

直升機氣動力手冊

第二冊

國防工業出版社

V211.52-62/
1001-B

直升机气动力手册

第二册

《7210任务》办公室 编



30175176

93.12.24

国防工业出版社

348056

内 容 提 要

《直升机气动力手册》第二册的内容包括：垂直飞行性能计算；水平飞行性能计算；爬升性能计算；航程及续航时间计算和自转下降性能计算等。

本手册主要供从事直升机气动力工作的人员使用，也可供直升机其它专业的工作人员参考。

直升机气动力手册

第 二 册

《7210任务》办公室 编

*

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第074号

国防工业出版社印刷厂印装 内部发行

*

787×1092¹/₁₆ 印张 6³/₄ 151千字

1978年5月第一版 1978年5月第一次印刷 印数：0,001—3,500册

统一书号：N15034·1627 定价：0.74元

目 录

第一章	概述.....	5
第二章	符号.....	7
第三章	原始数据.....	9
第四章	垂直飞行性能计算.....	14
第五章	水平飞行性能计算.....	22
第六章	爬升性能计算.....	33
第七章	航程及续航时间计算.....	35
第八章	自转下降性能计算.....	37
第九章	桨距估算.....	39
第十章	气象条件变化对性能的影响.....	40
主要参考资料		41
附录一	性能估算中的几个简化.....	42
附录二	性能估算的图表公式.....	43
附录三	算 例.....	69
附录四	典型直升机的发动机有关资料.....	79
附录五	典型直升机废阻资料.....	97
附录六	风级、浪级与海情	101
附录七	全国主要地点气候资料	102

V211.52-62/
1001-B

直升机气动力手册

第二册

《7210任务》办公室 编



30175176

国防工业出版社

348056

内 容 提 要

《直升机气动力手册》第二册的内容包括：垂直飞行性能计算；水平飞行性能计算；爬升性能计算；航程及续航时间计算和自转下降性能计算等。

本手册主要供从事直升机气动力工作的人员使用，也可供直升机其它专业的工作人员参考。

直升机气动力手册

第 二 册

《7210任务》办公室 编

*

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第074号

国防工业出版社印刷厂印装 内部发行

*

787×1092¹/₁₆ 印张 6³/₄ 151千字

1978年5月第一版 1978年5月第一次印刷 印数：0,001—3,500册

统一书号：N15034·1627 定价：0.74元

目 录

第一章	概述.....	5
第二章	符号.....	7
第三章	原始数据.....	9
第四章	垂直飞行性能计算.....	14
第五章	水平飞行性能计算.....	22
第六章	爬升性能计算.....	33
第七章	航程及续航时间计算.....	35
第八章	自转下降性能计算.....	37
第九章	桨距估算.....	39
第十章	气象条件变化对性能的影响.....	40
主要参考资料		41
附录一	性能估算中的几个简化.....	42
附录二	性能估算的图表公式.....	43
附录三	算 例.....	69
附录四	典型直升机的发动机有关资料.....	79
附录五	典型直升机废阻资料.....	97
附录六	风级、浪级与海情	101
附录七	全国主要地点气候资料	102

第一章 概 述

在分析直升机飞行问题中，可以看出，直升机的飞行性能主要取决于发动机的性能和旋翼及机身的气动力特性。一般来说，发动机输给旋翼的功率越大，或旋翼及机身的气动力特性较好时，直升机就可能飞得快些，飞得高些。直升机的飞行性能计算是预测发动机与旋翼、机身组合后可能达到的飞行性能，其中主要包括起飞性能、悬停性能、垂直上升性能、水平最大速度和最小速度的确定、斜向爬升性能、续航时间和航程的计算、自转下降性能等。另外，还应设法给驾驶员提供必要的一些参考数据，如桨距大小、起飞与着陆滑跑特性，以及气象条件变化时对飞行性能的影响等等。

直升机飞行性能计算的目的是根据其构造参数、旋翼运动参数及发动机特性来确定其飞行性能。分析计算的方法大体有三种，一种是根据旋翼、机身的吹风试验数据进行计算的；另一种是借助电子计算机来分析桨叶的气动载荷分布，最后确定直升机的飞行性能；第三种是宏观地分析直升机的飞行物理现象，从力的平衡或功率平衡的观点出发，用较简单而清晰的计算方法确定直升机的飞行性能。以上三种方法中，第一种方法要预先准备极详细的旋翼与机身的一系列吹风试验资料，在设计定型阶段作为检验和校核计算用，这是一种较可靠的方法。第二种方法与现代科学中的电子计算技术的普遍运用紧密相联，它可以放弃理论分析中一些简化假设条件，比较详细的考虑各种影响因素，从而得到比较满意的计算结果，这种研究工作正在迅速发展。第三种方法使用比较普遍，其中根据处理问题的方便与否又分成拉力法与功率法两种。在分析一般飞行性能时，用功率法更简明，但由于采用了一系列的简化假设，不免使其计算准确度有所下降。实际上，在功率法的分析计算中，有一些原始数据取自吹风试验结果（如机身各部分的废阻），有一些系数是根据旋翼理论分析计算出来的，并引进了一些经验系数作必要的修正，因而对大多数直升机进行分析计算，采用这种算法基本上是符合实际的。

理论分析^(1,2,3,4)和飞行测量⁽⁵⁾表明，水平飞行时旋翼的需用功率随飞行速度的变化如图 1-1 所示。

其中，型阻功率是指克服旋翼旋转中桨叶翼型阻力所消耗的功率；诱导功率是消耗在旋翼发出拉力而不断地把空气往下排时所必须的功率；废阻功率是消耗于克服前进运动中机身废阻所需的那一部分功率；有时桨叶上还会出现激波，因而存在消耗于波阻的功率；但主要是前三部分组成旋翼的平飞需用功率。悬停状态时，由于没有前进运动，因而没有废阻功率，旋翼的功率主要由前两项组成。

直升机的飞行范围除了受发动机功率限制外，在大速度或高空还受后行桨叶出现气流分离及前行桨叶出现激波的限制，高空大速度时更甚。气流分离和激波除了使旋翼需用功率增加外，还使直升机产生过大的振动和驾驶杆抖动，并使直升机的操稳特性变坏，因而准确计算和确定这些边界是很有实际意义的。

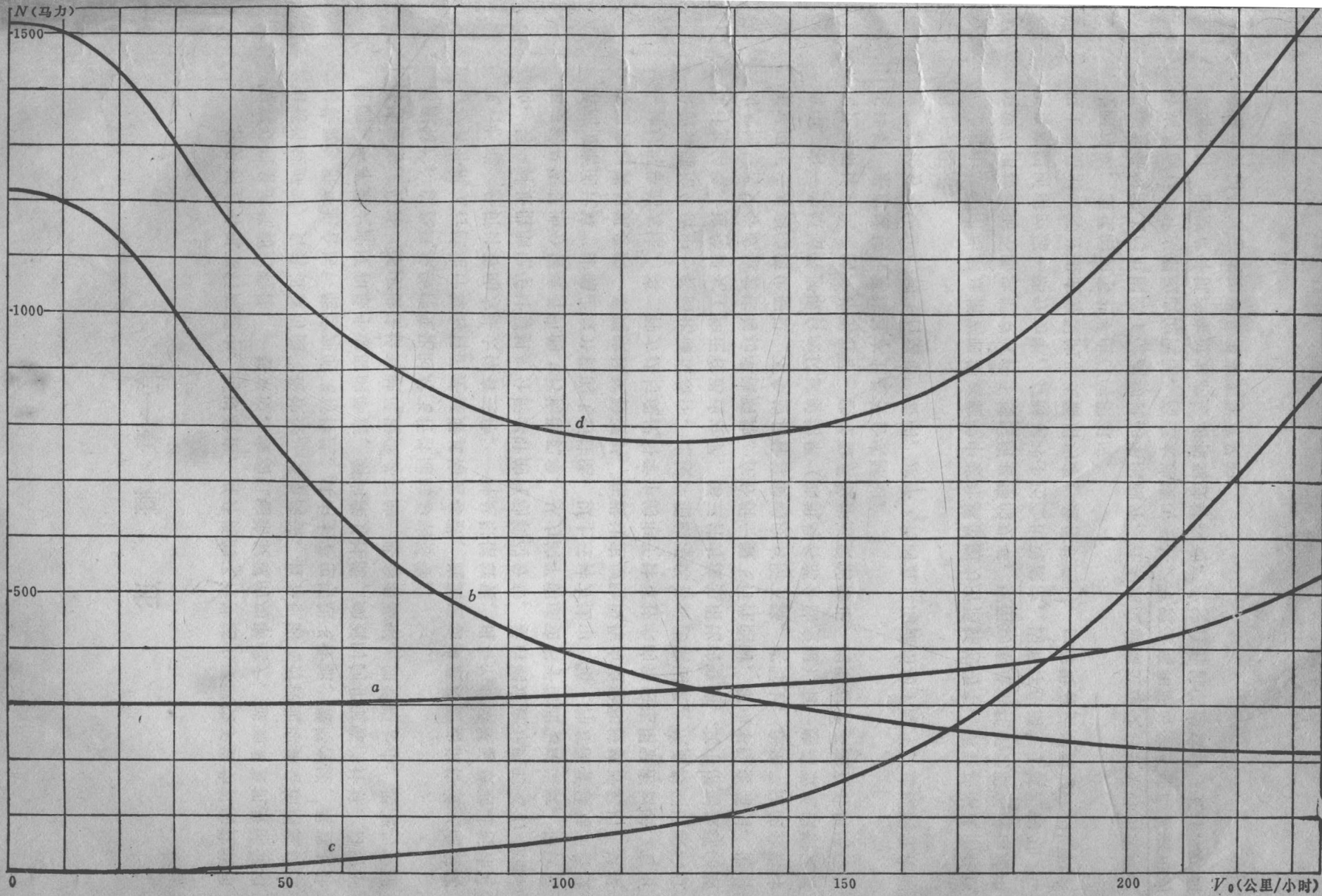


图1-1 旋翼的平飞需用功率随速度的变化

a —旋翼的型阻功率； b —旋翼的诱导功率； c —废阻功率； d —旋翼的需用功率。

第二章 符 号

a_0	旋翼锥度角 度
b_7	桨叶特征剖面 ($\bar{r}=0.7$) 处的弦长, $\bar{b}_7=b_7/R$
C_G	直升机重量系数 $C_G=G/\frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^2$
C_T	旋翼拉力系数 $C_T=T/\frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^2$
C_{x7}	桨叶特征剖面处的型阻系数
C_{y7}	桨叶特征剖面处的升力系数
$C_{y7.90}$	桨叶特征剖面处、在 $\psi=90^\circ$ 时的升力系数
C_e	发动机耗油率 公斤/马力·小时
D	旋翼直径 米
f_F	力的因子 $\frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^2$
f_N	功率因子 $\frac{1}{75}\times\frac{1}{2}\rho\pi R^2(\Omega R)^3$
G	直升机重量 公斤
H	高度 米
J	诱导功率修正系数
k	桨叶片数
k_p	型阻功率修正系数
k_T	拉力修正系数
K	桨叶挥舞调节系数
K_d	有地面效应时的拉力增长系数
$K_\perp$	垂直吹风增重系数
L	航程 公里
M_1	悬停时的叶尖M数
$M_{1.90}$	前行桨叶在 $\psi=90^\circ$ 时的叶尖M数
$M_{7.90}$	前行桨叶在 $\bar{r}=0.7$ 剖面及 $\psi=90^\circ$ 时的M数
M_{1j}	剖面激波临界M数
M_{1jx}	剖面阻力突增临界M数
M_{ye}	桨叶绕水平铰的质量矩
m_{Kx}	型阻功率系数
m_{Ki}	诱导功率系数
m_{Kf}	废阻功率系数
m_{Kb}	波阻功率系数

- m_K 旋翼需用功率系数 (即旋翼扭矩系数)
 N_{xu} 直升机总的需用功率 马力
 N_{ky} 直升机可用功率 (即发动机出轴功率) 马力
 $\overline{p}$ 桨盘载荷 $p_G = G / \pi R^2$ 或 $p_T = T / \pi R^2$ 公斤/米²
 q_{KM} 直升机公里耗油量 公斤/公里
 q_h 直升机小时耗油量 公斤/小时
 R 旋翼半径 米
 r 桨叶上任一剖面处的半径 米
 $\bar{r}$ 桨叶上任一剖面处的相对半径 $\bar{r} = r / R$
 T 旋翼拉力 公斤
 t 时间 分或小时
 v_1 旋翼轴向诱导速度的平均值 米/秒
 $\bar{v}_1$ 相对诱导速度值 $\bar{v}_1 = v_1 / \Omega R$
 V_0 飞行水平分速 公里/小时
 $\bar{V}_0$ 相对水平速度 $\bar{V}_0 = V_0 / \Omega R$
 $V_{\perp}$ 垂直上升率 米/秒
 V_y 爬升率 米/秒
 ΩR 叶尖速度 米/秒
 α_{sh} 机身迎角 度
 α_E 桨盘迎角 度
 α_0 剖面零升迎角 度
 ξ 功率传递系数
 μ 前进比
 λ 流入比 $\lambda_1 = (V_0 \sin \alpha_E - v_1) / \Omega R$; $\lambda_0 = V_0 \sin \alpha_E / \Omega R$
 σ 旋翼实度 $\sigma = \frac{k}{\pi R^2} \int b dr$ 或 $\sigma \approx \frac{k b_7}{\pi R}$
 κ 叶端损失系数
 φ_{as} 仪表指示桨距角 度
 δ_{sj} 旋翼轴前倾角 度
 ρ 空气密度 公斤·秒²/米⁴, ρ_0 为 $H = 0$ 的标准大气密度
 θ 航迹角 度
 φ_2 操纵桨盘纵向倾角的平均值 度 (约 $-2^\circ \sim -3^\circ$)

第三章 原始数据

为了计算直升机的飞行性能，首先应确定计算中所必须的原始数据，然后才进行计算分析。这些原始数据中，有的是试验确定的，有些是给定的，有些是选定的。

1. 给定直升机的主要构造参数及气动力参数

- ✓ 旋翼直径； R
- ✓ 旋翼转速或叶尖速度； ΩR
- ✓ 桨叶片数； R
- ✓ 桨叶宽度沿展向的变化或桨叶平面形状； $b(r)$
- ✓ 翼型沿桨叶展向的变化； $SC1095$
- ✓ 桨叶几何扭转角沿展向的变化； $\Delta\gamma$
- ✗ 机身最大横截面积 S_{sh} ；
- ✗ 机身废阻随迎角的变化 ($\Sigma C_x S - \alpha_{sh}$ 或 $\Sigma C_x S / S_{sh} - \alpha_{sh}$ ，通常根据机身模型的吹风试验确定)。

2. 给定有关重量数据

- ✗ 空机重量 (包括各种设备)；
- ✗ 空勤人员重量 (通常每人按 90 公斤计算)；
- ✗ 燃油重量；
- ✗ 滑油重量；
- ✗ 液压油重量；
- ✗ 防冰液重量；
- ✗ 货物 (或乘客) 重量；
- ✗ 其它重量。

3. 给定发动机的主要性能 (包括多台发动机组合及传动系统的机械限制等)

- ✗ 高度特性；
- ✗ 温度特性；
- ✗ 转速特性 (包括慢车状态)；
- ✗ 油耗特性；
- ✗ 各种限制 (涡轮温度及转速限制；压气机转速限制；燃油流量限制；排气温度限制；扭矩限制等)。

✓✓ 4. 确定桨叶翼型极曲线

直升机旋翼桨叶广泛采用 NACA23012 及 NACA0012 翼型或它们的改型，这两种翼型的吹风或试验塔试验数据很多，但由于试验条件可能不一样，因而试验结果不尽相同，考虑到试验的翼型与实际桨叶翼型的差别 (如表面光滑度，翼型外形的准确度及刚度等)，根据资料〔6，7〕拟用图 3-1 所列的曲线作为桨叶翼型的极曲线。

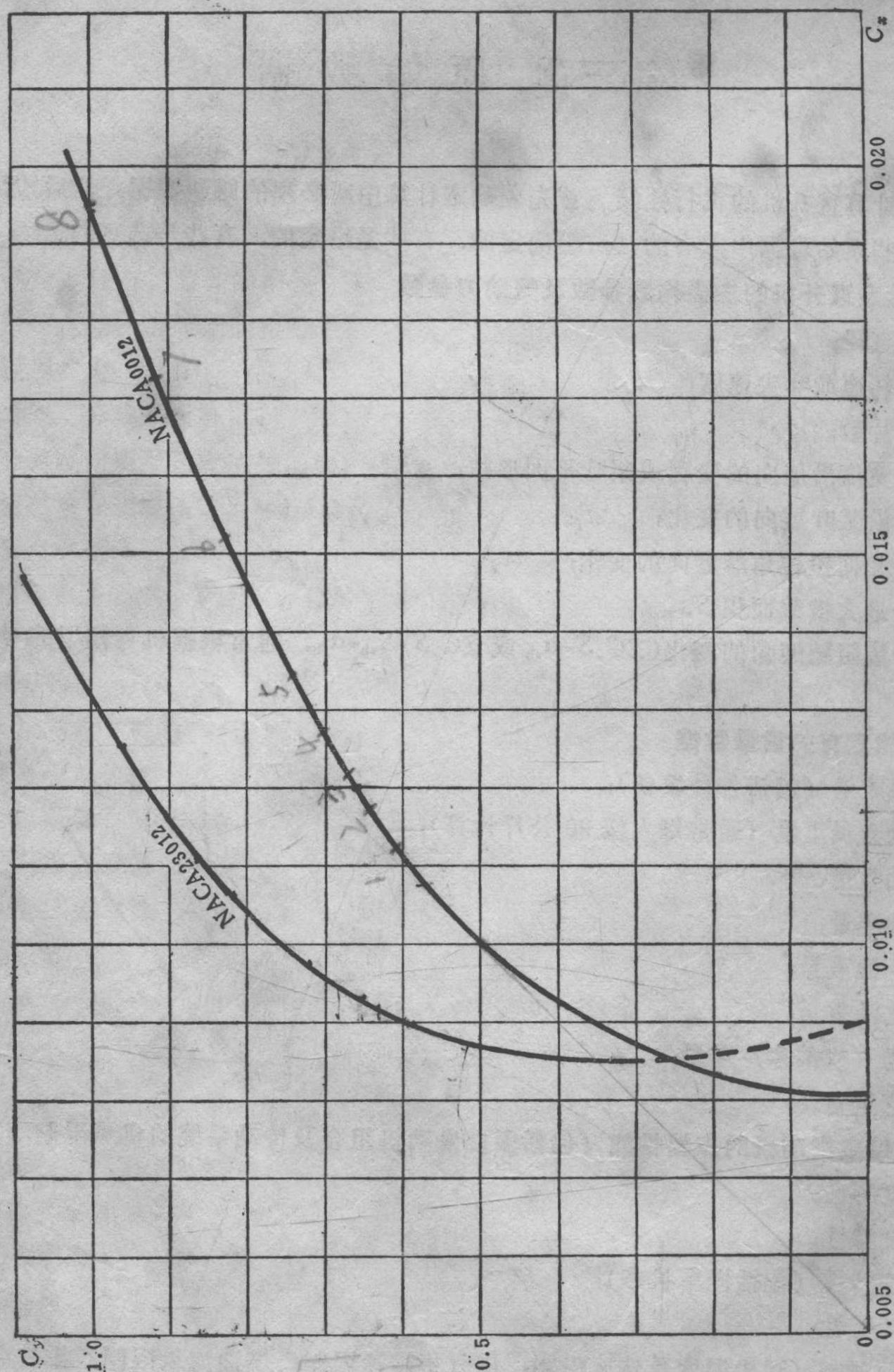


图3-1 桨翼翼型极曲线
($Re = 6 \times 10^6$)

翼型不为 NACA23012 及 NACA0012 的桨叶，可参考使用。

5. 其它系数的选定

√(1) 翼型升力线斜率 a_∞ : 根据资料〔8, 9〕, 对 NACA230 族, 取 $a_\infty = 5.71^\circ/\text{弧度}$; 对 NACA00 族取 $a_\infty = 5.41^\circ/\text{弧度}$ 。

✓(2) 叶端损失系数 κ : 通常 $\kappa = 0.90 \sim 0.94^{[1,2]}$, 对桨盘载荷较低的可取偏大值; 反之, 取小值。

✓(3) 垂直吹风增重系数 $K_{\perp}$: 据资料[2, 11, 12]分析, $K_{\perp} \approx 1.02 \sim 1.05$, 推荐按桨盘载荷估计:

$$K_{\perp} = 1 + \frac{p}{1000} \quad (3-1)$$

式中 p 以公斤/米² 计算。随着前飞速度的增大, 诱导速度减小, 因此, $K_{\perp}$ 也应减小, 分析认为当 $\mu = 0.1$ 时, 这种影响几乎消失了, 于是 $K_{\perp} = 1.0$, 在 $\mu = 0 \sim 0.1$ 之间, $K_{\perp}$ 按线性变化估计。

✓(4) 拉力修正系数 k_T : 根据资料[1]

$$k_T = k_{T0}(1 - \mu^2) \quad (3-2)$$

式中 $k_{T0} \approx 0.95 \sim 0.98$, 对桨叶扭度 $(\Delta\varphi) = -8^\circ$ 的桨叶取偏大值; 对 $(\Delta\varphi) = -5^\circ$ 的取偏小值。通常 $k_{T0} = 0.96$ 。

✓(5) 诱导功率修正系数 J : 根据资料[1]

$$J = J_0(1 + 3\mu^2) \quad (3-3)$$

式中 $J_0 \approx 1.05 \sim 1.10$, 对桨叶扭度 $(\Delta\varphi) = -8^\circ$ 的取偏小值; 对 $(\Delta\varphi) = -5^\circ$ 的取偏大值。通常取 $J_0 = 1.07$ 。 J_0 随 $(\Delta\varphi)$ 、 C_T 、 $V_{\perp}$ 、 σ 的变化见图 3-2。

✓(6) 型阻功率修正系数 k_p : 根据资料[1, 2, 4, 13, 14]

$$k_p = k_{p0}(1 + 4.65\mu^2) \quad (3-4)$$

式中 $k_{p0} \approx 1.0 \sim 1.1$, 该系数是考虑型阻沿展向分布的不均匀性, 通常 $k_{p0} = 1.05$ (根据资料[1, 15]可求出 k_{p0})。

✓(7) 功率传递系数 ξ : 由发动机出轴的输出功率, 即直升机的可用功率, 经过主减速器到旋翼, 其中有一部分功率用于驱动尾桨、冷却风扇、泵及各种附件, 还要克服传动系统中的摩擦, 因而不是全部功率都输给旋翼。也就是说, 直升机的需用功率, 并非只是旋翼的需用功率, 而要附加中间损失; 或:

$$\xi = \frac{\text{旋翼的需用功率}}{\text{直升机的需用功率}} \quad (3-5)$$

这种折算系数, 在没有精确试验数据的情况下, 根据资料[13, 16]推荐按下表取值:

μ		0	0.05	0.10	0.15	0.20	0.25	0.30	0.35
ξ	装涡轮轴	0.84	0.85	0.87	0.88	0.88	0.88	0.875	0.87
	装活塞式	0.80	0.81	0.82	0.84	0.86	0.87	0.87	—

ξ 随 μ 的变化见图 3-3。

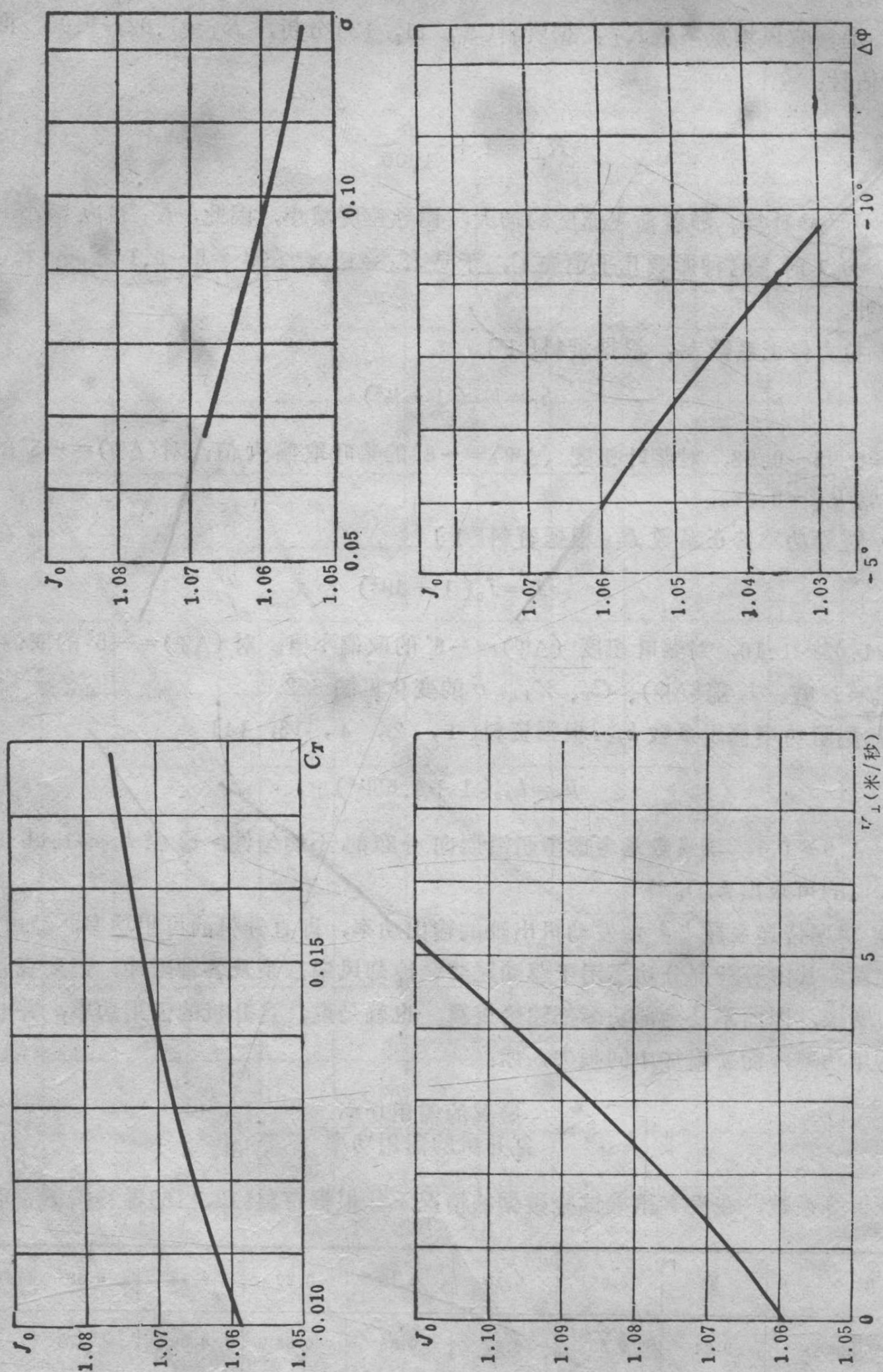
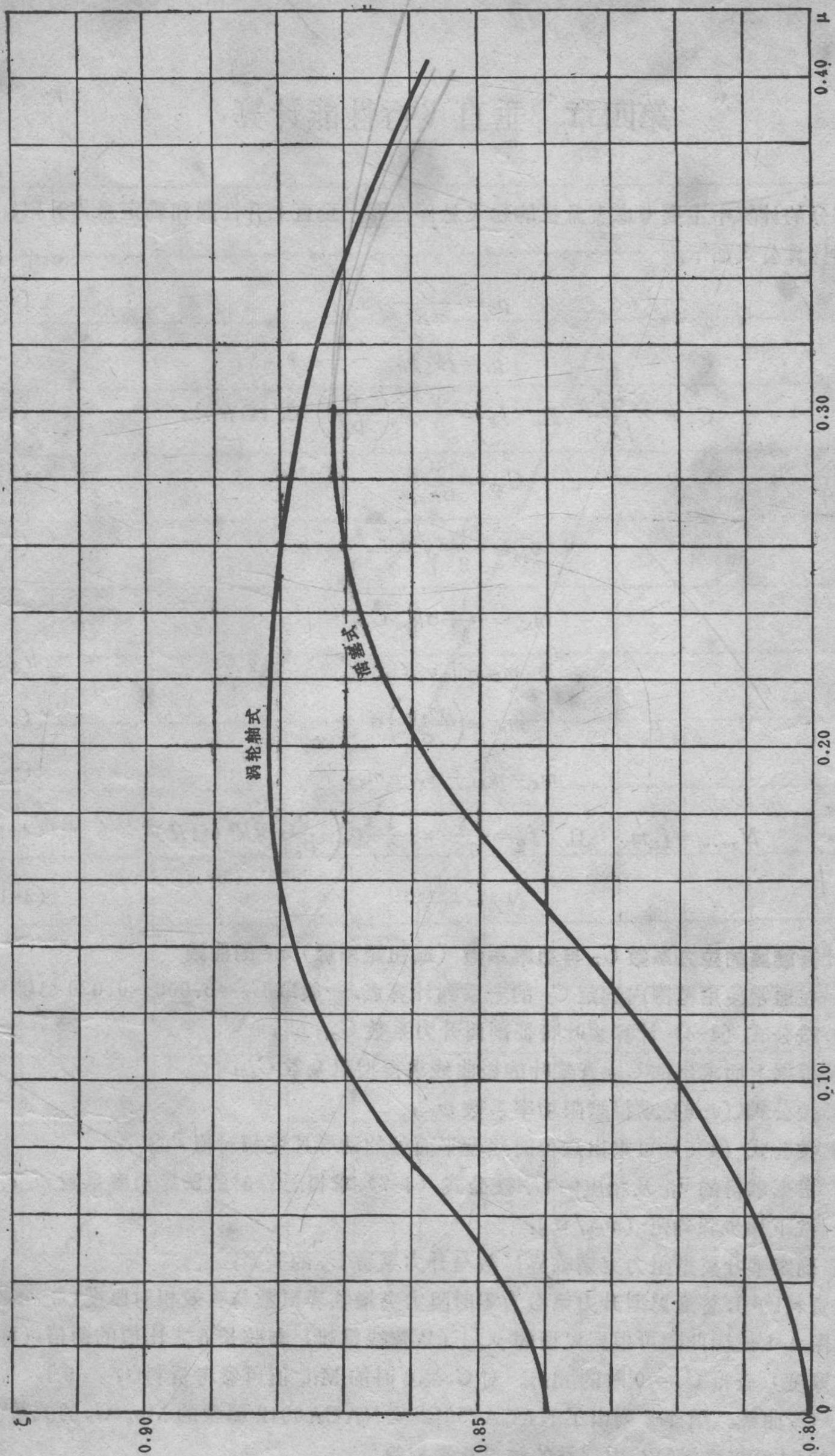


图3-2 J_0 随 $\Delta\Phi$ 、 C_T 、 v_L 、 σ 的变化
 ($\Delta\Phi = -6^\circ$, $C_T = 0.01$, $v_L = 0$, $\sigma = 0.10$)

图3-3 功率传递系数 ζ 随 μ 的变化