



(19) 中華民國智慧財產局

(12) 發明說明書公開本

(11) 公開編號：TW 201836925 A

(43) 公開日：中華民國 107 (2018) 年 10 月 16 日

(21) 申請案號：107106311

(22) 申請日：中華民國 107 (2018) 年 02 月 26 日

(51) Int. Cl. : **B64C27/54 (2006.01)****B64C19/00 (2006.01)****B64C39/02 (2006.01)**

(30) 優先權：2017/03/30 美國

15/474,014

(71) 申請人：美商高通公司 (美國) QUALCOMM INCORPORATED (US)

美國

(72) 發明人：哈特森 當諾 HUTSON, DONALD (US)

(74) 代理人：李世章

申請實體審查：無 申請專利範圍項數：23 項 圖式數：8 共 47 頁

(54) 名稱

具有單體機翼和雙轉子推進/提升模組的無人駕駛飛行器

UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH MONOLITHIC WING AND TWIN-ROTOR PROPULSION/
LIFT MODULES

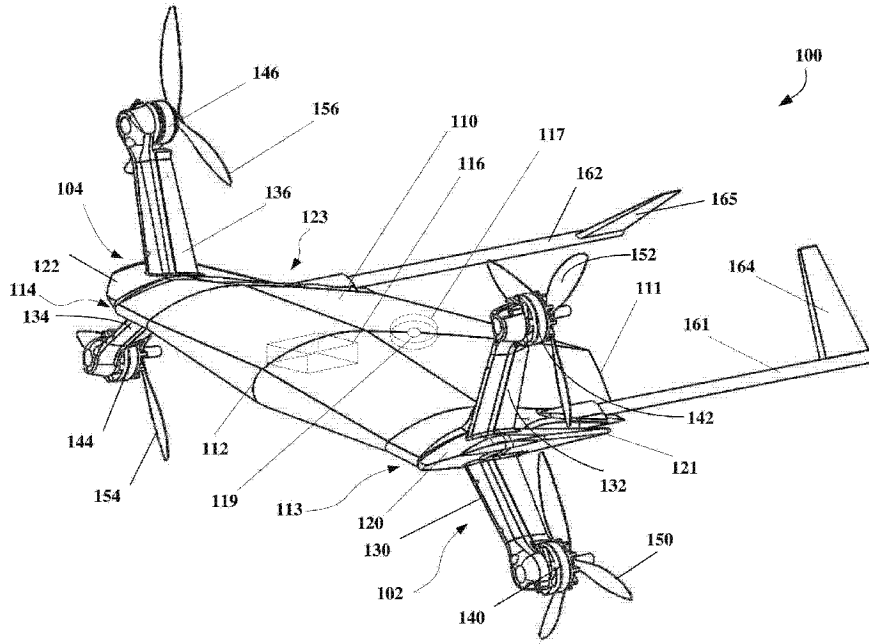
(57) 摘要

各個實施例包括一種無人機，該無人機能夠使用由六個控制組件實現的多功能飛行效能包絡來操作為飛機、四旋翼直升機或混合飛行器。該無人機可以包括單體機翼，該單體機翼具有連接到每個翼尖的推進/提升模組。每個推進/提升模組可以包括：樞轉支撐結構，該樞轉支撐結構被配置為圍繞單體機翼的縱向軸樞轉，其中兩個掛架從該樞轉支撐結構徑向向外延伸並且至少部分地彼此分離，以及被放置在每個掛架的遠端的推進單元。樞轉支撐結構可以經由伺服電動機耦合到單體機翼，該伺服電動機使得處理器能夠單獨地控制每個推進/提升模組以提供滾轉和俯仰控制。可以由處理器單獨地控制推進單元的推動和旋轉以提供偏航、滾轉和俯仰控制。

Various embodiments include a drone capable of operating as an airplane, a quad-copter, or a hybrid aircraft using a versatile flight performance envelope enabled by six elements of control. The drone may include a monolithic wing with a propulsion/lift module connected to each wing tip. Each propulsion/lift module may include a pivotal support structure configured to pivot around a longitudinal axis of the monolithic wing, with two pylons extending radially outwardly from the pivotal support structure and at least partially away from one another, and a propulsion units positioned on a distal end of each pylon. The pivotal support structures may be coupled to the monolithic wing via a servo motor enabling a processor to individually control rotation of each propulsion/lift module to provide roll and pitch control. Thrust and rotation of the propulsion units may be individually controlled by the processor to provide yaw, roll and pitch control.

指定代表圖：

圖1



符號簡單說明：

- 100 . . . 無人機
- 102 . . . 推進/提升
模組
- 104 . . . 推進/提升
模組
- 110 . . . 單體機翼
- 111 . . . 後緣
- 112 . . . 前緣
- 113 . . . 翼尖
- 114 . . . 翼尖
- 116 . . . 貨物容積
- 117 . . . 控制單元
- 119 . . . 處理器
- 120 . . . 變槳機艙/
樞轉支撐結構
- 121 . . . 後緣
- 122 . . . 變槳機艙/
樞轉支撐結構
- 123 . . . 後緣
- 130 . . . 掛架
- 132 . . . 掛架
- 134 . . . 掛架
- 136 . . . 掛架
- 140 . . . 控制電動機
- 142 . . . 控制電動機
- 144 . . . 控制電動機
- 146 . . . 控制電動機
- 150 . . . 轉子
- 152 . . . 轉子
- 154 . . . 轉子
- 156 . . . 轉子
- 161 . . . 懸臂
- 162 . . . 懸臂
- 164 . . . 尾翼
- 165 . . . 尾翼

【發明說明書】

【中文發明名稱】具有單體機翼和雙轉子推進/提升模組的無人駕駛飛行器

【英文發明名稱】UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH MONOLITHIC WING AND TWIN-ROTOR PROPULSION/LIFT MODULES

【技術領域】

【0001】 本案內容係關於具有單體機翼和雙轉子推進/提升模組的無人駕駛飛行器。

【先前技術】

【0002】 無人駕駛飛行器（UAV）或「無人機」正被開發用於要求新能力、更高安全性以及靈活的起飛和著陸能力的許多商業應用。用於無人機的一般飛行器平臺通常是固定翼飛機或多轉子（例如，四旋翼）直升機。每個平臺具有優勢和劣勢。例如，與多轉子直升機無人機相比，飛機機翼節省燃油，並且能夠具有更大的提升和更高的速度。然而，多轉子直升機能夠垂直起飛、懸停和著陸，從而相對於需要跑道以及用於離開和靠近跑道的閒置空域的飛機無人機提供了優勢。飛機在失去動力時能夠滑行，但是在低空速和低高度下不是非常安全或可控的。四旋翼直升機在低空速和低高度下具有出色的垂直起降（VTOL）能力和機動性，但是當轉子失去動力時沒有安全模式。

【發明內容】

【0003】 各個實施例包括一種無人機，該無人機被配置為：在由基於六個控制組件的多功能飛行效能包絡實現的

各種飛行模式中操作為飛機、四旋翼直升機、傾轉旋翼或混合飛行器。在各個實施例中，無人機可以包括單體機翼，該單體機翼具有耦合到兩個翼尖之每一者翼尖的推進/提升模組，翼尖具有使得推進/提升模組能夠相對於機翼表面獨立地旋轉的伺服電動機。每個推進/提升模組可以包括：樞轉支撐結構，該樞轉支撐結構耦合到伺服電動機並且被配置為圍繞跨單體機翼橫向延伸的縱向軸旋轉，兩個掛架，這兩個掛架從該樞轉支撐結構徑向向外延伸並且至少部分地彼此分離，以及兩個推進單元，其中一個推進單元附連到每個掛架的遠端。在一些實施例中，這兩個掛架可以從每個翼尖傾斜地向外延伸。

【0004】 在一些實施例中，推進/提升模組可以被配置為：相對於單體機翼旋轉到不同的旋轉方位中，以使得無人機能夠在平旋飛行模式中、機翼飛行模式中以及垂直起降（VTOL）飛行模式中操作。在一些實施例中，樞轉支撐結構包括後緣，並且在VTOL飛行模式中，推進/提升模組可以相對於單體機翼旋轉以使得來自推進/提升模組的推力定向為大致垂直於單體機翼的升力面，並且樞轉支撐結構的後緣被放置為提供著陸結構。在一些實施例中，在過渡到VTOL飛行模式或者從VTOL飛行模式過渡期間，這兩個推進單元旋轉大約90度，並且其中單體機翼被配置為使得推進單元的轉子不撞擊單體機翼。在一些實施例中，在機翼飛行模式中，推進/提升模組可以被旋轉為使得來自推進/提升模組的推力定向為大致平行於單體

機翼的升力面。在一些實施例中，在平旋飛行模式中，推進/提升模組可以相對於單體機翼獨立地旋轉到轉子產生足以使得無人機進入平旋飛行模式的偏航力的位置。

【0005】 在一些實施例中，無人機亦可以包括位於單體機翼中的處理器，以及耦合到每個樞轉支撐結構並耦合到該處理器的伺服電動機。在一些實施例中，無人機亦可以包括連接到單體機翼的尾翼。在一些實施例中，單體機翼可以是模組化的並且被配置為：利用具有不同飛行特性的另一單體機翼來替換。在一些實施例中，單體機翼可以包括用於保持有效載荷的貨物容積。

【0006】 一些實施例可以包括一種推進/提升模組，包括：樞轉支撐結構，該樞轉支撐結構可以被配置為耦合到單體機翼的翼尖並且被配置為相對於該單體機翼旋轉；兩個掛架，這兩個掛架從樞轉支撐結構的兩個表面徑向地延伸並且從翼尖傾斜地向外突出；及兩個推進單元，其中這兩個推進單元中的一個推進單元可以安裝到每個掛架的遠端。一些實施例亦可以包括兩個轉子，其中一個轉子可以耦合到每個推進單元。

【0007】 另外的實施例包括一種如上面概述的對無人駕駛飛行器（無人機）進行操作的方法，其中該方法可以包括：獨立地旋轉每個推進/提升模組，以及根據飛行模式獨立地控制施加於推進單元的功率。在一些實施例中，獨立地旋轉每個推進/提升模組可以包括：相對於單體機翼獨立地旋轉推進/提升模組，以使得無人機能夠在平旋

飛行模式中、機翼飛行模式中以及垂直起降（VTOL）飛行模式中操作。在一些實施例中，獨立地旋轉每個推進/提升模組可以包括：旋轉每個樞轉支撐結構以使得來自推進/提升模組的推力定向為大致垂直於單體機翼的升力面以將無人機置於垂直起降（VTOL）飛行模式中。在一些實施例中，獨立地旋轉每個推進/提升模組可以包括：經由將每個樞轉支撐結構增量式地旋轉大約90度來過渡到VTOL飛行模式或者從VTOL飛行模式過渡到機翼飛行模式。在一些實施例中，獨立地旋轉每個推進/提升模組可以包括：經由旋轉每個樞轉支撐結構以使得來自推進/提升模組的推力定向為大致平行於單體機翼的升力面，在機翼飛行模式中操作無人機。在一些實施例中，獨立地旋轉每個推進/提升模組可以包括：經由將推進/提升模組獨立地旋轉到轉子產生足以使無人機進入平旋飛行模式的偏航力的位置，來將無人機置於平旋飛行模式中。

【0008】 在一些實施例中，獨立地旋轉每個推進/提升模組並且根據飛行模式獨立地控制向推進單元施加的功率可以包括：經由單獨地控制這兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組的旋轉角，並且單獨地控制向推進單元之每一者推進單元施加的功率，來控制無人機的偏航、俯仰和滾轉。一些實施例亦可以包括經由以下操作來控制偏航和俯仰姿態：增加位於兩個翼尖中的第一翼尖上的推進單元的功率以用於偏航控制；及同時增加在兩個翼尖處的頂部或底部推進單元的功率以用於俯仰控制。在一些實

施例中，獨立地旋轉每個推進/提升模組可以包括：在單體機翼的升力面上方和下方以相等但相反的角度旋轉這兩個推進/提升模組。

【0009】 一些實施例可以包括一種無人機，該無人機具有上面概述的結構並具有用於執行上面概述的方法的功能的單元。

【圖式簡單說明】

【0010】 被併入本文並構成本說明書的一部分的附圖圖示示例性實施例，並且連同上面所提供的整體描述和下面所提供的具體描述，用以解釋各個實施例的特徵。

【0011】 圖1是根據各個實施例的具有被配置用於機翼飛行模式的單體機翼和V形功率模組的無人機的透視圖。

【0012】 圖2是根據各個實施例的被配置用於機翼飛行模式的無人機的俯視圖。

【0013】 圖3是根據各個實施例的被配置用於VTOL飛行模式的無人機的透視圖。

【0014】 圖4是根據各個實施例的被配置用於VTOL飛行模式的無人機的前視圖。

【0015】 圖5是根據各個實施例的具有旋轉用於過渡飛行模式的雙轉子推進/提升模組的圖1中的無人機的右側視圖。

【0016】 圖6A和圖6B是根據各個實施例的被配置用於平旋飛行模式的無人機的透視圖。

【0017】圖7是適合於與各個實施例一起使用的包括命令和控制組件的無人機的組件方塊圖。

【0018】圖8是根據各個實施例圖示對無人機進行操作的方法的程序流程圖。

【實施方式】

【0019】將參考附圖詳細描述各個實施例。只要有可能，貫穿附圖將使用相同的元件符號來代表相同或相似的部件。對特定實例和實現方式的引用是出於說明性的目的，並非意欲限制請求項的範疇。

【0020】各個實施例包括一種具有單體機翼的無人機，該單體機翼在兩個相對的翼尖中的每一個翼尖上具有雙轉子、獨立致動的推進/提升模組。該單體機翼或翼尖以及推進/提升模組之每一者模組可以包括樞軸以及被配置為圍繞跨單體機翼橫向延伸的縱向軸樞轉每個推進/提升模組的致動器，從而使得推進/提升模組能夠旋轉至少90度，並且優選地旋轉至少180度。經由這樣配置，推進/提升模組可以在旋轉時提供提升，以使得來自推進/提升模組的推力定向為大致垂直於單體機翼的升力面（亦即，雙轉子大致與單體機翼表面平行），在旋轉時提供推進，以使得來自推進/提升模組的推力定向為大致平行於單體機翼的升力面（亦即，雙轉子大致垂直於單體機翼表面），並且在旋轉到相對於單體機翼表面的中間方位時提供提升和推進的混合。每個推進/提升模組可以包括樞轉支撐結構（本文中亦被稱為「變槳機艙（pitcheron

nacelle) 」)，從該變槳機艙/樞軸支撐結構延伸的兩個掛架耦合到該變槳機艙/樞軸支撐結構，這兩個掛架傾斜地向外遠離翼尖並且至少部分地彼此分離，從而形成V形。推進/提升模組可以安裝到每個掛架的遠端。每個推進/提升模組可以產生推力以用於提升或向前推進無人機。在各個實施例中，推進/提升模組可以使用多種推力產生結構來產生推力，包括例如推進器（「轉子」）、函道風扇（其包括轉子）、渦輪風扇和噴氣引擎。在採用轉子的一些實施例中，推進單元可以包括電動機，該電動機被配置為驅動（亦即，旋轉）固定俯仰轉子以提供用於懸停飛行的必要提升或用於持續固定翼飛行的推力。推進單元（總共至少四個）之每一者推進單元可以耦合到控制器並且獨立地被供電和控制，以使得能夠獨立地調節每個轉子的旋轉速度以在飛行中實現姿態控制。

【0021】 可以經由獨立地旋轉可旋轉的推進/提升模組並獨立地控制四個推進單元之每一者推進單元的轉子速度，在飛行中控制根據各個實施例的無人機。因此，由於由雙轉子、獨立致動的推進/提升模組提供的六個控制組件所實現的多功能飛行效能包絡，因此無人機可以操作為飛機、四旋翼直升機、傾轉旋翼或各種飛行模式中的混合飛行器。例如，無人機可以經由垂直於單體機翼的表面旋轉推進/提升模組、從而將下洗氣流垂直向下引導以將無人機提升到地面上方並清除附近障礙物，來操作為垂直起降（VTOL飛行器）。無人機可以經由將推進/提升模組

朝向單體機翼的前緣旋轉，從而向前推進無人機以增加跨機翼的相對空速，來從VTOL飛行模式過渡。當無人機已達到足夠的空速，並且推進/提升模組被旋轉為使得轉子大致垂直於機翼表面時（本文中稱之為中間位置），該無人機可以過渡到全機翼飛行模式。機翼飛行模式充分利用單體機翼的益處，這些益處可以包括改善的提升和速度以用於改善的燃油效率、範圍和運輸時間。經由獨立地旋轉可旋轉的推進/提升模組來提供的多功能飛行效能包絡可以使得無人機能夠進入平旋飛行模式。假如無人機經歷動力丟失，則可以差動地旋轉可旋轉的推進/提升模組以便使無人機置於平旋（一種特殊類別的失速），其產生在淺的旋轉向下路徑中圍繞無人機的主軸自轉，從而使得無人機能夠在失去動力之後安全著陸。

【0022】 如本文所使用的，術語「無人機」是指根據各個實施例的無人駕駛飛行器。無人機可以包括機載計算設備，其被配置為：飛行及/或操作無人機而沒有例如來自人類操作者或遠端計算設備的遠端操作指令（亦即，自動地）。替代地，機載計算設備可以被配置為：利用一些遠端操作指令或者對儲存在該機載計算設備的記憶體中的指令的更新來飛行及/或操作無人機。

【0023】 本文中使用的術語「單體機翼」代表由如下材料形成或組成的機翼，這些材料不具有構成無差別的且通常為剛性整體的接頭或接縫，如本文所描述的。

【0024】圖1和圖2根據各個實施例，圖示具有被旋轉用於機翼飛行模式的推進/提升模組102、104的無人機100。參考圖1和圖2，無人機100可以包括單體機翼110，該單體機翼110具有前緣112、後緣111、以及位於單體機翼110的端部的兩個翼尖113、114。單體機翼110可以經由懸臂161、162連接到被動（亦即，沒有可操作的飛行控制表面）尾翼164、165。尾翼164、165可以在機翼飛行模式中提供更好的穩定性。

【0025】每個翼尖113、114可以經由伺服電動機202、204連接到推進/提升模組102、104。本文中使用的術語「推進/提升模組」來代表被配置為以協調的方式接收對每個推進單元的方向和功率施加的控制輸入以保持每種飛行模式中的飛行穩定性的組件的集合的各個實施例。每個伺服電動機202、204可以耦合到樞轉支撐結構120、122，並且被配置為使得可以由控制單元117相對於單體機翼110的升力面來獨立地旋轉每個推進/提升模組102、104。

【0026】每個推進/提升模組102、104的樞轉支撐結構120、122在本文中亦被稱為「變槳機艙」，因為該結構可以是被配置為旋轉用於俯仰控制的流線型外殼（機艙）（類似於變槳）。具體而言，變槳機艙/樞轉支撐結構120、122可以容納耦合到翼尖113、114的伺服電動機202、204，或者可以耦合到位於翼尖113、114內的伺服電動機202、204。每個伺服電動機202、204可以

被配置為：控制變槳機艙/樞轉支撐結構120、122相對於單體機翼110的升力面的旋轉。可以獨立地控制每個變槳機艙/樞轉支撐結構120、122內或者耦合到每個變槳機艙/樞轉支撐結構120、122的伺服電動機202、204，以使得這兩個變槳機艙/樞轉支撐結構120、122能夠彼此獨立地相對於機翼的升力面旋轉，從而實現對推進/提升模組102、104的推力向量的獨立控制。為了實現各種飛行模式，可以獨立地或同時地旋轉推進/提升模組102、104。每個變槳機艙/樞轉支撐結構120、122可以具有前緣和後緣121、123。

【0027】 每個變槳機艙/樞轉支撐結構120、122可以連接到兩個掛架130、132、134、136，這些掛架至少部分地彼此分離並且從每個翼尖113、114傾斜地向外延伸。一個推進單元140、142、144、146可以安裝在每個掛架的遠端。在各個實施例中，推進/提升模組可以使用多種推力產生結構來產生推力，包括例如推進器（「轉子」）、函道風扇（其包括轉子）、渦輪風扇和噴氣引擎。在一些實施例中採用轉子。為了描述簡單起見，在附圖中使用推進單元驅動固定俯仰轉子150、152、154、156以提供用於各種飛行模式的提升及/或推力的實例來示出各個實施例。然而，在附圖和以下描述中對固定俯仰轉子150、152、154、156的引用並非意欲限制請求項的範疇，除非在請求項中特別記載了轉子。

【0028】如圖1和圖2中所示出的，在機翼飛行模式中，推進/提升模組102、104二者可以被取向為它們的變槳機艙/樞轉支撐機構120、122頭部向前（亦即，在轉子大致垂直於機翼表面的中間位置中），以使得來自推進/提升模組102、104的推力定向為大致平行於單體機翼110的升力面。在推進/提升模組102、104是推進器驅動的實施例中，轉子150、152、154、156在機翼飛行模式中大致垂直於機翼110表面。在該配置中，推進/提升模組102、104提供推力以在飛行期間向前驅動無人機100，並且單體機翼110提供提升以使無人機100保持在空中。機翼飛行模式實現類似於飛機的效能和飛行特性。

【0029】推進/提升模組102、104可以被配置為模組化的並且被配置為容易地連接到單體110的翼尖113、114或從其斷開，從而實現容易的更換。這可以使得具有不同飛行效能特性的推進/提升模組102、104能夠在無人機100上使用。例如，推進/提升模組102、104可以具有不同的額定推進單元、轉子尺寸、以及變槳機艙/樞轉支撐結構120、122和掛架130、132、134、136的長度。

【0030】單體機翼110可以被配置為模組化的並且可由具有不同飛行效能特性的其他單體機翼替換。例如，單體機翼110可以被配置為具有不同的長度、縱橫比、彎度、機翼載荷和反角。這些尺寸可以組合以產生單體機翼

110 的不同飛行效能特性。單體機翼 110 可以由不同的複合材料製成，例如包括實心泡沫芯內部、在外側具有織物表層的輕木框架、玻璃纖維和其他複合材料。單體機翼 110 可以被配置為包含或包括貨物容積 116，該貨物容積 116 在單體機翼 110 的一部分內或者附接在單體機翼 110 下方並且被配置用於保持有效載荷（例如，相機或其他感測器）及/或各種物品的傳輸和遞送。

【0031】 單體機翼 110 可以容納控制單元 117，該控制單元 117 包括被配置為控制電動機 140、142、144、146 和伺服電動機 202、204 的處理器 119。處理器 119 可以向伺服電動機 202、204 和推進單元 140、142、144、146 發送控制信號。從處理器發送到伺服電動機 202、204 的控制信號控制推進/提升模組 102、104 的方向和旋轉速度，而從處理器發送到推進單元 140、142、144、146 的控制信號控制耦合到推進單元的轉子 150、152、154、156 的方向和速度。

【0032】 圖 2 中所示出的無人機 100 的俯視圖圖示單體機翼 110 可以被配置為使得當推進/提升模組 102、104 經由伺服電動機 202、204 旋轉各種旋轉角度時（例如，在過渡到 VTOL 飛行模式或從 VTOL 飛行模式過渡時）轉子 152、156 的外周不干擾單體機翼 110。例如，單體機翼 110 可以包括機翼錐部 206、208，該機翼錐部 206、208 為頂部轉子 152、156 提供空間，從而使得頂部轉子

152、156在從機翼飛行模式配置旋轉到其他飛行模式配置時能夠避免撞擊整體式機翼110。

【0033】 為了描述和說明簡單起見，省略了無人機100的一些詳細態樣，例如佈線、內部框架結構以及本發明所屬領域中普通熟習此項技術者將已知的其他特徵。例如，為了清晰起見，省略了將控制單元117和處理器119耦合到每個伺服電動機202、204和四個推進單元140、142、144、146的佈線。來自處理器119的這種佈線可以穿過單體機翼110到達伺服電動機202、204附近的電連接器（未圖示），並分別到達變槳機艙/樞轉支撐結構120、122附近的另一電連接器（未圖示），並繼續穿過掛架130、132、134、136到達推進單元140、142、144、146。

【0034】 圖1中所示出的機翼飛行模式配置具有都取向在中間位置（亦即，轉子大致垂直於機翼表面）的推進/提升模組102、104。與機翼飛行模式中的一般無人機相比，獨立可旋轉的推進/提升模組102、104和單獨控制的四個推進單元140、142、144、146在偏航、俯仰和滾轉飛行控制中提供例如優勢。例如，與施加於推進/提升模組104的推進單元144、146的功率相比，可以經由向推進/提升模組102的推進單元140、142提供差分功率來實現對無人機100的偏航控制。亦可以經由旋轉推進/提升模組102、104二者來實現航向俯仰控制。此外，可以經由在推進單元142、146的功率之上向推進單元

140、144提供差分功率來實現精細俯仰控制。可以經由在相反方向上旋轉推進/提升模組102、從而在一個翼尖113上引導向上的推力並在另一翼尖114上引導向下的推力，來實現航向滾轉控制。與施加於推進/提升模組104的推進單元144、146的功率相比，可以經由向推進/提升模組102的推進單元140、142施加差分功率來實現精細滾轉控制。因此，獨立地控制推進/提升模組102、104的旋轉/方位和獨立地控制每個轉子150、152、154、156的速度的能力可以由控制單元117用於提供飛行控制力的組合，其可以經由寬範圍的飛行速度和飛行模式來改善無人機100的姿態控制和機動性。

【0035】 尾翼164、165可以經由懸臂161、162連接到單體機翼110，以在機翼飛行模式中提供增加的穩定性。尾翼164、165可以是被動的並且模組化的，其中其他尾翼具有不同的飛行效能特性。在一些實施例中，尾翼可以包括主動飛行控制表面（未圖示），例如全動平尾、升降舵、方向舵和縱傾調整片。

【0036】 圖3和圖4圖示無人機100，其中推進/提升模組102、104被旋轉為使得來自推進/提升模組的推力大致垂直於單體機翼的升力面（例如，中間位置向後大約90度），這適合於VTOL飛行模式。參考圖1-圖4，在VTOL飛行模式中，推進/提升模組102、104被取向為向下引導轉子150、152、154、156的組合下洗流以用於垂直起飛、懸停或著陸。因此，在VTOL飛行模式中，

推進/提升模組102、104被旋轉為使得轉子150、152、154、156大致平行於單體機翼110的升力面。在VTOL飛行模式中，提升力由推進/提升模組102、104的推力提供（例如，轉子150、152、154、156的下洗流），並且單體機翼110可以提供很少或不提供提升。在VTOL飛行模式中，控制單元117可以經由單獨地控制施加於每個推進單元140、142、144、146的功率來保持姿態控制，從而以類似於控制四旋翼直升機無人機的方式來調節每個轉子150、152、154、156的旋轉速度。除了使用四旋翼直升機類型的飛行控制技術之外，控制單元117亦可以控制伺服電動機202、204旋轉推進/提升模組102、104以使得無人機向前移動（例如以便提升速度以過渡到機翼飛行模式）或向後移動。

【0037】 如圖4中所示出的，當推進/提升模組102、104被旋轉為使得推力向下定向（亦即，大致垂直於單體機翼的升力面）以用於VTOL飛行模式（中間位置向後 90° ）時，變槳機艙/樞轉支撐結構120、122的後緣121、123可以與尾翼164、165的懸臂161、162一起執行作為無人機100的著陸結構。

【0038】 圖5圖示其中推進/提升模組104被旋轉用於過渡飛行模式配置的無人機100。參考圖1-圖5，無人機100可以經由控制器單元117命令伺服電動機202、204旋轉推進/提升模組102、104以使得轉子150、152、154、156提供升力和推力二者以使無人機100朝向飛行

速度加速，來從VTOL飛行模式過渡到機翼飛行模式。因此，旋轉推進/提升模組102、104以使得推力部分地向下定向（亦即，具有大致垂直於單體機翼的升力面的向量分量）並且部分地向後定向（亦即，具有大致平行於單體機翼的升力面向量分量）。為了從機翼飛行模式過渡到VTOL飛行模式，控制器單元117可以命令伺服電動機202、204旋轉推進/提升模組102、104以使得轉子150、152、154、156遞增地提供較少的向前推力（從而使得無人機100減慢）和更多提升（亦即，向下推力）以補償在空速減小時機翼110的提升力損失。儘管圖5圖示取向在中間位置向後大約45°的推進/提升模組102、104，但是可以經由在0°至90°之間緩慢地或遞增地旋轉推進/提升模組102、104來實現從VTOL飛行模式到機翼飛行模式的過渡，反之亦然。

【0039】 圖5亦圖示從位於單體機翼的右側翼尖114中的伺服電動機202、204延伸的伺服電動機致動器臂502的實例，其中右側翼尖114連接到與變槳機艙/樞轉支撐結構122耦合的連桿504。替代地，伺服電動機202、204和伺服電動機臂502可以位於變槳機艙/樞轉支撐結構122內部，並且連接到與單體機翼110耦合的連桿504，以實現推進/提升模組104相對於單體機翼110的旋轉。

【0040】 圖6A和圖6B根據一些實施例，圖示其中推進/提升模組102、104以可以引起用於緊急著陸的平旋的替代配置來旋轉的無人機100。參考圖1-圖6B，在相反

方向上旋轉兩個推進/提升模組102、104可以使得轉子（例如，由於自轉）產生偏航力，該偏航力可以引起無人機100進入平旋飛行模式。平旋是一種特殊類別的失速，它產生在淺的旋轉向下路徑中圍繞無人機的垂直軸自轉。例如，如圖6A中所示出的，經由分別將兩個推進/提升模組102、104旋轉到中間位置向前大約 30° 和向後大約 30° ，由轉子150、152、154、156引起的拉力可以產生足以使得無人機100進入平旋飛行模式的偏航力。在圖6B中所示出的另一實例中，經由將兩個推進/提升模組102、104分別向上旋轉（亦即，進入懸停模式）到大約 20° 和 340° ，其中 360° 是筆直向上，轉子150、152、154、156的推力和拉力可以產生足以使得無人機100進入平旋飛行模式的偏航力。經由控制兩個推進/提升模組102、104的旋轉角度，控制單元117可以控制平旋飛行模式中的旋轉速率，這可以控制下降速率。因此，控制單元117可以在平旋飛行模式中控制無人機100以使得無人機100足夠緩慢地下降以安全著陸。

【0041】 圖7圖示適合實現各種實施例的無人機100的組件。參考圖1-圖7，無人機100可以包括嵌入到單體機翼110中的控制單元117，其可以容納用於驅動和控制無人機100的操作的各種電路和設備。控制單元117可以包括處理器119、功率模組710、輸入模組730、感測器722、輸出模組735以及耦合到天線751的無線電模組750。處理器119可以包括或耦合到記憶體721和導航單

元 723。處理器 119 可以耦合到輸出模組 735，該輸出模組 735 可以輸出控制信號以用於控制對轉子 150、152、154、156 進行驅動的各個推進單元 140、142、144、146。處理器 119 可以被配置有處理器可執行指令，以使用輸出模組 735 來致動伺服電動機 202、204 並控制施加於單獨推進單元 140、142、144、146 的功率以影響無人機 100 的飛行控制和其他操作，包括各個實施例的操作。

【0042】 功率模組 710 可以包括一或多個電池（例如，可再充電電池），這些電池可以向各個組件提供電力，包括處理器 119、輸入模組 730、感測器 722、輸出模組 735 以及無線電模組 750。

【0043】 經由控制推進/提升模組 102、104 的旋轉方位並控制單獨推進單元 140、142、144、146，並且因此控制轉子 150、152、154、156 的速度，控制單元 117 可以控制無人機 100 的飛行。處理器 119 可以從導航單元 723 接收資料，並使用該資料來決定無人機 100 的當前位置、高度、速度和方向、和方位，以及朝向目的地的恰當航向。在各個實施例中，導航單元 723 可以包括全球導航衛星系統（GNSS）接收器系統（例如，全球定位系統（GPS）接收器），該 GNSS 接收器系統使得無人機 100 能夠使用從三個或更多個 GNSS 衛星（例如，GPS 衛星）接收的 GNSS 信號來決定其位置和速度。替代地或另外地，導航單元 723 可以裝備有無線電導航接收器以用於接

收導航信標(例如,超高頻(VHF)全向無線電範圍(VOR)信標)、GPS誤差/偏置廣播或來自無線電節點、Wi-Fi存取點、蜂巢網路網站、無線電網站、遠端計算設備、其他無人機的其他信號等等。

【0044】 處理器119及/或導航單元723可以被配置為:經由無線連接(例如,蜂巢資料網路)與伺服器進行通訊以接收在導航中有用的命令、提供即時位置高度報告、以及存取資料。航空電子模組727可以耦合到回轉儀/加速計單元725、處理器119及/或導航單元723。航空電子模組727可以被配置為:向處理器119提供與飛行控制相關的資訊,例如高度、旋轉速率和加速度(例如,俯仰、滾轉和偏航)、姿態、空速、航向以及處理器119可以用於決定如何控制推進/提升模組102、104和單獨推進單元140、142、144、146以實現穩定飛行的類似資訊。來自航空電子模組727的資訊亦可以由導航單元723用於導航目的,例如GNSS位置更新之間的航位推測。

【0045】 無線電模組750可以被配置為:經由天線751接收信號,例如用於執行各種飛行操縱的命令信號,從航空導航設施等接收信號,並且將此類信號提供給處理器119及/或導航單元723以協助無人機100的操作。在一些實施例中,可以經由無線電模組750來接收對無人機100或者其組件進行導航的命令。在一些實施例中,無人機100可以經由上行鏈路信號16(該上行鏈路信號16是

經由天線 7 發送的) 從控制設備 12 接收命令，並經由下行鏈路信號 16 向控制設備 12 發送資料。

【0046】 在各個實施例中，控制單元 117 可以裝備有輸入模組 730，該輸入模組 730 可以用於各種應用。例如，輸入模組 730 可以接收並預處理來自板載組件（例如感測器）的圖像或資料，或者可以接收來自其他組件的電子信號（例如，有效載荷）。

【0047】 利用來自板載組件的可用感測器資料（例如，速度、方位和加速度），使用處理器 119 的控制單元 117 可以決定無人機 100 的當前飛行方式。亦即，無人機 100 是在機翼飛行模式、VTOL 飛行模式、平旋飛行模式、還是過渡飛行模式中。具體而言，處理器 119 可以考慮來自航空電子模組 727 的輸入，例如高度、姿態、空速、前進方向、飛行器設置以及導航單元 723 連同來自回轉儀/加速計單元 725 的資料以決定無人機位置和無人機 100 當前處於以及正在轉向的特定飛行狀態的類似資料。基於這種決定，處理器 119 可以控制（例如，經由輸出模組 735）驅動轉子 150、152、154、156 的各個推進單元 140、142、144、146 以保持穩定飛行。

【0048】 儘管控制單元 117 的各個組件在圖 7 中被示出為單獨的組件，但是一些或全部組件（例如，處理器 119、輸出模組 735、無線電模組 750 以及其他單元）可以一起整合在單個設備或模組中，例如片上系統（SoC）。

【0049】 為了描述和說明簡單起見，省略了無人機100的一些詳細態樣，例如佈線、連接器、框架結構、電源、起落柱/起落架或本發明所屬領域中普通熟習此項技術者將已知的其他特徵。另外，無人機100可以具有類似或不同的配置、轉子數量及/或其他態樣。

【0050】 圖8根據各個實施例圖示利用推進/提升模組102、104來操作無人機的方法800。參考圖1-圖8，可以由控制單元117或者與無人機100相關聯的其他計算設備（例如，無線通訊設備或伺服器）來執行方法800的操作。

【0051】 在方塊805中，無人機的處理器可以接收一或多個飛行控制輸入。例如，可以從輸入模組接收該一或多個飛行控制輸入。該一或多個飛行控制輸入可以包括目的地（例如來自操作者）、位置資訊、來自航空電子模組（例如，727）的姿態資訊（例如，俯仰、滾轉、偏航）、來自加速計和回轉儀的加速度和旋轉資訊等。可以在無人機起飛之前、從一個位置到另一位置的飛行期間、在著陸之後但在後續飛行之前、或者其他適當的時間接收飛行控制輸入。

【0052】 在方塊810中，處理器可以經由將每個推進/提升模組獨立地旋轉到轉子在相反方向上產生可以引起足以使得無人機進入並保持在平旋中的偏航力的旋轉位置，來對飛行控制輸入進行回應。例如，處理器可以將兩個推進/提升模組102、104分別旋轉到中間位置向前大

約 30° 和向後大約 30° 。舉另一個實例，處理器可以將兩個推進/提升模組102筆直、104分別向上旋轉（亦即，進入懸停模式）到大約 20° 和 340° ，其中 360° 是筆直向上。

【0053】 在方塊820中，處理器亦可以經由獨立地控制施加於每個轉子的功率來對飛行控制輸入進行回應。

【0054】 方塊810中對推進/提升模組旋轉的獨立控制和框820對施加於每個轉子的功率的獨立控制的組合並且提供上面的各種飛行模式。具體而言，如所描述的，方塊830中的VTOL飛行模式、方塊840中的機翼飛行模式、方塊850中的平旋模式以及方塊860中的過渡飛行模式。

【0055】 提供所示出和描述各個實施例僅僅作為實例以示出請求項的各個特徵。然而，針對任何給定實施例所示出和描述的特徵並不一定限制於相關聯的實施例，並且可以用於所示出和描述的其他實施例或者與其他實施例組合。此外，請求項並非意欲由任意一個實例實施例限制。

【0056】 提供前述方法描述和程序流程圖僅僅作為說明性實例，並非意欲要求或暗示必須用所提供的順序來執行各個實施例的操作。如本發明所屬領域中普通熟習此項技術者將意識到的，可以用任何次序來執行前述實施例中的操作的次序。諸如「此後」、「隨後」、「接下來」之類的詞語並非意欲對操作的次序進行限制；這些詞語僅用

於引導讀者貫穿對方法的描述。此外，以單數形式對請求項要素的任何引用，例如使用冠詞「一」、「一個」或「該」不應解釋為將要素限制為單數。

【0057】 結合本文揭示的各實施例所描述的各种說明性的邏輯區塊、模組、電路和演算法操作可以實現為電子硬體、電腦軟體或者二者的組合。為了清楚地示出硬體和軟體的這種可互換性，上面已經對各種說明性的組件、方塊、模組、電路和操作圍繞其功能進行了一般性描述。至於這種功能是實現為硬體還是軟體，這取決於特定的應用和施加在整體系統上的設計約束。普通熟習此項技術者可以針對每個特定應用以不同的方式來實現所描述的功能性，但是這種實現決策不應當解釋為致使偏離申請專利範圍的範疇。

【0058】 利用被設計為執行本文所描述的功能的通用處理器、數位訊號處理器（DSP）、特殊應用積體電路（ASIC）、現場可程式設計閘陣列（FPGA）或者其他可程式設計邏輯裝置、個別閘門或電晶體邏輯裝置、個別硬體組件或者其任意組合，可以實現或執行用於實現結合本文揭示的各態樣所描述的各种說明性的邏輯單元、邏輯區塊、模組和電路的硬體。通用處理器可以是微處理器，但在替代方案中，該處理器可以是任何一般的處理器、控制器、微控制器或狀態機。處理器亦可以實現為接收方智慧物件的組合，例如，DSP和微處理器的組合、複數個微處理器、與DSP核心結合的一或多個微處理器，或者

任何其他此種配置。替代地，可以由特定於給定功能的電路來執行一些操作或方法。

【0059】 在一或多個示例性態樣中，可以在硬體、軟體、韌體、或者其任意組合中實現所描述的功能。若在軟體中實現，則該等功能可作為一或多數指令或代碼儲存在非暫時性電腦可讀取儲存媒體或非暫時性處理器可讀儲存媒體上。本文所揭示的方法或演算法的操作可以體現在處理器可執行軟體模組或處理器可執行指令中，其中處理器可執行軟體模組或處理器可執行指令可以常駐在非暫時性電腦可讀或處理器可讀儲存媒體上。非暫時性電腦可讀或處理器可讀儲存媒體可以是可由電腦或處理器存取的任何儲存媒體。經由舉例而非限制性的方式，這種非暫時性電腦可讀或處理器可讀儲存媒體可以包括RAM、ROM、EEPROM、快閃記憶體、CD-ROM或其他光碟儲存、磁碟儲存或其他磁儲存智慧物件，或者可用於儲存具有指令或資料結構形式的期望程式碼並且可以由電腦存取的任何其他媒體。如本文所使用的，磁碟(disk)和光碟(disc)包括壓縮光碟(CD)、鐳射光碟、光碟、數位多功能光碟(DVD)、軟碟和藍光光碟，其中磁碟通常磁性地複製資料，而光碟利用鐳射來光學地複製資料。上面各項的組合亦包括在非暫時性電腦可讀和處理器可讀取媒體的範疇內。另外，方法或演算法的操作可以作為代碼及/或指令的一個或任意組合或集合常駐在可以被

併入電腦程式產品中的非暫時性處理器可讀儲存媒體及/或電腦可讀取儲存媒體上。

【0060】 提供對所揭示實施例的先前描述以使得本發明所屬領域中任何普通熟習此項技術者能夠實施或使用請求項。對這些實施例的各種修改對於本發明所屬領域中普通熟習此項技術者來說將是顯而易見的，並且在不脫離請求項的精神或範疇的情況下，本文所定義的一般原理可以應用於其他實施例。因此，本案內容並非意欲受限於本文所示出的實施例，而是要被給予與所附申請專利範圍以及本文所揭示的原理和新穎性特徵相一致的最廣範疇。

【符號說明】

【0061】

7 天線

12 控制設備

16 上行鏈路信號

100 無人機

102 推進/提升模組

104 推進/提升模組

110 單體機翼

111 後緣

112 前緣

113 翼尖

114 翼尖

116 貨物容積

- 1 1 7 控制單元
- 1 1 9 處理器
- 1 2 0 變槳機艙 / 樞轉支撐結構
- 1 2 1 後緣
- 1 2 2 變槳機艙 / 樞轉支撐結構
- 1 2 3 後緣
- 1 3 0 掛架
- 1 3 2 掛架
- 1 3 4 掛架
- 1 3 6 掛架
- 1 4 0 控制電動機
- 1 4 2 控制電動機
- 1 4 4 控制電動機
- 1 4 6 控制電動機
- 1 5 0 轉子
- 1 5 2 轉子
- 1 5 4 轉子
- 1 5 6 轉子
- 1 6 1 懸臂
- 1 6 2 懸臂
- 1 6 4 尾翼
- 1 6 5 尾翼
- 2 0 2 伺服電動機
- 2 0 4 伺服電動機

- 2 0 6 機翼錐部
- 2 0 8 機翼錐部
- 5 0 2 伺服電動機致動器臂
- 5 0 4 連桿
- 7 1 0 功率模組
- 7 2 1 記憶體
- 7 2 2 感測器
- 7 2 3 導航單元
- 7 2 5 回轉儀/加速計單元
- 7 2 7 航空電子模組
- 7 3 0 輸入模組
- 7 3 5 輸出模組
- 7 5 0 無線電模組
- 7 5 1 天線
- 8 0 0 方法
- 8 0 5 方塊
- 8 1 0 方塊
- 8 2 0 方塊
- 8 3 0 方塊
- 8 4 0 方塊
- 8 5 0 方塊
- 8 6 0 方塊

【生物材料寄存】

【 0 0 6 2 】 國內寄存資訊 (請依寄存機構、日期、號碼順序註記)

無

【 0 0 6 3 】 國外寄存資訊 (請依寄存國家、機構、日期、號碼順序註記)

無



201836925

【發明摘要】**【中文發明名稱】** 具有單體機翼和雙轉子推進/提升模組的無人駕駛飛行器**【英文發明名稱】** UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH MONOLITHIC WING AND TWIN-ROTOR PROPULSION/LIFT MODULES**【中文】**

各個實施例包括一種無人機，該無人機能夠使用由六個控制組件實現的多功能飛行效能包絡來操作為飛機、四旋翼直升機或混合飛行器。該無人機可以包括單體機翼，該單體機翼具有連接到每個翼尖的推進/提升模組。每個推進/提升模組可以包括：樞轉支撐結構，該樞轉支撐結構被配置為圍繞單體機翼的縱向軸樞轉，其中兩個掛架從該樞轉支撐結構徑向向外延伸並且至少部分地彼此分離，以及被放置在每個掛架的遠端的推進單元。樞轉支撐結構可以經由伺服電動機耦合到單體機翼，該伺服電動機使得處理器能夠單獨地控制每個推進/提升模組以提供滾轉和俯仰控制。可以由處理器單獨地控制推進單元的推動和旋轉以提供偏航、滾轉和俯仰控制。

【英文】

Various embodiments include a drone capable of operating as an airplane, a quad-copter, or a hybrid aircraft using a versatile flight performance envelope enabled by six elements of control. The drone may include a monolithic wing with a propulsion/lift module connected to each wing tip. Each propulsion/lift module may include a pivotal support structure configured to pivot around a longitudinal axis of the monolithic wing, with two pylons extending radially outwardly from the pivotal

support structure and at least partially away from one another, and a propulsion units positioned on a distal end of each pylon. The pivotal support structures may be coupled to the monolithic wing via a servo motor enabling a processor to individually control rotation of each propulsion/lift module to provide roll and pitch control. Thrust and rotation of the propulsion units may be individually controlled by the processor to provide yaw, roll and pitch control.

【指定代表圖】第（ 1 ）圖。

【代表圖之符號簡單說明】

1 0 0 無人機

1 0 2 推進 / 提升模組

1 0 4 推進 / 提升模組

1 1 0 單體機翼

1 1 1 後緣

1 1 2 前緣

1 1 3 翼尖

1 1 4 翼尖

1 1 6 貨物容積

1 1 7 控制單元

1 1 9 處理器

1 2 0 變槳機艙 / 樞轉支撐結構

1 2 1 後緣

1 2 2 變槳機艙 / 樞轉支撐結構

1 2 3 後緣

1 3 0 掛架

1 3 2 掛架

1 3 4 掛架

1 3 6 掛架

1 4 0 控制電動機

1 4 2 控制電動機

1 4 4 控制電動機

1 4 6 控制電動機

1 5 0 轉子

1 5 2 轉子

1 5 4 轉子

1 5 6 轉子

1 6 1 懸臂

1 6 2 懸臂

1 6 4 尾翼

1 6 5 尾翼

【特徵化學式】

無

【發明申請專利範圍】

【第1項】 一種航空無人機，包括：

具有兩個翼尖的一單體機翼；及

兩個推進/提升模組，其中該兩個推進/提升模組中的一第一推進/提升模組連接到該兩個翼尖中的一第一翼尖，該兩個推進/提升模組中的一第二推進/提升模組連接到該兩個翼尖中的一第二翼尖，並且該兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組包括：

一樞轉支撐結構，該樞轉支撐結構被配置為：圍繞跨該單體機翼橫向延伸的一縱向軸樞轉；

兩個掛架，該兩個掛架從該樞轉支撐結構徑向向外延伸並且至少部分地彼此分離；及

兩個推進單元，其中一個推進單元附連到每個掛架的一遠端。

【第2項】 根據請求項 1 之無人機，其中從該樞轉支撐結構徑向向外延伸的該兩個掛架包括從每個翼尖傾斜地向外延伸的兩個掛架。

【第3項】 根據請求項 1 之無人機，其中該兩個推進/提升模組被配置為：相對於該單體機翼旋轉以使得該無人機能夠在一平旋飛行模式中、一機翼飛行模式中以及一垂直起降（VTOL）飛行模式中操作。

【第4項】 根據請求項 3 之無人機，其中該樞轉支撐結

構包括一後緣，並且其中當該無人機在該 VTOL 飛行模式中時，該兩個推進/提升模組相對於該單體機翼旋轉以使得來自該兩個推進/提升模組的推力定向為大致垂直於該單體機翼的一升力面，並且該樞轉支撐結構的後緣被放置為提供一著陸結構。

【第5項】 根據請求項 3 之無人機，其中在過渡到該 VTOL 飛行模式或者從該 VTOL 飛行模式過渡期間，該兩個推進單元旋轉大約 90 度，並且其中該單體機翼被配置為使得該兩個推進單元的轉子不撞擊該單體機翼。

【第6項】 根據請求項 3 之無人機，其中當該無人機在該機翼飛行模式中時，該兩個推進/提升模組相對於該單體機翼旋轉以使得來自該兩個推進/提升模組的推力定向為大致平行於該單體機翼的一升力面。

【第7項】 根據請求項 3 之無人機，其中當該無人機在該平旋飛行模式中時，該兩個推進/提升模組相對於該單體機翼獨立地旋轉到轉子產生足以使得該無人機進入該平旋飛行模式的偏航力的位置。

【第8項】 根據請求項 1 之無人機，亦包括：

位於該單體機翼中的一處理器；及

一伺服電動機，該伺服電動機耦合到每個樞轉支撐結構並耦合到該處理器。

【第9項】 根據請求項 1 之無人機，亦包括：連接到該單體機翼的一尾翼。

【第10項】 根據請求項 1 之無人機，其中該單體機翼是模組化的並且被配置為利用具有一不同飛行特性的另一單體機翼來替換。

【第11項】 根據請求項 1 之無人機，其中該單體機翼包括用於保持一有效載荷的一貨物容積。

【第12項】 一種推進/提升模組，包括：

一樞轉支撐結構，該樞轉支撐結構被配置為耦合到一單體機翼的一翼尖並且被配置為相對於該單體機翼旋轉；

兩個掛架，該兩個掛架從該樞轉支撐結構的兩個表面徑向地延伸，其中該兩個掛架之每一者掛架從該翼尖傾斜地向外突出；及

兩個推進單元，其中該兩個推進單元中的一個推進單元安裝到每個掛架的遠端。

【第13項】 根據請求項 12 之推進/提升模組，亦包括兩個轉子，其中一個轉子耦合到每個推進單元。

【第14項】 一種對無人駕駛飛行器（無人機）進行操作的方法，該無人駕駛飛行器（無人機）包括具有兩個翼尖的一單體機翼以及兩個推進/提升模組，其中該兩個推進/提升模組中的一第一推進/提升模組連接到

該兩個翼尖中的一第一翼尖，並且該兩個推進/提升模組中的一第二推進/提升模組連接到該兩個翼尖中的一第二翼尖，並且，該兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組包括：一樞轉支撐結構，該樞轉支撐結構被配置為圍繞跨該單體機翼橫向延伸的一縱向軸樞從該樞轉支撐結構延伸並且至少部分地彼此分離的兩個掛架，以及兩個推進單元，其中一個推進單元安裝到每個掛架的遠端，其中每個掛架從該樞轉支撐結構的表面徑向地延伸並且從每個翼尖傾斜地向外延伸，該方法包括：

獨立地旋轉該兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組；及

根據一飛行模式獨立地控制施加於推進單元的功率。

【第15項】 根據請求項14之方法，其中獨立地旋轉該兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組包括：相對於該單體機翼獨立地旋轉該兩個推進/提升模組以使得該無人機能夠在一平旋飛行模式中、一機翼飛行模式中以及一垂直起降（VTOL）飛行模式中操作。

【第16項】 根據請求項14之方法，其中獨立地旋轉該兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組包括：旋轉每個樞轉支撐結構以使得來自該兩個推進/提升模

組的推力定向為大致垂直於該單體機翼的一升力面以將該無人機置於一垂直起降（VTOL）飛行模式中。

【第17項】 根據請求項16之方法，其中獨立地旋轉該兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組包括：經由將每個樞轉支撐結構增量式地旋轉大約90度來過渡到該VTOL飛行模式或者從該VTOL飛行模式過渡到一機翼飛行模式。

【第18項】 根據請求項15之方法，其中獨立地旋轉該兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組包括：經由旋轉每個樞轉支撐結構使得來自該兩個推進/提升模組的推力定向為大致平行於該單體機翼的一升力面，以在該機翼飛行模式中操作該無人機。

【第19項】 根據請求項15之方法，其中獨立地旋轉該兩個推進/提升模組包括：經由將該兩個推進/提升模組獨立地旋轉到轉子產生足以使該無人機進入該平旋飛行模式的偏航力的位置，來將該無人機置於該平旋飛行模式中。

【第20項】 根據請求項14之方法，獨立地旋轉每個推進/提升模組並且根據一飛行模式獨立地控制向推進單元施加的功率包括：經由單獨地控制該兩個推進/提升模組之每一者推進/提升模組的一旋轉角，並且單獨地控制向該推進單元之每一者推進單元施加的功率，

來控制該無人機的偏航、俯仰和滾轉。

【第21項】 根據請求項20之方法，亦包括經由以下操作來控制偏航和俯仰姿態：

增加位於該兩個翼尖中的一第一翼尖上的推進單元的功率以用於偏航控制；及

同時增加在該兩個翼尖處的頂部或底部推進單元的功率以用於俯仰控制。

【第22項】 根據請求項20之方法，獨立地旋轉每個推進/提升模組包括經由以下操作來控制滾轉姿態：

在該單體機翼的一升力面上方和下方以相等但相反的角度旋轉該兩個推進/提升模組。

【第23項】 一種航空無人機，包括：

具有兩個翼尖的一單體機翼；及

兩個推進/提升模組，其中一個推進/提升模組連接到該單體機翼的每個翼尖，並且每個推進/提升模組包括：

具有兩個表面的一個樞轉支撐結構；

兩個掛架，其中一個掛架耦合到該樞轉支撐結構的每個表面；

兩個推進單元，其中一個推進單元安裝到每個掛架的一遠端；及

兩個轉子，其中一個轉子耦合到每個推進單元；

其中每個掛架從該樞轉支撐結構的一表面徑向地延伸並且從每個翼尖傾斜地向外延伸；

用於獨立地對每個推進/提升模組進行取向的單元；
及

用於根據一飛行模式獨立地控制向每個轉子施加的功率以實現穩定飛行的單元。

