



混合動力無人機的發展

長榮大學無人機中心教授兼主任 / 林清一
長榮大學無人機中心博士後研究員 / 裴輝進
中華電信研究院經理 / 葉雲兆

關鍵字：無人機、混合動力、長滯空高酬載、客製化設計

摘要

無人機的發展進入成熟，多項新的科技的融入，引導人類對飛行器應用的破壞性創新概念。多旋翼無人機雖然帶來極大的方便，快速取代固定翼無人機，然而續航及酬載的瓶頸問題，在應用上仍是捉襟見肘。本文探討最近的技術發展，以機載發電裝置為主，探討混合動力無人機的發展現況與未來。發電系統可能包含汽油或柴油引擎發電機，以及氫燃料電池發電系統，以延長無人機的滯空能力，同時也因此提升載具的酬載能力，也增強了抗風的能力。未來無人機進入國際競爭，創新的技術整合、客製化的製造，轉為精緻化、獨特化的經營模式，建立經營優勢。

壹、無人機產業現況

一、無人機的發展

無人機 (Unmanned Aerial Vehicle, UAV,

Remote Piloted Aircraft, RPA)、無人機系統 (Unmanned Aircraft System, UAS, Remote Piloted Aircraft System, RAPS) 的發展，已經成為機器人學 (Robotics) 進入空中飛行的重要研究領域。這被稱為“Drone”飛行機器人 (Robot) 載具，產生航空界「破壞性創新」 (Disruptive Innovation) 的技術概念，其中無人機及人工智慧 (AI) 將大幅翻轉航空產業的應用技術與生態結構 [1, 2]。無人機的破壞性創新，免除了機場與跑道設施、高價位的飛機投資、高成本的飛行員培訓、龐大複雜的製造、冗長的生命週期等。在Covid-19的衝擊下，傳統航空業營運及獲利驟降至谷底，部分功能可能被無人機所取代。

國際與國內無人機系統的研究發展，漸進歷程大同小異。過去以軍事用途定翼機為核心的研究，以美國、以色列、歐洲國家為首的軍事用途研發，1990年代末期從軍用的需求帶動民間的應用。中國大陸最近自21世紀以來大量投入政府支助經費，軍方的研究單位及民間的科技公司，如雨後春筍搶食

這塊大餅，從每年不同單位所主辦的各種無人機展覽，可以看到在龐大經費支撐下技術研發及成果突飛猛進。國內無人機的研究發展，以軍方需求為主的中科院研發單位，經費無虞。多年來掌握且獲得重要的技術與成果，學術系統也有超過二十個單位，透過科技部（國科會）的研究計畫及少數民間合作計畫來支助，研發規模與成果都很小，達不到產業規模。國內民間企業的研發也有許多精進的技術成果，更有許多應用發展的成功實例。

2010年以來，微機電系統（Micro-electromechanical system, MEMS）、碳纖維複合材料（Carbon Fiber Composite）、無刷馬達（Brushless Motor）、電子變速器（Electronic Speed Controller, ESC）電力電子、鋰聚電池（Li-Po Battery）及Pixhawk飛行控制等多樣技術的快速發展，使得無人飛行器的研究發展轉向了多旋翼（Multi-Rotor）系統的研究與應用。多旋翼飛行器大幅提升直昇機單一旋翼型的穩定性，簡化製造結構與飛行操控的複雜性，多旋翼系統很快的普及成為玩具形式的量化產品。由於大量製造降低成本、方便可得的飛控電子硬體與軟體資源，讓傳統固定翼無人機的學術研究跌到谷底。2012年起帶動一窩蜂的多旋翼飛行器研發與製造的熱潮。基本上，多旋翼飛行器建置及操控簡單，已普及到玩具的層次。垂直起降（Vertical Take-off and Landing, VTOL）多旋翼無人機快速成長，更成為消費性產品。垂直起降多旋翼無人機快速普及，利用無人機空拍變成時尚，利用無人機可以無所不在，無人機的熱潮旺盛 [3]。Business Insider Intelligence以商業經濟的角



圖 1 當今熱門的多旋翼飛行器

色針對國際市場做深度的分析報告，全球市場情勢一片大好 [4, 5]。

多旋翼飛行器及系統最大的特色在於不需要起降跑道、不受空間限制，可以鄰近應用的範圍作不同的操控應用。圖1為最近熱門的多旋翼飛行器研發成果，造型創意甚多，但是多旋翼機都是以鋰聚電池做為能量來源驅動操控簡單方便的無刷馬達，最大起飛重量（MTOW）大致2~10 kg，有效飛行時間僅有20~50分鐘，飛行速度在6~8 m/sec之譜，實用價值十分有限。

二、無人機技術瓶頸

除了飛行時間外，多旋翼飛行器與直昇機一般，因為動力系統的瓶頸，飛行抗風性較差，在長距離飛行可能的風險性較大。國際上多家公司建立完整的現貨市場供應各種類型的無刷馬達，以及所搭配的碳纖維螺旋槳規格，提供設計者選擇設計製作。美國的Turnigy Multistar、日本的信濃（Shinano）、捷克的Axi、大陸的T-Motor都是代表性的



製造商。

Mulristar公司針對馬達動力所需電池能量，相對其本身的重量，來評估四旋翼、六旋翼、八旋翼等設計，為了提昇最大起飛重量所增加旋翼數目的效果，可以發現多旋翼的設計最終是趨向於飽和的現象，也證明了增加旋翼數目對於提昇載具的酬載是無濟於事的。針對不同馬力的無刷式馬達，圖2為電池容量與飛行時間的能力對照，圖3所示為電池重量與飛行時間能力的對照。

為提昇多旋翼飛行器的實用價值，如何改善飛行器的最大起飛重量、續航時間以及操控性能，以創造多旋翼飛行器的更大實用價值。

無人機（UAV）的發展逐漸成熟，智慧農業 [6, 7]、古蹟空拍研究、空拍投影 [8]、物流運輸 [9]、防災偵蒐、地理遙測 [10]廠區巡檢、醫療物品運送 [11, 12]、急救AED（Automated External Defibrillator）的投遞 [13]等都是無人機新興的應用方案。這些工

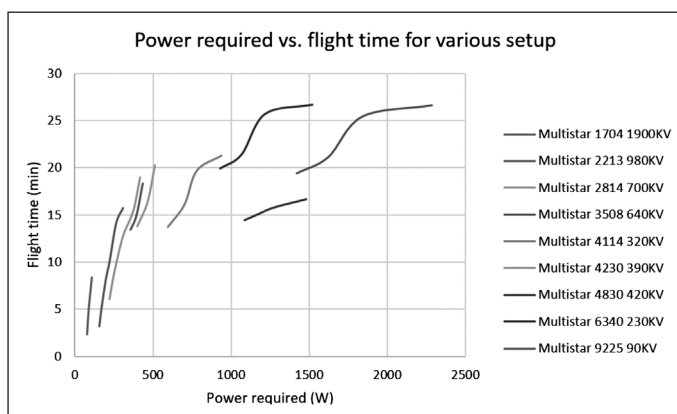


圖 2 Multistar 電池容量與飛行時間的能力對照

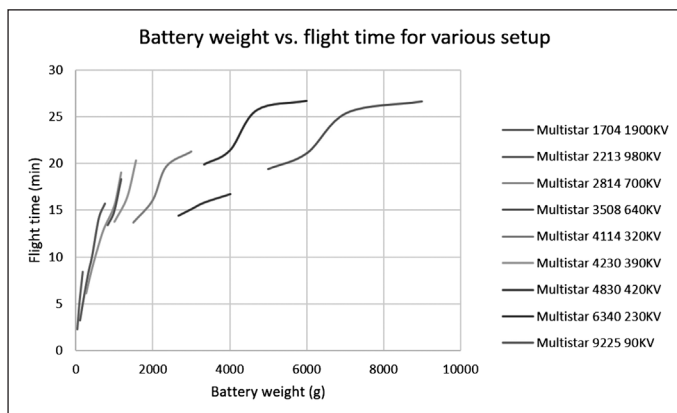


圖 3 Multistar 電池重量與飛行時間的能力對照

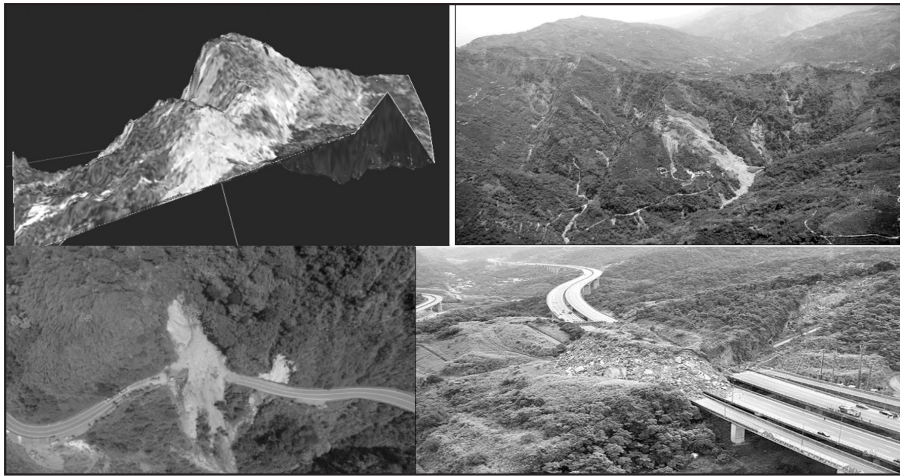


圖 4 大範圍遠端檢測報告（資料來源：高速公路工程局）

作項目若是所需的酬載大於20 kg、飛行距離都大於30km、抗風性6級風以上，必須依賴固定翼無人機才能達成。最近的應用需求，例如偏遠山區的醫療物流 [12]、大型案場職安與工安巡檢、防災體系的山坡地巡檢、港區巡檢外海進港船隻、環保排汙檢查等都面臨到無人機作業能力的極限，酬載、續航、起降方式等，現有無人機的性能無法滿足，需有更先進的規劃方案以彌補技術缺口。圖4為利用無人機空拍防災的實際成果，利用水平起降（Horizontal Take-off and Landing, HTOL）的固定翼無人機可以達成的效果，但是機動性是相較欠缺，長滯空垂直起降（VTOL）多旋翼機才有機會達成任務。

固定翼無人機受制於跑道與起降空域的必要條件，縱使能有較高的酬載與滯空能力，2012年以來仍被多旋翼VTOL的無人機所取代。多旋翼無人機最大的特色是垂直起降、機動性高，然而其酬載能力與滯空能力卻是無法承擔重要任務能力。單旋翼直昇機

幾乎克服兩項核心技術的問題，滯空能力比較延長，但是操控穩定性的專業條件，在使用上仍潛藏深度的危機。多旋翼機VTOL無人機的發展無須跑道，帶來使用上極大的方便，但是由於都使用直流馬達為動力，受限於電池的容量，續航能力都無法突破瓶頸，許多應用都很難達成。

近幾年來，UAV的研發規劃，酬載及續航能力考量，保有垂直起降的功能，設計構想十分多樣，其中如圖5的概念設計雛型成果，UAV的基本特性都是垂直起降（VTOL）、水平起降（HTOL）的雙模態（Dual Mode）飛行操作。這些型態的無人機設計，表面上是解決飛行的問題，但是仍受制於酬載與續航能力的瓶頸，無法成為無人機應用的主力系統，提升任務執行能力。

三、小結

固定翼無人機、多旋翼無人機、直昇

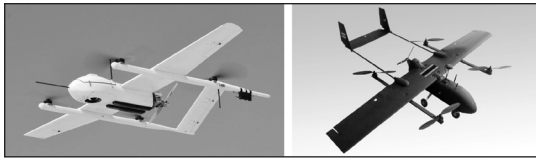


圖 5 雙模態無人機的國際研發概念設計

機等產品的研發各有特色，然而在有限的空間環境下，具備長滯空能力的水平起降（HTOL）性能的固定翼無人機被垂直起降（VTOL）的旋翼系統所取代。雖然鋰聚電池（LiPo）蓄電能力已經是領先各種電池，但是仍無法滿足旋翼機系統長滯空的需求，如圖2及圖3所示的分析，增加電池並不能明顯的提升旋翼直昇機的滯空能力達到需求條件。圖5所示的VTOL + HTOL混合方案，許多研發成果都相當成功，但是酬載能力尚未能突破實用的需求條件。

貳、混合動力系統

一、能源的能量密度

無人機混合動力（Hybrid Power）顧名思義是指機載系統採用鋰聚電池以外的動力來源，例如汽（柴）油引擎發電或氫燃料電池發電，以提供載具長時間的電力供應。相較於混合動力汽車，無人機的條件只在於基礎的重量，要能在整架飛機的最大起飛重量（Maximum Take-off Weight, MTOW）中保留40%的裕度來規劃必須的酬載。

從規範資料可得，相同重量汽油的能量密度（Energy Density）與鋰聚電池相比較，如圖6所示，鋰聚電池的能量密度為0.36~0.95 MJ/kg，汽油的能量密度為 44.4 MJ/kg，氫燃料電池能量密度143 MJ/kg，可見得在較大的

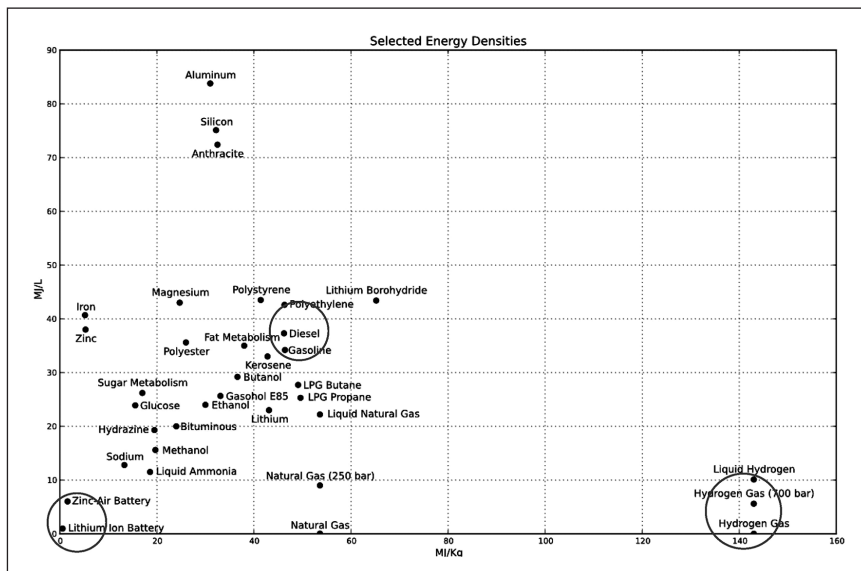


圖 6 能量密度比較 [14]



系統中，使用混合動力的優勢甚高，可以擺脫鋰聚電池的不足。使用汽（柴）油引擎、氫燃料電池等混合動力的所需重量與無刷馬達所需的重量，在相同的起飛重量下，汽油引擎設計的飛行系統可以持續數倍於電動馬達的飛行系統。但是經過評估，氫燃料電池的基礎重量甚大，不適合小型無人機，大約 MTOW > 200 kg 比較恰當；傳統汽（柴）油引擎體積也相當可觀，中大型無人機仍可適合，MTOW > 50 kg，可能達成目標。

二、混合動力系統

目前已經成熟的混合動力（hybrid powers）系統[15]技術，包含電池、燃料電池（fuel cell）、太陽光電（photovoltaic），內燃機（internal combustion, IC）引擎等。混合動力的概念是將不同的能源系統的優點整合進入更有效率的電力系統。因此混合電力與推進（hybrid electric propulsion, HEP）系統將可達成節省燃料、提高電力效率以及降低污染的多層效益。Eqbal [15]串聯式HEP系統的能源電力組態，如圖7，其中發電機直接

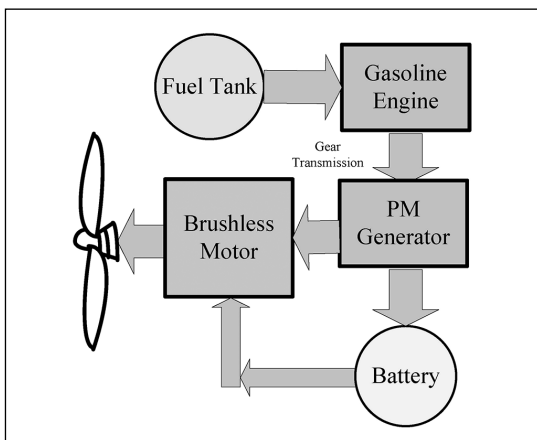


圖 7 串聯式 HEP 系統

供應電動馬達來驅動推進螺旋槳。Eqbal [15]也將內燃機引擎（International Combustion Engine, ICE）與電動馬達的機械輸出，以離合器（Clutch）交互推動螺旋槳，形成並聯機械動力系統，其中引入一個電池為備用電力。

新近成熟的燃料電池（fuel cell）也是用在混合動力系統中一項先進的選項，電力驅動馬達為主要動力系統。混合動力系統最重要的部分是如何建立電池充電的迴路，以延續電動推進系統的續航能力。

Fioriti 及Donateo [16, 17]設計中高度長滯空（medium altitude long endurance, MALE）無人機，採用柴油內燃機建置並聯式動力架構，如圖8所示，機械動力與電機動力以離合器切換。Fioriti的系統中電池也是必要的備援，並特別強調在不同階段的無人機動力飛行下，電力供應與備援電池的有效管理。經過一系列的實驗，柴油內燃機的長效運轉能力，讓無人機的滯空時間更長，且無過熱的疑慮。

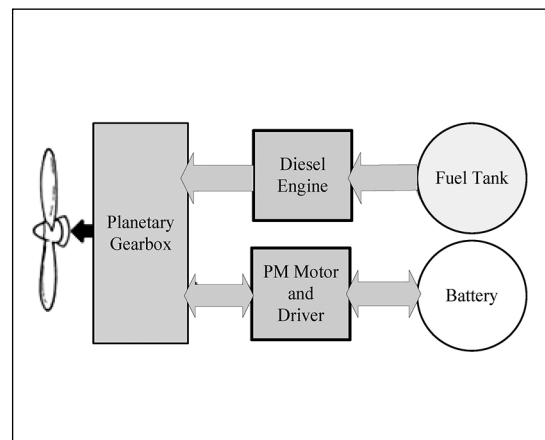


圖 8 並聯切換機電混合系統

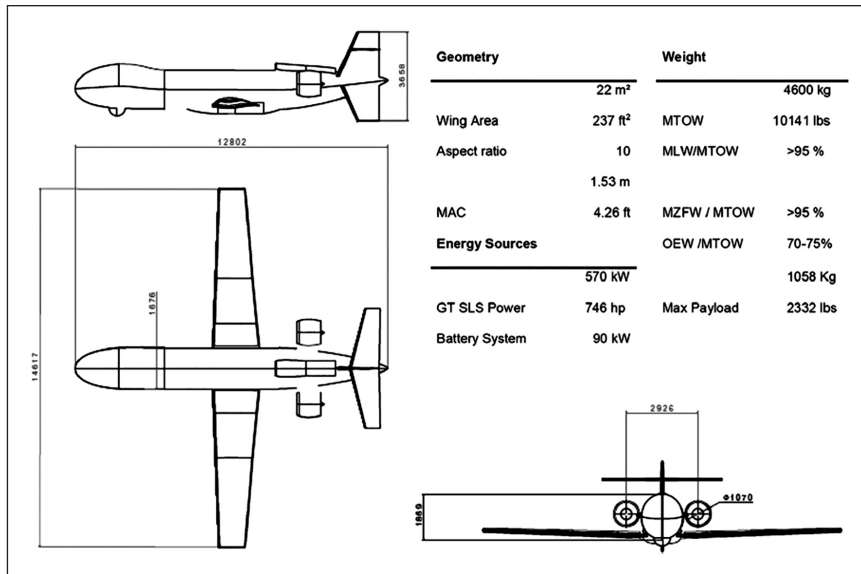


圖 9 混合動力設計的通用航空飛機

混合動力系統的架構，所使用的燃料電池或傳統汽油或柴油引擎（ICE）都會因為重量問題，設計在大型無人機中，無法適用於 24 kg 以下的小型無人機。

大型無人機的研發可以利用老舊的有人機來改裝，例如通用航空飛機（General Aviation, GA）或超輕型飛機（Ultra-Light Aircraft, ULA），可以用極少的成本、很短的時間，建立所需的大型無人機。Sibilli [18] 以類似圖 7 的串聯式混合動力系統設計混合動力通用航空飛機（GA），如圖 9 所示。渦輪風扇發電機發電提供後推的兩具電動馬達為主要的推力系統，相同的概念，也將充電迴路的電池作為備用電力來源。Yezeqelian [19] 以運動用超輕飛機（ULA）來發展混合動力中高度長滯空（MALE）無人機。超輕的最大起飛重量（MTOW）範圍可達 500 kg 左右，因此與通用航空飛機一樣，ICE 重量

不成問題。因此在大型的固定翼無人機設計下，MTOW > 400 kg，利用內燃機引擎設計的無人機，可行性甚高。

Machado [20] 利用小型的無人機引擎建立一套混合動力的實驗系統，如圖 10 所示。

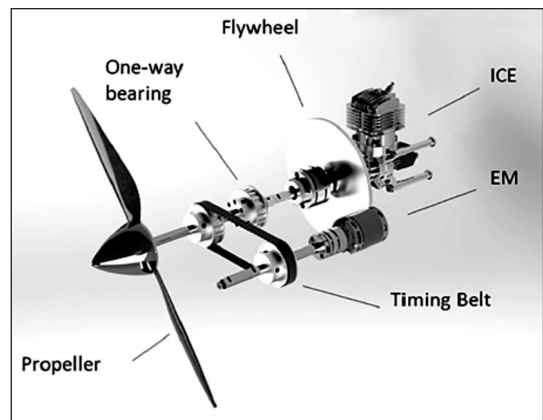


圖 10 機電並聯式混合動力系統



圖 11 美國 TFT 公司混合動力多旋翼機

內燃機引擎 (ICE) 與電動馬達是以單向性軸承結合，用以切換兩種動力來源。系統中仍是用充電電池，以作為電動馬達部分的備用電力。Machado 雖然是實驗系統，但是體積小、重量輕，能夠適用於多種小型無人機上。

圖 11 是美國波士頓 Top Flight Technology (TFT) 公司所研發的混合動力多旋翼無人機，該機已經完成專利申請以及完整商業模式方案的產品，MTOW > 50 kg、滯空時間 > 120 min。該機以汽油發電機提供直流電源，支持長時效的飛行電力，並以電池為備援動力，可以適用於中長程的垂直起降無人機任務。基於商業機密，TFT 公司無法提供更多數據。

混合動力的操作控制也是系統設計十分重要的一環。Borggero [21] 以最大起飛重量 (MTOW) 最佳化的考量，設計模糊控制器，以適應不同重量的變化，達到最佳的操作性能。Wall [22] 將混合電力與推進 (HEP) 建立一個包含內燃機與電池的動力系統模型，主要改善混合動力切換時的暫態

問題。控制的應用與系統組態設計有很深的關聯。

二、小結

無人機置入混合動力系統，不論是串聯式或機電離合切換並聯式，都必須加裝一顆鋰聚電池作為備用電源。串聯式的系統著重於以無刷馬達為動力，機載發電或電池都是提供無刷馬達運轉的能源。由於汽油的能量密度是鋰聚電池的 44.4 倍，高能量密度的優勢可以有效增進續航力。機電離合切換的並聯式系統，並沒充分利用無刷馬達的性能優勢，反而帶來操作上的狀態不穩定。以傳統固定翼無人機用的汽油引擎為機械動力來源，配合反接的無刷馬達發電機，可以很有效地獲得電力，讓無人機系統高效率運轉。

參、混合動力的 QiQ 設計概念

一、QiQ 設計與動力分析

小型無人機的動力系統，可以採用無人機專用內燃機引擎來設計。混合動力多旋翼無人機的系統，可以將汽油引擎與無刷馬達混合設計。因此，發電系統與螺旋槳動力可以是分開的分支，利用離合器混合機械動力的架構，如 Wall [22] 所做的研究，容易造成操作上的不穩定性，徒增困擾。

引擎發電機在供電上有一個致命的問題，發電機無法提供無刷馬達瞬間的大電流需求，基本上仍需要鋰聚電池 (LiPo) 或超級電容 (Super Capacitor) 來協助。鋰聚電池或超級電容的能量密度最高、效率最佳，

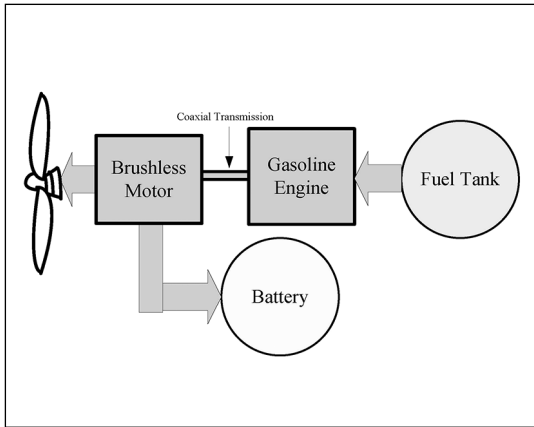


圖 12 同軸式混合動力系統

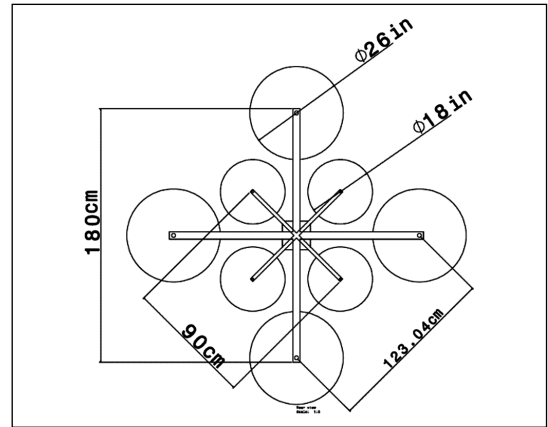


圖 13 QiQ 雙四旋翼飛行器的概念圖

且瞬間放電電流最大出電容量可達額定值的 20~50 倍 (20~50C)，十分有利於無刷馬達在飆速時所需的瞬間大電流。混合動力系統的設計以汽油引擎或柴油引擎為主。兩項都是極為普遍的技術，沒有太大的技術瓶頸。但是不論汽油或柴油，傳統工業技術，2 kW 系統的引擎加上發電機都有相當大的體積與重量，以及運轉下所產生的熱量。

圖12為本文所發展的同軸式 (Coaxial) 混合動力多旋翼系統架構，包含汽油引擎及無刷馬達為動力來源，產生足夠的VTOL升力。其中汽油引擎為傳統的固定翼無人機推力引擎，在他的共軸上加裝一個無刷馬達，汽油引擎提供無人機螺旋槳的動力，同時也帶動無刷馬達發電機，提供所設計的無刷馬達電源。

本混合動力多旋翼系統的設計架構，包含一架以汽油引擎為動力的短臂四旋翼機及一架以無刷馬達為動力的長臂四旋翼機，組合成為雙四旋翼系統 (Quad-in-Quad System,

QiQ)。QiQ多旋翼飛行器及尺寸規範，如圖13所示的概念設計。QiQ之4具汽油引擎匹配三槳推力，提供主要的升力來源；4具無刷馬達匹配雙槳推力，提供部分升力及主要的姿態控制操作。經過設計後，QiQ的主要BOM (Bill of Materials) 如表1所示。

表 1 QiQ 主要零主件材料

1	Gas Engine	O. S. GT-33 Engine, CDI, Muffler
2	Engine Propeller	18×10×3 Multistar
3	Digital Servo	9.6 kg/cm @7.4v, 0.03 sec/60 deg
4	Motor	KDE 5215XF 435 kV, Brushless Motor, ESC
5	Battery	LiPo Super Brother's WIG batteries
6	Motor Propeller	18x6.1x2 Multistar
7	Structure	Carbon Fiber Tube (24-30-300)
8	Engine Base	Aluminum-6061
9	Support Beam	Aluminum-6061
10	Support Plate	Carbon Fiber (phi = 300 mm, h = 4 mm)

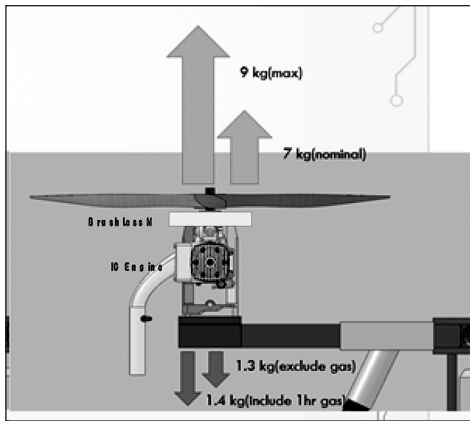


圖 14 引擎升力貢獻推估

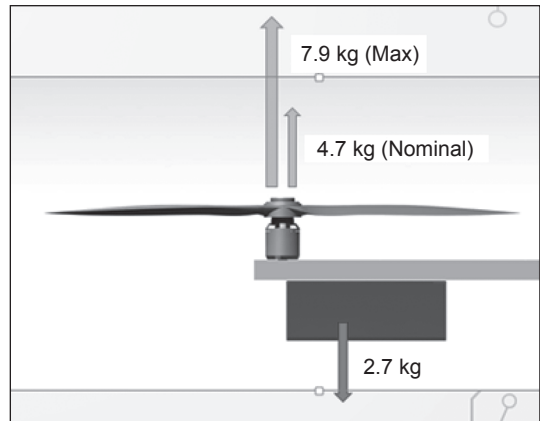


圖 15 無刷馬達的升力貢獻分析

QiQ設計選擇適當的汽油引擎做為系統設計的基礎，選配適當的螺旋槳，將引擎轉速及螺旋槳的動力，評估升力貢獻的可控制範圍。汽油引擎GT-33引擎為5.58 hp，7,000 rpm，重量980 g，搭配螺旋槳在期待的轉速下，產出的推力約為7 kg (nominal)~9 kg (max)，引擎驅動電子系統重1.3 kg。汽油引擎的規範數據，每公升可以運轉飛行40分鐘，保守估計每小時最大耗油1.5公升 (0.75 kg max/hr)，可用推力4.3~6.3 kg，汽油引擎之總升力貢獻可達17~25 kg，初步的探討如圖14所示。無刷馬達搭配18×6.1×2螺旋槳的推力7.95 kg (max)，驅動電子系統及電池重2.7 kg，如圖15所示，無刷馬達70%之總計升力貢獻為16.8 kg (nominal)是最大動力極樂觀的評估數據。

QiQ完成初步設計後，針對選用的OS-33引擎及KDE5215XF無刷馬達都經過實驗測試，驗證動力系統在100%至70%轉速時，選擇的槳配均要能滿足所設定的條件，否則將會造成升力不足的問題。

二、QiQ 動態分析

QiQ雙四旋翼飛行器的系統座標轉換如圖16所示，它的升力與力矩貢獻如圖17所示。

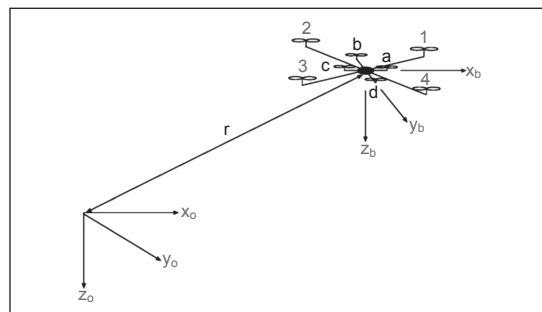


圖 16 QiQ 雙四旋翼系統的座標轉換

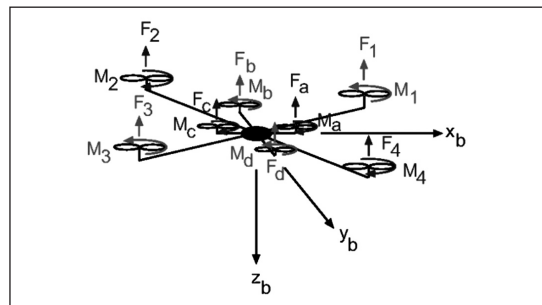


圖 17 QiQ 雙四旋翼飛行器的升力與力矩貢獻



考慮 QiQ 處於穩定狀態，

$$\text{此時 } \dot{z} = \dot{\phi} = \dot{\theta} = \dot{\psi} = \dot{w} = \dot{p} = \dot{q} = \dot{r} = 0 \quad (1)$$

$$\text{且 } w = p = q = r = 0 \quad (2)$$

因此，原來運動方程式

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & -c\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi & s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi \\ c\theta s\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & -s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi/c\theta & c\phi/c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -qw + rv \\ pw - ru \\ -pv + qu \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -W \sin \theta \\ W \sin \phi \cos \theta \\ W \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \cos \theta \cos \psi u + (-\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi)v \\ \dot{y} &= \cos \theta \sin \psi u + (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi)v \\ m\ddot{x} &= F_z(\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \\ m\ddot{y} &= F_z(-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \\ m\ddot{z} &= W + F_z \cos \phi \cos \theta \\ M_x &= 0 \\ M_y &= 0 \\ M_z &= 0 \end{aligned} \quad (7)$$

其中

$$\begin{aligned} F_z &= -(F_a + F_b + F_c + F_d) - F_1 - F_2 - F_3 - F_4 \\ M_x &= (F_b \ell_1 - F_d \ell_1) + \frac{\ell_2}{\sqrt{2}}(F_1 + F_2 - F_3 - F_4) \\ M_y &= (F_a \ell_1 - F_c \ell_1) + \frac{\ell_2}{\sqrt{2}}(F_1 - F_2 - F_3 + F_4) \\ M_z &= (M_a - M_b + M_c - M_d) - M_1 + M_2 - M_3 + M_4 \end{aligned} \quad (8)$$

且 F_a 、 F_b 、 F_c 、 F_d 、 M_a 、 M_b 、 M_c 、 M_d 為 1,000 段中的固定引擎推力與扭力，實際穩定性仍是由馬達所控制，亦即控制四顆馬達推桿位置來滿足轉換後最後四個式子。

$$\begin{aligned} M_x &= (F_b \ell_1 - F_d \ell_1) + \frac{\ell_2}{\sqrt{2}}(F_1 + F_2 - F_3 - F_4) = 0 \\ M_y &= (F_a \ell_1 - F_c \ell_1) + \frac{\ell_2}{\sqrt{2}}(F_1 - F_2 - F_3 + F_4) = 0 \\ M_z &= (M_a - M_b + M_c - M_d) - M_1 + M_2 - M_3 + M_4 = 0 \end{aligned} \quad (9)$$

上三式為控制 QiQ 的姿態，當此三式為 0 時，QiQ 姿態不轉動保持固定。一般而言，引擎產生的推力與扭力會比馬達產生的推力與扭力大許多，而臂長可減小此穩定問題，但為使馬達保有控制裕度，推桿位置不應太高或在 50% 左右。

$$m\ddot{z} = W + [-(F_a + F_b + F_c + F_d) - F_1 - F_2 - F_3 - F_4] \cos \phi \cos \theta \quad (10)$$

(10) 式為控制 QiQ 的高度，當等號右邊為正時，表示 QiQ 往地面接近，為使 QiQ 不墜落，應盡可能保持等號右邊為負。一般而言，當 QiQ 保持水平，即，重量等於推力。然而，當 QiQ 傾斜時，推力需大於重量才能使等號右邊為零或負值。值得注意的是，推力有其極限值，因此存在一極限角度使 QiQ 必會墜毀。為找出此一極限角度，以下將 QiQ 實際數據納入考慮。

假設 QiQ 估計重量大概為 20kg (結構) + 8 kg (> 1 hr 燃油)，引擎力臂 45 公分，馬達力臂 90 公分，一般載重 (裝備) 為 10 公斤，總重大約 38 公斤，在此情況下考慮四個引擎與馬達皆為理想狀態，亦即四個引擎與馬達各自有相同的推力與扭力，因此力矩平衡。另外，考慮實際引擎與馬達可持續運作的極限狀態，引擎最大轉速為 7600 轉，其推力值為 6.9849 公斤，馬達最大推桿位置為 85%，其推力值為 9.8394 公斤，因此於極限狀態下最大總推力值約為 67.2972 公斤。為防止 QiQ 下墜，控制高度的方程式須滿足：

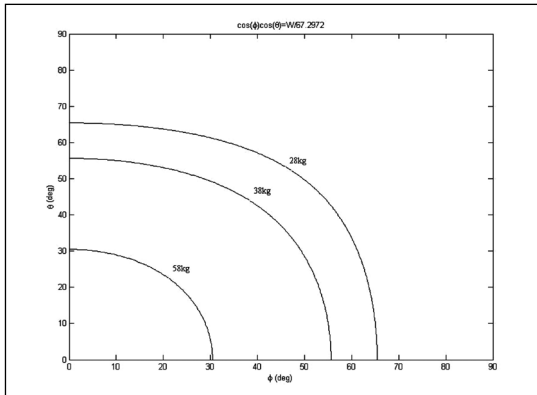


圖 18 QiQ 升力控制相對於滾轉角與俯仰角的關係

$$W + [-(F_a + F_b + F_c + F_d) - F_1 - F_2 - F_3 - F_4] \cos \phi \cos \theta < 0 \quad (11)$$

$$38 * g + (-67.2972 * g) \cos \phi \cos \theta < 0 \quad (12)$$

$$\cos \phi \cos \theta > \frac{38}{67.2972} = 0.564659450913262 \quad (13)$$

從圖18可知，當滾轉角與俯仰角落在左下角區域內時，QiQ高度可控制，在此區域外則高度無法控制持續下墜。另外，上式中的極限狀態下最大總推力值不會改變，但每次任務載重會有所不同，當總重28公斤（結構+ 1 hr燃油）時，最大傾斜角度不可超過65°，當最大載重至30公斤（總重58公斤）時，最大傾斜角度只能在30°以內。然而考慮到實際引擎與馬達的推力與扭力皆不同時，力矩平衡應先考慮，以現有力臂長分析x軸與y軸力矩平衡，引擎與馬達推力比例需約為1.4:1，z軸力矩則需進一步由實驗分析，故最大傾斜角度須再減小10°以增加控制裕度。

三、同軸發電

為了達成混合動力的最大目標，QiQ引



圖 19 引擎同軸發電機組裝三視圖

擎以同軸驅動方式設計發電機。發電機選擇Turnigy 9014-105 kV無刷馬達，額定功率，2600W、117A (max)。KDE5215XF穩定運轉需要大約40A。在OS33引擎5.58 Hp，其中80%螺旋槳動力、同軸發電，上加一個固定框架，將無刷馬達固定上去，完成如圖19的系統組裝。本文第一個雛型完成後，若OS33引擎動力不足，將升級為OS55引擎。

無刷馬達倒裝，就是三相無刷發電機，6S系統輸出電壓可達34V以上，經過三相橋式全波整流，可以獲得低漣波（Ripple）的直流輸出，用以提供動力的無刷馬達運轉，或回充鋰聚電池，以發電與供電設計，每一個發電機提供一個無刷馬達所需的電力。為避免飛行時操作無刷馬達大電流需求，每一個發電輸出端將增加一個小顆的6S鋰聚

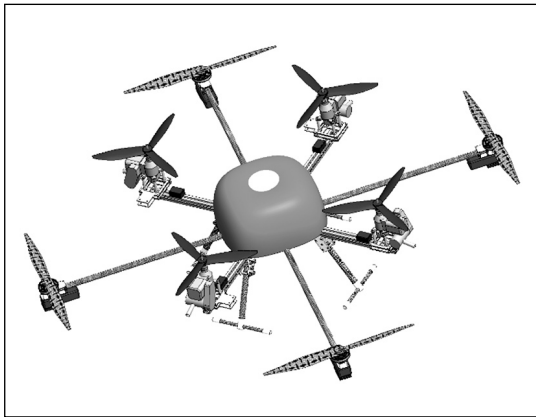


圖 20 QiQ 設計外觀

電池，以緩和瞬間大電流。

四、小結

圖13所構想的雙四旋翼系統（QiQ）將主要的飛行動力讓汽油引擎來承擔，而無刷馬達則承擔部分動力並負責姿態操控。汽油引擎同時也帶動同軸發電機，提供無刷馬達及飛控與電子系統的電力。

肆、實現與測試

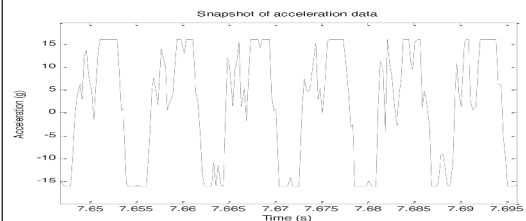
QiQ設計完成後，如圖20之外型，耗費大約10個月的時間細部設計及選擇材料，零組件加工及組裝。

一、震動抑制

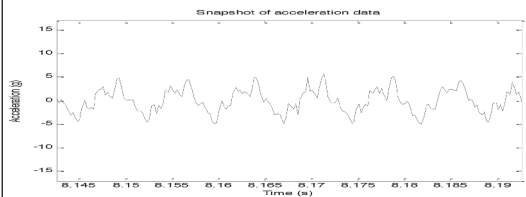
QiQ的初步測試，震動達45G，無法穩定飛行，因此改用彈簧避震系統，震動狀況改進到5G左右，如圖21所示，讓飛行控制可以順利達成。



(a) 震動改善後的實體



(b) 震動改善前 > 20G (量測系統15G飽和)



(c) 震動改善後 < 5G

圖 21 引擎避震器實體 (a)，震動改善前 (b) 及改善後 (c)

二、引擎控制

汽油內燃機引擎的控制十分棘手，必須調校引擎控制器，至接近的條件。四顆引擎的轉速不能差距太大，否則四旋翼的升力無法平衡，經過精密的PID調校，如圖22所示。由於內燃機引擎不容易線性操作，因此透過近似的線性化，將RPW與PWM逼近到一

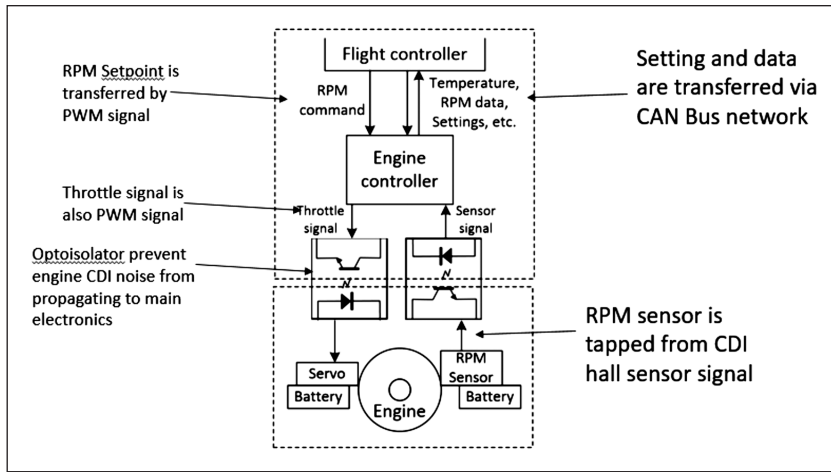


圖 22 引擎轉速回授控制調校

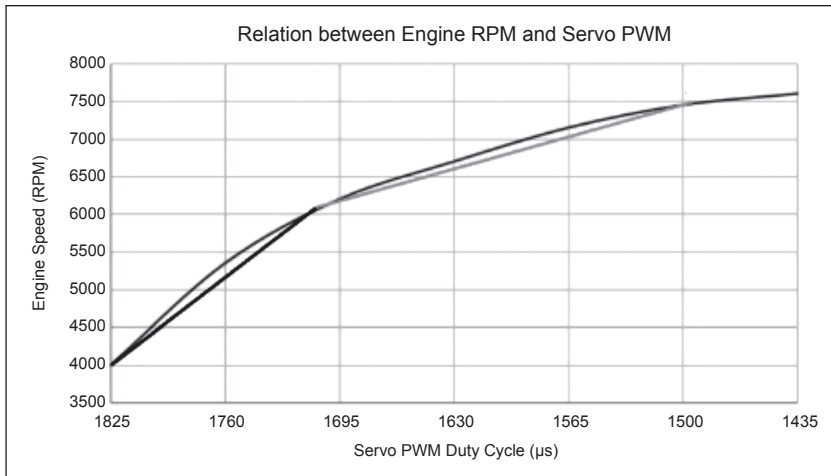


圖 23 引擎 RPM 線性化 PWM 控制

個接近的控制範圍，如圖23以利操作。完成引擎調校後四顆引擎的轉速誤差小於100 rpm (<1.4%)，如圖24所示。

三、引擎反轉

多旋翼系統偶數顆動力必須靠正逆轉來

平衡機身的旋轉力矩。選用OS33引擎後面臨一個大問題，原來設計的逆轉機構製作上無法達成效果。引擎旋轉靠一個轉軸上的Hall sensor來決定點火角度，正轉時1-2-3-4，若將Hall sensor對稱反向120°，可以將引擎反轉為1-4-3-2。本項修改，順利完成OS33引擎逆轉的問題。

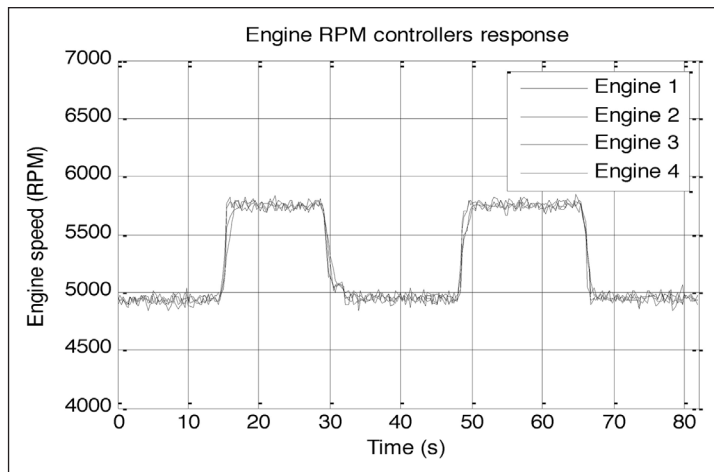


圖 24 引擎轉速調校結果，變動振幅 <100 rpm

四、姿態控制

QiQ完成後空重將達22 kg，MTOW > 45 kg，在飛行上的抗風能力有大幅改善，但是傳統多旋翼系統操作上都是靠局部的馬力增加來改變姿態，將十分耗電，QiQ設計於無刷馬達下方加裝一片控制面（Fin），4個方向的控制面可以用較少的功率輸出輔助QiQ做姿態控制，如圖25所示。

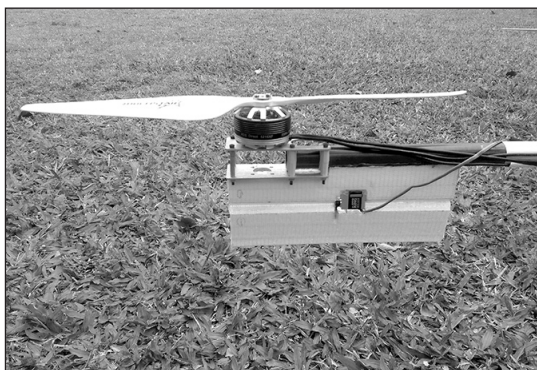


圖 25 QiQ 長臂上無刷馬達下加裝的控制面

五、油箱

QiQ是混合動力系統，主要能源來自機載油料，因此本無人機上必設計有效的油箱，以供足夠的油料，如圖26所示。油箱設計考慮飛行時的動態搖晃，不能斷油，因此油槽是向下漏斗形，在出口處保留大約0.5公升的即用油。根據需求，油箱設計最大15公升空間，可以支撐QiQ飛行超過2小時。油箱

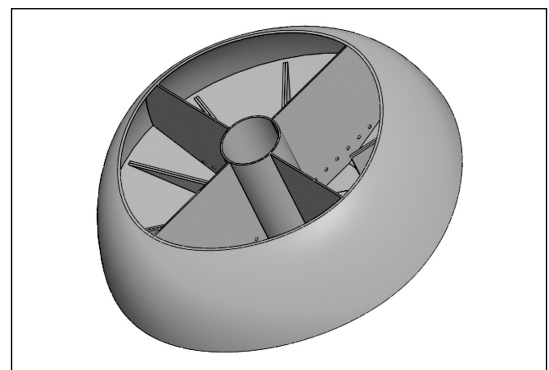


圖 26 QiQ 油箱設計

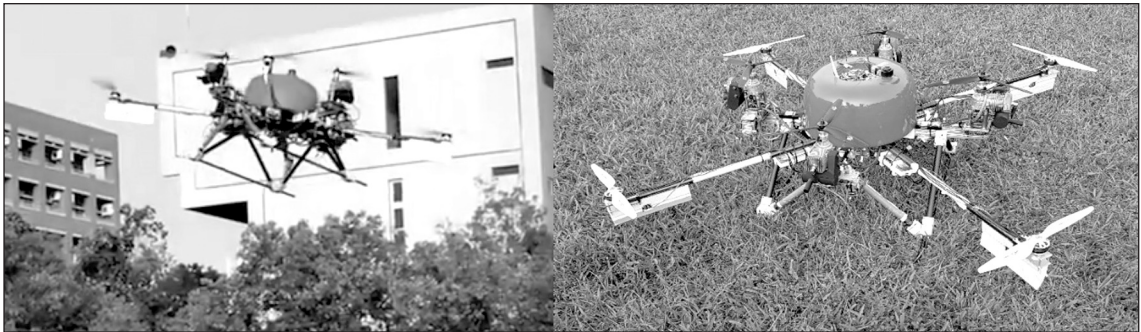


圖 27 QiQ 完成後開始試飛

為玻璃纖維材料，結構強度考慮異常碰撞的承受力，避免油箱破裂。

六、性能測試

QiQ完成後做幾項極限測試，第一是飛行動態測試，利用操場空間做長時間飛行，第二是載重測試，將16 kg重的人行道鋪地磚掛載於QiQ底部，做幾個動作的飛行測試。第三是滯空時間及抗風性測試，利用賽嘉隘寮溪河床進行飛行測試，紀錄飛行時間67分鐘，完成性能檢視及油耗的測試。圖27為QiQ在校區內進行測試飛行的照片。

伍、結論

無人機的破壞性創新正因為技術可行、市場需要，有許多傳統飛機的業務會被無人機所取代。本文從無人機近幾年發展歷程的回顧，無人機受限於跑道起降（HTOL）、酬載及滯空（VTOL）能力，很難成為有效的空中運具。如何克服設計上的問題，發展符合需求的無人機，才能讓無人機應用走入實務系統。本文提出一架完成測試的混合動

力雙四旋翼無人機（Quad-rotor in Quad-rotor, QiQ）。也許QiQ的設計不是最適合的系統，但是本文的目的期望提出一個無人機未來的展望，從可用的混合動力系統去發展更適當的無人機，做為下一個世代的無人機基礎。

QiQ的設計比較大的缺點有幾項：（1）噪音大約85dB（10 m內），是否有改善空間；（2）引擎啟動須加裝自動點火系統，以便熄火時可以再度啟動；（3）圖19所選用引擎發電機的無刷馬達不再生產，須另覓替代方案；（4）飛行控制有點繁複，需改進；（5）OS33引擎動力稍嫌不足，將須改為OS55引擎。

QiQ已經達成的特點也有幾項值得關切：

（1）混合動力無人機確實可行，可以解決無人機的實用瓶頸；（2）利用傳統固定翼飛機用引擎可以成為體積小容易安裝的發電系統（專利）；（3）油箱的設計可用；（4）長臂下的控制面改進操控性十分有效果（專利）。

本文是一個拋磚引玉的探討，期望引起更多學者專家的注意，投入混合動力無人



機系統的研究發展。

謝 誌

本研究於科技部計畫MOST-109-2622-E309-001-CC1支助下完成。

參 考 文 獻

1. Farnborough International, “The five most disruptive technologies for aviation”, available on web: November 9, 2017, <https://www.wearefinn.com/topics/posts/the-five-most-disruptive-technologies-for-aviation/>.
2. H. Goudarzi, IATA, “6 technologies that will revolutionise the aviation and airport industry in 2017”, *The International Airport Review*, available on web: February 20, 2017, <https://www.internationalairportreview.com/article/26374/technology-revolutionise-aviation-2017/>
3. P. Barry, “Introduction to Unmanned Aerial Vehicles”, *Baseline Surveys*, Available on web in January 2014, <http://www.uav.ie>.
4. Business Insider Intelligence, “Commercial Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Market Analysis – Industry Trends, Forecasts and Companies”, February 11, 2020.
5. Business Insider Intelligence, “Drone Market Outlook: Industry Growth Trends, Market Stats and Forecast”, March 04, 2020.
6. V. Puri, A. Nayyar, L. Raja, “Agriculture drones: A modern breakthrough in precision agriculture”, *Journal Statistics and Management Systems*, (2017) 20:4, 507-518, DOI: 10.1080/09720510.2017.1395171.
7. W. Budiharto, et al., “A Review and Progress of Research on Autonomous Drone in Agriculture, Delivering Items and Geographical Information System (GIS)”, December 2019.
8. B. McNell, C. Snow, “The Truth about Drones in Mapping and Surveying”, Skylogic Research LLC, 2016.
9. R. Kellermann, T. Biehle, L. Fischer, “Drones for parcel and passenger transportation: A literature review”, *Transportation Research Interdisciplinary Perspectives*, in press June 2020.
10. J. Gao, Y. Yan, C. Wang, “Research on the Application of UAV Remote Sensing in Geologic Hazards Investigation for Oil and Gas Pipelines”, *ICPTT 2011*: pp. 381-390.
11. Dark Daily, “Swiss Post Medical Drone Carrying Clinic Laboratory Specimens Crashes in Switzerland”, May 15, 2019.
12. A. Claesson, et al., “Unmanned Aerial vehicles (Drones) in out-of-hospital-care-arrest”, *Scandinavian Journal of Trauma, Resuscitation and Emergency Medicine*, (2016) 24:124, DOI: 10.1186/s13049-016-0313-5.
13. A. Pulver, R. Wei, C. Mann, “Locating AED Enable Medical Drones to Enhance Cardiac Arrest Response Times”, *Prehospital Emergency Care*, 20:3, 378-389, DOI: 10.3109/10903127.2015.1115932.
14. Hydrogen Fuel Cell-Energy Star of Tomorrow: (<http://163.30.125.8/life/index.php?op=ViewArticle&articleId=10500&blogId=610>)
15. S. A. M. Eqbal, N. Fernando, M. Marino, G. Wild, “Hybrid propulsion systems for remotely piloted aircraft systems”, *Aerospace*, Vol. 5, 2018.
16. M. Fioriti, S. Vaschetto, S. Corpino, G. Premoli, “Design of hybrid electric heavy fuel MALE ISR UAV enabling technologies for military operations”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 92 No. 5, pp. 745-755, 2020.
17. T. Donateo, A. Ficarella, L. Spedicato, “A method to analyze and optimize hybrid electric architectures applied to unmanned aerial vehicles”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 90 No. 5, pp. 828-842, 2018.
18. T. Sibilli, C. Senne, H. Jouan, A. T. Isikveren, S. Ayat, “Synergistic hybrid-electric liquid natural gas drone: S.H.I.E.L.D”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 92 No. 5, pp. 757-768, 2020.
19. A. Yezeguelian, A. T. Isikveren, “Methods to improve UAV performance using hybrid-electric architectures”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 92 No. 5, pp. 685-700, 2020.
20. L. Machado, J. Matlock, A. Suleman, “Experimental evaluation of a hybrid electric propulsion system for small UAVs”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 92 No. 5, pp. 727-736, 2020.
21. L. Boggero, M. Fioriti, C. S. Ragusa, S. Corpino, “Trade off studies of hybrid-electric aircraft by fuzzy logic methodology”, *International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics*, Vol. 56, No. 1, pp. 143-152, 2018.
22. T. J. Wall and R. T. Meyer, “Hybrid Electric Aircraft Switched Model Optimal Control”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 36, No. 4, 2020.