

# 平飞性能评估实验

## 1. 实验目的

基础实验：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，分析计算其最大飞行速度、久航速度和远航速度，并计算各速度下对应的飞行时间和距离。

分析实验：分析重量、机翼面积、展弦比、零升阻力对最大飞行速度、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的）。

设计实验：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15km处的目的地并返回，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。

## 2. 实验要求

- 软件要求：Windows 10及以上版本；RflySim工具链<sup>[1]</sup>；MATLAB2022B以上版本。
- 硬件要求：笔记本/台式电脑1台<sup>[2]</sup>。

## 3. 实验地址

例程目录：[\[安装目录\]\RflySimAPIs\5.RflySimFlyCtrl\1.BasicExps\e10-FixedWingCtrl\code\\_3](#)

- [DrawP.m](#)：绘制需用推力和可用推力曲线，计算最大速度、久航速度和远航速度的代码文件。
- [PropulsionSystemCal.m](#)：求解最大速度、久航速度和远航速度飞行时间和距离的代码文件。
- [DrawVel.m](#)：固定翼初始参数，最大平飞速度、远航速度、绘制速度变化曲线代码。

## 4. 实验内容或步骤

### 4.1 步骤1：基础实验

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： $kg/m^3$ ）

表1 微小型固定翼无人机参数及环境参数

组件与名称	参数与数值
螺旋桨 APC1580	直径 $D_p = 15\text{inch}$ , 螺距 $H_p = 8\text{inch}$ , 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 $K_{V0} = 465\text{RPM/V}$ , 最大功率 $W_{mMax} = 1700\text{W}$ , 最大电压 $U_{mMax} = 22.2\text{V}$ 标称空载电流 $I_{m0} = 2.4\text{A}$ , 标称空载电压 $U_{m0} = 10\text{V}$ , 内阻 $R_m = 0.016\Omega$
电调 Hobbywing Xrotor Pro HV	最大电调电流 $I_{eMax} = 80\text{A}$ 内阻 $R_e = 0.008\Omega$
电池 ACE 5000mAh	容量 $C_b = 5000\text{mAh}$ , 内阻 $R_b = 0.0084\Omega$ 总电压 $U_b = 22.2\text{V}$ , 最大放电倍率 $K_b = 65\text{C}$

表2 微小型固定翼无人机动力系统参数

(1) 打开Simulink仿真模型

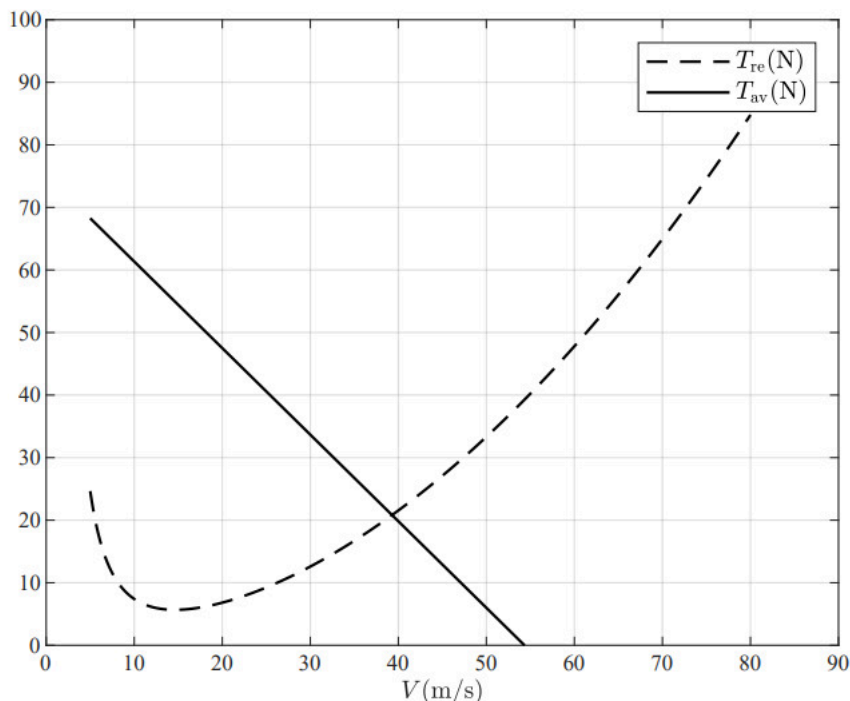
1. 编写"DrawP.m"文件, 首先设置固定翼无人机相关初始参数。依据表1与表2初始化小型固定翼无人机及环境的参数, 可知展长  $b = 2.795\text{m}$ , 弦长  $c = 0.351\text{m}$ , 机翼面积  $S = 0.982\text{m}^2$ , 总质量  $m = 8.165\text{kg}$ , 零升阻力系数  $C_D = 0.022$ , 升致阻力因子  $A = 0.057$ , 重力加速度  $g = 9.81\text{m/s}^2$ , 空气密度  $\rho = 1.225\text{kg/m}^3$ , 拉力系数  $C_T = 0.0984$ , 扭矩系数  $C_M = 0.0068$ , 螺旋桨直径  $D_p = 0.381\text{m}$ , 电机标称空载KV值  $K_{V0} = 465\text{RPM/V}$ , 电机最大电压  $U_{mMax} = 22.2\text{V}$ , 螺旋桨动拉力衰减系数  $K = 12$ , 示例代码如下代码段。

```

1 | uavspan = 2.795; %展长
2 | uavchord = 0.351; %弦长
3 | uavS = 0.982; %机翼面积
4 | % uavS = 0.7539; %机翼面积
5 | uavmass = 8.165; %总质量
6 | uavCD0 = 0.022; %零升阻力系数
7 | uavApolar = 0.057; %升致阻力因子
8 | envg = 9.81; %重力加速度
9 | envrho0 = 1.225; %空气密度
10 | Ct = 0.0984; %拉力系数
11 | Cm = 0.0068; %扭矩系数
12 | Dp = 0.381; %直径cm
13 | Kv = 465; %标称空载KV值
14 | Umax = 22.2; %最大电压
15 | Kdecay = 12; %动拉力衰减系数

```

2. 运行"DrawP.m"文件, 即可绘制需用推力曲线与可用推力曲线, 结果如图所示。



(2) 计算最大速度、久航速度和远航速度

### 1. 最大平飞速度

飞机处于最大平飞速度时，可用推力  $T_{av}$  等于需用推力  $T_{re}$ ，通过上步得到的图像可以大致确定最大平飞速度在 40m/s 左右。

在"DrawP.m"文件中，如代码段所示示例代码，用于求解最大平飞速度。示例代码第 1 行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。示例代码 3-4 行利用 MATLAB 自带的函数"fsolve()"求解辅助函数的右零点，即对应最大平飞速度  $V_{max}$ 。

```

1 | F = @(V) P_ky_V(V) - P_px(V);
2 |
3 | % 最大平飞速度
4 | Vmax = fsolve(F,[0.1,50]);
5 | Vmax = Vmax(2);

```

在 DrawP.m 中，计算得到的最大平飞速度  $V_{max}$  为 39.2865m/s。

名称	值
Cm	0.0068
Ct	0.0984
Dp	0.3810
envg	9.8100
envrho0	1.2250
F	@(V)P_ky_V(V)-P_px...
G	80.0986
Kdecay	12
Kv	465
N	10323
P_ky	75.1866
P_ky_V	@(V)P_ky-Kdecay*V...
P_px	@(V)uavCD0*0.5*en...
uavApolar	0.0570
uavCD0	0.0220
uavchord	0.3510
uavmass	8.1650
uavS	0.9820
uavspan	2.7950
Umax	22.2000
V	1x751 double
V_ld	19.2685
V_lt	14.6409
Vmax	39.2865

### 1. 久航速度

将固定翼无人机的相关参数代入  $V_H = \frac{2G}{\sqrt{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D0}}{A}}}}$  可得久航速度为

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

求解得到久航速度  $V_H$  为 11.1247m/s。

### 3. 远航速度

将固定翼无人机相关参数代入  $V_H = \frac{2G}{\sqrt{\rho S \sqrt{\frac{C_{D0}}{A}}}}$

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

$$= \frac{2 \times 9.81 \times 8.165}{\sqrt{1.225 \times 0.982} \times \sqrt{\frac{0.022}{0.057}}}$$

求解得到久航速度  $V_H$  为 11.1247m/s。

编写 `PropulsionSystemCal.m` 文件，初始化全部参数，并设置需求解的速度。依据表 1 与表 2 初始化微小型固定翼无人机及环境的参数，可知展长  $b=2.795\text{m}$ ，弦长  $c=0.351\text{m}$ ，机翼面积  $S=0.982\text{m}^2$ ，总质量  $m=8.165\text{kg}$ ，零升阻力系数  $C_{D0}=0.022$ ，升致阻力因子  $A=0.057$ ，重力加速度  $g=9.81\text{m/s}^2$ ，空气密度  $\rho=1.225\text{kg/m}^3$ ，拉力系数  $C_T=0.0984$ ，扭矩系数  $C_M=0.0068$ ，螺旋桨直径  $D_p=0.381\text{m}$ ，电机标称空载 KV 值  $K_{r0}=465\text{RPM/V}$ ，电机最大电压  $U_{mMax}=2.2\text{V}$ ，螺旋桨动拉力衰减系数  $K=12$ ，电机空载电压  $U_{m0}=10\text{V}$ ，电机空载电流  $I_{m0}=2.4\text{A}$ ，电机内阻  $R_m=0.016\Omega$ ，电调内阻  $R_e=0.008\Omega$ ，电池容量  $C_b=5000\text{mAh}$ ，电池最小容量  $C_{min}$ ，电流损耗  $I_{other}=0.5\text{A}$ ，电池电压  $U_b=22.2\text{V}$ ，示例代码如下代码段。

```

1 | uavspan = 2.795; %展长
2 | uavchord = 0.351; % 弦长
3 | uavS = 0.982; % 机翼面积
4 | %uavS = 0.7539; % 机翼面积
5 | uavmass =8.165 %22.365+1.4;%22.365+1.2; 8.165% 总质量
6 | % b = 0.1239\*sqrt(2.8217\*uavmass\*9.8);
7 | % c = 0.0156\*sqrt(2.8217\*uavmass\*9.8);
8 | % uavS = b\*c;
9 | uavCD0 = 0.022; % 零升阻力系数
10 | uavApolar = 0.057; % 升致阻力因子
11 |
12 | % 环境参数
13 | envg = 9.81; % 重力加速度
14 | envrho0 = 1.225; % 空气密度
15 |
16 | % 螺旋桨参数
17 | Ct = 0.0984; % 拉力系数
18 | Cm = 0.0068; % 扭矩系数
19 | Dp = 0.381; % 直径cm
20 |
21 | % 电机参数
22 | Kv = 465; % 标称空载KV值
23 | Umax = 22.2; % 最大电压
24 | Kdecay = 12; % 动拉力衰减系数
25 | Um0 = 10; % 空载电压
26 | Im0 = 2.4; % 空载电流
27 | Rm = 0.016; % 电机内阻
28 |
29 | % 电调参数
30 | %Ie = 80; % 电调最大电流
31 | Re =0.008; % 电调内阻
32 |
33 | %电池参数
34 | Cb = 5000; % 电池容量
35 | Cmin = Cb \* 0.15; % 电池最小容量
36 | Rb = 0.0084; % 电池内阻
37 | Iother = 0.5; % 电流损耗
38 | Ub= 22.2; % 电池电压

```

2.运行"`PropulsionSystemCal.m`"文件，分别选择不同速度输入。

```

1 | % 当前速度和需用推力
2 | %V = 22; % 远航速度
3 | %V = 14.6409; %远航速度
4 | V = 39.2865 %最大速度
5 | %V = 11.1247 %久大速度

```

由此可以得到最大速度、久航速度和远航速度所对应的需用推力、飞行时间和飞行距离，结果如表所示。

项目 (单位)	速度大小 (m/s)	需用推力 (N)	飞行时间 (min)	距离 (m)
最大飞行速度	39.2865	20.8173	15.2494	35946
久航速度	14.6409	5.6729	78.3142	68796
远航速度	19.2685	6.5505	66.9079	77353

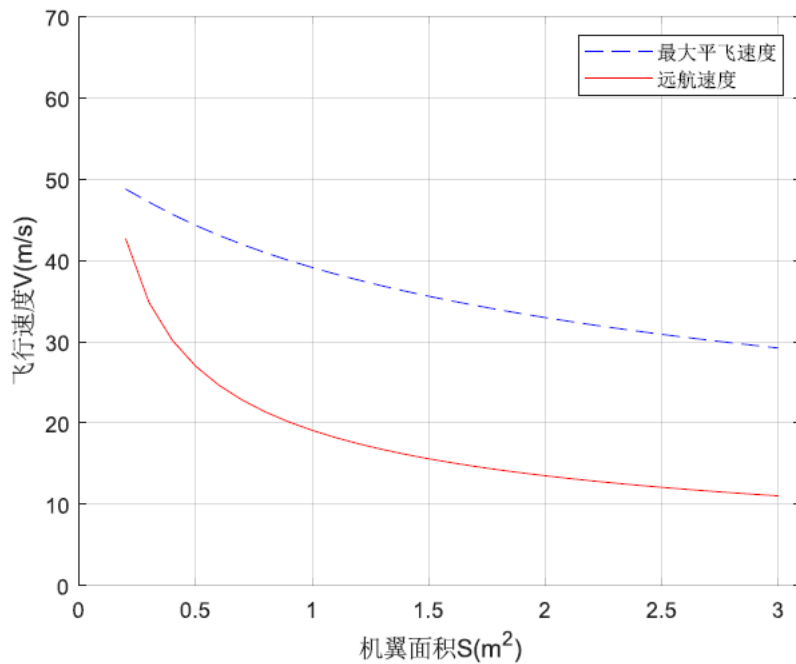
## 4.2 步骤2：分析实验

(1) 分析机翼面积变化对最大平飞速度  $V_{max}$  和远航速度  $V_{td}$  的影响

编写 `DrawVel.m` 文件，首先初始化参数。依据表1与表2初始化小型固定翼无人机及环境的参数，可知展长  $b=2.795\text{m}$ ，弦长  $c=0.351\text{m}$ ，总质量  $m=8.165\text{kg}$ ，零升阻力系数  $C_{D0} = 0.022$ ，升致阻力因子  $A=0.057$ ，重力加速度  $g = 9.81\text{m/s}^2$ ，空气密度  $\rho = 1.225\text{kg/m}^3$ ，拉力系数  $C_T = 0.0984$ ，扭矩系数  $C_M = 0.0068$ ，螺旋桨直径  $D_p = 0.381\text{m}$ ，电机标称空载KV值  $K_{V0} = 465\text{RPM/V}$ ，电机最大电压  $U_{mMax} = 22.2\text{V}$ ，螺旋桨动拉力衰减系数  $K = 12$ ，其中机翼面积是待分析变量，设置其变化区间为  $0.2\text{--}3\text{ m}^2$ ，变化步长为  $0.1\text{ m}^2$ ，示例代码如代码段。

```
1 | uavspan = 2.795; %展长
2 | uavchord = 0.351; % 弦长
3 | uavS = 0.2:0.1:3; % 当前变量：机翼面积
4 | %uavS = 0.982; % 机翼面积
5 | %uavmass = 5:0.1:20; % 总质量
6 | uavmass = 8.165; % 总质量
7 | uavCD0 = 0.022; % 零升阻力系数
8 | % uavCD0 = 0.005:0.005:0.1; % 零升阻力系数
9 | % uavlambd = 1:0.5:16; % 展弦比
10 | % uavApolar = 1./(uavlambd*pi^0.7); % 升致阻力因子
11 | uavApolar = 0.057; % 升致阻力因子
12 | envg = 9.81; % 重力加速度
13 | envrho0 = 1.225; % 空气密度
14 | Ct = 0.0984; % 拉力系数
15 | Cm = 0.0068; % 扭矩系数
16 | Dp = 0.381; % 直径cm
17 | Kv = 465; % 标称空载KV值
18 | Umax = 22.2; % 最大电压
19 | Kdecay = 12; % 动拉力衰减系数
```

2.运行 `DrawVel.m` 文件绘制速度变化曲线，可以得到两种速度的变化曲线如图所示。



(2) 分析飞机质量变化对最大平飞速度  $V_{max}$  和远航速度  $V_{td}$  的影响

1.修改 `DrawVel.m` 中无人机参数，取固定翼无人机的质量作为变量，变化范围为  $5\text{--}20\text{kg}$ ，将机翼面积更改为固定值。

```

1 | uavspan = 2.795; %展长
2 | uavchord = 0.351; % 弦长
3 | %uavS = 0.2:0.1:3; % 当前变量：机翼面积
4 | uavS = 0.982; % 机翼面积
5 | uavmass = 5:0.1:20; % 总质量
6 | %uavmass = 8.165; % 总质量
7 | uavCD0 = 0.022; % 零升阻力系数
8 | % uavCD0 = 0.005:0.005:0.1; % 零升阻力系数
9 | % uavlambd = 1:0.5:16; % 展弦比
10 | % uavApolar = 1./(uavlambd*pi^0.7); % 升致阻力因子
11 | uavApolar = 0.057; % 升致阻力因子
12 | envg = 9.81; % 重力加速度
13 | envrho0 = 1.225; % 空气密度
14 | Ct = 0.0984; % 拉力系数
15 | Cm = 0.0068; % 扭矩系数
16 | Dp = 0.381; % 直径cm
17 | Kv = 465; % 标称空载KV值
18 | Umax = 22.2; % 最大电压
19 | Kdecay = 12; % 动拉力衰减系数

```

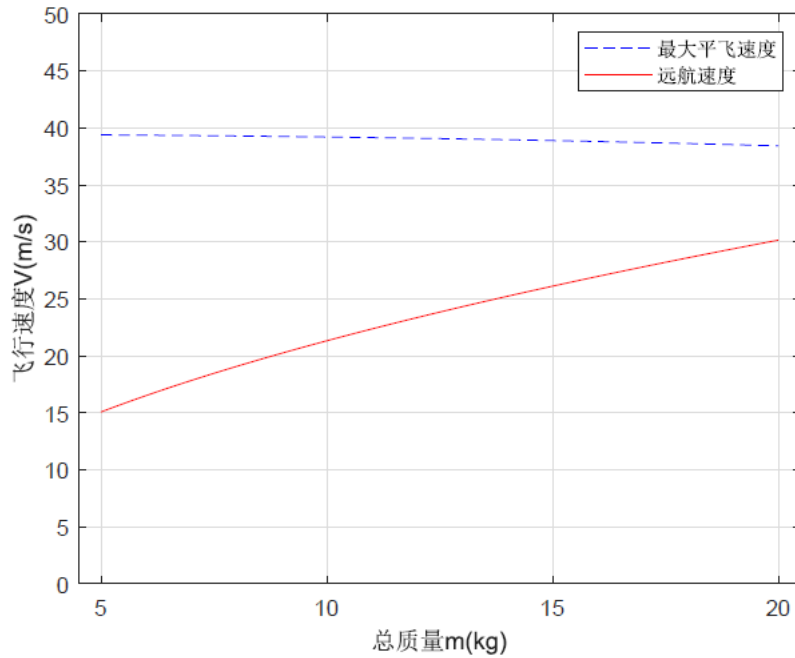
将后续计算公式中的变量及不变量名称进行修改，并修改绘图代码。

```

1 | % 最大平飞速度
2 | Vmax_list = [];
3 | for uavmassi = uavmass % 修改这里
4 |     V = 5:0.1:80;
5 |     % Calculate P_px
6 |     % 计算定常直线平飞需用推力
7 |     % 修改这里
8 |     P_px = @(V) uavCD0 * 0.5 * envrho0 * uavS * V.^2 + uavApolar * ( uavmassi * envg )^2 ./ (0.5 * envrho0 * uavS * V.^2 );
9 |
10 |    % Calculate P_ky_V
11 |    % 计算发动机给定参数下的可用推力
12 |    N = Kv * Umax;
13 |    P_ky = Ct * envrho0 * (N / 60)^2 * Dp^4;
14 |    P_ky_V = @(V)P_ky - Kdecay * V /sqrt(P_ky);
15 |
16 |    F = @(V) P_ky_V(V) - P_px(V);
17 |
18 |    % 最大平飞速度
19 |    Vmax = fsolve(F,[0.1,50]);
20 |    Vmax_list(end+1) = Vmax(2)
21 | end
22 |
23 | % 远航速度
24 | G = uavmass*envg;
25 | V_yh = @(G) sqrt(2*G./(envrho0*uavS*sqrt(uavCD0/3./uavApolar)));
26 |
27 | % 绘制速度变化曲线
28 | figure()
29 | plot(uavmass,Vmax_list,'b--',uavmass,V_yh(G),'r-')
30 | axis([4.5 20.5 0 50]);
31 | legend('最大平飞速度', '远航速度')
32 | xlabel('总质量m (kg) ')
33 | ylabel('飞行速度V(m/s)')
34 | grid on

```

2.运行 [DrawVel.m](#) 文件，即可得到两种速度随着固定翼无人机的质量的变化曲线如图所示。



(3) 分析展弦比变化对最大平飞速度  $V_{max}$  和远航速度  $V_{td}$  的影响

1. 重复上一步中的步骤，取固定翼无人机的展弦比作为变量，变化范围为1-16，对参数中的变量进行修改。

```

1 | uavspan = 2.795; %展长
2 | uavchord = 0.351; % 弦长
3 | %uavS = 0.2:0.1:3; % 当前变量：机翼面积
4 | uavS = 0.982; % 机翼面积
5 | %uavmass = 5:0.1:20; % 总质量
6 | uavmass = 8.165; % 总质量
7 | %uavCD0 = 0.022; % 零升阻力系数
8 | uavCD0 = 0.005:0.005:0.1; % 零升阻力系数
9 | %uavlambda = 1:0.5:16; % 展弦比
10 | %uavApoLar = 1./(uavlambda*pi*0.7); % 升致阻力因子
11 | uavApoLar = 0.057; % 升致阻力因子
12 | envg = 9.81; % 重力加速度
13 | envrho0 = 1.225; % 空气密度
14 | Ct = 0.0984; % 拉力系数
15 | Cm = 0.0068; % 扭矩系数
16 | Dp = 0.381; % 直径cm
17 | Kv = 465; % 标称空载KV值
18 | Umax = 22.2; % 最大电压
19 | Kdecay = 12; % 动拉力衰减系数
20 |

```

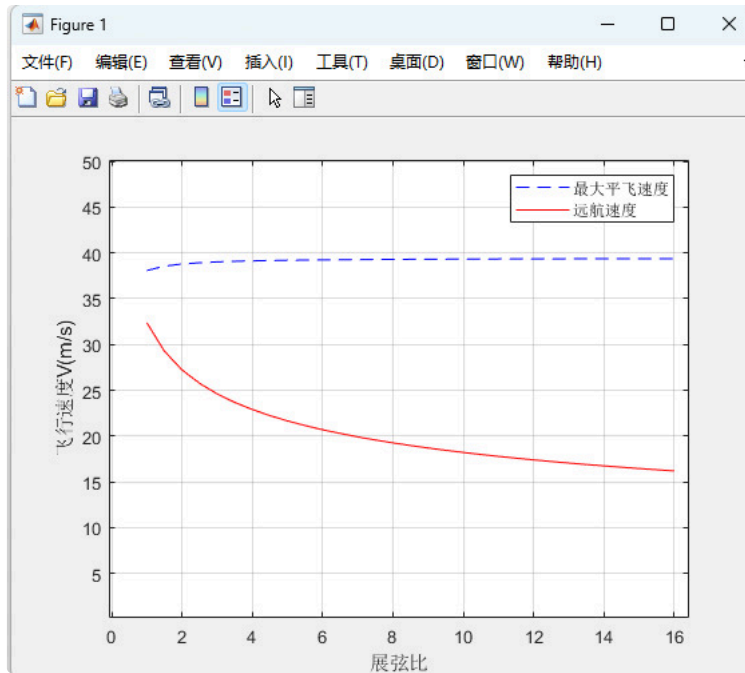
修改后续的计算公式及绘图代码。

```

1 | % 最大平飞速度
2 | Vmax_list = [];
3 | for uavCD0i = uavCD0 % 修改这里
4 |     V = 5:0.1:80;
5 |     % Calculate P_px
6 |     % 计算定常直线平飞需用推力
7 |     % 修改这里
8 |     P_px = @(V) uavCD0i * 0.5 * envrho0 * uavS * V.^2 + uavApoLar * ( uavmass * envg )^2 ./ (0.5 * envrho0 * uavS * V.^2 );
9 |
10 | % 绘制速度变化曲线
11 | figure()
12 | plot(uavCD0,Vmax_list,'b--',uavCD0,V_yh(G),'r-')
13 | axis([0 0.105 0 50]);
14 | legend('最大平飞速度', '远航速度')
15 | xlabel('零升阻力系数')
16 | ylabel('飞行速度V(m/s)')
17 | grid on

```

2. 运行<DrawVel.m>文件，即可得到两种速度随着固定翼无人机的质量的变化曲线如图所示。



(4) 分析零升阻力系数变化对最大平飞速度  $V_{max}$  和远航速度  $V_{td}$  的影响

1. 取固定翼无人机的零升阻力系数作为变量，变化范围为0.005-0.1。对参数中的变量进行修改。

```

1 | uavspan = 2.795; %展长
2 | uavchord = 0.351; % 弦长
3 | %uavS = 0.2:0.1:3; % 当前变量：机翼面积
4 | uavS = 0.982; % 机翼面积
5 | %uavmass = 5:0.1:20; % 总质量
6 | uavmass = 8.165; % 总质量
7 | %uavCD0 = 0.022; % 零升阻力系数
8 | uavCD0 = 0.005:0.005:0.1; % 零升阻力系数
9 | %uavlambda = 1:0.5:16; % 展弦比
10 | %uavApolar = 1./(uavlambda*pi*0.7); % 升致阻力因子
11 | uavApolar = 0.057; % 升致阻力因子
12 | envg = 9.81; % 重力加速度
13 | envrho0 = 1.225; % 空气密度
14 | Ct = 0.0984; % 拉力系数
15 | Cm = 0.0068; % 扭矩系数
16 | Dp = 0.381; % 直径cm
17 | Kv = 465; % 标称空载KV值
18 | Umax = 22.2; % 最大电压
19 | Kdecay = 12; % 动拉力衰减系数

```

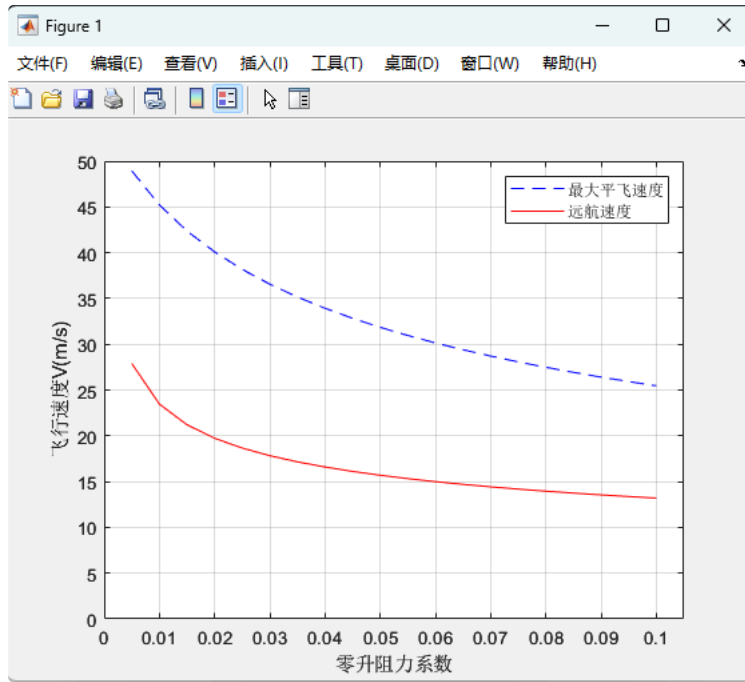
修改后续的计算公式及绘图代码。

```

1 | % 最大平飞速度
2 | Vmax_list = [];
3 | for uavCD0i = uavCD0 % 修改这里
4 |     V = 5:0.1:80;
5 |     % Calculate P_px
6 |     % 计算定常直线平飞需用推力
7 |     % 修改这里
8 |     P_px = @(V) uavCD0i * 0.5 * envrho0 * uavS * V.^2 + uavApolar * ( uavmass * envg )^2 ./ (0.5 * envrho0 * uavS * V.^2 );
9 |
10 | % 绘制速度变化曲线
11 | figure()
12 | plot(uavCD0,Vmax_list,'b--',uavCD0,V_yh(G),'r-')
13 | axis([0 0.105 0 50]);
14 | legend('最大平飞速度','远航速度')
15 | xlabel('零升阻力系数')
16 | ylabel('飞行速度V(m/s)')
17 | grid on

```

2. 运行<DrawVel.m>文件，即可得到两种速度随着固定翼无人机的质量的变化曲线如图所示。



### 4.3 步骤3：设计实验

(1) 求解合适的展长、弦长、机翼面积以及选择合适的电池型号远航速度估算公式为：

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

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：

$$S = bc$$

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

将相关式子和具体数据代入远航速度的公式，可以得到：

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

其中代入数值后为：

$$V_{td} = \sqrt{\frac{2G}{1.225 \times \sqrt{0.022 \times 3.14 \times 0.7 \times \sqrt{b^3 \times \sqrt{c}}}}} \quad (1)$$

计算得：

$$V_{td} = 22$$

(1) 当前需求远航速度大于基础实验中给出机型的远航速度，由分析实验中对于机翼面积、飞机质量和展弦比的分析可知，减小机翼面积、增大飞机质量和减小展弦比均可以增大远航速度，这里选择保持展弦比不变，综合考虑选择飞机质量和机翼面积使得飞机可以完成任务目标。保持基础实验中的小型固定翼无人机的展弦比不变，即

$$\frac{b}{c} = \frac{2.795}{0.351} \quad (2)$$

联合式 (1) 与式 (2) 可得：

$$b = 0.362 \sqrt{0.5723G}$$

$$c = 0.04545 \sqrt{0.5723G}$$

表 1 中选择的电池型号为 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

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

其中为电池质量。计算时假设改变机翼的参数展长 $b$ 和弦长 $c$ 时，不会影响到无人机的自重，同时只考虑电池质量的变化，其余参数假设保持不变。

## (2) 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"PropulsionSystem-Cal.m"文件中进行求解，结果如表所示。

电池型号 (单位)	展长 $b$ (m)	弦长 $c$ (m)	航时 (min)	航程 (m)
TATTU 4500mAh	4.115	0.517	16.2	21373
ACE 5000mAh	4.128	0.518	17.9	23561
TATTU 8000mAh	4.164	0.523	27.9	36779
TATTU 10000mAh	4.181	0.525	34.4	45461

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30km，因此只有后面两类的无人机符合要求。考虑到经济性，一般可以选择TATTU 8000mAh 的电池。

## 5. 关键知识点

### 关键知识点1: DrawP.m 代码讲解

DrawP.m 文件用于绘制固定翼无人机的需用推力曲线和可用推力曲线，并计算最大飞行速度、久航速度和远航速度。主要功能包括：

1. 设置无人机基本参数（展长、弦长、机翼面积、总质量等）和环境参数（重力加速度、空气密度等）
2. 定义需用推力函数：

```
P_px = @(V) uavCD0 * 0.5 * envrho0 * uavS * V.^2 + uavApolars * ( uavmass * envg )^2 ./ (0.5 * envrho0 * uavS * V.^2 )
```

3. 定义可用推力函数： $P_{ky\_V} = @(V)P_{ky} - Kdecay * V / \text{sqrt}(P_{ky})$
4. 通过求解两个函数差值的零点计算最大平飞速度
5. 根据公式计算久航速度和远航速度
6. 绘制需用推力曲线和可用推力曲线并进行可视化

### 关键知识点2: PropulsionSystemCal.m 代码讲解

PropulsionSystemCal.m 文件用于计算固定翼无人机在特定飞行速度下的飞行距离和续航时间，涉及完整的动力系统建模：

1. 设置飞行速度并计算需用推力
2. 根据螺旋桨模型计算螺旋桨转速和扭矩
3. 根据电机模型计算电机的等效电流与等效电压
4. 根据电调模型计算电调油门指令、电调等效电流与等效电压
5. 根据电池模型计算给定速度下无人机的飞行距离和续航时间

### 关键知识点3: DrawVel.m 代码讲解

DrawVel.m 文件用于分析不同机翼面积对最大平飞速度和远航速度的影响：

1. 初始化机翼面积范围和最大速度列表
2. 循环计算不同机翼面积情况下的最大平飞速度

3. 根据需用推力和可用推力差值构造辅助函数
4. 通过MATLAB的fsolve()函数求解辅助函数的零点，获得最大平飞速度
5. 计算远航速度与机翼面积的关系
6. 绘制机翼面积与最大平飞速度、远航速度的关系曲线

更多详细实验原理可见：全权,高文瀚,刘润潇,陈鑫泉,戴训华,吕书礼,徐琳,李悦.微小型固定翼无人机飞行控制设计与实践. 北京, 2025

## 6. 参考资料

1. 全权,高文瀚,刘润潇,陈鑫泉,戴训华,吕书礼,徐琳,李悦.微小型固定翼无人机飞行控制设计与实践. 北京, 2025
2. [RflySim官方文档](#)

## 7. 常见问题

### Q1: 在进行分析实验时，运行<DrawVel.m>所得到的图不一致或是运行失败？

A1: 请观察计算公式中的变量是否进行更改，或是在绘图代码部分中的变量是否进行更改。

### Q2: 如何选择合适的电池型号以满足无人机的续航要求？

A2: 根据实验中对不同电池型号的分析，需要综合考虑电池容量、重量和经济性。在满足续航和载重需求的前提下，选择性价比最高的电池型号。例如，若需要完成30km航程任务，TATTU 8000mAh电池可能是一个合适的选择。

### Q3: 如何理解最大飞行速度、久航速度和远航速度的区别？

A3: 最大飞行速度是飞机在当前条件下能够达到的最高速度，此时可用推力等于需用推力；久航速度是使飞机续航时间最长的速度；远航速度是使飞机航程最远的速度。在设计任务时，应根据任务需求选择合适的飞行速度。

- 
1. <https://rflysim.com/> ↩
  2. 推荐配置请见：<https://rflysim.com/doc/zh/HowToInstall.pdf> ↩