

2.3.2 坐标系的建立

对飞行器进行分析时常用坐标系有地面坐标系、机体坐标系、速度坐标系、以及旋翼坐标系，不同坐标系之间可以通过坐标转换矩阵进行转换。

2.3.2.1 机体坐标系的建立

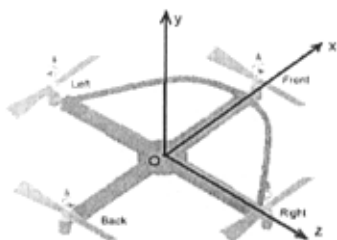


图 2-3 机体坐标系的建立

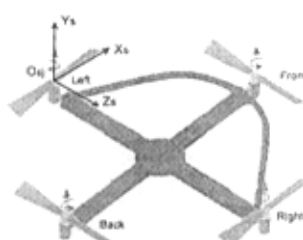


图 2-4 旋翼构造轴系的建立

如图 2-3 所示建立机体坐标系，该坐标系固定在机体上。原点设在飞行器重心，轴 OX 与前后旋翼连线平行，指向前方为正；轴 OZ 与左右旋翼连线平行，以指向右方为正；轴 OY 与轴 OX 、 OZ 所在平面垂直，并与轴 OX 、轴 OZ 组成右手坐标系。

2.3.2.2 旋翼构造轴系的建立

旋翼构造轴系是以桨毂中心 O_{sj} 为原点建立的直角坐标系，竖轴 $O_{sj}Y_s$ 沿旋翼的构造旋转轴，以指向上方为正；纵轴 $O_{sj}X_s$ 沿构造旋转平面与机身纵向对称面的交线方向，指向机头方向为正；横轴 $O_{sj}Z_s$ 与 $O_{sj}Y_s$ 、 $O_{sj}X_s$ 两轴垂直，顺旋翼旋转方向以指向 $\psi_A=90^\circ$ 方位为正。

四桨碟形飞行器由于具有四个旋翼，因此共有四个旋翼构造轴系。以左(Left)旋翼为例，建立旋翼构造轴系如图 2-4 所示。

2.3.3 单个旋翼产生的力和力矩

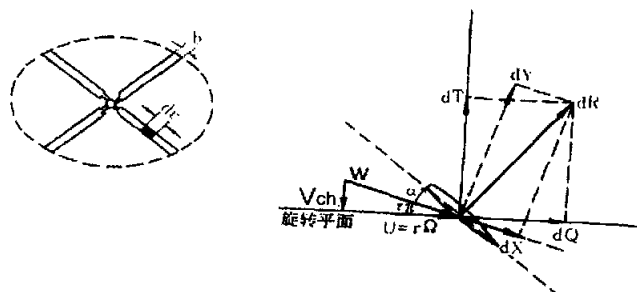


图 2-5 桨叶微段空气动力分析

作用于旋翼上的力和力矩，是分析、计算碟形飞行器平衡、稳定性的主要依据。

2.3.3.1 单个旋翼空气动力分析

如图 2-5 所示，在桨叶上取长度为 dr 的微段，设桨叶弦长为 b ，相对气流的合速度为 w ，迎角为 α ，根据升力公式，得出桨叶微段的升力

$$dY = C_y \frac{1}{2} \rho \cdot w^2 \cdot b \cdot dr \quad (2-1) \quad dX = C_x \frac{1}{2} \rho \cdot w^2 \cdot b \cdot dr \quad (2-2)$$

与旋转平面相垂直的分力 dT 为桨叶微段的拉力，而在桨叶平面上的分力 dQ 为该桨叶微段的旋转阻力。设来流角为 ε ，则

$$dT = dY \cdot \cos \varepsilon - dX \cdot \sin \varepsilon \quad (2-3) \quad dQ = dY \cdot \sin \varepsilon + dX \cdot \cos \varepsilon \quad (2-4)$$

通常 ε 很小，所以

$$dT \approx dY = C_y \frac{1}{2} \rho \cdot w^2 \cdot b \cdot dr \quad (2-5)$$

$$dQ \approx dX = C_x \frac{1}{2} \rho \cdot w^2 \cdot b \cdot dr \quad (2-6)$$

根据假设 1)、2)，所以具有 K 片桨叶的单个旋翼的拉力 T 为：

$$T = \frac{0.7}{2} K R C_{y, \gamma} \rho \Omega^2 b \int_0^R r dr = \frac{0.7}{2} K R C_{y, \gamma} \rho \Omega^2 b \frac{R^2}{2} \quad (2-7)$$

由于 $\sigma = \frac{Kb}{\pi R}$ 所以拉力 T 可以化为如下形式：

$$T = \frac{1}{2} 0.7 C_{y, \gamma} \sigma \frac{1}{2} (R\Omega)^2 (\pi R^2) \quad (2-8)$$

考虑到桨尖及桨根处存在拉力损失，且桨叶并不是理想扭转等因素，旋翼拉力公式常写成如下形式：

$$T = C_r \frac{1}{2} \rho (R\Omega)^2 \pi R^2 \quad (2-9)$$

式中： $C_r = \frac{1}{3} \sigma C_{y, \gamma}$ 为拉力系数； $R\Omega$ 为桨尖的圆周速度； πR^2 为桨盘面积。

上式表示了拉力与桨盘面积、充填系数、升力系数、桨尖圆周速度、空气密度等之间的关系。

2.3.3.2 单个旋翼的阻转力矩

桨叶微段上与旋转平面相垂直的分力 dT 产生拉力作用，与此同时落在旋转平面上的旋转阻力 dQ 将产生阻转力矩 dM 。

$$dM = r \cdot dQ = (dX \cdot \cos \varepsilon + dY \cdot \sin \varepsilon) \cdot r \quad (2-10)$$

对于具有 K 片桨叶，桨盘面积有效系数为 k 的旋翼，其阻转力矩为：

$$M_k = K \cdot \int_0^R dX \cdot \cos \varepsilon \cdot r + k \cdot K \cdot \int_0^R dY \cdot \sin \varepsilon \cdot r \quad (2-11)$$

式中第一部分为翼型阻力在旋转平面上的分力 $X \cdot \cos \varepsilon$ 形成的阻转力矩；第二部分是是由于 V_{ch} 存在，使桨叶升力向后倾斜而形成的，而 V_{ch} 的大小取决于诱导速度 v 和直升机的升降速度 V_y ，在来流角 ε 很小的情况下

$$r\Omega = w \cdot \cos \varepsilon \approx w$$

$$\sin \varepsilon \approx \varepsilon = \frac{V_y + v}{r\Omega}$$

$$dT = dY \cos \varepsilon \approx dY$$

$$\text{所以, } M_k = K \cdot \int_0^R dX \cdot r + k \cdot K \cdot \int_0^R dY \cdot \varepsilon \cdot r \quad (2-12)$$

对该式积分得

$$\begin{aligned} M_k &= M_x + M_{y_0} + M_{pa} \\ &= (m_x + m_{y_0} + m_{pa}) \frac{1}{2} \rho (R\Omega)^2 \pi R^2 \cdot R \end{aligned} \quad (2-13)$$

$m_x = \frac{1}{4} \sigma C_x$ 为翼型阻力扭转系数，其大小取决于桨叶表面的质量和桨叶迎角，桨叶表面越粗糙，迎角越大， m_x 也越大。

$$m_{y_0} = C_T \frac{v}{R\Omega} \text{ 为诱导阻力扭转系数}$$

$$m_{pa} = C_T \frac{V_y}{R\Omega} \text{ 为爬升扭矩系数}$$

2.3.3.3 对桨毂的附加力矩分析

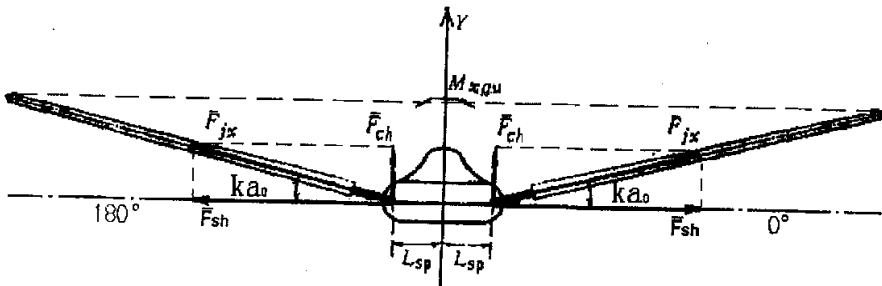


图 2-6 桨毂的附加力矩

如图 2-6 所示，可认为桨叶所受合力 F_{jx} 沿桨叶展向，大小约等于离心力 F_c 。这样，垂直于构造平面的分力 $F_{ch} = F_{jx} \cdot \sin \beta \approx F_c \cdot \beta = F_c \cdot k \cdot \alpha_0$ 。

桨叶的 F_{ch} 对桨毂中心构成的力矩沿纵向和横向分解，有：

$$M_{zgu} = -F_{ch} \lambda_{sp} \cos \psi \quad (2-14)$$

$$M_{xgu} = -F_{ch} \lambda_{sp} \sin \psi \quad (2-15)$$

对于具有 K 片桨叶的旋翼来说，旋转一周所产生的力矩

$$M_{zgu} = \frac{K}{2\pi} \int_0^{2\pi} -F_{ch} \lambda_{sp} \cos \psi d\psi = 0$$

$$M_{xgu} = \frac{K}{2\pi} \int_0^{2\pi} -F_{ch} \lambda_{sp} \sin \psi d\psi = 0$$

由此可以得知，由于不存在变矩作用，挥舞角 β 不随方位角的变化而变化，所以在桨叶上的合力 F_{jx} 并不会对桨毂产生附加力矩。

上面分析了单个旋翼的空气动力和力矩产生的原因及一般表达式。经坐标平移可以分别求出各桨翼所产生的空气动力和力矩沿机体坐标系的分量 F_{xsi} 、 F_{ysi} 、 F_{zsi} 、 M_{xsi} 、 M_{ysi} 、 M_{zsi} （下标 $i=1, 2, 3, 4$ ）。具体的参数需要通过实验得出。

2.3.4 机身产生的力和力矩

对于四桨碟形飞行器，机身就是除去四个旋翼所剩余的部分。

$$F_{xsh} = -C_{xsh} \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S_{sh}$$

$$F_{ysh} = C_{ysh} \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S_{sh}$$

$$F_{zsh} = -C_{zsh} \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S_{sh}$$

$$M_{xsh} = m_{xsh} \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S_{sh} \cdot l_{sh} + \Delta M_x$$

$$M_{ysh} = m_{ysh} \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S_{sh} \cdot l_{sh} + \Delta M_y$$

$$M_{zsh} = m_{zsh} \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S_{sh} \cdot l_{sh} + \Delta M_z$$

式中： C_{xsh} 、 C_{ysh} 、 C_{zsh} ——分别为机身的纵向力系数、升力系数和侧向力系数；

m_{xsh} 、 m_{ysh} 、 m_{zsh} ——分别为机身对实验重心的滚转系数、偏航力矩系数和俯仰力矩系数，系数的值需要通过实验确定；

S_{sh} ——机身的最大迎风面积；

l_{sh} ——机身长度；

ΔM_x 、 ΔM_y 、 ΔM_z ——由于实验重心与计算重心存在差别而对绕三轴的力矩所加的修正量；