

华南理工大学硕士学位论文

LaTeX 模板使用说明

作者姓名

指导教师：xxx 教授

华南理工大学

2025 年 1 月 6 日

目 录

主要符号对照表	II
第一章 涵道风扇式无人机系统构成及建模	1
1.1 试验样机的系统组成	1
1.1.1 主要结构介绍	1
1.2 坐标系和姿态表示方法	2
1.3 飞行控制刚体模型	4
1.3.1 刚体运动学模型	4
1.3.2 刚体动力学模型	5
1.4 力与力矩分析	6
1.4.1 涵道风扇动力学	6
1.4.2 机身动力学	9
1.4.3 涵道动力学	9
1.4.4 控制舵面动力学	12
1.4.5 陀螺力矩与固定气动面反扭矩	13
1.5 系统建模总结	13
1.6 本章小结	15
1.7 章节文件	17
参考文献	18

主要符号对照表

$O_e - X_e Y_e Z_e$ -地面坐标系

$P^e = [x^e \ y^e \ z^e]^T$ -无人机在地面坐标系下的位置

$V^b = [u \ v \ w]^T$ -无人机在机体坐标系下的速度

θ -俯仰角

$\omega^b = [p \ q \ r]^T$ -无人机在机体坐标系下的角速度

F^b -无人机在机体坐标系下受到的除重力外的合力

g -当地的重力加速度

J^b -无人机在机体坐标系下的转动惯量

σ_d -涵道扩压比

V_e -涵道出口风速

T_{fan} -风扇升力

Ω -风扇转速

k_{fan} -风扇拉力常系数

$C_{D,x}$ 、 $C_{D,y}$ 和 $C_{D,z}$ -沿机体坐标系轴的气动阻力系数

l_a -机身空气动力中心与机身重心的距离

γ -环绕涵道角度变量

V_z -气流相对于机体的轴向速度

α_d -迎角

$C_{d,d}$ 涵道翼型阻力曲线

C_{duct} - 常值比例系数

k_δ -控制舵面升力系数

J_{fan} -涵道风扇转动惯量

φ_0 -固定气动面安装角

$O_b - X_b Y_b Z_b$ -机体坐标系

$V^e = [v_x^e \ v_y^e \ v_z^e]^T$ -无人机在地面坐标系

ψ -偏航角

φ -滚转角

R_e^b -机体坐标系到地面坐标系的旋转矩阵

m -无人机总质量

M^b -无人机在机体坐标系下受到的合外力

S -桨盘面积

ρ -空气密度

V' -涵道风扇诱导速度

T_l -涵道体升力

R -风扇半径

k_q -风扇扭矩常系数

S_x 、 S_y 、 S_z -沿机体轴的截面面积

$V_a^b = [u_r \ v_r \ w_r]^T$ -机体相对于气流的速度

V_r -气流相对于机体的径向速度

q_d -涵道周围的动态压力

$C_{l,d}$ -涵道翼型升力曲线

c_d -涵道翼型弦长

l_d -重心与涵道空气动力中心之间的距离

δ_i -控制舵面偏转角

d_{af} 、 d_{ds} -风扇扭矩常系数

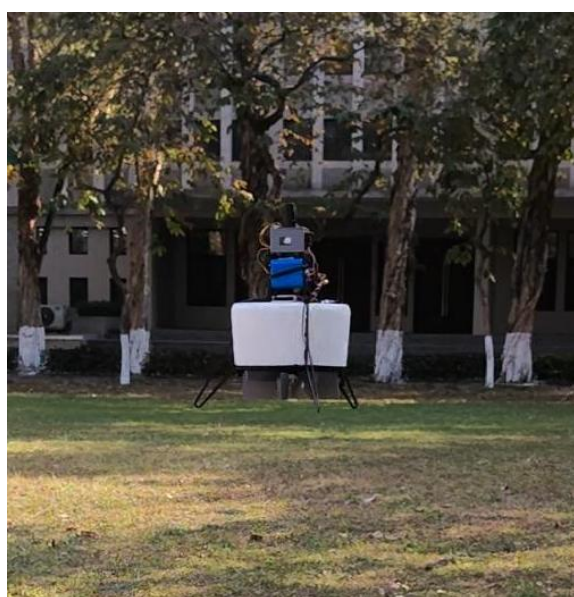
第一章 涵道风扇式无人机系统构成及建模

为方便检验本文的研究成果，自主搭建了一架 DFUAV 试验样机。本章首先简要介绍试验样机的系统组成和样机上搭载的航电系统，接下来重点是对 DFUAV 进行系统建模，这将是后续进行飞行控制算法设计的基础。物体的相对运动离不开其所处的参考坐标系，因此在建模之前将先介绍本文所使用的多坐标系描述方法以及 DFUAV 的姿态表示方法。在无人机的建模分析中，为简化模型复杂度便于控制算法的设计，有必要假设无人机是刚体。然后采用在刚体上应用广泛的牛顿-欧拉方法推导出 DFUAV 的刚体运动学模型和动力学模型，得到飞行控制的刚体模型。最后分析了作用在涵道上的力与力矩并作出总结。

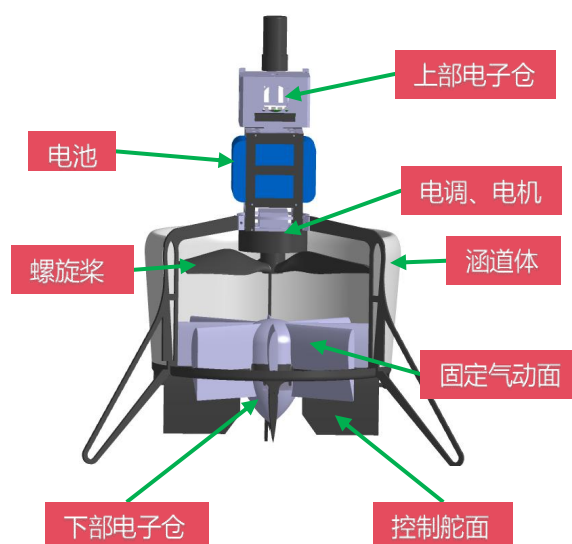
1.1 试验样机的系统组成

1.1.1 主要结构介绍

自主搭建的 DFUAV 试验样机的实物及结构如图1-1所示。DFUAV 的主要结构包括机翼、机身、尾翼、涵道风扇、电机、电调、电池、飞控等部分。其中，机翼是 DFUAV 的承载结构，机身是 DFUAV 的主要载荷结构，尾翼是 DFUAV 的稳定结构，涵道风扇是 DFUAV 的动力来源，电机是涵道风扇的驱动部件，电调是电机的控制部件，电池是 DFUAV 的能量来源，飞控是 DFUAV 的智能控制部件。



a) 试验样机



b) 结构组成示意

图 1-1 试验样机及结构组成

1.2 坐标系和姿态表示方法

考虑到无人机的位置变化与姿态变化，基于地面坐标系 ($O_e - X_e Y_e Z_e$) 和机体坐标系 ($O_b - X_b Y_b Z_b$) 的多坐标系表示法被广泛采用。

(1) 地面坐标系

地面坐标系的原点 O_e 可以是地平面上的任意一点，一般定义为无人机的起飞点。三轴方向分别为 $O_e - X_e$ 轴在地平面内指向地理正北方向 (N)， $O_e - Y_e$ 轴在地平面内指向地理正东方向 (E)， $O_e - Z_e$ 轴按照右手定则，垂直于地面指向地心，方向向下 (D)。因此地面坐标系也被称为北东地 (NED) 坐标系，该坐标系与地球固连。

(2) 机体坐标系

机体坐标系与无人机的机体固连，其原点 O_b 定义为无人机的重心位置。三轴方向分别为 $O_b - X_b$ 轴在无人机对称平面内指向人为定义的机头方向， $O_b - Z_b$ 轴在无人机对称平面内垂直于 $O_b - X_b$ 轴向下为正， $O_b - Y_b$ 轴按照右手定则与 $X_b - O_b - Z_b$ 平面垂直，沿着机身的右侧方向向右为正。

地面坐标系和机体坐标系定义如图1-2所示。同一个物理量在不同的坐标系中有不同的大小和方向，为便于区分，在全文中统一使用上标 $(\cdot)^e$ 与 $(\cdot)^b$ 表示同一个物理量在地面坐标系和机体坐标系下的表示。

在地面坐标系下采用惯性/GPS 导航等方式，无人机的位置和速度等运动状态可以方便直观地映射到地理空间中。无人机的重心相对于地面坐标系的位置矢量在地面坐标系下表示为 $\mathbf{P}^e = [x^e \ y^e \ z^e]^T$ ，机体重心沿着地面坐标系的速度矢量在地面坐标系下表示为 $\mathbf{V}^e = [v_x^e \ v_y^e \ v_z^e]^T$ ，机体重心相对于地面坐标系的速度矢量在机体坐标系下表示为 $\mathbf{V}^b = [u \ v \ w]^T$ 。

地面坐标系与机体坐标系的旋转变换关系体现了无人机的姿态变化，无人机常用的姿态描述方法有欧拉角、旋转矩阵和四元数等方式。其中欧拉角表示方法因物理意义明确，表示直观，所以被广泛采用。但因其奇异性问题^[1]，欧拉角表示法在一些特殊场景的使用下受到制约（如横滚角或者俯仰角为 $\pm 90^\circ$ 的情况）。考虑到本研究在姿态控制中，由于输入姿态指令和输出舵面角度的约束，不会出现上述奇异情况，所以本文采用欧拉角来描述无人机的姿态。根据欧拉定理，地面坐标系按照某个固定点经过三次基本旋转可以得到机体坐标系。由于旋转运动与坐标系原点的位置无关，所以为便于理解，

将地面坐标系的原点与机体坐标系原点重合（即 $O_e = O_b$ ），如图1-3所示。在三次基本旋转中，旋转轴是待转动坐标系的某一轴，旋转的角度即为欧拉角。由于姿态旋转矩阵可以表示为三次基本旋转的乘积，所以与旋转顺序密切相关。由于本研究不会出现奇异问题，所以本文采用常用的‘Z-Y-X’的旋转顺序的欧拉角表示法。

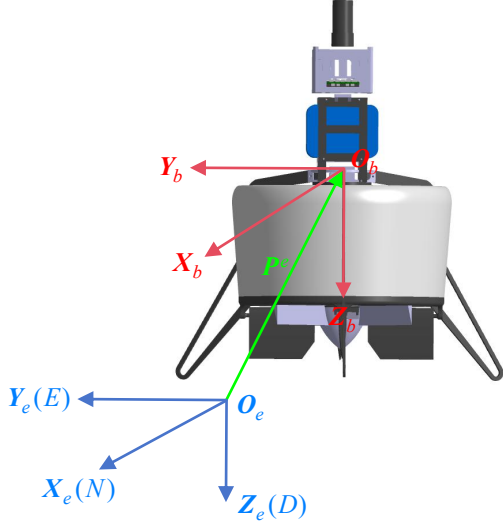


图 1-2 地面坐标系与机体坐标系定义

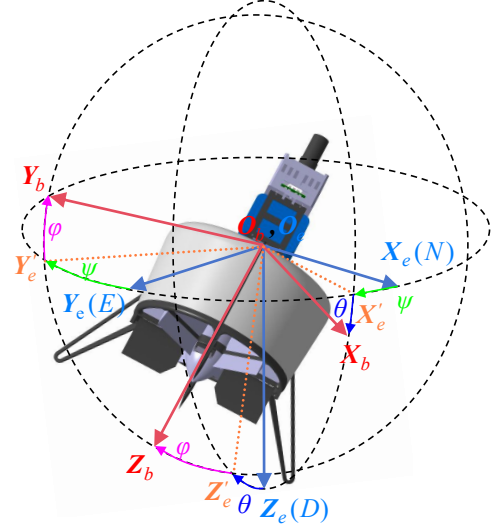


图 1-3 ‘Z-Y-X’ 欧拉角的定义

在图1-3中，地面坐标系 $O_e - X_e Y_e Z_e$ 首先围绕 Z_e 轴旋转偏航角 ψ ，向右偏航为正方向。此时 X_e 轴旋转至 X'_e 轴， Y_e 轴旋转至 Y'_e 轴， Z_e 轴保持不变；然后临时坐标系 $O_e - X'_e Y'_e Z_e$ 围绕 Y'_e 轴旋转俯仰角 θ ，上仰为正方向。此时 X'_e 轴旋转至 X_b 轴，与机体保持一致， Z_e 轴旋转至 Z'_e 轴， Y'_e 轴保持不变；最后临时坐标系 $O_e - X_b Y'_e Z'_e$ 围绕 X_b 轴旋转滚转角 φ ，向右滚转为正方向。此时 Y'_e 轴旋转至 Y_b 轴， Z'_e 轴旋转至 Z_b 轴，均与机体保持一致。

三次基本旋转的角度分别为 ψ 、 θ 、 φ ，定义其对应的旋转矩阵分别为 $R_\psi, R_\theta, R_\varphi \in SO(3)$ ，其中 $SO(3) = \{R \in \mathbb{R}^{3 \times 3} | RR^T = I, |R| = 1\}$ 。

$$R_\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, R_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, R_\varphi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (1-1)$$

为表述方便，定义如下单位向量：

$$e_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad e_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad e_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1-2)$$

机体姿态的欧拉角表示为 $\boldsymbol{\eta} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ ，对应的姿态变化率为 $\dot{\boldsymbol{\eta}} = [\dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ 。定义沿机体轴的旋转角速度为 $\boldsymbol{\omega}^b = [p \ q \ r]^T$ ，那么旋转角速度与机体姿态变化率的关系如下^[2]：

$$\boldsymbol{\omega}^b = \dot{\psi} \mathbf{R}_\varphi \mathbf{R}_\theta \mathbf{e}_3 + \dot{\theta} \mathbf{R}_\varphi \mathbf{e}_2 + \dot{\varphi} \mathbf{e}_1 \quad (1-3)$$

结合式(1-1)、式(1-2)和式(1-3)，得到：

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\omega}^b &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\eta}} \\ \Leftrightarrow \dot{\boldsymbol{\eta}} &= \mathbf{Q} \boldsymbol{\omega}^b, \quad \mathbf{Q} \triangleq \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1-4)$$

进一步地，在欧拉角 ‘Z-Y-X’ 的旋转顺序下，由机体坐标系到地面坐标系的旋转矩阵 \mathbf{R}_b^e 可以表示为：

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_b^e &= (\mathbf{R}_e^b)^T = (\mathbf{R}_\varphi \mathbf{R}_\theta \mathbf{R}_\psi)^T \\ &= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1-5)$$

1.3 飞行控制刚体模型

DFUAV 的建模过程需要在准确性与实用性之间寻求平衡，确保不会过于复杂而增加控制算法设计的难度和计算资源的开销，同时也不至于过于简单而与实际情况相差甚远。据此，忽略风扇以及控制舵面的转动，假设 DFUAV 是刚体，并且在飞行过程中其质量和转动惯量保持不变。在这种情况下，DFUAV 的刚体运动学和动力学模型可以通过牛顿-欧拉方法推导得到。

1.3.1 刚体运动学模型

运动学模型用于描述无人机在三维空间中的位置和姿态随时间变化的关系，不涉及力与力矩的分析。六自由度 DFUAV 的刚体运动学模型包括三自由度的位置运动学

模型和三自由度的姿态运动学模型。在地面坐标系下，位置运动学模型可以表示为： $\dot{\mathbf{P}}^e = \mathbf{V}^e$ 。三自由度的姿态运动学模型分为欧拉角模型、旋转矩阵模型和四元数模型三种。在机体系下，根据式(1-4)，可以得到使用欧拉角模型表示三自由度的姿态运动学为 $\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{Q}\boldsymbol{\omega}^b$ 。

因此，六自由度的 DFUAV 刚体运动学模型可以表示为：

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{P}}^e &= \mathbf{V}^e \\ \dot{\boldsymbol{\eta}} &= \mathbf{Q}\boldsymbol{\omega}^b\end{aligned}\tag{1-6}$$

1.3.2 刚体动力学模型

DFUAV 的刚体动力学模型包括位置动力学模型和姿态动力学模型，动力学模型是描述无人机在三维空间中运动行为的数学模型，该模型主要基于牛顿第二定律和角动量定理推导，用于分析无人机在受力、力矩、环境扰动等因素共同作用下的运动行为。但是该定律仅在惯性系下成立，考虑到 DFUAV 的运动时，地球自转对其的影响相对不显著，并且从局部来看，地面近似平坦，因此将地面坐标系假设为惯性系是合理的。

假设 DFUAV 受到的力包括重力和除重力之外的合外力作用 \mathbf{F}^b ，为下文受力分析方便，此处 $\mathbf{F}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示在机体系下受到的除重力之外的合外力。那么根据牛顿第二定律可以得到：

$$\begin{aligned}\mathbf{R}_b^e \mathbf{F}^b + m g \mathbf{e}_3 &= m \frac{d(\mathbf{V}^e)}{dt} \\ \Leftrightarrow \dot{\mathbf{V}}^e &= \frac{1}{m} \mathbf{R}_b^e \mathbf{F}^b + g \mathbf{e}_3\end{aligned}\tag{1-7}$$

其中 m 表示 DFUAV 的总质量， g 表示当地的重力加速度。

姿态动力学模型由角动量定理描述：

$$\begin{aligned}\mathbf{M}^b &= \frac{d\mathbf{L}^b}{dt} - \mathbf{L}^b \times \boldsymbol{\omega}^b, \quad \mathbf{L}^b = \mathbf{J}^b \boldsymbol{\omega}^b \\ \Leftrightarrow \dot{\boldsymbol{\omega}}^b &= (\mathbf{J}^b)^{-1} (\mathbf{M}^b + \mathbf{J}^b \boldsymbol{\omega}^b \times \boldsymbol{\omega}^b)\end{aligned}\tag{1-8}$$

其中 $\mathbf{M}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示 DFUAV 在机体系下受到的合外力矩， $\mathbf{L}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示 DFUAV 在机体系下总的角动量，‘ \times ’表示向量叉乘运算。 $\mathbf{J}^b \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示 DFUAV 在机体系中的转动惯量矩阵，其在机体系下是一个常量。根据图1-1，可以看出本文研究的 DFUAV 呈

现对称的几何结构，故 \mathbf{J}^b 可以近似为一个对角矩阵，即

$$\mathbf{J}^b = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (1-9)$$

类似地，在机体系下可以更加直观地表示姿态动力学模型中相关变量，并且便于下文对力矩的分析，其中 $\mathbf{L}^b \times \boldsymbol{\omega}^b$ 部分表示由惯性系旋转到机体系产生的影响。

综合上述分析，可以得到 DFUAV 的飞行控制刚体模型：

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{P}}^e = \mathbf{V}^e \\ \dot{\mathbf{V}}^e = \frac{1}{m} \mathbf{R}_b^e \mathbf{F}^b + g \mathbf{e}_3 \\ \dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{Q} \boldsymbol{\omega}^b \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}^b = (\mathbf{J}^b)^{-1} (\mathbf{M}^b + \mathbf{J}^b \boldsymbol{\omega}^b \times \boldsymbol{\omega}^b) \end{cases} \quad (1-10)$$

1.4 力与力矩分析

对作用于 DFUAV 上的力与力矩进行分析是为了对控制算法的设计提供依据，明确其内在机理可以更好地分析运动特性。根据式(1-10)，DFUAV 受到的除重力作用的合外力在机体系下表示为 \mathbf{F}^b ，受到的合外力矩在机体系下表示为 \mathbf{M}^b 。进一步地， \mathbf{F}^b 和 \mathbf{M}^b 可以被分解为：

$$\begin{cases} \mathbf{F}^b = \mathbf{F}_{fan}^b + \mathbf{F}_{aero}^b + \mathbf{F}_{duct}^b + \mathbf{F}_{vane}^b \\ \mathbf{M}^b = \mathbf{M}_{fan}^b + \mathbf{M}_{aero}^b + \mathbf{M}_{duct}^b + \mathbf{M}_{vane}^b + \mathbf{M}_{gyro}^b + \mathbf{M}_{flap}^b \end{cases} \quad (1-11)$$

其中 \mathbf{F}_{fan}^b 和 \mathbf{M}_{fan}^b 表示由于涵道风扇旋转而产生的总的拉力和扭矩， \mathbf{F}_{aero}^b 和 \mathbf{M}_{aero}^b 表示由于机身空气阻力产生的气动力和力矩， \mathbf{F}_{duct}^b 和 \mathbf{M}_{duct}^b 表示作用于涵道环翼上的气动力与力矩， \mathbf{F}_{vane}^b 和 \mathbf{M}_{vane}^b 表示由于涵道底部的控制舵面运动与风扇滑流相互作用而产生的力和力矩， \mathbf{M}_{gyro}^b 表示由于涵道风扇的旋转而产生的陀螺力矩， \mathbf{M}_{flap}^b 表示位于涵道底部的固定气动面于风扇滑流相互作用而产生的扭矩。下面将对各力与力矩的作用机理进行逐一分析。

1.4.1 涵道风扇动力学

涵道风扇是安装在圆形涵道内的螺旋桨，旋翼模型的研究主要基于基本动量理论和叶素理论。由于涵道入口边缘的吸力效应和出口处较高的静压的共同作用，相比于开放

式的螺旋桨，在相同的功率下，涵道风扇具有更出色的静态性能。

可以使用动量理论进行悬停情况下的分析，在相同的功率条件下，推力增益可以描述为扩张比的函数：

$$\frac{\mathbf{F}_{fan}^b}{\mathbf{F}_{prop}} = \sqrt[3]{2\Lambda} \quad (1-12)$$

其中 \mathbf{F}_{fan}^b 是由于涵道风扇旋转产生的总拉力， \mathbf{F}_{fan}^b 可以分为两部分：涵道风扇旋转产生的拉力 T_{fan} 和侧风与涵道风扇抽吸作用产生的侧向拉力 T_l 。 \mathbf{F}_{prop} 表示传统开放式螺旋桨产生的拉力， Λ 是扩张比。由式(1-12)可以看出，扩张比大于 0.5 时，涵道风扇的推力增益大于 1，即涵道风扇比开放式旋翼的推力效率更高。更详尽的分析可以在[3] 中找到。

由于涵道的遮挡作用，涵道出口的气流基本保持轴向流动，沿着轴线方向喷射出去，如图1-4所示。假设气流在未受到涵道风扇影响前的速度为 V_0 ，在逼近涵道风扇上表面时的速度增加为 V_1 。忽略风扇的厚度，气流通过风扇到下表面即将进入滑流区时，由于气流速度连续不可突变，所以认为气流速度保持 $V_2 = V_1$ 。气流进入滑流区后，速度进一步增大为 V_e 并从涵道下方出口排出。

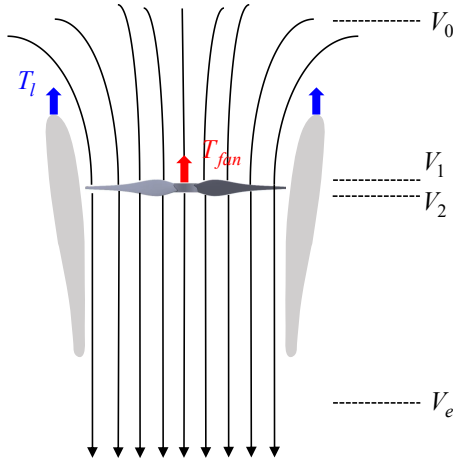


图 1-4 轴流状态的空气动力学

假设风扇旋转时的桨盘面积为 S ，涵道扩压比为 σ_d ， σ_d 表示涵道下方出口横截面积与桨盘面积 S 之比。那么根据质量守恒有：

$$\sigma_d S V_e = S V_2 = S V_1 \quad (1-13)$$

设空气密度为 ρ ，单位时间内通过涵道风扇的气流总质量为 \dot{m}_{air} 。一方面，根据动量定理可知，涵道风扇对气流施加的总作用力等于单位时间内气流通过风扇的动量变化

率:

$$T_{fan} = \dot{m}_{air}(V_e - V_0) = \rho S V_1 (V_e - V_0) \quad (1-14)$$

另一方面, 气体动能的变化量等同于涵道风扇输送给气体的功率:

$$\frac{1}{2} \dot{m}_{air} V_e^2 - \frac{1}{2} \dot{m}_{air} V_0^2 = T_{fan} V_1 \quad (1-15)$$

结合(1-13)、(1-14)和(1-15), 可以得到涵道出口风速 V_e ^[3]:

$$V_e = \frac{V_0}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_0}{2}\right)^2 + \frac{T_{fan}}{\sigma_d \rho S}} \quad (1-16)$$

定义涵道风扇的诱导速度为 $V' = V_1 - V_0$, 那么结合(1-13)和(1-16)可以得到:

$$\begin{aligned} V' &= \sigma_d V_e - V_0 \\ &= \left(\frac{\sigma_d}{2} - 1\right) V_0 + \sqrt{\left(\frac{V_0 \sigma_d}{2}\right)^2 + \frac{T_{fan} \sigma_d}{\rho S}} \end{aligned} \quad (1-17)$$

涵道出口处的气流速度 V_e 和涵道风扇的诱导速度 V' 将在后续的空气动力学分析中发挥重要作用, 包括涵道翼型上产生的附加阻力的计算、控制舵面上的力与力矩的计算以及固定气动面扭矩的计算等。

关于涵道风扇产生的拉力 T_{fan} 、侧向拉力 T_l 和扭矩 \mathbf{M}_{fan}^b 的计算, 可由下式给出^[4]:

$$\begin{aligned} T_{fan} &= \rho S \Omega^2 R^2 C_{fan} \\ T_l &= \rho S \Omega^2 R^2 C_l \\ \mathbf{M}_{fan}^b &= \rho S \Omega^2 R^3 C_q \end{aligned} \quad (1-18)$$

其中 Ω 是涵道风扇的旋转角速度, R 是涵道风扇的旋转半径, C_{fan} 、 C_l 和 C_q 分别是涵道风扇的拉力系数、侧向推力系数和扭矩系数。这三个系数与环境风速、飞机姿态等因素有关, 难以用简单的解析式来表示。大部分文献都采用数值分析方法来测定^[4-6]。

由于 ρ 、 S 、 R 均为常数, 涵道风扇产生的总的拉力和扭矩 \mathbf{F}_{fan}^b 和 \mathbf{M}_{fan}^b 仅在机体系下的 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴产生效果, 所以可以近似简化为以下形式^[6-7]:

$$\mathbf{F}_{fan}^b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -k_{fan} \Omega^2 \end{bmatrix} \quad (1-19)$$

$$\mathbf{M}_{fan}^b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k_q \Omega^2 \end{bmatrix} \quad (1-20)$$

其中 k_{fan} 和 k_q 均为常系数，可采用数值分析方法近似测定。

1.4.2 机身动力学

涵道机身的气动阻力和力矩源于机身与气流的复杂相互作用，与飞机的速度和沿机体轴方向的横截面积等因素有关，可表示为^[6,8]：

$$\mathbf{F}_{aero}^b = -\frac{1}{2}\rho \begin{bmatrix} C_{D,x} S_x u |u| \\ C_{D,y} S_y v |v| \\ C_{D,z} S_z w |w| \end{bmatrix} \quad (1-21)$$

$$\mathbf{M}_{aero}^b = \frac{1}{2}\rho \begin{bmatrix} C_{D,y} S_y v |v| \\ -C_{D,x} S_x u |u| \\ 0 \end{bmatrix} l_a \quad (1-22)$$

其中 $C_{D,x}$ 、 $C_{D,y}$ 和 $C_{D,z}$ 分别是机身沿机体系三个轴方向的气动阻力系数， S_x 、 S_y 和 S_z 分别是机身沿机体系三个轴方向的横截面积， l_a 表示 DFUAV 的机身空气动力中心和其重心之间的距离。

由 \mathbf{M}_{aero}^b 的表达式可以看出，机身气动力矩不会影响机体系下的 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴，暗含 DFUAV 的空气动力中心和其重心之间的距离在 $\mathbf{O}_b - \mathbf{X}_b$ 轴和 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Y}_b$ 轴上的分量为零，这是由于 DFUAV 的几何对称特性所导致的。

1.4.3 涵道动力学

类似直升机旋翼的经典建模方法，本小节基于不可压缩的定常流动假设建立升力 L-阻力 D 模型来估算空速施加在涵道环翼上的气动力与力矩^[8]，如图1-5所示。

定义空速向量 $\mathbf{V}_a^b = [u_r \ v_r \ w_r]^T$ 为机体相对于气流的速度在机体系的投影，标量表示为 V_a ，空速与环境风速有关。当环境风速为零时， $\mathbf{V}_a^b = \mathbf{V}^b$ 。假设 γ 代表在机体系 $\mathbf{O}_b - \mathbf{X}_b \mathbf{Y}_b$ 平面内的角度度量， \mathbf{i} 和 \mathbf{j} 分别表示沿着机体系 $\mathbf{O}_b - \mathbf{X}_b$ 轴和 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Y}_b$ 的单位向量。那么在 $\mathbf{O}_b - \mathbf{X}_b \mathbf{Y}_b$ 平面内的单位向量和速度向量可以表示为：

$$\mathbf{e}_r = \cos \gamma \mathbf{i} + \sin \gamma \mathbf{j} \quad (1-23)$$

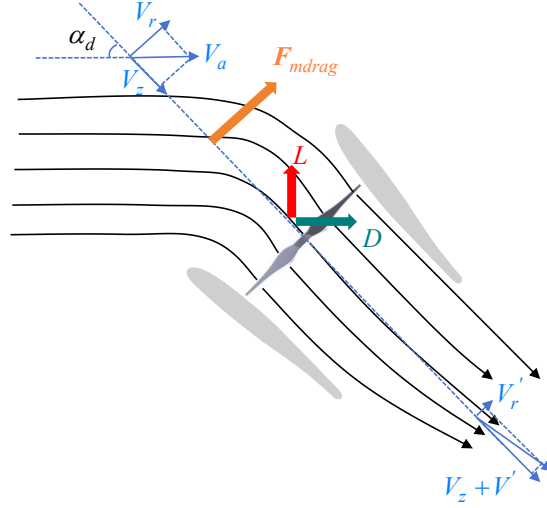


图 1-5 非轴流状态（前飞时）的空气动力学

$$\mathbf{V}_{xy} = -u_r \mathbf{i} - v_r \mathbf{j} \quad (1-24)$$

由于式(1-24)中的速度表示机体相对于气流的速度，为表示气流相对于机体的速度需要加负号。为方便表示，假设在涵道周围沿 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴方向的速度分量是恒定的。那么径向速度 $V_r(\gamma)$ 作为 γ 的函数可以写为：

$$V_r(\gamma) = \mathbf{V}_{xy} \cdot \mathbf{e}_r = -u_r \cos \gamma - v_r \sin \gamma \quad (1-25)$$

气流速度在 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴方向相对于机体的速度分量 $V_z(\gamma)$ 可以表示为：

$$V_z(\gamma) = -w_r \quad (1-26)$$

其中诱导速度 V' 于式(1-17)中定义。

现在，涵道周围的动态压力 $q_d(\gamma)$ 和迎角 $\alpha_d(\gamma)$ 可以如下计算：

$$\begin{aligned} q_d(\gamma) &= \frac{1}{2} \rho (V_r^2 + V_z^2) \\ \alpha_d(\gamma) &= \tan^{-1} \left(\frac{V_r}{V_z} \right) \end{aligned} \quad (1-27)$$

根据式(1-27)进一步可以表示出涵道周围单位展长的升力 $l(\gamma)$ 和阻力 $d(\gamma)$ 及其在每个机体轴的分量：

$$l(\gamma) = C_{l,d}(\alpha_d) c_d q_d, \quad d(\gamma) = C_{d,d}(\alpha_d) c_d q_d \quad (1-28)$$

$$\begin{aligned}
 \Rightarrow l_x(\gamma) &= l(\gamma) \cos \alpha_d \cos \gamma, & d_x(\gamma) &= d(\gamma) \sin \alpha_d \cos \gamma \\
 l_y(\gamma) &= l(\gamma) \cos \alpha_d \sin \gamma, & d_y(\gamma) &= d(\gamma) \sin \alpha_d \sin \gamma \\
 l_z(\gamma) &= -l(\gamma) \sin \alpha_d, & d_z(\gamma) &= d(\gamma) \cos \alpha_d
 \end{aligned} \tag{1-29}$$

式(1-28)中 $C_{l,d}$ 、 $C_{d,d}$ 分别是涵道翼型的升力曲线和阻力曲线，均与迎角 $\alpha_d(\gamma)$ 有关。 c_d 是涵道翼型的弦长。将式(1-29)中的各轴向分量沿该轴方向积分便可得到每个轴的气动升力和阻力，如 x 轴方向：

$$L_x = R \int_0^{2\pi} l_x(\gamma) d\gamma, \quad D_x = R \int_0^{2\pi} d_x(\gamma) d\gamma \tag{1-30}$$

除气动升力和阻力外，DFUAV 前飞时（非轴流状态）在涵道上还会产生附加的阻力（即动量阻力 \mathbf{F}_{mdrag} ^[6]）。如图1-5所示，由于涵道体的遮挡，气流的径向速度 V_r 分量在进入涵道体后迅速衰减为 V'_r ，因此导致径向气体动量的变化，从而产生附加的阻力。该阻力可以通过进入涵道的空气质量流量和飞行速度来表示：

$$\mathbf{F}_{mdrag} = -V' \rho S \begin{bmatrix} u_r \\ v_r \\ 0 \end{bmatrix} \tag{1-31}$$

侧风作用于涵道结构形成的非对称升力分布同样会产生力矩，假定该力矩与侧风引起的动态压力为近似线性关系，那么可量化为：

$$\mathbf{M}_{lip} = C_{duct} \rho R \begin{bmatrix} v_r |v_r| \\ -u_r |u_r| \\ 0 \end{bmatrix} \tag{1-32}$$

其中， C_{duct} 是常数。该系数最初可根据 iSTAR^[9] 的实验数据估算，随后需要结合实际情况调整。

综合(1-30)、(1-31)、(1-32)，在涵道翼型上产生的力与力矩可以表示为^[6,8]：

$$\mathbf{F}_{duct}^b = \begin{bmatrix} L_x + D_x \\ L_y + D_y \\ L_z + D_z \end{bmatrix} + \mathbf{F}_{mdrag} \tag{1-33}$$

$$\mathbf{M}_{duct}^b = \begin{bmatrix} L_x l_d \\ L_y l_d \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{M}_{lip} \quad (1-34)$$

其中 l_d 表示 DFUAV 的重心与涵道空气动力中心之间的距离。

1.4.4 控制舵面动力学

涵道底部的控制舵面是 DFUAV 的主要控制机构，在飞行过程中控制舵面的运动会产生气动力和力矩，这些力矩是造成 DFUAV 进行滚转、俯仰、偏航姿态变化的主要原因。如图所示，本文研究的 DFUAV 配置有四片交叉排列的控制舵面，定义机体系 $\mathbf{O}_b - \mathbf{X}_b$ 轴正方向下方位置对应的控制舵面为 1 号舵，从上往下按照顺时针方向依次编号为 2、3、4 号舵。1、3 号舵的同向运动用于产生滚转力矩，2、4 号舵的同向运动用于产生俯仰力矩，4 个舵的共同差动用于产生偏航力矩。定义控制舵面的偏转角度为 δ_i ，其中 $i = 1, 2, 3, 4$ 分别对应 4 个控制舵面，向右偏转为正方向，零位点保持与机体系 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴平行。

在涵道风扇滑流中，由于控制舵面的偏转而产生的升力与机体系 $\mathbf{O}_b - \mathbf{Z}_b$ 轴垂直，且与转角 δ_i 的平方成正比^[10]：

$$F_i = k_\delta V_e^2 \delta_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (1-35)$$

其中 k_δ 是正的常数，表示控制舵面升力系数。 V_e 为涵道出口风速，由式(1-16)给出。

因此，由控制舵面产生的合力与合力矩可以表示为^[7,10]：

$$\mathbf{F}_{vane}^b = \begin{bmatrix} F_4 - F_2 \\ F_1 - F_3 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1-36)$$

$$\mathbf{M}_{vane}^b = \begin{bmatrix} -l_1(F_1 - F_3) \\ l_1(F_4 - F_2) \\ l_2(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \end{bmatrix} \quad (1-37)$$

式(1-37)中的 l_1 和 l_2 分别为涵道的力臂，如图所示。事实上，控制舵面的偏转角仅在 DFUAV 的失速迎角的范围内才有效果^[11]，超出该范围后，姿态将难以控制。因此需要

对偏转角度进行限幅处理：

$$-\delta_m \leq \delta_i \leq \delta_m, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (1-38)$$

对于本文研究的 DFUAV，限幅值 δ_m 取 40° 。

1.4.5 陀螺力矩与固定气动面反扭矩

涵道风扇在高速旋转时，DFUAV 本身类似于一个陀螺。当风扇的旋转轴在外力的作用下偏离原旋转方向时，由于陀螺效应会使涵道风扇产生一个垂直于旋转轴方向的反作用力矩，以此来保持角动量的守恒。此力矩即为陀螺力矩，其大小与风扇的转动惯量和旋转的角速度有关：

$$\mathbf{M}_{gyro}^b = J_{fan} \Omega \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1-39)$$

其中 J_{fan} 为涵道风扇的转动惯量。

固定气动面是指位于涵道内部，涵道风扇下方的固定装置。其特殊的外形结构用于在涵道风扇滑流中产生反扭矩来抵消 DFUAV 单一风扇产生的风扇扭矩 \mathbf{M}_{fan}^b ，固定气动面的反扭矩效应可以近似表示为^[12]：

$$\mathbf{M}_{flap}^b = V_e^2 \varphi_0 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_{af} \end{bmatrix} + V_e \Omega \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d_{ds} \end{bmatrix} \quad (1-40)$$

其中 φ_0 是固定气动面的安装角， d_{af} 和 d_{ds} 均为常数。

经过恰当的设计，固定气动面产生的反扭矩 \mathbf{M}_{flap}^b 可以抵消大部分的风扇扭矩 \mathbf{M}_{gyro}^b 。在实践过程中很难达到理想情况，即 $\mathbf{M}_{flap}^b + \mathbf{M}_{gyro}^b = \mathbf{0}$ ，所以剩余的力矩部分将由控制舵面的固定偏置产生偏航力矩来进行补偿。

1.5 系统建模总结

DFUAV 的输入变量包括涵道风扇的转速 Ω 和四个控制舵面的偏转角 δ_i ，作为动力核心的涵道风扇通过转速调节产生主推力，四片分布式气动舵面通过独立偏转生成三维控制力矩。系统的输出为状态变量，其中包括 DFUAV 在地面坐标系下的位置 $\mathbf{P}^e = [x^e \ y^e \ z^e]^T$ 、地面坐标系下的速度 $\mathbf{V}^e = [v_x^e \ v_y^e \ v_z^e]^T$ 、姿态角 $\boldsymbol{\eta} = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$

以及机体坐标系下的角速度 $\boldsymbol{\omega}^b = [p \quad q \quad r]^T$ 。结合 DFUAV 的飞行控制刚体模型和力与力矩的分析，可以推导出 DFUAV 的非线性动态方程，如下所示：

位置动态方程：

$$\begin{aligned}\dot{x}^e &= v_x^e \\ \dot{y}^e &= v_y^e \\ \dot{z}^e &= v_z^e\end{aligned}\tag{1-41}$$

速度动态方程：

$$\begin{aligned}\dot{v}_x^e &= \frac{1}{m} \left\{ (\cos \theta \cos \psi) \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,x} S_x u |u| + L_x + D_x - V' \rho S u_r + k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) \right] \right. \\ &\quad + (\sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi) \\ &\quad \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,y} S_y v |v| + L_y + D_y - V' \rho S v_r + k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) \right] \\ &\quad + (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi) \\ &\quad \cdot \left[-k_{fan} \Omega^2 - \frac{1}{2} \rho C_{D,z} S_z w |w| + L_z + D_z \right] \Big\} \\ \dot{v}_y^e &= \frac{1}{m} \left\{ (\cos \theta \sin \psi) \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,x} S_x u |u| + L_x + D_x - V' \rho S u_r + k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) \right] \right. \\ &\quad + (\sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi) \\ &\quad \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,y} S_y v |v| + L_y + D_y - V' \rho S v_r + k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) \right] \\ &\quad + (\cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi) \\ &\quad \cdot \left[-k_{fan} \Omega^2 - \frac{1}{2} \rho C_{D,z} S_z w |w| + L_z + D_z \right] \Big\} \\ \dot{v}_z^e &= \frac{1}{m} \left\{ -\sin \theta \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,x} S_x u |u| + L_x + D_x - V' \rho S u_r + k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) \right] \right. \\ &\quad + (\sin \varphi \cos \theta) \cdot \left[-\frac{1}{2} \rho C_{D,y} S_y v |v| + L_y + D_y - V' \rho S v_r + k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) \right] \\ &\quad + (\cos \varphi \cos \theta) \cdot \left[-k_{fan} \Omega^2 - \frac{1}{2} \rho C_{D,z} S_z w |w| + L_z + D_z \right] \Big\} + g\end{aligned}\tag{1-42}$$

姿态动态方程:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= p + \sin \varphi \tan \theta q + \cos \varphi \tan \theta r \\ \dot{\theta} &= \cos \varphi q - \sin \varphi r \\ \dot{\psi} &= \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} q + \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} r\end{aligned}\quad (1-43)$$

角速度动态方程:

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{1}{J_x} \left\{ (J_y - J_z)qr + \left[\frac{1}{2} \rho l_a C_{D,y} S_y v |v| + L_x l_d + C_{duct} \rho R v_r |v_r| \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - l_1 k_\delta V_e^2 (\delta_1 - \delta_3) - J_{fan} \Omega q \right] \right\} \\ \dot{q} &= \frac{1}{J_y} \left\{ (J_z - J_x)pr + \left[-\frac{1}{2} \rho l_a C_{D,x} S_x u |u| + L_y l_d + C_{duct} \rho R u_r |u_r| \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + l_1 k_\delta V_e^2 (\delta_4 - \delta_2) + J_{fan} \Omega p \right] \right\} \\ \dot{r} &= \frac{1}{J_z} \left\{ (J_x - J_y)pq + [k_q \Omega^2 + l_2 k_\delta V_e^2 (\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) \right. \\ &\quad \left. + V_e^2 \varphi_0 d_{af} + V_e \Omega d_{ds}] \right\}\end{aligned}\quad (1-44)$$

由 DFUAV 的非线性动态方程可知, DFUAV 的飞行动态呈现为一个高度非线性的多变量耦合系统, 系统内各状态变量之间存在着复杂且紧密的相互作用。若要将所有相关变量纳入考量, 控制算法的设计工作将尤为棘手。因此在具体实践过程中, 可以根据实际情况合力简化模型, 有针对性地忽略部分影响较小的因素, 保留决定系统宏观特性的主干动力学。然而, 模型简化意味着信息缺失, 对于未被建模的动态特性 (如突然的阵风扰动、机械结构磨损等) 以及因简化模型而产生的误差, 则可通过鲁棒性的飞行控制算法来进行补偿。

1.6 本章小结

document 环境当中的内容是文档正文:

```
\begin{document}
正文内容
\end{document}
```

正文中包含各章节内容:

```
\include{abstract} % 中英文摘要
\tableofcontents % 目录
\listoftables % 表格目录 (可选)
\listoffigures % 插图目录 (可选)
```

```
\include{symbols} % 符号对照表(可选)
\include{abbreviation} % 缩略词
...
\include{chapter01} % 第一章
\include{chapter02} % 第二章
\include{chapter03} % 第三章
% 自行根据需要添加章节。
...
\include{conclusion} % 结论
...
\printbibliography % 参考文献著录
\include{appendix} % 附录
\include{pub} % 成果
\include{ack} % 致谢
```

其中 % 之后的内容为注释, ... 表示省略其他代码, 仅保留论文内容主体部分。
`\include{xxx}` 指令用于包含 `xxx.tex` 文件的内容, 各章节的内容主要在 `xxx.tex` 中保存。在 `\documentclass` 和 `\begin{document}` 之间的位置称为导言区。在导言区中一般会使用 `\usepackage` 调用宏包, 以及会进行对文档的全局设置。本模板的导言区除调用所需的宏包外, 还进行了页眉页脚的设置。有的模板会把所有调用宏包的指令放到一个 `.sty` 宏包文件中, 页面的设置放在文档类文件 `.cls` 文件中。因本人时间有限, 就不做整理, 欢迎有志之士加入完善。使用本模板并不需要了解导言区的指令, 在需要时额外添加即可(要注意宏包冲突)。特别地, `\includeonly{xxx}` 指令用于使文档仅编译 `xxx.tex` 文件的内容, 这就是分章节包含 (`include`) 的好处, 可大大减少编译时间。

将封面打印保存为 `thesis_cover.pdf` 文件, 硕士使用 `master_cover.docx`, 博士使用 `doctor_cover.doc`。如果有更新版本的封面, 可自行替换。文档类默认是博士论文, 下面指令将控制添加封面与否:

```
\documentclass[unicode, master, pdfcover]{scutthesis} % 使用pdf文件封面的 硕士模板
\documentclass[unicode, master]{scutthesis} % 不使用pdf文件封面的 硕士模板
\documentclass[unicode, pdfcover]{scutthesis} % 使用pdf文件封面的博士模板
\documentclass[unicode]{scutthesis} % 不使用pdf文件封面的博士模板
```

不使用 `thesis_cover.pdf` 文件指定的封面时, 将使用草稿封面。草稿封面也可以减少编译时间, 因此可以在最终提交论文时再使用论文封面。草稿封面用以下指令设置:

```
%%%%%%%%%%%%草稿封面设置%%%%%%%%%%%%
\title{LaTeX模板}
\author{作者姓名}
\supervisor{指导教师: xxx\ 教授}
\institute{华南理工大学}
\date{2020年5月20日}
%%%%%%%%%%%%
```

1.7 章节文件

chapter 文件夹的章节文件如 `chapter0x.tex` 等，其内容由 `\chapter{章名}` 开头。新建一章可新建一个文件并由 `\chapter{新建章名}` 开头填写内容即可。节及小节分别用 `\section{新建节名}`、`\subsection{新建小节名}` 命令。

正文的的书写和 `txt` 文本文件的书写类似。 \LaTeX 源代码中，空格键和 `Tab` 键输入的空白字符视为“空格”。连续的若干个空白字符视为一个空格。一行开头的空格忽略不计。行末的回车视为一个空格；但连续两个回车，也就是空行，会将文字分段。多个空行被视为一个空行。也可以在行末使用 `\par` 命令分段。在本模板中，英文之间的空格被保留，中文之间的空格被忽略。特别地，摘要，附录，结论等两个字的大纲级别为章的章名，中间使用空格隔开。对此论文撰写规范并没有明文要求，只是为了美观。也可以全部不加空格。一般情况下，在文本文字中添加空格使用 `\quad` 命令，但由于文献[13]所述原因，直接使用 `\quad` 命令会报警，因而使用 `\texorpdfstring{\quad}{}{}`，其中最后一个 `{}` 里面可以加一个空格，不影响使用。目录二字之间添加空格在 `scutthesis.cls` 文件 317 行设置。

正文本环境中使用公式，即行内公式，需要用两个 `$` 包围，如源码：`$a+b=c$` 显示为 $a + b = c$ 。使用其他字符可自行百度或阅读参考文献。再次提醒，使用 \LaTeX 撰写论文不需要研究其原理，在达到某种效果（图文显示、公式显示效果）时百度或查书寻找其代码即可。

综上，论文撰写只需要将自己的文本（包含行内公式）放到相应的章节处，并添加行间公式、图表环境并填写图表即可。行间公式、图表将在下一章介绍。

参考文献

- [1] 全权. 多旋翼飞行器设计与控制[M]. 电子工业出版社, 2018.
- [2] Ducard G J. Fault-tolerant flight control and guidance systems: Practical methods for small unmanned aerial vehicles[M]. Springer Science & Business Media, 2009.
- [3] Pereira J L. Hover and Wind-Tunnel Testing of Shrouded Rotors for Improved Micro Air Vehicle Design[M]. University of Maryland, College Park, 2008.
- [4] Luo Y, Ai T, He Y, et al. Numerical Analysis of Wind Effects on Aerodynamic Characteristics of a Ducted Fan[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2024, 37(5): 263-280.
- [5] III O J O, Gelhausen P A, Inman D J. Nondimensional Modeling of Ducted-Fan Aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2012.
- [6] Choi Y H, Suk J Y, Hong S H. Static Analysis of a Small Scale Ducted-Fan UAV Using Wind Tunnel Data[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2012, 13(1): 34-42.
- [7] Manzoor T, Pei H, Cheng Z. Composite Observer-Based Robust Model Predictive Control Technique for Ducted Fan Aerial Vehicles[J]. Nonlinear Dynamics, 2023, 111(4): 3433-3450.
- [8] Johnson E N, Turbe M A. Modeling, Control, and Flight Testing of a Small-Ducted Fan Aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(4): 769-779.
- [9] Fleming J, Jones T, Ng W, et al. Improving Control System Effectiveness for Ducted Fan VTOL UAVs Operating in Crosswinds[G]//2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conf. and Workshop & Exhibit. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [10] Pflimlin J, Binetti P, Souères P, et al. Modeling and Attitude Control Analysis of a Ducted-Fan Micro Aerial Vehicle[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(3): 209-218.
- [11] 任小璐. 基于涵道式单旋翼的无人飞行器研究[M]. 电子工业出版社, 2018.
- [12] 蒙超恒. 基于自抗扰控制的涵道无人机控制分配研究[D]. 华南理工大学, 2020.
- [13] 莲枝专栏—关于 Hyperref 的二三事 - LaTeX 科技排版工作室[EB/OL]. <https://www.latexstudio.net/archives/4800.html>.
- [14] Fan W, Xiang C, Xu B. Modelling, Attitude Controller Design and Flight Experiments of a Novel Micro-Ducted-Fan Aircraft[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2018,

- 10(3).
- [15] Hassanalian M, Abdelkefi A. Classifications, Applications, and Design Challenges of Drones: A Review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 91: 99-131.
 - [16] Manzoor T, Xia Y, Zhai D H, et al. Trajectory Tracking Control of a VTOL Unmanned Aerial Vehicle Using Offset-Free Tracking MPC[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020.
 - [17] Pflimlin J M, Binetti P, Trouchet D, et al. Aerodynamic Modeling and Practical Attitude Stabilization of a Ducted Fan Uav[C]//2007 European Control Conference (ECC). Kos, Greece: IEEE, 2007: 4023-4029.
 - [18] Pflimlin J M, Soueres P, Hamel T. Position Control of a Ducted Fan VTOL UAV in Crosswind[J]. International Journal of Control, 2007, 80(5): 666-683.
 - [19] Smeur E J J, de Croon G C H E, Chu Q. Cascaded Incremental Nonlinear Dynamic Inversion for MAV Disturbance Rejection[J]. Control Engineering Practice, 2018, 73: 79-90.