

## تصميم منظم تربيعي خطي LQR ثلاثي الأبعاد لمروحية سداسية باستخدام LabVIEW

د. كندة أبو قاسم\*  
تيماء صالح\*\*

(تاريخ الإيداع 23 / 7 / 2018. قُبِلَ للنشر في 21 / 10 / 2018)

### □ ملخص □

تركز هذه الورقة على تصميم ثلاث وحدات تحكم بزوايا دوران طائرة سداسية المرواح (Hexacopter) حول المحاور الإحداثية الثلاثة (x, y, z) في فضاء ثلاثي الأبعاد، يتميز هذا الصنف من طائرات الهيلوكوبتر تحديدا الطائرات المتعددة المرواح بأنها تمتلك إقلاع و هبوط عموديين، بساطة ميكانيكية، قدرة على التحليق، و خفة بالحركة إلا أنها تواجه تحديات كبيرة في مجال التحكم تتمثل بنموذجها الرياضي المتصف بأنه غير خطي لدرجة كبيرة، Underactuated، و coupled. في هذا البحث تعتمد وحدة التحكم على منظم تربيع خطي (LQR) يحقق استقرار أمثلي و وفر كبير في الطاقة بالاعتماد على ما يسمى تابع الهدف. يتم تصغير تابع الهدف في هذا النوع من التحكم من خلال توليفه و حساب قيمة الريج بحيث يكون أمثلياً في توفير الطاقة المستهلكة و تحسين الاستجابة. تم اختبار النموذج اعتمادا على برنامج المحاكاة LabVIEW، بالإضافة إلى وحدة تصميم التحكم والمحاكاة.

الكلمات المفتاحية مركبة جوية غير مأهولة (UAV)، طائرة سداسية المرواح (Hexacopter)، لا خطي، منظم تربيعي خطي (LQR).

---

\* أستاذ مساعد، قسم هندسة الحاسبات والتحكم الآلي، كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية، جامعة تشرين، اللاذقية، سوريا.  
\*\* طالبة دراسات عليا (ماجستير)، قسم هندسة الحاسبات والتحكم الآلي، كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية، جامعة تشرين، اللاذقية سوريا.

## Design 3-Dimensional LQR controller for a Hexacopter using LabVIEW

Dr. Kinda Aboukassem<sup>\*</sup>  
Taimaa Saleh<sup>\*\*</sup>

(Received 23 / 7 / 2018. Accepted 21 / 10 / 2018)

### □ ABSTRACT □

This paper focuses on the design of three controllers Hexacopter rotation angles around the three axes (x, y, z) in a three-dimensional space. This type of helicopter specifically "multi-rotors" has several characteristics such as vertical takeoff and landing, Mechanical simplicity, high ability to hover, and lightness of motion abilities, and it has big challenges with controlling it represented by its mathematical model which characterized as highly nonlinear, Under-actuated, and coupled. In this research, the control unit adopts a linear quadratic regulator (LQR) that achieves good stability and provides great energy savings depending on the function called the objective function. The target is minimizing this function by tuning it and calculating the gain value so that it optimizes the energy saving and response. The model was tested based on the LabVIEW simulation program, as well as the control and simulation design modules.

**Key words** UAV, Hexacopter, Nonlinear, LQR

---

<sup>\*</sup>Assistant DeProfessor, Department of computer and automatic control, Faculty of mechanical and electrical engineering, Tishreen University, Lattakia, Syria.

<sup>\*\*</sup>Master student, Department of computer and automatic control, Faculty of mechanical and electrical engineering, Tishreen University, Lattakia, Syria.

## مقدمة:

يركز هذا العمل على تحقيق توفير أعظمي في طاقة إشارات التحكم المطبقة بالإضافة الى استجابة جيدة و استقرار أمثلي للطائرات بدون طيار نوع Hexacopter مما يساهم بشكل كبير في زيادة ما يسمى Period of flight أي فترة الطيران و هو معيار مهم جدا للطائرات بدون طيار و يشكل ميزة هامة حيث كلما كانت الطاقة الموفرة أكبر كلما كانت مدة رحلة الطيران للطائرات أطول و بالتالي الطائرة أفضل، إن سبب اختيار الطائرة سداسية المراوح Hexacopter هو التحديات الكبيرة في مجال التحكم لأن نظامها الديناميكي غير خطي ومتعدد المتغيرات و Underactuated ، بالإضافة إلى مزاياها مثل القدرة العالية على المناورة والطيران الثابت و إمكانية زيادة الحمولة [2]. أنظمة Underactuated هي أنظمة معرفة كنظام ميكانيكي تكون فيه عدد مدخلات التحكم أقل من عدد درجات الحرية [3]. نمذجة مثل هذا النظام ليست مسألة سهلة بسبب الديناميكيات المقترنة للمركبة الهوائية [4]. إن مساهمات هذا العمل تتمثل في تحقيق وفر أعظمي في الطاقة و استجابة أمثلية من خلال تصميم المتحكمات الثلاثة بزوايا الدوران (Roll, Pitch, Yaw) حول المحاور (x, y, z) على الترتيب بوجود الاضطرابات الجوية العشوائية و التي لم تؤخذ بعين الاعتبار في معظم الدراسات المرجعية، حيث تم الاعتماد على معادلات حركة النظام بأكمله المستنتجة بالاعتماد على صيغة Newton-Euler للديناميكيات التحويلية والتناوب للجسم الصلب [5,6,7].

أصبحت أنظمة الطائرات بلا طيار الوسيلة الأكثر مرونة وفاعلية لأداء المهام المختلفة التي كانت تقوم بها الطائرات العادية ويعود ذلك إلى كونها تتميز بما يلي:

تنوع أحجامها وفقاً لمتطلبات المهام المنوطة بها، القدرة على العمل في البيئات المضطربة والخطرة والمعقدة، سهولة إيصالها إلى المكان المطلوب منها دون تعريض حياة الإنسان للخطر، كذلك مرونتها وقدرتها على التحليق لمسافات بعيدة باستخدام أنظمة الاتصال الحديثة.

إن استراتيجيات التحكم المتبعة في أنظمة الطائرات بلا طيار، ساهمت إلى حد كبير في تطوير عمل الطائرات بلا طيار، ويأتي تنوع أنظمة التحكم الخاصة بالطائرة بلا طيار، تبعاً للعديد من العوامل الداخلية والخارجية التي تؤثر على أداء الطائرة أثناء التحليق في الجو، وإلى نوع الطائرة بلا طيار المستخدمة، وحيث أن أكثر الطائرات بلا طيار المستخدمة اليوم هي من النوع المروحي، و الحصول على أفضل أداء لهذه الطائرة يكون عن طريق تحقيق توفير في طاقتها بالإضافة إلى الحصول على استقرار جيد، و ذلك بوجود الاضطرابات المؤثرة، يعتبر جوهر هذا البحث.

يوجد العديد من مستويات التحكم والتي تم تطبيقها على نماذج مختلفة من الطائرات متعددة المرواح من تحكم تقليدي مثل المتحكم التناسبي التفاضلي (PID) وتحكم لا خطي (Back stepping, Slide mode) وتحكم أمثلي [12]، [8] غيرها بهدف الحصول على أفضل استقرار وجودة. تختلف هذه المتحكمات عن بعضها البعض في التصميم والنتيجة والغرض الأساسي من اعتمادها على نموذج الطائرة.

## طرائق البحث وموارده:

تم في هذا البحث استخدام المنهج التحليلي والتجريبي، حيث تم استخدام منهج تحليلي من أجل تحليل النموذج الرياضي لنظام الطيار الآلي باستخدام المعادلات الرياضية التي تصف حالة النظام الديناميكية و الستاتيكية. وتم استخدام منهج تجريبي من أجل التأكد من النتائج التي تم الحصول عليها باستخدام بيئة المحاكاة LabVIEW.

## 1. النمذجة الرياضية للطائرة سداسية المراوح في الفضاء:

من أجل تصميم نظام التحكم بطائرة سداسية الدفع يتم الاعتماد على النموذج الرياضي الذي يقوم بتوصيف شامل لحركة الطائرة و كيفية استجابتها للأوامر و الظروف الخارجية.

### 1.1. نمذجة حركة الطائرة:

تتحرك الطائرة ضمن فضاء ثلاثي الأبعاد و هو الجو و تتغير حركتها بشكل لا خطي مع الزمن، الأمر الذي يعقد مهمة إيجاد نموذج رياضي ثابت يصف حركة الطائرة. و لوضع نموذج رياضي غير متغير مع الزمن يلجأ الباحثون عادة إلى القيام بعمليات التقريب.

تم استنتاج المعادلات التي تصف حركة الطائرة بالاعتماد على قانون نيوتن الثاني للحركة [1] و تقدم هذه المعادلات توصيفاً كاملاً لحركة الطائرة مع الأخذ بعين الاعتبار أن إطار إحداثيات جسم الطائرة هو الإطار المرجعي (Aircraft-body coordinates reference) و للتحكم بدوران الطائرة حول المحاور الثلاثة يتم أخذ المعادلات التي تصف هذه الحركة و هي ثلاث معادلات أساسية [1] تقوم بتوصيف العزم الدوراني للطائرة حول المحاور الإحداثية بالنسبة إلى اتجاهها بالجو، يتم تقريب هذه المعادلات الثلاثية لتصبح خطية كما يلي:

$$\dot{p} = \ddot{\theta} = \frac{M_p}{J_x} - \frac{k_r}{J_x} p + \frac{M_{d1}}{J_x} \quad (1)$$

$$\dot{q} = \ddot{\theta} = \frac{M_q}{J_y} - \frac{k_r}{J_y} q + \frac{M_{d2}}{J_y} \quad (2)$$

$$\dot{r} = \ddot{\theta} = \frac{M_r}{J_z} - \frac{k_r}{J_z} r + \frac{M_{d3}}{J_z} \quad (3)$$

دلالات هذه الرموز موضحة بالجدول التالي، حيث لدينا المحاور الإحداثية (x, y, z)

الجدول (1) دلالات الرموز:

الشرح	الرمز
السرعة الزاوية حول المحور x	P
السرعة الزاوية حول المحور y	Q
السرعة الزاوية حول المحور z	R
زاوية الدوران حول محور x	$\theta$
زاوية الدوران حول محور y	$\theta$
زاوية الدوران حول محور z	$\theta$
عزم العطالة حول المحور x	$J_x$
عزم العطالة حول المحور y	$J_y$
عزم العطالة حول المحور z	$J_z$
الاضطرابات حول المحور x	$d_x$
الاضطرابات حول المحور y	$d_y$
الاضطرابات حول المحور z	$d_z$

## 2.1. عزوم العطالة:

المقصود بعزوم العطالة هي الممانعة التي تبديها الطائرة لكي تقوم بالدوران، و معروف عن العطالة فيزيائيا أنها هي الممانعة عن الحركة و عند التوقف عن الدوران تكون هي نفسها الممانعة التي تبديها الطائرة لكي تتوقف [11].

## 3.1. الاضطرابات:

المقصود بها الأحوال الجوية مثل الهواء و غيرها من تغيرات المناخ التي تعترض الدوران للطائرة حول المحاور فيمكن أن تكون هذه الاضطرابات إيجابية بحيث تساعد على الدوران أو سلبية تمنع الدوران.

إن المعادلات (3)، (2)، (1) تصف دوران الطائرة حول محاورها و هذا محور البحث، حيث تكون دراسة التحكم مركزة على التحكم بدوران الطائرة حول محاورها و ذلك بوجود اضطرابات كما هو واضح هي مشتقات من الدرجة الثانية للزوايا و مشتق من الدرجة الأولى للسرعة، أي أنها تصف التسارع الزاوي لدوران الطائرة حول المحاور الإحداثية [1].

## 4.1. تشكيل معادلات فضاء الحالة:

فضاء الحالة المستنتج يكون عشوائي أي من الشكل:  $\dot{X} = AX + BU + d$  [9] حيث A هي مصفوفة النظام و B هي مصفوفة الدخل، و d شعاع الاضطرابات المؤثر على حركة الطائرة و الي يتألف من  $[dx \ dy \ dz]$ ، حيث

نفرض شعاع الحالة لدينا هو  $X = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6] = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ \dot{x}_1 \ \dot{x}_2 \ \dot{x}_3]$

$$x_1 = \phi \quad (4)$$

$$x_2 = \theta \quad (5)$$

$$x_3 = \varphi \quad (6)$$

$$\dot{x}_1 = x_4 = \dot{\phi} \quad (7)$$

$$\dot{x}_2 = x_5 = \dot{\theta} \quad (8)$$

$$\dot{x}_3 = x_6 = \dot{\varphi} \quad (9)$$

و بتطبيق هذا الشعاع على المعادلات الرياضية السابقة (3)، (2)، (1) يتم استنتاج نموذج الطائرة و هو نموذج الدوران حول المحاور الإحداثية الثلاثة و من خلال رؤية شعاع الحالة يتضح أننا نهتم بالزوايا و سرعة الدوران حيث اشتقاق زاوية يعني سرعة زاوية.

و تكون معادلات الحالة هي:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{k_r}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_r}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{k_r}{J_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ r \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_p \\ M_q \\ M_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_{d1} \\ M_{d2} \\ M_{d3} \end{bmatrix}$$

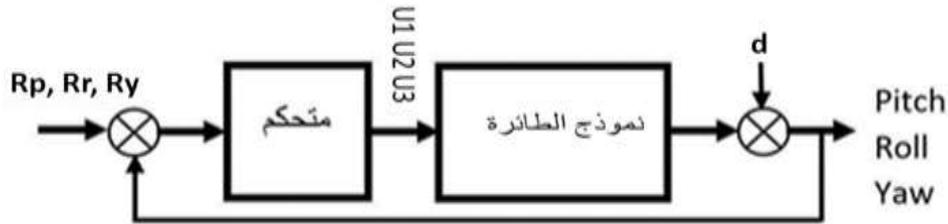
## 5.1. التحكم بالطائرة سداسية المرواح:

بداية نقوم بتحديد بارامترات الطائرة سداسية المرواح المستخدمة في المحاكاة [1] و هي موضحة في الجدول (2):

الجدول (2) بارامترات الطائرة المستخدمة في المحاكاة:

البارامتر	الوصف	القيمة
M	كتلة الطائرة	4 kg
G	قوة الجاذبية الأرضية المؤثرة في الطائرة	9.806 m/s <sup>2</sup>
L	طول المسافة من مركز المروحة إلى مركز جاذبية الطائرة	0.36 m
P	كثافة الهواء	1.293 kg/m <sup>3</sup>
R	طول شفرة المروحة	0.15 m
J <sub>x</sub> , J <sub>y</sub>	ثوابت عزم العطالة حول المحورين X, Y	3.8e <sup>-3</sup> N.m.s <sup>2</sup> /rad
A	مساحة القرص الدائري الذي ترسمه المروحة	0.071 m <sup>2</sup>
K <sub>t</sub>	بارامتر الاحتكاك بالهواء	4.8 e <sup>-2</sup> N.s/m
K <sub>r</sub>	ثابت الاحتكاك الدوراني	6.4e <sup>-4</sup> N.m.s/rad
J <sub>z</sub>	ثابت عزم العطالة حول المحور Z	7.1e <sup>-3</sup> N.m.s <sup>2</sup> /rad
C <sub>Q</sub>	ثابت عزم الدوران	1.037e <sup>-3</sup>
C <sub>T</sub>	ثابت الدفع	0.01458

يتم تطبيق نظام التحكم على نموذج الطائرة وفق المخطط الصندوقي الموضح في الشكل (1)، حيث نظام التحكم هو LQR و بالعودة لمعادلات الطائرة الثلاث نجد أنها تحتوي على ثوابت J<sub>x</sub> , J<sub>y</sub> , J<sub>z</sub> و هي ثوابت عزم العطالة و هي محددة القيم [10] و البارامتر d في المخطط الصندوقي هو قيم الاضطرابات المؤثرة على حركة الطائرة الدورانية حول المحاور الثلاثة و هو يساوي: d<sub>x</sub> , d<sub>y</sub> , d<sub>z</sub> اما إشارات التحكم U<sub>1</sub>, U<sub>2</sub>, U<sub>3</sub> و هنا يقوم متحكم LQR بتطبيق إشارات التحكم المناسبة للوصول إلى الزوايا المطلوبة بدوران الطائرة و هي Reference R<sub>p</sub> , R<sub>r</sub> , R<sub>y</sub> (Reference pitch, Reference roll, Reference yaw) حيث Yaw, Pitch, Roll هي أسماء حركة الزوايا نفسه  $\varphi$ ,  $\theta$ ,  $\delta$  بالترتيب.



الشكل (1) مخطط صندوقي للتحكم بالطائرة سداسية المرواح.

## 2. مفهوم التحكم التريبي الخطي:

هو طريقة من طرق التحكم الأمثل Optimal Control، يعتمد على تصغير تابع الهدف من النوع التريبي. بما أن المتحكم خطي والتابع له تريبي فإن المتحكم يسمى تريبي خطي [12]. يعتمد هذا المتحكم على حساب الثوابت أو الأرباح والتي تسمى Gains حيث يتم ضربها بقيم الخطأ للزوايا لاستنتاج إشارة التحكم. تم تصميم هنا 3 متحكمات من نوع LQR و كل منها مسؤول عن التحكم بزواوية من زوايا الدوران و تأمين استقرارها حيث تعطى معادلة المتحكم التريبي الخطي في فضاء الحالة وفق العلاقة التالية:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad x \in R^n, x_0 \text{ given}$$

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Qx + u^T Ru) dt \quad (10)$$

حيث J: هو تابع الهدف، X هو شعاع الحالة، U شعاع التحكم و هي دخل النظام،  $0 \leq Q \leq R$ ، هي مصفوفات معرفة موجبة [12].

### 1.2. اختيار أوزان المنظم التريبي الخطي:

يتم توليف المنظم التريبي الخطي من خلال اختيار اوزانه و التي تتمثل بعناصر المصفوفات المربعة الموجبة Q,R حيث قيم عناصر Q تعبر عن أهمية قيم العناصر التي ستضرب بها و هي هنا شعاع الحالة الممثل للحركة الدورانية للطائرة حول المحاور الثلاثة، أما قيم R تعبر عن أهمية و وزن إشارات التحكم المطبقة و التي بدورها تعبر عن الطاقة المستهلكة لتحقيق عملية التحكم.

أما بالنسبة لاختيار المصفوفات Q و R فإن الاختيار الأبسط:  $R = \rho I$ ، حيث I هي مصفوفة قطرية واددية  $3 \times 3$  والمعامل  $\rho$  يعبر عن التوازن Tradeoff بين استجابة خرج النظام و طاقة دخل المتحكم من

$$J = \int_0^{\infty} [\|x(t)\|^2 + \rho \|u(t)\|^2] dt \quad \text{المعادلة التالية:}$$

$$Q = \begin{bmatrix} q_1 & & \\ & \ddots & \\ & & q_n \end{bmatrix} \quad R = \rho \begin{bmatrix} r_1 & & \\ & \ddots & \\ & & r_n \end{bmatrix} \quad \text{و تأخذ الأوزان القطرية الشكل التالي:}$$

حيث Q هي مصفوفة موجبة و تسمى مصفوفة أوزان الحالة Weighting Matrix و R هي مصفوفة أيضا موجبة تسمى بمصفوفة معامل الوزن Weighting Factor، حيث n هي درجة النظام.

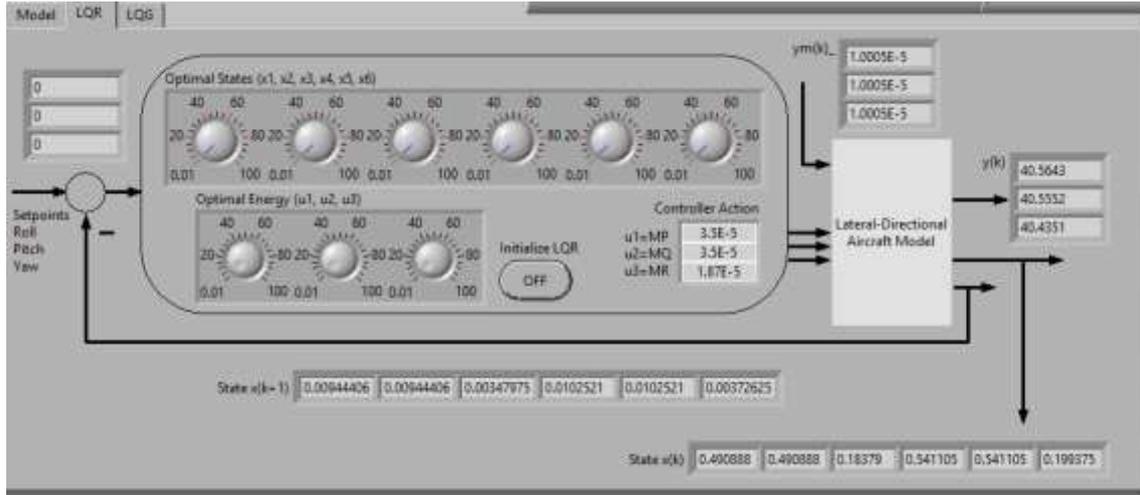
عادة ما يتم في التحكم الأمثل تصميم المنظم بتعديل Q بشكل مستمر و جعل R ثابتة و هي تعبر عن أداء النظام بالحلقة المغلقة. كما هو ملاحظ فإن  $\rho$  لها دلالة مهمة بجعل استجابة النظام أبطأ أو أسرع Convergence على حساب إشارة تحكم أصغر أو أكبر. حيث يصبح هنا التحكم الأمثل بتصغير تابع الهدف J من خلال قانون التحكم الخطي التالي:  $u(t) = -L.e(t)$  حيث u هي إشارة التحكم و هي خرج المنظم التريبي الخطي و دخل جملة التحكم و e هي إشارة الخطأ و هي الفرق بين القيم المرجعية المطلوبة و خرج جملة التحكم بينما L هي ربح المربع التريبي الخطي و يتم حسابه وفق العلاقة التالية  $L = R^{-1} B^T P$  حيث P هو عبارة عن حل معرف موجب دوماً لعلاقة ريكاتي الجبرية Algebraic Ricatti Equation التالية:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0$$

حيث  $A$  مصفوفة النظام و  $B$  مصفوفة الدخل في فضاء الحالة. و يمكن حساب  $L$  و  $P$  من خلال الماتلاب وفق التعليمات التالية:  $[L, P] = lqr(A, B, Q, R)$ ;

### 3. القسم العملي:

تم تصميم المتحكم LQR في برنامج LabVIEW و إضافة الاضطرابات، حيث تم توليدها بشكل عشوائي. في الشكل (2) موضح واجهة معايرة المتحكم LQR و التي تم تصميمها بواسطة برنامج LabVIEW بهدف اجراء عملية المحاكاة للمنظم التربيعي الخطي لطائرة سداسية المراوح.



الشكل (2) واجهة المتحكم LQR مصممة باستخدام LabVIEW

حيث أن البارامترات  $(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)$  يتم توليفها للتحكم باستقرار الزوايا و السرعات الزاوية للطائرة أما البارامترات  $(u_1, u_2, u_3)$  يتم توليفها لتعبر عن طاقة إشارة التحكم المستخدمة حيث إذا زاد استهلاك الطاقة في المتحكم بسبب تأثير الاضطراب، فإن قيمة إشارة التحكم ستخف و يقل استقرار النظام. لذلك، كلما زاد الاستقرار، كلما انخفضت الطاقة المستهلكة، والعكس بالعكس، أي أن نظام التحكم يستهلك المزيد من الطاقة أثناء تعرض الطائرة للاضطرابات من أجل تحقيق الاستقرار.

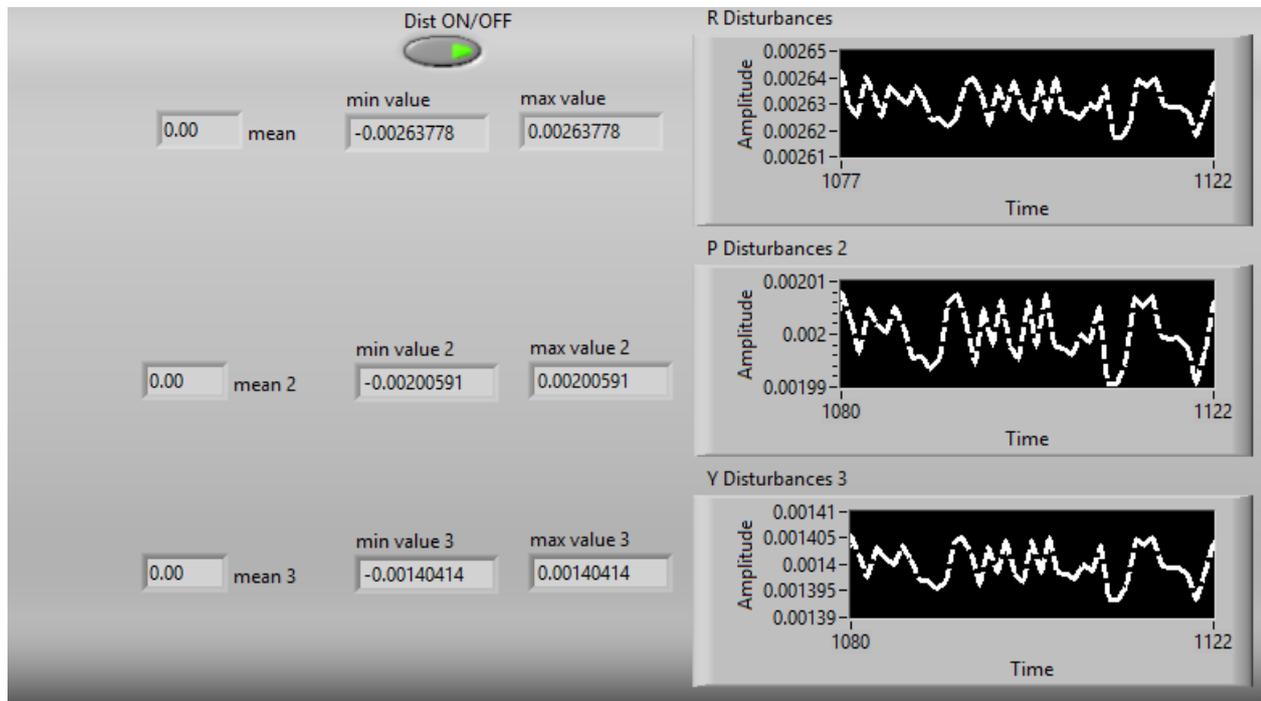
### 1.3 نتائج المحاكاة للطائرة سداسية المراوح عند تطبيق LQR:

في الجدول (3)، يتم إدراج حالة الدراسة بوجود اضطراب و بدون و هي تتضمن قيم زاوية الدوران حول المحاور الثلاثة  $(X, Y, Z)$  و هي مقاسة بالدرجات أثناء زمن المحاكاة حيث أن زمن المحاكاة هو 10 ثانية و جهاز الحاسوب المستخدم في المحاكاة هو: Processor: Intel® Core(TM) i5-6200U CPU@ 2.30GHz 2.40 GHz

الجدول (3) حالة الدراسة لدى تطبيق المتحكم LQR على مروحية سداسية

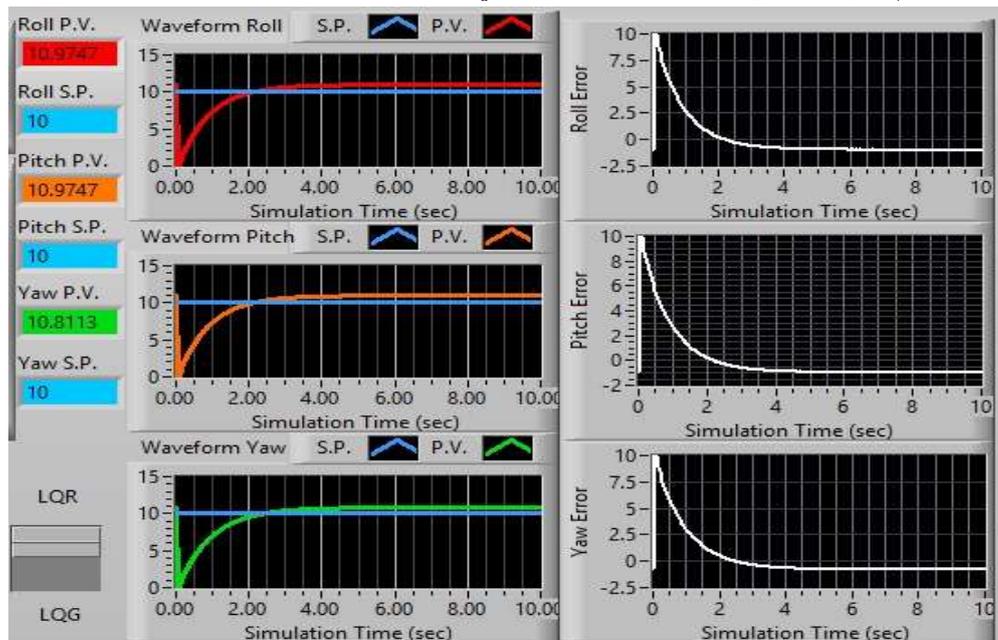
حالة الدراسة: زاوية الدوران=10° زاوية الصعود=0° زاوية الانحراف=0°						
زاوية الدوران (القيم الفعلية)	مطال إشارة التحكم بزواوية الدوران	زاوية الصعود (القيمة الفعلية)	مطال إشارة التحكم بزواوية الصعود	زاوية الانحراف (القيمة الفعلية)	مطال إشارة التحكم بزواوية الانحراف	
10.9747°	0.0001	10.9747°	0.0001	10.8113°	0.0001	بوجود اضطراب
10.04778°	0.0001	10.0778°	0.0001	9.92725°	0.0001	بدون وجود اضطراب

حيث شكل إشارة الاضطراب موضحة في الشكل (3) و هو اضطراب عشوائي يتم توليده من خلال برنامج LabVIEW:



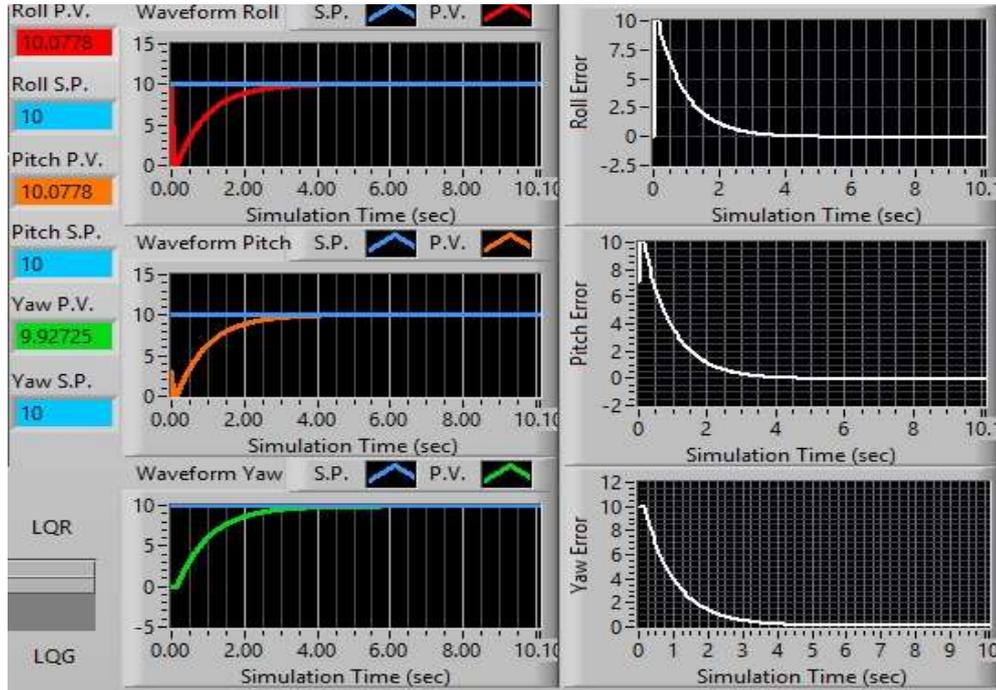
الشكل (3) إشارة الاضطراب المولدة

يوضح الشكل (4) المنحنيات التي تمثل استجابة الطائرة لتحقيق زوايا الدوران المطلوبة بوجود الاضطراب، حيث القيم المطلوبة هي معبر عنها بالمصطلح S.P (Set Point) و أما القيم الفعلية التي يحققها خرج النظام فهي P.V (Process Value) بالإضافة إلى إشارات الخطأ الحاصل في كل منها Roll Error, Pitch Error, Yaw Error:



الشكل (4) الفرق بين القيم الفعلية و القيم المرغوبة للزوايا و قيم الخطأ بوجود الاضطراب

أما الشكل (5) فهو يوضح الفرق بين القيم الفعلية و القيم المرغوبة للزوايا و قيم الخطأ بدون وجود اضطراب:

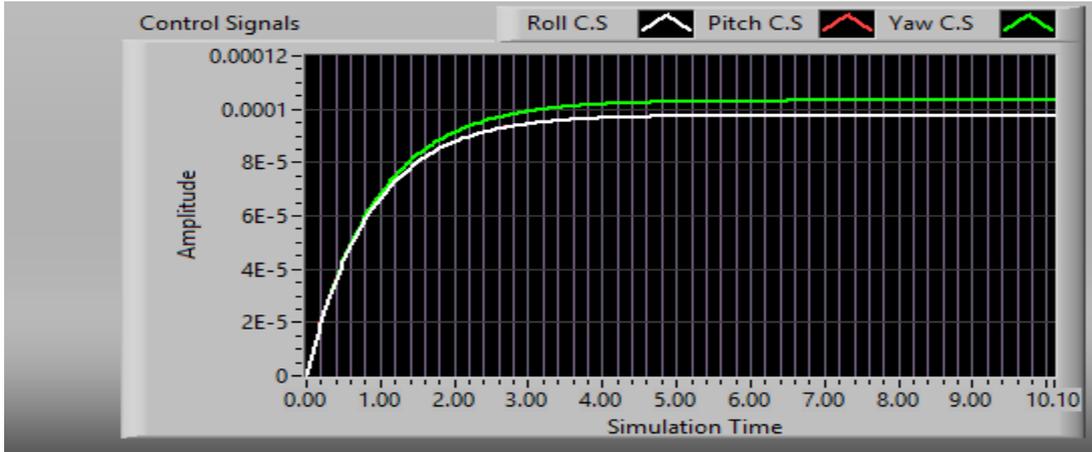


الشكل (5) الفرق بين القيم الفعلية و القيم المرغوبة للزوايا و قيم الخطأ بدون وجود اضطراب

و يوضح الشكلان (6) و (7) مطال إشارات التحكم المطبقة للوصول للزوايا المطلوبة بوجود اضطراب و بدونه (هذه المنحنيات منطبقة على 0.0001 تقريباً) حيث تتحرك بانسيابية و هذا يعبر عن حركة الطائرة في الجو أي ان الحركة لا تتعرض لاهتزازات بل حركتها انسيابية.



الشكل (6) قيم مطال إشارات التحكم في حالة الدراسة المذكورة بوجود اضطراب

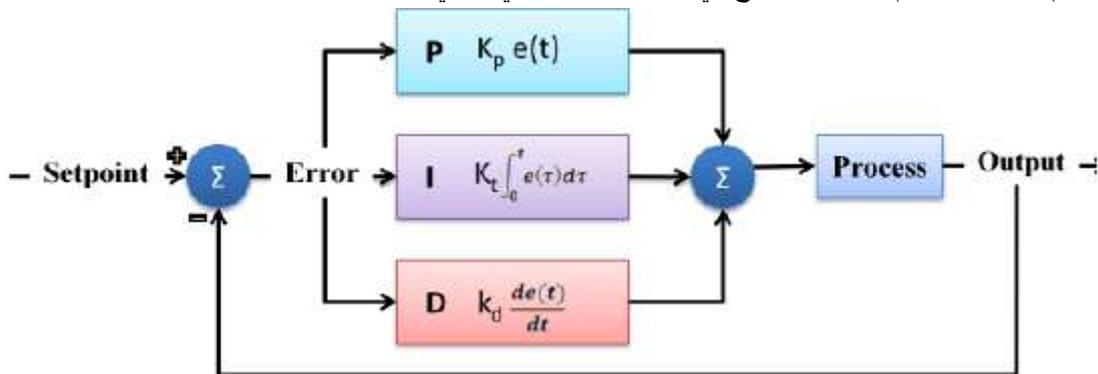


الشكل (7) قيم مطال إشارات التحكم في حالة الدراسة المذكورة بدون وجود اضطراب

من أجل توضيح جودة استجابة الطائرة لأوامر الحركة لزواياها الثلاثة في الفضاء ثلاثي الأبعاد، تتم مقارنة الحالة المذكورة في الجدول (3) مع دراسات سابقة.

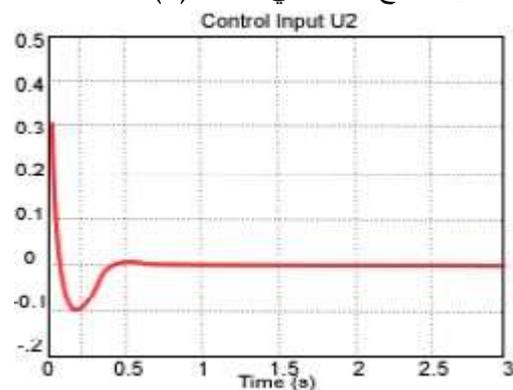
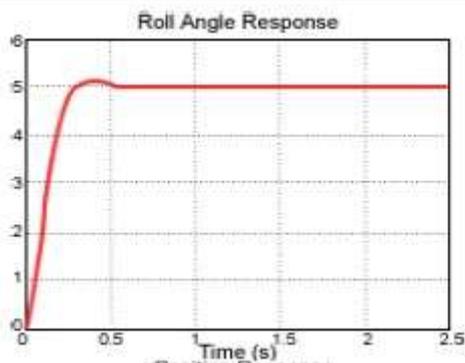
#### 4. المقارنة مع الدراسات السابقة:

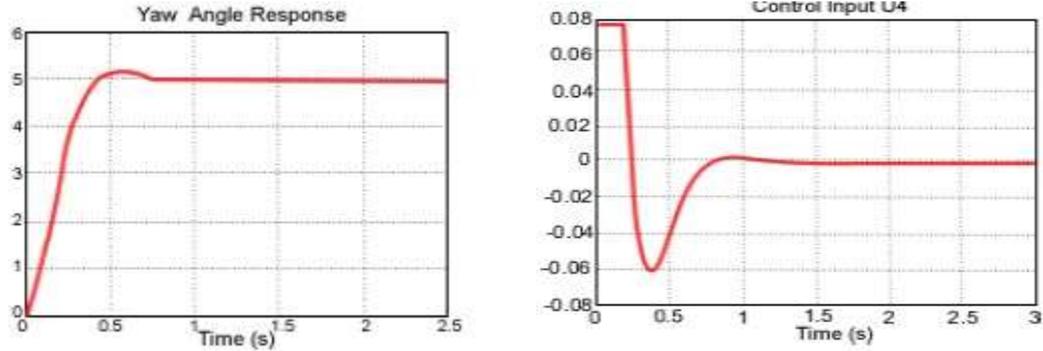
بالعودة الى دراسة تمت في شهر آب من عام 2015، قدم فيها الباحث طريقة تحكم كلاسيكية خطية من نوع PID للتحكم بالزوايا Roll, Yaw بتطبيق إشارتي التحكم U2, U4 بهدف جعل زوايا أولر المذكورة تتبع القيم المرغوبة لها حيث تم تطبيق المتحكم كما هو موضح في المخطط الصندوقي التالي:



الشكل(8) المخطط الصندوقي للمتحكم PID المطبق

و تم تحقيق النتائج المبينة في الشكل (9):





الشكل (9) إشارات التحكم U2, U4 و استجابة زوايا الدوران Roll, Yaw

بالمقارنة مع هذه الدراسة نتوصل للنتائج الموضحة في الجدول (4):

الجدول (4) مقارنة بين المتحكمين PID, LQR

المتحكم LQR	المتحكم PID	الميزات
نعم	نعم	Simplicity بساطة التصميم
كبير	لا يوجد	Energy Consuming توفير الطاقة
نعم	لا	Robustness المتانة
بدون وجود اضطرابات	بدون وجود اضطرابات	Disturbance اضطراب
نعم	لا	Optimization الأمثلية
لا	لا	Intelligence الذكاء
لا	نعم	Vibration الاهتزاز
0.1 sec	0.55 sec	ts زمن الاستقرار
0.05 sec	0.2 sec	tr زمن الصعود
0%	20%	Mp قيمة التجاوز الاعظمي
9.5E-5	0.3	أعظم قيمة لمطال إشارة التحكم
0.1 sec	0.75 sec	ts زمن الاستقرار
0.05 sec	0.4 sec	tr زمن الصعود
0%	22%	Mp قيمة التجاوز الاعظمي
1E-6	0.8	أعظم قيمة لمطال إشارة التحكم

### الاستنتاجات والتوصيات:

#### الاستنتاجات:

يعتمد هذا العمل على تحقيق استقرار أمثلي للطيارة بدون طيار بالإضافة لعامل مهم و هو توفير الطاقة المستهلكة بوجود الاضطرابات الجوية، ثم تطبيق طريقة التحكم LQR على نظام الطائرات بدون طيار باستخدام برنامج المحاكاة

LabVIEW2011 ، هذه الطريقة للتحكم تؤمن توفير بالطاقة بالإضافة الى أداء جيد لهذه الطائرة حيث أن الطائرة تستقر بهامش خطأ قدره 0.9 درجة بوجود اضطراب بينما يكون الخطأ قره 0.1 درجة كقيمة عظمى بدون أخذ الاضطرابات بعين الاعتبار، أي اننا نحصل على قيم فعلية للزوايا تتوافق بمقدار 99% من القيم المرغوبة بوجود اضطراب و بمقدار 99.9% من القيم المرغوبة بدون الاضطرابات.

### التوصيات:

في العمل المستقبلي، يمكن تحسين طريقة التحكم الأمثلي إلى تحكم تنبؤي حيث عن طريق إضافة مرشح Kalman قبل وحدة التحكم، لذلك يمكن تعزيز المتحكم بهدف تحقيق المزيد من الاستقرار بجانب المزيد من توفير الطاقة و ذلك بوجود الاضطرابات العشوائية و أخذها بعين الاعتبار.

### المراجع:

- [1] Aboukassam, K, & Saleh, T. Study the Equations of Motion for a Hexacopter Aerial Vehicle based on The Newton-Euler Method // International Journal of Computer Science Trends and Technology (IJCTST) 2018,
- [2] Schmidt, M. D. (2011). Simulation and control of a quadrotor unmanned aerial vehicle., Lexington-USA, University of Kentucky Master's Theses, University of Kentucky U Knowledge.
- [3] Xin, X., & Liu, Y. (2014). *Control design and analysis for underactuated robotic systems*. Springer Science & Business Media.
- [4] Di Lucia, S., Tipaldi, G. D., & Burgard, W. (2015, September). Attitude stabilization control of an aerial manipulator using a quaternion-based backstepping approach. In *ECMR* (pp. 1-6).
- [5] Sanca, A. S., Alsina, P. J., & J s de Jesus, F. C. (2010, October). Dynamic modeling with nonlinear inputs and backstepping control for a hexarotor micro-aerial vehicle. In *2010 Latin American Robotics Symposium and Intelligent Robotics Meeting* (pp36-42).
- [6] Ibrahim, I. N., Al Akkad, M. A., & Abramov, I. V. (2017, June). Attitude and altitude stabilization of a microcopter equipped with a robotic arm. In *Control and Communications (SIBCON), 2017 International Siberian Conference on* (pp. 1-8). IEEE. DOI <https://doi.org/10.1109/SIBCON.2017.7998561>
- [7] Ibrahim, I. N., & Al Akkad, M. A. (2017). Studying the Disturbances of Robotic Arm Movement in Space Using the Compound-Pendulum Method. *Bulletin of Kalashnikov ISTU*, 20(2), 156-159., DOI: <http://dx.doi.org/10.22213/2413-1172-2017-2-156-159>.
- [8] Fogelberg, J. (2013). Navigation and Autonomous Control of a Hexacopter in Indoor Environments. Master Thesis in Department of Automatic Control, Lund University, Sweden, ISSN 0280-5316, 2013
- [9] S holm, D., & Biel, M. (2014). Automatic control of a quadrotor in the smart building. KTH, School of Engineering Sciences (SCI), Master Thesis of Science in Engineering, KTH Royal Institute of Technology, 2014. Stockholm-Sweden, 2014.

- [10] Artale, V., Milazzo, C. L. R., & Ricciardello, A. (2013). Mathematical modeling of hexacopter. *Applied Mathematical Sciences*, 7(97), 4805-4811.
- [11] Murray, R. M. (2007). Recent research in cooperative control of multivehicle systems. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 129(5), 571-583.
- [12] R, M, Murray, Control and Dynamical Systems, CDS 110bLecture 2 – LQR, January, 2006