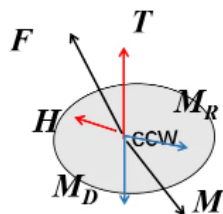


# 动力学模型

对于无人机来说，动力学系统和控制系统是高度相关的，因此动力学系统的精确度是评判仿真平台优劣的重要标准。无人机动力学系统，主要包括动力学方程和数值求解。数值求解器使用的是[Open Dynamics Engine \(ODE\)](#)。下面分别介绍旋翼模型以及气动面模型，通过对这两个模型组件的合理配置组合可以达到多旋翼、固定翼、复合翼等多机型仿真的效果。

## 旋翼模型

多旋翼、固定翼和复合翼机型中的旋翼都采用的是 `gazebo_motor_model.cpp` 中的模型。



旋翼产生的力  $F$  分解为推力  $T$  和H力  $H$ ，通常H力用来描述位于旋翼平面上的阻力（垂直于推力方向）；

$M$  被分解为滚动力矩  $M_R$  和由于旋翼叶片的阻力产生的力矩  $M_D$ 。

$T = -\omega^2 k C_T e_{z,b}$  in the rotor frame

$k = \max(0, 1 - \frac{\|v\|}{25})$   $k = \max(\min(1 - \text{norm}(v)/25, 1), 0)$

$H = -\omega C_D v^\perp$   $p = \text{parent\_link\_frame}$

delete  $\zeta$   $M_R = -\zeta \omega C_R v^\perp$   $b = \text{rotor\_frame}$

$M_D = -\zeta C_M T^* R_{b2p} / k$

$\omega$  表示旋翼的角速度， $e_{z,b}$  是机体坐标系下指向z方向的单位向量。 $v$  表示无人机相对风的速度， $v^\perp$  表示  $v$  在旋翼平面的投影。 $\zeta$  表示无人机转向，+1为逆时针，-1为顺时针。 $C_T, C_D, C_R, C_M$  为正常数。根据下面的式子，开发者可以很方便地修改libgazebo\_motor\_model.so标签下的这些常数来自定义所需要的旋翼模型。

$$C_T = \frac{C_{t0} \rho d^4}{(2\pi)^2} \quad \text{---> <motorConstant>}$$

$$C_D = \frac{1}{16} \rho m c C_{d0} d^2 \quad \text{---> <rotorDragCoefficient>}$$

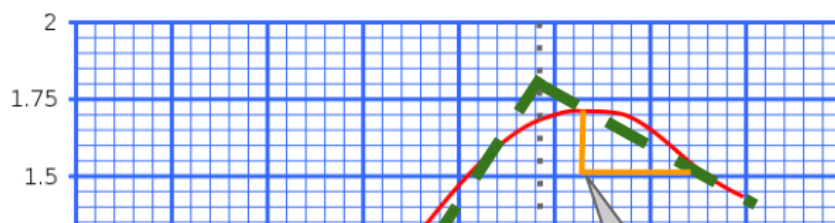
$$C_M = \frac{C_{m0}}{C_{t0}} d \quad \text{---> <rollingMomentCoefficient>}$$

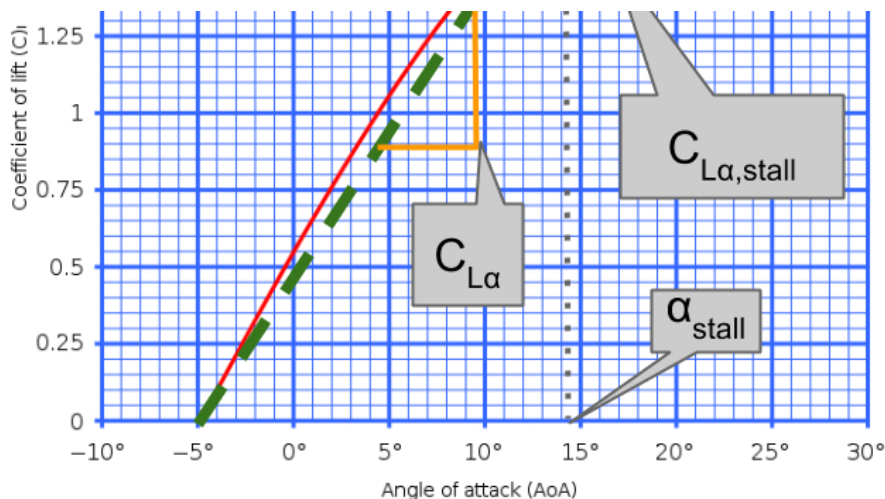
$$C_R = \left( \frac{\theta_0}{48} + \frac{\theta_1}{64} \right) \rho n k c d^3 \quad \text{---> <momentConstant>}$$

其中， $\rho$  是空气密度， $k$  是旋翼翼型升力曲线的斜率， $d$  是旋翼的直径， $m$  表示旋翼的桨叶数， $c$  是平均弦长， $C_{t0}$  是静态拉力系数， $C_{d0}$  是静态阻力系数， $C_{m0}$  是静态力矩系数。 $\theta_0$  表示桨叶根部的俯仰角， $\theta_1$  表示桨叶的扭转角。

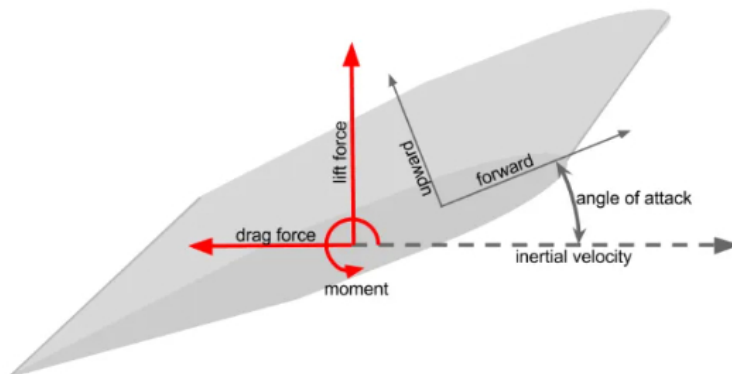
## 气动面模型

固定翼与VTOL等机型上的机翼、舵面部件都采用的是 `liftdrag_plugin.cpp` 中的模型。





该模型将 **升力-攻角曲线(红色)**线性简化成**两条折线(图中绿色虚线)**，阻力-攻角曲线也同样做出类似简化。（下列式子仅表示未失速的时候）



$$L = \frac{C_L}{2} \rho V^2 S$$

$$C_L = C_{L\alpha} (\alpha + \alpha_0) + C_{L\delta} \delta$$

$$m = \frac{C_m}{2} \rho V^2 S$$

$$C_m = C_{m\alpha} (\alpha + \alpha_0) + C_{m\delta} \delta$$

$$D = \frac{C_D}{2} \rho V^2 S$$

$$C_D = C_{D\alpha} (\alpha + \alpha_0)$$

其中  $\delta$ 、 $C_{L\delta}$ 、 $C_{m\delta}$  分别表示舵面偏转角以及其对升力系数以及力矩系数的影响，舵面控制量对阻力的影响在该模型中进行了忽略。

注意：目前ORSF基金会定义的‘a0’参数对应的  $\alpha_0$  并不是航空习惯上的 **零升力迎角 (Zero-Lift AOA)**，而是其相反数，[虽然这很别扭但SITL仿真暂时并未对其更改](#)。

libLiftDragPlugin.so可配置参数：

- `link_name`：气动力施加的link（本项目中全设置成了base\_link）
- `air_density`：空气密度 (Kg/m³)
- `area`：气动面的参考面积
- `a0`：负的零升迎角
- `cla`：升力线斜率
- `cda`：阻力线斜率
- `cma`：气动力矩线斜率
- `cp`：压力中心的坐标（link坐标系下）
- `forward`：前-方向矢量（link坐标系下）

- `upward` : 上-方向矢量 (link坐标系下)
- `alpha_stall` : 失速迎角
- `cla_stall` : 失速后的升力线斜率
- `cda_stall` : 失速后的升阻力线斜率
- `cma_stall` : 失速后的气动力矩线斜率
- `control_joint_name` : 控制舵转轴对应的joint名称
- `control_joint_rad_to_cl` : 升力系数随控制量的变化率
- `cm_delta` : 力矩系数随控制量的变化率

## 多旋翼无人机

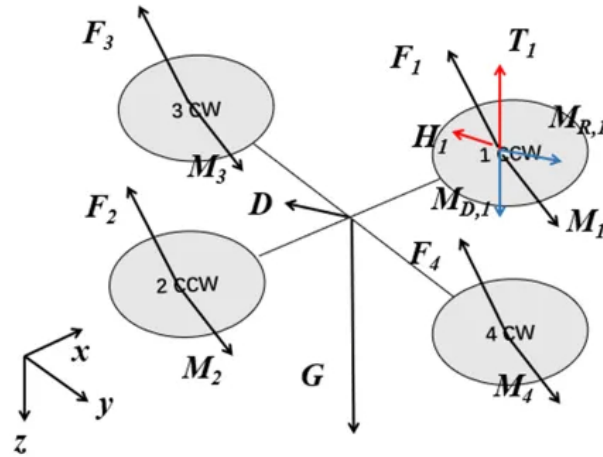


图 1 四旋翼无人机示意图

在仿真环境中，无人机被理想化为一个六自由度的刚体，如图1所示。作用在无人机上的力和力矩主要包括总的重力  $G$ ，每个旋翼(`libgazebo_motor_model.so`)产生的气动力  $F_i$  和气动力矩  $M_i$ ，以及机身的空气阻力  $D$ 。那么对于带有n个旋翼的无人机，根据牛顿第二定律和欧拉方程可得

$$\sum_{i=1}^n (F_i + D + G) = ma$$

$$\sum_{i=1}^n (M_i + r_i \times F_i) = J \cdot \dot{\Omega} + \Omega \times (J \cdot \Omega)$$

其中， $m$  是无人机的质量， $a$  是加速度， $\Omega$  是角速度， $J$  是无人机惯性矩阵， $r_i$  是从重心到旋翼  $i$  的矢量。

旋翼的旋转由`libgazebo_mavlink_interface.so`驱动。

大多数的仿真实验都是在低速和低风的条件设置下进行的，此时无人机受到的阻力  $D$  可以被忽略。不过，开发者也可以通过[添加风插件到模型](#)中并设置正确的空气动力学参数，从而将阻力引入进来。

## 固定翼无人机

固定翼无人机与旋翼无人机的动力学特性最大的不同在于他们气动结构的不同，在仿真环境中，固定翼的左右机翼、平尾、垂尾使用`libLiftDragPlugin.so`插件，螺旋桨使用`libgazebo_motor_model.so`插件。舵面的偏转和旋翼的旋转由`libgazebo_mavlink_interface.so`驱动。

## 复合翼无人机

复合翼无人机包括了双动力系统无人机 (`standard_vtol`)、倾转式无人机 (`tiltrotor`) 和尾座式 (`tailsitter`) 无人机三种机型，具备垂直起降模式及巡航模式。

1. `standard_vtol`的左右机翼、平尾、垂尾使用`libLiftDragPlugin.so`插件，4个水平和1个竖直螺旋桨使用`libgazebo_motor_model.so`插件，舵面的偏转和旋翼的旋转由`libgazebo_mavlink_interface.so`驱动。
2. `tiltsitter`的左右机翼、平尾、垂尾使用`libLiftDragPlugin.so`插件，4个螺旋桨使用`libgazebo_motor_model.so`插件，旋翼转轴的偏转、舵面的偏转和旋翼的旋转由`libgazebo_mavlink_interface.so`驱动。
3. `tailsitter`的左右机翼、平尾、垂尾使用`libLiftDragPlugin.so`插件，4个螺旋桨使用

libgazebo\_motor\_model.so插件，能固的偏转和旋翼的旋转出libgazebo\_mavlink\_interface.so驱动。



10 人点赞



肖昆、戴林佑(Danielcc\_02)、管... 2022-10-07 18:54 7786 IP 属地美国  
| 举报

分享到:



10