

微小型固定翼无人机飞行控制 设计与实践

第3章 平飞性能评估实验

全 权

qq_buaa@buaa.edu.cn

自动化科学与电气工程学院



北京航空航天大学
BEIHANG UNIVERSITY



可靠飞行控制研究组

RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP



大纲



1. 实验原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

平飞性能分析——最大平飞速度

最大平飞速度是指在某一高度上作定常平飞运动时，无人机动力系统以可用推力持续工作所能达到的最大平飞速度，简称为最大速度。一般情况下，微小型固定翼无人机飞行高度变化范围比较小，可以认为在其工作高度范围内，空气密度等参数变化不大，可以忽略因飞行高度引起的最大推力变化。

(1)需用推力

飞机处于平飞过程时，受力平衡方程可以描述为

$$T = D$$

$$L = G$$

满足该条件的飞机推力，称为需用推力。需用推力的变化规律即飞机平飞阻力的变化规律，分为零升阻力和升致阻力两部分

$$T_{\text{re}} = D = D_0 + D_i = \frac{1}{2}C_{D_0}\rho V^2 S + \frac{1}{2}AC_L^2\rho V^2 S$$

平飞性能分析——最大平飞速度

同时由于重力方向也处于平衡状态，此时升力系数可以表示为

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

代入后可得需用推力的表达式

$$T_{\text{re}} = \frac{1}{2} C_{D_0} \rho V^2 S + \frac{AG^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

(2) 可用推力

由于飞行过程中随着速度的增大，螺旋桨效率会有损失，可用推力会减少，描述为

$$T_{\text{av}} = T_{\text{dyn}} = T - KV$$

最大平飞速度即需用推力与可用推力相等时，求解如下方程得到的速度

$$T - KV = \frac{1}{2} C_{D_0} \rho V^2 S + \frac{AG^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

平飞性能分析——久航速度

久航速度是指在定常平飞运动下，无人机动力系统耗尽全部能量，可达到平飞最大滞空时间的飞行速度。螺旋桨无人机单位时间内的能量消耗量与动力系统的输出功率成正比，即

$$\frac{dE}{dt} = -P.$$

考虑螺旋桨效率后，平飞的需用功率表示为

$$\begin{aligned} P_{\text{re}} &= \frac{T_{\text{re}} V}{\eta} \\ &= \left(C_{D0} \frac{1}{2} \rho V^2 S + A \frac{2G^2}{\rho V^2 S} \right) \frac{V}{\eta} \\ &= \frac{1}{\eta} \left(C_{D0} \frac{1}{2} \rho V^3 S + A \frac{2G^2}{\rho V S} \right). \end{aligned}$$

为求最小功率，上式对速度取偏导数并令其等于0，得到无人机的久航速度

$$V_{\text{lt}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D0}}{A}}}}$$

平飞性能分析——远航速度

远航速度是指无人机动力系统耗尽全部能量，可达到平飞最远飞行距离的飞行速度，无人机的航程计算公式如下

$$\begin{aligned} L &= \int V dt \\ &= - \int_{E_0}^0 \frac{V}{P_{re}} dE \\ &= \int_0^{E_0} \frac{dE}{(P_{re}/V)} \end{aligned}$$

当需用功率与速度之比，即需用推力始终为最小时，无人机可以获得最远航程，因此远航速度为

$$V_{ld} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_0}}{A}}}}$$

远航速度与久航速度的比值为常值，即

$$\frac{V_{ld}}{V_{lt}} = \sqrt[4]{3} \approx 1.32.$$

动力系统建模——螺旋桨建模

微小型固定翼无人机最常采用的动力系统为电机-螺旋桨系统，主要包括螺旋桨，电机，电调和电池四个部分。通常采用的是定桨距的螺旋桨，螺旋桨拉力和转矩的公式为

$$T = C_T \rho \left(\frac{N}{60} \right)^2 D_p^4$$

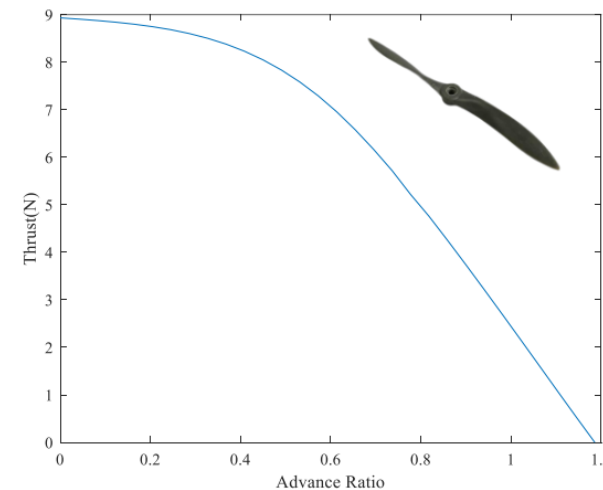
$$M = C_M \rho \left(\frac{N}{60} \right)^2 D_p^5$$

定义轴向速度与螺旋桨转动线速度比值为前进比

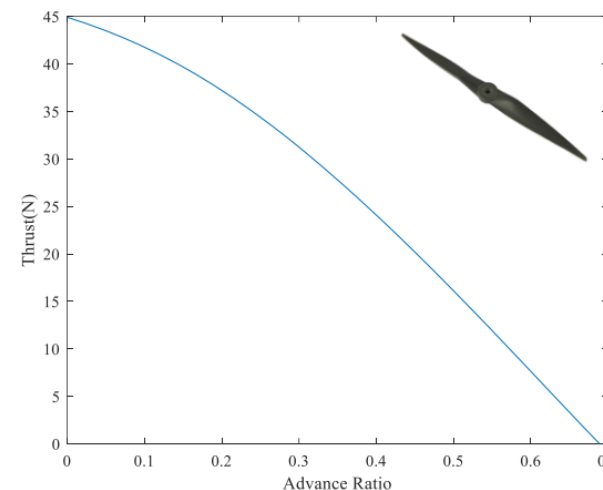
$$J = \frac{V}{60\pi N D_p}$$

基于片条理论分析，螺旋桨产生的拉力会随着前进比的增大而减小，将 拉力与前进比的关系在部分区间上近似呈一次函数

$$T_{\text{dyn}} = T - k \frac{V}{60\pi N D_p}$$



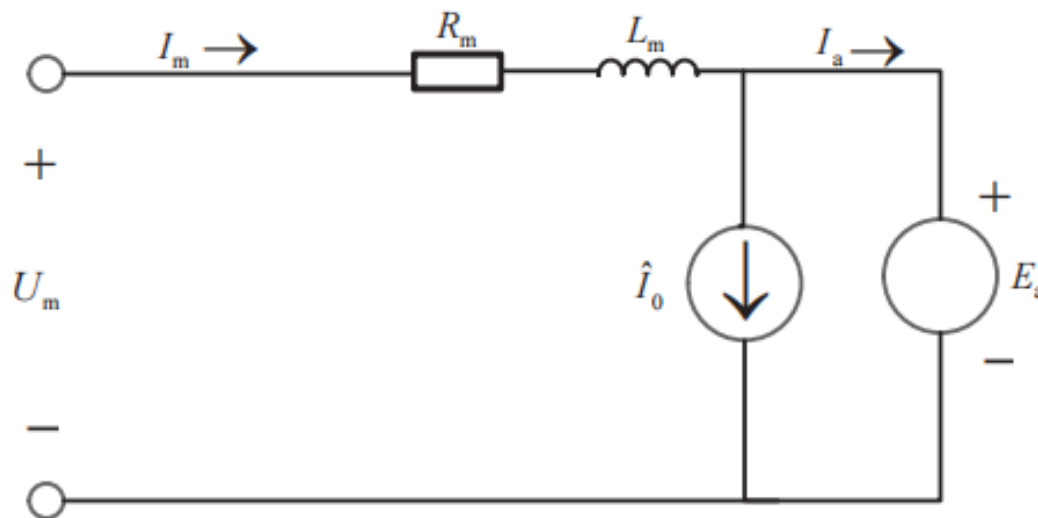
(a)APC-12X12N



(b)APC-20X10

动力系统建模——电机建模

微小型固定翼无人机的电机为无刷直流电机，可用等效为一个永磁直流电机模型

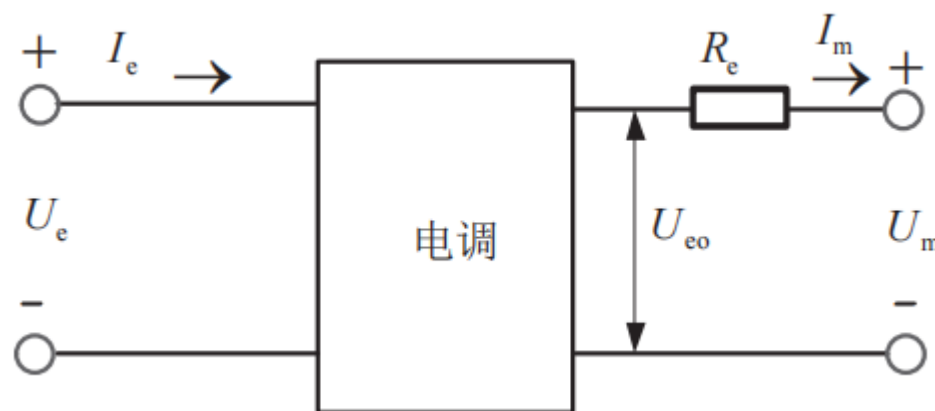


电机建模的主要目的是，以电机负载转矩 M 、电机转速 N 和电机基本参数集作为输入，求解电机等效电压和等效电流，最终得到

$$\begin{cases} U_m = f_{U_m}(\Theta_m, M, N) \triangleq \left(\frac{MK_{V0}U_{m0}}{9.55(U_{m0} - I_{m0}R_m)} + I_{m0} \right) R_m + \frac{U_{m0} - I_{m0}R_m}{K_{V0}U_{m0}} N \\ I_m = f_{I_m}(\Theta_m, M, N) \triangleq \frac{MK_{V0}U_{m0}}{9.55(U_{m0} - I_{m0}R_m)} + I_{m0}. \end{cases}$$

动力系统建模——电调建模

对于无刷直流电机，实际过程中电池的直流电压经过电子调速器进行占空比调制后，变为三相交流信号输入到无刷直流电机中，从而使电枢产生交变磁场，驱动转子旋转。电调等效电路如下



- 电调油门指令满足

$$\sigma = \frac{U_{eo}}{U_e} \approx \frac{U_{eo}}{U_b}$$

- 考虑到电调的输入功率与输出功率相等

$$I_e = \sigma I_m$$

- 考虑到内阻分压作用，电调输入电压与电池电压有着如下关系

$$U_e = U_b - I_b R_b$$

$$I_b = n_r I_e + I_{\text{other}}$$

大纲



1. 实验原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

电池模型利用电池参数集和电池电流求解固定翼的续航时间，即

$$T_b = f_{T_b}(\Theta_b, I_b)$$

电池建模对电池实际放电过程进行简化，假设放电过程中电压保持不变，电池的剩余容量呈线性变化，考虑电池放电保护设定的最小剩余容量 $C_{\min}$ （单位：mAh），具体建模如下

$$T_b = f_{T_b}(\Theta_b, I_b) = \frac{C_b - C_{\min}}{I_b} \times \frac{60}{1000}$$

忽略起飞着陆阶段的电量消耗，无人机以进行定常平飞的飞行距离可以估算为

$$L = VT_b$$



已知

(1)给定一架微小型固定翼无人机
相关参数

目标

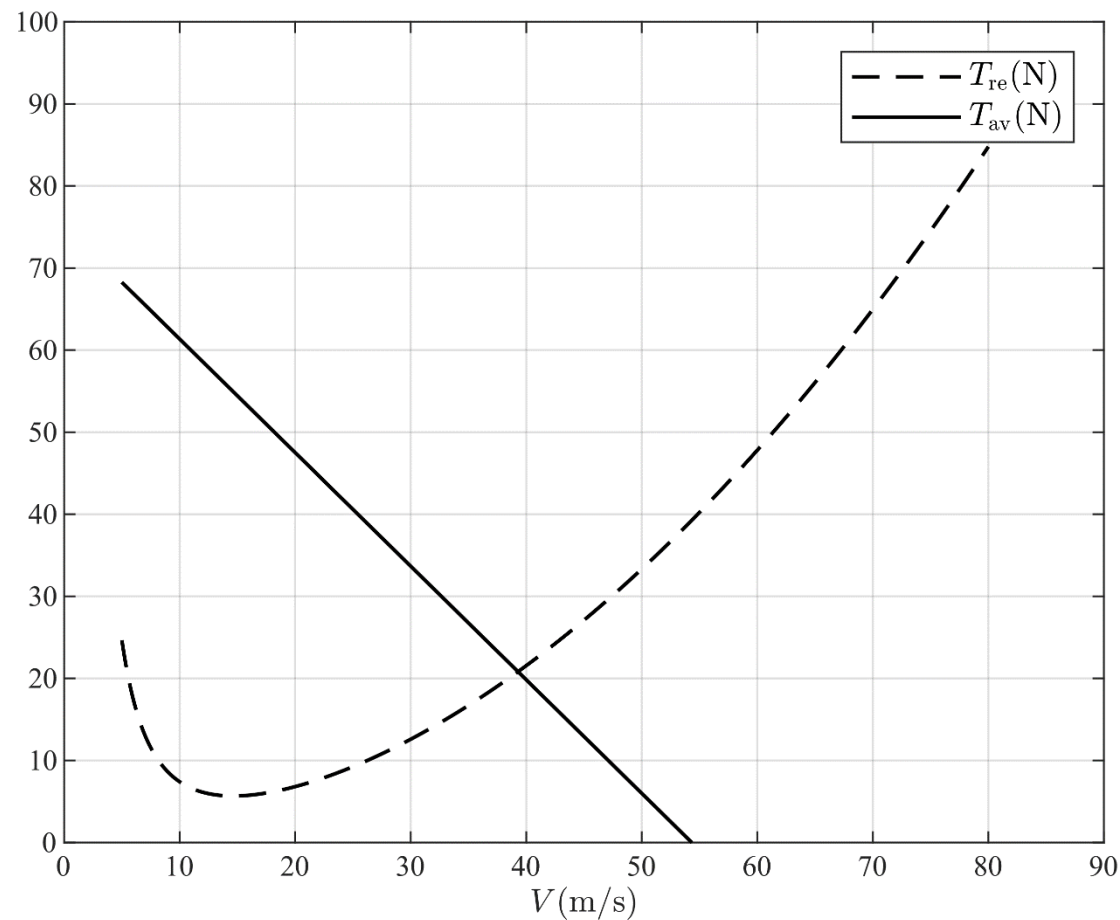
(1) 使用 MATLAB 绘制该架固定翼无人机的需用推力曲线和可用推力曲线
(2) 分析计算其最大平飞速度、远航速度和远航速度，并计算各速度下对应的飞行时间和距离

参数	数值
总质量	$m=8.165$ （单位：kg）
机翼面积	$S=0.982$ （单位： m^2 ）
展长	$b=2.795$ （单位：m）
弦长	$c=0.351$ （单位：m）
零升阻力系数	$C_{D_0}=0.022$
升致阻力因子	$A=0.057$
重力加速度	$g=9.81$ （单位： m/s^2 ）
空气密度	$\rho=1.225$ （单位： kg/m^3 ）

组件与名称	参数与数值
螺旋桨 APC1580	直径 $D_p = 15inch$ ，螺距 $H_p = 8inch$ ，桨叶数 $B_p = 2$ 拉力系数 $C_T = 0.0984$ ，扭矩系数 $C_M = 0.0068$ ，动拉力衰减系数 $K = 12$
电机 SUNNYSKY X4120-8	KV 值 $K_{V0} = 465RPM/V$ ，最大功率 $W_{mMax}=1700W$ ，最大电压 $U_{mMax}=22.2V$ 标称空载电流 $I_{m0} = 2.4A$ ，标称空载电压 $U_{m0} = 10V$ ，内阻 $R_m=0.016\Omega$
电调 Hobbywing Xrotor Pro HV	最大电调电流 $I_{eMax} = 80A$ 内阻 $R_e = 0.008\Omega$
电池 ACE 5000mAh	容量 $C_b = 5000mAh$ ，内阻 $R_b=0.0084\Omega$ 总电压 $U_b = 22.2V$ ，最大放电倍率 $K_b = 65C$

步骤一：在MATLAB 中绘制需用推力和可用推力曲线

打开文件“e2\DrawP.m”，其中5-19行代码根据给定的无人机参数进行初始化，21-25行代码构建需用推力与速度之间的函数关系，29-31行代码构建可用推力与速度之间的函数关系。运行程序，可用得到需用推力和可用推力曲线。其中最大平飞速度为两条曲线的交点。



步骤二：计算最大速度、久航速度和远航速度

(1)最大平飞速度：此时需用推力与可用推力相等，在“e2\DrawP.m”33-37行代码中将可用推力和需用推力函数做差，构造关于速度 V 的辅助函数，零点即最大平飞速度。

$$V_{\max} = 39.2865$$

(2)久航速度：将固定翼无人机相关参数代入计

算公式可得，即“e2\DrawP.m”第40行代码。

$$\begin{aligned} V_{lt} &= \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D0}}{A}}}} \\ &= \sqrt{\frac{2 \times 9.81 \times 8.165}{1.225 \times 0.982 \times \sqrt{\frac{3 \times 0.022}{0.057}}}} \\ &= 11.1247. \end{aligned}$$

(3)远航速度：将固定翼无人机相关参数代入计

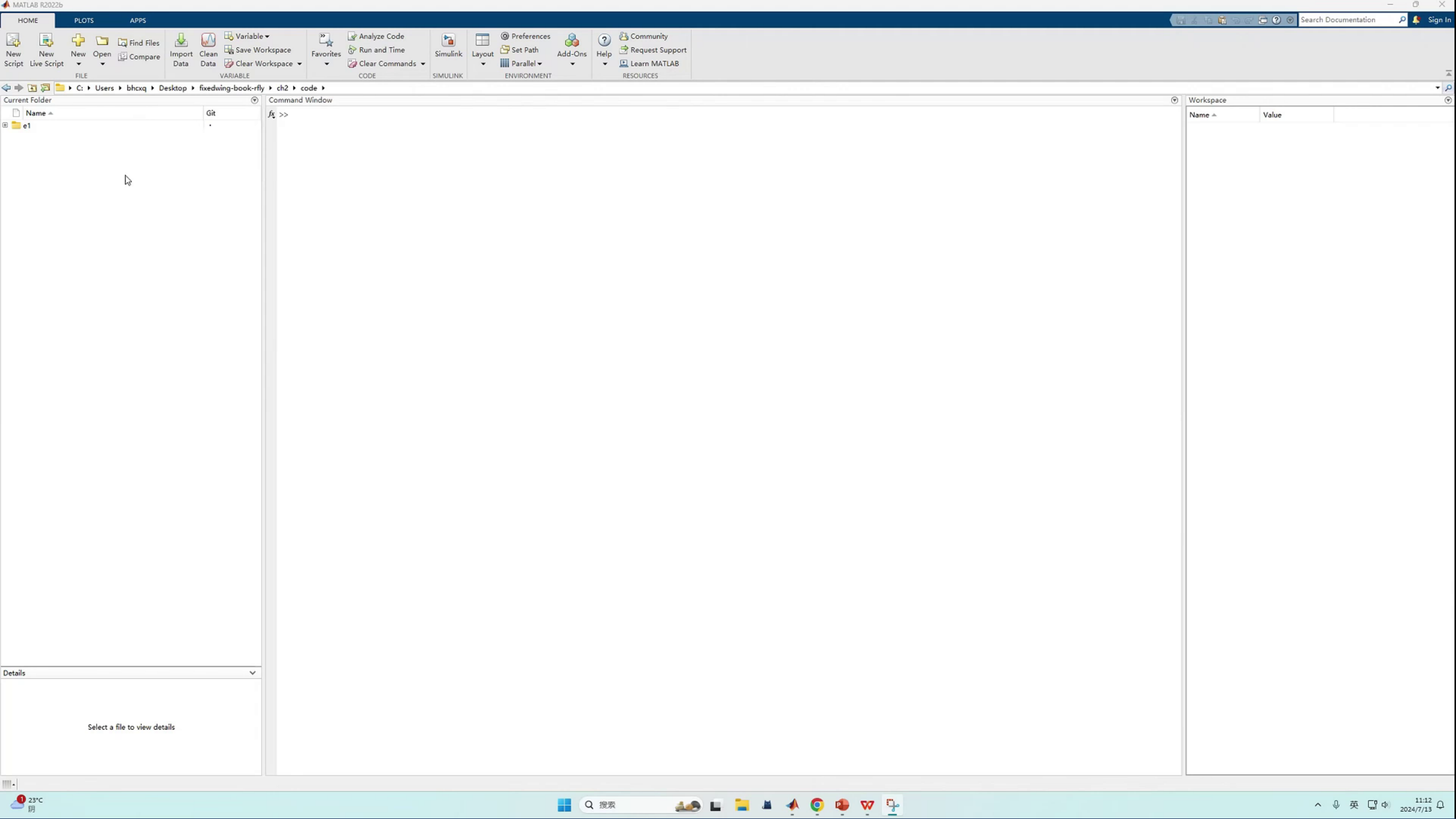
算公式可得，即“e2\DrawP.m”第42行代码。

$$\begin{aligned} V_{ld} &= \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D0}}{A}}}} \\ &= \sqrt{\frac{2 \times 9.81 \times 8.165}{1.225 \times 0.982 \times \sqrt{\frac{0.022}{0.057}}}} \\ &= 14.6409. \end{aligned}$$

步骤三：编写MATLAB 程序求解最大速度、久航速度和远航速度飞行时间和距离

打开文件“e2\PropulsionSystemCal.m”，其中16-40行代码根据给定的无人机参数进行初始化，47-73行代码根据动力系统的数学模型计算无人机的飞行时间，76行代码则根据飞行速度与飞行时间计算飞行距离。运行程序，求解最大速度、久航速度和远航速度飞行时间和距离的结果如下。

项目 (单位)	速度大小 (m/s)	需用推力 (N)	飞行时间 (min)	距离 (m)
最大平飞速度	39.2865	20.8173	2.3201	5467
远航速度	14.6409	5.6729	7.1707	6299
久航速度	11.1247	6.5505	8.7868	5865



大纲



1. 实验原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

已知

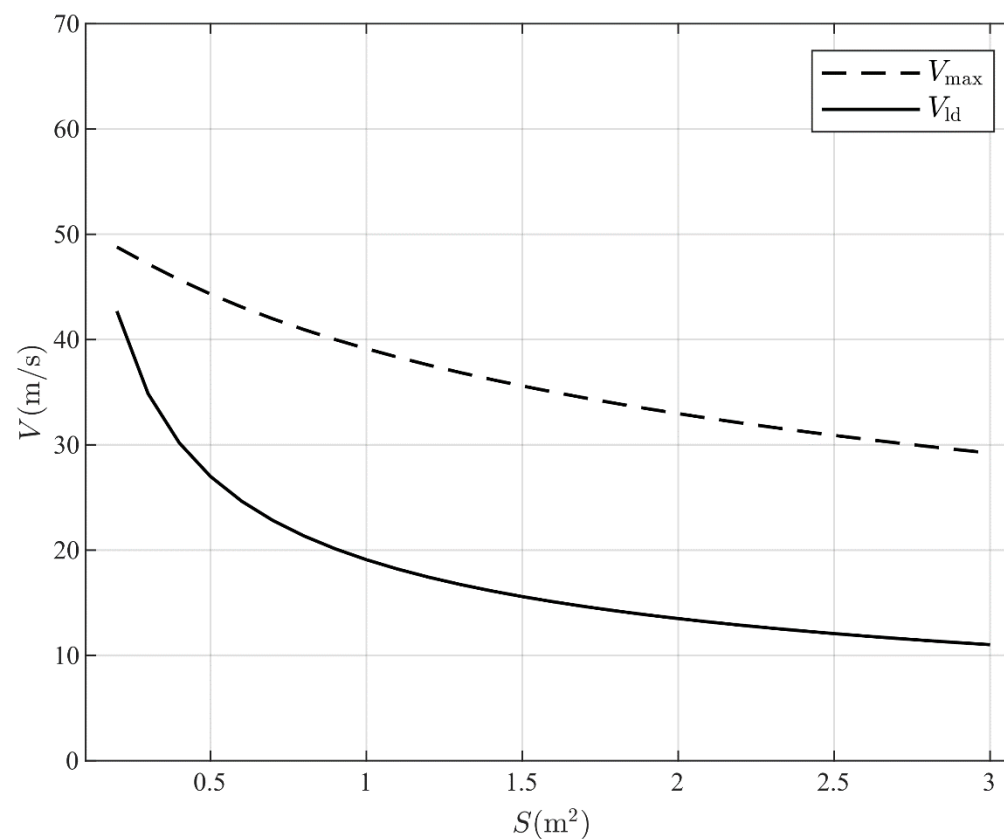
基础实验中的微小型固定翼无人机参数

目标

分析重量、机翼面积、展弦比、零升阻力对最大平飞速度、远航速度的影响（注：相关变量对于久航速度和远航的影响是相同的）。

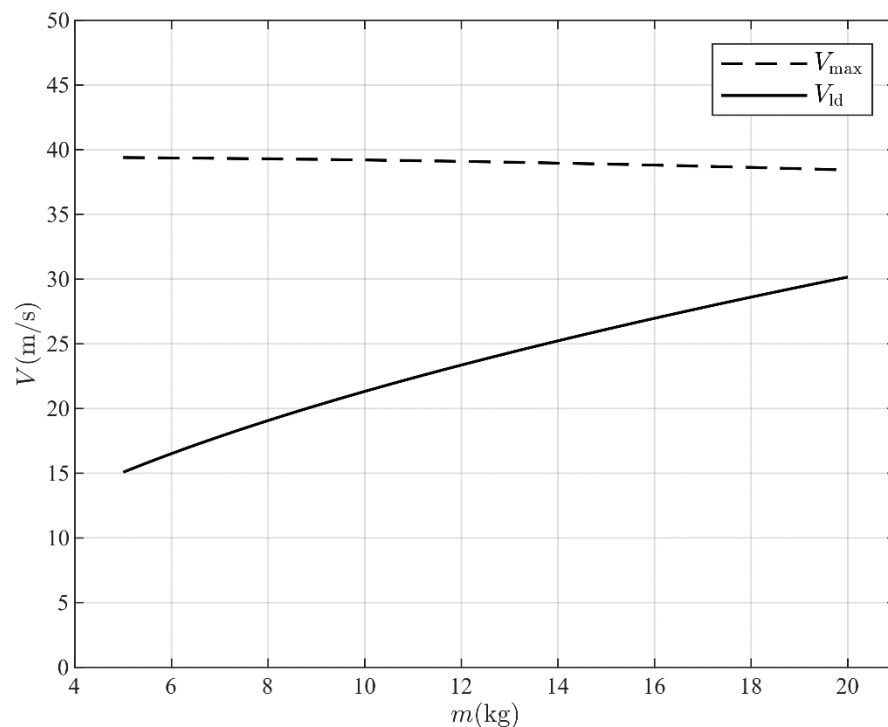
步骤一：分析机翼面积变化对最大平飞速度和远航速度的影响

打开文件“e2\DrawVel.m”，其中4-22行代码根据给定的无人机参数进行初始化，25-41行代码求解固定翼无人机在不同机翼面积下的最大平飞速度，44-45行代码求解固定翼无人机在不同机翼面积下的远航速度。运行“DrawVel.m”得到不同机翼面积下的最大平飞速度与远航速度。



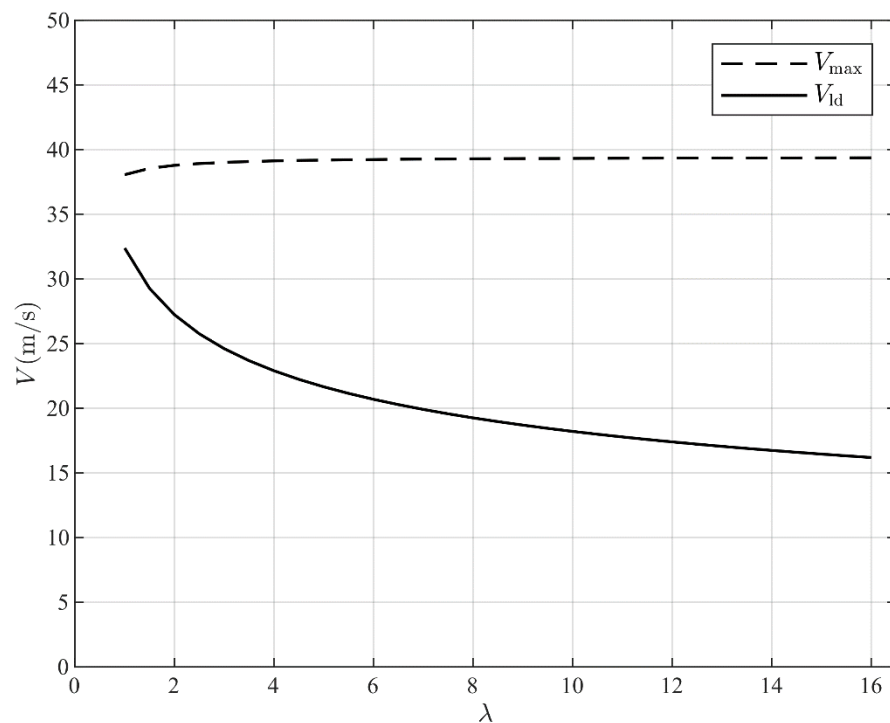
步骤二：分析无人机质量变化对最大平飞速度和远航速度的影响

取固定无人机的质量作为变量，重复步骤一，运行“DrawVel.m”得到不同无人机质量下的最大平飞速度与远航速度。



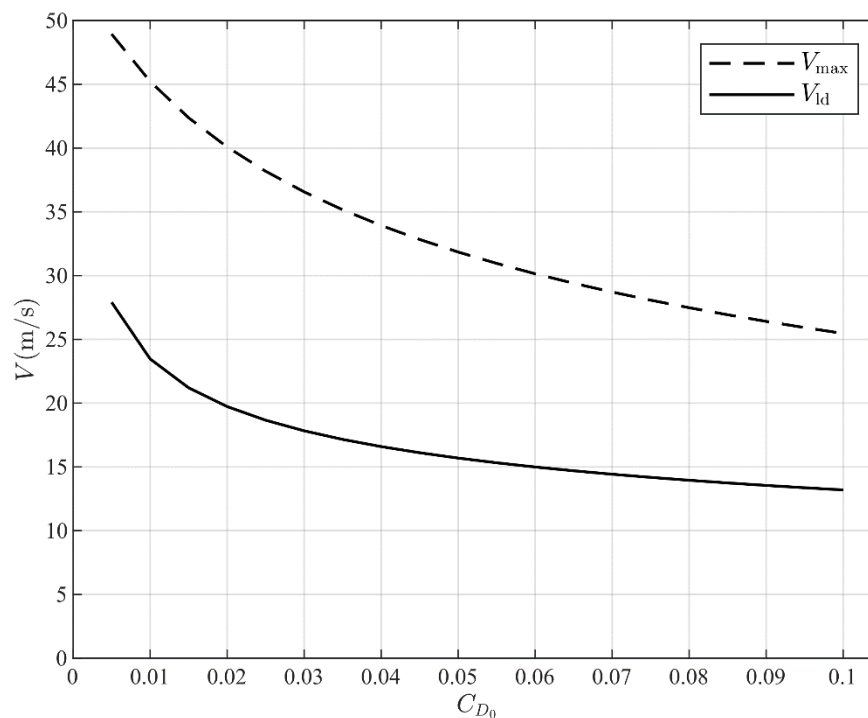
步骤三：分析展弦比变化对最大平飞速度和远航速度的影响

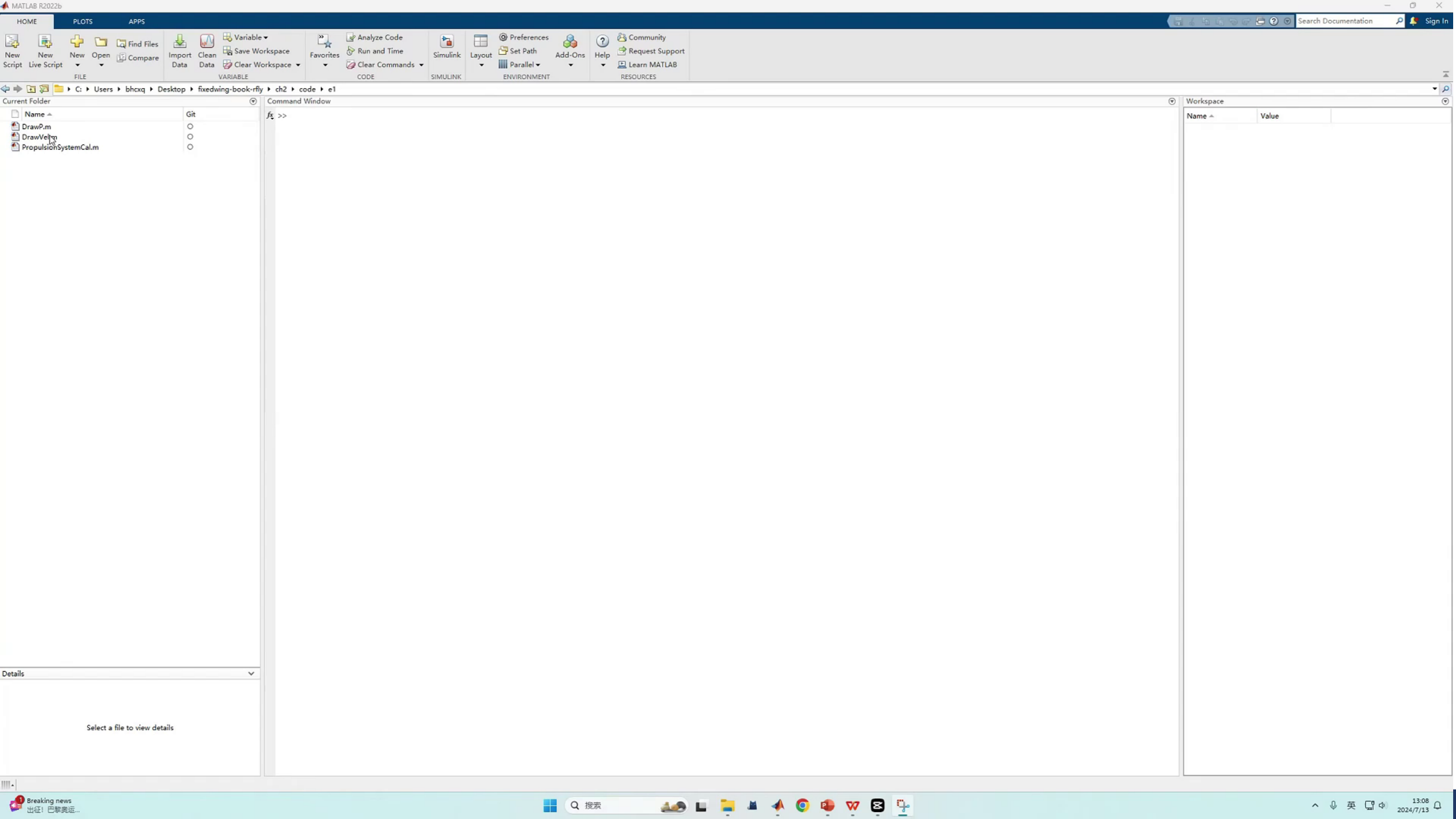
取固定无人机的展弦比作为变量，重复步骤一，运行“DrawVel.m”得到不同展弦比下的最大平飞速度与远航速度。



步骤四：分析零升阻力系数变化对最大平飞速度和远航速度的影响

取固定无人机的零升阻力系数作为变量，重复步骤一，运行“DrawVel.m”得到不同零升阻力系数下的最大平飞速度与远航速度。





大纲



1. 实验原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

实验目标

已知

基础实验中除机翼和电池以外的微小型固定翼无人机参数

目标

当前随着经济的快速的发展，物流的需求在逐渐的增大，无人机运输现在是一种全新的研发方向。目前，假设微小型固定翼无人机负载 15kg，以 22m/s 的巡航速度将货物运送到 8km 处的目的地，设计合适的机翼参数并选择合适的电池使得无人机可以完成运输的任务，其中可供选择的电池型号如下表所示：

电池型号	TATTU 4500mAh	ACE 5000mAh	TATTU 8000mAh	TATTU 10000mAh
电池容量	4500mAh	5000mAh	8000mAh	10000mAh
电池重量	650g	800g	1200g	1400g

步骤一：求解合适的展长、弦长、机翼面积以及选择合适的电池型号

已知远航速度估算公式为

$$V_{ld} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D0}}{A}}}}$$

其中机翼面积 S 与升致阻力因子 A 都与展长 b 和弦长 c 有关，为耦合变量，分别表示为

$$S = bc$$

$$A = \frac{1}{\pi \lambda e} = \frac{c}{\pi b e}$$

相关式子和具体数据代入远航速度，可得

$$\begin{aligned} V_{ld} &= \sqrt{\frac{2G}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D0}}{A}}}} \\ &= \sqrt{\frac{2G}{1.225 \times \sqrt{0.022 \times 3.14 \times 0.7} \times \sqrt{b^3} \times \sqrt{c}}} \\ &= 22. \end{aligned}$$

步骤一：求解合适的展长、弦长、机翼面积以及选择合适的电池型号

保持展弦比不变，综合考虑如何选择无人机质量和机翼面积，使得无人机可以完成任务目标，可得展长和弦长关于无人机质量的关系

$$b = 0.1239\sqrt{2.8217G}$$

$$c = 0.0156\sqrt{2.8217G}$$

基础实验中固定翼无人机选择的电池型号为 ACE 5000mAh，可知除去电池重量后的固定翼无人机的自重为 7.365kg，则不带电池的无人机总重量为 22.365kg。此时可得

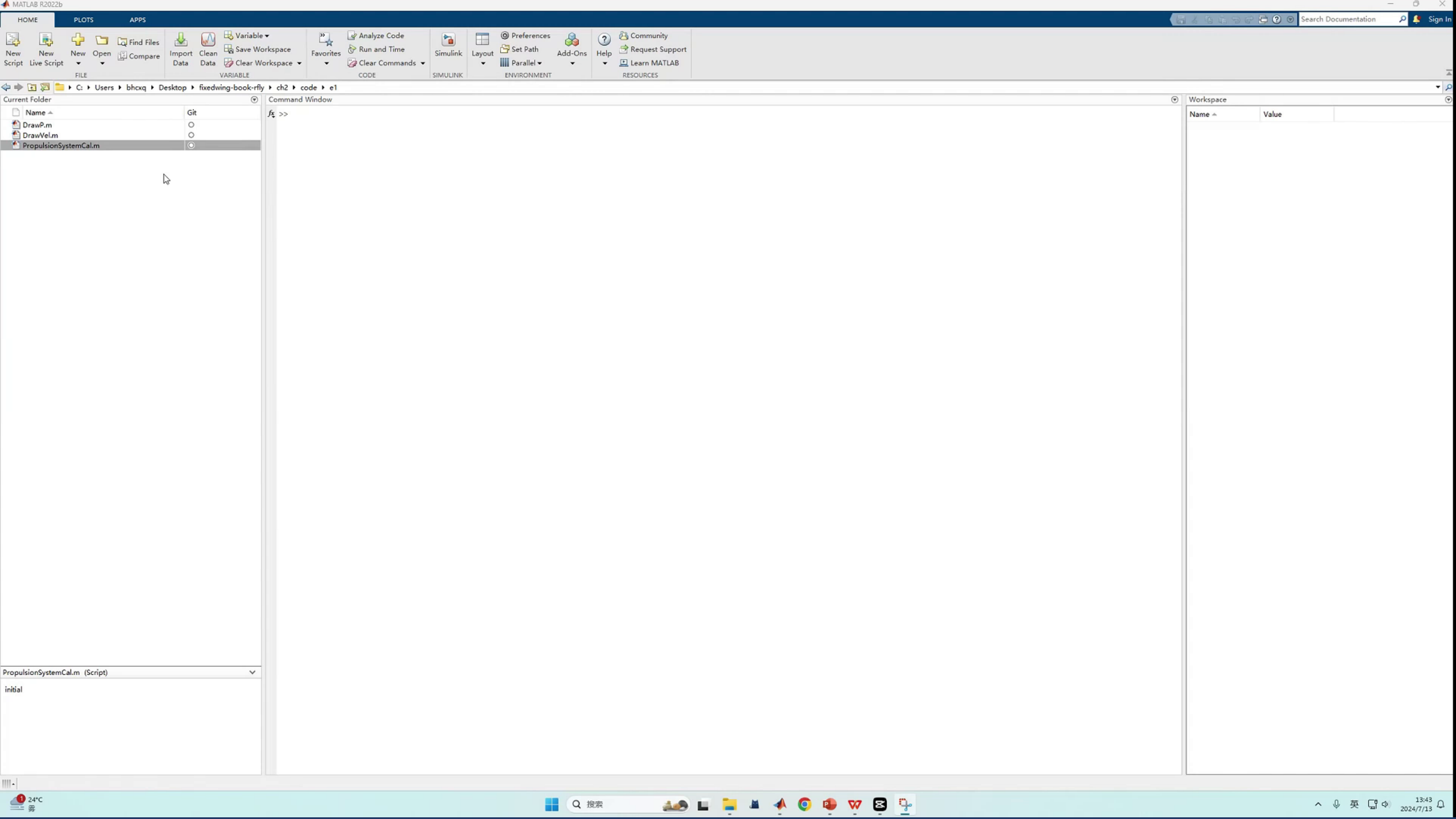
$$G = (22.365 + m_b)g$$

步骤二：飞行性能求解

根据上述过程求解出每一种电池对应的展长 b 和弦长 c ，再将求得的机翼面积代入基础实验中编写的“PropulsionSystemCal.m”文件中进行求解，结果如下表所示。

电池型号 (单位)	展长 b (m)	弦长 c (m)	航时 (min)	航程 (m)
TATTU 4500mAh	3.1257	0.3935	3.5898	4739
ACE 5000mAh	3.1359	0.3948	3.9799	5254
TATTU 8000mAh	3.1628	0.3982	6.3306	8356
TATTU 10000mAh	3.1762	0.3999	7.8902	10415

通过任务需求可知道，无人机在 22m/s 的巡航速度的航程需要大于 8km，因此只有后面两类的无人机符合需求。考虑起降过程需要消耗较大的电量，需要留有余电。因此，可以选择 TATTU 10000mAh 的电池。



- 感谢陈鑫泉为本讲PPT准备做出的贡献



- 更多信息请访问公众号和网站



rfly.buaa.edu.cn