

论证一种由连翼机结构演变新型折叠翼飞机的可行性

## 摘要：

本项目基于对市场无人机折叠翼的需求和对连翼机机构的研究，联想提出了“菱形背”可动式折叠翼机构，并在这个想法上，初步设计创建出了飞机模型进行验证比较。进一步利用火箭发射技术，分析计算出了无人机利用子母机系统发射的相关参数。

本项目所论证的飞机具有以下特色：

一、便携式：采用“菱形背”可动式折叠翼机构，机翼可以完全折叠在一起，相对于机翼完全展开时的状态可以缩减 3/4 以上的空间，这样有利于携带和运输。

二、火箭投放：缩短了部署时间增强了战时反应能力，也可以缩减无人机所需携带油量的体积而利于机动。

三、用途广泛：使用灵活，便于人员操作，也可用于民用勘探，搜救以及测量等任务。

关键词：无人机，折叠翼，连翼结构，火箭发射

目录

第一部分 引言..... 1

    一、研究背景..... 1

    二、项目创新特点..... 1

第二部分 正文..... 2

    一、整机折叠机构和方式..... 2

    二、无人机总体设计..... 3

    三、空中投放设计..... 10

第三部分 总结..... 11

结束语 ..... 12

参考文献..... 13

## 第一部分 引言

### 一、研究背景

随着无人驾驶飞行器(Unmanned Aerial Vehicle, 以下简称 UAV)在飞行器家族中的发展壮大,其在信息化战争中所表现出的优秀的多用途能力和特种作战能力备受重视。无人机作为情报收集,信息侦察的手段在现代战争中发挥着越来越重要的作用。而现代战场瞬息万变,如果谁能更早的掌握敌方的情报,做出针对性的部署和行动,将会在很大程度上决定战争的走向。由此反观,现役的无人机就存在一些不足,如小型无人机虽然使用灵活,便于携带,但飞行速度慢,进入战区时间长,航程短;而大中型无人机虽然航程远,飞行速度快,然而不便于灵活部署,难于单兵或小组携带。因此,在无人机发展过程中出现了折叠式无人机。

同样的,无人机在民用方面近些年也被应用得很广泛。如在防灾减灾、搜索营救、交通监管、资源探测、森林防火、气象探测等方面都能见到无人机发挥这巨大的作用。如我国航天科工三院生产的腾飞 HW-200 型无人机就在汶川地震、舟曲泥石流等重大自然灾害发生时,发挥了重大不可替代的作用,它还为神舟飞船的发射和回收提供气象保障服务。然而同样的,在民用无人机的发展上通用的大中型无人机存在着重量大,体积大,携带性差等劣势。而小型无人机在执行任务时也有续航能力差等缺点。因此,民用无人机发展过程中同样有着可投放型无人机的出现。

折叠机翼无人机是将折叠机翼技术应用到无人机上,可在存储、发射、飞行、回收阶段通过机翼的折叠、展开改变无人机的空间几何尺寸,改善其存储运输性能、发射回收性能和气动性能。这项技术大大提升了无人机的任务适应性和特种作战能力,拓展了无人机的使用范围。

连翼布局(Joined Wing)飞机的机翼由前翼(主机翼)和后翼组成。国内外对连翼机布局气动与结构等进行了大量的研究,提出了连翼布局应用于多种用途机型的方案,其中包括高空探测无人机。1985 年至 1986 年, Wolkovitch 根据风洞试验和有限元结构分析,发表了连翼布局概念的综述报告。报告指出,与常规布局相比,连翼布局具有多种优点,如:重量轻,刚度大,诱导阻力小,跨音速面积分布好,最大配平升力系数高,浸润面积小,具有直接升力和直接侧力控制能力,稳定性和操纵性好等。

考虑到这两点,我们小组先提出折叠翼式无人机设想。将无人机折叠后置于火箭中进行发射,到达目标区域后,无人机与它们分离,自动展开机翼后开始巡航执行任务。这样,依靠火箭飞行的高速度使得其具有快速到达战区上方灵活部署的能力,既便于携带也避免了无人机自身飞行速度小的缺点。又考虑到飞行动力问题,我们小组再加入了连翼机的结构设想。但是与传统连翼机的“菱形”布局不同,考虑到折叠式结构的要求,我们小组将其改进为“变三角”型布局。从而设定出项目想法。

### 二、项目创新特点

#### (一) 折叠机构的创新:

目前市场上的折叠翼民用机，如 Sonex 公司的 Onex 飞机，采用的都是将安装在机身两侧的机翼向后折  $90^\circ$  这种折叠方式，而折叠翼的战机如中国的歼-15 舰载机或者美国的 X-47B 采用的都是将机翼向上折起大约  $60^\circ$  这种折叠方式。而本项目采用的是“四边形”可动式结构，如下图 0-1 用 ADMAS 仿真的结构所示，通过四根轴连接四片机翼组成四边形，前面那根轴和机身相固连，后面那根轴连接在滑块上，由滑块带动着在机身上前后滑动从而实现机翼的折叠，展开。这是采用整体折叠的方式使得真正达到完全折叠的效果。

## (二) 无人机发射类型的创新

该无人飞行器将通过火箭发射至空中，进而展开、飞行。通过计算发现，如果让同等规模的无人机借助常规动力(如电动)飞行到 3km 以外的目的地，需要 150s，而通过使用火箭发动机先发射到目的地上空再展开，进行工作，共需要不到 30s，这为在战场上取得先机争取了时间。

# 第二部分 正文

## 一、整机折叠机构和方式

### (一) 机翼的折叠展开

如下图 1-1 所示，4 片矩形机翼，收起时 4 片机翼完全重叠，前两片机翼位于后两片机翼的正上方，且机翼与机身重叠，(如图 1-1 (a) 所示)。展开后近似呈四边形，左右对称。前两片机翼后掠，后两片机翼前掠。前两片机翼在翼梢部位由轴 1 连接固连在机身上，后两片机翼由轴 2 连接在滑块上，滑块位于机身内，可沿着机身表面前后滑动。左右两片机翼在翼根部位由轴 3 和 4 连接在一起，展开时，滑块沿机身纵向向后运动，带动后机翼运动的同时绕轴承 2 旋转，滑块往外滑动，(如图 1-1 (b) 所示)。直至机翼完全展开(如图 1-1 (c) 所示)。从而实现机翼由折叠状态转变为展开状态。整体折叠过程是由滑块的直线运动转化为轴和机翼的旋转运动。

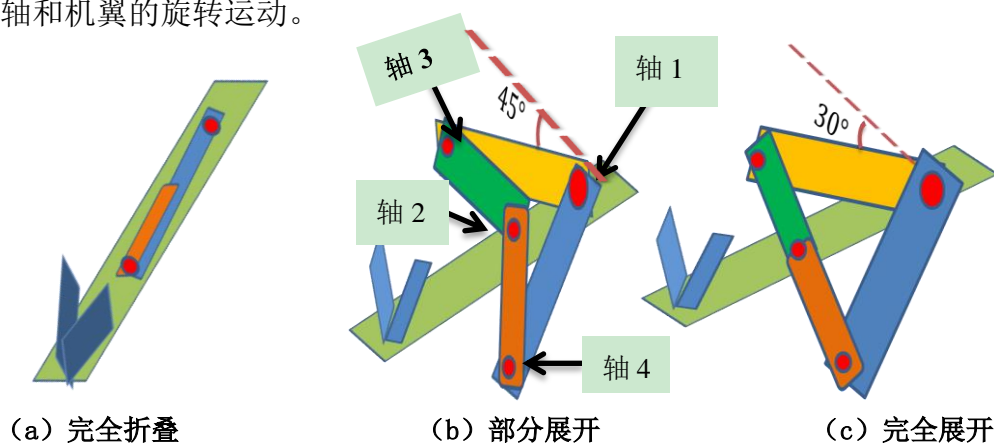


图 1-1

### (二) 尾翼的折叠展开

机翼折叠后叠加在机身上，整体呈圆柱状。若尾翼采用传统布局（垂尾+立尾），则存在尾翼不易折叠，在结构方面和机身机翼无法保持一致性的问题，故

决定采用 V 型尾翼，利用两个舵面混合控制飞机的俯仰运动和偏航运动。

折叠 V 型尾翼，基于机翼部分折叠之后，整架飞机要保持呈圆柱状的原因，利用本机机身较为宽阔的有利条件，只在 V 型尾翼所在平面做单自由度旋转，即可将尾翼折叠好。对于折叠和展开，和机翼的折叠展开方式一样，在尾翼翼根处安装轴和扭簧。当触发装置放开尾翼后，尾翼在扭簧的作用下展开。到达预定位置，磁铁将尾翼吸引住。尾翼向前折叠，因为，当飞机向前运动时，尾翼受到向后的作用力，形成自紧状态。

## 二、无人机总体设计

### （一）模型建立

#### 1、折叠机构的模型

利用 Admas 建立起简易的四连杆机构（如图 2-2-1），确定顶点和轴 1 固连不动，用连杆施加的力去推动轴 2 沿着中线直线运动，整体四连杆机构便会进行折叠，展开的运动过程（如图 2-2-2 所示）。

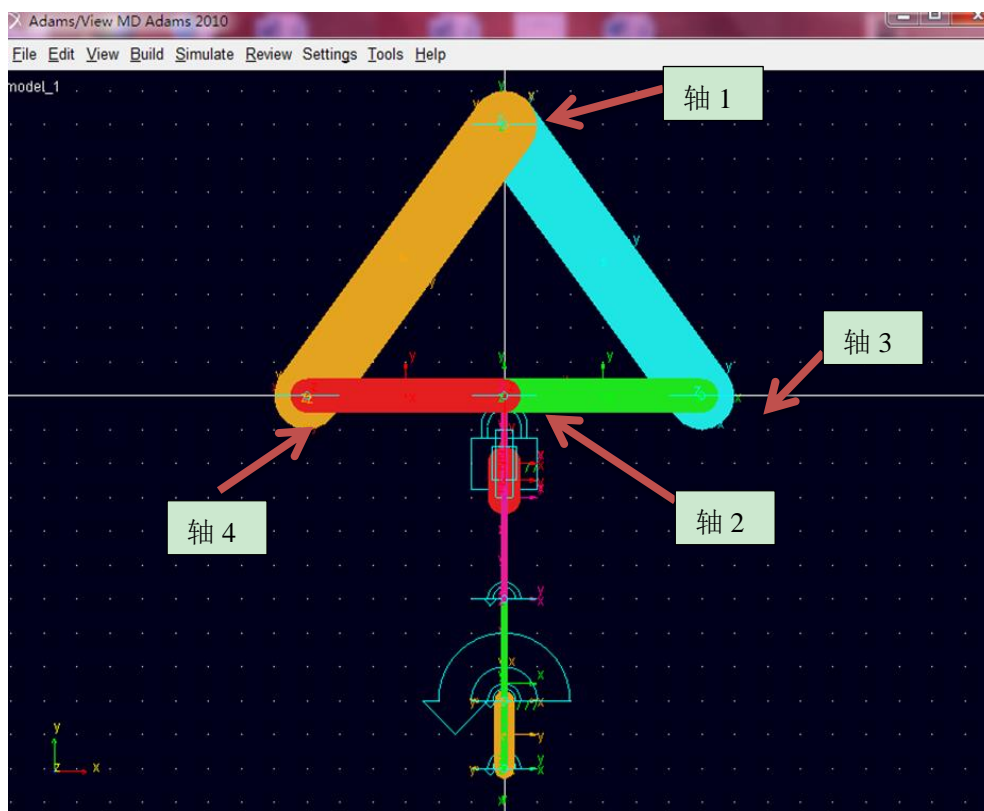


图 2-2-1

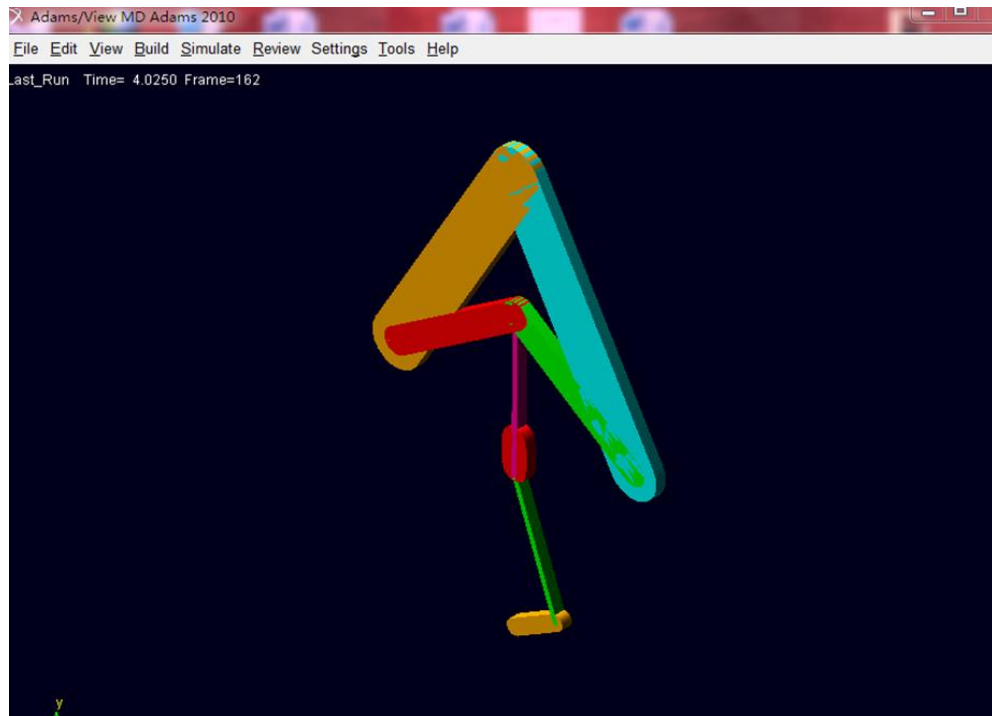
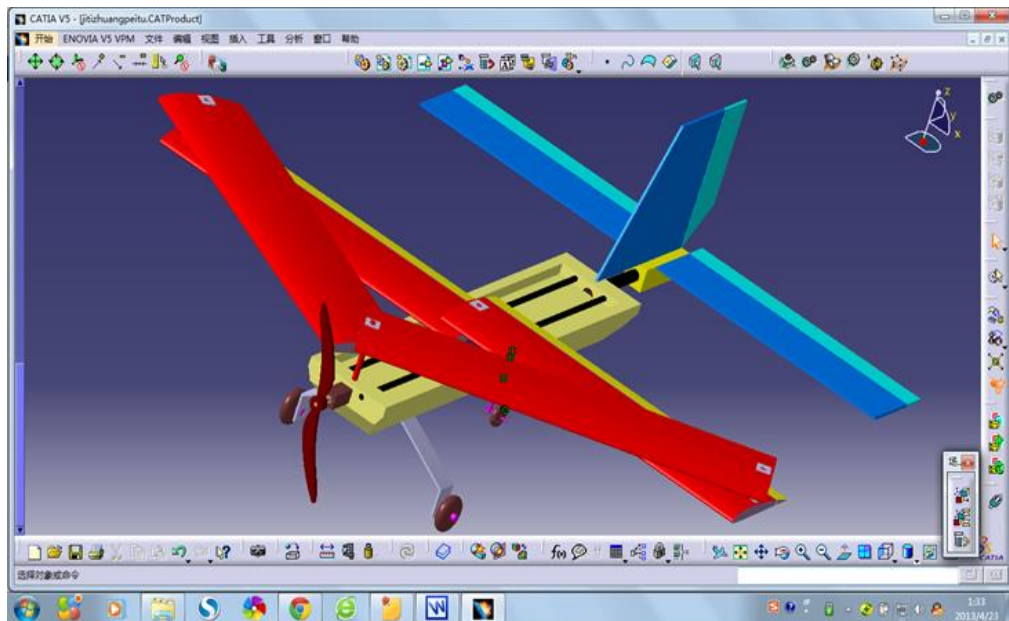


图 2-2-2

## 2、飞机结构的模型

在设计初期，利用 CatiaV5 建立起全机的模型图。如图 2-2-3 所示。



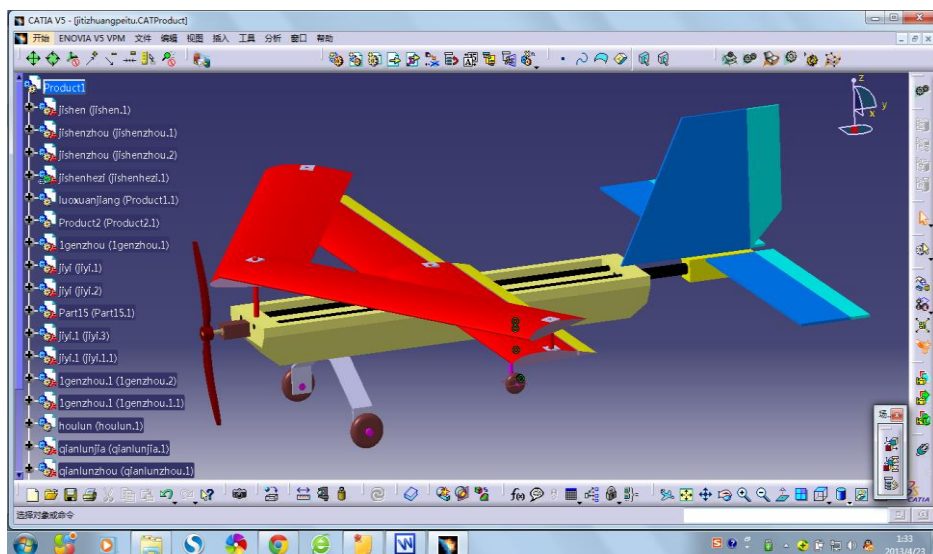


图 2-2-3

## (二) 可行性论证

由于飞机的四片机翼是如图 2-3-1 所示通过轴连接的。

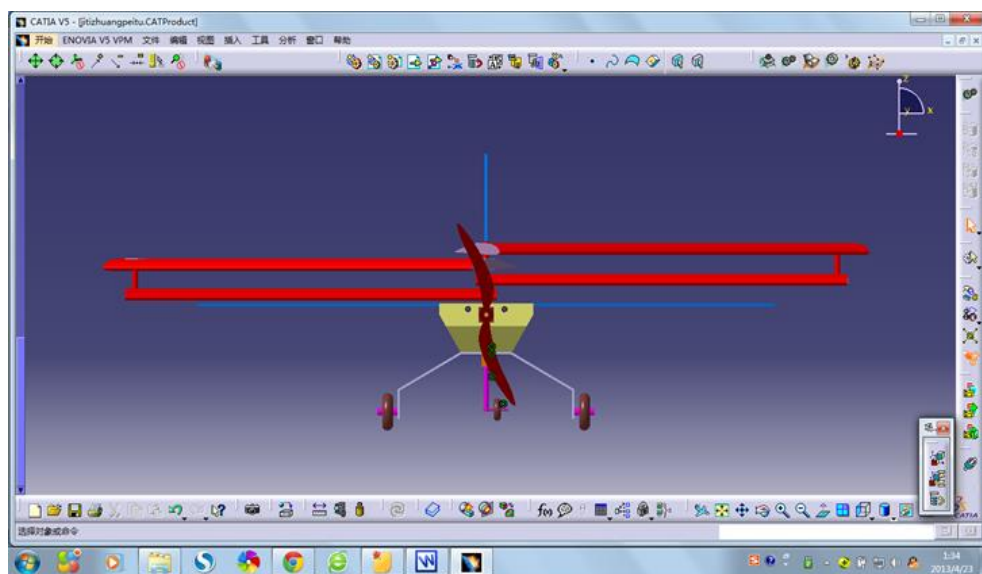


图 2-3-1

所以：飞机左边两机翼存在高度差，右边两机翼也相互之间有高度差，这种布局对飞机的飞行容易产生滚转的影响，现论证该影响如下，假设左右两机翼升力大小相等，升力作用点到翼根处的距离相等，若存在上反角，则左右两机翼的上反角大小相等，暂不讨论机翼下反的情况。在以下讨论当中，都采用后视简图。机翼升力大小为  $R$ ，升力作用点到翼根的距离为  $b$ ，翼根高度差为  $h$ ，重心到下机翼的距离为  $H$ 。

1、无上反角无倾角的情况下，飞机受力如图 2-3-2 所示：



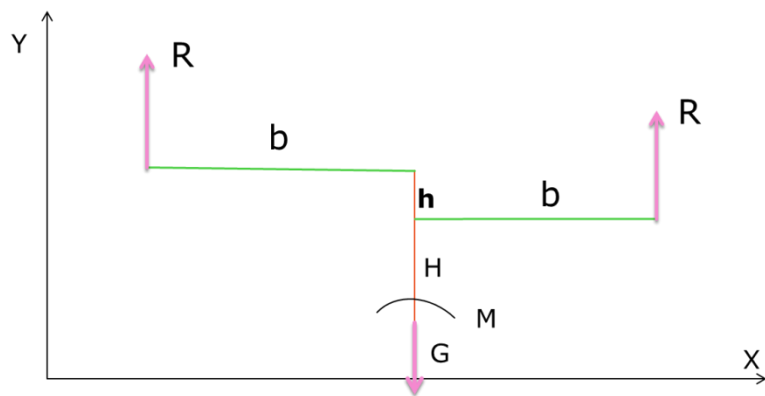


图 2-3-2

则受力分析得 
$$\begin{cases} F_{\text{合力}x} = 0 \\ F_{\text{合力}y} = 2R - G \\ M_{\text{合}} = 0 \end{cases}$$

故理想无倾角状态下，飞机不存在滚转的趋势。

2、无上反角有倾角状态下，飞机受力简图如图 2-3-3 所示

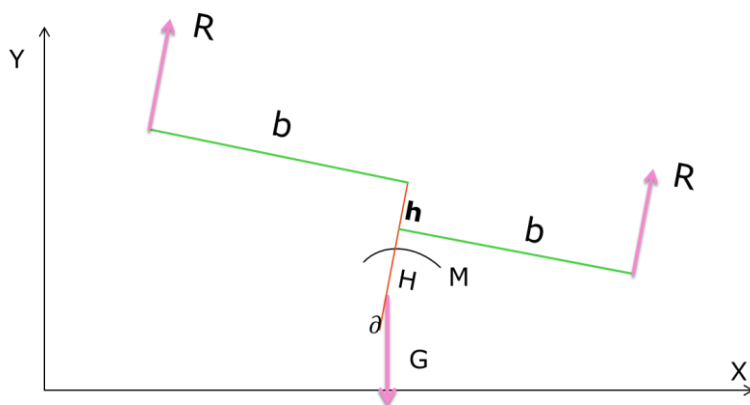


图 2-3-3

则受力分析得 
$$\begin{cases} F_{\text{合力}x} = 2R \sin \theta \\ F_{\text{合力}y} = 2R \cos \theta - G \\ M_{\text{合}} = 0 \end{cases}$$

故也不存在滚转力矩。

3、有上反角无倾角情况下，飞机受力简图如图 2-3-4 所示：

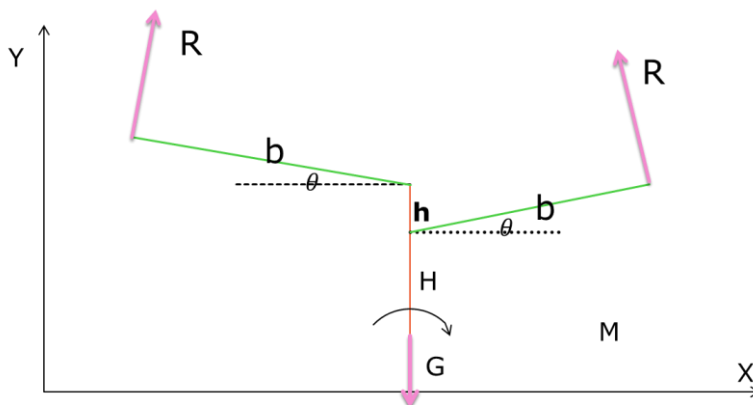


图 2-3-4

则受力分析得

$$\begin{cases} F_{\text{合力}x} = 0 \\ F_{\text{合力}y} = 2R \cos \theta - G \\ M_{\text{合}} = R(b + (h + H) \sin \theta) - R(b + H \sin \theta) = Rh \sin \theta \end{cases}$$

故在有上反角时存在滚转力矩，大小随着  $h$  和  $\theta$  增大而变大。因此需要控制  $h$  和  $\theta$  大小。

4、有上反角非平飞状态下，飞机受力简图如图 2-3-5 所示：

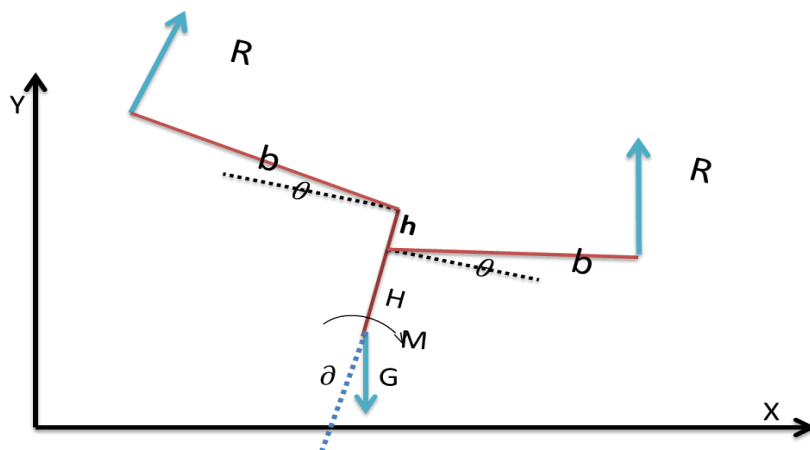


图 2-3-5

则受力分析得

$$\begin{cases} F_{\text{合力}x} = 2R \sin \partial \cos \theta \\ F_{\text{合力}y} = 2R \cos \theta \cos \partial - G \\ M_{\text{合}} = R(b + (h + H) \sin \theta) - R(b + H \sin \theta) = Rh \sin \theta \end{cases}$$

考虑一种非平飞状态：等速盘旋运动。则有， $F_{\text{合力}y} = 2R \cos \theta \cos \partial - G = 0$ ，

即  $R = \frac{G}{2 \cos \theta \cos \partial}$ 。代入  $M_{\text{合}} = Rh \sin \theta = \frac{Gh \sin \theta}{2 \cos \theta \cos \partial}$ 。

由此可知，此时飞机所受的滚转力矩随上反角与飞机倾角的递增而递增。力矩与飞机机翼升力大小直接相关，且随机翼的高度差增大而增大，故控制机翼高度差与上反角的大小对抑制飞机的滚转十分有益，且应使飞机尽可能在倾角比较小的状态下平稳飞行亦十分必要。

而其实，在飞机的飞行过程中，经常使用副翼使左右机翼产生附加升力差从而实现飞机的滚转，因此考虑滚转时，必须再结合副翼的力来考虑。以下讨论采用副翼修正由于机翼高度差而产生的滚转的可能性。由于飞机的滚转与升力直接相关，故只讨论飞机无倾角飞行的状态。如图 2-3-6 所示。

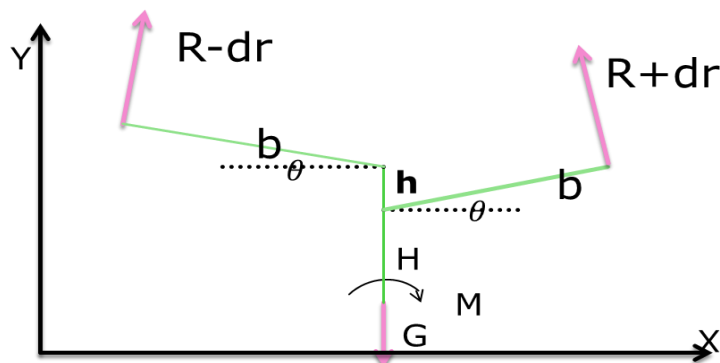


图 2-3-6

图中  $dr$  便是副翼产生的附加升力。此时，

滚转力矩  $M = Rh \sin \theta - (2b + (h + 2H) \sin \theta) dr$

要使  $M=0$ ，则  $\frac{dr}{R} = \frac{h \sin \theta}{2b + (h + 2H) \sin \theta}$  代入前面机翼设定的具体参数大小，

$b=300\text{mm}, h=10\text{mm}, \theta = 5^\circ, H=50\text{mm}$  则有  $\frac{dr}{R}=0.00143 < 1/500$

故，存在利用副翼进行修正的可能性，修正飞机滚转所需要的力差值仅仅是机翼总受力值的五百分之一，且在实际情况下，由于制造所带来的一系列误差，左右两机翼将不可避免的存在一定的升力差，故机翼高度差所带来的飞机滚转力矩可以忽略。

#### （四）具体机构的设计

##### 1、机翼展开机构

用两根  $8 \times 6 \times 600\text{mm}$  的碳素纤维管贯穿在机身纵线位置上，充当导轨限位的作用。后将滑块两侧面打上直径  $8.5\text{mm}$  的孔，穿过碳管进行横向限位。滑块可自由沿着导轨在机身纵向上滑动。虽然导轨式机构具有摩擦小，结构简单，导向性能好，展开过程外力直接作用的是导轨而不会对机身挠度产生直接的作用等优点，但是，由于导轨在机身纵向上只在头尾两个部分进行了加固限定，因此，中间过长的悬空部分在受到外力的作用，刚度不够强，会产生一定的变形挠度，从而导致机翼产生横向位移，影响安装角和机翼受力。为了解决这个问题，一方面选用强度高，硬度大，不易变形，具有很好的刚性，质量轻的新型材料——碳素纤维管，一方面在保证折叠行程足够的前提下尽量减少导轨悬空部分的长度。经过测试，这种方式在机翼展开过程中导轨碳管的最大挠度仅为导轨全长的  $8/600$ ，处于可接受的偏差范围内。

而在驱动滑块运动的方式上选择电动，是考虑到机翼展开过程的连续性，可控性。这样才能实现可变后掠角的目的。用一个小型电机，连接上控制电路，电机转动从而拉动滑块沿着导轨运动，从而使机翼进行展开折叠过程。机翼展开后，为了固定住，采用了磁铁吸合装置。实验测量得要将吸住的磁铁拉开所需要的拉

力大约在 40 到 50N 的范围，这个力的大小足以保证机翼展开后保持在一个很好的固定状态而不会在飞行过程由于气动力而产生滑动。

在设计制作好导轨滑块后，通过模型装置在进行展开实验时，发现机翼在收起状态时，滑块所受拉力与翼梢处的轴约束力之间力臂长度  $b$  过小，产生的力矩不足以克服机翼之间挤压力摩擦力产生的力矩，不能使机翼产生转动。而在机翼展开一定角度后，两个力的力臂长度增大到一定程度，使力矩能够克服摩擦力的力矩，机翼便可以自由展开了。为了解决这个问题，保证机翼顺利展开，在前机翼与轴的连接处安装一个扭簧，机翼收起使扭簧压紧，展开初期主要由扭簧提供机翼转动所需要的力矩，使机翼转开一定角度，后期再由滑块受到的拉力带动机翼运动。这样既解决了机翼展开困难的问题，又保证展开时间不会过长。（为了说明试验遇到的这个问题，建立如图 2-4-1 的简易受力模型进行受力分析，其中，左图便是力臂  $b$  太小而难以张开的示例，右图便是张开了一定角度后，力臂  $b$  变大后，利于展开的示例。）

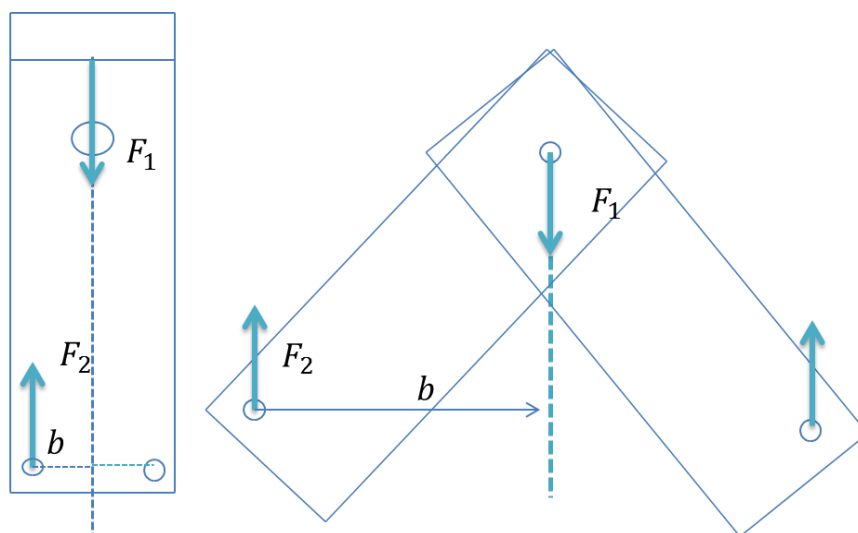


图 2-4-1

## 2、尾翼展开机构

在已经确定采用 V 型尾翼，利用两个舵面混合控制飞机的俯仰运动和偏航运动的设计思想后，就需要具体考虑如何折叠 V 尾了。基于机翼完全折叠之后，整架飞机要保持呈圆柱状的原因，利用本机机身较为宽阔的有利条件，只在 V 型尾翼所在平面做单自由度旋转，即可将尾翼折叠好。具体操作如图 2-4-2 所示，尾翼绕着轴向内旋转。折叠后如图 2-4-3 所示。和机翼的折叠展开方式一样，在尾翼翼根处除了安装轴，还需要安装扭簧。当触发装置放开尾翼后，尾翼在扭簧的作用下展开。到达预定位置，磁铁将尾翼吸引住。

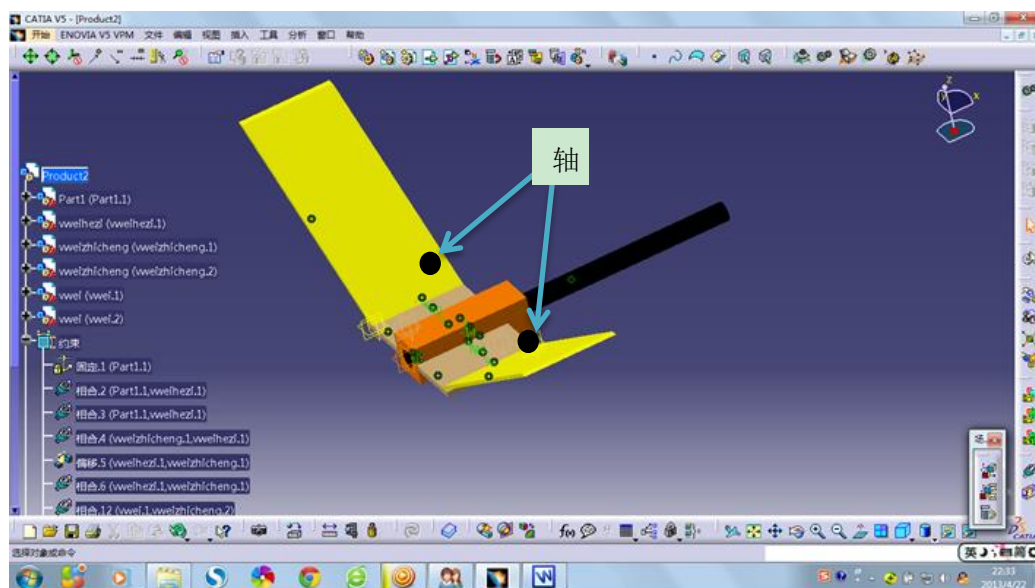


图 2-4-2

如图 2-4-3，在安装 V 尾的位置放置了两块垫木。垫木为扭簧以及磁铁的安装提供了支架，能够减小扭簧末端的集中力，也同时降低了尾翼的强度要求，同时增强了尾翼折叠后固定的稳定性，有效的分散了尾翼根部的集中力，增加了尾翼的强度。

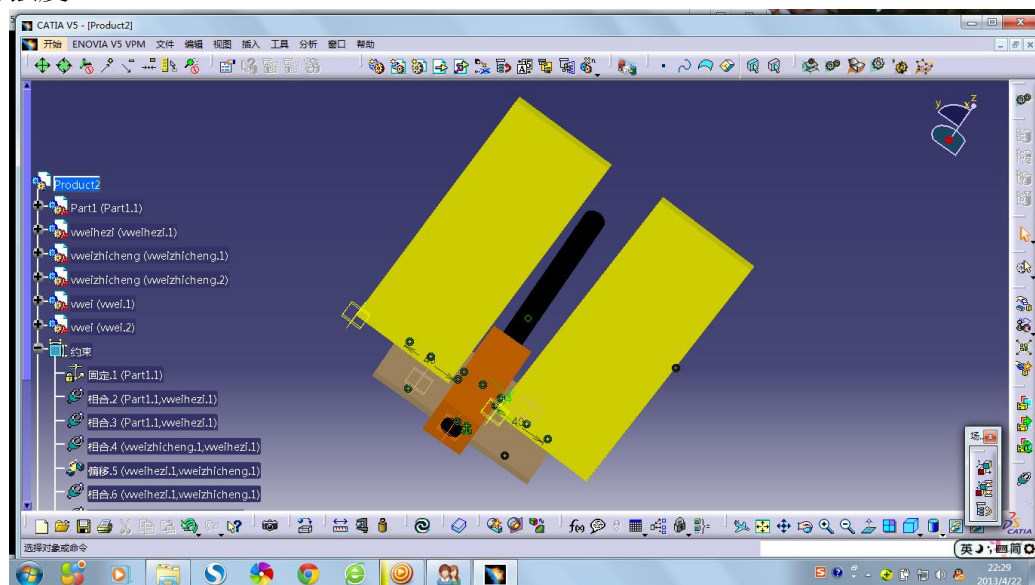


图 2-4-3

### 三、空中投放设计

现代战争瞬息万变，谁掌握了时间，谁就掌握了战场的主动权，因此，对时间的把握于一场战争的结果有着至关重要的影响。为了让可折叠无人机能达到快速部署的目的，决定使用火箭发射，将无人机以比无人机本身快的速度投射到目的地上空，通过箭弹分离的反推力，将无人机弹出，利用降落伞使无人机减速，最后展开，开始正常工作，获取所需信息。

本项目所设计验证的空中投放过程如下图 3-1-1 所示：

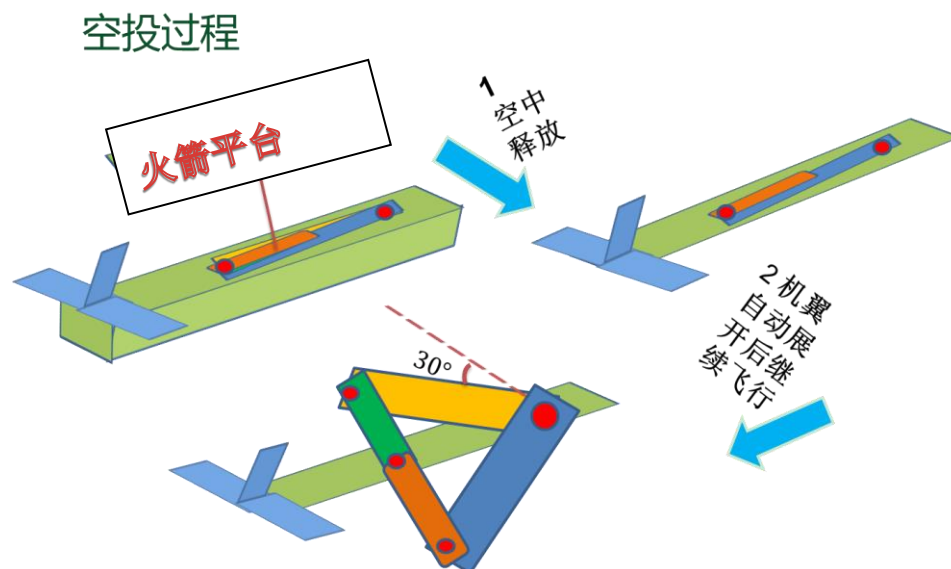


图 3-1-1

由于火箭飞行速度快，通过火箭发射无人机可极大缩短部署时间。火箭发射工作流程可分为这几个阶段：

#### 1、弹道飞行段

无人机装载在火箭内。火箭按弹道快速飞行，可迅速将无人机运送到指定空域。根据公式推导可算出飞行弹道。

#### 2、减速段

当火箭运动到最高点时，火箭发动机反推，飞机与火箭分离。由于本机巡航速度为  $12\text{m/s}$ ，火箭飞行速度可达几百米每秒，而飞机所能承受的过载为  $4g$ ，所以在火箭飞到弹道最高点箭机分离时，折叠机翼不能立即展开，需要一个减速阶段。在机身尾部内装减速伞，箭机分离时引导伞打开。之后主伞打开，降低飞机速度，直到速度适合飞机展开为止。如果要精确测量飞机适合展开的速度，就需要空速表等工具，这样既增加了成本，又增加了质量。根据减速伞的工作特性，当速度下降到一定值时，阻力与重力达到平衡，飞机以匀速下降。因此只要通过设计伞面积，就可以使匀速下降时速度范围满足展开条件。

#### 3、工作段

操纵者操纵舵机触发装置使机翼展开。机翼空中展开时，会引起整个飞机的晃动。为了维持飞机的平衡稳定，机翼展开应在减速伞脱离之前。减速伞的阻力作用可以有效维持飞机在空中的平稳。当机翼完全展开，即滑块运动到末端撞击磁铁时，激发分离装置，使减速伞与飞机分离。此时飞机进入俯冲状态，可通过遥控使飞机回到平飞状态，利用机载设备进行侦察。当完成侦察任务后，操纵者可利用剩余电力返航回收。

本项目验证机所设计的空中投放最大的优势就是在于有利于无人机快速到达战场。如果仅仅依赖小飞机本身，那么它只会以巡航速度  $12\text{m/s}$  的速度到达战场区域。但如果加上高空投放技术，那么凭借火箭近  $300\text{m/s}$  的巡航速度，到达战场时间整整缩短了 20 多倍！

## 第三部分 总结



折叠式无人机在国内外并不多见,特别是“菱形背”式的机翼折叠方式在国内尚处在理论研究阶段,各方面技术还不成熟,没有太多的资料可供参考。本作品在研制过程中,结合了现代战争的需要,从实际角度出发,提出了折叠式无人机用火箭发射的方案。在条件有限的情况下,从理论上进行了方案的可靠性分析,并在实验上部分验证了其可行性。通过将机翼折叠,减小飞机横截面积,使其既具有了灵活轻便,便于携带的特点,又实现了装入火箭内发射的功能。安装上侦察设备,便可以在战场突变的情况下,利用火箭发射迅速布置到战区,第一时间获取战场信息,对现代战争具有较强的适应性。本飞行平台并不局限于侦察功能,其具有的 0.5kg 有效载荷,可以灵活加以利用。在配备其他设备后,还有以下功能可以进行拓展: 1) 飞机中将摄像头换成电子干扰装置,可用于干扰敌方通信以及反导雷达、探测雷达的工作。包括发射与敌方雷达信号频率相同或相近的噪音干扰信号,或通过干扰设备接收雷达的信号,通过干扰调制,改变有关参数再转发出去,使雷达获得虚假目标信息,还可以投放运动特性和雷达截面积都和自己相同或相近的假目标装置,比如箔条、角反射器等,对探测雷达进行欺骗。2) 在飞机中安装激光发射器,在目标上空对目标进行照射,目标反射的信号被激光制导弹药接收后,在信号引导下,就可以以极高的命中率击中目标,实施精确打击。3) 本折叠式无人机可由火箭发射到指定区域,从发射到到达目标区域所需时间短,能够对于突发事件做出迅速反应。故该飞机还能够用于处置紧急突发事件,如森林火灾情况勘察、城市反恐作战、地震灾情评估等,为及时获得所需情报提供有力保障,应用前景十分广泛。同时折叠后具有体积小,易于携带的特点,在发射方式上还可以采用其他方式:

1、这款无人机还具有载机空投的能力。由于无人机在折叠后占用空间小,故可以很方便的放入载机的机舱中。无人机装入载机机舱后,无需占用载机机身挂点,不会破坏载机气动外形,尤其适合隐形飞机使用。而且该款无人机体积小,故载机机舱内可以一次携带很多架。隐形飞机携带该款无人机后,可大大提高战场感知能力。

2、如果采用手抛起飞,此种折叠式无人机也可以像通常的单兵携带式无人机一样执行侦察任务。但与传统无人机不同的是,折叠式无人机无需现场组装。传统无人机为便于运输,常将飞机拆分为几部分放在设备箱中,使用前需要组装。本作品的优点在于无人机可以折叠放入设备箱中。使用时只需要从设备箱中取出无人机,打开电源开关,拨动遥控设备上的展开控制钮,即可完成准备工作。由于不用现场组装,从根本上缩短了发射准备时间,实现“零”准备时间。

## 结束语

无人机折叠已经是无人机在发展道路上的一种必然趋势了,但“菱形背”可动式折叠翼的布局在无人机家族中并不多见,各方面技术也还不是很成熟。本作品在设计和制作模型过程中,在资料资源不多的情况下,我们先是从理论上进行了方案的可靠性分析,后来又在实验上部分验证了其可行性。本作品对折叠式无人飞行进行了深一步的探索,并提出了一些想法与设计,通过实验与仿真模拟验证了方案的可行性。但本项目折叠式验证机在高速下的气动特性、受力特性、机械结构等诸多方面的理论还没有得到论证,在这个方面是仍然存在着诸多不足,还有待解决改进。

最后,在此要非常感谢为本项目提供帮助的各位指导老师,感谢那些曾经提

供过帮助和鼓励过我们的同学。谢谢你们。

#### 参考文献

- [1] 方振平. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005
- [2] 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001
- [3] 孔繁美, 邱栋. V形尾翼的气动特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(3)
- [4] 程勇, 董二宝. 可变后掠翼机构设计与仿真[A]. 机械与电子, 2010 (2)