

2026 中国大学生飞行器设计创新大赛

限时载运竞赛项目设计报告

参赛项目：限时载运飞行

参赛单位：北京大学

作 者：张启民，周子涵，郭祺

指导教师：王英男

2026 年 7 月 25 日

摘 要：针对中国大学生飞行器设计创新大赛限时载运飞行项目，对飞行器的气动布局、尾翼参数、结构形式及动力系统进行了设计。主翼选用FX63-137低速高升力翼型，采用XFoil、Ansys Fluent和XFLR5分别开展二维翼型与三维机翼气动特性计算，并依据Fluent结果对机翼设计参数进行修正。尾翼采用NACA 0010对称翼型及全动平尾布局，以满足纵向配平和操纵需求。结构采用薄木板、碳纤维杆与轻质蒙皮组成的分段式骨架结构，兼顾低成本、轻量化和运输便利性。动力系统采用电动机配合22/60齿减速机构，驱动24×10英寸螺旋桨。设计结果形成了一套适用于低速载运任务、便于加工装配的飞行器总体方案。

关键词：限时载运飞行；低雷诺数翼型；气动设计；纵向配平；分段式结构；电动动力系

目录

1	FX63-137 翼型气动参数计算	1
1.1	FX63-137 翼型参数	1
1.2	飞行参数设计点	2
1.3	XFoil 数值计算结果	3
1.3.1	升力系数	3
1.3.2	阻力系数及阻力极曲线	4
1.3.3	升阻比	4
1.3.4	俯仰力矩系数	5
1.4	Fluent 数值仿真	5
1.4.1	计算方法及参数	5
1.4.2	计算结果	6
2	采用 FX63-137 翼型的机翼气动参数计算	8
2.1	机翼几何参数	8
2.2	XFLR5 数值计算结果	8
2.2.1	升力系数	9
2.2.2	阻力系数	9
2.2.3	升阻比	10
2.2.4	俯仰力矩系数	10
2.3	机翼设计点气动参数的确定	10
3	平尾与垂尾参数设计及气动特性分析	11
3.1	尾翼布局与翼型选择	11
3.2	尾翼几何参数与尾容量计算	11
3.3	纵向力矩配平计算	12
4	飞行器结构设计	13
4.1	结构设计理念与材料选择	13
4.2	分段式结构与拼装方案	13
5	飞行器动力设计	14
5.1	动力系统方案	14
5.2	减速机构与螺旋桨选型	14
6	参考文献	14
7	结论	14

引言

限时载运飞行项目要求飞行器在规定条件下完成载荷运输任务，其设计需要综合考虑载运能力、飞行效率、结构质量、操纵稳定性及动力匹配等因素。较大的任务载荷要求机翼在低速状态下具有较高的升力，同时飞行器还需控制自身空重和制造成本，以提高有效载荷比例。因此，气动、结构和动力系统之间的协调设计是本项目的重点。

本飞行器采用常规固定翼布局，以FX63-137翼型作为主翼基本翼型，并通过XFoil、Ansys Fluent及XFLR5对翼型和三维机翼的升力、阻力及俯仰力矩特性进行分析。针对大弯度翼型产生的较大低头力矩，采用全动平尾进行纵向配平与飞行控制。结构方面采用薄木板框架、碳纤维杆承力骨架和轻质蒙皮相结合的方案，并通过分段制造与现场拼装解决大尺寸飞行器的加工和运输问题。动力系统采用齿轮减速驱动大直径螺旋桨，以提高低速状态下的输出转矩和拉力。

设计工作围绕翼型气动特性、三维机翼参数、尾翼配平、机体结构及动力系统依次展开，为后续飞行器加工制造、地面调试和飞行试验提供设计依据。

1 FX63-137 翼型气动参数计算

1.1 FX63-137 翼型参数

本飞行器机翼选用 Wortmann 系列 FX63-137 翼型。UIUC 翼型坐标数据库将该翼型归类为用于人力飞行器的翼型，并提供了原始坐标文件 fx63137.dat[1]。

主要几何参数见表 1-1。

表 1-1 FX63-137 翼型主要几何参数

参数	符号	数值
最大相对厚度	t_{max}/c	13.7%
最大厚度位置	x_t/c	30.9%
最大相对弯度	f_{max}/c	6.0%
最大弯度位置	x_f/c	53.3%

已有低雷诺数风洞试验资料表明，FX63-137 翼型具有较高的最大升力，并表现出较为缓和的后缘失速特性，适用于低速、大升力飞行器设计；但该翼型同时具有较明显的俯仰力矩，因此在飞行器总体设计中需要结合重心位置、机翼安装角及平尾参数进行纵向配平设计[2]

图 1-1 给出了 FX63-137 翼型的归一化几何外形。

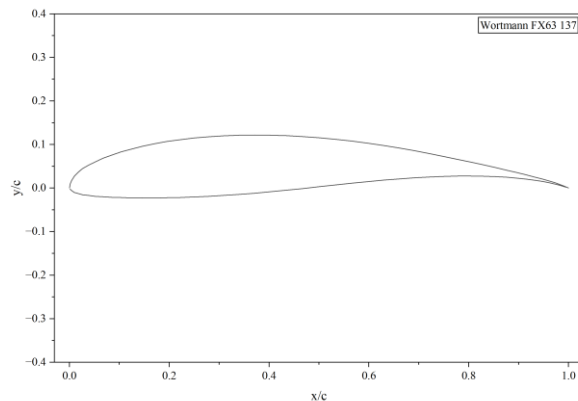


图 1-1 FX63-137 翼型归一化几何外形

1.2 飞行参数设计点

为获得 FX63-137 翼型在飞行器主要工作状态下的升力、阻力及俯仰力矩特性，本文选取飞行速度 $U_{\infty} = 15 \text{ m/s}$ 作为基准速度，并在该速度对应的雷诺数条件下开展 XFoil 计算与 Ansys Fluent 数值仿真。

取海平面标准状态下空气声速约为 $a_{\infty} = 340.3 \text{ m/s}$ ，则飞行马赫数为

$$Ma \approx 0.044$$

由于设计点马赫数远小于 0.3，空气密度随流动速度产生的变化较小，因此后续计算可将空气视为不可压缩流体，并采用定常、低速流动模型。

根据上述计算，本文所采用的飞行设计点参数汇总于表 1-2。[3]后续计算将在该设计点下改变翼型攻角，获得 FX63-137 翼型的升力系数、阻力系数、升阻比和俯仰力矩系数随攻角的变化规律。

表 1-2 FX63-137 翼型气动计算设计点

参数	符号	数值
飞行速度	U_{∞}	15 m/s
环境压力	p_{∞}	101325 Pa
空气密度	ρ_{∞}	1.225 kg/m ³
运动黏度	ν_{∞}	$1.50 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
参考弦长	c	0.50 m
雷诺数	Re	5.0×10^5
马赫数	Ma	0.044

1.3 Xfoil 数值计算结果

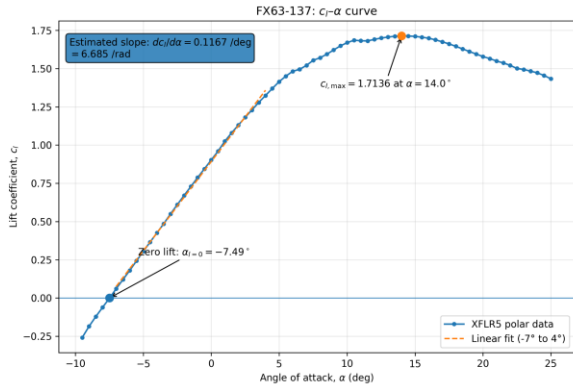


图 1-2 FX63-137 翼型 $c_l - \alpha$

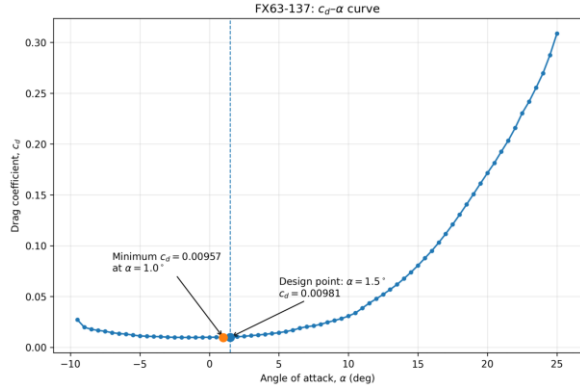


图 1-3 FX63-137 翼型 $c_d - \alpha$

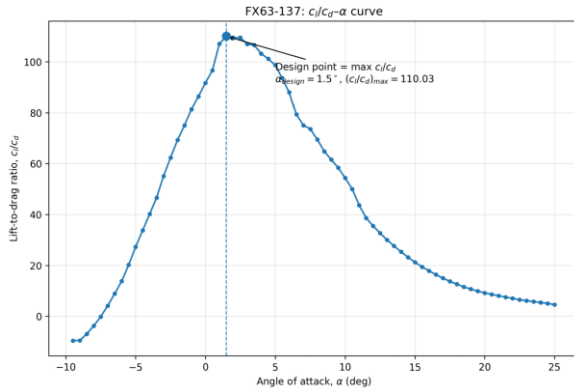


图 1-4 FX63-137 翼型 $\frac{c_l}{c_d} - \alpha$

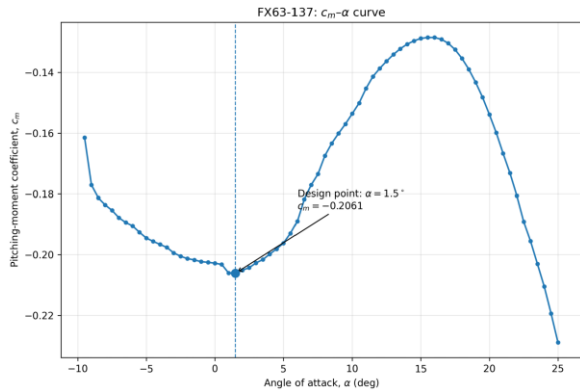


图 1-5 FX63-137 翼型 $c_m - \alpha$

1.3.1 升力系数

FX63-137 翼型升力系数随攻角的变化如图 1-2 所示。在小攻角范围内，翼型升力系数随攻角近似呈线性增长。采用线性拟合可得到 FX63-137 翼型的零升力攻角约为

$$\alpha_{L=0} = -7.49^\circ$$

升力线斜率约为

$$a = 6.685/\text{rad}$$

随着攻角进一步增大，升力系数的增长速度逐渐降低。当攻角达到约 14.0° 时，翼型获得最大升力系数

$$c_{l,max} = 1.7136$$

随后升力系数开始下降，表明翼型表面流动发生明显分离并进入失速状态。

1.3.2 阻力系数及阻力极曲线

FX63-137 翼型阻力系数随攻角的变化如图 1-3 所示。在小攻角范围内，翼型阻力系数相对较小。随着攻角增大，翼型边界层厚度及压力阻力逐渐增加，因此阻力系数呈上升趋势。翼型最小阻力系数为

$$c_{d,\min} = 0.00957$$

其对应攻角约为

$$\alpha = 1.0^\circ$$

为进一步分析翼型升力和阻力之间的关系，绘制以阻力系数为横坐标、升力系数为纵坐标的阻力极曲线，如图 1-6 所示。

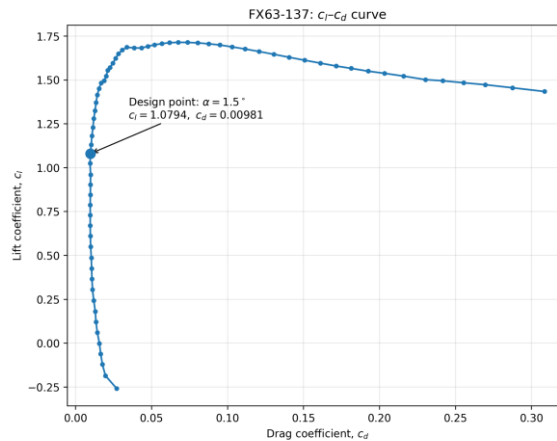


图 1-6 FX63-137 翼型阻力极曲线

1.3.3 升阻比

FX63-137 翼型升阻比随攻角的变化如图 1-4 所示。随着攻角增大，升力系数和阻力系数均发生变化。翼型升阻比首先增大，在攻角为 1.5° 时达到最大值：

$$\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{\max} = 110.03$$

当攻角继续增大时，阻力系数增长速度超过升力系数增长速度，导致升阻比逐渐降低。因此，从巡航气动效率角度考虑，攻角 1.5° 附近可作为飞行器高效飞行状态的设计攻角。

1.3.4 俯仰力矩系数

FX63-137 翼型俯仰力矩系数随攻角的变化如图 1-5 所示。根据 XFoil 计算结果，翼型四分之一弦长处的俯仰力矩系数在主要工作攻角范围内约为-0.2061。

1.4 Fluent 数值仿真

为验证 XFoil 所得设计点气动参数的合理性，本文采用 Ansys Fluent 对 FX63-137 翼型在设计攻角下的二维绕流进行数值仿真。Fluent 仅计算设计攻角

$$\alpha = 1.5^\circ$$

对应的单一飞行工况，并将所得升力系数、阻力系数和表面压力分布与 XFoil 计算结果进行对比。

1.4.1 计算方法及参数

1.4.1.1 计算模型

本文采用二维定常雷诺时均 Navier - Stokes 方法对 FX63-137 翼型绕流进行计算。计算采用压力基求解器，空气视为不可压缩牛顿流体，湍流模型选用 SST $k - \omega$ 模型。

1.4.1.2 计算域及边界条件

计算域采用二维外流场区域。为减小外边界对翼型附近流场的影响，翼型前缘距入口边界取 20 倍弦长，尾缘距出口边界取 30 倍弦长，上、下边界距翼型取 20 倍弦长。

1.4.1.3 边界层网格及第一层高度

为准确计算翼型近壁区域的速度梯度和壁面剪切应力，在翼型表面设置 Inflation 边界层网格。由于 SST $k - \omega$ 模型采用近壁积分方式，本文将翼型表面的目标无量纲壁面距离设置为

$$y^+ \approx 1$$

无量纲壁面距离定义为

$$y^+ = \frac{\rho_\infty u_\tau y}{\mu_\infty} = \frac{u_\tau y}{\nu_\infty}$$

式中， u_τ 为摩擦速度， y 为壁面至第一层网格单元中心的法向距离。

根据来流速度、雷诺数和空气黏度估算近壁网格尺寸，本文设置的第一层网格高度为

$$h_1 = 2.0 \times 10^{-5} \text{ m}$$

边界层网格共设置 20 层，增长率为 1.2。翼型前缘、尾缘及近壁区域进行局部加密，边界层网格如图 1-7 所示。

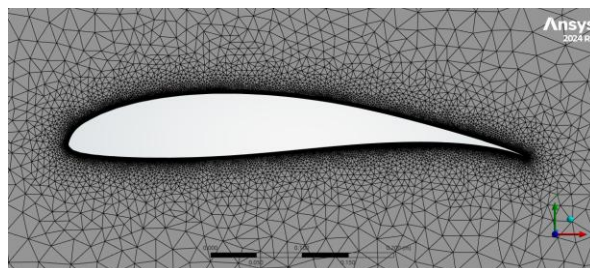


图 1-7 FX63-137 翼型表面边界层网格

1.4.2 计算结果

在攻角 $\alpha = 1.5^\circ$ 、雷诺数 $Re = 5.0 \times 10^5$ 条件下，对 FX63-137 翼型进行 Fluent 仿真。计算过程中各控制方程残差逐渐下降，升力系数和阻力系数监测值最终趋于稳定，表明计算达到收敛状态。

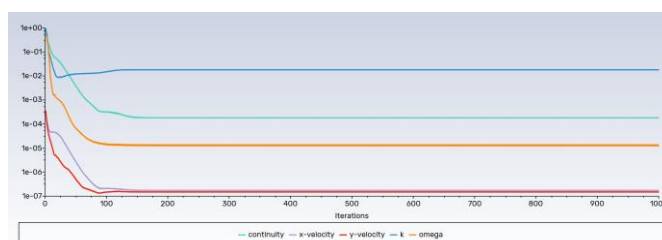


图 1-8 设计攻角下控制方程残差曲线

1.4.2.1 翼型 y^+ 分布验证

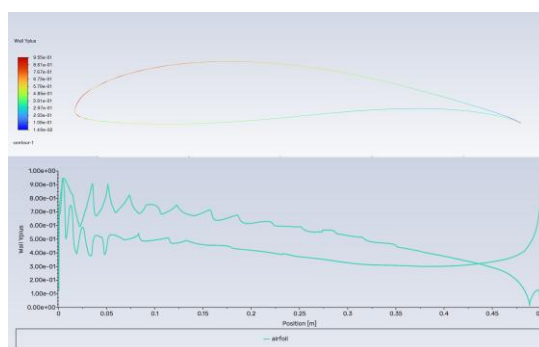


图 1-9 设计攻角下翼型表面 y^+ 分布

如图 1-9 所示，翼型表面 y^+ 的最大值约为

$$y_{\max}^+ = 0.955$$

翼型表面所有位置的 y^+ 均小于 1，大部分区域的 y^+ 约分布在 0.3 ~ 0.8 范围内。该结果说明所采用的第一层网格高度能够将近壁第一层单元布置在黏性底层内，满足 SST $k - \omega$ 模型直接解析近壁流动的网格要求。

1.4.2.2 气动参数

Fluent 计算得到 FX63-137 翼型在设计攻角下的升力系数为

$$c_{l,\text{Fluent}} = 0.9601$$

Fluent 计算得到设计攻角下的阻力系数为

$$c_{d,\text{Fluent}} = 0.0174$$

根据升力系数和阻力系数，Fluent 计算所得升阻比为

$$\left(\frac{c_l}{c_d}\right)_{\text{Fluent}} = \frac{c_{l,\text{Fluent}}}{c_{d,\text{Fluent}}} = 55.18$$

Fluent 计算得到设计攻角下的俯仰力矩系数为

$$c_{m,\text{Fluent}} = -0.1969$$

1.4.2.3 计算结果对比

在设计攻角 $\alpha = 1.5^\circ$ 、雷诺数 $Re = 5.0 \times 10^5$ 的工况下，XFoil 与 Fluent 所得气动参数对比如表 1-3 所示。其中系数的相对偏差定义为：

$$\delta_{c_x} = \frac{|c_{x,\text{Fluent}} - c_{x,\text{XFoil}}|}{|c_{x,\text{XFoil}}|} \times 100\%$$

表 1-3 设计攻角下 Fluent 与 XFoil 结果对比

气动参数	XFoil 计算结果	Fluent 仿真结果	相对偏差
升力系数 c_l	1.0794	0.9601	11.05%
阻力系数 c_d	0.00981	0.01740	77.37%
升阻比 c_l/c_d	110.03	55.18	49.85%
俯仰力矩系数 c_m	-0.20610	-0.19694	4.46%

鉴于三维机翼外形较薄且本项目计算资源有限，直接采用 Fluent 进行三维机翼仿真的时间成本过高。因此，本项目的机翼三维气动参数将依托数值计算软件获取，并严格以上述二维翼型 Fluent 仿真与 XFoil 计算之间的相对误差为依据进行折减与放大修正，从而最终确定高可靠性的机翼设计点气动性能参数。

2 采用 FX63-137 翼型的机翼气动参数计算

2.1 机翼几何参数

根据飞行器的任务需求、结构布置和加工条件,本文采用以 FX63-137 为基本翼型的平直机翼。机翼平面形状为矩形+梯形,翼展为 b ,根弦长为 c_r ,梢弦长为 c_t ,机翼参考面积为 S 。主要几何参数如表 2-1 所示,三维机翼几何模型如图 2-1 所示。

表 2-1 机翼主要几何参数

参数	符号	数值
有效展长	b	4.68 m
有效机翼面积	S	2.29 m ²
展弦比	AR	9.58
根弦长	c_r	0.54 m
梢弦长	c_t	0.30 m
梢根比	λ	0.56
平均气动弦长	$\bar{c}$	0.50 m

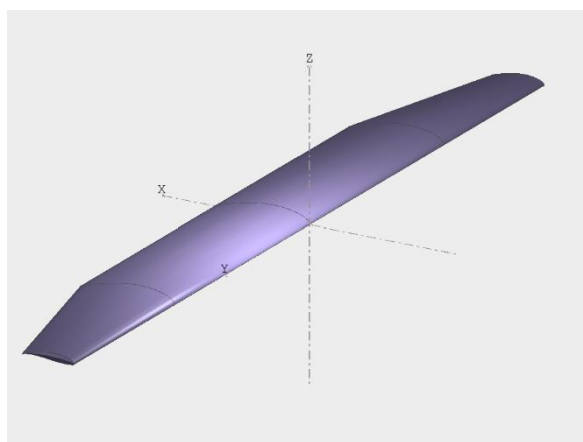


图 2-1 三维机翼几何模型

2.2 XFLR5 涡环法数值计算结果

基于 2.1 节建立的三维机翼几何模型,本文采用 XFLR5 软件对机翼进行三维气动特性分析。计算核心算法采用涡环法(Ring Vortex Method)。计算基准速度与第一部分保持一致,取 $U_\infty = 15$ m/s。

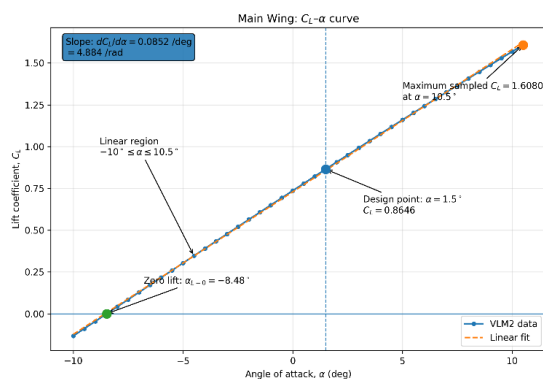


图 2-2 三维机翼 $C_L - \alpha$

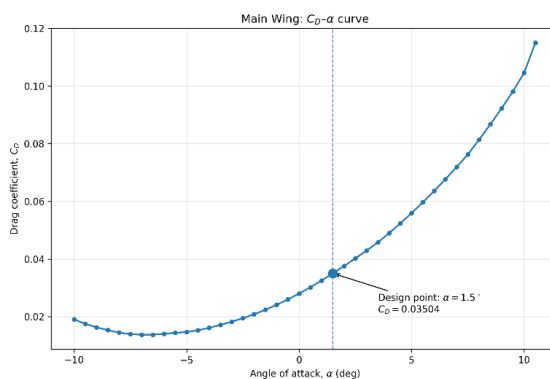


图 2-3 三维机翼 $C_D - \alpha$

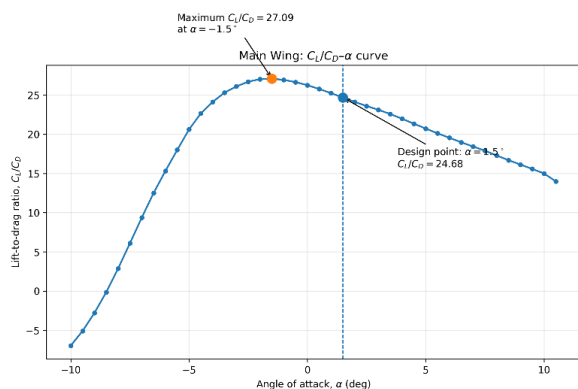


图 2-4 三维机翼 $C_L/C_D - \alpha$

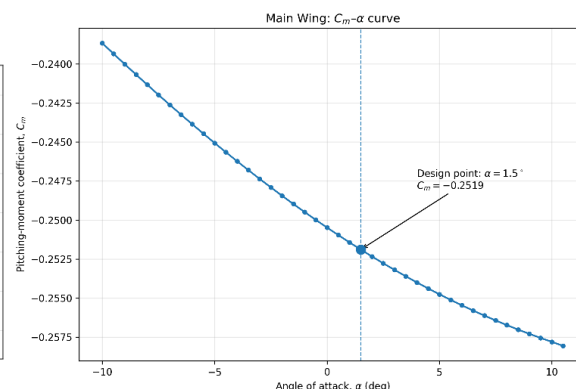


图 2-5 三维机翼 $C_m - \alpha$

2.2.1 升力系数

图 2-2 给出了三维机翼升力系数 C_L 随攻角 α 的变化曲线。与图 1-2 中二维翼型的升力特性相比，由于有限翼展带来的翼尖涡和下洗速度，机翼的有效攻角减小。在小攻角线性区，三维机翼的升力线斜率 a_w 明显低于二维翼型的升力线斜率 a 。根据线性拟合，机翼的升力线斜率约为 $4.884/\text{rad}$ 。在设计攻角 $\alpha = 1.5^\circ$ 下，机翼的升力系数为 $C_L = 0.8646$ 。

机翼的零升攻角 $\alpha_{L=0}$ 约为 -8.48° 。当攻角增大至 10.5° 时，机翼达到最大升力系数 $C_{L,\max} = 1.6080$ 。随后机翼进入失速区。

2.2.2 阻力系数

图 2-3 给出了机翼阻力系数 C_D 随攻角 α 的变化。三维机翼的总体阻力由型阻（摩擦阻力和压差阻力）和诱导阻力两部分组成。随着攻角的增大，升力系数增加，伴随下洗效应产生的诱导阻力呈二次方急剧增加，导致机翼总阻力系数的增长速率显著快于二维翼型。在设计攻角 $\alpha = 1.5^\circ$ 下，机翼的总阻力系数为 $C_D = 0.03504$ 。

2.2.3 升阻比

升阻比 $K = C_L/C_D$ 是衡量机翼气动效率的关键指标。图 2-4 显示了机翼升阻比随攻角的变化规律。

由图可知，机翼升阻比在攻角为 -1.5° 时达到最大值，即 $K_{\max} = 27.09$ 。与第一部分 FX63-137 二维翼型的最大升阻比（110.03）相比，受诱导阻力影响，三维机翼的最大升阻比出现了合理的衰减。在设计攻角 1.5° 附近，机翼的升阻比为 24.68，仍保持在较高水平，能够满足本飞行器高效率巡航的设计需求。

2.2.4 俯仰力矩系数

图 2-5 给出了三维机翼俯仰力矩系数 C_m 随攻角 α 的变化曲线。本次 XFLR5 计算中，力矩参考点选取为机翼平均气动弦长（MAC: $\bar{c} = 0.50m$ ）的四分之一处，以反映机翼气动中心的力矩特性。

由第一部分 1.3.4 节的二维翼型气动分析可知，FX63-137 作为非对称的大弯度翼型，其本身具有较明显的固有低头俯仰力矩。如图 2-5 所示，在飞行器主要工作攻角范围内，机翼的俯仰力矩系数基本保持在较大的负值区间；在设计攻角（ 1.5° ）下，三维机翼的俯仰力矩系数约为 $C_m = -0.2519$ 。

2.3 机翼设计点气动参数的确定

基于前文确定的飞行器高效巡航工作状态，机翼的设计基准攻角选取为 $\alpha_d = 1.5^\circ$ 。

根据第 1 章 1.4.2 节中二维翼型的验证结果可知，数值计算方法对黏性流场的预测偏于乐观。所以本文采用 Fluent 二维仿真误差裕度修正前后的机翼设计点（ $\alpha_d = 1.5^\circ$ ）气动参数对比汇总于表 2-2。

表 2-2 机翼设计点（ $\alpha = 1.5^\circ$ ）气动参数修正对比表

气动参数	符号	XFLR5 数值计算	修正方式	修正后设计值
升力系数	$C_{L,d}$	0.8646	减小 11.05%	0.7691
阻力系数	$C_{D,d}$	0.03504	增大 77.37%	0.06215
俯仰力矩系数	$C_{m,d}$	-0.2519	绝对值减小 4.46%	-0.2407
升阻比	K_d	24.68	$\frac{C_{L,d}}{C_{D,d}}$	12.37

表 2-3 机翼设计点修正后的升力与阻力

飞行速度	升力/ <i>N</i>	阻力/ <i>N</i>
15 <i>m/s</i>	242.7	19.6
14 <i>m/s</i>	211.4	17.1
13 <i>m/s</i>	182.3	14.7
12 <i>m/s</i>	155.3	12.6
11 <i>m/s</i>	130.5	10.5
10 <i>m/s</i>	107.9	8.7

该组修正后的保守气动数据将作为唯一有效输入源，用于指导后续的平尾面积设计、纵向配平计算与全机飞行性能估算。

3 平尾与垂尾参数设计及气动特性分析

3.1 尾翼布局与翼型选择

本项目尾翼采用常规布局，平尾安装于垂尾底部，与主机翼约处于同一水平面。平尾和垂尾均选用 NACA 0010 对称翼型，以保证零升力下无附加俯仰力矩。

为提高纵向配平与操纵效率，有效克服主翼较大的低头力矩，水平尾翼采用全动平尾设计，初始安装角设定为 0°，飞行时由舵机实时控制其攻角以满足不同状态的配平需求；航向操纵则采用部分动垂尾设计，其中垂尾前部为固定的垂直安定面，后缘 240 mm 为可偏转的方向舵。

3.2 尾翼几何参数与尾容量计算

结合表 3-1 中含机身段的主翼参数，根据尾容量公式重新计算。

平尾容量系数[4]：

$$V_h = \frac{S_h \cdot L_h}{S_p \cdot \bar{c}_p} = \frac{0.54 \times 2.693}{2.46 \times 0.50} \approx 1.182$$

垂尾容量系数[4]：

$$V_v = \frac{S_v \cdot L_v}{S_p \cdot b_p} = \frac{0.15 \times 2.613}{2.46 \times 5} \approx 0.032$$

计算所得的核心参数汇总于表 3-2。

表 3-1 机翼主要几何参数

参数	符号	数值
翼展(含机身段)	b_p	5 m
机翼面积(含机身段)	S_p	2.46 m ²
平均气动弦长(含机身段)	$\bar{c}_p$	0.50 m
气动中心位置	$\bar{x}_{ac,p}$	0.25

表 3-2 平尾与垂尾主要几何参数

参数	符号	平尾数值	垂尾数值
面积	S_h, S_v	0.54 m ²	0.15 m ²
展长	b_h, b_v	1.50 m	0.74 m
平均气动弦长	$\bar{c}_h, \bar{c}_v$	0.36 m	0.40 m
展弦比	AR_h, AR_v	4.17	3.74
梢根比	λ_h, λ_v	1.00	0.63
气动中心位置	$\bar{x}_{ac,h}, \bar{x}_{ac,v}$	0.25	0.25
前缘与主翼前缘距离	l_h, l_v	2.720 m	2.630 m
尾翼力臂	L_h, L_v	2.693 m	2.613 m
尾容量系数	V_h, V_v	1.182	0.032

3.3 纵向力矩配平计算

已知主翼在设计点 $\alpha_d = 1.5^\circ$ 状态下 $C_{m,d} = -0.2407$, $C_{L,d} = 0.7691$ 。假设全机重心位于主翼 40% $\bar{c}_p$ 处 ($\bar{x}_{cg} = 0.4$)，主翼气动中心 $\bar{x}_{ac,p} = 0.25$ 。由于平尾与主翼约在同一水平面，受机翼尾流和下洗影响较明显，动压有效系数取 $\eta_h = 0.90$ 。全机绕重心的俯仰力矩平衡方程为：

$$C_{m,cg} = C_{m,d} + C_{L,d}(\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac,p}) - V_h \cdot C_{L,h} \cdot \eta_h = 0$$

代入更新后的平尾容量 $V_h = 1.182$ ，可求得巡航配平所需的平尾升力系数：

$$C_{L,h} = \frac{-0.2407 + 0.7691 \times (0.4 - 0.25)}{1.182 \times 0.90} = \frac{-0.1253}{1.0638} \approx -0.1178 ; \alpha \approx -1.7^\circ$$

计算表明，全机在设计点巡航时，平尾需提供 $C_{L,h} = -0.1178$ 的负升力系数以实现纵向配平。由于平尾初始安装角为 0° ，在实际飞行中，将通过舵机操纵全动平尾偏转至相应的负攻角状态来产生该下压力。根据经典飞行器设计经验，对于常规低速航空飞行器，平尾容量系数的范围通常在 0.30 ~ 0.60 之间，垂尾容量系数的范围通

常在 $0.02 \sim 0.05$ 之间[4]。本项目选取的垂尾容量 $V_v = 0.032$ 落在常规区间内；而平尾容量 $V_h = 1.182$ 虽高于常规经验值，但这主要是为了克服 FX63-137 大弯度翼型带来的超大低头力矩，并为全动平尾保留充足的配平与操纵裕度，属于针对特定气动布局的合理优化设计。

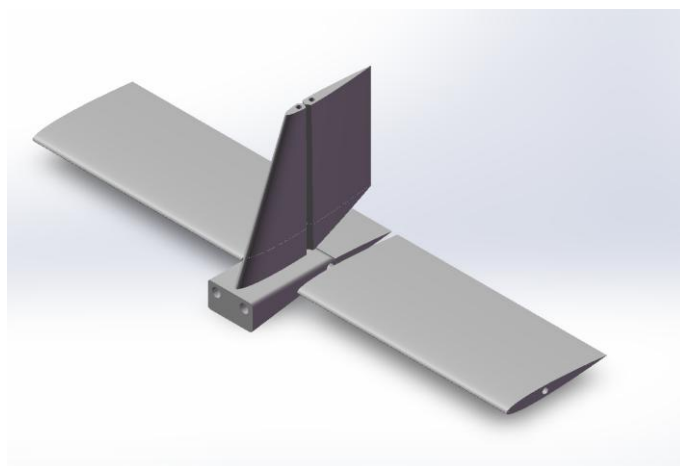


图 3-1 尾翼几何模型

4 飞行器结构设计

4.1 结构设计理念与材料选择

本飞行器结构设计遵循低成本、轻量化和易加工原则，采用骨架蒙皮式结构。机身隔框和机翼翼肋等定形构件由轻质薄木板加工，碳纤维杆作为主梁和纵向承力构件，连接各木板框架并承担主要弯曲载荷。骨架外部覆盖轻质蒙皮，以形成完整的气动外形。

该结构材料易于获取，加工和维修方便，能够在保证基本结构刚度的同时降低制造成本和飞行器空重。

4.2 分段式结构与拼装方案

考虑到飞行器尺寸较大，为方便加工和运输，机身与机翼采用分段制造、分段运输和现场拼装的方案。

各部段之间采用螺栓与螺母进行定位和紧固，并在连接处的主梁内部插接碳纤维杆。螺栓连接保证部段间的可靠固定，内插碳杆跨越接缝并传递弯矩和剪力，从而提高连接位置的整体刚度。该方案结构简单、拆装方便，能够兼顾运输需求与结构可靠性。

5 飞行器动力设计

5.1 动力系统方案

本飞行器采用电动动力系统，通过齿轮减速机构驱动螺旋桨。该方案结构简单、成本较低，便于安装、调试和维护，能够满足限时载运飞行项目对推力的要求。

5.2 减速机构与螺旋桨选型

减速机构采用 22 齿主动齿轮与 60 齿从动齿轮，减速比为

$$i = \frac{60}{22} \approx 2.73$$

减速机构能够降低螺旋桨转速并提高输出转矩，使动力系统适合驱动大直径螺旋桨。

螺旋桨选用直径 24 英寸、螺距 10 英寸的螺旋桨，即规格为 24×10 英寸。较大的桨盘面积有利于在较低转速下产生较大拉力，提高飞行器的载运能力。

6 参考文献

- (1) SELIG M S. UIUC Airfoil Coordinates Database[EB/OL]. University of Illinois Urbana-Champaign, 2026[2026-07-01]. https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html
- (2) SELIG M S, GUGLIELMO J J, BROEREN A P, et al. Summary of Low-Speed Airfoil Data: Volume 1[M]. Virginia Beach: SoarTech Publications, 1995: 24.
- (3) ANDERSON J D. Fundamentals of Aerodynamics[M]. 5th ed. New York: McGraw-Hill Education, 2010: 1063.
- (4) MASSACHUSETTS INSTITUTE OF TECHNOLOGY. Lab 8 Notes—Basic Aircraft Design Rules[EB/OL]. Cambridge: MIT OpenCourseWare, 2006: 4[2026-07-15]. https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/ffbff8a4985ee6ea819afb90c40834e3_spl8.pdf

7 结论

本文围绕中国大学生飞行器设计创新大赛限时载运飞行项目的任务需求，对飞行器的机翼气动特性、尾翼布局与纵向配平、机体结构及动力系统进行了设计与分析，形成了一套面向低速、大载荷飞行任务的总体设计方案。主要结论如下。

主翼采用 FX63-137 低速高升力翼型。通过 Xfoil、Ansys Fluent 和 XFLR5 分别对二维翼型及三维机翼进行气动计算，获得了升力、阻力、升阻比及俯仰力矩随攻角的变化规律。计算结果表明，该翼型能够在较小攻角下产生较大的升力，适用于本项目的低速载运任务，但同时具有较明显的低头俯仰力矩，需要在总体设计中配置足够的纵向配平能力。

针对不同数值计算方法所得结果存在的偏差，本文以 Fluent 二维仿真结果为依据，对 XFLR5 获得的三维机翼设计点气动参数进行了保守修正。修正后的升力、阻力及俯仰力矩参数作为尾翼设计和后续飞行性能分析的统一输入，提高了设计参数的可靠性，并为机翼安装角及飞行工作攻角的确定提供了依据。

平尾和垂尾均采用 NACA 0010 对称翼型，其中水平尾翼采用全动平尾形式，以提高纵向配平和俯仰操纵效率。纵向力矩计算表明，全动平尾能够通过产生适当的负升力平衡主翼产生的低头力矩。所设计的垂尾容量处于常用设计范围内，平尾容量相对较大，主要用于满足大弯度主翼的配平需求并保留必要的操纵裕度。

飞行器结构采用薄木板定形构件、碳纤维杆承力骨架和轻质蒙皮相结合的骨架蒙皮式结构，兼顾了轻量化、低成本和加工维修便利性。针对飞行器尺寸较大的特点，机翼和机身采用分段制造、运输及现场拼装方案，并通过螺栓连接与内插碳纤维杆传递载荷，有利于提高连接部位的整体刚度和装配可靠性。

动力系统采用电动机、齿轮减速机构和大直径螺旋桨组合方案。减速机构能够降低螺旋桨转速并提高输出转矩，配合 24×10 英寸螺旋桨，可利用较大的桨盘面积在低速状态下产生较大拉力，符合载运飞行项目对低速推力和载荷能力的需求。

综上，本文完成了限时载运飞行器从气动布局、纵向配平、结构形式到动力系统的初步设计，所得方案在理论上能够满足低速、高升力、轻量化及便于加工运输的设计要求。由于目前研究主要基于数值计算和工程估算，后续还需开展动力系统台架试验、结构承载与连接刚度验证、整机重心测量以及地面滑跑和飞行试验，并根据试验结果进一步调整机翼安装角、全动平尾控制范围和动力系统工作参数，以提高飞行器的安全性、稳定性及实际载运能力。