# 科技部補助產學合作研究計畫成果精簡報告

## 遙控直升機葉片設計準則公式與實作驗證

計 畫 類 別 ： 技術及知識應用型
計 畫 編 號 ： MOST 107-2622-E-032-008-CC3
執 行 期 間 ： 107年11月01日至108年10月31日
執 行 單 位 ： 淡江大學航空太空工程學系


計 畫 主 持 人 ： 王怡仁

計畫參與人員： 碩士班研究生-兼任助理：翁銘壎
碩士班研究生-兼任助理：溫語昂
碩士班研究生-兼任助理：魏佑軒
碩士班研究生-兼任助理：陳柏諺
碩士班研究生-兼任助理：曾嫆婷
碩士班研究生-兼任助理：張耘碩


處 理 方 式 ：
公開方式：立即公開

中 華 民 國 108 年 12 月 09 日

中 文 摘 要 ： 目前市面上各種無人遙控直升機的旋翼葉片設計，大多延用既有的葉片，然而因應各種使用者需求，其旋翼葉片也必須按實際情況配合使用，否則容易造成引擎與推力無法搭配，導致成本增加，卻達不到應有的效益。此原因乃是業界缺乏一個精確的公式做為選擇旋翼葉片的基礎，因此大家在無所適從的情況下，難免造成市場產品及價格混亂。為符合產業界需求，本研究提出一套簡易之旋翼葉片設計的評估方法。相較於動量理論的粗略及一般學界CFD（計算流體力學）的高學術、高成本 ，本研究以旋翼葉片外形包含葉片各段之弦長等參數，並以動量理論結合葉片元素理論，輔之以葉片尖端外形之修正，以經驗公式求得推力及阻力比最佳之旋翼葉片外形，以利業界選擇旋翼葉片準確性的參考。本計畫將提出下列參數以利業界參考:（1）最佳運作的葉片扭角分佈。(2) 葉片弦長設計。(3) 翼剖面之選擇，並提供多種翼剖面之資料及數據，可供日後設計或是選擇翼形之參考。(4)翼剖面CG 的位置。(5)本計畫完成一簡易之電腦程式，可依使用者需求，輸入不同的旋翼葉片長度、弦長、扭角、升力係數斜率、阻力係數、葉片數、機身長度，則可估算轉距角在 1度~ 15度間的推力、輸出功率、扭力等值。

中 文 關 鍵 詞 ： 直升機, 動量理論, 葉片元素理論, 葉片設計.

英 文 摘 要 ： Rotor induced-velocity plays an important role in predicting helicopter rotor thrust and engine power requirement. The induced-velocity is mainly coming from the down-wash of the rotor wake and blade vortex. The relative wind velocity (including induced-velocity) is one of the major factor in rotor thrust and engine power requirement. Momentum theory is a commonly used tool for rotor design in estimating rotor induced-velocity and thrust. However, lacking of profile drag and induced drag, the power prediction for a rotor is not good enough for a refined rotor blade design. The computational fluid dynamic (CFD) method for analyzing rotor flow field is rather accurate. However, due to its highly computing time consuming and highly demanded academic background, it may not be suitable for a practical rotor blade preliminary design. This present research provides a semi-analytical and experimental formula for industrial unmanned helicopter rotor blade design. The momentum theory and blade element theory are coupled to resolve a newly developed function for rotor induced-velocity. The thrust and the power required for a lifting rotor can be estimated accurately. This research will develop the following subjects for practical applications. (1) The optimal blade twist angle. (2) Blade chord design. (3) Airfoil design and providing several frequently used airfoil data for reference. (4) Airfoil CG position design. (5) A simple and quick computer program for evaluating rotor blade performance in the pitch angle from 1o~ 15o. The experimental results will correlate

with the analytical predictions and collect the practical performance data of this rotor blade.

英文關鍵詞：Helicopter, Momentum theory, Blade element theory, Blade design.

# 科技部補助產學合作研究計畫成果精簡(進度)報告

計畫名稱：**遙控直升機葉片設計準則公式與實作驗證**

計畫類別:□ 先導型 □ 開發型 ■ 技術及知識應用型 □創新營運模式產學合作計畫

計畫編號：MOST 107-2622-E-032-008 -CC3

執行期間：107 年 11 月 1 日至 108 年 10 月 31 日

執行單位：淡江大學

計畫主持人：王怡仁

共同主持人：

計畫參與人員： 翁銘壎，溫語昂，魏佑軒，曾嫆婷，陳柏諺，張耘碩，朱銘敬，楊迪智

研究摘要（500 字以內）：

目前市面上各種無人遙控直升機的旋翼葉片設計，大多延用既有的葉片，然而因應各種使用者需求，其旋翼葉片也必須按實際情況配合使用，否則容易造成引擎與推力無法搭配，導致成本增加，卻達不到應有的效益。此原因乃是業界缺乏一個精確的公式做為選擇旋翼葉片的基礎，因此大家在無所適從的情況下，難免造成市場產品及價格混亂。為符合產業界需求，本研究提出一套簡易之旋翼葉片設計的評估方法。相較於動量理論的粗略及一般學界 CFD (計算流體力學) 的高學術、高成本 ，本研究以旋翼葉片外形包含葉片各段之弦長等參數，並以動量理論結合葉片元素理論，輔之以葉片尖端外形之修正，以經驗公式求得推力及阻力比最佳之旋翼葉片外形，以利業界選擇旋翼葉片準確性的參考。本計畫將提出下列參數以利業界參考: (1) 最佳運作的葉片扭角分佈。(2) 葉片弦長設計。(3) 翼剖面之選擇，並提供多種翼剖面之資料及數據，可供日後設計或是選擇翼形之參考。(4)翼剖面 CG 的位置。(5)本計畫完成一簡易之電腦程式，可依使用者需求，輸入不同的旋翼葉片長度、弦長、扭角、升力係數斜率、阻力係數、葉片數、機身長度，則可估算轉距角在 1 度~ 15 度間的推力、輸出功率、扭力等值。

人才培育成果說明：

對於兩方參與之研究人員也可以直接由研究的過程，瞭解尾流場、葉片空氣動力理論及其耦合的現象與分析；日後從事相關研究時將可直接投入，可省卻日後研發投入更多的財力及人力。對於基礎研發人才的培育也有直接的貢獻。

技術研發成果說明：

本計畫的整合理論之電腦程式可快速並準確求出整個旋翼葉片推力，也可進一步和尾流動力環境相耦合，而能模擬旋翼之非穩態空氣動力特性，並能估算各個轉距角下，在非穩態空氣動力環境下旋翼葉片的推力及引擎輸出功率。本計畫列出適用於遙控直升機業界之評估旋翼葉片推力及引擎輸出功率之經驗公式。此外，也提供設計最佳升力旋翼葉片的準則及誘導流公式，以利業界應用。

技術特點說明：

本計劃之動量與葉片元素的整合理論係業界首創之理論。有別於一般之單一使用動量理論或是單一使用葉片元素理論分析旋翼的推力，本耦合模式的建立提供一套快速準確的分析法則及電腦程式。其中的數學理論，研究過程及蘊含的物理現象將提供一套獨步業界的嶄新工具。經過此般分析的成品，不僅獲得應有的推力效果，而其紮實的理論基礎，相信在未來的數年間，更使得其他競爭對手難以抗衡。

可利用之產業及可開發之產品：

一般娛樂用途無人機之旋翼研製、救災及偵搜之民用或是軍用無人機之研製。

推廣及運用的價值：

增加產業界產品之精準度、增加附加價值或營利、增加投資/設廠、增加就業人數……等。

**處理方式：**

立即公開

（依規定，精簡報告係可供科技部立即公開之資料，並以 4 至 10 頁為原則，如有圖片或照片請以附加檔案上傳，如因涉及專利、技術移轉案或其他智慧財產權、影響公序良俗或政治社會安定等，而不宜對外公開者，請勿將其列入精簡報告）

中　華　民　國　108　年　12　　月　9 日

# 精簡報告

## 1. 緒論及研究背景

旋翼機由於具有垂直起降及滯空的能力，因此能被廣泛的應用於軍事、醫療、治安、交通、運輸、甚至休閒娛樂及其他各種用途上，也是現代航空工具不可或缺的一環。近年來，隨著四(多)旋翼機帶動休閒熱潮，附加攝影、照相功能於四(多)旋翼機之空拍機也廣泛流行，此一市場的潛力也非常被看好。世面上各種空拍機無論是直昇機或是四(多)旋翼機，旋翼葉片設計良莠不齊，有些產生的推力不足，有些阻力過大，這些都會增加馬達輸出，導致滯空時間不長等狀況。這類飛機的飛行性能 (載重、燃油消耗率(或是馬達電力之消耗)、操控性能，...) 取決於其主旋翼 (main rotor) 的設計，因為主旋翼提供了整架旋翼機的升力、推力， 使其作前飛、滯空及轉向等各種動作；引擎(馬達) 所做的功也大半消耗在克服葉片旋轉時所遭遇的阻力。 因此旋翼葉片的設計一直是旋翼機的研究方向， 但卻也是最複雜的一部分。光具備固定翼飛機的空氣動力學事實上仍不足以精確分析旋翼葉片的升力變化，就主旋翼的葉片設計而言，除了必須評估此環境下的升力及流場之變化，還必須考慮葉片扭角造成之升力的相互影響才能獲得準確的設計值。

目前市面上各種不同無人遙控直升機的旋翼葉片設計，大多延用既有的葉片，然而因應各種任務需求的機型，其旋翼葉片也必須按實際情況配合使用，否則容易造成引擎與推力無法搭配，不是推力不足，要不然就是使用推力過大的引擎，造成成本增加，卻達不到應有的效益。此原因乃是一般業界選用直昇機旋翼葉片大多從既有的成品中選擇，但是缺乏一個精確的公式提供業界做為選擇旋翼葉片的基礎，因此大家在無所適從的情況下，難免造成市場產品及價格混亂。為符合產業界目前需求，本研究提出一套簡易之旋翼葉片選擇的運算方法。相較於動量理論的粗略及一般學界 CFD（計算流體力學）的高學術、高成本，本研究以旋翼葉片外形包含葉片各段之弦長及扭曲角等參數，並以動量理論結合葉片元素理論，輔之以葉片尖端外形之修正，以經驗公式求得推力及阻力比最佳之旋翼葉片外形（包含葉片弦長及扭角）。本研究的結果可提供業界在選定某一翼剖面的形狀後，依本計畫提供之公式，評估遙控直升機旋翼葉片的弦長及扭角，以利選擇最佳旋翼葉片的參考

## 2.系統理論模式之建立

### 2.1 動量理論

其數學模式如下：

$T=\rho\left(\pi R^2\right)\left(V+v_1\right)\left(2v_1\right)$ 此 rotor 所產生的推力 (thrust ($T$))

$P_I=\rho\left(\pi R^2\right)\left|V+v_1\right|\cdot\left(2v_1\right)\cdot\left(V+v_1\right)=\rho\left(\pi R^2\right)\left(V+v_1\right)^2\left(2v_1\right)$

以上可初估旋翼之推力及所消耗功率。

### 2.2 葉片元素理論

整個旋翼推力可表成

$$T=b\cdot\int_0^R\frac{1}{2}\rho aC\left[\Omega r\cdot\frac{R}{r}\theta_t-\left(V+v\right)\right]\cdot\Omega rdr=\frac{1}{4}\rho abC\Omega^2R^3\left(\theta_t-\lambda\right) \tag{1}$$

整個旋翼功率可表成

$$\begin{aligned}P&=b\cdot\int_0^R\frac{1}{2}\rho aC\left[\Omega r\left(V+v\right)\cdot\frac{\theta_t\cdot R}{r}-\left(V+v\right)^2+\frac{C_D}{a}\cdot\left(\Omega r\right)^2\right]\Omega rdr\\&=\frac{1}{4}\rho abC\Omega^3R^4\left[\lambda\theta_t-\lambda^2+\frac{1}{2}\frac{C_D}{a}\right]\end{aligned} \tag{2}$$

其中無因次化的符號定義如下(Non-dimensionalized by Rotor tip speed):

$\frac{V}{\Omega R}=\eta$ ； $\frac{v}{\Omega R}=\nu$ ； $\frac{V+v}{\Omega R}=\eta+\nu=\lambda$ 。

### 2.3 整合理論 (Combined Theory)

$$T=b\cdot\int_0^R\frac{1}{2}\rho aC\left[\Omega r\cdot\frac{R}{r}\theta_t-\left(V+v\right)\right]\cdot\Omega rdr=\frac{1}{4}\rho abC\Omega^2R^3\left(\theta_t-\lambda\right) \tag{3}$$

$$P = b\cdot\int_0^R \frac{1}{2}\rho a C\left[\Omega r(V+v)\cdot\frac{\theta_t\cdot R}{r}-(V+v)^2+\frac{C_D}{a}\cdot(\Omega r)^2\right]\Omega r dr$$
$$=\frac{1}{4}\rho abC\Omega^3R^4\left[\lambda\theta_t-\lambda^2+\frac{1}{2}\frac{C_D}{a}\right] \tag{4}$$

## 3. 實施應用-設計準則 (Design job)

以實務應用而言，本章節將依葉片扭角及弦長，提供最佳升力之旋翼葉片的設計準則及公式，其相對應的推力及所需功率可依前一節的結果算出。

**(1) 理想扭角(ideal twist)** $\theta=\frac{\theta_t}{x}$

**(2) 最佳升阻比之攻角$\alpha$之扭角設計**

為利於解釋扭角分佈與葉片長度關係，吾人將 Eqs. (5, 6) 再列出如下:

$$v(x)=-(\frac{\eta}{2}+\frac{\sigma_x\cdot a}{16})+\sqrt{(\frac{\eta}{2}+\frac{\sigma_x\cdot a}{16})^2+\frac{\sigma_x\cdot a}{8}(\theta_x\cdot x-\eta)} \tag{5}$$

懸停時 (Hover, $\eta=0$)

$$\Rightarrow v=-\frac{\sigma_x\cdot a}{16}+\sqrt{\left(\frac{\sigma_x\cdot a}{16}\right)^2+\frac{\sigma_x\cdot a}{8}\cdot\theta\cdot x} \tag{6}$$

一旦$v(x)$確認，則葉片推力及功率可以下式表示:

$$T=\frac{1}{2}\rho ab\pi\Omega^2R^4\int_0^1\sigma_x\left[x^2\theta_x-x(\eta+v)\right]dx \quad (\eta=0 \text{ for hover})$$

$$P=\frac{1}{2}\rho ab\pi\Omega^3R^5\int_0^1\sigma_x\left[x^3\frac{C_D}{a}+x^2\theta_x(\eta+v)-x(\eta+v)^2\right]dx \quad (\eta=0 \text{ for hover})$$

**(3) 葉片弦長 (Blade chord) 設計**

在設計過程中吾人也需考慮假如選擇$\alpha=const$則$v=const$。因為，$v^2=\frac{\sigma a}{8}x\alpha$，則$\frac{\sigma a}{8}x=const$.

或 $\sigma\propto\frac{1}{x}$ 或 $\sigma\neq const$，這將需要非等弦長之葉片始可達成任務。因此吾人將選擇一個葉片尖端的弦長 (tip chord) 值為$\sigma_t$，然後沿著葉片尖端某一 section 向後劃到葉片根部 (blade root) 成一個線性變化的弦長分佈設計。常見之設計如下:

**(4) CG 的位置之選擇**

依經驗而言，翼剖面 CG 的位置約位於 0.2*C*~0.25*C* 之間 (*C* 為弦長) 。CG 的位置除了會影響旋翼轉距角之操控，也會影響穩定性及葉片根部的受力 (扭力矩)。

## 4. 實驗之驗證

吾人製造之葉片為 M15 及 VR-7 兩種翼型剖面，扭曲角皆為 –3.5°，每一葉片長度為 20 cm。M15 翼型在低轉速時重量變化不大，操作推力時並不會有太大的反饋，讓初學者在使用方面能避免因為不熟悉油門推桿而造成突然給予過多的推力，並且 M15 翼型有較大的失速攻角，也可以讓初學者

在操作時有較大的容錯空間，不會因為過大的俯仰角而造成失速。而當旋翼達到特定轉速時，會產生不少氣流擾動，導致旋翼附近出現大量的空氣流動，並形成密集渦流 (旋轉的氣流,類似旋風)。當旋翼逐一掃過渦流時，便會產生聲能 (acoustic energy) 與振動而產生噪音，在高轉速時，M15 翼型機體共振會較 VR-7 翼型嚴重 (在測試時也比 VR-7 翼型較快聽到聲能產生的噪音)。依照理論上的驗證及和我們實驗的結果相比較之下，VR-7 翼型的性能表現優於 M15 翼型。

本研究之合作廠商 – 尚皇科技公司同時也於其自身工廠以實際 1:1 之模型製作一雙葉片之旋翼實驗模型進行測試，本實驗旋翼葉片係以複合材料設計製作，以 VR-7 為翼剖面，CG 約位於 0.023 弦長處，葉片長約 1.3 m，弦長約 0.85 m，於地面測試，轉速 9000 rpm，條件輸入項目如下:

| | | | |
|---|---|---|---|
| Blade length or Rotor radius (M.) | 1.3 | | |
| Blade chord (M.) | 0.85 | | |
| Blade pitch angle ( -5 ~ 15 ) deg | (1) 2 | (2) 6 | (3) 10 |
| Airfoil lift slope coefficient ( a 6.608 Recmd. | 6.608 | | |
| Airfoil drag coefficient ( cd 0.02 Recmd.) | 0.02 | | |
| Rotor RPM | 900 | | |
| Number of blades ( 2 ~ 6 ) | 2 | | |

輸出數據 :

| Pitch angle | deg. | 2 | 6 | 10 |
|---|---|---|---|---|
| Main rotor thrust | kg | 14.94 | 44.83 | 74.72 |
| Power | kW | 3.71 | 6.34 | 8.97 |
| Rotor torque | kg-m | 4.01 | 6.86 | 9.71 |

## 5.成果與討論

本計畫的整合理論可快速並準確求出整個旋翼葉片推力，也可進一步和尾流動力環境相耦合，而能模擬旋翼之非穩態空氣動力特性，並能估算各個轉距角下，在非穩態空氣動力環境下旋翼葉片的推力及引擎輸出功率。本計畫列出適用於遙控直升機業界之評估旋翼葉片推力及引擎輸出功率之經驗公式。此外，也提供設計最佳升力旋翼葉片的準則及誘導流公式，以利業界應用。經過一系列評估，吾人建議以 VR-7 或是 NACA M15 為翼剖面為最佳選擇。依照以上原則，本計畫完成一簡易之電腦程式，可依使用者需求，輸入不同的旋翼葉片長度、弦長、扭角、升力係數斜率、阻力係數、葉片數、機身長度，則可估算轉距角在 1 度~ 15 度間的推力、輸出功率、扭力等值。若帶入尚皇公司之實驗數據，其執行情況及結果如圖 1 所示。依實驗數據，吾人發覺實驗值的升力 (推力) 隨轉距角增加，而呈直線變化，如圖 2 所示。理論值裡面牽涉到阻力變大及葉片形變等因素，因此理論值的升力 (推力) 在高轉距角時, 與實驗值比較，誤差較大。依目前數據及理論評估，此款旋翼的最佳轉距角運作應該是在 6 deg. ~ 10 deg. 之間，太高了雖然推力還是會增加，但是與輸出功率來看是不划算的。

```
 BLADE LENGTH (m.):
1.3
 BLADE CHORD (m.):
0.85
 BLADE TWIST ANGLE (DEG. (2 OR 3 Recmd.)):
```

圖 1、電腦程式估算旋翼效率執行情況

```
 BLADE LENGTH (m.):
1.3
 BLADE CHORD (m.):
0.85
 ROTOR RPM :
900
 NUMBER OF BLADES :
2
```

| Pitch Angle Deg. | Indu. Vel. m./sec. | Thrust Kg | Power kW | Rotor Torque Kg-m |
|---|---|---|---|---|
| 1.000 | 0.057378 | 8.74670 | 3.13636 | 3.39569 |
| 2.000 | 0.079400 | 16.74904 | 3.73607 | 4.04499 |
| 3.000 | 0.095769 | 24.36680 | 4.45235 | 4.82050 |
| 4.000 | 0.109262 | 31.71611 | 5.24349 | 5.67706 |
| 5.000 | 0.120943 | 38.85999 | 6.08674 | 6.59003 |
| 6.000 | 0.131354 | 45.83824 | 6.96747 | 7.54359 |
| 7.000 | 0.140814 | 52.67881 | 7.87547 | 8.52667 |
| 8.000 | 0.149531 | 59.40253 | 8.80317 | 9.53107 |
| 9.000 | 0.157646 | 66.02497 | 9.74471 | 10.55047 |
| 10.000 | 0.165262 | 72.55891 | 10.69548 | 11.57985 |
| 11.000 | 0.172457 | 79.01466 | 11.65174 | 12.61519 |
| 12.000 | 0.179291 | 85.40067 | 12.61043 | 13.65315 |
| 13.000 | 0.185811 | 91.72432 | 13.56899 | 14.69096 |
| 14.000 | 0.192054 | 97.99169 | 14.52526 | 15.72630 |
| 15.000 | 0.198052 | 104.20784 | 15.47738 | 16.75716 |

圖 2、尚皇公司之實驗數據，電腦程式估算結果

## 6.結論

本計畫的整合理論可快速並準確求出整個旋翼葉片推力，也可進一步和尾流動力環境相耦合，而能模擬旋翼之非穩態空氣動力特性，並能估算各個轉距角下，在非穩態空氣動力環境下旋翼葉片的推力及引擎輸出功率。本計畫列出適用於遙控直升機業界之評估旋翼葉片推力及引擎輸出功率之經驗公式。此外，也提供設計最佳升力旋翼葉片的準則及誘導流公式，以利業界應用。以目前成果而言，可得以下幾點結論:

(1) 最佳運作的葉片扭角分佈為: $\theta(x)=\alpha+\sqrt{\dfrac{\sigma a\alpha}{8x}}$ ；以一般直升機而言，$\sigma$ 約介於 0.05~0.1 之間。如果以一個升力係數斜率 ($a$) 為 0.57 的 airfoil 而言，$\theta$ 約介於 $0.0844\sqrt{\alpha}$ ~$0.1194\sqrt{\alpha}$ 及 $0.057\sqrt{\alpha}$ ~$0.0844\sqrt{\alpha}$ 之間。如果以線性分布假設，扭角分佈依經驗值而言約等於 $-1.5\sqrt{\alpha}^{0}$~$-2.0\sqrt{\alpha}^{0}$

之間。

(2) 葉片弦長: 在設計過程中吾人也需考慮假如選擇 $\alpha = const$ 則 $v = const$。 因為，$v^2 = \frac{\sigma a}{8} x\alpha$， 則 $\frac{\sigma a}{8} x = const$. 或 $\sigma \propto \frac{1}{x}$ 或 $\sigma \neq const$，這將需要非等弦長之葉片始可達成任務。因此吾人將選擇一個葉片尖端的弦長 (tip chord) 值為 $\sigma_t$ ，然後沿著葉片尖端某一 section 向後劃到葉片根部 (blade root) 成一個線性變化的弦長分佈設計。

(3) 翼剖面之選擇: 經過一系列評估，吾人建議以 VR-7 或是 NACA M15 為翼剖面為最佳選擇。M15 翼型在低轉速時重量變化不大，操作推力時並不會有太大的反饋，但有較大的失速攻角，讓初學者在操作時有較大的容錯空間，不會因為過大的俯仰角而造成失速。VR-7 翼型的失速攻角較小，操作的容錯率較小，在較低的攻角就可以達到較大的推力，在相同攻角下，增加轉速時會較 M15 明顯感受到升力增加，且在低轉速下，不同攻角的升力皆優於 M15 翼型，相對於 M15 翼型，我們可以在較低攻角就可以獲得等同 M15 翼型在高攻角的升力，VR-7 在較低的轉速下，比 M15 具較大的推力，即使到 1200 rpm 時，VR-7 仍保有優勢。

(4) 依經驗而言，翼剖面 CG 的位置約位於 0.2*C*~0.25*C* 之間 (*C* 為弦長) 。CG 的位置除了會影響旋翼轉距角之操控，也會影響穩定性及葉片根部的受力 (扭力矩)。

(5) 本計畫提供多種翼剖面之資料及數據，可供日後設計或是選擇翼形之參考。

(6) 本計畫完成一簡易之電腦程式，可依使用者需求，輸入不同的旋翼葉片長度、弦長、扭角、升力係數斜率、阻力係數、葉片數、機身長度，則可估算轉距角在 1 度~ 15 度間的推力、輸出功率、扭力等值。

計畫查核點自評表（請逐年填列）

一、本表為本計畫重要審查資訊，本表之期程可視產學合作計畫執行情況予以設定。(例如按月別、季別、半年別等均可)。

| 重要工作項目 | 查核內容概述（力求量化表示） | | | |
|---|---|---|---|---|
| | 第一季 | 第二季 | 第三季 | 第四季 |
| A.葉片設計理論分析 | 整合動量理論及葉片元素理論，獲得旋翼葉片評估公式 | | | |
| A1.文獻分析 | 完成理論之基礎背景 | | | |
| A2.動量理論分析 | 完成動量理論模型 | 動量理論模型修正 | | |
| A3.葉片元素理論分析 | | 完成葉片元素理論模型 | 葉片元素理論模型修正 | |
| A4.整合理論分析 | | | 完成整合理論模型 | |
| A5.經驗式之修正 | | | 整合理論模型之修正 | 整合理論模型與實驗之修正 |
| B.實體旋翼葉片製作 | 製作實體旋翼葉片，並執行實驗量測以驗證理論模式 | | | |
| B1.旋翼葉片製作 | 旋翼葉片製作 | 旋翼葉片修正 | | |
| B2.實機整合與製作 | | 旋翼葉片與實機整合 | 實機整合及修正 | |
| B3.實驗量測 | | 實驗步驟建立 | 實驗之執行與分析 | 實驗數據分析 |
| B4.實驗與理論修正及分析 | | | | 理論模型與實驗之修正 |

| 重要工作項目 | 廠商參與情形概述 | | | |
|---|---|---|---|---|
| | 第一季 | 第二季 | 第三季 | 第四季 |
| A.葉片設計理論分析 | 資料提供及模型確認與修正 | | | |
| A1.文獻分析 | 資料提供 | 資料提供 | 資料提供 | |
| A2.動量理論分析 | | 模型確認 | | |
| A3.葉片元素理論分析 | | | 模型確認 | |
| A4.整合理論分析 | | | 模型確認 | |



| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| A5.經驗式之修正 | | | 模型確認與修正 | 模型確認與修正 |

| | | | | |
|---|---|---|---|---|
| B.實體旋翼葉片製作 | 製作實體旋翼葉片，並執行實驗量測以驗證理論模式 | | | |
| B1.旋翼葉片製作 | 旋翼葉片製作 | 旋翼葉片修正 | | |
| B2.實機整合與製作 | | 旋翼葉片與實機整合 | 實機整合及修正 | |
| B3.實驗量測 | | 實驗步驟確認 | 實驗步驟確認及修正 | |
| B4.實驗與理論修正及分析 | | | | 理論模型與實驗之修正 |

二、本產學合作計畫預估後續發展情形概述：

計畫執行及結束後之計畫如何配合追蹤管考、產品產出與開發規劃、預期可推廣至產業或市場之成果、預估可授權商品、預估應用價值及產值、建立平台、主要發現等。

本計畫整合動量理論及葉片元素理論並以經驗式修正結果，提供一簡易的旋翼葉片評估公式，且以實際產品驗證，進而降低業界對於產品研發的時間並提供其準備度，未來可與國內其他產業製造商合作、簽訂開發專案，進行更詳細之葉片剖面設計 (airfoil)，可為國內相關產業提供開發技術與實際製造之用，降低實做成本，增進價值品牌可靠度，在國際產業界佔有一席之地。

# 本產學合作計畫研發成果及績效達成情形自評表

| 成果項目 | | 本產學合作計畫**預估**研究成果及績效指標（作為本計畫後續管考之參據） | 計畫達成情形 |
|---|---|---|---|
| 技術移轉 | | 預計技轉授權 1 項 | 完成技轉授權____項 |
| 專利 | 國內 | 預估____件 | 提出申請____件，獲得___件 |
| | 國外 | 預估____件 | 提出申請____件，獲得___件 |
| 人才培育 | | 博士___人，畢業任職於業界___人 | 博士___人，畢業任職於業界____人 |
| | | 碩士 4 人，畢業任職於業界 4 人 | 碩士 4 人，畢業任職於業界 4 人 |
| | | 其他___人，畢業任職於業界___人 | 其他___人，畢業任職於業界___人 |
| 論文著作 | 國內 | 期刊論文____件 | 發表期刊論文____件 |
| | | 研討會論文 1 件 | 發表研討會論文__ 件 |
| | | SCI論文____件 | 發表SCI論文____件 |
| | | 專書____件 | 完成專書____件 |
| | | 技術報告____件 | 完成技術報告____件 |
| | 國外 | 期刊論文____件 | 發表期刊論文____件 |
| | | 學術論文____件 | 發表學術論文____件 |
| | | 研討會論文____件 | 發表研討會論文___件 |
| | | SCI/ SSCI論文____件 | 發表SCI/ SSCI論文____件 |
| | | 專書____件 | 完成專書____件 |
| | | 技術報告____件 | 完成技術報告____件 |
| 其他協助產業發展之具體績效 | | 新公司或衍生公司 ____家 | 設立新公司或衍生公司（名稱）：_____ |

| | |
|---|---|
| 計畫產出成果簡述:請以文字敘述計畫非量化產出之技術應用具體效益。（限 600 字以內） | 本計劃之動量與葉片元素的整合理論係業界首創之理論。有別於一般之單一使用動量理論或是單一使用葉片元素理論分析旋翼的推力，本耦合模式的建立提供一套快速準確的分析法則及電腦程式。其中的數學理論，研究過程及蘊含的物理現象將提供一套獨步業界的嶄新工具。經過此般分析的成品，不僅獲得應有的推力效果，而其紮實的理論基礎，相信在未來的數年間，更使得其他競爭對手難以抗衡。而其建立理論模式及求解分析的方法與過程，除了值得業界參考，也樹立一良心企業之典範，此乃無價之回饋。由於本計畫除了提供最終之成品，更提供所有相對應的理論、分析、求解乃至整套初步的設計觀念，這對於兩方參與之研究人員也可以直接由研究的過程，瞭解尾流場、葉片空氣動力理論及其耦合的現象與分析；日後從事相關研究時將可直接投入，可省卻日後研發投入更多的財力及人力。對於基礎研發人才的培育也有直接的貢獻。此外，業者參與計畫的工作人員也可利用此研發契機，提升工程技術應用能力，表現出產業與學校學術交流的重要性，達到本計畫預期的目標。 |
| 請就研究內容與原計畫相符程度、達成預期目標情況作一綜合評估 | ■達成目標<br>□未達成目標（請說明，以 100 字為限）<br>□實驗失敗<br>□因故實驗中斷<br>□其他原因<br>說明： |
| 本研究具有政策應用參考價值 | ■否<br>□是，建議提供機關<br>（勾選「是」者，請列舉建議可提供施政參考之業務主管機關） |
| 本研究具影響公共利益之重大發現 | ■否<br>□是<br>說明：（以 150 字為限） |

表 CM03A-1

# 107年度專題研究計畫成果彙整表

| 計畫主持人：王怡仁 | | | 計畫編號：107-2622-E-032-008-CC3 | | |
|---|---|---|---|---|---|
| 計畫名稱：遙控直升機葉片設計準則公式與實作驗證 | | | | | |
| 成果項目 | | | 量化 | 單位 | 質化（說明：各成果項目請附佐證資料或細項說明，如期刊名稱、年份、卷期、起訖頁數、證號...等） |
| 國內 | 學術性論文 | 期刊論文 | 0 | 篇 | |
| | | 研討會論文 | 0 | | |
| | | 專書 | 0 | 本 | |
| | | 專書論文 | 0 | 章 | |
| | | 技術報告 | 0 | 篇 | |
| | | 其他 | 0 | 篇 | |
| 國外 | 學術性論文 | 期刊論文 | 0 | 篇 | |
| | | 研討會論文 | 0 | | |
| | | 專書 | 0 | 本 | |
| | | 專書論文 | 0 | 章 | |
| | | 技術報告 | 0 | 篇 | |
| | | 其他 | 0 | 篇 | |
| 參與計畫人力 | 本國籍 | 大專生 | 0 | 人次 | |
| | | 碩士生 | 0 | | |
| | | 博士生 | 0 | | |
| | | 博士級研究人員 | 0 | | |
| | | 專任人員 | 0 | | |
| | 非本國籍 | 大專生 | 0 | | |
| | | 碩士生 | 8 | | 翁銘壎，溫語昂，魏佑軒，曾嫆婷，陳柏諺，張耘碩，朱銘敬，楊迪智 |
| | | 博士生 | 0 | | |
| | | 博士級研究人員 | 0 | | |
| | | 專任人員 | 0 | | |
| 其他成果（無法以量化表達之成果如辦理學術活動、獲得獎項、重要國際合作、研究成果國際影響力及其他協助產業技術發展之具體效益事項等，請以文字敘述填列。） | | | 本計劃之動量與葉片元素的整合理論係業界首創之理論。有別於一般之單一使用動量理論或是單一使用葉片元素理論分析旋翼的推力，本耦合模式的建立提供一套快速準確的分析法則及電腦程式。其中的數學理論，研究過程及蘊含的物理現象將提供一套獨步業界的嶄新工具。經過此般分析的成品，不僅獲得應有的推力效果，而其紮實的理論基礎，相信在未來的數年間，更使得其他競爭對手難以抗衡。而其建立理論模式及求解分析的方法與過程，除了值得業界參考，也樹立一良心企業之典範，此乃無價之回饋。由於本計畫除了提供最終之成品，更提供所有相對應的理論、分析、求解乃至整套初步的設計觀念，這對於兩方參與之研究人員也可以直接由研究的過程，瞭解尾流場、 | | |

| | |
|---|---|
| | 葉片空氣動力理論及其耦合的現象與分析；日後從事相關研究時將可直接投入，可省卻日後研發投入更多的財力及人力。對於基礎研發人才的培育也有直接的貢獻。此外，業者參與計畫的工作人員也可利用此研發契機，提升工程技術應用能力，表現出產業與學校學術交流的重要性，達到本計畫預期的目標。 |

# 本產學合作計畫研發成果及績效達成情形自評表

| 成果項目 | | 本產學合作計畫預估研究成果及績效指標（作為本計畫後續管考之參據） | 計畫達成情形 |
|---|---|---|---|
| 技術移轉 | | 預計技轉授權 1 項 | 完成技轉授權 0 項 |
| 專利 | 國內 | 預估 0 件 | 提出申請 0 件，獲得 0 件 |
| | 國外 | 預估 0 件 | 提出申請 0 件，獲得 0 件 |
| 人才培育 | | 博士 0 人，畢業任職於業界 0 人 | 博士 0 人，畢業任職於業界 0 人 |
| | | 碩士 6 人，畢業任職於業界 0 人 | 碩士 1 人，畢業任職於業界 0 人 |
| | | 其他 0 人，畢業任職於業界 0 人 | 其他 0 人，畢業任職於業界 0 人 |
| 論文著作 | 國內 | 期刊論文 0 件 | 發表期刊論文 0 件 |
| | | 研討會論文 0 件 | 發表研討會論文 0 件 |
| | | SCI論文 0 件 | 發表SCI論文 0 件 |
| | | 專書 0 件 | 完成專書 0 件 |
| | | 技術報告 0 件 | 完成技術報告 0 件 |
| | 國外 | 期刊論文 0 件 | 發表期刊論文 0 件 |
| | | 學術論文 0 件 | 發表學術論文 0 件 |
| | | 研討會論文 0 件 | 發表研討會論文 0 件 |
| | | SCI/SSCI論文 0 件 | 發表SCI/SSCI論文 0 件 |
| | | 專書 0 件 | 完成專書 0 件 |
| | | 技術報告 0 件 | 完成技術報告 0 件 |
| 其他協助產業發展之具體績效 | | 新公司或衍生公司 0 家 | 設立新公司或衍生公司(名稱)： |
| 計畫產出成果簡述：請以文字敘述計畫非量化產出之技術應用具體效益。（限600字以內） | | 本計劃之動量與葉片元素的整合理論係業界首創之理論。有別於一般之單一使用動量理論或是單一使用葉片元素理論分析旋翼的推力，本耦合模式的建立提供一套快速準確的分析法則及電腦程式。其中的數學理論，研究過程及蘊含的物理現象將提供一套獨步業界的嶄新工具。經過此般分析的成品，不僅獲得應有的推力效果，而其紮實的理論基礎，相信在未來的數年間，更使得其他競爭對手難以抗衡。而其建立理論模式及求解分析的方法與過程，除了值得業界參考，也樹立一良心企業之典範，此乃無價之回饋。由於本計畫除了提供最終之成品，更提供所有相對應的理論、分析、求解乃至整套初步的設計觀念，這對於兩方參與之研究人員也可以直接由研究的過程，瞭解尾流場、葉片空氣動力理論及其耦合的現象與分析；日後從事相關研究時將可直接投入，可省卻日後研發投入更多的財力及人力。對於基礎研發人才的培育也有直接的貢獻。此外，業者參與計畫的工作人員也可利用此研發契機，提升工程技術應用能力，表現出產業與學校學術交流的重要性，達到本計畫預期的目標。 | |
| 請就研究內容與原計畫相符程度、達 | | ■達成目標<br>□未達成目標（請說明，以100字為限） | |

| | |
|---|---|
| 成預期目標情況作一綜合評估 | □實驗失敗<br>□因故實驗中斷<br>□其他原因<br>說明： |
| 本研究具有政策應用參考價值 | ■否<br>□是，建議提供機關<br>（勾選「是」者，請列舉建議可提供施政參考之業務主管機關） |
| 本研究具影響公共利益之重大發現 | □否<br>□是<br>說明：（以150字為限）<br>本計畫整合動量理論及葉片元素理論並以經驗式修正結果，提供一簡易的旋翼葉片評估公式，且以實際產品驗證，進而降低業界對於產品研發的時間並提供其準備度，未來可與國內其他產業製造商合作、簽訂開發專案，進行更詳細之葉片剖面設計 (airfoil)，可為國內相關產業提供開發技術與實際製造之用，降低實做成本. |