طائرة بدون طيار متغيرة الحجم مع المحافظة على الشكل الهندسي للهيكل

إعداد: المهندس عمرو عبدالعزيز الصباغ
إشراف: الدكتور المهندس حسام الوفائي

الملخص:

في هذه الورقة البحثية، نقترح تصميماً جديداً وبسيطاً وفعالاً لتكوين شكل جديد متغير للطائرات بدون طيار. يتكون من إطار يحتوي على أربعة أذرع تنسحب بحركة خطية للداخل من خلال محرك سيرفو مركزي يتم التحكم به بشكل مستقل لسحب الأذرع باتجاه الإطار الرئيسي، حيث يتم تشكيل أكثر من حجم للطائرة بدون طيار يناسب المهمة التي سوف تؤديها الطائرة، تربط الأذرع (قواعد المحركات) بالإطار الرئيسي بشكل منتظم لتشكل بنية متوازي أضلاع تضمن بقاء المراوح في اتجاه ثابت أثناء التحول. في حالتها الممتدة، تشبه الطائرة الرباعية التصميم التقليدي بحجم طبيعي، وعندما يتم شد الأذرع للداخل نحافظ على نفس الشكل الهندسي للطائرة مع تغير في طول الاذرع الأربعة.

لضمان الطيران المستقر في جميع الأوقات، نستغل استراتيجية التحكم الأمثل التي تتكيف على الطائرة الناتجة بعد التعديل مع هيكل الطائرة الأساسي. نقوم بإظهار مرونة التشكيل التكيفي المقترح في مهام مختلفة، مثل التناور في الممرات الضيقة بشكل أفقي وعامودي، والعبور ضمن الفتحات العامودية والأفقية ومن ثم العودة مباشرة للحجم الطبيعة.

تم إجراء التجارب على طائرة بدون طيار فعلية ومستقلة بالكامل تعتمد على أجهزة الاستشعار ونقل الصورة بشكل مستقل عن المعالجة، لوحة المعالجة المركزية Arducopter، وحدة التحكم والارسال. وحدة Telemetry (المعايرة وقياس البيانات عن بُعد بشكل آني). هذا هو أول عمل يظهر الطيران المستقر دون الحاجة إلى أي تعديلات لتناظر الهيكل هندسياً أو تعديل الاتجاه المركزي للطائرة. حيث تم إنجاز طائرة بدون طيار متغيرة الحجم بشكل عملي يكون المستخدم قادر على تغيير حجمها بما يلائم مكان الطيران وحسب الحاجة. تكون نسبة هيكل الطائرة بعد عملية التصغير هي 80% من حجمها الأصلي.

تم التحقق من أداء التحكم وتعددية استخدامات الطائرة الرباعية المتحولة من خلال تجارب في العالم الحقيقي.

الكلمات المفتاحية: طائرة بدون طيار متغيرة الحجم، طائرة بدون طيار تكيفية، لوحة المعالجة الرئيسية للتوازن، أذرع خطية، تشكيلة تكيفية، الاتجاه المركزي.

Variable-Size Unmanned Aerial Vehicle with Preserved Structural Geometry

Abstract:

In this paper, we propose a novel, simple, and efficient design for a morphing unmanned aerial vehicle (UAV). The structure comprises a frame with four arms that linearly retract inward via an independently controlled central servo motor. This mechanism pulls the arms toward the main frame, enabling the UAV to adopt multiple sizes tailored to specific mission requirements. The arms (motor mounts) are connected to the main frame symmetrically, forming a parallelogram mechanism that ensures the propellers maintain a fixed orientation during the transformation. In its fully extended state, the quadrotor resembles a conventional full-sized design. When the arms are retracted inward, the overall geometric shape of the UAV is preserved, with only the lengths of the four arms varying.

To ensure stable flight at all times, we employ an optimal control strategy that adapts the resulting modified aircraft to the baseline structural dynamics. We demonstrate the flexibility of the proposed adaptive morphing in various tasks, such as maneuvering through narrow horizontal and vertical corridors, traversing tight vertical and horizontal openings, and subsequently returning seamlessly to its nominal size.

Experiments were conducted on a fully autonomous, physical UAV equipped with independent sensors and image transmission systems, an Arducopter central flight controller, a control/transmitter unit, and a telemetry module for real-time data acquisition and calibration. To the best of our knowledge, this is the first work to achieve stable flight without requiring any adjustments to the geometric symmetry of the frame or altering the central orientation of the vehicle. Practically, a morphing UAV has been successfully developed, allowing the user to dynamically alter its size to accommodate the operational

environment and specific mission needs. Upon retraction, the footprint of the UAV frame is reduced to 80% of its original size.
The control performance and versatility of the morphing quadrotor were validated through real-world experiments.

Keywords: Variable-Size UAV, Adaptive UAV, Flight Controller, Linear Arms, Adaptive Morphing, Central Orientation.

1. مقدمة:

في السنوات الأخيرة حظيت الطائرات بدون طيار رباعية المراوح وهي نوع شائع الاستخدام من المركبات الجوية باهتمام كبير من الباحثين نظراً لانخفاض تكلفتها، وقدرتها العالية على المناورة، وإمكانياتها التشغيلية الواسعة [1]. وقد أثبتت هذه الطائرات متعددة الاستخدامات فعاليتها في العديد من التطبيقات، بما في ذلك الإغاثة في حالات الكوارث، وفحص البنية التحتية، والخدمات اللوجستية [2,3,4,5]. على الرغم من نجاحها في البيئات المفتوحة [6]، تُصمم الطائرات الرباعية التقليدية عادةً بإطار صلب تُثبّت فيه المحركات والمراوح الأربعة في مكانها. في حين أن هذا التصميم يدعم الطيران المستقر في المناطق الخالية من العوائق، إلا أنه يحدّ بشكل كبير من قدرة الطائرة على المناورة في البيئات المعقدة والضيقة، مثل الممرات الضيقة أو المناطق المليئة بالعوائق [7,8]. في حين أن الطائرات الرباعية الأصغر حجماً يمكنها التنقل في المساحات الضيقة، إلا أن صغر حجمها يؤثر بشكل كبير على حساب سعة الحمولة، الاستقرار، مدة الطيران، والقدرة على تحمل العوامل الخارجية. تهدف الطائرات بدون طيار الرباعية المتغيرة الحجم إلى معالجة هذه القيود من خلال إعادة تشكيل هندستها ديناميكياً أثناء الطيران، مما يتيح تحسين الملاحة والأداء في سيناريوهات تشغيلية متنوعة وذات شمولية أوسع.

تمتلك العديد من الكائنات الطائرة كالطيور، القدرة على تغيير شكل أجنحتها ديناميكياً للتكيف مع تغيرات الظروف الديناميكية الهوائية والبيئات المختلفة [9,10,11]. واستلهاماً من هذه الكائنات، سعى المهندسون إلى محاكاة كفاءتها وقدرتها على التكيف، مما دفعهم إلى تطوير تقنيات تغيير شكل الطائرات بدون طيار، حيث يمكن تغيير شكل الطائرة أو تكوينها أثناء الطيران لتحسين الأداء بشكل كبير [12,13]. تُعدّل الطائرات ذات المحركات الأربعة على وجه الخصوص باستخدام هندسة

هيكلها، مما يُضـيف درجات حرية إضـافية لتحسـين السـرعة وخفة الحركة والقدرة على المناورة في مختلف التضاريس وسيناريوهات التشغيل [7,14]. وعلى الرغم من هذه المزايا، تواجه تصاميم تغيير الشكل العديد من التحديات، بما في ذلك زيادة التعقيد الميكانيكي، وارتفاع استهلاك الطاقة للتشغيل، وزيادة الوزن، واحتمالية التنازل عن المتانة الهيكلية. ويتطلب التغلب على هذه التحديات تحقيق التوازن بين تحسين الأداء وقيود التصميم والتنفيذ العملية.

إن مفهوم تغيير شـكل أو هندسـة المركبات الجوية ليس جديداً، لطالما اسـتخدمت الطائرات ذات الأجنحة الثابتة تقنية تغيير شـكل الأجنحة لتعزيز الكفاءة الديناميكية الهوائية وتحسـين التحكم في الطيران [13,15]. ويُمثل تطبيق هذا المفهوم على الطائرات رباعية المراوح، حيث يتم تعديل المواضع والاتجاهات النسـبية للمراوح ديناميكياً أثناء الطيران. على الرغم من وجود العديد من الدراسـات حول تقنيات الطائرات بدون طيار بشـكل عام [13,16,17]، إلا أنه لا يوجد حتى الآن أي من هذه الدراسات اعتمدت على مبدأ السحب الخطي للذراع إلى الداخل بل كانت تزيد بشكل كبير من تعقيد الهيكل هندسياً مما يؤثر بشكل كبير على المحاور الأساسية للطائرة، التوازن، جهة البوصلة.

في هذه الدراسـة، نقدم تصـميماً جديداً وبسـيطاً وفعالًا لتكوين شـكل متغير للطائرات بدون طيار مع المحافظة على عدم تغيير الشكل الهندسة للطائرة.

2. الهدف من البحث:

نسـعى في هذا البحث أن نقوم ببناء طائرة بدون طيار قادرة عن تغيير حجمها كي تتناسـب مع نسـبة كبيرة من أماكن تواجدها والمسار ضمن رحلات ذات حجم صغير وذلك من أجل استغلال استخدام الطائرات المسـيرة في مجالات كثيرة كانت في الماضـي ضـمن التصـنيفات البعيدة عن اسـتخدام الطائرات بدون طيار ووضـع اسـتراتيجية جديدة قادرة على التأقلم مع تغيير حجم الطائرة بشـكل آني دون الحاجة لإعادة برمجة من قبل مختصـين والذي يحتاج للكثير من الوقت من أجل المعايرة بحيث يمكن استخدام الطائرات المسيرة من قبل أشخاص غير مختصين في تصنيع الطائرات في أي وقت وأي مكان.

3. منهجية البحث:

بعد الاطلاع الموسع على أهم الدراسات الحديثة منها والقديمة بهدف الحصول على أفضل خوارزميات التوازن وفصلها حسب حجم الطائرة والتأثيرات الناتجة على توازنها واستخلاص الخوارزميات المهمة منها، تم استخدام لوحة القيادة Ardupilot 2.8 الذي يعتمد بشكل أساسي على خوارزميتين محوريتين: خوارزمية متحكم التناسب والتكامل والتفاضل (PID - Proportional-Integral-Derivative Controller) وخوارزمية مرشح كالمان الموسع (EKF - Extended Kalman Filter) [18,22].

قمنا في الخطوة التالية بشرح مفاهيم تغيير الشكل داخل وخارج المستوى مع توضيح آلية التصغير وتحويل نبضات التعديل بعرض النبضة (PWM - Pulse Width Modulation) إلى حركة دائرية ومن ثم إلى حركة خطية انسحابية، ومن ثم بناء النماذج الأولية للطائرة بدون طيار ذات الإطار الثابت بعدة أحجام لدراسة التغيرات الناتجة لدينا ومعالجتها مع توضيح الشروط الفنية للنماذج ودمجها مع بعضها البعض في طائرة بدون طيار متغيرة الحجم.

تم وضع آلية تصغير مستحدثة لم يتم العمل عليها من قبل تعتمد على المبدأ الانسحابي للأذرع وبناء النموذج النهائي والبدء بإجراء التجارب عليه مع بعض التعديلات الاضطرارية للحصول على نموذج ذو كفاءة عالية، تم الحصول على نتائج مرضية عملياً لطائرة بدون طيار متغير الحجم مع المحافظة على الشكل الهندسي للهيكل.

4. الخوارزميات المستخدمة في التوازن:

من خلال الدراسات المرجعية تبين أن هناك استراتيجيات مختلفة تم تطبيقها للتحكم بطائرة رباعية المراوح، وتختلف النتائج من طريقة لأخرى ويوجد منها البسيط والذي يوفي بالغرض والمعقد الذي لا يناسب الطائرة التي نقوم بتصنيعها. ولكن خوارزمية التحكم PID هو النهج الأبسط فيما يتعلق بالطائرة رباعية المراوح، لتحقيق نتائج مقبولة في استقرار الطائرة حول مركز ثقلها، ويمكن اعتباره انطلاقة للتحكم بالمنظومة، حيث يمكن لاحقاً تطبيق متحكمات وطرق أعقد إما لتحسين الأداء أو لتطبيق نظام قيادة بمواصفات محددة.

ومن خلال التوصـــل إلى الخوارزمية المطلوبة والتي كانت مدعمة ضـــمن وحدة معالج التحكم في الطيران Ardupilot 2.8 والذي يتم معايرته ضـــمن منصـــة Arducopter مفتوحة المصـــدر قمنا بإجراء التجارب النهائية باستخدامه والتوصل إلى طيران مستقر [18].

4.1 منصة Arducopter مفتوحة المصدر [18,22]:

تُعد منصـة ArduCopter إحدى أبرز المنصـات المفتوحة المصـدر المخصـصـة للتحكم في مجال أنظمة التحكم بالطائرات بدون طيار (UAVs)، والتي تطورت من مشاريع هواة في أواخر العقد الأول من القرن الحادي والعشـرين إلى منصـة احترافية يعتمد عليها في التطبيقات العسـكرية والمسـح الجوي والأبحاث الأكاديمية، حيث يتجاوز عدد المركبات المجهزة بها حول العالم المليون مركبة. يســـتند ArduCopter في بنيته التحكمية إلى دمج خوارزميتين أسـاسـيتين لضـمان اسـتقرارية الطائرة وتقدير حالتها الديناميكية بدقة: الأول خوارزمية المتحكم التناســبي–التكاملي–التفاضــلي (PID) للتحكم في الاتجاه، والثاني خوارزمية المرشح كالمان الموسع (EKF) لتقدير الوضعية والسرعة والموقع.

4.2 المتحكم التناسبي – التكاملي – التفاضلي (PID) [20,22]:

فيمـا يخصّ المتحكم PID، فـإنـه يعمـل على تقليـل الخطـأ بين المتغير المقـاس والقيمـة المرجعيـة المنشـــودة بتوليد إشـــارة تحكم $u(t)$ تتكون من مجموع مرجح لثلاثة حدود رياضـــية، وتُعبر المعادلة العامة للمتحكم PID في الزمن المستمر عن العلاقة:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau)d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \qquad (1)$$

حيـث K_p, K_i, K_d هي معـاملات الربح التنـاســـبي والتكـاملي والتفـاضـــلي على التوالي، و $e(t) = r(t) - y(t)$ يمثل إشارة الخطأ بين المرجع $r(t)$ والقيمة المقاسة $y(t)$. في تطبيقات الطيران، يُسـتخدم متحكم PID مسـتقل لكل من محاور الدوران (Roll) والانحناء (Pitch) والانعراج (Yaw)، حيث تُعالج زوايا الوضـعية المقاسـة بواسـطة وحدة القياس (IMU) ويُحسـب الخرج التحكمي لتوزيع الســـرعات المطلوبة على المحركات. عند التنفيذ الرقمي على لوحات ArduCopter، يُحول المتحكم PID إلى صيغته المنفصلة:

$$u(t) = K_p e(k) + K_i T_s \sum_{j=0}^{k} e(j) + K_d \frac{e(k)-e(k-1)}{T_s} \qquad (2)$$

حيث T_s هي فترة أخذ العينات، و k هو مؤشـر الخطوة الزمنية. ونظراً لأن ديناميكيات الطائرة غير خطية، يُصـمم المتحكم PID على أسـاس نموذج مُخطَّى حول نقطة التشـغيل (نقطة التحليق الثابت) باستخدام تقريبات الزوايا الصغيرة.

4.3 المرشح كالمان الموسع (EKF) [18,21]:

يعتمد ArduCopter على المرشح كالمان الموسع (EKF) لتقدير حالة النظام بشكل أمثل من خلال دمج بيانات متعددة المصـادر (الجيروسـكوب، مقياس التسـارع، البوصـلة المغناطيسـية، نظام GPS، ومسـتشـعر الضـغط البارومتري). يتكون EKF من خطوتين تكراريتين: خطوة التنبؤ (Prediction) وخطوة التحديث (Update). في خطوة التنبؤ، تُنقل حالة النظام x_k باسـتخدام النموذج الديناميكي غير الخطي [19,21]:

$$x_{k+1|k} = f(x_{k|k}, u_k) + w_k \quad (3)$$

حيث $w_k \sim N(0, Q_k)$ يمثل ضوضاء العملية، و $f(.)$ هي دالة انتقال الحالة التي تستخدم بيانات الجيروسكوب لتقدير الوضعية الزاوية في خطوة التحديث، يصحح التقدير باستخدام القياسات الجديدة:

$$x_{k+1|k+1+15} = x_{k+1|k(+15} + K_{K+1}(z_{k+1} - h(x_{k+1|k})) \quad (4)$$

حيث z_{k+1} هو متجه القياسـات، و $h(.)$ هي دالة نموذج القياس، و K_{K+1} هو ربح كالمان المحسوب كالتالي:

$$K_{K+1} = P_{K+1|k} H_{K+1}^{\mathrm{T}} (H_{K+1} P_{K+1|k} H_{K+1}^{\mathrm{T}} + R_{K+1})^{-1} \quad (5)$$

حيث $P_{K+1|k}$ هي مصـفوفة تباين التنبؤ، و $H_{K+1} = \frac{\partial \mathrm{h}}{\partial \mathrm{x}}|_{x_{k+1|k}}$ هي جايرو القياس، و R_{K+1} هي مصفوفة تباين ضوضاء القياس. بعد التحديث، تُحدث مصفوفة التباين:

$$P_{K+1|k+1} = (I - K_{K+1} H_{K+1}) P_{K+1|k} \quad (6)$$

يُتيح هذا التكامل بين PID وEKF لمنصـة ArduCopter تحقيق توازن ديناميكي دقيق ومقاوم للضوضاء، حيث يزود EKF المتحكم PID بتقديرات موثوقة للزوايا والسرعات الزاوية، بينما يحسب PID الإشـارات التحكمية لتحقيق الاسـتقرارية المطلوبة. وتتجلى أهمية هذا المزيج في قدرة ArduCopter على رفض القياسات الشاذة (Outliers) والتكيف مع أعطال المستشعرات الفردية، مما يجعله خياراً مفضـلاً في التطبيقات البحثية والصـناعية التي تتطلب درجات عالية من الموثوقية والأداء لذلك قمنا في الاعتماد عليه في النماذج المصنعة.

5. آليات تغيير الشكل والتشغيل:

5.1 نظرة عامة على آليات تغيير الشكل في الطائرات الرباعية:

يشـــير تغيير الشـــكل في الطائرات الرباعية إلى التعديل الديناميكي لهيكل الطائرة أثناء الطيران، مما يســـمح للطائرة بالتكيف مع مختلف المهام والظروف البيئية [14,23]، وتحســـين الكفاءة الديناميكية الهوائية [24]، وتوســيع نطاق وظائفها من خلال اســتيعاب متطلبات تشــغيلية إضــافية [25]. يُظهر مثال على تغيير الشـكل في سـلسـلة DJI Inspire، والتي تعتبر من أشـهر وأكثر الطائرات اسـتخدماً على مستوى العالم حيث تُعدّل الطائرة الوضع النسبي للكاميرا ومستوى الأذرع لتسهيل عمليات الهبوط بسـلاسـة وتوفير مجال رؤية واضـح للقطات العلوية أو البانورامية. يوضـح (الشـكل a-1) نطاق زاوية الكاميرا يصـل تقريباً إلى °100 عند خفض الأذرع للهبوط، بينما يوضـح (الشـكل b-1) نطاق دوران كامل بدون عوائق عند رفع أذرع الهبوط، مما يُبين كيف يُمكن لتغيير الشكل أن يُحقق نتائج أفضل.



(a) (b)

الشكل 1: طائرة (DJI Inspire 3) في (a) نطاق زاوية الكاميرا يصل إلى °100 عند خفض الأذرع للهبوط، (b) نطاق دوران كامل بدون عوائق عند رفع أذرع الهبوط [25].

تندرج تكوينات تغيير الشكل في الطائرات الرباعية عموماً ضمن فئتين رئيسيتين: **تغيير الشكل داخل المستوى وتغيير الشكل خارج المستوى**، مما يُحسّن أداء الطيران من خلال تحسين عوامل مثل سرعة الطيران والاسـتقرار والقدرة على المناورة. يركز تغيير الشـكل داخل المسـتوى على التعديلات الأفقية، مثل تغيير المســافات بين المحركات أو اتجاهاتها لتحســين ديناميكية الهواء وخفة الحركة. أما تغيير الشـكل خارج المسـتوى فيتضـمن تغييرات هيكلية عمودية على المسـتوى الأفقي، مثل الوضـع الرأسـي

للمكونات، لتعزيز الرفع والتحكم. بالإضافة إلى تحسينات أداء الطيران، يمكن لآليات تغيير الشكل توسيع القدرات الوظيفية للطائرات الرباعية أثناء المهام. على سبيل المثال، تُمكّن بعض نماذج للطائرات بدون طيار من التقاط الأشياء أو حمل البضائع، مما يجعلها مناسبة لأدوار متخصصة مثل مناولة الأشياء أو النقل. بفضل دمج التصاميم الهيكلية التكيفية، تستطيع الطائرات الرباعية متغيرة الحجم أداء مهام معقدة لا تستطيع التصاميم ذات الإطار الصلب إنجازها.

5.2 مفاهيم التحول:

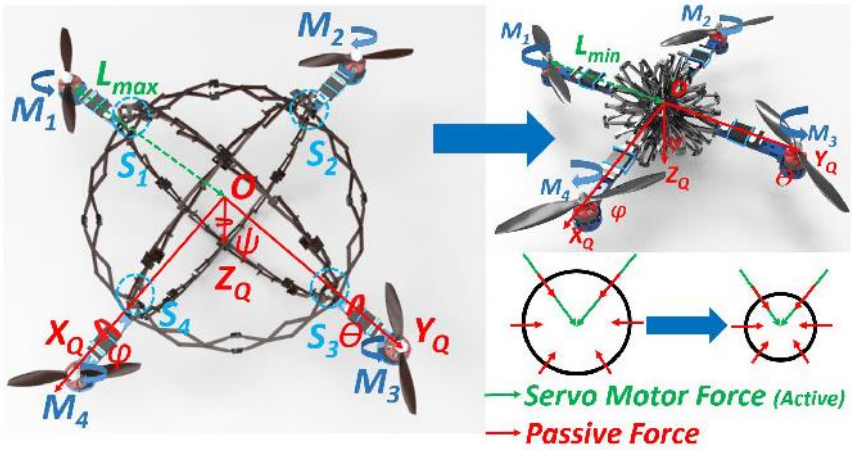
5.2.1 التحول داخل المستوى (تغيير شكل الهيكل ضمن المستوى الافقي):

بما ان النموذج للطائرة بدون طيار الذي نعمل عليه يكون فيه التحول بالحجم ضمن المستوى الافقي، لابد لنا أن نوضح بعض الدراسات السابقة ومدى تعقيدها مقارنتاً بالنموذج الذي قمنا بتصميمه.

يشير التحول في المستوى الأفقي إلى التغييرات الهيكلية داخل مستوى محركات الطائرة الرباعية، والتي قد تشمل تعديلات على زوايا الإطار أو أطوال الأذرع. يؤثر هذا النوع من التحول بشكل كبير على الخصائص الديناميكية الهوائية للطائرة، وعزم قصورها الذاتي، وقدرتها على المناورة. على عكس الطائرات الرباعية التقليدية ذات الإطار الثابت، يُمكّن التحول في المستوى الأفقي للطائرة من تغيير تكوينها ديناميكياً أثناء الطيران، مما يُحسّن قدرتها على التنقل في البيئات الضيقة، ويزيد من خفة حركتها، ويُحسّن أداء الطيران.

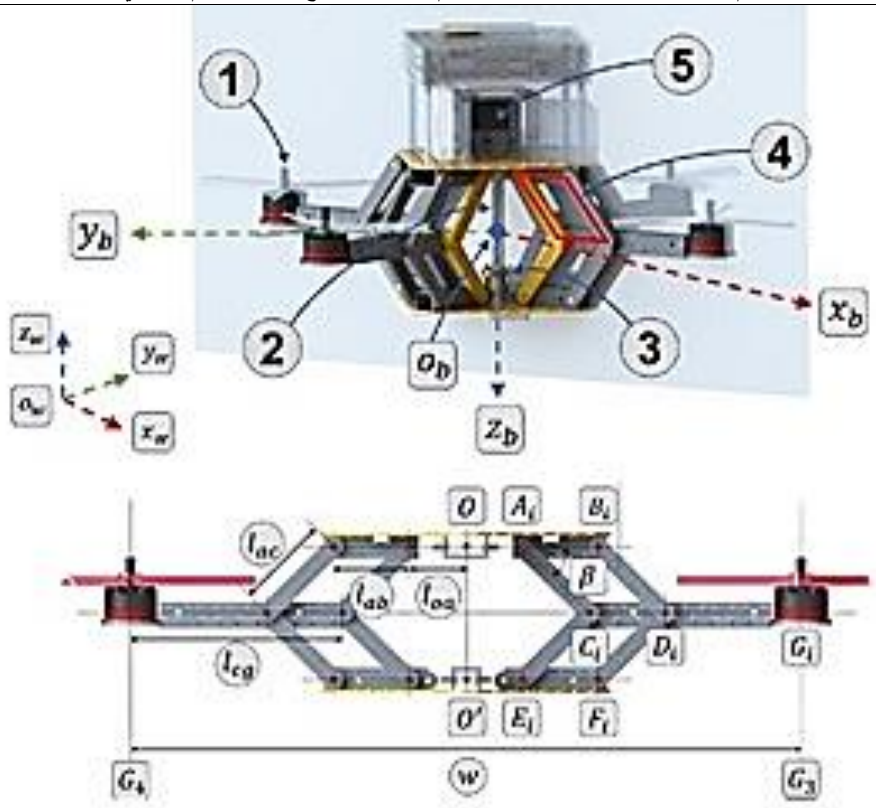
تشير المحركات المركزية أو المرفقة مع كل ذراع والمسؤولة عن تغيير حجم الطائرة من تعديل طول الأذرع التي تربط المحركات بالجسم الرئيسي ديناميكياً أثناء الطيران. من خلال مدّ أو تقصير الأذرع، تُعدل المحركات المرفقة مكان توضع محركات المراوح الرئيسية، مما يُغيّر حجمها وشكلها الانسيابي وخصائص طيرانها. فعلى سبيل المثال، يُقلّل تقصير الأذرع من عزم القصور الذاتي، مما يجعل الطائرة الرباعية أكثر رشاقةً وأنسب للتنقل في المساحات الضيقة. في المقابل، يزيد مدّ الأذرع من الثبات ويُحسّن مقاومة الرياح، وهو أمر مفيد للغاية في البيئات المفتوحة أو المضطربة، مما يُمكّن الطائرة الرباعية من تكييف شكلها بناءً على متطلبات المهمة أو البيئة. على سبيل المثال، قدمت أحد الأوراق البحثية [26]، طائرة رباعية المراوح بهيكل متغير الحجم، مما يسمح بإجراء تعديلات ديناميكية على مواضع المراوح أثناء الطيران (الشكل 2). صُمم هيكل المقص ذو المحرك غير المركزي (تم استخدام 4 محركات سيرفو) باستخدام عناصر زاوية لإنشاء انحناء متغير، مما يسمح بتكوين هيكل متغير الحجم. يُمكّن التصميم الشبيه بالمقص الهيكل من الانكماش أو التمدد عن طريق

تغيير زاوية عناصره المتصلة، مما يُغير الحجم الكلي للطائرة الرباعية بشكل ديناميكي أثناء الطيران، يُعزّز هذا التصـــميم الرشـــاقة في التكوينات المدمجة والثبات في التكوينات الممتدة، لكن من أكثر النماذج المعقدة ميكانيكياً.



الشكل 2: تغيير شكل هيكل الطائرة المعتمدة على مبدأ المقص ذو الاذرع القابلة لإعادة التشكيل

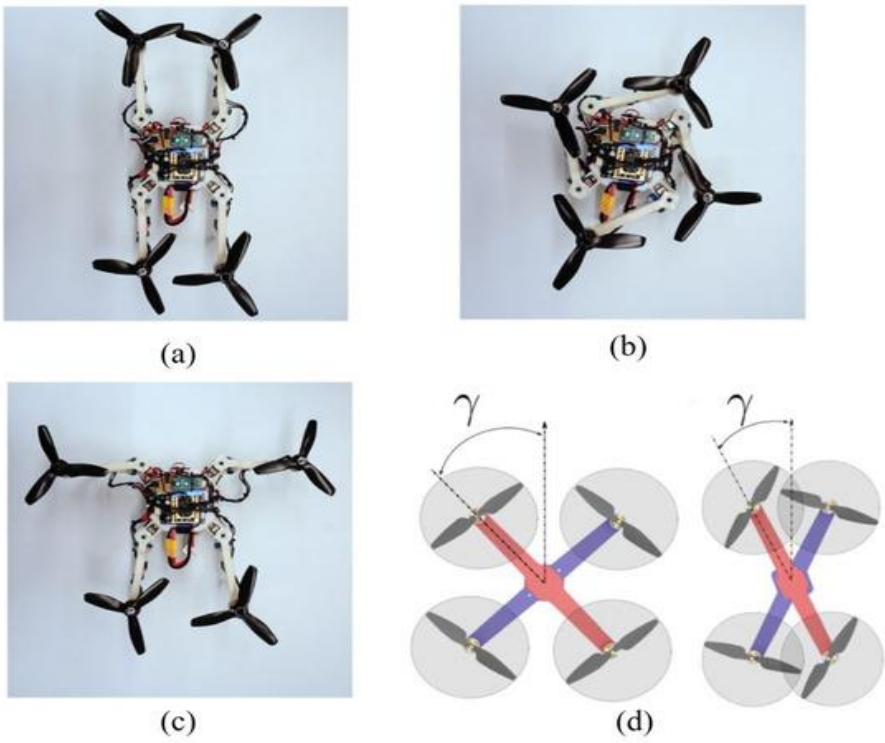
تم لاحقاً تطوير النموذج بشكل أفضل[27]. وذلك خلال دمج محرك سيرفو مركزي واحد لإنشاء إطار قابل لإعادة التشكيل، مما حقق تخفيضات في الحجم تصل إلى 24.4% (الشكل 3). حيث تم اعتماد محرك سـيرفو واحد يتم تثبيته في القسـم الأعلى للهيكل الرئيسـي، يتم وصـله بمحور حلزوني (شـرار) تكون نهايته مرتبطة بالقسـم السـفلي للهيكل الرئيسـي بعزقة تثبيت، يتحرك الشـرار من خلالها بشـكل دائري، مما يجعل القســمين الأعلى والاســفل للهيكل يقتربان ويبتعدان عن بعضــهما البعض، وبهذه الحركة تقوم المفاصــل المصــممة والمتصــلة بالأذرع بتقريب وإبعاد المحركات عن مركز الطائرة مما يحقق إعادة تشكيل للطائرة بإحجام مختلف.



الشكل 3: نموذج طائرة بدون طيار ذو محرك مركزي [22]، مكون من (1) محرك Brushless، (2) محور شرار، (3) عزقة التثبيت، (4) مفصل متحرك، (5) محرك Servo

ومع ذلك، فإن التطبيق العملي لمثل هذه التصـــاميم يطرح تحديات، بما في ذلك زيادة التعقيد الميكانيكي والحاجة إلى خوارزميات تحكم متقدمة لإدارة التحولات الديناميكية في مركز الثقل والقوى الديناميكية الهوائية مثل خوارزمية التحكم التنبؤي المعمم (GPC - Generalized Predictive Control) وخوارزميـة التحكم الأمثـل القـائم على النموذج التنبؤي (OMPC - Open Model Predictive Control) التي تعمل على التنبؤ بسلوك النظام في المستقبل، ثم تحسب تسلسل التحكم الأمثل الذي يقلل من الخطأ ويحقق أفضـــل أداء وتتطلب كلفة حســـابية أكبر لإيجاد الحل الأمثل في كل لحظة، وبالتالي عدم قدرة تنفيذها عملياً للحصول على عمل بالزمن الحقيقي.

يتضـــمن نوع آخر من تغيير الشـــكل في المســـتوى تعديل زاوية الإطار، مما يُمكن من تغيير كل من تكوين الهيكل وأداء الطيران، تتميز طائرة X-Morf الرباعية المراوح [23]، بآلية مفصـــلية مقصـــية تسمح بطي الأذرع أثناء الطيران، مما يقلل من طول الجناح بنسبة 28.5% خلال 0.5 ثانية (الشكل 4-d). يُمكّن التعديل الميكانيكي للطائرة رباعية المراوح من التنقل في المســاحات الضــيقة بكفاءة مع الحفاظ على سلامتها الهيكلية. يسمح التصميم خفيف الوزن بإعادة التكوين السريع دون إضافة تعقيد كبير، مما يجعلها قابلة للتكيف بدرجة عالية مع البيئات المليئة بالعوائق. علاوة على ذلك، وكما هو موضـــح في (الشـــكل 4-a,b,c)، تم تطوير هذه الآلية لإعطاء نموذج لطائرة رباعية المراوح قابلة للطي والتغيير [14]، قادرة على تعديل شـكلها ديناميكياً أثناء الطيران. بينما يُعدّل هذا التصـميم زاوية المراوح لتعزيز مقاومته للصـدمات وتغيير شـكله أثناء الطيران، تُضـيف هذه الطائرة الرباعية ميزة طي أذرعها بشكل مستقل. يمكن لهذه الطائرة الرباعية المراوح القابلة للطي والتغيير أن تتخذ أشكالًا محددة مثل "X" أو "T" أو "O" أو "H" اعتماداً على ظروف الطيران، للتكيف مع مهام محددة كالطيران عبر الممرات الضيقة. يتضمن التصميم أربعة أذرع تدور بشكل مستقل وتُطوى حول الإطار الرئيسي، مع استراتيجية تحكم مثالية تضمن طيراناً مستقراً بغض النظر عن تغير شكل الطائرة بدون طيار.



الشكل 4: طائرة رباعية المراوح ذات قدرات طي وظيفية شكلية، تُظهر القدرة على الانتقال بين تكوينات مختلفة للتكيف مع مهام محددة [14]. (a) التكوين H، (b) التكوين O، (c) التكوين T، (d) مبدأ التحول الشكلي لروبوت X-Morf، موضحاً تقليل طول الذراعين عن طريق تصغير زاوية المفصل المقصي بين ذراعيه من 90 إلى 60 درجة، مما يتيح إعادة تشكيل فعالة لتلبية الاحتياجات التشغيلية المتغيرة [23].

5.3 تخصيص القنوات والنمذجة الرياضية لتحويل الدوران إلى حركة انسحابية خطية:

في التصميم الهندسي لأنظمة التحكم في الطائرات بدون طيار (UAVs)، يُعد الفصل التصميمي الصارم بين حلقات التحكم في ديناميكيات الطيران وحلقات تشغيل الحمولات المساعدة معياراً أساسياً لضمان استقرار المنظومة [30]. تُخصص القنوات الأساسية من (1 إلى 4) في بروتوكول جهاز الإرسال لدينا حصراً للتحكم بحركة الطائرة، حيث تُغذي إشارات الدخل متحكمات PID الداخلية لضبط استقرار المحاور الأساسية (Roll, Pitch, Yaw) والدفع (Throttle) [31]. وفي المقابل، لتشغيل

الملحقات الميكانيكية كـــ آلية التمديد والانكماش الخطي للأذرع المستخدمة، يتم توجيه إشارة القناة رقم (5) كقناة مســاعدة مســتقلة. تعمل لوحة Arducopter كعقدة وســيطة تقوم بقراءة عرض النبضــة (PWM)الواردة من القنـاة 5، وتمريرهـا إلى منفذ الإخراج الفيزيـائي المتصـــل بمحرك الســـيرفو SG996R، والذي يقوم بدوره بتحريك ذراع السحب الخطي [31].

يعتمد محرك SG996R على آلية التحكم الموضـعي (Positional Control) الذي يستجيب خطياً لتعديل عرض النبضـــة (PWM) [32]. وبما أن التطبيق يتطلب حركة انســـحابية خطية (Linear Retraction/Extension) بدلاً من الحركة الدورانية المباشـــرة، فإن النمذجة الرياضـــية يجب أن تشـــمل مرحلتين: الأولى تُربط عرض النبضـــة بزاوية دوران المحرك، والثانية تحول زاوية الدوران إلى إزاحة خطية عبر آلية التحويل الميكانيكية المستخدمة وهي وضع الترس الموصول بخيط متين يتصل نهايته بطرف الذراع المراد سحبه [33].

5.3.1 العلاقة بين عرض النبضة وزاوية الدوران:

بناءً على النطاق التشـــغيلي القياســـي للمحرك، والذي يتراوح فيه عرض النبضـــة بين PW_{min} =500µs مقابل زاوية $\Theta_{min} = 0°$ و PW_{max}=2500µs مقابل زاوية $\Theta_{max} = 180°$ [32].

تصاغ العلاقة الرياضية الساكنة لزاوية الدوران (θ) كدالة لعرض النبضة (PW):

$$\theta(t) = \frac{\Theta_{max}}{PW_{max} - PW_{min}} (PW(t) - PW_{min}) \quad (7)$$

وبالتعويض عن القيم الحدية:

$$\theta(t) = 0.09 * PW(t) - 45 \quad (8)$$

5.3.2 العلاقة بين زاوية الدوران والإزاحة الخطية [33]:

لتحويل الدوران الزاوي إلى حركة انســـحابية، يتم ربط المحرك بآلية تحويل حركة دورانية إلى خطية. يمكن التعبير عن الإزاحة الخطية (x) كدالة لزاوية الدوران باســـتخدام معامل التحويل الميكانيكي (K_t)، والذي يعتمد على هندسة آلية التحويل مثلاً، خطوة الخيط في البكرة، بحيث $K_t = p/360$

$$x(t) = K_t * \theta(t) \quad (9)$$

وبالتعويض بالمعادلة الأولى، نحصـــل على العلاقة الرياضـــية الشـــاملة التي تربط عرض النبضـــة بالحركة الخطية الانسحابية للذراع مباشرة:

$$x(t) = K_t * (0.09 * PW(t) - 45) \quad (10)$$

حيث يُقاس x بوحدة الملليمتر (mm)، و PW بوحدة الميكروثانية (μs).

5.3.3 تحليل الإزاحة في آلية الترس والخيط:

لتحويل الدوران الزاوي لمحرك SG996R إلى حركة انسحابية خطية، يتم استخدام آلية الترس والخيط في هذه الآلية، يُثبت ترس دائري (Pinion) على عمود محور المحرك، ويتصل مع الذراع بخيط متين يمثل المسافة التي ينسحب بها الزراع بمقدار التفاف الخيط حول الترس. تعتمد العلاقة الرياضية بين الزاوية الدورانية والإزاحة الخطية على القطر الفعال للترس (PitchDiameter) [33].

يُحسب معامل التحويل الميكانيكي (K_t) بناءً على محيط الترس الدائري. لكي يقوم الترس بدورة كاملة (360 درجة)، فإن الخيط يجب أن يتحرك مسافة تساوي محيط الترس. وبالتالي، يمكن اشتقاق (K_t) كالتالي:

$$(K_t) = \frac{\text{المحيط}}{360^\circ} = \frac{\pi * d}{360} \qquad (11)$$

حيث d هو القطر الفعال للترس [34].

<u>مثال تطبيقي:</u> بما أن الترس الدائري المستخدم بقطر $d = 4\ cm$ يمكننا حساب معامل التحويل الميكانيكي:

$$(K_t) = \frac{\pi * 40}{360} = 0.349mm \qquad (12)$$

وهذا يعني أن المحرك يحتاج إلى الدوران بمقدار درجة واحدة لإنتاج إزاحة خطية مقدارها $0.349mm$ وبالتعويض في المعادلة الشاملة للإزاحة الخطية:

$$x(t) = 0.349 * (0.09 * PW(t) - 45) \qquad (13)$$

5.3.4 حساب مقدار الإزاحة الخطية الكاملة:

في حالة المحرك المعدل متعدد الدورات (دوران 360 درجة): عند إرسال نبضة $\mathrm{PW} = 2500\mu\mathrm{s}$ يدور المحرك دورة كاملة (360 درجة)، فإن الخيط يقطع مسافة تساوي محيط الترس بالكامل [34]:

$$x_{360^\circ} = K_t * 360 = 0.349 * 360 = 125.66mm\ (12.57cm) \qquad (14)$$

وبنفس الطريقة يمكن حساب الإزاحة في المحرك القياسي (دوران 180 درجة) المستخدم في حالتنا كالتالي:

$$x_{180^\circ} = K_t * 180 = 0.349 * 180 = 62.83mm\ (6.283cm) \qquad (15)$$

وبهذه الطريقة تم تحويل إشارة PWM من القناة رقم (5) إلى حركة خطية.

6. البنية ذات الإطار الثابت للطائرة الرباعية التقليدية:

يعتبر الهدف الأساسي من عملية اختيار المكونات هو الوصول لمجموعة المتطلبات الصحيحة للطائرة، والتي تتلخص بمجموعة من المواصفات الفنية والمتطلبات الاستثمارية. في هذا الجزء سيتم تعريف مهمة بناء نموذج أولي لطائرة رباعية المراوح ذات هيكل ثابت مناسبة للطيران المحدود بالمدى ومدة البقاء، وبيان منهجية العمل والأدوات المستخدمة لتحقيق هذا الغرض.

6.1 الشروط الفنية للنموذج الأولي للطائرة:

- الكتلة الإجمالية للطائرة لا تتجاوز 1.5 kg حيث تزداد كلفة الطائرة رباعية المراوح بزيادة وزنها عندما يتم وضع مستشعرات وملحقات إضافية لزيادة ميزات الطائرة، حيث تقع معظم الطائرات الرباعية المستخدمة لأغراض البحث ضمن هذا المجال. استخدام حساسات (**MEMS** - Micro-Electro-Mechanical Systems) الأنظمة الكهروميكانيكية الدقيقة للسرعة الزاوية والتسارع الخطي فقط، وذلك لخفة وزنها وقلة كلفتها.
- طيران حر للطائرة بين 15 إلى 20 دقيقة.
- القدرة على إرسال بيانات القياسات في الطائرة واستقبال أوامر الحركة من محطة أرضية لاسلكياً.
- مدى الطيران ضمن دائرة نصف قطرها 8 km.

لتحقيق هذه المتطلبات لابد من اختيار التجهيزات والمواد الرئيسية المناسبة، وأهمها:

- أربع محركات كهربائية، مع أربعة متحكمات خاصة بها (ESC- Electronic Speed Controller) متحكم السرعة الإلكتروني.
- أربع مراوح.
- وحدة معالجة التحكم بالطيران Flight Controller.
- حساس تسارع ثلاثي المحاور.
- حساس سرعة زاوية ثلاثي المحاور.
- بوصلة الكترونية.

- بطارية Lipo لتغذية المحركات والالكترونيات.
- نظام اتصالات للأوامر والقياسات.
- هيكل الطائرة والمتممات الميكانيكية.
- وحدة التغذية المحمولة.

تم تجميع مكونات الطائرة (الشـكل 5) وإجراء التجارب العملية عليها مع توضـيح القطع المسـتخدمة ووزن كل منها على حدى (الجدول 1).



الشكل 5: المنظومة كاملة بعد تجميع مكوناتها

الجدول 1: مواصفات مكونات الطائرة الأولية

المكون	النوع	العدد	الوزن (g)	الأبعاد (mm)	ملاحظات	الوزن الإجمالي (g)
الهيكل	S 500	1	580	القطر 500 الارتفاع 240	With gimbal	580
المحرك	A2212 Brushless Motor 930KV	4	47	طول المحرك 27.5 طول المحرك مع المحور 60 قطر المحرك 30	الثابت المميز K_V= 935 rpm/V	188
دارة قيادة المحرك	ESC	4	23	45x24	تياراً أعظمي 30-40 A تردد إشارة PWM المعطاة لدارة القيادة 400 Hz	92
المروحة	Propellers 10 ×45	4	9	القطر 10 inch الميلان 4.5		36
نظام الاتصالات	Walkera 0701	1	490	42×48×7 خرج النبضات ضمن المجال	لدينا نظام واحد على الطائرة	490

					(1050− µs(2000	والآخر ضمن علبة القيادة الأرضية
البطارية	Lipo 3.7	3	100	130x40x22		300
بطاقة موزع التغذية	Power Distribution Board	1	50	50×50		50
بطاقة الطيار الآلي	ARDUCOPTER APM 2.8	1	52 مع قاعدة مخمدات	70x45x12		100
ملحقات وأسلاك			100			100
وزن المنظومة كامل						1446

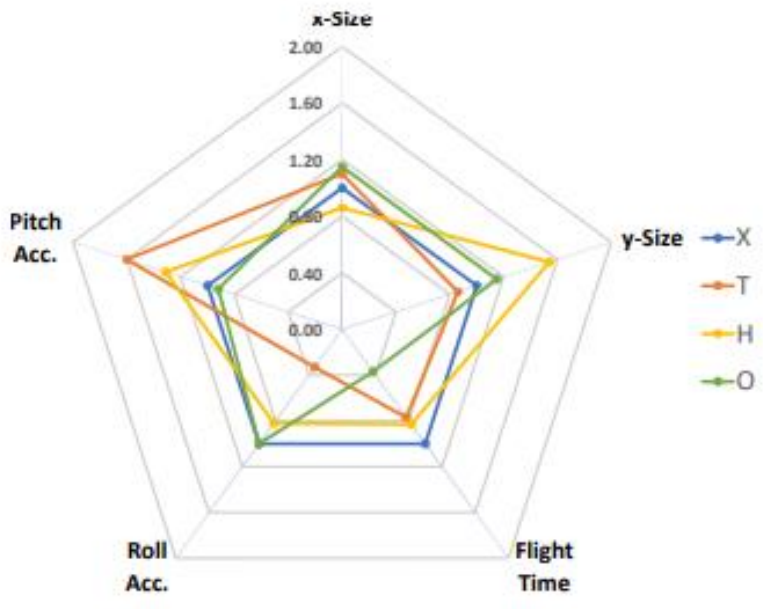
7. البنية ذات الإطار المتغير الحجم للطائرات الرباعية:

في هذا الجزء سيتم تلخيص القسم العملي للنموذج النهائي للطائرة بدون طيار متغيرة الحجم، حيث تم تخصيص الجزء السابق لشرح مكونات الطائرة ثابتة الحجم، فقد قمنا باختيار المكونات حسب الشروط الفنية واختبار الهيكل للنموذج الأولي للطائرة ثابتة الحجم وكافة القطع المستخدمة من محركات ومتحكمات سرعة (ESC) ومرواح وحساسات ووحدات اتصال والبطارية ووحدة المعالجة وفي ختام الفقرة قمنا بوضع (الجدول 1) لموصفات مكونات الطائرة الأولية ثابتة الحجم مع تصنيع عملي للنموذج (الشكل 5) واجراء التجارب العملية عليها والتوصل الى نموذج طائرة ذات استقرار عالي.

في هذا القسم سوف نوضح الإضافات التي قمنا بالعمل عليها للحصول على النموذج النهائي للطائرة بدون طيار متغيرة الحجم من حيث آلية التصـغير والتكبير ومبدأ عملها وأهم النماذج التي قمنا بالعمل عليها ونبين من خلال (الجدول 2) المواصفات الفنية للطائرة. وسوف نقوم بذكر أهم المشاكل والحلول ومجالات الاستخدام والآفاق المستقبلية لاحقاً.

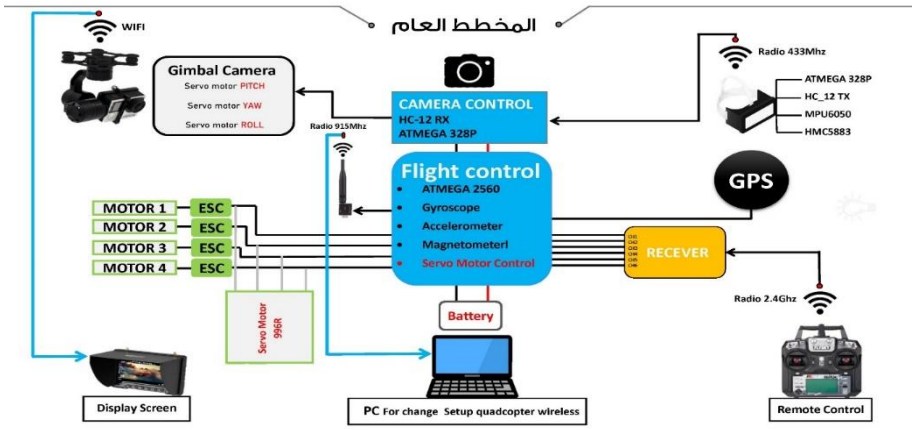
7.1 آلية تصغير جسم الطائرة:

هناك أكثر من نموذج للطائرات بدون طيار تمت دراســـتها أثناء إعداد هذا البحث بشـــكل عملي لها العديد من الإيجابيات والســـلبيات وتمت مقارنتها مع الطائرة الأولى التي تم تصـــنيعها من نموذج X ذات قطر 60 ســـم ووزن 1.5 kg وجميعها كان يعتمد مبدأ الطي في التصـــغير ومن أهمها الطائرة القادرة على الطي لتشـــكيل أكثر من نموذج (X,T,H,O Morphology) والعمل على المقارنة بينهما، يوضح (الشكل 6) النماذج الثلاثة مقارنةً بالنموذج X الأولي [14].



الشكل 6: مزايا وعيوب كل نموذج مقارنة مع النموذج X

تم اعتماد النموذج بشكل نهائي مع تطبيق عملي كامل للطائرة بدون طيار وذلك لعدة أسباب تم أخذها بالحســـابات وفوائد كبيرة كانت ذات أهمية ومســـاعدة أثناء العمل. تم إعداد الرســـم التخطيطي العام للطائرة بدون طيار ذات الحجم المتغير، بما في ذلك جميع الملحقات (الشكل 7).



الشكل 7: المخطط العام للطائرة بدون طيار مع كافة الملحقات

يعتمد هذا النموذج في عملية التصـغير على مبدأ الانسـحاب الخطي للأذرع الأربعة بشـكل آني مع بعضـهم البعض بحيث تم تبديل كامل هيكل الطائرة القديم S500 الذي قمنا بتطبيقه عملياً ووضـع هيكل آخر جديد مجمع حسـب ضـروريات القياس للتجارب ذو قطر 60 cm مكون من أربع أذرع (زلاقات معدلة الطول والحركة) ذات حركة خطية انسـحابية للداخل، طول كل ذراع 27.5 cm بوزن 135 g، يتكون كل ذراع من الأذرع الأربع من ثلاث مكونات مطلية بمادة زنكية (غلفنة) للحصـول على ملمس ناعم لتقليل الاحتكاك والمحافظة على الأذرع من العوامل الخارجية كما هو موضـح في (الشـكل 8)، وهي القسـم الثابت من الذراع بطول 18.8 cm بوزن 75 g، القسـم المتحرك من الذراع بطول 18.2 cm بوزن 60 g، النابض ذات قطر 3 mm وطول 7 cm، لنحصـل على ذراع قابل للحركة بشكل خطي (الشكل 9). تتم عملية السحب باستخدام نوابض تقوم بعملية شد الذراع المتحرك للخارج اعتماداً على تثبيتها بالذراع الثابت وبمسـافة تصـغير تصـل لـ 6 cm لكل ذراع بحيث يتم تصغير هيكل الطائرة بشكل كلي يصل إلى قطر اجمالي 48.5 cm.



الشكل 8: مكونات الذراع المتحرك المطلي بمادة زنكية



الشكل 9: الذراع المتحرك بعد التجميع

7.2 المواصفات الفنية للطائرة النهائية متغيرة الحجم:

تم تجميع كامل المكونات ضمن المواصفات الفنية (الجدول 2) الذي يوضح الأحجام والأوزان والسرعات المهمة التي أجرينا عليها التجارب النهائية ويوضح (الشكل 10) المنظومة كاملة للطائرة بعد تجميع المكونات.



الشكل 10: المنظومة كاملة للطائرة متغيرة الحجم بعد تجميع مكوناتها

الجدول 2: المواصفات الفنية للطائرة النهائية متغيرة الحجم

المكون	النوع	العدد	الوزن (g)	الأبعاد (mm)	ملاحظات	الوزن الإجمالي (g)
الهيكل	X-mini	1	745	القطر -60 48.5 الارتفاع 230	الأذرع مع قاعدة الوصل مع محرك Servo	745
المحرك	EMax 935kva	4	70	طول المحرك 26	الثابت المميز	280

	K_v= 935 rpm/V	طول المحرك مع المحور 46 قطر المحرك 35				
دارة قيادة المحرك	ESC EMAX 30	4	29	41×24	تياراً أعظمي 30 A تردد إشارة PWM المعطاة لدارة القيادة 400 Hz	116
المروحة	Propellers 10 ×45	4	9	القطر 10 inch الميلان 4.5		36
نظام الاتصالات	FLYSKY FS-i6 2.4G 6 Channel	1	390	42×48×7 BandWidth 500khz	تم وضع تحكم الهيكل ضمن القناة رقم 6	390
البطارية	Lipo 3.7	3	100	130x40x22		300
بطاقة موزع التغذية	Power Distribution Board	1	50	50×50		50
بطاقة الطيار الآلي	ARDUCOPTER APM 2.8	1	52	70x45x12	مع قاعدة مخمدات	100

ملحقات وأسلاك			200		ملحقات الهيكل للأرجل	900
وزن المنظومة كامل						2427

8. المشاكل والحلول:

بعد إجراء التجارب العملية وتصـــنيع أكثر من نموذج للطائرات بدون طيار كان هناك نتائج لا يمكن تطبيقها على كل الأحجام، وظهرت لدينا مشـاكل تتعلق بتحول الطائرة من الحجم الطبيعي إلى الحجم المصغر بعيداً على المشاكل البرمجية التي تم تجنبها عندما اعتمدنا على النموذج الهندسي الثابت مع تغيير بطول الأذرع فقط وعدم تغيير في اتجاه الطائرة ومركز ثقلها، ولكل مشـكلة قمنا بوضـع الحل المناسب في أبسط صورة ومن أهمها:

8.1 تصغير الطائرة:

كما ذكرنا سـابقاً أنه في البداية كانت النماذج التي نقوم العمل عليها تعتمد على مبدأ الطي في عملية التصـغير في النماذج X, H, T, O Morphology التي يعتمد مبدأ عملها على طي الأذرع التي تحمل محركات الإقلاع للطائرة ولكن بعد تنفيذ النماذج كان هناك الكثير من المشـاكل التي واجهتنا من حيث اتجاه البوصـلة والتسـارع والجايروسـكوب بسـبب تغير الاتجاه الرأسـي للطائرة وزمن الطيران الناتج عن تداخل الدوامات الهوائية فيما بينها وتصـادمها مع الجسـم الرئيسـي للطائرة، لذلك اعتمدنا على بنية هيكلية تعتمد في عملها على عملية السـحب الخطي للأذرع مع المحافظة على الاتجاه الرأسي الثابت والمحافظة على بارمترات التوازن للوصول إلى أفضل نتيجة أثناء التنفيذ العملي للطائرة بدون طيار متغيرة الحجم.

8.2 الوزن الزائد:

أثناء الدراسة البحثية للطائرات تم العمل نظرياً وبحثياً على أوزان ثابتة مع مجال زيادة 10% من قيمة الوزن الكامل للطائرة التجريبية من نموذج x الأولي، لكن مع اجراء الاختبارات العملية والتجريبية في الواقع قمنا بتبديل الأذرع البلاسـتيكية ذات الوزن الخفيف بأذرع من نوع ألمنيوم حفاظاً على انسـيابية الحركة الخطية لمحركات Brushless مع الوزن المقبول نسـبياً للألمنيوم لكن هذا الخيار لم يكن مناسباً وحدث انحناء مع تغير كبير في شكل الذراع الناتج عن التجارب المتكررة وهذا أمر غير مقبول عملياً لأن التغير في الشـكل هو في الأسـاس خطأ فادح اثناء بناء الطائرة وفي نفس الوقت لم يكن متناسـب ومتسـاوي في جميع الأذرع. لذلك قمنا بالانتقال الى الخيار الثاني وهو تبديل أذرع الألمنيوم بصفائح حديدية ذات صلابة أعلى مع المحافظة على سمك الصفائح بسبب وزن الحديد الغير مناسب

ولكن أيضاً حدث انحناء بسيط كان من الممكن تجنبه مع زيادة في الوزن الصافي للذراع، تم التوصل الى سكك حديدية مصممة بشكل مستوي ومتناسق يساعد بعدم الانحناء مع زيادة بسيطة في الوزن وعند التجارب العلمية حصلنا على حركة خطية مستوية وبدون أي انحناء مع تغليف الحديد بمادة زنكية (غلفنة).

في هذه المشكلة التي واجهتنا تم زيادة الوزن للأذرع الأربع حوالي 400 غرام وهذه الزيادة أدت إلى مشاكل في وزن الطائرة الكلي مما دفعنا لتغيير نوع المحركات والتقليل من KVA من 1200 KVA إلى محركات EMAX 935 KVA بحيث نحصل على عزم أكبر كلما انخفضت السرعة.

8.3 قوة الشد للذراع الخطي:

تم العمل في البداية على وضع محركات صغيرة من نوع Servo Motor لكل ذراع تعمل بشكل آني مع بعضها البعض مهمتها سحب القسم المتحرك من الذراع إلى الداخل للحصول على حجم أصغر، لكن بعد التجميع وعمل محركات الطائرة وبسبب التشويش الكبير بالنسبة لحجم ملف محركات الـ Servo Motor الصغير نسبياً لم تعمل جميع المحركات بنفس الكفاءة وظهر لدينا فارق بسيط بعدد لفات المحرك يقدر كـ مسافة أعظمية بين الذراع وهيكل جسم الطائرة بين أكبر مسافة والمسافة الصفرية عند التلامس بمقدار 2mm. رغم صغر الفارق الذي ظهر لدينا بالنسبة لأبعاد الطائرة نتج عنه الكثير من الميلان أثناء عملية التصغير والتكبير للطائرة لهذا أصبح لدينا طائرة غير مستقرة وكان لا بد لنا من البحث عن البديل.

من أوائل الحلول التي قمنا بتجربتها هي وضع محرك واحد مركزي من نوع Stepper Motor قياس Nema14، يعتمد مبدأ عمله على وضع بكرة كبيرة في منتصف التقاء المحاور الأربع في مركز جسم الطائرة يتم سحبهم على البكرة عن طريق هذا المحرك باستخدام حبال شد لينة غير مطاطية بحيث نضمن أن جميع الأذرع يتم سحبها بشكل متساوي في نفس اللحظة، لكن عادة مشكلة الوزن الكبير للمحرك الذي يبلغ 350 غرام تزيد من تعقيدات الوزن الزائد مما جعلنا نعيد التفكير بإعادة وضع محرك من نوع Servo واحد فقط ذو استطاعة كبيرة من نوع Servo 996R بنفس الفكرة ليقوم بشد كافة الأذرع بنفس الوقت والحفاظ على الوزن المنخفض الذي يميز محركات الـ Servo.

9. النتائج والمناقشة:

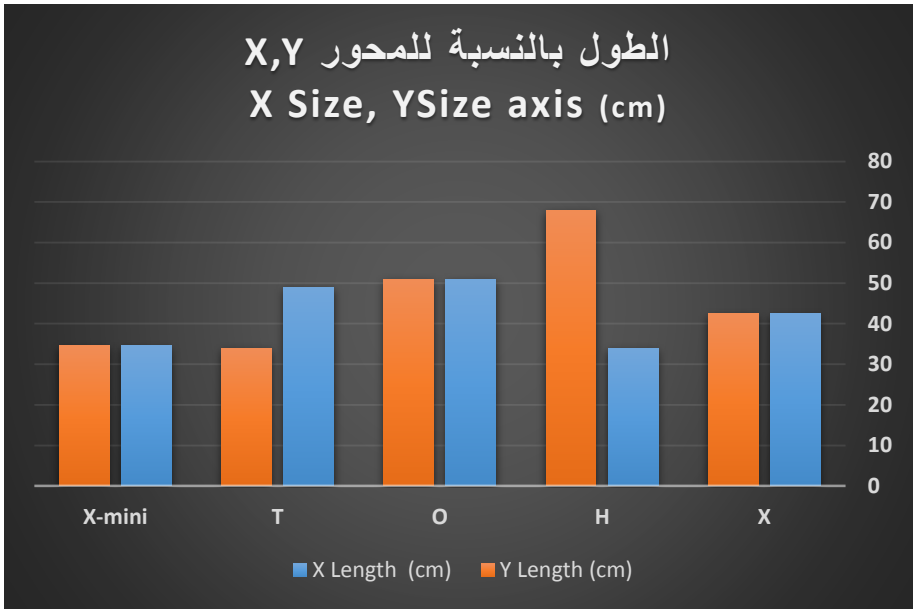
انطلاقاً من عدة مراحل كان أولها العمل على تصـــميم طائرة بدون طيار ثابتة الحجم، حيث تعتبر هذه المرحلة من أهم المراحل لأن توازن الطائرة يعتمد على عدة متغيرات كان لا بد لنا من التوصـل لأفضـل قيم، وذلك لأن هذا البحث ترتبط به المراحل بشـكل كبير بين كل مرحلة والتي تليها ونعلم بأن هذه القيم ســوف تتغير اما بالاتجاه الموجب أو الســالب لذلك كان لا بد لنا من التوصــل لأفضــل قيم وسـطية نعتمد عليها في عملية التوازن. تمت هذه العملية على مرحلتين في حالة الطائرة في الحجم الطبيعي X وفي حالة الحجم المصـغرة X-mini وكانت الخطوة التي تليها هي ربط هذين الوضعين مع بعضهم البعض. تعتبر هذه المرحلة من أصعب المراحل وأكثرها تعقيداً بسبب المشاكل التي واجهتنا في هذه المرحلة والتي تم ذكرها سـابقاً وفي كل مرة كنا نتوصـل الى حل مناسـب وعملي يعطي النتائج بشكل إيجابي حسب الحجم المخطط له ويوضح (الجدول 3) أهم البارامترات الأساسية بين الطائرتين X الأولي و X-mini الانسحابية المصغرة.

الجدول 3: مقارنات بين نموذج X الأولي ونموذج X-mini الانسحابية

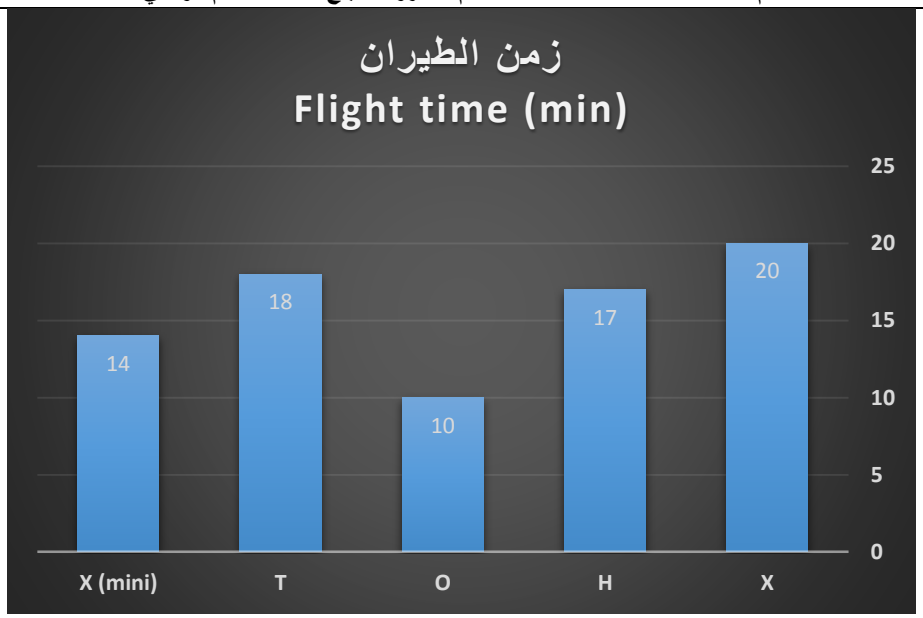
البامتر / النموذج	زمن الطيران (minute)	الوزن (g)	طول القطر (cm)	قابلية تغيير الحجم
X	20	1446	60	X
X-mini	14	2427	48.5	✓

وفيما يلي نوضح أهم النقاط والمقارنات بين النموذج المصنع من طائرة X-mini الانسحابية والنماذج التي تم اعتمادها والتجربة عليها ســـابقاً وهم النموذج (H,O,T Morphology) [14]، وفق النتائج التي تم اســـتخلاصـــها من المصـــادر ومقارنتها بالتجارب العملية لنا وذلك بالرجوع إلى النتائج التي جمعناها من الطائرة ثابتة الحجم من نوع X ومنها مقارنة الطول على المحاور X,T كما هو موضـح لدينا بالمخطط في (الشـكل 11) نلاحظ أن النموذج X-mini يحقق أفضـــل نتيجة من حيث الحجم لأن نسـبة التصـغير تكون وفق مبدأ انسـحابي للداخل، لا يعتمد على مبدأ الطي كما هو الحال في باقي النماذج ويوضـح لنا أيضـاً المخطط في (الشـكل 12) زمن رحلة الطيران التي تعطي أفضـلية للنموذجين (H,T Morphology) على النموذج X-mini وذلك يعود لتباعد المحركات عن هيكل الطائرة الرئيســـي مما يعطي انســـيابية للدوامات الهوائية للمحركات بالدفع دون إعاقة ويوضـــح لنا

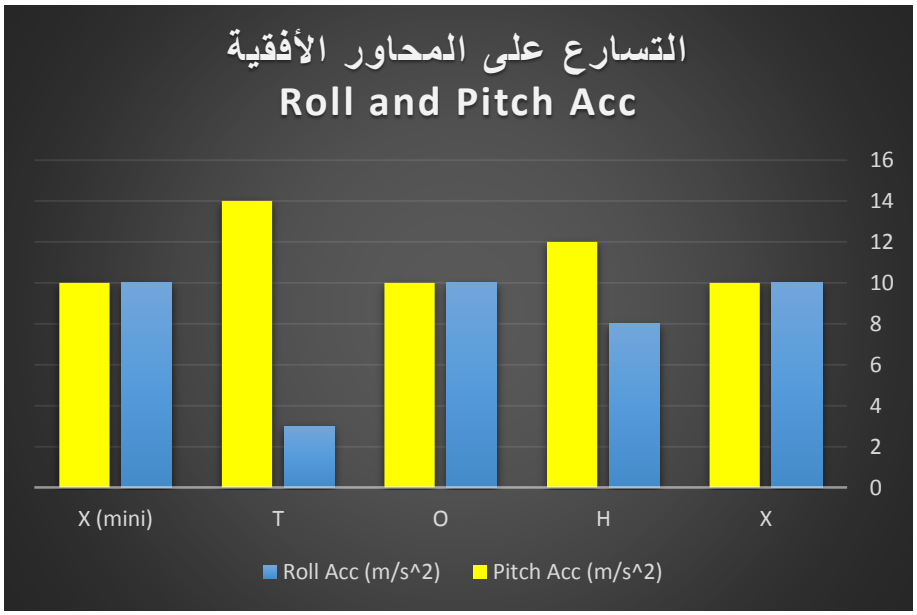
المخطط في (الشـكل 13) التسـارع على المحاور الأفقية Roll, Pitch الذي يعطي أفضـل النتائج للنموذج X-mini والنموذج O Morphology وذلك بسـبب تناظر المحاور للمحركات وإمكانية توزيع العزم عند التوجيه. يبين لنا (الجدول 4) المقارنات بشـكل كامل للأطوال وزمن رحلة الطيران والتسارع على المحاور الأفقية بين الطائرات المصنعة وأهم المراجع.



الشكل 11: مخطط مقارنة الطول بين النماذج (X, H, O, T, X-mini)



الشكل 12: مخطط مقارنة زمن رحلة الطيران بين النماذج (X, H, O, T, X-mini)



الشكل 13: مخطط مقارنة التسارع على المحاور الأفقية بين النماذج (X, H, O, T, X-mini)

الجدول 4: مقارنات بين بارامترات النماذج (X, H, O, T, X-mini)

X-mini	T [24]	O [**14**]	H [**14**]	X	النموذج / البارمتر
34.5	49	51	34	42.5	X Length (cm)
34.5	34	51	68	42.5	Y Length (cm)
14	18	10	17	20	Flight time (min)
10	3	10	8	10	Roll Acc (m/s^2)
10	14	10	12	10	Pitch Acc (m/s^2)

(تم المقارنة بالأطول للمحورين X,Y بين النموذج المصنع X-mini والنماذج H,O,T حسب نسبة تكبير 28.2% للنتائج في المراجع على اعتبار أنه تم توحيد الأطوال للمحورين X,Y، لأن الطائرة المصنعة ذات قطر بطول 60cm والطائرات التي تم المقارنة بها كانت ذات قطر بطول 48cm)

10. الخلاصة:

قمنا في هذا الورقة البحثية بعد عملية بحث كبيرة نظرياً وتحليلياً وعملياً تصـــميم وتنفيذ نموذج لطائرة بدون طيار متغيرة الحجم يتم تصـغيرها من قطر أولي بطول 60 cm إلى قطر مصـغر بطول 48.5 cm قابلة للتعديل. وذلك من خلال تصـــنيع طائرة تقليدية في البداية وإجراء التعديلات اللازمة على الهيكل ذو الأذرع الخطية حتى نحصـــل على أفضـــل قيم للتوازن، انتقلنا لدراســـة أهم المراجع المرتبطة بتصـنيع الطائرات بدون طيار متغيرة الحجم وقمنا بدراسـة وذكر اهم المعطيات التي نحتاجها للمقارنة بين الهيكل الخطي X-mini والنماذج الآخرى مع وضـــع أهم النتائج ومدى إمكانية التطبيق بدون الحاجة إلى تغيير في الشـكل الهندسـي للهيكل، تم تجميع الطائرة بإضـافة الهيكل الجديد وإجراء التجارب العملية عليها وحصلنا على نتائج مرضية مع تحقيق الاستقرار في الطيران.

11. المراجع:

1. Floreano, D.; Wood, R.J. Science, technology and the future of small autonomous drones. Nature 2015, 521, 460–466.
2. Sun, J.; Yuan, G.; Song, L.; Zhang, H. Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) in Landslide Investigation and Monitoring: A Review. Drones 2024, 8, 30.
3. Tomic, T.; Schmid, K.; Lutz, P.; Domel, A.; Kassecker, M.; Mair, E.; Grixa, I.L.; Ruess, F.; Suppa, M.; Burschka, D. Toward a fully autonomous UAV: Research platform for indoor and outdoor urban search and rescue. IEEE Robot. Autom. Mag. 2012, 19, 46–56.
4. Nex, F.; Remondino, F. UAV for 3D mapping applications: A review. Appl. Geomat. 2014, 6, 1–15.
5. Jordan, S.; Moore, J.; Hovet, S.; Box, J.; Perry, J.; Kirsche, K.; Lewis, D.; Tse, Z.T.H. State-of-the-art technologies for UAV inspections. IET Radar Sonar Navig. 2018, 12, 151–164.
6. Klavins, E.; Zagursky, V. Unmanned aerial vehicle movement trajectory detection in open environment. Procedia Comput. Sci. 2017, 104, 400–407.
7. Delmerico, J.; Mintchev, S.; Giusti, A.; Gromov, B.; Melo, K.; Horvat, T.; Cadena, C.; Hutter, M.; Ijspeert, A.; Floreano, D.; et al. The current state and future outlook of rescue robotics. J. Field Robot. 2019, 36, 1171–1191.
8. Silvagni, M.; Tonoli, A.; Zenerino, E.; Chiaberge, M. Multipurpose UAV for search and rescue operations in mountain avalanche events. Geomat. Nat. Hazards Risk 2017, 8, 18–33.
9. Pennycuick, C.J. The flight of birds and other animals. Aerospace 2015, 2, 505–523.
10. Bowman, J.; Sanders, B.; Weisshaar, T. Evaluating the impact of morphing technologies on aircraft performance. In Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, CO, USA, 22–25 April 2002; American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, VA, USA, 2002; p. 1631.
11. Liu, T.;Wang, S.; Liu, H.; He, G. Engineering perspective on bird flight: Scaling, geometry, kinematics and aerodynamics. Prog. Aerosp. Sci. 2023, 142, 100933.
12. Ajaj, R.M.; Parancheerivilakkathil, M.S.; Amoozgar, M.; Friswell, M.I.; Cantwell, W.J. Recent developments in the aeroelasticity of morphing aircraft. Prog. Aerosp. Sci. 2021, 120, 100682.
13. Barbarino, S.; Bilgen, O.; Ajaj, R.M.; Friswell, M.I.; Inman, D.J. A Review of Morphing Aircraft. J. Intell. Mater. Syst. Struct. 2011,22, 823–877.

14. Falanga, D.; Kleber, K.; Mintchev, S.; Floreano, D.; Scaramuzza, D. The Foldable Drone: A Morphing Quadrotor That Can Squeeze and Fly. IEEE Robot. Autom. Lett. 2019, 4, 209–216.
15. Chopra, I. Review of state of art of smart structures and integrated systems. AIAA J. 2002, 40, 2145–2187.
16. Patnaik, K.; Zhang,W. Towards reconfigurable and flexible multirotors: A literature survey and discussion on potential challenges. Int. J. Intell. Robot. Appl. 2021, 5, 365–380.
17. Rashad, R.; Goerres, J.; Aarts, R.; Engelen, J.B.; Stramigioli, S. Fully actuated multirotor UAVs: A literature review. IEEE Robot. Autom. Mag. 2020, 27, 97–107.
18. ArduPilot Development Team, "Extended Kalman Filter (EKF) — Copper Documentation," ArduPilot.org.
19. R. E. Kalman, "A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems," Journal of Basic Engineering, 1960.
20. Bresciani, T., "Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter," Master Thesis, Lund University, 2008.
21. P. D. Groves, Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems, Artech House, 2013.
22. ArduPilot Development Team, "Copter: PID Controller Tuning," ArduPilot.org Wiki, 2024.
23. Cui, G.; Xia, R.; Jin, X.; Tang, Y. Motion planning and control of a morphing quadrotor in restricted scenarios. IEEE Robot. Autom. Lett. 2024, 9, 5759–5766.
24. Kim, C.; Lee, H.; Jeong, M.; Myung, H. A Morphing Quadrotor that Can Optimize Morphology for Transportation. In Proceedings of the 2021 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), Prague, Czech Republic, 27 September–1 October 2021; IEEE: Piscataway, NJ, USA, 2021.
25. DJI. DJI Inspire 3. Available online: https://www.dji.com/inspire-3 (accessed on 19 October 2024).
26. Zhao, N.; Luo, Y.; Deng, H.; Shen, Y. The Deformable Quad-Rotor: Design, Kinematics and Dynamics Characterization, and Flight Performance Validation. In Proceedings of the 2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), Vancouver, BC, Canada, 24–28 September 2017; IEEE: Piscataway, NJ, USA, 2017.
27. Wang, Y.; Liu, C.; Zhang, K. A Novel Morphing Quadrotor UAV with Sarrus-Linkage-Based Reconfigurable Frame. In Proceedings of the 2024 6th

International Conference on Reconfigurable Mechanisms and Robots (ReMAR), Chicago, IL, USA, 24–27 June 2024; IEEE: Piscataway, NJ, USA, 2024; pp. 283–289.
28. Desbiez, A.; Expert, F.; Boyron, M.; Diperi, J.; Viollet, S.; Ruffier, F. X-Morf: A crash-separable quadrotor that morfs its Xgeometry in flight. In Proceedings of the 2017 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS), Linkoping, Sweden, 3–5 October 2017; IEEE: Piscataway, NJ, USA, 2017; pp. 222–227.
29. N. J. Sanket, C. D. Singh, K. Ganguly, C. Fermueller, and Y. Aloimonos, "Gapflyt: Active vision based minimalist structure-less gap detection for quadrotor flight," IEEE Robot. Autom. Lett., vol. 3, no. 4, Jun. 2018.
30. Nonami, K., Kendoul, F., Suzuki, S., Wang, W., & Nakazawa, D. (2010). Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles. Springer Science & Business Media.
31. ArduPilot Dev Team. (2023). ArduCopter Documentation: Channel Mapping and Output Programming. Retrieved from ArduPilot Official Documentation.
32. TowerPro. (n.d.). SG996R Servo Motor Technical Datasheet. Manufacturer Specifications.
33. Norton, R. L. (2011). Design of Machinery: An Introduction to the Synthesis and Analysis of Mechanisms and Machines (5th ed.). McGraw-Hill Education.
34. Shigley, J. E., Mischke, C. R., & Budynas, R. G. (2004). Mechanical Engineering Design (7th ed.). McGraw-Hill.