \frac{1000(N_a^{(H)} - N_r^{(H)})_{\max}}{G}$$

- 式中 G_f ——可用燃油重量;
 G_e ——发动机单位耗油率;
 $N_r^{(H)}$ ——对应高度 H 的旋翼需用功率;
 k_{ps} ——爬升修正参数,单旋翼直升机 $k_{ps} \approx 0.8 \sim 0.9$ 。
 $G_a^{(H)}$ ——在高度 H 时发动机的可用功率;
 G ——直升机总重力。

采用何种分析模型取决于设计问题所要求的精度、已有的计算软件、以及计算机的容量和运算速度等因素。另外,在分析模型中必然包含了许多参数,这些参数中除了与设计变量无关的原始参数需单独输入外,还有一部分与设计变量有关的中间参数,是由设计变量推演出来的,这些参数往往是分析模块之间所需传递的数据。当分析模型比较复杂时,要特别仔细地研究各分析模块之间的数据传递关系。

9.1.4 优化方法

在优化设计中通过优化方法在设计变量空间中寻找出一组最优的设计点,优化方法研究已成为一个专门的数学研究领域。优化方法分为两大类:一类是基于导数的优化方法,即需要计算目标函数和约束条件对设计变量的导数;另一类不需要计算目标函数和约

束条件对设计变量的导数,称为直接法。前者往往收敛速度较快,但需要计算导数。后者虽然收敛速度慢,但不需要计算目标函数和约束的导数。这些优化算法目前大多已被编制成标准化计算软件,设计人员可根据工程设计的具体问题,选择优化算法。

前已提及,直升机总体参数优化设计实质上是求解一个多元、有约束的非线性规划问题。其求解过程一般分成两步:①用序列无约束最小化方法中罚函数法将有约束的非线性规划问题转换成无约束非线性规划问题;②用优化方法中的直接法求解上述无约束的非线性规划问题。

一、用序列无约束最小化方法中罚函数法将有约束非线性规划问题转换成无约束非线性规划问题

由于无约束最优化方法容易程序化,也最容易排除计算中所出现的故障。因此,自然会想到能否将具有不等式约束的优化问题转换成为无约束优化问题来求解。转换方法很多,其中最简单、最有代表性的是惩罚函数法。

根据罚函数法的要求,构造一个新的目标函数 $R(x, M)$ 为

$$R(x, M) = f(x) + \sum_{k=1}^m M_k [g_k(x)]$$

式中 $f(x)$ ——原目标函数;

$g_k(x)$ ——与约束条件有关的惩罚项,其取值为

$$g_k(x) = \begin{cases} 0 & (\text{当 } x \text{ 在可行域内}) \\ \sum_{k=1}^m [1 + (y_k - J_k)^2] & (\text{当 } x \text{ 不在可行域内}) \end{cases}$$

式中 y_k ——第 k 项性能计算值;

J_k ——第 k 项约束值;

M_k ——罚因子。

采用罚函数法处理后,将约束条件都反映在处理后的综合目标函数中,从而使有约束非线性规划问题转换成无约束的非线性规划问题。

二、用直接法求解无约束多元非线性规划问题

为了能适应各种分析模型,在直升机总体参数优化设计中一般采用直接法。用直接法求解多元非线性规划问题的方法很多,在直升机总体参数优化中常用的方法有“随机方向法”、“单纯形法”和“Powell 法”等。本节以比较常用的随机方向法为例,说明优化的基本思路及其调优过程。

“随机方向法”的基本思路是从指定的起点出发,“随机”地决定下一个探索的方向,如果失败,再“随机”地选择下一步试探方向;如果成功,则沿成功的方向作下一次探索,直至达到所要求的精度为止。随机方向法计算相对简单,思路比较直观,因而工程设计中常被采用。随机方向法的优化步骤如下:

(1) 输入给定的初始点 $x^{(0)}$, 指定最大搜索次数 M 、调优矢步长精度要求 ϵ , 计算初始点的目标值 $F(x^{(0)})$, 且 $K=0$ 。

(2) 从初始点随机决定下一步探索的步长和方向,即随机地确定调优矢的各投影长度,并随机地确定正负号,由于调优矢的每个分量及符号都是随机确定的,因此,调优矢在变量空间内具有随机的方向和长度。

(3) 将初始点 $x^{(0)}$ 加上调优矢 s 得到新点 x 为

$$x = x^{(0)} + \lambda s \quad (\lambda \text{ 为调优矢步长})$$

(4) 检查新点 x 各分量是否超过了“0~1”的范围

(5) 计算新点的目标函数 $F(x)$, 如新点比原点好, 则将原点移到新点, 回到步骤(2)继续搜索; 如新点比原点差, 则搜索失败, 但未达到指定搜索次数时, 转到步骤(2)继续搜索。

(6) 当连续搜索次数 K 已达到指定最大搜索次数仍失败时, 则应缩短调优矢步长, 即步长取 $\lambda/2$ 。

(7) 当调优矢已缩到充分小, 即 $\lambda < \epsilon$, 则停止搜索, 否则转到步骤(2)。程序流程如图 9-3 所示。

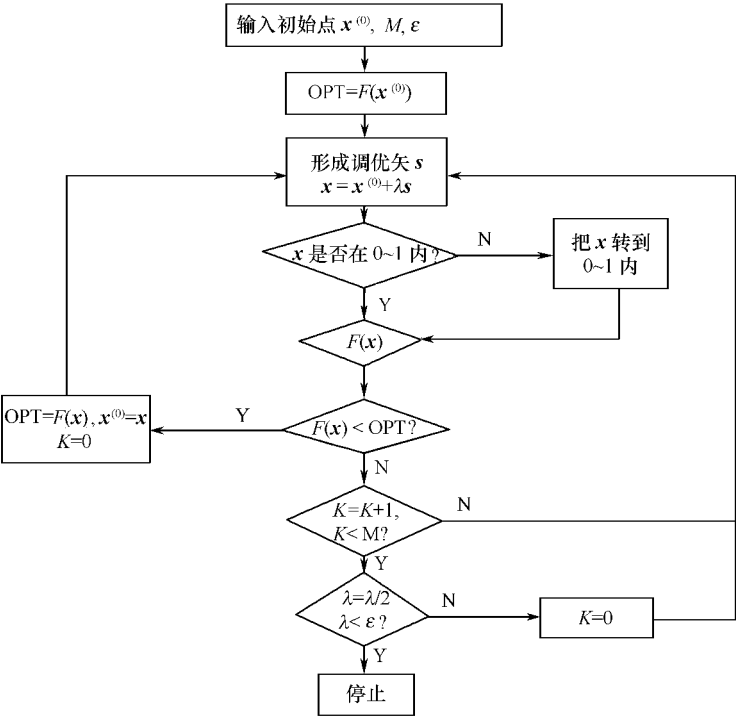


图 9-3 随机方向法流程框图

三、遗传算法

遗传算法(Genetic Algorithm, GA)是生命科学与工程科学的相互交叉、相互渗透和相互促进而成的新的仿生优化算法。遗传算法基于基因和进化, 是一类模拟生物界自然选择和自然遗传机制的随机化搜索算法。

遗传算法包含了如下 5 个基本要素: 参数编码、初始种群产生、适应度函数设计、遗传操作设计(包括选择、交叉和变异操作)、控制参数设定。这五个要素构成了遗传算法的核心内容, 概述如下。

(1) 编码 由于遗传算法不能直接处理设计空间的设计变量, 因此必须通过编码将它们表示成遗传空间的基因型串结构数据。通常采用二进制编码形式代表设计变量的各种取值, 串长取决于求解的精度。编码的基本要求是代码串(基因型)和参数值(表现型)一

一对应。

(2)产生初始种群 初始种群也称为进化的初始代,即第一代。遗传算法是群体型操作方法,需要一个由若干初始解组成的初始种群。标准遗传算法中初始种群的每个个体都是通过随机方法产生的。

(3)计算适应度 遗传算法在搜索进化过程中一般不需要其他外部信息,仅用适应度函数来评估个体或解的优劣,并作为以后遗传操作的依据。适应度函数一般由优化的目标函数来决定。

(4)设计遗传操作(包括选择、交叉和变异操作) 选择操作(即复制)的目的是为了确定交叉个体,即把优化的个体直接遗传到下一代。通过从当前种群中选出优良的个体,使它们作为父代产生子代。判断个体优良与否的准则就是各自的适应度值。适应度越大的个体,有更多的机会繁殖后代,使其优良特性得以遗传和保留。

交叉又叫基因重组,是遗传算法中最主要的遗传操作,它在遗传算法中起核心作用。交叉操作是把两个父代个体的部分结构加以替换重组而生成新的个体,即是结合来自父代交配种群中的信息产生新的个体。简单的交叉分两步进行:首先对配对库中的个体进行随机配对;其次,在配对个体中随机设定交叉点,配对个体彼此交换部分信息。遗传算法导入交叉操作使算法具有全局的随机搜索能力,交叉操作决定了遗传算法的收敛性。

变异操作的目的是模拟生物在自然遗传环境中由于各种偶然因素引起的基因突变。其方法是以一定的概率选取群体中若干个体,对已选取的每个个体,随机选取某一位,将该位的数码翻转。导入变异操作的目的是使遗传算法具有局部的随机搜索能力,也为了使遗传算法可维持种群多样性,防止出现未成熟收敛现象。变异操作是遗传算法中的辅助操作。

经过选择、交叉和变异等遗传操作,便可以得到新一代种群个体,这个过程就是进化迭代过程。得到的新一代群体代替其上一代群体,再进行评估、选择、交叉、变异。如此迭代下去,各代群体的优良基因成分逐渐积累,群体的平均适应度不断上升,直到收敛,就找到所需的最优解。

(5)确定关键参数 关键参数主要包括种群规模 n 、交叉概率 P_c 、变异概率 P_m 和更新进化代数 G 。一般取 $n=10\sim 160$,以取二进制串长的 2 倍为宜;取 $P_c=0.25\sim 0.9$;取 $P_m=0.001\sim 0.1$;进化代数 G 一般视具体情况而定,有几十到几百代。

标准遗传算法(SGA)又称基本遗传算法,它的基本优化过程如图 9-4 所示。

与传统的优化算法相比,遗传算法的主要特点如下。

(1)遗传算法处理的对象不是参数本身,而是对参数集进行了编码的个体。因此,它对处理对象的特性几乎没有限制。

(2)传统的算法都是单点搜索算法,则通过一些变动规则,问题的解从搜索空间中的当前解(点)移动到另一解(点),这种方法对于多峰分布的设计空间常常会陷入局部最优解。而遗传算法是采取同时处理群体中多个个体的方法,即同时对搜索空间中的多个点进行评估,这一特点使遗传算法具有较好的全局搜索性能,减少了陷于局部最优解的风险。同时,这也使它本身十分易于并行化。

(3)传统的优化算法往往是基于梯度的算法,而遗传算法仅需要目标函数的值(适应度函数值)来进行操作,不要求导或其他信息。这一特点使遗传算法的应用范围大大扩展。

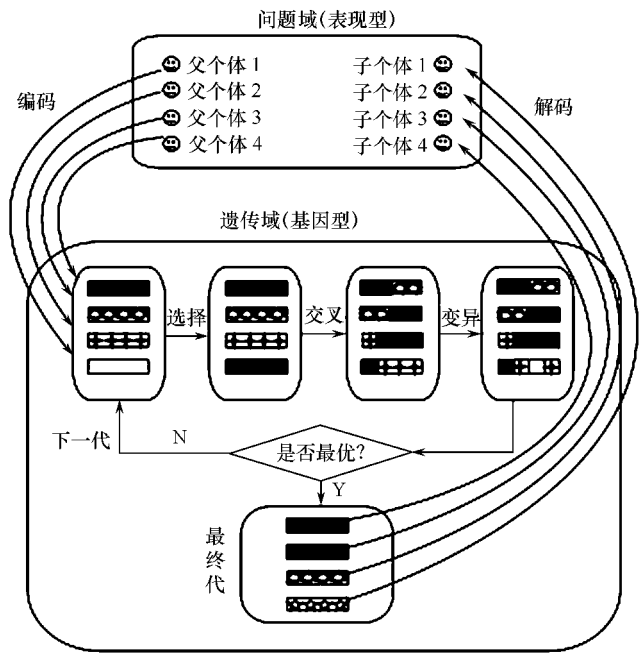


图 9-4 遗传算法的流程框图

以上这些特点使遗传算法具有较好的、有明确搜索方向的全局搜索性能,易于并行化,鲁棒性强,从而具有广泛的应用前景。

标准遗传算法虽然比传统优化方法有很多优点,但它的主要缺点是收敛速度慢,当分析模型较复杂时,所需计算时间更长。解决问题的一种方法是对标准遗传算法适当改进,例如在标准遗传算法框架中增加交叉约束算子,使交叉操作限制在基因型(编码串)相似的染色体之间,这种方法称为基于小生境技术的遗传算法;还有分层遗传算法、自适应遗传算法等等。另一种方法是将遗传算法与传统的、具有很强局部搜索能力的搜索技术(如爬山法、模拟退火法、列表寻优法和梯度法等等)相结合,构成混合遗传算法(Hybrid GA)。这些方法在改进 SGA 的同时,尽量采用 SGA 的编码,沿用或改进遗传算子,充分利用 SGA 的全局搜索优点。

实践证明,遗传算法应用于大规模、多峰多态函数、含离散变量等情况下的全局优化问题是合适的,在求解速度和质量上远超过常规方法,它是一种介于随机方法和启发式方法之间的高速近似算法。它尤其适用于处理传统搜索方法难以解决的复杂的大系统非线性问题,可广泛用于组合优化、自适应控制、规划设计和人工生命等领域。

四、参数敏感性分析

在优化求得“最优方案”后,可利用优化程序进行参数敏感性分析,即改变方案的某一个参数,其他参数保持在最优值上,以观察这一参数对性能及目标函数的影响程度。这一方面可以验证所得到的“最优方案”是否为目标面的真正峰点,另一方面为调整和修改设计参数提供参考。

9.1.5 多目标综合优化设计

以上所介绍的方法,都是指存在若干约束,但优化目标只有一个的情况,一般称为单

目标优化。我们知道,在直升机总体设计中设计要求的多方面的,不仅有各种飞行性能的要求,同时还有重量效率、飞行力学特性、动力学特性等要求,即所谓多目标优化。实际工程设计问题,大多属于这种多目标优化问题。多目标优化问题的数学模型表示为

$$\begin{aligned} \min & f(x) (x \in A^n) \\ f(x) &= [f_1(x), f_2(x), \dots, f_m(x)]^T \\ \text{s. t. } & \begin{cases} g_i(x) \leq 0 & (i=1, 2, \dots, m) \\ h_j(x) = 0 & (j=1, 2, \dots, p) \end{cases} \end{aligned}$$

在该模型中,多目标函数 $f_1(x), f_2(x) \dots$ 之间往往是相互影响,有时可能是相互矛盾的。而且,不能期望他们同时达到最优解,甚至有时还会产生对立的情况,这就需要在各种目标的最优解之间进行协调,相互作出适当“让步”,以便取得整体最优方案,而这种协调和让步往往带有经验性和模糊性。因此,多目标优化实质上是直升机总体综合优化设计。

多目标问题与单目标问题的一个重要区别是:单目标问题的任意两个可行解都是可以比较其优劣的;但对多目标问题,由于目标函数间的相互影响关系复杂,它的两个可行解不一定能进行优劣性的比较。在解多目标最优化问题时,最理想的当然是找到绝对最优解,然而这种解是很难求得的,有些问题根本没有这种解,所以,通常是求出问题的“非劣解”。非劣解往往很多,而最终付诸实施的一般只有其中一个解。因此,多目标优化最终得到的“非劣解”有一个分析和决策过程。由此可以看出多目标函数的优化问题要比单目标函数的优化问题复杂得多,求解难度大得多。

多目标优化的数学方法很多,以下简要说明几种常用的方法。

1) 线性加权法

把 m 个目标函数 $f_1(x), f_2(x), \dots, f_m(x)$ 写成

$$f(x) = \sum_{i=1}^m w_i f_i(x)$$

式中, w_i 是权因子,它标志着各目标的重要程度。另外,在相加之前各个目标值要进行无量纲处理。

很显然,线性加权法是把多目标问题转化为单目标优化问题来处理,这种处理方法的关键是确定权因子。通常确定权因子主要是依靠统计经验以及设计要求。

2) 主要目标法

这种方法的基本思想是考虑到多个目标函数的重要程度不同,经过分析从中选择一个目标作为主要目标,而让其他目标满足一定要求即可,于是将这些目标转换成约束条件。

设 m 个目标 $f_1(x), f_2(x), \dots, f_m(x)$, 若其中的 $f_1(x)$ 为主要目标,其他目标 $f_j(x)$ 具有上、下限值为 $f_j(x)_{\max}$ 和 $f_j(x)_{\min}$, 则问题转换为

$$\begin{cases} \min f_1(x) \\ \text{s. t. } f_j(x)_{\min} \leq f_j(x) \leq f_j(x)_{\max} \quad (j=2, 3, \dots, m) \end{cases}$$

3) 评价函数法

这种方法的基本思想是构造一个称为评价函数的新的目标函数 $h(f(x))$, 然后求解单目标函数优化问题,即

$$\begin{cases} \min h(f(x)) \\ x \in s^n \end{cases}$$

用新的目标函数的最优解作为原问题的近似最优解。

由于可用不同的方法构造评价函数,故有多种不同的评价方法。例如武装直升机的作战效能、运输直升机的单位生产率等。显然,这些评价函数从不同角度反映了直升机的综合性能。

9.2 多学科设计优化概述

前已提及,现代直升机设计要求越来越高、也越来越多。这些要求不仅包括飞行性能、结构重量,还包括飞行力学、结构动力学、隐身能力、可靠性、维修性、保障性、经济性等。这些不同方面的设计要求通常相互影响、相互耦合,使得直升机设计涉及的学科越来越多,分工越来越细,研制过程日趋复杂,不仅使设计周期越来越长,而且使研制成本也越来越高。

传统的直升机设计过程将直升机设计分为概念设计,初步设计和详细设计等几个阶段,在不同设计阶段,设计人员依据此阶段的设计要求和设计任务应用相关的学科知识和经验分别进行设计和优化,如概念设计阶段的性能设计与优化,初步设计阶段的操纵性稳定性、动力学设计与优化,详细设计阶段的结构设计与优化等。这种设计模式实质上具有序列性,设计过程按序列展开,是一种串行设计模式,在设计过程中常常会造成返工或反复修改,致使设计周期加长,研制成本增加。从优化设计来看,传统的工程优化设计主要是指单一学科的优化设计,例如直升机总体参数优化、旋翼桨叶气动外形设计优化等,这种优化设计模式没有充分利用各个学科(子系统)之间的相互影响可产生的协同效应,极有可能失去系统的整体最优解。对于直升机这种复杂的工程系统,涉及气动、飞行力学、动力学、结构、飞控等多个学科,而各学科之间又有着复杂的耦合关系,系统的整体性能取决于各个学科的综合作用,传统的设计模式已经不能适应现代直升机设计要求。随着以计算机技术为核心和主要特征的现代设计方法的发展,一个全新的优化设计理念正在形成,这就是多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, MDO)。

多学科设计优化的主要思想是在复杂系统设计的整个过程中集成各个学科(子系统)的知识,应用有效的设计优化策略和分布式计算机网络系统来组织和管理设计过程,通过充分利用各个学科(子系统)之间的相互作用所产生的协同效应,获得系统的整体最优解。并通过实现并行设计来缩短设计周期,从而使研制出的产品更具竞争力。

一、多学科设计优化技术的特点

(1) 面向设计的多学科分析。由于各学科不断深入发展,其分析模型的精度越来越高,与之相关的计算机程序的功能更加强大,但这些分析模型和计算程序一般仅作为分析工具。而“面向设计”是指这些分析模型的计算程序不仅仅具有分析功能,还应具有附加的特性,能在优化设计中得到应用。多学科设计优化对学科分析模型在深度和广度上有更高的要求,以获得更可靠的分析结果。分析模型应能反映各个学科实际的设计要求及相互影响关系。

(2) 多学科设计优化通过对整个系统的优化设计解决不同学科间的权衡问题,并通

过直接或间接的数值计算方法解决各学科之间的耦合问题,容易获得各学科之间协调一致的设计,消除了过去依靠经验试凑迭代计算解决耦合问题,提高了设计质量。

(3) 为了减小由于采用高精度分析模型带来的过大的计算工作量,通常采用近似技术,通过计算机试验建立学科分析的代理模型,以提高设计优化效率。

(4) 通过系统分解和各子系统数学模型的模块化,使计算并行化成为可能,通过分布式计算机网络系统和它们之间有效的通信及组织管理形式,解决各学科各计算模块之间的数据传输,实现并行设计,使系统的综合优化设计变得简单。

二、多学科设计优化问题描述

多学科设计优化问题可表述为

$$\begin{aligned} \min & f(x, y) \\ \text{s. t. } & h_i(x, y) = 0, \quad (i = 1, 2, \dots, m) \\ & g_j(x, y) \leq 0, \quad (j = 1, 2, \dots, n) \\ & A(x, y(x)) = \begin{bmatrix} A_1(x, y_1(x), \dots, y_n(x)) \\ \vdots \\ A_n(x, y_1(x), \dots, y_n(x)) \end{bmatrix} = 0 \end{aligned}$$

式中 f ——目标函数;

x ——设计变量;

y ——状态变量;

$h_i(x, y)$ ——等式约束;

$g_j(x, y)$ ——不等式约束;

A_n ——第 n 个学科分析模型。

三、多学科设计优化算法

多学科设计优化常用优化算法有协同优化算法和并行子空间优化算法。

1. 协同优化算法

协同优化算法(Collaborative Optimization, CO)将优化问题分为两级:一个系统级和并行的多个学科级。系统级向各学科级分配系统级变量的目标值,各学科级在满足自身约束的条件下,其目标函数应使在本学科优化得到的系统变量值与系统分配下来的目标值的差距最小;经学科级优化后,各目标函数再传回给系统级,构成系统级的一致性约束以解决各学科间系统级变量的不一致性。一般情况下,要经过多次系统级优化才能达到学科间的协调。

在协同优化算法中系统级优化同学科级优化的关系是:学科级优化时用到的参数就是系统级优化的设计变量的最优解,而系统级优化时用到的参数是学科级优化的设计变量的最优解。在协同优化中,系统级一致性约束和学科级目标函数之间的关系比较复杂。系统级优化使系统目标函数最优,同时要设法使系统级设计变量最优解的约束不一致性趋近于 0,然后系统级优化将系统级设计变量最优解分配到各个学科中,而学科级优化则设法找到本学科可行域内与系统级优化分配的最优解最近的点,并且将该点返回给系统级,系统级优化将利用各个学科返回的解进一步使系统级设计变量最优解的约束不一致性趋近于 0。这个过程不断进行,直至迭代收敛为止。协同优化算法的过程框图如图 9-5 所示。

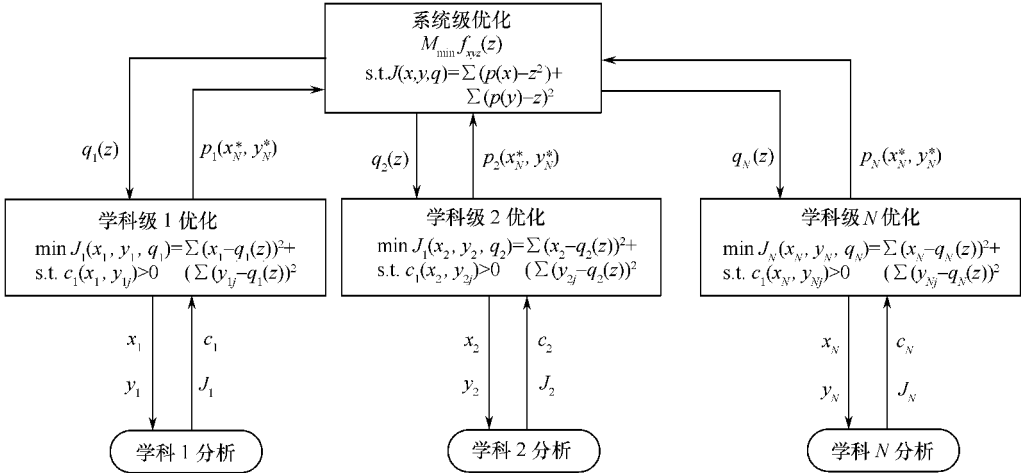


图 9-5 协同优化算法框图

2. 并行子空间优化

并行子空间优化(CSSO)算法将设计优化问题分解为若干个学科级优化问题和一个系统级优化问题。在学科(子空间)优化中,本学科的状态变量计算通过该学科的精确模型获得,所涉及的其他学科的状态变量计算通过某种近似模型来得到。各学科优化计算相互独立,可并行进行。近似方法不同,衍生出不同的算法。目前,应用比较普遍的是响应面近似技术,其计算框图如图 9-6 所示。

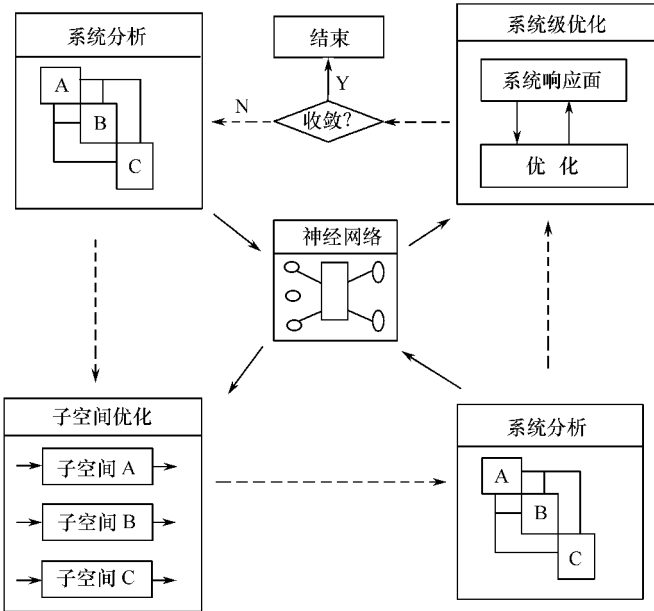


图 9-6 基于响应面的并行子空间优化算法框图

从图 9-6 可以看出,基于响应面的并行子空间优化算法由 4 个优化设计阶段构成,计算从框图左上角的系统分析过程开始,按逆时针顺序进行。首先给出一组设计变量作为初始信息,在系统分析模块中进行系统分析和贡献分析,求出与设计变量对应的状态变

量值,并利用这些信息构造响应面,以便构造状态变量与设计变量之间的近似函数关系。在子空间优化模块中,采用各个学科的精确计算工具和适当的优化算法来进行子空间优化。子空间优化后,利用优化结果再次进行系统分析,并把相应的设计变量和状态变量值补充到响应面构造数据库中,更新响应面。最后进行系统级优化,在系统级优化模块中,所有的状态变量信息均由响应面近似来获取。由于响应面近似计算速度非常快,因此系统级优化耗费的计算时间少。系统级优化结束后,对系统级设计变量最优解再次进行系统分析,重复上面的过程,随着优化迭代循环不断进行,响应面越来越精确,最终收敛到一个最优解。

直升机总体设计是典型的多学科设计优化问题,涉及到空气动力学、飞行力学、动力学、结构分析等多个学科。这些学科互相耦合、相互影响,需要对设计参数进行综合权衡才能获得最优的设计方案。多学科设计优化是实现直升机综合设计的最有效技术途径,通过充分发现和利用直升机各学科之间的协同效应,设计出综合性能更好的直升机,同时也有效地缩短直升机研制周期、降低全寿命周期成本,这与现代产品设计中的并行工程思想完全一致。图 9-7 给出了直升机总体多学科设计优化流程框图。

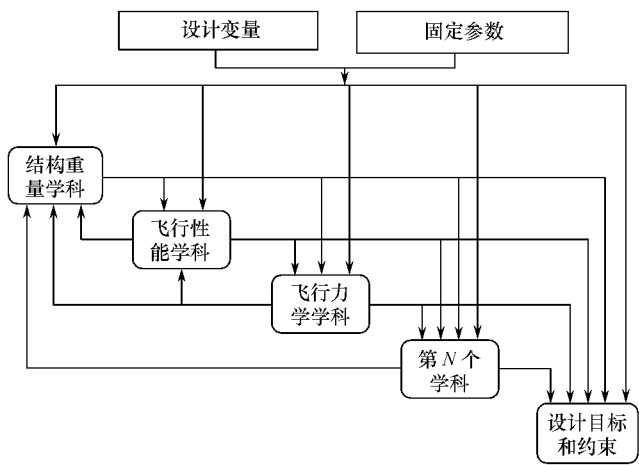


图 9-7 直升机总体多学科设计优化流程框图

9.3 数字化设计

随着计算机辅助设计(CAD)技术的发展,设计人员可以利用实体建模软件(如 CAT-IA)在计算机上直接对产品进行三维设计。当建立了三维数字化模型后,设计人员可以在计算机上很方便地进行后续环节的设计工作,如工程分析和仿真、部件的模拟装配、运动模拟、干涉检查、数控加工编程等,从而为产品的整个寿命期内所有环节采用统一的产品信息模型奠定了基础,并由此引发了产品设计方法的一次重大变革,即数字化设计。

数字化设计技术是在 CAD、CAM 和 CAE 等技术的基础上发展的,它进一步融合信息技术、先进制造技术和先进仿真技术,将这些技术应用于产品全寿命周期和全系统,并对它们进行综合管理,支持“从上至下”的复杂系统开发模式。数字化设计技术的应用可以用虚拟数字化样机代替实物样机对产品进行创新设计、测试和评估,从而提高设计质量

和设计能力,缩短产品研制周期、降低成本。

近年来,数字化设计技术及其应用已获得重大进展,在航空航天领域中也得到成功地应用。在直升机研制中采用数字化设计技术后,设计人员可以在三维数字化模型的基础上进行数字化预装配、形成数字化样机;利用数字样机进行计算机仿真,协调评估结构和系统设计的合理性,进行干涉检查。因此,数字化设计技术的应用将直升机的总体设计、气动设计、结构设计、工艺设计等紧密融合在一起,从而减少了设计返工,提高了设计质量,有效降低了直升机的研制成本。

数字化设计技术以全面采用数字化产品定义、数字化预装配、产品数据管理、并行工程和虚拟制造技术为主要标志,从根本上改变了飞行器传统的设计与制造模式,大幅度提高了设计制造水平。

一、数字化产品定义

数字化产品定义(DPD)指应用计算机对产品的研制进行描述和定义的过程,它的目的是描述和定义产品全寿命周期的数字化过程中所包含的信息以及这些信息之间的相互关联关系。

全寿命周期的产品数字化定义包括产品的几何信息和非几何信息。几何信息主要指产品的三维模型。非几何信息包括设计文件、计算报告、工艺文件和数控加工程序等。模型的建立是个渐进过程,即从设计、制造和销售,直到服务保障等整个产品生命周期,把各阶段的相应的信息逐步加入,使其不断完善。在设计、制造、生产管理和售后服务等环节中采用统一的产品数字化定义模型,就可以通过数据库和网络技术在行业范围内建立畅通的信息流,实现更大范围的集成,同时提高各个环节的自动化程度。

二、数字化预装配

数字化预装配(DPA)是在产品数字化定义的基础上利用计算机仿真技术进行产品的装配过程。在此基础上形成数字化样机,从而在产品研制过程中及时进行装配干涉检查、装配及拆卸工艺路径规划。采用 DPA 技术可以有效地评估结构和系统可装配性,减少设计更改和返工。数字化定义和预装配是一个产品由粗到细的设计迭代过程,由于采用了数字化定义,设计和制造过程中形成了集成的信息管理和决策支持系统;改变了以往依靠实物样机的研制方法。工装设计可以与产品设计并行展开,零件制造可以并行进行。为并行工程实施提供了条件。

三、并行产品定义

并行产品定义(CPD)是一种并行工程方法,它包括产品各部分的同时设计和综合,以及对设计、制造和支持过程的协调。这一方法使开发人员一开始就能考虑到产品全寿命周期里的所有环节,包括从项目规划到产品交付的整个过程。详见第 9.4 节。

四、产品数据管理

产品数据管理(PDM)起源于 CAD 的文件管理和工程技术领域的图纸管理、文件的审批和发放。PDM 将所有与产品相关的信息和过程集成在一起。产品相关信息包括所有属于产品的数据,如 CAD/CAPP/CAM 文件、材料清单、产品订单、电子表格、生产成本和供应商状态等;产品相关过程包括加工工序等工作流程中所有文档。PDM 为产品开发创造一个虚拟的工作环境,使整个产品开发的全过程在统一的产品数字化模型上进行。通常 PDM 系统的基本功能包括:提供电子协调工作平台、产品结构管理、工作流程管理、

PDM 集成工具包等。

9.4 并行工程方法

并行工程(Concurrent Engineering, CE)是产品及其相关过程(包括加工和保障)的一种一体化的并行设计的系统方法。它强调综合设计,强调各专业技术人员的协同合作,强调在产品的设计一开始就要考虑产品从概念设计到报废处理的全寿命周期内的各种性能要求(包括性能、成本、进度等)。并行工程方法并不是指对某个专业内容的具体设计方法,而是指应用系统工程的原理和管理方法,并利用集成的计算机环境而建立起来的一种新的研制模式和工作模式——并行运行方式。

并行工程方法于 20 世纪 80 年代提出,在 90 年代得到广泛的应用和发展。例如波音公司在新一代波音 737 客机研制、西科斯基公司在 RAH-66 先进侦察攻击直升机的研制中推行的一种“综合产品工作组(IPT)”的方法,就是最有效的并行工程工作方法。

1. 并行工程方法的主要特点

(1)综合设计,即在概念设计阶段就对全寿命周期中的“设计、生产、使用和保障”等各阶段的要素进行全面、综合的权衡。因此,在 9.2 节中介绍的 MDO 的宗旨与并行工程方法的思想不谋而合,它实际上是立足于优化原理,为产品的全寿命周期设计提供一个理论基础和优化决策方法,它将成为并行工程方法的一个重要组成部分。

(2)强调全过程人员的协同工作,包括设计、制造、材料、工艺、使用维护等在内的相关工作人员在整个过程中协同工作,建立多学科、跨专业的联合工作组,多个工作过程协同进行,以协同工作方式进行开放式和交互式的通信联系,共同解决产品研制中的问题,将传统的串式工作模式产品研制过程转变为并行工作模式,从而大大缩短了产品开发周期。

(3)数字化三维产品定义,即首先建立三维数字化产品模型,利用该模型进行结构设计,应力分析、工装和模具设计、工艺准备、零件加工、电子预装配、干涉检查和全寿命周期数据管理等。

2. 并行工程方法的实施的条件

(1)产品开发队伍重构。即将传统设计中的部门制或专业组变成以产品为主线的综合产品开发团队(IPT),对所开发的产品负责。从而克服功能部门之间造成的信息流动不畅,减少设计方案的修改和返工。

(2)过程重构。从传统的分阶段串行的产品开发流程转变为集成的、并行的产品开发过程。使后续过程在早期便参与设计过程,使在早期设计阶段就考虑后续各个过程的需求,把生产、使用及保障中可能出现的问题在设计过程中及早解决,从而缩短研制周期,提高设计质量。

(3)协同工作环境。用于支持 IPT 协同工作的网络化、分布式的信息系统,形成一个集成的信息管理环境和决策支持环境。

(4)数字化产品定义。

3. 并行工程的应用效果

采用并行工程的工作方法,其优势非常明显;①可以明显的降低研制费用,根据波音公司的经验,可以降低 30%~40%的研制费用;②可以有效缩短研制周期,根据麦道公司

的经验,可以缩短40%~60%的研制周期;③可以显著提高研制质量,包括减少返工、工程更改量和报废量,降低产品的缺陷和故障率等。贝尔公司在 Bell 430 直升机研制中采用了并行工程的组织方法,在设计初期就成立了 IPT 组织进行产品的定义设计,使产品研制周期大大缩短。如旋翼桨叶从开始设计到完成工装制造,整个周期由过去的18个月减少到11个月。

总之,并行工程方法在产品的研制、开发和设计过程中引入了一种新的理念和机制,即在上述的全过程中全面加强人与人之间的合作;充分利用高度发展的计算机辅助工具和技术集成、信息集成系统,做到信息交流、信息共享,使开发和设计人员能大量采用集成技术,及时完成产品及其过程中的设计和评价,显著改善产品的设计质量和加快研制周期。可以相信,随着并行工程方法在直升机研制中的推广应用,将使直升机研制技术提高到一个新水平。

9.5 直升机隐身技术概述

现代电子探测技术和导弹技术的发展,对武装直升机生存力构成了严重的威胁。为了适应未来战场环境,使武装直升机在战争中具有良好的生存力和作战能力,“隐身性”已成为现代武装直升机重要的战术技术指标之一。

“隐身性”或“低可探测性”的含义是隐蔽和掩护自身,从而提高其生存能力达到有效打击敌方的目的。隐身技术是指采用反探测技术,降低飞行器的可探测信号特征,使其在一定范围内不易或难以被敌方各种探测设备发现、识别、跟踪、定位和攻击的综合技术。因此,隐身技术所研究的内容,是针对一定的探测手段而言,即目标信号特征。一架直升机向敌人暴露其轨迹或其存在的信号途径是:光、声、雷达回波、红外或电磁发射波。按照探测手段,隐身技术可分为:雷达隐身、红外隐身、电子隐身、可见光隐身、声学隐身技术等。本节将简要介绍与直升机总体设计有关的雷达、红外隐身技术。

9.5.1 雷达隐身技术

雷达是利用无线电波发现目标并测定其位置的设备,当雷达发射的电磁波在传播过程中遇到像直升机这样的障碍物时,将产生反射和绕射(通常把反射和绕射称为散射)。雷达接受这些散射返回的信号,即发现目标。因此,目标相对于雷达发射的电磁波是一个散射源。雷达对目标照射所产生的散射回波强度通常是用雷达散射面积(Radar Cross Section, RCS)来表示,雷达散射面积是目标受到雷达电磁波照射后,向雷达接收器散射的电磁回波能力的量度,它反映了目标被雷达探测到或发现的程度,也决定了目标与雷达之间的距离。

对于一定的雷达系统,RCS 主要取决于目标的几何外形和材料的物理特性。因此,减小目标雷达散射面积 RCS 的主要措施:①改善其外形设计;②采用雷达吸波材料。

一、隐身外形设计

直升机是一个外形十分复杂的目标,它由多个部件组成,在雷达照射下每个部分都会产生散射波,有的部件可能同时产生散射机理不同的散射源。由于整机的 RCS 是各散射源综合而成的结果,因此,要尽量减少散射源。除了在直升机设计中尽量减少各种外挂

物,在机体表面尽量避免开口、缝隙、凸起和台阶,使机体表面光滑、连续、“干净”外,一般还采取如下措施。

(1)通过对机体外形设计,可以改变电磁波散射机理,将强散射源(如镜面反射)改为弱散射源(如边缘绕射或尖顶绕射),从而达到降低 RCS 的目的。例如机体设计时尽量将柱面体、椭球体所形成的镜面反射改为尖劈形所产生的边缘绕射,其 RCS 就要低得多。

(2)目标的 RCS 随其外形和方位而变化,通过改变目标的外形和被照射的方向可以控制其散射方向,从而减小目标的 RCS。例如对于平板表面,当入射波垂直于平板照射时,平板的 RCS 就很大,但如果平板稍有倾斜其 RCS 就会急剧下降。

(3)由于角反射器在很大的方位角范围内都有很强的散射波。为了减少直升机的 RCS,必须消除机体上的角反射器效应。实际上只要将角反射器中的一个平面稍作倾斜,就可以大大减缩其 RCS。例如大多数直升机尾梁上相互垂直的水平尾面和垂直尾面、机身和短翼之间就存在角反射器效应。

(4)发动机进气道和尾喷管也是强散射源,另外,进气道唇口产生的边缘散射也不容忽视。

对武装直升机外形设计要求是多方面的,而且,往往是相互矛盾的。因此,在设计中应根据战术技术要求,抓住主要矛盾,统筹兼顾,既要尽量减少直升机雷达散射面积,又要满足总体、气动、结构、工艺和使用要求,进行总体/气动/隐身/结构综合一体化设计。另外,隐身技术本身也是一门综合性技术,需从外形、结构、材料、电子对抗设备等方面进行综合设计,才能有效减小雷达散射面积。

由美国波音/西科斯基公司研制的 RAH-66 侦察/攻击直升机是世界上第一个现代隐身直升机,在隐身外形设计上采取了一系列减少或消散雷达反射波的措施,其雷达散射面积比目前其他任何直升机都小。其主要措施如下。

(1)RAH-66 直升机的机头光电传感器转塔为带角平面边缘形状,有消散雷达反射波的作用;机身侧面由两半平面转角构成,避免了圆柱体和半球体所形成的镜面反射的弊端;尾梁两侧有倒置“托架”可偏转雷达波;尾部采用向一侧倾斜的涵道尾桨,而垂直尾面向另一侧倾斜,在其上安装水平尾面,从而避免产生角反射器效应;两台发动机藏在机身内,进气道呈棱形埋入式,不会对雷达波形成强反射;旋翼桨毂和桨叶根部加装了整流罩,形成平滑过渡的融合体,也可以减少对雷达波的反射(图 9-8)。



图 9-8 RAH-66 直升机隐身外形

(2)RAH-66 减少雷达散射面的另一个设计措施是内藏式武器系统和收放式起落架。另外,20mm 口径的航炮设计成能在水平面内转动 180° ,并向后收藏于整流罩内,与机身

形成平缓过渡的融合体;在执行武装侦察任务只需携带少量武器时,悬挂武器的短翼可拆除。

(3)对外形隐身而言,外形设计固然重要,但加工工艺对设计思想的实现有着重要影响。由于 RAH-66 在设计、工艺装备制造、工具制造过程中均采用了以 CATIA 软件为基础的数字化系统,总装配中采用激光定位系统,保证了加工、装配精度,使机身表面接缝平整、光滑,也减少了雷达散射面积。

二、采用雷达隐身材料

雷达隐身材料是指能够减少雷达散射面积的材料,分为雷达吸波材料和雷达透波材料。

雷达吸波材料是指材料本身具有吸收微波的功能,这种材料是通过某种物理作用将雷达波能量转化为其他形式的能量而耗散,从而减小雷达波的反射。也就是说,凡能使电磁波穿过其表面,并对电磁波的能量具有高耗损特性材料。飞行器对吸波材料的要求是:吸收率高、频带宽、还要重量轻,并能承受一定的载荷。吸波材料按其制作工艺和承载能力可分为涂敷型(如隐身涂料)吸波材料和结构型吸波材料。涂敷型吸波材料的优点是,不需改变直升机外形就可以实现 RCS 的减缩。其缺点是增加了直升机的重量。与涂敷型材料相比,结构型吸波材料可省去多余的重量,又能参与结构承力。一般是将吸收剂加入复合材料中,制成既有吸波能力又有承力能力的结构型吸波复合材料。

雷达透波材料是指材料本身对电磁波不发生作用而保持透明状态,非金属复合材料具有这种功能。玻璃纤维、碳纤维环氧树脂复合材料都是广泛应用的雷达透波材料。但是,透波结构的部件,如果内部仍有金属结构,仍会产生很强的散射回波。所以,对透波结构内部必须保留的金属元件或设备,可将其表面用吸波材料屏蔽。

RAH-66 直升机上广泛采用了复合材料,复合材料占整个直升机结构重量的 51%,是目前世界上使用复合材料最多的直升机,包括旋翼、机身结构、整流罩、传动系统等都采用了复合材料。从而有效地减少了雷达反射面积。

9.5.2 红外隐身技术

红外探测技术的发展和先进的红外制导武器的应用,对武装直升机构成严重威胁。红外隐身是针对红外探测手段而言,其目的是降低被红外探测装置发现的概率,避免被红外制导武器击中,以提高直升机生存力。红外隐身就是降低直升机红外辐射强度,控制红外辐射特性。

直升机的红外辐射主要来源于发动机尾喷管的热辐射。在直升机上采用的红外隐身技术如下。

(1)在发动机尾喷口上安装屏蔽排气装置的红外抑制器。这是军用直升机广泛采用的红外隐身技术,红外抑制器是利用发动机的排气功能,引射冷空气与高温排气流相混合,以降低排气温度,并对周围热的金属构件进行冷却、遮挡、隔热,从而达到降低发动机红外辐射强度的目的(图 9-9)。

(2)采用红外隐身涂料。给发动机舱外蒙皮、尾喷管外蒙皮、红外抑制器外表面以及尾梁表面温度较高处涂上低辐射红外隐身涂料,以进一步降低红外辐射强度。

RAH-66 直升机减少红外辐射的主要措施是采用“带状”排气系统,实现了红外拟制

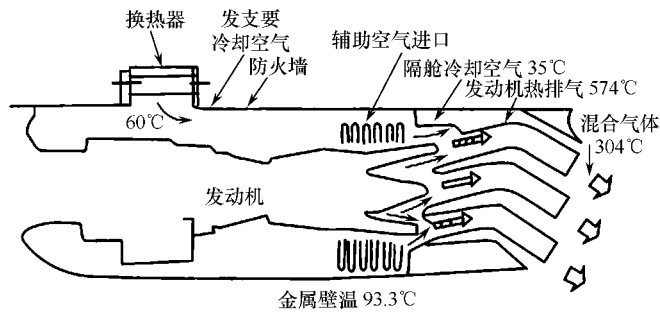


图 9-9 红外抑制器

与机身结构设计一体化,该系统由尾梁两侧的几个排气口组成,冷却空气通过尾梁上方进气口吸入,与发动机热排气有效混合,经尾梁两侧向 45°方向排出(图 9-10),再由旋翼下洗流吹散,使排气温度明显降低。采用该系统后,使 RAH-66 直升机的红外辐射强度大大降低。从侧面测量的 OH-58 直升机的红外特征信号是 RAH-66 的 2.3 倍,而 AH-64 直升机是它的 4.7 倍。

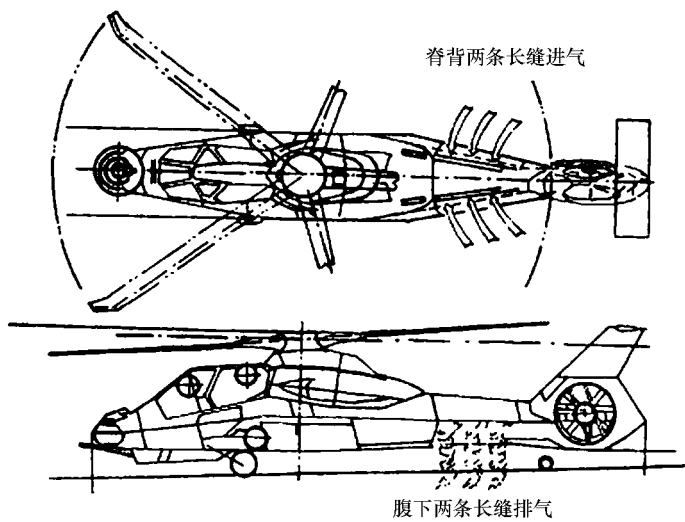
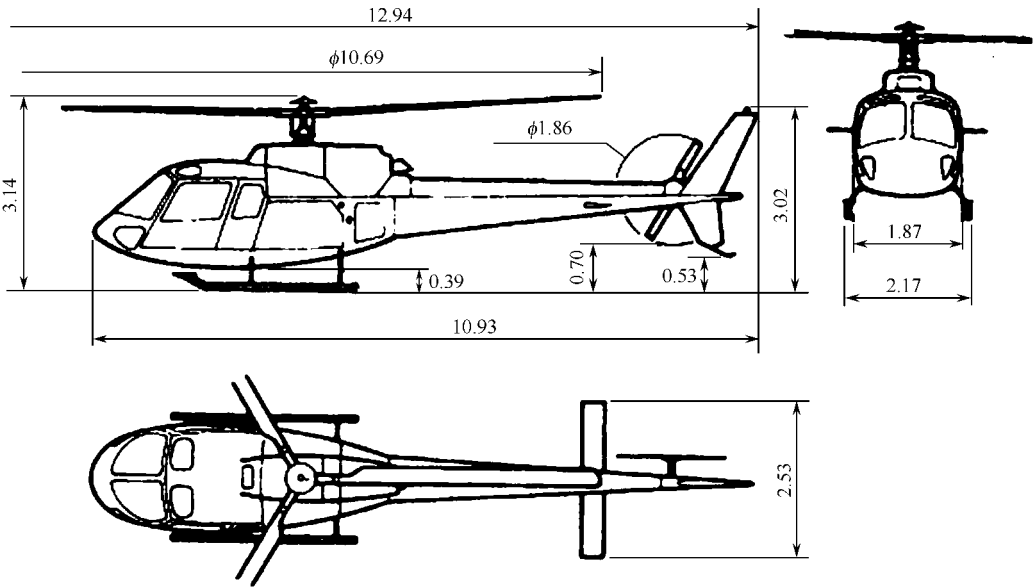


图 9-10 RAH-66 红外抑制与机身结构一体化

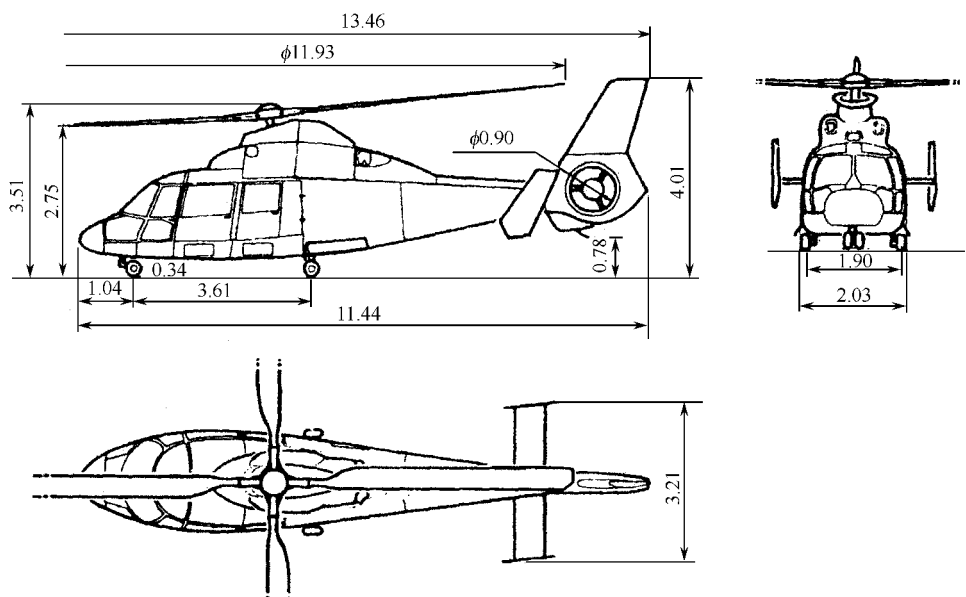
附录 I 典型直升机三面图和主要数据

附图 1-1 法国航宇工业公司 AS 350B(“松鼠”)



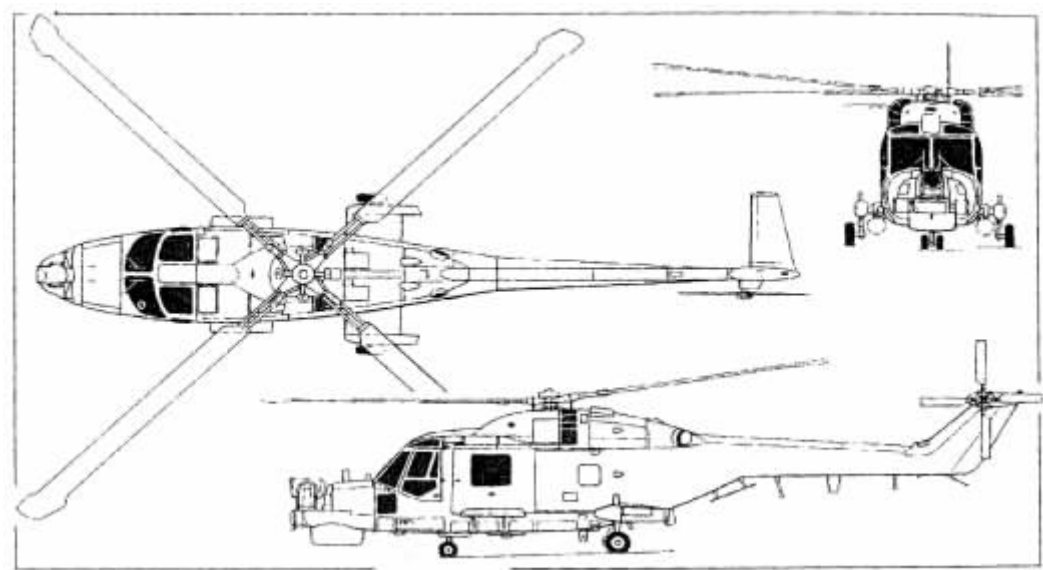
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	1050	型号	阿赫耶 2B
最大起飞重量	1950	台数	1
最大有效载荷	—	最大起飞功率/kW	478
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	10.69	不可逾越速度/(km/h)	278
桨叶弦长/m	0.35	最大巡航速度/(km/h)	248
桨叶片数	3	最大斜爬升率/(m/s)	10.3
旋翼实度	0.0536	悬停升限 有地效/m	3200
桨尖速度/(m/s)	213	无地效/m	2550
桨盘载荷/(N/m ²)	213	使用升限/m	4800
		航程/km	670
		续航时间/h	—

附图 1-2 法国航宇工业公司 AS 365N(“海豚”)



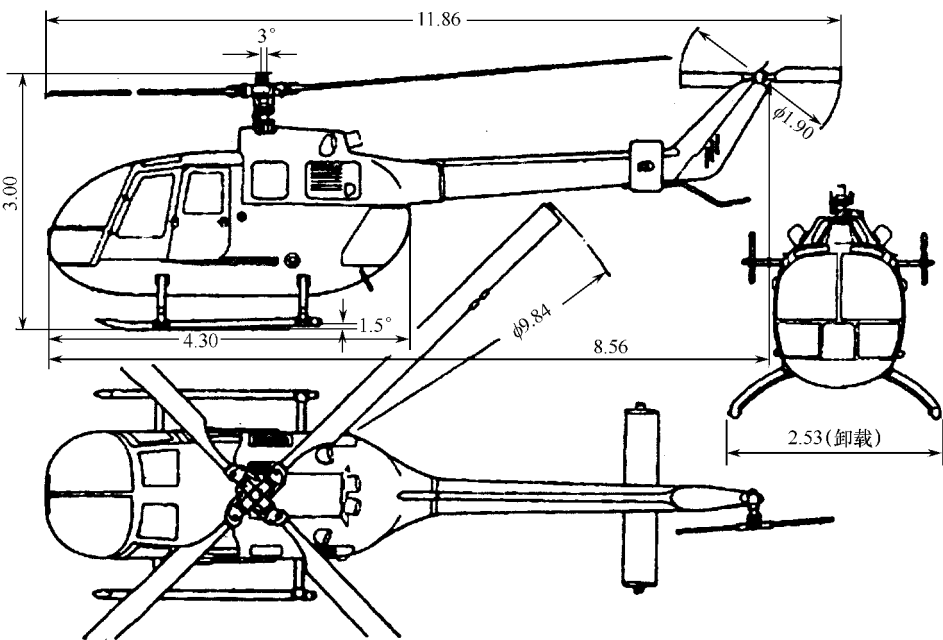
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	1945	型号	阿赫耶-1C2
最大起飞重量	4000	台数	2
最大有效载荷	1848	最大起飞功率/kW	984
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	11.93	不可逾越速度/(km/h)	330
桨叶弦长/m	0.385	最大巡航速度/(km/h)	285
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	10.8
旋翼实度	0.0882	悬停升限 有地效/m	2550
桨尖速度/(m/s)	218	无地效/m	1800
桨盘载荷/(N/m ²)	338	使用升限/m	4300
		航程/km	897
		续航时间/h	3.9

附图 1-3 英国韦斯特兰、法国宇航直升机公司 Lynx(“山猫”)



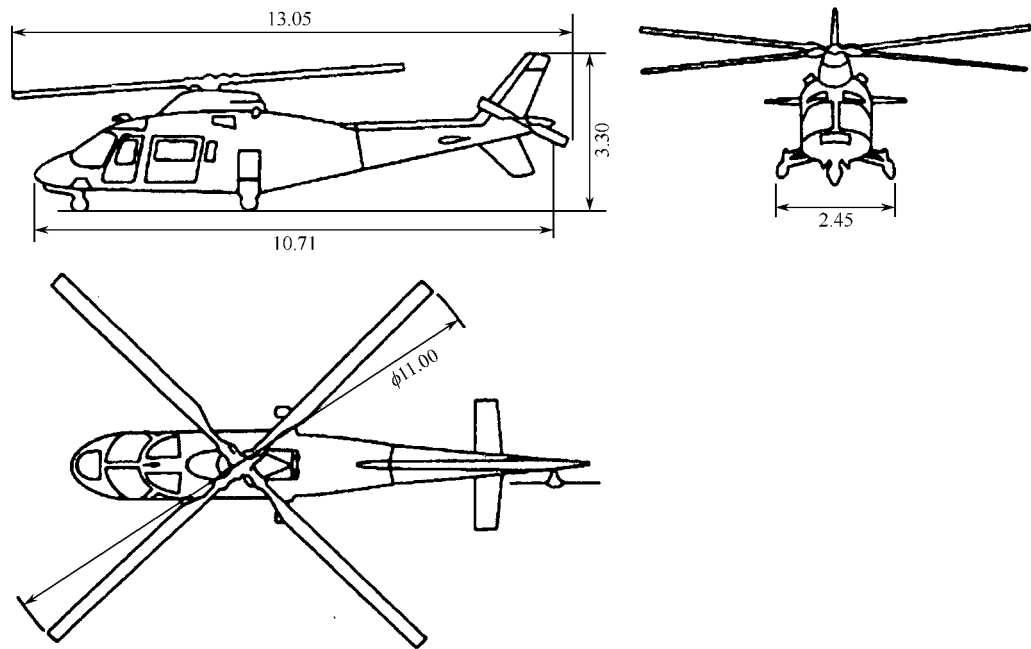
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	3178	型号	“宝石”42-1
最大起飞重量	5125	台数	2
最大有效载荷	—	最大起飞功率/kW	1670
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	12.80	不可逾越速度/(km/h)	289
桨叶弦长/m	0.395	最大巡航速度/(km/h)	256
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	12.6
旋翼实度	0.0786	悬停升限 有地效/m	2499
桨尖速度/(m/s)	215	无地效/m	800
桨盘载荷/(N/m ²)	363	使用升限/m	—
		航程/km	685
		续航时间/h	2.95

附图 1-4 德国梅伯布公司 BO 105 LS



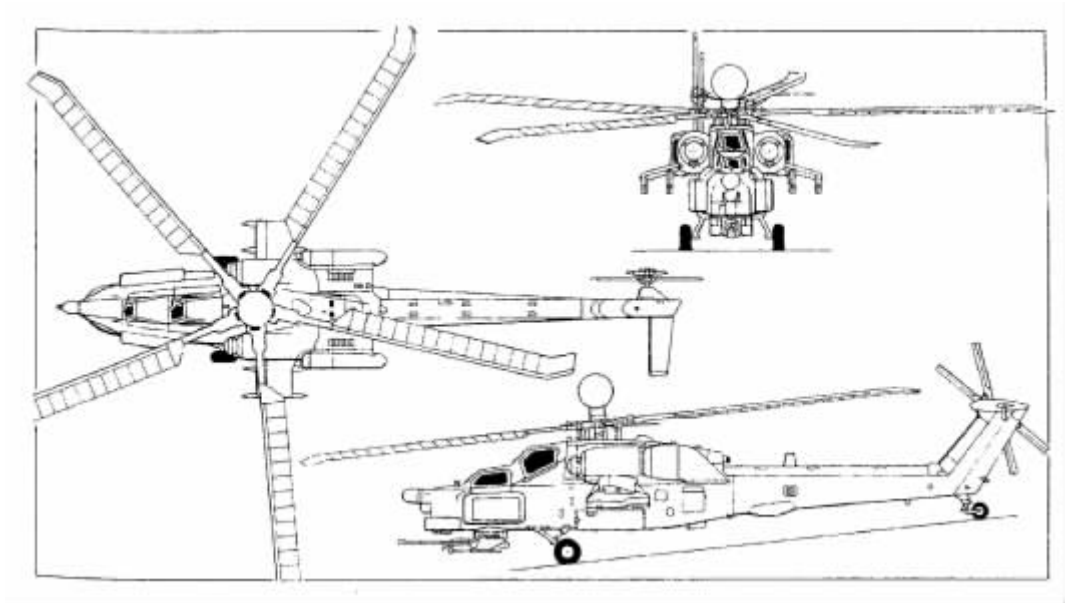
重量/kg		发 动 机	
空机重量	1400	型号	艾利逊 250C28C
最大起飞重量	2600	台数	2
最大有效载荷	1200	最大起飞功率/kW	556
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	9.84	不可逾越速度/(km/h)	242
桨叶弦长/m	0.27	最大巡航速度/(km/h)	204
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	9.5
旋翼实度	0.07	悬停升限 有地效/m	3200
桨尖速度/(m/s)	218	无地效/m	2430
桨盘载荷/(N/m ²)	329	使用升限/m	5180
		航程/km	575
		续航时间/kh	3

附图 1-5 意大利阿古斯特公司 A109



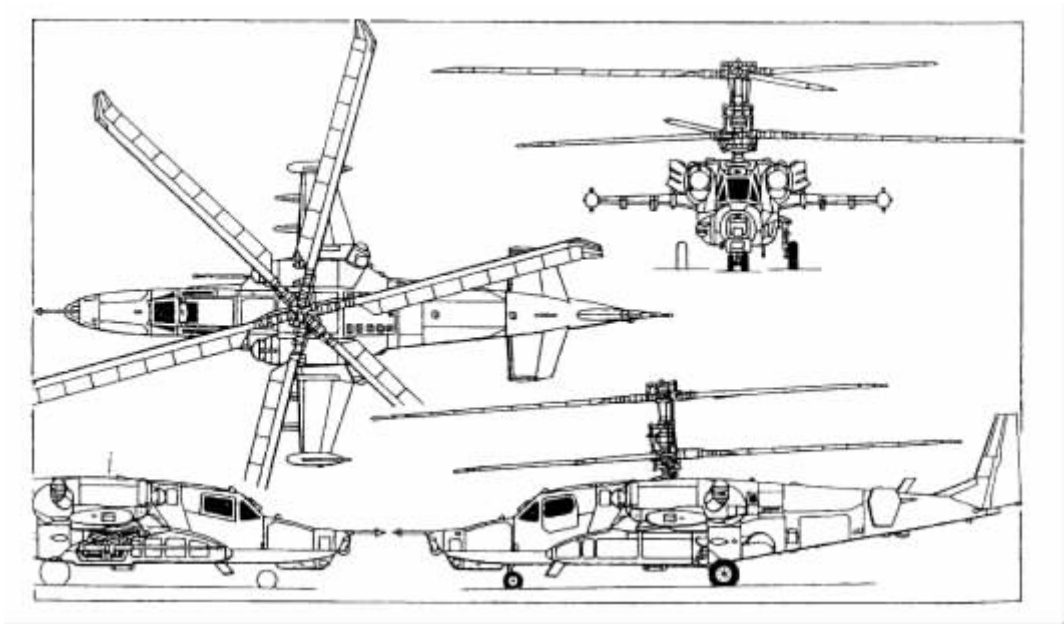
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	1500	型号	艾利逊 25-C20B
最大起飞重量	2850	台数	2
最大有效载荷	—	最大起飞功率/kW	617
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	11.00	不可逾越速度/(km/h)	—
桨叶弦长/m	0.335	最大巡航速度/(km/h)	282
桨叶片数	4	最大斜爬升率(m/s)	10.72
旋翼实度	0.0775	悬停升限 有地效/m	3350
桨尖速度/(m/s)	222	无地效/m	2400
桨盘载荷/(N/m ²)	253	使用升限/m	4575
		航程/km	667
		续航时间/h	4.7

附图 1－6 俄罗斯米里公司米-28(“浩劫”)



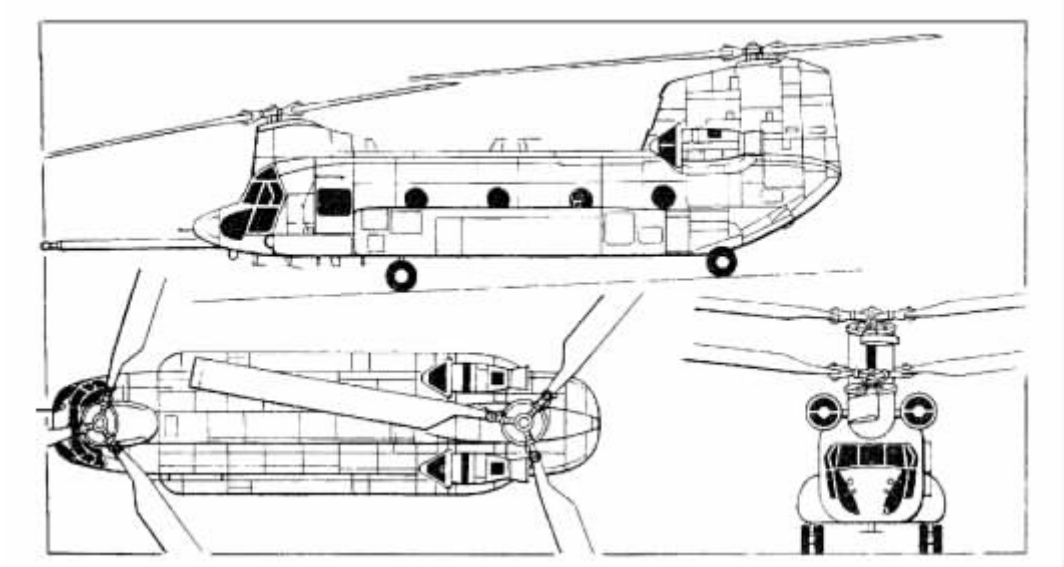
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	7000	型号	TB3-1178M
最大起飞重量	11500	台数	2
最大有效载荷	3640	最大起飞功率/kW	3266
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	17. 19	不可逾越速度/(kg/h)	330
桨叶弦长/m	0. 67	最大巡航速度/(km/h)	280
桨叶片数	5	最大斜爬升率/(m/s)	13. 6
旋翼实度	—	悬停升限 有地效/m	3658
桨尖速度/(m/s)	216	无地效/m	3600
桨盘载荷/(N/m ²)	495. 0	使用升限/m	5800
		航程/km	448
		续航时间/h	2

附图 1－7 俄罗斯卡莫夫公司卡-50(“噍头”)



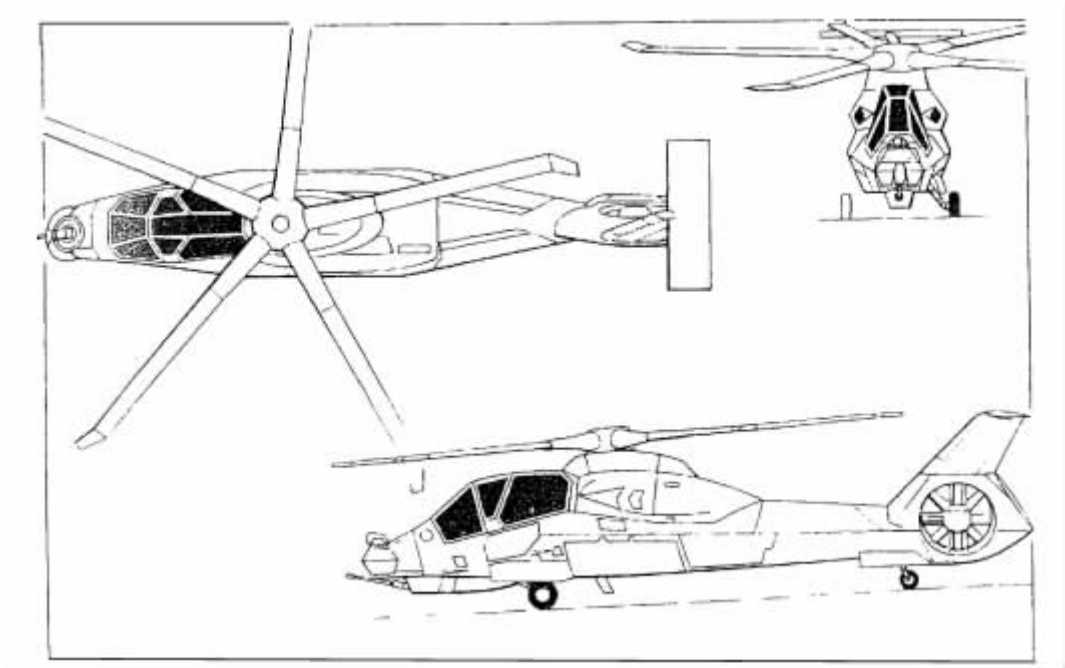
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	7800	型号	TB3-117MT
最大起飞重量	10800	台数	2
最大有效载荷	3000	最大起飞功率/kW	3266
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	14.45	不可逾越速度/(kg/h)	350
桨叶弦长/m	—	最大巡航速度/(km/h)	255
桨叶片数	6	最大斜爬升率/(m/s)	10.0
旋翼实数	—	悬停升限 有地效/m	—
桨尖速度/(m/s)	—	无地效/m	4000
桨盘载荷/(N/m²)	—	使用升限/m	6100
		航程/km	460
		续航时间/h	2.8

附图 1－8 美国波音直升机公司 CH-47D(“支努干”)



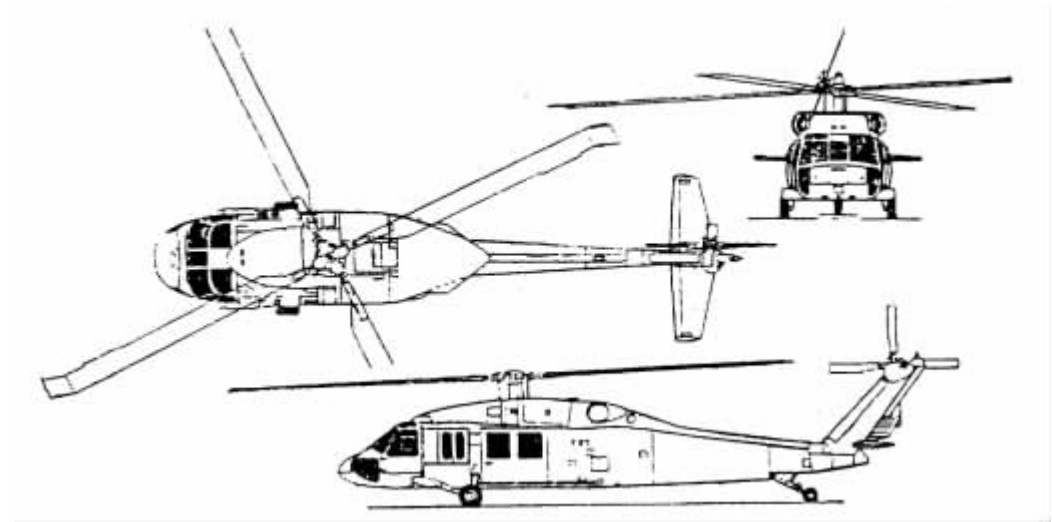
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	11550	型号	T55-L-7125-SB
最大起飞重量	24494	台数	2
最大有效载荷	12944	最大起飞功率/kW	4474
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	18. 29	不可逾越速度/(km/h)	287
桨叶弦长/(m)	0. 81	最大巡航速度/(km/h)	259
桨叶片数	3	最大斜爬升率/(m/s)	9. 35
旋翼实度	0. 0669	悬停升限 有地效/m	3078
桨尖速度/(m/s)	—	无地效/m	1675
桨盘载荷/(N/m ²)	—	使用升限/m	4570
		航程/km	1136
		续航时间/h	—

附图 1-9 美国波音/西科斯基公司 RAH-66(“科曼奇”)



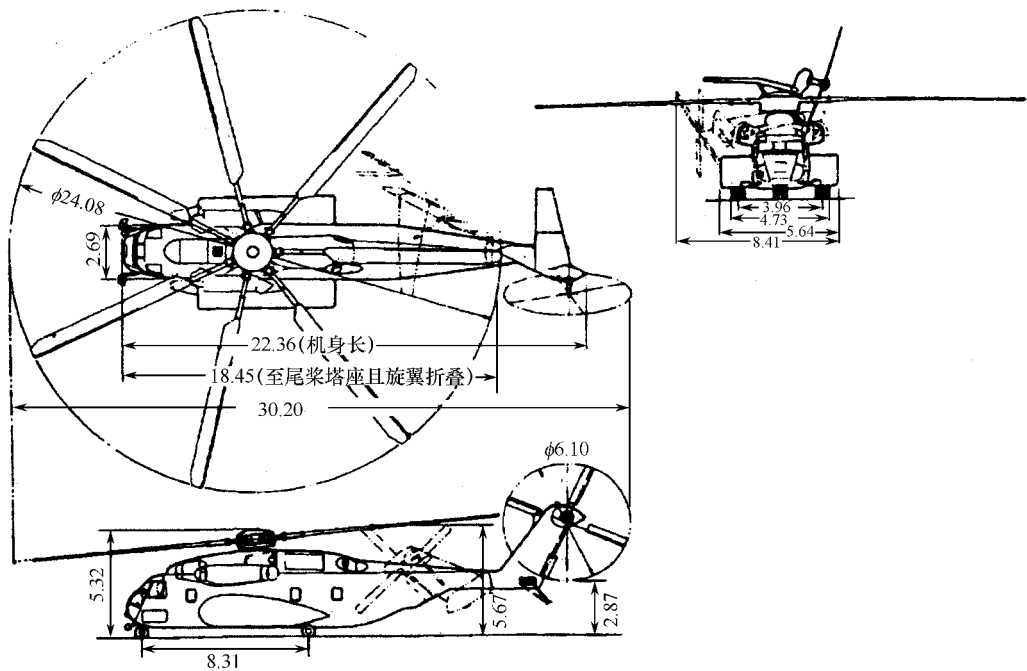
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	3942	型号	T800-LHT-80L
最大起飞重量	5852	台数	2
最大有效载荷	1180	最大起飞功率/kW	1165×2
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	11.90	不可逾越速度/(km/h)	328
桨叶弦长/m	—	最大巡航速度/(km/h)	305
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	12.5
旋翼实度	—	悬停升限 有地效/m	—
桨尖速度/(m/s)	221	无地效/m	3800
桨盘载荷/(N/m ²)	710	使用升限/m	—
		航程/km	650
		续航时间/h	2.5

附图 1－10 美国西科斯基公司 UH-60A(“黑鹰”)



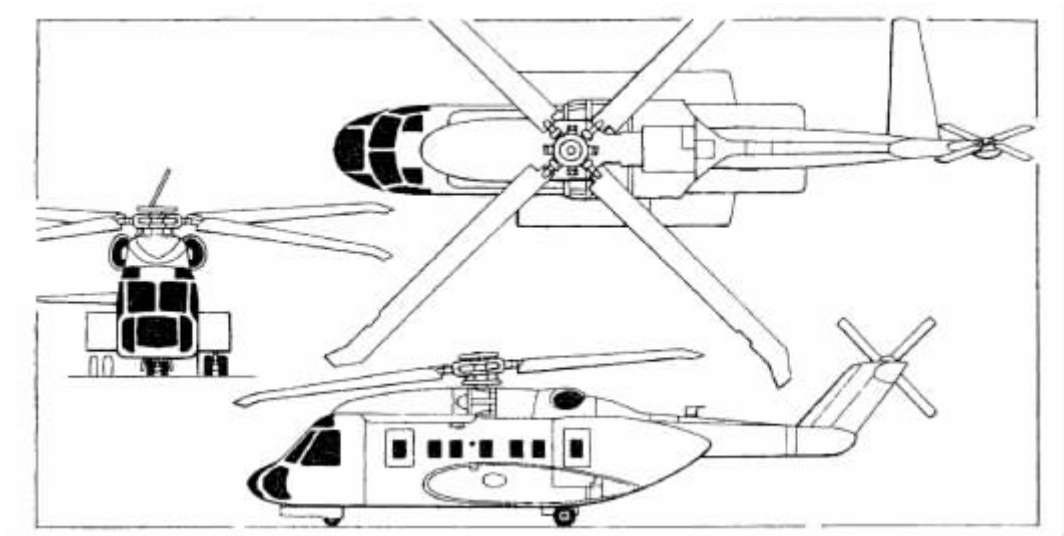
重 量/kg		发 动 机	
空重	5118	型号	通用电气 T700-GE-700
最大起飞重量	9980	台数	2
最大有效载荷	3843	最大起飞功率/kW	2268
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	16.36	不可逾越速度/(km/h)	359
桨叶弦长/m	0.527	最大巡航速度/(km/h)	257
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	10.6
旋翼实度	0.082	悬停升限 有地效/m	2895
桨尖速度/(m/s)	221	无地效/m	1705
桨盘载荷/(N/m ²)	466	使用升限/m	5790
		航程/km	592
		续航时间/h	2.3

附图 1-11 美国西科斯基公司 CH-53E(“超种马”)



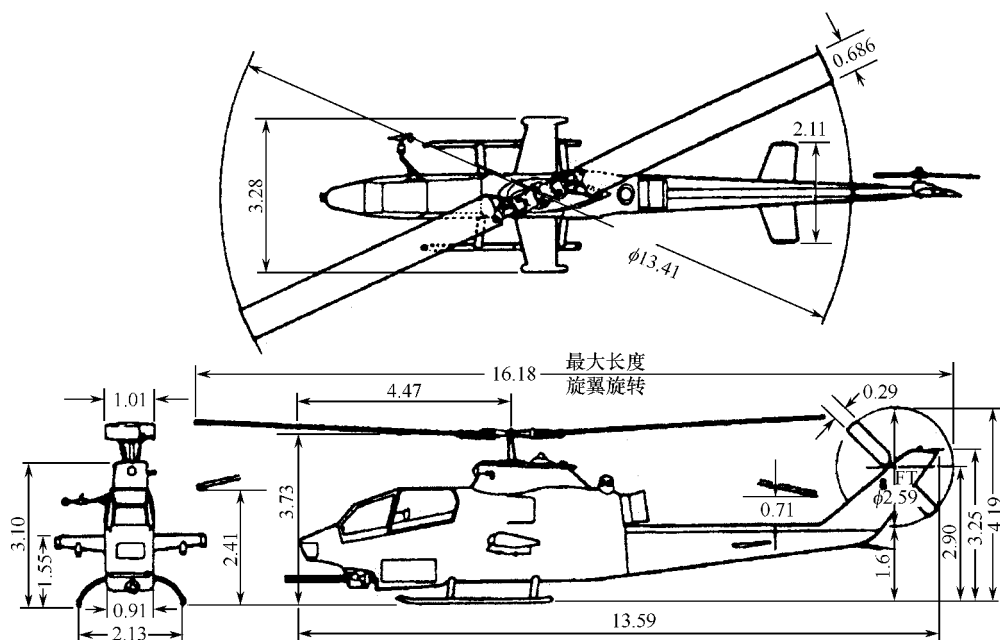
重量/kg		发 动 机	
空重	15004	型号	通用电气 T64-GE-416
最大起飞重量	33340	台数	2
最大有效载荷	16330	最大起飞功率/kW	9658
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	24.08	不可逾越速度/(km/h)	315
桨叶弦长/m	0.76	最大巡航速度/(km/h)	278
桨叶片数	7	最大斜爬升率/(m/s)	12.7
旋翼实度	0.138	悬停升限 有地效/m	3267
桨尖速度/(m/s)	223.2	无地效/m	2895
桨盘载荷/(N/m ²)	732	使用升限/m	5640
		航程/km	1143
		续航时间/h	4

附图 1－12 美国西科斯基直升机公司等 S-92



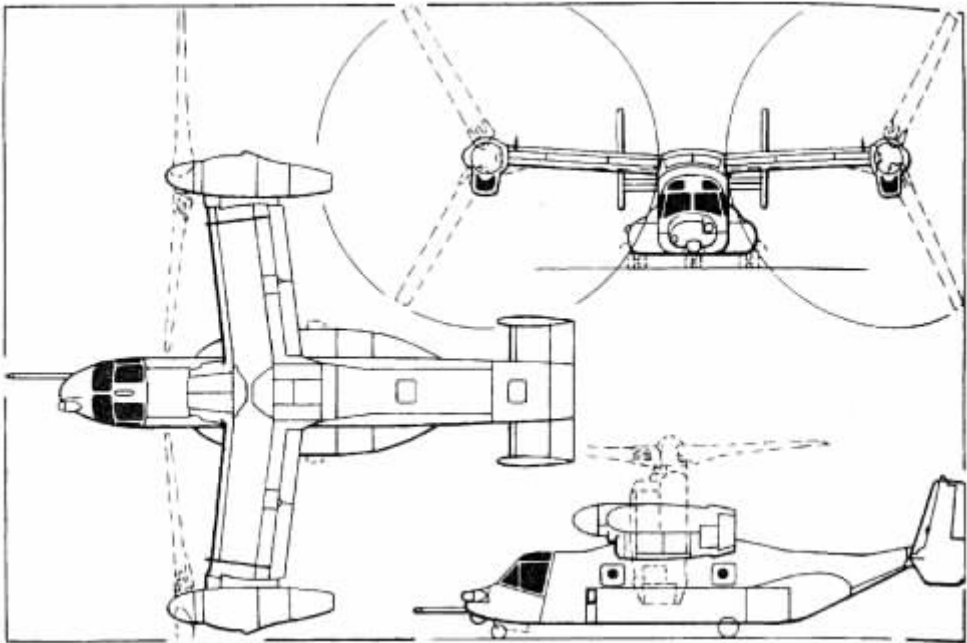
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	7031	型号	GE CT7-8
最大起飞重量	11430	台数	2
最大有效载荷		最大起飞功率/kW	2910
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	17. 71	不可逾越速度/(km/h)	305
桨叶弦长/m	—	最大巡航速度/(km/h)	287
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	—
旋翼实度	—	悬停升限 有地效/m	3536
桨尖速度/(m/s)	—	无地效/m	2225
桨盘载荷/(N/m ²)	—	使用升限/m	5640
		航程/km	907
		续航时间/h	

附图 1-13 美国贝尔公司 贝尔 AH-1S(“眼镜蛇”)



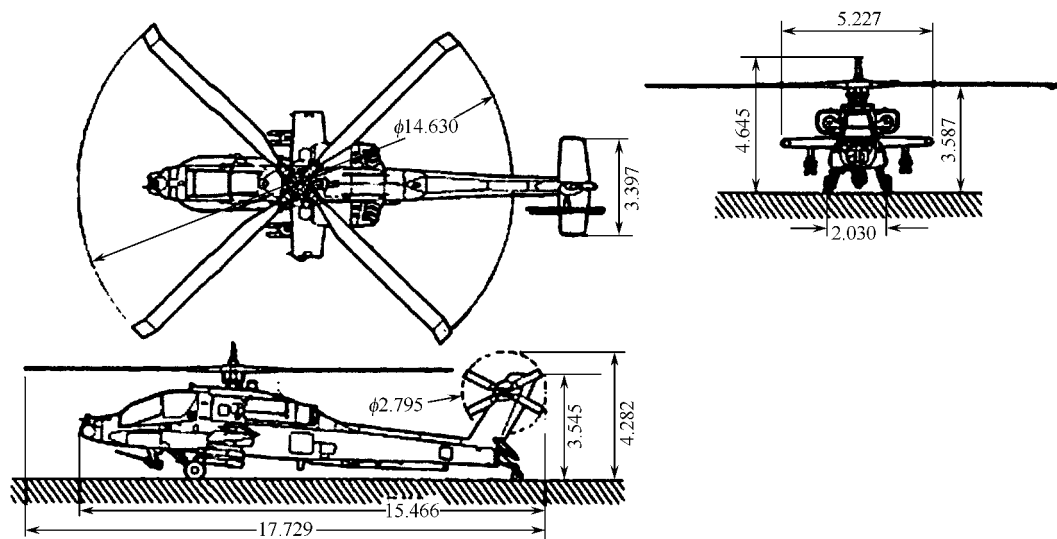
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	2939	型号	T53-L-703
最大起飞重量	4535	台数	1
最大有效载荷	1140	最大起飞功率/kW	1342
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	13. 41	不可逾越速度/(km/h)	315
桨叶弦长/m	0. 686	最大巡航速度/(km/h)	227
桨叶片数	2	最大斜爬升率/(m/s)	8. 2
旋翼实度	0. 065	悬停升限 有地效/m	3010
桨尖速度/(m/s)	227	无地效/m	366
桨盘载荷/(N/m ²)	296	使用升限/m	3720
		航程/km	507
		续航时间/h	2. 5

附图 1－14 美国贝尔波音直升机公司 V-22 倾转旋翼机(“鱼鹰”)



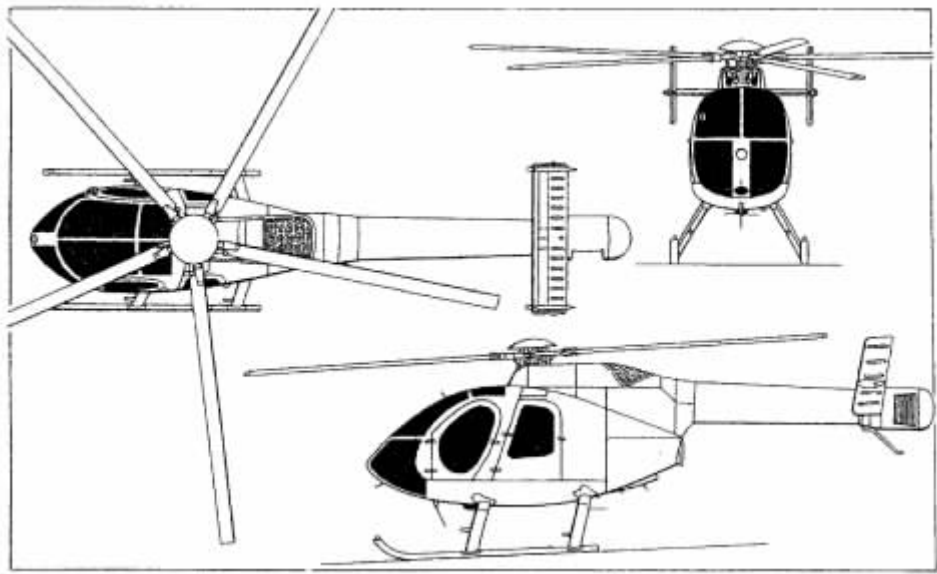
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	15032	型号	艾利逊 T406-AD-400
最大起飞重量	23981	台数	2
最大有效载荷	9072	最大起飞功率/kW	9172
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	11. 61	最大平飞速度/(km/h)	565
旋翼桨叶弦长/m	0. 90/0. 56	最大斜爬升率/(m/s)	11. 78
桨叶片数	3	悬停升限 无地效/m	4331
旋翼实度	—	使用升限/m	7925
桨尖速度/(m/s)	250	航程/km	3892
桨盘载荷/(N/m ²)	1133	续航时间/h	—

附图 1-15 麦道公司(休斯公司)AH-64(长弓“阿帕奇”)



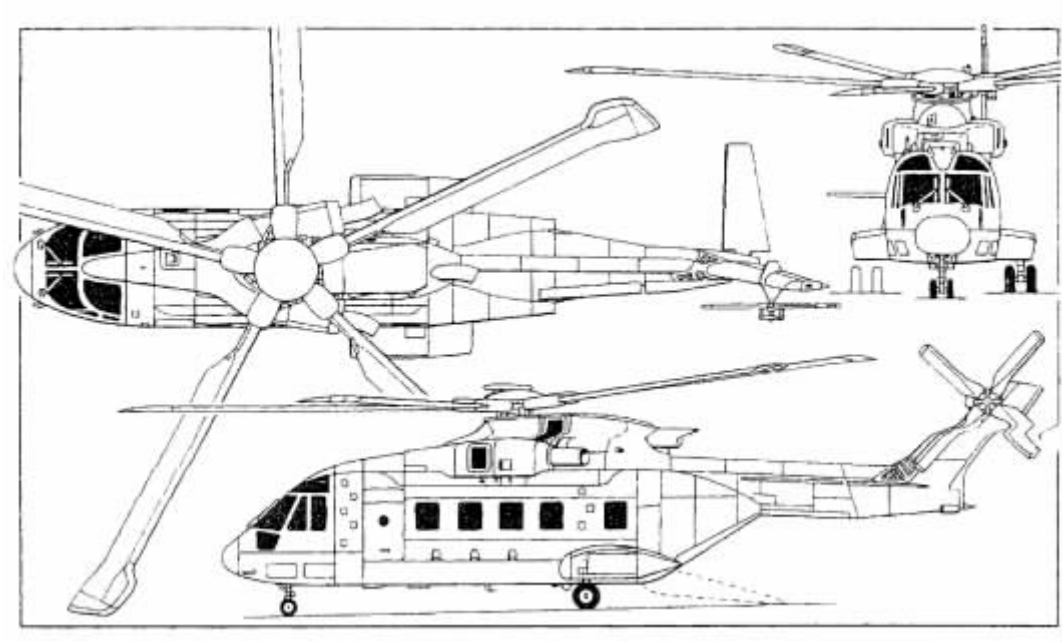
重量/kg		发 动 机	
空重	5352	型号	通用电气 T700-GE-701
最大起飞重量	10432	台数	2
最大有效载荷	—	最大起飞功率/kW	2258
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	14.65	不可逾越速度/(km/h)	366
桨叶弦长/m	0.534	最大巡航速度/(km/h)	265
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	12.27
旋翼实度	0.092	悬停升限 有地效/m	4170
桨尖速度/(m/s)	221.3	无地效/m	2890
桨盘载荷/(N/m ²)	468	使用升限/m	5915
		航程/km	407
		续航时间/h	3

附图 1－16 美国麦道直升机公司 MD520N(无尾桨直升机)



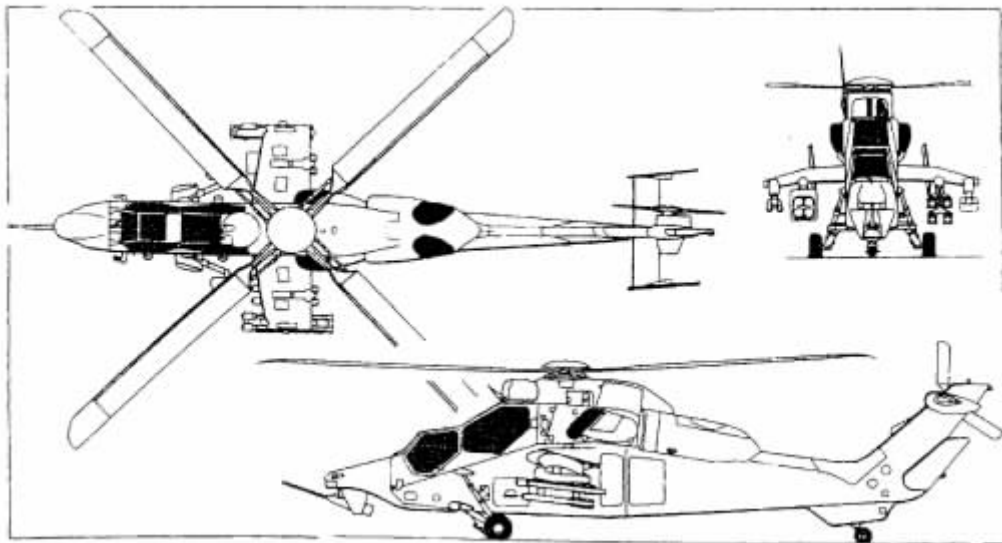
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	719	型号	艾利逊 250-C20B
最大起飞重量	1746	台数	1
最大有效载荷	1004	最大起飞功率/kW	313
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	8.33	不可逾越速度/(km/h)	281
桨叶弦长/m	—	最大巡航速度/(km/h)	249
桨叶片数	5	最大斜爬升率/(m/s)	9.40
旋翼实度	—	悬停升限 有地效/m	2753
桨尖速度/(m/s)	208	无地效/m	1537
桨盘载荷/(N/m²)	279	使用升限/m	4320
		航程/km	402
		续航时间/h	2.4

附图 1－17 欧洲直升机公司 EH101



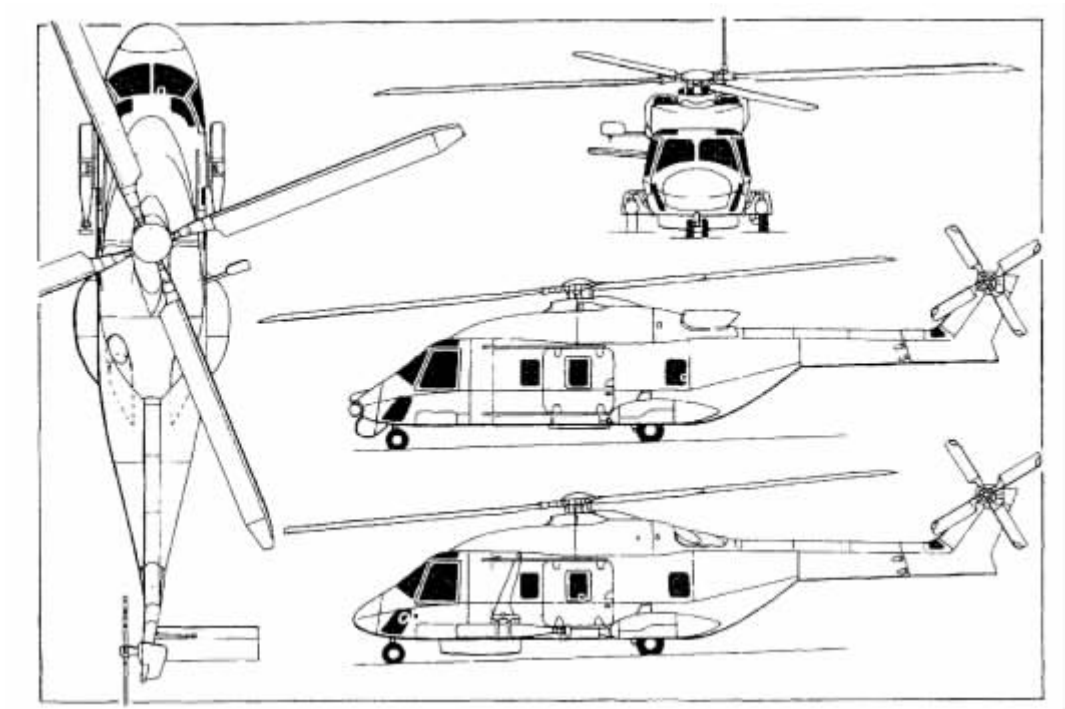
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	10500	型号	RTM322 或 T700-GE-T64
最大起飞重量	14600	台数	3
最大有效载荷	4535	最大起飞功率/kW	5010 或 4563
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	18. 59	不可逾越速度/(km/h)	309
桨叶弦长/m	—	最大巡航速度/(km/h)	278
桨叶片数	5	最大斜爬升率/(m/s)	—
旋翼实度	—	悬停升限 有地效/m	3180
桨尖速度/(m/s)	—	无地效/m	—
桨盘载荷/(N/m ²)	—	使用升限/m	4575
		航程/km	1389
		续航时间/h	5

附图 1－18 欧洲直升机公司 PAH-2(“虎”)



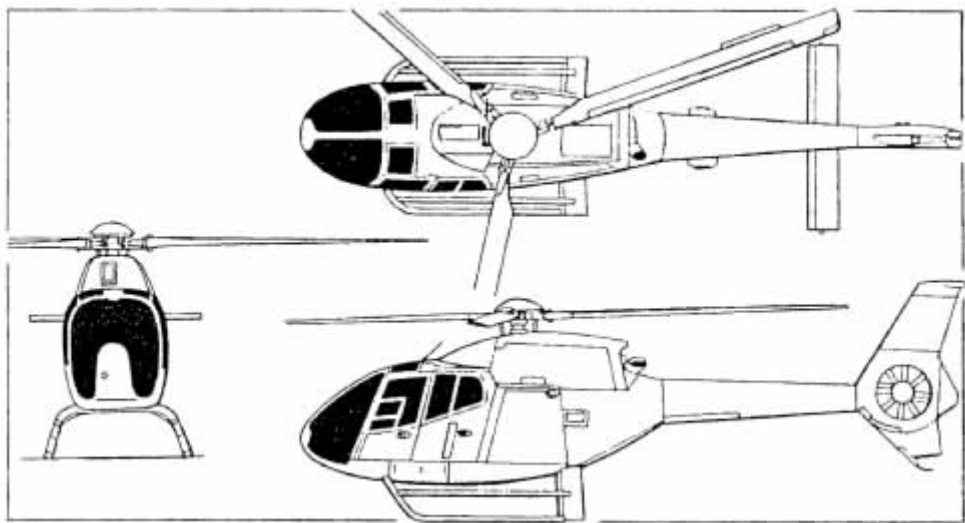
重 量/kg		发 动 机	
空机重量	3300	型号	MTR390
最大起飞重量	6000	台数	2
最大有效载荷	1500	最大起飞功率/kW	1970
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	13	不可逾越速度/(km/h)	324
桨叶弦长/m	0.45	最大巡航速度/(km/h)	—
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	11.22
旋翼实度	—	悬停升限 有地效/m	—
桨尖速度/(m/s)	215	无地效/m	3500
桨盘载荷/(N/m ²)	452	使用升限/m	5800
		航程/km	800
		续航时间/h	2

附图 1－19 欧洲直升机公司 NH90



重 量/kg		发 动 机	
空机重量	5540	型号	RTM322-01
最大起飞重量	10000	台数	2
最大有效载荷	2000	最大起飞功率/kW	3132
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	16.30	不可逾越速度/(km/h)	>300
桨叶弦长/m	0.65	最大巡航速度/(km/h)	290
桨叶片数	4	最大斜爬升率/(m/s)	11
旋翼实度	—	悬停升限 有地效/m	3600
桨尖速度/(m/s)	219	无地效/m	3000
桨盘载荷/(N/m ²)	417	使用升限/m	4250
		航程/km	1204
		续航时间/h	3

附图 1－20 国际合作 EC120B



重 量/kg		发 动 机	
空机重量	960	型号	阿里尤斯 2F
最大起飞重量	1800	台数	1
最大有效载荷	755	最大起飞功率/kW	376
主 要 参 数		飞 行 性 能	
旋翼直径/m	10. 00	不可逾越速度/(km/h)	278
桨叶弦长/m	0. 26	最大巡航速度/(km/h)	226
桨叶片数	3	最大斜爬升率/(m/s)	6. 6
旋翼实度	—	悬停升限 有地效/m	2819
桨尖速度/(m/s)	—	无地效/m	2316
桨盘载荷/(N/m ²)	229	使用升限/m	5189
		航程/km	731
		续航时间/h	4

附录 II 直升机用典型涡轴发动机性能数据

发动机型号		空气流量 /(kg/s)	长度 /mm	宽度 /mm	干重 /kg	起飞 功率/ /kW	起飞 耗油率 /kg/ (kW·h)	总压比	功重 比/ (kW/ 10N)	装备的直升机 型号
加拿大普·惠公司	PT6B-36	3.08	1504	495	169	732	0.361	9	4.32	S-76B
	PT6B-36A	3.08	1504	495	171	—	0.353	9	4.42	S-76B H-76“鹰”
	PT6T-3	3.04	1702	1118	299	1342	0.362	7.4	4.67	AB212
	PT6T-3B	2×3.13	1702	1118	298	1342	0.365	7.2	4.59	贝尔 212, AB412, 贝尔 412
	PT6T-6	3.08	1702	1118	298	1398	0.361	7.3	4.78	AB212ASW, AB412
	PW206A		912	500	108	477	0.331		4.43	MDX
	PW206B		1041		107	463	0.335	8	4.33	EC135
	T400-CP400/401 (PT6T-3 的 军用型)	3.04	1702	1118	324	1342	0.361	7.4	4.67	AH-1J, UH-1N AH-1N
	T400-WV-402 (PT6T-6 的 军用型)	3.18	1702	1118	338	1398	0.361	7.7	4.78	AH-1J, AH-1T
法国透博梅卡公司	阿赫耶 1	2.5	1122~1254	411~495	112~125	478	—	8	—	AS365 系列
	阿赫耶 1A	2.5	1122~1254	411~495	112~125	478	—	8	—	单发 AS350B
	阿赫耶 B	2.5	1122~1254	411~495	112~125	478	—	8	—	双发 AS365N
	阿赫耶 1C	2.5	1122~1254	411~495	112~125	492	—	8	—	—
	阿赫耶 1D	2.5	1122~1254	411~495	112~125	510	—	8	—	单发 AS550
	阿赫耶 1K	2.5	1122~1254	411~495	112~125	510	—	8	—	双发 A109K
	阿赫耶 1E	2.5	1122~1254	411~495	122~125	510	—	8	—	双发 BK117
	阿赫耶 S	2.5	1531	490	124~130	523	—	8	—	双发 S- 76A/A+/C
	阿赫耶 TM319-1	1.81~ 2.04	782	—	87	340	0.340	8	3.83	AS355N
	阿都斯特	4.3	1815	507	130	410	0.436	5.2	3.2	单发 SA315, SA319
	阿斯泰阻 XIVM	2.49	1470	460	160	640	—	—	—	—
	马基拉 1A	5.44	2103	528	243.1	1130	0.306	10.4	5.20	NAS332/ 532, AS332
	马基拉 1A1	5.44	2103	528	241.3	1185	0.297	10.4	5.73	米-8 AS332MK2
	马基拉 1A2	5.44	2103	498	241.3	—	—	10.4	5.82	AS332MK2, AS332/532
	TM333-2B	3	1045	545	156	747	0.319	10.5~11.0	4.88	印度先进 轻型直升机

直升机总体设计

(续)

发动机型号		空气流量 /(kg/s)	长度 /mm	宽度 /mm	干重 /kg	起飞 功率 /kW	起飞 耗油率 /kg/ (kW·h)	总压比	功重 比/ (kW/ 10N)	装备的直升机 型号
国际 合作	RTM322-01		1171	647	240	1566		15	6.65	EH-101, NH-90,S- 70C,UH- 60A/B,A129, 卡-62R
	MTR390	3.2	1078	442	169	958	0.274	13	5.78	PAH-2/HAP /NAC“虎”
	T800-LHT-800	3.17	843	550	143	924	0.276	14.1	7.1	RAH-66
	T800-801	4.43	843.3	550	149.7	1165	0.282	—	—	RAH-66
	CTS800-1G	4.01	865.0	550	149.7	1312	—	—	—	
俄罗斯	TB2-117A	8.1	2391	547	332	1118	0.369	6.6	3.43	米-8 双发 运输直升机, 米-24A 双 发攻击直升机
	TB3-117MT	8.5	2080	640	285	1434	0.347	7.5	8.76	米-8T/TB/ TBK,米-14, 米-17,米-24
	TB-0-100		1275	780	160	537	—	—	3.42	卡-16
英国	“宝石”2	3.1	1099	575	150	—	0.322	12	4.6	“山猫”
	“宝石”41	3.6	1099	575	156	—	0.295	12	5.5	“山猫”,W30
	“宝石”60	4.2	1099	575	155	—	0.371		5.9	“山猫”,W30
美国 霍尼韦尔公司	LTS101-600A-3	2.27	785	—	120	459	0.354	8.4~8.8	3.90	AS350D, MKⅢ 单发
	LTS101-650B-1	2.27	790	—	124	410	0.351	8.4~8.8	3.37	BK117 双发直升机
	LTS101-650C- 2/C-3/C-3A	2.27	787	—	110	447	0.348	8.4~8.8	4.14	贝尔双发
	LTS101-750B-2	2.27	822	—	123	461	0.347	8.4~8.8	3.82	AS366G/ HH65A 双发
	LTS101-750C-1	2.27	790	—	111	510	0.351	8.4~8.8	4.69	贝尔 222B, 220T 双发
	T53-L-13B	4.85	129	—	245	—	—	7.1	4.34	单发贝尔 205A
	T53-L-703	4.85	1209	—	248	—	—	7.1	5.52	单发贝尔 AH-1E/F/ P/Q/F/R
	T53-L-70X	4.85	—	—	250	1416	—	7.1—	5.78	研制
	T55-L-712	12.24	1232	—	345	2796	0.316	8.2	8.11	CH-47D
英国 罗·罗公司	艾利逊 250-C20	1.5	1034	483	71.7	298	0.383	7.0	—	OH-6C
	艾利逊 250-C20B	1.6	1034	483	71.7	313	0.396	7.1	4.5	阿古斯塔 A109,贝尔 206L,B0105, OH-58C
	艾利逊 250-C30	2.5	1105	557	109.3	522	0.360	8.5	4.9	休斯 530
	艾利逊 250-28	2.0	1092	557	99.3	373	0.389	8.5	3.7	贝尔 206L-1
	艾利逊 T406	16.1	1957	670	440	4391	0.255	4	10.62	双发 V-22 “鱼鹰”
	T701-AD-100	20.1	1800	767	534	5447	0.282	12.8	11.49	XCH-62

附录Ⅱ 直升机用典型涡轴发动机性能数据

(续)

发动机型号		空气流量 /(kg/s)	长度 /mm	宽度 /mm	干重 /kg	起飞 功率 /kW	起飞 耗油率 /kg/ (kW·h)	总压比	功重 比/ (kW/ 10N)	装备的直升机 型号
美国通用电气公司	T58-GE-3	5.62	1499	526	140	988	0.371	8.4	7.20	UH/TH-1F
	T58-GE-16	6.30	1626	607	201	1394	0.322	8.4	7.07	CH-46E
	T58-GE-10	6.21	1499	526	159	1044	0.365	8.4	6.70	S-61, H-3, SH-3D
	T58-GE-8E/-8F	5.62	1499	526	138	1007	0.365	8.4	7.44	CH-46A, SH-2F
	CT58-110	5.67	1500	406	143	782	—	8.4	—	KV-107Ⅱ, S-62
	CT58-140	—	1500	406	154	1044	—	8.4	6.92	KV-107Ⅱ A, S-62L, S-62N
	T64-GE-100	13.3	2006	660	327	3228	0.286	14.0	10.1	TH-53A
	T64-GE-413	13.3	2006	660	327	2926	0.286	14.0	9.13	RH-53D, CH-53D
	T64-GE-415	13.3	2006	660	327	3266	0.286	14.0	10.2	RH-53D
	T64-GE-416/416A	13.3	2006	660	327	3266	0.286	14.0	10.2	CH-53E, MH-53E
	T700-GE-700	4.53	1168	635	198.2	987	0.286	17.1~ 18.0	6.22	UH-60 系列
	T700-GE-401	4.53	1168	635	198.6	1072	—	17.1~ 18.0	6.47	SH-60B/F, AH-1W, EH101
美国霍尼韦尔公司	T700-GE-701C/401C	4.53	1168	635	21.4	1239	0.279	17.1~ 18.0	6.78	HH-60H, AH-64 系列, UH-60, SH-60 系列
	CT7-2	4.5	1194	635	212	1212	—	—	—	贝尔 214ST
	CT7-6	4.53	1168	635	220.0	1514	0.286	17.1~ 18.0	6.91	欧洲直升机
	CT7-6D	6.1	1194	660	229	—	—	—	—	MH-53E

参考文献

- [1] 王适存. 直升机空气动力学. 北京:航空专业教材编审组,1985.
- [2] 张呈林,张晓谷,郭士龙,朱舒. 直升机部件设计. 北京:航空专业教材编审组,1986.
- [3] [美]R. W. 普罗蒂. 军用直升机设计技术. 关锡镔,卢成文,等译. 北京:航空工业出版社,1992.
- [4] [美]R. W. 普罗蒂. 直升机性能及稳定性和操纵性. 高正,陈文轩,施永立,译. 北京:航空工业出版社,1990.
- [5] [美]肯·格林那. 直升机设计. 高正,等编译. 南京航空学院直升机技术研究所,1992.
- [6] 文裕武,温清澄等. 现代直升机应用及发展. 北京:航空工业出版社,2000.
- [7] 倪先平. 直升机手册. 北京:航空工业出版社,2003.
- [8] 张考,马东立. 军用飞机生存力与隐身设计. 北京:国防工业出版社,2002.
- [9] 余雄庆,徐惠民,昂海松. 飞机总体设计,北京:航空工业出版社,2000.
- [10] 李为吉. 现代飞机总体综合设计. 西安:西北工业大学出版社,2000.
- [11] 陈屹,谢华. 现代设计方法及其应用. 北京:国防工业出版社,2004.
- [12] Stanley,Kanclebo W. Boeing Sikorsky Findings Underscore RAH-66 Stealey, AW&ST, July 19,1993.
- [13] Johnson W,Helicopter Theory. Princeton University Press,1980.
- [14] Carlson R M. Helicopter Performance-Transportation's Latest chromosome; The 21st Annual Alexander A. Nikolsky Lecture. Proceedings of 57th Forum AHS 2001.
- [15] Olson J R. Scott, M. W. Helicopter Design Optimization for Maneuverability and Agilley. proceeding of 45th Forum AHS 1989.
- [16] Harper W H. Morris J J. Maximizing Operational Effectiveness on RAH-66 Comanche. proceeding of 48th Forum AHS 1992.
- [17] Tishchenko M N, Nagargj V T, Chopra I. Preliminary Design of Transport Helicopters. Journal of the American Helicopter Society April 2003.
- [18] 《飞机设计手册》编委会. 飞机设计手册:第19册 直升机设计. 北京:航空工业出版社,2005.