

---

# 第二十三届“冯如杯”学生 创意大赛论文

基于差速引擎系统的翼身融合体  
飞行器实验平台

---

## 摘 要

受到坦克转弯原理的启发，我们设计了用于飞行器的差速引擎系统。差速引擎系统是一种通过改变安装在机翼上远离飞机中轴的相对称位置上的两台辅助发动机的推力大小，产生偏航力矩，从而使飞机能够无坡度转弯甚至完成过失速机动的一种系统。在本项目中，团队将设计一架装有差速引擎系统的具有翼身融合体布局的飞行器实验平台。本机上的差速引擎系统包含有安装在翼稍的两台旋转方向相反的无刷电机、气动舵面和相应的子控制系统。子控制系统接收到地面端发送来的姿态指令后自动计算出相应控制量，使差速引擎和气动舵面做出响应，从而使飞机完成相应的动作。同时差速引擎系统为提高飞行器机动性能提供另一种思路。

**关键词：**差速引擎系统；无坡度转弯；翼身融合体布局；机动性

---

# 目 录

引言 .....	4
一、作品核心创意 .....	6
1. 从履带式坦克和飞翼控制方式说起 .....	6
1.1 履带式坦克转弯原理 .....	6
1.2 飞翼布局的阻力方向舵.....	6
2. 差速引擎系统.....	6
2.1 差速引擎系统简介.....	6
2.2 相对于阻力方向舵的优点.....	6
2.3 差速引擎系统的缺点.....	7
2.4 解决方案.....	7
二、创新性可行性分析.....	8
1. 飞行器总体设计.....	8
1.1 飞行器布局和形式选择.....	8
1.2 飞行器基本参数.....	8
2. 飞行器详细设计.....	9
2.1 飞行器气动外形设计.....	9
2.1.1 气动计算.....	9
2.1.2 机身外形设计.....	11
2.1.3 机翼外形设计.....	11
2.1.4 机尾外形设计.....	12
2.1.5 飞行器整体外形（起落架安放位置）.....	13
2.2 飞行器结构设计.....	14
2.2.1 机身结构设计.....	14
2.2.2 机翼结构设计.....	16
2.2.3 尾部结构设计.....	17
3 飞行器控制系统设计.....	18
3.1 舵机控制原理.....	19
3.1.1 PWM 信号.....	19
3.2 机构主控.....	19
3.3 APM 飞控.....	20
3.3.1 APM 飞控简介.....	20
3.3.2 APM 飞行控制系统的飞行控制原理.....	21
3.4 恒定高度和速度的水平飞行.....	22
3.5 抑制差速引擎导致的滚转.....	23
3.5.1 普通飞机协调转弯方式.....	23
3.5.2 差速引擎转弯方式.....	23
3.5.3 飞行安全性.....	24
4 飞行器的制作.....	26

---

5 试飞预案.....	29
5.1 试飞前地面测试.....	29
5.2 试飞实验要求.....	29
5.2.1 基本要求.....	29
5.2.2 差速引擎系统的实验要求.....	29
三、作品应用前景.....	31
1 民用航空.....	31
2 军用航空.....	31
2.1 姿态控制和机动性能（也可用于特技表演）.....	31
2.2 简化控制系统.....	31
参考文献.....	32

---

## 引言

翼身融合体(BWB, Blended Wing Body)概念最早由 NASA 的 Langley 研究中心于 20 世纪 90 年代提出,其最初的设计着眼点在于大幅度的减小浸润面积,减小阻力,提高升阻比<sup>[1]</sup>,其在安全性、舒适性和环境噪声等方面也具潜在优势。BWB 布局与传统布局相比具有更大的载运量、更高的升阻比和更低的燃油消耗率,其经济性不言而喻<sup>[2]</sup>。国外航空业较为发达的国家经过多年的摸索,基本确定翼身融合体布局为引领未来航空工业“文艺复兴”的新布局,被认为是最有可能取代现有传统布局的大型客机设计方案<sup>[3][4]</sup>。

当然,尽管有多重潜在好处,BWB 的设计和投入运营依然面临着一系列的挑战。例如,更加复杂强烈的多学科(气动、结构和飞行动力学)耦合、配平及稳定性问题,其引发了如机身容积,座舱地面角与配平,着陆速度和姿态,抖振和失速等技术难题<sup>[5][6]</sup>。

BWB 布局在国内外均得到重视,为了解决 BWB 布局带来的技术难题,各国学者纷纷提出各自的研究方案。在国外,Liebeck 在 BWB 民用领域的飞翼布局方面进行了开创性研究<sup>[1]</sup>,俄、法等国随后也提出了类似的方案,剑桥大学和麻省理工大学以 BWB 布局为飞机平台开展了著名的静音飞机(Silent Aircraft Initiative, SAI)研究计划<sup>[7]</sup>,美国以波音公司为首携同 Langley 研究中心以及斯坦福大学等科研机构对 BWB 进行了广泛而深入的研究,涉及气动、结构、控制和动力等多个学科<sup>[8]</sup>,而欧洲则以 MOB 项目和 VELA (Very Efficient Large Aircraft) 项目为契机,对 BWB 进行了深入的多学科优化设计<sup>[9]</sup>;国内已在 2008 年对 BWB 布局的气动设计做了重点研究,综述翼身融合的概念,着重 BWB 布局的气动设计方法并讨论多学科优化<sup>[10]</sup>,2009 年重点研究 BWB 客舱设计,确定 BWB 客舱基本布局方案和客舱参数化设计方法<sup>[11]</sup>,2010 年重点研究 BWB 的气动特性和优化,根据前者的客舱限制进行气动布局设计和优化,更加符合 BWB 整体设计要求<sup>[12]</sup>。这些均表明 BWB 布局的研究具有市场前景和实际意义。我们本次的创意也是从对 BWB 的潜在缺点的解决方案的探索中获得。

本次创意所要解决的问题是由于 BWB 在配置上倾向于将货物与乘客置于离

---

飞机中心线较远处而导致的客机转弯舒适度的降低。

为解决上述问题，我们进行了一系列的探索，最终受到坦克原理的启发，设计了用于飞机的直接力转向控制机构，即差速引擎系统（目前尚未找到与该方案相同的研究案例）。

坦克原理如下：履带式坦克具有一对关于坦克中轴线对称的履带。通过控制两侧履带的转速，坦克可以直行、转弯、后退的机动。转弯时，转向一侧的履带减速或者停转，另一侧加速或者正常速度从而通过地面摩擦对坦克产生一个转向力矩，使之绕刚体中心转动。

而受到坦克原理启发设计的差速引擎系统是一种通过改变安装在机翼上远离飞机中轴的相对称位置上的两台辅助发动机的推力大小，从而使飞机能够无坡度转弯甚至完成过失速机动的一种系统。

本文主要阐述以差速引擎系统为中心的设计方案的设计过程和其可行性分析。

---

## 一、作品核心创意

### 1. 从履带式坦克和飞翼控制方式说起

与普通的四轮汽车不同，履带式坦克没有转向轮，但是可以行进转弯自如，这是为什么呢？

#### 1.1 履带式坦克转弯原理

履带式坦克具有一对关于坦克中轴线对称的履带。通过控制两侧履带的转速，坦克可以直行、转弯、后退的机动。转弯时，转向一侧的履带减速或者停转，另一侧加速或者正常速度从而通过地面摩擦对坦克产生一个转向力矩，使之绕刚体中心转动。

#### 1.2 飞翼布局的阻力方向舵

飞翼布局无垂直尾翼和传统的方向舵，航向稳定性趋近中立稳定，航向控制方式采用新型的阻力方向舵控制。该阻力舵面配置在距离飞机对称面较远位置，靠近翼梢。当单侧上下舵面张开一定角度时，作用在飞机上的非对称阻力将产生偏航控制力矩；当飞机左右两侧的阻力方向舵同时上下张开较大角度，可增加飞机气动阻力，起到减速效果，可参与飞机速度控制，如空中加油减速控制、进场降落减速控制以及降落接地后滑行时作为减速板使用。

## 2. 差速引擎系统

受到履带式坦克转弯原理的启发，可以通过作用在飞行器上的非对称力产生偏航控制力矩，从而改变飞机姿态。现有类似原理的用于飞翼的阻力方向舵，但是阻力方向舵会产生过多的废阻，损失升力。因此，作者想出了一种新的飞行器姿态控制方式——差速引擎系统。

### 2.1 差速引擎系统简介

区别于传统飞行器控制方式，差动引擎系统主要由安装在远离中轴靠近翼梢的两台轻质小推力发动机、用于修正飞行器姿态的副翼、控制俯仰角的升降舵组成。通过分别控制两侧轻质小推力发动机的功率，两侧的不对称推力将产生偏航控制力矩。如果配置的发动机可以反推，则可以扩大不对称量，增大偏航控制力矩，大大提高机动性能，可也参与飞机速度控制，起到减速的效果。

### 2.2 相对于阻力方向舵的优点

1. 阻力方向舵必须依靠空气的流速，在低速或者大仰角情况下会失去控制能力。而差速引擎系统与矢量推进系统类似，主动产生作用力，在低速或者大仰角状态下仍能保持有效的控制能力，可以增大机动性能。
2. 阻力方向舵在控制飞行器姿态时会产生一定的废阻，造成升力损失。而差速引擎提供的全部都是推力，不会有升力损失。

- 
3. 由于差速引擎系统安装在远离中轴靠近翼梢处，引擎转动产生的气流可以直接吹到翼梢，理论上可以减缓翼尖失速和减少诱导阻力。
  4. 在起飞过程中，可以开启差速引擎系统的两台发动机，使其产生等大的推力，补充飞机的总推力，减少起飞滑跑距离。
  5. 类似于直接力控制，差速引擎系统把滚转运动和偏航运动彻底解耦开，方便操作，可以简化无人机的控制系统。

## 2.3 差速引擎系统的缺点

为了以最小的发动机推力产生最大的偏航力矩，我们最初设计时把发动机安装在了原理中轴的翼梢处。但是这样会给结构设计上带来很大难度：

差速引擎系统的两台发动机会对机翼产生额外的弯矩，需要对机翼的主梁进行加强。

差速引擎系统在工作时将产生的力通过机翼传递到整个飞行器，这要求机翼必须具有很大的抗扭能力，这需要对机翼整体进行加强。

结构强度和刚度的加强必然会导致结构重量的增多。

## 2.4 解决方案

对于差速引擎系统的安装，有诸多变量：

1. 单个差速引擎质量  $M_1$
2. 单个引擎产生的推力  $T$
3. 差速引擎距离中轴线距离  $R$
4. 在  $R$  位置安装差速引擎而使飞机额外增加的质量  $M_2$
5. 增加差速引擎系统后对飞机整体提升效果  $P$

通过优化  $M_1$ ,  $T$ ,  $R$  使  $M_2$  尽可能小， $P$  要求为正数。

下面我们将模拟设计一架实验平台来测试差速引擎系统的可靠性与合理性。



## 二、创新性可行性分析

### 1. 飞行器总体设计

#### 1.1 飞行器布局和形式选择

参考工作室之前制作过的无人机和国际上成熟的无人机设计，作者决定采用双尾撑布局设计，这种布局被小型无人机广泛采用，具有尾部刚度大，重量轻，并且容易实现足够的尾容量的优点。

并且采用了后置尾椎式发动机安装设计，有利于优化飞机整体的气动外形，便于降低飞机的机身结构重量。

同时，为了实现较高的气动效率，以提供足够的升力，并且为了减小翼展，作者决定采用翼身融合体升力体布局的机身。这样的优点是：

- 1.机身可以提供部分升力，减小纯机翼面积；
- 2.提供较大的机身内部空间以安装机构和机载设备。

#### 1.2 飞行器基本参数

根据可能需要的内部空间和重量要求，参考工作室成熟飞行器的外形设计，查阅国际上大量的无人机设计案例，并且考虑团队所拥有的材料的性能的加工条件，对飞机的性能指标进行了评估，确定了如下飞机总体参数：

机身长度	1680mm	翼展	
机身最大高度	380mm		
机翼面积	0.6 m <sup>2</sup>		
机翼安装角	0°		
起飞重量	约 6kg		
主发动机型号	XXD A3520 KV750		
主螺旋桨规格	8060		
发动机推力	25N		
副发动机型号	XXD A2212 KV930		
副螺旋桨规格	1060		
发螺旋桨推力	7N*2		
推重比	0.6		
翼载荷	100N/m <sup>2</sup>		

表 1-1 飞行器总体参数

## 2. 飞行器详细设计

### 2.1 飞行器气动外形设计

在各部分设计之前，首先对飞行器进行整体气动外形设，使其符合总体设计时提出的设计要求。设计完成后，将通过画翼弦线来估算升力中心，为后续重心的确定打下基础。该部分工作完成以后，得到全机的气动外形，作为接下来部件详细设计的约束标准。

#### 2.1.1 气动计算

1. 升力大小为 $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$ 。其中  $\rho$  为空气密度， $V$  为相对空气流速， $S$  为机翼面积， $C_L$  为升力系数。起飞滑跑时，飞机机翼的仰角约为  $2^\circ$ ，通过查阅 Clark Y 翼型的升力系数

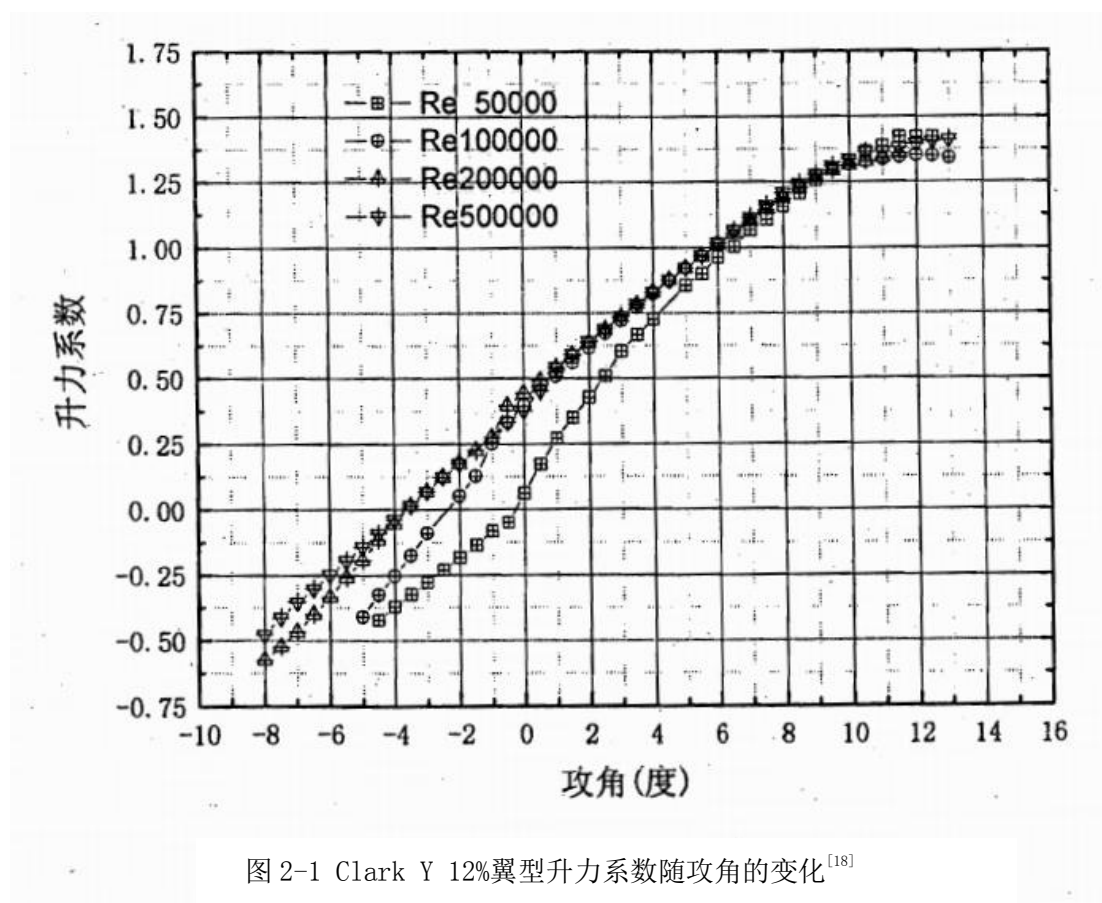


图 2-1 Clark Y 12%翼型升力系数随攻角的变化<sup>[18]</sup>

随攻角的变化表可以查阅到升力系数  $C_L$  约为 0.7，考虑到除了机翼以外，升力体机身也产生一部分升力，通过把机身等效成一个等腰三角形机翼。由此可以解得飞机最小的起飞滑跑速度为  $V=15.27\text{m/s}$ 。

2. 该飞行器飞行时产生的阻力可简化为机翼部分产生的阻力、机身部分产生的摩擦阻力和干扰阻力的和。阻力公式为  $D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$  表示，其中  $S$  为翼浸润面积， $C_D$  为阻力系数。在起飞滑跑时，机翼的落地角为  $2^\circ$ ，通过查阅 Clark Y 翼型阻力系数随攻角的变化表格，可以得到  $C_{DW}=0.035$ 。其余部分的摩擦阻力包括机身产生的摩擦阻力和起落架产生的摩擦阻力。起飞滑跑时机身浸润表面上的雷诺数  $Re$  约为 200 000，带入由普朗克推出的层流边界摩擦系数计算公式  $C_f=0.455/(\lg(Re))^{2.58}$  计算得到摩擦系数约为  $C_f=0.01$ 。现将机身看做细长体，则机身带来的阻力系数  $C_{D1} = C_f \left(1 + 1.5 \left(\frac{d}{l}\right)^{1.5} + 7 \left(\frac{d}{l}\right)^3\right) = 0.0115$  其中  $\frac{d}{l}$  为机身长细比，参考机身最大截面面积  $S_1$ 。由经验公式取起落架的阻力系数为  $C_{D2} = 0.25$ ，对应参考面积  $S_2$  为轮胎的面积。一般取干扰阻力系数为摩擦阻力的 0.1 倍，但考虑到飞机翼稍装的副发动机和副发动机机舱对于干扰阻力有一定的消除作用，现取干扰阻力为摩擦阻力的 0.1 倍，则对机翼  $C_{D0} = \frac{(C_{D1} \times S_1 + C_{D2} \times S_2)}{S_w} = 0.084$ ，其中  $S_w$  为机翼面积。所以全机的阻力系数  $C_D = C_{DW} + 1.1 C_{D0} = 0.0045$  当主发动机和副发动机推力达到最大时，所产

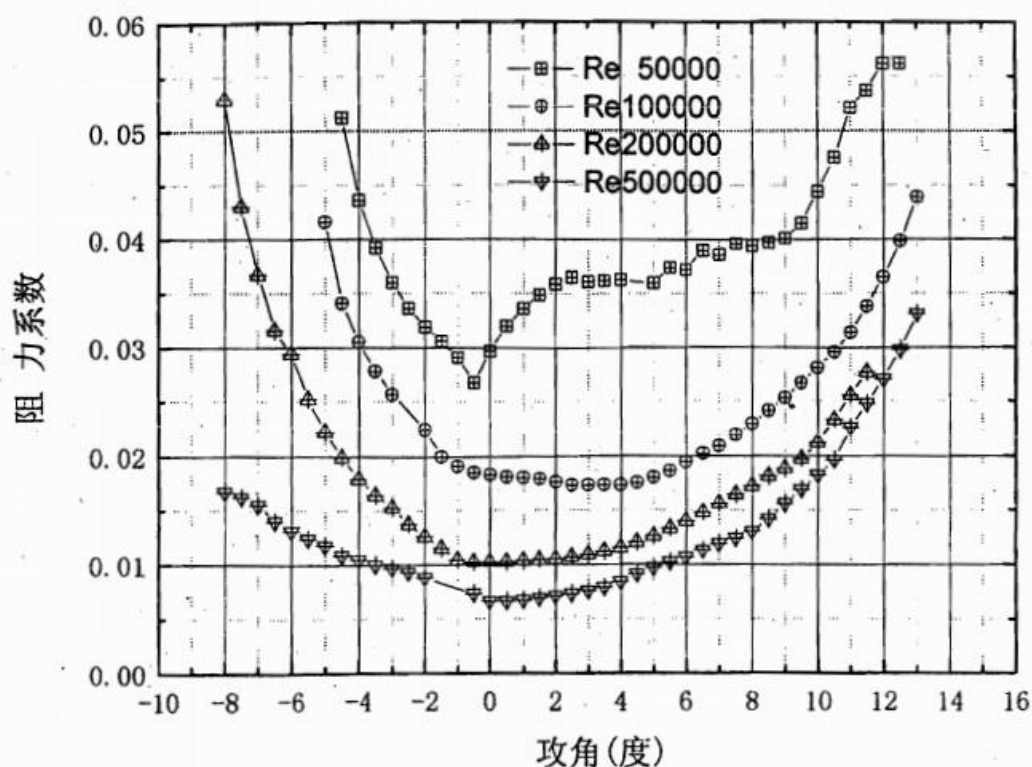


图 2-2 Clark Y 12%翼型阻力系数随攻角的变化<sup>[18]</sup>

生的推力为 34N，该飞行器可达到的最大速度(此时推力等于阻力)为 45.9m/s，此时产生的升力  $L_{max}=542N$ 。考虑到结构受力、过载、电池等因素，发动机

产生的总推力不会达到 34N.设计时将发动机推力限制在 25N。预计最大起飞重量为 10KG。

### 2.1.2 机身外形设计

根据总体设计方案，飞行器将采用翼身融合布局的升力体设计方案。机身中轴线采用经过修形的 GO398 翼型，修形的目的主要是增加翼型的厚度，以增加内部空间，并提供发动机安装位置。从机身中轴线往两侧延伸，过渡到缩小比例的经过修形的 Clark Y 翼型。具体操作是在若干控制面板上生成对应弦长的翼型，

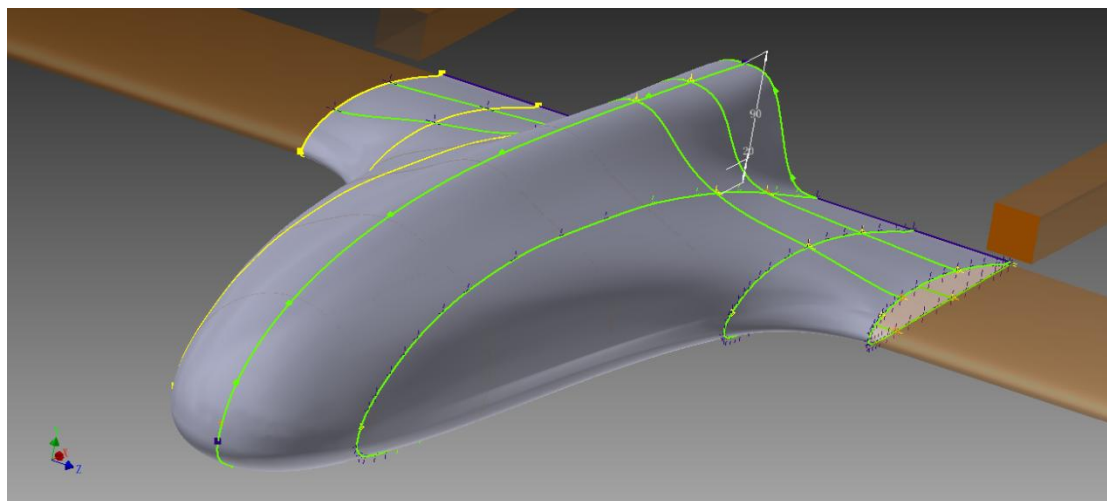


图 2-3 可见放样控制线的机身外形曲面

并在相垂直的平面上确定放样控制线，然后进行放样操作，生成机身曲面外形。

### 2.1.3 机翼外形设计

机翼采用 Clark Y 翼型，为平直机翼。在 Autodesk Inventor 2013 中直接放样而成。在翼稍处安置副发动机机舱。

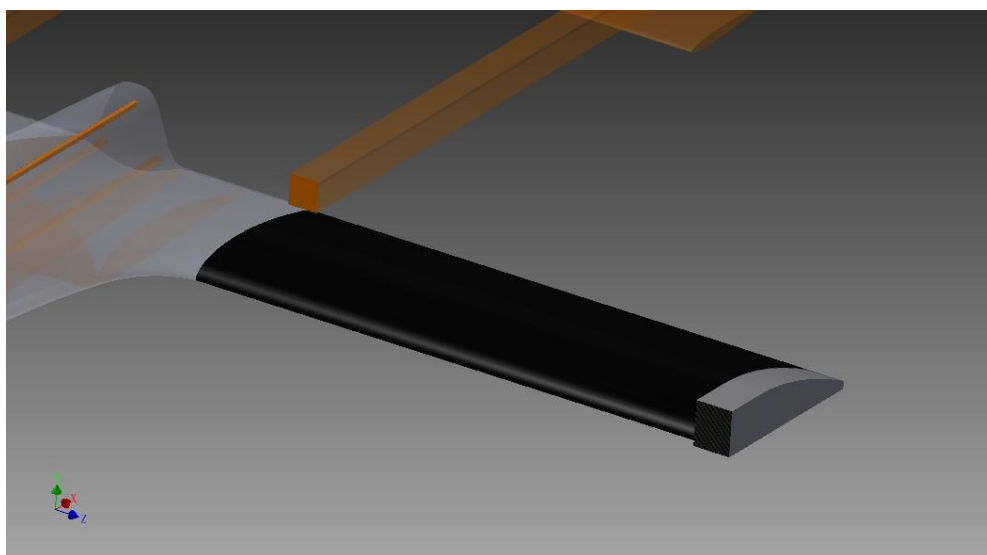


图 2-4 机翼与副发动机舱

---

对于副翼的尺寸和位置，按照经验副翼一般占机翼面积的 20%，副翼容量为 0.05~0.08。

副翼容量的计算公式为 $V_F = (S_F \times L_F) / (S_B \times b)$ 其中 $V_F$ 为副翼容量， $S_F$ 为左右两块副翼总面积， $L_F$ 为副翼力臂， $S_B$ 为半机翼面积， $b$ 翼展。

考虑到副翼只是作为差速引擎系统中的辅助子系统，设计目标副翼容量为 0.05。通过估算，反响迭代得到副翼容量为 0.056 其中 $S_F=0.048\text{m}^2$ ， $L_F=710\text{mm}$ 。

#### 2.1.4 机尾外形设计

水平尾翼和垂直尾翼均采用 NACA0006 翼型。根据平尾容量要求确定其尺寸

和位置。尾容量的计算公式为：
$$V_H = \frac{S_H L_H}{S_W c}。$$

其中  $S_H$  和  $S_W$  分别为平尾（或垂尾）和机翼面积， $L_H$  为平尾 1/4 平均气动弦长点到机翼气动中心的距离， $c$  为机翼平均气动弦长  $S_W/b$  ( $b$  为翼展)。

设计目标为平尾尾容量>0.5，双垂尾的总容量为>0.20。通过估算、反向迭代得到平尾容量 0.56，垂尾容量 0.22，满足设计要求，其中  $S_H=0.0145\text{m}^2$   $S_W=0.0076\text{m}^2$   $L_H=825\text{mm}$ 。

### 2.1.5 飞行器整体外形（起落架安放位置）

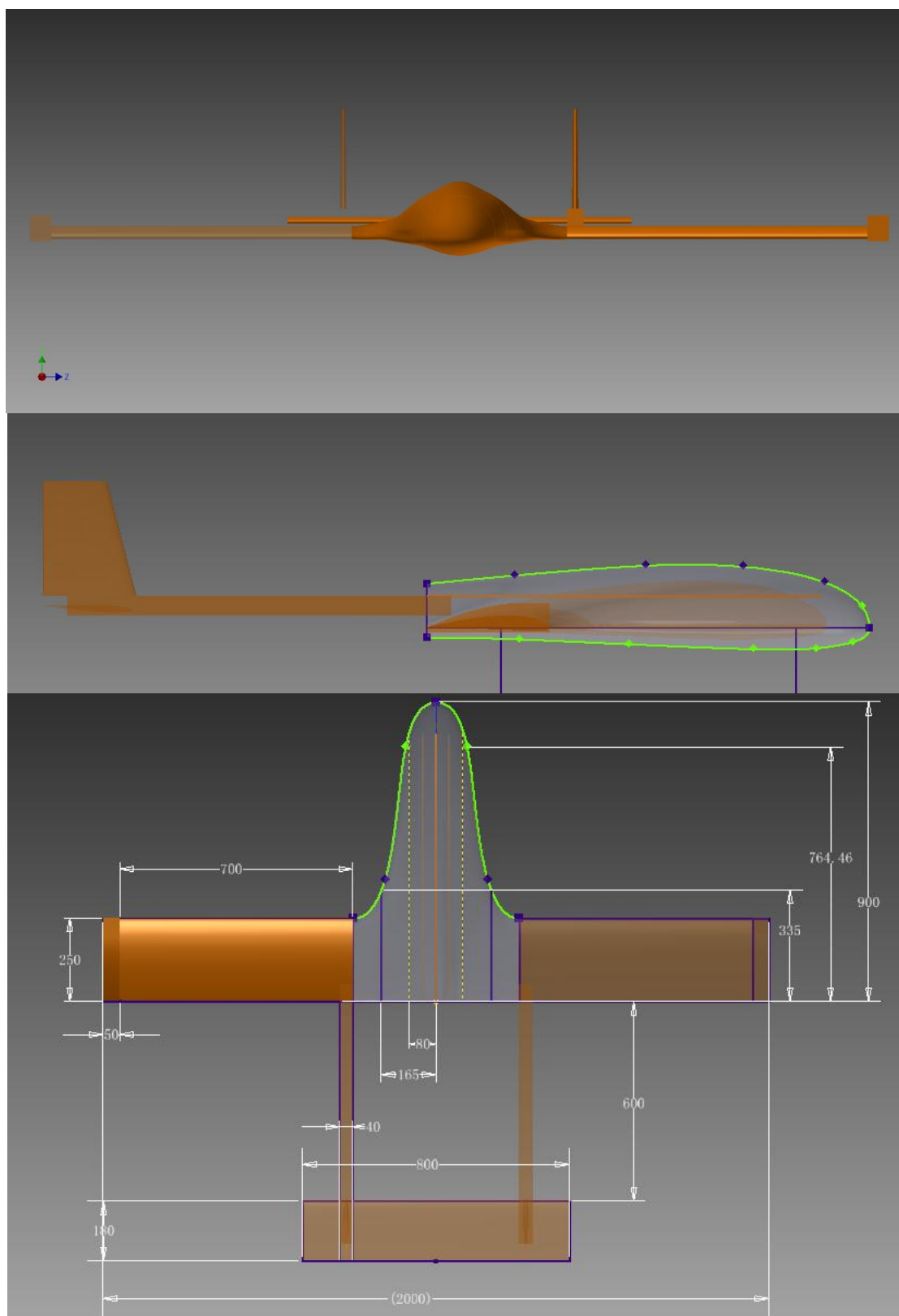


图 2-5 飞行器外形三视图

## 2.2 飞行器结构设计

### 2.2.1 机身结构设计

- (1) 机身采用半硬壳式设计，由位于尾椎部分的碳板材质加强隔框、位于若干部位的保型隔框、桁条、保持外形和传递气动压力的蒙板以及贯穿机身的碳杆组成。其中碳杆起到骨架的作用，主要承受机身的弯矩。机身的扭矩主要由机身隔板、桁条和蒙板组成的闭室承担。同时，设置相应的舱室，用于安装设备。
- (2) 在 Autodesk Inventor 2013 中设计时，为了便于查看内部构造，并没有画出飞机的蒙皮。
- (3) 主发动机采用尾椎式设计，防火墙位于机身尾部，通过碳板加强。
- (4) 机头的主要作用是保持流线外形，并有一定的抗撞缓冲功能。最初我们设计了如图 4-4 的机头，但由于机头曲率太大，普通桁条—蒙板结构和制作工艺太复杂，该飞行器将创新型的使用泡沫机头。机头与机身之间通过支杆磁铁以可拆卸方式连接。

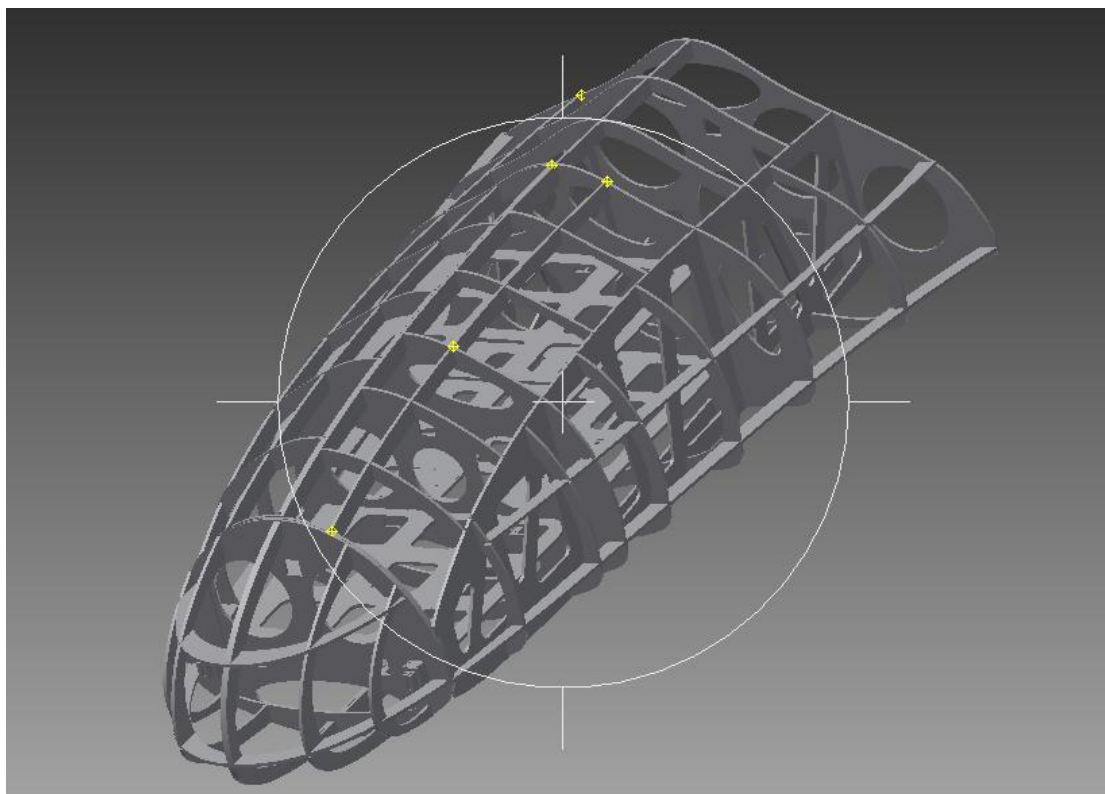


图 2-6 机身前部分轴视图

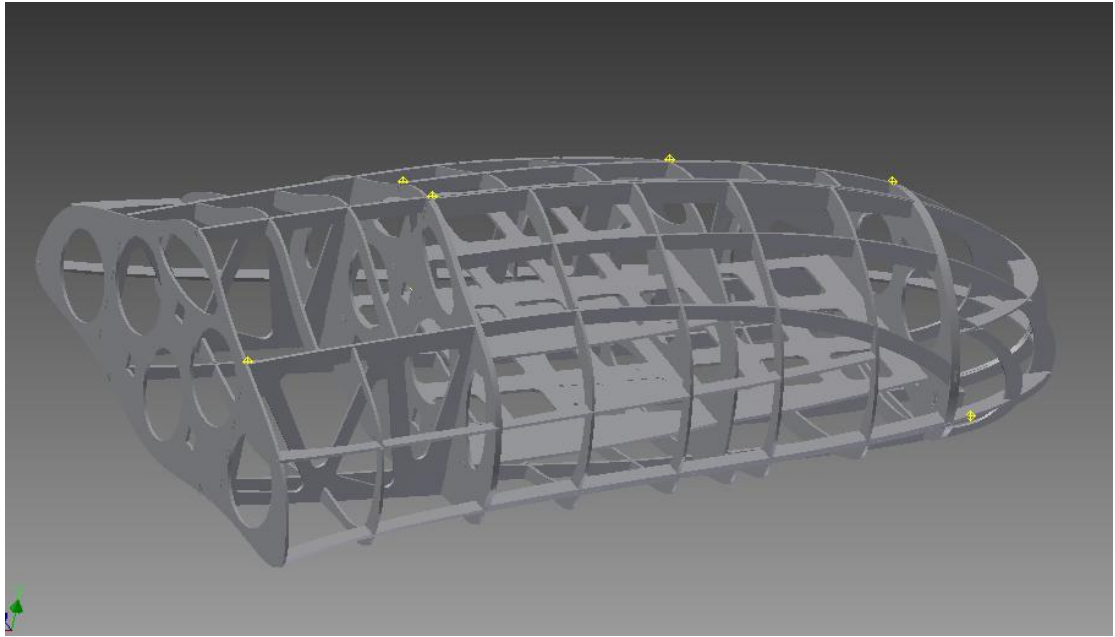


图 2-7 机身前部分结构

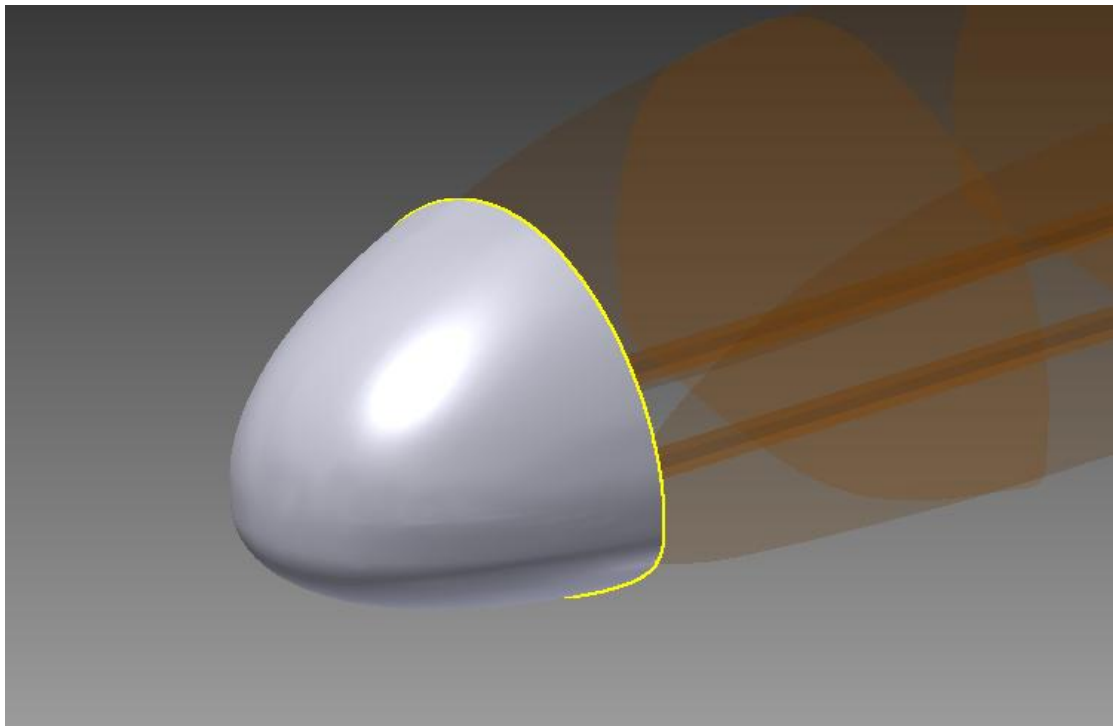


图 2-8 泡沫机头部分



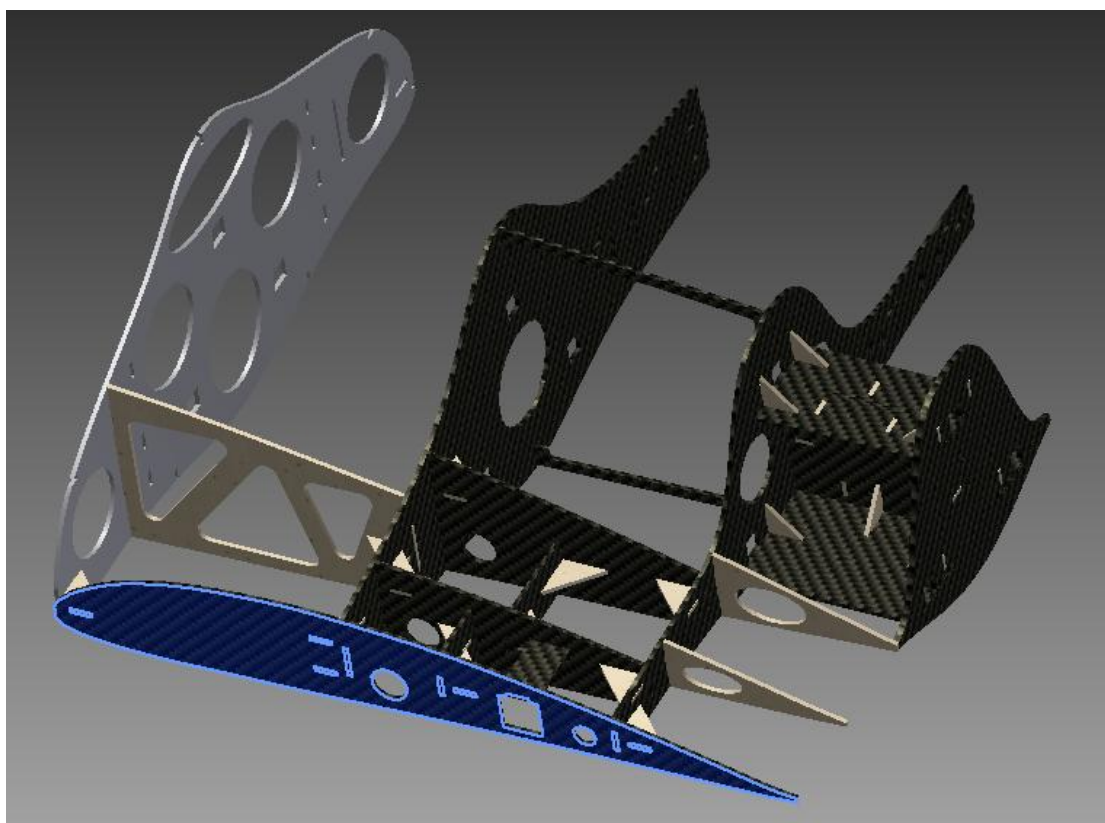


图 2-9 机身加强部分

### 2.2.2 机翼结构设计

- (1) 机翼采用横梁-桁条蒙板机构，该机翼构造形式吸取了蒙皮骨架式和整体壁板式的优点，由靠近  $1/4$  翼弦线的一根直径 20mm 的碳管充当主梁，承担主要的弯矩；通过桁条、翼肋和蒙板组成的闭室承担机翼的扭矩。这种机翼结构相对于单一的机翼构造形式质量更轻，内部空间较大，表面光滑，刚性更好。
- (2) 副翼与机翼之间主要通过一根 3mm 直径碳棒相连接，碳棒为转轴，舵机安装在机翼上，通过连杆控制副翼的转动。
- (3) 机翼翼尖为差速引擎发动机舱，由碳板加强的防火墙、传力的碳棒形成闭室，把发动机的力传递到机翼上。采用保型设计，降低摩擦阻力；采用高

强度轻质材料，减少空重。

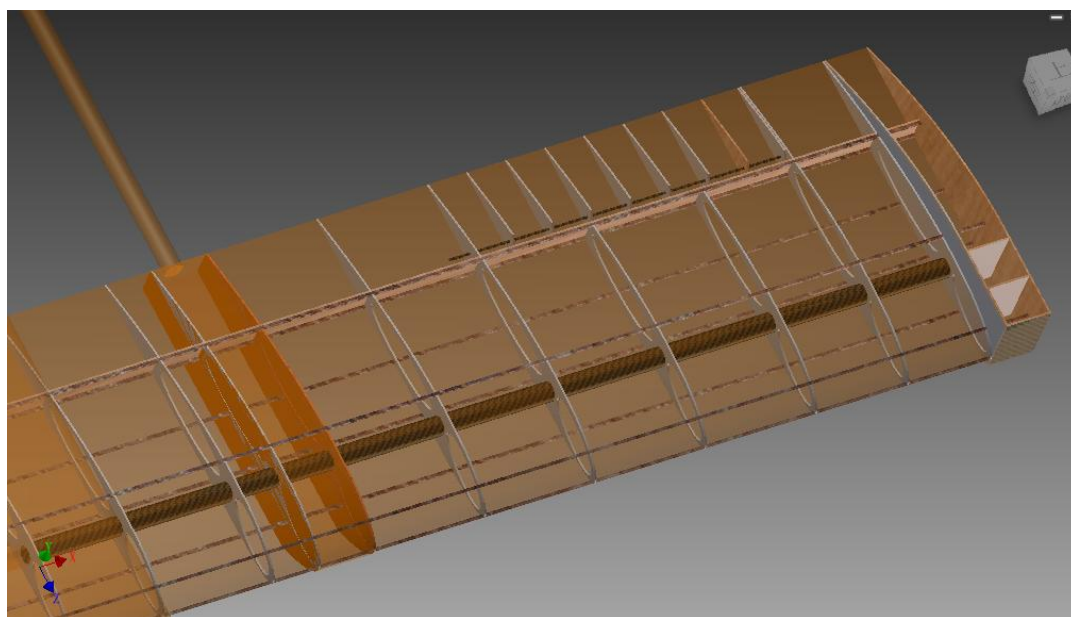


图 2-10 机翼

### 2.2.3 尾部结构设计

- (1) 尾部与机身之间采用碳管连接。碳管具有比强度大，不易弯曲等优点。该连接方式为可拆卸，便于运输和储存。
- (2) 水平尾翼（水平安定面）和垂直尾翼（垂直安定面）采用主梁—桁条蒙板结构，蒙板、桁条和保型翼肋形成闭室承受扭矩，主梁承受弯矩,10mm 直径碳管为主梁，承担弯矩。

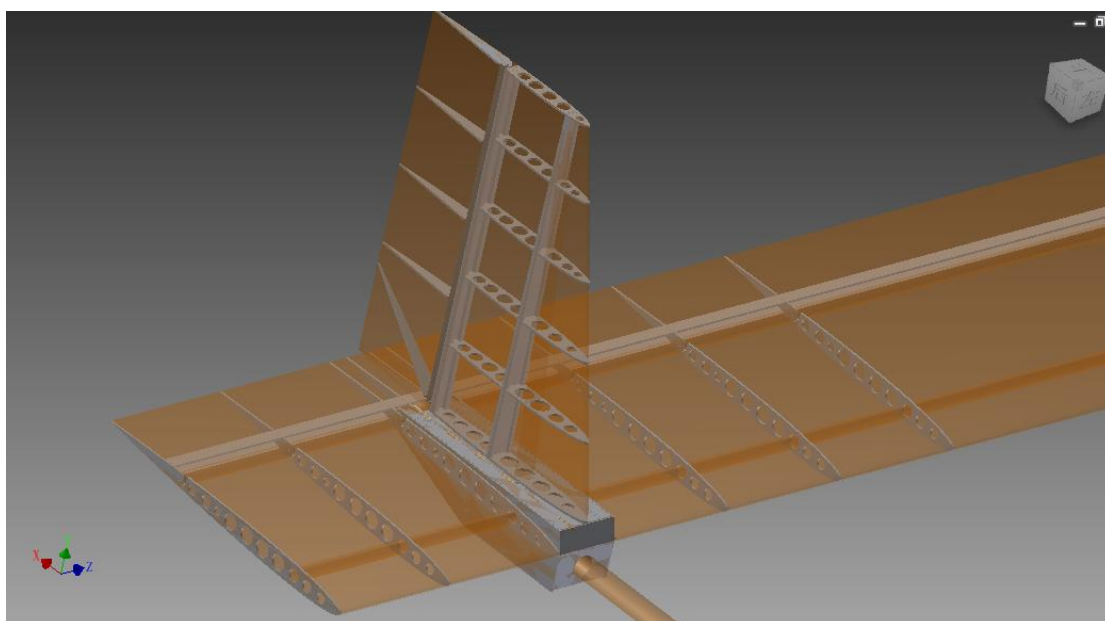


图 2-11 尾部结构轴视图

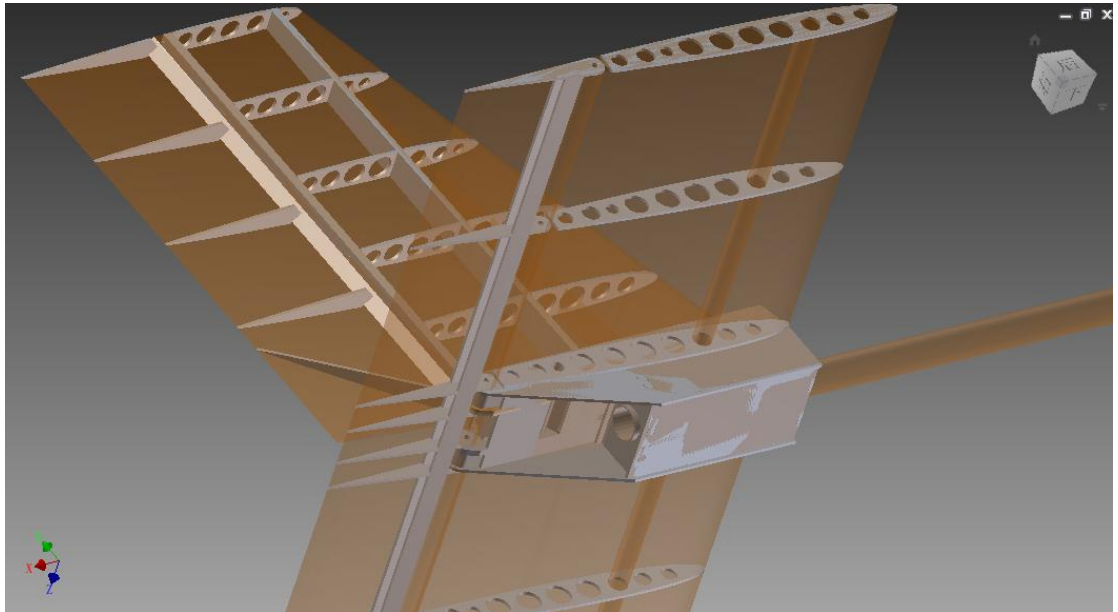


图 2-12 水平尾翼、垂直尾翼和机翼连接盒

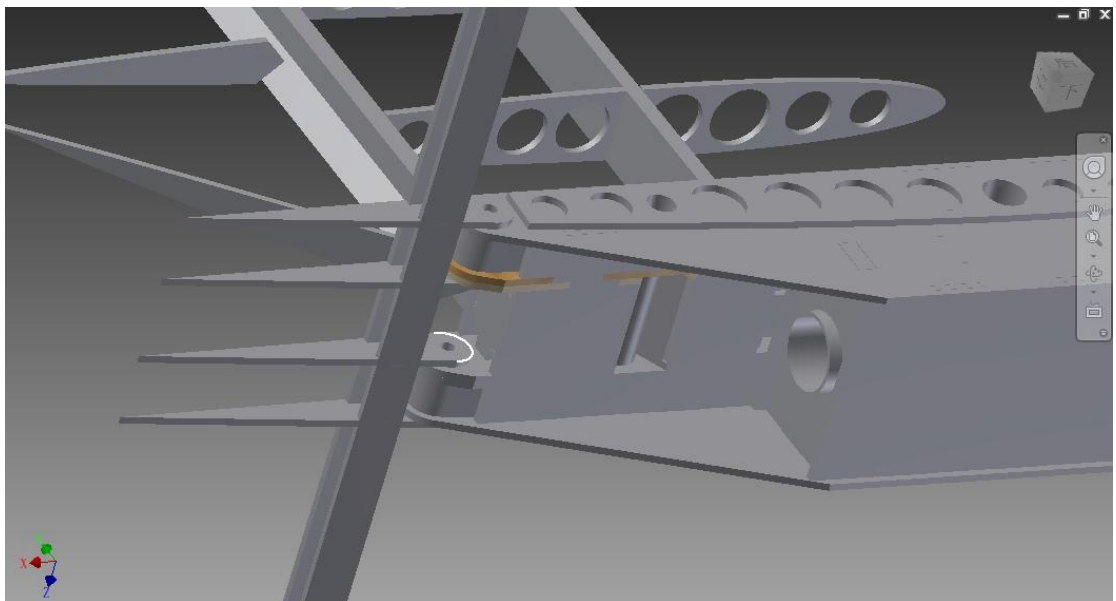


图 2-13 升降舵转轴

### 3 飞行器控制系统设计

考虑到现阶段的具体水平，不适宜制成集成的编程控制系统,同时我们目前只有两个六通道的无线电操纵手柄，而需要操控的参量太多,所以我们创新性地同时使用两台遥控器对飞机进行控制。机载两台接收器，分为 1)机构主控 2)飞行主控。

该操作控制系统分离了飞行器控制时的空气动力学模型和刚体动力学模型，但是两者之间形成闭环控制，理论上便于飞行器运动状态的控制，增加飞行安全性。

### 3.1 舵机控制原理

#### 3.1.1 PWM 信号<sup>[20]</sup>

PWM 信号是脉宽调制信号，被广泛应用于航模舵机的控制。航模舵机所接收到的信号为高电平时间为  $1\sim 2\text{ms}$ ，周期为  $20\text{ms}$  的 TTL 电气特性的方波，高电平维持时间的长短决定舵机的旋转角度。

当接收到  $1\text{ms}$  高电平方波脉冲时，舵机旋转至右极限位置（设为  $0^\circ$ ）。当接收到含有  $2\text{ms}$  的高电平方波脉冲时，舵机旋转至左极限位置（设为  $180^\circ$ ）。设高电平时间间隔为  $t$  ( $1\text{ms} < t < 2\text{ms}$ )，对应舵机转角  $\theta$ ， $\theta = (t-1) \times 180^\circ$

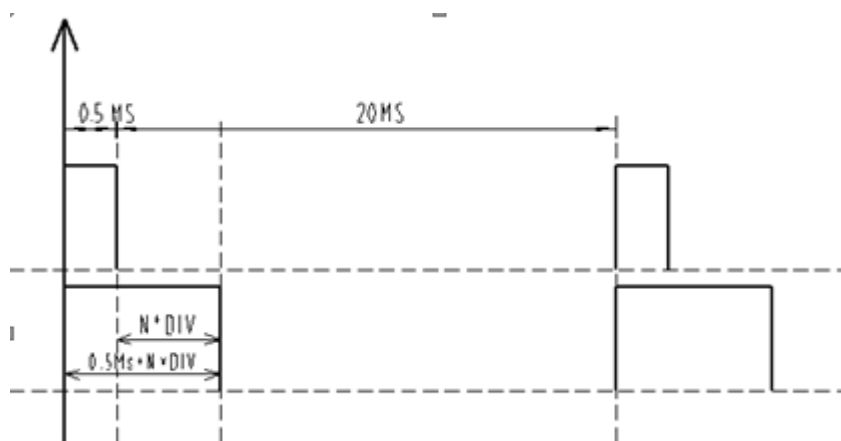


图 3-1 舵机控制信号

### 3.2 机构主控

机构主控控制主要控制差速引擎系统，通过底面操纵手直接控制两台发动机。这样的好处是可以快速地对飞行器状态做出反应，降低飞行器控制的风险，也比较符合现在我们的技术水平。其中，遥控器和接收机是该控制系统的核心。



图 3-2 遥控器和接收机

遥控器和接收机可以完成对于一般飞行器的远程控制，任务规划，和返航功能。在改飞行器中，遥控器只作为起飞、降落时对全局变量和飞行器机动时对差动引擎的操控。为了达到水平转弯的目的，我们将引入 APM 飞控。

### 3. 3APM 飞控

#### 3. 3. 1APM 飞控简介<sup>[17]</sup>

APM 飞控系统是国外的一个开源飞控系统，能够支持固定翼，直升机，3 轴，4 轴，6 轴飞行器。在此我们只使用其固定翼飞控系统。

表 3-1 APM 飞控系统主要结构和功能

	组成	功能
飞控主芯片	Atmega1280/2560	主控芯片
PPM 解码芯片	Atmega168/328	负责监视模式通道的 pwm 信号监测，以便在手动模式和其他模式之间进行切换。提高系统安全
惯性测量单元	双轴陀螺，单轴陀螺，三轴加速度计	测量三轴角速度，三轴加速度，配合三轴磁力计或 gps 测得方向数据进行校正，实现方向余弦算法，计算出飞机姿

		态。
GPS 导航模块	Lea-5h 或其他信号 gps 模块	测量飞机当前的经纬度，高度，航迹方向（track），地速等信息。
三轴磁力计模块	HMC5843/5883 模块	测量飞机当前的航向（heading）
空速计	MPXV7002 模块	测量飞机空速（误差较大，而且测得数据不稳定，会导致油门一阵一阵变化）
空压计	BMP085 芯片	测量 空气压力，用以换算成高度
AD 芯片	ADS7844 芯片	将三轴陀螺仪、三轴加速度计、双轴陀螺仪输出温度、空速计输出的模拟电压转换成数字量，以供后续计算
其他模块	电源芯片，usb 电平转换芯片等	

### 3.3.2 APM 飞行控制系统的飞行控制原理

在 APM 飞控系统中，采用的是两级 PID 控制方式，第一级是导航级，第二级是控制级，导航级的计算集中在 `medium loop()` 和 `fast loop()` 的 `update_current_flight_mode()` 函数中，控制级集中在 `fast loop()` 的 `stabilize()` 函数中。导航级 PID 控制就是要解决飞机如何以预定空速飞行在预定高度的问题，以及如何转弯飞往目标问题，通过算法给出飞机需要的俯仰角、油门和滚转角，然后交给控制级进行控制解算。控制级的任务就是依据需要的俯仰角、油门、滚转角，结合飞机当前的姿态解算出合适的舵机控制量，使飞机保持预定的俯仰角，滚转角和方向角。最后通过舵机控制级 `set_servos_4()` 将控制量转换成具体的 PWM 信号量输出给舵机。特别的是，油门的控制量是在导航级确定的，控制级中不对油门控制量进行解算，而直接交给舵机控制级。而对于方向舵的控制，导航级并不给出方向舵量的解算，而是由控制级直接解算方向舵控制量，然后再交给舵机控制级。



---

### 3.4 恒定高度和速度的水平飞行

要想让飞机在预定高度飞行，飞控必须控制好飞机的升降舵和油门，因此，首先介绍固定翼升降舵和油门的控制，固定翼的升降舵和油门控制方式主要有两种：

一种是高度控制油门，空速控制升降舵方式。实际飞行存在四种情况，第一种情况是飞机飞行过程中，如果高度低于目标高度，飞控就会控制油门加大，从而导致空速加大，然后才导致拉升降舵，飞机爬升；第二种情况与第一种情况相反；第三种情况是飞机在目标高度，但是空速高于目标空速，这种情况飞控会直接拉升降舵，使飞机爬升，降低空速，但是，高度增加了，飞控又会减小油门，导致空速降低，空速低于目标空速后，飞控推升降舵，导致飞机降低高度。这种控制方式的好处是，飞机始终以空速为第一因素来进行控制，因此保证了飞行的安全，特别是当发动机熄火等异常情况发生时，使飞机能继续保持安全，直到高度降低到地面。这种方式的缺点在于对高度的控制是间接控制，因此高度控制可能会有一定的滞后或者波动。

另一种是高度控制升降舵，空速控制油门的方式。这种控制方式的原理是设定好飞机平飞时的迎角，当飞行高度高于或低于目标高度时，在平飞迎角的基础上根据高度与目标高度的差设定一个经过 PID 控制器输出的限制幅度的爬升角，由飞机当前的俯仰角和爬升角的偏差来控制升降舵面，使飞机迅速达到这个爬升角，而尽快完成高度偏差的消除。但飞机的高度升高或降低后，必然造成空速的变化，因此采用油门来控制飞机的空速，即当空速低于目标空速后，在当前油门的基础上增加油门，当前空速高于目标空速后，在当前油门的基础上减小油门。这种控制方式的好处是能对高度的变化进行第一时间的反应，因此高度控制较好，缺点是当油门失效时，比如发动机熄火发生时，由于高度降低飞控将使飞机保持经过限幅的最大仰角，最终由于动力的缺乏导致失速。

### 3.5 抑制差速引擎导致的滚转

#### 3.5.1 普通飞机协调转弯方式

飞行员在飞行中向左或向右压驾驶杆，使飞机的副翼差动偏转，转弯内侧副翼上偏，转弯外侧副翼下偏，迫使左右机翼升力不平衡，飞机随之带坡度，升力向带坡度的方向偏离，产生一个水平分力，使飞机转弯，为消除侧滑，飞行员应当适当向转弯方向蹬舵，协调转弯。

#### 3.5.2 差速引擎转弯方式

为了保证差速引擎系统的可靠性，我们分离了空气动力学模型和刚体力学模型。飞机在空地动力学模型上的稳定通过飞行器本身在设计时就具有的静安定性和在飞行时 APM 飞控控制多个气动舵面并改变油门大小使飞行器保持稳定。刚体动力学模型主要靠两台装在翼尖的差速引擎对质心产生一个转动力矩，使飞机的航向角发生偏转。在改变航向角时，两侧机翼的不同气流会导致升力不均衡，此时需要通过 APM 飞控自主控制多个气动舵面使飞行器保持在水平状态。

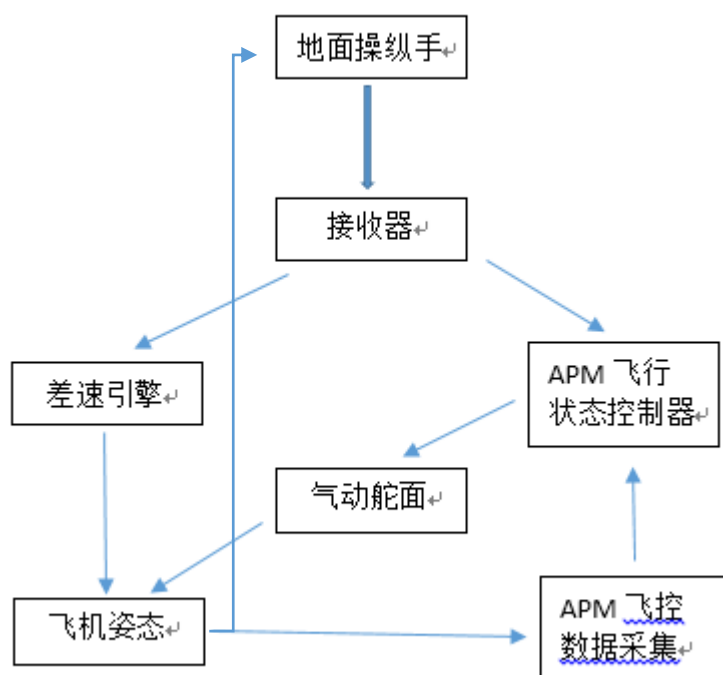


图 3-1 差速引擎系统控制方式



### 3.5.3 飞行安全性

新技术难免会有缺陷，APM 飞控也有其不足之处。为了降低风险，增加在发生危险情况时保证操纵手对飞行器姿态的绝对控制。

接收器具有最高的权限，可以切断 APM 对飞行器姿态的控制，进而转入操纵手手动控制模式。控制方式如下

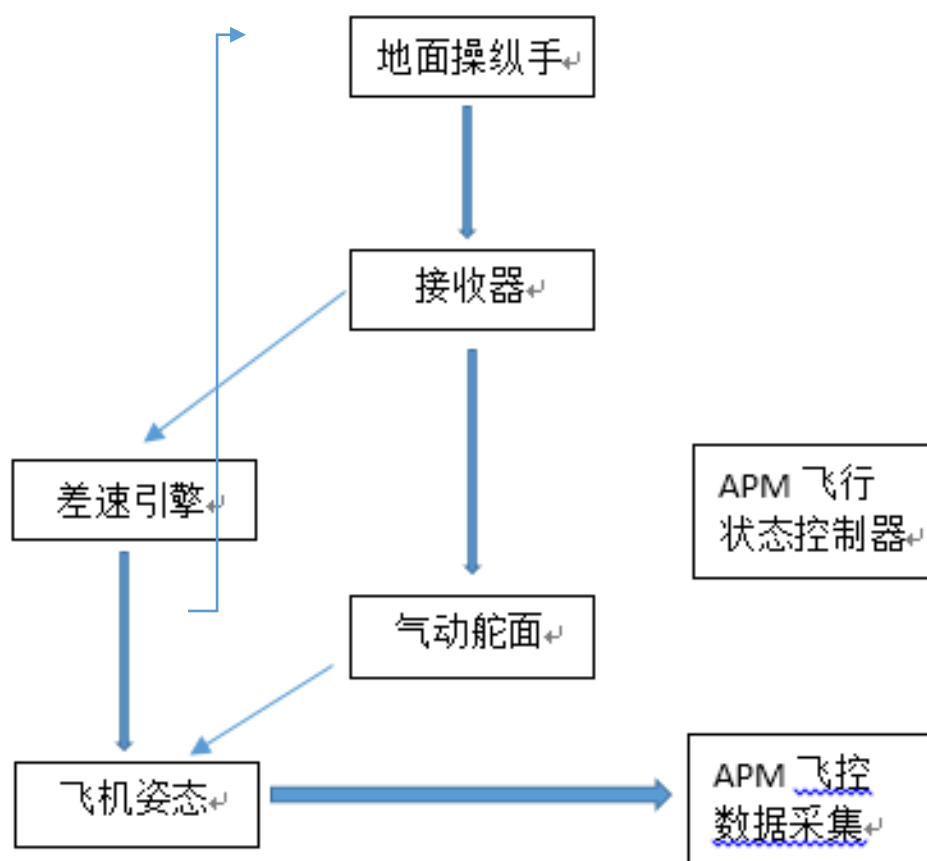


图 3-2 无 APM 飞控系统的飞行器姿态控制

如果遇到因差速引擎系统而导致飞机姿态不稳定甚至干扰飞机正常飞行时，操纵手将关闭差速引擎系统，转为操纵手通过气动舵面控制飞机姿态，这种方式也适用于起飞降落。

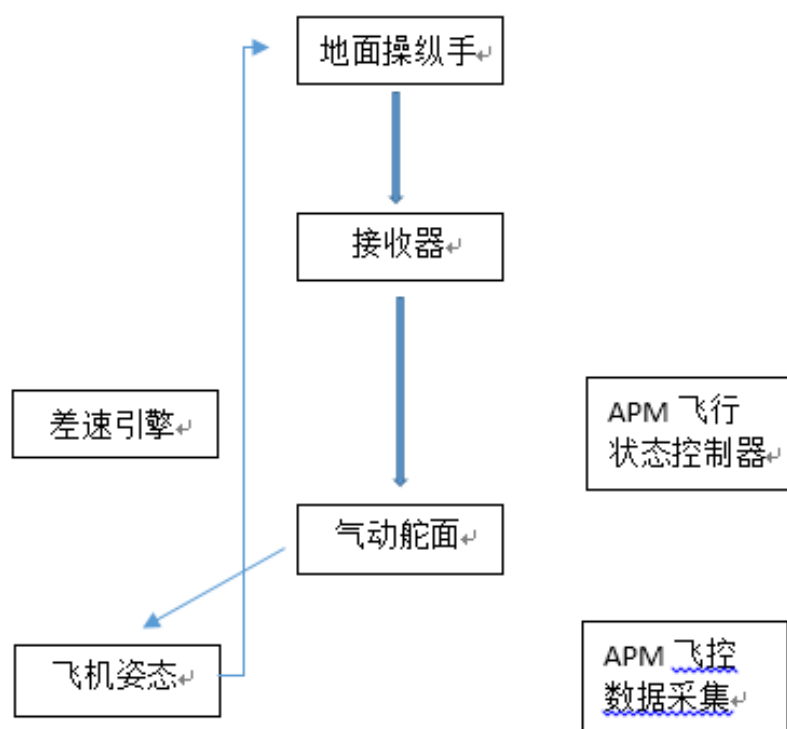


图 3-3 普通控制模式

## 4 飞行器的制作

完成了总体设计和内部结构详细设计之后，我们就要转入飞行器的制作阶段。由于时间原因，此次飞行器在完成本论文之前没有开始实体的制作。现只介绍一般的制作流程。

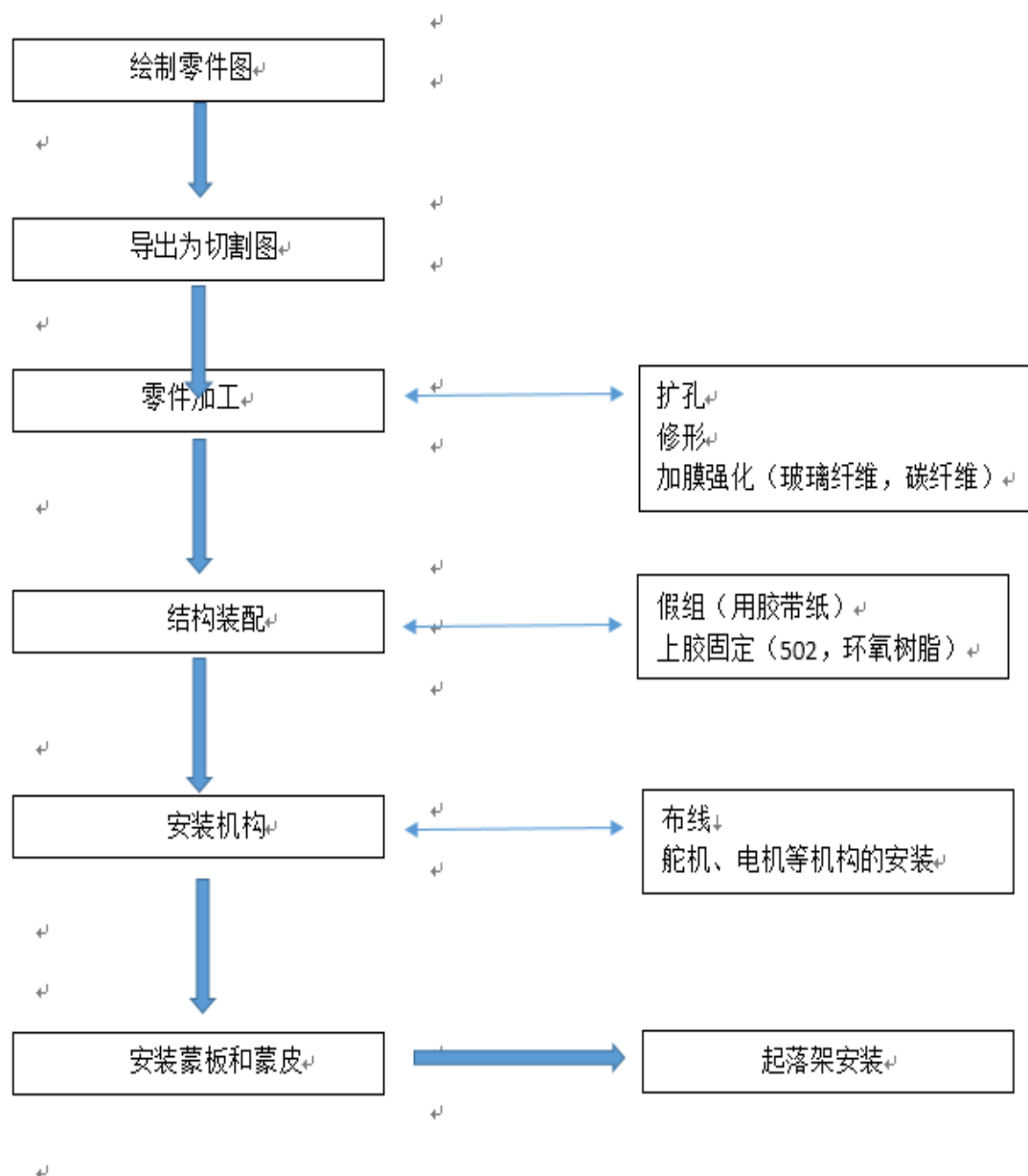


图 4-4 一般的制作流程

---

为了保证设计加工的精度，全过程采用 Autodesk Inventor 2013 和 Autodesk CAD 等三维造型软件进行无纸化设计。生成加工图后采用激光切割工艺进行零件的加工。



图 4-5 激光切割<sup>[19]</sup>

切割完成，将分步制作机身，机翼，水平尾翼和垂直尾翼等各大部件。在制作过程中，将采用放样方法，打印 1:1 放样装配图纸，为零件编号，在制作过程中将对应零件直接摆放至对应位置，进行粘接和组装。该方法能够有效控制制作精度，并且解决由于零件数众多而导致的混乱问题，极大提高了工作效率。

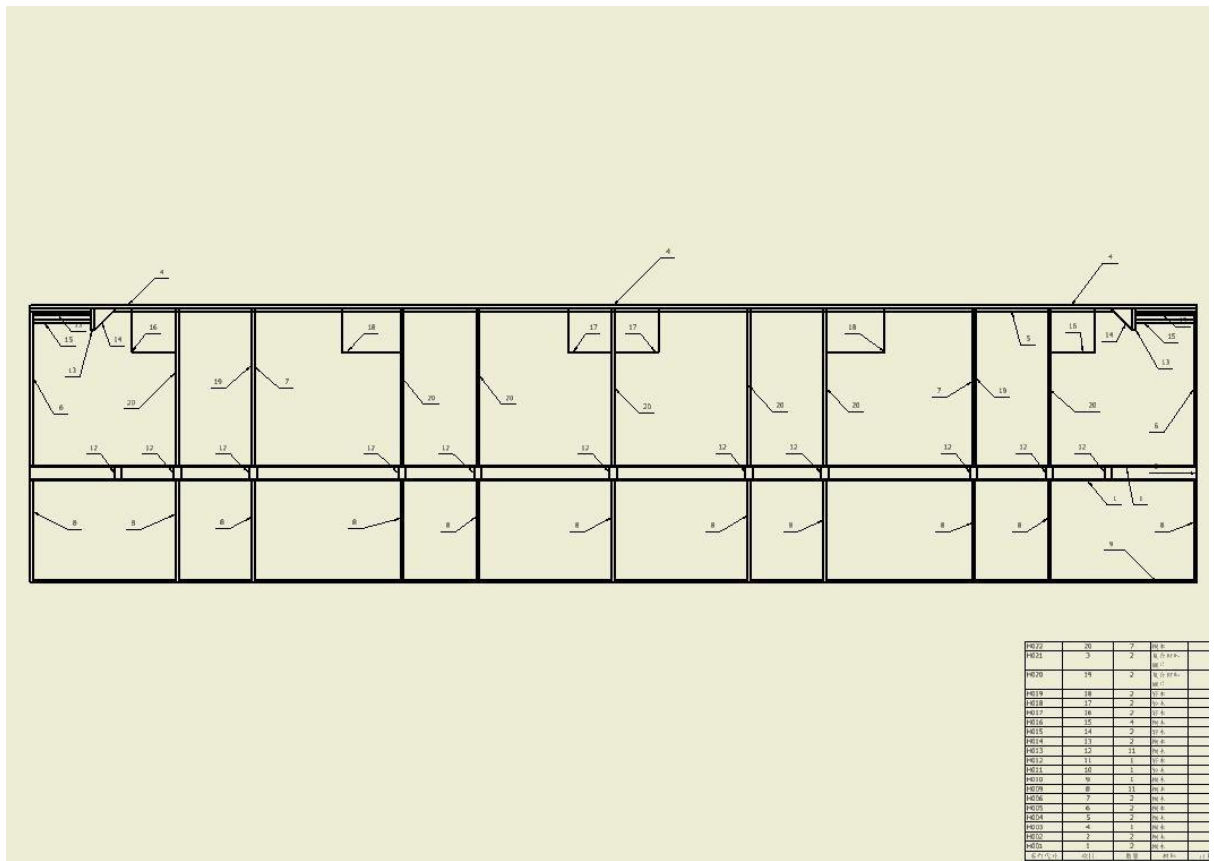


图 4-3 放样装配图

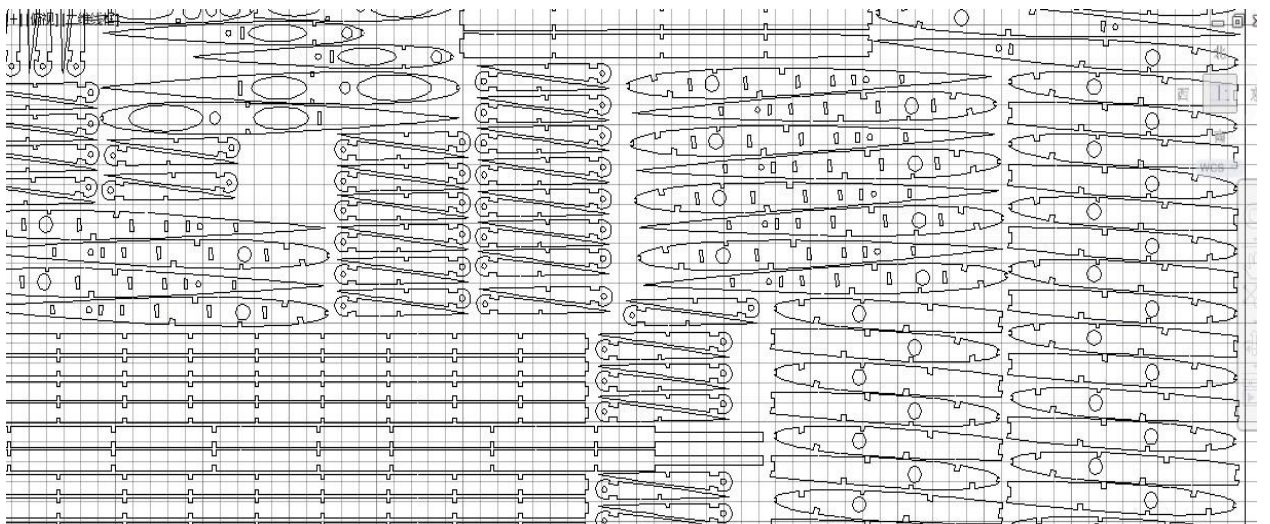


图 4-4 激光切割图纸

在制作零件时，对设计时没有注意到的问题，需要进行修改。

---

## 5 试飞预案

### 5.1 试飞前地面测试<sup>[20]</sup>

为了保证试飞的安全与可靠，在飞行器试飞之前，必须完成如下检查内容：

1. 总体装配检查，包括：各分装部件的结构检查，结构强度刚度检查，发动机检查，起落架检查。
2. 重心的检查及调试，在各部分部件及设备装入飞机后再次进行重心位置的检查，确保飞机处于静安定状态。
3. 电磁兼容性检查，所有机载设备全部开启，检查操纵有效性。模拟产生滚转角检验 APM 飞控对飞行器的控制有效性。
4. 发动机测试，检查发动机状态，并在发动机启动的状态下检查各机载设备的工作情况及减震效果。
5. 差速引擎测试，检查操纵有效性，并测试巡航状态时两侧发动机的转动力矩是否为零。

上述检查内容分散在飞机的制作，实验以及外场前准备工作中全部完成。

### 5.2 试飞实验要求

#### 5.2.1 基本要求<sup>[20]</sup>

1. 要求飞行器能在普通控制模式下（无 APM，差速引擎只提供单一推力）起飞，拉升，转弯，降落。测试实验平台本身的静安定性与飞行可靠性，得出飞机基本性能参数。
2. 本着安全第一的原则，要求对 APM 飞控系统进行验证试飞，调整其参数，使其处于适于安装在实验平台上工作的状态。对于 APM 飞控，要求其能平稳控制飞行器飞行，对于外界给予的扰动能及时做出反应。

#### 5.2.2 差速引擎系统的实验要求

##### （1）验证差速引擎系统的合理性和可靠性

1. 在无 APM 飞控的情况下操控飞机高速通场。
2. 在无 APM 飞控的情况下通过操纵手直接控制差速引擎，进行偏航，不同半径的转弯飞行。
3. 在有 APM 飞控的情况下通过操纵手控制差速引擎，进行不同半径下的转弯飞行，检查差速引擎系统是否能完成水平转弯功能。

##### （2）全系统试飞

---

起飞前为 APM 飞控设置好若干控制点，通过操纵手控制手动起飞，飞行过程中切换为差速引擎控制方式，使 APM 能自动修正飞行器姿态并且控制好飞行状态，地面观察飞行效果，采集飞行参数，完成任务后，切换为操纵手手动控制，手动降落。

---

## 三、作品应用前景

本次作品的主要创新点为以解决由于 BWB 在配置上倾向于将货物与乘客置于离飞机中心线较远处而导致的客机转弯舒适度的降低为目的而设计的差速引擎系统，但是该系统的作用并不仅仅局限于此。

### 1 民用航空

为解决由于 BWB 在配置上倾向于将货物与乘客置于离飞机中心线较远处而导致的客机转弯舒适度的降低提供一种解决方案，差速引擎系统可以使 BWB 客机进行水平转弯，从而极大提高客机转弯的舒适度，这将提高民航公司的服务质量和乘客对客机的评价，使得航班的经济性提高，有利于航空公司的的发展。

同时由于该系统拥有方便操纵和简化控制系统的作用，可以减缓飞行员的压力，提高航班的安全性，增强乘客对于航空公司的信赖度，这对于航空公司的可持续发展有着重要作用。

故该系统在经过改良后可以在部分民航航空公司的航班上试用，其市场前景较为良好。

### 2 军用航空

#### 2.1 姿态控制和机动性能（也可用于特技表演）

通过差速引擎系统，新的飞行器姿态控制方法可以被实现。同时在该姿态控制方法下，不损失飞行器升力，这使得飞行器可以更好地完成姿态指令或者在更短时间内完成姿态指令而不必担心升力的问题。

这种特性可以让飞行器在侦查和与敌对抗时拥有较好的机动性能，便于撤退，躲避敌军的攻击和对敌军进行攻击。

另一方面，在飞行特技表演时可提高表演动作的难度系数和表演的成功率。

故在此作用上，适合向军用侦察机和歼击机方向发展市场。

#### 2.2 简化控制系统

差速引擎系统采用了直接力控制，可以解耦滚转和偏航运动，方便操作，简化控制系统，这提高了飞行器对于指令的响应速度和完成程度。

这种作用可以提高飞行员对于飞行器的掌控程度，降低了对于飞行员同时控制滚转和偏航运动能力的要求，从而减缓飞行员的工作压力，提高飞行员的工作效率，适用于长时间航程的运输机等。

而对于无人机而言，这种作用可以降低地面操纵人员的负担，同时可以使得无人机更加准确地完成动作指令，提高其完成任务的成功率。

故在此作用上，适合向军用运输机和无人机方向发展市场。



---

[参考文献]

- [1] Liebeck R H. *Design of the blended wing body subsonic transport* [J], Journal of Aircraft, 2004,41(1);10-25
- [2] Potsdam M A, Page M A, Liebeck R H. *Blended wing body analysis and design*[R]. AIAA- 97- 2317, 1997
- [3] Wahls R. *Advanced concept studies for commercial transports entering service in the 2030- 35 period subsonic fixed wing perspective* [C] / Fundamental Aeronautics Pre- Proposal Conference. Washington DC: [s. n. ], 2007
- [4] Hileman J I, Reynolds T R, de la Rosa Blanco E, et al. *Development of approach procedures for silent aircraft* [R] . AIAA-2007- 0451, 2007
- [5] D. Roman, J. B. Allen, and R. H. Liebeck. *AERODYNAMIC DESIGN CHALLENGES OF THE BLENDED—WING—BODY SUBSONIC TRANSPORT*. AIAA-2000-4335
- [6] Douglas Cammeron and Norman PrincerL *CONTROL ALLOCATION CHALLENGES AND REQUIREMENTS FOR THE BLENDED WING BODY*. AIAA — 2000 — 4539.
- [7] Dowling A, Greitzer E, Hynes T, et al, *The silent aircraft* [R], Aero-Astro MIT, 2007(4):1-9.
- [8] R. H. Liebeck. *Design of the Blended-Wing-Body Subsonic Transport*. JOURNAL OF AIRCRAFT(AIAA), V01. 41. No. 1, January- February 2004
- [9] A. Moms. THE MOB PROJECT. Report submitted to the 2003 EC Descartes Prize commission
- [10] 朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 等. 民机的一种新型布局形式翼身融合体飞机[J]. 航空学报, 2008, 29( 1) 49 – 58
- [11] 廖慧君, 张曙光. 翼身融合布局客机的客舱设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35( 8) : 986 – 989
- [12] 刘晓静, 吴江浩, 张曙光. 250 座级翼身融合布局客机气动设计与优化[J]. 空气动力学报, 2010, 29( 1) : 78 – 84
- [13] Paul G. Fahlstrom, Thomas J. Gleason. *Introduction to UAV system* . UVA System, Inc.
- [14] 王志瑾, 姚卫星编著. 飞机结构设计. 国防工业出版社. 2004
- [15] 管德, 酆正能. 飞机结构强度. 北京航空航天大学出版社. 2005
- [16] 杨华保. 飞机原理与构造. 西北工业大学. 2002.
- [17] 车神. APM 飞控介绍. 百度百科. 2011

- 
- [18] 黄俊, 万志强, 王维军. 飞行器实验教程. 北京航空航天大学. 2010
- [19] 鸭嘴兽工作室. 鸭嘴兽实验报告. 鸭嘴兽工作室. 2011
- [20] 孙天瑞, 郝佳傲等. 基于智能机翼的验证飞行器. 22 届冯如杯. 2012