

多旋翼飞行器：从原理到实践

第四讲 动力系统配置和设计

全权



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. 问题描述
2. 动力系统模型
3. 性能估算
4. 动力系统设计
5. 本讲实践
6. 本讲小结

1. 问题描述

动力系统各器件参数设定



器件	参数指标
螺旋桨	$\Theta_p = \{ \text{直径 } D_p, \text{ 螺距 } H_p, \text{ 桨叶数 } B_p, \text{ 叶片平均气动弦长 } c_p, \text{ 重量 } G_p \}$
电机	$\Theta_m = \{ \text{标称空载电流 } I_{m0}, \text{ 标称空载电压 } U_{m0}, \text{ 标称空载 KV 值 } K_{v0}, \text{ 最大电流 } I_{mMax}, \text{ 内阻 } R_m, \text{ 重量 } G_m \}$
电调	$\Theta_e = \{ \text{最大电流 } I_{eMax}, \text{ 内阻 } R_e, \text{ 重量 } G_e \}$
电池	$\Theta_b = \{ \text{总容量 } C_b, \text{ 内阻 } R_b, \text{ 总电压 } U_b, \text{ 最大放电倍率 } K_b, \text{ 重量 } G_b \}$

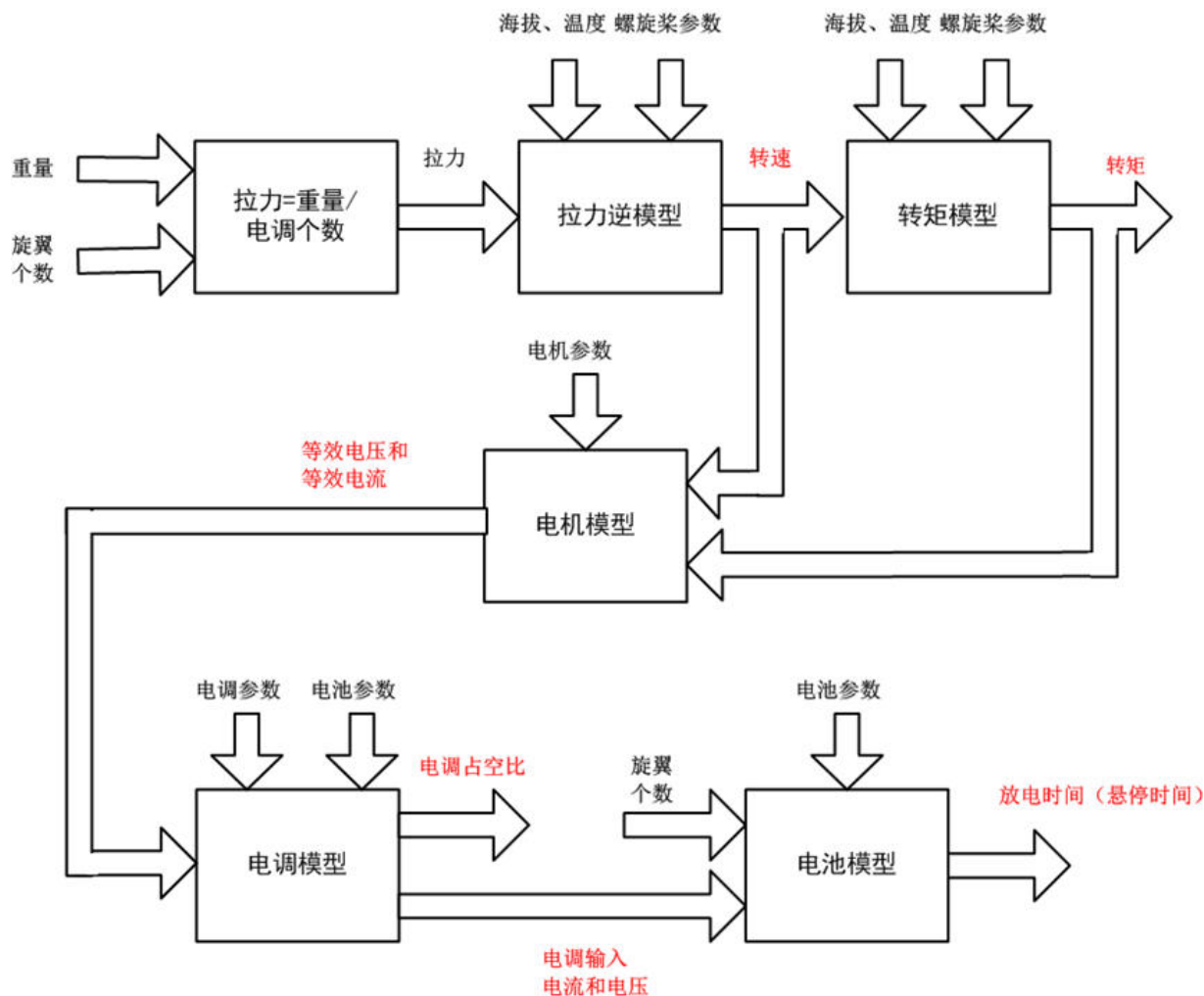
螺旋桨的
拉力系数
和转矩系数

$C_T C_M$

1. 问题描述



求解悬停时间的总体思路

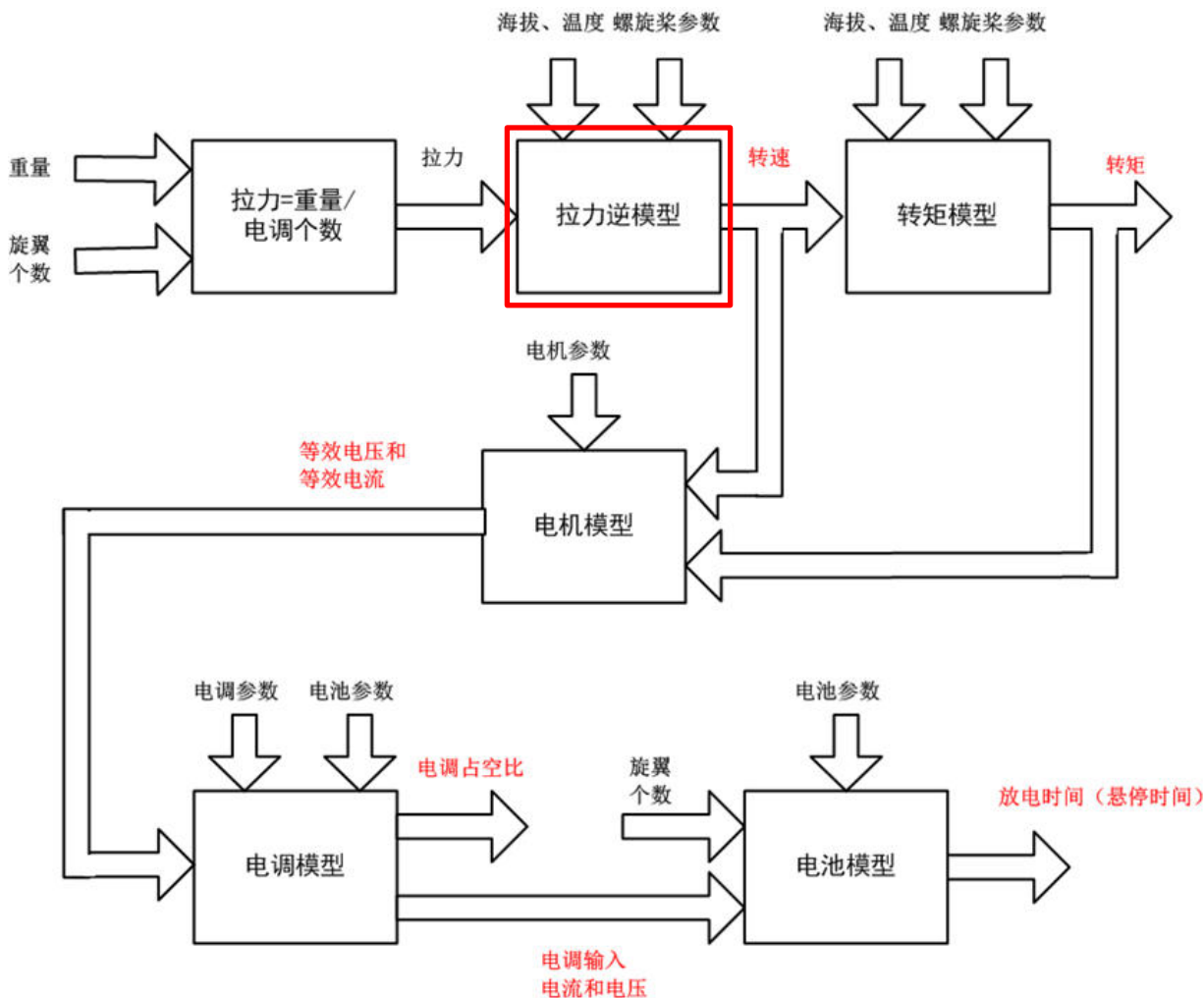


- 螺旋桨模型：
拉力和转矩
- 电机模型
- 电调模型
- 电池模型

2. 动力系统建模



螺旋桨建模



(1) 拉力模型

拉力 (N)

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

螺旋桨拉力系数 C_T 空气密度 ρ (kg/m^3) 转速 (RPM) $\frac{N}{60}$ 螺旋桨直径 (m) D_p

$$\rho = \frac{273 P_a}{101325(273 + T_t)} \rho_0$$

温度 T_t

$$P_a = 101325 \left(1 - 0.0065 \frac{h}{273 + T_t} \right)^{5.2561}$$

海拔 h

$$\rho_0 = 1.293 \text{ kg/m}^3$$

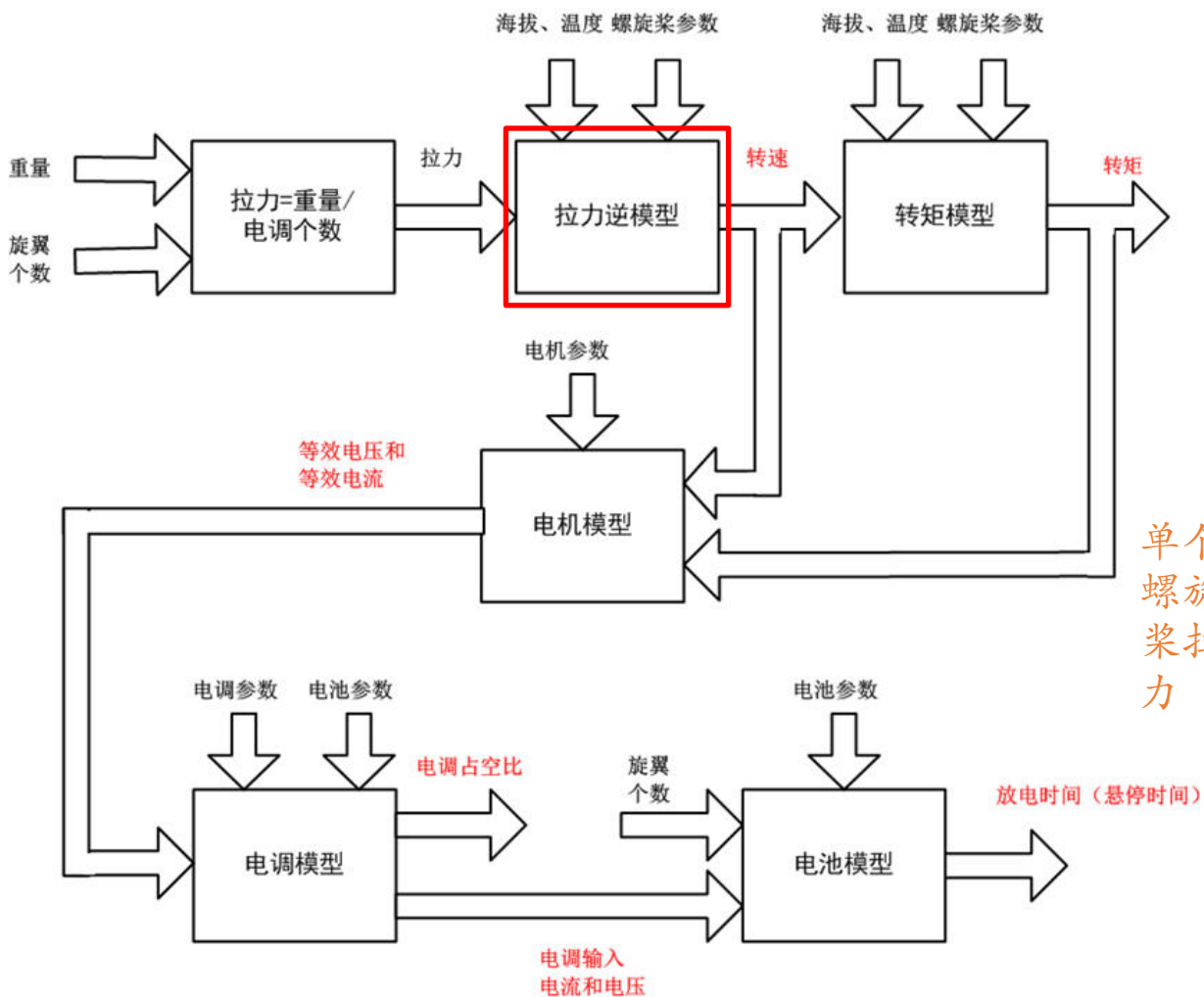


2. 动力系统建模



螺旋桨建模

(2) 拉力逆模型



$$N = 60 \sqrt{\frac{T}{D_p^4 C_T \rho}}$$

$$\rightarrow T = \frac{G}{n_r}$$

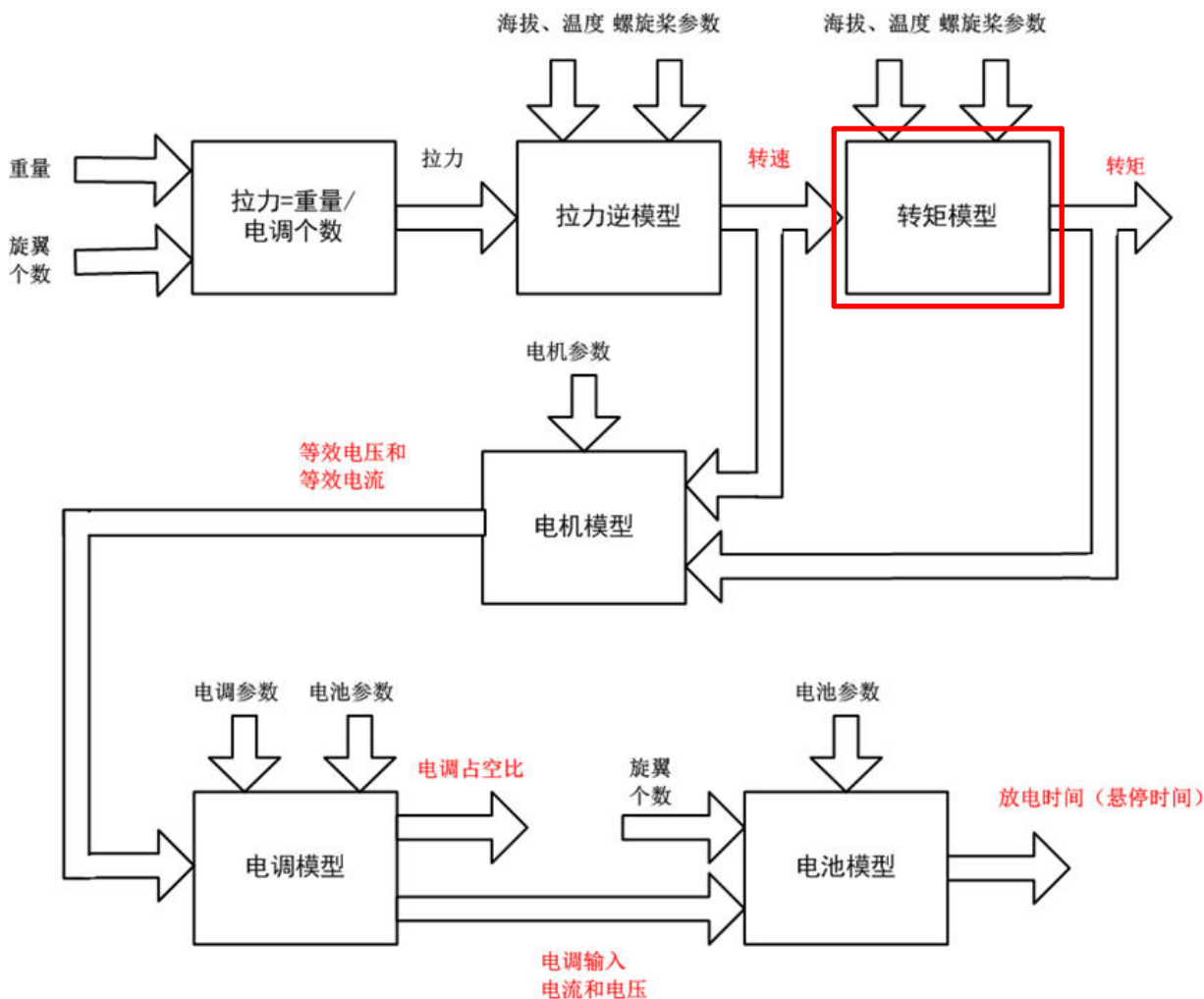
Labels: 螺旋桨个数 (Propeller count) points to n_r ; 飞机重量 (Aircraft weight) points to G .

$$N = 60 \sqrt{\frac{G}{n_r D_p^4 C_T \rho}}$$

Label: 转速 (RPM) (RPM) points to N .

2. 动力系统建模

螺旋桨建模



(3) 转矩模型



螺旋桨转矩系数

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

转矩 (N·m)

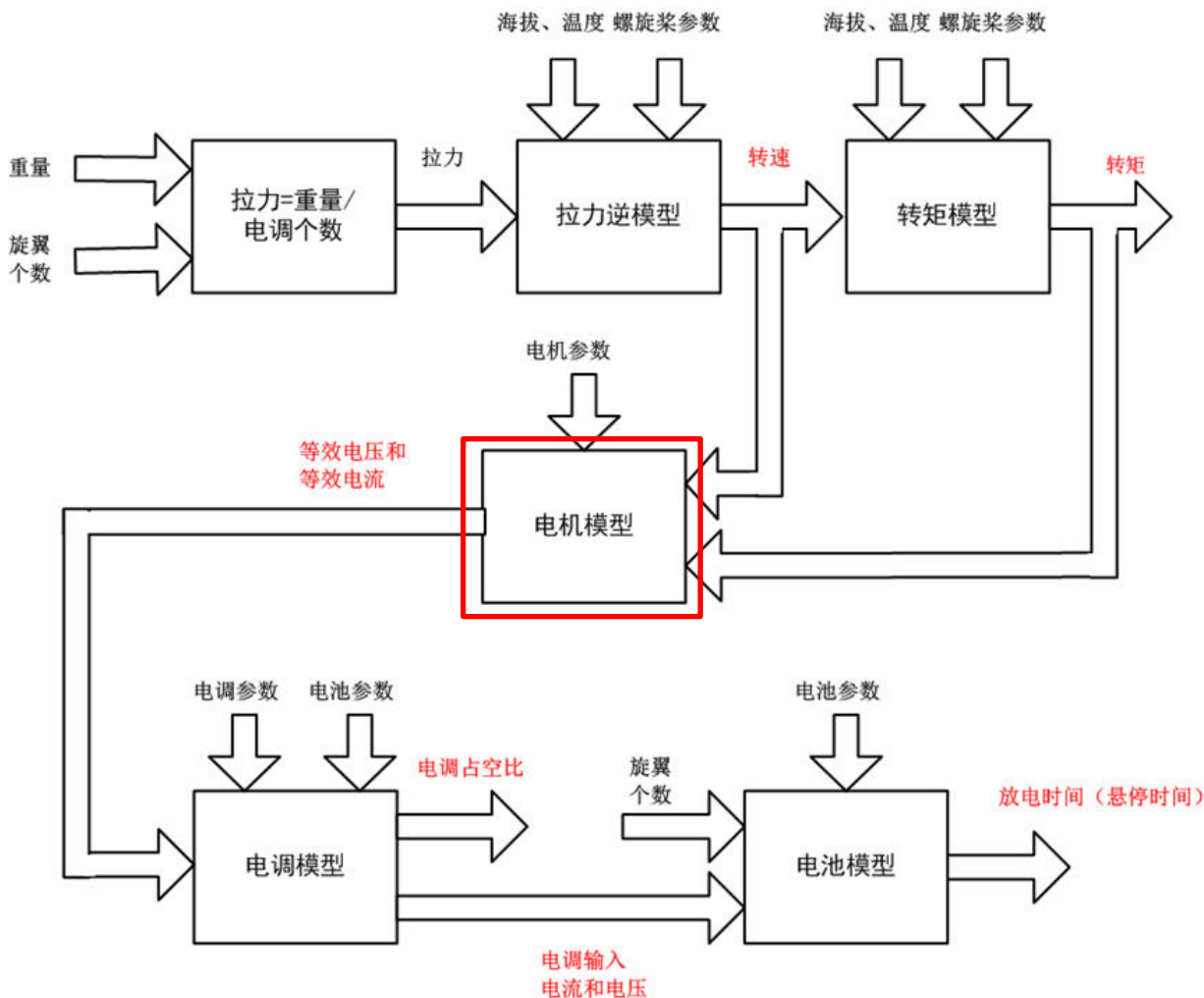
$$N = 60 \sqrt{\frac{G}{n_r D_p^4 C_T \rho}}$$

代入得：

$$M = C_M \frac{G}{n_r C_T} D_p$$

2. 动力系统建模

电机建模



(1) 电磁转矩

$$T_e = K_T I_m$$

电磁
转矩

电机
转矩常数

电枢
电流

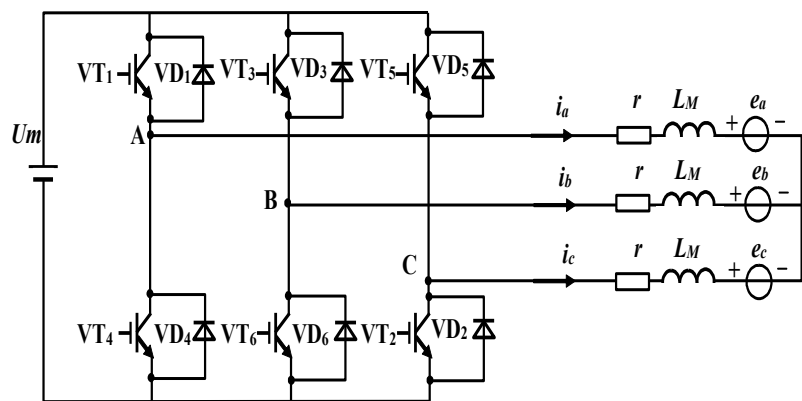
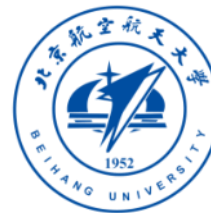
$$K_T = \frac{60}{2\pi} K_E = 9.55 K_E$$

$$K_E = \frac{U_{m0} - I_{m0} R_m}{K_{v0} U_{m0}}$$

器件参数
厂商可提供

2. 动力系统建模

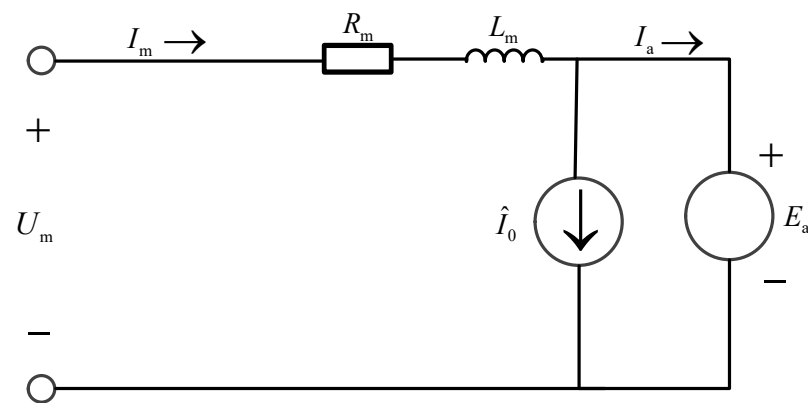
电机建模



三相无刷电机电路

不考虑开关器件动作的过渡过程，并忽略电枢绕组的电感。这样，无刷直流电动机的模型可以简化为右图。

方波驱动—梯形波反电势与方波电流



电机等价电路

2. 动力系统建模

电机建模



(2) 输出转矩

$$M = K_T (I_m - I_{m0})$$

拉力逆模型得到转矩

空载
电流 (提供)

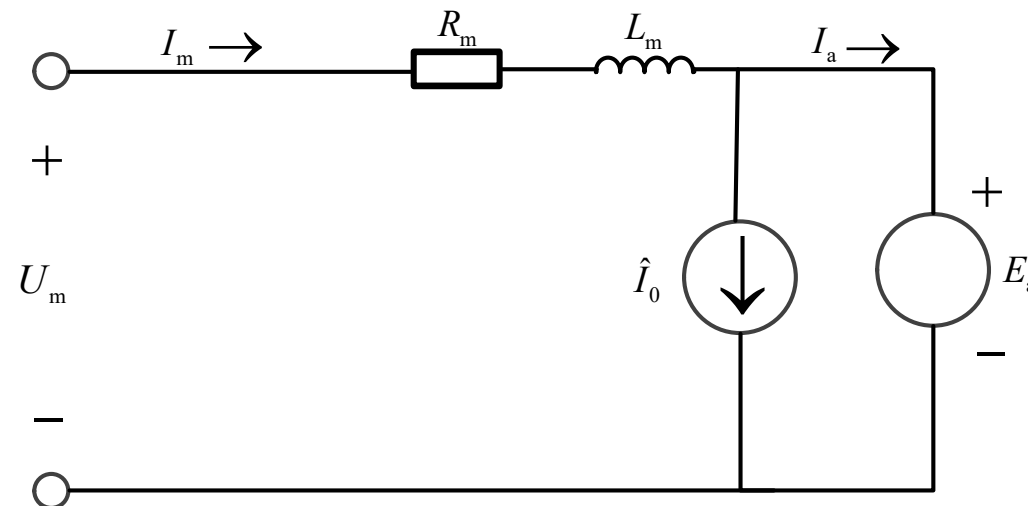
(3) 等效电流

$$I_m = \frac{M}{K_T} + I_{m0}$$

(4) 等效电压

$$U_m = K_E N + R_m I_m$$

拉力逆模型
得到的转速

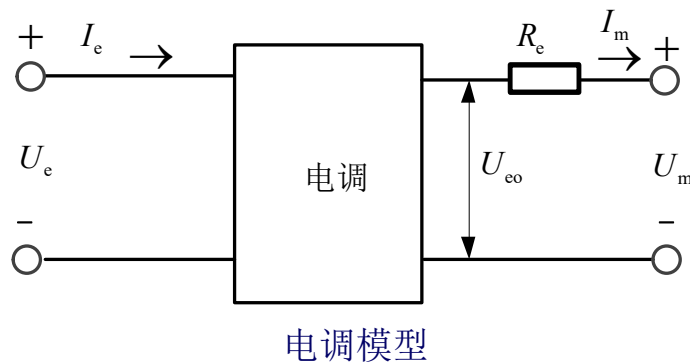
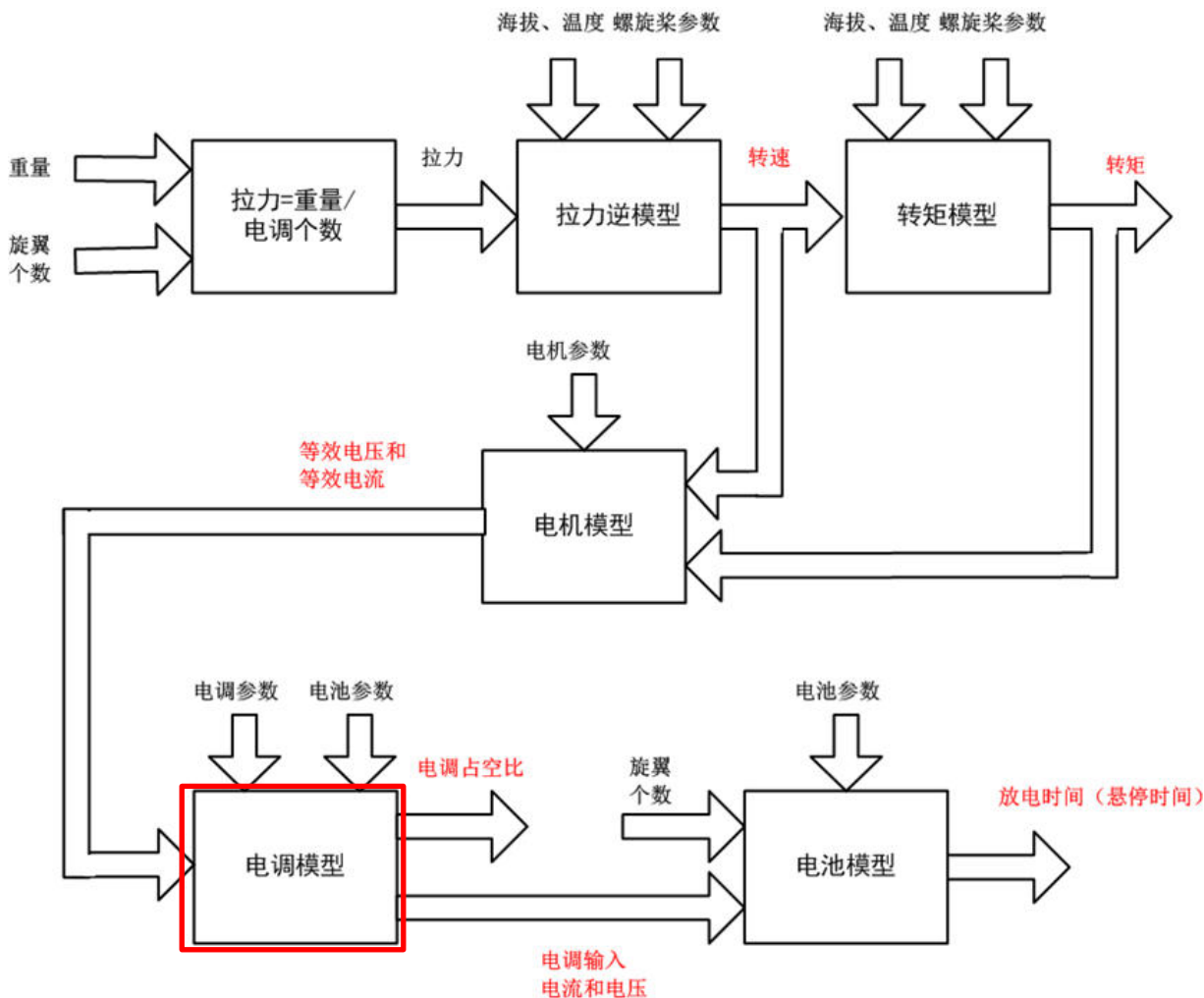


电机等价模型

2. 动力系统建模



电调建模



U_{eo} 为电调调制后的等效直流电压，可表示为

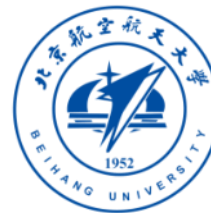
$$U_{eo} = U_m + I_m R_e$$

电调输出电压满足

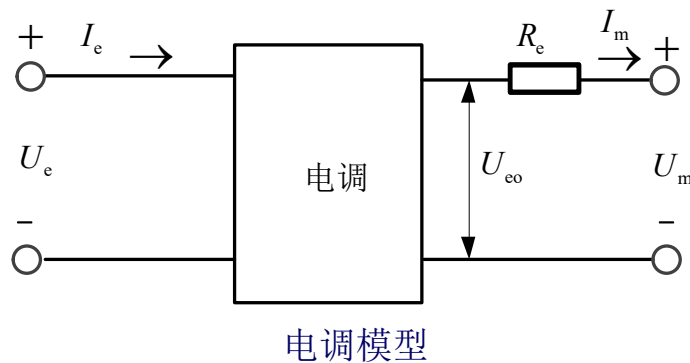
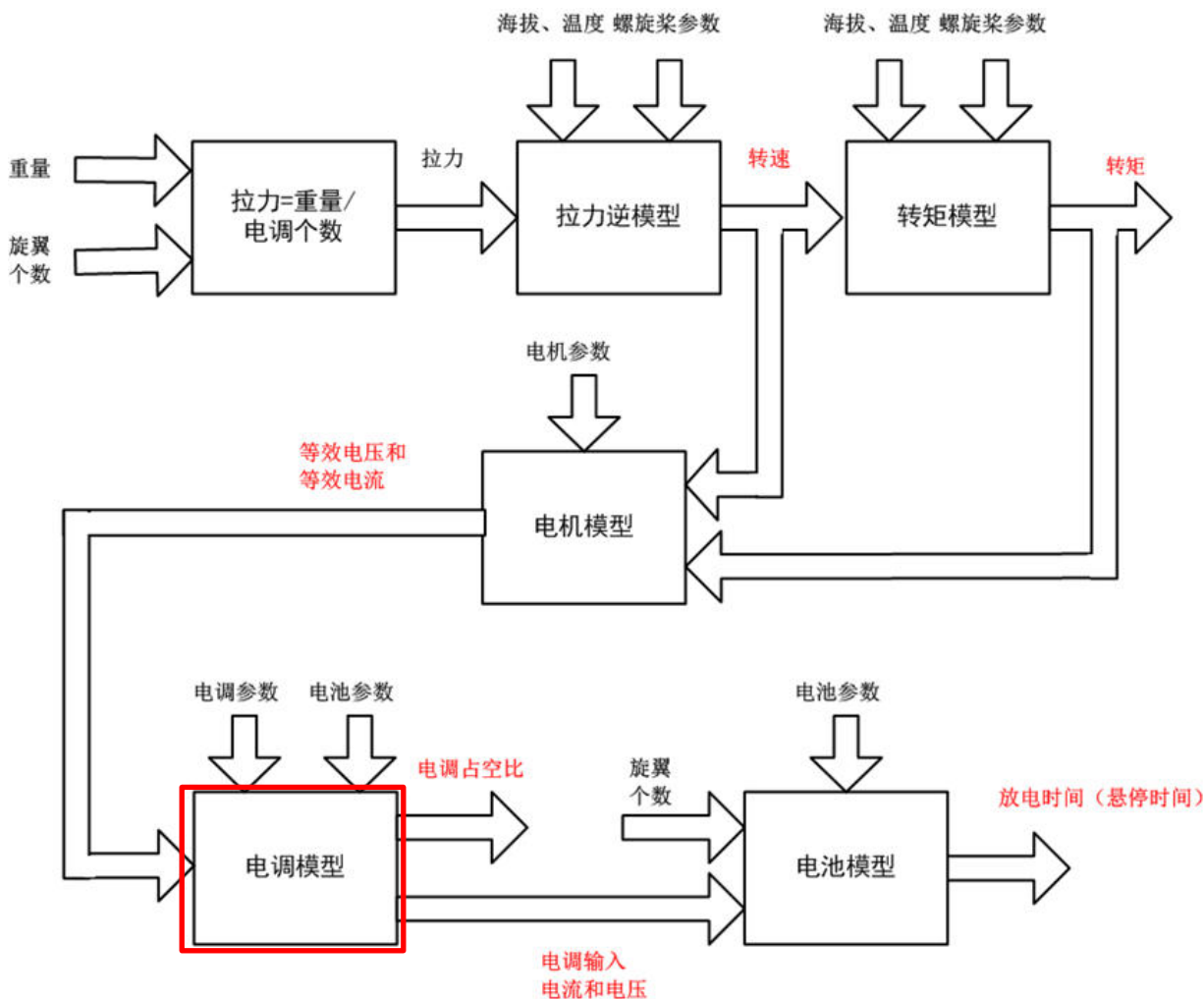
$$\sigma = \frac{U_{eo}}{U_e} \approx \frac{U_{eo}}{U_b}$$

↑ 输入油门指令 ← 电池电压

2. 动力系统建模



电调建模



电调输入电流为

$$I_e = \sigma I_m$$

而电调输入电压（电池输出电压）为

$$U_e = U_b - n_r I_e R_b$$

电调
个数

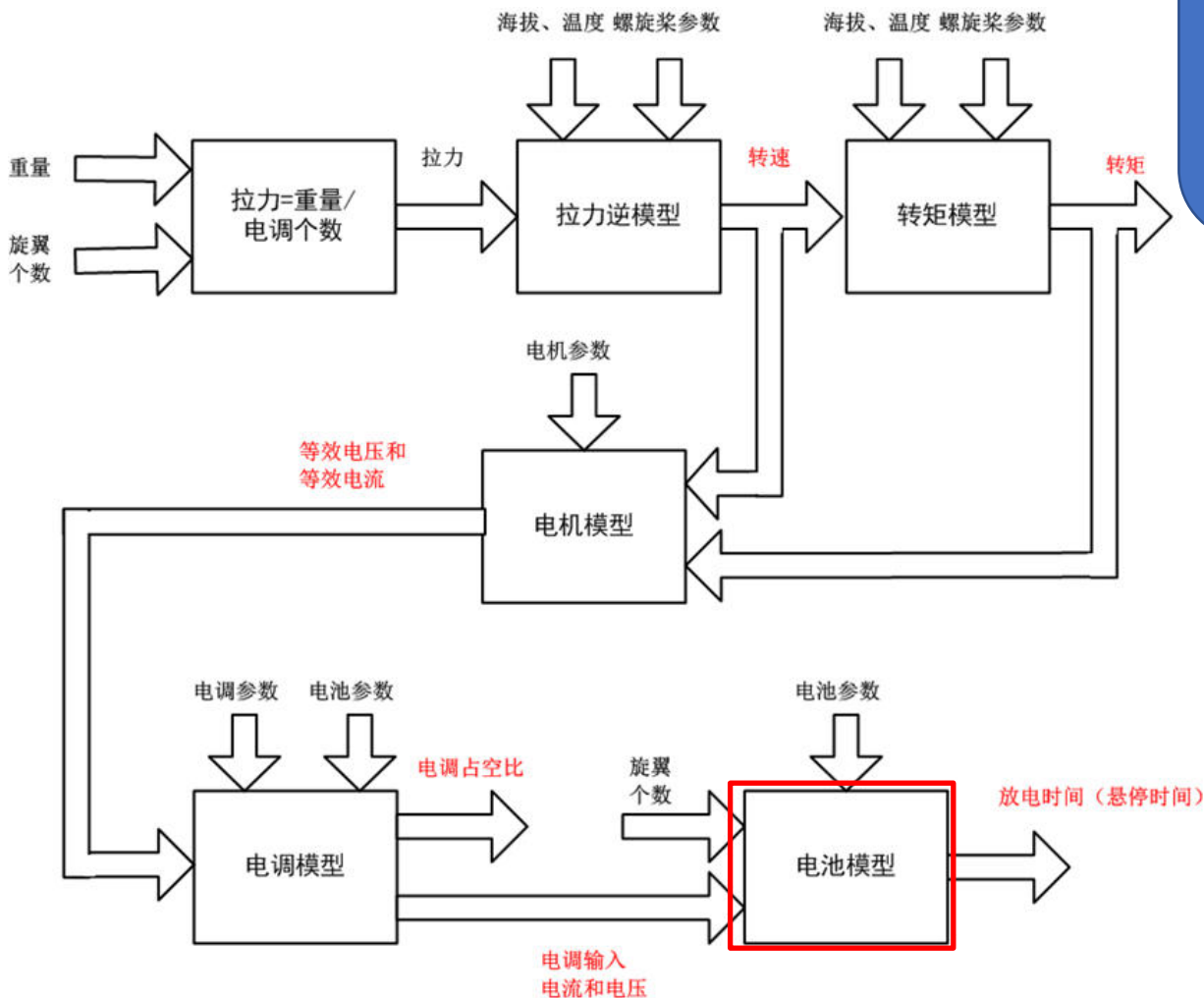
电池
内阻

2. 动力系统建模

电池建模



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，悬停电流为定值，电池的放电能力呈线性变化



电池电流 $I_b = n_r I_e + I_{other}$
 自驾仪等其他设备电流消耗

$$C_{real} = C_b - I_b T_{real}$$

电池实际电剩余容量

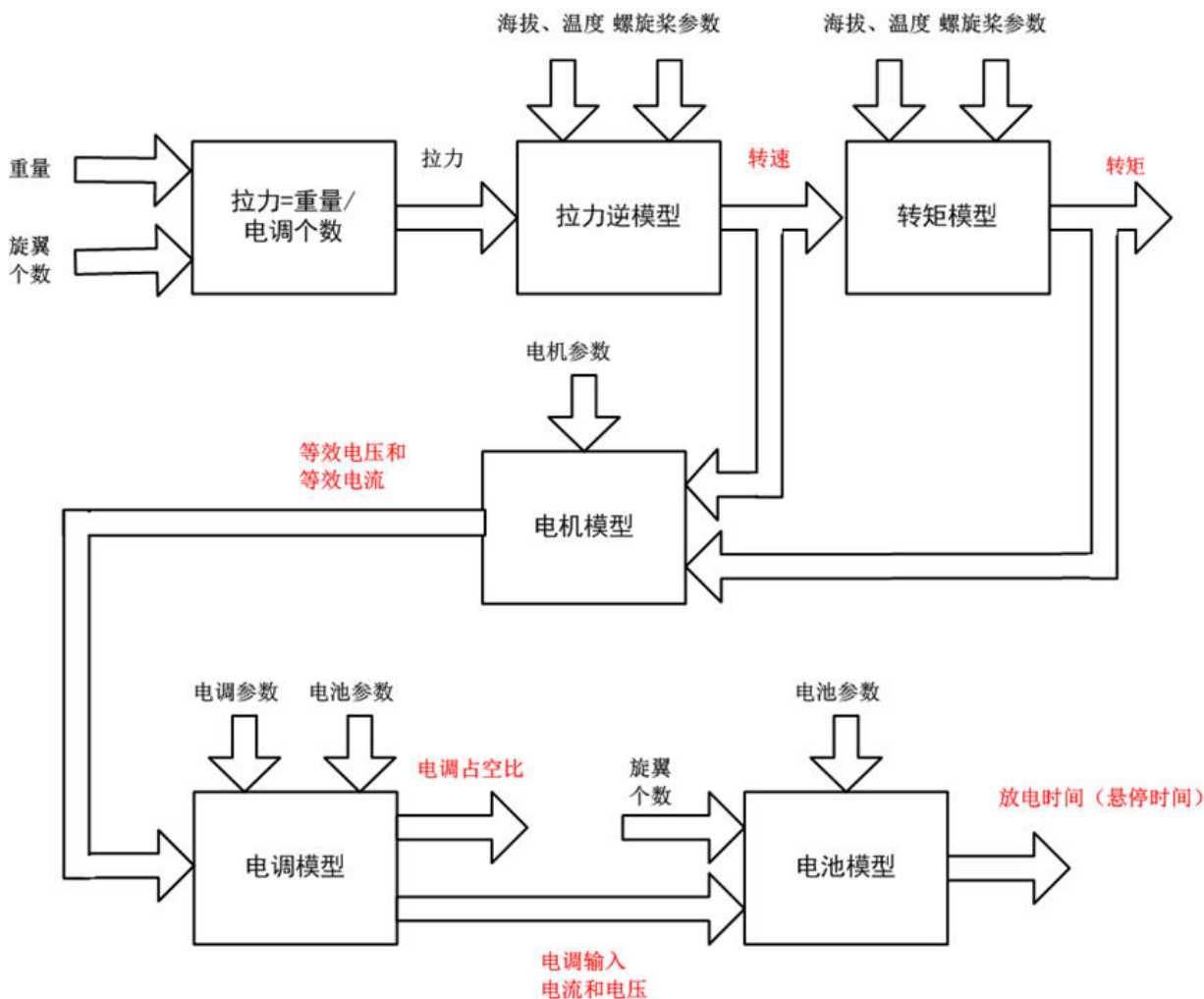
电池使用时间

放电时间 (min)

$$T_b = \frac{C_b - C_{min}}{I_b} \cdot \frac{60}{1000}$$

最小放电容量

3. 性能估算



- 螺旋桨模型

$$N = 60 \sqrt{\frac{G}{\rho D_p^4 C_T (\Theta_p) n_r}}, M = \rho D_p^5 C_M \left(\frac{N}{60}\right)^2$$

- 电机模型

$$U_m = f_{U_m}(\Theta_m, M, N), I_m = f_{I_m}(\Theta_m, M, N)$$

- 电调模型

$$\sigma = f_{\sigma}(\Theta_e, U_m, I_m, U_b)$$

$$I_e = f_{I_e}(\sigma, I_m)$$

$$U_e = f_{U_e}(\Theta_b, I_e)$$

- 电池模型

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

3. 性能估算

求解问题1



问题1：给定总重量 G ，求解悬停时间 T_{hover} ，电调输入油门指令 σ ，电调输入电流 I_e ，电调输入电压 U_e ，电池电流 I_b ，转速 N ，螺旋桨转矩 M 。

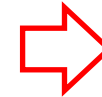
螺旋桨模型

$$N = 60 \sqrt{\frac{G}{\rho D_p^4 C_T n_r}}, M = \rho D_p^5 C_M \left(\frac{N}{60}\right)^2$$



电机模型

$$U_m = f_{U_m}(\Theta_m, M, N)$$
$$I_m = f_{I_m}(\Theta_m, M, N)$$



电调模型

$$\sigma = f_{\sigma}(\Theta_e, U_m, I_m, U_b)$$
$$I_e = f_{I_e}(\sigma, I_m)$$
$$U_e = f_{U_e}(\Theta_b, I_e)$$



电池模型

$$I_b = n_r I_e + I_{\text{other}}$$
$$T_{\text{hover}} = f_{T_b}(\Theta_b, I_b)$$

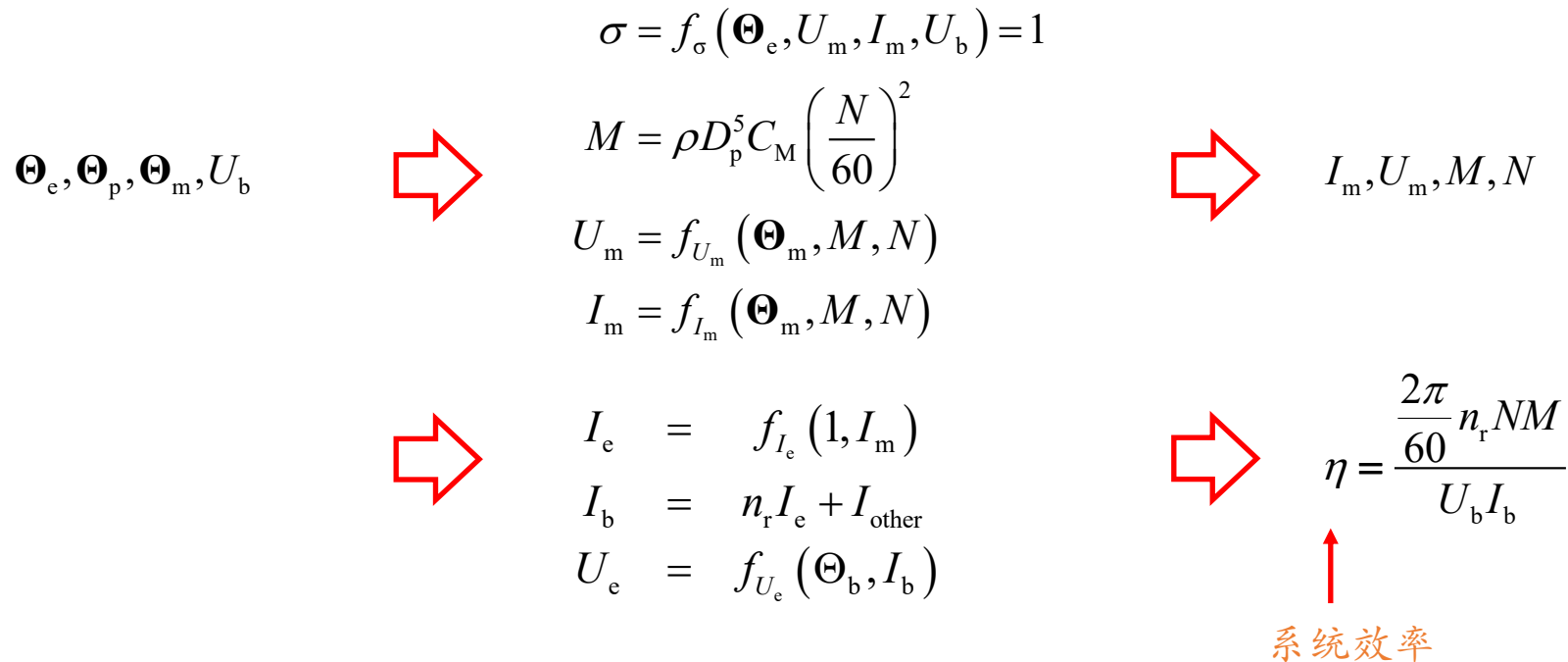


3. 性能估算

求解问题2



问题2：给定总重量 G ，电调输入油门指令 $\sigma = 1$ ，求解飞行器的极限情况下电调输入电流 I_e ，电调输入电压 U_e ，电池电流 I_b ，转速 N ，系统效率 η （系统效率是指在满油门状态下螺旋桨输出功率与电池输出功率的比值）。

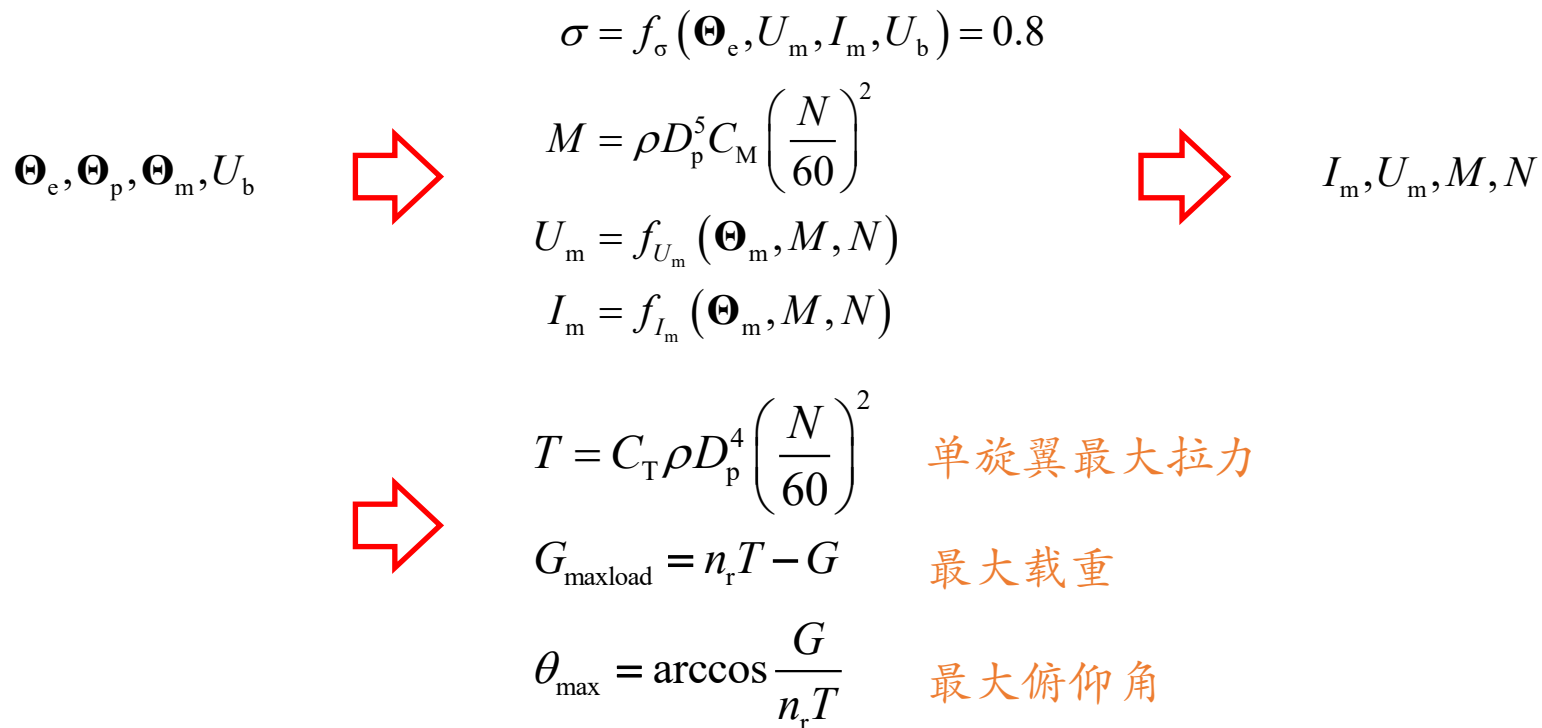


3. 性能估算

求解问题3



问题3：给定总重量 G ，电调输入油门指令 $\sigma = 0.8$ ，求解飞行器的最大载重和最大倾斜角。

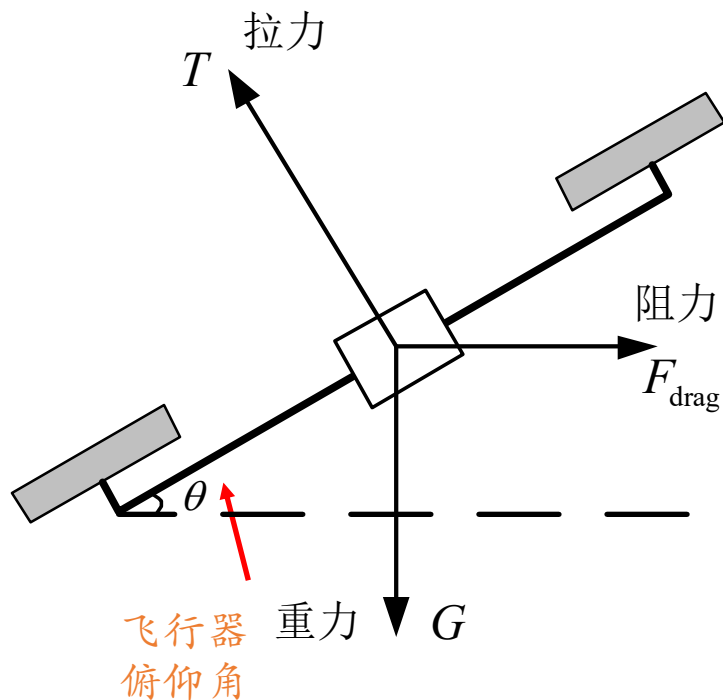


3. 性能估算

求解问题4



问题4：给定总重量 G ，求解飞行器的最大飞行速度，最远飞行距离以及综合飞行时间（指飞行器飞行距离达到最远时的飞行时间）。



飞行器前飞速度

- 阻力跟拉力的关系

$$F_{\text{drag}} = G \tan \theta$$

$$T = \frac{G}{n_r \cos \theta}$$

- 阻力跟速度的关系

$$F_{\text{drag}} = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 S$$

$$C_D = C_{D_1} (1 - \sin^3 \theta) + C_{D_2} (1 - \cos^3 \theta)$$

飞行器前飞速度
由俯仰角决定

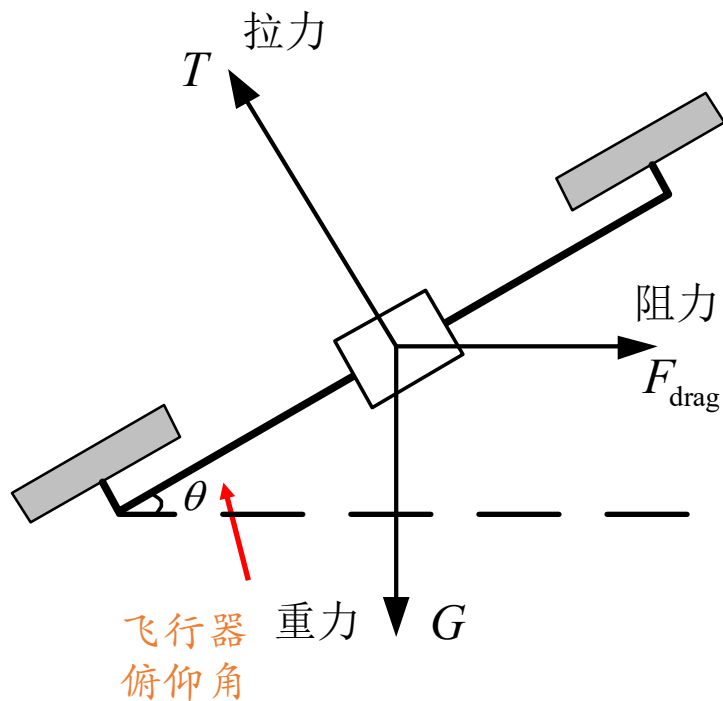
$$V(\theta) = \sqrt{\frac{2G \tan \theta}{\rho S (C_{D_1} (1 - \sin^3 \theta) + C_{D_2} (1 - \cos^3 \theta))}}$$

3. 性能估算



求解问题4

问题4：给定总重量 G ，求解飞行器的最大飞行速度，最远飞行距离以及综合飞行时间（指飞行器飞行距离达到最远时的飞行时间）。



飞行器前飞距离

- 螺旋桨转速
- 螺旋桨转矩
- 飞行时间
- 飞行距离
- 最远飞行距离

$$N = 60 \sqrt{\frac{G}{\rho C_T D_p^4 n_r \cos \theta}}$$

$$M = \frac{G C_M D_p}{C_T n_r \cos \theta}$$

$$T_{\text{fly}}(\theta)$$

$$Z(\theta) = 60 T_{\text{fly}}(\theta) V(\theta)$$

$$Z_{\text{max}} = \max_{\theta \in [0, \theta_{\text{max}}]} Z(\theta)$$

找到某俯仰角使飞行距离最远

3. 性能估算

估算例子



动力系统参数

已知

给定一架四旋翼，其总重量为1.5kg（包括负载），飞行地点海拔为50m，当地温度25°C，动力系统参数如右表所示。

组件	参数指标
螺旋桨 (APC1045)	$\Theta_p = \{ \text{直径 } D_p = 10\text{inch}、\text{螺距 } H_p = 4.5\text{inch}、\text{桨叶数 } B_p = 2、\text{拉力系数 } C_T = 0.0984、\text{转矩系数 } C_M = 0.0068 \}$
电机 (Sunnysky A2814-900)	$\Theta_m = \{ \text{标称空载电流 } I_{m0} = 0.6\text{A}、\text{标称空载电压 } U_{m0} = 10\text{V}、\text{标称空载 KV 值 } K_{v0} = 900\text{rpm/V}、\text{最大电流 } W_{m\text{Max}} = 335\text{A}、\text{内阻 } R_m = 0.08\Omega \}$
电调 (max 30A)	$\Theta_e = \{ \text{最大电流 } I_{e\text{Max}} = 30\text{A}、\text{内阻 } R_e = 0.008\Omega \}$
电池 (Lipo4000mAh)	$\Theta_b = \{ \text{总容量 } C_b = 4000\text{mAh}、\text{内阻 } R_b = 0.0084\Omega、\text{总电压 } U_b = 12\text{V}、\text{最大放电倍率 } K_b = 65\text{C} \}$

3. 性能估算

估算例子



(1) 目标1: 给出计算悬停时间详细计算过程, 并用 <http://flyeval.com/paper> 进行对比。

(2) 目标2: 选择一架飞行器, 分别列出北京、上海、拉萨、长沙等城市, 温度分别为 0°C , 10°C , 20°C , 30°C , 40°C 的悬停时间。分析海拔、温度对悬停时间的影响。

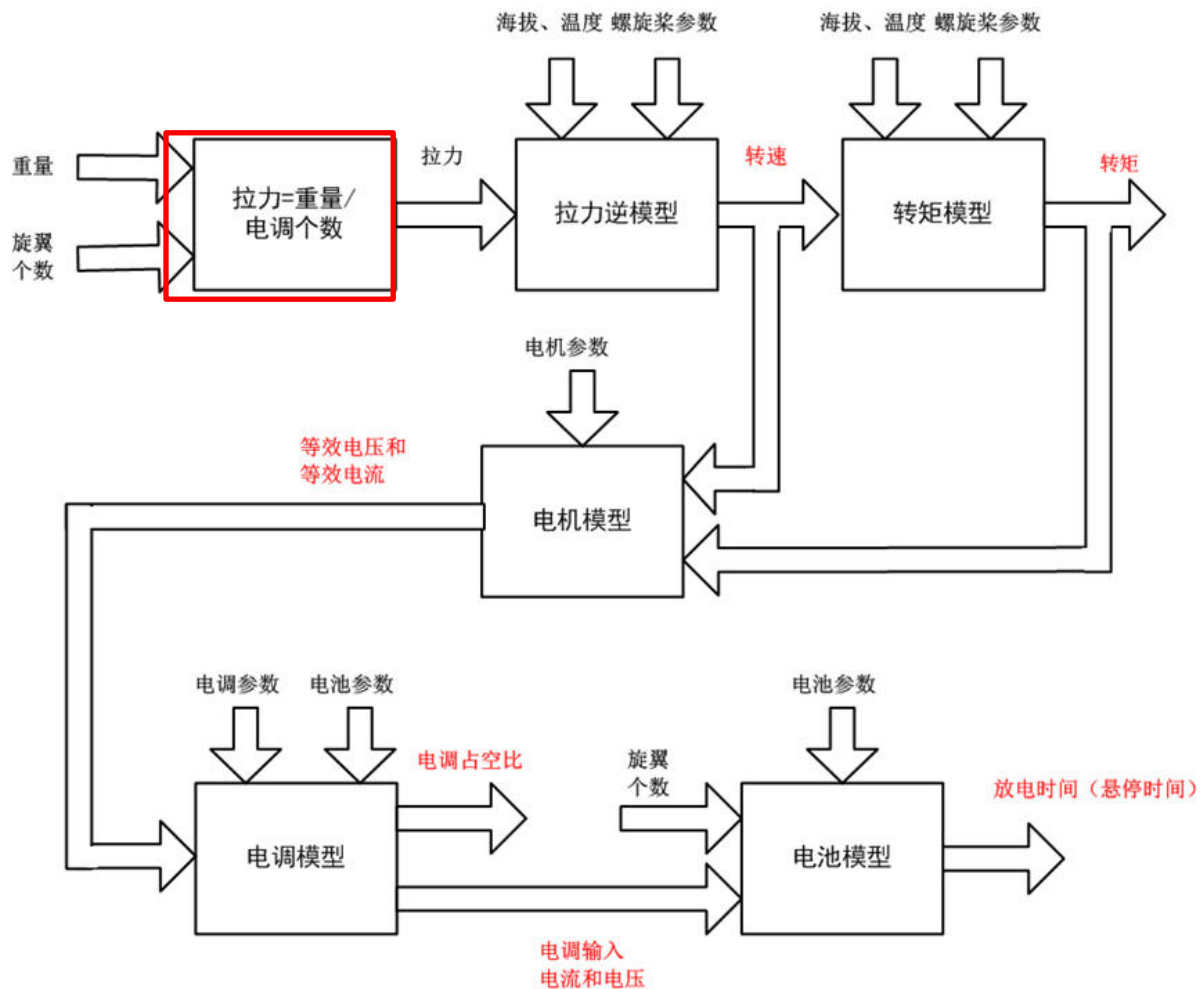
(3) 目标3: 选择一架飞行器, 分析螺旋桨大小和个数对悬停时间的影响。

3. 性能估算



估算例子

目标1实验步骤



(1) 根据整机重量计算单个螺旋桨产生的拉力,

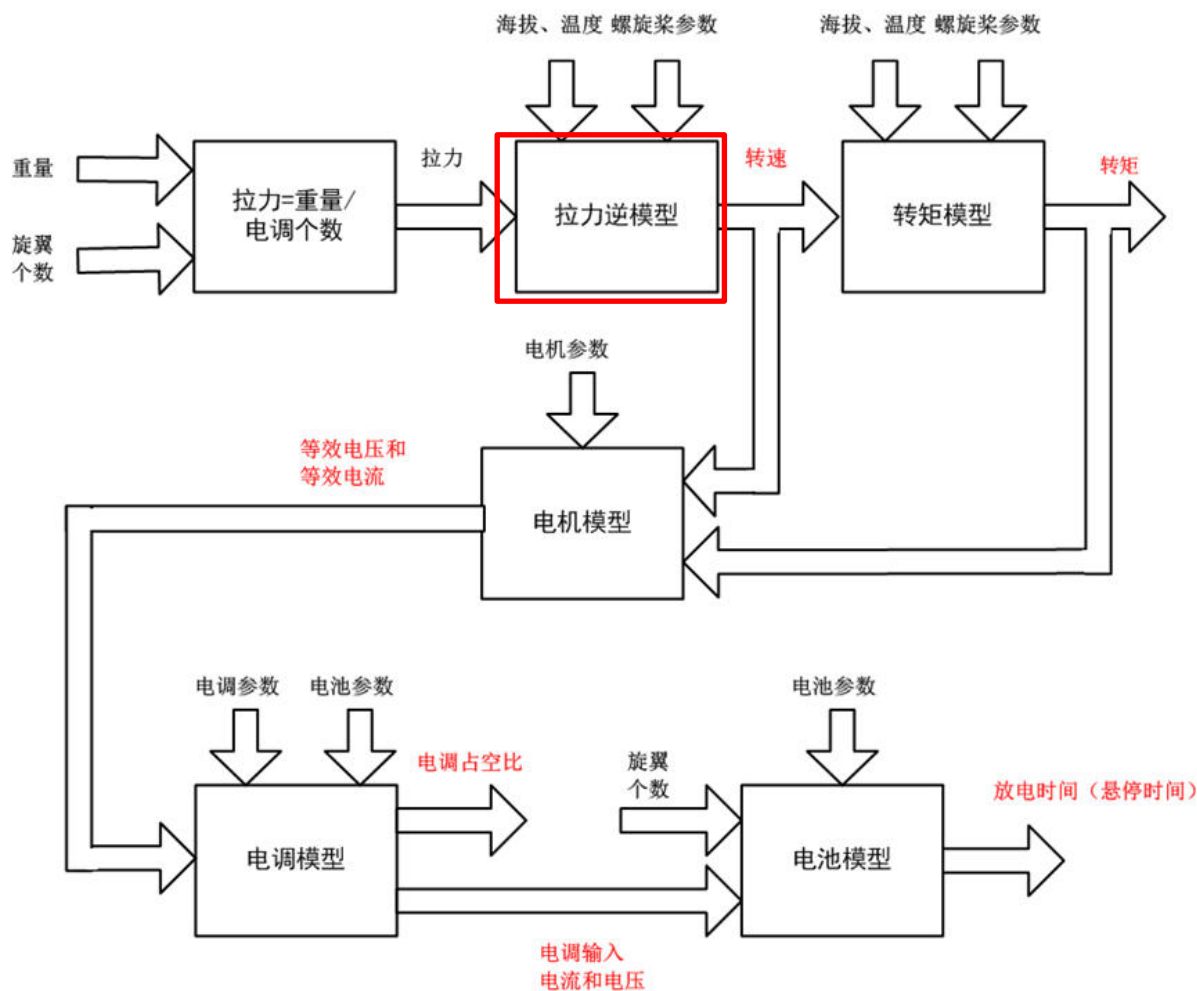
$$T = \frac{G}{n_r} = \frac{1.5 \times 9.8}{4} = 3.675\text{N}$$

3. 性能估算

估算例子



目标1实验步骤



(2) 由逆拉力模型求电机转速和螺旋桨转矩。首先根据飞行海拔和飞行温度计算大气压强

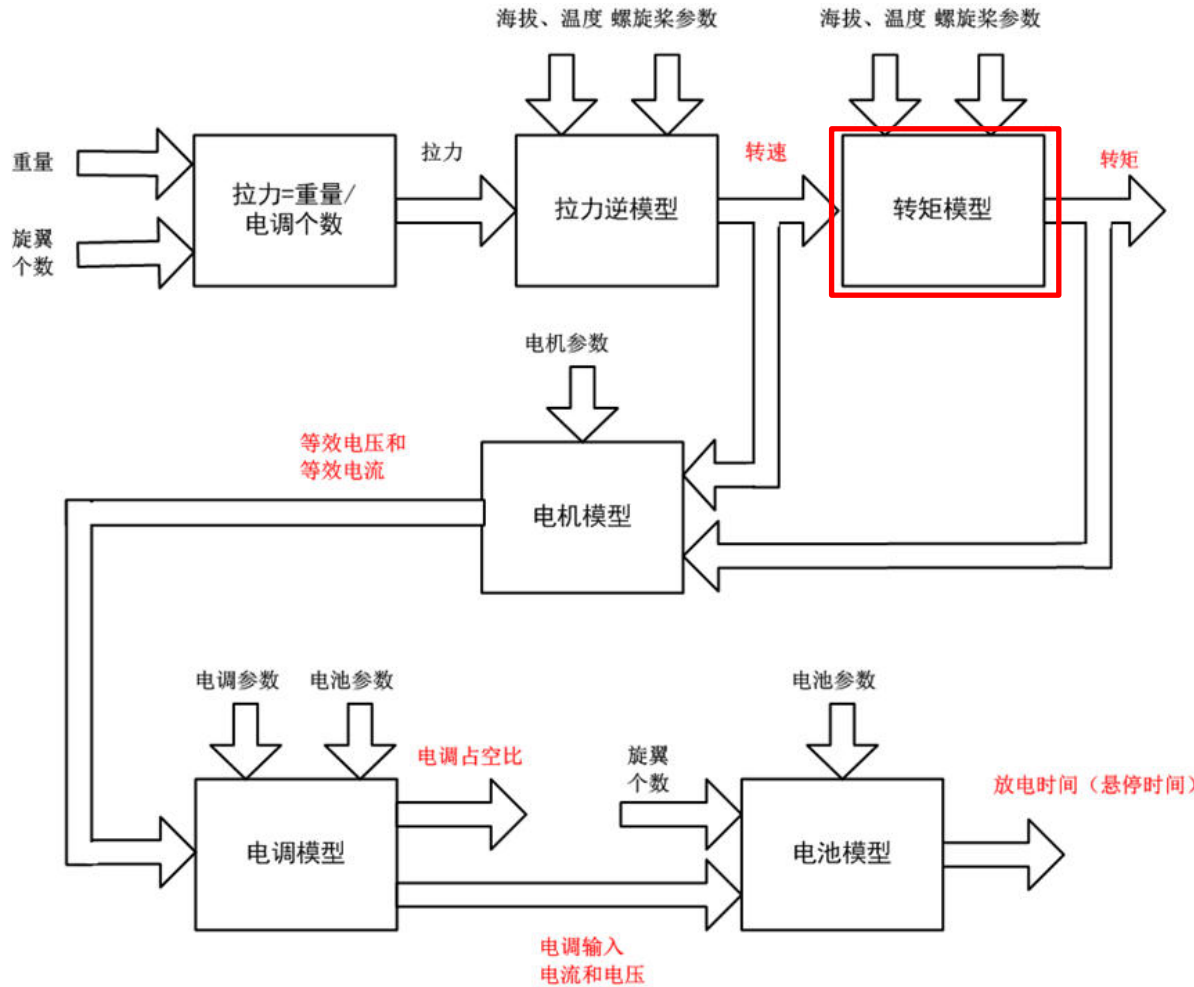
$$\begin{aligned} P_a &= 101325 \left(1 - 0.0065 \frac{h}{273 + T_t} \right)^{5.2561} \\ &= 101325 \left(1 - 0.0065 \frac{50}{273 + 25} \right)^{5.2561} \\ &= 100745.52 \text{ Pa} \end{aligned}$$

3. 性能估算

估算例子



目标1实验步骤



(2) 由逆拉力模型求电机转速和螺旋桨转矩。根据大气压强计算飞行环境空气密度，得：

$$\begin{aligned} \rho &= \frac{273P_a}{101325(273 + T_t)} \rho_0 \\ &= \frac{273 \times 100745.52}{101325 \times (273 + 25)} \times 1.293 \\ &= 1.178 \text{kg} / \text{m}^3 \end{aligned}$$

3. 性能估算

估算例子

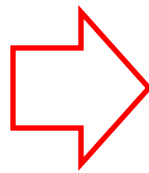
目标1实验步骤

(2) 由逆拉力模型求电机转速和螺旋桨转矩。

■ 已知空气密度和螺旋桨参数，可得

电机转速：

$$\begin{aligned} N &= 60 \sqrt{\frac{T}{\rho D_p^4 C_T}} \\ &= 60 \sqrt{\frac{3.675}{1.178 (10 * 25.4 / 1000)^4 * 0.0984}} \\ &= 5236.51 \text{RPM} \end{aligned}$$



■ 螺旋桨转矩为：

$$\begin{aligned} M &= \rho D_p^5 C_M \left(\frac{N}{60} \right)^2 \\ &= 1.178 * (10 * 25.4 / 1000)^5 * 0.0068 * \left(\frac{5236.51}{60} \right)^2 \\ &= 0.0645 \text{N} \cdot \text{m} \end{aligned}$$

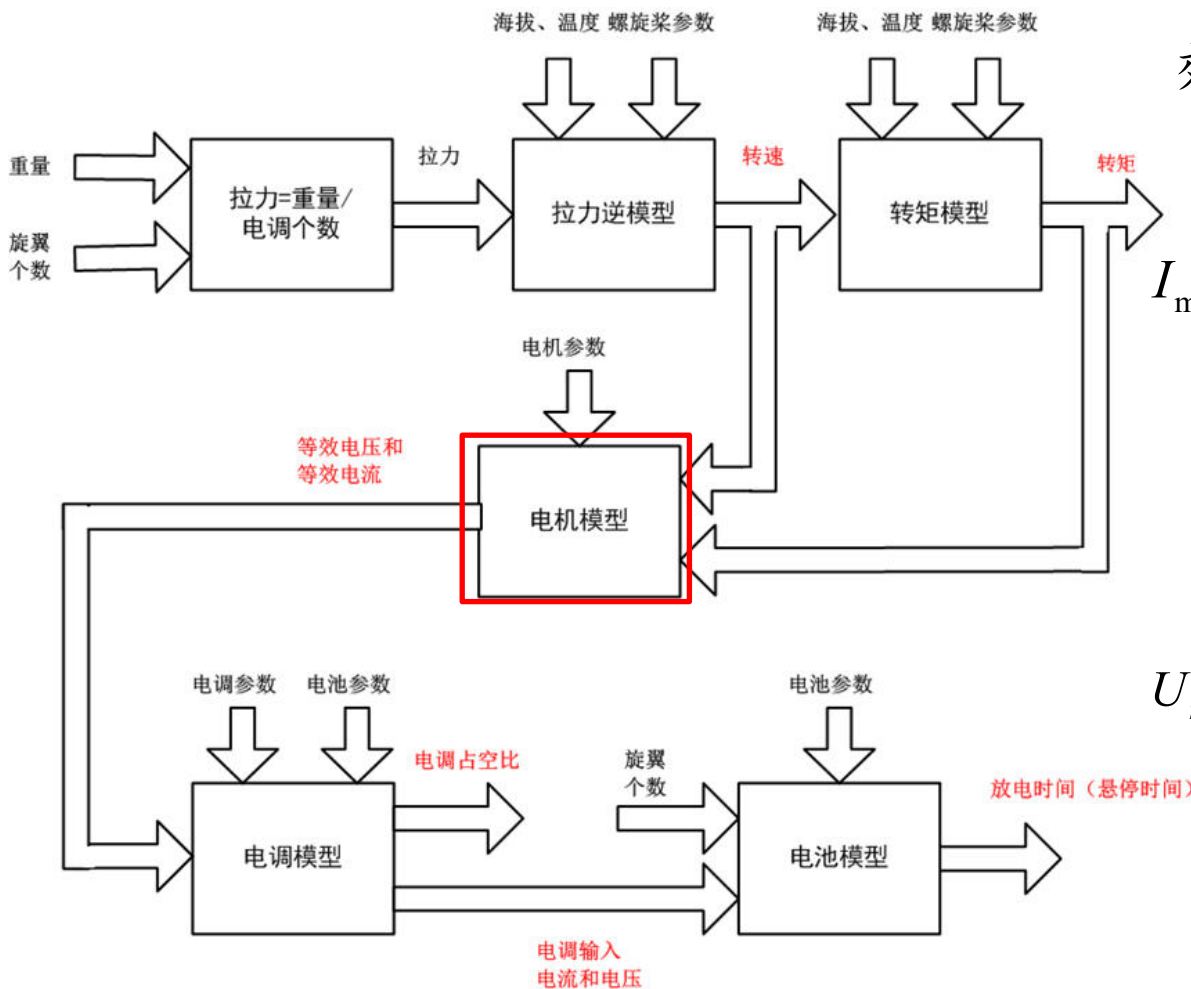


3. 性能估算



估算例子

目标1实验步骤



(3) 根据电机模型计算电机的等效电流和等效电压

$$I_m = \frac{MK_{V0}U_{m0}}{9.55(U_{m0} - I_{m0}R_m)} + I_{m0}$$

$$= \frac{0.0645 * 900 * 10}{9.55(10 - 0.6 * 0.08)} + 0.6$$

$$= 6.708A$$

$$U_m = \left(\frac{MK_{V0}U_{m0}}{9.55(U_{m0} - I_{m0}R_m)} + I_{m0} \right) R_m + \frac{U_{m0} - I_{m0}R_m}{K_{V0}U_{m0}} N$$

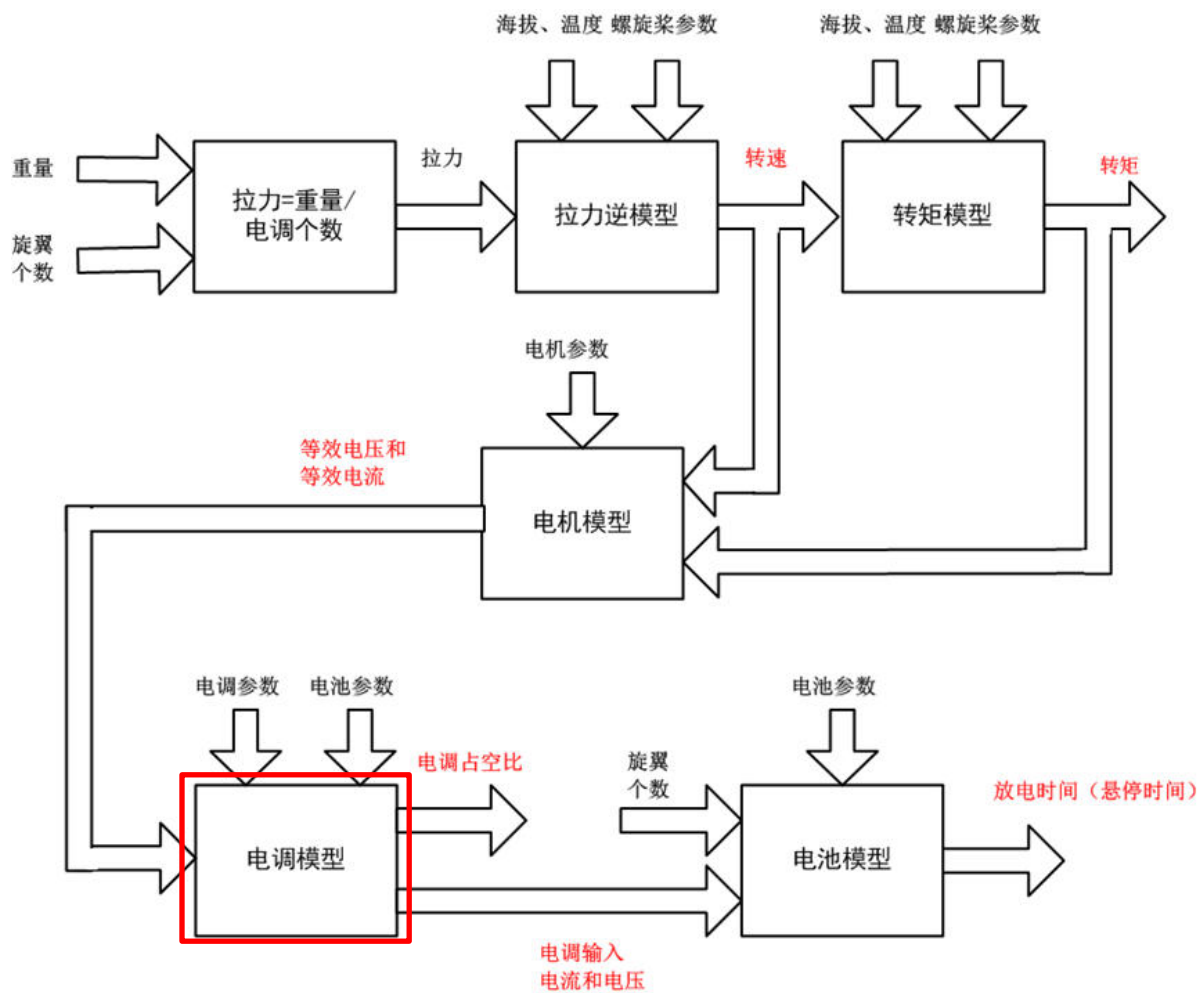
$$= \left(\frac{0.0645 * 900 * 10}{9.55(10 - 0.6 * 0.08)} + 0.6 \right) * 0.08 + \frac{10 - 0.6 * 0.08}{900 * 10} 5236.51$$

$$= 6.327V$$

3. 性能估算

估算例子

目标1实验步骤



(4) 电调输入油

门指令:

电调输入电流:

电调输入电压:



$$\sigma = \frac{U_m + I_m R_e}{U_b}$$

$$= \frac{6.327 + 6.708 * 0.008}{12}$$

$$= 0.532$$

$$I_e = \sigma I_m$$

$$= 0.532 * 6.708$$

$$= 3.567 A$$

$$U_e = U_b - I_b R_b$$

$$= 12 - 14.768 * 0.0084$$

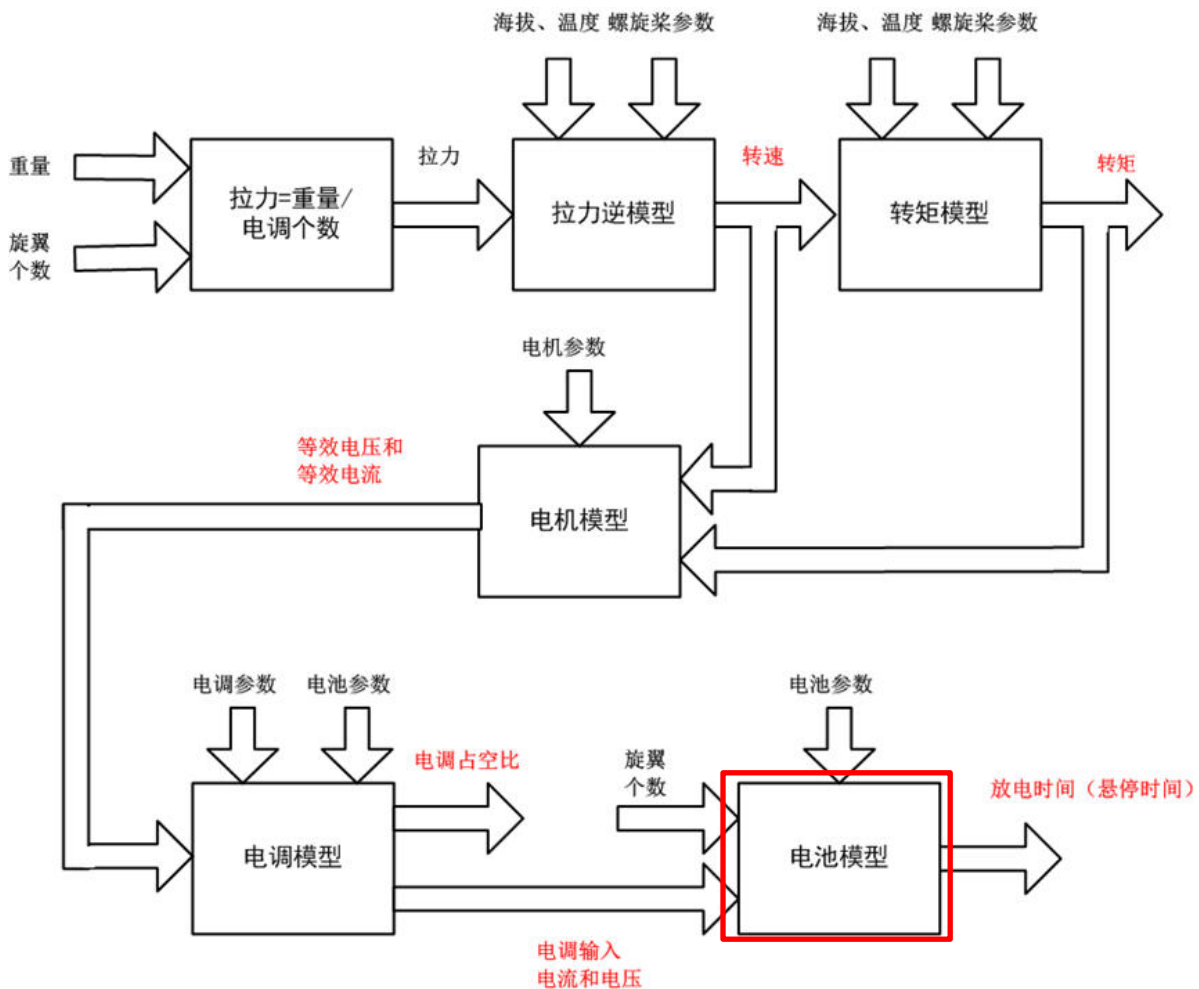
$$= 11.876 V$$

3. 性能估算



估算例子

目标1实验步骤



(5) 根据电池容量和电池电流计算悬停时间

■ 电池电流:

$$\begin{aligned}
 I_b &= n_r I_e + I_{\text{other}} \\
 &= 4 \times 3.567 + 0.5 \\
 &= 14.768 \text{ A.}
 \end{aligned}$$

■ 最小容量取为总容量的15%，求得悬停时间为：

$$\begin{aligned}
 T_b &= \frac{C_b - C_{\min}}{I_b} \cdot \frac{60}{1000} \\
 &= \frac{4000 - 4000 \times 0.15}{14.768} \times \frac{60}{1000} \\
 &= 13.8 \text{ min.}
 \end{aligned}$$

3. 性能估算

估算例子

目标1实验步骤

(6) 使用网站验证计算

在网站上进行相同配置后得出的飞行参数和性能如下图。

整机重量 (kg): 1.5
机架轴距 (mm): 450
飞行海拔 (m): 50
空气温度 (°C): 25
外形气动: 一般

电池放电下限 (%): 15
安全起飞油门上限 (%): 85
飞控最大倾角: 无限制
飞控&附件电流 (A): 0.5

电机品牌: SunnySky (朗宇)
型号: Angel A2814-KV900

螺旋桨品牌: APC
型号: 10x4.5MR

电调品牌: *自定义..

持续电流 (A): 30
电压最大锂电节数: 3
内阻 (*选填) (mΩ): 8
重量 (*选填) (g):

电池品牌: *自定义..

电芯类型: Li-Po
电芯串联结构 (S): 3
容量 (mAh): 4000
持续放电倍率 (C): 65
内阻 (*选填) (mΩ): 8.4
重量 (*选填) (g):

飞行评测
Flying Evaluation

首页 设计 (Beta) 反馈&联系 关于我们 语言

计算!

基本信息

悬停时间:	<div style="width: 100%;"></div>	- min.	≥ - % 多旋翼
剩余负载:	<div style="width: 100%;"></div>	- kg	≥ - % 多旋翼
最大起飞海拔:	<div style="width: 100%;"></div>	- km	≥ - % 多旋翼
单程飞行距离:	<div style="width: 100%;"></div>	- km	≥ - % 多旋翼
最大前飞速度:	<div style="width: 100%;"></div>	- m/s	≥ - % 多旋翼

详细信息

悬停性能:		最大油门性能:		整体性能:	
悬停时间	: - min.	飞行时间	: - min.	正常使用	: - min.
油门百分比	: - %	总升力	: - N	整机重量	: - kg
电调电流	: - A	电机电流	: - A	剩余载重	: - kg
电机转速	: - rpm	电机转速	: - rpm	最大起飞海拔	: - km
电机输出功率	: - W	电机输出功率	: - W	最大倾斜角度	: - °

3. 性能估算

估算例子

目标1实验步骤

(6) 使用网站验证计算

在网站上进行相同配置后得出的飞行参数和性能如右图。

理论计算时间与网站上
计算时间一致!



基本信息

悬停时间:		13.8 min.	≥ 39.7% 多旋翼
剩余负载:		1.76 kg	≥ 63.8% 多旋翼
最大起飞海拔:		6.14 km	≥ 67.2% 多旋翼
单程飞行距离:		4.43 km	≥ 47% 多旋翼
最大前飞速度:		14.7 m/s	≥ 59.5% 多旋翼

详细信息

悬停性能:

悬停时间	: 13.8 min.
油门百分比	: 53.7 %
电调电流	: 3.56 A
电机转速	: 5235.8 rpm
电机输出功率	: 35.2 W
电池输出电压	: 11.9 V
电池输出电流	: 14.7 A
能量效率	: 79.6 %

最大油门性能:

飞行时间	: 2.9 min.
总升力	: 41.4 N
电机电流	: 17.7 A
电机转速	: 8788.1 rpm
电机输出功率	: 166.6 W
电池输出电压	: 11.4 V
电池输出电流	: 71 A
能量效率	: 78.3 %

整体性能:

正常使用	: 10.3 min.
整机重量	: 1.5 kg
剩余载重	: 1.76 kg
最大起飞海拔	: 6.14 km
最大倾斜角度	: 62.6 °
最大平飞速度	: 14.7 m/s
单程飞行距离	: 4.43 km
抗风等级	: 5级

3. 性能估算

估算例子

目标1实验步骤

选择试验飞机的基本配置参数如下图所示。

The configuration interface includes the following parameters:

- 整机重量 (kg): 1.5
- 机架轴距 (mm): 450
- 飞行海拔 (m): 4
- 空气温度 (°C): 25
- 外形气动: 一般
- 电池放电下限 (%): 15%
- 安全起飞油门上限 (%): 85%
- 飞控最大倾角: 无限制
- 飞控&附件电流 (A): 0.5
- 电机品牌: DJI (大疆)
- 型号: 2212 KV920
- 螺旋桨品牌: DJI (大疆)
- 型号: Turnigy slow fly 9.4x5
- 电调品牌: *常用...
- 型号: max 30A
- 电池品牌: *常用...
- 型号: LiPo 1S-3.7V-20/30C-5000mAh
- 电芯串并联结构: 3 S 1 P

The web application interface for 'Flying Evaluation' (飞行评测) includes the following sections:

- Header:** Logo 'Fe Flying Evaluation', navigation links (首页, 设计 (Beta), 反馈&联系, 关于我们, 语言), and a language dropdown.
- Configuration Panel:** A grid of input fields for drone parameters, matching the screenshot on the left.
- Buttons:** A '计算!' (Calculate!) button.
- 基本信息 (Basic Information):** A table of performance metrics with progress bars and units.
- 详细信息 (Detailed Information):** A table of specific performance metrics.

指标	单位	范围
悬停时间	min	≥ - % 多旋翼
剩余负载	kg	≥ - % 多旋翼
最大起飞海拔	km	≥ - % 多旋翼
单程飞行距离	km	≥ - % 多旋翼
最大前飞速度	m/s	≥ - % 多旋翼

悬停性能	最大油门性能	整体性能
悬停时间: 1 - min	飞行时间: 1 - min	正常使用: 1 - min
油门百分比: 1 - %	总升力: 1 - N	整机重量: 1 - kg
电调电流: 1 - A	电机电流: 1 - A	剩余数量: 1 - kg
电机转速: 1 - rpm	电机转速: 1 - rpm	最大起飞海拔: 1 - km
电机输出功率: 1 - W	电机输出功率: 1 - W	最大倾斜角度: 1 - °

3. 性能估算

估算例子



目标2实验步骤

(1) 海拔影响：查得四个地点的海拔，得到海拔对悬停时间影响的表格：

海拔对悬停时间的影响

地点	海拔/m	悬停时间/min
上海	4	16.5
北京	43.5	16.5
长沙	500	16.1
拉萨	3658	13.5

由表可以得出结论：海拔越高，悬停时间越短。因为当海拔越高时，空气密度越小。在提供同样大小拉力时，空气密度越小，转速越大。而力矩不变时，转速越大，等效电流和电压越大。进而，电调输入电流也会越大，电池放电电流也会增大。因此，电池容量一定时，电池电流越大悬停时间越短。网站给出的结果与理论推理相符。

3. 性能估算

估算例子

目标2实验步骤

(2) 温度影响，考虑温度对悬停时间的影响

温度对悬停时间的影响

温度/°C	悬停时间/min
0	17.1
10	16.9
20	16.6
30	16.4
40	16.2

由表可以得出结论：温度越高悬停时间越短。因为空气密度随温度升高而减小，结合上述海拔对悬停时间的影响可知，空气密度越低，悬停时间越短，所以温度越高悬停时间越短，理论推理与网站计算相符。



3. 性能估算

估算例子

目标3实验步骤

(1) 螺旋桨大小对悬停时间的影响

轴距450, $r_{\max} = 1.1r_p$, r_p 最大可选11.4英寸, 修改螺旋桨尺寸, 得到下表:

螺旋桨尺寸对悬停时间的影响

螺旋桨尺寸/英寸	悬停时间/min
10	17
9.4	16.5
9	15.9
8	14.5

由表可以得出结论：螺旋桨越大，悬停时间越长。而螺旋桨越大，提供相同拉力时转速越小，所以悬停时间越长



3. 性能估算

估算例子

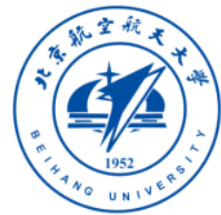
目标3实验步骤

(2) 螺旋桨个数对悬停时间的影响

改变机型得到下表

螺旋桨个数对悬停时间影响

旋翼类型	悬停时间/min
八旋翼	21.4
四轴八旋翼	19.8
六旋翼	19.4
四旋翼	16.5
三轴六旋翼	17.8
三旋翼	14.5



由表可以得出结论：旋翼的个数相同，采用共轴双桨方式悬停时间更短，如八旋翼和四轴八旋翼，但是采用共轴的方式能够减小无人机的尺寸。同是四轴的八旋翼要比四旋翼的悬停时间长。一般来说，总重相同时，旋翼个数越多，悬停时间越长。

4. 动力系统设计



基本设计原则

(1) 根据单个旋翼所需提供的升力大小选择电机。各电机厂商会提供电机的单轴起飞重量，不同电流下所能提供的升力，以及会推荐螺旋桨的大小，这些数据是电机厂商根据实验得出，可以作为设计多旋翼的参考依据。

(2) 选定电机后，即可根据电机的最大电流选择电调，根据电机的供电电压、提供悬停升力时的电机电流和悬停时间选择电池。

(3) 根据电机厂商推荐的螺旋桨大小和机架与旋翼最大尺寸的关系即可最终确定螺旋桨的大小。

根据单个旋翼所需提供的升力大小选择电机

根据电机的最大电流选择电调、进一步选择电池

最终确定螺旋桨的大小

4. 动力系统设计



动力系统匹配选型细则

动力系统匹配选型细则是保证多旋翼动力系统满足飞行安全的最基本的原则，主要

- **电机、螺旋桨、电调、电池匹配的基本原则**
 - 参数匹配安全性原则
 - 动力系统运行安全性原则
- **动力系统产生的拉力与多旋翼的起飞重量匹配原则**
- **航时优化**
 - 通过测试数据计算多旋翼的预估悬停航时，进行对比并直接选出悬停航时性能更佳的动力选型。
 - 通过力效曲线对比分析，可以更加直观全面判断动力系统匹配的航时优势，选择航时性能更佳的动力系统选型匹配方案。

4. 动力系统设计



设计目标

■ 已知

<http://flyeval.com/paper> 及网上的动力单元信息

■ 目标

海拔0m，温度25° C，设计一架多旋翼飞行器，载重1kg，外接圆半径小于1m，总体重量小于5kg，悬停时间大于15min。需要完成：分别并列出该飞行器的所有飞行参数及基本飞行性能参数，<http://flyeval.com/paper>截图说明选择的合理性。

Dongjie Shi, Xunhua Dai, Xiaowei Zhang, and Quan Quan. A Practical Performance Evaluation Method for Electric Multicopters. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. 2017, 22(3):1337-1348.

4. 动力系统设计

步骤



(1) 选择设计四旋翼

(2) 根据总重量确定单个螺旋桨的拉力，由式 (4.24) 得：

$$T = \frac{5}{4} = 1.25\text{kg}$$

(3) 根据飞行器的最大尺寸限制，确定螺旋桨的最大尺寸

$$r_{\max} + R = r_{\max} + \frac{r_{\max}}{\sin 45^\circ} < 1\text{m}$$

考虑一定裕度，螺旋桨最大尺寸范围为：

$$r_p = r_{\max} / (1.05 \sim 1.2) = 345 \sim 394\text{mm}$$

螺旋桨尺寸一般用直径表示，且单位为英寸，转换得螺旋最大尺寸在27.2~31英寸之间

T 为悬停时的拉力，为了留出一定的控制余度，取单个螺旋桨提供的拉力至少为**2.5Kg**.

4. 动力系统设计

步骤

(4) 寻找合适的电机和螺旋桨
设计目标要求悬停油门小于满油门的65%，以最大重量5kg计算，悬停状态下65%油门时单桨拉力至少为1.25kg。同时结合步骤一中电机和螺旋桨产生的拉力范围，在MN领航系列电机中满足要求的电机如表所示。



表 4.11: 满足设计需求的 MN 领航系列电机列表

电机编号	电压 (V)	螺旋桨尺寸	油门 (%)	电流 (A)	功率 (W)	拉力 (g)	转速 (RPM)	力效 (g/W)
MN3510 KV360	22.2	15×5	65	5.6	124.32	1180	4500	9.49
MN3510 KV630	14.8	14×4.8	65	8.7	128.76	1110	5300	8.62
MN3510 KV700	14.8	13×4.4	65	9	133.2	1120	6100	8.42
MN3515 KV400	22.2	14×4.8	65	6.3	139.86	1180	5400	8.44
MN4010 KV370	22.2	14×4.8	65	5.7	126.54	1060	5100	8.38
MN4010 KV370	22.2	15×5	65	7	155.4	1300	4800	8.37
MN4010 KV475	14.8	16×5.4	65	7.3	108.04	1060	3800	9.81
MN4010 KV475	22.2	13×4.4	65	6.6	146.52	1070	6300	7.3
MN4010 KV480	14.8	15×5	65	10	148	1190	4800	8.04
MN5212 KV340	24	15×4	65	6.3	150.7	1254	4925	8.32
MN4012 KV340	22.2	15×5	65	5.4	119.88	1110	4440	9.26
MN4012 KV400	22.2	14×4.8	65	6.4	142.08	1150	5300	8.09
MN4012 KV480	14.8	16×5.4	65	7.8	115.44	1060	4000	9.18
MN4012 KV480	22.2	13×4.4	65	7.7	170.94	1200	6700	7.02
MN4014 KV330	22.2	15×5	65	5.9	130.98	1150	4600	8.78

综合力效选择

4. 动力系统设计


步骤



(5) 选择电调

选择 T-MOTOR 电调，因为选择的电机的最大电流为 15A，考虑一定的裕度，这里选择电调的持续电流为 40A 的 AIR 40A 电调。

Home / Multicopter / ESC / Air Series / AIR 40A



AIR 40A

\$39.99 [Comment: 1](#)

Available points: 300 | Points reward: 39

- Special core program
- Special optimized firmware
- Highly-intelligent and adaptive
- Twisted-pair design

1 [Add to cart](#) [Buy now](#) [Mobile Access](#)

USD100 Consumption Free Shipping by DHL Express (Excl. Remote Areas).

◀ Share ☆ Collect (2)

4. 动力系统设计

步骤

(6) 如选择 12000mAh 的电池，最小容量取总容量的15%，根据前面选择的电机、电调和螺旋桨，得到总重量为

$$G = (2 + (0.117 + 0.026 + 0.021) \times 4 + 1.46) \times 9.8 = 40.3368N$$

单个螺旋桨所需提供的拉力为10.0842N。

此时的油门小于 65%，在 50%~65% 油门之间进行简单的线性插值可得拉力为

10.0842N时，电流为 4.62A，计算悬停时间为

$$T = \frac{C_b - C_{\min}}{I_b} \cdot \frac{60}{1000} = \frac{0.85 * 12000}{4.62 \times 4 + 0.5} * 0.06 = 32.24 \text{ min}$$



Tattu无人机植保电池_22000mAh 25C 22.8V 高压版

TIME:2016-12-29
产品名称: Tattu无人机植保电池_22000mAh 25C 22.8V 高压版 容量: 22000mAh 电芯组合: 6S1P 电压: 22.8V 放电倍率: 15C 持续放电电流: 100A 建议充电电流: 5A 支持充电电流: 10A 瞬间放电电流: 550A 成品尺寸(厚*宽*长): 62.5*93*213mm 产品重量: 2360g 放电插头: 裸线 充电插头: JST-XHR-7P反向+AB扣 充电线号及线..



Tattu无人机航拍电池_16000mAh 15C 22.8V 高压版

TIME:2016-12-29
产品名称: Tattu无人机航拍电池_16000mAh 15C 22.8V 高压版 容量: 16000mAh 电芯组合: 6S1P 电压: 22.8V 放电倍率: 15C 持续放电电流: 100A 建议充电电流: 5A 支持充电电流: 10A 瞬间放电电流: 240A 成品尺寸(厚*宽*长): 64.5*77.5*202mm 产品重量: 1880g 放电插头: 裸线 充电插头: JST-XHR-7P反向+AB扣 充电线号及线..



Tattu无人机植保电池_12000mAh 25C 22.8V 高压系列 电池

TIME:2016-12-29
产品名称: Tattu无人机植保电池_12000mAh 25C 22.8V 高压系列电池 容量: 12000mAh 电芯组合: 6S1P 电压: 22.8V 放电倍率: 15C 持续放电电流: 100A 建议充电电流: 5A 支持充电电流: 10A 瞬间放电电流: 180A 成品尺寸(厚*宽*长): 54*78*202mm 产品重量: 1460g 放电插头: 裸线 充电插头: JST-XHR-7P反向+AB扣 充电线号...

若选择格式电池，其高压版满足电机的电压需求。

4. 动力系统设计

步骤



(7) 根据螺旋桨尺寸重新计算多旋翼轴距。

$$2R = \frac{r_p}{\sin \frac{\theta}{2}} = \frac{15 \times 25.4}{\sin \frac{180}{4}} = 539\text{mm}$$

增加一点裕度：取轴距=539×1.1=593mm,选择轴距为600mm.

4. 动力系统设计

步骤

(8) 使用 <http://flyeval.com/paper> 网站计算飞行参数。

The screenshot shows the input section of the flyeval.com website. It includes the following fields and values:

- Frame+Loz: 2.0 kg
- Frame Size: 600 mm
- Altitude: 0 m
- Air Temperature: 25 °C
- Aero Design: medium
- Min. Battery Capacity: 15%
- Max. Takeoff Throttle: 85%
- FCU Max. Tilt Limit: No Limit
- FCU & Attaches Current: 0.5 A
- Motor Brand: T-MOTOR
- Motor Model: MN4014 KV330
- Propeller Brand: T-MOTOR
- Propeller Model: 15x5 CF
- ESC Brand: T-MOTOR
- ESC Model: AIR 40A
- Battery Brand: ACE
- Battery Model: LiPo TATTU 6S-22.2V-15C-12000...
- Battery Assembly: 1 S 1 P

The screenshot shows the output section of the flyeval.com website. It includes a "计算!" (Calculate!) button and a table of calculated parameters:

Category	Parameter	Value	Unit	Scale
基本信息	悬停时间	~	min	≥ - % 多旋翼
	剩余负载	~	kg	≥ - % 多旋翼
	最大起飞海拔	~	km	≥ - % 多旋翼
	单程飞行距离	~	km	≥ - % 多旋翼
	最大前飞速度	~	m/s	≥ - % 多旋翼
详细信息	悬停性能	~	min	
	飞行时间	~	min	
	油门百分比	~	%	
	总升力	~	N	
	正常使用时	~	min	
	整机重量	~	kg	
	电机电流	~	A	
	剩余数量	~	kg	
	电机转速	~	rpm	
最大起飞海拔	~	km		
电机输出功率	~	W		
电机输出功率	~	W		
最大倾斜角度	~	°		

4. 动力系统设计

步骤

可以看到网站计算的悬停时间与估计的悬停时间比较接近，飞行器的剩余负载还很大，有2.8kg，**如果要继续增加续航时间可在整体结构不变的前提下增大电池容量。**

详细信息

悬停性能：

悬停时间	: 22.5 min.
油门百分比	: 63.6 %
电调电流	: 6.69 A
电机转速	: 4623.5 rpm
电机输出功率	: 132.2 W
电池输出电压	: 23.7 V
电池输出电流	: 27.2 A
能量效率	: 80.9 %

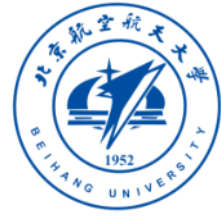
最大油门性能：

飞行时间	: 7 min.
总升力	: 94.3 N
电机电流	: 21.8 A
电机转速	: 6716.3 rpm
电机输出功率	: 417.8 W
电池输出电压	: 22.9 V
电池输出电流	: 87.3 A
能量效率	: 79.8 %

整体性能：

正常使用	: 17.8 min.
整机重量	: 4.56 kg
剩余载重	: 2.8 kg
最大起飞海拔	: 3.85 km
最大倾斜角度	: 51.7 °
最大平飞速度	: 12.4 m/s
单程飞行距离	: 8.5 km
抗风等级	: 4 级

4. 动力系统设计








使用网站反向设计多旋翼

多旋翼评估网站除了可以根据环境及硬件参数计算悬停时间、悬停油门、总拉力等性能参数外，还提供了逆向求解的功能，即根据多旋翼设计需求逆向求取多旋翼硬件参数要求并提供合适的硬件搭配，如右图所示。

在设置了多旋翼造型结构、重量、悬停时间要求等要求后，选择待搜索数据库，点击“逆向求解！”

序号	电机型号	电调型号	桨型号	电池型号	机架轴距	悬停时间	可用负载	整机重量 (包括负载)
1	T-MOTOR U3 KV700	T-MOTOR AIR40A	T-MOTOR P12x4	LiPo 4S-14.8V-50C-5000mAh	530mm	10.8min.	1kg	2.71kg
2	T-MOTOR U3 KV700	T-MOTOR AIR40A	T-MOTOR P13x4.4	LiPo 4S-14.8V-35C-8300mAh	580mm	16.2min.	1kg	3.16kg
3	T-MOTOR U3 KV700	T-MOTOR AIR40A	T-MOTOR MS1302	LiPo 4S-14.8V-35C-8300mAh	580mm	16.1min.	1kg	3.17kg
4	T-MOTOR U3 KV700	T-MOTOR AIR40A	T-MOTOR MF1302	LiPo 4S-14.8V-30C-9600mAh	590mm	17.4min.	1kg	3.35kg
5	T-MOTOR MN4012 KV480	T-MOTOR AIR40A	T-MOTOR P13x4.4	LiPo 6S-22.2V-30C-7600mAh	580mm	15.5min.	1kg	3.71kg
6	T-MOTOR MN4012 KV480	T-MOTOR AIR40A	T-MOTOR MS1302	LiPo 6S-22.2V-30C-8300mAh	580mm	16.2min.	1kg	3.87kg
7	T-MOTOR MN4012 KV480	T-MOTOR AIR40A	T-MOTOR MF1302	LiPo 6S-22.2V-30C-9200mAh	590mm	17.6min.	1kg	4.07kg
8	T-MOTOR U5 KV400	T-MOTOR AIR40A	T-MOTOR P15x5	LiPo 6S-22.2V-25C-11000mAh	670mm	22.2min.	0.9kg	4.61kg

与前面设计中得到的多旋翼在硬件配置上较为接近

	整机重量 1.5 kg	机架轴距 450 mm	飞行海拔 200 m	空气温度 25 °C	外形气动 一般 ▼
	电池放电下限 15% ▼	安全起飞油门上限 85% ▼	飞控最大倾角 无限制 ▼	飞控附件电流 0.5 A	
	电机品牌 请选择.. ▼		型号 请选择.. ▼		
	螺旋桨品牌 请选择.. ▼		型号 请选择.. ▼		
	电调品牌 请选择.. ▼		型号 请选择.. ▼		
	电池品牌 请选择.. ▼		型号 请选择.. ▼		

计算!

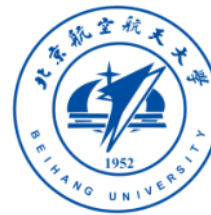
基本信息

悬停时间:		- min.	≥ - %	多旋翼
剩余负载:		- kg	≥ - %	多旋翼
最大起飞海拔:		- km	≥ - %	多旋翼
单程飞行距离:		- km	≥ - %	多旋翼
最大前飞速度:		- m/s	≥ - %	多旋翼

详细信息

悬停性能:	最大油门性能:	整体性能:
悬停时间 : - min.	飞行时间 : - min.	正常使用 : - min.

5. 本章实践



课堂实践：电池的充放电测试

(1) 实践目标

- 准备
 - 硬件：硬件：电池接头一个、锂电池一块、锂电池平衡充电器一台。

(2) 实践原理

- 充电开始时为恒流阶段，电池的电压较低，充电电流稳定不变；随着充电的继续进行，电池电压逐渐上升到 4.2V，此时充电器应转入恒压充电，充电电流逐渐减小；当电流下降到某一范围时，进入涓流充电环节，充电器以某一充电速率继续给电池补充电荷，最后使电池处于充满状态。
- 电池的放电过程在第二章中相关章节中进行过详细说明，此处不再赘述。

5. 本章实践



课堂实践：电池的充放电测试

(3) 实践步骤

锂聚合物电池充电实验，具体步骤如下：

- ① 步骤一，首先将平衡充电器连接 220V 交流电源，随后将待充电电池连接充电器的充电口；
- ② 步骤二，上电开机后系统进入初始界面，此时在界面上可以看到当前每块电池的电压情况，按“SET”
- ③ 键进入设置模式，设置充电工作模式为充电，充电电压 4.2V，电流 2.2A；
- ④ 步骤三，按“Start/Stop”键确认选择；
- ⑤ 步骤四，充电器会自动启动运行程序，在液晶显示屏会实时显示各电池的充电电压和电流；
- ⑥ 步骤五，监测程序运行状态，每隔 1 分钟记录下电池总电压、分块电池电压、容量数据；
- ⑦ 步骤六，充电结束，拔掉电池，放置 3min。

5. 本章实践



课堂实践：电池的充放电测试

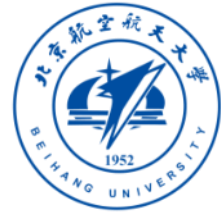
(3) 实践步骤

锂聚合物电池放电实验，具体步骤如下：

- ① 步骤一，将已充好电的锂聚合物电池与充电器接好；
- ② 步骤二，按“SET”键进入充电器设置模式，设置工作模式为放电模式，设置放电电压为 3.2V，放电电流为 2.2A；
- ③ 步骤三，单击“Start/Stop”按钮开始运行程序；
- ④ 步骤四，监测程序运行状态，每隔 1 分钟记录下电池总电压、分块电池电压、容量数据；
- ⑤ 步骤五，放电结束，拔掉电池，放置 3 分钟；
- ⑥ 步骤六，实验结束，整理仪器。

5. 本章实践

课堂实践：电池的充放电测试



电池充放电视频插入

5. 本讲实践

课堂实践：电调校准



电调负责使电机运行在自驾仪所期望的旋转速度。电调校准也可理解为油门行程校准，其目的是将油门行程和电调控制电机的转速匹配起来。通常更换了电调、电机，或者多旋翼严重撞击后，都需要重新校准电调。对于一些四合一电调，无需校准即可使用。

(1) 实践目标

- 掌握电调校准的一般方法。
- 掌握多旋翼起飞前电机转向检查的方法。

5. 本讲实践

课堂实践：电调校准



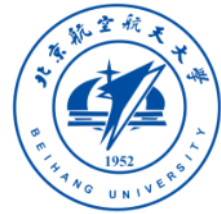
(2) 实践步骤

电调校准操作步骤

- ① 使用地面站连接自驾仪，点击“配置/调试”，选择左侧的“全部参数表”，然后在界面右侧的搜索栏中输入“ESC”查找。找到“ESC_CALIBRATION”命令后，将参数值修改为 1，使自驾仪在下次启动时进入电调校准状态。
- ② 断开自驾仪的连接并拔下 USB 线，连接电池使自驾仪启动。此时自驾仪指示灯一直处于红蓝交替闪烁的状态，表示进入电调校准状态。这时将油门摇杆推至最顶端，待听到两声短音后，将油门摇杆拉至最底端。待听到一声长音后，电调校准完成，整机断电。

5. 本讲实践

课堂实践：电调校准



(2) 实践步骤

检查电机转向操作步骤

- ① 在检查电机转向时，应确保电机未装螺旋桨（严禁装载螺旋桨测试转向）；
- ② 然后打开遥控器，并将飞行设置为“自稳模式（Stabilize）”；
- ③ 连接电池，按住油门放置最低，方向舵最右保持五秒钟，解锁；
- ④ 解锁后，施加少量的油门，观察并记录每个电机的旋转方向；
- ⑤ 常用电机电调一般只需要将电调和电机的任意两根连接线交叉连接即可反转电机转向，可能需要重新焊接)。

5. 本讲实践

课堂实践：电调校准



电调校准视频插入

5. 本讲实践



课堂实践：拉力和力矩测试实践

(1) 实践目标

- 准备
 - 硬件：无人机动力测试教学仪实验套装（硬件台）一套，动力单元一套（螺旋桨 + 电机 + 电调），Windows 系统的计算机一台，其中动力单元以精灵 PHANTOM 4 PRO 多旋翼为例。
 - 软件：多旋翼动力测试教学仪实验套装（调试软件）一套。
- 目标
 - 培养学生动手能力，增加对无人机动力系统的认识。
 - 学习并掌握无人机动力系统测试教学仪操作流程，拥有完整测试动力系统的能 力。
 - 通过设计实验课程，可以让学生对动力系统进行检测并对数据进行分析，编制成测试报告，对动力系统进行选型与搭配。

5. 本讲实践

课堂实践：拉力和力矩测试实践



(2) 实践步骤

动力系统测试

- ① 在 WF-EDU-02 测试台安装固定好待测电机（2312）及螺旋桨（9450），并确认电机转向正确，准备测试。
- ② 打开配置栏，点击“系统设置”，将电机极对数设置为 7，桨叶数设置为 2。
- ③ 点击“测试信息”，并在软件测试信息栏中填写测试信息，进行保存。
- ④ 点击选项卡中的“保护选项”，打开电流和温度保护，电流保护设置阈值为 15A，温度保护设置为 60°C（电流上限设置为 15A 是因为电机出厂参数中最大安全工作电流为 15A，60°C 也是防止电机过载的安全设置）。

5. 本讲实践

课堂实践：拉力和力矩测试实践



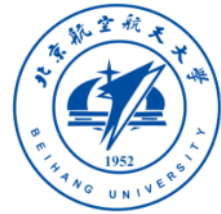
(2) 实践步骤

动力系统测试

- ⑤ 点击测试软件中的“自动测试”选项卡，设置“测试模式”为“增长”，即自动油门增长模式，单次增长量为 5%，油门点持续时间为 5s。
- ⑥ 点击“油门解锁”，点击“自动测试”，WF-EDU-02 测试台开始自动测试。
- ⑦ 测试过程中，软件会自动逐步增加油门，自动测试结束，测试软件自动保存数据。
- ⑧ 点击工具栏中的“数据分析”，打开数据分析软件，图表视图区域将自动加载数据，通过勾选显示数据项可以查看各项测试参数的测试图表，测试结束。

5. 本讲实践

课堂实践：拉力和力矩测试实践



(2) 实践步骤

测试数据处理

- ① 点击菜单栏的“输出”，在之后弹出的菜单列表中选择“油门点均值”，将 Excel 数据输出到桌面，重命名后可以打开查看。
- ② 使用数据分析软件中的“输出-曲线分析”功能，在图标设置窗口 X 轴选择油门选项，Y 轴选择拉力和系统力效选项，进一步生成油门拉力，系统力效分析曲线。
- ③ 根据力效及其他参数计算大致航时。

5. 本讲实践



课堂实践：动力系统的优化选型测试

(1) 实践目标

- 准备
 - 硬件：无人机动力测试教学仪实验套装（硬件台）一套，动力单元一套（螺旋桨 + 电机 + 电调），Windows 系统的计算机一台；其中精灵 4 原装动力系统与其他选配动力系统参数对比，如下表所示。
 - 软件：多旋翼动力测试教学仪实验套装（调试软件）一套。
- 目标
 - 培养学生动手能力，增加对无人机动力系统的认识。
 - 学习并掌握无人机动力系统测试教学仪操作流程，拥有完整测试动力系统的能力。
 - 通过设计实验课程，可以让学生对动力系统进行检测并对数据进行分析，编制成测试报告，对动力系统进行选型与搭配。

5. 本讲实践

课堂实践：动力系统的优化选型测试



精灵4 原装动力系统与其他选配动力系统参数对比

实验组	电机	螺旋桨	测试电压	起飞重量
1	大疆2213-800KV	9450	15.2V	1388g
2	朗宇2212-980KV	8045	15.2V	1388g

5. 本讲实践



课堂实践：动力系统的优化选型测试

(2) 实践步骤

基于精灵4动力的对比分析测试

基于上一实验的操作（具体操作与设计）两组实验，分别采用**精灵4原装动力系统**与**其他选配动力系统参数对比表**中的两种选型的动力，两组动力系统同样作为大疆**精灵4多旋翼**的选型动力进行对比测试，因为动力系统选型不同，起飞重量有一些微小差别。实验组1的测试内容，即上一实验的实训内容，并且按照同样的方式完成实验组2的测试，得到最终选配动力测试结果。

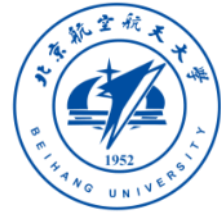
5. 本讲实践

课堂实践：动力系统的优化选型测试



灵翼飞航实验视频

6. 本讲小结



(1) 我们设计的在线性能评估网站<http://flyeval.com/paper>可以方便地得到多旋翼飞行器的性能估算结果，在选择好多旋翼的动力系统和飞行环境后即可达到悬停时间、剩余负载、单程飞行距离、最大前飞速度等性能结果。

(2) 根据我们建立的螺旋桨、电机、电调和电池模型，在给定螺旋桨参数、电机参数、电调参数、电池参数后可以估算出多旋翼飞行器的悬停时间。同时可以根据上述模型分析可以推理得知海拔越高、温度越高悬停时间越短，螺旋桨半径越大，螺旋桨个数越多，悬停时间越长。

(3) 给定多旋翼的飞行环境，载重、最大重量、最大尺寸、最小悬停时间时，可以在网上根据电机、电调、螺旋桨、电池的生产厂商提供的产品数据选择符合我们设计要求的多旋翼动力系统。



可靠飞行控制研究组
RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP

□ 感谢崔根为本讲课程准备做出的贡献



R f l y 官网



研究组公众号



视 频 号



B 站官方账号



优酷账号

相 关 书 籍

RELATED BOOKS



多旋翼飞行器

从原理到实践

ISBN9787121454158

组装试飞



多旋翼无人机

远程控制实践

ISBN9787121447129

开发实践



多旋翼飞行器

设计与控制实践

ISBN9787121377648

开发实践



多旋翼飞行器

设计与控制

ISBN9787121312687

理论研究



可靠飞行控制研究组
RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP

