

无人机机翼气动设计(1)

需要用到的参数

$P_U$	需用功率
$T$	推力
$V$	速度
$\rho$	空气密度
$S$	机翼面积
$Power$	电池功率
$E$	航时
$R$	航程

设计飞机与医病一样，讲究“对症下药”。本小结讨论两种“症状”-----长航时与长航程。



电动篇

首先考虑无人机什么状态飞行可以保持长航时，单位时间内耗能最小即可。那么怎么描述呢？

无人机飞行需用功率为

$$P_U = TV \dots\dots\dots 1$$

其中飞行速度满足

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho SC_L}} \dots\dots\dots 2$$

电池总功率为

$$P_p = UI \dots\dots\dots 3$$

假设电池总功率在某效率系数下可以转换给飞行所需能量

$$P_U = P_p \eta \dots\dots\dots 4$$

效率系数由动力系统决定，先假设其为常量

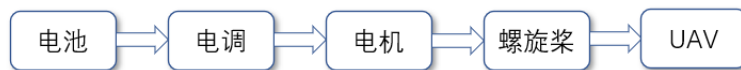
$$P_U = mg \frac{C_D}{C_L} \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_L}} = mg \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}} \frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}} \dots\dots\dots 5$$

这里去掉常量

$$P_U \propto \frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}} \dots\dots\dots 6$$

那么只要 $\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}$ (功率因子)足够大即可。

现在回到假设，效率系数真为常量吗？



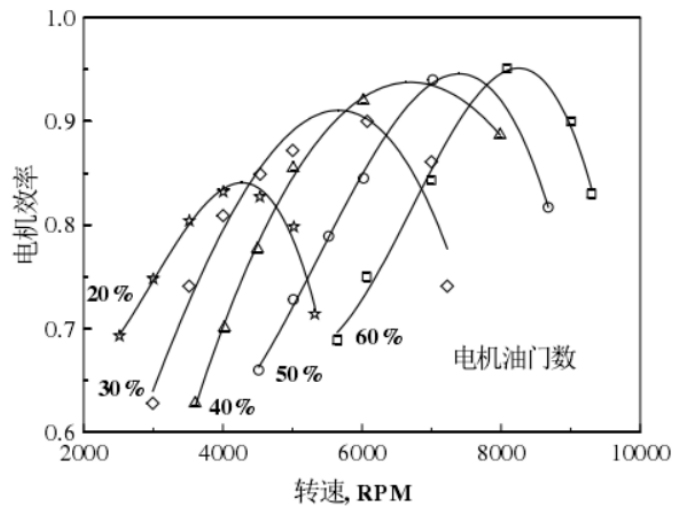
1 能效传递图

首先讨论电调效率

电动推进系统中的电调是将直流电源转换为无刷电机工作的低压交流电，并对无刷电机起调速作用。由于电调效率在推进系统工作阶段变化不大，为简便分析，假定电调效率为 80%。关于电调的文章可以参考文献【1】

电机效率

一般电机在相对转速较高的情况下效率高，而螺旋桨在低转速下往往效率较高。这两者矛盾。



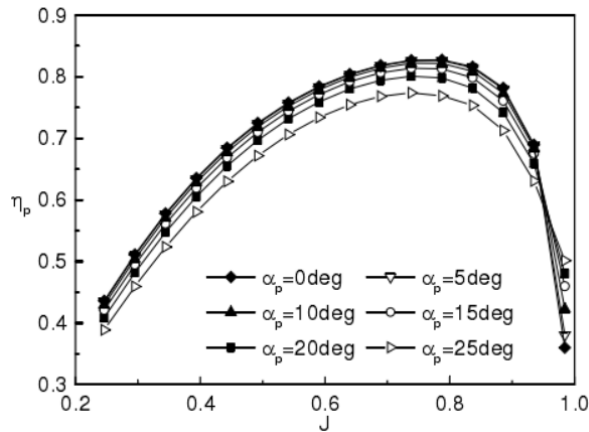
2 某电机效率图

这里暂且认为电机效率只与转速相关

$$\eta_E(RPM) \dots\dots\dots 7$$

螺旋桨效率

螺旋桨效率会随着前进比改变



3 某螺旋桨效率图

同理，螺旋桨效率与飞行速度、螺旋桨直径、转速相关。

$$J = \frac{V}{\frac{RPM}{60} \times 2\pi R} \dots\dots\dots 8$$

$$\eta_p(J) \dots\dots\dots 9$$

因此总效率为

$$\eta = 0.8\eta_E\eta_p \dots\dots\dots 10$$

由于总效率还是飞行速度的函数，因此式 6 得出的结论是理想状态下，不过在最小下沉率下式 6 严格成立。

电动无人机要保证长航程，需满足单位距离消耗的能量最少。

$$Vt = \frac{\sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_L}} Power}{mg \sqrt{\frac{2mg}{\rho S} \frac{C_D}{C_L^3}}} = \frac{\sqrt{C_L} Power}{mg \frac{C_D}{C_L^2}} = \frac{Power C_L}{mg C_D} \dots\dots\dots 11$$

那么只要  $\frac{C_L}{C_D}$ （升阻比）最大即可。

对于燃油动力而言，无人机飞行过程中燃料不断减少。因此需要到考虑无人机重量的变化。  
航程计算

耗油率表示发动机提供单位功率所消耗的燃油量，表示为

$$\dot{W} = -cP \dots\dots\dots 12$$

其中 P 表示发动机功率，单位为 KW，c 为耗油率，单位为 N（KW/h）。假设耗油率在某一飞行高度下不变。则有

$$\frac{dx}{dW} = -\frac{V}{cP} \dots\dots\dots 13$$

需用功率为

$$P = \frac{TV}{\eta} \dots\dots\dots 14$$

$\eta$  为推进效率,由于升力需等于重力有

$$\frac{dx}{dW} = -\frac{C_L}{C_D} \frac{\eta}{cW} \dots\dots\dots 15$$

对上式进行积分

$$R = \frac{\eta}{c} \frac{C_L}{C_D} \ln\left(\frac{w_0}{w_1}\right) \dots\dots\dots 16$$

$w_0$ 为初始重量,  $w_1$ 为最终重量。

航时计算

$$dt = -\frac{\eta dW}{cTV} = -\frac{\eta}{c} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{V} \frac{dW}{W} \dots\dots\dots 17$$

带入速度表达式积分得

$$E = \frac{2\eta}{c} \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \sqrt{\frac{\rho S}{2}} \left( \sqrt{\frac{1}{w_1}} - \sqrt{\frac{1}{w_0}} \right) \dots\dots\dots 18$$

值得一提的是喷气式无人机, 由于推力与油耗可以视为正比

只有在最小油耗下达到最长航时, 因此最长航时取决于 $\frac{C_L}{C_D}$ 。这里不进行推导, 只给出公式

$$E = \frac{1}{c} \frac{C_L}{C_D} \ln\left(\frac{w_0}{w_1}\right) \dots\dots\dots 19$$

航程计算

$$R = \frac{2}{c} \sqrt{\frac{2}{\rho S}} \frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D} (\sqrt{w_0} - \sqrt{w_1}) \dots\dots\dots 20$$

文中下划线文字摘抄自文献[1].

参考文献:

- [1] 王刚.一种螺旋桨动力配平的小型电动无人机研究[D] 西北工业大学
- [2] 陈学孔. 低雷诺数翼型气动外形优化设计及其应用[D] 国防科学技术大学
- [3] Abdelwahid Boutemedjet a,\*, Marija Samardžić b, Lamine Rebhi a, Zoran Rajić b, Takieddine Mouada. [c] UAV aerodynamic design involving genetic algorithm