

无人机机翼气动设计（2）

一般情况，设计指标可以决定无人机的外形。

而设计指标无非是这几种

巡航速度	v
起飞重量	m
最大升限	H
续航时间	E
航程	R
失速速度	v_{min}

根据以上，我们可以建立约束方程

$$mg = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_L \dots\dots\dots 1$$

$$v \frac{mg c_D}{c_L} = P_{max}(H) \eta \dots\dots\dots 2$$

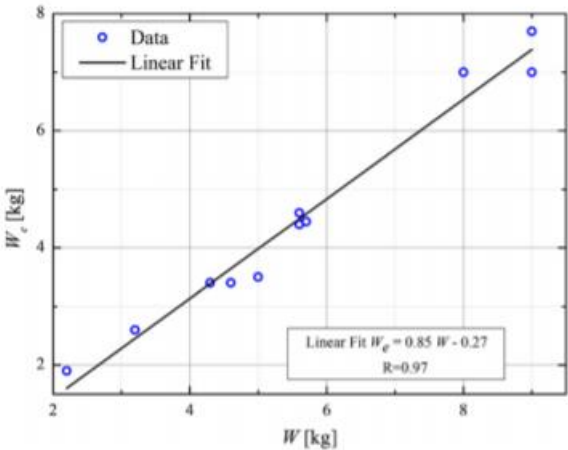
$$E = \frac{2 \eta}{c} \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \sqrt{\frac{\rho S}{2}} \left(\sqrt{\frac{1}{w_1}} - \sqrt{\frac{1}{w_0}} \right) \dots\dots\dots 3$$

$$R = \frac{\eta}{c} \frac{C_L}{C_D} \ln\left(\frac{w_0}{w_1}\right) \dots\dots\dots 4$$

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S c_{LMAX}}} \dots\dots\dots 5$$

固定设计指标，我们需要计算的参数剩下 S 、 c_L 、 c_D 、 $\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}$ 、 $\frac{C_L}{C_D}$ 、 c_{LMAX} 。

S 的取值，我们可以参考以往的统计参数



1 翼载荷与飞行重量关系

剩余参数都与无人机气动系数相关，因此应该首先确定与气动相关密切的量。

翼型设计

翼型是机翼沿展向的剖面，很大程度上决定了无人机气动参数。

从式 1 我们可以计算出 $S c_L$ 的值，进一步确定 c_L （设计升力系数）

由于真实情况机翼上下表面有压力差的存在，因此会有下洗气流沿翼梢内卷。这样会导致机翼有效迎角降低，因此翼型的升力系数并不能直接转换为机翼升力系数。

$$c_{L2d} = (1.1 \sim 1.2) \frac{c_{L3d}}{\cos^2 \Lambda_{0.25}}$$

根据翼型所需升力系数，可以从翼型库选取较为合适的翼型。根据任务需求对升阻比或功率因子进行优化。

主流方法

选取要素

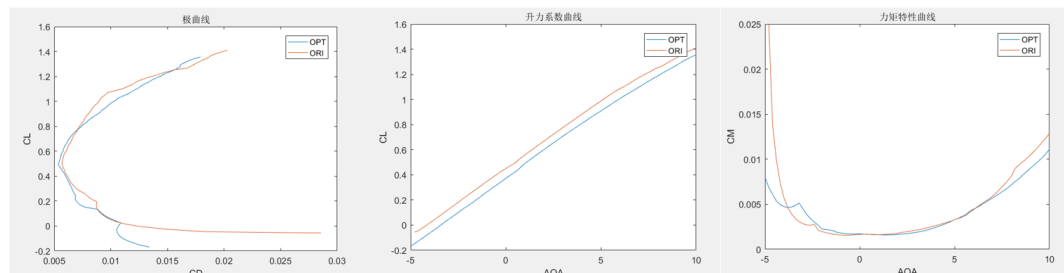
- 1、稳健，极曲线在设计升力系数以外也要缓和。
- 2、低力矩，减少配平阻力
- 3、满足工艺，如果不能保证光滑不去选择层流翼型

旧：根据经验给出多个设计点下的压力分布状态，反向求解翼型。最终求出逼近多个设计点下的翼型。

新：对翼型进行参数化描述，设置约束条件，采用合适的优化算法进行求解。

本文方法

这里假设翼型选择 SD7032，设计升力系数为 0.5，直接使用 PassWing 对其进行优化（翼型设计方法有很多，具体可参考文献）



2 气动系数

优化后的翼型在设计升力系数下，升阻比提升了 5.6%。且在可用升力系数附近阻力和力矩曲线都比较缓和。

机翼设计

主流方法

机翼设计要素

- 1、环量沿展向椭圆分布
- 2、翼根早于翼梢失速
- 3、气动形变在可控范围内

旧：根据任务需求，先给出初始机翼。计算该机翼性能，探究不同剖面处的压力系数分布，手动更改该处的翼型，此时也需要关注机翼横向流动，继续求解。如此反复迭代就可以设计出性能较好的机翼。

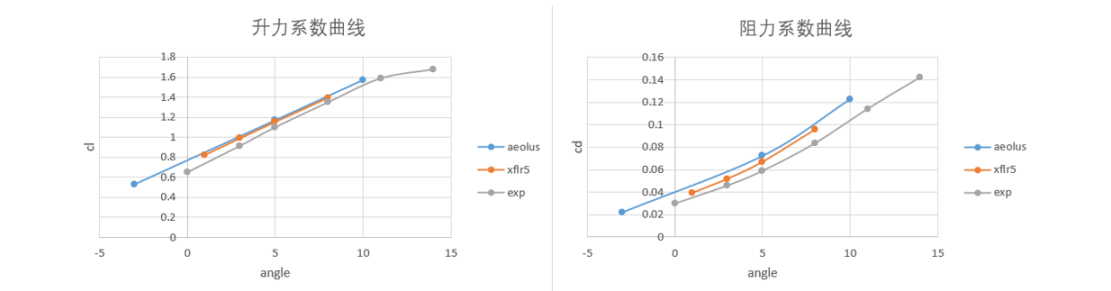
新：根据任务需求，先给出初始机翼。对机翼进行参数化描述，设置约束条件，直接进行优化，直到获得性能较好的机翼。

本文方法

这里将会用到 Aeolus-Aero，是一款用于无人机，无人机和轻型飞机的免费空气动力学设计应用程序。它使您可以轻松地任意固定翼飞机概念建模,并优化模型参数(例如机翼形状或飞行条件)以满足设计要求。

Aeolus ASP 允许您测试创新的想法，几乎实时地查看设计更改的影响，探索设计空间以及优化计算机上的设计概念。它采用了创新的边界元方法,旨在实现-流的计算速度和保真度，最终可以有效地筛选和优化新的飞机设计概念。（来自官网介绍）

为了测试 Aeolus 准度，选取 FX63-137 机翼标模。并与 XFLR5、CFD 以及风洞试验结果进行对比（同等网格）



3 测试结果

测试结果：aeolus<xflr5<CFD(由于某些原因无法展示数据)

两者主要差距在阻力的计算，Aeolus 直接采用了 3d panels 的方法，而 xflr5 应该还用 xfoil 的结果进行了插值。因此 xflr5 更与实验接近。

我们还需要更多的算例来对比 aeolus 或者 xflr5 这些无粘求解器，但不可否认升力与诱导阻力的计算结果满足工程使用。

我们给出初始机翼，用来验证 aeolus 的优化效果。

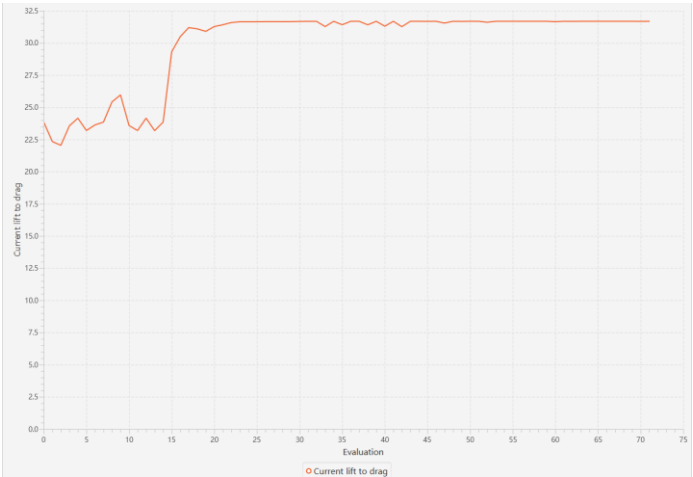
原始机翼参数

翼展	3 m
机翼面积	0.9 m
翼根 (sd7032)	0.3 m
翼梢 (sd7032)	0.3 m
扭转角	0
后掠角	0
上反角	0
展弦比	10
设计升力	150 N
设计速度	30 m/s

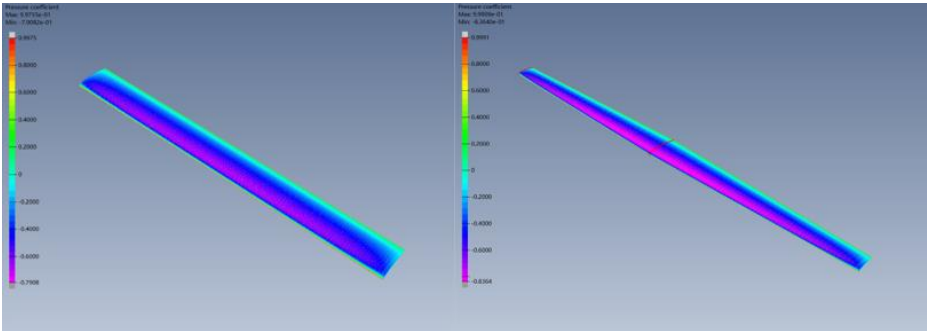
约束条件为

翼展	$2.5m \leq L \leq 3.5m$
弦长（翼根）	$0.25m \leq C1 \leq 0.45m$
弦长（翼梢）	$0.15m \leq C2 \leq 0.35m$
扭转角（翼根）	$-2 \leq T1 \leq 4$
扭转角（翼梢）	$-4 \leq T2 \leq 2$
前缘后掠	$0 \leq S1 \leq 20$
后缘后掠	$0 \leq S2 \leq 20$

只对以上 7 个参数进行约束， 其余参数默认

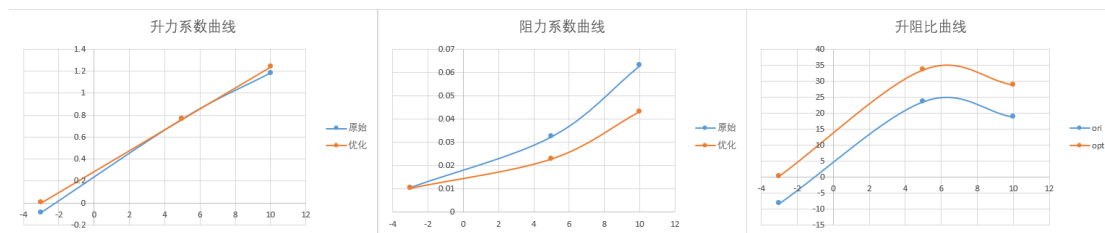


2 优化结果（在 4 核机上计算了 10min）



优化后的参数

原始机翼		优化机翼	
翼展	3m	翼展	3.39 m
机翼面积	0.9 m	机翼面积	0.68 m
翼根 (sd7032)	0.3 m	翼根 (sd7032)	0.25 m
翼梢 (sd7032)	0.3 m	翼梢 (sd7032)	0.15 m
扭转角	0	扭转角	-1.95
后掠角	0	后掠角	0.47
上反角	0	上反角	0
展弦比	10	展弦比	16.9
设计升力	150 N		
设计速度	30 m/S		



在同等设计条件下，升阻比提高了 34%，当然最关键的是展弦比增大了。

文中下划线文字摘抄自 Aeolus 官网。

软件下载网址

Aeolus <https://www.aeolus-aero.com>

PassWing <http://www.aikj.org>