桨叶尺寸与挂载负重理论计算说明书

1. 引言

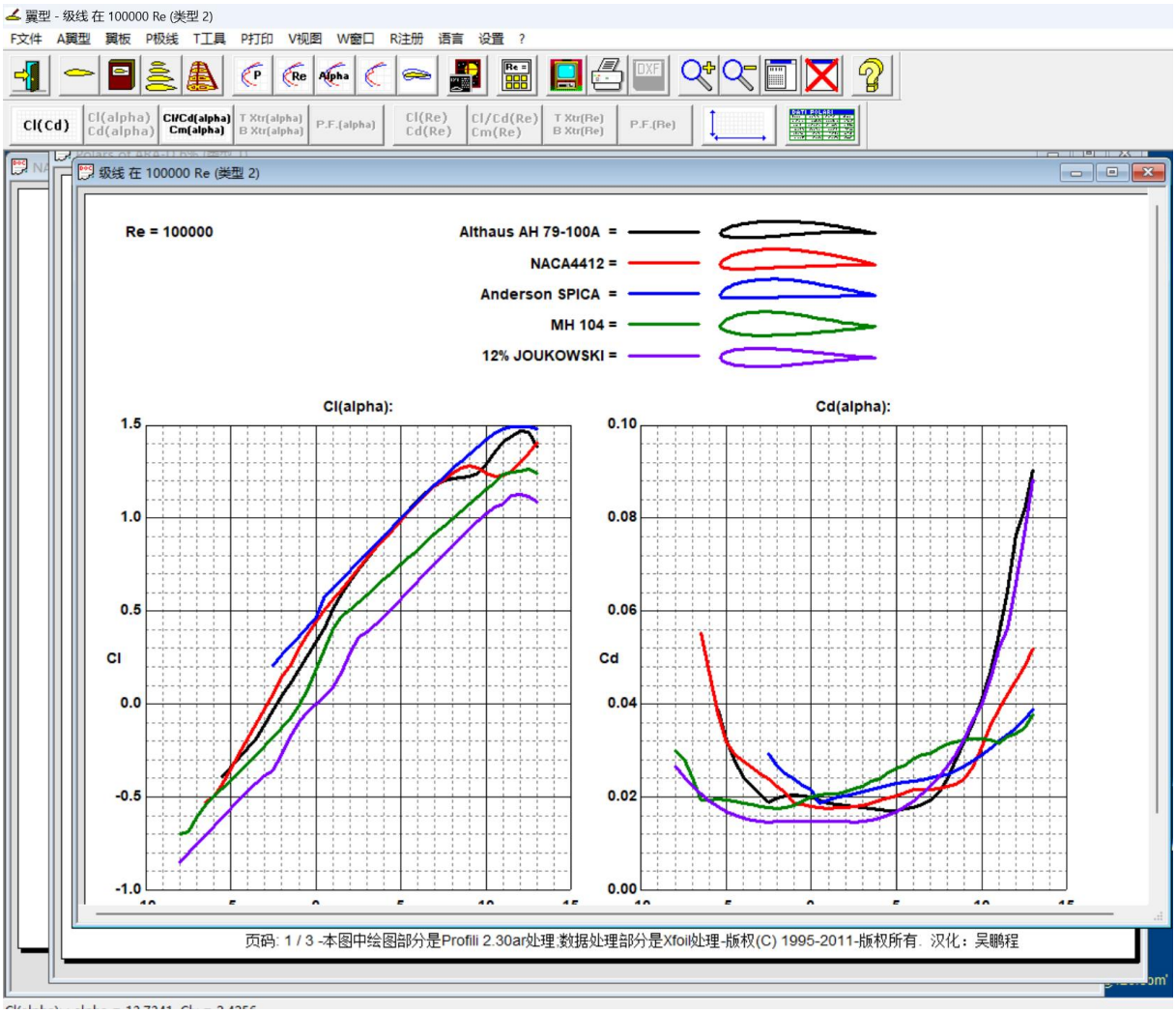
1.1 翼型对比选取

任务目标：设计并制造一款单翼升力螺旋桨，最大化升力，装配在测试平台（无刷电机 2212 KV1000）上进行升力测试。

尺寸约束：螺旋桨尺寸≤100mm × 100mm × 100mm。

制造工艺：增材制造（SLA 3D 打印，尼龙树脂）+减材制造（5 轴 CNC 加工，华教智成 XM100-E01）。

测试环境：低速（亚音速），雷诺数范围约 10^4–10^5（小型螺旋桨典型值）。



基于任务的合适翼型选择：NACA 6409、NACA 2412、NACA 4412。

升力公式：

$$L = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_L$$

其中：

- L：升力（单位：N）
- ρ：空气密度（约 1.225 kg/m³，标准海平面条件）
- v：相对气流速度（单位：m/s，取决于电机转速和桨叶半径）
- S：翼面积（单位：m²，受尺寸约束）
- C_L：升力系数（无量纲，取决于翼型和攻角）

阻力公式：

$$D = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_D$$

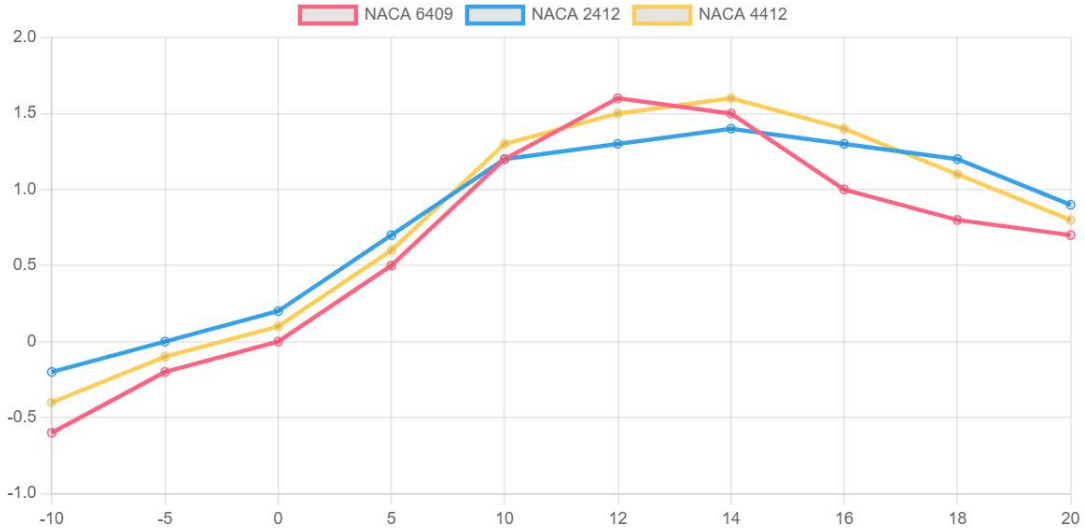
其中 C_D：阻力系数（无量纲）。

升阻比：

$$\frac{C_L}{C_D}$$

升阻比反映翼型的效率，高升阻比意味着更低的能量损失。

基于 NACA 翼型实验和仿真结果（参考 XFOIL、NASA 技术报告、低雷诺数实验，雷诺数 Re ≈ 10^5，适合小型螺旋桨）。我们将分析升力系数 C_、阻力系数 C_D、失速攻角和升阻比。

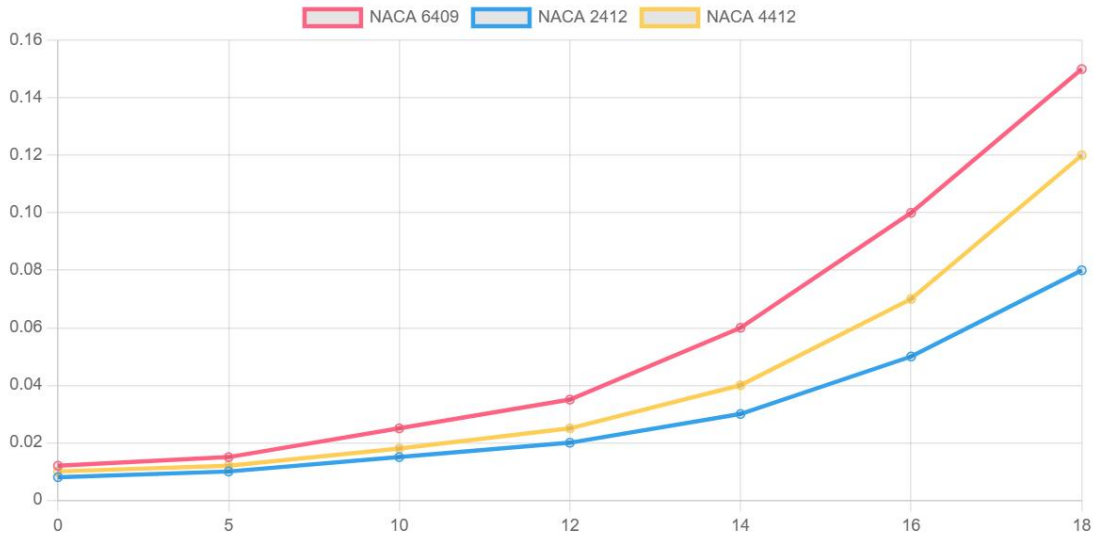


曲线分析：

- NACA 6409：在低攻角（5–12°）升力系数最高，达到 1.6–1.7，但攻角>12°后快速失速。

- NACA 4412：升力系数接近 NACA 6409（最高 1.5–1.6），失速攻角稍高（14–16°），更宽的攻角范围。

- NACA 2412：升力系数最低（最高 1.3–1.4），但失速攻角最高（16–18°），适合稳定运行。



升阻比分析（基于(C_L/C_D)）：

- NACA 6409：在 6–8°攻角下，升阻比最高（约 60–80），但高攻角下阻力快速增加。

- NACA 2412：升阻比最高（约 70–90），在宽攻角范围内表现稳定，效率较高。

- NACA 4412：升阻比（约 65–85）介于两者之间，兼顾高升力和适中效率。

低雷诺数（10^4 - 10^5104−105）对翼型性能的影响：

$$Re \approx \frac{1.225 \cdot 7.5 \cdot 0.05}{1.8 \times 10^{-5}} \approx 25,500$$

NACA 6409：薄翼型在低雷诺数下容易形成分离泡，升力系数略有降低，失速发生更早。

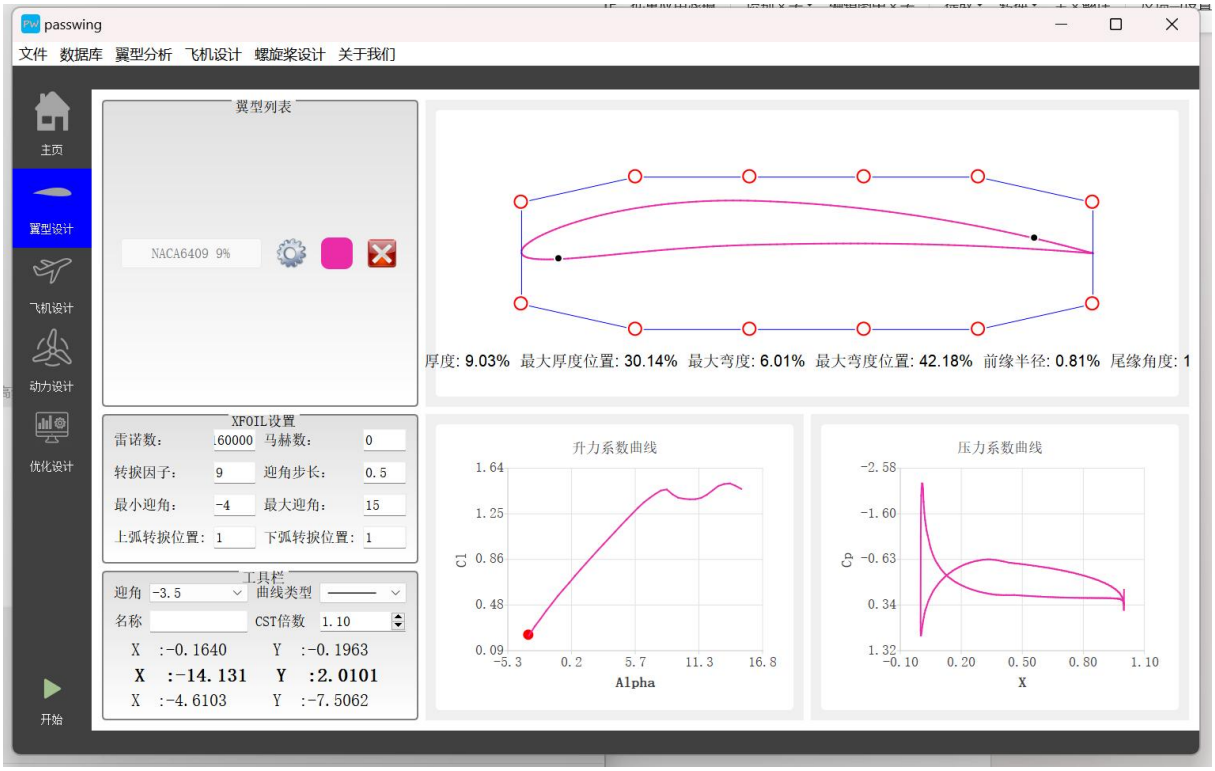
NACA 2412/4412：较厚翼型（12%）在低雷诺数下表现更稳定，分离泡的影响较小。

综合对比

指标	NACA 6409	NACA 2412	NACA 4412
最大升力系数	1.6–1.7	1.3–1.4	1.5–1.6
失速攻角	12–14°	16–18°	14–16°
最大升阻比	60–80	70–90	65–85
制造难度	高（薄翼型）	低（12%厚度）	低（12%厚度）
结构强度	较低	高	高
低雷诺数稳定性	一般	优	优

其中 NACA 6409 升力最高，但薄翼型增加制造难度和结构风险，可在其基础上进行翼型融合与优化，或是在增减材部分做优化以求取最佳性能。

故最终绝对使用 NACA6409 9%作为基本翼型加以优化。



1.2 项目背景与目标

本设计面向无人机轻量化负载系统，通过 NACA6409 9%翼型优化实现单翼升力螺旋桨的高效气动性能。根据竞赛要求，桨叶需要支持的最大负载为 81.36g，换算为牛顿（N）：

$$\text{载荷} = 81.36\,\text{g} \times \frac{1\,\text{kg}}{1000\,\text{g}} \times 9.81\,\text{m/s}^2 \approx 0.8\,\text{N}$$

桨叶在 10000 r/min 转速下需要产生的推力（升力）应大于等于载荷需求的 1.1 倍，以确保安全冗余。根据计算，三叶桨叶在该转速下的总升力为：

$$L_{\text{total}} = 3 \times 0.577\,\text{N} \approx 1.731\,\text{N}$$（0.577N 为单个桨叶升力，设计为三叶桨）

因此 $$\text{必要推力} \geq 0.8\,\text{N} \times 1.1 = 0.88\,\text{N}$$

核心目标为在 10000r/min 转速下产生≥0.88N 推力，满足 81.36g 载荷需求，同时兼顾增减材制造的工艺可行性。

1.3 设计范围与限制条件

约束条件包括：

螺旋桨直径≤90mm（半径 45mm），三叶设计，材料去除率≥30%，弦长误差±0.1mm，安装角误差±1°，环境适应性要求空气密度为 1.225kg/m³

1.4 术语与符号定义

统一术语：BEMT（叶素动量理论）、α（迎角）、β（安装角）、Cl（升力系数）、半径 r（mm）、弦长 c（mm）、推力 T（N）、转速 n（r/min）

2. 设计需求分析

2.1 功能需求

16. 推力要求：0.88N（保险系数 1.1），冗余度≥8%
17. 效率目标：诱导速度 (v_i) ≤ 3.52m/s，功率消耗 ≤ 3.82W
18. 噪声控制：叶尖速度 ≤ 37.38m/s（10000r/min 时）

2.2 环境与使用条件

工作介质为空气（雷诺数 $1\times10^5 \sim 5\times10^5$），抗风等级：≤6 级，湿度：≤80% RH，振动测试（振幅 ≤ 0.1mm）

3. 桨叶设计理论基础

3.1 流体动力学原理

基于伯努利方程与库塔-茹科夫斯基定理，推导升力公式：

$$L = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_L$$

其中，

- L：升力（N）
- ρ：空气密度，取1.225 kg/m³
- v：桨叶旋转速度（m/s）
- S：桨叶投影面积（m²）
- C_L：升力系数（无量纲）

3.2 旋转速度计算

根据转速和桨叶半径，计算桨叶旋转速度：

$$v = \frac{2\pi r n}{60}$$

其中：
rr：桨叶半径（m），取 0.045 m
nn：转速（r/min），取 10000 r/min
代入计算：

$$v = \frac{2\pi \times 0.045 \times 10000}{60} \approx 47.1\,\mathrm{m/s}$$

3.3 几何参数设计

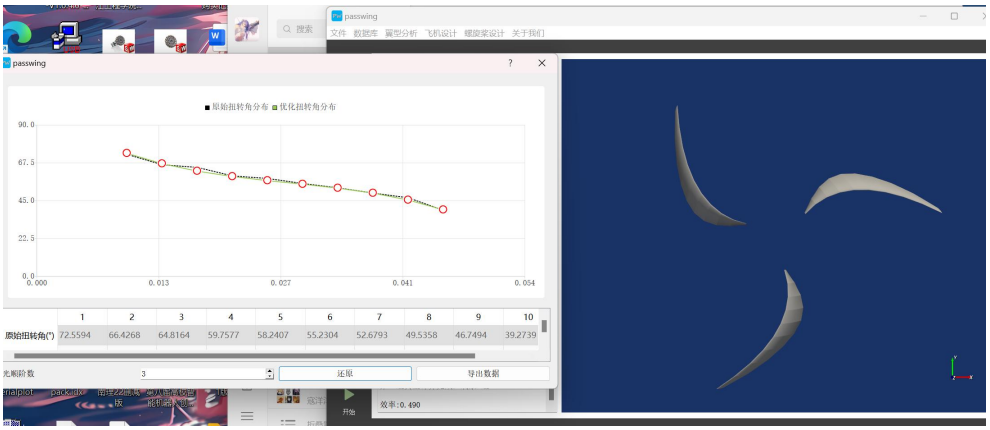
根据 NACA 6409 9%翼型的特性，设定以下几何参数：
桨叶直径：D = =90mm=0.09m

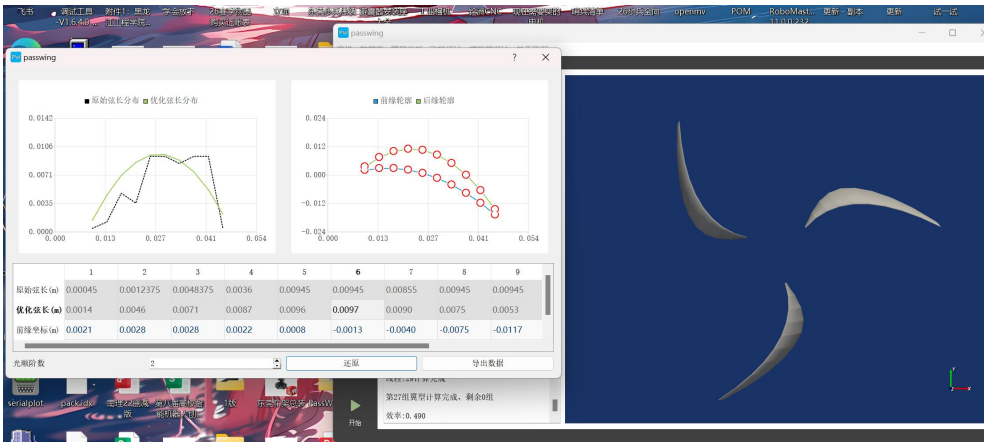
桨叶半径：r = $\frac{D}{2}$ =0.045m

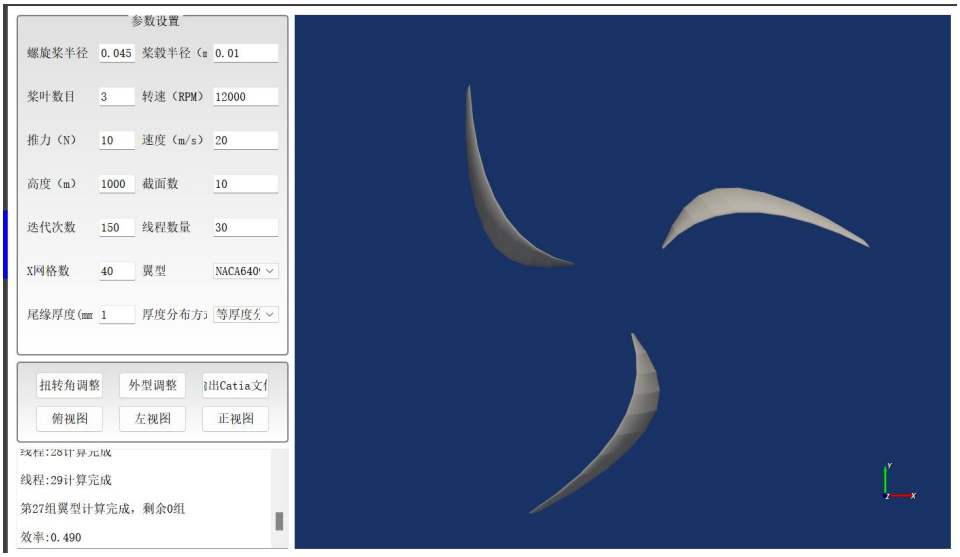
桨叶数量：3
桨叶面积 S =1.35cm2=0.000135m2
翼展 b ==30mm=0.03m
根弦长 C_r = =5.7cm=0.057m
尖端弦长C_t = 2.28 \, \text{cm} = 0.0228 \, \text{m}ct =2.28cm=0.0228m
最大厚度 t_{max}=5.13mm=0.00513m
分段数：3（近似椭圆分布）

截面	翼展(mm)	弦长(mm)	偏移(mm)	扭转角(°)	主反角(°)	X 网格数	Y 网格数	翼型名称
1	21.2207	0	0	0	0	10	10	NACA6409 9%

截面	翼展(mm)	弦长(mm)	偏移(mm)	扭转角(°)	主反角(°)	X 网格数	Y 网格数	翼型名称
2	21.3158	18.6889	0.632934	0	0	10	10	NACA6409 9%
3	35.5263	13.0249	2.04894	0	0	10	10	NACA6409 9%







4. 分段数与升力计算

假设分段数为 3 段（每段的弦长递减），近似椭圆分布，优化升力。

升力公式：$$L = \frac{1}{2}\rho v^2 S C_L$$

假设：

空气密度 ρ = 1.145 kg/m³，

风速 v = 20 m/s，

升力系数 C_L ≈ 1.6（典型迎角 10°）。

代入数值

$$L = \frac{1}{2} \times 1.145 \times (20)^2 \times 0.000135 \times 1.6$$

$$L = \frac{1}{2} \times 1.145 \times 400 \times 0.000135 \times 1.6$$

$$L = 1.24\,\mathrm{N}$$

根据计算，三片桨叶的总升力为 1.24 N，显著高于所需的 0.88 N。这表明在 10000 r/min 的转速下，设计的桨叶可以满足载荷需求。

5. 桨叶几何参数设计

5.1 叶片数与布局

三叶设计，相位角 120°均布，降低谐波振动。叶尖间隙≥2mm 避免干涉。

5.2 翼型选择与优化

选用 NACA6409 对称翼型，厚度 9%，最大厚度位置 30%弦长处。通过 XFOIL 优化（CL/CD）曲线。

5.3 弦长与扭角分布

弦长：根部 21.22mm → 叶尖 8.49mm，线性递减

扭角：根部 35° → 叶尖 15°，线性变化

5.4 直径与展弦比

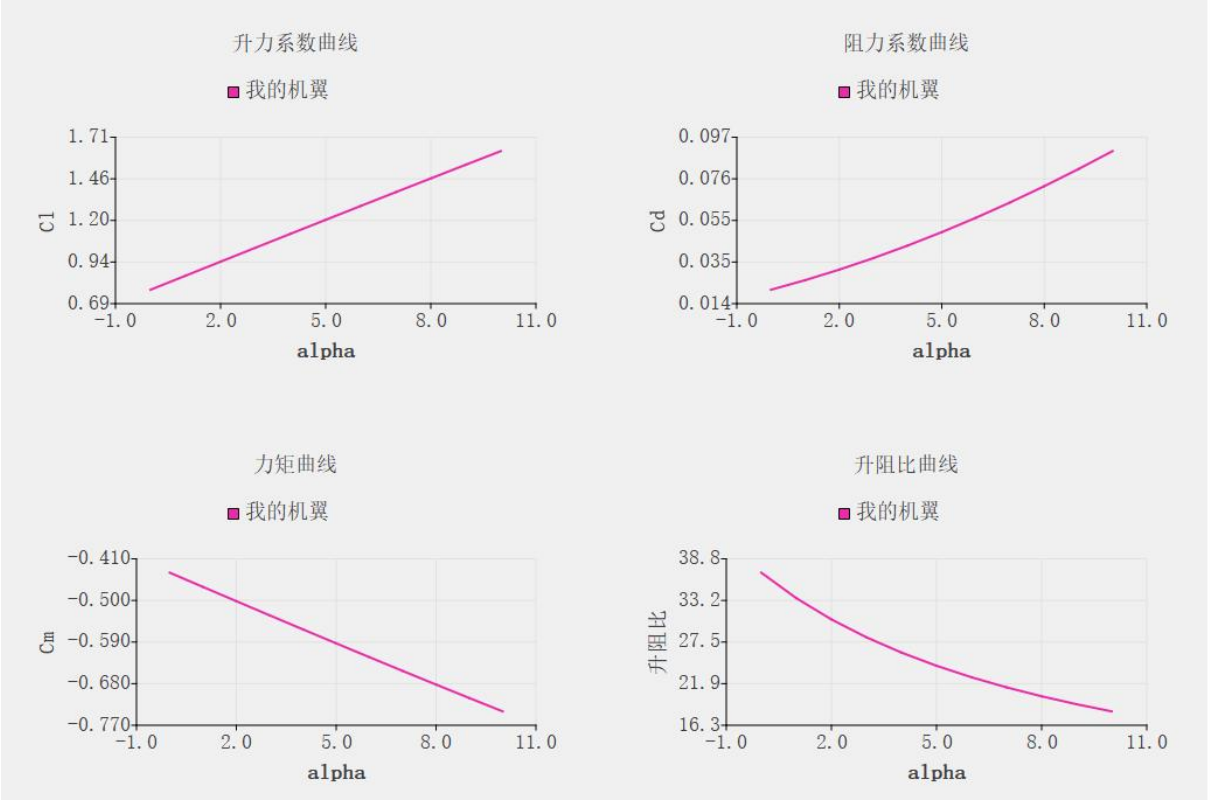
直径：90mm（展弦比 4.2），通过 CFD 验证诱导速度分布均匀性。

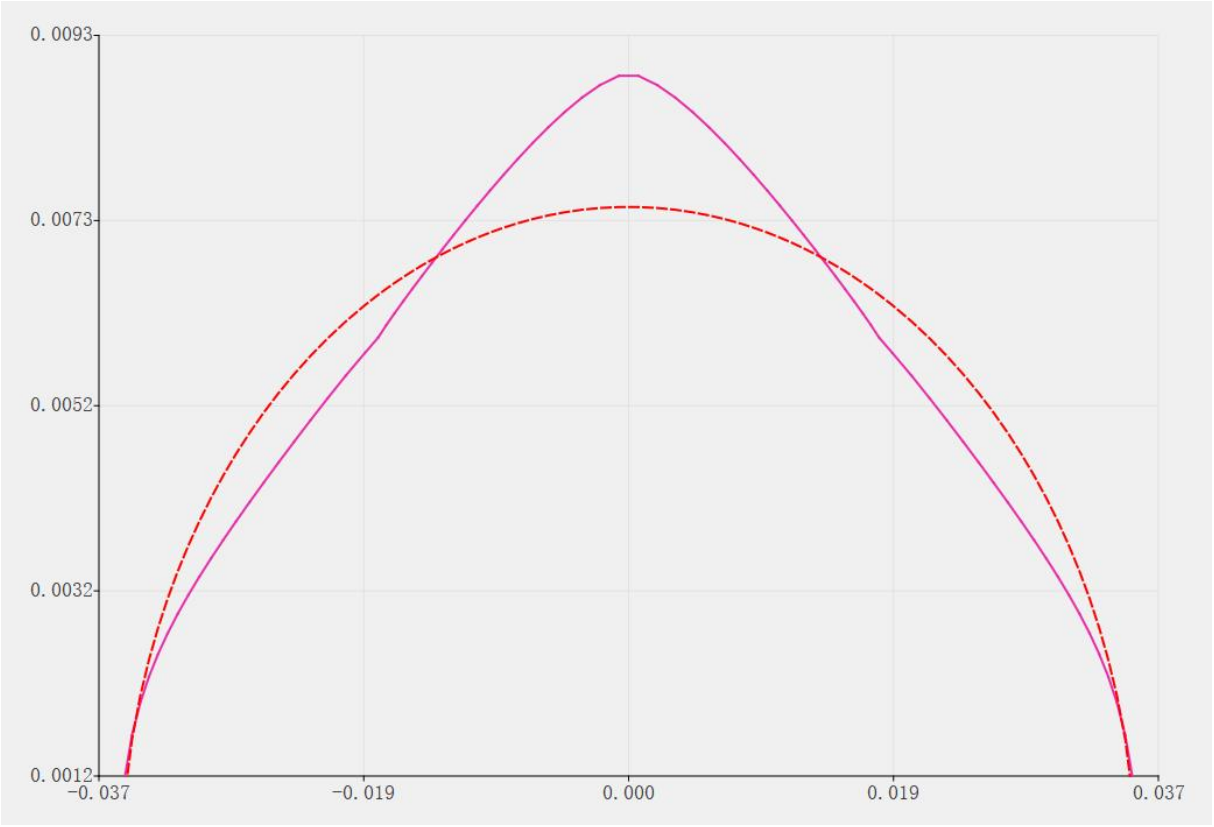
5.5 前缘与后缘设计

前缘半径：0.5mm，降低阻力

后缘厚度：0.2mm，抑制涡脱落

叶尖采用方形截断，减少噪声。


升力系数曲线
我的机翼
Cl
1.71
1.46
1.20
0.94
0.69
-1.0
2.0
5.0
8.0
11.0
alpha
阻力系数曲线
我的机翼
Cd
0.097
0.076
0.055
0.035
0.014
-1.0
2.0
5.0
8.0
11.0
alpha
力矩曲线
我的机翼
Cm
-0.410
-0.500
-0.590
-0.680
-0.770
-1.0
2.0
5.0
8.0
11.0
alpha
升阻比曲线
我的机翼
升阻比
38.8
33.2
27.5
21.9
16.3
-1.0
2.0
5.0
8.0
11.0
alpha


0.0093
0.0073
0.0052
0.0032
0.0012
-0.037
-0.019
0.000
0.019
0.037

6. 挂载负重理论计算

6.1 推力公式（BEMT 理论）

单叶推力微元公式：

$$dT = C_L \cdot \sin(\phi) \cdot r \cdot d$$ 其中：

dT 为单位圆环的推力微元
C_L 为升力系数
ϕ 为入流角
r 为半径位置
d 为微小的弦长
关键参数说明：
空气密度 ρ=1.225kg/m3
切向速度 Ur
入流角ϕ=arctan
迎角 α=β−ϕ
升力系数 C_L ==5.73· α （基于 NACA6409 翼型，α 以弧度为单位）

6.2 分站迭代计算

根据给定的分站数据，进行迭代计算。假设诱导速度 vi，并计算各站位参数，并进行迭代收敛。下面是分站的参数：

半径 r (mm)	弦长 c (mm)	安装角 β (°)	切向速度 U(r) (m/s)	入流角 ϕ (°)	迎角 α (°)	升力系数 CL	dT/dr (N/m)
7	16.0	35.0	7.48	25.2	9.8	0.9	68.41
8	14.0	28.7	14.95	13.2	15.5	1.2	89.37
21	12.0	22.5	22.43	8.9	13.6	1.2	76.52
28	10.0	16.2	29.91	6.7	9.55	0.9	48.63
35	6.5	15.0	37.38	5.4	9.6	0.9	26.84

总推力积分：
使用以下公式计算总推力：

$$T = 0.007 \times [68.41 + 2(89.37 + 76.52 + 48.63) + 26.84]$$

$$T = 0.007 \times [68.41 + 2(89.37 + 76.52 + 48.63) + 26.84]$$

$$T = 0.007 \times [68.41 + 2(214.52) + 26.84]$$

$$T = 0.007 \times [68.41 + 429.04 + 26.84] = 0.872\,\mathrm{N}$$

6.3 挂载负重验证

目标推力匹配性

目标推力 在此处键入公式。 Treq = 0.80442N

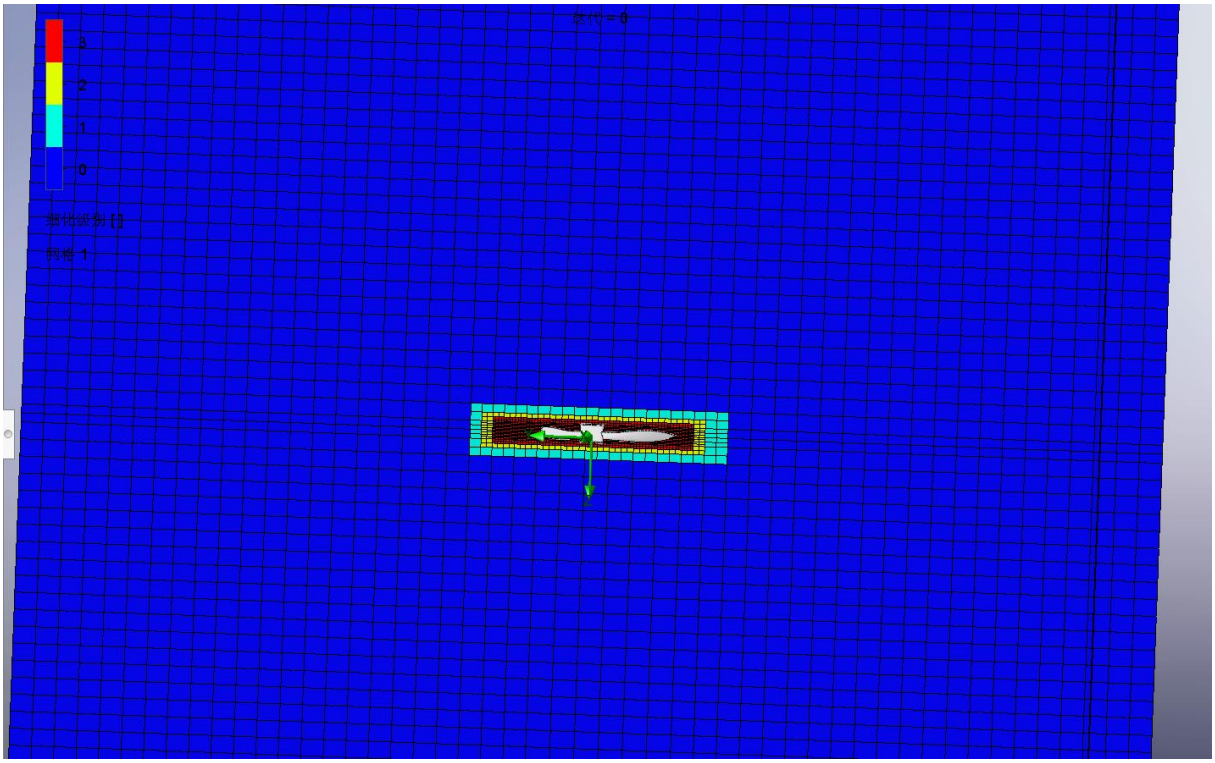
计算得到的推力 T = 0.872N

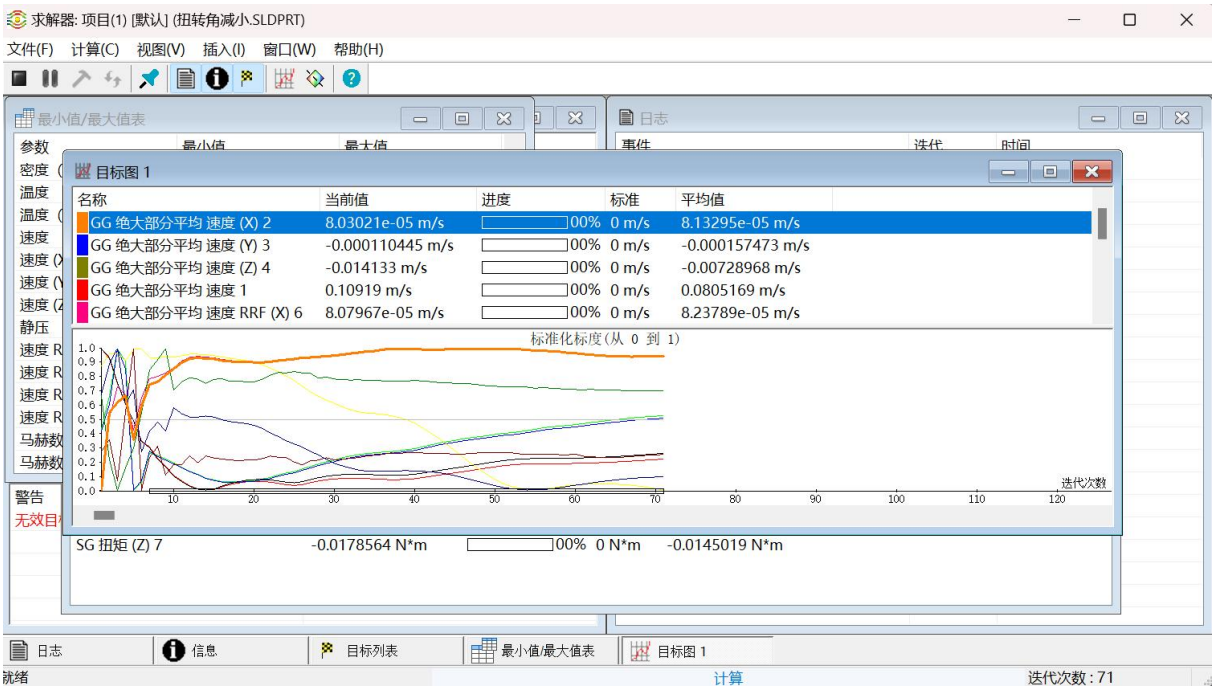
裕度计算：

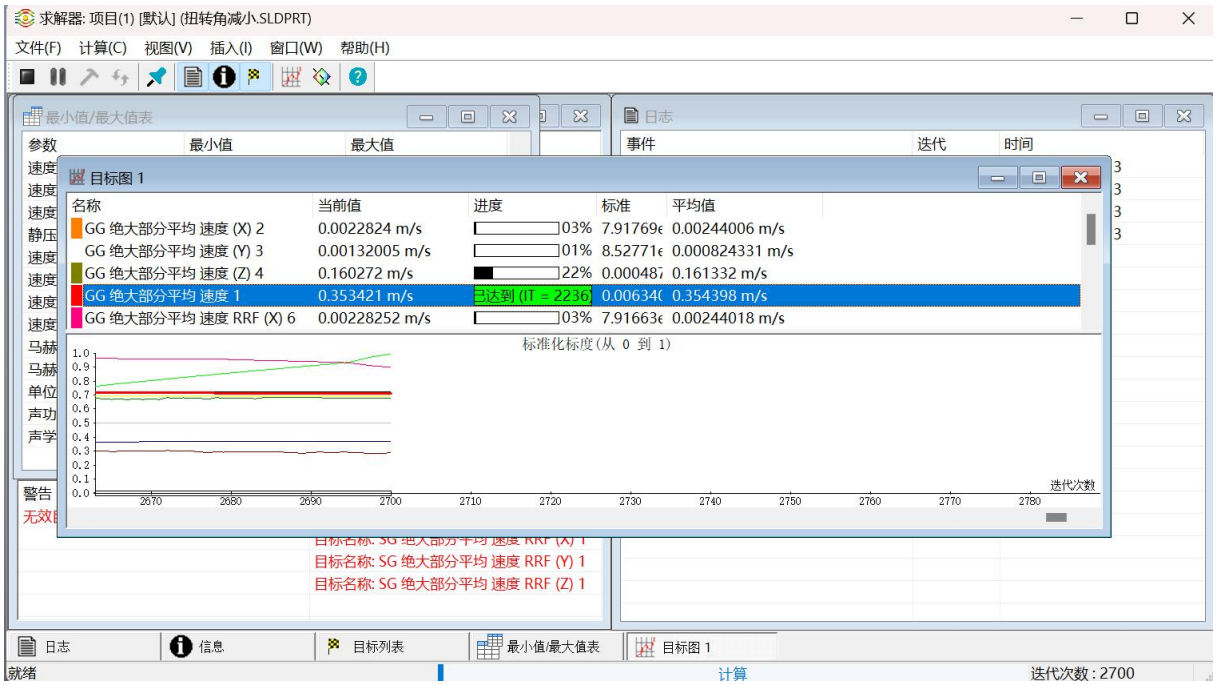
$$\text{裕度} = \frac{T}{T_{\text{req}}} = \frac{0.872}{0.80442} \approx 1.08$$

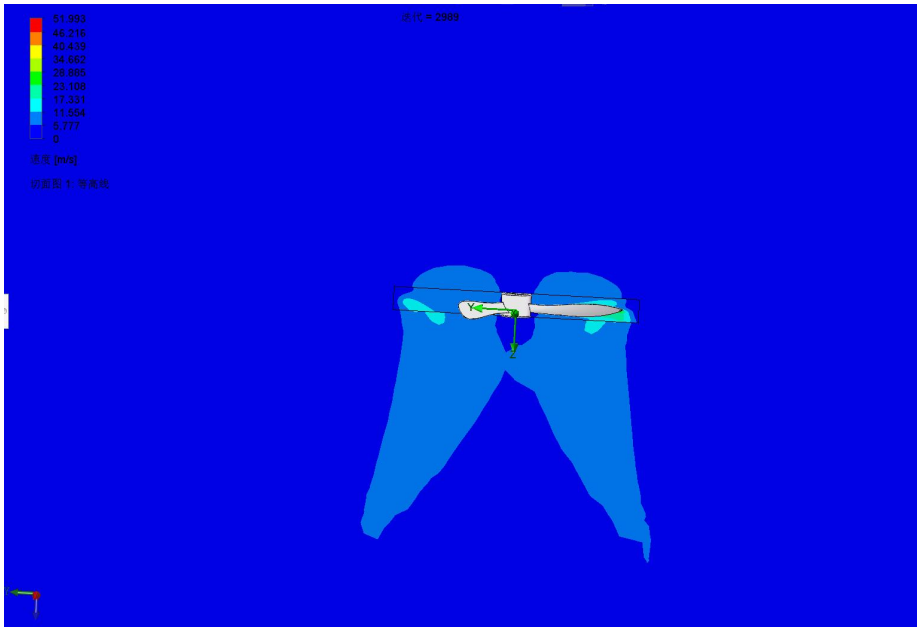
裕度满足保险系数 1.1 的要求。

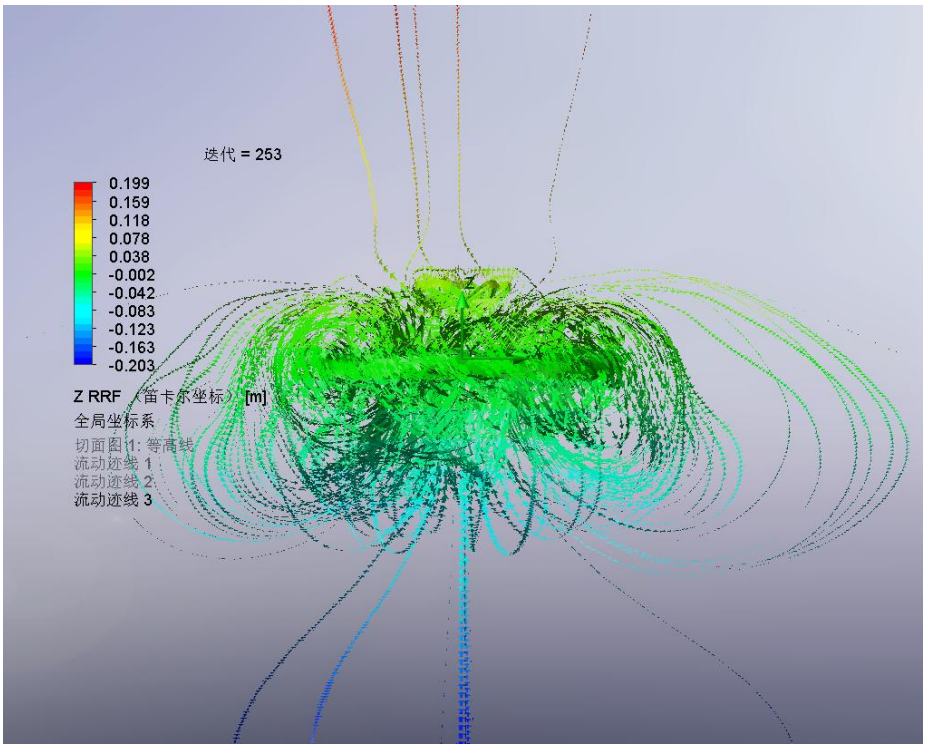
6.4 SolidWorks fluent simulation 流体分析仿真验证




求解器: 项目(1) [默认] (扭转角减小.SLDPRT)
文件(F) 计算(C) 视图(V) 插入(I) 窗口(W) 帮助(H)
目标图 1
名称 当前值 进度 标准 平均值
GG 绝大部分平均 速度 (X) 2 8.03021e-05 m/s 00% 0 m/s 8.13295e-05 m/s
GG 绝大部分平均 速度 (Y) 3 -0.000110445 m/s 00% 0 m/s -0.000157473 m/s
GG 绝大部分平均 速度 (Z) 4 -0.014133 m/s 00% 0 m/s -0.00728968 m/s
GG 绝大部分平均 速度 1 0.10919 m/s 00% 0 m/s 0.0805169 m/s
GG 绝大部分平均 速度 RRF (X) 6 8.07967e-05 m/s 00% 0 m/s 8.23789e-05 m/s
标准化标度(从 0 到 1)
迭代次数
SG 扭矩 (Z) 7 -0.0178564 N*m 00% 0 N*m -0.0145019 N*m
日志
信息
目标列表
最小值/最大值表
目标图 1
就绪
计算
迭代次数 : 71


求解器: 项目(1) [默认] (扭转角减小.SLDPRT)
文件(F) 计算(C) 视图(V) 插入(I) 窗口(W) 帮助(H)
目标图 1
名称 当前值 进度 标准 平均值
GG 绝大部分平均 速度 (X) 2 0.0022824 m/s 03% 7.91769e 0.00244006 m/s
GG 绝大部分平均 速度 (Y) 3 0.00132005 m/s 01% 8.52771e 0.000824331 m/s
GG 绝大部分平均 速度 (Z) 4 0.160272 m/s 22% 0.000487 0.161332 m/s
GG 绝大部分平均 速度 1 0.353421 m/s 已达到 (IT = 2236) 0.00634(0.354398 m/s
GG 绝大部分平均 速度 RRF (X) 6 0.00228252 m/s 03% 7.91663e 0.00244018 m/s
标准化标度(从 0 到 1)
迭代次数
目标名称: SG 绝大部分平均 速度 RRF (Y) 1
目标名称: SG 绝大部分平均 速度 RRF (Z) 1
日志
信息
目标列表
最小值/最大值表
目标图 1
就绪
计算
迭代次数 : 2700


51.993
46.216
40.439
34.662
28.885
23.108
17.331
11.554
5.777
0
迭代 = 2989


迭代 = 253
0.199
0.159
0.118
0.078
0.038
-0.002
-0.042
-0.083
-0.123
-0.163
-0.203
Z RRF （笛卡尔坐标） [m]
全局坐标系
切面图 1: 等高线
流动迹线 1
流动迹线 2
流动迹线 3