دراسة حذف تأثير الإضطرابات على نموذج Quadrotor بالإستفادة من الرواصد الخطية واللاخطية

الإهداء:

عندما ننتهي من عملنا دوماً نذكر البداية .. نذكر الذين كانو معنا .. الذين مدو ايديهم إلينا وغمرونا بلطفهم

> الى مصمم أعقد النظم التي عرفتها الخليقة.

> الى الدكتور المشرف د.عدنان مارتيني رحمة الله عليه.

> الى دكاترة ومدرسي قسم هندسة الطيران الموجودين منهم داخل سوريا وخارجها.

> الى دكاترة ومهندسيHIAST المعهد العالي للعلوم التطبيقية والتكولوجيا.

> الى أخوي وخالتي.

> الى اصدقاء الدراسة داخل وخارج سوريا واصدقاء السكن.

> الى أصدقاء المركز الياباني.

> الى كل من ساعدنا في اتمام هذا المشروع بنجاح وخصوصا م.منذر مصطفى و م.فراس حيدر.

Ibrahim Bakry

Muhamad Masri

ملخص:

حذف الإضطرابات المؤثرة على الحوامات رباعية الدوارات موضوع جديد ومازال مفتوح المجال للبحث. كان هناك منهج لم يتم التطرق اليه في حذف الإضطراب المؤثر على Quadrotor ألا وهو استخدام الرواصد في عملية حذف الإضطراب حيث لم نجد مقالات تتكلم عن هذا الموضوع. وبتوجيه من الدكتور المشرف الذي عمل على استخدام الرواصد في حذف الإضطرابت المؤثرة على نموذج هيليكوبتر ذو سبع درجات حرية، انطلقنا نحو بناء منظومة تحكمية قادرة على رفض الإضطراب المؤثر على نموذج Quadrotor بالإستفادة من الرواصد الخطية واللاخطية. لم نبدأ من الرماد بل انطلقنا من نموذج رياضي موجود وأمين ومجرب على نموذج Quadrotor حقيقي وهو OS4 لمخبر EPFL، قمنا بالتعديل على هذا النموذج ليناسب استخداماتنا وتصميمنا، وبعدها استخدمنا نظرية الديناميك العكسي التي سهلت علينا تصميم متحكم الـ PID، حيث لم نضطر لعمل نموذج خطي من نموذجنا الأصلي، بل تعاملنا مع النموذج اللاخطي، أجرينا محاكاة للنموذج المذكور وطبقنا تصماميم الرواصد الخاصة بنا على هذا النموذج. نتائج الرواصد الخطية كانت مقبولة، اما نتائج الرواصد اللاخطية كانت مبهرة جداً حيث قمنا بتصفير كل الأخطاء الموجودة من خطأ حالة دائمة وخطأ الراصد الذي استقر بعد 1Sec وبنعومة، الفضل كله يعود لراصد الحالة الزائدة ESO الذي قمنا باستخدامه. للتأكد من فعالية نموذجنا قمنا بتطبيق اضطراب خارجي افترضنا انه يسبب زيادة في وزن الحوامة، قمنا باجراء دراسة ومقارنة لأجل اضطراب 1.5g واخر 2g، وكانت النتائج كماهو متوقع مرضية جدا حيث الأخطاء اختفت بسرعة وقوة الرفع استقرت لنفس الزمن.

صلب عملنا يبدأ من الفصل الرابع، للمختصين ننصح بالإنطلاق بمشروعنا من ذالك الفصل، حيث الفصول الأولى تقدم فقط معلومات عامة يمكن ان تتواجد في اي من الأدبيات او الإنترنت وقمنا بالتعديل عليها بما يتناسب مع اهدافنا العلمية.

كلمات مفتاحية: Quadrotor، الرواصد الخطية، الرواصد اللاخطية، التحكم بحوامة رباعية الدوارات، حذف الإضطرابات، DRC.

الفهرس:

هذه الصفحة تركت فارغة

:Glossary المصطلحات

AOA Angle of attack.
ESO: Extended State Observer.
ADRC: Active Disturbance Rejection Controller.
ARS Attitude reference system.
ATC Air Traffic Control.
OS4 Omnidirectional Stationary Flying Outstretched Robot.
MEMS Micro Electro-Mechanical Systems.
BLDC Brush-Less Direct Current.
HTA Heavier Than Air.
IB Integral Backstepping.
IGE in Ground Effect.
IMU Inertial Measurement Unit.
INS – Inertial Navigation System.
LQ Linear Quadratic.
LTA Lighter Than Air.
MAV Micro Aerial Vehicle.
MFR Miniature Flying Robots.
PG Propulsion Group.
PI Proportional integral.
PD Proportional derivative.
PID Proportional Integral Derivative.
PPM Pulse Position Modulation.
UA Unmanned aircraft**.**
UAV Unmanned Aerial Vehicle.
VTOL Vertical Take-Off and Landing.
STOL Short Take Off and landing.
C.G. Center of gravity.
DOF degrees of freedom.
GPS Global positioning system.
I/O In- and output.
LQR Linear quadratic regulator.
LQRI Linear quadratic regulator with integral extension.
GPS Global Positioning System.
MATLAB Matrix Laboratory™.
NED North-East-Down system.
US Ultra sonic.
IR Infra-red.
EKF – Extended Kalman Filter.
ANU – Australian National University.
STARMAC – Stanford Test-bed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control.
ROS Robotic Operating System.
UGVs unmanned ground vehicles.
HLAs Heavy-Lift Airships.
RC Remote Control.
AFV Autonomous flying vehicle.
BQR Buoyant Quadrotor.
DAQ Data Acquisition.
DC Direct current.
ESC Electronic speed controller.
FBD Full body diagram.
HMI Human machine interface.
ISO International Organization for Standardization.
MAUW Maximum All-Up Weight.
MAV Micro Air Vehicles.
MIMO Multiple input multiple output.
MUAV Miniature unmanned aerial vehicle.
PWM Pulse width modulation.
DRCA Distributed Reactive Collision Avoidance.
QNH Sea Level Pressure.
QFE Field Elevation Atmospheric Pressure.
ASL Autonomous Systems Laboratory.
A.M. – Amplitude Modulation.
AI Artificial intelligence.
AIAA American Institute of Aeronautics and Astronautics.

دليل الرموز List of Sympols:

α : ميل منحني الرفع.

A : مساحة القرص الدافع.

A_C : مساحة البدن.

A_u : زمن التشغيل.

b: عامل الدفع.

B_W : تردد مجموعة الدفع.

c: وتر الشفرة.

C: عامل تكلفة مجموعة الدفع.

C_{bat} : سعة البطارية.

$\bar{C}_d$: معامل الكبح (عند 70% من نصف قطر الحوامة).

C_H : معامل قوة المحور(Hub Force Coefficient).

C_Q : معامل الكبح.

C_{R_m} : معامل عزم الانعطاف(Rolling Moment).

C_T : معامل الدفع.

d: عامل الكبح.

g: تسارع الجاذبية الارضي.

h: المسافة الشاقولية (من مركز المروحة حتى CG).

H: قوة المحور (Hub Force).

i: شدة التيار للمحرك.

$I_{xx,yy,zz}$: عزوم العطالة.

J_m : عطالة المحرك.

J_r : عطالة الدوار.

J_t : عطالة الدوار الكلية حول المحرك.

K_e : الثابت الكهربائي المحرك.

K_m : ثابت عزم المحرك.

l : المسافة الأفقية (من مركز المروحة الى ال CG).

m: الكتلة الكلية.

m_{af} : كتلة هيكل الطائرة.

m_{av} : كتلة الإلكترونيات.

m_{bat} : كتلة البطارية.

$m_{bat_{av}}$: كتلة بطارية الإلكترونيات.

m_{hel} : كتلة المروحية.

m_{pg} : كتلة مجموعة الدفع.

$M_{BAT_{max}}$: كتلة البطارية الاعظمية الممكنه.

$M_{max_{pos}}$: الكتلة الأعظمية التي يمكن ان يرفعها المحرك.

$M_{max_{req}}$: الكتلة التي يجب على المحرك الواحد رفعها (المطلوبة).

n: عدد المرواح.

P_{av}: استهلاك الإلكترونيات للطاقة.

P_{el}: الطاقة الكهربائية.

P_{in}: الطاقة الداخلة الى علبة السرعة.

P_{out}: الطاقة الخرجة من علبة السرعة.

Q: عزم الكبح.

P_{pg}: عامل جودة مجموعة الدفع.

Q_{in} : دليل جودة التصميم.

r: نسبة تخفيض علبة السرع.

R: مصفوفة الدوران.

R_{rad} : نصف قطر الدوار.

R_{mot} : المقاومة الداخلية للمحرك.

R_m : عزم الانعطاف.

T: قوة الدفع.

T_W : نسبة قوة مجموعة الدفع الى الوزن.

u: دخل المحرك.

U: مداخل التحكم.

V: السرعة الخطية للجسم.

x, y, z: الموضع في جملة المحاور الجسمية.

X, Y, Z: الموضع في الجملة الأرضية.

β : نسبة الدفع الى الوزن.

ξ : شعاع الموضع.

η : فعالية علبة السرعة.

η_m : فعالية المحرك.

θ : زاوية الخطران (Pitch Angle).

θ_0 : زاوية التثبيت (Incidence).

θ_{tw} : زاوية الفتل.

λ : نسبة التدفق.

μ : نسبة تقدم المحرك.

v: شعاع السرعة.

ρ : كثافة الهواء.

ρ_{equ} : نسبة الزمن في التوازن.

σ : نسبة الصلابة.

T : الثابتة الزمنية للمحرك.

τ_a : الفتل في الاحداثيات الجسمية.

τ_d : حمل المحرك.

τ_m : عزم المحرك.

ϑ : السرعة التحريضية.

ϕ : زاوية الانعطاف (Roll Angle).

ψ : زاوية الانعراج (Yaw Angle).

ω : السرعة الزاوية للجسم.

ω_m : السرعة الزاوية للمحرك.

Ω : السرعة الزاوية للمروحة.

Ω_r : السرعة الزاوية المتبقية للمروحة.

هذه الصفحة تركت فارغة

مقدمة الى المشروع

0.1- مقدمة عامة:

للمركبات الطائرة سحرها الخاص على الطلاب وتجذب شتى الباحثين والمطورين، وخصوصا المركبات الغير مأهولة منها (بدون طيار) او ال UAV's حيث تحتل مكانة هامة في الدراسة العلمية والمشاريع العسكرية. وتفضل الـ UAV's عن الطائرات المأهولة في كثير من الإستخدامات لانها ذات قدرة اكبر على المناورة واقل خطر على طاقم الطائرة و لكبر مدة بقائها في الجو والتي قد تصل إلى 10 ساعات، بالإضافة الى قلة نفقات صيانتها وطيرانها وقلة نفقات الحصول عليها مقارنة مع الطائرات العادية ، فمثلاً ثمن طائرة F-15 يعادل ثمن ألف طائرة موجهة بدون طيار (K.Nonami et al, 2010)، لاكن السيئة الأكبر التي ستبقى ترافقها هي عدم إمكانية تحقيق الأمثلية بين الأداء و الكلفة، شكل (0.1) يبين عدة انواع للطائرات الغير مأهولة.

تستخدم ال UAV's في مجالات عديدة مثل الأمن (كمراقبة المساحات الكبيرة "الحدود"، الإزدحامات المرورية) ومراقبة الظواهر الطبيعية (البراكين النشطة) والبيئية (مراقبة تلوث الهواء، مراقبة الغابات) ومراقبة المنشآت الأرضية (السدود، خطوط التوتر العالي، خطوط الأنابيب)، وإزالة الألغام بدون التدخل البشري.

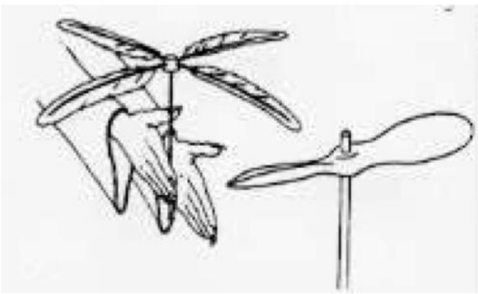
شكل (0.1): نماذج للطائرات الغير مأهولة.

تُقاد ال UAV's بإحدى المحركات الكهربائية او المكبسية او العنفية، حسب الغاية من الطائرة وحجمها. لاكن التحكم بها هو الأمر الأكثر صعوبة وتعقيدا وذلك لانه غالبا ما يتعرض ديناميك الطائرة الى تشويشات خارجية كثيرة كهبات الرياح او تساقط الامطار او الدخول في مطبات هوائية.

في السنوات الاخيرة تطورت العلوم بشكل كبير جدا وخصوصا في عالم الالكترونيات وانظمة الملاحة وعلم المواد الهندسية وتكنولوجيا الـ MEMS، مما ادى بدوره الى ظهور انواع جديدة من المروحيات بأشكال مختلفة منها الـ Global Hawk ، Quadrotors ، Pentacopters و Hexacopters. سيتم في الفصول الاحقة الحديث عن الـ Quadrotor ومبدأ عملها واستخداماتها وكيفية بناء النموذج الرياضي لها مع اهم الـ Hardware الملحق بها وثم بناء المتحكم الخاص بها وسيكون بمساعدة الراواصد الخطية والاخطية.

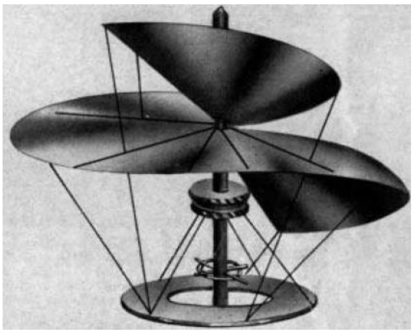
0.2- لمحة تاريخية:

(Pedro Castillo et al, 2005) تعود فكرة الدوار او المروحة الى الصينيين منذ 400 ق.م وكانت مجرد لعبة عبارة عن مروحة ثنائية أو رباعية الشفرات تتواجد في نهاية عصا صغيرة، بفتل العصا بين اليدين يتولد رفع وترتفع المروحة، استوحوا هذه المروحة من مراقبة أوراق شجر الجميز sycamore عندما تتساقط ويحملها الهواء فتلتف سميت بـ Chinese top، لاحظ الشكل (0.2).



شكل (0.2): "اللعبة الصينية" أول مفهوم استخدم كمروحية .

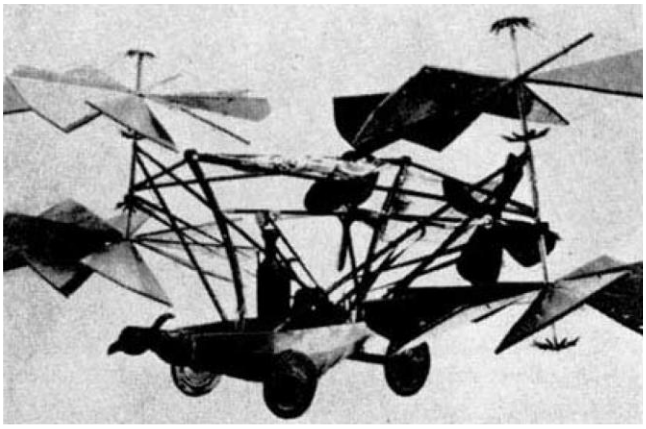
صمم ليوناردو دافنشي عام 1483 مركبة معقدة يمكنها التحويم، وصفها العلماء بأنها هي سلف الـHelicopter، سميت بالـ aerialscrew او airgyroscope قطرها 5m وتعمل بواسطة أربع رجال يقفون على الصفيحة المتوسطة ويعملون على تدوير المحور المركزي (الشكل 0.3).



شكل (0.3): تصميم ليوناردودافنشي للـ aerialscrew.

عام 1754 طور Mikhail Lomonosov مروحة ثنائية متحدة المحور تشبه الـ Chinese top- لكنها مقوّاة بنابض يجعها تحلق بحرية، وما علينا إلا ضغط النابض.

تعاقب على هذه الإختراعات اختراعات أخرى كانت مجرد تطوير لها دون استخدام أي محركات او ميكانيزمات ضخمة. أحد الاختراعات التي دفعت تصميم الـ Helicopters للأمام هي″ aerial carriage" من قبل George Cayley عام 1843 ادعي انها قادرة على التحويم لكنها بقيت مجرد فكرة لأنه لم يكن في عصر Cayley محركات أقوى وأخف من المحركات البخارية، أعطت هذه المروحية شكل قريب للشكل الذي نراه عليها اليوم، شكل(0.4).

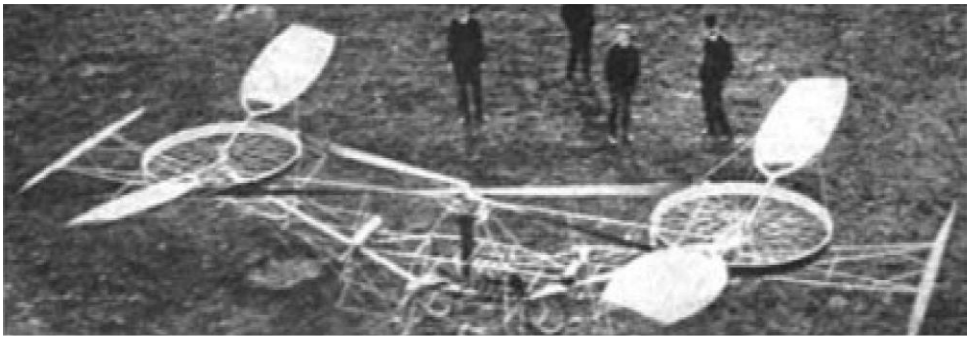


الشكل (0.4): حوامة جورج كايلي

المشكلة الكبيرة والتي كانت تعيق تطور علم الطيران في ذالك العصر هي عدم توفر محركات قوية وخفيفة معا. أجرى Thomas Alva Edison عام 1880 تجارب على عدة نماذج صغيرة للـ Helicopters حيث جرب عدة وضعيات للمراوح التي كانت مقادة بواسطة محركات احتراق داخلي، وجد Edison ان استخدام المحركات الكهربائية هو أفضل لنماذجه، وكان أول من أدرك من خلال تجاربه أنه يجب زيادة قطر الدوار وتصغير مساحة الشفرات لزيادة فعالية التحويم.

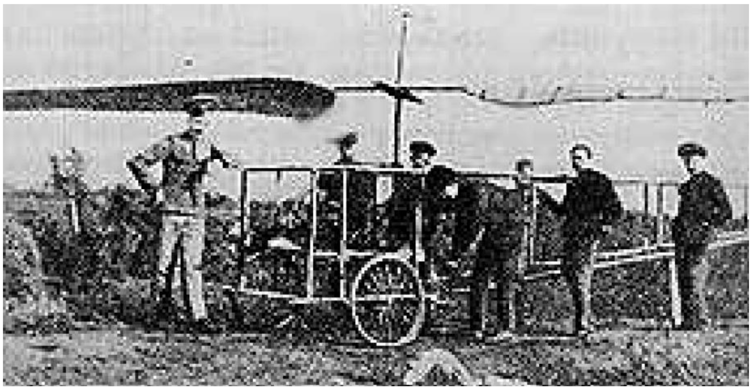
عام 1907 بنى Paul Cornu مركبة قادرة على الإقلاع الشاقولي مخصصة لشخص واحد، الإنشاء كان بسيطاً وتملك دوارين على نهايتيها،تعمل بمحرك بنزين 22HP ، الدوارين يدوران باتجاهين متعاكسين لإلغاء عزم رد الفعل الناتج عن الدوران، الطيران دام 30 Sec ولارتفاع 30 Cm، الشكل(0.5).

عام 1909 بنى Igor Ivanovitch Sikorsky نموذج لطائرة متحدة المحور بدون طيار لكنه لم يكتب لها النجاح بسبب مشاكل الإهتزازات وعدم توفر محرك ذو نسبة استطاعة\وزن كافية.



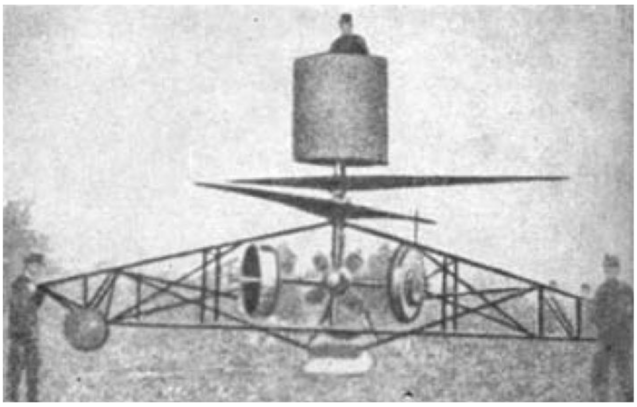
الشكل (0.5): حوامة بول كارنو

حاول Boris Yur’ev بناء Helicopter في روسيا عام 1912، كان لها منظر حديث بدوار رئيسي ودوار ذيلي، الدوار الرئيسي ذو نسبة تطاول كبيرة، كان من أوائل من استخدم مروحة الذيل وكان أول من طرح مفهوم الخطوة الدورية cyclic pitch للتحكم بالدوار، الشكل (0.6) يبين تلك الحوامة.



الشكل (0.6): حوامة بوريس

أثناء الحرب العالمية الأولى أصبح هناك اهتمامات بتطوير الـHelicopter فالألماني Von Karman و Petrosczy والهنغاري Asboth حاولوا بناء مركبة طائرة لإستبدالها بدل بالونات المراقبة وتتكون من مروحتين على نفس المحور، لكنهم لم ينجحوا في جعلها تطير، يبين الشكل (0.7) نموذجاً لحوامة Von Karman.

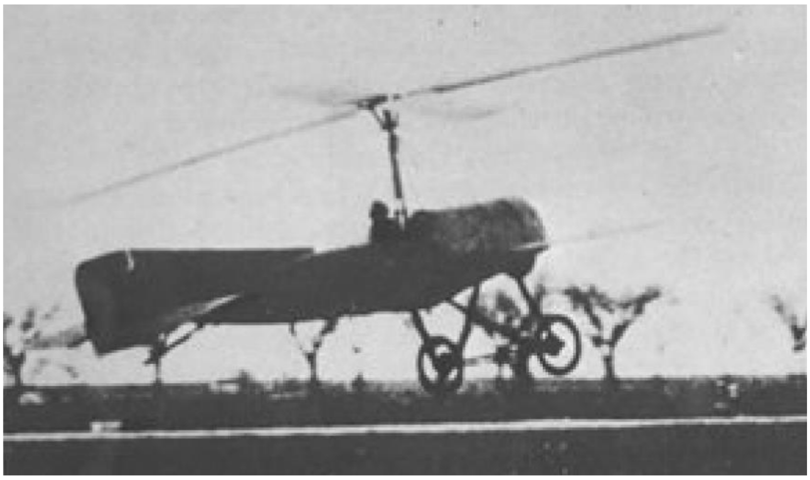


الشكل (0.7): حوامة Von Karman

عام1922 بنى George de Bothezat هيليكوبتر تحت رعاية الجيش الأمريكي (الشكل0.8)، تملك هذه الهيليكوبتر أربع دوارات بخمس شفرات لكل واحد مثبتة في نهايتي جائزين بطول 18m، محاور الدوارات مائلة باتجاه الداخل لو مددت فإنها سوف تلتقي في نقطة تقع تماماً فوق مركز الثقل، الدوارات لها زاوية Pitch متغيرة وتملك الـHelicopter مروحتين أفقيتين تسميان steering airscrews، تعمل بمحرك 220HP ووزنها 1700Kg.

الشكل (0.8): حوامة Bothezat .

عام 1923 طور Juan de la Cierva الـ Autogyro (الشكل0.9) وهي مركبة شبيهة بالـHelicopter لكن الدوار فيها غير موصول بمحرك، يمكن وضف الـAutogyro بأنها طائرة هجينة مابين طائرات الجناح الثابت والـHelicopter وتملك أجنحة ثابتة وذيل، الدوار ذو Pitch متغيرة، عند حركة الطائرة الى الأمام يدور الدوار نتيجة توضعه بزاوية هجوم تسمح له بذلك فترتفع الهيليكوبتر، لم تحقق الـAutogyroأي تقدم عن سابقاتها من الـHelicopters.



الشكل (0.9): الـ Autogyro

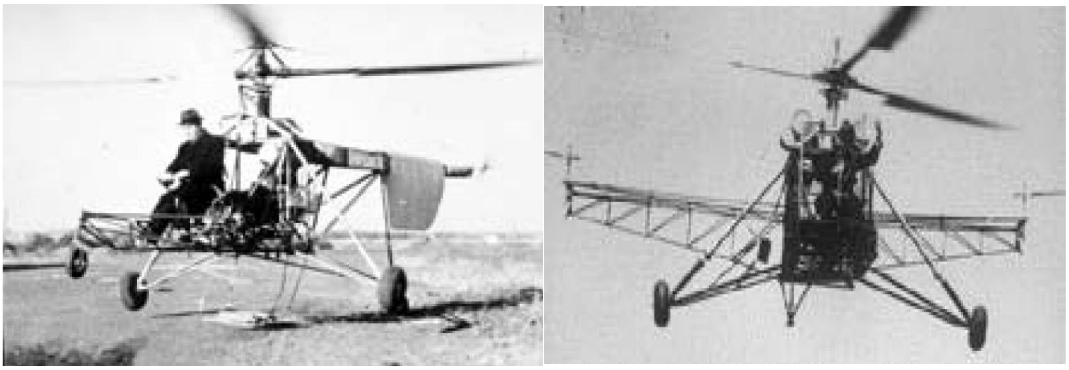
وفي عام 1936 بنى Heinrich Focke و GertAchgelis مركبة ذات دوارين بجانب بعضهما سميت Fa-61، تملك هذه المركبة سطوح توازن أفقية وشاقولية، يتم التحكم بالحركة الطولية عن طريق إمالة المراوح للأمام والخلف بواسطة آلية الصفيحة الدورانية swashplate المشابهة لما هو موجود في الـHelicopters الحالية، ويتم التحكم

بالـYaw عن طريق إمالة الدوارات بشكل تفاضلي، وبإرتفاع المروحية يتم تغيير سرعة الدوران، الـFa-61 كانت أول مركبة تملك تحكم كامل.

الشكل (0.9): حوامة Focke و Achgelis ذات الصفيحة الدورانية

يعود النجاح في مجال الطيران بواسطة الأجنحة الدوارة إلى Igor Sikorsky حيث بنى عام 1939 أول نموذج هيليكوبتر كلاسيكي وهو VS-300 (الشكل (0.10)) هذه المركبة تملك مروحة رئيسية وأربع مراوح ذيل مساعدة، يتم التحكم الطولي والعرضي بتغيير زاوية الـPitch والدفع لإثنتين من مراوح الذيل، بواسطة محرك 75HP يمكنها التحويم في جميع الاتجاهات وتحقيق بعض المناورات.

الدوار الرئيسي لـVS-300 استخدم في النموذج VS-300A حيث تملك محرك أقوى، لكن تخلت عن مروحتين ذيليتين وأبقت على واحدة، في هذه الوضعية يتحقق التحكم الطولي والعرضي بإمالة الدوار الرئيسي بزوايا Pitch معينة والدوار الخلفي يستخدم كموازن للعزم المتولد عن الدوار الرئيسي بالإضافة للتوجيه، هذه الوضعية حالياً هي المعتمدة في أغلب الطائرات الحديثة.



الشكل (0.10): حو امة سيكورسكي

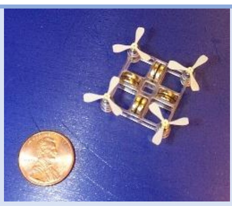
أول مروحية سمح لها بالطيران التجاري كانت S-55 عام 1950 شكل(0.11).

الشكل (0.11): أول حو امة تجارية S-55

الفصل الأول

سيتم في هذا الفصل الحديث عن نماذج الـ Quadrotors المنتشرة ملخصين اهم المعلومات عنها في الجدول التالي، وثم سنتكلم عن بعض هذه النماذج بقليل من الإسهاب. وفي الفقرة الاخيرة سنتكلم عن الـ Quadrotor ومزاياها ومبدأ عملها.

1.1- بعض نماذج الـ Quadrotors:

اسم المشروع	اسم الجامعة/المخبر	نوع المتحكم	الحالة	الصورة
Mesicopter	Stanford	Active Feedback Control	2001 Ended	
STARMAC	Stanford	Integral LQR, Sliding-Mode Controller.	2004 In Progress	
OS4	EPFL	Backstepping & Sliding-Mode Concepts, Lyapunov theory, and Others.	2006 In progress	
ANU X-4 Flyer	Australian National University	Closed Loop Active Feedback Control.	2004	

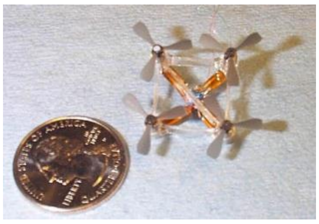
1.1.1- Mesicopter:

انطلق المشروع بقيادة طلاب قسم "هندسة الطيران والفضاء" وقسم "الهندسة الميكانيكية" بجامعة ستانفورد بدعم ناسا، لمدة نصف سنة بهدف دراسة الجدوى الإقتصادية من بناء مركبة طائرة من ابعاد السنتيمتر تدعى Mesicopter.

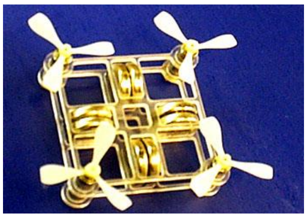
المشروع كان على مرحلتين الأولى هي تطوير ال Mesicopter من دون تحديد الحمل الأعظمي، كانت الغاية منها دراسة الجدوى الإقتصادية من بناء روبوت سنتيمتري وتحديد طرق التصنيع، الثانية تتضمن دراسة الأيروديناميك وانظمة الدفع والتحكم ومشاكل التصنيع وتحديد حمل اعظمي من مجال اهتمامات ناسا. حيث مجال

اهتمام ناسا هو دراسة الظواهر المناخية مثل Wind Shear (التغير المفاجئ في اتجاه وكمية حركة الرياح وظهور الدوامات) واستخدام ال Mesicopter على كواكب مثل المريخ حيث المناخ وقابلية الطيران مناسبة للإستكشاف.

النموذج الأول لل Mesicopter بأبعاد 1.5X1.5 (شكل (1)). اغلب الدراسات كانت ترتكز على دراسة الأيروديناميك عند ارقام رينولد صغيرة ضمن المجال 1000−6000 حيث الجريان عند ارقام رينولدز الصغيرة محكوم باللزوجة، التزويد بالطاقة خارجي، كل موتور قادر على رفع 700 mg وهو مازيد عن وزن الموتور مع ملحقاته (325 mg). أما النموذج الثاني (شكل (1.1)) فهو بدون وصلات خارجية ويملك بطاريات محمولة، تمكنها من التحليق لمدة 10 min. العمل الحالي على ال Mesicopter هو الوصول الى شفرات بسماكة اصغر من 100 Micron وجساءة كافية لتوليد رفع كافي لرفعها مع البطاريات. البطاريات المطلوبة يجب ان تؤمن 3V وتيار 50mA، اعتمادا على الأبعاد المعتبرة وفعالية البطاريات (تيار \ وزن) بحد ذاته.



شكل(1.1): النموذج الاول لل Mesicopter مع اسلاك.

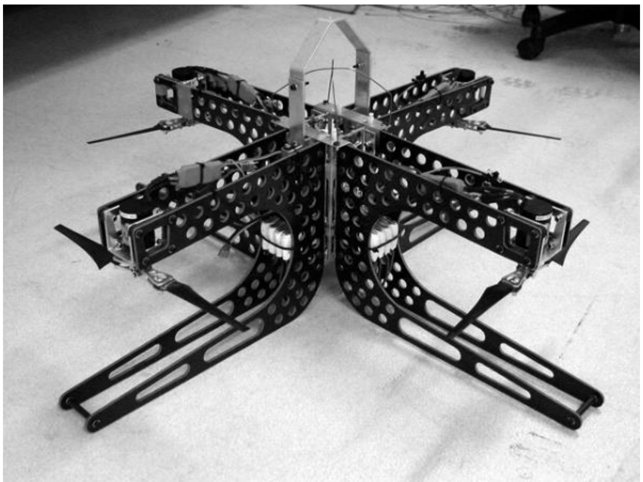


شكل(1.2): النموذج الثاني بدون اسلاك (بطاريات محمولة).

المساوئ: فعالية منخفضة، والمقدرة على الرفع منخفضة، وزمن الطيران قصير.
الإيجابيات: نافذة لإلقاء الضوء على ايروديناميك الحشرات الصغيرة.

:X-4 Flyer -1.1.2

طورت في جامعة استراليا الوطنية ANU عام 2004. حيث صممت كنموذج أولي للطائرات المسيرة التجارية، وهي أثقل من مثيلاتها من ال Quadrotors حيث تزن 4Kg ويمكنها رفع حمل حتى 1Kg والطيران لمدة 15 دقيقة. (شكل (1.3)). كانت الفكرة من إنشائها هو أن اغلب ال Quadrotors الموجودة والمستخدمة تعتمد على نماذج العاب، وهذه النماذج غير متينة بالشكل الكافي لتدخل الواقع العملي او البحثي، مثل HMX-4 و Draganflyer، حيث أغلب هذه النماذج ذات منصات بلاستيكية وتستخدم بطاريات نيكل – كاديميوم او الليثيوم – بولمير وذات تغذية عكسية لمشتقات الحالة، أغلب هذه ال Quadrotors لاتملك استقرار موضعي (Attitude) اي على الزوايا الثلاث ، فطورت ال ANU X-4 Flyer بميزات جديدة هي أن المراوح مطوية للأسفل والبطارية والإلكترونيات متوضعة داخل جسد ال Quadrotor، حيث أن الجسد مصنوع من الياف الكربون والألمنيوم، وتملك نسبة (رفع \ وزن) كبيرة. ظهور X-4 Flyer حل مشكلة الأداء المنخفض للدوارات والمتحكمات البطيئة والمتانة.



شكل (1.3): نموذج للـ X-4 Flyer.

OS4 -1.1.3:

هي إختصار لـ (Omnidirectional Stationary Flying Outstretched Robot)، انطلقت من مخبر EPFL وكانت الغاية منها هي الوصول الى الإستقلال الكامل للطائرات الصغيرة، حيث اهتم Bouabdallah بالنموذج الديناميكي بشكل كبير وقام بإدخال (القوى المحورية على محاور الموتورات وعزوم الـ Roll والمعاملات الأيروديناميكية ونماذج الحساسات والمقويات) ضمن نموذجة الرياضي _ وهو نفس النموذج الرياضي الذي سوف نعمل عليه ونطبق خلاله قوانين الرواصد الخطية والاخطية لمحاولة حذف تأثير الإضطرابات وتحقيق استقرار الـ Quadrotor.

أغلب ابحاث ودراسات Bouabdallah كانت تهتم بتصميم متحمات متينة خطية أو غير خطية قادرة على التحكم بالـ OS4 بسرعة ودقة جيدة، بالإضافة الى تحسين النموذج الرياضي ليصبح شامل وحقيقي. (شكل(1.4)).

شكل (1.4): نموذج للـ OS4 .

هناك نوعين من نماذج الـ Quadrotors نماذج بحثية ونماذج تجارية، النماذج البحثية يتم فيها تطوير اساليب التحكم واختبار اساليب جديدة تلغي أخطاء سابقاتها، بالإضافة الى تطوير النماذج الرياضية واعتماد نماذج دقيقة

تشتمل على نماذج رياضية للحساسات والموتورات وحدود للمعاملات الأيروديناميكية. النماذج التجارية لها اتجاهين الأول هو لأجل المتعة والتسلية والثاني هو لأجل اغراض النقل والتوصيل كالذي سوف يتم اعتماده في شركة أمازون عام 2015 حيث ستطرح خدمات توصيل الطرود الى المنازل عبر Quadrotors او ما تسمى Drone ضمن مشروع سمي Amazon Prime Air هذه ال Drones سوف تكون مزودة بثمان مراوح اي Octocopter ويمكنها إيصال حمولة 2.5Kg لمسافة 16Km وزمن أعظمي 30Min. وكذالك قدمت بعض شركات البيتزا خدمات توصيل منتجاتها الى المنازل عبر Quadrotors. وتعتمد شرطة ابو ظبي وغيرها على ال Drones في مراقبة الحركة المرورية. وأيضا اعلنت الإمارات انها سوف تستخدم الطائرات بدون طيار (وخصو الـ Drones بالحديث) في توصيل الوثائق والمستندات الرسمية والطرود الى المواطنين والتحقق من الشخص عن طريق بصمة العين، وهو المشروع الاول في العالم من نوعه.

1.2- مقدمة عن ال Quadrocopter:

الـ Quadrotor هي مركبة جوية تملك ست درجات حرية يمكنها الإقلاع والهبوط شاقوليا، وتملك اربع مراوح لذالك سميت "Quadrotor Helicopter" و توجد نماذج منها تملك خمس مراوح وتسمى " Pentacopter " ونماذج اخرى تملك ست مراوح وتسمى " Hexacopter " و مماثلاتها " Octocopter "، شكل(1.5).

شكل(1.5): نماذج الـ Quadrotors.

على الرغم من ان اول نموذج طائرة رباعية المراوح بني عام 1907 من قبل Paul Cornu، حيث حلق فقط مستفيدا من التأثير الأرضي، لاكن لم يتم بناء طائرة رباعية عملية حتى العصر الحالي بسبب صعوبة التحكم بالموتورات الأربع بنفس اللحظة وبترددات مختلفة مناسبة.

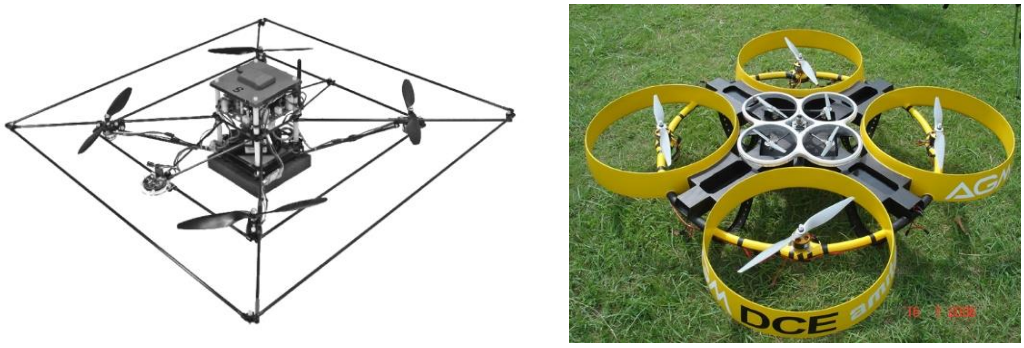
اما حاليا مع توفر المعالجات الصغرية Micro processors والأنظمة الكهروميكانيكية المصغرة MEMS والأنظمة المساعدة Augmentation Systems و استخدام الحساسات العطالية بكثرة في الـ Quadrocopters كما في STARMAC (نموذج عسكري) و Draganflyer (نموذج تجاري)، اصبحت المسألة اقل صعوبة وألت الى مسألة تحكم وضبط إستقرار.

هناك ميزتين لاستخدام الـ Quadrocopter بدلا من الـ Helicopter :

الأولى: لاتحتاج وصلات ميكانيكية معقدة للتحكم بزاوية الـ Pitch ، حيث زاوية الـ Pitch ثابتة في الـ Quadrotor ويتم عوضا عن تحريكها تغيير سرعة دوران الموتورات، مما يبسط تصميمها بالتالي صيانتها، سواء للنماذج الكبيرة او الصغيرة منها.

الثانية: هي ميزة تتفرد بها بعض نماذج الـ Quadrocopters وتوضع حسب الحاجة، حتى الأن لم يتم تطبيقها الا على مروحة الذيل من ال Helicopter التقليدية، وهي احاطة الدوار بإطار يحميه من الإصطدام بالجدران او

الاجسام الغريبة والإحاطة تكون اما لكل دوار اطار خاص به او لجميع الدوارات إطار واحد، كما في النموج العسكري STARMAC II الشكل (1.6).



شكل(1.6): الإطار المحيط بال Quadrotor، في اليمين نموذج تجاري واليسار هو STARMAC II .

1.3- مبدأ عمل ال Quadrotor:

يتم التحكم بال Quadrocopter عن طريق تغيير سرع دوران الدوارات، حيث لها اربع مداخل (سرع دوران المحركات) وست مخارج (ثلاثة ازاحات انتقالية وثلاثة دورانية) كما في الشكل(1.7).

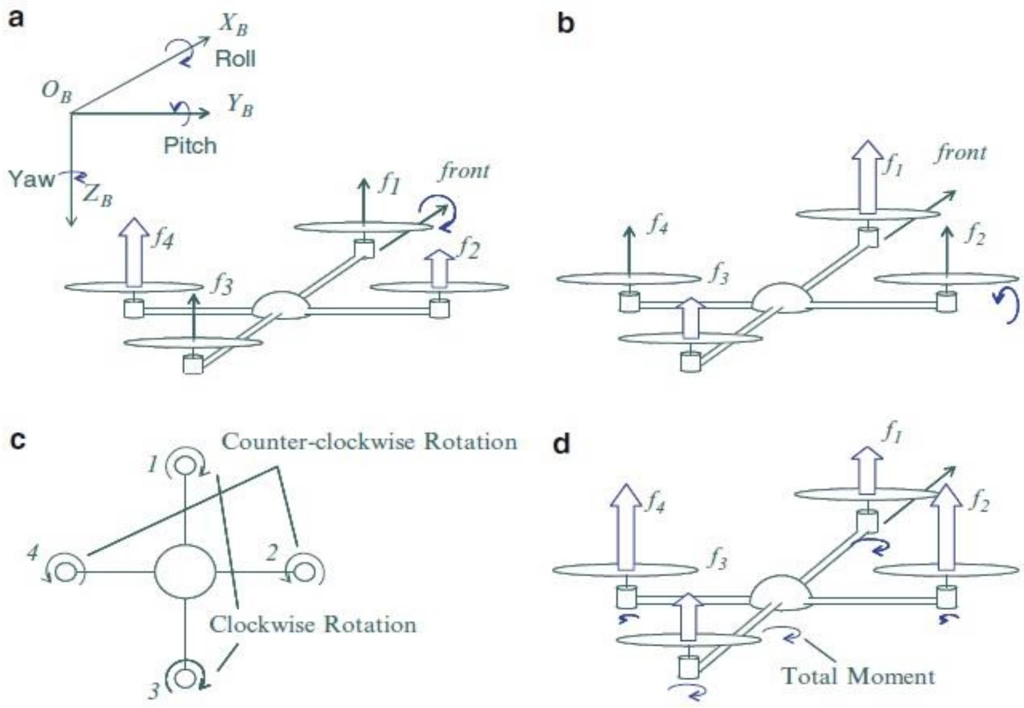
ال Quadrocopter هي متوازنة ذاتيا حيث في الموتورات الأربع كل اثنين متقابلين منها يدوران عكس بعض وبالتالي فالعزوم المتولدة تفني بعضعا.

للحصول فقط على ارتفاع Altitude: يجب ان تدور كل المحركات بنفس السرعة.

للحصول على Roll: نقوم بتخفيض سرعة دوران المحرك الموجود في الإتجاه المراد عمل Roll نحوه، فتميل الطائرة بسبب اختلال توازن قوى الرفع.

للحصول على Yaw: نخفض سرعة محركين متقابلين بنفس المقدار، فيختل توازن العزوم و يتغير الإتجاه.

للحصول على Pitch: نخفض سرعة الدوار الخلفي او الأمامي، فيختل توازن القوى ويتولد Pitch، موجب او سالب.



شكل(1.7): مبدأ التحكم بال Quadrotor، (a) توليد ال Roll، (b) توليد ال Pitch، (c) اتجاه دوران المراوح المتقابلة، (d) توليد ال Yaw (K.Nonami et al, 2010).

الفصل الثاني

لمعرفة موضع واتجاه اي مركبة يوجد نوعان اساسيان من الحساسات: الحساس النسبي والحساس المطلق،
الحساس النسبي: يقيس التغير في الموضع والإتجاه، معتمدا على قياس سابق او قياس محدد، من دون معرفة الموضع الإبتدائي او الإتجاه الإبتدائي، ولايمكن استخدامه لمعرفة موضع المركبة المطلق بالنسبة للأرض.
الحساس المطلق: يعطي موقع واتجاه المركبة بالنسبة للأرض، اكثر التكنولوجيا استخداما لمعرفة المعلومات المطلقة عن المركبة هي البوصلة المغناطيسية (Magnetic Compass) و GPS .

2.1- الحساسات الكهرومغناطيسية Polhemus:

وتسمى ايضا حساسات ال 3D SPACE FASTRAK او polhemus، يحسب الموضع والإتجاه بدقة كبيرة حتى الإنحرافات الصغيرة منهما، يتميز بأن التأخير الزمني فيه منخفض، يعطي قياسات موضع للست درجات حرية ثلاثة خطية (X, Y, Z) وثلاثة زاوية (ψ, θ, φ)، وهو اكثر نظام تعقب كهرومغناطيسي دقيق متوفر (Pedro Castillo et al, 2005).

يعتبر حساس مثالي لقياس الدورانات الصغيرة في البحوث الطبية، وهو حساس دقيق وسريع وسهل الإستخدام لاي جسم غير ناقل، نظام ال Polhemus يستخدم مرسل بيانات وحيد ويمكنه استقبال البيانات من اربع مستقبلات، باستخدام معالجات الإشارة الرقمية فإن معدل تحديث اشارة الدخل يساوي 120 HZ و معدل التأخير الزمني فيها 4 ms .

الأجسام الحديدية المتوضعة بالقرب من المرسل او المستقبل تؤثر على اداء النظام بشكل عكسي، وبشكل عام الأبواب والجدران والأسقف تحوي نسبة من المعادن، وهذه واحدة من مساوءه بالإضافة الى انه يعمل جيدا ضمن نصف قطر 76 Cm، وبشكل عام فهو مناسب للإستخدامات البسيطة (Indoor).

المكونات: وحدة الإلكترونيات (SEU)، وحدة تغذية، مرسل وحيد و واحد الى ثلاث مستقبلات.

- System Electronics Unit (SEU) او وحدة الإلكترونيات: تتضمن ال Software و ال Hardware الازم لتوليد واستشعار الحقل المغناطيسي، لحساب الموضع والإتجاه، ويوصل الى الكمبيوتر عبر USP.
- Transmitter: او المرسل هو عبارة عن ثلاث وشائع كهرومغناطيسية محاطة بقشرة بالاستيكية، وهي التي تصدر الحقل المغناطيسي، ويعتبر المرسل هو الإطار المرجعي لقياسات المستقبل.
- Receiver: او المستقبل هو اسضا عبارة عن ثلاث حلقات كهرومغناطيسية مغلفة بقشرة بالاستيكية، وضيفتها اكتشاف الحقل المناطيسي المبعوث من المرسل، وهو جهاز خفيف ومكعب يقيس الموضع والإتجاه بشكل لحظي.

2.2- النظام العطالي الملاحي Inertial Navigational System or INS:

كل جسم حر الحركة في الفضاء يملك ست درجات حرية ثلاث منها تحدد موقعة (X, Y, Z) و ثلاث تحدد اتجاهه (ψ, θ, φ)، اذا عرفنا هذه المقادير خلال فترة من الزمن فإنه يمكن استنتاج سرعة الجسم وتسارعه، الجزء العطالي من النظام الحالي الملاحي INS هو الوسيلة التي تمكننا من حساب هذه البارامترات، ويعمل النظام العطالي الملاحي بقوانين الميكانيك الكلاسيكي لنيوتن.

لبناء (INS): سوف نعمل بشكل عكسي حيث سوف نستخدم مقياس تسارع Accelerometer ومقياس سرعة زاوية Gyroscope ثم نحصل على الموضع والسرعة بمكاملة التسارع مرتين والسرعة الزاوية مرة واحدة، ويمكننا استخدام متحكم صغري Microcontroller لإنجاز هذا التكامل. باستخدام هذا الحساسات والمتحكم الصغري يمكن معرفة موضع الطائرة، ثم يمكن استخدام نظريات التحكم للتحكم بالطائرة وهنا يأتي دور الجزء الملاحي من النظام العطالي الملاحي INS.

بشكل عام يتكون ال INS من وحدة او اكثر من وحدات قياس العطالة (Inertial Measurement Units or IMU) وكذالك نظام تحديد المواقع (Global Positioning System or GPS)، يمكن استخدام تركيبة حساسات اخرى مثل مقياس الإرتفاع (Altimeter) ومقياس الضغط (Barometer) ومقياس الزوايا او الميلان (Inclination meter) او الرؤية.

2.3- مقاييس التسارع (Accelerometers):

مقياس التسارع هو اداة لقياس وتحليل التسارع والإهتزازات، يمكن بواسطته قياس التسارع في اتجاه واحد او ثلاث اتجاهات.

2.3.1- مبدأ مقياس التسارع:

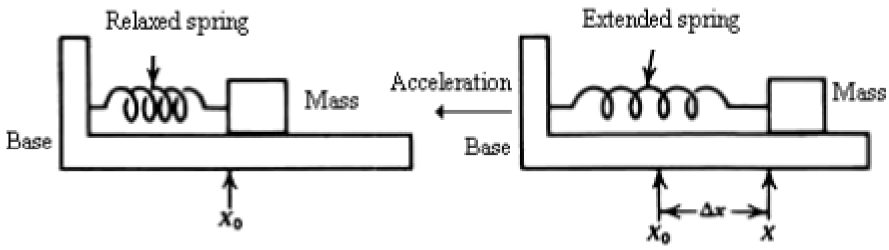
يعتمد مقياس التسارع في العالم الصناعي على قانوني "نيوتن لتسارع الكتلة" و "هوك في المرونة". حيث ينص قانون نيوتن الثاني على انه: اذا تسارعت كتلة ما m بمقدار a فإنه سوف تؤثر على هذه الكتلة قوة F تعطى بالعلاقة: $F = m * a$. وينص قانون هوك في المرونة على انه اذا استطال نابض ذو ثابت صلابة K بمقدار Δx فإنه سوف تتولد قوة F تحاول ارجاع النابض الى الوضع الأصلي تعطى بالعلاقة: $F = \Delta x * K$.

ليكن لدينا كتلة m تستند الى صفيحة ومربوطة بنابض K طرفه الأخر مربوط بالصفيحة، شكل (2.1.a) عند تسارع الصفيحة بمقدار a، شكل (2.1.b) فإن النابض سوف يستطيل بمقدار Δx وتتولد قوتين تؤثرات على الكتلة m، الأولى هي قوة المرونة "تأتي من قانون هوك" نتيجة استطالة النابض والثانية هي قوة العطالة "تأتي من قانون نيوتن الثاني" نتيجة اكتساب الكتلة تسارع a، ونكتب:

$$m * a = K * \Delta x$$

$$a = \frac{K}{m} * \Delta x$$

من العلاقة الأخيرة نستنتج انه تحول حساب التسارع الى حساب إزاحة النابض Δx، في الواقع العملي تختلف تصاميم مقاييس التسارع في كيفية حساب هذه الإزاحة، في الواقع القيمة التي يقوم بحسابها مقياس التسارع تسمى بالقوى النوعية وللحصول على التسارع الحقيقي نقوم بإضافة تسارع حقل الجاذبية الأرضية في منطقة القياس الى القوى النوعية، اي ان مقياس التسارع يقيس الفرق بين القوى النوعية و تسارع الجاذبية.



a) Spring-mass system with no acceleration b) Spring-mass system with acceleration

شكل (2.1): مبدأ عمل مقياس التسارع (نظام كتلة - نابض).

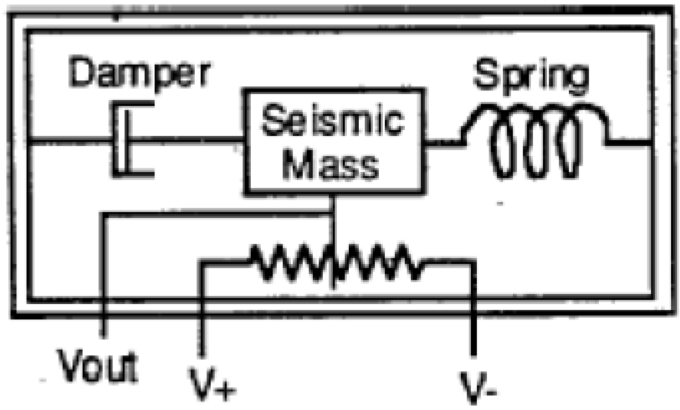
استنتاج القوى النوعية السابقة تم بإهمال تأثير الإخماد والتردد الطبيعي، حيث انه في الحالة المثالية اذا ازحنا الكتلة بمقدار Δx ثم افلتناها فإنها سوف تهتز جيئة وذهاباً حسب مود الحركة الذي يحكمه التردد الطبيعي وسوف تستمر في الإهتزاز لولا وجود الإخماد الذي يعمل على ايقاف الحركة مع الزمن، رياضيا يتم ادخال تاثير الإخماد والتردد الطبيعي كإهتزاز يؤثر على جملة نابض – كتلة.

2.3.2- انواع مقاييس التسارع:

فيما يلي سوف يتم ذكر بعض انواع مقاييس التسارع من حيث طريقة أخذ القياس (وليس طريقة القياس).

2.3.2.1- مقياس التسارع الذي يعتمد على قياس الجهد Potentiometric Accelerometer:

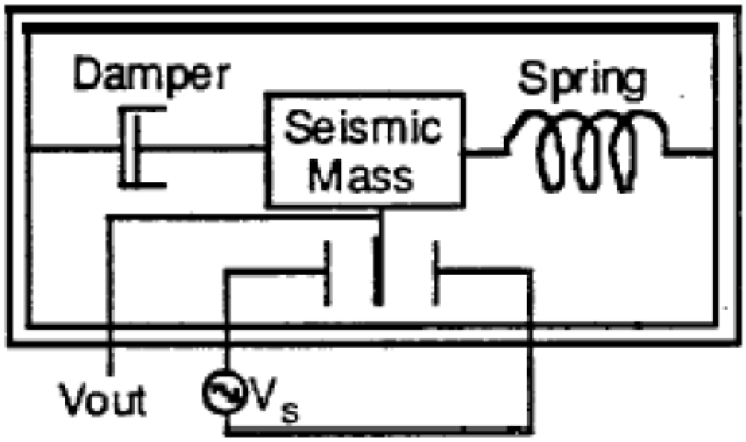
من ابسط انواع مقاييس التسارع، حيث يقيس حركة الكتلة عن طريق ربطها بالذراع المتحركة (Wiper Arm) لمقياس الجهد وبالتالي فإن تغير موقع الكتلة يرافقه تغير قيمة المقاومة. متوسطا فإن التردد الطبيعي لهذه الألية اقل من 30 Hz وبالتالي فهو يحد من تطبيقات هذا المقياس ليجعلها ضمن نطاق الإهتزازات الصغيرة ذات التسارعات الأقل من 30 Hz، شكل (2.2) يبين رسم توضيحي لهذا المقياس. بعد معرفة قيمة المقاومة المرتبطة بحركة الكتلة يتم تحويلها الى اشارة جهد او تيار، قيمة هذا الجهد تتناسب مع قيمة التسارع.



شكل(2.2): مقياس التسارع الذي يعتمد على قياس الجهد.

2.3.2.3 مقياس التسارع السعوي Capacitive Accelerometer:

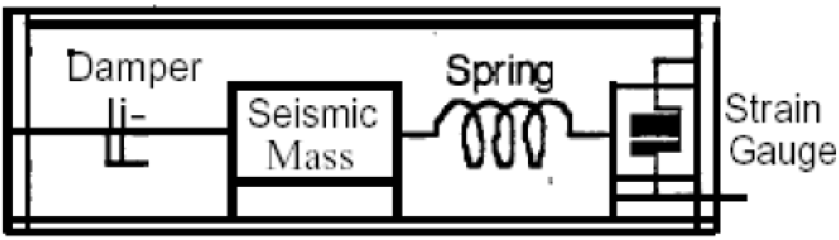
يملك مجموعة من الصفائح المتوازية مشكلة مكثفات احد هذه الصفائح حر الحركة عند تطبيق اي جهد، عند حدوث اي تسارع فإن المسافة بين الصفيحة المتحركة والصفائح الثابتة سوف تتغير وتتغير معها السعة Capacitance بين الصفائح الثابتة والمتحركة، تغير السعة يربط مباشرة مع قيمة التسارع، شكل (2.4).



شكل(2.4): مقياس التسارع السعوي (Capacitive Accelerometer)

2.3.2.4 مقياس التسارع اجهاد–انفعال Strain-Gauge Accelerometer:

يتكون هذا المقياس من كتلة ونابض معدني، النابض يتصل مع مقياس انفعال تقليدي وغالبا مع مجموعة جسر وطستن، عندما تتعرض الكتلة لأي تسارع فإن النابض سوف يتشوه، ومقياس الإنفعال يسجل قيمة، هذه القيمة تتناسب مع التسارع المطبق، شكل (2.5)، هذا المقياس شائع وغير مكلف نسبيا.



شكل (2.5):مقياس التسارع اجهاد-انفعال (Strain-Gauge Accelerometer)

2.4- مقياس الميلان Inclinometer:

هو اداة مرجعها الجاذبية قادرة على قياس زاوية الميلان عن الشاقول، وهي عبارة عن تطبيق خاص لمقياس التسارع الخطي، خرج هذا المقياس هو عبارة فرق في الجهد، هذا الفرق يتناسب مع زاوية الميلان.

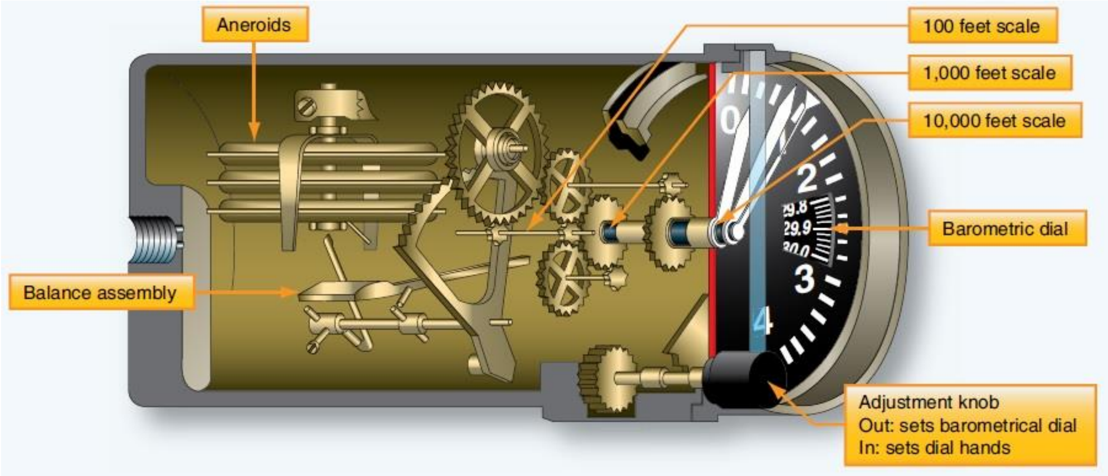
مقياس الميلان هو حساس غير اتجاهي ويستخدم مبدل اشارة Transducer (لتحويل الإشارة الفيزيائية الى كهربائية) سعوي. الخرج هو عبارة عن موجة مربعة متغيرة تتناسب مع الزاوية المكتسبة.

2.5– مقياس الإرتفاع Altimeter:

هو اداة تستخدم لتحديد الإرتفاع عن مستوي ثابت. مقياس الإرتفاع التقليدي الذي يعمل في أغلب الطائرات يعتمد على قياس ضغط الهواء من جزء ستاتيكي في الطائرة، ضغط الهواء يتغير خطيا مع الإرتفاع وهو تقريبا 1 ميلي بار Millibar لكل 30 قدم.

يعاير مقياس الإرتفاع بحيث يظهر الضغط مباشرة كإرتفاع، ويجب معايرة مقياس الإرتفاع هذا بحيث يأخذ بعين الإعتبار ضغط الهواء المحلي على سطح الأرض و الذي يتغير مع حالة الطقس، شكل (2.6) يبين هذا الحساس.

مقياس أخر لقياس الإرتفاع هو المقياس الراداري Radar Altimeter الذي يقيس الإرتفاع بدقة أكبر ، حيث يعتمد على الزمن بين ارسال الموجة الراديوية Radio Wave وانعكاسها الى الطائرة. يستخدم هذا المقياس للحصول على القيمة الدقيقة للإرتفاع، حيث يعطي قياس مباشر للإرتفاع.



شكل (2.6): مقياس الإرتفاع (من منشورات الـ FAA).

مقاييس الإرتفاع البارومترية Barometric Altimeters تستخدم لقياس الإرتفاع بشكل اساسي حيث تعتمد على قراءة الضغط الجوي معطيا قياس غير مباشر للإرتفاع عن سطح البحر، تصل دقة المقياس الى *0.1 %* لأجل شروط قياسية، لاكنه سوف يملك اخطاء من مرتبات كبيرة عندما تختلف شروط الطيران عن الشروط القياسية، وغالبا تكون شروط الطيران مخالفة للشروط القياسية.

2.6– الجايروسكوبات (Gyroscopes):

الجيروسكوب ألية تستخدم العزم الزاوي للكتلة الدوارة لتتحسس الحركة الزاوية حول محور واحد (او اثنين) عمودي على محور الدوران، يوصف بأنه خزان للعزم الزاوي، اخترعت عام 1832 من قبل البروفيسور W.R. Johnson حيث سماها ب Rotascope، ووضعها بشكلها الأنيق الحالي M. Foucault، ويسمى حاليا اختصارا ب الـ Gyro.

تستخدم الجيروسكوبات في تطبيقات عديدة إما لتقيس زاوية دوران المركبة او اهتزاز انشاء بواسطة جايرو ازاحات Displacement Gyroscope او لتقيس معدل التغير الزاوي حول محور محدد بواسطة Rate Gyroscope، من استخدامات الجيروسكوبات في مجال الطيران:

- تحقيق الإستقرار خلال مسار الطيران.
- التغذية العكسية للطيار الألي.
- الملاحة Navigation.

توجد العديد من الجيروسكوبات الغير تقليدية والمنتشرة بكثرة، حيث لاتعتمد في قياساتها على ديناميك الأجسام الدوارة، لاكن هذه الأجهزة سميت بالجيروسكوبات فقط لأنها تقيس دوران الأجسام المتحركة، منها:

- الجيروسكوبات الإهتزازية Vibratory Gyroscopes.
- جيروسكوبات الرنين المغناطيسي النووي NMR.

- جيروسكوبات الكهرباء الساكنة ESGs.
- حساسات السرعة البصرية مثل الجيروسكوبات الليزرية RLGs، وجيروسكوبات الألياف البصرية FOGs.

2.6.1- الجيروسكوبات التقليدية:

2.6.1.1- جيروسكوب الكتلة الدوارة Rotating Mass Gyro:

من اقدم الجيروسكوبات ويسمى الجايرو الكلاسيكي، حيث يملك كتلة تدور بسرعة ثابتة و محاور حرة قابلة للدوران تسمى Gimbal. عندما يميل الجايرو فإن العزم الجيروسكوبي يولد حركة عمودية على اتجاه الميلان (نسمي هذه الحركة Precession) مما يسمح لنا بمعرفة زاوية الميلان بواسطة معادلة تربط العزم الجايروسكوبي مع سرعة الدوران والعزم المتولد او الخارجي. الجايرو بشكل عام يعطي التغير النسبي للزوايا.

في هذه الأيام أغلب الجيروسكوبات هي جيروسكوبات سرع زاوية (Rate-Gyroscopes) حيث تحسب السرعة الزاوية الناتجة عن الحركة ثم بمكاملتها نحصل على زاوية الدوران.

أداء الجايروسكوبات يتغير من الجايروسكوبات الدقيقة بخطأ اقل من *0.001 deg/hour* الى جايروسكوبات بدقة تصل الى عشرات الدرجات في الساعة. كل الجيروسكوبات تتعرض لأخطاء اما زاوية او سرع زاوية، وهذه الأخطاء ناتجة عن العزوم الغير مرغوبة (عزوم تشويش)، هذه العزوم جائت من القيود التصميمية والإنشائية او نتيجة تشويسات. يمكن حساب الأخطاء الناتجة عن هذه القيود وتعويضها ان امكن ذالك، حيث يقوم الحساس بتعديل نفسه كلما حصل انحراف زاوي.

2.6.1.2- الجيروسكوب المكامل Rate Integrating Gyroscope:

هذا الجايروسكوب يملك محور دخل وحيد لذالك يعرف باسم الجيروسكوب وحيد المحور هذا النوع من الجيروسكوبات يمكن صنعه بأبعاد صغيرة تصل لنصف قطر 25mm وطول 50mm، ودقتها تصل الى *1* deg/hour، ويوجد منها حساسات طورت بدقة افضل من 0.01 deg/hour، هذا النوع من الجيروسكوبات له تطبيقات عديدة من انظمة الملاحة في الطائرات والسفن الى الأسلحة الموجهة.

2.7- وحدة قياس العطالة (Inertial Measurement Unit "IMU"):

الـ IMU هي وحدة مدمجة تجمع معلومات عن التسارع الخطي والسرعة الزاوية، حيث تضم مجموعتين منفصلتين. الأولى: هي حساسات التسارع الثلاثة، خرجها هو ثلاث اشارات تشابهية تصف التسارعات الخطية على طول المحاور الثلاث والمؤثرة على المركبة.

المجموعة الثانية: هي حساسات السرع الزاوية الثلاثة، خرجها هو ثلاث إشارات تشابهية تصف سرع المركبة حول المحاور الثلاث، على الرغم من ان الـ IMU غير متوضع في مركز الكتلة فإن قياسات السرع الزاوية لا تتأثر بالتسارعات الخطية او الزاوية. يتم جمع البيانات من هذه الحساسات بواسطة معالج الـ IMU الصغري.

منصات الـ IMU تملك عدد من الميزات عن الحساسات الأخرى مثل انظمة الرؤية Vision Systems والمتعقبات المغناطيسية Magnetic Trackers، حيث هي صغيرة و متينة ويمكن ارسال بياناتها عبر الويرلس باستخدام وصلة خفيفة الوزن ذات ترددات راديوية.

توجد تطبيقات كثيرة لـ IMU تشمل الطائرات المسيرة عن بعد UAVs، الطائرات المدنية والعسكرية، الصواريخ، الملاحة الأرضية (المركبات التي تسير على الأرض)، استقرار حركة اجهزة التصوير، الأنظمة ذاتية التوجيه Self-Guided Systems.

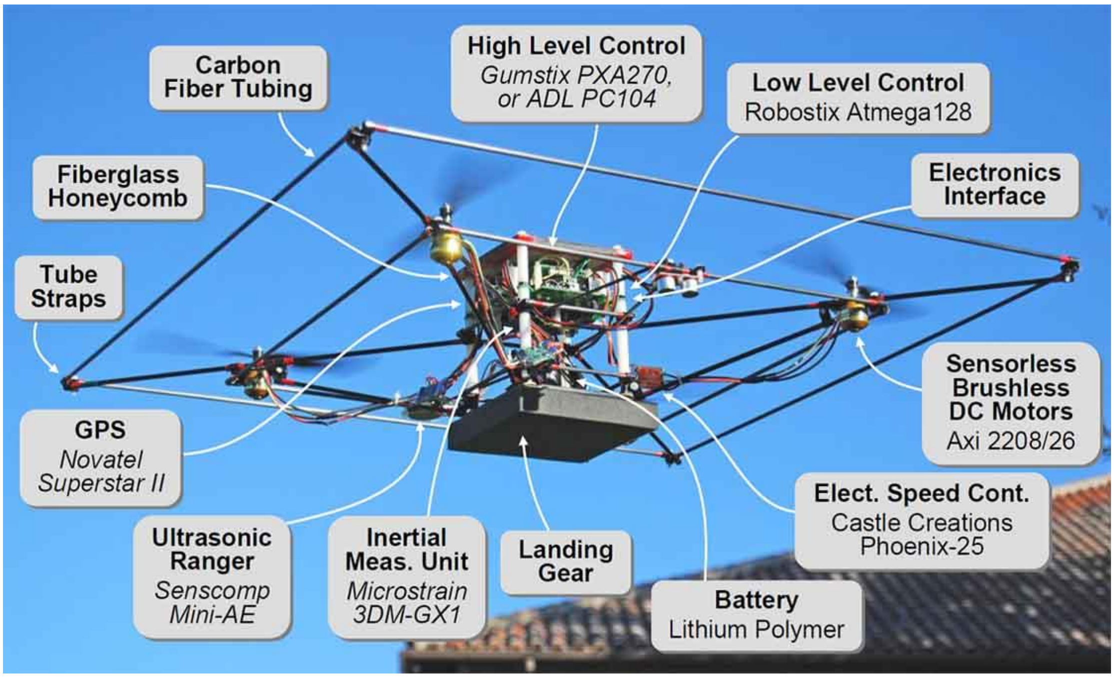
2.8- البوصلة المغناطيسية (Magnetic Compass):

تقيس البوصلة المغناطيسية الحقل المغناطيسي للأرض، وعندما تستخدم في أنظمة تحديد المواقع فإنها تقيس اتجاه الجسم بالنسبة للشمال المغناطيسي. تُعرف عادتاً حساسات الحقل المغناطيسي بـ Magnetosensors.

شدة الحقل المغناطيسي تقاس بواسطة كثافة التدفق المغناطيسي B، ووحدات القياس عادتاً تكون "تسلا" T، "غاوص" G او "غاما" Υ، حيث: $1T=10^4.G=10^9.\Upsilon$. متوسط شدة الحقل المغناطيسي الأرضي حوالي $0.5\ G$.

الفرق بين الشمال المغناطيسي والشمال الحقيقي يعرف بالميلان الزاوي او الإنحراف، هذا الفرق يتغير مع الزمن والموقع الجغرافي، ولتصحيح هذا الإنحراف يوجد مايسمى جداول الإنحراف Inclination Tables تزود هذه الجداول على شكل خرائط او مخططات تابعة للمكان.

الشكل(2.7) يبين اهم الحساسات والأجزاء الرئيسية في الـ Quadrotor، حيث وضعت التسميات على نموذج STARMAC التابع لجامعة ستانفورد.



شكل (2.7): اهم الحساسات المستخدمة في ال Quadrotors (STARMAC Quadrotor).

الفصل الثالث

النمذجة الرياضية

هدف هذا الفصل هو عرض الأجزاء الأساسية للنموذج الرياضي (النموذج الديناميكي، نموذج المحركات والمتحكم) ومن ثم ايجاده للحوامة بشكله الغير خطي والشكل القابل للبرمجة على MATLAB بعد ذكر فرضيات الدراسة.

النموذج الرياضي هو عبارة عن مجموعة من المعادلات الرياضية التي بحلها نحصل على استجابة النظام من أجل دخول وشروط أولية معروفة، بعد ايجاد النموذج الرياضي تأتي خطوة النمذجة والمحاكاة التي تعتبر وسيلة للتأكد من صحة القوانين الرياضية الناظمة للحركة وهي تقريبا تغنينا (او بالأدق تخفض) عن التجارب على النموذج الحقيقي التي قد تكون مكلفة.

فرضيات الدراسة:

- الحوامة هي عبارة عن جسم صلب، ومركز الثقل يتوضع في مركز جملة محاور الجسم.
- يهمل دوران الارض حول الشمس، ويهمل دوران الارض حول نفسها.
- اعتبار ماتريس العطالة قطري (الحوامة متناظرة حول الـ X & Y).
- الشفرات صلبة وذات توضع متناظر.

3.1- إستنتاج معادلات الحركة:

القوانين التي تحكم حركة الحوامة تعتمد على قانون نيوتن ونظرية كمية الحركة في جملة مرجعية ساكنة:

$$\vec{F} = m.\left(\frac{d\vec{V}}{dt}\right)_i \qquad (3.1)$$

$$T = \left(\frac{dH}{dt}\right)_i \qquad (3.2)$$

V هي السرعة و $H = I.\omega$ هي كمية الحركة الزاوية. عزم العطالة I يتكون من تسع مركبات، للإنتقال من جملة محاور العطالة الى جملة محاور الجسم نقدم نظرية المحاور المتحركة Moving Axes Theorem اي بدلا من حساب حركة الجسم بالنسبة لجملة ثابتة نحسبها بالنسبة لجملة مرتبطة بالجسم.

$$\left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_i = \left(\frac{d\vec{A}}{dt}\right)_b + \overrightarrow{\omega_{\iota,b}^{b}} * \vec{A}_b \qquad (3.3)$$

3.1.1− معالجة الحركة الإنسحابية Translation Motion:

باللإستفادة من نظرية المحاور المتحركة يمكن كتابة العلاقة (3.1) كما يلي:

$$\vec{F} = m.\left(\begin{bmatrix} u^{\cdot} \\ v^{\cdot} \\ \omega^{\cdot} \end{bmatrix} + \overrightarrow{\omega_{i,b}^{b}} * \overrightarrow{V_b}\right) \tag{3.4}$$

بفرض ان مركبات شعاع السرعة الخطية V_b هي u, v, ω، ومركبات شعاع السرعة الزاوية $\omega_{i,b}^{b}$ هي p, q, r وايضا مركبات شعاع القوة هي F_x, F_y, F_z عندها بالتعويض نكتب:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m.\left(\begin{bmatrix} u^{\cdot} \\ v^{\cdot} \\ \omega^{\cdot} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} x \begin{bmatrix} u \\ v \\ \omega \end{bmatrix}\right) \tag{3.5}$$

بإنجاز الجداء الخارجي و فصل المعادلات نحصل على:

$$\begin{aligned} F_x &= m.(u^{\cdot} + q.\omega - r.v) \\ F_y &= m.(v^{\cdot} + r.u - p.\omega) \\ F_z &= m.(\omega^{\cdot} + p.v - q.u) \end{aligned} \tag{3.6}$$

للحصول على سرعة او تسارع الجسم فقط نعزل حدود التسارع $u^{\cdot}, v^{\cdot}, \omega^{\cdot}$:

$$\begin{aligned} u^{\cdot} &= \frac{F_x}{m} + r.v - q.\omega \\ v^{\cdot} &= \frac{F_y}{m} + p.\omega - r.u \\ \omega^{\cdot} &= \frac{F_z}{m} + q.u - p.v \end{aligned} \tag{3.7}$$

بمكاملة هذه المعادلات نحصل على السرع وفق المحاور الثلاث في جملة الجسم.

3.1.2- معالجة الحركة الدورانية Rotational Motion:

بالإستفادة من نظرية المحاور المتحركة وبمعرفة ان $H = I.\omega$ نكتب المعادلة (3.2) بالشكل:

$$T = \left(\frac{d\left(I.\omega_{i,b}^{b}\right)}{dt}\right)_i \tag{3.8}$$

$$\vec{T} = \left(I.\begin{Bmatrix} p^{\cdot} \\ q^{\cdot} \\ r^{\cdot} \end{Bmatrix} + \overrightarrow{\omega_{i,b}^{b}} * \left\{I.\overrightarrow{\omega_{i,b}^{b}}\right\}\right) \tag{3.9}$$

بفرض ان مركبات شعاع العزم هي L, M, N وان I هي مصفوفة عزوم العطالة تعطى بالعلاقة (3.10)،

$$I = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \qquad (3.10)$$

عندها بالتعويض واجراء الجداء والإختزالات نكتب:

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} . \begin{bmatrix} p^{\cdot} \\ q^{\cdot} \\ r^{\cdot} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} . \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \qquad (3.11)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} I_x . p^{\cdot} & -I_{xy} . q^{\cdot} & -I_{xz} . r^{\cdot} \\ -I_{yx} . p^{\cdot} & I_y . q^{\cdot} & -I_{yz} . r^{\cdot} \\ -I_{zx} . p^{\cdot} & -I_{zy} . q^{\cdot} & I_z . r^{\cdot} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} I_x . p & -I_{xy} . q & -I_{xz} . r \\ -I_{yx} . p & I_y . q & -I_{yz} . r \\ -I_{zx} . p & -I_{zy} . q & I_z . r \end{bmatrix} \right) \qquad (3.12)$$

بالفك نحصل على معادلات العزوم (3.13):

$$\mathrm{L} = I_x . p^{\cdot} - I_{xy} . q^{\cdot} - I_{xz} . r^{\cdot} + qr . \left(I_z - I_y\right) - pq . I_{zx} + (r^2 - q^2) . I_{yz} + pr . I_{yx}$$

$$\mathrm{M} = I_y . q^{\cdot} - I_{yx} . p^{\cdot} - I_{yz} . r^{\cdot} + rp . (I_x - I_z) - qr . I_{xy} + (p^2 - r^2) . I_{zx} + pq . I_{zy}$$

$$\mathrm{N} = I_z . r^{\cdot} - I_{zx} . p^{\cdot} - I_{zy} . q^{\cdot} + pq . \left(I_y - I_x\right) - rp . I_{yz} + (q^2 - p^2) . I_{xy} + qr . I_{xz}$$

لأجل طائرة متناظرة بالنسبة للمستوي XZ عندها يكون $I_{xy} = I_{yz} = 0$ ،بالتعويض نجد:

$$\begin{aligned} \mathrm{L} &= I_x . p^{\cdot} - I_{xz} . (pq + r^{\cdot}) + qr . \left(I_z - I_y\right) \\ \mathrm{M} &= I_y . q^{\cdot} + rp . (I_x - I_z) + (p^2 - r^2) . I_{zx} \\ \mathrm{N} &= I_z . r^{\cdot} + pq . \left(I_y - I_x\right) - I_{xz} . (p^{\cdot} - qr) \end{aligned} \qquad (3.14)$$

بحل المعادلات (3.13) بالنسبة للتسارعات الزاوية $p^{\cdot}, q^{\cdot}, r^{\cdot}$ نحصل على المعادلات (3.15):

$$p^{\cdot} = \frac{L . I_z + N . I_{xz} + pq\left(I_x I_{xz} - I_y I_{xz} + I_z I_{xz}\right) + qr\left(I_y I_z - {I_{xz}}^2 - {I_z}^2\right)}{I_x I_z - {I_{xz}}^2}$$

$$q^{\cdot} = \frac{M + pr(I_z - I_x) + (r^2 - p^2) I_{xz}}{I_y} \qquad (3.15)$$

$$r^{\cdot} = \frac{N + pq\left(I_x - I_y\right) + (p - qr) I_{xz}}{I_z}$$

بمكاملة المعادلات (3.15) نحصل على السرع الزاوية في جملة محاور الجسم.

العزوم $\mathrm{L}, \mathrm{M}, N$ نحصل عليها من المبادئ الأساسية لطيران الحوامة:

$$L = (T_4 - T_2) . l$$

$$M = (T_1 - T_3) . l$$

$$N = (T_1 + T_3 - T_2 - T_4) K_{TM}$$

3.1.3- العلاقات في الجملة المرجعية:

الأن يلزمنا السرع الخطية والزاوية للحوامة بالنسبة لجملة المحاور المرجعية("جملة الملاحة" بعد اهمال دوران الأرض) لذالك يلزمنا تحويلات تنقلنا من جملة الجسم الى الملاحة، هذه التحويلات نحصل عليها من زوايا اويلر او الرباعيات او مصفوفة التجيبات الموجهة.

التسارعات الخطية في جملة الملاحة نحصل عليها من العلاقة التالية:

$$\begin{bmatrix} x^{\cdot\cdot} \\ y^{\cdot\cdot} \\ z^{\cdot\cdot} \end{bmatrix} = (T_b^e)^T . \begin{bmatrix} u^{\cdot} \\ v^{\cdot} \\ \omega^{\cdot} \end{bmatrix} \qquad (3.16)$$

حيث:

$$T_b^e = \begin{bmatrix} cos\theta\ cos\Psi & cos\theta\ sin\Psi & -sin\theta \\ sin\Psi\ sin\theta\ cos\Psi - cos\emptyset\ sin\Psi & cos\emptyset\ cos\Psi + \sin\emptyset\ sin\theta\ sin\Psi & \sin\emptyset\ cos\theta \\ cos\emptyset\ sin\theta\ cos\Psi + \sin\emptyset\ sin\Psi & sin\theta\ cos\emptyset\ sin\Psi - \sin\emptyset\ cos\Psi & cos\theta\ cos\emptyset \end{bmatrix}$$

للحصول على السرع فقط نكامل مرة واحدة وللحصول على الموضع نكامل مرتين.

في جملة المحاور المرجعية فإن السرع الزاوية تختلف عنها في جملة الجسم لتصبح $\phi^{\cdot}, \theta^{\cdot}, \psi^{\cdot}$ والأن لنربط بين هاتين الجملتين:

$$\begin{bmatrix} \phi^{\cdot} \\ \theta^{\cdot} \\ \psi^{\cdot} \end{bmatrix} = T^T . \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \qquad (3.17)$$

حيث:

$$T = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta . \sin\emptyset & \tan\theta . \cos\emptyset \\ 0 & \cos\emptyset & -\sin\emptyset \\ 0 & \sin\emptyset . \sec\theta & \cos\emptyset . \sec\theta \end{bmatrix} \qquad (3.18)$$

للحصول على زوايا اويلر فقط نكامل العلاقة (3.17).

3.1.4- النموذج الرياضي للدوار:

الدوارات التي تقاد بمحركات DC، وعادتا تستخدم محركات Brushless، توصف بنموذج رياضي مكون من معادلتين، الأولى: تربط بين شدة التيار وسرعة الدوران، والثانية: بين سرعة الدوران والعزوم، وهو من الشكل:

$$L . \frac{di}{dt} = \mathrm{u} - R_{mot} . i - K_e . \omega_m \qquad (3.19)$$

$$J_m . \frac{d\omega_m}{dt} = \tau_m - \tau_d \qquad (3.20)$$

ويمكن كتابة المعادلة (3.20) بالشكل بعد افتراض ان المحركات صغيرة والتحريض المتبادل صغير بالشكل:

$$\dot{\omega_m} = -A\omega_m + Bu + C$$

حيث:

$$A = \left(\frac{1}{\tau} + \frac{2dw_0}{\eta r^3 J_t}\right), \qquad B = \frac{1}{K_m \tau}, \qquad C = \frac{d\omega_0^2}{\eta r^3 J_t}$$

3.1.5- دراسة وتحليل القوى والعزوم المؤثرة على الحوامة:

- **قوة الدفع Thrust Force:**

هي محصلة قوى الدفع الشاقولية من كل عناصر الشفرات، وحسب نظرية عنصر الشفرة.

$$T = 0.5\, C_T \rho A (wr)^2$$

$$C_T = \sigma a.\left[\left(\frac{1}{6} + \frac{1}{4}\mu^2\right)\theta_o - (1+\mu^2)\frac{\theta_{t\omega}}{8} - \frac{1}{4}\lambda\right] \qquad (3.21)$$

قوة الدفع لكامل الحوامة تأتي من المراوح الأربعة وبالتالي قوة الدفع الأعظمية هي $\sum_{i=1}^{4} T_i$ ، لنحسب المركبات وفق المحاور الثلاث:

$$T_e = (T_b^e)^T . T_b$$

$$T_b = [\sim \quad \sim \quad \sum_{i=1}^{4} T_i]^T$$

(يهمنا المركبة على الـ Z) بإنجاز الجداء وبعد اهمال بقية الحدود نكتب :

$$T_e = [C\varphi\, S\theta\, C\psi + S\varphi\, S\psi \quad S\theta\, C\varphi\, S\psi - S\varphi\, C\psi \quad C\theta\, C\varphi].\sum_{i=1}^{4} T_i \qquad (3.22)$$

حيث: C هي Cos، وS هي Sin.

العزوم الناتجة عن قوة الرفع تتغير حسب المناورة،

عزم ال Roll يعطى بالعلاقة $l.(-T_2 + T_4)$

عزم ال Pitch بالعلاقة $l.(-T_1 + T_3)$

عزم ال Yaw $(-1)^i . \sum_{i=1}^{4} Q_i$

- **القوى المؤثرة على محور الشفرات Hub Forces:**

هي محصلة القوى الأفقية المؤثرة على عناصر الشفرات.

$$H = 0.5\, C_H \rho A (wr)^2$$

$$C_H = \sigma a.\left[\frac{1}{4a}\mu\overline{C_d} + \frac{1}{4}\mu\lambda\left(\theta_o - \frac{\theta_{t\omega}}{2}\right)\right] \qquad (3.23)$$

تظهر هذه القوة باتجاه معاكس لحركة لحركة الحوامة والقيمة الأعظمية لها هي $\sum_{i=1}^{4} H_i$ ،

مركبة هذه القوة بالإتجاه X تعطى بالعلاقة: $-\sum_{i=1}^{4} H_{xi}$ وبالإتجاه Y بالعلاقة: $-\sum_{i=1}^{4} H_{yi}$.

العزوم الناتجة عن هذه القوى تختلف حسب المناورة،

عزم ال Roll يعطى بالعلاقة: $h.\left(\sum_{i=1}^{4} H_{yi}\right)$

عزم ال Pitch يعطى بالعلاقة $h.\left(\sum_{i=1}^{4} H_{xi}\right)$

عزم ال Yaw في الطيران للأمام $l.(-H_{x2} + H_{x4})$ وفي الطيران الجانبي $l.(-H_{y1} + H_{y3})$

- **قوة الجاذبية Gravity Force:**

عند قيام الحوامة بأي مناورة فإن قوة الوزن الحوامة سوف يصبح لها مركبات على المحاور الثلاثة نحسبها بالعلاقة التالية:

$$\begin{aligned} F_g &= m.T_b^e.[0 \quad 0 \quad g]^T \\ &= mg[-sin\theta \quad cos\theta * \sin\emptyset \quad cos\theta * cos\emptyset \;]_B^T \end{aligned} \qquad (3.24)$$

- **عزم الجر Drag Moment:**

يتولد حول محور الدوران بسبب القوى الأيروديناميكية المؤثرة على عناصر الشفرات. حيث القوى الأفقية المؤثرة على الدوار تضرب بذراع العزم وثم نكامل. بمعرفة عزم الجر نعرف الطاقة الازمة لتدوير الشفرة.

$$Q = C_Q \rho A (wr)^2 r$$

$$C_Q = \sigma a.\left[\frac{1}{8a}(1+\mu^2)\overline{C_d} + \lambda\left(\frac{1}{6}\,\theta_o - \frac{1}{8}\theta_{t\omega} - \frac{1}{4}\lambda\right)\right] \qquad (4.25)$$

- **عزم الدوران للشفرات:**

يظهر عزم ال Roll في حالة الطيران للأمام عندما تولد الشفرات المتقدمة رفع أكبر من الشفرات المتراجعة. ونحصل عليه بتكامل قوة الرفع الناتجة عن كل عنصر على نصف قطر الشفرة.

$$R_m = C_{Rm}\rho A(wr)^2 r$$

$$C_{Rm} = -\mu\sigma a.\left(\frac{1}{6}\theta_o - \frac{1}{8}\theta_{t\omega} - \frac{1}{8}\lambda\right) \quad (3.26)$$

- **التأثير الأرضي Ground Effect:**

لوحظ عند الطيران بجوار الارض على ارتفاع يساوي نصف قطر الدوار ومادونه فإن الرفع يزداد وكلما انخفض الإرتفاع زاد الرفع أكثر، سبب زيادة الدفع هو انخفاض السرعة التحريضية للهواء بسبب اصطدام الهواء بالأرض اسفل الحوامة وانعكاسه، سميت هذه الظاهرة بـ "التأثير الأرضي".

$$T_{IGE} = C_{T,IGE}\,\rho A(\omega r)^2$$

$$C_{T,IGE} = \sigma a.\left(\frac{C_{T,IGE}}{\sigma a} + \frac{\delta v_i}{4\Omega r}\right) \quad (4.27)$$

حيث:

$$\delta v_i = \frac{v_i}{(4z/r)^2}$$

3.1.6- القوى والعزوم المؤثرة على كامل الحوامة:

ملاحظة: معادلات ديناميك الحوامة المعوضة في اول سطر من جداول العزوم هي مستنتجة بعد تطبيق الفرضية (3)، والشكل(3.1) يبين اتجاه المحاور المرجعية لـ Quadrotor.

- **عزم الدوران Rolling Moment:**

تأثير دوران الجسم	$\dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z)$
تأثير دوران المراوح	$-J_r\dot{\theta}\,\Omega_r$
عزم ال Hub الناتج عن الطيران الجانبي	$h\,(\sum_{i=1}^{4} H_{yi})$
عزم ال Roll الناتج عن الطيران الأمامي	$(-1)^{i+1}.\sum_{i=1}^{4} R_{mxi}$

- **العزم الشاقولي Pitching Moment:**

تأثير دوران الجسم	$\dot{\phi}\dot{\psi}(I_z - I_x)$
تأثير دوران المراوح	$J_r\dot{\phi}\,\Omega_r$
عزم ال Hub الناتج عن الطيران الجانبي	$h\,(\sum_{i=1}^{4} H_{xi})$
عزم ال Roll الناتج عن الطيران الأمامي	$(-1)^{i+1}.\sum_{i=1}^{4} R_{myi}$

▪ عزم الإنعطاف Yawing Moment:

تأثير انعطاف الجسم	$\dot{\phi}\dot{\theta}(I_x - I_y)$
تأثير عزم الإنعطاف	$J_r \Omega_r \dot{}$
عزم ال Hub الناتج عن الطيران الجانبي	$\mathrm{L}\,(H_{x2} - H_{x4})$
عزم ال Hubالناتج عن الطيران الأمامي	$\mathrm{L}\,(-H_{yi} + H_{y3})$

▪ القوى على المحور X:

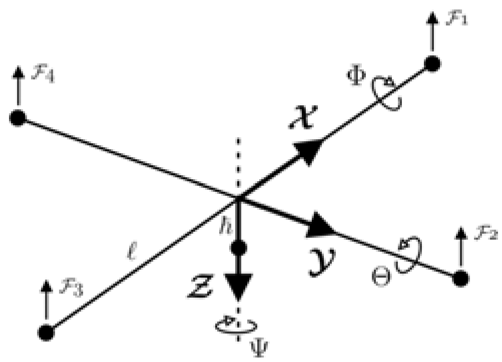
تأثير الدفع	$(S\psi S\phi + C\psi S\theta C\phi).(\sum_{i=1}^{4} T_i)$
قوة ال Hub بالإتجاه X	$-\sum_{i=1}^{4} H_{xi}$
الإحتكاك	$0.5 C_x A_c \rho \dot{x} \lvert \dot{x} \rvert$
الوزن	$-\mathrm{mg.\,S\theta}$

▪ القوى على المحور Y:

تأثير الدفع	$(-C\psi S\phi + S\psi S\theta C\phi).(\sum_{i=1}^{4} T_i)$
قوة ال Hub بالإتجاه Y	$-\sum_{i=1}^{4} H_{yi}$
الإحتكاك	$0.5 C_y A_c \rho \dot{y} \lvert \dot{y} \rvert$
الوزن	$\mathrm{mg.\,C\theta S\phi}$

▪ القوى على المحور Z:

تأثير الدفع	- $C\theta C\phi.(\sum_{i=1}^{4} T_i)$
الوزن	$\mathrm{m}g.\,C\theta C\phi$



شكل(3.1): قوى الرفع واتجاهات المحاور والترقيم المعتمد

يوجد نوعين من العزوم الغير محافظة التي تؤثر على الحوامة :

النوع الأول: يأتي من تأثير اختلاف الرفع بين كل زوجين من المراوح (التأثير الأيروديناميكي)، ويعبر عنه بالمعادلات:

$$\begin{aligned} \tau_x &= bl.(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ \tau_y &= bl.(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ \tau_z &= d.(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{aligned} \tag{3.28}$$

النوع الثاني: يأتي من التأثير الدوراني (يسمى عادتا التأثير الجايروسكوبي) للمراوح:

$$\begin{aligned} \tau'_x &= J_r\omega_y.(\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4) \\ \tau'_y &= J_r\omega_x.(\Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3) \end{aligned} \tag{3.29}$$

يظهر التأثير الدوراني بسببين الأول دوران الجسم والثاني دوران المراوح.

3.1.7- تشكيل المعادلات الحاكمة للحوامة:

لم يتبقى علينا الا تعويض المعادلات فقط لاكتمال النموذج الرياضي،

المعادلات الحاكمة هي بالشكل (بعد تطبيق شرط التناظر) :

$$I_x.\phi^{\cdot\cdot} = \sum M_x \quad (1) \qquad\qquad m.x^{\cdot\cdot} = \sum F_x \quad (4)$$

$$I_y.\theta^{\cdot\cdot} = \sum M_y \quad (2) \qquad\qquad m.y^{\cdot\cdot} = \sum F_y \quad (5)$$

$$I_z.\psi^{\cdot\cdot} = \sum M_z \quad (3) \qquad\qquad m.z^{\cdot\cdot} = \sum F_z \quad (6)$$

الأن لنضع القوى والعزوم كل منها في معادلة واحدة تشمل كل التأثيرات:

$$\sum F_x = m(rv - qw) + (S\psi S\phi + C\psi S\theta C\phi).\left(\sum_{i=1}^{4} T_i\right) - \sum_{\mathrm{i}=1}^{4} H_{xi} + 0.5C_x A_c \rho x^{\cdot}|x^{\cdot}| - \mathrm{mg.S\theta} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots (3.30)$$

$$\sum F_y = m(p.\omega - r.u) + (-C\psi S\phi + S\psi S\theta C\phi).\left(\sum_{i=1}^{4} T_i\right) - \sum_{\mathrm{i}=1}^{4} H_{yi} + 0.5C_y A_c \rho y^{\cdot}|y^{\cdot}| + \mathrm{mg.C\theta S\phi} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots (3.31)$$

$$\sum F_z = \mathrm{m}(q.u - p.v) - C\psi C\phi.\left(\sum_{i=1}^{4} T_i\right) + 0.5C_z A_c \rho z^{\cdot}|z^{\cdot}| + \mathrm{m}g.C\theta C\phi \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots (3.32)$$

$$\sum M_x = [I_{xz}.(pq + r^{\cdot}) - qr.\left(I_z - I_y\right) + (T_4 - T_2).l] - Tan\theta S\phi.[rp.(I_x - I_z) + (p^2 - r^2).I_{zx} + (T_3 - T_1).l] + Tan\theta C\phi.[pq.\left(I_y - I_x\right) - I_{xz}.(p^{\cdot} - qr) + (T_1 + T_3 - T_2 - T_4)K_{TM}] + J_r\theta^{\cdot}\Omega_r - \mathrm{h}\,(\sum_{i=1}^{4} H_{yi}) + (-1)^{i+1}.\sum_{i=1}^{4} R_{mxi} + bl.(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \ldots\ldots (3.33)$$

$$\sum M_y = C\phi.[rp.(I_x - I_z) + (p^2 - r^2).I_{zx} + (T_3 - T_1).l] - S\phi.\left[pq.\left(I_y - I_x\right) - I_{xz}.(p^{\cdot} - qr) + (T_1 + T_3 - T_2 - T_4)K_{TM}\right] - J_r\phi^{\cdot}\Omega_r + \mathrm{h}\left(\sum_{i=1}^{4} H_{xi}\right) + (-1)^{i+1}.\sum_{i=1}^{4} R_{myi} + bl.(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots.. (3.34)$$

$$\sum M_z = S\phi Sec\theta.[rp.(I_x - I_z) + (p^2 - r^2).I_{zx} + (T_3 - T_1).l] + C\phi Sec\theta.\left[pq.\left(I_y - I_x\right) - I_{xz}.(p^{\cdot} - qr) + (T_1 + T_3 - T_2 - T_4)K_{TM}\right] + J_r\Omega_r^{\cdot} + \mathrm{L}\,(H_{x2} - H_{x4}) + \mathrm{L}\left(-H_{yi} + H_{y3}\right) + d.(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \ldots\ldots\ldots.\ldots (3.35)$$

لأجل مصفوفة عطالة قطرية عندها تصبح معادلات العزوم كالتالي:

$$\sum M_x = \left[-qr.\left(I_z - I_y\right) + (T_4 - T_2).l\right] - Tan\theta S\phi.[rp.(I_x - I_z) + (T_3 - T_1).l] + Tan\theta C\phi.\left[pq.\left(I_y - I_x\right) + (T_1 + T_3 - T_2 - T_4)K_{TM}\right] + J_r\theta^{\cdot}\Omega_r - \mathrm{h}\left(\sum_{i=1}^{4} H_{yi}\right) + (-1)^{i+1}.\sum_{i=1}^{4} R_{mxi} + bl.(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \ldots\ldots (3.36)$$

$$\sum M_y = C\phi.[rp.(I_x - I_z) + (T_3 - T_1).l] - S\phi.\left[pq.\left(I_y - I_x\right) + (T_1 + T_3 - T_2 - T_4)K_{TM}\right] - J_r\phi^{\cdot}\Omega_r + \mathrm{h}\left(\sum_{i=1}^{4} H_{xi}\right) + (-1)^{i+1}.\sum_{i=1}^{4} R_{myi} + bl.(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \ldots.. (3.37)$$

$$\sum M_z = S\phi Sec\theta.[rp.(I_x - I_z) + (T_3 - T_1).l] + C\phi Sec\theta.\left[pq.\left(I_y - I_x\right) + (T_1 + T_3 - T_2 - T_4)K_{TM}\right] + J_r\Omega_r^{\cdot} + \mathrm{L}\,(H_{x2} - H_{x4}) + \mathrm{L}\left(-H_{yi} + H_{y3}\right) + d.(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots..\ldots\ldots\ldots.. (3.38)$$

الأشكال السابقة هي النموذج الدقيق المرتبط والخطي للمعادلات التفاضلية الحاكمة للـ Quadrotor، لاكن هذا النموذج من الصعب التعامل معه في البيئة البرمجية لذالك يجب اختزاله أكثر للوصول الى شكل بسيط يمكن التعامل معه بسهولة، هذه العملية تخفض من دقة النموذج، لاكن عند تصميم المتحكم سنأخذ بعين الإعتبار الظواهر التي اهملناها ونعتبرها كإضطراب يؤثر على النظام.

الشكل البسيط الذي سوف نتعامل معه من الأن فصاعدا هو التالي (Samir Bouabdallah et al, 2007)، هذا النموذج يعود الى OS4 Quadrotor (3.39)، وهو حالة خاصة من النموذج الذي قمنا باستنتاجه، حيث تم تطبيق اهمالات قاسية، لاكن النموذج يبقى قابل للتطبيق للإرتفاعات المنخفضة (Indoor Aplication):

$$\mathrm{I}_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\mathrm{I}_{yy} - \mathrm{I}_{zz}\right) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + l(-T_2 + T_4) - h\left(\sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{H_{yi}}\right) + (-1)^{i+1}\sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{R_{mxi}}$$

$$\mathrm{I}_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(\mathrm{I}_{zz} - \mathrm{I}_{xx}) + J_r\dot{\phi}\Omega_r + l(T_1 - T_3) + h\left(\sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{H_{xi}}\right) + (-1)^{i+1}\sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{R_{myi}}$$

$$\mathrm{I}_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\mathrm{I}_{xx} - \mathrm{I}_{yy}\right) + J_r\dot{\Omega}_r + (-l)\left(\sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{Q_i}\right) + l(H_{x2} + H_{x4}) + l\left(-H_{y1} + H_{y3}\right)$$

$$m\ddot{x} = \left(s_\psi s_\theta + c_\psi s_\theta c_\phi\right)\sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{T_i} - \sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{H_{xi}} - \frac{1}{2}C_x\, A_c\, \rho\, \dot{x}|\dot{x}|$$

$$m\ddot{y} = \left(-c_\psi s_\theta + s_\psi s_\theta c_\phi\right)\sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{T_i} - \sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{H_{yi}} - \frac{1}{2}C_y\, A_c\, \rho\, \dot{y}|\dot{y}|$$

$$m\ddot{z} = mg - (c_\psi c_\phi)\sum_{\mathrm{i}=1}^{4} \mathrm{T_i}$$

الفصل الرابع

الرواصد وتصميم المتحكم

في هذا الفصل يتمحور صلب عملنا وهو استخدام الرواصد في حذف الإضطرابات وثم استخدام القيم التي قام الراصد بتقديرها في التحكم بالـ Quadrotor. سنبدأ في الفقرة الاولى بعرض مسألة التحكم ومناهج التحكم المستخدمة للتحكم بالـ Quadrotor من تحكم مستقل او كلي، وفي الفقرة الثانية سنتكلم عن اهم انواع المتحكمات المستخدمة في هذا المجال، والفقرة الثالثة سوف نتكلم فيها عن انواع الرواصد من كامل وجزئي وذو الحالة الزائدة وبعدها سنوجد الشكل التحكمي للنموذج الرياضي وثم ننطلق لتصميم المتحكمات. سنصمم اولاً متحكم الإرتفاع بناءً على الراصد الخطي ومتحكم PD ثم PID وثم نقارن نتائجنا مع ماهو موجود في الأدبيات عن نفس النموذج المستخدم، المرحلة التي تليها سنصمم متحكم الإرتفاع بلإستعانة بالراصد ذو الحالة الزائدة (راصد لاخطي) ومتحكم PID وسنناقش النتائج ومقارنتها مع نتائج الراصد الخطي. ولمعرفة هل النموذج التحكمي الذي قمنا بتصميمه هل هو فعال في حذف الإضطرابات الخارجية قمنا بتطبيق اضطراب خارجي على الـ Quadrotor ومثلناه على انه زيادة في الكتلة، سنناقش حالة اضطراب 1.5g واضطراب 2g.

4.1- مسألة التحكم:

تصميم المتحكمات لـ Quadrotor هي عملية ليست بالسهلة لاكن بشكل عام هناك نوعين اساسين من المتحكمات، الأول يأخذ النظام ككل ويحاول حل مسألة المعادلات الاخطية المزدوجة للحصول على المتحكم المناسب، في هذه الطريقة تظهر معادلات معقدة جدا يصعب التعامل معها. الثانية تحاول تجزئة التحكم إلى أنماط تحكمية قابلة للتحكم وايجاد طريقة التحكم المناسبة لكل نمط. هذا المنهج الذي يحاول جعل الـ Quadrotor مستقلة يشتمل على المتحكم الذي الذي يُقلب بين الأنماط المختلفة مثل التحويم، الإقلاع، الهبوط، الدوران لليمين واليسار والميلان للأعلى والأسفل. وكل نمط يتطلب فقط متحكم بسيط ليضمن استقراره وبالتالي فإن المشكلة الكلية جُزئت الى مشاكل صغيرة.

تكون الحوامة مستقرة حول وضع "التحويم" Hover Mode بجعل الموضع (x, y, z) ثابت والزوايا $(\emptyset, \theta, \psi)$ معدومة. أنماط "التسلق والهبوط" تُغير قيمة ال z وبقية القيم تبقى ثابتة، هذين النمطين ينتهيان عند الوصول الى قيمة الـ z المطلوبة. نمط "الميلان لليمين واليسار" مسؤول عن التحكم بالـ Yaw. عند الإنتهاء من الطيران فإن نمط "التحويم" سوف يتبدل الى نمط "الهبوط"، وهكذا بالنسبة لبقية الأنماط. نربط بين الأنماط التحكمية البسيطة (منخفضة المرتبة) بواسطة متحكم ذو مرتبة عالية High Order حيث يقوم بالتبديل بين هذه الأنماط.

وبشكل عام توجد مشاكل كثيرة للتحكم بالـ Quadrotor منها هو ان هذه الحوامة خفيفة وبالتالي فإنها تتأثر بأقل اضطراب يمكن ان يحصل سواء كان خارجي ام داخلي هذا التأثير يعتبر دخل بالنسبة لـ Quadrotor فيظهر في الخرج على شكل تشويش او اهتزاز حول موضع التوازن. نضيف الى ذالك الفرضيات التبسيطية التي وضعت عند ايجاد النموذج الرياضي والتي تتضمن اهمال إما حدود غير خطية او إهمال ظاهرة ما وعدم ادخال تأثيرها معادلاتياً، هذا التبسيط يسبب أيضا خفض دقة الديناميك الذي يظهر تأثيره عند النمذجة والطيران التجريبي

على شكل إضطراب. نتغلب على هذه المشاكل عند تصميم المتحكم حيث نعتبر كل النقص في النموذج الرياضي هو عبارة عن تشويش ونصمم المتحكم ليحذف هذا التشويش ويضمن استقرار النظام.

4.2- بعض انواع المتحكمات المستخدمة في التحكم بال Quadrotor:

- **متحكم PID:**

يستخدم لتحقيق الإستقرار الدوراني لل Quadrotor حول المحاور الثلاث، وغالباً يستخدم لأجل التحكم بالإرتفاع، احياناً عند تصميم هذا المتحكم فإن النموذج يرد الى خطي حول وضع التحويم، وهنا التأثير الجايروسكوبي لن يؤخذ بعين الإعتبار، ونتيجة لذالك اذا تعرضت الطائرة لإضطراب قوي فإنها لن تكون قادرة تقريبا على استرجاع حالة التحويم المرجعية. عند المحاكاة فإننا نقوم باستخدام النموذج الغير خطي ونُضمن المتحكم الخطي معه (C BALAS, 2007)، التفاصيل الرياضية لبناء هذا المتحكم نوقشت في (Bouabdallah et al, 2004) وعلى نموذج مشابه لنموذجنا.

- **LQR الكلاسيكي:**

استخدم أيضا لتحقيق الإستقرار الدوراني حول المحاور الثلاث، وضحت الدراسة في (Hoffmann et al, 2004)، حيث عند قيم صغيرة للدفع فإن التحكم يكون مقبول أما عند قيم أكبر فإن الأداء ينخفض بسبب الإهتزازات، هذه الدراسة قام بها Hoffmann في المقالة المذكورة سابقا، حلت هذه المشكلة بتغيير الماتريس Q. وفي مقالة Castillo ضُمنت (Castillo et al, 2005) نتاتج المتحكم LQR بشكل تكراري في النمذجة ليجعل الـ Quadrotor يحوم بشكل سليم، حيث التغذية العكسية كانت ل y و Ø .

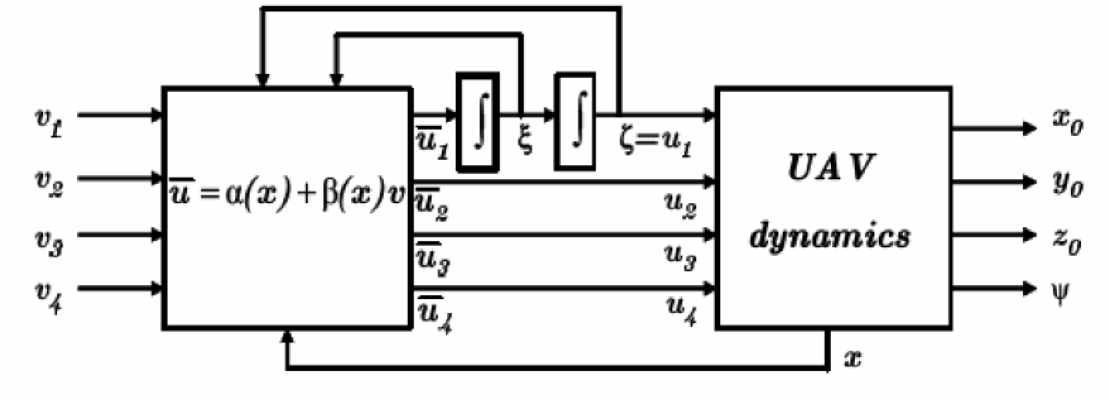
- **LQR الذي يعتمد على الحالة:**

ضمن Bouabdallah مثل هذا النوع من المتحكمات في نظام الحلقة المغلقة لتحقيق الإستقرار الدوراني حول المحاور الثلاث (Bouabdallah et al, 2004)، حيث قام برد نظام فضاء الحالة الى خطي حول كل حالة طيران، ثم طبق التقنيات الكلاسيكية للحصول على عوامل ربح المتحكم LQR في كل حالة، ولم يأخذ بعين الإعتبار ديناميك المقويات Actuators بل اكتفى بالحصول على الأداء الوسطي. هذه التقنية سميت Stat dependent Riccite Equation Control.

4.3- طرق التحكم المستخدمة Alternative Methods:

- **متحكم التغذية العكسية الخطي Feedback Linearization Controller:**

في مقالة Benallegue استخدمت (Benallegue et al, 2006) حلقتين داخلية وخارجية للتحكم بالروبوت، الغرض من الحلقة الداخلية، شكل(4.1)، هو الحصول على العلاقة الخطية بين الدخل والخرج وبالتالي يمكن تطبيق قوانين التحم الخطية على النظام. والحلقة الخارجية هي المتحكم الخطي التقليدي "قانون التحكم ذو كثير الحدود" Polynomial Control Law. هذه التقنية تسمى متحكم التغذية العكسية الخطي. ميزة هذه الطريقة هي ان المتحكم الخطي غير مصمم حول حالة ما. و نظام الحلقة المغلقة هو الأن صالح لأجل كل شروط الطيران.



شكل(4.1): المخطط الصندوقي للحلقة الداخلية.

- **توضع الأقطاب Pole Placement:**

طريقة معروفة استخدمت للتحكم بالإرتفاع والسرعة(Voos, H, 2006) . حيث نوجد اقطاب النظام ثم نصمم المتحكم بحيث يزيح هذه الأقطاب الى موقع مرغوب.

- **الطرق الغير خطية Nonlinear Methods:**

نظرية ليابونوف تعطي استقرار دقيق وتضمن التوازن، استخدمها Bouabdallah في (Bouabdallah et al, 2004) للتحكم بالمركبات الزاوية. النتائج التي حُصل عليها كانت جيدة سواء في النمذجة او الطيران التجريبي.

- **نظرية ليابونوف Lyapunov:**

هي النظرية الأكثر فعالية لتحليل استقرار الأنظمة التي يتم وصفها بواسطة معادلات تفاضلية غير خطية، ويمكن استخدامها أيضا لأجل الأنظمة الموصوفة بمعادلات تفاضلية خطية، قدمت من قبل الرياضي الروسي اليكسندر ليابونوف عام 1884، حيث تسمح نظريته بتحديد الإستقرار من دون الحاجة للتفاصيل الدقيقة عن الحركة المعنية (Pedro Albertos et al, 2010). وضع ليابونوف طريقتين لدراسة الإستقرار:

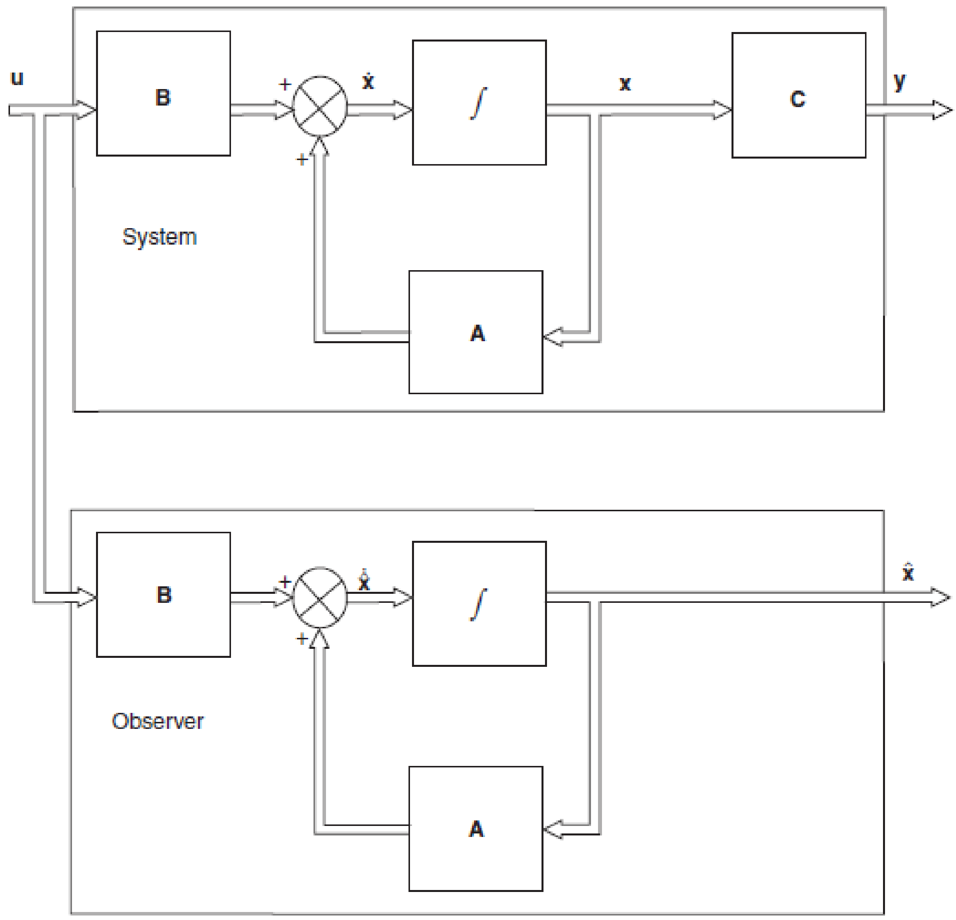
الطريقة الأولى: ينص فيها على انه لفهم الإستقرار يمكن دراسته باستخدام تقريب خطي للنظام الديناميكي المراد تحديد استقراره، وانه تحت شروط قاسية جدا فإن خواص الإستقرار للنظام المُقرب خطياً هي نفسها خواص الإستقرار للنظام نفسه (بدون تقريب)، ولأجل النظام الخطي قدم ليابونوف مجموعة من المعادلات الخطية تعرف حالياُ بإسمه، بواسطتها نحدد الإستقرار.

الطريقة الثانية: ترتبط بنظرية الطاقة، وتنص على انه يكون النظام مستقر اذا كان التابع $\mathrm{V}(x(t))$ لايزداد مع الزمن، حيث: $x(t)$ هو المسار الذي يبدأ من النقطة x_0 التي هي بجوار نقطة توازن النظام x_e، والتابع $\mathrm{V}(x)$ هو تابع طاقة يتبع حالة النظام (فرضه ليابونوف عندما وضع النظرية ثم اصبحت مهمته تحديد هذا التابع).

4.3– الرواصد:

الراصد هو نموذج رياضي يستخدم لإيجاد متحولات الحالة التي يجب قياسها او تقديرها عند استخدام متحكمات التغذية العكسية لمتحولات الحالة، بشكل عملي لايمكن ايجاد هذه المتحولات لعدة أسباب منها الكلفة او انها فيزيائياً غير قابلة للقياس، ومن هنا جائت فكرة انه يجب تقدير او حساب متحولات الحالة. لذالك يسمى الراصد "براصد الحالة".

يوجد ثلاث أنواع من رواصد الحالة، الاول هو الراصد الكامل ويقوم بتقدير كل متحولات الحالة للنظام، والثاني هو الراصد المختصر لا يقوم بتقدير كل متحولات الحالة فقط يقدر بعض متحولات الحالة حيث تكون بقية المتحولات معروفة، والثالث هو راصد الحالة الزائدة.



شكل(4.2): الراصد الكامل للحلقة المفتوحة.

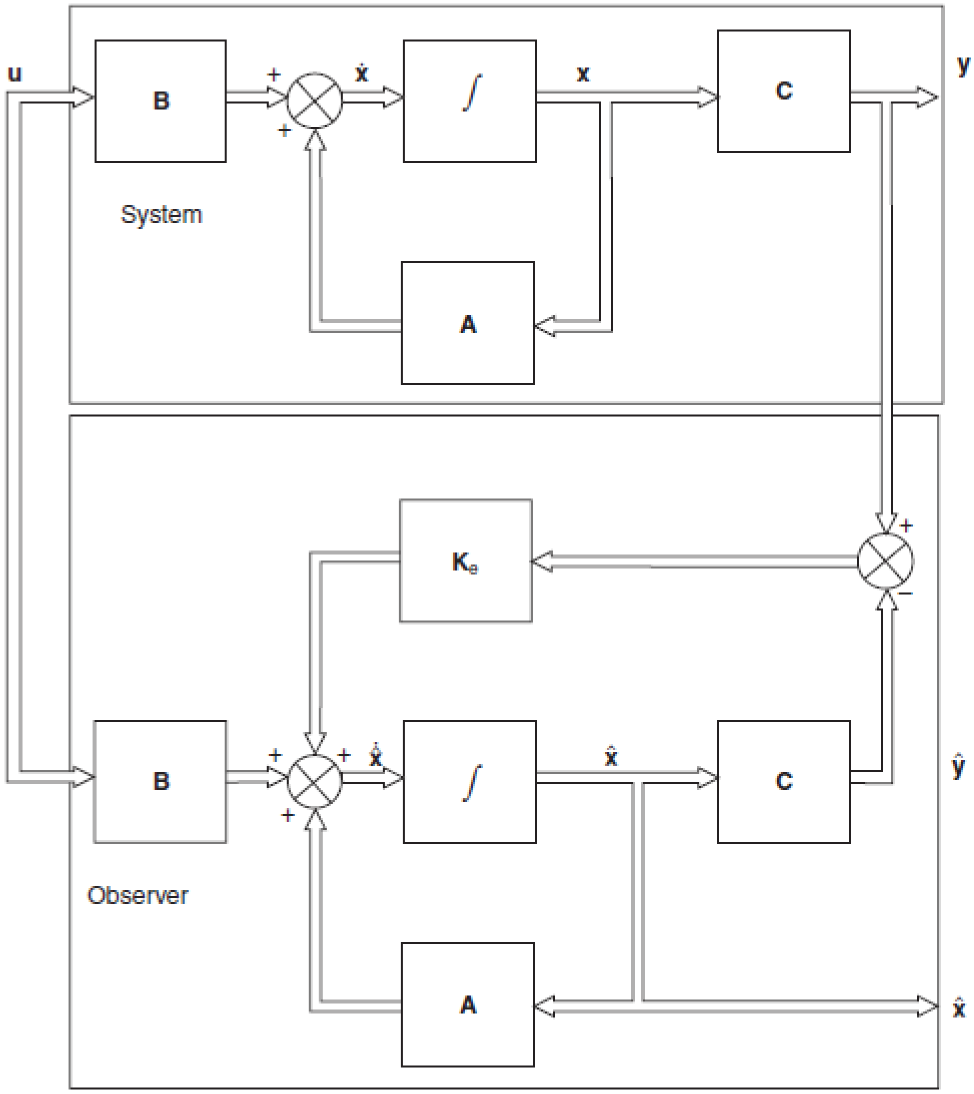
ديناميك الراصد لن يطابق أبداُ ديناميك النظام بل يسعى الى ذالك، يملك الراصد دخلين $\mathrm{u}(t)$ و $\mathrm{y}(t)$ وخرج وحيد هو شعاع الحالة المُقدر $\widehat{\boldsymbol{X}}$. (الشكل(4.2)) يوضح راصد ذو حلقة مفتوحة في هذا النوع من الرواصد فإن شعاع الحالة المُقدر $\widehat{\boldsymbol{X}}$ ليس بالضرورة ان يتقارب من شعاع الحالة الحقيقي $\mathbf{X}$ حيث يمكن أن يتباعد، لحل هذه المشكلة فإن الخرج المقدر $\widehat{\boldsymbol{y}}$ يتم طرحه من الخرج الفعلي $\mathbf{y}$ والفرق يستفاد منه في تصحيح قيمة شعاع الحالة

المقدر $\widehat{X}$ عبر دارة مغلقة، وبالتالي فإن الفرق $(\mathbf{y}-\widehat{\mathbf{y}})$ سوف يتناقص مع الزمن، راصد الحلقة المغلقة يسمى راصد Luenberger شكل(4.3).

لنعرف النظام في الشكل(4.3) بالمعادلات التالية:

$$\dot{X} = AX + Bu \qquad (4.1)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{CX} \qquad (4.2)$$



شكل(4.3): الراصد الكامل للحلقة المغلقة.

و شعاع الحالة المُقدر من الشكل(4.3) يُعطى بالعلاقة:

$$\dot{\widehat{X}} = A\widehat{X} + Bu + K_e(y-\widehat{y}) \qquad (4.3)$$

حيث K_e مصفوفة عوامل ربح الراصد و $\widehat{y} = C\widehat{X}$.

الأن، بطرح المعادلة (4.3) من (4.1) وبفرض ان $(\boldsymbol{X}-\widehat{\boldsymbol{X}})$ هو شعاع الخطأ $\boldsymbol{e}$، عندها نحصل على:

$$\dot{\boldsymbol{e}} = (\boldsymbol{A}-\boldsymbol{K_e C})\boldsymbol{e} \qquad (4.4)$$

ومن المعادلة (4.3) نحصل على "معادلة الراصد الكامل" التالية:

$$\dot{\widehat{\boldsymbol{X}}} = (\boldsymbol{A}-\boldsymbol{K_e C})\widehat{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{Bu} + \boldsymbol{K_e y} \qquad (4.5)$$

من المعادلة (4.4) نجد ان سلوك شعاع الخطأ يعتمد على القيم الخطية للماتريس $(A-K_eC)$ وهذه القيم الخطية كأي نظام قياس يجب أن تسمح للإستجابة العابرة للراصد ان تكون أسرع من النظام نفسه، بحوالي خمس أضعاف.

مسألة تصميم الراصد نفس مسألة تصميم المعاير بطريقة توضع الاقطاب، وبالتالي يمكن استخدام نفس تقنيات الحل لإيجاد عوامل ربح مصفوفة الراصد. سنستعرض فيما يلي طرق ايجاد عوامل ربح الراصد وهي طريقة المقارنة المباشرة، طريقة الشكل المخرطي القابل للرصد ومعادلة إكرمان. وهذه الطرق هي للأنظمة LTI الأنظمة التي مصفوفاتها غير تابعة للزمن، اما للأنظمة NLTI فلا توجد طرق تحليلية تسمح لنا بحساب عوامل ربح الراصد حيث يجب الإعتماد على التجريب، وهذا هو المنهج الذي سوف نقوم باتباعة لأجل عملنا.

4.3.1- طرق ايجادعوامل ربح الراصد للأنظمة LTI:

4.3.1.1- طريقة المقارنة المباشرة:

إذا كانت المواقع المرغوبة لأقطاب راصد الحلقة المغلقة هي:

$$\boldsymbol{S_1 = \mu_1, S_2 = \mu_2, \dots\dots\dots, S_n = \mu_n}$$

عندها نشكل كثير الحدود المرغوب من هذه القيم المرغوبة:

$$\boldsymbol{(S_1-\mu_1)(S_2-\mu_2)\dots\dots\dots(S_n-\mu_n) = 0} \qquad (4.6)$$

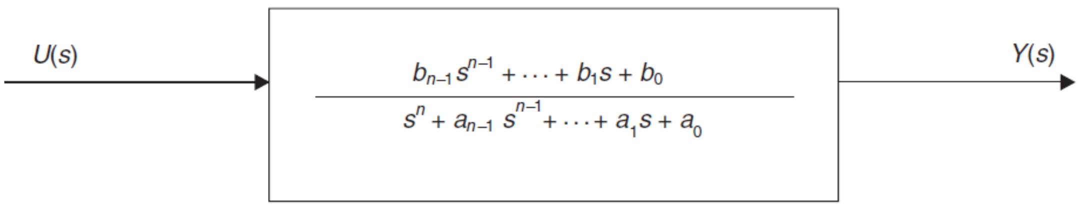
الأن يوجد مايسمى كثير الحدود المميز للنظام وهو الذي يعبر عن ديناميك النظام ويرتبط بالمصفوفة الديناميكية للنظام:

$$\boldsymbol{|SI-(A-K_eC)| = S^n - \alpha_{n-1}S^{n-1} + \dots + \alpha_1 S + \alpha_0 = 0} \qquad (4.7)$$

بنشر المعادلة (4.6) ومطابقة حدودها مع حدود المعادلة (4.7) يمكننا إيجاد عوامل ربح الراصد.

4.3.1.2 الشكل المخروطي القابل للرصد:

لأجل التابع الإنتقالي العام التالي:



فإن الشكل "المخروطي القابل للرصد" او الشكل القابل للرصد من معادلات الحالة هو:

$$\begin{bmatrix} \dot{x_1} \\ \dot{x_2} \\ \vdots \\ \dot{x_n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \cdots & 0 & -a_0 \\ 1 & 0 & \cdots & 0 & -a_1 \\ \vdots & & & & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & 1 & -a_{n-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_0 \\ b_2 \\ \vdots \\ b_{n-1} \end{bmatrix} u$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \cdots & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} \tag{4.8}$$

مصفوفة النظام للشكل المخروطي القابل للرصد هي منقول مصفوفة النظام للشكل المخروطي القابل للتحكم.

مصفوفة عوامل ربح الراصد تحسب مباشرتاً من العلاقة:

$$K_e = Q \begin{bmatrix} \alpha_0 - a_0 \\ \alpha_1 - a_1 \\ \vdots \\ \alpha_{n-1} - a_{n-1} \end{bmatrix} \tag{4.9}$$

حيث Q هي مصفوفة التحويل من صيغة فضاء الحالة القياسية الى الشكل المغروطي القابل للرصد، و $a_0, a_1 \dots \dots a_{n-1}$ هي معاملات المعادلة المميزة لنظام الحلقة المفتوحة للراصد الكامل وتعطى بالعلاقة:

$$|SI - A_{ee}| = S^{n-1} - a_{(n-2)e}S^{n-2} + \cdots + a_{1e}S + a_{0e} = 0$$

$$Q = (WN^T)^{-1} \tag{4.10}$$

حيث W تعطى بالعلاقة:

$$W = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & \cdots & a_{n-1} & 1 \\ a_2 & a_3 & \cdots & 1 & 0 \\ \vdots & & & & \vdots \\ a_{n-1} & 1 & \cdots & 0 & 0 \\ 1 & 0 & \cdots & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.11}$$

و N هي مصفوفة قابلية الرصد، وتعطى بالعلاقة:

$$N = [C \;\; AC \;\; A^2C \cdots \cdots A^{n-1}C]^T \tag{4.12}$$

نقول عن المعادلة أنها ذات شكل مخروطي قابل للرصد عندما $Q = I$.

4.3.1.3 معادلة إكرمان:

تطبق هذه المعادلة، كما في تصميم المعايير، فقط على الأنظمة التي دخلها $u(t)$ وخرجها $y(t)$ مقادير سلمية، كما يلي:

$$K_e = \phi(A) \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix} \tag{4.13}$$

حيث $\phi(A)$ تعطى بالعلاقة:

$$\boldsymbol{\phi(A) = A^n + \alpha_{n-1}A^{n-1} + \cdots\cdots + \alpha_1 A + \alpha_0} \qquad (4.14)$$

4.3.2- تأثير الراصد الكامل على نظام الحلقة المغلقة:

معادلات النظام المبين في الشكل(4.4)، وهو عبارة عن نظام حلقة مغلقة يتضمن راصد كامل، تعطى بالشكل:

$$\boldsymbol{\dot{X} = AX + Bu} \qquad (4.15)$$

$$\mathbf{y = CX} \qquad (4.16)$$

المتحكم تم تضمينه في النظام باستخدام متحولات الحالة المُخمنة، كما يلي:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}\,\boldsymbol{\hat{X}} \qquad (4.17)$$

وشعاع الخطأ $\boldsymbol{e}$ يعطى بالعلاقة:

$$e(\mathrm{t}) = X(t) - \hat{X}(t)$$

وبالتالي:

$$\boldsymbol{\hat{X}(t) = X(t) - e(\mathrm{t})} \qquad (4.18)$$

بدمج المعادلات (4.18) و (4.17) و (4.16) و (4.15) نحصل على معادلات الحلقة المغلقة:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\dot{X}} &= \boldsymbol{AX - BK(X - e)} \\ &= \boldsymbol{(A - BK)X + BKe} \qquad (4.19) \end{aligned}$$

ونعلم ان معادلة خطأ المتحكم تعطى بالشكل:

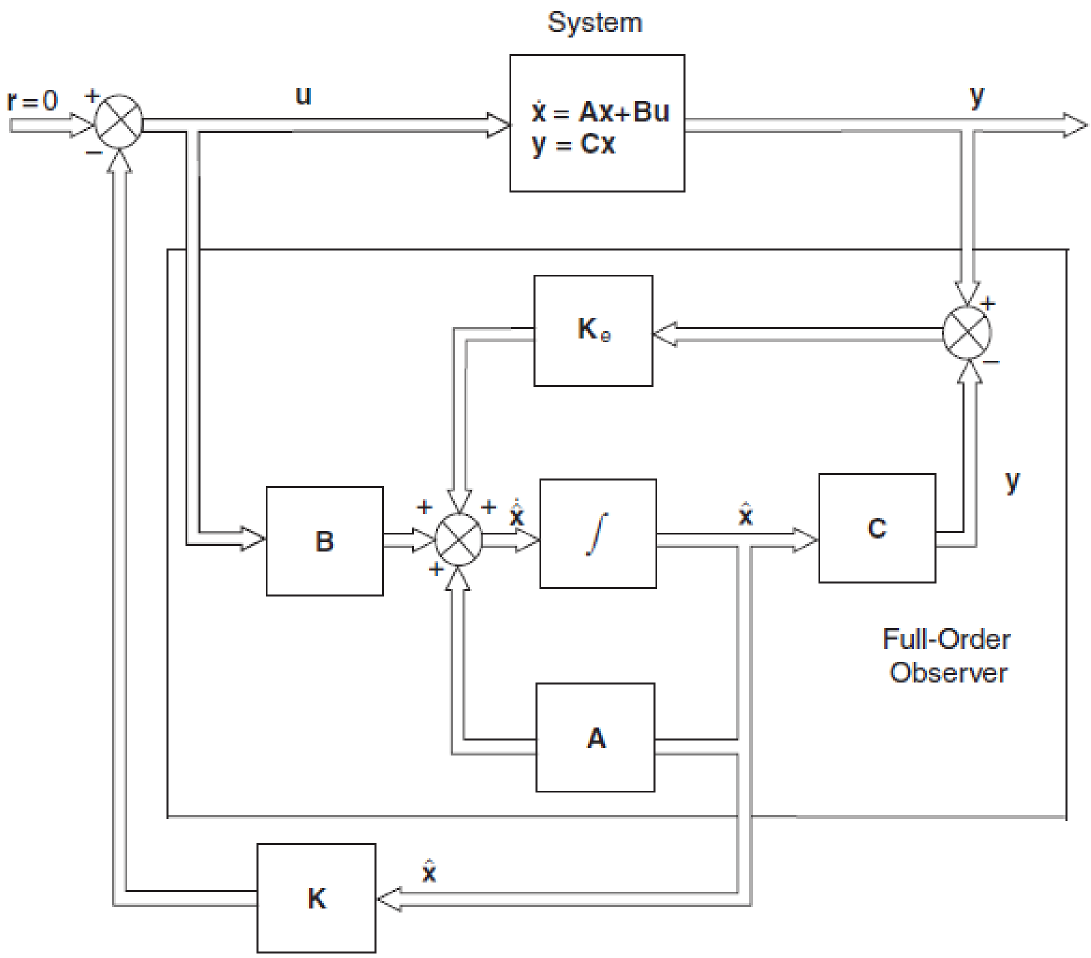
$$\boldsymbol{\dot{e} = (A - K_e C)e} \qquad (4.20)$$

بدمج المعادلتين (4.19) و (4.20) نحصل على المعادلة الماتريسية التالية:

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\dot{X}} \\ \boldsymbol{\dot{e}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A - BK} & \boldsymbol{BK} \\ \mathbf{0} & \boldsymbol{A - K_e C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{X} \\ \boldsymbol{e} \end{bmatrix} \qquad (4.21)$$

المعادلة السابقة (4.21) تصف ديناميك النظام لحلقة مغلقة يتم التحكم بها بواسطة متحكم تغذية عكسية لمتحولات الحالة، والمعادلة المميزة لهذا النظام هي:

$$|\boldsymbol{SI - (A - BK)}|\,|\boldsymbol{SI - (A - K_e C)}| = 0 \qquad (4.22)$$



شكل(4.4): نظام تحكمي ذو حلقة مغلقة باستخدام راصد كامل.

المعادلة (4.22) تبين ان الأقطاب المرغوبة للنظام التحكمي ذو الحلقة المغلقة لا تتغير مع دخل الراصد. بما ان الراصد مصمم بحيث يملك استجابة أسرع من استجابة النظام ذو التغذية العكسية لمتحولات الحالة المُقدرة بواسطة راصد كامل، وبالتالي فإن جذور توضع الأقطاب هي المسيطرة.

لنوجد معادلات الحالة لنظام الحلقة المغلقة، من المعادلات (4.17) و (4.16) و (4.15) نكتب:

$$\dot{X} = AX - BK\hat{X} \qquad (4.15)$$

ومن المعادلة (4.5) :

$$\begin{aligned}\dot{\hat{X}} &= (A - K_eC)\hat{X} - BK\hat{X} + K_eCX \\ &= (A - K_eC - BK)\hat{X} + K_eCX \qquad (4.5)\end{aligned}$$

وبالتالي فإن "معادلات الحالة لنظام الحلقة المغلقة بالشكل الماتريسي هي:

$$\begin{bmatrix}\dot{X}\\ \dot{\hat{X}}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}A & -BK\\ K_eC & A - K_eC - BK\end{bmatrix}\begin{bmatrix}X\\ \hat{X}\end{bmatrix} \qquad (4.21)$$

4.3.3- الراصد المختصر:

في الراصد الكامل نقوم بحساب كل متحولات الحالة، بغض النظر عن كونها معروفة. لاكن بشكل عملي نستخدم عادتاً تركيب من القيم المعروفة، من المعادلة $\mathbf{y} = \mathbf{CX}$، والقيم المُقدرة (سواء كانت غير معروفة او مقدرة بدقة غير كافية). إذا كان شعاع الحالة من المرتبة n وشعاع الخرج المقاس من المرتبة m عندها فإن مرتبة الراصد الذي يجب تصميمه هي $(n-m)$، الشكل(4.5) يوضح بنية وعمل الراصد المختصر.

ليكن لدينا متحول حالة وحيد $x_1(t)$ معروف، عندها فإن معادلة الخرج تكتب بالشكل:

$$\mathbf{y} = x_1 = \mathbf{CX} = [1 \quad 0 \quad \cdots \quad 0]\,\boldsymbol{X} \qquad (4.22)$$

الأن لنجزء شعاع الحالة:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} x_1 \\ \boldsymbol{x_e} \end{bmatrix} \qquad (4.23)$$

حيث $\boldsymbol{x_e}$ هو شعاع الحالة المراد تخمينه.

اذاً:

$$\mathbf{y(t)} = x_1(\mathrm{t}) = \mathbf{CX} = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} x_1 \\ \boldsymbol{x_e} \end{bmatrix} \qquad (4.24)$$

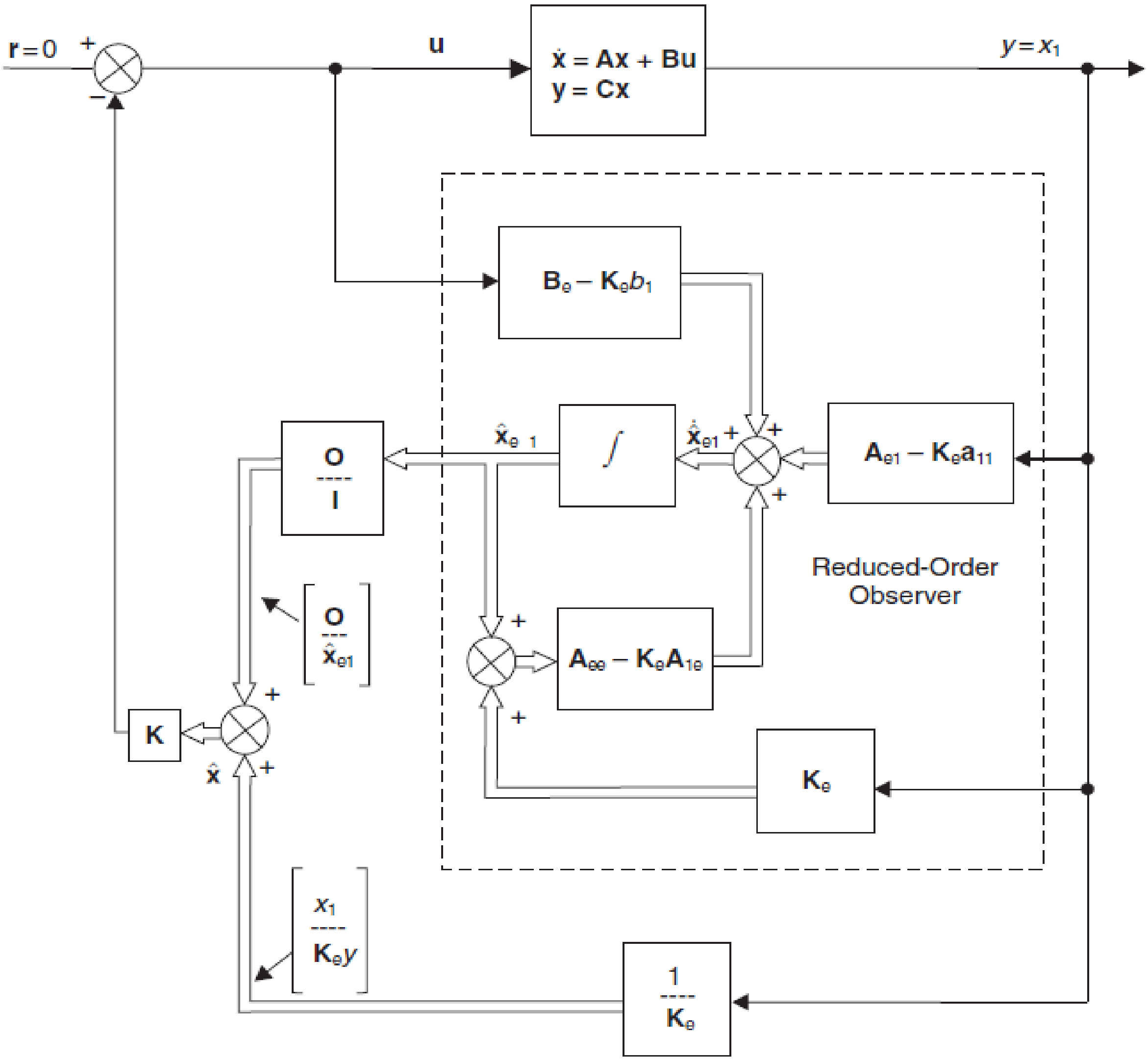
لنجزء معادلة الحالة (4.15)، فتصبح:

$$\begin{bmatrix} \dot{x_1} \\ \dot{\boldsymbol{x_e}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & \boldsymbol{A_{1e}} \\ \boldsymbol{A_{e1}} & \boldsymbol{A_{ee}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ \boldsymbol{x_e} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ \boldsymbol{B_e} \end{bmatrix} u \qquad (4.25)$$

لنقوم بفصل المعادلات في (4.25) عن بعضها (Ajit K. Mandal, 2006):

$$\dot{x_1} = a_{11}x_1 + \boldsymbol{A_{1e}}\boldsymbol{x_e} + b_1 u \qquad (4.26)$$

$$\dot{\boldsymbol{x_e}} = \boldsymbol{A_{e1}}x_1 + \boldsymbol{A_{ee}}\boldsymbol{x_e} + \boldsymbol{B_e}u \qquad (4.27)$$



شكل(4.5): بنية الراصد المختصر ذو الحلقة المغلقة.

في المعادلة (4.26) يوجد مجهولين هما $\boldsymbol{x_e}$, $\boldsymbol{A_{1e}}$ اما في المعادلة (4.27) فلا يوجد سوى معلوم واحد هو x_1 .

في المعادلة (4.26) لنعزل المعاليم الى اليسار والمجاهيل تبقى في اليمين:

$$\dot{x_1} - a_{11}x_1 - b_1 u = \boldsymbol{A_{1e} x_e} \qquad (4.28)$$

الأن لنقارن بين معادلات الحالة للراصد المختصر والراصد الكامل، أي:

$$\boldsymbol{\dot{X} = AX + Bu}$$

$$\boldsymbol{\dot{x}_e} = \boldsymbol{A_{ee} x_e} + (\boldsymbol{A_{e1}} x_1 + \boldsymbol{B_e} u)$$

$$\mathbf{y = CX}$$

$$\dot{x_1} - a_{11}x_1 - b_1 u = \boldsymbol{A_{1e} x_e}$$

نتيجة المقارنة نحصل على العلاقات التالية:

$$\boldsymbol{X} = \boldsymbol{x_e}\,, \boldsymbol{A} = \boldsymbol{A_{ee}}\,, \boldsymbol{Bu} = \boldsymbol{A_{e1}}x_1 + \boldsymbol{B_e}u$$

$$\mathbf{y} = \dot{x_1} - a_{11}x_1 - b_1 u\,, \mathbf{C} = \boldsymbol{A_{1e}} \qquad (4.29)$$

بواسطة العلاقات السابقة (4.29) يمكننا الإنتقال مباشرة من نظام الراصد الكامل الى الراصد المختصر. لنعوض هذه العلاقات في المعادلة (4.5) وفي (4.24) :

$$\widehat{\dot{x_e}} = (\boldsymbol{A_{ee}} - \boldsymbol{K_e A_{1e}})\widehat{\boldsymbol{x_e}} + (\boldsymbol{A_{e1}}x_1 + \boldsymbol{B_e}u\,) + \boldsymbol{K_e}(\dot{x_1} - a_{11}x_1 - b_1 u) \qquad (4.30)$$

$$\mathbf{y(t)} = x_1(\mathrm{t}) \qquad (4.31)$$

بتعويض (4.31) في (4.30) نحصل على المعادلة التالية:

$$\widehat{\dot{x_e}} = (\boldsymbol{A_{ee}} - \boldsymbol{K_e A_{1e}})\widehat{\boldsymbol{x_e}} + \boldsymbol{K_e}\dot{\mathbf{y}} + (\boldsymbol{A_{e1}} - \boldsymbol{K_e}a_{11})\mathbf{y} + (\boldsymbol{B_e} - \boldsymbol{K_e}b_1)\boldsymbol{u} \qquad (4.32)$$

وهي "معادلة الراصد المختصر" (Ajit K. Mandal, 2006).

4.3.4- حساب مصفوفة عوامل الربح للراصد المختصر:

- **طريقة المقارنة المباشرة:**

اذا كانت القيم الخطية المرغوبة للراصد المختصر هي:

$$S_1 = \mu_{1e}, S_2 = \mu_{2e}, \dots \dots \dots, S_n = \mu_{(n-1)e}$$

فإنه من المعادلة المميزة للراصد المختصر نكتب:

$$|\boldsymbol{SI} - (\boldsymbol{A_{ee}} - \boldsymbol{K_e A_{1e}})| = (S_1 - \mu_{1e})(S_2 - \mu_{2e}) \dots \dots \dots (S_n - \mu_{(n-1)e})$$

$$= S^{n-1} - \alpha_{(n-2)e}S^{n-2} + \cdots + \alpha_{1e}S + \alpha_{0e} = 0 \qquad (4.33)$$

بالمقارنة نحصل على عوامل ربح الراصد.

- **طريقة الشكل المخروطي القابل للرصد:**

$$\boldsymbol{K_e} = \boldsymbol{Q}\begin{bmatrix} \boldsymbol{\alpha_{0e}} - \boldsymbol{a_{0e}} \\ \boldsymbol{\alpha_{1e}} - \boldsymbol{a_{1e}} \\ \vdots \\ \boldsymbol{\alpha_{(n-2)e}} - \boldsymbol{a_{(n-2)e}} \end{bmatrix} \qquad (4.34)$$

حيث $\boldsymbol{a_{(n-2)e}} \dots \dots \boldsymbol{a_{0e}}$ هي معاملات المعادلة المميزة لنظام الحلقة المفتوحة للراصد المختصر،

$$|\boldsymbol{SI} - \boldsymbol{A_{ee}}| = S^{n-1} - a_{(n-2)e}S^{n-2} + \cdots + a_{1e}S + a_{0e} = 0 \qquad (4.35)$$

$$\boldsymbol{Q_e} = (\boldsymbol{W_e N_e}^{\boldsymbol{T}})^{-1} \qquad (4.36)$$

هنا $\boldsymbol{W_e}$ تعطى بنفس المعادلة التي تعطى بها $\boldsymbol{W}$ في المعادلة (4.11)، و $\boldsymbol{N_e}$ تعطى بالعلاقة التالية:

$$\boldsymbol{N_e} = [A_{1e}\;\; A_{ee}A_{1e}\;\; {A_{ee}}^2 A_{1e} \dots \dots {A_{ee}}^{n-2} A_{1e}]^T \qquad (4.37)$$

▪ **معادلة إكرمان:**

$$\boldsymbol{K_e} = \boldsymbol{\phi}(\boldsymbol{A_{ee}})\begin{bmatrix} A_{1e} \\ A_{1e}A_{ee} \\ \vdots \\ A_{1e}{A_{ee}}^{\boldsymbol{n-3}} \\ A_{1e}{A_{ee}}^{\boldsymbol{n-2}} \end{bmatrix}^{\boldsymbol{-1}} \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} \\ \vdots \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{1} \end{bmatrix} \qquad (4.38)$$

حيث $\boldsymbol{\phi}(\boldsymbol{A_{ee}})$ تعطى بالعلاقة:

$$\boldsymbol{\phi}(\boldsymbol{A}) = \boldsymbol{A_{ee}}^{\boldsymbol{n-1}} + \alpha_{n-2}\boldsymbol{A_{ee}}^{\boldsymbol{n-2}} + \cdots\cdots + \alpha_2\boldsymbol{A_{ee}} + \alpha_1\boldsymbol{I} \qquad (4.39)$$

لنكتب معادلة الراصد المختصر بشكل أخر(Ajit K. Mandal, 2006) ، بفرض أن $\widehat{\boldsymbol{x}}$ تعطى بالعلاقة:

$$\widehat{\boldsymbol{x}} = \widehat{\boldsymbol{x_e}} - \boldsymbol{K_e}\boldsymbol{y} \qquad (4.40)$$

عندها بالتعويض (4.30) نحصل على:

$$\widehat{\dot{\boldsymbol{x}}_{\boldsymbol{e}}} = (\boldsymbol{A_{ee}}\boldsymbol{K_e}\boldsymbol{A_{1e}})\widehat{\boldsymbol{x_e}} + \{\boldsymbol{A_{e1}}\boldsymbol{K_e}a_{11} + (\boldsymbol{A_{ee}} - \boldsymbol{K_e}\boldsymbol{A_{1e}})\}\boldsymbol{y} + (\boldsymbol{B_e} - \boldsymbol{K_e}b_1)u \qquad (4.41)$$

4.4- تصميم نظام التحكم:

النموذج الرياضي الذي قمنا باستنتاجه والموصوف بالمعادلات (3.39) سوف نقوم بتبسيطة لأغراض التحكم منها تبسيط المتحكم وتسريع حسابه، وبالتالي يجب اهمال بعض الحدود من النموذج الرياضي، سنقوم بإهمال قوى ال Hub وعزوم ال Roll، وسنعتبر ان الدفع ومعاملات الكبح ثابتة. الأن لنكتب النظام بالشكل القابل للبرمجة "شكل فضاء الحالة" $\dot{X} = f(X, U)$ حيث X هو شعاع الحالة و U هو شعاع الدخل.

سنختار شعاع الحالة كالتالي:

$$X = [\phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad z \quad \dot{z} \quad x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y}]^T \tag{4.42}$$

حيث متحولات الحاله هي:

$$\begin{array}{ll} x_1 = \phi & , \quad x_7 = z \\ x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\phi} & , \quad x_8 = \dot{x}_7 = \dot{z} \\ x_3 = \theta & , \quad x_9 = x \\ x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\theta} & , \quad x_{10} = \dot{x}_9 = \dot{x} \\ x_5 = \psi & , \quad x_{11} = y \\ x_6 = \dot{x}_7 = \dot{\psi} & , \quad x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{y} \end{array} \tag{4.43}$$

وشعاع الدخل يعطى بالعلاقة :

$$U = [U_1 \quad U_2 \quad U_3 \quad U_4]^T \tag{4.44}$$

حيث U_1, U_2, U_3, U_4 هي متحولات الدخل، وتعطى بالعلاقات:

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{cases} \xrightarrow{Where} \begin{cases} U_1 : Vertical\ Thrust\ Force \\ U_2 : Roll\ Moment \\ U_3 : Pitch\ Moment \\ U_4 : Yaw\ Moment \end{cases} \tag{4.45}$$

يمكن إعتبار مصفوفة التحويل بين مشتق زوايا أويلر $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ وبين السرع الزاوية للجسم (p, q, r) مصفوفة واحدية إذا كانت الإضطرابات الناتجة عن التحويم صغيرة. أثبت BOUABDALLAH في (Samir Bouabdallah, 2007) بأن هذه الفرضية منطقية لأجل الإضطرابات الصغيرة فقط. وسنعتمد هذه الفرضية خلال عملنا.

الأن لنعوض (4.42) و (4.43) و (3.39) في صيغة فضاء الحالة $\dot{X} = f(X, U)$ ، فنحصل على المعادلة التالية (4.46):

$$f(X,U)=\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta}\dot{\psi}a_1+\dot{\theta}a_2\Omega_r+b_1U_2 \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi}\dot{\psi}a_3-\dot{\phi}a_4\Omega_r+b_2U_3 \\ \dot{\psi} \\ \dot{\theta}\dot{\phi}a_5+b_3U_4 \\ \dot{z} \\ g-(c_\phi c_\theta)\dfrac{1}{m}U_1 \\ \dot{x} \\ u_x\,\dfrac{1}{m}\,U_1 \\ \dot{y} \\ u_y\,\dfrac{1}{m}\,U_1 \end{pmatrix} \tag{4.46}$$

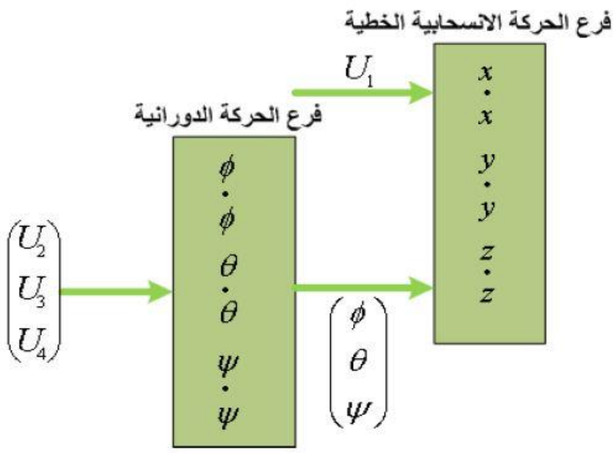
حيث:

$$\begin{aligned} a_1 &= (I_{yy}-I_{zz})/I_{xx}. \ , \quad b_1 = l/I_{xx} \\ a_2 &= J_r/I_{xx}. \qquad\qquad , \quad b_2 = l/I_{yy} \\ a_3 &= (I_{zz}-I_{xx})/I_{yy}. \ , \quad b_3 = 1/I_{zz} \\ a_4 &= J_r/I_{yy}. \\ a_5 &= (I_{xx}-I_{yy})/I_{zz}. \end{aligned} \tag{4.47}$$

و

$$\begin{aligned} u_x &= (c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi) \\ u_y &= (c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi) \end{aligned} \tag{4.48}$$

في النظام السابق يمكن ملاحظة أن الزوايا ومشتقاتها الزمنية لاتتعلق بالمركبات الإنسحابية، بل بالعكس المركبات الإنسحابية تتعلق بالزوايا. وبشكل مثالي يمكن إعتبار ان النظام الكلي مكون من نظامين فرعيين هما الحركة الخطية والحركة الدورانية، كما في الشكل (4.6).



الشكل(4.6): الإرتباط بين الحركة الخطية والدورانية.

4.5- متحكم الإرتفاع Altitude Controller:

معادلة الإرتفاع المُبسطة التي لدينا (4.49) هي معادلة غير خطية ولايمكن التحكم بها باستخدام طرق التحكم التقليدية لأنها تشرط أن يكون النظام خطي، اي لإستخدام الطرق التقليدية يجب رد النظام الى خطي، سنعتمد في هذه الخطوة على طريقة الديناميك العكسي Inversion Dynamics.

$$\ddot{Z} = -g * C_{\phi}\, C_{\theta} + \left(C_{\psi} C_{\theta} U_1 + Z_{aA} - Z_{aF}\right)\frac{1}{m} \qquad (4.49)$$

حيث: U_1 قوة الرفع، Z_{aA} هي قوة ارخميدس، Z_{aF}: قوى الإحتكاك (للمراوح و مركز الحوامة).

4.5.1- طريقة الديناميك العكسي Inversion Dynamic Method:

هي حالة خاصة من التحكم باستخدام التغذية العكسية. فكرة هذه الطريقة تقوم على فرض متحكم جديد خطي ليكن V1 معادلة (12.2) هذا المتحكم يتحكم بالحلقة الخارجية شكل(4.7)، ويسمى المكامل الثنائي Double Integrator حيث يمثل مكاملين مستقلين.

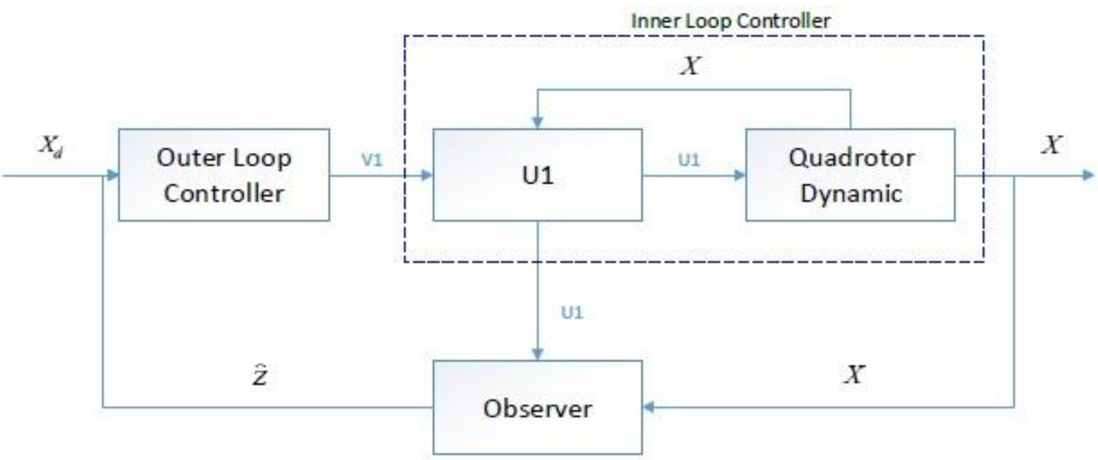
$$\ddot{Z} = V1 \qquad (4.50)$$

الخطوة الثانية تكون بتصميم المتحكم $V1$ بحيث يجعل القيم المرصودة بواسطة الراصد (خرج الراصد) وهي $\mathrm{est}Z, est\dot{Z}, est\ddot{Z}$ قريبة من القيم المرغوبة $Zd, \dot{Z}d$ ، اي بحيث ينعدم الفرق بينها ويقترب $V1$ من القيمة المطلوبة.

أولاً سنقوم بتصميم $V1$ كمتحكم PD معادلة(4.51) ثم مقارنة النتائج التي سنحصل عليها مع النتائج التي حصل عليها Bouabdallah في (Samir Bouabdallah, 2007)،والخطوة التالية ستكون بتطويره الى متحكم PID ومناقشة النتائج.

$$V1 = -K_p\left(\hat{Z} - Z_d\right) - K_d\left(\dot{\hat{Z}} - \dot{Z}_d\right) \qquad (4.51)$$

حيث: K_p هو عامل الربح التناسبي، K_d عامل الربح التفاضلي، Z_d: الإرتفاع المطلوب، $\hat{Z}$: هو الإرتفاع المُقدر.



شكل(4.7): التحكم بطريقة التغذية العكسية، موضحاً الحلقتين الداخلية والخارجية.

الأن للتحكم بالحلقة الداخلية يلزمنا معادلة للمتحكم ليقوم بحلها، والذي نريد التحكم به هو قوة الرفع، إذا لنقم بعزل U_1 من المعادلة (4.49) بالإستفادة من المعادلة (4.50) فنحصل على (4.52):

$$U1 = \frac{\left(\left(V1 + g * C_\phi\, C_\theta\right).m - Z_{aA} + Z_{aF}\right)}{\cos(\theta)\,.\cos(\psi)} \qquad (4.52)$$

هذه المعادلة غير خطية، لاكن كُل بارامتراتها معلومة، حيث φ, θ نحصل عليها من الديناميك. وبالتالي الحلقة الداخلية أصبحت مكتملة والحلقة الخارجية كذالك، والمتحكم ككُل أصبح جاهز.

ولأجل متحكم PID تصبح المعادلة (4.51) بالشكل:

$$V1 = -K_p\left(\hat{Z} - Z_d\right) - K_d\left(\hat{\dot{Z}} - \dot{Z_d}\right) - K_i.\int_0^t \left(\hat{Z} - Z_d\right)dt \qquad (4.53)$$

حيث: K_i هو عامل الربح التكاملي.

4.5.2- تصميم الراصد الخطي Linear Observer Design:

الغرض من الراصد هو ان يقوم بتقدير قيمة Z وثم ارسالها لمتحكم الديناميك العكسي. ستكون معادلة الراصد المستخدمة هي:

$$\hat{\dot{Z}} = -g * C_\phi\, C_\theta + \left(C_\phi\, C_\psi U_1 + Z_{aA} - Z_{aF}\right)\frac{1}{m} + L\left(Z - \hat{Z}\right) \qquad (4.54)$$

حيث: L هو عامل ربح المكامل.

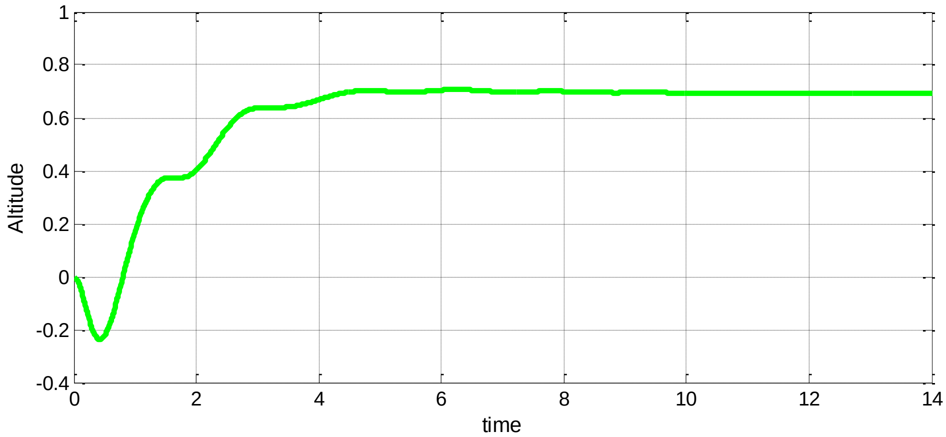
نختار L بحيث يقوم الراصد في كل خطوة بتصغير الفرق $\left(Z - \hat{Z}\right)$ قدر الإمكان.

4.5.3- النتائج:

4.5.3.1- متحكم PD:

- الإرتفاع:

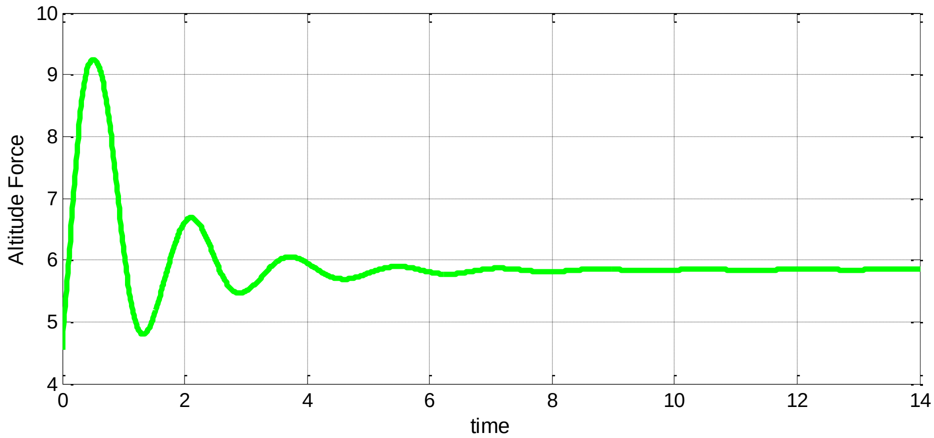
عند اختيار عوامل الربح التالية لأجل متحكم PD: $K_p = 4,\ K_d = 2$ وعامل ربح راصد $L = 12$، وهي نفس عوامل الربح التي استخدمها Bouabdallah في محاكاته، نلاحظ على منحني الإرتفاع انه استقر بعد زمن *4 sec* على القيمة *0.69 m* حيث الإرتفاع المطلوب *1 m*، اي يوجد خطأ حالة دائمة كبير، لاننسى ان المتحكم المستخدم هو PD. شكل(4.8).



شكل(4.8): منحني الإرتفاع، متحكم *PD*، عوامل ربح $K_p = 4, \ K_d = 2$.

- **قوة الرفع:**

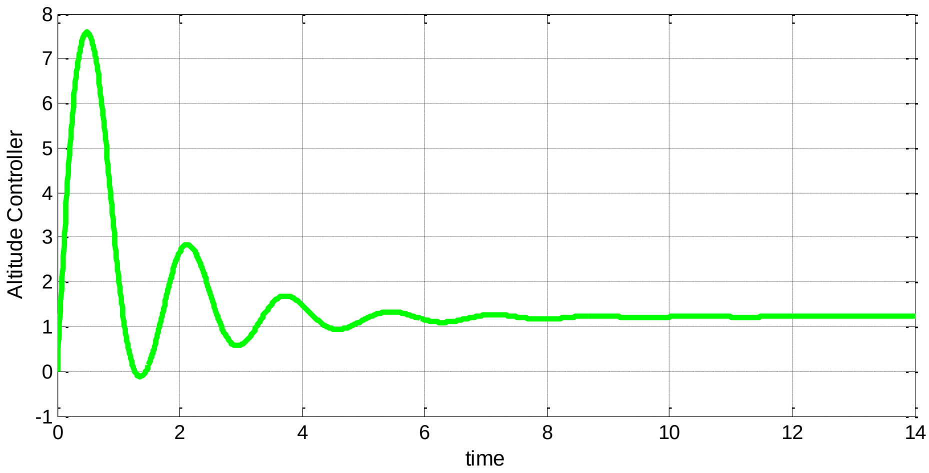
نلاحظ وجود تجاوز Overshoot في قوة الرفع يصل حتى *9.25 N*، ثم تعود وتستقر الى القيمة 5.84 N خلال زمن 5 Sec تقريبا. شكل(4.9).



شكل(4.9): منحني قوة الرفع.

- **المتحكم PD:**

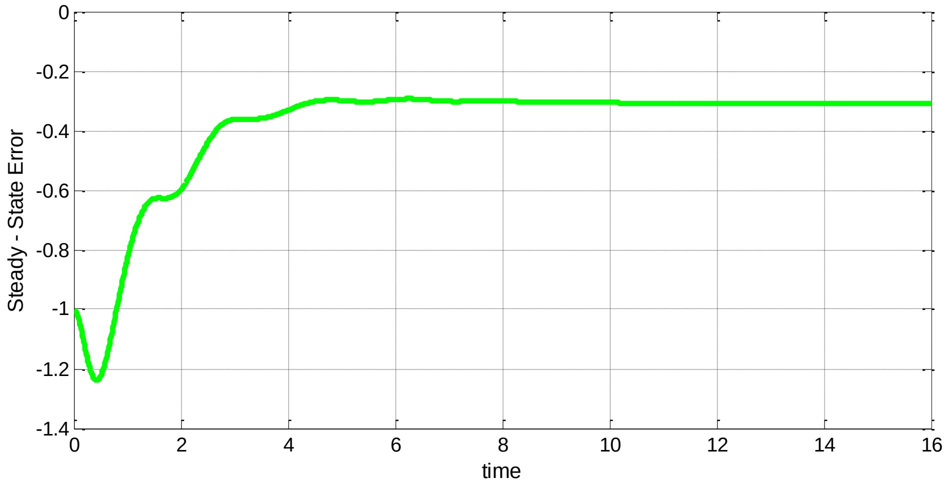
بالنظر اليه نلاحظ انه استقر بعد 6 Sec، على القيمة 1.22، شكل(4.10).



شكل(4.10): منحني المتحكم.

- **خطأ الحالة الدائمة:**

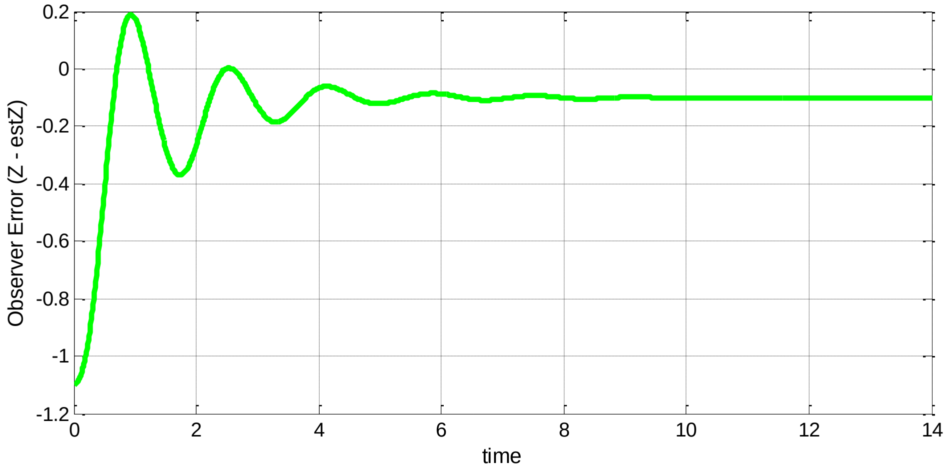
استقر بعد زمن 6 Sec تقريباً، على القيمة $-0.31\ m$ ،هذه القيمة لو اضفناها الى قيمة الإرتفاع الناتجة معنا 0.69m لحصلنا على الإرتفاع المطلوب، هذا الخطأ كبير لاكن لا ننسى اننا نستخدم متحكم PD الذي لا يعالج خطأ الحالة الدائمة، سوف نتغلب على هذا الخطأ عند استخدام متحكم PID، حيث التكامل يلغي خطأ الحالة الدائمة. شكل(4.11).



شكل(4.11): خطأ الحالة الدائمة $(Z - Zd)$.

- **خطأ الراصد:**

الخطأ استقر بعد 6 Sec تقريباً، على الخطأ $-0.1\ m$. هذا الخطأ يؤثر على استقرار المتحكم $V1$ ومنه على قوة الرفع $U1$. شكل(4.12).



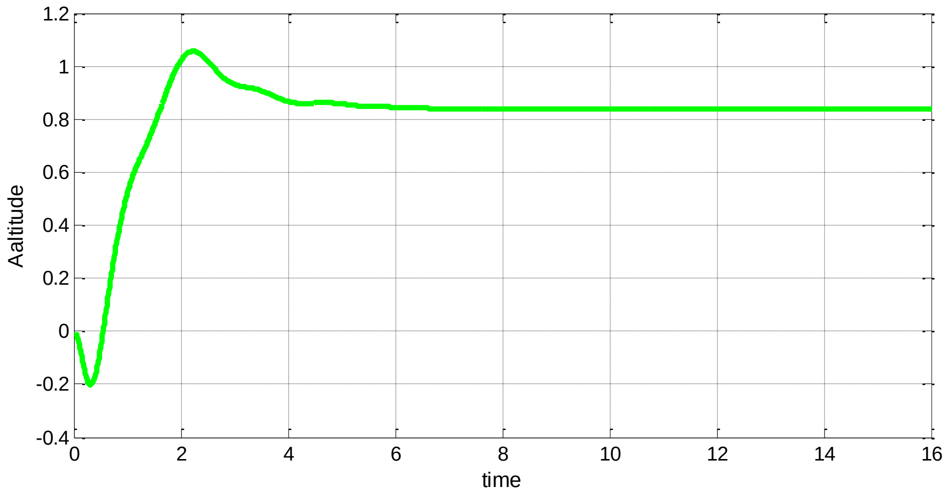
شكل(4.12): خطأ الراصد $(Z - \hat{Z})$.

4.5.3.2- مقارنة مع محاكاة Bouabdallah:

استخدم Bouabdallah الباكستيبنك التكاملي Integral Backstepping، مع متحكم PD، سنقوم بترتيب جدول يبين القيم الناتجة من متحكم Bouabdallah مع القيم التي حصلنا عليها. جدول(4.1).

- **الإرتفاع:**

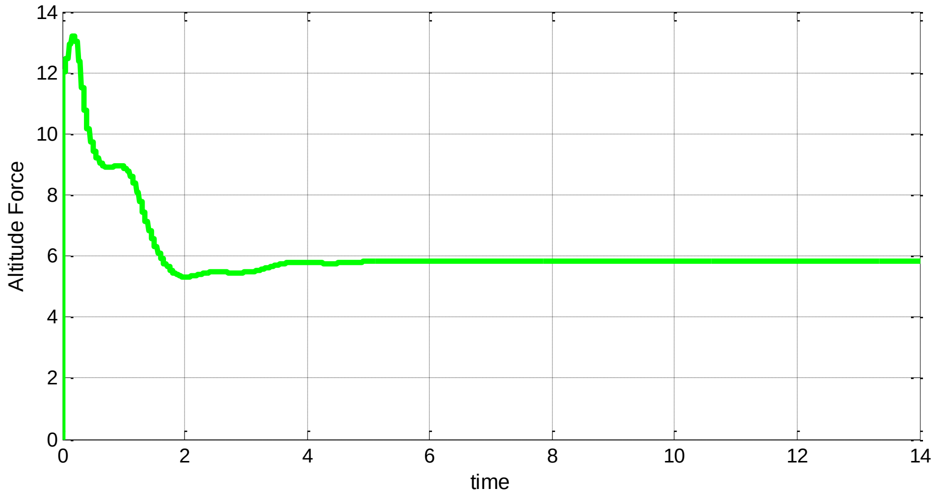
استقر الإرتفاع بعد زمن 6 Sec على القيمة $0.83\ m$، أيضا هنا نلاحظ وجود انحراف عن الحالة الدائمة بمقدار $0.17\ m$. شكل(4.13).



شكل(4.13): منحنى الإرتفاع لمتحكم PD (نموذج Bouabdallah)لأجل نفس عوامل الربح.

▪ **قوة الرفع:**

نلاحظ وجود تجاوز كبير في قوة الرفع حتى 13.2 *N* ثم تعود لتستقر على القيمة 5.84 *N* خلال زمن 4 Sec. شكل(4.14).



شكل(4.14): منحنى قوة الرفع (نموذج Bouabdallah).

الجدول(4.1) يبين مقارنة بين متحكمنا ومتحكم Bouabdallah لأجل الإرتفاع وقوة الرفع وتتم المقارنة لأجل القيمة النهائية وزمن الإستقرار.

جدول(4.1): مقارنة متحكمنا مع متحكم Bouabdallah.

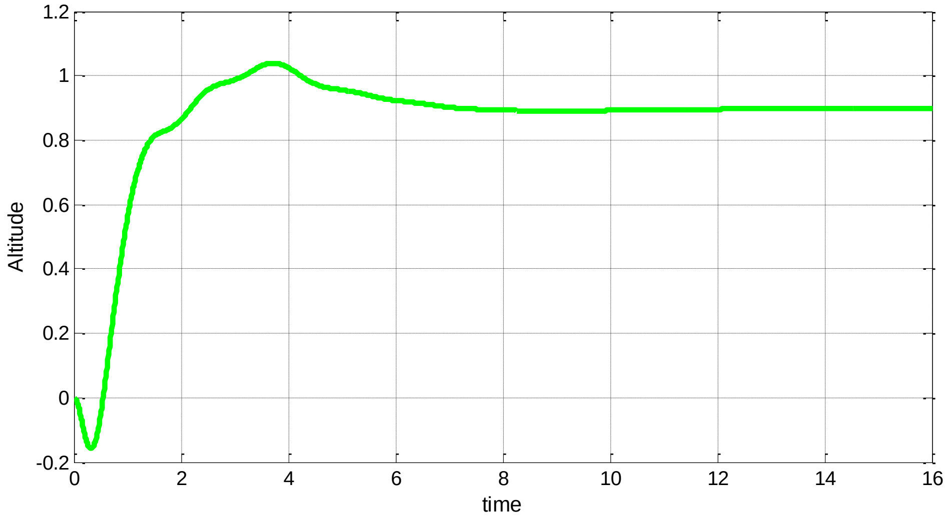
زمن الإستقرار [*Sec*]	القيمة النهائية	نموذجنا \ نموذج *Bouabdallah*
6 \ 6	0.83 \ 0.69	**الإرتفاع**
4 \ 6-7	*5.84 \ 5.84*	**قوة الرفع**

4.5.3.3– متحكم PID:

لأجل عوامل الربح $K_i = 7, K_p = 15, \ K_d = 8$ وعامل ربح راصد $L = 12$، سنعرض نتائج للمتحكم والإرتفاع و وقوة الرفع و الأخطاء.

▪ **الإرتفاع:**

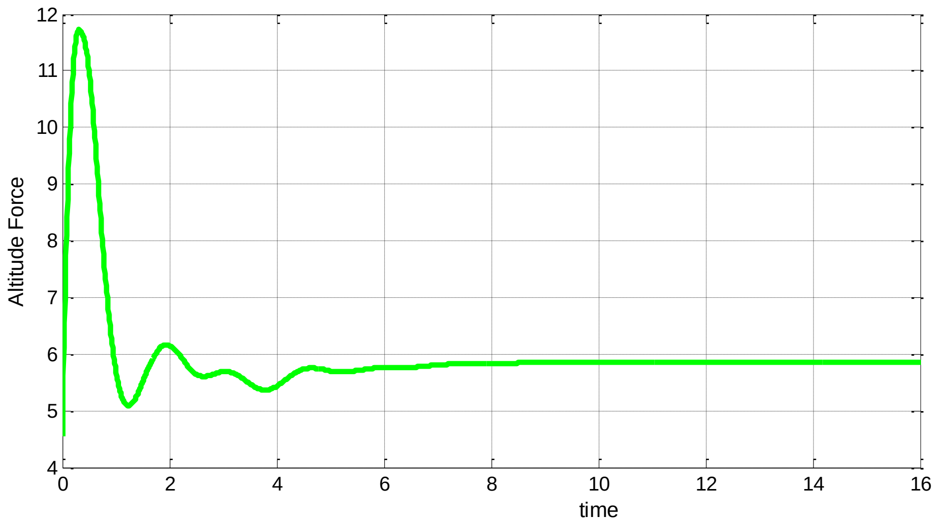
بعد زمن *8 Sec* وصل الإرتفاع الى القيمة النهائية *0.89 m*، مع تجاوز *0.11 m* عن القيمة النهائية وهي *1m*. شكل(4.15).



شكل(4.15): منحني الإرتفاع (متحكم PID).

- **قوة الرفع:**

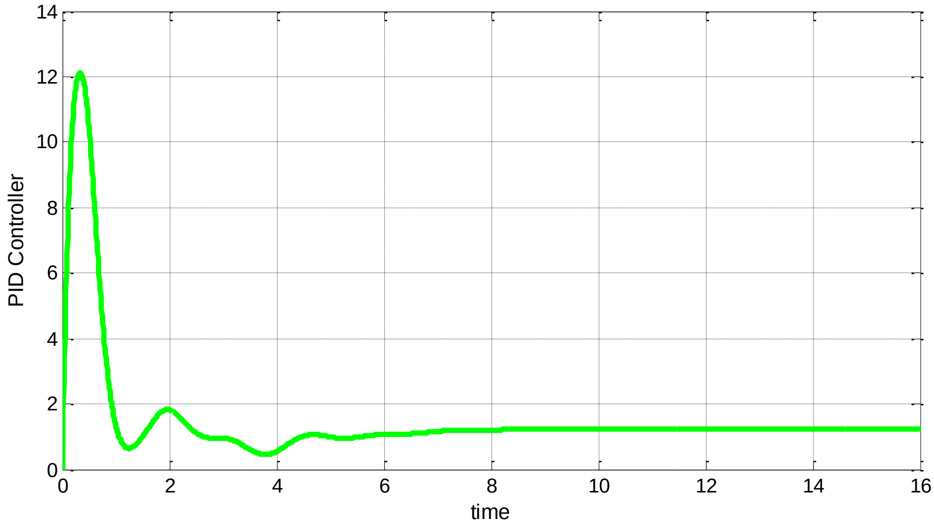
استقرت بعد زمن *7 Sec* على القيمة *5.84 N*، لاكن نلاحظ وجود تجاوز Overshoot يصل الى *11.7 N* في البداية ثم تهبط لتهتز حول القيمة *5.84 N* وتستقر بعدها. شكل(4.16).



شكل(4.16): منحني قوة الرفع (متحكم PID).

- **متحكم ال PID:**

المتحكم استقر بعد *8 Sec* ، مع خطأ $1.23\ m/s^2$، مع تجاوز $12\ m/s^2$ تقريبا في البداية. شكل(4.17).

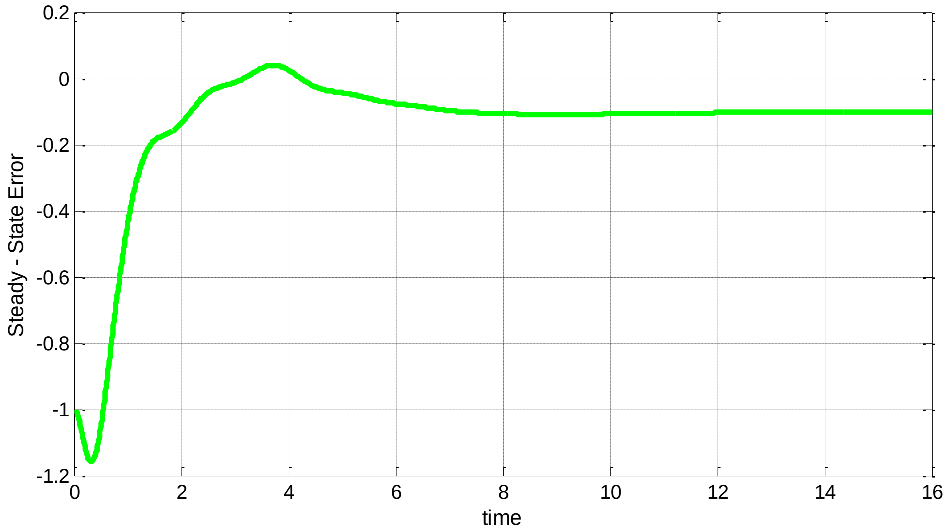


شكل(4.17): منحني المتحكم.

▪ خطأ الحالة الدائمة:

بعد زمن $8\ Sec$ استقر المنحني على القيمة $-0.101\ m$ بإضافة هذه القيمة الى الإرتفاع الذي حصلنا عليه فإننا نحصل تقريباً على الإرتفاع المطلوب وهو $1m$. شكل(4.18).

قيمة الخطأ هنا سالبة، وخطأ الخالة الدائمة هو عبارة عن الفرق $Z - Zd$، ولدينا $Zd=1\ m$ اذا قيمة Z هي $0.9\ m$، وبالتالي الخطأ قادم من قياس الإرتفاع.



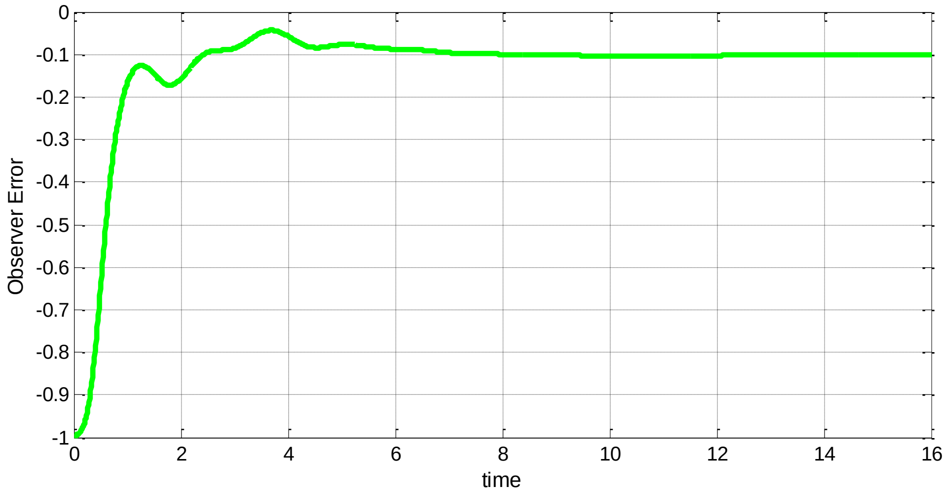
شكل(4.18): منحني خطأ الحالة الدائمة.

▪ **خطأ الراصد:**

استقر منحني الخطأ خلال زمن $8\ Sec$ و على القيمة $-0.1\ m$ ، هذه القيمة سالبة هي عبارة عن الفرق $Z - \hat{Z}$ وبالتالي نستنتج ان الراصد وصل للقيمة المطلوبة $1\ m$ لاكن الإرتفاع الذي يعطيني اياه الحساس يختلف عن ما نريده ويساوي $0.9\ m$، وهذا هو سبب وجود الخطأ.

إذا مما سبق نستنتج أن الحوامة لا ترتفع الى القيمة المرغوبة مع أن القيمة المطلوبة ثابتة $1m$ والقيمة المرصودة ايضاً كانت $1m$ لاكن ارتفاع الحوامة هو ناقص ويساوي $0.9\ m$.

يوجد تناقض، الراصد مهمته تقدير قيمة الإرتفاع وهنا قام بتقدير القيمة $1\ m$، وبالتالي يجب ان يعطينا الحساس القيمة $1m$ وليس $0.9\ m$.



شكل(4.19): خطأ الراصد (متحكم *PID*).

اذا استخدام المتحكم PID قام بتخفيض خطأ الحالة الدائمة وحسن الإستجابة لاكن ظهرت مشاكل أخرى هي تأخر استقرار الرفع الذي قد يصل الى 10 Sec.

4.5.4- تصميم الراصد اللاخطي Nonlinear Observer Design:

سنقوم فيه ايضا بتقدير قيمة Z ، وسنلاحظ في النتائج التي سنعرضها انه سيقوم بحذف كل الأخطاء التي كانت موجودة اثناء تصميم الراصد الخطي سواء خطأ حالة دائمة أو خطأ راصد.

فيما يلي سنستعرض استراتيجية تصميم راصد الحالة الزائدة ESO الذي سوف نعتمده لأجل عملنا، وثم الإستفادة من طريقة الديناميك العكسي للحصول على متحكم الحلقة الخارجية PID و متحكم الحلقة الداخلية (متحكم قوة الرفع).

تعطى معادلة الإرتفاع بالعلاقة:

$$\ddot{Z} = -g * C_{\phi}\, C_{\theta} + \left(C_{\psi} C_{\theta} U_1 + Z_{aA} - Z_{aF}\right)\frac{1}{m} \qquad (4.54)$$

يمكن وضعها بالشكل (4.55):

$$\ddot{Z} = f(\phi, \theta, \psi, \omega, t) + b.\, U1 \qquad (4.55)$$

حيث: ω الإضطراب الخارجي.

$$f(\phi, \theta, \psi, \omega, t) = -g * C_{\phi}\, C_{\theta} + (Z_{aA} - Z_{aF})\frac{1}{m} \ ,\ b=\left(C_{\psi} C_{\theta}\right)\frac{1}{m}$$

الأن لنفرض أن : $x1 = z \ \& \ x3 = f(\phi, \theta, \psi, \omega, t)$ ولنشكل معادلات الحالة من المعادلة (4.54):

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= x_3 + b.\, U1 \\ \dot{x}_3 &= \dot{f}(\phi, \theta, \psi, \omega, t) \end{aligned} \qquad (4.56)$$

المعادلة الثالثة هي الحالة الزائدة في مسألتنا. سمي الراصد براصد الحالة الزائدة لأن المعادلة التفاضلية هي من المرتبة الثانية وبالتالي نظام فضاء الحالة يجب ان يكون من المرتبة الثانية ولاكن هنا اصبح من المرتبة الثالثة.

الفكرة كالتالي لوكان لدينا ديناميك موصوف بالمعادلة (4.55) ولانعرف فيه الشكل التحليلي للتابع f ولا الإضطراب ω فإنه يمكن حساب الديناميك $f(\phi, \theta, \psi, \omega, t)$ عن طريق صنع متحول حالة x3 يساوي هذا التابع و اثناء حسابنا لمتحولات الحالة نقوم ضمناً بحساب الديناميك ومشتقه (Gang Tian et al, 2007)، في حالتنا فإننا نملك معادلة الديناميك ولاكن الإضطراب ω لانعرف عنه شيء. الطرق التقليدية في مثل هذه الحالات هي ان نرد التابع f الى تابع خطي وثم استخدام طرق التحكم التقليدية. طريقة الـ DRC او "متحكم رفض الإضطراب " تهدف الى ايجاد الديناميك الغير معروف والإضطرابات الخارجية عن طريق استخدام الراصد ذو الحالة الزائدة ESO وذالك لحساب z و $\dot{z}$ و f.

لنشكل الراصد المناسب:

$$\hat{\dot{x}} = A.\, \hat{x} + B.\, U1 + L.\, g(e, \alpha, \delta) \qquad (4.57)$$

حيث:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \qquad B = \begin{bmatrix} 0 \\ b \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C = [1 \quad 0 \quad 0], \quad L = [3\omega_0 \quad 3\omega_0^2 \quad \omega_0^3]^T$$

وحيث ان ω_0 -هو الموقع المطلوب لأقطاب الراصد. وبالتالي يمكن معايرة عوامل ربح الراصد بواسطة متحول واحد (Adnan Martini et al, 2008).

والتابع $g(e,\alpha,\delta)$ هو تابع لاخطي يستخدم لجعل الراصد اكثر فعالية، تم استنتاجه تجريبياً، ويحوي جزئين خطي ولا خطي، الجزء الاخطي فيه يجعل الراصد يتقارب بشكل سريع والجزء الخطي يجعل خرج الراصد أنعم Smoother.

ويعطى التابع $g(e,\alpha,\delta)$ بالعلاقة (4.58)، (Y.Hou et al, 2001):

$$g_i(e,\alpha,\delta) = \begin{cases} |e|^{\alpha_i}.Sign(e) & |e| \geq |\delta| \\ e/(\delta^{1-\alpha_i}) & |e| \leq |\delta| \end{cases} \quad for: \quad i = 1,2,3 \qquad (4.58)$$

حيث: $e = z - \hat{z} = z - \hat{x}_1$

وبالتالي يمكن كتابة معادلات الراصد بالشكل (4.59):

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}_1 &= \hat{x}_2 + L_1.g_1(e,\alpha,\delta) \\ \dot{\hat{x}}_2 &= \hat{x}_3 + L_2.g_2(e,\alpha,\delta) \\ \dot{\hat{x}}_3 &= L_3.g_3(e,\alpha,\delta) \end{aligned} \qquad (4.59)$$

بعد الإنتهاء من معادلات الراصد الاخطي لنوجد معادلة المتحكم. بعزل U1 من (4.53) فنحصل على المعادلة (4.60) وهي مشابهة للمعادلة التي شكلناها أثناء استخدام الراصد الخطي.

$$U1 = \left(\left(\hat{\ddot{Z}} + g * C_\phi\, C_\theta\right).m - Z_{aA} + Z_{aF}\right)/\cos(\theta).\cos(\psi) \qquad (4.60)$$

لنستفد من طريقة الديناميك العكسي للتخلص من $\hat{\ddot{Z}}$ الموجودة في بسط (4.60)، ولنفرض أن $\hat{\ddot{Z}} = V1$ حيث:

$$V1 = -K_p(\hat{Z} - Z_d) - K_d\left(\hat{\dot{Z}} - \dot{Z_d}\right) - K_i.\int_0^t (\hat{Z} - Z_d)dt \qquad (4.61)$$

وبالتالي تصبح المعادلة (4.60) بالشكل (4.62):

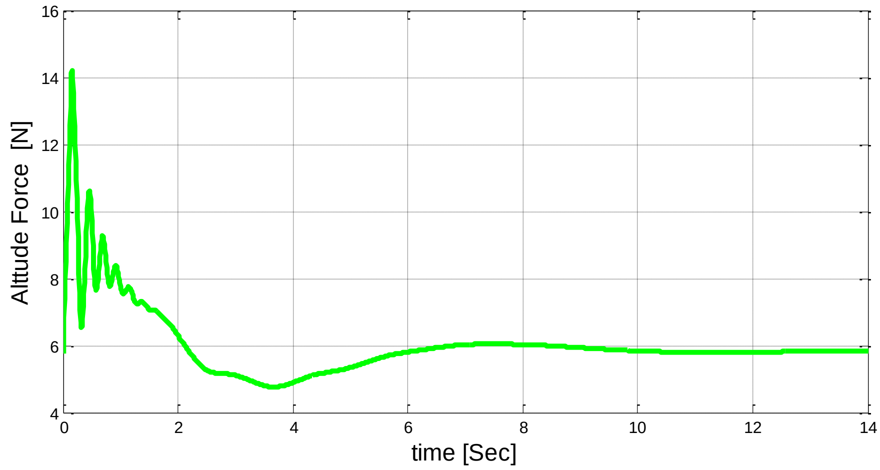
$$U1 = \left((V1 + g * C_\phi\, C_\theta).m - Z_{aA} + Z_{aF}\right)/\cos(\theta)\,.\cos(\psi) \qquad (4.62)$$

هذه المعادلة تعبر عن متحكم الحلقة الداخلية، والمعادلة (4.61) تعبر عن متحكم الحلقة الخارجية.

4.5.5- النتائج:

- **قوة الرافع:**

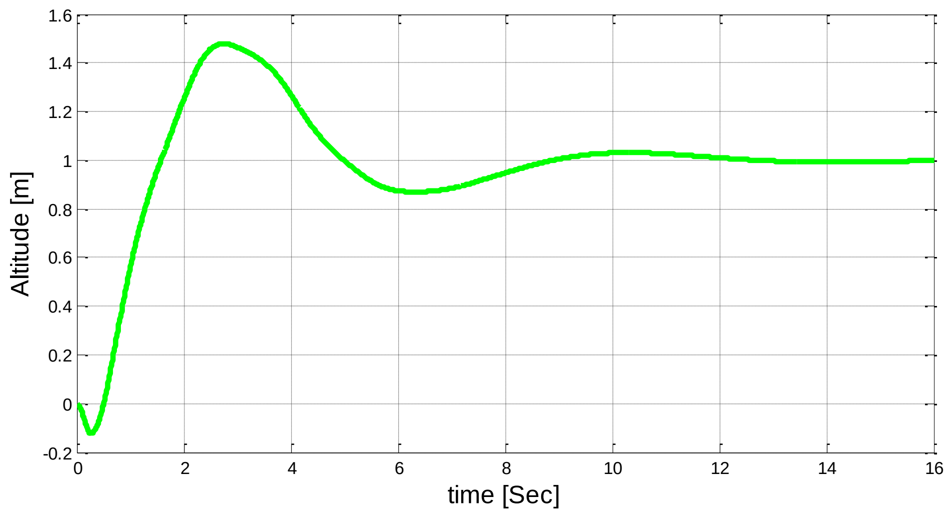
نلاحظ فيها ان قوة الرفع استقرت في الحالة الدائمة بعد فترة طويلة نسبياً حوالي 7 Sec. شكل (4.20).



شكل (4.20): منحني قوة الرفع.

- **الإرتفاع:**

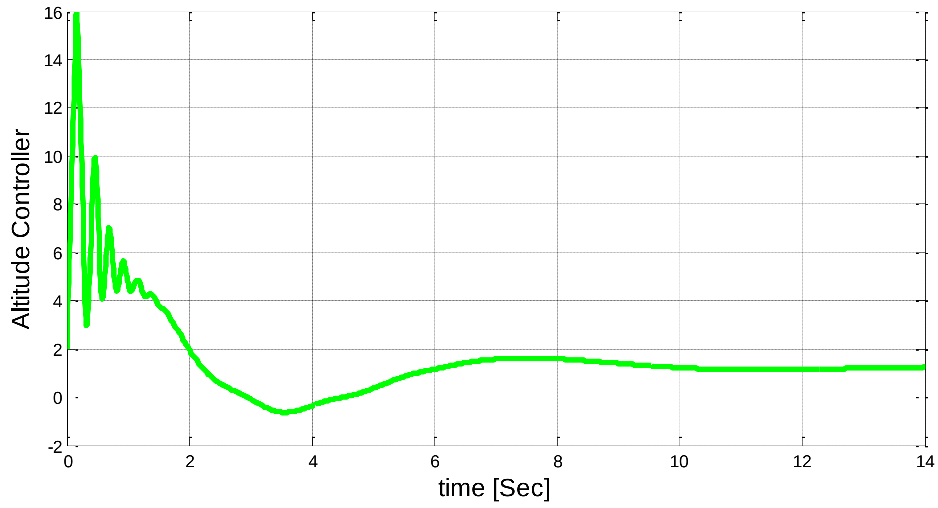
وهو مايهمنا، نلاحظ انه وصل للإرتفاع المطلوب 1 m بعد زمن 9 Sec تقريباً، شكل (4.21).



شكل (4.22): منحني الإرتفاع.

- **متحكم ال PID:**

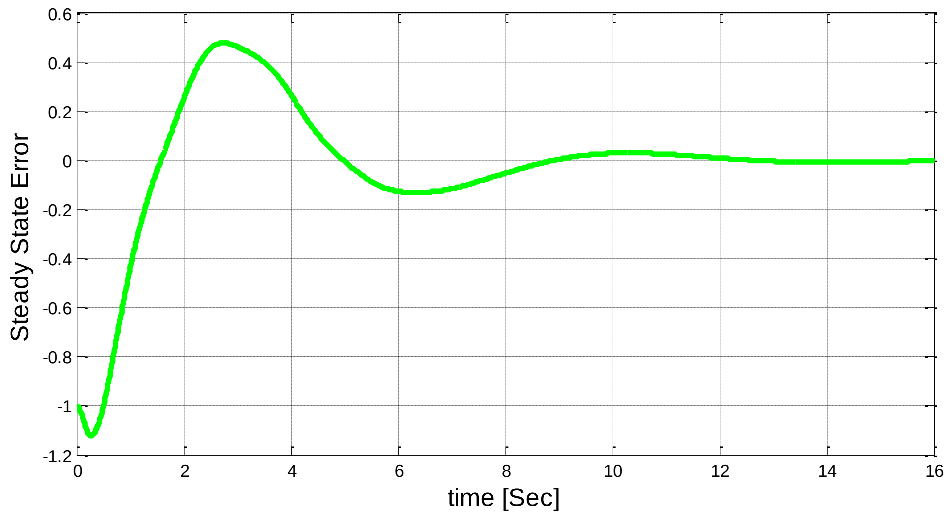
استقر بعد زمن 8 Sec تقريباً. شكل (4.23).



شكل (4.23): منحني ال PID.

- **خطأ الحالة الدائمة:**

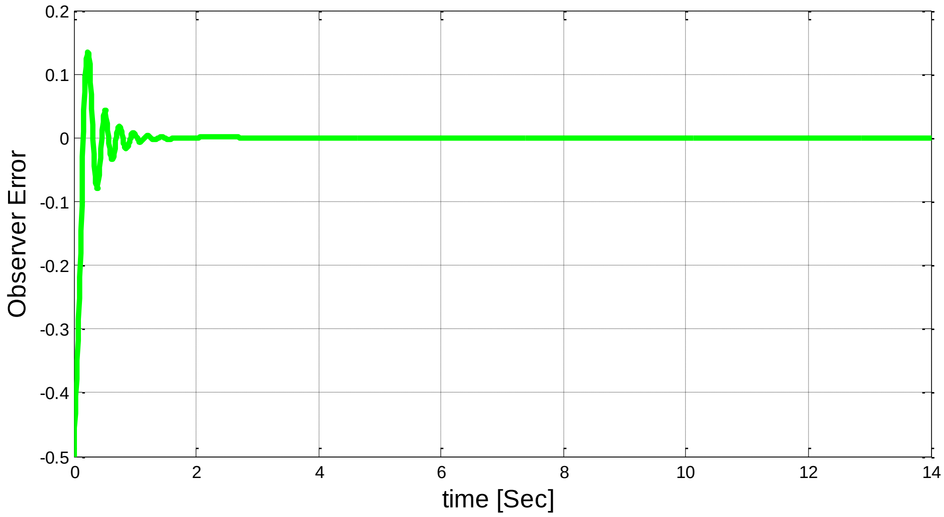
نلاحظ من الشكل (4.24) ان الخطأ انعدم بعد زمن تقريبا 11 Sec.



شكل(4.24): خطأ الحالة الدائمة SSE.

- **خطأ الراصد:**

النتيجة هنا مذهلة،شكل(4.25)، نجد ان الراصد استقر بعد زمن *1 Sec* ومنحني الإهتزاز كان ناعم، الفضل كله يعود للتابع *g* المستخدم حيث الجزء الاخطي فيه يسرع الوصول للحالة الدائمة والجزء الخطي يجعل اشارة الخرج ناعمة.



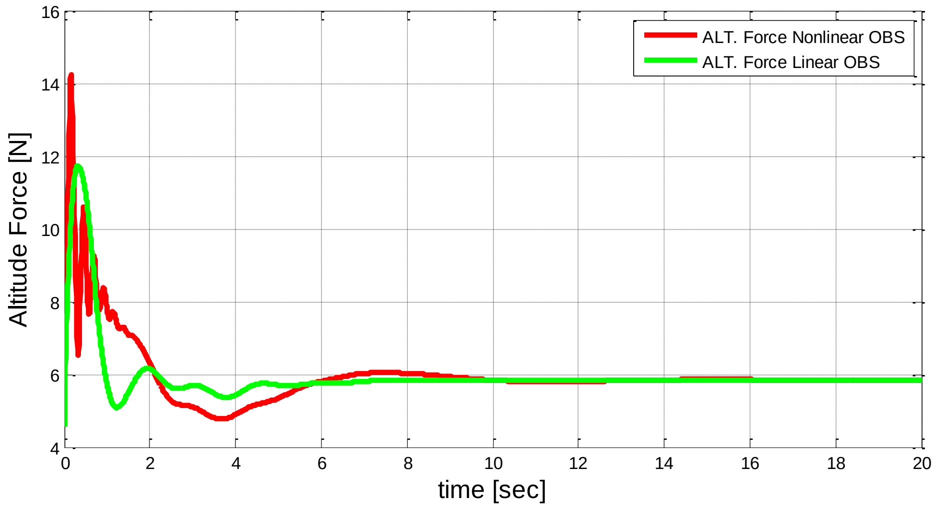
شكل(4.25): خطأ الراصد OBS Error.

4.5.6- مقارنة أداء الراصد الخطي والاخطي:

فيما سبق قمنا بالتحكم بقناة الإرتفاع من الـ Quadrotor بالإستفادة من الرواصد الخطية واللاخطية وطريقة الديناميك العكسي لأجل تسهيل استخدام متحكم الـ PID. والأن لنقم بإجراء مقارنة بين نتائج الراصد الاخطي مع الراصد الخطي لأجل متحكم PID.

- **قوة الرفع:**

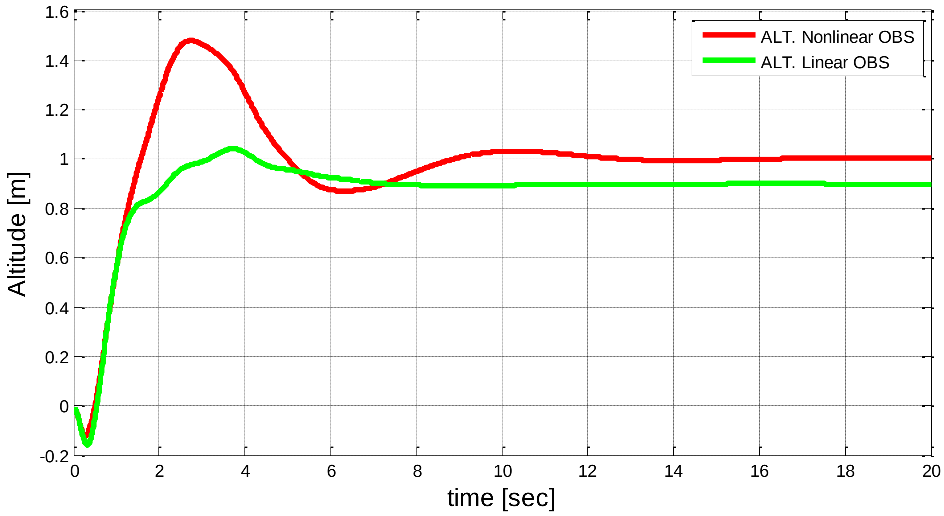
نلاحظ ان الراصد الخطي كان سريع الإستقرار بينما اللاخطي تأخر عنه في الوصول للحالة الدائمة. شكل(4.25).



شكل(4.25): مقارنة قوة الرفع للراصد الخطي واللاخطي.

- **الإرتفاع:**

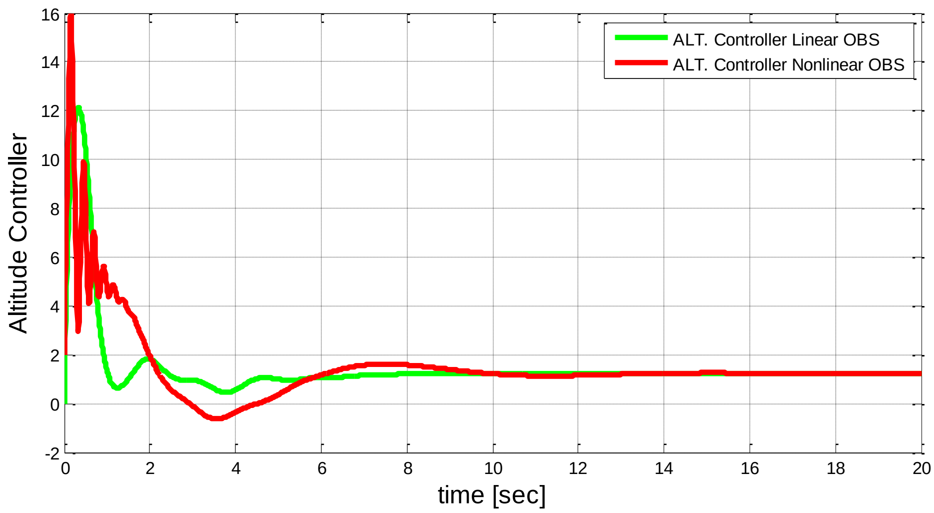
الراصد الخطي كان سريع الوصول للحالة الدائمة شكل(4.26) لاكنه يملك خطأ حالة دائمة واضح ومقداره *10%* وهذا الخطأ تم حذفه في الراصد اللاخطي، مشكلة الراصد الاخطي هنا هو انه تأخر في الوصول للحالة الدائمة.



شكل(4.26): مقارنة الإرتفاع في الراصد الخطي واللاخطي.

- **منحني متحكم PID:**

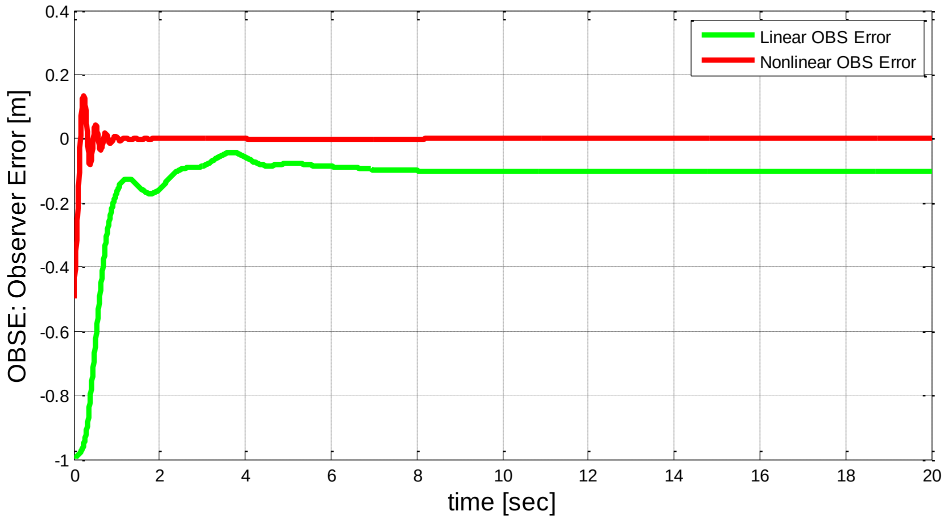
يشكل مشابه لمنحنيات قوة الرافع نجد هنا انه في الراصد اللاخطي استقر متأخراً بينما الخطي سبقه في ذالك. شكل(4.28).



شكل(4.28): مقارنة متحكم ال PID في الراصد الخطي واللاخطي.

- **خطأ الراصد:**

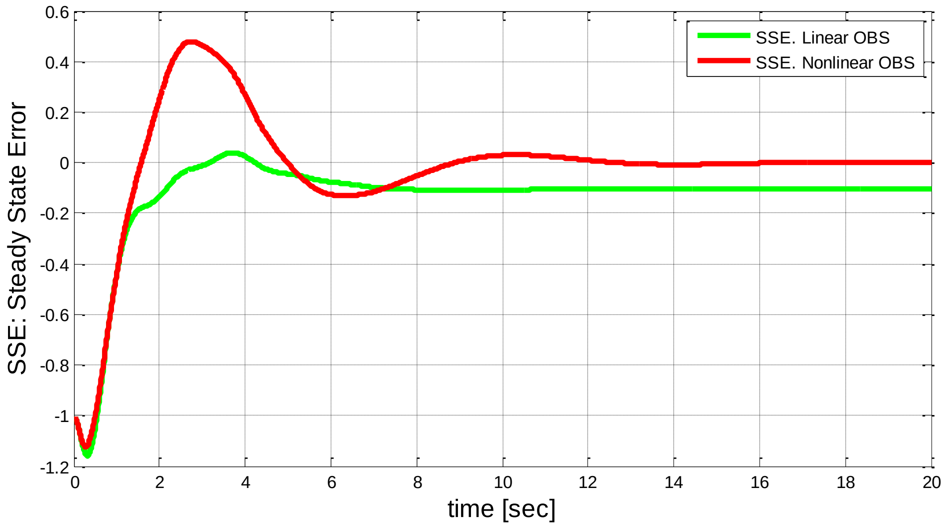
الراصد اللاخطي كان سلوكه جيد جداً حيث انه استقر بسرعة كبيرة خلال *1 Sec* بينما الراصد اللاخطي تأخر في الإستقرار قليلاً ويملك خطأ حالة دائمة *10%*. شكل(4.29).



شكل(4.29): مقارنة خطأ الراصد في الراصد الخطي واللاخطي.

- **خطأ الحالة الدائمة:**

انعدم هذا الخطأ في الراصد اللاخطي بعد زمن *10 Sec* تقريباً أما الراصد الخطي فكان سريع الوصول للحالة الدائمة لاكن بخطأ *10%* .شكل(4.30).



شكل(4.30): مقارنة خطأ الحالة الدائمة للراصد الخطي واللاخطي.

4.6- ادخال اضطراب خارجي:

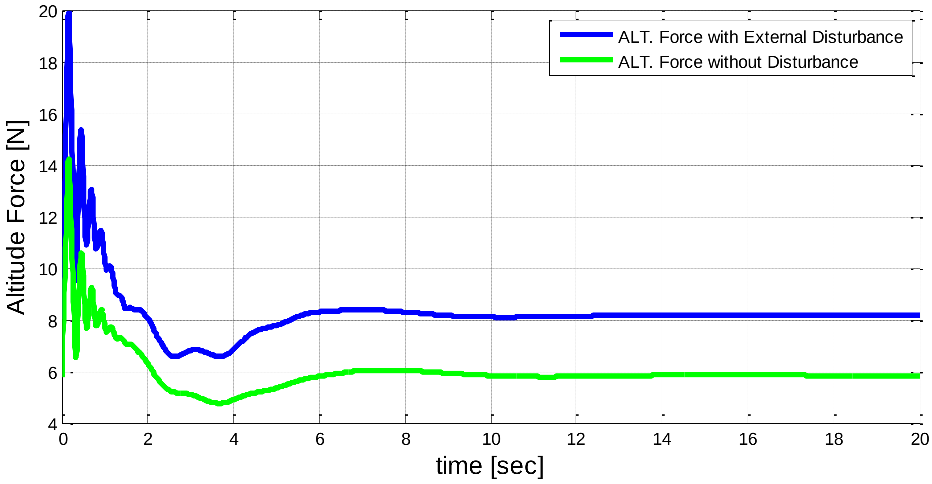
فيما يلي سندرس تأثير ادخال اضطراب خارجي على دقة النموذج التحكمي اللاخطي الذي قمنا ببنائه. الإضطراب الذي سوف نقوم بإدخاله سنفرضه عبارة عن حمولة ما سببت زيادة في كتلة الحوامة، سندرس تأثير هذه الزيادة على اخطاء الحالة الدائمة والراصد وثم على قوة الرفع.

في المخططات السابقة كانت كتلة الحوامة $0.53\ Kg$، في الدراسة التالية افترضنا ان الحوامة تعرضت لحمولة سببت زيادة في وزنها بمقدار النصف اي اصبح وزن الحوامة $0.74\ Kg$ تقريبا. وثم سوف نضع مخططات ترينا تعرض الحوامة لإضطراب يسبب زيادة وزنها للضعف اي $1\ kg$ تقريبا.

4.6.1- لأجل حمولة 1.5g:

- **قوة الرفع:**

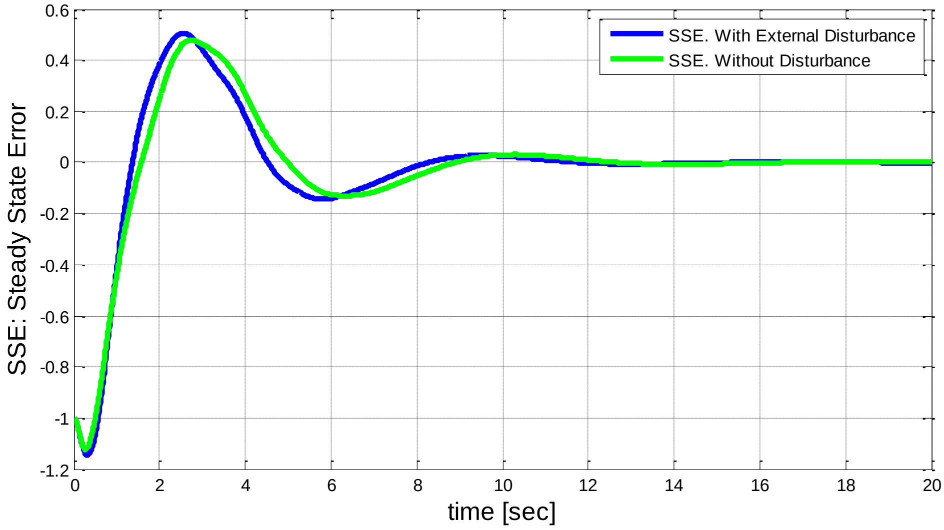
بمقارنة قوة الرفع مع اضطراب معها في حالة عدم وجود اضطراب نجد انه في بداية حالة الإضطراب حصلت قفزة في قوة الرفع ثم عادت لتستقر على قيمة اكبر من $8\ N$ بقليل. حيث في الحالة من دون اضطراب فإن النظام اهتز في البداية ثم ايضاً استقر على القيمة $5.85\ N$ تقريباً. بمقارنة زمن الإستجابة نجد ان الإشارتين استقرتا تقريباً بنفس الفترة الزمنية اي بعد $8\ Sec$.شكل(4.31).



شكل(4.31): مقارنة قوة الرفع لأجل حمولة 1.5g.

- **خطأ الحالة الدائمة:**

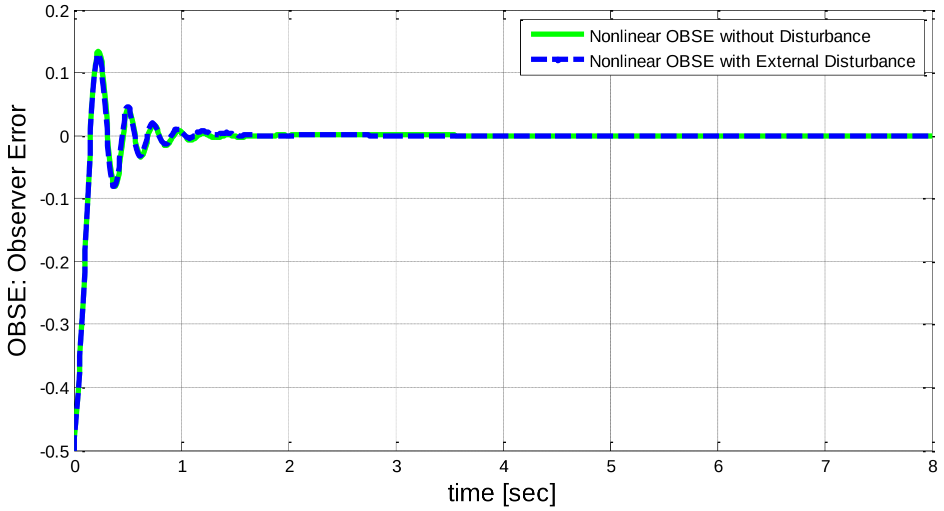
نلاحظ من الشكل (4.32) ان الإضطراب ليس له تأثير كبير على خطأ الحالة الدائمة حيث سبب اهتزاز في البداية ثم انطبق على منحني الإستجابة من دون اضطراب.



شكل(4.32): مقارنة خطأ الحالة الدائمة في حالة وجود الإضطراب وعدم وجوده.

- **خطأ الراصد:**

من الشكل(4.33) نجد ان خطأ الراصد لم يتأثر كثيرا.



شكل(4.33): مقارنة خطأ الراصد في حالة وجود اضطراب مع عدم وجوده.

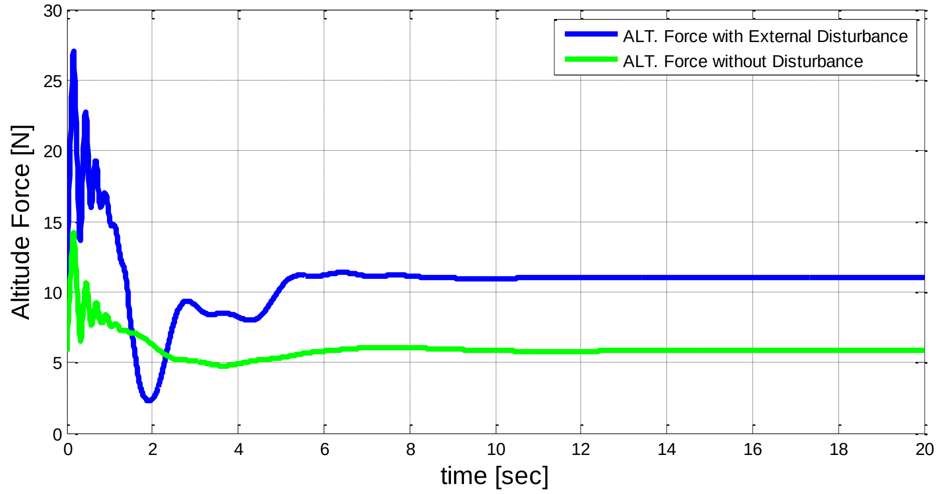
الجدول التالي يلخص النتائج التي حصلنا عليها في المخططات السابقة.

المنحني	تأثير الإضطراب
قوة الرفع	سبب قفزة كبيرة في البداية لاكن تم الإستقرار بنفس زمن الإستقرار من دون اضطراب
خطأ الراصد	لم يظهر تأثير يذكر
خطأ الحالة الدائمة	ظهر الخطأ بشكل اهتزاز بسيط جداً ثم استقر بنفس زمن الإستقرار من دون اضطراب

4.6.2- لأجل حمولة 2g:

- **قوة الرفع:**

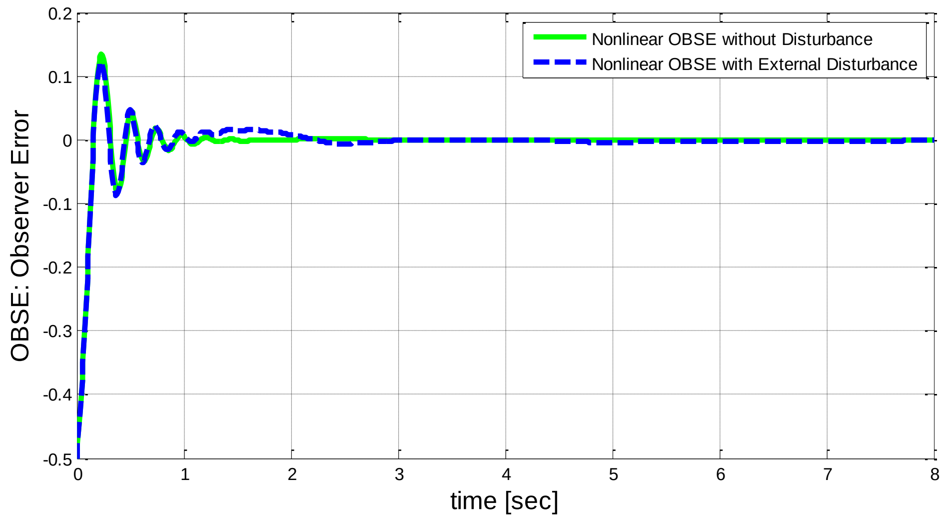
ظهرت قفزة ابتدائية كبيرة اكبر من *26 N* لاكن نلاحظ ان كلا الإشارتين استقرتا بنفس الزمن، حيث الإشارة المضطربة امتلكت ضعف قيمتها قبل الإضطراب. شكل(4.34).



شكل (4.34): مقارنة قوة الرفع في حالة وجود الإضطراب وعدم وجوده(حمولة 2g).

- **خطأ الحالة الدائمة:**

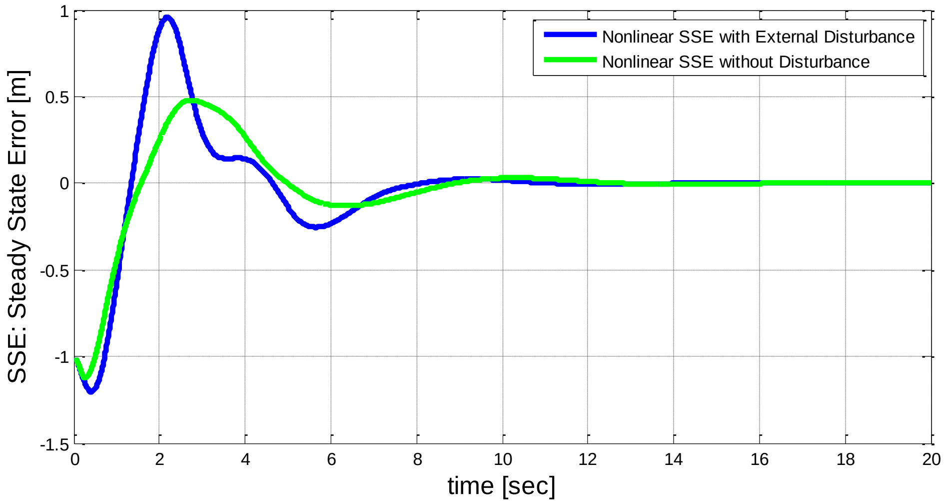
تأخر استقرار خطأ الراصد اللاخطي قليلاً حيث استقر بعد زمن *2 Sec* ولاكن لم تظهر اي اهتزازات عنيفة فيه. شكل (4.35).



شكل(4.35): مقارنة خطأ الراصد في حالة وجود الإضطراب وعدم وجوده (حمولة 2g).

▪ **خطأ الحالة الدائمة:**

ظهر اهتزاز عنيف قليلاً في البداية ثم استقر مع الإشارة بدون اضطراب وبنفس الزمن تقريباً.شكل(4.36).



شكل(4.36): مقارنة خطأ الحالة الدائمة في حالة وجود الإضطراب وعدم وجوده (حمولة $2g$).

4.7- الخلاصة:

فيما سبق وجدنا ان نموذجنا مهما تعرض لإضطرابات خارجية تصل لـ 2g فإنه يقوم بحذفها ويستقر بنفس زمن الإستقرار فيما لو لم يكن هناك اضطراب خارجي، والإختلاف الذي كان يظهر معنا هو ظهور اهتزازات في بداية الإضطراب شدة هذه الإهتزازات تتناسب مع شدة الإضطراب، وهناك اختلاف اكبر وواضح في منحني قوة الرفع حيث قوة الرفع كانت تستقر على قيمة غير القيمة في حالة عدم وجود اضطراب وهذا امر منطقي حيث انه عند زيادة وزن الحوامة للضعف مثلاً فإنه يجب على الحوامة ان تولد رفع يساوي ضعف وزنها على الأقل، ولو عدنا ونظرنا للمنحني (4.34) "منحني قوة الرفع" لوجدنا ان قوة الرفع لأجل حمولة 2g تقريباً تساوي اكبر من ضعف ماهي عليه لأجل حمولة 1g (فقط وزن الحوامة).

اذا نستنتج مما سبق ان النظام التحكمي لنسمه "نظام رفض الإضطراب DRC" الذي قمنا ببنائه هو فعال ويحذف الإضطرابات بسرعة عالية من مرتبة سرعة استقرار النظام في حالة عدم وجود اضطراب.

Abstract

Disturbances Rejection that affect on Quadrotors is a new topic it has still opened to research, there was approach has not used in the DRC. It was using the observers in process DRC, where we didn't find papers that’s speak about this topic.

Under the doctor care that he used the observers in DRC on the helicopter that has seven SDOF. We start building control system able to reject the disturbances acting on quadrotor model using linear and nonlinear observers.

We didn't start from scratch but we started from existed mathematical model that it is used on a real Quadrotor model [OS4-EPFL].

We modified this model to suit our uses and design and then we used in version dynamic theory that it eases the design of PID controller where we have not to do linear model from our nonlinear model.

We use with nonlinear model directly, we simulate our model and apply our observers designs on this model.

The result of linear observer were acceptable but the results of nonlinear were excellent, we delete all the errors as steady state error and observer error that stabilized after one second smoothly.

The favor is comeback to ESO that we used to ensure of our model effectiveness we apply on external disturbances, we suppose that it increases the weight of Quadrotors.

Firstly, we study and compare the disturbances [1.5g and 2g].

The results were satisfying where the errors disappears fastly, and the left force stabilized at the same time.

Our main work started from chapter four.

As we recommend the experts to start from this chapter where the first chapter introduce a general information just, that you can find it in paper or internet.

We modified it to suit our scientific goals.

Key words: Quadrotors linear observer, nonlinear observer, control by Quadrotors and disturbance rejection control DRC.

المقترحات:

النموذج الذي قمنا بتبنيه هو نموذج صالح لتطبيقات الـ Indoor، الخطوة المستقبلية لنا هي اعتماد نموذج يصلح لأجل تطبيقات الـ Outdoor.

دراسة استقرار النموذج الغير خطي باستخدام نظرية ليابونوف.

إضافة تشويش داخلي ناتج عن الحساسات والتأكد من فعالية نموذجنا التحكمي في حذف هذا التشويش.

استخدام اساليب تحكم متقدمة كالتحكم البصري او المنطقي.

التطبيق التجريبي على نماذج Quadrotor حية.

المراجع:

Adnan Martini et al. (2008). Robust nonlinear Control and stability analysis of a 7DOF model-scal helicopter under vertical wind disturbances. *IEEE/RSJ International Conference on Inteligent Robots and Systems*, 354-359.

Ajit K. Mandal. (2006). Introduction to Control Engineering, Modelling, Analysis and Design. *Jadavpur University, Department of Electronics and Telecommunication Engineering*.

Benallegue et al. (2006). Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor UAV. *Proceedings of the 2006 International Workshop on Variable Structure Systems*, pp. 365.

Bouabdallah et al. (2004). PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor. *(IEEE) International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS'04)*.

C BALAS. (2007). Modelling and Linear Control of a Quadrotor. *Cranfield University School of Engineering*.

Castillo et al. (2005). Stabilization of a Mini Rotorcraft with Four Rotors. *IEEE Control Systems Magazine*.

Gang Tian et al. (2007). Frequency Response Analysis of Active Disturbance Rejection Based Control System. *Proceeding of 16th IEEE International Conference on Control Application*.

Hoffmann et al. (2004). The Stanford Testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control. *Digital Avionics Systems Conference*, Vol. 2, pp. 12.E.4- 121-10.

K.Nonami et al. (2010). *Autonomous Flying Robots Unmanned aerial vehicles and micro aerial vehicles.* Springer.

Pedro Albertos et al. (2010). *Feedback and Control for Everyone.* Spain: Springer.

Pedro Castillo et al. (2005). *Modelling and Control of Mini-Flying Machines.* London: Springer.

Samir Bouabdallah. (2007). Design and control of Quadrotors with application to autonomous flying. *EPFL*.

Samir Bouabdallah et al. (2007). Design and Control of a Miniature Quadrotor. *Autonomous Systems Lab*.

Voos, H. (2006). Nonlinear state dependent Riccati equation Control of a quadrotor UAV. *IEEE International Conference on Control Applications*, pp. 2547.

Y.Hou et al. (2001). Active disturbance rejection control for web tension regulation. *Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control*, 4974–4979.