

XFLR5 基本操作介绍

编写和整理：SpaceTzs

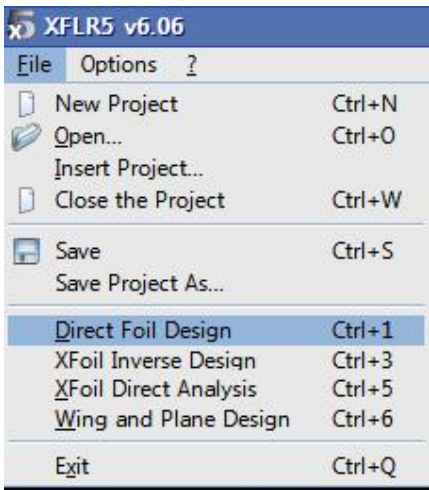
Email:1153614092@qq.com

XFLR5 技术群：20399169

XFoil 是用于分析翼型（2D）和机翼、甚至整个飞机（3D）气动力的共享软件，它由 MIT（麻省理工）航空航天系的 Prof. Mark Drela 和 H. Youngren 开发。XFLR5 是使用 Xfoil 作为求解器，有友好用户界面的开源软件（使用 Qt 开发的）。

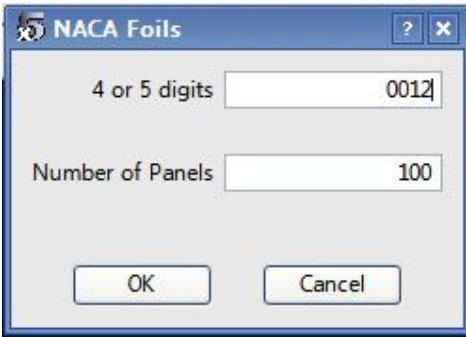
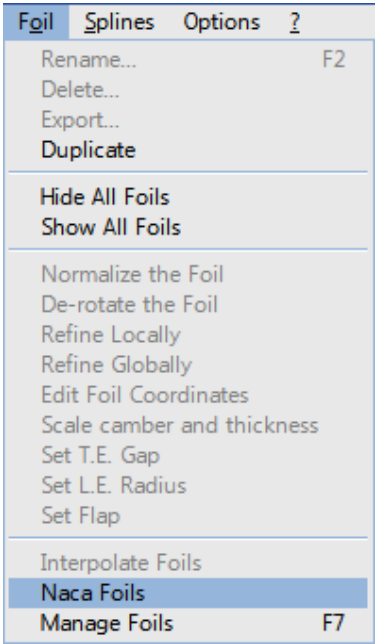
本教程会教大家使用 XFLR5 来分析翼型 NACA 0012 的一些基本步骤。

打开 XFLR5，在 File（文件）菜单中点击 Direct Foil Design（直接设计翼型），翼型设计的窗口就打开了。显示了一个默认的翼型 Spline foil，把翼型列表中的去掉 Show 复选框中的“√”，将该翼型隐藏。

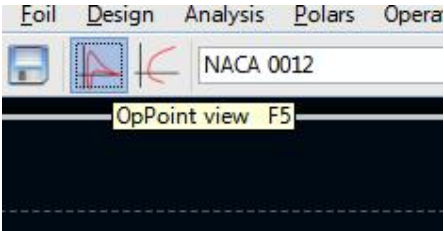
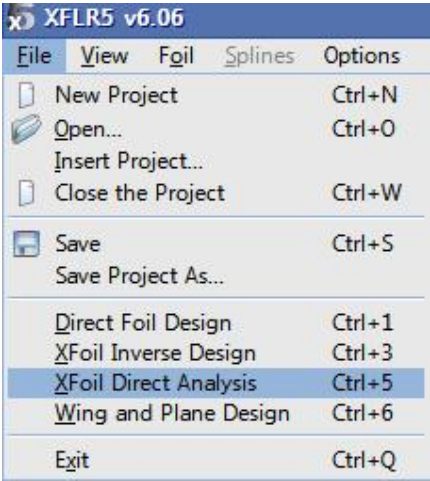


YHinge	Show	Points
0.00	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

在 Foil（翼型）菜单中选择 Naca Foils(Nace 翼型)，弹出一个翼型选择对话框“4 or 5 digits”的意思是四位或五位翼型，输入 0012，Number of Panels 为确定翼型轮廓线的点的数目，保持 100 不变。Number of Panels 为确定翼型轮廓线的点的数目，保持 100 不变，点击 OK 确定。明显 Naca 0012 是个对称翼型。

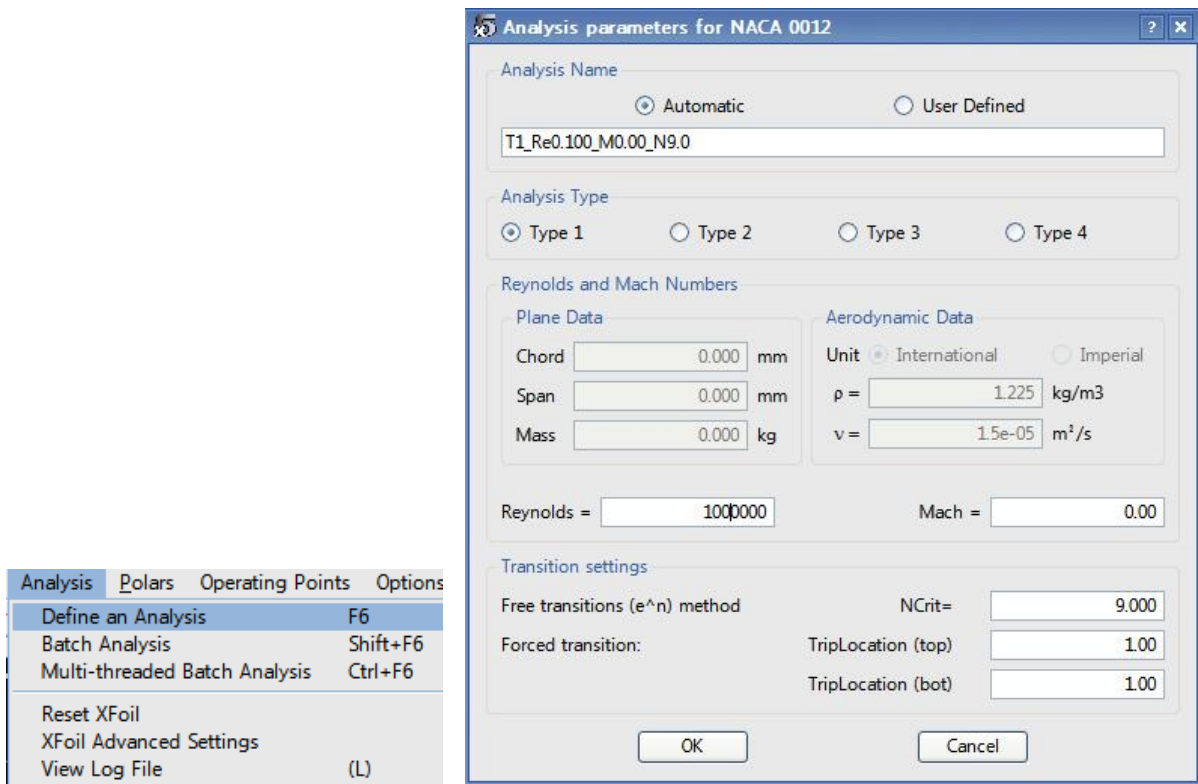


下一步,在File菜单中选择XFoil Direct Analysis(翼型分析),进入翼型的分析,点击“OpPoint view”(Operating Point (OpPoint) object,可能翻译为操纵点)打开“操纵点视图”,这个窗口显示的是压力分布曲线(c_p vs x/c , c_p 为压力, x/c 为沿弦长方向的位置,即曲线表示不同位置上的压力是多少)和翼型的形状(在下方)。

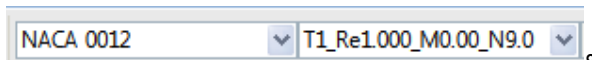


点击 Analysis(分析)菜单中的 Define an Analysis(定义一个分析), Analysis Type 选择 Type 1, 即雷诺数和马赫数使用给定值。将 Reynolds (雷诺数) 设为 1000000, Mach 设为 0.00 (意味着非常低的马赫数)。在 Analysis Name (分析的名称) 中, 你可以使用 Automatic (自

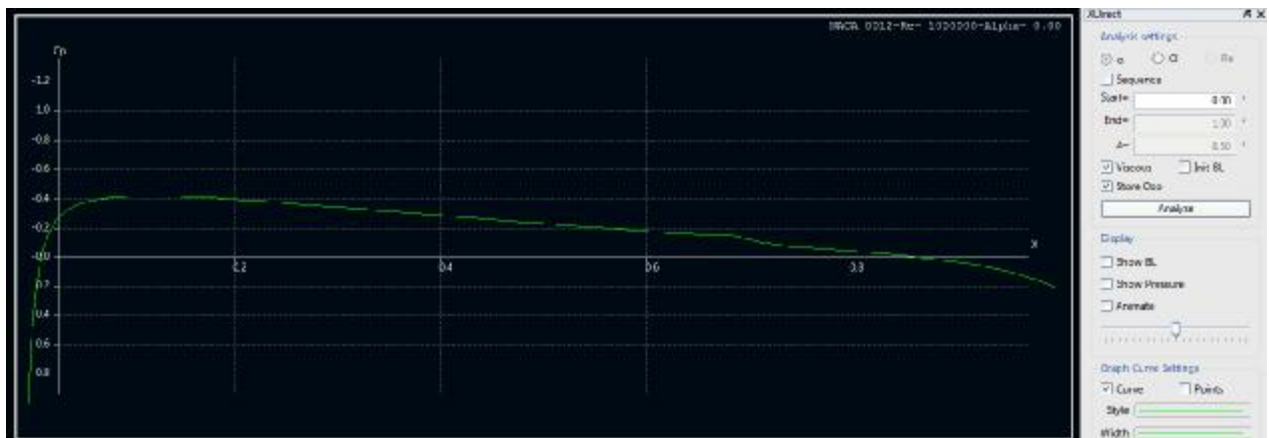
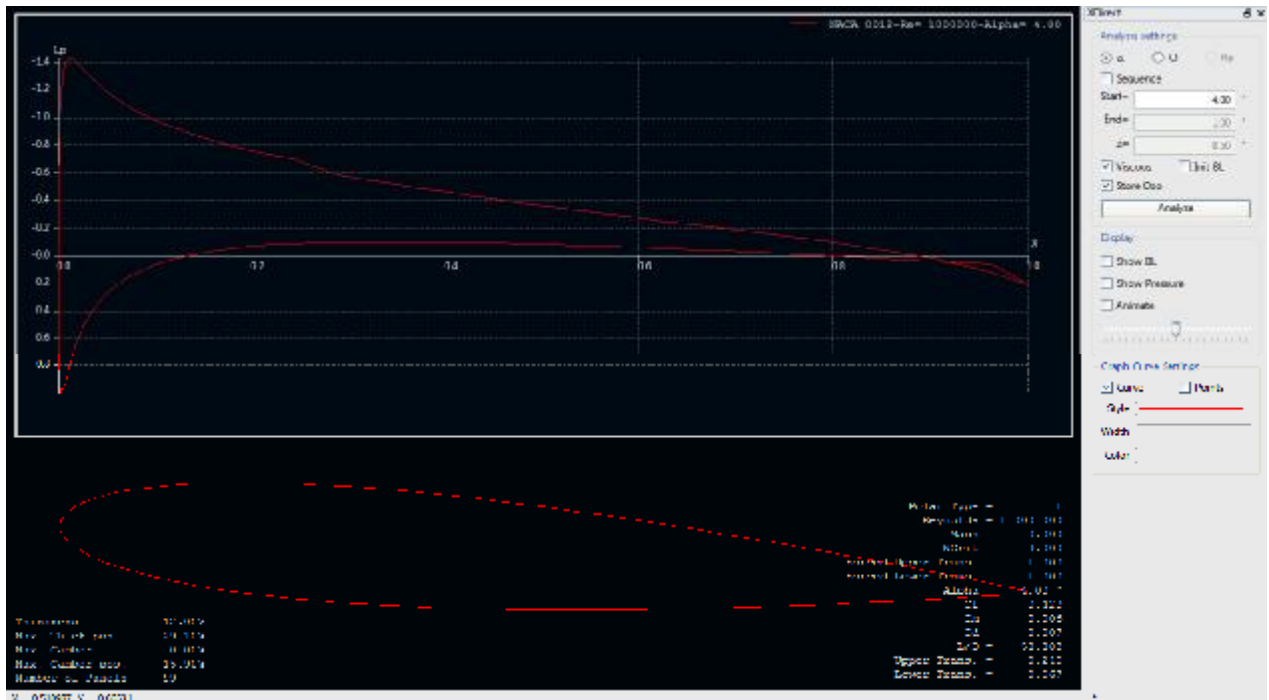
动命名) 和 User Defined (用户自定义) 两种方式。



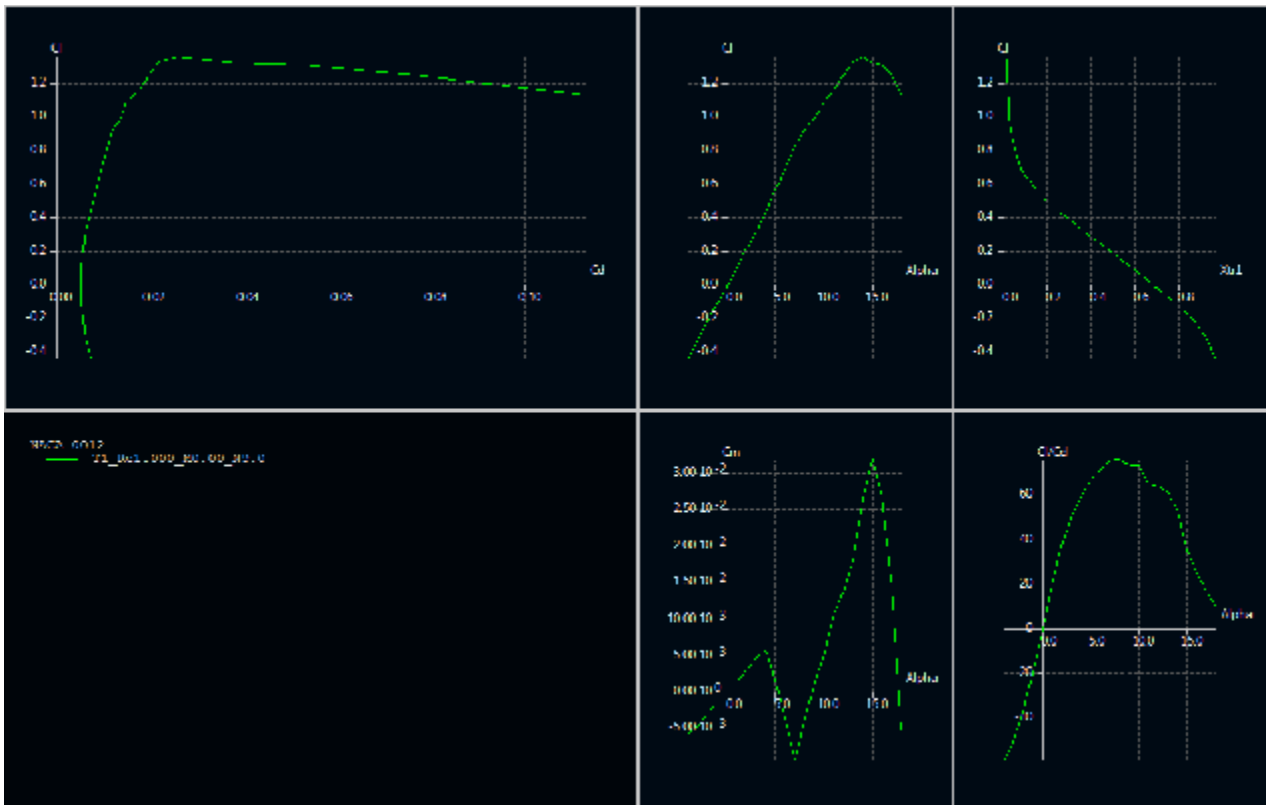
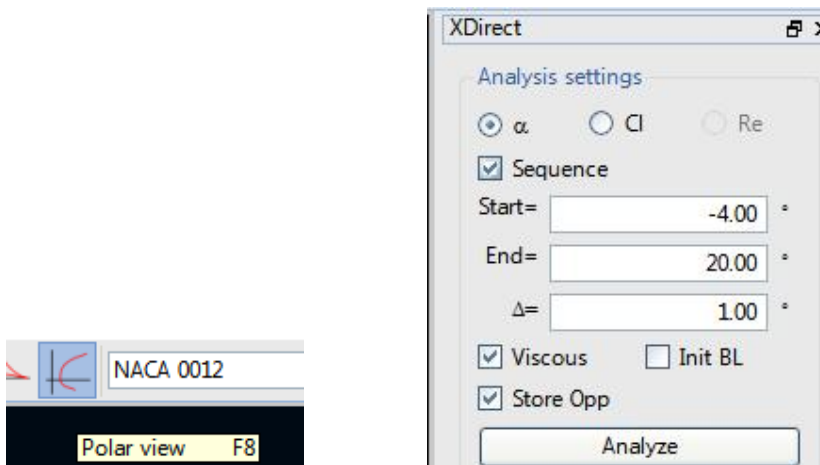
点击 OK 确定后，在 NACA 0012 下拉框旁边出现了这个分析的名称



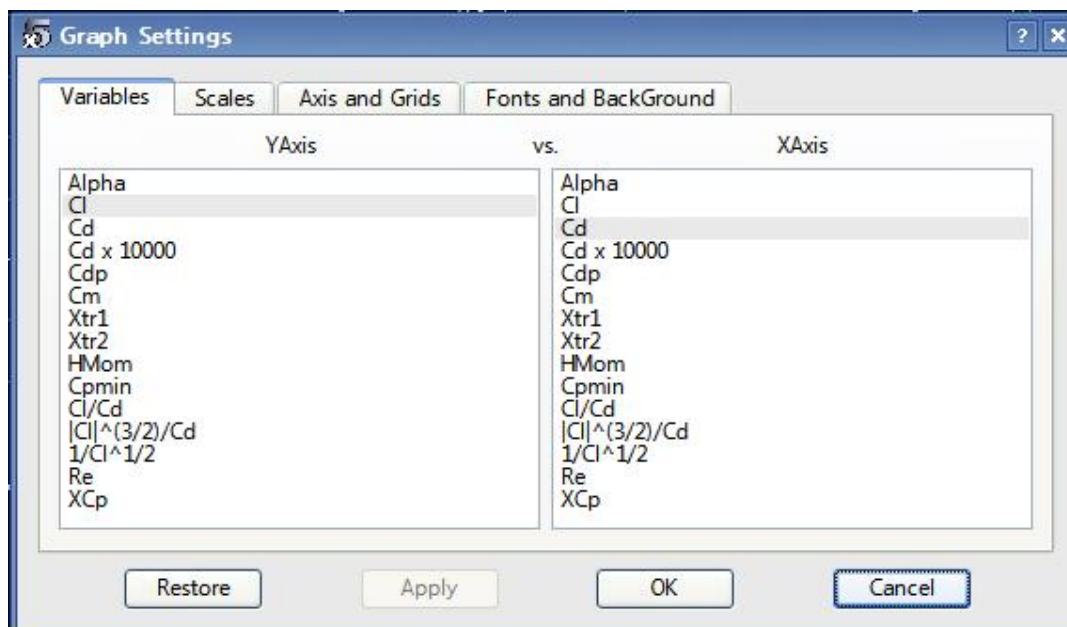
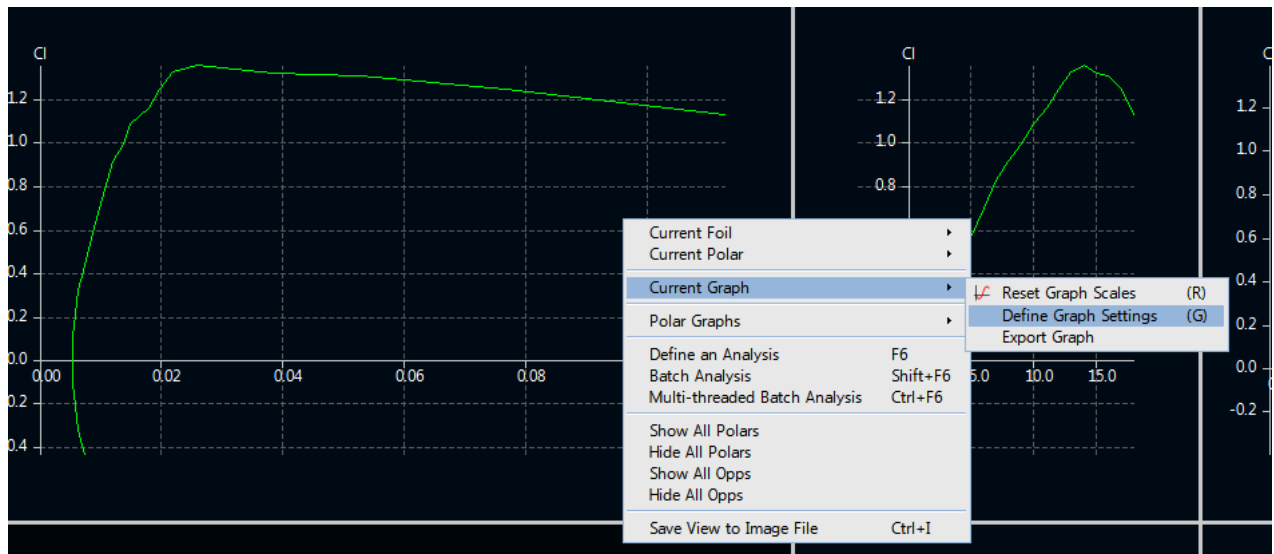
现在，我们可以进行分析了。在右边的 XDirect 中将 α (angle of attack, 攻角) 设置为 4° (在 Start 中)，点击 Analyse 分析可以得到下面的这个结果。这里有两条曲线，一条是翼型上表面压力，另一条是下表面压力。可以看出，上表面的压力曲线到了 0.9 的弦长位置的时候，负的压强变为正压，因为在这个地方附近气流发生了分离，甚至倒流！注意 C_p 轴是反过来的，负的数值在上面，因为一般来说上表面产生的是负压。当你设置 α 设为 0° 的时候，分析得到的只有一条曲线，是因为 NACA0012 是对称翼型，上下表面的压强曲线相同而重合了。



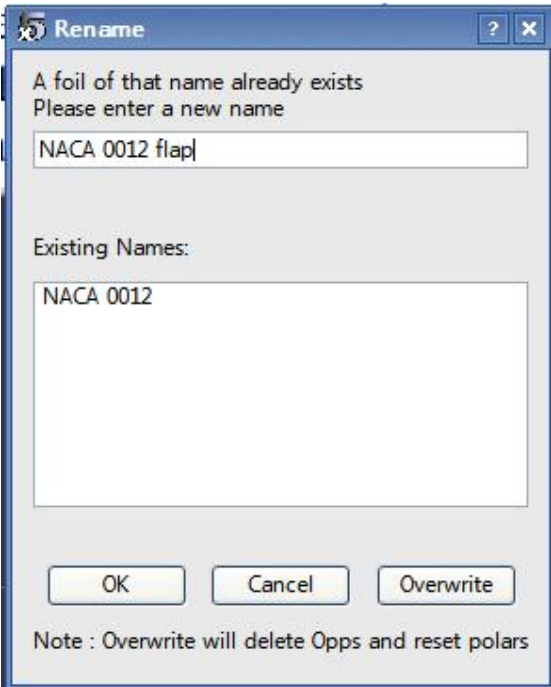
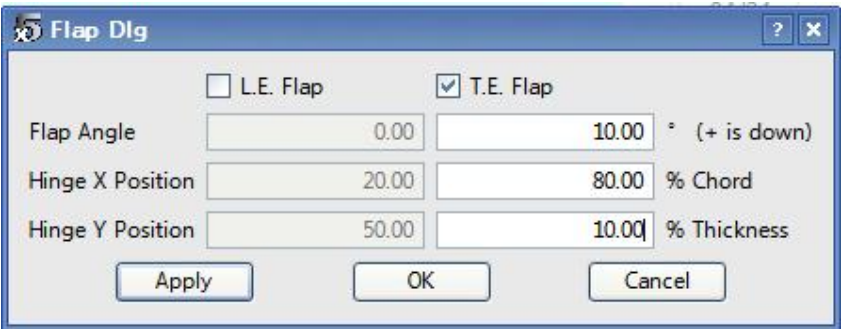
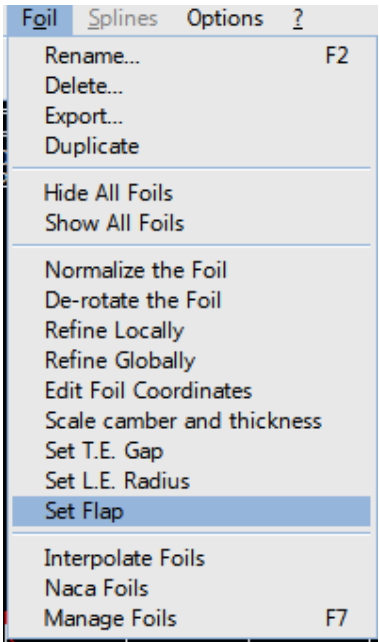
点击 Polar view 图标，在右边的 Xdirect 框中勾选 Sequence 复选框，然后将攻角范围设置为 -4° 到 20° ，间隔为 Δ 为 1° ，点击 Analyse 分析。现在，右边的四个小图中的第一个就是 C_L vs α 曲线，即纵轴为升力系数，横轴为攻角，最大 C_L 为 1.35 对应 α 为 14° ，在这个角度之后就失速了。（你会发现， 19° 和 20° 的地方没有数据，官方解释是“not converge”，也就是这两点的计算结果没有收敛）。而第一个大图，就是 C_L vs C_D 曲线了，最后那个小图就是升阻比随攻角变化的曲线大概在 8° 时升阻比最大。



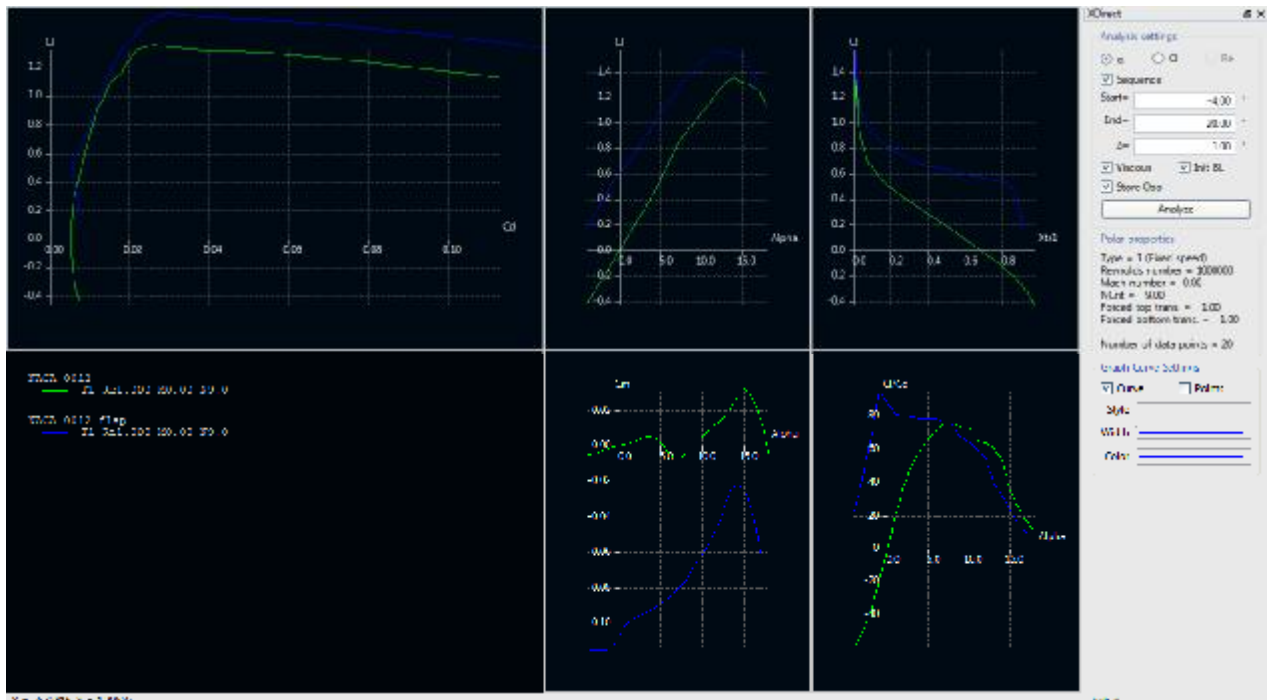
在相应的图上右击会弹出一个右键菜单，里面的 Define Graph Setting 可以设置图表的属性，选项卡的内容分别是 Variables（变量设置）、Scales(缩放)、Axis and Grids(轴线和网格)、Fonts and BackGround(字体和背景)。



下一步，就是为这个翼型设置襟翼。回到 Direct Foil Design 菜单，选择 Set Flap(设置襟翼)，其中 L.E.Flapp 指 Leading Edge flap(前缘襟翼)，T.E.Flapp 指 Trailing Edge flap (后缘襟翼)，勾选 T.E.Flapp，设置 Hinge（铰链，指旋转中心）的位置在 80%弦长，10%厚度的地方，扭转角为 10% (+is down 即正值就为向下扭转)。点击 OK 后程序要求你给该翼型命名，这里设置为 NACA 0012 flap



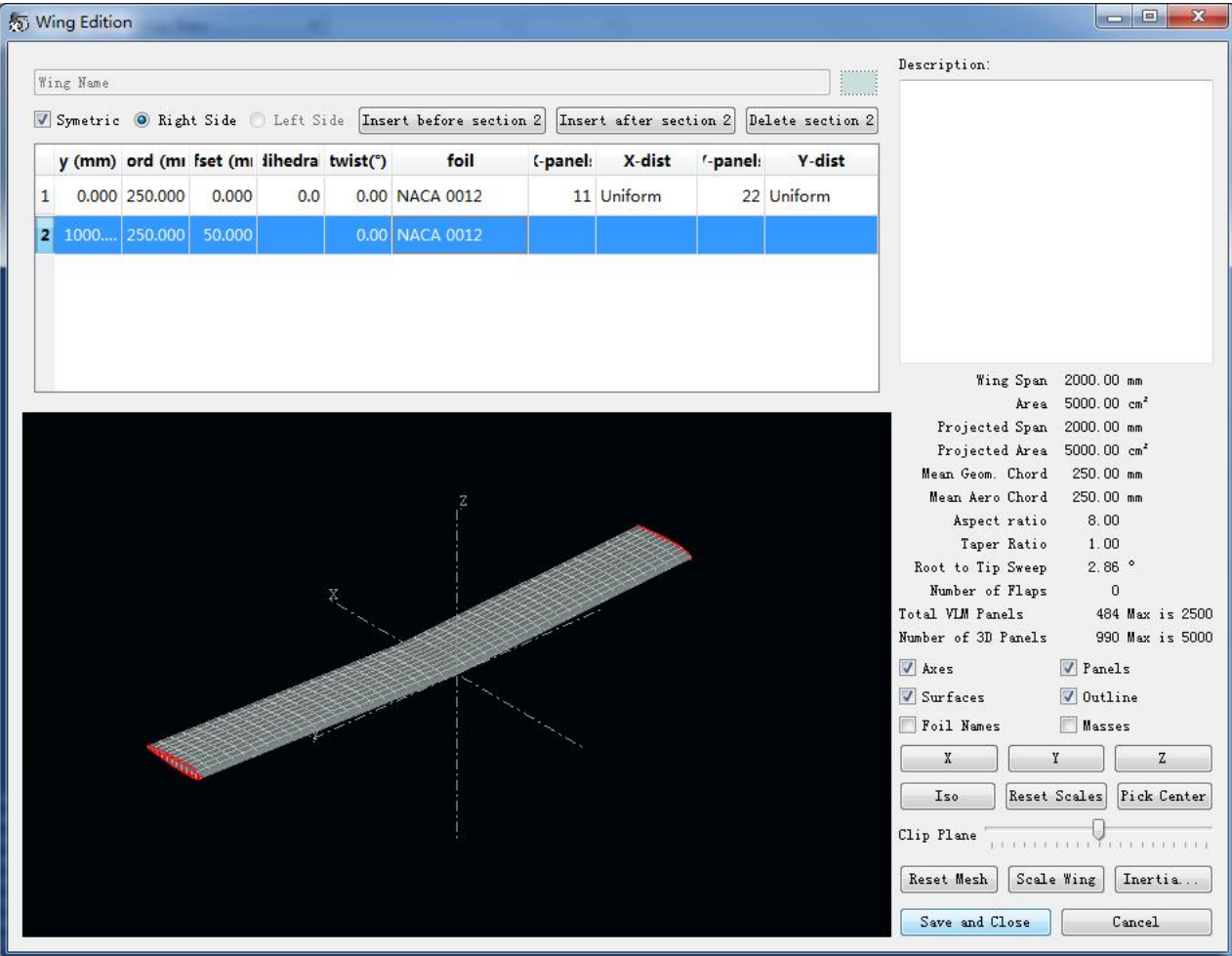
之后, 转到 XFOil Direct Analysis(翼型分析)对它进行分析, 将攻角范围设置为 -4° 到 20° , 间隔为 Δ 为 1° , 就像刚才那样处理。



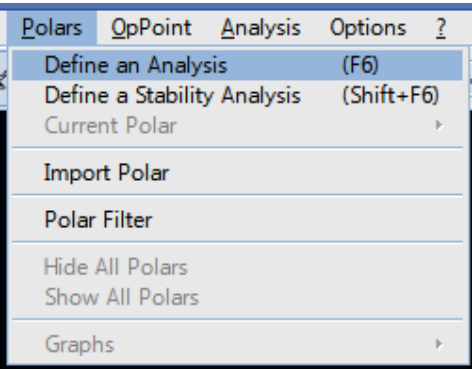
最后, 到了我们比较关心的部分了, 就是建立一个三维的机翼。为了达成目的, 我们需要足够的 2D 数据 (翼型的数据) 来支撑 3D 的分析。最好的方法是使用 Polars > Batch Analysis。我将会定义一系列范围的 Re(雷诺数)和 angles (攻角), 这是因为一个三维机翼的雷诺数和攻角是随后掠角、变截面 (taper)、扭转角、上反角以及其他的机翼外形因素而改变的。我将会对 NACA 0012 (无襟翼) 进行分析, 设置雷诺数 Re 的范围为 80,000 到 1,80,000, 步进为 10,000, 以及攻角的范围为 -4° ~ 20° , 步进为 1° 。这大概会花费几分钟的时间。有时候分析的结果并不会收敛。L/D 值的峰值也会随雷诺数 Re 而变化, 主要是因为阻力发生了变化。

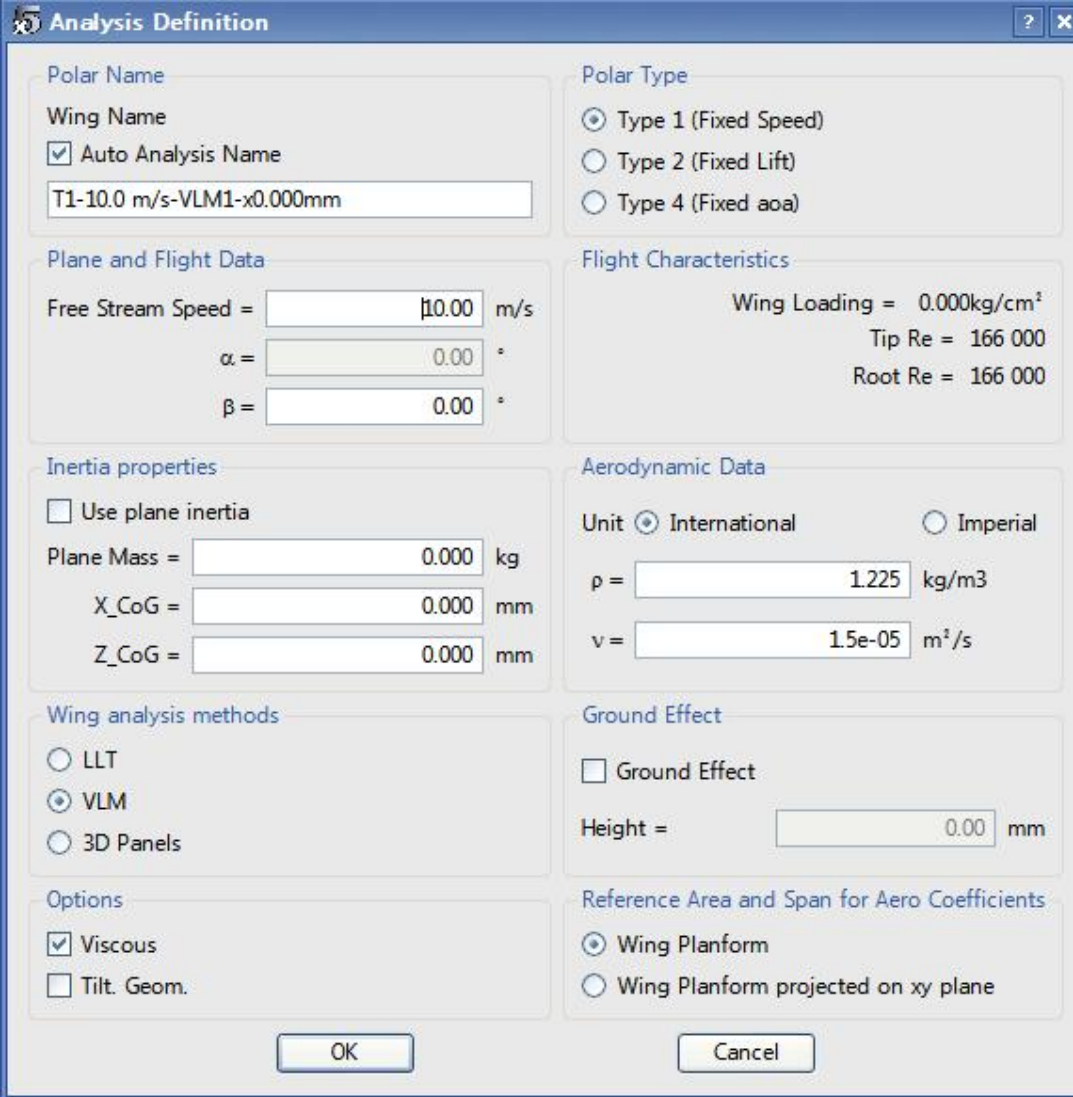
有了这些数据, 就可以对机翼进行分析。转到 Wing and Plane Design 中, 选择 Wing-Plane, 点击 Define a New Wing (定义一个飞翼), 机翼从根部节段开始定义。最简单的机翼只有两个节段, 翼根和翼尖。节段处的翼弦长度决定了根梢比 (taper), 而偏移量 (offset) 决定前缘的后掠角。这里我们定义一个直机翼, 弦长 (chord) 为 0.25m, 展弦比 (AR) =8, 以及从翼根到

翼尖偏移 0.05m, (大概前缘后掠角为 2.86°)。点击“Save and Close”保存设置并关闭这个对话框。



点击 Polars-Define an Analysis 定义一个分析，





The image shows the 'Analysis Definition' dialog box in XFLR5. It is divided into several sections: 'Polar Name' with fields for 'Wing Name' and 'Auto Analysis Name' (checked) containing 'T1-10.0 m/s-VLM1-x0.000mm'; 'Polar Type' with radio buttons for 'Type 1 (Fixed Speed)' (selected), 'Type 2 (Fixed Lift)', and 'Type 4 (Fixed aoa)'; 'Plane and Flight Data' with input fields for 'Free Stream Speed' (10.00 m/s), 'α' (0.00 °), and 'β' (0.00 °); 'Flight Characteristics' showing 'Wing Loading' (0.000kg/cm²), 'Tip Re' (166 000), and 'Root Re' (166 000); 'Inertia properties' with a 'Use plane inertia' checkbox and fields for 'Plane Mass' (0.000 kg), 'X_CoG' (0.000 mm), and 'Z_CoG' (0.000 mm); 'Aerodynamic Data' with 'Unit' set to 'International' and fields for 'ρ' (1.225 kg/m³) and 'ν' (1.5e-05 m²/s); 'Wing analysis methods' with radio buttons for 'LLT', 'VLM' (selected), and '3D Panels'; 'Ground Effect' with a 'Ground Effect' checkbox and 'Height' (0.00 mm); 'Options' with 'Viscous' checked and 'Tilt. Geom.' unchecked; and 'Reference Area and Span for Aero Coefficients' with radio buttons for 'Wing Planform' (selected) and 'Wing Planform projected on xy plane'. 'OK' and 'Cancel' buttons are at the bottom.

Section	Parameter	Value	Unit
Polar Name	Wing Name		
	Auto Analysis Name	checked	
	Analysis Name	T1-10.0 m/s-VLM1-x0.000mm	
Polar Type	Type 1 (Fixed Speed)	selected	
	Type 2 (Fixed Lift)	unselected	
	Type 4 (Fixed aoa)	unselected	
Plane and Flight Data	Free Stream Speed	10.00	m/s
	α	0.00	°
	β	0.00	°
Flight Characteristics	Wing Loading	0.000	kg/cm²
	Tip Re	166 000	
	Root Re	166 000	
Inertia properties	Use plane inertia	unchecked	
	Plane Mass	0.000	kg
	X_CoG	0.000	mm
	Z_CoG	0.000	mm
Aerodynamic Data	Unit	International	
	ρ	1.225	kg/m³
	ν	1.5e-05	m²/s
Wing analysis methods	LLT	unselected	
	VLM	selected	
	3D Panels	unselected	
Ground Effect	Ground Effect	unchecked	
	Height	0.00	mm
Options	Viscous	checked	
	Tilt. Geom.	unchecked	
Reference Area and Span for Aero Coefficients	Wing Planform	selected	
	Wing Planform projected on xy plane	unselected	

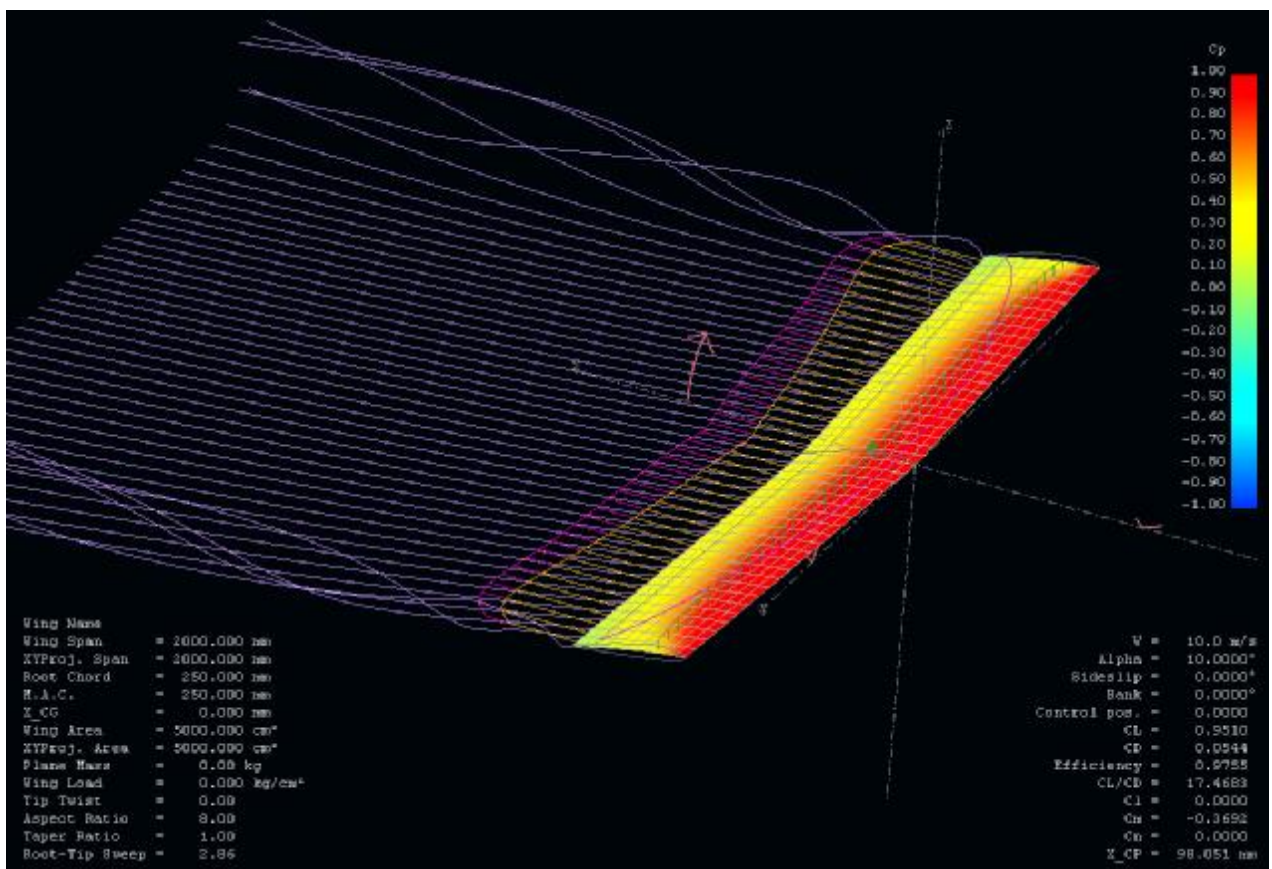
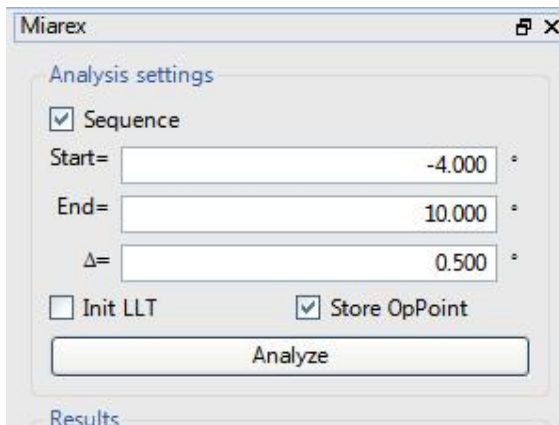
这里说明一下，

- Polar Name: 极曲线名称
- Polar Type: 极曲线类型
 - Type 1 (Fixed Speed): 固定速度
 - Type 2 (Fixed Lift): 固定升力
 - Type 3 (Fixed aoa): 固定攻角
- Plane and Flight Data: 飞机和飞行数据
 - Free Stream Speed: 自由来流速度

- α : 攻角
 - β : 侧滑角
- Flight Characteris: 飞行特性
 - Wing Loading: 翼载荷
 - Tip Re: 翼尖雷诺数
 - Root Re: 翼根雷诺数
- Inertia Properties: 转动惯量特性（如果勾选了 Use plane inertia, 这些特性就会在另一个专用的对话框中定义, 下面三项参数就不使用了）
 - Plane Mass: 飞机质量
 - X_CoG: 重心的 X 坐标
 - Z_CoG: 重心的 Z 坐标
- Aerodynamic Data: 气动力数据
 - Unit: 选择国际单位制或英制
 - ρ : 空气密度
 - ν : 空气运动粘度（注意：粘度有两种：动力粘度、运动粘度）
- Wing analysis methods: 分析方法
 - LLT: 升力线法
 - VLM: 涡格法
 - 3D panel: （这个我也不知道是啥方法了）
- Ground Effect: 地面效应
 - Height: 高度
- Options: 选项
 - Viscous: 粘性流
- Reference Area and Span for Aero Coefficients: 说的大概是选择哪个作为飞机的参考面积

- Wing Platform: 机翼平面
- Wing Platform projected on xy plane: 机翼在 xy 平面的投影

这里我把默认的 LLT 改为 VLM, 点击 OK 确认。然后, 攻角设为 -4° ~ 10° , 点击 Analyze。

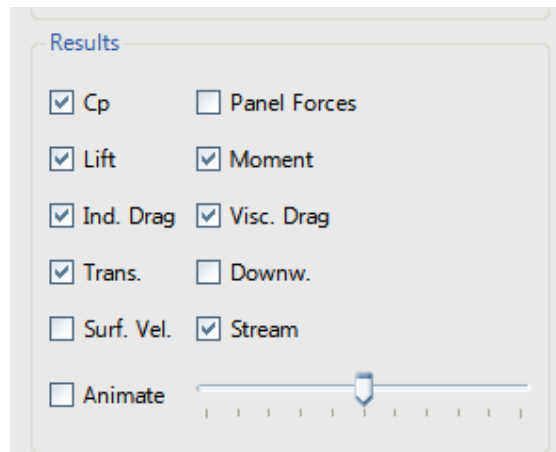


这样分析结果就出来了。

Results 一栏里, 可以选择显示哪些结果:

- Cp : 压强分布, 这里是总的压强, 正方向和 Z 轴一致

- Panel Forces : 每个涡格的升力?
- Lift : 升力
- Moment : 力矩
- Ind. Drag : 诱导阻力
- Visc. Drag : 粘性阻力
- Trans : 转戾的地方?
- Downw. : 下洗
- Surf.Vel. : 表面速度?
- Stream : 流线
- Animate: 动画, 如果定义了一个攻角范围的话, 比如 -4° ~ 10° , 就可以显示攻角变化的情景。



```

Wing Name
Wing Span      = 2000.000 mm
XYProj. Span   = 2000.000 mm
Root Chord     = 250.000 mm
M.A.C.         = 250.000 mm
X_CG           = 0.000 mm
Wing Area      = 5000.000 cm²
XYProj. Area   = 5000.000 cm²
Plane Mass     = 0.00 kg
Wing Load      = 0.000 kg/cm
Tip Twist      = 0.00
Aspect Ratio   = 8.00
Taper Ratio    = 1.00
Root-Tip Sweep = 2.86
  
```

```

V = 10.0 m/s
Alpha = 10.0000°
Sideslip = 0.0000°
Bank = 0.0000°
Control pos. = 0.0000
CL = 0.9510
CD = 0.0544
Efficiency = 0.9755
CL/CD = 17.4683
Cl = 0.0000
Cm = -0.3692
Cn = 0.0000
X_CP = 98.051 mm
  
```

- Wing Name: 现在 “Wing Name” 是这个飞机的名称
- Wing Span: 翼展
- XYProj.Span: 向 XY 面投影后的翼展
- Root Chord: 翼根弦长
- M.A.C: 平均气动弦长
- X_CG: 重心的 X 坐标

- Wing Area: 机翼面积
- XYProj.Area: 向 XY 面投影后的机翼面积
- Plane Mass: 飞机质量
- Wing Load: 翼载荷
- Tip Twist: 翼尖扭转
- Aspect Ratio: 展弦比
- Taper Ratia: 根梢比
- Root-Tip Sweep: 后掠角
- V: 速度
- Alpha : 攻角
- Sideslip: 侧滑角
- Bank:
- Control pos.:
- CL: 升力系数
- CD: 阻力系数
- Efficiency: 效率?
- CL/CD: 升阻比
- Cl: 滚转力矩
- Cm: 俯仰力矩
- Cn: 偏航力矩
- X_CP: 压心的 X 坐标值

说明：本文档的首个版本由 SpaceTZS 根据《Introduction to XFLR5》翻译以及操作在融合自己的经验编写而成,有错漏的地方请及时反馈到 XFLR5 的群社区“XFLR5 基本操作文档反馈”得帖子中（不要在群里发消息，因为消息未必会保留下来，不利于跟进问题）。文档中的操作使用的是 XFLR5 v6.06。