

北京航空航天大学

第 23 届“冯如杯”学生创意
大赛参赛论文

科技发明制作类

可锁定旋翼的直固转换飞行器

北京航空航天大学

二〇一三年四月 制

作者承诺

我保证本论文的工作均由我和项目组的成员独立创作完成，保证本论文中不存在抄袭、剽窃、侵权、伪造、故意夸大等各种弄虚作假的行为。我和项目组成员将遵守本届冯如杯参赛的有关各项规定，并愿意承担因为个人原因而产生不良后果的责任。

申请者(签章)：

2013 年 04 月 01 日



可锁定旋翼的直固转换飞行器

摘要：

复合式直升机兼具悬停和高速飞行的能力。常规直升机，由于前飞工作环境下旋翼的气流不对称，使得前飞最大速度受到前行桨叶压缩性影响及后行桨叶气流分离的限制，最大巡航速度通常在 300km/h 左右；固定翼飞机则无法完成悬停和低速飞行。而复合式直升机结合了直升机和固定翼飞机的飞行特点，从而兼具两者能力，其应用前景十分宽广，经济前景良好。因此，高速直升机成为现代直升机的研究热点。

目前的高速直升机方案均不能同时具备高速和高机动性的性能。国内外成熟的高速直升机技术大致分为两类，其一，采用流线机身，旋翼采用共轴双桨硬式桨叶，通过气对成型减小阻力和气流分离来实现高速飞行；其二，基于常规直升机布局，增加升力短翼为旋翼卸载，从而减小阻力，再由水平推力装置实现高速性能。但以上两者均没有解决前行桨叶压缩性影响及后行桨叶气流分离对速度的限制这一根本矛盾。

故本小组设计了一种新型的高速直升机，根本上的解决了前行桨叶扰流压缩性及后行桨叶气流分离性对速度的限制，并高速和高机动性。实施方式为，基于常规直升机布局增加升力机翼和水平推进装置，旋翼可锁定变为固定翼。其中，在垂直起降阶段，特型旋翼旋转提供升力，通过集体螺距和循环螺距提供升力和控制力矩；在平飞阶段停，旋翼停转并锁定，转变为固定翼，与固定机翼一同提供升力。水平推进装置采用两个喷气式发动机分别位于固定机翼两段，垂直起降阶段通过两发动机推力差实现偏航控制和并一部分水平推力，水平平飞水平推进，实现高速飞行，同时机翼翼副翼与尾翼均能提高机动性和操控性。

关键词：复合式直升机，高速，旋翼停转，旋翼固定



Abstract:

Compound helicopters hovering and high-speed flight ability. Conventional helicopter, due to the former fly airflow asymmetry of rotor work environment, before flying maximum speed was on blade compressibility initiated blades airflow separation effect and limitation, maximum cruising speed is usually around 300 km/h; Fixed-wing aircraft is unable to complete the hover and low speed flight. The compound is a combination of helicopters and helicopter flight characteristics of fixed-wing aircraft, which is both power and its application prospect is very broad, the economic outlook is good. Therefore, high-speed helicopter have become the focus in the modern helicopter.

Scheme of high-speed helicopter are currently not at the same time with the performance of the high speed and high maneuverability. Mature high-speed helicopter technology at home and abroad is roughly divided into two categories, first, using streamlined fuselage, rotor using coaxial hard blade paddle, through the air to reduce drag and air separation to achieve high-speed flight; Secondly, based on the conventional helicopter layout, increase the lift wings to unload rotor, thereby decreasing resistance, again by horizontal thrust device to achieve high speed performance. But both no problem above on blade compressibility effects and blade after flow separation on speed limit of the fundamental contradiction.

This team has designed a new kind of high-speed helicopter, fundamentally solve the moving blade compressibility and retreating blades airflow turbulence separation limits on speed, and high speed and high maneuverability. Way for implementation, based on the conventional layout increase lift helicopter wing and horizontal propulsion unit, the rotor can be locked into a fixed wing. Which, in vertical take-off and landing phase, the special rotor rotate to provide lift, through collective pitch and cyclic pitch provides lift and control torque; Stop in level flight phase, rotor stall and lock, into a fixed wing, providing lift with fixed wings. Horizontal propulsion system adopts respectively two jet engines are located in the fixed wing two, vertical take-off and landing stage by two differential yaw control and engine thrust and part of the horizontal thrust, flying level advance, realize high speed, with the time to carefully aileron and rear wing can improve mobility and maneuverability

Key words:

compound helicopters, high speed, rotor stop rotating, rotor fixed, rotateing-fixed wing



目 录

1	引言	1
1.1	研究背景	1
1.2	项目意义	1
1.3	主要研究内容	2
1.4	成果要求	3
2	可锁定旋翼的直固转换飞行器总体设计及方案论证	4
2.1	设计方案论证	4
2.1.1	高速性能分析	5
2.1.2	总体布局设计	6
2.1.3	机械结构设计	7
2.1.4	动力系统设计	9
2.1.5	飞行控制原理	10
2.1.6	市场分析	11
2.2	可锁定旋翼的直固转换飞行器验证机制作过程	13
2.2.1	验证机总体参数	13
2.2.2	固定翼部分	13
2.2.3	直升机部分	15
2.2.4	制动机构	16
2.2.5	自适应锁桨机构	17
2.2.6	特型旋翼的设计	20
2.3	验证机机构实验与悬停及平飞测试	22
2.3.1	机构实验	22
2.3.2	验证机试飞	22
3	结束语	24
3.1	项目计划进度	24



3.2 总结	24
结论	25
致谢	26
参考文献	27



1 引言

1.1 研究背景

常规直升机的最大巡航速度通常在 300 km/h 左右,而定翼机的飞行速度可以很高,但需要机场跑道滑跑起落,且不能悬停和低速飞行。因此,如果有一种飞行器能够兼备直升机和定翼机的优点,在军事上将具有重要的用途。正因为这样,长期以来,国内外一直在不懈地探寻新的技术发展思路,力图创造一种新型的飞行器,既能保持直升机的垂直起落,又能达到飞机的飞行速度。几十年中,产生了很多不同形式的“垂直起落转换式飞行器”。例如,带有“共轴双螺旋桨”的 XFV 21 可以实现垂直起飞,并逐渐改变状态进入前飞,以螺旋桨飞机形式飞行。大家熟知的倾转旋翼机 V-22 就是一种转换式飞行器,它可以在飞行中根据需要在飞机模式与直升机模式之间转换,以便发挥每一种模式的优势。多年来的探索和创造实践形成了后来高速直升机发展的三种主要技术途径——复合式、倾转旋翼、机翼式、旋翼和机翼转换式。

由于前飞工作环境下旋翼的气流不对称情况,直升机前飞最大速度受到前行桨叶压缩性影响及后行桨叶气流分离的限制。复合式直升机在悬停和低速时以直升机模式工作,速度提高到一定程度后旋翼进入自转状态,速度再提高时旋翼转速降低并逐渐卸载,机翼逐步承载,当转速降至一半时,旋翼只承担一部分的飞行重量。这样,桨叶剖面迎角的减小和旋翼转速的下降分别推迟了后行桨叶的气流分离和前行桨叶的激波阻力,让机翼为旋翼卸载,国内外在次方面已有了较成熟的技术积累。但这样的方案却未能根本克服桨叶旋转造成的速度限制。

1.2 项目意义

复合式直升机兼具悬停和高速飞行的能力。常规直升机,由于前飞工作环境下旋翼的气流不对称,使得前飞最大速度受到前行桨叶压缩性影响及后行桨叶气流分离的限制,最大巡航速度通常在 300km/h 左右;定翼机则无法完成悬停和低速飞行。而复合式直升机结合了直升机和定翼机的飞行特点,从而兼具两者能力,其应用前景十分宽广,经济前景良好。

国内外现有的复合式直升机,大致两种。其一,采用流线型机身追求低阻力,再外加前进方向的动力推进装置,机身尺寸及外形要求较高,其装载能力不强。其二,采用常规直升机布局外加升力小翼,为旋翼卸载,并增加动力推进装置。



这些均实现了比较明显的突破，但是这些方案却未能根本克服桨叶旋转造成的速度限制。前后行桨叶仍是对速度限制的第一要素。

于是，本小组提出一种新型的复合式直升机，垂直起降状态由旋翼提供升力，两个推进发动机提供航向控制力矩和前进推力。切换平飞模式过程，由两个推进发动机逐渐增加推力，固定翼面产生升力，旋翼停转并锁定，全机变为双翼布局的固定翼飞机，根本上排除旋翼旋转引起的速度限制，进入高速平飞模式。国内外近年来未有成熟高效的此类复合式直升机出现。研究工作值得深入。

1.3 主要研究内容

本项目组的研究内容是提出一种新型的可锁定旋翼的直固转换飞行器布局并设计制作一架验证机。并通过计算仿真和验证机实际飞行来验证布局性能，以得到所要取得的预期成果。

研究内容包括：

- 1.特型旋翼：垂直起降模式作为旋翼提供升力和控制力矩，平飞模式停转并锁定作为上层机翼提供升力，兼具两种飞行模式的性能
- 2.固定翼面：可变形不阻碍旋翼滑流
- 3.双喷气式发动机：平衡旋翼反扭和产生前进推力
- 4.机械制动装置：在垂起-平飞模式转换过程中，使主旋翼迅速停转
- 5.机械锁定装置：在停桨后迅速固定旋翼使其平行于固定翼面，并锁定。
- 6.固定翼面设置副翼，机身后部设置 V 型尾翼：用于平飞模式的控制

在模拟和仿真计算方面，本小组确定传动系统和动力输出和分配机构；利用软件进行建模，设计可靠高效的主要动力机构和主要机体结构；通过计算和实验得出较好的气动布局，控制方式，以及通过试飞验证机采集数据分析机构效率。

通过研究，决定采用结合直升机布局和固定翼布局，整合主旋翼部分和固定翼机体，



并在机翼外端安装喷气式发动机水平推进装置；采用 V 行尾翼布局，减轻重量，有利于降低震动影响。主旋翼锁定机构，在验证机上设计机械方式实现，便于加工和调整。

1.4 成果要求

提出该新型高速直升机气动布局和操稳特性设计思路和优化方向。提出几种总体方案和机械结构方案以及动力布置方案。估算该布局的实用效能，和市场前景展望。设计制作缩比验证机，通过试飞，实现垂直起降，悬停与平飞的转换，试验平飞性能和垂直起降性能。

2 可锁定旋翼的直固转换飞行器总体设计及方案论证

2.1 设计方案论证

初步设计方案的论证主要集中在高速性能分析、总体布局及细节设计、机械结构设计、飞行控制原理、动力系统设计、市场前景分析等方面。

高速性能分析：

旋翼的前行桨叶的激波失速和后行桨叶的气流分离失速，就是直升机平飞速度落后于固定翼飞机主要症结。经过计算与分析，传统直升机的平飞速度不会超过 300km/h，所以需要通过固定翼为主旋翼减载，本小组提出的复合式高速直升机存在其价值。

总体布局设计以及细节设计：

该高速直升机采用布局由特型主旋翼，梯形机翼，机翼外端设置喷气式发动机水平推进装置，流线型机身单尾撑和 V 型尾翼组成。由于在直升机主旋翼锁定之后，在平飞时作为固定翼使用，故本小组还进行了特型旋翼的设计。

机械结构设计：

上置旋翼，相应的旋翼发动机和旋翼迎角控制系统上置；翼梢安装喷气式发动机需考虑主翼结构和全机操稳特性。多发发动机的飞行器，在多振动源的减震和模态控制方面需要，加大研制力度和要求。

飞行控制原理：

垂直起降状态由旋翼提供升力，两个推进发动机推力不等产生推力差形成力偶提供航向控制力矩和前进推力。平飞模式时，旋翼停转并锁定，全机变为双翼布局的固定翼飞机，根本上排除旋翼旋转引起的速度限制，进入高速平飞模式。

动力系统设计：

分为旋翼动力系统和水平推进系统两部分。旋翼动力部分负责在垂直起降模式下提供升力，水平推进部分负责在垂直起降模式下的偏航控制和平飞模式下的水平推进。特型旋翼，所以其气动设计及结构设计需综合考量两种模式的飞行情况。其动力分配需根据具体性能指标来设计，包括两部分的功率和重量。

市场前景分析：

在军用方面，可应用于对地攻击、机降登陆、武器运送、后勤支援、战场救护、侦察巡逻、指挥控制、通信联络等；在民用方面，可应用于长途运输、医疗救护、救灾救生、紧急营救。兼有固定翼的高速性能以及直升机的悬停性能，有望取代传统直升机，



市场应用前景广阔。

2.1.1 高速性能分析

传统直升机旋翼其桨叶通过水平铰、垂直铰和轴向铰（也称变距铰）与桨毂柔性连接组成。直升机在做悬停，垂直起降时，桨叶表面任意一点的相对气流速度就是这点的周向速度，并且在旋转平面内左右两边桨叶对称点的相对气流速度是相同的。但直升机在前飞时，桨叶表面任意一点在旋转一周中，其相对气流速度的大小和方向都是不同的。在旋转方向和气流方向相反的半周，相对气流速度等于周向速度与飞行速度的矢量和，此时的桨叶称为前行桨叶；当桨叶旋转到旋转方向和气流方向相同的半周，相对气流速度等于周向速度与飞行速度的矢量差，此时的桨叶称为后行桨叶。

直升机要开始前飞，自动倾斜器向前倾斜，旋翼也就向前倾斜，旋翼产生的升力有了一个水平方向的分量，就可以前飞了。要想增加直升机飞行速度，就必须增加旋翼的旋转速度，以增加更多的水平拉力。但是，随着旋翼的旋转速度不断增大，前行桨叶的桨尖速度接近甚至超过音速时，该桨尖处的空气被压缩，堆积在桨叶前面，人们称之为激波，这种激波会产生极大的阻力，这就是所谓激波失速。

同样，在后行桨叶的桨根部分还会出现气流从桨叶的后缘向前缘的反流区。由于后行桨叶气流相对速度减小，为保持升力与前行桨叶相同，就必须增加后行桨叶偏转角度（桨距），但是与固定翼飞机的机翼仰角一样，桨距过大，气流就会从桨叶前缘开始分离，在桨叶后缘形成一个很大的涡流区，产生很大的阻力，导致桨叶升力突然巨幅下降，这称之为气流分离失速。因此，旋翼的前行桨叶的激波失速和后行桨叶的气流分离失速，就是直升机平飞速度落后于固定翼飞机主要症结。

现举例说明，一般直升机旋翼旋转时桨尖转速在 200m/s 左右，假设直升机飞行速度为 360km/h，即 100m/s，则前行边 90° 处桨尖相对气流速度为 300m/s，这与 340m/s 的音速十分相近。如果直升机速度再增加，该桨尖就会出现激波，产生激波阻力。

以下表格列举了一些主流直升机总体参数，可见传统直升机的平飞速度依然维持在 300km/h 左右，想要提高直升机平飞速度必须采取其他途径。本小组提出的复合式高速直升机具有其存在价值及意义。

型号	国别	最大起飞重量 (千克)	最大上升率 (米/秒)	最大平飞速度 (公里/小时)
AH-64 阿帕奇	美国	7890	16.2	307
Mi-24 雄鹿	俄罗斯	11500	15.2	330

OH-1 忍着	日本	4000	12.2	280
WZ-10 霹雳火	中国	7000	13	300

表 1 主流直升机的总体参数

2.1.2 总体布局设计

总体布局如图 1 所示，上置两叶旋翼，下单固定翼，后置 V 型尾翼。其中，特型旋翼在垂直起降模式和平飞模式下，以两种方式提供升力和控制力矩。

水平飞行时，考虑到减少旋翼滑流的干扰，需要喷气式发动机远离机身轴线布置，故布置在翼梢处。垂直起降模式时，主翼对于旋翼的滑流有一定的遮挡，主翼需要采取变形设计，在该模式下，减小俯视投影面积，保证旋翼升力和控制力矩的效果；尾翼应至于旋翼滑流区之外，避免产生俯仰力矩，并在转如平飞的过度阶段，相对低速的情况下保证俯仰和偏航的稳定性和操纵性；对于多动力的飞行器，降低结构重量的分散程度，有利于降低震动造成的影响，故选用 V 型尾翼。

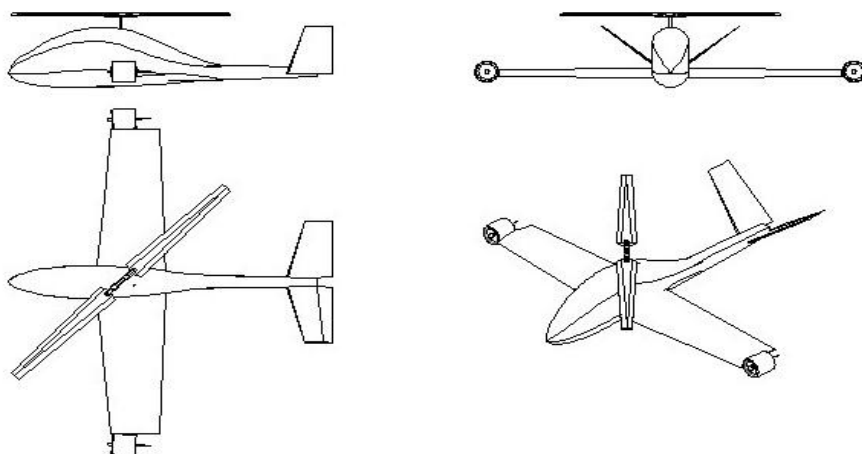
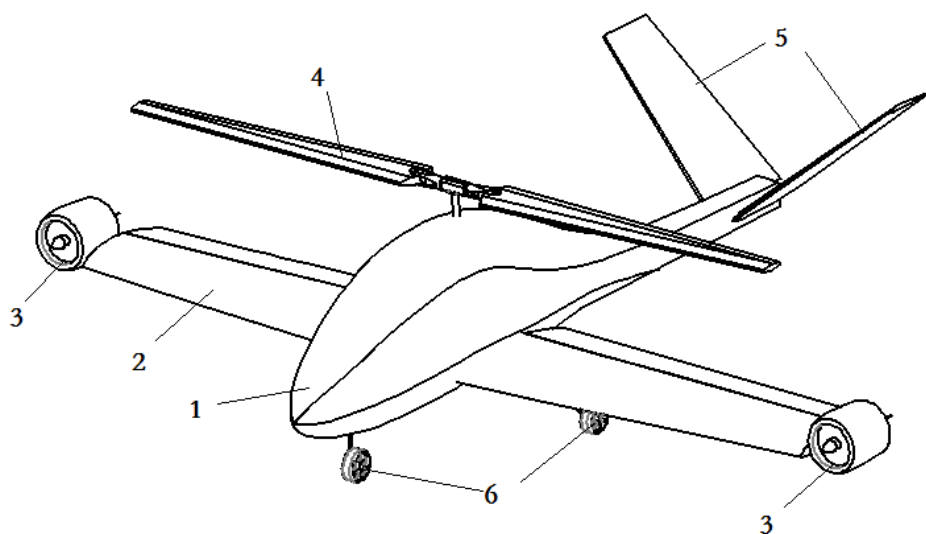


图 1 总体布局设计



- 1. 机身；
- 2. 机翼；
- 3. 喷气发动机；
- 4. 主旋翼；
- 5. V 型尾翼；
- 6. 起落架。

图 2 总体布局设计 2

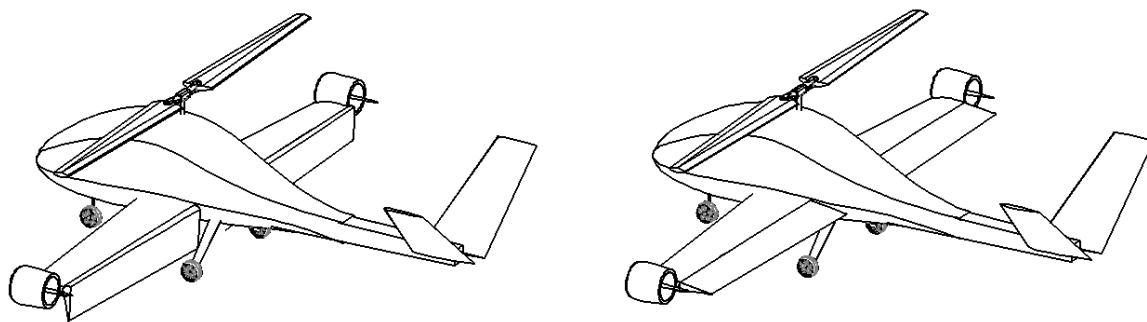


图 3 副翼大角度偏转减小对主旋翼滑流遮挡

升力短翼位于机身两侧，短翼外端安装喷气式发动机推进装置。短翼的后缘安装宽大的副翼，在悬停时可偏转垂直向下，以减少对主旋翼滑流的阻挡作用；高速飞行时，两侧副翼可差动偏转，提高直升机的滚转机动性。

尾翼位于机身后部，并于主旋翼滑流之外，以保证其气动效果。V 型尾翼，结构相对集中且重量较轻，对于多动力共同作用造成的振动问题也易于集中解决。

2.1.3 机械结构设计

旋翼锁定过程将旋翼从垂直起降模式下的工作转速，迅速减速到零，并且锁定于水平状态。初拟锁定过程分为减速过程和锁定过程，第一阶段用制动系统讲旋翼转速迅速降低，第二阶段在减速到零之前桨旋翼迅速制动并锁定平行于机翼。设计思路是第二阶段的制动过程中的相位确定是由减速旋转运动中自动寻找相位进行骤然制动，这样的方式最快。但由于减速运动的特征使得该过程涉及成功率。对于未能利用动能对位锁定的情况，亦有机机械装置进行主动定位，再进行锁定。以下对该过程进行可行性和控制设计：

简化与假设：

1. 每片桨重 m ，桨长 l ，桨盘直径 d ；
2. 桨最初以 ω 的角速度匀速旋转，开始减速后角加速度恒定为 β ；
3. 卡槽上弹后角加速度变为原来的 k 倍；
4. 制动系统启动的时间很短且速度不大，即忽略启动瞬间的运动冲击对主轴角速度的影响。

5. 结构的许用冲击载荷为 σ 。

控制目标：

求解目标是制动系统的最佳切入时刻。若切入时桨的转速过大，则机构间较大的摩擦以及巨大的瞬时冲量会对结构产生很大的破坏。而切入时转速太小又很有可能因为摩擦力导致主轴旋转不足相位定位裕度。同时我们也希望能够尽快停下。故最佳切入时间范围，使得在这个时间段停下能够保证停下时间最短，对结构的损坏最小，顺利定位制动的成功率最高。

建立模型：

制动上界理论上应该满足冲击载荷小于结构的许用冲击载荷。

则由冲量定理可得：

$$r * \sigma * s * t = J * \omega \text{ ----- (式 2.1.1)}$$

其中， r 为力的等效作用点到转轴距离， s 为作用接触面积， σ 为载荷， t 为制动作用时间， ω 为转速， J 为桨的转动惯量。认为接触面积很小，接触面积上的载荷均匀分布。

所以
$$\sigma = \frac{J * \omega}{r * s * t} \leq [\sigma] \text{ ----- (式 2.1.2)}$$

得
$$\omega_a \leq \frac{[\sigma] * r * s * t}{J} \text{ ----- (式 2.1.3)}$$

可得预期减速过程如下图所示

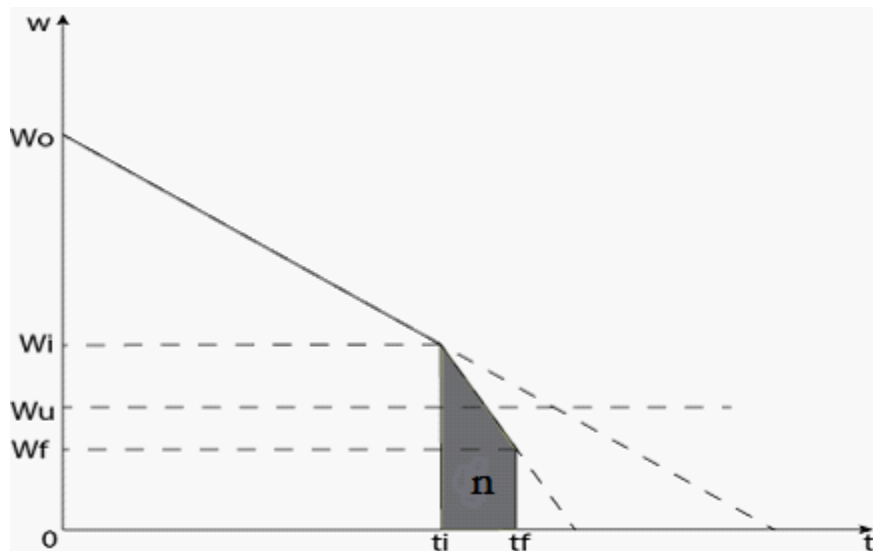


图 4 制动减速过程转速特性

接着求最佳切入速度 ω_i 。如上图，在转速为 t_i 时切入，继续旋转 n 周后在 ω_f 完成制动并锁定。

由牛顿运动定理得：
$$\omega_i^2 - \omega_f^2 = \beta_i * n \text{ ----- (式 2.1.4)}$$

开始减速时的旋翼相位将可能为任意值，因而当速度达到切入速度时相位亦是任意的，即认为 n 在 0 到 π 是均匀分布的，即 $n \sim U[0, \pi]$ 。并且当制动过程中转动角速度小于 ω_u 时，都是能够顺利制动的，因此可以认为 ω_f 也在 0 到 ω_a 均匀分布，即 $\omega_f \sim U[0, \omega_a]$ 。

问题转化为已知 $n \sim U[0, \pi]$, $\omega_f \sim U[0, \omega_a]$ 分布，求函数

$$\omega_i = \sqrt{2 \cdot \beta_1 \cdot n + \omega_f^2} \text{ ----- (式 2.1.5)}$$

的分布，经过一定的计算，即可求出切入时间 t_i 的合理范围。在后文的 2.2.5 锁桨机构 中将会运用此方法，计算出制动系统的最佳切入时刻 t_i 。

同时，以上是基于旋翼减速过程中的旋转动能的自适应锁定原理的锁定系统，效果遵循系统的概率统计结果。即存在减速过程中未能自适应锁定成功的情况。这时系统内将会采取主动定位和锁定的方式，使得系统最终快速锁定，完成模式转换。

2.1.4 动力系统设计

动力系统分为旋翼系统和喷气式发动机水平推进系统，其中旋翼系统安装于机身中央上部，喷气式发动机水平推进系统安装在机翼梢部。

在旋翼系统部分，还有停桨和锁定的机构，从动力学分析，应作用和控制主旋转轴和主减速箱，故旋翼的螺距控制系统安置在主轴外围，以便实现直接、精准的控制。

在喷气式发动机水平推进系统部分，喷气发动机在机翼外端，处在主旋翼滑流之外，在垂直起降模式下，能够通过两侧的喷气发动机推理的差来控制航向和速度，并能够在垂直起降模式和平飞模式转换过程中高效推进。

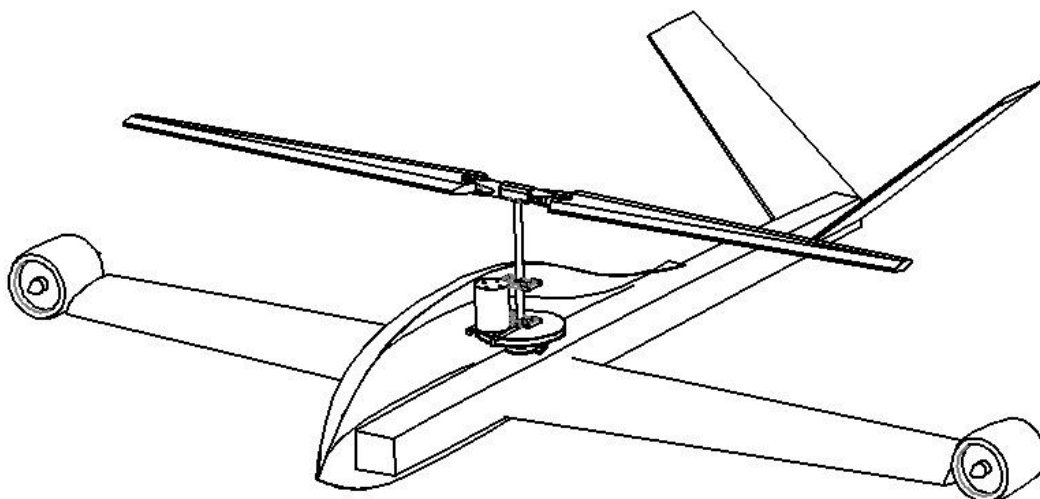


图 5 动力装置安排和总体结构

对于这两块的设计应按照具体的实际飞行性能要求来进行详细分析。包括对飞行包线，垂直起降性能要求，来决定旋翼系统的动力选型；水平推进动力系统，需考虑素的和航程等因素。该布局在这一动力选型方面有着相对独立地选配准则，但是要注意两者分别在某一状态相对动力输出或者功率较小，某种程度上结构重量未能充分利用，故需结合实际设计需求来取舍动力系统的选型。

2.1.5 飞行控制原理

垂直起降状态由旋翼提供升力，此时升力短翼的副翼偏转至竖直向下，减小对主旋翼滑流的阻碍，两个推进发动机推力不等产生推力差形成力偶，提供航向控制力矩和前进推力。切换平飞模式过程，由两个推进发动机逐渐增加推力，副翼调平，增大翼面积，机翼翼逐渐加载，主旋翼逐渐卸载，最终旋翼停转并锁定，全机变为双翼布局的固定翼飞机，根本上排除旋翼旋转引起的速度限制，进入高速平飞模式。

此混合控制模式，本小组在第二十二届冯如杯科技竞赛中的高速高机动性直升机项目中已经得出具体的理论依据，并进行了相关的实验，效果与理论计算相符，控制力矩和推进效率高且可靠。

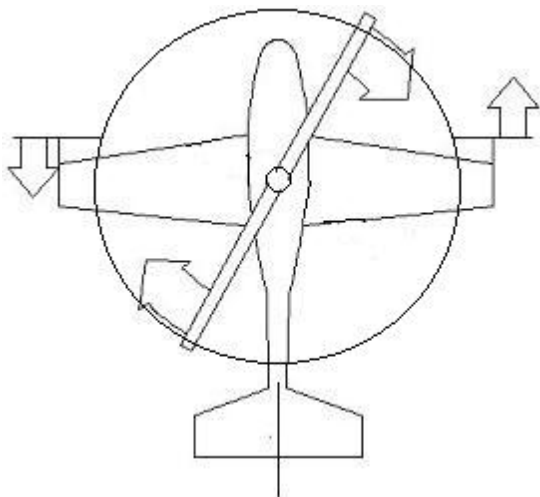


图6 悬停时推力与扭矩示意图

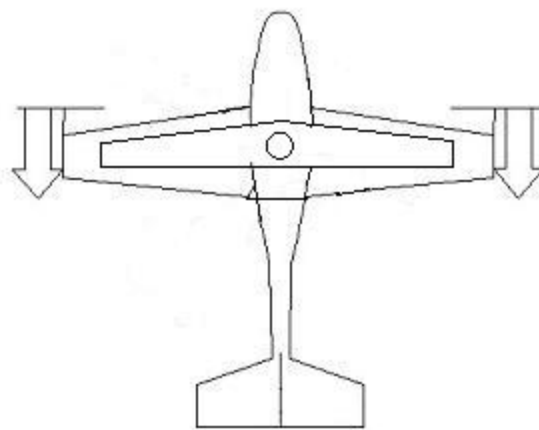


图7 前飞时推力示意图

2.1.6 市场分析

传统直升机在使用过程中暴露出了速度低，航程短，操纵难等方面的问题。

本小组将直升机与固定翼飞机的优点结合起来，可以直升机与固定翼两种模式飞行，同时具备了可靠性与稳定性，既能满足对飞行器灵活性的要求，又能使飞行达到更高的速度，实现更远的航程，同时更加安全可靠。

在军用方面，可应用于对地攻击、机降登陆、武器运送、后勤支援、战场救护、侦察巡逻、指挥控制、通信联络等；在民用方面，可应用于长途运输、医疗救护、救灾救生、紧急营救。相信在不远的未来，高速直升机将逐渐取代传统布局直升机，成为空中战场的主力。

任务剖面——该飞机利用直升机变矩系统实现垂直起飞，上升至安全高度后以直升机模式低速巡航，接收到命令后启动固定翼模式，发动位于机翼两端的喷气式发动机，通过制动系统在短时间内对主桨进行制动，并使用位于机身内部的锁桨机构将主桨锁定在特定角度，实现低阻高速平飞。任务结束后，直升机动力系统再次启动，喷气式发动机仅提供偏航控制和小部分水平推进，并稳定着陆。

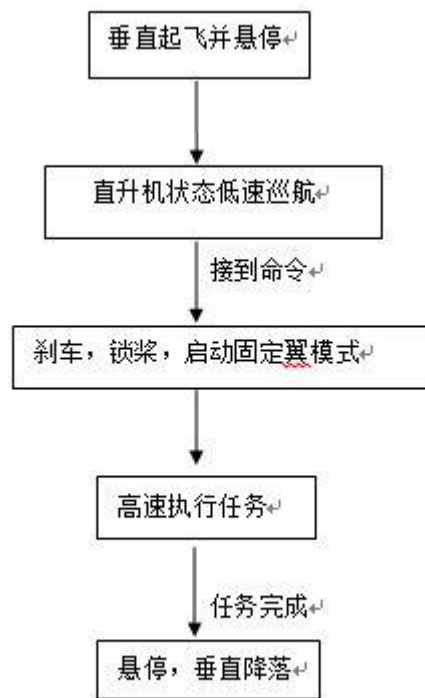


图 8 高速直升机任务剖面

2.2 可锁定旋翼的直固转换飞行器验证机制作过程



图 9 验证机总体外形

2.2.1 验证机总体参数

总长度	1100mm
翼展	1466mm
飞行重量	4.5kg
主旋翼直径	1180mm
变螺距螺旋桨直径	254mm
主旋翼桨盘面积	1.108m^2
主旋翼悬停载荷	3.861kg/m^2
主翼翼面积	0.14m^2
主翼平飞翼载荷	9.5g/m^2
动力系统最大输出功率	1500w

表 2 验证机总体参数

2.2.2 固定翼部分

飞机由固定翼和直升机两个部分组成，固定翼部分主要由木质结构组成，直升机部

分通过机身，连接到固定翼部分。固定翼部分的主翼外端悬挂两个涵道，作为平飞时的动力来源。

经过分析和比对，主翼翼型选择了 EPPLER 855，主翼采用可变形设计，副翼在直升机模式时，可偏转 90 度，以减小对滑流的遮挡。尾翼选用 V 型尾翼，以降低结构重量的分散程度，有利于降低震动造成的影响。

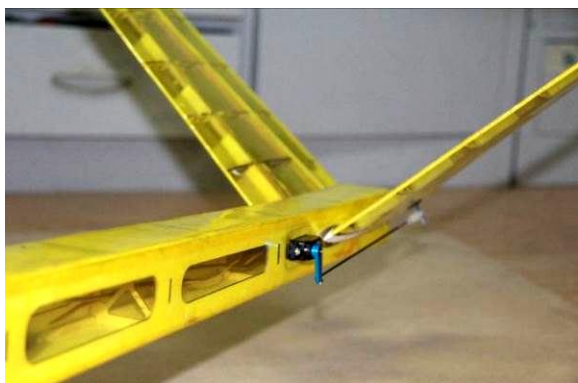


图 10 V 型尾翼



图 11 大偏转角度副翼

涵道的选择经过慎重的考虑，最终选择了直径为 90mm，推力为 2.5kg 的高速涵道，涵道的推重比达到 8，完全能够提供平飞状态所需的动力。同时，在悬停状态时，也能够灵敏的控制推力，以抵抗主旋翼产生的反扭矩。经过测试以及实验，本小组发现当供给涵道的电压达到 22V，电流达到 60A，功率为 1320W 时，推力最大，达到 28N。



图 12 涵道

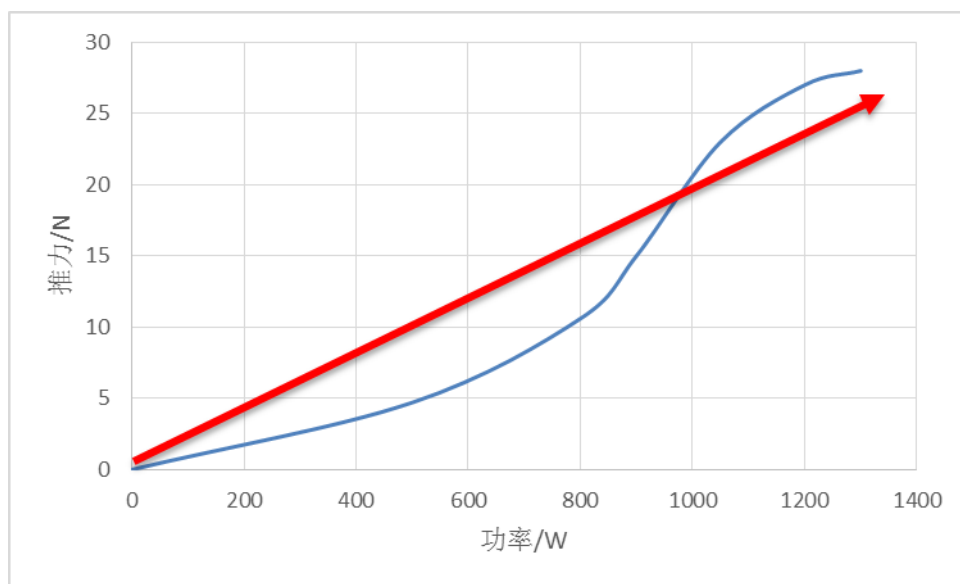


图 13 功率-推力曲线

2.2.3 直升机部分

直升机部分除了传统的主齿、电机、斜盘舵机、主轴、桨毂之外，由于有直升机和固定翼两种模式，控制部分加入了让多组混控器、平衡仪、14 通接收机作为控制部分。除此之外，还加入了制动机构和锁桨机构，这也是此次设计中的难点。

本小组基于原有的 550 直升机侧板进行模拟布局，将制动机构、锁桨机构布置在了两侧板之间，最终设计并制作出了特制的直升机侧板。

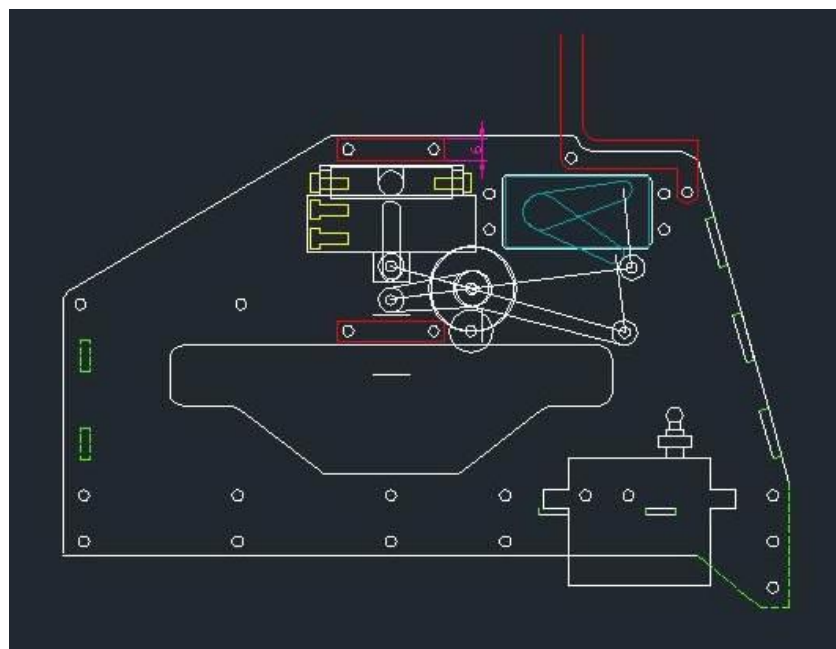


图 14 碳纤维机设计图架

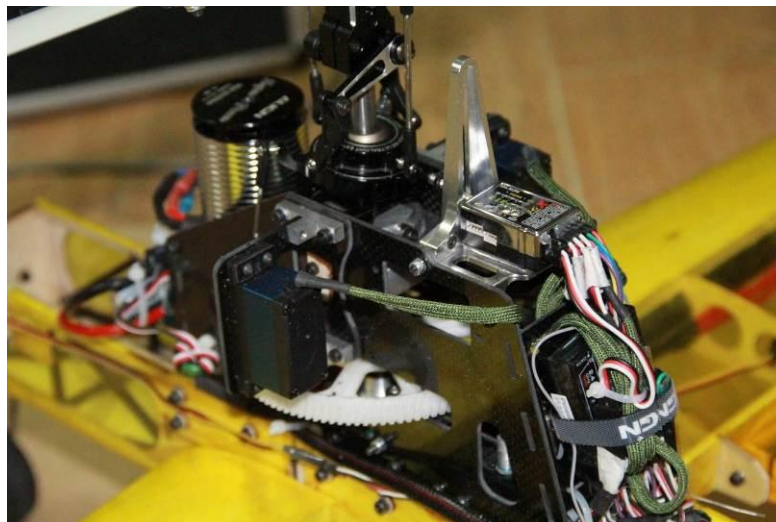


图 15 直升机部分总装图

2.2.4 制动机构

经过建模的分析，本小组最后决定在直升机旋翼主轴下端加装一个特制的制动片，并在两侧板间布置一个自行设计的制动夹片，用舵机控制夹片的开合，以实现制动功能。

为了测试制动的效果，本小组又设计了测试平台，切割了一套由 2.5mm 玻璃纤维板制作成的测试台，并安装在重物之上，经过一番调试以及实验，制动效果十分显著。当旋翼工作在 4000r/min 时，其制动时间仅需 2s，已经能够满足锁桨机构介入的条件。

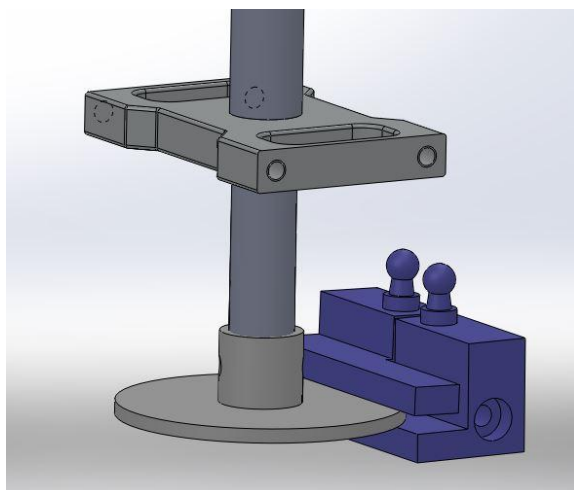


图 16 制动机构仿真



图 17 制动测试错误!未找到引用源。表 3 转速-制动时间理论预计

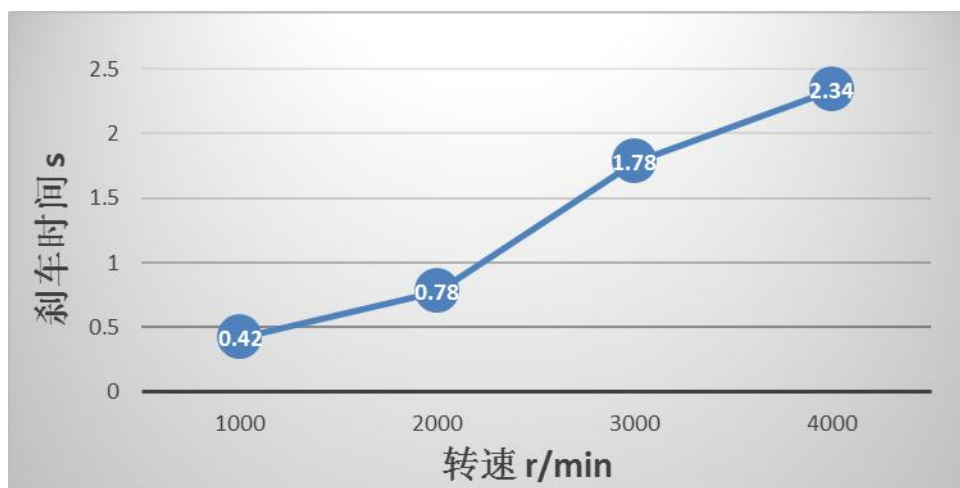


图 18 转速-制动时间折线图

2.2.5 自适应锁桨机构

锁桨机构从本项目开始设计之初，就是一大难题，最终本小组受到圆珠笔锁定机构的启发，设计出了最终的自适应锁桨机构。

本小组在直升机主轴上安装了一个限位卡子，卡子上伸出两根螺钉，螺钉端部安装两个微型滚动轴承。在直升机两侧板上有一对可以上下滑动的滑槽，侧板之间安装一个限位卡座，舵机通过一套四连杆机构，可以控制卡座在滑槽内上下滑动。当制动机构被触发后一段时间，锁桨机构将会在最佳介入点进行锁桨，锁桨的舵机工作，通过连杆带动卡座向上滑动，旋翼旋转 180° 以内，卡子就会落入卡座中，锁桨成功。

自适应机理：切入时转速若过高，会由于机械系统中的缓冲装置，而使得首次锁定失败，旋转进入下一周减速，再进行第二次锁定，由此直到转速稍低，最终得以锁定。这样的自适应机构可以避免旋转中的骤然锁定对结构的巨大冲击，以免造成中的结构损坏，也可避免角动量的突然变化对机体偏航造成的影响。

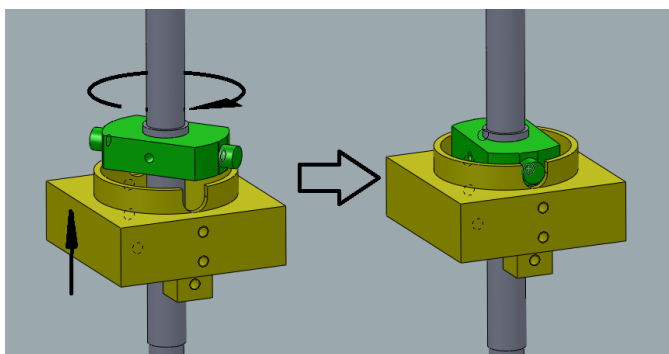


图 19 锁桨机构建模



图 20 锁桨机构实物图

由 2.1.3 的计算方法，这里带入验证机中的数据进行以下实际分析。

简化与假设:

1. 每片桨重 $m=0.1\text{kg}$, 桨长 $l=600\text{mm}$, 桨盘直径 $d=1180\text{mm}$;
2. 桨最初以 $\omega=30\text{r/s}$ 的角速度匀速旋转, 开始减速后角加速度恒定 $\beta_0=20\text{r/s}^2$;
3. 卡槽上弹后角加速度变为原来的 $k=1.5$ 倍, 即 $\beta_1=30\text{r/s}^2$;
4. 制动系统启动的时间很短且速度不大, 即忽略启动瞬间的运动冲击对主轴角速度的影响。
5. 结构的许用冲击载荷为 $\sigma=3\text{Gpa}$ 。

求解:

由式 2.1.1~2.1.4 得

$$P_{\max}=1\text{Gpa}, t=0.1\text{s}$$

$$I=\int_{74}^{594}\frac{m}{l}\cdot x^2dx=0.0268\text{kg}\cdot\text{m}^2$$

$$r=20\text{mm}, S=2\cdot 2\cdot 0.1=0.4\text{mm}^2$$

$$\text{解得: } \omega\leq 9.5\text{r/s}$$

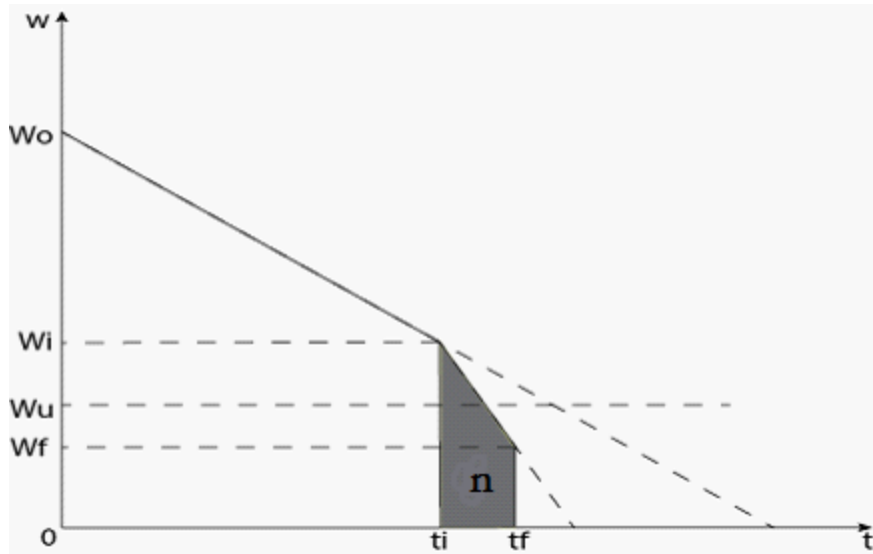


图 21 验证机制动系统转速特性

已知问题转化为已知 $n\sim U[0, \pi]$, $\omega_f\sim U[0, \omega_a]$ 分布, 求函数

$\omega_i=\sqrt{2*\beta_1*n+\omega_f^2}$ 的分布。最后即可求出切入时间 t_i 的合理范围:



$$f_s(s) = 2, P(S \leq s) = 2s, s \in [0, 0.5]$$

$$f_{\omega_f}(\omega) = \frac{1}{9.5}, P(\omega_f \leq \omega) = \frac{\omega}{9.5}, \omega \in [0, 9.5]$$

因此可得：

$$P(60S \leq x) = \frac{2x}{60}, f_{60s}(x) = \left(\frac{2x}{60}\right)' = \frac{1}{30}, x \in [0, 30]$$

$$p(\omega_f^2 \leq x) = \frac{\sqrt{x}}{9.5}, f_{\omega_f^2}(x) = \left(\frac{\sqrt{x}}{9.5}\right)' = \frac{1}{19\sqrt{x}}, x \in [0, 90.25]$$

又由公式

$$f_{Z-Y}(x) = \int_0^x f_Z(t) f_Y(x-t) dt$$

得：

$$f_{60s+\omega_f^2}(x) = \begin{cases} \int_0^x \frac{1}{19\sqrt{x}} \cdot \frac{1}{30} dt = \frac{\sqrt{x}}{285}, & x \in [0, 30] \\ \int_0^{30} \frac{1}{19\sqrt{x}} \cdot \frac{1}{30} dt = \frac{\sqrt{30}}{285}, & x \in [30, 90.25] \\ \int_{x-90.25}^{30} \frac{1}{19\sqrt{x}} \cdot \frac{1}{30} dt = \frac{\sqrt{30} - \sqrt{x-90.25}}{285}, & x \in [90.25, 120.25] \end{cases}$$

由

$$P(\sqrt{60S + \omega_f^2} \leq x) = P(60S + \omega_f^2 \leq x^2)$$

得

$$f_{\sqrt{60S + \omega_f^2}}(x) = [P(\sqrt{60S + \omega_f^2} \leq x)]' = [P(60S + \omega_f^2 \leq x^2)]'$$

$$= f_{60S + \omega_f^2}(x^2) * 2x = \begin{cases} \frac{x}{285} * 2x = \frac{2x^2}{285}, & x \in [0, \sqrt{30}] \\ \frac{\sqrt{30}}{285} * 2x = \frac{2\sqrt{30}}{285}x, & x \in [\sqrt{30}, \sqrt{90.25}] \\ \frac{\sqrt{30} - \sqrt{x^2 - 90.25}}{285} * 2x, & x \in [\sqrt{90.25}, \sqrt{120.25}] \end{cases}$$

于是得到切入角速度 ω_i 的分布，不难看出概率密度函数先二次递增，再线性增加，

最后在 9.5r/s 是快速下降，即在 9.5r/s 是取得极值。

Matlab 绘出图线如下

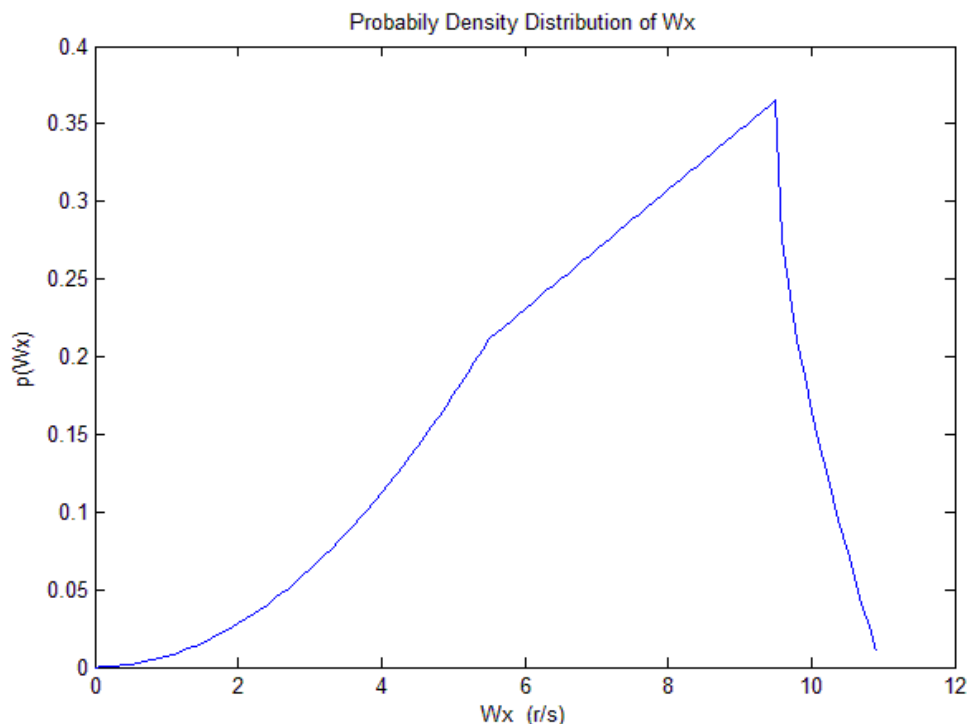


图 22 制动锁定系统控制函数曲线

即得到 $\omega = 9.5r/s$ 时即为，由角动量驱动的自适应锁定系统的最佳切入角速度，起对应时间点为 1.025s，取 10% 的区域即为 $t \in [0.9225, 1.1275]$ ，在此区域内为理论切入最佳的时间点。我们将以此作为锁桨机构试验和应用的理论基础。

2.2.6 特型旋翼的设计

技术背景及国内外研究现状：

本小组所提出的复合式直升机是一种全新的概念，其旋翼在直升机模式时需要提供全部的升力，在固定翼模式时锁定对称摆放，产生一定升力，故本小组无法使用传统直升机的旋翼，需要自行设计旋翼。

在国际上，较为著名的类似实例是美国的 X-50A，它采用喷气旋翼作为升力提供系统来完成旋转机翼飞行器目标的实现，虽然与我们所需设计得飞行器的动力原理有所不同，但在旋翼的气动方面是一致的。在国内，西北工业大学在“中航工业杯”中所展示的“灵龙”显示出我国已在这一方面有一定的研究，而且该飞行器依然需要平衡主旋翼所产生的力矩，在气动上与我们的设计目标更为接近，值得我们借鉴。

对前后对称翼型的气动分析：

正如前文所说，该特型旋翼需要在旋转时产生稳定的升力，又要在平飞时作为固定翼，这一要求意味着我们只能采用前后对称的翼型，即最大厚度和最大弯度的位置都在

于翼型弦线的中点。因此，翼型前后缘或都是为连续椭圆弧，或都为尖点，即满足库塔后缘条件。考虑到设计目标的桨尖速度不高，且雷诺数较低，我们选择翼型设计为前后缘都为椭圆，其中弧线、上下表面曲线为二次曲线。在分析的时候，先参考已有的实验结果和分析结果选定分析范围，采用 Thompson[1][2]方法，以 Poisson 为坐标变换控制方程，分析二维气动特性。并与已有的实验结果和分析结果作对比。

分析已有文献中的模拟结果：

已有的公布实验结果并不多，最明确的是文献[5]中的数据，在该文献中，作者分别构造了 0.12、0.14、0.16、0.18 四种厚度的翼型，并对同厚度不同弯度的翼型做了模拟。该文献的结果表明在地马赫数下，厚度基本不影响升力线斜率，且厚度越大使阻力系数越大，即相同迎角时厚度越小升阻比越大，但是厚度也将使失速迎角增大。当厚度相同而正弯度不同时，在低马赫数下，正弯度基本不影响升力线斜率，但会增大最大升力系数，同时，正弯度也会使力矩特性变好。

通过以上分析，我们可以知道从气动升阻特性及力矩特性方面来讲正弯度在旋翼状态和固定翼状态都是有利的，但考虑到正弯度所带来的变距的复杂性和旋翼-固定翼状态切换的控制难度及阻力，无弯度翼型更加有优势。而在厚度的考虑上，由于我们的设计目标功率并不能很大，所以才用相对较小厚度的翼型来设计。综上所述，本节的翼型气动分析主要针对无弯度，小厚度的翼型。

特型旋翼的构造：

通过最终的分析与比对我们选择了在文献[1]中提供的 12% 的特殊翼型，如下图所示。特型旋翼的俯视图也如下图所示，每支旋翼的展长为 600mm，平均气动弦长为 170mm，展弦比为 3.53。

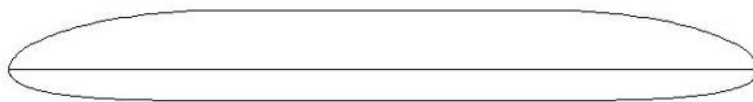


图 23 特型旋翼翼型

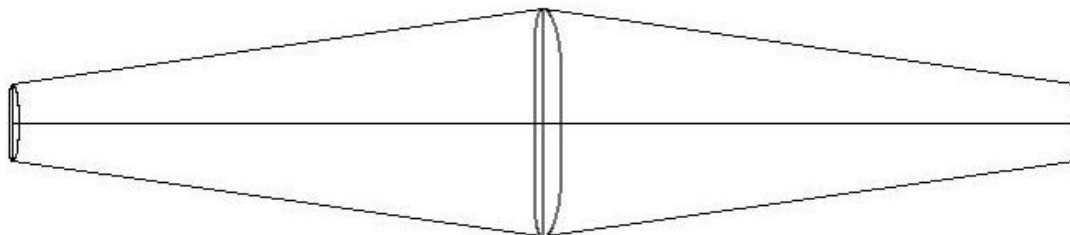


图 24 特型旋翼俯视图

2.3 验证机机构实验与悬停及平飞测试

2.3.1 机构实验

实现固直转换验证飞行的关键即在于所讲机构迅速准确的进行减速和锁定，这样才能使得，转换过程中主翼扰流变化迅速，迅速产生升力进入平飞模式。据此，我们根据理论计算的结果为实验依据，分别进行了地面的制动和锁定的试验以及调试，结果和理论计算基本相符，锁定速度比预计慢约 30%，但是锁定的可靠性很高，而且可控性很高，并且机构运动中的冲击很小。



图 25 验证机制动锁定系统试验

2.3.2 验证机试飞

1) 悬停试验：无翼面系留飞行成功后，又进行加装各翼面进行悬停试飞，均获得成功，大角度舵面对主旋翼滑流影响较小，悬停十分稳定。



图 26 悬停测试



2) 平飞实验: 锁桨机构进入工作状态, 主旋翼不产生升力, 完全由主翼产生升力。平飞性能出色, 从老鹰树测得的数据可得平飞速度在 25m/s 左右。



图 27 高速平飞测试



3 结束语

3.1 项目计划进度

12 年 10 月至 13 年 1 月：查阅相关资料完成项目设计构思、总体方案初步设计；

13 年 2 月至 13 年 3 月：完成总体设计，验证机设计，定做机加工零件；

13 年 3 月至 13 年 4 月：验证机装配和调试；

13 年 3 月至 13 年 4 月：验证机试飞；

13 年 3 月至 13 年 4 月：飞行效果分析并完成研究内容。

3.2 总结

本可锁定旋翼的直固转换飞行器小组从 2012 年十月开始研究该项目，第一年完成了基于变螺距螺旋桨水平推进系统的高速高机动性直升机的研究。参加第二十二届冯如杯科技竞赛获得二等奖。今年重新审视该项目，获得了新的启发哈研究方向。经过最初的 2 个月构思画图，再经过查询资料，和对机械原理以及传动机构的学习，逐步完善机体结构传动构和控制机构的设计。接下来在寒假之中，进行三维建模。在三维和二维的设计中我学到机械设计过程中不得不考虑，后期零件装配和维修时的工序。并且，采用定做机加工零件来制作高强度和高精度的结构件也是一次工业化的学习与尝试，包括考虑设计与加工条件的配合情况。这些是宝贵的经验，比起从书本资料和计算中，我们从实际情况中发现的问题中学到了更多，而且再不断努力和种种考验之中锻炼了自己的总体能力。



结论

该新型固定翼直升机复合式飞行器总体布局的有益效果在于：

- (1) 旋翼锁定后高速平飞，彻底规避旋翼旋转造成的速度限制，实现高速；
- (2) 特型旋翼在垂直起降模式提供升力和控制力矩，在平飞模式产生升力；
- (3) 自动和锁定系统可行性高，验证机上的实际用方案效果良好；
- (4) 主机翼承载，使主旋翼卸载，使得模式转换过程平缓；
- (5) 在前飞时，通过偏转机翼翼上宽大的副翼，有助于提高滚转机动性；
- (6) V型尾翼在前飞时，辅助控制效果和稳定作用，刚度控制效果好；
- (7) 双喷气式发动机，动力强劲。

仍存在问题：

- (1) 机翼与旋翼旋转平面投影相重合，垂直起降模式下主翼对主旋翼滑流有遮挡，影响升力和控制；
- (2) 主旋翼在减速过程中低速旋转状态下的交变气动特性对于机体会存在不稳定的影响，此部分涉及气动力和动力学的综合问题，本文未进行深入的理论探究；
- (3) 特型旋翼需综合考虑两种模式下产生升力和控制力矩的气动特性和两种模式的工况下的气动弹性问题较复杂，本文未做深入探究，验证机上的特型旋翼刚度不理想；
- (4) 垂直起降模式到平飞模式的转换过程中，加速初期旋翼由于来流变化会产生俯仰力矩，增加控制难度。



致谢

本次参加冯如杯比赛让我们受益匪浅，我们学到了发现问题和解决问题的探索方法。在此感谢我们这个验证机小组的全体，牺牲自己的全部课余时间和大量休息时间，充分发挥学习工作能力，工作于这个项目中！感谢在技术和工程上给予巨大帮助和指导的老师！感谢在零件加工和验证机设计制作过程中给予指导和帮助的学长！感谢父母对我技术上和精神上的支持！感谢辅导员在学习工作上为本小组成员的关怀和帮助！感谢航空创新基地管理员同志场地调度和安排！感谢宿舍三位舍友对于次项目的支持！感谢学生会同学在工作上的帮助！以及感谢所有对本项目组提供帮助、支持、认可的老师、学长和同学！



【参考文献】

1. 著作

- [1] Thompson J F, Warsi Z U A, Wayne C M. *Numerical Grid Generation*. New York, Elsevier Science Publishing, 1985:52~87.
- [2] 马铁犹. 计算流体动力学. 北京, 北京航空学院出版社, 1986:73~103.
- [3] 张呈林, 郭才根. 直升机总体设计 国防工业出版社, 2006
- [4] 曹义华. 直升机飞行力学 北京航空航天大学出版社, 2005

2. 论文

- [5] 邓阳平. 新概念旋转机翼飞机旋翼技术研究, [硕士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [6] 王焕瑾. Rotorcycle 的气动设计及其 “高速型” 方案的可行性研究[D] 南京: 南京航空航天大学, 2002 .

3. 译著

- [7] P routy R W. 直升机性能及稳定性和操纵性[M] . 高正, 陈文轩, 施永立 译. 北京: 航空工业出版社, 1990 .2182225 .

4. 报纸文章

- [8] 王焕瑾, 高 正. 直升机旋翼桨叶动态气动载荷计算方法 南京航空航天大学学报, 1999, 31 (1) : 54-60 .



附录

旋翼自动锁定过程动力学计算 matlab 程序:

```
function y = f( z )
% plot function
if z>=0&&z<=sqrt(30)
    y=2*z*z/285
else if z<=sqrt(90.25)&&z>=sqrt(30)
    y=sqrt(30)/285*2*z;
    else if z<=sqrt(120.5)&&z>=sqrt(90.5)
        y=(sqrt(30)-sqrt(z*z-90.25))*z*2/285
    end
end
end
end
for z=0:110
    y(z+1)=f(0.1.*z);
end
plot(0:0.1:10.9,y);
xlabel('Wx');
ylabel('p(Wx) (m/s)');
title('Probabily Density Distribution of Wx');
```