



加入语雀，获得更好的阅读体验

注册 或 登录 后可以收藏本文随时阅读，还可以关注作者获得最新文章推送

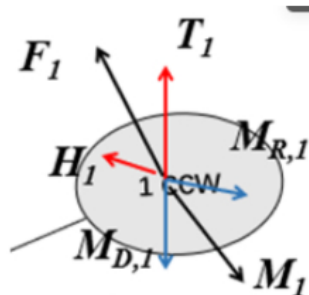
立即加入



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)。下面分别介绍电机-旋翼模型以及气动舵面模型，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、VTOL等多机型仿真的效果。

电机-旋翼模型



多旋翼、固定翼、VTOL等机型中的旋翼或者螺旋桨都采用的是 `gazebo_motor_model.cpp` 中的模型。

旋翼产生的力 F_i 分解为推力 T_i 和阻力 H_i ，通常阻力用来描述位于旋翼平面上的阻力（垂直于推力方向）； M_i 被分解为滚动力矩 $M_{R,i}$ 和由于旋翼叶片的阻力产生的力矩 $M_{D,i}$ 。

$$\begin{aligned}T_i &= -\omega_i^2 C_T e_{z,b} \\H_i &= -\omega_i C_D v^\perp \\M_{R,i} &= -\zeta \omega_i C_R v^\perp \\M_{D,i} &= -\zeta C_M T_i\end{aligned}$$

ω_i 表示第 i 个旋翼的角速度， $e_{z,b}$ 是机体坐标系下指向 z 方向的单位向量。 v^\perp 表示无人机速度在旋翼平面的投影。 ζ 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。

$$\begin{aligned}C_T &= \frac{C_{t0} \rho d^4}{(2\pi)^2} & \text{----<motorConstant>} \\C_D &= \frac{1}{16} \rho m c C_{d0} d^2 & \text{----<rotorDragCoefficient>} \\C_M &= \frac{C_{m0}}{C_{t0}} d & \text{----<rollingMomentCoefficient>} \\C_R &= \left(\frac{\theta_0}{48} + \frac{\theta_1}{64} \right) \rho m k c d^3 & \text{----<momentConstant>}\end{aligned}$$

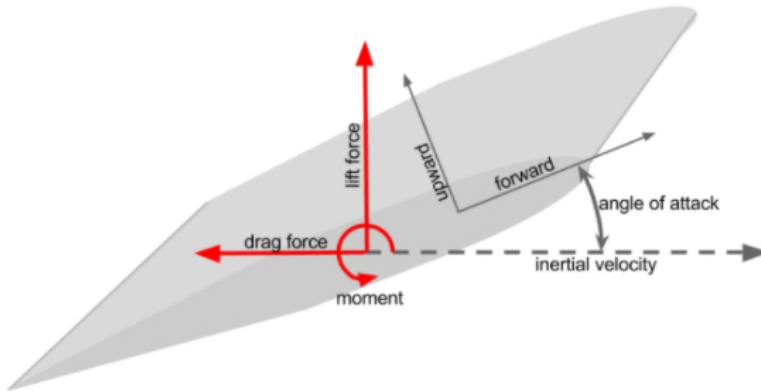
其中， ρ 是空气密度， k 是旋翼翼型升力曲线的斜率， d 是旋翼的直径， m 表示旋翼的桨叶数， c 是平均弦长， C_{t0} 是静态拉力系数， C_{d0} 是静态阻力系数， C_{m0} 是静态力矩系数。 θ_0 表示桨叶根部的俯仰角，然后 θ_1 表示桨叶的扭转角。

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 `lift_drag_plugin.cpp` 中的模型。

网络异常，图片无法展示

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)



$$\begin{aligned} L &= \frac{C_L}{2} \rho V^2 S \\ C_L &= C_{L\alpha} (\alpha + \alpha_0) + C_{L\delta} \delta \\ m &= \frac{C_m}{2} \rho V^2 S \\ C_m &= C_{m\alpha} (\alpha + \alpha_0) + C_{m\delta} \delta \\ D &= \frac{C_D}{2} \rho V^2 S \\ C_D &= C_{D\alpha} (\alpha + \alpha_0) \end{aligned}$$

其中 δ 、 $C_{L\delta}$ 、 $C_{m\delta}$ 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 α_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/m^3)
- `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

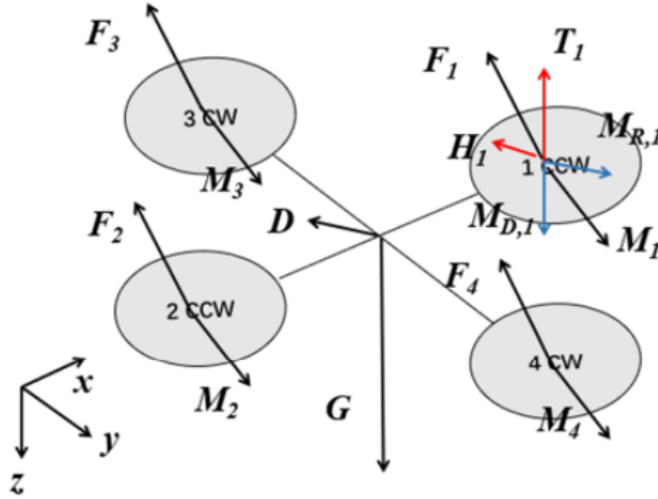


图 1 四旋翼无人机示意图

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， Ω 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。

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、垂尾均为 `libLiftDragPlugin.so` 模型的实例，而螺旋桨则遵循 `libgazebo_motor_model.so` 中的模型。

VTOL无人机

VTOL无人机以复合式无人机、倾转式无人机和尾座式无人机为主流机型，以双旋翼、三旋翼和四旋翼为主流构型。通常具备垂直起降模式及巡航模式。

其中，复合式无人机采用了旋翼与固定翼简单结合的思想，通常具备垂直起降模式及固定翼巡航模式。在两种模式下分别单独调用多旋翼及固定翼模型解算及飞行控制模块，在机体达到指定高度后，通过令垂向旋翼停转、水平向旋翼启动而完成模式切换。倾转式无人机在复合式控制流程的基础上新增了过渡模式的设计，在机体的飞行高度及空速达到指标要求后，通过倾转旋翼短舱完成多旋翼模式及固定翼模式的切换。在过渡模式下，机体动力学模型由于倾转角的影响而时变，机体同时受到旋翼升力、机翼升力及阻力等影响，各通道控制量为多旋翼控制器与固定翼控制器的时变加权和。尾座式无人机与倾转式无人机的不同之处在于过渡模式的机体动力学模型与控制逻辑，利用俯仰角在爬升加速中过渡到平飞姿态，反向切换时则相反。

由于复合式无人机不具备新的动力学模型，因此仅对倾转式及尾座式进行简要介绍。

倾转式无人机

以无尾飞翼布局的倾转三旋翼无人机为例，介绍其动力学模型。

假设倾转三旋翼飞行器机体为刚体，如图2所示，定义*i*号旋翼绕倾转轴 y_{S_i} 的倾转角为 α_i ，旋转轴为 z_{S_i} 轴，旋转平面与 x_{S_i} 和 y_{S_i} 所在平面相平行，所产生推力的方向与 z_{S_i} 方向相同。1、2号旋翼的初始位置垂直于旋转平面向上，分别沿顺时针、逆时针方向旋转，3号旋翼的初始位置垂直于旋转平面向下，沿顺时针方向旋转。

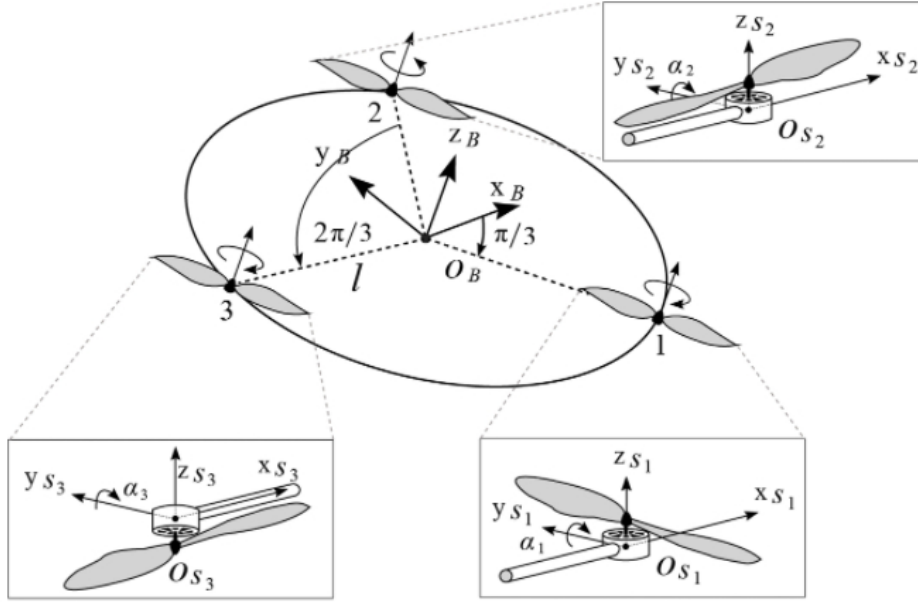


图2 倾转三旋翼飞行器坐标系示意图

倾转三旋翼是具有沿纵向对称构型的六自由度刚体，根据牛顿-欧拉方程得到其动力学模型如下：

$$\begin{bmatrix} m\ddot{\mathbf{P}} \\ \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\Omega}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\Omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{B-E}^T \mathbf{F}_T \\ \mathbf{M}_T \end{bmatrix}$$

其中， m 是倾转三旋翼飞行器的质量， g 是重力加速度， $\mathbf{J} = \text{diag}(J_{xx}, J_{yy}, J_{zz})$ 是倾转三旋翼的惯性矩阵。 $\mathbf{P} = [x; y; z]$ 表示飞行器在地球坐标系下的质心位置， $\boldsymbol{\Omega} = [p; q; r]$ 表示飞行器在机体坐标系下的角速度， \mathbf{F}_T 和 \mathbf{M}_T 分别代表飞行器质心处受到的合外力及合外力矩， \mathbf{R}_{B-E} 表示从机体坐标系到地球坐标系的旋转矩阵：

$$\mathbf{R}_{B-E} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix}$$

机体所受合外力 \mathbf{F}_T 由重力、旋翼动力、机翼动力和阻力 D 组成，即

$$\mathbf{F}_T = \mathbf{G} + \mathbf{F}_i + \mathbf{L} + \mathbf{D}$$

由于倾转旋翼的推力方向时变，因此其旋翼动力计算方式与常规多旋翼有所不同，如下所示：

$$\mathbf{F}_i = \mathbf{R}_{B-E} \sum_{i=1}^3 \mathbf{R}_{S_i-B} [0; 0; k_f n_i^2]$$

其中， $k_f \geq 0$ 为旋翼推力系数， n_i 是*i*号旋翼的转速， \mathbf{R}_{S_i-B} 表示从旋翼坐标系到机体坐标系的旋转矩阵：

$$\mathbf{R}_{f-B} = \mathbf{R}_y(\alpha_i) = \begin{bmatrix} \cos \alpha_i & 0 & -\sin \alpha_i \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_i & 0 & \cos \alpha_i \end{bmatrix}$$

机体所受合外力矩 \mathbf{M}_T 由旋翼推力力矩、机体俯仰力矩、旋翼旋转反扭矩、旋翼倾转反扭矩、阻力矩 \mathbf{M}_D 和陀螺效应项 \mathbf{M}_g 组成，即

$$\mathbf{M}_T = \mathbf{M}_i + \mathbf{M}_L + \sum_{i=1}^3 (\mathbf{R}_{S_i-B} [0; 0; (-1)^i k_m n_i^2]) + \mathbf{J}_a \left[-\frac{1}{2} \ddot{\alpha}_3 + \ddot{\alpha}_2; -\frac{1}{2} \ddot{\alpha}_3 - \ddot{\alpha}_1; 0 \right] + \mathbf{M}_D + \mathbf{M}_g$$

其中， $k_m \geq 0$ 是旋翼旋转反扭矩系数， \mathbf{J}_a 旋翼倾转反扭矩系数矩阵。

倾转旋翼的推力力矩也为时变，计算方式如下：

$$\mathbf{M}_i = \sum_{i=1}^3 ((\mathbf{P}_{S_i} \times \mathbf{R}_{S_i-B} [0; 0; k_f n_i^2]))$$

其中, $P_{si} = [lc\beta_i; -ls\beta_i; 0]$ 为 i 号旋翼在机体系中的坐标, β_i 是 X_B 沿顺时针方向到 i 号旋翼的夹角, l 为旋翼坐标系原点到机体质心的距离。对于 1-3 号旋翼, β_i 分别取值 $\frac{\pi}{3}$, $\frac{5\pi}{3}$ 和 π 。

尾座式无人机

以飞翼布局的尾座式双旋翼无人机为例, 介绍其动力学模型。

假设尾座式双旋翼飞行器机体为刚体, 如图3所示。

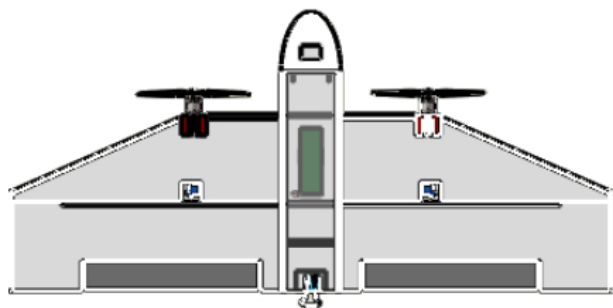


图3 尾座式双旋翼无人机结构示意图

尾座式飞行器的动力学模型与倾转式飞行器相似, 不同之处在于尾座式飞行器所受的旋翼推力与常规旋翼相同, 且机体不受旋翼倾转反扭矩影响。因此, 直接给出机体的非线性模型:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= \dot{y}r - \dot{x}q - g \sin \theta + F_x/m \\ \ddot{y} &= -\dot{x}r + \dot{z}p + g \cos \theta \sin \varphi + F_y/m \\ \ddot{z} &= \dot{x}p - \dot{y}q + g \cos \theta \cos \varphi + F_z/m \\ \dot{p} &= (c_1r + c_2p)q + c_3M_x + c_4M_z \\ \dot{q} &= c_5pr - c_6(p^2 - r^2) + c_7M_y \\ \dot{r} &= (c_8p - c_2r)q + c_4M_x + c_9M_z\end{aligned}$$

其中, $c_i (i = 1 \sim 9)$ 均为常数系数。



3 人点赞



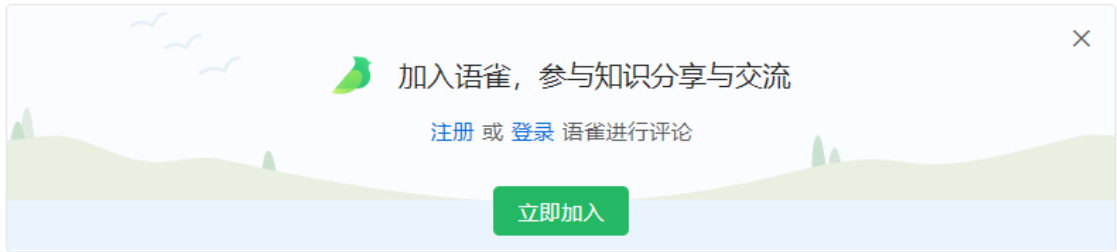
🔔 谭劲昌(Process)、管若乔、王齐... ⌚ 2020-08-26 16:48 📄 980 💬 4 | 投诉

关注作者和知识库后续更新

肖昆 [关注](#) XTDrone使用文档 [关注](#)

推荐阅读

<p>仿真平台基础配置 (PX4 1.11版)</p> <p>依赖安装 <code>sudo apt install -y \n\nia-build \n\nxiftool \n\npython-</code></p>	<p>目标检测与跟踪</p> <p>首先，您可以用我们提前配置并训练好参数的网络进行仿</p>	<p>PX4飞控EKF配置</p> <p>px4默认使用的传感器配置为GPS提供水平位置，气压计提</p>
--	--	--



加入语雀，参与知识分享与交流

[注册](#) 或 [登录](#) 语雀进行评论

立即加入

回复

分享到: 

- 

mengchaoheng

2020-12-26 15:08

肖老师您好，请问仿真中是不是没有飞翼布局的尾座式双旋翼无人机？models中没找到sdf文件
- 

肖昆

2020-12-26 15:12

回复 @mengchaoheng

https://www.yuque.com/xt drone/manual_cn/vehicle_config#QSA0h这个是
- 

mengchaoheng

2020-12-26 19:51

回复 @肖昆

上面《动力学模型》提到的那种双旋翼的没有嘛？
- 

肖昆

2020-12-27 00:45

回复 @mengchaoheng

哦那没有，这个文档写的有点问题，之后改成四旋翼的尾座式

[注册](#) 或 [登录](#) 语雀进行评论

