

# موسوعة هندسة الكوادكابتير

مرجع هندسي شامل — من الفيزياء إلى الفيرموير

إعداد: أحمد المليان

النسخة الموسوعية الشاملة المراجعة  
بأباً | 150+ صفحة | معادلات وجدول وأمثلة عملية 20

فيزياء ونمذجة	تحكم وفترة	تطبيق وميدان
أبواب 1 - 5	أبواب 6 - 11	أبواب 12 - 20

# فهرس المحتويات

أ	مقدمة الموسوعة
ب	جدول المصطلحات الرئيسية
1	الباب الأول — المبادئ الأساسية لطيران الكوادكابتير
12	الباب الثاني — إطارات الإحداثيات والحركة في الفضاء
22	الباب الثالث — القوى والعزوم: تحليل هندسي كامل
31	الباب الرابع — النمذجة الرياضية المبسطة للكوادكابتير
42	الباب الخامس — حلقات التحكم في الكوادكابتير
53	الباب السادس — المازج: من العزوم إلى أوامر المحركات
62	الباب السابع — متحكم PID عملياً: الآلية والضبط والفشل
74	الباب الثامن — الفلتر في أنظمة الكوادكابتير
86	الباب التاسع — وحدة IMU والاهتزازات والعزل الميكانيكي
97	الباب العاشر — الطاقة والبطارية والقيود الكهربائية
109	الباب الحادي عشر — المعايرة والاختبار التدريجي والسلامة
121	الباب الثاني عشر — أنماط الطيران والتحكم عالي المستوى
132	الباب الثالث عشر — سجلات الطيران وتحليل الأداء
143	الباب الرابع عشر — منهج التصميم المتكامل للكوادكابتير
154	الباب الخامس عشر — النموذج الفيزيائي المرجعي الموحد
165	الباب السادس عشر — الحمولات الخارجية: تكامل وتصميم
173	الباب السابع عشر — اختيار المكونات: دليل هندسي عملي
181	الباب الثامن عشر — Betaflight عملياً: من الاتصال إلى الطيران
190	الباب التاسع عشر — الصيانة الدورية وإطالة العمر
198	الباب العشرون — استكشاف الأعطال: منهج تشخيصي منظم


## مقدمة الموسوعة

تُعدُّ هذه الموسوعة أول مرجع هندسي متكامل باللغة العربية يتناول تقنية الكوادكابتير من جذورها الفيزيائية والرياضية حتى التطبيق العملي في الفيرموبر والميدان. وُلدت هذه الفكرة من فراغ حقيقي في المكتبة العربية التقنية: فبينما تزخر المكتبة الإنجليزية بمئات الكتب والأبحاث في هذا المجال، يكاد المحتوى العربي المتخصص يكون شبه معدوم على مستوى الكتب الهندسية.

تنقسم الموسوعة إلى عشرين باباً مترابطة تنتقل من الأساسيات الفيزيائية في الباب الأول إلى إستكشاف الأعطال والصيانة في الباب العشرين. كل باب يبني على الذي قبله بشكل منطقي متصاعد التعقيد، ومع ذلك صُمِّم كل منها بحيث يمكن قراءته باستقلالية نسبية للمهندس الذي يحتاج مرجعاً سريعاً في موضوع محدد.

الفلسفة المنهجية للكتاب قائمة على مبدأ واحد لا تحييد عنه لا تُعطى القارئ قاعدة دون تفسير، ولا تُقَدِّم معادلة دون أن تُبيِّن من أين جاءت وما معناها عملياً وكيف تُستخدَم. كل معادلة مصحوبة بوحدها ومثال عددي. كل جدول يُفسَّر محتواه. كل إرشاد عملي مربوط بمسوّغه الفيزيائي.

القسم	الأبواب والمحتوى
الأسس الفيزيائية والرياضية	أبواب 1 إلى 5: القوى والعزوم وإطارات الإحداثيات والنمذجة وحلقات التحكم
التحكم والتنفيذ المباشر	أبواب 6 إلى 9: المازج وPID والفلتر والحساسات والاهتزازات
النظام الكامل	أبواب 10 إلى 15: الطاقة والمعايرة والتصميم والنموذج المرجعي الموحد
التطبيق الميداني	أبواب 16 إلى 20: الحمولات واختيار المكونات وBetaflight والصيانة والتشخيص

 كيف تستخدم هذه الموسوعة: القارئ المبتدئ يقرأها تسلسلياً من الباب الأول. المهندس المتخصص يستخدمها كمرجع بحسب الحاجة. الباب الخامس عشر (النموذج المرجعي الموحد) يُلخِّص جميع المعادلات في مكان واحد للمراجعة السريعة وربط الأبواب ببعضها.

ملاحظة حول المصطلحات: تتبع الموسوعة سياسة موحدة تُعزب الكلمات الشائعة الاستخدام وتُبقى المصطلحات التقنية الدقيقة بالإنجليزية حيثما يكون ذلك أوضح للقارئ المتخصص، مع إيراد المقابل العربي دائماً عند التقديم الأول. جدول المصطلحات التالي هو مرجع مشترك لكل أبواب الكتاب.

## جدول المصطلحات الرئيسية

يوردُ هذا الجدول المصطلحات التقنية الأساسية المستخدمة في الموسوعة مع مقابلها الإنجليزي. الرموز الرياضية واردة حيث يُضيف ذلك وضوحاً.

المصطلح العربي	English / Symbol	الاستخدام في الكتاب
كوادكابتير / طائرة رباعية المراوح	Quadcopter / Multirotor	عنوان المشروع كله
دفع	Thrust — T	أبواب 1 و3 و4
وزن	Weight — $W = mg$	أبواب 1 و4
سحب هوائي	Aerodynamic Drag — D	الباب الأول
ميل جانبي	Roll — $\phi$ (phi)	أبواب 1 و2 و4
ميل أمامي/خلفي	Pitch — $\theta$ (theta)	أبواب 1 و2 و4
دوران حول المحور العمودي	Yaw — $\psi$ (psi)	أبواب 1 و2 و4
تحويل	Hover	طوال الكتاب
إطار الجسم	Body Frame — B	الباب الثاني
إطار الأرض (شمال-شرق-أسفل)	Earth Frame / NED	الباب الثاني
مصفوفة الدوران	Rotation Matrix — R	أبواب 2 و3 و4
زوايا أويلر	Euler Angles — $\phi, \theta, \psi$	أبواب 2 و4 و15
قفل الرسغ (إفقاد درجة حرية)	Gimbal Lock	الباب الثاني
رباعية الأبعاد (بديل أويلر)	Quaternion — $q = [w,x,y,z]$	الباب الثاني
جايروسكوب	Gyroscope — $[p,q,r]$	أبواب 2 و5 و9
مقياس تسارع	Accelerometer	أبواب 5 و9
وحدة القياس بالقصور الذاتي	IMU — Inertial Measurement Unit	أبواب 9 و11
متحكم PID (نسي-تكامل-تفاضلي)	PID Controller — $K_p, K_i, K_d$	الباب السابع وما بعده
حلقة المعدلات	Rate Loop — 1-4 kHz	أبواب 5 و7
حلقة الزوايا	Angle Loop — 100-500 Hz	أبواب 5 و7
مازج	Mixer — allocation matrix	الباب السادس
متحكم سرعة إلكتروني	ESC — Electronic Speed Controller	أبواب 6 و10 و17
فلتر — فلتر تمرير منخفض	Filter — LPF, Notch, RPM	الباب الثامن
تأخير الطور	Phase Lag	أبواب 5 و8
تشبع	Saturation	أبواب 6 و13

الباب السابع	Integral Windup	تراكم التكامل
أبواب 5 و18	Firmware (Betaflight, ArduPilot, PX4)	فيرموير (برنامج التحكم بالطيران)
أبواب 3 و4 و15	Moment of Inertia — I (kg·m <sup>2</sup> )	عزم القصور الذاتي
أبواب 3 و4 و6	Torque — $\tau$ (N·m)	عزم دوران
الباب التاسع	Sensor Fusion (CF / EKF)	دمج الحساسات
أبواب 8 و9	Frame Resonance — f_res (Hz)	رنين الإطار
الباب العاشر	Voltage Sag — V_load	هبوط الجهد تحت الحمل
أبواب 1 و14 و16	TWR — Thrust-to-Weight Ratio	نسبة الدفع إلى الوزن
أبواب 1 و17	Propeller Pitch (inch)	خطوة المروحة
الباب الثالث عشر	Flight Logs / Blackbox	سجلات الطيران
أبواب 8 و9 و13	FFT — Fast Fourier Transform	تحليل الطيف الترددي

## الباب الأول — المبادئ الأساسية لطيران الكوادكابتز

لفهم كيفية عمل الكوادكابتز يجب أولاً فهم المبادئ الفيزيائية الأساسية التي تحكم حركة أي جسم طائر. الكوادكابتز ليس مجرد مجموعة من المحركات والمراوح، بل هو نظام ديناميكي دقيق تتفاعل فيه قوى وعزوم متعددة بشكل مستمر وسريع، تحدد كيفية حركته في الفضاء ثلاثي الأبعاد. إن فهم هذه المبادئ يمثل الأساس الذي تُبنى عليه بقية مفاهيم التحكم والنمذجة والبرمجة التي يغطيها هذا الدليل. بدون هذا الأساس سيكون من الصعب استيعاب الموضوعات الأكثر تعقيداً في الأبواب اللاحقة.

### 1.1 القوى الأساسية المؤثرة على الكوادكابتز

أي جسم طائر يخضع لعدة قوى أساسية تتحكم في حركته واستقراره. هذه القوى تشكل الإطار الفيزيائي الذي يحدد كيفية بقاء الكوادكابتز في الهواء وكيفية التحكم في حركته واتجاهه. في الكوادكابتز تتفاعل أربع قوى رئيسية في آنٍ واحد:

القوة	الرمز	الاتجاه	المصدر
الدفع	T	للأعلى ↑	دوران المراوح
الوزن	W	للأسفل ↓	الجاذبية الأرضية
السحب الهوائي	D	عكس الحركة	مقاومة الهواء
الرفع الجانبي	L	أفقي	ميل المراوح

#### القوة الأولى: الدفع (Thrust)

الدفع هو القوة التي تولدها المراوح نتيجة دورانها بسرعات عالية. عندما تدور المروحة فإنها تدفع الهواء إلى الأسفل، وبحسب قانون نيوتن الثالث للحركة — «لكل فعل رد فعل مساوٍ له في المقدار ومعاكس له في الاتجاه» — فإن الهواء يؤثر بقوة معاكسة تدفع الطائرة إلى الأعلى. في الكوادكابتز يُؤد الدفع بواسطة أربع مراوح تعمل معاً. مجموع قوى الدفع الناتجة عن هذه المراوح هو ما يسمح للطائرة بالإقلاع والبقاء في الهواء. في النماذج المبسطة المستخدمة في تحليل الطائرات متعددة المراوح، يُقارَب الدفع الناتج عن كل مروحة بالعلاقة:

$$T = kT \cdot \omega^2$$

$T$ : قوة الدفع (Newton)

$kT$ : ثابت الدفع، يعتمد على خصائص المروحة (شكلها، قطرها، خطوطها)

$\omega$ : السرعة الزاوية للمروحة (rad/s)

هذا التقريب يستخدم على نطاق واسع في نماذج التحكم الخاصة بالكوادكابتز، خصوصاً عند دراسة سلوك النظام قرب حالة التحويم. لاحظ أن الدفع يتناسب مع مربع السرعة الزاوية، وهذا يعني أن مضاعفة السرعة يُربِّع الدفع — علاقة غير خطية مهمة في التصميم.

💡 مثال عملي: إذا كانت مروحة 5 بوصة تولد 250 غرام دفع عند 8000 RPM، فعند رفع السرعة إلى 11314 RPM ( $\sqrt{2} \times 8000$ ) سيتضاعف الدفع إلى 500 غرام.

#### القوة الثانية: الوزن (Weight)

الوزن هو القوة الناتجة عن تأثير الجاذبية الأرضية على كتلة الطائرة، وهي القوة التي تسحب الطائرة نحو الأرض بشكل مستمر. يمكن التعبير عن هذه القوة بالعلاقة الأساسية:

$$W = m \cdot g$$

$W$ : الوزن (Newton)

$m$ : الكتلة الكلية للطائرة مع بطارياتها وحمولتها (kg)

$g$ : تسارع الجاذبية الأرضية  $\approx 9.81 \text{ m/s}^2$

لكي يبقى الكوادكابتير معلقاً في الهواء (تحويم) يجب أن يكون مجموع قوى الدفع الناتجة عن المراوح الأربع مساوياً تقريباً لقوة الوزن:

$$T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \approx m \cdot g$$

حالة الطيران	الشرط
صعود ↑	$T_{total} > W$
تحويم ↔	$T_{total} \approx W$
هبوط ↓	$T_{total} < W$

### القوة الثالثة: السحب الهوائي (Aerodynamic Drag)

السحب الهوائي هو القوة الناتجة عن مقاومة الهواء لحركة الجسم خلاله. هذه القوة تعاكس دائماً اتجاه الحركة وتزداد بسرعة كلما ازدادت سرعة الطائرة. في النماذج الفيزيائية يمكن التعبير عن السحب بالعلاقة التقريبية:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_d \cdot A \cdot v^2$$

$D$ : قوة السحب (Newton)

$\rho$ : كثافة الهواء ( $\approx 1.225 \text{ kg/m}^3$  عند مستوى البحر)

$C_d$ : معامل السحب (يعتمد على شكل الهيكل — بدون أبعاد)

$A$ : المساحة الأمامية للجسم المعرضة للهواء ( $\text{m}^2$ )

$v$ : سرعة الطائرة بالنسبة للهواء ( $\text{m/s}$ )

يكون تأثير السحب محدوداً عند السرعات المنخفضة كالتحويم، لكنه يصبح أكثر أهمية عند السرعات العالية أو أثناء الطيران الأمامي. ولهذا السبب تؤثر بيئة الطيران (ارتفاع، حرارة، رطوبة) على أداء الكوادكابتير:

العامل البيئي	$\rho$ التأثير على	الأثر على الأداء
ارتفاع عالٍ	تنخفض $\rho$	دفع أقل — يحتاج RPM أعلى
حرارة مرتفعة	تنخفض قليلاً $\rho$	أداء أدنى قليلاً
رطوبة عالية	تنخفض قليلاً $\rho$	تأثير محدود
رياح قوية	نسبية أعلى $v$	سحب أكبر — استهلاك طاقة أعلى

### القوة الرابعة: الرفع الجانبي

في الطائرات ذات الأجنحة الثابتة ينتج الرفع عن شكل الجناح وتدفق الهواء حوله. أما في الكوادكابتير فإن القوة التي ترفع الطائرة إلى الأعلى تنتج أساساً عن الدفع المباشر للمراوح. عند ميل الطائرة، يتحول جزء من الدفع العمودي إلى مركبة أفقية تُسبب الحركة الأمامية. لذلك غالباً ما يُستخدم مصطلح الدفع بدلاً من الرفع عند تحليل الطائرات متعددة المراوح.

## ١.٢ مبدأ التوازن وحالات الحركة

لكي يبقى الكوادكابتير ثابتاً في الهواء يجب أن تتحقق حالة من التوازن بين القوى المؤثرة عليه. يمكن تلخيص حالات الحركة الأساسية في الاتجاه العمودي:

- الصعود ↑: يحدث عندما تكون قوة الدفع الكلية أكبر من قوة الوزن ( $T_{total} > W$ )، فتتسارع الطائرة للأعلى.
- التحويم (Hover): يحدث عندما تكون قوة الدفع الكلية مساوية تقريباً لقوة الوزن ( $T_{total} \approx W$ )، فتظل الطائرة ثابتة تقريباً في الهواء. في الواقع يوجد ضبط مستمر من نظام التحكم.
- الهبوط ↓: يحدث عندما تصبح قوة الدفع أقل من قوة الوزن ( $T_{total} < W$ )، مما يؤدي إلى نزول الطائرة. الهبوط المتحكم فيه يعني هبوطاً بطيئاً منتظماً.

نسبة الدفع إلى الوزن (Thrust-to-Weight Ratio = TWR): للطيران الاعتيادي تُستخدم نسبة  $TWR \geq 2:1$  حتى تملك الطائرة هامشاً كافياً للمناورة والتحكم. للأكروبات يُفضل  $TWR \geq 3:1$  أو أكثر.

### ١.٣ العزوم والمحاور الثلاثة للدوران

إلى جانب القوى الخطية التي تؤثر في حركة الطائرة الانتقالية (الأعلى، لأسفل، للأمام، للخلف)، توجد عزوم دوران تؤثر في اتجاه الطائرة حول محاورها. العزم هو القوة المضروبة في ذراعها — أي مقدار «قوة الدوران» حول محور معين. في الكوادكابتر توجد ثلاثة محاور رئيسية للدوران، وكل منها يُمَثَل درجة حرية (Degree of Freedom) مستقلة للحركة الدورانية:

المحور	الاسم	الحركة الناتجة
X المحور الطولي	Roll ( $\phi$ )	الميل يميناً ↗ أو يساراً ↖
Y المحور الجانبي	Pitch ( $\theta$ )	الميل للأمام ↗ أو للخلف ↖
Z المحور العمودي	Yaw ( $\psi$ )	الدوران ↻ أو ↺ حول المحور العمودي

يتم التحكم بهذه الحركات الثلاث من خلال تغيير سرعة دوران المراوح الأربع بشكل متفاوت. هذا هو المبدأ الأساسي الذي يجعل الكوادكابتر قادراً على الحركة في أي اتجاه دون الحاجة إلى سطح تحكم ميكانيكي.

### ١.٤ كيفية التحكم في كل محور — جدول تفصيلي

يعمل الكوادكابتر وفق مبدأ بسيط وفعال: تغيير سرعة المحركات بشكل غير متساوٍ لتوليد الحركة المطلوبة. في إطار Quad-X الشائع يُرقَّم المحركات كما يلي:

M1 (أمام-يسار) M2 (أمام-يمين)  
M3 (خلف-يسار) M4 (خلف-يمين)

الحركة المطلوبة	آلية التحكم
ارتفاع / هبوط (Throttle)	زيادة / تقليل سرعة جميع المحركات الأربعة بالتساوي
Roll — ميل يميناً	تقليل M2 و M4 (يمين) + زيادة M1 و M3 (يسار)
Roll — ميل يساراً	زيادة M2 و M4 (يمين) + تقليل M1 و M3 (يسار)
Pitch — ميل للأمام	تقليل M1 و M2 (أمام) + زيادة M3 و M4 (خلف)
Pitch — ميل للخلف	زيادة M1 و M2 (أمام) + تقليل M3 و M4 (خلف)
Yaw — دوران عكس عقارب الساعة	زيادة M1 و M4 (CW) + تقليل M2 و M3 (CCW)
Yaw — دوران مع عقارب الساعة	تقليل M1 و M4 (CW) + زيادة M2 و M3 (CCW)

ملاحظة Yaw: تحقيق Yaw يعتمد على «عزم رد الفعل» الناتج عن دوران المراوح. المراوح الدوّارة مع عقارب الساعة (CW) تولد عزم رد فعل في الاتجاه المعاكس (CCW) والعكس صحيح. لذلك يُرتَّب المحركان المتقاطعان بحيث يدوران في نفس الاتجاه.

### ١.٥ مركز الثقل (Center of Gravity — CG)

مركز الثقل هو النقطة التي يمكن اعتبار وزن الطائرة بأكملها متمركزاً عندها. يلعب موقع مركز الثقل دوراً حاسماً في استقرار الطائرة وسهولة التحكم فيها. عندما يكون مركز الثقل قريباً من مركز الهيكل الهندسي تصبح الطائرة أكثر استقراراً وأسهل في الضبط. أما إذا ابتعد مركز الثقل عن المركز فإن ذلك يؤدي إلى:

- نظام التحكم يحتاج إلى تصحيح دائم لتعويض الاختلال
- استهلاك طاقة إضافية لإبقاء الطائرة ثابتة

- تدهور في الأداء وصعوبة الضبط
- في الحالات الشديدة: عدم استقرار تام

موقع CG	التأثير
في المركز تماماً	أفضل حالة — استقرار مثالي، تحكم سهل
انحراف طفيف $5mm >$	مقبول — التحكم يعوّض تلقائياً
انحراف متوسط $15mm-5$	ملحوظ — ميل دائم يحتاج تصحيح I-term كبير
انحراف شديد $15mm <$	خطر — صعوبة في التحكم، خطر الاصطدام

عند تركيب البطارية: ضعها دائماً في أقرب موقع ممكن من مركز الإطار الهندسي. البطارية هي أثقل مكون واحد في الطائرة عادةً.

## ١.٦ الاستقرار الديناميكي

الاستقرار الديناميكي هو قدرة الطائرة على العودة إلى وضع التوازن بعد تعرضها لاضطراب مثل هبة هواء أو تغير مفاجئ في الدفع. الكوادكابتير بطبيعته غير مستقر ديناميكياً — أي أنه بدون تدخل مستمر من نظام التحكم سيبدأ في الدوران وسيقع. يتحقق الاستقرار عملياً بواسطة حلقة تحكم مغلقة تعمل بتردد عالٍ جداً (1000-4000 مرة في الثانية):

1. تقرأ الحساسات (Gyroscope, Accelerometer) حركة الطائرة اللحظية
  2. تُرسل البيانات إلى وحدة التحكم بالطيران (Flight Controller)
  3. تحسب وحدة التحكم التعديلات اللازمة على سرعة كل محرك
  4. تُرسل الأوامر إلى ESC التي تضبط المحركات في أقل من ميلي-ثانية
  5. تتكرر هذه الدورة 1000-4000 مرة في الثانية
- هذه السرعة الهائلة في الاستجابة هي ما يجعل الكوادكابتير يبدو مستقرًا بالنسبة للعين البشرية، رغم أنه في الواقع يُصَحِّح وضعه باستمرار.

## ١.٧ دور الديناميكية الهوائية

تلعب الديناميكية الهوائية دوراً مهماً في أداء الكوادكابتير، خصوصاً عند السرعات العالية أو في الظروف الجوية غير المستقرة. من أهم العوامل التي تؤثر في الأداء الهوائي:

- كثافة الهواء ( $\rho$ ): تنخفض مع الارتفاع والحرارة، مما يُقلل الدفع ويتطلب سرعة دوران أعلى
- شكل المراوح وقطرها: يحددان الكفاءة الهوائية (G/W ratio)
- زاوية خطوة المروحة (Pitch): تحدد كمية الهواء المدفوعة لكل دورة
- تدفق الهواء حول الهيكل: يمكن أن يتسبب في اضطرابات تؤثر في المراوح
- تأثير الأرض (Ground Effect): عند الطيران على ارتفاع منخفض يزداد الدفع بسبب انعكاس الهواء

تأثير الأرض (Ground Effect): عند الطيران على ارتفاع أقل من قطر المروحة تقريباً يزداد الدفع بنسبة 10-25%. هذا يُفسّر لماذا قد تتصرف الطائرة بشكل مختلف عند الإقلاع مقارنةً بالطيران العادي.

## ١.٨ الديناميكية الهوائية للمراوح — تفصيل

المروحة هي القلب الهوائي للكوادكابتير. فهم خصائصها ضروري لاختيار المكونات المناسبة وفهم سلوك الطائرة.

المعامل	التعريف	التأثير العملي
القطر (بوصة)	مسافة طرف لطرف	قطر أكبر = دفع أكبر عند نفس RPM
الخطوة (Pitch — بوصة)	المسافة النظرية للتقدم بدورة كاملة	خطوة أعلى = تسارع أقوى، كفاءة أقل

عدد الريش	عدد شفرات المروحة	ريش أكثر = ضجيج أقل، كفاءة أقل قليلاً
مادة الصنع	بلاستيك / كربون / نايلون	كربون = أقل مرونة، أقل اهتزازاً

تُوصف المراوح عادةً برمز مثل 5145: الرقمان الأولان قطر البوصة (5.1 بوصة)، والأخيران الخطوة (4.5 بوصة). ومثال: 3052 = 3.0 بوصة قطر، 5.2 بوصة خطوة.

## ١.٩ درجات الحرية الست (6DOF — Degrees of Freedom)

يمتلك الكوادكابتير ست درجات حرية كاملة للحركة في الفضاء ثلاثي الأبعاد، وهو ما يجعله أكثر مرونة من أي مركبة برية:

الحركة	المحور / الاتجاه
انتقال أمامي/خلفي	محور X
انتقال جانبي	محور Y
انتقال عمودي	محور Z
دوران Roll	حول محور X
دوران Pitch	حول محور Y
دوران Yaw	حول محور Z

الكوادكابتير يحقق الحركة الأمامية والجانبية عبر الميل (Roll/Pitch) وليس عبر دفع أفقي مباشر. هذا يعني أن الحركة الأفقية تتطلب دائماً التضحية بجزء من الدفع العمودي.

## ١.١٠ مقارنة بين أنواع الطائرات متعددة المراوح

النوع	عدد المراوح	المزايا	العيوب
Tricopter	3	خفيف، كفاء	يحتاج سيرفو لـ Yaw
Quadcopter	4	الأكثر شيوعاً، سهل التحكم	تكرار محدود
Hexacopter	6	احتياطي عند تعطل محرك	ثقل، أعلى
Octocopter	8	أقصى تكرار وأمان	ثقل جداً، تعقيد عالٍ

لماذا الكوادكابتير هو الأكثر شيوعاً؟ أربع محركات هي أقل عدد يتيح التحكم الكامل في جميع المحاور الثلاثة بدون أي آلية ميكانيكية متحركة، مع بقاء التصميم بسيطاً وخفيفاً نسبياً.

## ١.١١ خلاصة الباب الأول

يمثل فهم القوى والعزوم الأساسية الخطوة الأولى والأساسية لفهم كيفية عمل الكوادكابتير كنظام متكامل. ما تعلمناه في هذا الباب:

- الكوادكابتير يخضع لأربع قوى: دفع (↑)، وزن (↓)، سحب (عكس الحركة)، ورفع جانبي
- التحويم يتحقق عندما  $T_{total} \approx W$ ، والصعود والهبوط بتغيير هذا التوازن
- التحكم في Roll/Pitch/Yaw يتم بتغيير سرعات المحركات بشكل غير متساوٍ
- مركز الثقل يجب أن يكون قريباً من مركز الهيكل لضمان استقرار جيد
- الكوادكابتير غير مستقر بطبيعته ويحتاج إلى حلقة تحكم سريعة جداً
- الديناميكية الهوائية تتأثر بالبيئة (ارتفاع، حرارة، رياح)

هذه المبادئ هي الأساس الذي تُبنى عليه جميع مفاهيم الأبواب اللاحقة من النمذجة الرياضية إلى الفيرموير.

## الباب الثاني — إطارات الإحداثيات والمفاهيم الأساسية للحركة

بعد التعرف على القوى الأساسية التي تؤثر في الكوادكابت، يصبح من الضروري الانتقال إلى مفهوم أكثر دقة يُستخدم في تحليل حركة الطائرة: إطارات الإحداثيات. فحركة الطائرة لا تُوصف فقط بالقوى والعزوم، بل يجب أيضاً تحديد في أي نظام إحداثيات يتم قياس هذه الكميات. تعتمد نماذج الطائرات متعددة المراوح على استخدام أكثر من إطار مرجعي لوصف الحركة بدقة. الخلط بين هذه الإطارات هو أحد أكثر أخطاء البرمجة شيوعاً في أنظمة الطيران.

### ٢.١ لماذا نحتاج إطارات إحداثيات متعددة؟

الحساسات المثبتة على الطائرة (جايروسكوب، مقياس تسارع) تقيس الحركة من منظور الطائرة نفسها. لكن نظام التحكم يحتاج أحياناً إلى معرفة حركة الطائرة بالنسبة للأرض (مثلاً لتثبيت الموقع بالـ GPS). لذلك نحتاج إلى إطارين رئيسيين والتحويل بينهما.

### ٢.٢ إطار الجسم (Body Frame)

إطار الجسم هو نظام إحداثيات مرتبط بالطائرة نفسها، أي أنه يتحرك ويدور معها. يكون مركز هذا الإطار عادةً عند مركز ثقل الطائرة. في إطار الجسم تُعرّف المحاور الثلاثة وفق الاصطلاح القياسي المستخدم في الطيران:

المحور	الرمز	الاتجاه
المحور الطولي	xB	يشير إلى مقدمة الطائرة →
المحور الجانبي	yB	يشير إلى الجانب الأيمن ↗
المحور العمودي	zB	يشير إلى الأسفل ↓ (اصطلاح NED)

تُقاس في هذا الإطار معظم الكميات التي تقيسها الحساسات المثبتة على الطائرة، مثل الجايروسكوب ومقياس التسارع. وذلك لأن هذه الحساسات مثبتة فعلياً على هيكل الطائرة، فهي تقيس الحركة بالنسبة لإطار الجسم.

⚠ ملاحظة مهمة: في الاصطلاح الهوائي القياسي (NED) يشير المحور Z إلى الأسفل، وليس إلى الأعلى كما قد يتوقع البعض. هذا يعني أن تسارع الجاذبية الإيجابي يكون في اتجاه Z الموجب، وأن متجه الدفع في إطار الجسم يكون سالباً على المحور Z.

### ٢.٣ إطار الأرض — نظام NED

إطار الأرض هو نظام إحداثيات ثابت بالنسبة للعالم الخارجي. يُستخدم هذا الإطار لوصف موقع الطائرة وحركتها بالنسبة للأرض. الأكثر استخداماً في أنظمة الطيران هو نظام NED:

المحور	الرمز	الاتجاه
شمال (North)	xE	يشير نحو الشمال الجغرافي
شرق (East)	yE	يشير نحو الشرق
أسفل (Down)	zE	يشير نحو الأسفل (نحو مركز الأرض)

يُستخدم هذا النظام في أنظمة الملاحة الجوية وأنظمة تحديد الموقع GPS، لأنه يوفر إطاراً مرجعياً ثابتاً بالنسبة للأرض. نظام بديل: ENU (East-North-Up) حيث يشير Z إلى الأعلى — يُستخدم في بعض أنظمة الروبوتات. بعض فيرمويرات الكوادكابت تعتمد، مما يستلزم الانتباه لاتجاه الإشارات.

## ٢.٤ التحويل بين الإطارين — مصفوفة الدوران

بما أن الحساسات تقيس الحركة في إطار الجسم، بينما يتم وصف حركة الطائرة بالنسبة للأرض في إطار الأرض، فمن الضروري وجود طريقة رياضية لتحويل المتجهات بين هذين الإطارين. يتم هذا التحويل باستخدام مصفوفة الدوران:

$$F_E = R(\varphi, \theta, \psi) \cdot F_B$$

$F_E$ : المتجه في إطار الأرض

$F_B$ : المتجه في إطار الجسم

$R$ : مصفوفة الدوران ( $3 \times 3$ ) — تعتمد على زوايا  $Roll$  و  $Pitch$  و  $Yaw$

مصفوفة الدوران  $R$  هي مصفوفة متعامدة (orthogonal)، أي أن محددها يساوي 1 وعكسها يساوي منقولها ( $R^{-1} = R^T$ ). هذه الخاصية تجعل التحويل العكسي (من إطار الأرض إلى إطار الجسم) بسيطاً:

$$F_B = R^T \cdot F_E$$

## ٢.٥ زوايا أويلر (Euler Angles)

لوصف اتجاه الطائرة بالنسبة لإطار الأرض تُستخدم ثلاث زوايا تُعرف بزوايا أويلر، نسبةً إلى عالم الرياضيات ليونارد أويلر:

الزاوية	الرمز	المحور	النطاق
Roll	$\varphi$ (phi)	حول $x_B$ الطولي	$180^\circ -$ إلى $180^\circ +$
Pitch	$\theta$ (theta)	حول $y_B$ الجانبي	$90^\circ -$ إلى $90^\circ +$
Yaw	$\psi$ (psi)	حول $z_B$ العمودي	$180^\circ -$ إلى $180^\circ +$

ترتيب تطبيق الدورات مهم جداً في زوايا أويلر! الترتيب الأكثر شيوعاً في الطيران هو:  $Yaw$  أولاً ثم  $Pitch$  ثم  $Roll$  ( $ZYX$ ). تغيير الترتيب يعطي نتائج مختلفة تماماً.

### مشكلة القفل الرسغ (Gimbal Lock)

تعاني زوايا أويلر من مشكلة معروفة تُسمى قفل الرسغ، تحدث عندما تصل زاوية  $Pitch$  إلى  $\pm 90^\circ$ . في هذه الحالة يتصادف محورا  $Roll$  و  $Yaw$  ويفقد النظام درجة حرية. لهذا السبب:

- زوايا أويلر مناسبة لأوضاع الطيران الاعتيادية (زوايا صغيرة ومتوسطة)
- للطيران الأکروباتي الكامل (قلبات) يُستخدم  $Quaternions$  بدلاً من أويلر

### Quaternions — البديل للأكروبات

الكواترنيون هو تمثيل رياضي رباعي الأبعاد  $[w, x, y, z]$  يصف الدوران بدون مشكلة القفل الرسغ. كثير من الفيرمويرات الحديثة تستخدمه داخلياً وتحوّله إلى زوايا أويلر فقط للعرض للمستخدم.

$$q = [w, x, y, z] \text{ حيث } w^2 + x^2 + y^2 + z^2 = 1$$

## ٢.٦ السرعات الزاوية

إلى جانب زوايا الاتجاه، توجد السرعات الزاوية التي تقيس معدل تغير هذه الزوايا مع الزمن. يقيس الجيروسكوب السرعات الزاوية في إطار الجسم:

$$\omega_B = [p, q, r]^T$$

$p$ : السرعة الزاوية حول  $x_B$  (محور  $Roll$ ) ( $rad/s$ )

$q$ : السرعة الزاوية حول  $y_B$  (محور  $Pitch$ ) ( $rad/s$ )

$r$ : السرعة الزاوية حول  $z_B$  (محور  $Yaw$ ) ( $rad/s$ )

تمثل هذه القيم معدل دوران الطائرة اللحظي حول محاورها الثلاثة كما تراه الحساسات المثبتة عليها. هذه هي المدخلات

المباشرة لـ Rate Loop في نظام التحكم.

## العلاقة بين السرعات الزاوية وزوايا أويلر

في التحليل الكامل توجد علاقة رياضية معقدة بين السرعات الزاوية ومشتقات زوايا أويلر (تُسمى معادلات كينيماتيك أويلر). لكن عند العمل قرب حالة الزوايا الصغيرة — وهي الحالة الشائعة في الطيران المستقر — يمكن استخدام التقريب البسيط:

$$p \approx \dot{\phi} \quad q \approx \dot{\theta} \quad r \approx \dot{\psi}$$

حيث النقطة فوق الزاوية تمثل مشتقتها بالنسبة للزمن. هذا التقريب يستخدم بكثرة في نماذج التحكم لأنه يبسط الحسابات بشكل كبير دون خسارة دقة ملحوظة في نطاق الطيران الاعتيادي. الصيغة الكاملة (دون تقريب) تُكتب كمصفوفة:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)/\cos(\theta) & \cos(\phi)/\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

يظهر جلياً أن عند  $\theta = \pm 90^\circ$  (Pitch =  $\pm 90^\circ$ ) يصبح  $\cos(\theta) = 0$  فيقع القسمة على صفر — وهي مشكلة القفل الرسغ التي ذكرناها سابقاً.

## ٢.٧ الموقع والسرعة الخطية في إطار الأرض

لوصف موقع الطائرة وحركتها في الفضاء بالنسبة للأرض نستخدم المتجهات في إطار الأرض:

$$r_E = [x_E, y_E, z_E]^T \quad (\text{موقع الطائرة})$$

$$v_E = [\dot{x}_E, \dot{y}_E, \dot{z}_E]^T \quad (\text{السرعة الخطية})$$

$$a_E = [\ddot{x}_E, \ddot{y}_E, \ddot{z}_E]^T \quad (\text{التسارع الخطي})$$

في نظام NED يكون  $z_E$  موجباً نحو الأسفل، لذا ارتفاع الطائرة  $(h) = -z_E$ .

## ٢.٨ المصطلحات الأساسية في أنظمة التحكم

قبل الانتقال إلى النمذجة الرياضية وأنظمة التحكم، من المفيد تثبيت المصطلحات الأساسية التي تتكرر في كل أنظمة التحكم بالطائرات:

المصطلح	التعريف
Setpoint (القيمة المرجعية)	القيمة التي يُراد أن يصل إليها النظام — تأتي من الطيار أو الطيار الآلي
Measurement (القياس)	القيمة الفعلية المقاسة بواسطة الحساسات
Error (الخطأ)	$\text{Error} = \text{Setpoint} - \text{Measurement}$ — هو المُدخل الأساسي لمتحكم PID
Feedback (التغذية الراجعة)	المعلومات الراجعة من الحساسات إلى نظام التحكم — أساس كل حلقة تحكم مغلقة
Plant (النظام الفيزيائي)	النموذج الرياضي للجسم المتحكم فيه — في حالتنا: ديناميكيات الطائرة
Saturation (التشبع)	وصول الخرج إلى الحد الأقصى أو الأدنى — عندها لا يمكن تحقيق الطلب الكامل
Deadband (منطقة الموات)	نطاق من قيم العصا لا تولد أمراً — يُستخدم لتثبيت الطيران الهادئ

تحكم بدون قياس الخرج — غير مستخدم في الطيران بسبب عدم الاستقرار	Open Loop (حلقة مفتوحة)
تحكم مع قياس مستمر للخرج وتصحيح الانحراف — أساس نظام التحكم في الكوادكابتير	Closed Loop (حلقة مغلقة)

## ٢.٩ لماذا إطارات الإحداثيات مهمة في الفيرموير؟

في برنامج التحكم بالطيران (Firmware) يتم التعامل مع إطارات الإحداثيات بشكل مستمر:

- الجيروسكوب يعطي  $p, q, r$  في إطار الجسم — تُستخدم مباشرة في Rate Loop
- مقياس التسارع يعطي القياسات في إطار الجسم — تُحوّل للحصول على تقدير الاتجاه
- GPS يعطي الموقع في إطار الأرض (خط عرض/طول/ارتفاع)
- نظام تثبيت الموقع يحتاج تحويلاً مستمراً بين الإطارين

⚠ خطأ شائع: استخدام قيم الجيروسكوب مباشرة في حسابات تتطلب إطار الأرض دون تحويل. هذا يُسبب سلوكاً غير متوقع خاصة عند الزوايا الكبيرة.

## ٢.١٠ خلاصة الباب الثاني

فهم إطارات الإحداثيات هو الجسر بين الوصف الفيزيائي (قوى وعزوم) والنماذج الرياضية المستخدمة في التحكم. الجدول التالي يلخص الفروق الجوهرية:

الجانب	إطار الجسم	إطار الأرض
المرجع	الطائرة نفسها	الأرض الثابتة
يتحرك؟	نعم — مع الطائرة	لا — ثابت
ما يقيسه الجايرو	✓ مباشرة	بعد تحويل
ما يقيسه GPS	بعد تحويل	✓ مباشرة
يُستخدم في	Rate Loop, Mixer	الملاحة، GPS Hold

## الباب الثالث — القوى والعزوم في الكوادكابت: تحليل كامل

بعد فهم إطارات الإحداثيات ننتقل إلى تحليل القوى والعزوم التي تتحكم فعلياً في حركة الكوادكابت. هذا الباب يُعمق ويوسع ما تناولناه في الباب الأول، مع التركيز على العلاقات الكمية الدقيقة التي تُبنى عليها النماذج الرياضية لأنظمة التحكم.

### ٣.١ معادلة حركة الجسم الصلب — الإطار العام

يُعامل الكوادكابت كجسم صلب (Rigid Body) في النماذج المبسطة. لجسم صلب في الفضاء ثلاثي الأبعاد تنطبق قانونان أساسيان من قوانين نيوتن:

القانون الأول: الحركة الانتقالية

$$m \cdot a_E = \sum F_E$$

$m$ : كتلة الجسم الصلب (kg)

$a_E$ : متجه التسارع الخطي في إطار الأرض ( $m/s^2$ )

$\sum F_E$ : مجموع القوى الخارجية في إطار الأرض (N)

القانون الثاني: الحركة الدورانية (معادلة أويلر للدوران)

$$I \cdot \dot{\omega}_B + \omega_B \times (I \cdot \omega_B) = \sum \tau_B$$

$I$ : مصفوفة عزم القصور الذاتي ( $3 \times 3$ ) ( $kg \cdot m^2$ )

$\omega_B$ : متجه السرعة الزاوية في إطار الجسم ( $rad/s$ )

$\dot{\omega}_B$ : مشتق السرعة الزاوية = التسارع الزاوي ( $rad/s^2$ )

$\sum \tau_B$ : مجموع العزوم الخارجية في إطار الجسم ( $N \cdot m$ )

الحد ( $\omega_B \times I \cdot \omega_B$ ) هو حد الجيروسكوب (Gyroscopic Term) ويمثل تأثير الدوران على ديناميكيات الجسم. في كثير من النماذج المبسطة للكوادكابت يُهمل هذا الحد قرب حالة التحويم لأنه صغير نسبياً.

### ٣.٢ مصفوفة عزم القصور الذاتي (Inertia Matrix)

مصفوفة عزم القصور الذاتي  $I$  تصف كيفية توزيع كتلة الطائرة حول محاورها. لكوادكابت ذي تماثل هندسي جيد تكون المصفوفة قطرية تقريباً:

$$I \approx \text{diag}(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz})$$

$I_{xx}$ : عزم القصور الذاتي حول محور Roll

$I_{yy}$ : عزم القصور الذاتي حول محور Pitch

$I_{zz}$ : عزم القصور الذاتي حول محور Yaw

لكوادكابت متماثل (Quad-X مع أذرع متساوية):  $I_{xx} \approx I_{yy}$ . أما  $I_{zz}$  فيكون أكبر عادةً لأن المراوح تكون بعيدة عن المحور العمودي.

قيم نموذجية لطائرة 5 بوصة (250mm):  $I_{xx} \approx I_{yy} \approx 2-5 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$  |  $I_{zz} \approx 5-10 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

### ٣.٣ الدفع الكلي — من مروحة إلى نظام

كل مروحة تولد قوة دفع تتناسب مع مربع سرعتها الزاوية:

$$T_i = k_T \cdot \omega_i^2$$

والدفع الكلي للطائرة هو مجموع دفع المراوح الأربع:

$$T_{total} = k_T \cdot (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)$$

في إطار الجسم يكون متجه الدفع الكلي (في اتجاه zB السالب أي للأعلى):

$$F_B = [0, 0, -T_{total}]^T$$

بعد التحويل إلى إطار الأرض:

$$F_E = R(\phi, \theta, \psi) \cdot [0, 0, -T_{total}]^T$$

يُضاف إليها قوة الجاذبية في إطار الأرض  $[mg, 0, 0]^T$  فنحصل على معادلة الحركة الخطية الكاملة:

$$m \cdot a_E = R \cdot [0, 0, -T_{total}]^T + [0, 0, mg]^T$$

## ٣.٤ توليد العزوم — التفصيل الكامل

### عزم Roll ( $\tau_{roll}$ )

ينشأ عزم Roll من اختلاف قوى الدفع بين المحركات على جانبي الطائرة. في إطار Quad-X بترتيب المحركات القياشي (1=أمام-أيسر، 2=أمام-أيمن، 3=خلف-أيمن، 4=خلف-أيسر):

$$\tau_{roll} = L \cdot k_T \cdot (\omega_4^2 + \omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2) / 2$$

$L$ : طول ذراع الإطار من المركز إلى محور المحرك ( $m$ )

بصيغة أبسط: التفاوت في الدفع بين الجانب الأيسر والأيمن يُؤدّد دوراناً حول المحور الطولي.

### عزم Pitch ( $\tau_{pitch}$ )

ينشأ من اختلاف قوى الدفع بين المحركات الأمامية والخلفية:

$$\tau_{pitch} = L \cdot k_T \cdot (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) / 2$$

التفاوت في الدفع بين الأمام والخلف يُؤدّد دوراناً حول المحور الجانبي.

### عزم Yaw ( $\tau_{yaw}$ )

ينشأ من عزوم رد الفعل (Reaction Torques) الناتجة عن دوران المراوح. كل مروحة دوّارة تولد عزم احتكاك يعاكس اتجاه دورانها. اتجاهات الدوران في Quad-X:

- M1 (أمام-أيسر): CCW — تولد عزم CW على الهيكل
- M2 (أمام-أيمن): CW — تولد عزم CCW على الهيكل
- M3 (خلف-أيمن): CCW — تولد عزم CW على الهيكل
- M4 (خلف-أيسر): CW — تولد عزم CCW على الهيكل

$$\tau_{yaw} = k_M \cdot (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

$k_M$ : ثابت عزم الاحتكاك للمروحة ( $N \cdot m / rad^2 \cdot s^2$ )

النسبة  $k_M/k_T$  تُسمى الكفاءة الدورانية للمروحة — عادةً بين 0.01 و 0.05.

⚠ الترتيب والإشارات في صيغة Yaw تعتمد على ترقيم المحركات والاتجاهات المعتمدة. احرص على التحقق من توثيق الغرموير الذي تستخدمه.

## ٣.٥ ملخص معادلات التحويل: من السرعات الزاوية إلى القوى والعزوم

يمكن كتابة العلاقة بين سرعات المحركات والمخرجات ( $T, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}$ ) في شكل مصفوفي:

$$[T_{total}] [k_T \quad k_T \quad k_T \quad k_T] [\omega_1^2]$$

$$[\tau_{roll}] = [L \cdot k_T \quad -L \cdot k_T \quad -L \cdot k_T \quad L \cdot k_T] [\omega_2^2]$$

$$[ \tau_{pitch} ] [ L \cdot kT \quad L \cdot kT \quad -L \cdot kT \quad -L \cdot kT ] [ \omega_3^2 ]$$

$$[ \tau_{yaw} ] [ kM \quad -kM \quad kM \quad -kM ] [ \omega_4^2 ]$$

(الإشارات الدقيقة تعتمد على اصطلاح ترفيم المحركات واتجاهاتها)  
هذه المصفوفة تُسمى مصفوفة التخصيص (Allocation Matrix) وهي عكس مصفوفة المازج (Mixer). المازج هو العملية العكسية: من  $(T, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw})$  إلى  $\omega^2$  لكل محرك — وهو موضوع الباب السادس.

### ٣.٦ معامل الدفع والعزم في الواقع العملي

القيم النظرية  $kM$  و  $kT$  لا يمكن حسابها بدقة كاملة من الأبعاد الهندسية وحدها. في الواقع العملي:

- $kT$  يُقاس عبر قياس بنشي (Thrust Stand) — يتغير مع الجهد وكثافة الهواء والتآكل
- $kM$  أصعب في القياس — يُقدَّر عادةً من  $kT$  بضرب معامل تجريبي
- كلا المعاملين يتغيران مع السرعة ودرجة الحرارة (غير خطية)
- النماذج المبسطة تفترض ثباتهما وهو صحيح تقريباً قرب التحويم

النموذجي $kT$ نطاق	حجم الطائرة
$5-15 \times 10^{-7} \text{ N/(rad/s)}^2$	مايكرو (75mm-65)
$2-8 \times 10^{-6} \text{ N/(rad/s)}^2$	صغيرة (150mm-100)
$1-5 \times 10^{-5} \text{ N/(rad/s)}^2$	متوسطة (3-5 بوصة)
$5-20 \times 10^{-5} \text{ N/(rad/s)}^2$	كبيرة (7-10 بوصة)

### ٣.٧ العلاقة بين أنظمة التحكم والقوى والعزوم

تعمل أنظمة التحكم في الكوادكابتير على تحويل الأوامر (من الطيار أو الطيار الآلي) إلى تغييرات في سرعة المحركات. مسار الإشارة:

سرعات محركات → قوى ودفع وعزوم فعلية → ESC → أوامر Mixer → عزوم مطلوبة → PID → أمر الطيار

الرابط بين عالم التحكم (عزوم مطلوبة) وعالم التنفيذ (سرعات محركات) هو المازج — وهو موضوع الباب السادس.

### ٣.٨ تأثير عدد ريش المروحة على العزوم

زيادة عدد الريش تغير خصائص المروحة:

عدد الريش	الدفع عند نفس RPM	الكفاءة
2 (ثنائية)	معتدل	مرتفعة — الأفضل لمدة الطيران
3 (ثلاثية)	أعلى بـ 10-20%	متوسطة — شائعة للأكروبات
4 (رباعية)	أعلى بـ 15-25%	أقل — ضجيج أقل، استجابة أسرع

### ٣.٩ خلاصة الباب الثالث

يشكل هذا الباب الأساس الرياضي لنماذج التحكم في الكوادكابتير. النقاط الجوهرية:

- دفع كل مروحة يتناسب مع مربع سرعتها الزاوية:  $T = kT \cdot \omega^2$
- الدفع الكلي = مجموع دفع المراوح الأربع
- عزوم Pitch و Roll تنشأ من تفاوت الدفع بين جانبي ومقدمة/خلفية الطائرة
- عزم Yaw ينشأ من عزوم رد الفعل، ويتحكم فيه عبر اختلاف سرعات المراوح CW و CCW

- مصفوفة التخصيص تربط سرعات المحركات بالقوى والعزوم
  - المعاملات  $KM$  و  $KT$  تحتاج قياساً تجريبياً وتتغير مع الظروف
- في الباب الرابع سنبي فوق هذا الأساس النموذج الرياضي الكامل لحركة الكوادكابت، والذي يمثل الخطوة الأهم نحو تصميم أنظمة التحكم.

## الباب الرابع — النمذجة الرياضية المبسطة للكوادكابتير

بعد فهم القوى والعزوم المؤثرة في الكوادكابتير وإطارات الإحداثيات التي نصف فيها الحركة، نصل إلى الخطوة الأهم في الطريق نحو التحكم الفعلي: صياغة نموذج رياضي يصف سلوك الطائرة بطريقة قابلة للتحليل والاستخدام في تصميم أنظمة التحكم.

الهدف من النمذجة الرياضية ليس تمثيل كل ظاهرة فيزيائية بدقة كاملة — بل بناء نموذج يلتقط السلوك الجوهرى للنظام، خاصةً قرب حالة التحويم، بأبسط صورة ممكنة. هذا النموذج هو ما يُسمى في نظرية التحكم بـ Plant.

### ٤.١ لماذا نبسط النموذج؟ — الدقة مقابل القابلية للاستخدام

النموذج الفيزيائي الكامل للكوادكابتير يتضمن تأثيرات كثيرة ومتشابهة:

- الديناميكا الهوائية التفصيلية للمراوح: تغير معاملات الدفع مع السرعة والجهد والحرارة
- التفاعل الهوائي بين المراوح (Rotor-Rotor Interference)
- الاهتزازات الميكانيكية للهيكل والأذرع
- عدم خطية علاقة  $\text{Command} \rightarrow \text{RPM} \rightarrow \text{Thrust}$
- تأثير الأرض (Ground Effect) عند الارتفاعات المنخفضة
- التغير في توزيع الكتلة مع استهلاك الوقود/البطارية

استخدام هذا النموذج الكامل يجعل المعادلات معقدة للغاية ويصعب استخدامها عملياً في تصميم متحكمات فعالة. لذلك نلجأ إلى نموذج مبسط يوفر توازناً عملياً بين الدقة الفيزيائية وسهولة التحليل الرياضي.

النموذج	المميزات / العيوب
النموذج الكامل (Full Model)	دقيق جداً — لكن غير قابل للحل التحليلي وصعب التصميم عليه
النموذج المبسط (Near-Hover)	صحيح قرب التحويم — قابل للتحليل — أساس معظم متحكمات PID
نماذج تعلم آلي (ML Models)	دقيقة ومرنة — لكن تحتاج بيانات ضخمة وغير شفافة

### ٤.٢ الفرضيات الأساسية للنموذج المبسط

عند بناء النموذج المبسط نعتمد مجموعة من الفرضيات القياسية الراسخة في أدبيات التحكم بالطائرات متعددة المراوح:

الفرضية	المبرر والحد
الطائرة جسم صلب (Rigid Body)	صحيح لمعظم الأطر — يكسر عند تشوه الأذرع أو اهتزاز الهيكل
الطيران قرب التحويم (Near Hover)	الزوايا $\phi, \theta < \pm 30^\circ$ — يكسر في المناورات الأكروباتية الكاملة
زوايا ميل صغيرة نسبياً	يسمح باستخدام تقريب $\sin(x) \approx x$ و $\cos(x) \approx 1$ — يبسط المعادلات كثيراً
KT و KM ثابتان	تقريب جيد قرب التحويم — يتغيران مع الجهد والحرارة والتآكل

لا تفاعل هوائي بين المراوح	مقبول لمعظم الأطر — يؤثر في التصميمات المدمجة (Coaxial)
توزيع الكتلة ثابت	صحيح للطيران الاعتيادي — يكسر مع البطاريات السائلة أو الحمولات المتحركة
مصفوفة القصور الذاتي قطرية	صحيح للطائرات المتماثلة — الأطر غير المتماثلة تحتاج حدوداً إضافية

### ٤.٣ مصفوفة الدوران الكاملة

مصفوفة الدوران R تحوّل المتجهات من إطار الجسم إلى إطار الأرض. بترتيب (Yaw → Pitch → Roll) ZYX وهو الأكثر شيوعاً في الطيران:

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}$$

$$c = \cos(\cdot), s = \sin(\cdot), \phi = \text{Roll}, \theta = \text{Pitch}, \psi = \text{Yaw}$$

تقريب الزوايا الصغيرة ( $\sin(x) \approx x, \cos(x) \approx 1$ ) يبسط هذه المصفوفة إلى:

$$R \approx \begin{bmatrix} 1 & -\psi & \theta \\ \psi & 1 & -\phi \\ -\theta & \phi & 1 \end{bmatrix}$$

💡 هذا التبسيط صحيح عندما تكون الزوايا أقل من  $\approx 0.5$  rad ( $\approx 30^\circ$ ). عند زوايا أكبر يجب استخدام المصفوفة الكاملة أو Quaternions.

### ٤.٤ معادلات الحركة الانتقالية الكاملة

بتطبيق قانون نيوتن الثاني في إطار الأرض، مع الأخذ بعين الاعتبار أن الجاذبية تعمل في اتجاه ZE الموجب (نحو الأسفل) في نظام NED:

$$\begin{aligned} m \cdot \ddot{x}_E &= -T \cdot (c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi) \\ m \cdot \ddot{y}_E &= -T \cdot (s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi) \\ m \cdot \ddot{z}_E &= mg - T \cdot (c\theta c\phi) \end{aligned}$$

بتطبيق تقريب الزوايا الصغيرة ( $\phi, \theta$  صغيرتان،  $\psi$  عشوائية) نحصل على:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_E &\approx -T/m \cdot (\theta c\psi + \phi s\psi) \rightarrow \ddot{x}_E \approx -g \cdot \theta \quad (\text{حين } \psi \approx 0) \\ \ddot{y}_E &\approx -T/m \cdot (\theta s\psi - \phi c\psi) \rightarrow \ddot{y}_E \approx g \cdot \phi \quad (\text{حين } \psi \approx 0) \\ \ddot{z}_E &\approx g - T/m \end{aligned}$$

🔥 نتيجة مهمة جداً: الحركة الأفقية للطائرة لا تنتج من دفع أفقي مباشر، بل من ميلان متجه الدفع العمودي نتيجة تغير الزوايا  $\phi$  و  $\theta$ . الطائرة «تسقط جانبياً» نحو الاتجاه المطلوب!

## ٤.٥ معادلات الحركة الدورانية

لحساب دوران الطائرة حول محاورها نستخدم معادلة أويلر للحركة الدورانية للجسم الصلب:

$$I \cdot \dot{\omega}B + \omega B \times (I \cdot \omega B) = \tau B$$

مع فرضية أن مصفوفة القصور الذاتي قطرية ( $I = \text{diag}(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz})$ ) وتطبيق الحاصل الاتجاهي ( $\omega B \times I \cdot \omega B$ ) نفضل المعادلة على المحاور الثلاثة:

$$I_{xx} \cdot \dot{p} = \tau_{roll} + (I_{yy} - I_{zz}) \cdot q \cdot r$$

$$I_{yy} \cdot \dot{q} = \tau_{pitch} + (I_{zz} - I_{xx}) \cdot p \cdot r$$

$$I_{zz} \cdot \dot{r} = \tau_{yaw} + (I_{xx} - I_{yy}) \cdot p \cdot q$$

الحدود  $qr \cdot (I_{yy} - I_{zz})$  وما شابهها هي الحدود الجيروسكوبية (Gyroscopic Coupling Terms). قرب حالة التحويم حيث معدلات الدوران  $p, q, r$  صغيرة، تصبح هذه الحدود صغيرة جداً (تناسب مع حاصل ضرب اثنتين من الكميات الصغيرة). لذلك نهملها في النموذج المبسط:

$$I_{xx} \cdot \dot{p} \approx \tau_{roll} \quad (\text{المبسطة Roll معادلة})$$

$$I_{yy} \cdot \dot{q} \approx \tau_{pitch} \quad (\text{المبسطة Pitch معادلة})$$

$$I_{zz} \cdot \dot{r} \approx \tau_{yaw} \quad (\text{المبسطة Yaw معادلة})$$

هذه المعادلات الثلاث هي القلب التحليلي لتصميم PID في Rate Loop. كل معادلة تقول: العزم يولد تسارعاً زاوياً، والتسارع الزاوي يولد سرعة زاوية. هذا هو سلوك «المكامل المزدوج» الذي يُبرر استخدام PID.

## ٤.٦ تقريب الزوايا الصغيرة — الاشتقاق التفصيلي

حجر الأساس الذي يقوم عليه كل النموذج المبسط هو تقريب الزوايا الصغيرة:

$$\sin(\phi) \approx \phi \quad \cos(\phi) \approx 1 \quad (|\phi| < 0.17 \text{ rad} = 10^\circ \text{ خطأ} > 1\% \text{ حين})$$

$$\sin(\theta) \approx \theta \quad \cos(\theta) \approx 1 \quad (|\theta| < 0.35 \text{ rad} = 20^\circ \text{ خطأ} > 5\% \text{ حين})$$

دقة هذا التقريب بالأرقام:

الخطأ (%)	الزاوية (rad)	الحقيقي sin	الزاوية (°)
0.1% — ممتاز	0.0873	0.0872	5°
0.5% — جيد جداً	0.1745	0.1736	10°
2.1% — مقبول	0.3491	0.3420	20°
4.7% — حد مقبول	0.5236	0.5000	30°
11% — خطأ ملحوظ	0.7854	0.7071	45°

## ٤.٧ النموذج في فضاء الحالة (State Space)

يمكن كتابة النموذج الكامل في شكل فضاء الحالة — وهو الشكل الذي تستخدمه معظم أدوات التحليل والتصميم الحديثة. متجه الحالة للكوداكابتز قرب التحويم:

$$x = [x_E, y_E, z_E, \dot{x}_E, \dot{y}_E, \dot{z}_E, \phi, \theta, \psi, p, q, r]^T \quad (\text{متغير حالة 12})$$

متجه التحكم (مدخلات النظام):

$$\mathbf{u} = [T\_total, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}]^T \quad (4 \text{ مدخلات})$$

معادلات الحالة المبسطة:

$$\begin{aligned} \dot{x}_E &= v_{xE} & \dot{y}_E &= v_{yE} & \dot{z}_E &= v_{zE} \\ \dot{v}_{xE} &\approx -g \cdot \theta & \dot{v}_{yE} &\approx g \cdot \phi & \dot{v}_{zE} &\approx g - T/m \\ \dot{\phi} &\approx p & \dot{\theta} &\approx q & \dot{\psi} &\approx r \\ \dot{p} &\approx \tau_{roll}/I_{xx} & \dot{q} &\approx \tau_{pitch}/I_{yy} & \dot{r} &\approx \tau_{yaw}/I_{zz} \end{aligned}$$

📌 ملاحظة التصميم: نظرنا إلى النموذج ونجده مقسماً إلى ثلاث مجموعات شبه مستقلة: (1) الديناميكا الزاوية [  $\phi, \theta, \psi, p, q, r$  ] الحركة الأفقية [  $x_E, y_E, v_{xE}, v_{yE}$  ] التي تتأثر بالزوايا (3) الحركة العمودية [  $z_E, v_{zE}$  ]. هذا الفصل النسبي هو ما يسمح بتصميم حلقات تحكم متتالية (Cascaded Control).

## ٤.٨ نقطة التوازن (Hover Equilibrium)

نقطة التوازن هي الحالة التي يكون فيها النظام ثابتاً — أي أن جميع مشتقات الحالة تساوي صفرًا. لحالة التحويم:

$$T_0 = mg \quad (\text{الدفع الموازن لوزن الطائرة})$$

$$\phi_0 = \theta_0 = 0, \quad \psi_0 = \text{ثابت}$$

$$p_0 = q_0 = r_0 = 0$$

$$\tau_{roll_0} = \tau_{pitch_0} = \tau_{yaw_0} = 0$$

حول هذه النقطة نُجرى التحليل الخطي (Linearization) الذي تعتمد عليه نظرية PID وتقنيات تصميم المتحكمات الكلاسيكية.

## ٤.٩ لماذا هذا النموذج يُمَثَّل «Integrator» مزدوجاً؟

من معادلات الحركة نلاحظ البنية الرياضية التالية على محور Roll مثلاً:

$$\tau_{roll} \rightarrow \dot{p} = \tau_{roll}/I_{xx} \rightarrow p = \int (\tau_{roll}/I_{xx}) dt \rightarrow \phi = \int p dt$$

أي أن العزم يُكامل مرتين للحصول على الزاوية — عبر Integrator مزدوج. هذا له نتيجتان مهمتان:

- Rate Loop (حلقة p): كل عزم مطبَّق يتكامل مرة واحدة للحصول على p — هذا نظام Integrator واحد يستجيب لـ PID بشكل ممتاز
- Angle Loop (حلقة  $\phi$ ): العزم يتكامل مرتين — هذا يعني استجابة أبطأ وحاجة إلى تصميم أكثر حرصاً

🔗 لهذا السبب تعمل Rate Loop بتردد أعلى بكثير من Angle Loop. Rate Loop تتعامل مع Integrator واحد (أسرع)، بينما Angle Loop تتعامل مع Integrator مزدوج (أبطأ).

## ٤.١٠ حدود النموذج — متى ينكسر؟

لماذا ينكسر النموذج المبسط؟

الموقف

زوايا < 90°، تقريب الزوايا الصغيرة باطل، Gimbal Lock ممكن	مناورات أكروباتية (قلبات كاملة)
السحب الهوائي وتأثير الحركة المتقدمة يصبحان مهمين	طيران أمامي سريع < 15 m/s
تأثير الأرض (Ground Effect) يرفع الدفع بشكل غير خطي	عند الأرض (> 0.5 × قطر المروحة)
تغير الكتلة ومركز الثقل يغيران معاملات النموذج	بطارية/حمولة تتغير أثناء الطيران
الاهتزازات الميكانيكية لا يصفها نموذج الجسم الصلب	رنين الإطار (Frame Resonance)

## ٤.١١ خلاصة معادلات النموذج — مرجع سريع

المعادلات الأساسية للنموذج المبسط كاملةً في مكان واحد:

الحركة الانتقالية —

$$m \cdot \ddot{x}_E \approx -g \cdot m \cdot \theta \quad (\text{حركة أمامية/خلفية})$$

$$m \cdot \ddot{y}_E \approx g \cdot m \cdot \phi \quad (\text{حركة جانبية})$$

$$m \cdot \ddot{z}_E \approx m \cdot g - T \quad (\text{حركة عمودية})$$

الحركة الدورانية —

$$I_{xx} \cdot \dot{p} \approx \tau_{roll} \quad (\text{Roll})$$

$$I_{yy} \cdot \dot{q} \approx \tau_{pitch} \quad (\text{Pitch})$$

$$I_{zz} \cdot \dot{r} \approx \tau_{yaw} \quad (\text{Yaw})$$

نموذج الدفع والعزوم —

$$T = k_T \cdot (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)$$

$$\tau_{roll} = L \cdot k_T \cdot (\omega_4^2 + \omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2) / 2$$

$$\tau_{pitch} = L \cdot k_T \cdot (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) / 2$$

$$\tau_{yaw} = k_M \cdot (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

## الباب الخامس — حلقات التحكم في الكوادكابتز

النموذج الرياضي الذي بنيناها في الباب الرابع يصف سلوك الطائرة (Plant)، لكنه لا يضمن الاستقرار بحد ذاته. الكوادكابتز غير مستقر طبيعياً — يحتاج إلى نظام تحكم يعمل بشكل مستمر وسريع لإبقائه ثابتاً. هذا الباب يشرح كيف يبني هذا النظام.

### 5.1 مبدأ التحكم بالتغذية الراجعة (Closed-Loop Control)

الفكرة الجوهرية لكل نظام تحكم في الكوادكابتز هي حلقة مغلقة تعمل باستمرار:



في كل دورة من دورات التحكم (1000-4000 مرة/ثانية) يحدث التالي:

1. تُقرأ قياسات الجيروسكوب ( $p, q, r$  الفعلية)
2. يُحسب الخطأ:  $Error = Setpoint - Measurement$
3. يُحسب خرج المتحكم PID بناءً على الخطأ
4. يُرسل الخرج إلى المازج لتحويله إلى أوامر محركات
5. تُنفذ الأوامر على ESC والمحركات
6. تتكرر الدورة من البداية

### 5.2 لماذا لا تكفي حلقة تحكم واحدة؟

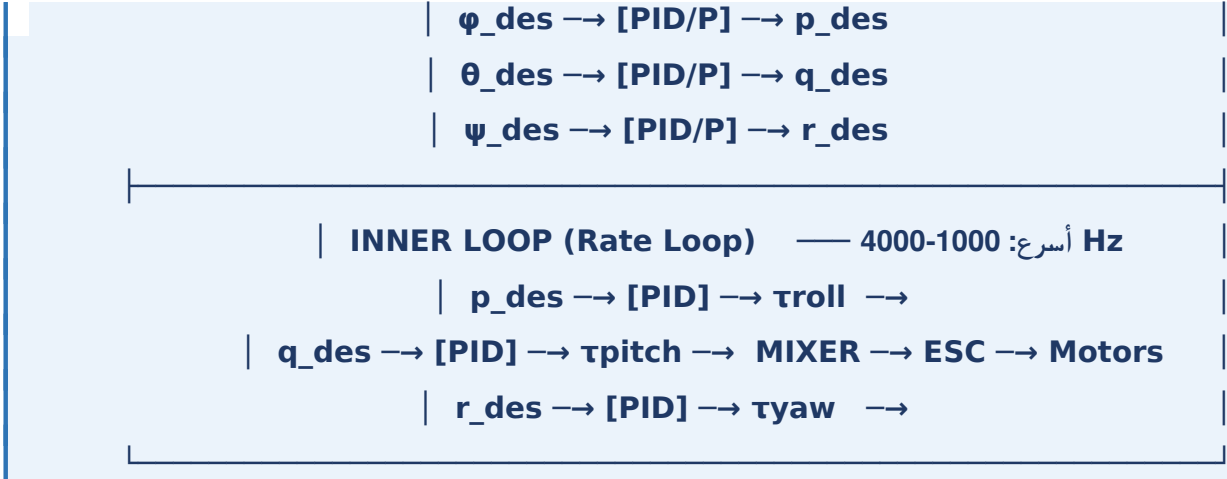
يبدو بسيطاً: لماذا لا نبني حلقة واحدة تقرأ الزاوية المطلوبة وتُحققها مباشرة؟ الجواب في عدة مشاكل عملية:

المشكلة	الشرح
قياس الزاوية غير مباشر	الزاوية لا تُقاس مباشرة — بل تُحسب من دمج وفلتر قياسات الجيروس والتسارع، مما يُضيف تأخيراً وضجيجاً
الديناميكا الزاوية سريعة	معدلات الدوران ( $p, q, r$ ) تتغير في ميلي-ثوانٍ. حلقة واحدة بطيئة لن تلحق بهذه التغيرات
تعارض متطلبات الاستجابة	الحلقة الخارجية (زوايا) تحتاج استجابة أبطأ وأكثر هدوءاً. الحلقة الداخلية (معدلات) تحتاج سرعة قصوى
صعوبة ضبط PID الواحد	ضبط متحكم واحد لمستويين من الديناميكا في آنٍ واحد شبه مستحيل عملياً

### 5.3 بنية التحكم المتتالي (Cascaded Control) — الحل العملي

الحل الذي أثبتت فعاليته في جميع فيرمويرات الكوادكابتز الحديثة هو التحكم المتتالي: تقسيم التحكم إلى حلقتين متداخلتين تعملان بسرعات مختلفة:

Hz أبطأ: 500-100 — OUTER LOOP (Angle Loop)



## 5.6 حلقة المعدلات الزاوية (Rate Loop) — القلب الأسرع

حلقة المعدلات هي الحلقة الأساسية والأسرع في نظام التحكم. تُسمى أحياناً «Inner Loop» أو «Stabilization Loop». إنها المسؤولة مباشرة عن استقرار الطائرة اللحظي.

### المدخلات والمخرجات

العنصر	التفاصيل
المدخل: Setpoint	معدلات الدوران المطلوبة: [p_des, q_des, r_des] — تأتي من Angle Loop أو مباشرة من وحدة التحكم (Acro Mode)
المدخل: Measurement	معدلات الدوران المقاسة من الجيروسكوب: [p, q, r] في إطار الجسم
الخطأ	$e_p = p_{des} - p \quad e_q = q_{des} - q$ $e_r = r_{des} - r$
المخرج	عزوم مطلوبة: [τroll, τpitch, τyaw] — تُرسل إلى المازج
تردد التنفيذ	1 kHz إلى 4 kHz — كل 0.25 ms إلى 1 ms

### لماذا تعمل Rate Loop بهذا التردد العالي؟

من معادلة الحركة الدورانية المبسطة  $I_{xx} \cdot \ddot{p} \approx \tau_{roll}$ ، نرى أن النظام يتصرف كـ Integrator. ثابت الزمن الطبيعي لهذا الـ Integrator صغير جداً — أي أن الطائرة يمكن أن تراكم معدل دوران بسرعة كبيرة. لذلك يجب أن تكون حلقة التصحيح أسرع بكثير من هذه الديناميكا.

## 5.0 حلقة الزوايا (Angle Loop) — الحلقة الخارجية

حلقة الزوايا تعمل على مستوى أعلى. مهمتها تحويل الزاوية المطلوبة إلى معدل دوران مطلوب يُمرر إلى Rate Loop:

$$p_{des} = K\phi \cdot (\phi_{des} - \phi) \quad (\text{محور Roll})$$

$$q_{des} = K\theta \cdot (\theta_{des} - \theta) \quad (\text{محور Pitch})$$

الجانب	التفاصيل
نوع المتحكم	غالباً P فقط أو PI — نادراً يُستخدم D لأن الزوايا تتغير ببطء نسبي
تردد التنفيذ	100-500 Hz — أبطأ من Rate Loop لأن الزوايا تتغير أبطأ من المعدلات
مصدر القياس	زوايا أويلر المُقدَّرة من دمج الحساسات (Sensor Fusion)
محور Yaw	يُتحكَّم فيه كـ Yaw Rate وليس كزاوية مطلقة في معظم الأنظمة. الزاوية المطلقة تحتاج Magnetometer

## 5.6 محور Yaw — الحالة الخاصة

Yaw يختلف عن Roll و Pitch في جانب مهم لا يوجد مرجع طبيعي لتقديره بدقة مثلما توفر الجاذبية مرجعاً لـ Roll/Pitch. هذا يعني:

- Gyroscope وحده يتراكم انجرافاً مع الوقت على محور Yaw (Yaw Drift)
- Accelerometer لا يوفر معلومة عن Yaw (الجاذبية عمودية، Yaw دوران حول العمودي)
- Magnetometer يوفر مرجعاً مطلقاً لـ Yaw لكنه حساس جداً للتشويش الكهرومغناطيسي

الوضع	كيف يُتحكَّم في Yaw؟
Acro / Rate Mode	يُتحكَّم في Yaw Rate مباشرةً — لا حاجة لزاوية مطلقة
Angle / GPS Mode	يحتاج Magnetometer لتثبيت الرأسية (Heading Hold)
بدون Magnetometer	Yaw يتراكم ببطء بسبب الانجراف — مقبول للطيران القصير

⚠️ التشويش الكهرومغناطيسي من الأسلاك والمحركات يؤثر كثيراً على Magnetometer في الكوادكابتير. اختبر معايرته دائماً بعيداً عن المعدن والإلكترونيات.

## 5.7 تسلسل التنفيذ داخل الفيرموير

في كل دورة من دورات المعالج تُنفَّذ الخطوات التالية بالترتيب:

الخطوة	التفاصيل
1. قراءة الجايرو	قراءة ADC الخام → تطبيق معايرة الانحياز → الحصول على $p, q, r$ الخام
2. الفلتر	تطبيق LPF و Notch filters على إشارة الجايرو → $p, q, r$ المُصَفَّاة
3. Rate PID	حساب الخطأ وتطبيق $P+I+D$ → عزوم مطلوبة ( $\tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}$ )
4. Mixer	تحويل ( $T, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}$ ) → أوامر المحركات الأربعة ( $m1..m4$ )
5. إرسال الأوامر	إرسال أوامر DShot/PWM إلى ESCs — في نهاية

الدورة	
تحديث Angle Loop، قراءة Accelerometer، تقدير الزاوية، قراءة RC Input	[بالتوازي - أبطأ]

## 5.8 معدلات تنفيذ الحلقات — جدول مقارنة

الحلقة	التردد النموذجي	الفترة الزمنية	لماذا هذا التردد؟
Gyro Sampling	kHz 4-8	ms 0.125-0.25	أساس كل شيء — يجب أسرع
Rate Loop (PID)	kHz 1-4	ms 0.25-1	الاستقرار الأساسي للطائرة
Angle Loop	Hz 100-500	ms 2-10	الزوايا أبطأ من المعدلات
ESC / Motor	يتابع Rate Loop	ms 0.25-1	DShot يسمح بتحديث سريع
RC Input	Hz 50-500	ms 2-20	بروتوكول RC يحدد الحد
GPS / Position	Hz 5-10	ms 100-200	GPS تحديث بطيء طبيعياً

## 5.9 تأثير التأخير (Latency) على الاستقرار

التأخير الزمني في حلقة التحكم هو العدو الأول للاستقرار. كل مصدر تأخير يُضيف Phase Lag يُقلل من هامش الاستقرار:

مصدر التأخير	التأثير والحل
فلتر الجايرو	LPF بتردد قطع منخفض يُضيف تأخيراً كبيراً. توازن بين تقليل الضجيج والتأخير
تردد Rate Loop	تردد منخفض يعني تأخيراً أعلى. 1kHz أفضل من 500Hz لكن يحتمل المعالج
بروتوكول ESC	PWM التقليدي: ~20ms تأخير. < DShot: 0.1ms الفرق ضخم جداً!
معالجة RC	بروتوكولات حديثة (ELRS, CRSF) > 0.1ms. بروتوكولات قديمة (PPM) +20ms

التأثير الرياضي للتأخير: تأخير زمني T في الحلقة يُضيف  $\omega \cdot T$  Phase Lag (راديان) عند التردد  $\omega$ . عند تردد 100 Hz وتأخير 2ms:

$$\text{Phase Lag} = 2\pi \times 100 \times 0.002 = 1.26 \text{ rad} \approx 72^\circ$$

⚠️  $72^\circ$  Phase Lag عند تردد 100 Hz يُقلل هامش الطور قليلاً خطيراً! عملياً، مجموع التأخيرات يجب أن يبقى أقل من 5-10ms في Rate Loop.

## 5.10 أوضاع تدفق الإشارة — مقارنة شاملة

الوضع	تدفق الإشارة	من يستخدمه؟
Acro / Rate	RC stick → p/q/r_des → Rate PID → Mixer	طيارون متقدمون، سباقات FPV
Angle / Self-Level	RC stick → $\phi/\theta_{des}$ →	مبتدئون، تصوير جوي

	Angle PID → p/q_des → Rate PID → Mixer	
متوسطون يتدربون على Acro	مزيج بين Acro و Angle بحسب موضع العصا	Horizon
تصوير احترافي، طيران تلقائي	GPS → Position PID → $\phi/\theta\_des$ → Angle PID → Rate PID → Mixer	Position Hold

## 5.11 خلاصة الباب الخامس

حلقات التحكم هي ما يُحوّل الطائرة من نظام غير مستقر إلى مركبة قابلة للسيطرة. النقاط الجوهرية:

- التحكم المتتالي (Cascaded) يقسم المشكلة إلى حلقتين: Rate Loop (سريعة، أساسية) و Angle Loop (أبطاً، خارجية)
- Rate Loop تعمل على معدلات الدوران مباشرة من الجايرو — بتردد 1-4 kHz
- Angle Loop تُحوّل الزاوية المطلوبة إلى معدل دوران مطلوب — بتردد 100-500 Hz
- Yaw حالة خاصة: يُتحكّم فيه كمعدل في معظم الأوضاع، يحتاج Magnetometer للزاوية المطلقة
- التأخير الزمني عدو الاستقرار — كل مصدر تأخير يجب تقليله (DShot بدل PWM، بروتوكول RC سريع)
- جميع الأوضاع (Acro/Angle/Position) تنتهي عند Rate Loop — ضبطها الأساس

## الباب السادس — المازج (Mixer): من العزوم إلى أوامر المحركات

المازج هو الجسر الهندسي بين عالم التحكم (عزوم مطلوبة) وعالم التنفيذ (أوامر المحركات الفعلية). حلقات PID تُنتج عزوماً مطلوبة — لكن المحركات لا تفهم «عزماً»، بل تفهم أوامر سرعة. المازج هو من يُترجم بين اللغتين. أي خلل في المازج يظهر فوراً كسلوك غير متوقع: انقلاب عند الإقلاع، Yaw معكوس، استجابة منحرفة — حتى لو كانت قيم PID مثالية تماماً.

### 6.1 مدخلات ومخرجات المازج

المدخلات (من حلقات التحكم)	المخرجات (إلى ESC)
T : الدفع الكلي المطلوب	$m_1$ : أمر المحرك 1 (أمام-أيسر)
$\tau_{roll}$ : عزم Roll المطلوب	$m_2$ : أمر المحرك 2 (أمام-أيمن)
$\tau_{pitch}$ : عزم Pitch المطلوب	$m_3$ : أمر المحرك 3 (خلف-أيمن)
$\tau_{yaw}$ : عزم Yaw المطلوب	$m_4$ : أمر المحرك 4 (خلف-أيسر)

كل أمر محرك  $m_i$  هو قيمة رقمية بين 0 و 100% (أو في DShot: 0 و 2047) تمثل نسبة القدرة المطلوبة. هذه القيمة تُحوّل داخل ESC إلى سرعة دوران فعلية.

### 6.2 مصفوفة المزج الخطي (Linear Mixer)

يُستخدم في معظم الفيروموبات مزج خطي يكتب العلاقة كمصفوفة:

$$m = M \cdot u$$

$$m : [m_1, m_2, m_3, m_4]^T \text{ — أوامر المحركات}$$
$$u : [T, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}]^T \text{ — متجه التحكم}$$
$$M : \text{مصفوفة المزج } (4 \times 4) \text{ — تعتمد على هندسة الإطار}$$

لإطار Quad-X القياسي (M1=أمام-أيسر، M2=أمام-أيمن، M3=خلف-أيمن، M4=خلف-أيسر):  
CW=خلف-أيمن، CCW=أمام-أيمن، CW=خلف-أيمن، CCW=أمام-أيمن

$$m_1 = T + \tau_{roll} - \tau_{pitch} - \tau_{yaw}$$
$$m_2 = T - \tau_{roll} - \tau_{pitch} + \tau_{yaw}$$
$$m_3 = T - \tau_{roll} + \tau_{pitch} - \tau_{yaw}$$
$$m_4 = T + \tau_{roll} + \tau_{pitch} + \tau_{yaw}$$

القاعدة الذهبية: كل محرك = T (الأساس المشترك) + مساهمته في كل عزم بحسب موقعه واتجاه دورانه. المحركات المتقاطعة (1 و 3، 2 و 4) تتشارك نفس الإشارة في Yaw، والجانبان يتعاكسان في Roll، والأمام والخلف يتعاكسان في Pitch.

### 6.3 كيف نشق مصفوفة المزج؟ — المنطق الهندسي

نشق المصفوفة من الفيزياء مباشرةً. نفرض أن  $L$  = طول الذراع من المركز إلى المحرك،  $KT$  = ثابت الدفع،  $KM$  = ثابت عزم الاحتكاك:

## الدفع الكلي (T)

$$T = kT(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \leftarrow \text{كل المحركات تُسهم بالتساوي}$$

عزم Roll — الاختلاف بين اليمين واليسار

$$\tau_{roll} = L \cdot kT(\omega_4^2 + \omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2)/2$$

محاور أيسر (1,4) تزيد الإمالة يميناً بزيادة دفعها؛ محاور أيمن (2,3) تقلله.

عزم Pitch — الاختلاف بين الأمام والخلف

$$\tau_{pitch} = L \cdot kT(\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2)/2$$

محاور أمامية (1,2) تزيد الإمالة للخلف بزيادة دفعها (Pitch up).

عزم Yaw — عزوم رد الفعل

$$\tau_{yaw} = kM(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

المراوح (1,3) CCW تولد عزم CW على الهيكل والعكس — الفرق بين المجموعتين هو عزم Yaw.

## 6.6 التعيين العكسي — من العزوم إلى $\omega^2$

بعكس مصفوفة المزج نحصل على السرعات الزاوية المطلوبة لكل محرك:

$$\omega_1^2 = T/(4kT) + \tau_{roll}/(4kTL) - \tau_{pitch}/(4kTL) - \tau_{yaw}/(4kM)$$

$$\omega_2^2 = T/(4kT) - \tau_{roll}/(4kTL) - \tau_{pitch}/(4kTL) + \tau_{yaw}/(4kM)$$

$$\omega_3^2 = T/(4kT) - \tau_{roll}/(4kTL) + \tau_{pitch}/(4kTL) - \tau_{yaw}/(4kM)$$

$$\omega_4^2 = T/(4kT) + \tau_{roll}/(4kTL) + \tau_{pitch}/(4kTL) + \tau_{yaw}/(4kM)$$

في الفيرومير يُنفذ هذا عادةً باستخدام قيم Command المعيارية (0-1 أو 0-100%) بدلاً من  $\omega^2$  مباشرةً، مع تطبيق جداول تحويل أو معادلة خطية تقريبية.

## 6.5 ترتيب المحركات — تحذير حاسم

ترتيب المحركات يختلف من فيرومير لآخر. الخطأ هنا يؤدي إلى انقلاب الطائرة فوراً عند الإقلاع. الأنماط الشائعة:

الفيرومير	M1 (أمام-أيسر)	M2 (أمام-أيمن)	M3-M4
Betaflight	⤵ CCW	⤵ CW	M3=أيمن, CCW M4=أيسر, CW
ArduPilot	⤵ CW	⤵ CCW	ترتيب مختلف — راجع الوثائق
PX4	⤵ CCW	⤵ CW	يتبع معيار MAVLink

⚠ لا تفترض أبداً ترتيب المحركات دون التحقق من وثيقة الفيرومير المستخدم. الخطأ يؤدي إلى حادثة فورية عند الإقلاع.

🔧 قبل كل تجميع جديد: اختبر كل محرك منفرداً من برنامج الإعداد (Motor Test) بدون مراوح. تأكد من الترتيب والاتجاه قبل تركيب أي مروحة.

## ٦.٦ التشبع (Saturation) — متى يعجز المازج؟

كل محرك له حدود تشغيل:  $m_{\min} \leq m_i \leq m_{\max}$ . عندما يطلب النظام مجموعاً من  $T$  وعزوم كبيرة، قد تتجاوز بعض أوامر المحركات الحد الأقصى (أو الأدنى). هنا يقع التشبع:

مثال على التشبع	السيناريو
$T$ مرتفع + Roll كبير	$m_1$ و $m_4$ قد يتجاوزان 100% — لا يمكن تنفيذ Roll بالكامل
$T$ مرتفع + Yaw	Yaw يحتاج فارقاً دقيقة في السرعات — مع $T$ مرتفع لا يبقى هامش
$T$ منخفض + تصحيح كبير	محرك يصل صفر — لا يمكن تقليل سرعته أكثر

عند التشبع يصبح من المستحيل تحقيق جميع المتطلبات في آن واحد. الفيرموير يتبع أحد الاستراتيجيات التالية:

### استراتيجية 1: خفض (Throttle Limiting) $T$

إذا:  $m_i > m_{\max}$

[الكلي للسماح بالعزوم  $T$  خفض]  $T_{\text{new}} = T - (\max(m_i) - m_{\max})$  إذن

### استراتيجية 2: أولوية المحاور (Axis Priority)

بعض الفيرمويرات تُعطي Roll/Pitch أولوية على Yaw — لأن Yaw الضعيف أكثر أماناً من Roll/Pitch الضعيف:

$Roll/Pitch > Yaw > T$  أولوية

### استراتيجية 3: التطبيع (Normalization)

تقليص جميع المخرجات بنفس النسبة حتى تقع ضمن الحدود:

إذا:  $\max(m_i) > m_{\max}$

إذن:  $m_{\text{new}} = m \times (m_{\max} / \max(m_i))$

## ٦.٧ كيف تُميّز مشكلة Mixer عن مشكلة PID؟

كثير من مشاكل المازج تُشخص خطأً على أنها مشاكل PID. الجدول التالي يساعد في التمييز:

الأعراض	السبب المرجح
انقلاب فوري عند الإقلاع	ترتيب محركات خاطئ أو اتجاه دوران معكوس — مشكلة Mixer قطعاً
Yaw معكوس أو ضعيف جداً	اتجاه دوران مراوح لا يتوافق مع إعدادات Mixer
استجابة Roll تميل طبيعياً ثم تختل	احتمال تشبع مع ارتفاع Throttle — راجع Motor Outputs في السجل
المشكلة تظهر عند Throttle عالٍ فقط	تشبع — ليست مشكلة PID
PID مضبوط لكن الطيران غير سلس	احتمال خطأ في إشارات Roll/Pitch/Yaw في الإعدادات

القاعدة الذهبية: إذا كان السلوك «معكوساً» أو «مجنوناً» منذ اللحظة الأولى، ابحث في Mixer وترتيب المحركات والإشارات — وليس في PID.

## ٦.٨ تشخيص مشاكل Mixer من السجلات

عند تحليل سجلات الطيران (Blackbox) لتشخيص مشكلة Mixer أو تشيع:

- افتح Motor Outputs وانظر هل يلتصق أي محرك بالحد الأعلى (100%) أو الأدنى (0%) لفترات؟
- إذا وجد تشيع: هل يحدث مع ارتفاع Throttle أم مع المناورات؟ → يميّز بين التشيع الطولي والتشيع بالعزوم
- قارن بين إشارات PID المطلوبة وأوامر المحركات الفعلية — إذا كانت PID تطلب عزمًا لكن المحركات لا تستجيب → تشيع
- إذا كانت أوامر المحركات تهتز بتناسب مع D-term → ضجيج يدخل الحلقة وليس تشيعاً

## ٦.٩ خلاصة الباب السادس

- المازج يُحوّل (T, τroll, τpitch, τyaw) إلى أوامر المحركات الأربعة
- مصفوفة المزج تعتمد على هندسة الإطار وترتيب المحركات واتجاهات الدوران
- التشيع حتمي في كل نظام محدود القدرة — الفيرموير يديره بأولويات
- أخطاء Mixer تُشخص خطأً كمشاكل PID — تعلّم التمييز بين الحالتين
- دائماً تحقق من ترتيب المحركات واتجاهاتها قبل أي محاولة طيران

## الباب السابع — متحكم PID عملياً: كيف يعمل، لماذا يفشل، وكيف يُضبط

وصلنا إلى أشهر خوارزمية تحكم في عالم الكوادكابتير: متحكم PID (نسي-تكاملي-تفاضلي). هذه الخوارزمية موجودة في كل فيرموير، من أبسط سيارة RC إلى أعقد طائرة عسكرية. لكن فهمها في سياق الكوادكابتير يتطلب أكثر من مجرد معرفة المعادلة.

PID في الكوادكابتير لا يعمل بمعزل. أدائه يتأثر بجودة القياسات، مستوى الاهتزازات، الفلتر والتأخير، تشبع المحركات، وخصائص الجهد تحت الحمل. لذلك فهم PID عملياً يعني فهمه كجزء من منظومة متكاملة.

### ٧.١ لماذا PID مناسب للكوادكابتير تحديداً؟

من الباب الرابع رأينا أن ديناميكا الدوران قرب التحويم تبسط إلى:

$$I_{xx} \cdot \dot{p} = \tau_{roll} \rightarrow p = (1/I_{xx}) \cdot \int \tau_{roll} dt$$

هذا يعني أن النظام يتصرف كـ Integrator: التطبيق المستمر لعزم يُراكم معدل دوران. في نظرية التحكم، PID مصمّم تحديداً للتعامل مع هذا النوع من الأنظمة:

حد PID	دوره مع Integrator
P (تناسبي)	يُعاكس الخطأ الحالي — يمنع الانحراف المفاجئ
I (تكاملي)	يُعالج الخطأ المتراكم — يتيح تصحيح الانحرافات الثابتة (كتلة غير متوازنة، رياح ثابتة)
D (تفاضلي)	يُعاكس معدل تغير الخطأ — يمنع التجاوز ويُضيف تخميدياً لـ Integrator

### ٧.٢ المعادلة الأساسية — الصيغة المستمرة والمتقطعة

الصيغة المستمرة (للتحليل النظري)

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int e(\tau) d\tau + K_d \cdot (de/dt)$$

$u(t)$ : خرج المتحكم (العزم المطلوب)

$e(t)$ : الخطأ = Setpoint – Measurement

$K_p$ : معامل الحد التناسبي

$K_i$ : معامل الحد التكاملي

$K_d$ : معامل الحد التفاضلي

الصيغة المتقطعة (التنفيذ الفعلي في الفيرموير)

$$e[k] = \text{Setpoint}[k] - \text{Measurement}[k]$$

$$u_P[k] = K_p \cdot e[k]$$

$$I[k] = I[k-1] + e[k] \cdot \Delta t$$

$$u_I[k] = K_i \cdot I[k]$$

$$u_D[k] \approx -K_d \cdot (\text{Measurement}[k] - \text{Measurement}[k-1]) / \Delta t$$

$$u[k] = u_P[k] + u_I[k] + u_D[k]$$

⚠ ملاحظة حاسمة على  $u_D$ : المشتقة تُحسب على القياس وليس على الخطأ. هذا يتجنب 'D kick' الحاد الذي يحدث عند تغيير Setpoint مفاجئ. الإشارة سالبة لأن زيادة القياس (بدون تغيير Setpoint) تعني تقليص الخطأ.

### ٧.٣ الحد التناسبي P — التصحيح الفوري

$$u_P = K_p \cdot e$$

الحد P هو الأبسط والأقوى مباشرةً. يُنتج تصحيحاً فورياً متناسباً مع الخطأ الحالي:

$K_p$ كبير جداً	$K_p$ صغير جداً
اهتزازات سريعة — الطائرة «ترتجف»	استجابة بطيئة ومترامية — الطائرة تبدو «خاملة»
تضخيم الضجيج — اهتزازات في المحركات وESC	يبقى خطأ ثابت (Steady-state error)
اقتراب من التشبع عند أوامر كبيرة	سهولة في الضبط لكن أداء ضعيف

💡 نقطة البداية العملية لـ  $K_p$  في Rate Loop: ارفع حتى تسمع «صوت نشيشة» خفيف في المحركات أو تلاحظ اهتزازاً خفيفاً في الطائرة على الأرض (motor chirp test) ثم اخفض 10-20%.

### ٧.٤ الحد التكاملي I — الذاكرة التصحيحية

$$I[k] = I[k-1] + e[k] \cdot \Delta t$$

$$u_I = K_i \cdot I[k]$$

الحد I يراكم الخطأ عبر الزمن. وظيفته إزالة الخطأ المتبقي الذي لا يستطيع P وحده إزالته — مثل:

- اختلال خفيف في توزيع الكتلة (CG ليس في المركز)
- تباين طفيف في معاملات الدفع بين المحركات
- مقاومة هواء ثابتة في اتجاه واحد (رياح ثابتة)
- انحياز في مقياس الجايرو لم يُعاير

### مشكلة Integral Windup — التشبع التكاملي

خطر حقيقي في التنفيذ: إذا كان الطائرة على الأرض أو في وضع تشبع طويل، يستمر I في التراكم إلى قيمة ضخمة. عند زوال السبب، يحتاج النظام وقتاً لـ «تفريغ» هذا التراكم أثناءها يكون التصحيح مشوّهاً.

$$1 \text{ حل — I-limit: } I = \text{clamp}(I, -I_{\max}, +I_{\max})$$

$$2 \text{ حل — Anti-windup: } I = 0 \text{ إذا كان المحرك في تشبع}$$

$$3 \text{ حل — Conditional: } e < 0 \text{ إذا } I \text{ لا تراكم}$$

### ٧.٥ الحد التفاضلي D — التخميد والتوقع

$$u_D \approx -K_d \cdot (\text{Measurement}[k] - \text{Measurement}[k-1]) / \Delta t$$

الحد D يُضيف تخميدياً ديناميكياً. يتصرف كـ «مكبح» يُبطئ الاستجابة قبل التجاوز. هذا ما يجعل الطائرة تبدو مستقرة وهادئة عند المناورات:

$K_d$  كبير جداً

$K_d$  صغير جداً

تجاوز (Overshoot) ملحوظ عند التغييرات المفاجئة	«صلابة» مفرطة — الطائرة تقاوم الحركة
رنين بطيء عند التصحيح	تضخيم شديد للضجيج — حرارة محركات مرتفعة
قد يكون مقبولاً للطيران الاعتيادي الهادئ	خطر التشبع واهتزازات عالية التردد

⚠ الحد  $D$  يضخم الترددات العالية بطبيعته (المشتقة = مرشح تمرير عالي). أي ضجيج في إشارة الجايرو يظهر ضخماً في  $u_d$ . لذلك لا تزيد  $K_d$  قبل ضمان نظافة إشارة الجايرو وفلتره جيدة.

## ٧.٦ فلتر $D$ -term — ضرورة وليست خياراً

لأن  $D$  يضخم الضجيج، تُصيف جميع الفيرمويرات الحديثة فلتره على مسار  $D$ . الأشكال الأكثر شيوعاً:

نوع الفلتر	الوصف والتأثير
LPF على $D$ -term	يُضعف الترددات العالية قبل حساب $D$ . يُقلل الضجيج لكن يُضيف Phase Lag
LPF على إشارة الجايرو قبل $D$	يُصقي المصدر نفسه. أكثر شيوعاً في الفيرمويرات الحديثة
Biquad فوق LPF	مرشح أكثر تعقيداً يوفر ميل أكثر حدة في الترددات — تحكم أدق
Dynamic Notch	يُزيل ترددات الرنين تلقائياً بحسب RPM — الأفضل عند توفره

## ٧.٧ PID في Rate Loop مقابل Angle Loop — الفروق العملية

الجانب	Rate Loop	Angle Loop
المتغير المتحكم فيه	$p, q, r$ ( $^{\circ}/s$ )	$\phi, \theta, \psi$ ( $^{\circ}$ )
تردد التنفيذ	1-4 kHz	100-500 Hz
أهمية $D$	مهم جداً — يُخمد Integrator	نادراً يُستخدم — غالباً $P$ فقط
أهمية $I$	مهم — يُعالج انجراف الجايرو	مهم — يُعالج اختلال CG و $R$ ياح
مصدر القياس	مباشرة من الجايرو	من Sensor Fusion (IMU)

## ٧.٨ منهج ضبط PID الهندسي — خطوة بخطوة

الضبط الهندسي يتبع ترتيباً منطقياً ومحكوماً. الهدف ليس الوصول لأعلى قيم ممكنة، بل لأستقر أداء ممكن:

المرحلة	الإجراء والمعيار
0 — قبل PID	تأكد من: نظافة إشارة الجايرو، معايرة صحيحة، ترتيب محركات صحيح لا اهتزاز ميكانيكي ظاهر
1 — اضبط $K_p$ (Roll)	ابدأ بـ 30-50% من القيمة الافتراضية. ارفع تدريجياً حتى اهتزاز خفيف ثم اخفض 15-20%
2 — اضبط $K_p$ (Pitch)	افعل نفس الشيء. الطيران المتماثل يعني أن $Pitch \approx Roll$ في معظم الطائرات
3 — اضبط $K_p$ (Yaw)	ابدأ بقيمة أقل. $Yaw$ أبداً ديناميكياً — لا يحتاج نفس قيمة

Roll	
4 — اضبط K_d	ارفع K_d حتى تختفي التجاوزات ويهدأ الاهتزاز. توقف عند أول بوارد حرارة محركات أو ضجيج
5 — اضبط K_i	ارفع ببطء حتى تختفي الانحيازات الثابتة. توقف إذا أصبح التعافي بطيئاً أو ظهر «نشاط زائد»
6 — اختبر في الميدان	اختبر أوامر الـ Stick Releases، مناورات مفاجئة، وتحقق من السجلات

🔴 قاعدة الذهب في الضبط: إذا احتجت K\_d عالياً «ليُخفي» مشكلة — المشكلة الحقيقية ليست في PID. افحص الاهتزازات الميكانيكية والفترة أولاً.

## ٧.٩ قيم PID المرجعية للطائرات الشائعة

هذه قيم مرجعية نموذجية (Betaflight) — تختلف بحسب الإطار والمحركات والمراوح:

ملاحظات	K <sub>i</sub> Roll	K <sub>d</sub> Roll	K <sub>p</sub> Roll	حجم الطائرة
خفيفة جداً — استجابة سريعة	60-90	15-25	35-55	مايكرو (65-75mm)
متوازنة للأكروبات	70-100	20-35	40-60	3 بوصة
الأكثر شيوعاً	80-120	25-45	45-65	5 بوصة (Racing)
أثقل — قيم أقل	60-90	20-35	30-50	7 بوصة
بطيئة ديناميكياً	40-70	10-20	20-35	10 بوصة+

⚠ هذه القيم مرجعية فقط — لا تطبقها مباشرة. كل طائرة تختلف. دائماً ابدأ من 50-70% من هذه القيم وارفح تدريجياً.

## ٧.١٠ متى يفشل PID رغم ضبطه الصحيح؟

من أكثر الأخطاء شيوعاً تحميل PID مسؤولة مشكلة نابعة من مكان آخر. فهم الأسباب يوفر الوقت:

السبب الحقيقي	كيف يظهر كـ «مشكلة PID»؟
اهتزاز ميكانيكي عالٍ	D يضخم الاهتزاز → حرارة عالية، ضجيج، اهتزاز رغم P و I صحيحين
فترة زائدة (Phase Lag كبير)	النظام يرى «عالمًا قديماً» → تذبذب واهتزازات رغم قيم منطقية
تشبع محركات	PID يطلب عزماً ولا يتحقق → خطأ يتراكم، I يتضخم (Windup)
هبوط جهد (Voltage Sag)	قدرة المحركات تتراجع فجأة → يبدو كضعف في K <sub>p</sub>
انحياز جايرو (Gyro Bias)	I يتراكم باستمرار → انجراف مستمر لا يتوقف
خطأ في Mixer / ترتيب محرك	استجابة معكوسة أو غير متوقعة في محور معين

## ٧.١١ التفسير الرياضي: لماذا Phase Lag يُدمر الاستقرار؟

لفهم هذه النقطة الجوهرية نستخدم نظرية التحكم. في الحلقة المغلقة، هامش الطور (Phase Margin) يحدد مدى الاستقرار. التأخير الزمني T يُضيف  $\text{Phase Lag} = \omega T$  عند التردد  $\omega$ .

مثال: طائرة 5 بوصة، ثابت الزمن الطبيعي للـ Rate Loop  $\approx 10\text{ms}$ ، التردد الطبيعي  $\approx 100\text{Hz}$ . إذا أضفنا فلتره تُضيف 3ms تأخير:

$$\text{Phase Lag} = 2\pi \times 100 \times 0.003 = 1.885 \text{ rad} \approx 108^\circ$$

إذا كان Phase Margin الأصلي  $135^\circ$ ، أصبح بعد الفلتر:  $135^\circ - 108^\circ = 27^\circ$  فقط! هامش ضئيل جداً يعني اقتراباً خطيراً من الاهتزاز.

## ٧.١٢ خلاصة الباب السابع

PID هو قلب نظام التحكم، لكنه يعمل ضمن منظومة متكاملة:

- P يُصَحِّح فورياً، I يُصَحِّح تراكمياً، D يُخَمِّد ويمنع التجاوز
- الصيغة المتقطعة هي ما يُنْقَدُ فعلاً في الفيرموير — مع تعديلات حاسمة (D على القياس، Anti-windup)
- D يضجّم الضجيج بطبيعته — لا يعمل بأمان بدون فلتره جيدة وإشارة جايرو نظيفة
- الضبط يبدأ من P ثم D ثم I — وليس بالعكس
- معظم «مشاكل PID» مصدرها الاهتزاز الميكانيكي أو الفلتر الزائدة أو التشبع — وليس قيم K
- PID لا يعالج مشكلة اهتزاز ميكانيكي أو تشبع — يجب علاج الجذر أولاً

---

في الباب الثامن سنغوص في عالم الفلتر: لماذا نُفَلِّتِر، وكيف، وما الثمن الذي ندفعه في كل مرة نُضيف فيها فلترًا إلى حلقة التحكم.

## الباب الثامن — الفلتر في أنظمة الكوادكابتير

تعتمد حلقات التحكم في الكوادكابتير، وخصوصاً Rate Loop، على قياسات سريعة جداً من الجيروسكوب. هذه القياسات لا تمثل الحركة الفعلية للطائرة فقط — بل تحتوي أيضاً على ضجيج واهتزازات ميكانيكية متعددة المصادر. إذا دخل هذا الضجيج مباشرةً إلى PID وخاصةً الحد التفاضلي D، يتحول إلى أوامر تصحيح مزعجة للاستقرار.

🔑 الفلتر مقايضة هندسية لا مفر منها: كل فلتر يُقلل الضجيج لكنه يُضيف تأخيراً في الطور (Phase Lag) يُقلل هامش استقرار PID. الهدف دائماً إيجاد نقطة التوازن المثلى.

### ٨.١ لماذا نحتاج الفلتر؟ — تحليل مصادر الضجيج

إشارة الجايرو الخام تحتوي على مزيج من المحتوى المفيد والضار:

نوع الإشارة	نطاق التردد النموذجي
حركة الطائرة الفعلية (مفيد)	0 — 50 Hz
اهتزازات المحركات عند RPM منخفض	50 — 150 Hz
اهتزازات المحركات عند RPM عالٍ	150 — 400 Hz
رنين الإطار (Frame Resonance)	(يعتمد على الإطار) 80 — 300 Hz
ضجيج إلكتروني من الـ IMU	فوضوي — كل الترددات

المشكلة: الحد D في PID يحسب المشتقة (معدل التغيير)، وبالتحديد الرياضي المشتقة تُضخم الترددات العالية. نتيجةً: أي اهتزاز صغير في إشارة الجايرو يتحول إلى أمر محرك كبير وسريع — مما يُسبب المحركات ويُزعزع الاستقرار.

### ٨.٢ المفاهيم الترددية الأساسية

#### الاستجابة الترددية للفلتر

كل فلتر يُوصف بخاصيتين:

- استجابة السعة (Magnitude Response): كم يُضغف كل تردد — الترددات «المقطوعة» تنخفض سعتها
- استجابة الطور (Phase Response): كم تأخير يُضيفه عند كل تردد — يقاس بالدرجات أو الميلي-ثانية

#### تردد القطع (Cutoff Frequency — $f_c$ )

عند تردد القطع يكون الفلتر قد خفّض السعة إلى 0.707 من قيمتها الأصلية (أي -3 dB). الترددات أعلى منه تُخفّض بشكل متصاعد، والترددات أدنى منه تمر تقريباً بدون تغيير.

$$\text{Phase Lag} \approx \arctan(f / f_c) \text{ [degrees]}$$

$f$ : تردد الإشارة المراد حسابه

$f_c$ : تردد قطع الفلتر

مثال: فلتر بـ  $f_c = 100 \text{ Hz}$  يُضيف تأخير طور  $\approx 45^\circ$  عند  $100 \text{ Hz}$ ، وتأخير أصغر عند الترددات الأدنى.

$f_c$ الفلتر	Hz تأخير الطور عند 50	التأثير العملي
Hz 250	$\sim 11^\circ$	فلتر خفيفة — استجابة سريعة

توازن معقول للطائرات العادية	$\sim 27^\circ$	Hz 100
فلتر قوية — Phase Lag ملحوظ	$\sim 45^\circ$	Hz 50
فلتر مفرطة — يُضعف الاستقرار	$\sim 63^\circ$	Hz 25

### ٨.٣ فلتر التمرير المنخفض (Low-Pass Filter — LPF)

أكثر الفلاتر استخداماً في الكوداكابتز. يسمح بمرور الترددات المنخفضة (الحركة الفعلية) ويُضعف الترددات العالية (الضجيج).

التنفيذ الرقمي — الفلتر من الدرجة الأولى

$$y[k] = \alpha \cdot x[k] + (1 - \alpha) \cdot y[k-1]$$

$x[k]$ : الإشارة الداخلة (قراءة الجايرو الخام)

$y[k]$ : الإشارة الخارجة (المفلترة)

$\alpha$ : معامل التمرير =  $\Delta t / (\Delta t + 1/(2\pi \cdot f_c))$

$\Delta t$ : فترة الدورة (مثلاً 0.25ms عند 4kHz)

كلما صغر  $\alpha$  (=  $f_c$  منخفض) كان الفلتر أقوى وأبطأ استجابةً. كلما كبر  $\alpha$  (=  $f_c$  مرتفع) كانت الاستجابة أسرع مع ضجيج أكثر.

فلتر Biquad (من الدرجة الثانية)

يُستخدم في Betaflight وفيرمويرات متقدمة لأنه يوفر انحداراً أحده عند  $f_c$  مع تحكم أفضل في خصائص الطور. يتطلب ضعف الحسابات لكنه أكثر فعالية.

### ٨.٤ فلتر الشق (Notch Filter)

فلتر Notch لا يُضعف كل الترددات العالية — بل يستهدف نطاقاً ضيقاً جداً حول تردد محدد  $f_0$ . مثالي لإزالة ترددات رنين معروفة دون التأثير على باقي الإشارة.

ويترك بقية الترددات سليمة ،  $f = f_0$  يُضعف بشدة عند Notch

معاملات فلتر Notch

يُوصف فلتر Notch بثلاثة معاملات:

- $f_0$ : تردد المركز — التردد المُستهدف للإزالة
- $Q$ : معامل الجودة — يحدد عرض النطاق المُضعف ( $Q$  عالٍ = نطاق ضيق = Phase Lag أقل)
- العمق (Depth): مقدار التضعيف عند  $f_0$  بالديسيبل

Notch مثالي عندما تعرف تردد الاهتزاز مسبقاً (مثلاً: رنين إطار عند 150 Hz ثابت). إذا تغير التردد مع RPM فأنت بحاجة إلى Dynamic Notch.

### ٨.٥ الفلتر الديناميكي (Dynamic Notch Filter — RPM-based)

تردد اهتزاز المحرك يتغير مع RPM: عند Throttle منخفض يكون المحرك بطيئاً فتكون الاهتزازات ذات تردد منخفض، وعند Throttle عالٍ ترتفع الترددات. فلتر Notch ثابت لا يلحق بهذا التغيير.

الحل: Dynamic Notch يتتبع الترددات الناتجة عن المحركات أثناء الطيران ويُحرّك موضع Notch تلقائياً.

طريقتا التتبع

الطريقة	الوصف
تحليل طيفي (FFT/SDFT)	تحليل إشارة الجايرو في الوقت الفعلي لإيجاد القمم الترددية

— يعمل بدون معرفة RPM	
DShot Telemetry عبر ESC يقرأ RPM الفعلي من ESC ويضع Notch عند أضعاف f_motor	RPM Filtering (DShot Telemetry)

✓ RPM Filtering في Betaflight 4.0 يُعدّ من أقوى أدوات الفلتر الحديثة — يتتبع f\_motor وتوافقياتها (harmonics) لكل محرك بشكل مستقل. يتطلب: ESC يدعم DShot Telemetry، وتفعيل RPM Filtering في Betaflight.

## ٨.٦ مسار الفلتر الكامل في الفيرموير

إشارة الجايرو تمر بسلسلة من الفلاتر قبل وصولها للمحركات:

**Gyro Raw → Gyro LPF<sub>1</sub> → Gyro LPF<sub>2</sub> → [Dynamic Notch × 3] → Rate PID**  
↓  
**D-term LPF → Mixer → ESC**

الإعداد النموذجي Betaflight	الهدف	مرحلة الفلتر
PT1 عند 400-250 Hz	تقليل الضجيج الأساسي	Gyro LPF <sub>1</sub>
معطل أو PT1 100-250 Hz	فلتر إضافية	Gyro LPF <sub>2</sub> (اختياري)
Notches 1-3 تلقائية	إزالة ترددات الرنين	Dynamic Notch
PT1 عند 150-100 Hz	تقليل ضجيج D	D-term LPF

## ٨.٧ التأخير الكلي للفلتر وأثره على PID

التأخير الكلي = مجموع تأخيرات جميع الفلاتر في المسار. هذا التأخير الكلي يُحدد الحد الأقصى لـ Kp الذي يمكن استخدامه بأمان:

$$Kp_{max} \propto 1 / Total\_Phase\_Lag$$

بمعنى آخر: كلما قلّت الفلتر (Phase Lag أقل) كلما أمكن رفع Kp وD إلى قيم أعلى — وبالتالي استجابة أحد. هذا هو سبب السعي الدائم لتقليل الفلتر مع الحفاظ على إشارة نظيفة.

## ٨.٨ علامات المشاكل وكيف تُشخص

التشخيص	العَرَض
ضجيج عالٍ التردد في D-term — زد فلتر D أو قلل Kd	محركات ساخنة رغم طيران هادئ
اهتزاز ميكانيكي يدخل الحلقة — فلتر Notch عند التردد المُسبب	صوت محركات «حاد» أو ارتعاش سريع
فلتر مفرط — رفع f_c أو تقليل عدد الفلاتر	طائرة «كسولة» أو ناعمة جداً
Phase Lag مفرط من الفلتر يُقلل هامش الاستقرار — قلل الفلتر	اهتزاز بطيء منخفض التردد
مسار D يحتاج LPF أقل f_c، أو اهتزاز ميكانيكي يجب إصلاحه	ضجيج واضح في D-term بسجل الطيران

تحسين الأداء بعد رفع Throttle فقط  
Dynamic Notch غير مضبوط — ترددات المحرك  
العالية تسرب للحلقة

## ٨.٩ منهج عملي لضبط الفلتر

الترتيب الصحيح دائماً: إصلاح ميكانيكي أولاً ثم ضبط الفلتر.

1. أصلح الاهتزازات الميكانيكية أولاً (وازن المراوح، افحص المحامل، شد المسامير)
2. ابدأ بالإعدادات الافتراضية للفيروموير — مُصممة لتكون نقطة بداية آمنة
3. إذا ظهر ضجيج في سجل D-term: أضف Notch عند التردد المُحدد في FFT
4. إذا كانت المحركات ساخنة: قلل  $f_c$  لـ D-term تدريجياً حتى تبرد
5. إذا كانت الاستجابة بطيئة: ارفع  $f_c$  للـ Gyro LPF تدريجياً
6. استخدم RPM Filtering إذا كان ESC يدعم DShot Telemetry
7. راجع السجلات بعد كل تغيير — لا تضبط بالشعور وحده

⚠ لا تقلل الفلتر كثيراً قبل التأكد من نظافة الإشارة الميكانيكية. الفلتر المنخفضة مع اهتزازات عالية = ضمان لتلف المحركات والـ ESC.

## ٨.١٠ الفلتر وإصلاح الاهتزاز — العلاقة الجوهرية

قاعدة ذهبية لا استثناء فيها:

🔑 الفلتر تُعالج أثر الاهتزاز على إشارة التحكم — لكنها لا تُلغي الاهتزاز نفسه. محرك يهتز بشدة يظل يهتز ويستهلك طاقة ويتآكل حتى لو لم يُؤثر على التحكم بفضل الفلتر القوية.

مستوى الاهتزاز	الأثر على الفلتر المطلوبة
اهتزاز منخفض (مراوح متوازنة، إطار صلب)	فلتر خفيفة كافية → Phase Lag أقل → PID أفضل
اهتزاز متوسط	فلتر معتدلة — مقبول لكن يجب إصلاحه
اهتزاز عالٍ	تحتاج فلتر قوية جداً → Phase Lag كبير → PID متدهور → دائرة مفرغة

## ٨.١١ خلاصة الباب الثامن

- الفلتر ضرورية لمنع الضجيج من تدمير D-term وتسخين المحركات
- LPF يُقلل الضجيج العام بتردد قطع  $f_c$  — انخفاضه يزيد Phase Lag
- Notch يستهدف تردداً محدداً بدقة — مثالي لرنين الإطار
- Dynamic Notch يتتبع تلقائياً ترددات المحركات المتغيرة مع RPM
- RPM Filtering + DShot Telemetry = الأقوى والأدق في الفلتر الحديثة
- الفلتر المفرطة تُضيف Phase Lag يُقلل هامش استقرار PID
- الإصلاح الميكانيكي دائماً قبل الفلتر — لا استثناء

## الباب التاسع — وحدة القياس بالقصور الذاتي (IMU)، الاهتزازات، والعزل الميكانيكي

تعتمد أنظمة التحكم في الكوادكابتير اعتماداً مباشراً على وحدة القياس بالقصور الذاتي (IMU). هي المصدر الأساسي للمعلومات التي تُشغّل Rate Loop و Angle Loop. لكن IMU مُركّبة على هيكل يهتز — وكل اهتزاز يصلها يُشوّه القياسات ويدفع الفيرموير إلى تعويضات خاطئة.

🔑 نظافة قياسات IMU هي أساس استقرار الكوادكابتير. حلقة PID مثالية مع IMU تقرأ اهتزازات = نتيجة سيئة. IMU نظيفة مع PID متوسط = نتيجة جيدة. الأولوية دائماً للقياس النظيف.

### ٩.١ مكونات وحدة IMU

المكوّن	ما يقيسه	وحدة القياس
Gyroscope ثلاثي المحاور	السرعة الزاوية [p, q, r]	rad/s أو s/°
Accelerometer ثلاثي المحاور	التسارع النوعي (قوى غير جاذبية + أثر الجاذبية)	m/s <sup>2</sup> أو g
Magnetometer (اختياري)	الحقل المغناطيسي — لتقدير Yaw المطلق	μT (ميكرو-تسلا)
Barometer (اختياري)	الضغط الجوي — لتقدير الارتفاع	hPa أو Pa

الـ IMU الحديثة في الكوادكابتير (مثل ICM-42688-P) تعمل بمعدل أخذ عينات يصل إلى 8000 Hz أو أكثر، وتُخرج البيانات عبر واجهة SPI إلى وحدة التحكم.

### ٩.٢ الجايروسكوب — قلب Rate Loop

#### الخصائص المثالية

- سريع جداً — تأخير  $0.1ms >$  عند قراءة الـ SPI
- حساسية عالية — يلتقط التغيرات السريعة في معدلات الدوران
- إشارته مباشرة لـ Rate Loop بدون حسابات معقدة

#### القيود العملية

القيود	التأثير وكيفية التعامل
ضجيج (Noise) في الترددات العالية	يُعالج بالفلتر (LPF + Notch)
انحياز (Bias)	قراءة غير صفريّة عند السكون — يُصلح بمعايرة Gyro
انجراف (Drift)	عند تكامل الجايرو للحصول على زاوية — يتراكم الخطأ. يُعالج بالدمج مع Accelerometer
تشبع (Clipping)	إذا تجاوزت السرعة الزاوية الحد الأقصى للجايرو — يُستخدم Gyro بنطاق واسع ( $\pm 2000$ s/°)
حساسية للاهتزاز	يقيس الاهتزازات الميكانيكية كأنها حركة حقيقية — أكبر مصدر للمشاكل

## ٩.٣ مقياس التسارع — المرجع الثابت

ما يقيسه فعلاً

مقياس التسارع لا يقيس الجاذبية مباشرةً كقوة مستقلة. بل يقيس التسارع النوعي — وهو مجموع كل القوى غير الجاذبية المؤثرة على الجسم مقسومةً على كتلته. تأثير الجاذبية يظهر في القراءة عند السكون لأن «رد فعل العادي» من الأرض يعاكسها.

$$\|a_{meas}\| \approx g = 9.81 \text{ m/s}^2 \text{ (عند السكون على سطح مستوي)}$$

اتجاه المتجه يعتمد على وضعية الطائرة واصطلاح الإطار المستخدم.

الفائدة والقيود

الفائدة	القيود
مرجع طويل الأمد للاتجاه «العمودي» (اتجاه الجاذبية)	يتلوث أثناء المناورات بتسارع الحركة الفعلي
يُثبت تقدير Pitch و Roll على المدى الطويل	غير صالح كمرجع لحظي أثناء الطيران الديناميكي
يُوقف انجراف الجايرو عبر دمج الحساسات	الاهتزازات تُلوّث القراءة وتُصعّب الاستخدام المباشر

## ٩.٤ دمج الحساسات (Sensor Fusion) — الحصول على الاتجاه

لا يمكن الاعتماد على حساس واحد للحصول على تقدير اتجاه دقيق وعملي. كل حساس له نقاط قوة وضعف مكمّلة للآخر:

الحساس	قوي على المدى	ضعيف على المدى
Gyroscope	القصر — دقيق، سريع لا تأخير	الطويل — ينجرّف بالتكامل
Accelerometer	الطويل — ثابت، مرجع الجاذبية	القصر — بطيء، يتلوث بالمناورة

## Complementary Filter — أبسط وأشيع

$$\varphi_{est}[k] = \alpha \cdot (\varphi_{est}[k-1] + p \cdot \Delta t) + (1-\alpha) \cdot \varphi_{accel}$$

$\alpha$  : وزن الجايرو (0.95 ~ 0.99) — الجايرو يهيمن على المدى القصير

$\alpha=1$  : وزن التسارع — يُصخّح الانجراف على المدى الطويل

Complementary Filter بسيط وفعال للغاية للطيران الاعتيادي. يُستخدم في معظم FC ذات التكلفة المعقولة.

## Extended Kalman Filter (EKF)

أكثر تعقيداً ودقّةً من Complementary Filter. يُقدّر حالة النظام مع أخذ عدم اليقين بالحسبان. يُستخدم في ArduPilot وPX4 وأنظمة الملاحة المتقدمة. يدعم دمج GPS والبارومتر والمغناطيسي.

## ملاحظة مهمة على Yaw

- Pitch و Roll لهما مرجع طبيعي واضح (الجاذبية). Yaw لا يملك مرجعاً من الجاذبية — لذا:
- بدون Magnetometer: Yaw يعتمد فقط على تكامل ٢ من الجايرو → يتراكم الانجراف مع الوقت
- مع Magnetometer: Yaw مرجعي بالاتجاه المغناطيسي — لكن التشويش الكهرومغناطيسي من المحركات وال ESC يتلوّثه
- للسباق والأكروبات: Yaw Rate Control كافٍ — لا يحتاج زاوية Yaw مطلقة

## ٩.٥ مصادر الاهتزازات — تشخيص تفصيلي

المصدر	ترددات نموذجية	كيفية الاكتشاف
--------	----------------	----------------

مراوح غير متوازنة	$f = \text{RPM}/60$ وتوافقياتها	قمة في FFT تتحرك مع Throttle
محامل (Bearings) متآكلة	تشعبية — ترددات متعددة	صوت خشن من المحرك
رنين الإطار	ثابت 300-80 Hz	قمة ثابتة في FFT لا تتغير مع Throttle
مسامير رخوة	منخفضة ومتغيرة	ضجيج غير منتظم
أسلاك متذبذبة	منخفضة — 50-10 Hz	ضجيج مقترن بحركة الطائرة
تداخل كهربائي (Electrical Noise)	قد يكون عند 50/60 Hz أو أضعاف	يظهر بتردد ثابت غير مرتبط بـ RPM

## ٩.٦ رنين الإطار — فهم عميق

كل بنية ميكانيكية لها ترددات طبيعية (Natural Frequencies) تُعرف بترددات الرنين. عند هذه الترددات يكون تضخيم الاهتزاز أقصاه — حتى اهتزاز صغير المصدر يصبح ضخماً.

$$f_{\text{resonance}} = (1/2\pi) \cdot \sqrt{(k/m)}$$

$k$ : ثابت مرونة الإطار (N/m)

$m$ : الكتلة الفعالة

إذا اقترب تردد دوران المحرك ( $f_{\text{motor}} = \text{RPM}/60$ ) من  $f_{\text{resonance}}$  يحدث تضخيم كبير جداً حتى لو كانت المراوح متوازنة. هذا ما يُفسّر لماذا يكون الطيران مقبولاً عند Throttle منخفض ثم يظهر اهتزاز شديد عند Throttle محدد.

### الحلول

- ميكانيكياً: تغيير مادة الأذرع (كربون أكثر صلابة)، إضافة تدعيم، تغيير هندسة الإطار
- باستخدام Notch: وضع Notch عند  $f_{\text{resonance}}$  — لكن هذا يعالج الأثر وليس السبب
- تجنب نطاق RPM المُسبّب للرنين: إذا أمكن ضبط نطاق Throttle لتجنب هذا التردد

## ٩.٧ العزل الميكانيكي للـ IMU

هدف العزل الميكانيكي: تقليل الاهتزازات الوصلة إلى IMU عبر مواد مرنة أو تصميم تثبيت خاص.

نوع العزل	المزايا	العيوب
Soft Mounts (مطاط سيليكوني)	يُقلل اهتزازات عالية التردد بشكل كبير	قد يُدخل حركة على ترددات منخفضة
Foam Pad (رغوة)	رخيص وبسيط — مقبول للأجهزة المتوسطة	أقل فعالية وأقل تحكماً في التردد
Hard Mount (تثبيت صلب مباشر)	صفر تأخير — FC تتحرك مع الإطار تماماً	الاهتزازات تصل كاملةً — تحتاج فلتر أقوى

⚠ العزل المفرط يُسبب مشكلة أخرى: IMU تتأخر عن حركة الإطار الفعلية — تقيس حركة مختلفة عما يفعله الهيكل. هذا يُدخل خطأً في حلقة التحكم. القاعدة: عزل معتدل + توازن مراوح جيد + فلتر مناسبة.

## ٩.٨ منهج إصلاح الاهتزازات — الترتيب الصحيح

8. فحص المراوح: هل بها كسر أو تشوه؟ استبدالها
9. موازنة المراوح: استخدم موازن ديناميكي أو ورقة وقلم للتوازن الاستاتيكي
10. فحص محامل المحركات: لف كل محرك باليد — هل تشعر بخشونة؟ غيره

11. شد جميع المسامير: خاصة مسامير تثبيت المحركات وأذرع الإطار
12. تثبيت الأسلاك: تأكد أن أي سلك مرتخٍ مُثبَّت ولا يتذبذب
13. فحص تثبيت FC: هل هي مثبتة جيداً؟ هل الـ Soft Mounts سليمة؟
14. اختبار: طر وسجِّل، افتح FFT في Blackbox Explorer، ابحث عن القمم
15. إذا بقيت قمم ثابتة: أضف Notch عند تردداتها

أداة Blackbox Explorer تتيح عرض FFT لإشارة الجايرو مباشرةً من ملف السجل. القمم الواضحة في FFT تُحدد بدقة الترددات المشكِّلة وتوجِّه قرار الفلتر.

## ٩.٩ خلاصة الباب التاسع

- $IMU = Gyroscope (Rate Loop) + Accelerometer$  (مرجع الاتجاه) + اختياري
- الجايرو سريع ودقيق لكنه ينحرف — لا يُعتمد عليه وحده للاتجاه المطلق
- الـ Accelerometer يُصحِّح انجراف الجايرو لكنه يتلوث بالمناورة
- دمج الحساسات (Complementary Filter / EKF) يجمع أفضل ما في الاثنين
- الاهتزازات الميكانيكية هي العدو الأكبر لـ IMU — تصلها كضجيج في إشارة الجايرو
- الإصلاح الميكانيكي دائماً قبل الفلتر — هذا المبدأ لا استثناء فيه

## الباب العاشر — الطاقة والبطارية والقيود الكهربائية

يمثل نظام الطاقة عاملاً حاسماً في الأداء والاستقرار العملي. حتى مع تصميم ميكانيكي ممتاز وضبط PID مثالي وفلتر صحيحة — يمكن لنظام طاقة ضعيف أن يفشل كل ذلك بتأمين طاقة غير كافية في اللحظة الحرجة.

🔑 نظام الطاقة ليس مكوّنًا كهربائياً فحسب — هو عنصر تحكم غير مباشر. يحدد الحد الأقصى للدفع والعزم، ويؤثر مباشرةً على قدرة المحركات على تنفيذ أوامر PID في لحظة المناورة.

### ١٠.١ مكونات سلسلة الطاقة

الطاقة تنتقل عبر سلسلة من المكونات — أي خسارة أو قيد فيها يُقلل القدرة المتاحة للمحركات:

المحرك → المروحة → دفع → ESC → توزيع الطاقة/PDB → البطارية → أسلاك القدرة

المكوّن	أهم قيوده
البطارية (LiPo)	C Rating، المقاومة الداخلية، الجهد الأدنى، الحرارة
الأسلاك والموصلات	مقاومة أومية → خسائر حرارية، هبوط جهد
ESC	حد تيار مستمر وذروة، استجابة البروتوكول، الحرارة
المحرك	حد تيار، حد حرارة، عزم القصور الذاتي → استجابة الميكانيكية

### ١٠.٢ بطارية LiPo — المرجع الشامل

#### خصائص الخلية

المعامل	القيمة	الملاحظة
جهد الشحن الكامل	4.20 V	لا تتجاوزه — خطر انتفاخ وحريق
جهد التخزين	3.80 ~ 3.85 V	الأفضل لتخزين طويل
الجهد الاسمي	3.70 V	يُستخدم في الحسابات النظرية
الحد الأدنى للتفريغ	3.3 V (أقصى) / 3.50 V (حذر)	التفريغ أدنى منه يُتلف الخلية

#### عدد الخلايا S والجهد

$$V_{nom} = N_S \times 3.7 V \quad | \quad V_{full} = N_S \times 4.2 V$$

عدد الخلايا	الاسمي V	الشحن الكامل V	الاستخدام الشائع
1S	3.7 V	4.2 V	مايكرو (65-75mm)
2S	7.4 V	8.4 V	Toothpick, 2.5 بوصة
3S	11.1 V	12.6 V	3 بوصة، فري-ستايل قديم
4S	14.8 V	16.8 V	5 بوصة — الأكثر شيوعاً

65	22.2 V	25.2 V	7-10 بوصة، تصوير
----	--------	--------	------------------

### ١٠.٣ السعة (Capacity) ومعدل التفريغ (C Rating)

السعة

$$Q \text{ (Ah)} = Q \text{ (mAh)} / 1000$$

السعة تُحدد كمية الطاقة المخزنة وبالتالي مدة الطيران. مثال: 1500 mAh = 1.5 Ah يمكنها تزويد 1.5 A لمدة ساعة في الظروف المثالية.

معدل التفريغ (C Rating)

$$I_{\text{max}} \approx Q(\text{Ah}) \times C_{\text{rate}}$$

البطارية	C Rating	I_max النظري
mAh 4S 1500	75C	A 112.5 = 75 × 1.5
mAh 4S 650	100C	A 65 = 100 × 0.65
mAh 4S 2200	45C	A 99 = 45 × 2.2

⚠ C Rating المُعلن من الشركات المصنّعة غالباً مُبالغ فيه بنسبة 20-50%. استخدم قيمة C الفعلية الأقل من الإعلان كمرجع، وتحقق من هبوط الجهد تحت الحمل الفعلي.

### ١٠.٤ المقاومة الداخلية (Internal Resistance — IR)

المقاومة الداخلية للبطارية هي العامل الحاسم في تحديد أداء البطارية تحت الحمل — أهم من C Rating.

$$V_{\text{load}} = V_{\text{open}} - I \times R_{\text{internal}}$$

$V_{\text{open}}$ : الجهد بدون حمل (المقاس بعد الشحن مباشرةً)

$V_{\text{load}}$ : الجهد الفعلي تحت التيار I

$R_{\text{internal}}$ : المقاومة الداخلية الكلية للبطارية ( $m\Omega$ )

حالة البطارية	R_internal النموذجي (4S) (1500mAh)	هبوط الجهد عند 50A
جديدة ممتازة	$m\Omega$ 5-10	V 0.5 ~ 0.25
مستعملة — حالة جيدة	$m\Omega$ 10-20	V 1.0 ~ 0.5
قديمة أو مُنتفخة	$m\Omega$ 30 <	V 1.5 < — أداء سيئ جداً

💡 قس  $R_{\text{internal}}$  بجهاز شحن يدعم هذه الوظيفة (مثل iCharger, Junsu). البطارية التي تجاوزت 20  $m\Omega$  يجب إعادة النظر في استخدامها للطيران المكثف.

### ١٠.٥ هبوط الجهد تحت الحمل — الأثر على التحكم

هبوط الجهد أثناء المناورات له سلسلة من التأثيرات المتتالية على نظام التحكم:

$$V_{\text{load}} \downarrow \rightarrow \text{RPM}_{\text{max}} \downarrow \quad (\text{RPM} \approx \text{KV} \times V)$$

$$\text{RPM}_{\max} \downarrow \rightarrow \text{T}_{\max} \downarrow \quad (\text{T} = k_T \times \omega^2)$$

$$\text{T}_{\max} \downarrow \rightarrow \text{تشبع مبكر} \rightarrow \text{هامش العزوم} \downarrow$$

يبدو «ضعيفاً» → استجابة مندهورة PID → تشبع مبكر

المشكلة المُخادعة: المهندس يحاول حل المشكلة برفع قيم PID، لكن السبب الحقيقي هو نقص طاقة وليس ضعف PID. رفع PID في هذه الحالة يُسوء الأمور أكثر.

## ١٠.٦ القدرة الكهربائية وكفاءة المنظومة

$$P_{\text{electrical}} = V \times I$$

$$P_{\text{mechanical}} \approx P_{\text{electrical}} \times \eta_{\text{total}}$$

$$\eta_{\text{total}} = \eta_{\text{ESC}} \times \eta_{\text{motor}} \times \eta_{\text{propeller}} \approx 0.7 \sim 0.85$$

كفاءة النظام الكلية نموذجياً 70-85%. باقى الطاقة تتحول لحرارة في الأسلاك وال ESC والمحرك.

نوع الخسارة	موقعها	المقدار النموذجي	كيفية تقليلها
أومية ( $I^2R$ )	الأسلاك والموصلات	2-5%	أسلاك أقصر وأعرض
تحويل ESC	داخل ESC	3-8%	ESC ذو كفاءة عالية
نحاسية + مغناطيسية	داخل المحرك	5-15%	محرك كفء، حمل مناسب
هوائية (وير المروحة)	المروحة نفسها	5-10%	مروحة ذات كفاءة عالية

## ١٠.٧ بروتوكولات ESC — من PWM إلى DShot

البروتوكول	نوعه	دقة التوقيت	الميزة الرئيسية
PWM تقليدي	تماثلي	~2000 µs تأخير	بسيط — قديم
Oneshot125	شبه رقمي	~125 µs	أسرع من PWM
DShot300	رقمي كامل	~33 µs	لا معايرة مطلوبة
DShot600	رقمي كامل	~16 µs	الأشبع لـ 4kHz Loop
DShot1200	رقمي كامل	~8 µs	لأعلى Rate Loops
Bidirectional DShot	رقمي ثنائي الاتجاه	~16 µs	يُرسل RPM للغيرموير → RPM Filtering

✓ Bidirectional DShot (مع DShot Telemetry) هو المعيار الذهبي الحديث: يُرسل أوامر رقمية دقيقة للـ ESC ويتلقى منه RPM الفعلي — ما يُمكن RPM Filtering في Betaflight.

## ١٠.٨ حساب ميزانية الطاقة

قبل بناء أي طائرة يجب حساب ميزانية الطاقة:

مثال محلول: طائرة 5 بوصة كتلتها 700g

$$W = 0.7 \times 9.81 = 6.87 \text{ N}$$

$$\text{التحويم عند } \text{TWR}=1: \text{T}_{\text{hover}} = 6.87 \text{ N} = 687 \text{ gf}$$

gf دفع مروحة واحدة عند التحويم:  $172 \approx 687/4$

لكل مروحة  $3 \times 687 = 2061 \text{ gf} = 515 \text{ gf}$  (TWR=3) دفع أقصى مطلوب

لكل محرك  $S \approx 25A$  على  $4 \text{ gf}$  تيار مروحة 5148 عند 515

A التيار الكلي الأقصى:  $100 = 25 \times 4$

البطارية المطلوبة:  $Q \times C \geq 100A \rightarrow 1500\text{mAh} \times 75C = 112A \checkmark$

## ١٠.٩ إدارة البطارية — الحماية والصيانة

الإجراء	السبب
لا تشحن إلى أكثر من 4.2V/خلية	التجاوز يُسبب تفاعلات كيميائية خطيرة وانتفاخاً
لا تفرغ أدنى من 3.5V/خلية	التفريغ الزائد يُتلف الخلايا ويرفع R_internal
اشحن للتخزين عند 3.8V إذا لن تطير أسبوعاً	التخزين بشحن كامل أو فارغ يُسرّع الشيخوخة
لا تشحن بطارية منتفخة أو تالفة	خطر حريق — تخلص منها بأمان
استخدم حقيبة شحن LiPo	تجنب الحريق في حال حدوث مشكلة أثناء الشحن
لا تترك البطارية تشحن بدون مراقبة	أغلب حرائق LiPo تحدث أثناء الشحن دون إشراف

## ١٠.١٠ تأثير الطاقة على الاستقرار — الربط ب PID والمازج

سلسلة التأثير عند ضعف الطاقة:

تشبع محركات →  $T_{max} \downarrow \rightarrow RPM_{max} \downarrow \rightarrow V_{load} \downarrow$  → بطارية ضعيفة

كاملاً  $\tau_{yaw}$  تشبع محركات → مازج لا يستطيع تحقيق

يحاول التصحيح PID → يضعف → طائفة تبدأ بالدوران Yaw

P و I يعتقد «أن مشكلة في ضبطه → المستخدم يرفع» PID

مع تشبع → تذبذب أسوأ P و I رفع

الحل الصحيح: افحص  $V_{load}$  أثناء الطيران من سجلات الـ ESC أو جهاز قياس الجهد. إذا انخفض أكثر من 1.5V-1 عند ذروة Throttle — البطارية أو الأسلاك هي المشكلة.

## ١٠.١١ خلاصة الباب العاشر

- سلسلة الطاقة: بطارية → أسلاك → ESC → محرك — أي قيد فيها يُقلل الأداء
- LiPo: 3.7V اسمي لكل خلية، 4.2V شحن كامل، 3.5V حد أدنى
- C Rating النظري =  $Q(Ah) \times C$  — لكنه مُبالغ فيه غالباً، R\_internal أهم مؤشر
- هبوط الجهد تحت الحمل يُقلل RPM ويُسبب تشبع مبكر للمحركات
- DShot + Bidirectional Telemetry = أفضل بروتوكول للغيرمويرات الحديثة
- ضعف البطارية يبدو كـ «PID ضعيف» — تحقق من الجهد قبل لمس PID
- LiPo خطر بدون إدارة صحيحة — قواعد الشحن والتخزين غير قابلة للتجاوز

## الباب الحادي عشر — المعايرة والاختبار والسلامة: من التجميع إلى أول تحويم

بعد الانتهاء من التجميع وفهم التحكم والفلترية وال IMU والطاقة، يبقى العامل العملي الذي يحدد نجاح المشروع من فشله: المعايرة والاختبارات قبل الطيران. عدد كبير من حوادث الكوادكوبتر — بما فيها الانقلابات الفورية والاصطدامات — لا تنتج عن ضعف التصميم، بل عن خطأ بسيط كان يمكن اكتشافه قبل الإقلاع بدقائق.

🔑 قاعدة الاختبار لا تُضف متغيراً جديداً قبل التحقق من أن كل ما سبقه يعمل بشكل صحيح. الطائرة الأولى دائماً بعد اختبار كامل على الأرض لا قبله.

### 11.1 ما هي المعايرة هندسياً؟

المعايرة تُحوّل القياسات الخام من الحساسات إلى قياسات قابلة للاستخدام ومنسجمة مع باقي النظام. تشمل ثلاثة أهداف:

- إزالة الانحيازات (Bias Removal): ضبط القيم الخاطئة عند السكون إلى الصفر
  - التحقق من اتجاه المحاور (Axis Alignment): كل حركة في الواقع تُقرأ في الاتجاه الصحيح
  - اتساق الإشارات (Sign Convention): الإشارات متوافقة مع المازج وأوضاع الطيران
- الطائرة المعايرة بشكل صحيح: عندما تكون ساكنة تبدو ساكنة للفيروموير. عندما تتحرك يقيس الفيروموير الحركة الصحيحة بالاتجاه الصحيح.

### 11.2 معايرة الجيروسكوب (Gyro Calibration)

الجايرو هو مرجع Rate Loop — أي انحياز صغير فيه يُترجم إلى «تصحيح» مستمر غير مطلوب يُسبب انجراف الطائرة رغم عدم لمس العصي.

#### الإجراء

16. ضع الطائرة على سطح صلب ومستوي تماماً
17. لا تلمسها ولا تُحرّكها أثناء إقلاع الفيروموير أو أثناء أمر المعايرة
18. انتظر حتى تنتهي المعايرة (عادةً 3-5 ثوان)
19. تحقق من السجل أو شاشة  $r=0, q=0, p=0$ : FC عند السكون

#### علامات انحياز غير مضبوط

- الطائرة تنجرف في اتجاه محدد رغم عدم تحريك العصي
- I-term يتراكم بسرعة في سجلات الطيران
- صعوبة الوصول إلى ضبط PID مستقر

⚠️ لا تُعاير الجايرو بينما المحركات تعمل أو بالقرب من مصادر اهتزاز — ستُحفّظ الاهتزازات كـ «صفر» وتُسبب مشاكل في الطيران.

### 11.3 معايرة مقياس التسارع

مطلوبة إذا كنت ستستخدم أوضاع Angle/Horizon أو أنظمة ملاحية (GPS Hold, Altitude Hold). في وضع Acro البحث قد لا تكون ضرورية.

#### الهدف

عند وضع الطائرة مستوية تماماً:  $Roll = 0^\circ, Pitch = 0^\circ$ . أي خطأ في المعايرة يظهر لاحقاً كميل دائم في وضع Angle.

#### الإجراء

20. ضع الطائرة على سطح مستوٍ مُحقَّق بميزان
21. تأكد أن FC مُعلَّمة مكانياً بدقة على الإطار
22. نَفِّذ أمر معايرة التسارع من برنامج الإعداد (Mission Planner أو Betaflight Configurator)
23. تحقق من القراءات بعدها: Roll=0, Pitch=0 عند السكون

⚠️ المعايرة على سطح مائل ولو قليلاً تحفظ هذا الميل كـ «صفر». النتيجة: وضع Angle يحاول دائماً أن يُعيد الطائرة إلى الزاوية الخاطئة.

## ١١.٤ اتجاه وحدة التحكم (FC Orientation)

وحدة التحكم (FC) قد لا تكون مُركَّبة بحيث يتوافق X لوجتها مع مقدمة الطائرة. يجب تحديد الزاوية الصحيحة في الفيوموير.

### اختبار الاتجاه — داخل Betaflight بدون مراوح

الحركة	القراءة المتوقعة الصحيحة	إذا كانت معكوسة
ارفع مقدمة الطائرة للأعلى (Pitch Up)	Pitch تزيد إيجابياً	اعكس Pitch في Orientation
ميل الطائرة لليمين (Roll Right)	Roll تزيد إيجابياً	اعكس Roll في Orientation
أدر الطائرة مع عقارب الساعة (Yaw CW)	Yaw Rate إيجابي	اعكس Yaw في Orientation

⚠️ اتجاه FC خاطئ يجعل حلقة التحكم تُضخِّم الخطأ بدلاً من تصحيحه — الطائرة تنقلب فوراً عند الإقلاع. هذا الخطأ لا يُصلَح بـ PID.

## ١١.٥ اختبار ترتيب المحركات واتجاه دورانها

هذا الاختبار يُجرى حصراً بدون مراوح — لا استثناء.

### خطوات الاختبار

24. انزع جميع المراوح
25. وصل البطارية وافتح برنامج الإعداد
26. شغّل Motor 1 بنسبة 10% فقط
27. تحقق بصرياً: هل M1 الذي اشتغل هو الذي يجب أن يكون في الموقع 1؟
28. تحقق من اتجاه دوران M1: هل CW أو CCW مطابق للتكوين؟
29. كرر مع M2، M3، M4

الخطأ المكتشف	الحل
محركان مُبدَّلان (M1 يعمل مكان M3 مثلاً)	أعد توصيل الأسلاك أو أعد ترقيم في الفيوموير
اتجاه دوران خاطئ (M1 يدور CW بدل CCW)	اعكس أي سلكين من أسلاك المحرك الثلاثة، أو اعكس في Betaflight
محرك لا يستجيب للأمر	تحقق من التوصيلات والـ ESC — لا تطرأ أبداً حتى تُصلَح

## ١١.٦ تركيب المراوح والتحقق منها

بعد التأكد من اتجاهات المحركات، تُركَّب المراوح:

- CW Motor (يدور مع عقارب الساعة) → مروحة CCW (خطوتها في الاتجاه المعاكس لعقارب الساعة)

## • CW مروحة → CCW Motor

هذا ما يُتيح للمراوح الدفع للأسفل عند الدوران — لو عكستها ستدفع للأعلى وتكبح بدلاً من الرفع.

### طريقة التحقق السريع

المروحة الصحيحة مُنحنية بحيث يكون الوجه المحدب (Flat Side أو أعلى السطح) نحو الأعلى عند التركيب. إذا كانت المروحة مقلوبة تعمل بكفاءة أقل وقد تدفع للأسفل.

## ١١.٧ معايرة ESC

هل تحتاج معايرة خانق؟	البروتوكول
نعم — معايرة Min/Max Throttle مطلوبة لكل ESC	PWM / Analog
أحياناً — حسب ESC وفيرموير	Oneshot
لا — الأمر رقمي لا يحتاج معايرة تماثلية	DSHOT (300/600/1200)
مع DShot: ركز بدلاً من ذلك على ضبط Min Throttle في Betaflight (عادةً 1000-1050) وتأكد من استجابة المحرك عند أقل أمر.	

## ١١.٨ اختبار Failsafe — إجراء إلزامي

Failsafe هو سلوك الطائرة عند فقدان إشارة RC أو حدوث خطأ حرج. يجب اختباره على الأرض قبل أي طيران حقيقي.

### أنواع Failsafe

النوع	السلوك	متى يُستخدم
Cut Motors	إيقاف المحركات فوراً	الأكروبات — الطائرة تسقط بدلاً من الطيران بلا تحكم
Drop (Disarm)	نزع السلاح والهبوط	Acro عام — مقبول في المناطق المفتوحة
Return-to-Home (RTH)	العودة إلى نقطة الانطلاق	يتطلب GPS — للطيران التصويري
Hold Position	التحويم في مكانه	يتطلب GPS + Baro

### إجراء الاختبار

30. على الأرض مع المراوح مثبتة والبطارية موصولة
31. شغل جهاز الإرسال (Transmitter)
32. أوقف التشغيل (Disarm) حتى لا تدور المراوح
33. أوقف جهاز الإرسال أو أخرجه من نطاق الاستقبال
34. تحقق: هل دخل النظام Failsafe كما هو محدد؟

⚠️ أبداً لا تختبر Failsafe بالطيران الفعلي لأول مرة. هذا خطر بالغ. اختبره دائماً على الأرض أولاً.

## ١١.٩ قائمة تحقق ما قبل الطيران — Preflight Checklist

احفظ هذه القائمة واستخدمها قبل كل جلسة طيران:

### قبل التجميع الكامل (مرة واحدة)

- اتجاه FC محدد وصحيح في الفيرموير
- ترتيب المحركات مُختبر بدون مراوح

- اتجاه دوران المحركات صحيح
- Failsafe مُعَيَّن ومُختَبَر
- معايرة الجايرو بُنيت على سطح مستوٍ
- معايرة التسارع (إذا كنت تستخدم Angle/Horizon/GPS)

### قبل كل جلسة طيران

- المراوح سليمة — لا كسر ولا تشوه
- المراوح مُثَبَّتة بشكل صحيح (مربوطة جيداً، الاتجاه صحيح)
- البطارية شحنها مكتمل وجهدها طبيعي
- الأسلاك والموصلات سليمة — لا تآكل ولا فصل
- المسامير مُحكَّمة — خاصة مسامير المحركات
- لا عوائق في مسار المراوح
- منطقة الطيران آمنة — لا أشخاص في النطاق
- الطائرة تستجيب للعمي بشكل صحيح (الانفراش ليس مُفَعَّلًا)

## 11.10 منهج الاختبار التدريجي

### المرحلة الأولى: اختبار على الأرض بدون مراوح

35. تحقق من اتجاه الحساسات في Betaflight Configurator
36. تحقق من استجابة القنوات: يمين = Throttle يرتفع، Roll يمين = M2, M4 أسرع؟
37. اختبر الـ Failsafe
38. تأكد من أن Arming يعمل والأرقام منطقية

### المرحلة الثانية: أول تحويم

39. اختر منطقة مفتوحة فارغة من الأشخاص
40. ابدأ بـ Throttle منخفض جداً حتى تبدأ المراوح بالدوران
41. ارفع ببطء حتى تقترب من الإقلاع
42. لاحظ: هل هناك ميل في اتجاه؟ اهتزاز؟ دوران؟
43. إذا بدا كل شيء طبيعياً: ارفع إلى ارتفاع 20-30 سم فقط
44. احتفظ بالتحويم 5-10 ثوان
45. امهبط بتحكم — لا تتوقف عن مراقبة الطائرة

### ماذا تراقب في أول تحويم

الملاحظة	التفسير المحتمل
انقلاب فوري عند الإقلاع	اتجاه FC خاطئ أو ترتيب محركات خاطئ — أوقف فوراً
ميل في اتجاه محدد	اختلال مركز ثقل أو Gyro Bias — قابل للتعديل
دوران حول Yaw بدون أمر	اتجاه مروحة خاطئ — تحقق من CW/CCW
اهتزاز في الطائرة	PID مرتفع أو اهتزاز ميكانيكي — ابدأ بالميكانيكي
استجابة معكوسة لعصا	إشارة RC أو FC Orientation معكوسة

## ١١.١١ قواعد السلامة — غير قابلة للتفاوض

### سلامة المروحة

- المراوح لا تُلمَس وهي تدور — ولو بسرعة منخفضة
- ابتعد دائماً من المستوى الأفقي للمراوح — اقترب من أعلى أو أسفل إذا اضطرت
- لا تُمسك الطائرة بيدك وتُشغَل المحركات إلا بإجراءات خاصة وبسرعة منخفضة جداً

### سلامة البطارية

- افصل البطارية قبل أي تعديل — ميكانيكي أو كهربائي
- لا تشحن بطارية بدون مراقبة
- استخدم حقيبة شحن LiPo دائماً
- لا تشحن أو تخزّن بطارية منتفخة أو تالفة — تخلص منها بأمان

### سلامة الطيران

- لا تطر فوق أشخاص — أبداً
- ابق في مسافة أمان عن المباني والأشجار والمركبات
- لا تطر في الرياح القوية حتى تتقن الطائرة
- الإقلاع الأول في منطقة مفتوحة خالية دائماً
- تحقق دائماً من قوانين الطيران المحلية

## ١١.١٢ متى تكون الطائرة «جاهزة للطيران»؟

قائمة الشروط الإلزامية قبل الاعتبار أن الطائرة جاهزة:

- ✓ اتجاه الحساسات مُختَبَر ومُصحح
- ✓ ترتيب المحركات واتجاهاتها مُختَبَران بدون مراوح
- ✓ المراوح مُركّبة بالشكل والاتجاه الصحيحين
- ✓ Failsafe مُعيّن ومُختَبَر على الأرض
- ✓ البطارية سليمة والجهد طبيعي
- ✓ معايرة الجايرو صحيحة
- ✓ أول تحويم منخفض مستقر دون سلوك معاكس أو اهتزاز شديد

⚠ إذا لم تتحقق كل هذه الشروط — الطائرة ليست جاهزة لا استثناء.

## ١١.١٣ خلاصة الباب الحادي عشر

- معظم حوادث الطيران الأولى سببها خطأ مكتشف على الأرض — لو فُحص
- الترتيب الصحيح: معايرة → اختبار بدون مراوح → تركيب المراوح → أول تحويم منخفض
- اتجاه FC الخاطئ يُسبب انقلاباً فورياً — اختبره أولاً دائماً
- Failsafe ليس خياراً — هو إجراء أمان إلزامي
- قائمة التحقق تُنفذ الطائرة وتُنقذ الأشخاص
- الطيران الأول دائماً على ارتفاع منخفض في منطقة مفتوحة خالية

## الباب الثاني عشر — أنماط الطيران والتحكم عالي المستوى

بعد بناء طبقات التحكم الأساسية (Rate/Angle, PID, Mixer) ومعايرة النظام واختباره، ننتقل إلى طبقة أعلى تُسمى أنماط الطيران (Flight Modes). هذه الأنماط ليست متحكمات جديدة بحد ذاتها، بل هي طرق مختلفة لتعريف «القيمة المطلوبة» (Setpoint) التي تُغذي حلقات التحكم الموجودة أصلاً.

المبدأ الثابت: حلقة المعدلات (Rate Loop) هي الحلقة الأساسية التي تنتهي عندها جميع الأنماط تقريباً. نمط الطيران يحدد كيف تُحوّل حركة العصا إلى Setpoints مناسبة — لكن Rate PID هو من يُنفذها.

### ١٢.١ البنية الهرمية للتحكم — أين تقع أنماط الطيران؟

بنية التحكم طبقية — كل طبقة تُؤدّ Setpoints للطبقة التي تحتها:

الطبقة	الوظيفة
٥. تفسير مدخلات الطيران	← هنا تعمل أنماط الطيران (...Acro / Angle / GPS)
٤. حلقة الزوايا (Angle Loop)	تحوّل زاوية مطلوبة → معدل دوران مطلوب
٣. حلقة المعدلات (Rate PID)	تحوّل معدل دوران مطلوب → عزم مطلوب
٢. المازج (Mixer)	يوزّع $[\tau, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}]$ على المحركات الأربعة
١. التنفيذ	أوامر ESC → محركات → مراوح → دفع

### ١٢.٢ تمثيل مدخل العصا

تُطَبّق انحراف العصا بعد تطبيق مستوى الميت (Dead Band) إلى نطاق موحّد:

أقصى انحراف  $s = \pm 1$  ، مركز العصا  $s = 0$  : حيث  $s \in [-1, 1]$

ثم تُطَبّق «خريطة الإدخال» (Rates / Expo) لتحويل  $s$  إلى Setpoint مناسب (زاوية أو معدل دوران) حسب النمط المحدد.

### ١٢.٣ وضع Acro / Rate — التحكم المباشر في المعدل

في وضع Acro (Rate Mode) لا تمثل العصا زاوية، بل تمثل معدل دوران مطلوب حول المحور. هذا الوضع يعطي الطيران تحكماً كاملاً مباشراً.

المعادلة

(للعلاقة الخطية البسيطة)  $p\_des = k\_rate \cdot s$

$p\_des$ : معدل الدوران المطلوب (rad/s أو  $s/^\circ$ )

$k\_rate$ : معامل تحويل انحراف العصا إلى معدل دوران

$s$ : انحراف العصا المطبّق  $[-1, 1]$

ثم Rate PID يسعى لتحقيق  $p\_des \rightarrow p$ . عند ترك العصا يعود  $s$  إلى صفر فيُصبح  $p\_des=0$  — أي الطائرة تحافظ على وضعيتها الحالية بلا تسوية.

الخاصية	وضع Acro	الأثر العملي
---------	----------	--------------

تسوية تلقائية	لا — الطائرة تبقى بأي زاوية	يحتاج مهارة — خطر بدون خبرة
الاستجابة	مباشرة وسريعة جداً	أقصى أداء وأفضل إحساس
التدخل	صفر — ما تطلبه هو ما تحصل عليه	أقصى تحكم للطيار الخبير
الاستخدام المثالي	سباق FPV، فري-ستابل أكروباتي	المعيار للطيارين المحترفين

## ١٢.٤ وضع Angle (Self-Level) — التحكم في الزاوية

في وضع Angle تمثل العصا زاوية مطلوبة (ضمن حدود محددة) بدلاً من معدل دوران. عند ترك العصا تعود الطائرة إلى المستوى الأفقي تلقائياً.

المعادلات

$$\varphi_{des} = k_{angle} \cdot s \quad (\text{Angle Loop — حلقة خارجية})$$

$$p_{des} = K\varphi \cdot (\varphi_{des} - \varphi) \quad (\text{حلقة الزوايا تُؤدِّد معدلاً مطلوباً})$$

$$p_{des} \text{ يدخل Rate PID} \quad (\text{Rate Loop — حلقة داخلية})$$

$k_{angle}$ : معامل تحديد الزاوية القصوى (مثلاً  $\pm 45^\circ$ )

$K\varphi$ : معامل حلقة الزوايا (rad/s per rad)

القيود المطبقة

- حد أقصى للزاوية  $|\varphi_{des}| \leq \varphi_{max}$  — يمنع الانقلاب الكامل في هذا الوضع
- حد أقصى للمعدل  $|p_{des}| \leq p_{max}$  — لا تطلب حلقة الزوايا معدلات غير قابلة للتنفيذ

الخاصية	وضع Angle	الأثر العملي
تسوية تلقائية	نعم — عند ترك العصا	آمن للمبتدئين
الاستجابة	أبطأ قليلاً — طبقتان متتاليتان	أكثر هدوءاً وقابلية للتنبؤ
قيود	لا يمكن تجاوز $\varphi_{max}$ — لا قلبات	محدود للأكروبات
الاستخدام المثالي	تصوير، تعلم الطيران، نقل حمولة	مناسب للاستقرار وسهولة التحكم

## ١٢.٥ وضع Horizon — المزج الديناميكي

وضع Horizon يمزج بين Angle و Acro بشكل ديناميكي حسب موضع العصا: قرب المركز يعمل ك Angle، وعند الأطراف يقترب من Acro.

$$p_{des} = \alpha(s) \cdot p_{des}^{acro} + (1 - \alpha(s)) \cdot p_{des}^{angle}$$

$\alpha(s)$ : دالة تزداد مع  $|s|$  — صفر عند المركز، واحد عند أقصى انحراف

عملياً: قرب مركز العصا تُسوَّى الطائرة نفسها. عند الانحراف الكامل تُتيح معدلات أكروباتية. التفاصيل تختلف بين الفيرموبرات لكن المبدأ ثابت.

Horizon مفيد للطيارين الذين يريدون إمكانية بعض الحركات الأكروباتية مع الأمان في التحويم الاعتيادي. لكنه أقل دقة من Acro الخالص في مرحلة التعلم الاحترافي.

## ١٢.٦ خرائط Rate/Expo — الاستجابة غير الخطية

العلاقة بين انحراف العصا والمعدل المطلوب لا تكون دائماً خطية. خريطة Expo تُوفِّر:

- دقة عالية قرب مركز العصا ( $s \approx 0$ ) — استجابة ناعمة لمناورات دقيقة

- معدلات عالية عند أطراف العما ( $s \approx \pm 1$ ) — سرعة دوران عالية في المناورات القوية

$$p\_des = \text{sign}(s) \cdot p\_max \cdot |s|^{(1/expo)} \quad (\text{صيغة تقريبية شائعة})$$

$expo > 1$ : تقليل الحساسية قرب المركز (أكثر  $Expo = 1$  أهدأ)

$expo = 1$ : علاقة خطية — بدون تأثير

الوضع	Expo نموذجي	معدل أقصى نموذجي	الاستخدام
مبتدئ / تصوير	0.7 — 0.5	200 — 400 s/°	استقرار وتحكم ناعم
فري-ستايل	0.8 — 0.6	700 — 900 s/°	مناورات حادة مع دقة مركزية
سباق	0.5 — 0.3	800 — 1200 s/°	استجابة مباشرة وأقصى أداء

## ١٢.٧ الأنماط العالية المستوى في الأنظمة المتقدمة

أنظمة ArduPilot وPX4 وINAV تُضيف طبقات تحكم فوق Angle/Rate:

الوضع	يضيف ماذا على Rate/Angle؟	يحتاج
Altitude Hold	حلقة تثبيت الارتفاع — Throttle يتحكم في معدل الصعود/الهبوط	Barometer
Position Hold	حلقة تثبيت الموقع الأفقي — العما تحدد سرعة لا زاوية	GPS + Baro
Return-to-Home	الطائرة تحسب المسار وتعود تلقائياً	GPS + Compass
Auto Mission	تنفيذ نقاط مسار (Waypoints) مبرمجة مسبقاً	GPS + Compass + Baro
Follow Me	تتبع موقع جهاز (هاتف أو جهاز GCS)	GPS (طرفيه)

جميع هذه الأنماط تُولد في النهاية Setpoints لـ Angle/Rate Loop — أي أن Rate PID هو القاسم المشترك لكل شيء.

## ١٢.٨ تأثير قيود الطاقة والتشبع على أنماط الطيران

أي نمط طيران يفترض أن الطائرة لديها هامش كافٍ لتنفيذ الأوامر. إذا انهار هذا الهامش:

السبب	الأثر على أداء النمط
هبوط جهد البطارية	محركات أضعف → Setpoints لا تتحقق → استجابة بطيئة
تشبع محركات عند Throttle عالٍ	ضعف في Yaw + انحراف في Roll/Pitch
رياح جانبية قوية	I-term يتراكم لتعويض → احتمال Windup
حمولة زائدة	عزم عطالة أكبر → استجابة أبطأ → Kp يبدو أضعف

⚠ لا تحاول «تحسين الإحساس» برفع إعدادات الزاوية أو الـ Rates إذا كانت المشكلة الحقيقية في الطاقة أو التشبع. افحص سجلات الطيران أولاً.

## ١٢.٩ أخطاء شائعة في التعامل مع أنماط الطيران

الخطأ	الحل الصحيح
محاولة ضبط الإحساس عبر Angle بينما مشكلة Rate PID	ابدأ دائماً بضبط Rate Loop — هو الأساس
اختيار معدلات (Rates) كبيرة قبل استقرار التحكم	ابدأ بمعدلات منخفضة وارفعها تدريجياً بعد استقرار PID
الخلط بين «زاوية مطلوبة» و«معدل مطلوب»	تأكد من النمط المحدد قبل التشخيص
تفعيل GPS/Altitude Hold بدون اختبار كافٍ	اختبر كل وضع على أرض منخفضة قبل الارتفاع

## ١٢.١٠ خلاصة الباب الثاني عشر

- أنماط الطيران هي طبقة «تعريف Setpoints» — ليست بديلاً عن حلقات التحكم الأساسية
- Acro: عصا = معدل دوران لا تسوية تلقائية، أقصى أداء للخبراء
- Angle: عصا = زاوية مطلوبة، تسوية تلقائية، آمن للمبتدئين
- Horizon: مزج ديناميكي بين Angle وAcro حسب انحراف العصا
- Expo/Rates يُشكّلان منحنى الاستجابة لتناسب نمط الطيران
- الأنماط المتقدمة (GPS، Altitude Hold) تُؤدّ Setpoints لـ Angle Loop
- Rate PID هو القاسم المشترك لكل الأنماط — ضبطه يؤثر على جميعها

## الباب الثالث عشر — سجلات الطيران وتحليل الأداء (Flight Logs)

بعد بناء نظام الطيران وضبط الحساسات والفلتر وPID، تبقى أداة التشخيص الأكثر موثوقية: السجلات (Logs). السجل هو تسجيل زمني متقطع لعشرات القنوات داخل الفيرموير أثناء التشغيل. بدون السجلات يبقى الضبط اعتماداً على الشعور والتخمين. معها يصبح التشخيص علماً قائماً على بيانات.

الملاحظة البشرية ترى «نتيجة» فقط: اهتزاز، تأخر، انحراف. السجلات تُحدّد «سبباً»: هل مشكلة في الاهتزاز؟ الفلتر؟ PID؟ المازج؟ قيود الطاقة؟ هذا الفرق بين مهندس يضبط بالبيانات ومهندس يضبط بالتخمين.

### ١٣.١ ما الذي يُسجّل في Blackbox؟

السجل مجموعة قنوات زمنية منقطعة بمعدل التسجيل (Logging Rate):

الفئة	القنوات المُسجّلة	ما تكشف عنه
قياسات الجايرو	[p, q, r] الخام + بعد الفلتر	نظافة الإشارة، الاهتزازات
Setpoints	[p_des, q_des, r_des]	ما يُطلبه الطيار / النمط
مكونات PID	[P_out, I_out, D_out] لكل محور	سلوك المتحكم وسلامته
أوامر المحركات	[m1, m2, m3, m4]	التشبع، توزيع الحمل
الجهد والتيار	V_batt, I_batt (إذا توفر جهاز قياس)	هبوط الجهد تحت الحمل
RC Inputs	قيم عمي التحكم	التحقق من إشارة RC

معدل التسجيل يحدّد الدقة الزمنية — 1kHz (عينة كل 1ms) يُعطي بيانات كافية لمعظم التحليلات. Betaflight يدعم حتى 4kHz للـ Blackbox.

### ١٣.٢ أدوات تحليل السجلات

الأداة	الفيرموير	الميزة الرئيسية
Blackbox Explorer	Betaflight / INAV	عرض زمني + FFT تفاعلي + مقارنة Setpoint vs Measurement
Mission Planner	ArduPilot	سجلات تفصيلية + خريطة مسار + تحليل EKF
QGroundControl	PX4	مراقبة حية + تحليل سجلات + تكامل MAVLink
pyFlightLog / MATLAB	جميعها (بعد تحويل)	تحليل مخصص وأتمتة

### ١٣.٣ الخطوة الأولى — تتبّع الطلب (Rate Tracking)

أهم خطوة في تحليل أي سجل هي مقارنة المعدل المقاس بالمعدل المطلوب:

$$e_p(t) = p_{des}(t) - p(t)$$

قراءة المنحنيين معاً تُخبرك فوراً بحالة الحلقة:

التشخيص والتفسير	ما تراه في السجل
Rate Loop ممتاز — PID مضبوط جيداً ✓	p يتبع p_des بسرعة وخطأ صغير
Kp مرتفع أو Kd منخفض — Kd أو Kp أو زد	p يتجاوز p_des ثم يرتجع (Overshoot)
Kp مرتفع جداً أو اهتزاز ميكانيكي — Kp أو افحص الميكانيكا	p يتذبذب حول p_des بتردد عالٍ
فلتر مفرطة (Phase Lag) أو تأخير في ESC/محرك	p يتبع p_des لكن بتأخير واضح
تشبع محركات أو مشكلة في المازج — ليست مشكلة PID	p لا يتبع p_des أبداً حتى في الطلبات الكبيرة
Ki منخفض جداً أو Integral Windup — راجع I وحمايته	خطأ متبقي دائم (Steady-State Error)

## ١٣.٤ قراءة مكونات PID من السجل

عند توفر إشارات P/I/D مسجلة:

$$u(t) = u_P(t) + u_I(t) + u_D(t)$$

المكون	ما تبحث عنه	التشخيص
P_out	ضجيج عالٍ + تذبذب سريع	Kp مرتفع أو ضجيج في الجايرو
I_out	يتراكم بسرعة كبيرة	تشبع متكرر أو Windup — افحص I-Limit
I_out	يرتجع ببطء شديد بعد مناورة	Ki مرتفع أو Windup مزمن
D_out	ضجيج عالٍ جداً / مشعّر	اهتزاز ميكانيكي أو فلتر D غير كافية
D_out	مسطح تقريباً (ضجيج منعدم)	فلتر D مفرطة — قلل قوة فلتر D

في Betaflight Blackbox Explorer انقر على زر FFT لتحويل أي إشارة إلى المجال الترددي. القيم الحادة في FFT لـ Gyro أو D-term تُحدّد بدقة الترددات المشكّلة وتوجّهك لضبط الفلاتر.

## ١٣.٥ تحليل أوامر المحركات (Motor Outputs)

أوامر المحركات [m1, m2, m3, m4] تُظهر كيف يُنقذ النظام العزوم والدفع. مراقبتها تكشف عن مشاكل قبل أن تتحول إلى حوادث:

التشخيص	ما تراه في أوامر المحركات
ضجيج من الجايرو أو D-term يصل للمحركات — إصلاح ميكانيكي + فلتر	أوامر تتذبذب بسعة كبيرة وتردد عالٍ
CG بعيد عن المركز نحو ذلك المحرك، أو مشكلة في المازج	محرك واحد ملتصق قرب m_max باستمرار
تشبع — الطائرة لا تملك هامشاً كافياً للمناورة	محركان يصلان m_max معاً أثناء مناورة

الأوامر الأربعة تسير متزامنة بلا فرق	Yaw مشلول — مشكلة في مزج Yaw أو تشبع كامل
أوامر طبيعية لكن الطائرة تهتز	مشكلة ميكانيكية لا تصل للسجل — افحص الإطار والمراوح

## ١٣.٦ تشخيص التشبع (Saturation Diagnosis)

التشبع هو حالة يصل فيها نظام التحكم إلى قيوده الفيزيائية. تمييزه عن مشكلة PID أمر حاسم:

كبير  $u$  لا يتقلص رغم  $e(t)$  مع  $mi = m_{min}$  أو  $mi = m_{max}$ : التشبع

### علامات التشبع الثلاث في السجل

1. محرك «ملتصق» عند  $m_{max}$  أو  $m_{min}$  لفترات (ليس قمماً عابرة)
2. خطأ التتبع  $e(t)$  يبقى مرتفعاً رغم أن PID يُؤدِّد تصحيحاً قوياً
3. ضعف واضح في محور معين (عادةً Yaw) مع اقتراب Throttle من الأعلى

### الفرق بين التشبع ومشكلة PID

السلوك	مشكلة PID أم تشبع؟
PID يُؤدِّد تصحيحاً كبيراً لكن الطائرة لا تستجيب	تشبع — المحركات وصلت حدودها
PID يُؤدِّد تصحيحاً صغيراً والطائرة لا تستجيب	مشكلة Kp — PID أو Ki منخفضان جداً
المشكلة تظهر فقط عند Throttle عالٍ	تشبع — خفِّض I-limit أو حجز Yaw
المشكلة موجودة دائماً بغض النظر عن Throttle	مشكلة PID أو ميكانيكية

## ١٣.٧ تحليل الاهتزازات عبر FFT

أقوى أدوات الـ Blackbox Explorer هي تحويل الإشارة إلى المجال الترددي (FFT). يُحوَّل الاهتزاز من «ضجيج يُزعجك» إلى «رقم تردد محدد يمكن استهدافه».

### تفسير مخطط FFT

ما تراه في FFT	التفسير والحل
قمة تتحرك مع Throttle — ترتفع معه وتنخفض	ترددات المحرك ( $f = \text{RPM}/60$ ) — استخدم RPM Filtering
قمة ثابتة لا تتحرك مع Throttle	رنين الإطار — Notch Filter عند هذا التردد
ضجيج موزَّع على كل الترددات العالية	مراوح غير متوازنة أو محامل متآكلة — إصلاح ميكانيكي
قمة عند 50 أو 60 Hz	تشويش كهربائي من الشبكة — فحص أرضي وعزل كهربائي
لا قمم بارزة — إشارة نظيفة	✓ ممتاز — يمكن تقليل الفلترية وزيادة PID

✓ الهدف من FFT هو تحويل قرار الفلترية من «أضف Notch عند تردد يبدو مناسباً» إلى «أضف Notch عند التردد X الذي ظهر في FFT». هذا هو الفرق بين الهندسة والتخمين.

## ١٣.٨ تقييم الفلترية عبر السجلات

المؤشر في السجل	يدل على
-----------------	---------

D-term ضجيجه عالٍ جداً	فلتره D غير كافية — $f_c$ LPF D-term
أوامر المحركات تتحرك بسرعة وعشوائية	ضجيج يدخل الحلقة — زد فلتره Gyro
تتبع Setpoint بطيء جداً بعد تغيير حاد	فلتره مفرطة (Phase Lag) — قلل قوة الفلتره
تذبذب بطيء (0.5 — 5 Hz) بدون سبب	Phase Lag من فلتره زائدة يُقلل هامش الاستقرار

## ١٣.٩ التسلسل التشخيصي الكامل — منهج خطوة بخطوة

عند تحليل أي سجل طيران فيه مشكلة:

1. افتح السجل وتأكد من أن البيانات مكتملة (لا انقطاع)
2. انظر إلى Rate Tracking — هل  $p/q/r$  تتبع  $p_{des}/q_{des}/r_{des}$ ؟
3. افحص D-term — هل ضجيجه معقول أم مفرط؟
4. افتح FFT لإشارة الجايرو — ابحث عن القمم وحدد ترددها
5. افحص أوامر المحركات — هل تصل الحدود؟ هل تتذبذب بسرعة؟
6. افحص الجهد إذا كان مُسجلاً — هل يهبط تحت الحمل؟
7. حدّد الفئة: ميكانيكا؟ فلتره؟ PID؟ تشبع؟ طاقة؟
8. طبّق تعديلاً واحداً فقط وأعد التحليل

قاعدة ذهبية: عدّل متغيراً واحداً بين كل رحلتَي تسجيل. تعديل أكثر من متغير في نفس الوقت يجعل من المستحيل معرفة أيها أحدث الفرق.

## ١٣.١٠ السجلات تربط كل الأبواب معاً

السجلات هي «مجمّع» الأنظمة — تُظهر في وقت واحد آثار:

الباب	أثره في السجل
الباب ٩ — IMU والاهتزازات	ضجيج في Gyro و D-term، قمم في FFT
الباب ٨ — الفلتره	تأخير في تتبع Setpoint، تذبذب بطيء
الباب ٧ — PID	جودة تتبع Rate، سلوك I-term
الباب ٦ — المازج والتشبع	محركات تصل حدودها، ضعف Yaw
الباب ١٠ — الطاقة	هبوط الجهد تحت الحمل، استجابة تتدهور مع الوقت

## ١٣.١١ خلاصة الباب الثالث عشر

- السجلات تُحوّل الضبط من تخمين إلى تشخيص قائم على بيانات
- أهم قناة: Rate Tracking — مقارنة  $p$  بـ  $p_{des}$
- FFT يحوّل الاهتزاز من «شعور» إلى «تردد محدد قابل للمعالجة»
- تشبع المحركات يبدو كـ «PID ضعيف» — السجلات تُميّز بينهما
- D-term الضجيج العالي = ميكانيكا أولاً ثم فلتره
- تسلسل التشخيص: Rate → PID → Motors → FFT → Voltage
- عدّل متغيراً واحداً بين كل رحلتَي تسجيل دائماً

## الباب الرابع عشر — منهج التصميم المتكامل للكوادكابتير

بعد استعراض الميكانيكا والحساسات والنمذجة وحلقات التحكم والفلترية والطاقة وأنماط الطيران وتحليل السجلات، يحين وقت تجميع كل هذا في إطار واحد: منهج التصميم المتكامل. الكوادكابتير نظام متعدد الطبقات — قرار في طبقة يؤثر في جميع الطبقات الأخرى.

ليس هناك «أفضل محرك» أو «أفضل إطار» بمعزل. هناك أفضل «منظومة متوازنة» تحقق متطلبات المهمة المحددة. هذا الباب يُعلمك كيف تفكر كنظام لا كقطع منفصلة.

### ١٤.١ نقطة البداية — تحديد متطلبات المهمة

الخطأ الأكثر شيوعاً هو البدء باختبار المكونات قبل تحديد ما تريد الطائرة أن تفعله. متطلبات المهمة تُشتق منها جميع القرارات التقنية اللاحقة.

نوع المهمة	أولويات التصميم	التوجه الهندسي
سباق FPV	استجابة + وزن خفيف + TWR عالٍ	إطار صغير، KV عالٍ، مراوح حادة
فري-ستابل أكروباتي	استجابة + هامش مناورة + قوة	5 بوصة 4S/6S، مراوح 3-4 شفرات
تصوير سينمائي	استقرار + هدوء + جيمبال	+7 بوصة، KV منخفض، مراوح كبيرة
حمل حمولة (رش / توصيل)	TWR كافٍ + CG مستقر + زمن طيران	إطار كبير قوي، 6S+، بطارية كبيرة
بحث علمي / ملاحه	موثوقية + GPS + سجلات	Pixhawk/ArduPilot, Failsafe متعدد

### ١٤.٢ هندسة الإطار — عنصر التحكم غير المباشر

الإطار ليس مجرد حامل للمكونات — هو عنصر تحكم لأنه يحدد:

القرار التصميمي	التأثير على نظام التحكم
صلابة الأذرع (Arm Stiffness)	صلابة أعلى = اهتزاز أقل يصل للـ IMU = فلترة أخف = PID أفضل
طول الأذرع (Arm Length L)	L أكبر = عزم Roll/Pitch أكبر لنفس فرق الدفع، لكن عزم عطالة أعلى
مادة الإطار	كربون < ألومنيوم < بلاستيك في الصلابة والوزن
موضع تثبيت FC/IMU	بعيداً عن المحركات = اهتزاز أقل. قريباً من CG = أقل حساسية
رنين الإطار (Frame Resonance)	إذا تقاطع مع ترددات المحركات = تضخيم اهتزاز كبير

### معادلة عزم الدوران وذراع الإطار

$$\tau_{roll} \approx L \cdot (T_{right} - T_{left})$$

L : ذراع العزم (نصف القطر من المركز إلى المحرك)  
زيادة L تُكثّر العزم المتاح لكنها ترفع عزم العطالة أيضاً

الإطار المثالي لنوع مهمتك يكون: صلباً بما يكفي لمنع الرنين، خفيفاً بما يكفي لهدفك، وذراعه مناسبة لتوازن العزم

### ١٤.٣ نظام الدفع — التوازن بين الكفاءة والاستجابة

مكونات نظام الدفع ودورها

المكوّن	المعامل الحاسم	أثره على الأداء
المحرك	KV (RPM/V) + ثابت العزم Kt	يحدد نطاق التشغيل وعزم الاستجابة
المروحة	القطر، الخطوة، عدد الشفرات	يوازن بين الكفاءة والاستجابة
الجهد (S Count)	$V_{nom} = N \times 3.7V$	يحدد أقصى RPM وهامش الطاقة

نسبة الدفع إلى الوزن (TWR)

$$TWR = T_{max} / W_{total}$$

TWR	مناسب لـ
$1.5 >$	لا يُعدّ للطيران — غير كافٍ حتى للتحويم المريح
$2.0 - 1.5$	حمل حمولة ثقيلة، طيران اقتصادي
$3.0 - 2.0$	تصوير، طيران عام، مبتدئون
$5.0 - 3.0$	فري-ستايل، استجابة جيدة
$5.0 <$	سباق، أكروبات متقدم، أقصى أداء

مثال تصميم: 5 بوصة فري-ستايل 4S

$$W = 0.65 \times 9.81 = 6.38 \text{ N} \rightarrow \text{الوزن المستهدف: } 650$$

$$T_{max} = 4 \times 6.38 = 25.5 \text{ N} = 2600 \text{ gf} \rightarrow \text{مطلوب: } TWR 4$$

$$650 = 4 / 2600 \text{ gf} \rightarrow \text{دفع مروحة واحدة:}$$

$$\sim 28 \text{ A } 112 \rightarrow \text{إجمالاً } A \text{ لكل محرك عند } 650 \text{ S مروحة } 5148 \text{ على } 4$$

$$1500 \text{ mAh } 75C \rightarrow I_{max} = 112 \text{ A} \checkmark \text{ بطارية:}$$

### ١٤.٤ مركز الثقل (CG) وتوزيع الكتلة

CG يجب أن يكون قريباً من مركز الإطار الهندسي. أي انحراف يؤدي إلى:

- تصحيح مستمر من PID → استهلاك I-term → تدهور استجابة Yaw
- فرق دائم في أوامر المحركات → تشيع مبكر لمحور/جانب
- خانق تحويم أعلى من المتوقع → هامش أقل

استراتيجية توزيع الكتلة

- البطارية: أكبر قطعة قابلة للتحويل — وضعها في مركز الإطار
- FC/ESC: في منطقة المركز — تجنب وضعها على أطراف الأذرع
- أي حمولة إضافية: وازنها بكتلة مقابلة أو حرك البطارية تعويضاً
- الاختبار: في التحويم الهادئ — محركان متقابلان يجب أن يكونا متساويي السرعة

## ١٤.٥ سلسلة الطاقة — رفع الهامش وتقليل الخسائر

هدفان متوازنان في تصميم سلسلة الطاقة:

- توفير قدرة كافية للمحركات في ذروة المناورات
- تقليل هبوط الجهد تحت الحمل لأطول فترة ممكنة

### قرار الجهد

أقل  $I^2R$  تيار أقل لنفس القدرة → خسائر  $S =$  رفع  $V =$  رفع

$S (25.2V) = 19.8A$  مقابل  $S (16.8V) = 29.8A$  على  $4 (500W)$  مثال: نفس القدرة

التيار الأقل يعني: أسلاك أرفع، ESC أخف، هبوط جهد أقل، محركات أبرد. لكن رفع الجهد يقيد اختيار KV ويزيد تعقيد الإعداد.

## ١٤.٦ تكامل IMU والفلتر — القاعدة التصميمية

هرم أولويات نظافة الإشارة:

١. تقليل الاهتزاز الميكانيكي (مراوح + إطار + تثبيت)

الميكانيكي المعتدل IMU ٢. عزل

٣. فلتر ذكية (RPM Filtering + Notch)

٤. PID ضبط

لا يمكن تخطي خطوة وتعويضها بالخطوة التي تليها. الفلتر لا تُحل محل الإصلاح الميكانيكي، وPID لا يُحل محل الفلتر.

## ١٤.٧ ترتيب بناء التحكم — من الداخل إلى الخارج

الترتيب الصحيح الذي لا استثناء فيه:

١٢. تحقق من صحة الإعداد (FC Orientation + Motor Order/Direction)

١٣. اختبر المازج بدون مراوح

١٤. اضبط Rate PID أولاً — هذه الحلقة الأساسية

١٥. أضف Angle Loop إذا احتجت وضع Angle/Horizon

١٦. أضف طبقات GPS/Altitude إذا احتجت

١٧. في كل مرحلة: سجّل وحلّل قبل الانتقال للمرحلة التالية

⚠ رفع Kp في Angle Loop لتحسين الاستجابة بينما Rate Loop غير مضبوط = لن يُفيد بل قد يُضر. ابن الحلقات من الداخل إلى الخارج دائماً.

## ١٤.٨ مبدأ المفاضلات (Trade-offs) — لا تحسين مجاني

المفاضلة	المكسب	الثمن
مراوح أكبر قطراً	كفاءة أعلى، زمن طيران أطول	استجابة أبطأ، عزم عطالة أعلى
فلتر أقوى	ضجيج أقل، PID أهدأ	Phase Lag أعلى، استجابة أبطأ
جهد أعلى (S أكثر)	تيار أقل، هبوط جهد أقل	قيود على KV، وزن بطارية أعلى
إطار صلب جداً	قياس نظيف، استجابة دقيقة	ينقل رنيناً حاداً إذا تقاطع مع المحركات
TWR مرتفع جداً	مناورات أسرع، هامش أكبر	زمن طيران أقصر، تيار أعلى

## ١٤.٩ دورة التصميم الهندسي (Iterative Engineering Loop)

الكوادكابتير الجيد لا يُبنى مرة واحدة — يتطور عبر دورات متكررة:

١. تحديد المتطلبات → ٢. تصميم أولي وبناء → ٣. معايرة وأول تحويم

↑

↓

٧. تكرار حتى الوصول للهدف ← ٦. قرار تعديل ← ٤. تسجيل وتحليل السجلات

كل دورة تستهدف تعديلاً واحداً محدداً. السجلات تُوجّه القرار في خطوة ٦: هل التعديل مطلوب في الميكانيكا؟ الطاقة؟ الفلتر؟ PID؟

## ١٤.١٠ السجلات كأداة تصميم لا مجرد إصلاح

السجلات لا تُستخدم فقط عند وجود مشكلة — هي أداة تحسين مستمر:

ما تراه في السجل	قرار تصميمي يُؤلّده (لا مجرد ضبط)
قمة FFT ثابتة عند تردد معين	تغيير مادة الإطار أو تعديل الهندسة لتحريك تردد الرنين
تشبع متكرر في Yaw	مراوح بـ $kM/kT$ أعلى أو رفع الجهد لزيادة هامش Yaw
هبوط جهد < 2V عند Throttle الكامل	بطارية بمقاومة داخلية أقل أو أسلاك أعرض
D-term مرتفع جداً رغم الفلتر الكافية	تقوية ذراع الإطار أو تغيير تثبيت FC

## ١٤.١١ خلاصة الباب الرابع عشر

- ابدأ بتحديد متطلبات المهمة — لا باختبار المكونات
- الإطار يحدد اهتزاز الـ IMU والرنين وعزوم الدوران
- TWR مؤشر مرجعي — صمّم لهامش كافٍ لمهمتك
- CG في المركز غير قابل للتفاوض — البطارية هي أداة ضبطه الرئيسية
- ترتيب التحكم: Rate أولاً → GPS → Angle — لا يمكن عكسه
- كل تحسين له ثمن — المهارة هي اختيار المفاضلات التي تخدم مهمتك
- السجلات تُؤلّد قرارات تصميم لا مجرد تعديلات PID

## الباب الخامس عشر — النموذج الفيزيائي والرياضي المرجعي الموحد

يجمع هذا الباب الأساس الفيزيائي والرياضي لحركة الكوادكابت في نموذج واحد شامل. بدلاً من تشتيت المعادلات عبر الأبواب السابقة، هذا الباب هو مرجع موحد يمكن الرجوع إليه في أي وقت. يُقدّم كل معادلة في سياقها الكامل مع التفسير الفيزيائي والارتباط بنظام التحكم.

🔑 هذا الباب مرجعي — ليس للقراءة الخطية بالضرورة. استخدمه عند الحاجة للتحقق من معادلة أو ربط مفهوم بالفيزياء الأساسية.

### 15.1 متجه الحالة الكامل

يحتاج وصف الكوادكابت في أي لحظة إلى 12 متغير حالة:

$$\mathbf{x} = [x_E, y_E, z_E, \phi, \theta, \psi, \dot{x}_E, \dot{y}_E, \dot{z}_E, p, q, r]^T$$

المجموعة	المتغيرات	المعنى	يقيسها
موقع	$[x_E, y_E, z_E]$	موقع في إطار الأرض (m)	GPS / Optical Flow
اتجاه	$[\phi, \theta, \psi]$	زوايا أويلر Roll/Pitch/Yaw (rad)	Sensor Fusion (IMU)
سرعة خطية	$[\dot{x}_E, \dot{y}_E, \dot{z}_E]$	سرعة في إطار الأرض (m/s)	GPS / مشتقة الموقع
سرعة زاوية	$[p, q, r]$	معدلات دوران في إطار الجسم (rad/s)	Gyroscope مباشرة

متجه التحكم

$$\mathbf{u} = [T, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]^T = [\text{عزم Yaw، عزم Pitch، إجمالي الدفع، عزم Roll}]$$

هذا المتجه ذو الأربعة عناصر هو ما يُولّده نظام PID ويُحوّله المازج إلى أوامر المحركات الأربعة.

### 15.2 الإطارات المرجعية وتحويل المتجهات

تعريفات الإطارين

الإطار	التعريف والمحاور
إطار الجسم (Body Frame B)	مرتبط بالطائرة يتحرك معها: $x_B$ للأمام، $y_B$ لليمين، $z_B$ للأسفل
إطار الأرض (Earth Frame E — NED)	ثابت: $x_E$ شمال، $y_E$ شرق، $z_E$ أسفل (الجاذبية باتجاه + $z_E$ )

مصفوفة الدوران  $R(\phi, \theta, \psi)$

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_z(\psi) \cdot \mathbf{R}_y(\theta) \cdot \mathbf{R}_x(\phi)$$

$$\mathbf{F}_E = \mathbf{R} \cdot \mathbf{F}_B \quad (\text{تحويل متجه من إطار الجسم إلى إطار الأرض})$$

مصفوفة الدوران الكاملة (تطبيق من اليمين لليساار:  $R_x$  أولاً):

$$R_{31} = -\sin \theta$$

$$R_{32} = \cos \theta \cdot \sin \varphi$$

$$R_{33} = \cos \theta \cdot \cos \varphi$$

(الصف الثالث هو الأهم لمعادلات الحركة العمودية)

التحويل المبسط للدوران (لصيغة حركة الزوايا)

$$\dot{\eta} \approx \omega_B \quad (\text{عند الزوايا الصغيرة})$$

$$\dot{\eta} = [\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \approx [p, q, r]^T \quad (\text{تقريب صالح قرب التحويم})$$

### ١٥.٣ نموذج الدفع

دفع مروحة واحدة

$$T_i = k_T \cdot \omega_i^2$$

$k_T$ : ثابت الدفع ( $N \cdot s^2 / rad^2$ ) — يعتمد على قطر المروحة وكثافة الهواء

$\omega_i$ : السرعة الزاوية للمروحة ( $rad/s$ )

إجمالي الدفع

$$T = k_T \cdot (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)$$

قيم  $k_T$  مرجعية

ملاحظة	تقريب $k_T$	حجم الطائرة
مراوح صغيرة جداً	$3 - 5 \times 10^{-7} N \cdot s^2$	مايكرو 65mm
النطاق الأكثر شيوعاً	$1 - 3 \times 10^{-5} N \cdot s^2$	5 بوصة
مراوح كبيرة — كفاءة عالية	$5 - 15 \times 10^{-5} N \cdot s^2$	10 بوصة تصوير

### ١٥.٤ معادلات الحركة الانتقالية

الصيغة الكاملة (غير خطية)

$$m \cdot \ddot{x}_E = R \cdot [0, 0, -T]^T + [0, 0, m \cdot g]^T$$

أي بالتفصيل:

$$m \cdot \ddot{x}_E = -T \cdot (c\psi \cdot s\theta \cdot c\varphi + s\psi \cdot s\varphi)$$

$$m \cdot \ddot{y}_E = -T \cdot (s\psi \cdot s\theta \cdot c\varphi - c\psi \cdot s\varphi)$$

$$m \cdot \ddot{z}_E = m \cdot g - T \cdot c\theta \cdot c\varphi$$

للاختصار  $s = \sin, c = \cos$

التبسيط قرب التحويم (Small Angle)

$$m \cdot \ddot{x}_E \approx -T \cdot \theta \rightarrow \ddot{x}_E \approx -g \cdot \theta$$

$$m \cdot \ddot{y}_E \approx T \cdot \varphi \rightarrow \ddot{y}_E \approx g \cdot \varphi$$

$$m \cdot \ddot{z}_E \approx m \cdot g - T \rightarrow \ddot{z}_E \approx g - T/m$$

هذه المعادلات الثلاث المبسطة خطية وقابلة للحل التحليلي. تُظهر:

- الحركة الأمامية  $\ddot{x}_E$  تتحكم بها زاوية Pitch ( $\theta$ ) — وليس دفعاً أفقياً مباشراً
- الحركة الجانبية  $\ddot{y}_E$  تتحكم بها زاوية Roll ( $\phi$ ) — معكوسة الإشارة
- الارتفاع  $\ddot{z}_E$  يتحكم به إجمالي الدفع  $T$  — نسبته إلى  $m \cdot g$  يحدد الصعود أو الهبوط

## 10.5 معادلات الحركة الدورانية

المعادلة الكاملة — أويلر للجسم الصلب

$$I \cdot \dot{\omega}_B + \omega_B \times (I \cdot \omega_B) = \tau_B$$

$I$ : مصفوفة عزم العطالة ( $3 \times 3$ ) — قطرية للإطار المتمائل:  $diag(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz})$

$\omega_B \times (I \cdot \omega_B)$ : حد الجيروسكوب — يمثل تقارن المحاور (يُهمل قرب التحويم)

التبسيط قرب التحويم

$$I_{xx} \cdot \dot{p} \approx \tau_{roll} \rightarrow \dot{p} \approx \tau_{roll} / I_{xx}$$

$$I_{yy} \cdot \dot{q} \approx \tau_{pitch} \rightarrow \dot{q} \approx \tau_{pitch} / I_{yy}$$

$$I_{zz} \cdot \dot{r} \approx \tau_{yaw} \rightarrow \dot{r} \approx \tau_{yaw} / I_{zz}$$

كل معادلة تقول: العزم المطبق = عزم العطالة  $\times$  التسارع الزاوي. هذا هو سلوك Integrator الذي يُبرّر نجاح PID في الكوادكابتير.

قيم عزم العطالة المرجعية

المطائرة	$I_{xx} \approx I_{yy}$	$I_{zz}$
مايكرو 35g 65mm	1 — 5 $g \cdot m^2$	2 — 8 $g \cdot m^2$
5 بوصة 300g	2 — 5 $g \cdot m^2$	4 — 9 $g \cdot m^2$
7 بوصة تصوير 800g	20 — 40 $g \cdot m^2$	40 — 80 $g \cdot m^2$

## 10.6 توليد العزوم — من المراوح إلى الحركة

عزم Pitch و Roll

$$\tau_{roll} = L \cdot k_T \cdot (\omega_4^2 + \omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2) / 2$$

$$\tau_{pitch} = L \cdot k_T \cdot (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) / 2$$

(للتقييم: M1=أمام-أيسر، M2=أمام-أيمن، M3=خلف-أيمن، M4=خلف-أيسر CW في Quad-X)

عزم Yaw

$$\tau_{yaw} = k_M \cdot (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

$k_M$ : ثابت عزم الاحتكاك للمروحة (أصغر بكثير من  $k_T$ )

$k_M / k_T \approx 0.01 \sim 0.05$  — يُفسّر لماذا سلطة Yaw أضعف

## 10.7 مصفوفة التخصيص الكاملة (Allocation Matrix)

ترتبط متجه التحكم بمربعات سرعة المحركات:

$$[T, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}]^T = M \cdot [\omega_1^2, \omega_2^2, \omega_3^2, \omega_4^2]^T$$



X حلقة موضع	تسارع أمامي بدلالة Pitch	$\ddot{x}E \approx -g \cdot \theta$
Y حلقة موضع	تسارع جانبي بدلالة Roll	$\ddot{y}E \approx g \cdot \varphi$
Z حلقة الارتفاع	تسارع عمودي بدلالة الدفع	$\ddot{z}E \approx g - T/m$
Roll محور Rate Loop	ديناميكا دوران Roll	$I_{xx} \cdot \dot{p} \approx \tau_{roll}$
Pitch محور Rate Loop	ديناميكا دوران Pitch	$I_{yy} \cdot \dot{q} \approx \tau_{pitch}$
Yaw محور Rate Loop	ديناميكا دوران Yaw	$I_{zz} \cdot \dot{r} \approx \tau_{yaw}$

## ١٥.١١ الروابط بين الأبواب — جدول التكامل

هذا الجدول يُلخِّص كيف ترتبط معادلات هذا الباب بكل باب سبق:

المعادلة / المبدأ	الأبواب التي تُؤثِّفه
$T_i = k_T \cdot \omega_i^2$ و مصفوفة التخصيص	الباب ٣ (العزوم) + الباب ٦ (المازج)
معادلات الحركة المبسطة (Linearized)	الباب ٤ (النمذجة) + الباب ٥ (حلقات التحكم)
$I_{xx} \cdot \dot{p} \approx \tau$ — سلوك Integrator	الباب ٧ (لماذا PID مناسب هنا)
القيود $m_{min} \leq m_i \leq m_{max}$	الباب ٦ (المازج والتشبع) + الباب ١٠ (الطاقة)
الفرضيات: جسم صلب + زوايا صغيرة	الباب ٩ (الاهتزازات تنقض هذا) + الباب ٨ (الفلتره لحمايته)
12 متغير حالة — متجه الحالة الكامل	الباب ١٣ (السجلات تُسجِّل هذه المتغيرات) + الباب ١٢ (الأنماط تُعرِّف Setpoints لها)

## ١٥.١٢ حدود صلاحية النموذج المبسط

الشرط	الحد الذي ينهار عنده النموذج
زوايا صغيرة	$< 30^\circ$ يبدأ الخطأ في الكبر — عند $45^\circ$ خطأ $\sim 12\%$
قرب التحويم	عند سرعة أفقية عالية ( $< 10$ m/s): مقاومة الهواء مهمة
جسم صلب	الاهتزازات الميكانيكية تُقوِّض هذه الفرضية
كتلة ثابتة	مع الرش الزراعي (سائل ينزل) يتغير CG أثناء الطيران
$k_T \cdot \omega^2 =$ دفع	في RPM المنخفض جداً أو العالي جداً الخطأ يكبر

⚠️ للطيران الأوروباتي الكامل (قلبات، مناورات بزوايا  $< 60^\circ$ ) يجب استخدام النموذج غير الخطي الكامل أو على الأقل إضافة تصحيحات غير خطية. النموذج المبسط كافٍ للطيران الاعتيادي والتصوير.

## ١٥.١٣ خلاصة الباب الخامس عشر

- 12 متغير حالة + 4 مدخلات تحكم = وصف كامل للكوادكابتير
- الحركة الأفقية تنتج من ميل متجه الدفع — وليس من دفع أفقي مباشر
- الديناميكا الدورانية = سلوك Integrator قرب التحويم — هذا مبرر نجاح PID
- مصفوفة التخصيص M تحوّل  $[T, \tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}]$  إلى  $[\omega_1^2, \omega_2^2, \omega_3^2, \omega_4^2]$
- القيود الفيزيائية ( $m_{min} \leq m_i \leq m_{max}$ ) هي أصل التشبع وضعف Yaw
- النموذج المبسط صالح حتى  $\sim 30^\circ$  وقرب التحويم — يكفي لمعظم التطبيقات

## الباب السادس عشر — الحمولات الخارجية: التصميم والتكامل والاستخدام

أي حمولة خارجية — كاميرا، جيمبال، مستشعرات، خزان رش، صندوق توصيل — تُغيّر الطائرة فيزيائياً وتنعكس مباشرةً على كل طبقة من طبقات نظام التحكم. الكوادكابتير المثالي بدون حمولة قد يتصرف بشكل مقبول مع إضافة عشوائية — أو قد يُصبح خطيراً. المنهج الهندسي الصحيح يُحوّل الحمولة من «إضافة لاحقة» إلى «جزء من التصميم الأصلي».

🔑 الحمولة تؤثر في أربعة محاور متشابهة: الوزن الكلي، مركز الثقل، عزم العطالة، والاهتزاز. أي خلل في أي محور يظهر في السجلات ويدهور أداء PID.

### ١٦.١ الأثر الفيزيائي للحمولة — تحليل كامل

محور التأثير	كيف يؤثر على نظام التحكم
الوزن الكلي ↑	خائق التحويل يرتفع → هامش المناورة ينخفض → التشبع يقترب أسرع
CG يتحرك عن المركز	PID يُصدر تصحيحاً دائماً → I-term يتراكم → تشبع جانبي مبكر
عزم العطالة ↑	الطائرة تبدو «ثقيلة» في Roll/Pitch → استجابة أبطأ → يبدو Kp ضعيفاً
حامل مرن / تثبيت سيئ	اهتزاز نسبي بين الحمولة والإطار → ضجيج في D-IMU → term يسخن

### ١٦.٢ ميزانية الوزن وهامش الدفع

المعادلات

$$W_{total} = W_{airframe} + W_{battery} + W_{payload}$$

$$TWR_{loaded} = T_{max} / W_{total} \quad \leftarrow \text{يجب أن يبقى فوق 2.0 للطيران المستقر}$$

$$\text{Throttle}_{hover} \approx 1 / TWR_{loaded} \quad \rightarrow \text{TWR}=2 \text{ يعني } \sim 50\% \text{ hover}$$

TWR مع الحمولة	خائق التحويل	هامش المناورة	التقييم
1.5 >	67% <	ضئيل جداً	خطر — لا يُنصح به
2.0 — 1.5	67% — 50	محدود	مقبول بحذر
3.0 — 2.0	50% — 33	جيد	مناسب للتصوير
3.0 <	33% >	وفير	ممتاز للحمولات الثقيلة

### ١٦.٣ القواعد الذهبية لتركييب أي حمولة

1. ضع الحمولة أقرب ما يمكن من CG وعلى محور المركز — اختبر بميزان
2. تثبت الحمولة تثبيناً صلباً تماماً لا لعب لا مرونة لا اهتزاز نسبي
3. تثبت جميع أسلاك الحمولة: السلك المرتخي مصدر اهتزاز وضجيج IMU
4. لا تُغيّر أكثر من متغير واحد في كل مرة (حمولة + مراوح + فلتر + PID = كارثة)

5. أي حمولة جديدة = تحويم منخفض أولاً + سجل طيران + تحليل قبل الرحلة الكاملة
6. مع السوائل (رش زراعي): صمم لتغير CG أثناء الطيران (Sloshing) من اللحظة الأولى

## ١٦.٤ اكتشاف CG المنحرف وإصلاحه

### علامات CG غير مناسب في السجلات والتحويم

- محركان متقابلان يعملان بسرعة أعلى باستمرار في التحويم الهادئ
- ميل خفيف أو تصحيح دائم حتى مع العصا في المنتصف
- I-term يتراكم في اتجاه ثابت في سجلات Roll أو Pitch

### إجراء الإصلاح

7. أشعل الطائرة وشاهد أوامر المحركات في Betaflight Motors tab
8. حرّك البطارية أو الحمولة بعكس اتجاه الانحياز (جهة المحركين الأسرع)
9. كرّر حتى تتساوى أوامر المحركات المتقابلة في التحويم
10. سجّل تحويماً منخفضاً وتحقق من اختفاء I-term الانحيازي

## ١٦.٥ أنواع الحمولات — تحديات خاصة بكل نوع

### كاميرات التصوير والجيوبال

المشكلة	السبب والحل
Jello (امتزاز الصورة)	مراوح غير متوازنة أو رنين حامل الكاميرا → موازنة مراوح + تثبيت صلب
CG يتغير مع حركة الجيوبال	جيوبال بعيد عن المركز → ضعه قرب CG أو استخدم كتلة موازنة مقابلة
ضجيج في الصورة رغم كل شيء	التبديل الكهربائي من ESC يتسرب → عزل أرضي + مكثفات فلتر

### حمولات السوائل (رش زراعي)

التحدي	الحل الهندسي
Sloshing — حركة السائل تغير CG لحظياً	حواجز داخلية في الخزان + خزان قريب من المركز بذراع قصير
وزن يتناقص أثناء الطيران (الرش)	خائق التحويم ينخفض تدريجياً — برمج Throttle compensation إذا أمكن
تسرب سوائل على المكونات	غلاف واقٍ للـ FC و ESC + فحص ما قبل الطيران إلزامي

### المستشعرات والحمولات البحثية

- EMI من الحمولة الإلكترونية قد يُلوث قراءات IMU — باعد أو افصل كهربائياً
- الفوانيس والليدار (Lidar) الدوارة تضيف عزم جيروسكوبي غير منتظر — ثبّتها محورياً
- أنظمة الاتصال (Radio / 5G) تُسبب تشويشاً كهرومغناطيسياً — راقب استقرار RC

## ١٦.٦ الحمولة وقيود الطاقة

مع زيادة الوزن يرتفع التيار المتوسط ويتسع هبوط الجهد تحت الحمل:

## للمروحة الثابتة — تقريباً) $I_{\text{hover}} \propto W_{\text{total}}^{(3/2)}$

مضاعفة الوزن ترفع التيار المطلوب للتحويل بعامل  $\sim 2.83$ . هذا يعني:

- بطارية تُفْرَغ أسرع → زمن طيران أقصر بكثير من مجرد نسبة الوزن
- هبوط جهد أكبر → تشبع مبكر في المناورات
- سخونة أسرع للمحركات والـ ESC

### مؤشرات في السجلات

- الجهد يهبط  $< 1.5V$  بين التحويل والمناورة → بطارية أفضل ( $R_{\text{internal}}$  أقل)
- أوامر محركات تلتصق بـ  $TWR \rightarrow m_{\text{max}}$  غير كافٍ → مراوح أكبر أو جهد أعلى
- سخونة بعد 2-3 دقائق فقط → التيار المتوسط تجاوز الحد الآمن للـ ESC

## ١٦.٧ مشاكل شائعة بعد إضافة الحمولة — دليل التشخيص

العَرَض	السبب الأرجح	الحل
استجابة بطيئة «ثقيلة»	عزم عطالة أكبر أو CG بعيد	قرب الحمولة من CG، راجع Rates
اهتزاز وسخونة محركات	ضجيج يدخل D-term أو تثبيت سيئ	إصلاح ميكانيكي أولاً ثم فلتر
ضعف Yaw مع الحمولة	تشبع أو هامش عزم أقل	رفع الجهد أو مراوح بـ KM أعلى
ميل في اتجاه ثابت	CG منحرف	حرك البطارية/الحمولة بعكس الميل
الطائرة تهتز ببطء بعد إضافة الجيمبال	رنين حامل الجيمبال مع الإطار	Notch عند تردد الرنين أو تغيير الحامل
زمن طيران أقصر بكثير من المتوقع	التيار المتوسط مرتفع جداً	مراوح ذات كفاءة أعلى أو بطارية أكبر

## ١٦.٨ منهج الاختبار التدريجي مع أي حمولة جديدة

11. فحص أرضي: تثبيت الحمولة + تثبيت الأسلاك + سلامة المراوح + CG
12. تشغيل بدون مراوح: تحقق من وزن أوامر المحركات في الـ Configurator
13. تحويل منخفض 15-20 ثانية: راقب الاستقرار والميل
14. صعود وهبوط بسيط: لاحظ تأثير تغير الارتفاع
15. انتقال أفقي خفيف: اختبر الاستجابة الأفقية
16. سجل Log وحلل: Motor outputs + D-term + Tracking + الجهد
17. عدّل متغيراً واحداً إذا لزم ثم كرر من الخطوة 3

## ١٦.٩ خلاصة الباب السادس عشر

- الحمولة جزء من تصميم النظام — ليست إضافة لاحقة
- TWR مع الحمولة يجب أن يبقى فوق 2.0 للطيران الآمن
- CG المنحرف يُضعف الأداء ويُسبب التشبع المبكر — اكتشفه من السجلات
- الحمولات السائلة تضيف تحدي Sloshing — صمّم له من البداية
- التسلسل الدائم: إصلاح ميكانيكي → فلتر → PID — لا عكس
- اختبار تدريجي مع كل حمولة جديدة — مهما بدت بسيطة

## الباب السابع عشر — اختيار المكونات: دليل هندسي عملي

اختيار المكونات يبدو قراراً تسويقياً لكنه في الحقيقة قرار هندسي متشابك. المحرك «الأقوى» لا يعني بالضرورة أفضل أداء — فهو يتفاعل مع المروحة والجهد وحجم الإطار ونمط الطيران. هذا الباب يُعَدُّ منهجاً لاتخاذ قرارات اختيار قائمة على الفيزياء لا على الإعلانات التسويقية.

🔑 عملية الاختيار الصحيحة: المهمة → الإطار → المروحة → المحرك → الجهد → ESC → البطارية. هذا الترتيب ليس عشوائياً — كل قرار يُقَيِّد الذي بعده.

### ١٧.١ الإطار — قرار البداية

المعيار	الخيار	الأثر على النظام
الحجم (wheelbase)	أصغر = خفيف + استجابة أسرع	يحدد أقصى حجم مروحة ممكن
المادة	كربون < ألومنيوم < بلاستيك	صلابة مقابل وزن مقابل سعر
الهندسة	X, True-X, Stretched-X, H-frame	تؤثر على Yaw authority وعزم العطالة
الوزن	أخف = TWR أعلى لنفس المحركات	هدف أساسي في تصميم السباق

💡 أقصى حجم مروحة = حوالي 50-55% من طول الذراع (wheelbase). مثال: إطار 220mm (Quad 5 بوصة) → مروحة 5 بوصة = 58% ≈ 127mm ← حد أعلى مقبول.

### ١٧.٢ اختيار المروحة

#### المعاملات الرئيسية

المعامل	تأثيره	التوجه
القطر (Diameter)	كفاءة أعلى، استجابة أبطأ	أكبر للكفاءة، أصغر للسباق
الخطوة (Pitch)	خطوة أعلى = دفع أعلى + تيار أعلى	توازن مع قدرة المحرك والـ ESC
عدد الشفرات	3-4 شفرات: دفع أعلى + استجابة أسرع + ضجيج أكثر	شفرتان للكفاءة، 4 للاستجابة
المادة	بلاستيك مقوى بألياف كربون للسباق، بلاستيك للمبتدئين	المتانة مقابل التكلفة

#### توليفات شائعة ومجربة

حجم الطائرة	المروحة المناسبة	الجهد	الاستخدام
2.5 بوصة / Toothpick	2540 / 3-blade	3S — 4S	سباق خفيف
3 بوصة	3025 / 3030 / 3-blade	3S — 4S	فري-ستايل صغير
5 بوصة (الأشيع)	5148 / 5152 / 5045	4S — 6S	سباق / فري-ستايل
7 بوصة تصوير	7035 / 7040	4S — 6S	تصوير / Long Range
+10 بوصة (حمولة)	1045 / 1147	6S — 12S	حمولة ثقيلة

### ١٧.٣ اختيار المحرك

المعادلة الأساسية للـ KV

$$\text{RPM\_no\_load} \approx \text{KV} \times \text{V\_battery}$$

بحيث تعمل المروحة في النطاق الأمثل KV للحمل المطلوب: اختر

إرشادات KV حسب الجهد

الملاحظة	KV المناسب لـ 5 بوصة	الجهد
أقل شيوعاً للـ 5 بوصة الحديث	2300 — 2700 KV	3S (11.1V)
النطاق الأكثر شيوعاً والأمثل	1700 — 2300 KV	4S (14.8V)
تيار أقل، طاقة أعلى، للـ Long Range وفري-ستايل	1300 — 1700 KV	6S (22.2V)

مواصفات المحرك — ما يجب قراءته

- حجم السنتاتور (مثلاً 2306): قطر 23mm × ارتفاع 6mm — حجم أكبر = عزم أكبر
- التيار الأقصى المستمر (A) — يجب أن يتجاوز تيار مرواحتك باختبار Bench Test
- الكفاءة (g/W) — مهم جداً لطائرات التصوير و Long Range

⚠ لا تختار المحرك الأعلى KV أو الأثقل دوماً. المحرك المتوافق مع المروحة والجهد أهم بكثير من الأرقام المطلقة.

### ١٧.٤ اختيار ESC

المعيار	ما تبحث عنه
التيار الأقصى	تيار قياسي ك تيار ذروة المحرك + 20% هامش أمان
البروتوكول	DShot600 + Bidirectional Telemetry = الأفضل للغيرمويرات الحديثة
الغيرموير (ESC Firmware)	AM32 أو BLHeli_32 = أفضل أداء وأكثر خيارات
in-1 vs-4 مستقل	in-1-4: أخف وأنظف توصيلاً. مستقل: أسهل تبديل عند تلف واحد
الجهد الأقصى	يجب أن يتجاوز جهد البطارية الكاملة (4S=16.8V) بهامش

### ١٧.٥ اختيار وحدة التحكم (Flight Controller — FC)

المعيار	ما يُحدّد الاختيار
المعالج	F405 كافٍ لـ F7 Loop، 4kHz للتردد الأعلى أو معالجة FFT
IMU	ICM-42688-P أو MPU-6000 = المعياران الموثوقان
الغيرموير المدعوم	Betaflight للسباق/PX4/ArduPilot/Freestyle للملاحة المتقدمة
Gyro Rate	4kHz / 8kHz — أعلى = فلترة أفضل ولكن معالجة

أثقل	
ESC Telemetry + VTX + GPS	المنافذ (UART/SPI)

## ١٧.٦ اختيار البطارية — القرار المربوط بكل شيء

البطارية هي القرار الذي يُقَدِّم الأداء الكلي للمنظومة أكثر من أي مكوّن آخر. اختيارها يؤثر على الوزن والزمن والاستجابة والأمان.

نوع الطيران	الجهد	السعة	C Rating
سباق FPV 5	4S	1300 — 1500 mAh	75C+
فري-ستايل 5	4S / 6S	1500 — 2000 mAh	50 — 75C
"Long Range 7	4S / 6S	3000 — 5000 mAh	30 — 45C
تصوير سينمائي	4S — 6S	2200 — 4000 mAh	35 — 50C

## ١٧.٧ قائمة تحقق اختيار المكونات

قبل الشراء أجب على هذه الأسئلة:

- هل قطر المروحة يتناسب مع حجم الإطار؟
- هل KV المحرك مناسب لجهد البطارية المختارة؟
- هل تيار ESC يتجاوز تيار ذروة المحرك بهامش 20%؟
- هل جهد ESC يتجاوز جهد الشحن الكامل للبطارية؟
- هل وزن المنظومة الكلي يعطي  $TWR > 2.5$  للاستخدام المخطط؟
- هل FC يدعم DShot Telemetry للـ RPM Filtering؟
- هل C Rating × سعة البطارية يُغطي التيار الأقصى للمنظومة؟

## ١٧.٨ خلاصة الباب السابع عشر

- الترتيب الصحيح: مهمة → إطار → مروحة → محرك → جهد → ESC → بطارية
- $KV \times V_{battery} = RPM$  تقريباً — اختر KV ليعطي RPM مناسباً لمروحتك
- C Rating × سعة (Ah) = تيار أقصى نظري — حَقِّق من الواقع بـ Bench Test
- DShot Bidirectional + BLHeli\_32 = معيار الأداء الحديث
- قائمة التحقق قبل الشراء تُوفّر المال والوقت

## الباب الثامن عشر — Betaflight عملياً: من الاتصال إلى الطيران

Betaflight هو الفيرموير الأكثر شيوعاً في طائرات السباق والفري-ستايل. يوفر بيئة إعداد متكاملة عبر Betaflight Configurator — واجهة سطح مكتب تُتيح ضبط كل جانب من جوانب التحكم. هذا الباب يأخذك خطوة بخطوة من أول اتصال حتى أول طيران.

**🔑 Betaflight Configurator ليس مجرد واجهة — هو مختبر التشخيص الكامل للطائرة. تعلم قراءته يعادل تعلم الكوادكابت بنفسه.**

### ١٨.١ أقسام Betaflight Configurator — خريطة التنقل

القسم	وظيفته الرئيسية
Setup	الوضعية الحالية للطائرة + معايرة الحساسات + Reset
Ports	تعيين UART لكل جهاز (ESC Telemetry, GPS, RC, VTX, ...)
Configuration	إعداد الـ ESC Protocol, Loop Rate, Receiver Type, Arming, ...
Power & Battery	حدود الجهد، إعداد Scale البطارية، تحذيرات الجهد
PID Tuning	كل إعدادات PID + Rates + Filters
Receiver (RC Input)	القنوات + معايرة عمي التحكم + Dead Band
Modes	تعيين الأنماط (...Arm/Disarm/Angle/Beeper) على عمي وأزرار
Motors	اختبار المحركات يدوياً بدون مراوح
Blackbox	إعداد تسجيل البيانات (Blackbox) وتحديد القنوات
CLI	سطر أوامر نصي — أقوى أداة للإعداد المتقدم

### ١٨.٢ الإعداد الأساسي — تسلسل إلزامي

#### الخطوة ١: Configuration

18. ESC/Motor Protocol: اختر DShot600 (أو DShot300 إذا كان Loop Rate أقل)
19. Motor Direction: تحقق من PROPS\_IN (CW/CCW) أو PROPS\_OUT حسب تصميمك
20. Receiver Mode: SERIAL (ELRS/CRSF) أو SBUS حسب جهاز التحكم
21. Loop Frequency: 8kHz Gyro / 4kHz PID (للمعالجات F405/F7 القادرة)
22. Arm/Disarm: حدد زر Arming + قيد Arming عند زاوية كبيرة للأمان

#### الخطوة ٢: Setup — معايرة الحساسات

23. ضع الطائرة على سطح مستوٍ
24. انقر «Calibrate Accelerometer» — لا تلمسها أثناء العملية
25. تحقق من أن المؤشر ثلاثي الأبعاد يعكس حركة الطائرة بشكل صحيح
26. اضبط Board Alignment إذا كانت FC مركبة بزاوية

### الخطوة ٣: Ports — تعيين الأجهزة

كل جهاز خارجي يحتاج UART مخصصاً:

- Configuration ESC Telemetry ( \_ RPM Filtering ) : UART مخصص + تفعيل في
- GPS: UART + Baud Rate 115200
- SmartAudio/IRC Tramp (VTX Control): UART آخر
- التلمترية (التيليمترى) للجهاز: UART آخر

### ١٨.٣ إعداد PID و Rates

قيم افتراضية مناسبة كنقطة بداية

المحور	Kp	Ki	Kd
Roll	42	85	28
Pitch	50	90	32
Yaw	35	90	0

💡 هذه القيم مناسبة لطائرة 5 بوصة 300g على 45 كنقطة بداية. قيّم دائماً بعد أول تحويم وعدّل بناءً على السجلات.

### Rates في Betaflight

Betaflight يستخدم نظام Rates ثلاثي المعاملات (RC Rate + Expo + Super Rate) أو نظام Actual Rates المبسط:

- Actual Rates (موصى به للمبتدئين): تحديد مباشر للمعدل عند المركز والأطراف بالدرجة/ثانية
- RC Rate: المعدل الأساسي عند انحراف كامل
- Expo: تقليل الحساسية قرب المركز (قيمة أعلى = أهدأ)
- Super Rate: تعظيم المعدل عند الأطراف

### ١٨.٤ إعداد الفلتر في Betaflight

تسلسل الفلاتر (من Setup إلى Filter tab)

الفلتر	الإعداد الموصى به
Gyro LPF1	PT1 @ 250-400Hz (حسب نظافة المحركات)
Gyro LPF2	معطل أو PT1 @ 150-250Hz
Dynamic Notch	تفعيل مع، FFT — Min: 100Hz, Max: 600Hz, Count: 2-3
RPM Filtering	تفعيل إذا كان ESC يدعم Bidirectional DShot
D-term LPF	PT1 @ 100-150Hz (مهم جداً لتقليل ضجيج D)

### تفعيل RPM Filtering

27. تأكد من Bidirectional DShot في Configuration
28. في Filter tab: فعّل Gyro RPM Filter
29. حدد عدد Harmonics (2-4 حسب الضجيج)
30. سجّل رحلة وتحقق من نظافة FFT

## ١٨.٥ إعداد Blackbox

31. في Blackbox tab: اختر الجهاز (Flash Memory أو SD Card)
32. حد Logging Rate: 1-2 kHz (كاف لمعظم التحليلات)
33. تأكد من تسجيل: Gyro, PID, Motor Outputs, RC Commands
34. فعّل Debug Mode المناسب (GYRO\_SCALED لتحليل الضجيج الخام)

💡 سجّل أول رحلتك دائماً بـ Blackbox مفعّل. تحليل أول سجل يُعطيك معلومات أكثر مما ستتعلمه في ساعة من التجريب العشوائي.

## ١٨.٦ تعيين الأنماط (Modes)

الوضع	التعيين الموصى به
ARM	مفتاح مخصص على جهاز التحكم — ليس على Throttle
ANGLE Mode	مفتاح ثنائي (On/Off) للتبديل مع Acro
BEEPER	زر لتفعيل صوت البببر للبحث عن الطائرة
Blackbox Start	اختياري — يمكن ربطه بـ ARM تلقائياً
FAILSAFE	لا تعينه يدوياً — يُفعّل تلقائياً عند فقدان الإشارة

⚠️ Arm على Throttle Stick (عما الخانق) يُسبب مشاكل كثيرة مع الأنظمة الحديثة. استخدم مفتاحاً مخصصاً (Switch) دائماً.

## ١٨.٧ التحقق النهائي قبل الطيران من Configurator

- Setup: الطائرة تتحرك بشكل صحيح في المؤشر ثلاثي الأبعاد
- Motors: كل محرك يستجيب للأمر الصحيح (اختبار بدون مراوح)
- Receiver: عمى التحكم تُحرّك القنوات الصحيحة بالاتجاه الصحيح
- Modes: Arm/Disarm يعمل من المفتاح المعين
- Failsafe: تحقق من السلوك عند فصل جهاز التحكم
- Blackbox: تسجيل نشط في أول رحلة

## ١٨.٨ خلاصة الباب الثامن عشر

- Betaflight Configurator هو مختبر الطائرة الكامل — تعلّمه أساسي
- تسلسل الإعداد: Configuration → Setup → Ports → PID → Filters → Modes
- Betaflight + DShot600 + RPM Filtering = أفضل أداء مع Betaflight
- Blackbox مفعّل في كل رحلة — لا استثناء في مرحلة الضبط
- Modes بمفاتيح مخصصة — لا Arm على عما الخانق

## الباب التاسع عشر — الصيانة الدورية: إطالة العمر وضمان الأمان

الكوادكابتير ليس جهازاً «شغّل وانس» — بل منظومة ميكانيكية-كهربائية تتعرض لضغوط فيزيائية شديدة في كل رحلة. المحركات تُسخن وتناكل، المراوح تُكسر وتنحرف، الموصلات تنفك، والبطاريات تشيخ. الصيانة المنتظمة تُحوّل هذه الإشارات المبكرة إلى تحذيرات يمكن التصرف بها قبل أن تتحول إلى حوادث.

معظم حوادث الكوادكابتير التي يُنسب سببها إلى «عطل مفاجئ» كان لها علامات تحذيرية واضحة قبل وقوعها — لو نُفّدت فحوصات دورية منتظمة لاكتُشفت في الوقت المناسب.

### ١٩.١ الصيانة قبل كل جلسة طيران (5 دقائق)

ما تفحص	ما تبحث عنه
المراوح	كسر، تشقق، تشوه، آثار ارتطام — استبدالها فوراً عند أي شك
تثبيت المراوح	شدّها بيدك — هل تتحرك؟ أعد ربطها
المسامير	خاصة مسامير المحركات والأذرع — شدّها إذا شعرت بأي ارتخاء
الأسلاك والموصلات	لا يوجد سلك مرتخٍ أو موصل متكسّر
البطارية	لا انتفاخ، جهد طبيعي، موصلات سليمة
الإطار	لا تشقق في الكربون لا أذرع مكسورة جزئياً

### ١٩.٢ الصيانة بعد كل جلسة طيران

- افصل البطارية فوراً وضعها في الخزانة المخصصة بعيداً عن الحرارة
- افحص المراوح بصرياً مباشرة بعد الهبوط — الكسر الصغير الذي لا تراه يعادل مراوح غير متوازنة
- افحص الأسلاك التي تُجهد عادةً: موصل البطارية، أسلاك المحركات قرب نقاط التثبيت
- تحقق من سخونة المحركات وال ESC بلمسة يدوية — ساخن بشكل غير طبيعي = علامة تحذير
- حلّل سجل Blackbox آخر رحلة لو كان ثمة مشكلة ملحوظة

### ١٩.٣ صيانة المحركات

#### فحص دوري (كل 10-20 ساعة طيران)

الفحص	الطريقة والمؤشر
المحامل (Bearings)	لف المحرك باليد: خشونة، صوت، مقاومة غير منتظمة = محامل تالفة
الشريط الحلزوني (Stator)	فحص بصري: احتراق، لون بني = حرارة زائدة
الملفات (Windings)	رائحة احتراق أو خطوط سوداء = تلف كهربائي
التثبيت	المحرك لا يتحرك جانبياً — مسامير التثبيت مشدودة
البراغي (Bell/Can)	لا تتحرك صعوداً/نزولاً بشكل مفرط عند السحب

#### استبدال المحامل

المحامل (Bearings) هي الجزء الأكثر تآكلاً في المحرك. علامات: صوت حاد أو خشن، اهتزاز مرتفع، سخونة محلية.

استبدالها متاح وبسيط بمجرد التدريب عليه مرة واحدة.

## ١٩.٤ صيانة المراوح

- المراوح لها عمر افتراضي — استبدل دورياً حتى لو بدت سليمة ظاهرياً
- بعد أي ارتطام: افحص المروحة تحت الضوء القوي بزاوية مائلة لرؤية الشقوق الدقيقة
- موازنة المراوح دورياً تُقلل الاهتزاز بشكل ملحوظ — استخدم موازناً بسيطاً بالخيط
- تخزين المراوح: بعيداً عن الأشعة فوق البنفسجية (الشمس) التي تُهشِّش البلاستيك

⚠ مروحة مكسورة كسراً صغيراً (حتى ملم) = مروحة غير متوازنة = اهتزاز مرتفع = تسارع تآكل المحامل + تلف IMU. الاستبدال أرخص بكثير من الإصلاح.

## ١٩.٥ صيانة البطاريات

### مؤشرات الشيخوخة والتلف

المؤشر	ما يعنيه وما تفعله
انتفاخ (Puffing)	تلف داخلي — أوقف الاستخدام فوراً وتخلص منها بأمان
ارتفاع $R_{internal} > 25 \text{ m}\Omega$	أداء متدهور — قلّل الحمل أو تقاعدها
هبوط جهد سريع ( $> 3$ دقائق للإشارة)	سعة فعلية متدنية — البطارية شاخت
خلايا غير متوازنة ( $< 0.1\text{V}$ فرق)	تعديل التوازن مطلوب — استخدم شاحناً بميزة Balancing

### روتين الصيانة

- اشحن فقط بشاحن موثوق بميزة Balance Charging (شحن متوازن)
- بعد كل جلسة: خزّن على  $3.8\text{V}$ /خلية إذا لن تطير خلال أسبوع
- قس  $R_{internal}$  كل 20-30 دورة شحن — سجّل القيم لتتبع الشيخوخة
- لا تخزّن بطاريات مشحونة كاملاً لأكثر من أسبوع — تُسرّع الشيخوخة

## ١٩.٦ صيانة الأسلاك والموصلات

الموصل / الجزء	الفحص والصيانة
موصل البطارية (XT60/XT30)	فحص الاحمرار أو السواد = أكسدة أو تلف حراري → استبدال
موصلات الأسلاك الرفيعة	تأكد من التلحيم وعدم وجود خيوط متقطعة
أسلاك المحركات قرب الإطار	نقاط التني المتكررة تُقطع التدريجي → تحقق بالثني برفق
موصلات FC/ESC الداخلية	أي اصفرار أو احمرار في لوحة PCB = تلف حراري سابق

## ١٩.٧ صيانة الإطار والهيكل

- الكربون يتشقق بشكل خطي — الشقوق المحيطية الدائرية أخطر من الخطية الطولية
- اكتشاف الشقق الخفية: ضع الذراع تحت ضوء مصباح قوي وانظر من الجهة الأخرى
- الأذرع المكسورة جزئياً تُضعف الطائرة بشكل غير متوقع — استبدالها ولا تُؤجّل
- صوامل التثبيت Nyloc: غيّرهما كل 3-5 تفكيكات — تفقد فاعليتها بالتكرار

## ١٩.٨ سجل الصيانة — أداة لا غنى عنها

احتفظ بسجل مكتوب أو رقمي لكل طائرة يتضمن:

لماذا مهم	ما تُسجِّله
يُحدِّد متى تستحق مكونات معينة الفحص أو الاستبدال	تاريخ كل جلسة طيران وعدد الرحلات
يُذكر بالتحقق من مكونات معينة حتى لو بدت سليمة	أي ارتطام أو حادثة
يُحدِّد عمر المكوّن المتراكم	استبدالات المكونات وتواريخها
يُحدِّد متى تقاعد البطارية بدقة	R_internal لكل بطارية عبر الزمن
قاعدة معرفة شخصية لا تقدر بثمن	أي مشكلة ملحوظة وحلها

## ١٩.٩ خلاصة الباب التاسع عشر

- 5 دقائق فحص قبل كل جلسة تُوفّر ساعات إصلاح وتمنع حوادث
- المحامل هي أول ما يتآكل — صوت خشن أو اهتزاز مرتفع = استبدال فوري
- البطارية المنتفخة = توقف فوري عن الاستخدام — لا استثناء
- الكربون المشقوق يُضعف الطائرة بشكل خفي — افحص بانتظام
- سجل صيانة مكتوب = ذاكرة تقنية موثوقة للطائرة

## الباب العشرون — استكشاف الأعطال: منهج منظم للتشخيص والحل

استكشاف الأعطال (Troubleshooting) علم وفن في آن واحد. العلم يقتضي منهجاً منظماً تسلسلياً يرفض القفز إلى الحلول. الفن يتطلب خبرة تربط الأعراض بالأسباب بسرعة. هذا الباب يُعطيك الإطار المنهجي — والخبرة تأتي بالتطبيق.

🔑 قاعدة استكشاف الأعطال الذهبية لا تُغيّر أكثر من شيء واحد في كل مرة. تغيير ثلاثة أشياء معاً ثم نجاح الإصلاح يترك بلا معرفة — ماذا أصلح المشكلة؟

### ٢٠.١ المنهج العام لاستكشاف الأعطال

35. اجمع المعلومات: متى بدأت المشكلة؟ ما الذي تغيّر آخر مرة؟
36. صف العَرَض بدقة: اهتزاز؟ انقلاب؟ دوران؟ استجابة؟ بمحور محدد؟
37. حدّد الفئة: ميكانيكا؟ كهرباء؟ إعداد فيرموير؟ تحكم؟
38. اختبر على الأرض أولاً بدون مراوح كلما أمكن
39. حلّل السجلات قبل الطيران التشخيصي
40. غيّر متغيراً واحداً واختبر
41. وثّق ما جربت ونتائجه

### ٢٠.٢ مشاكل الطيران الشائعة — دليل تشخيص سريع

#### المجموعة الأولى: مشاكل الانطلاق والإقلاع

العَرَض	الأسباب المحتملة	خطوات التشخيص
انقلاب فوري عند الإقلاع	اتجاه FC خاطئ أو ترتيب محركات خاطئ	تحقق من Setup في Configurator، افحص ترتيب المحركات
المحركات لا تستجيب للـ Arm	Arm condition غير مستوفٍ أو مشكلة RC	افتح Configurator → Status — ابحث عن Arm Prevention Flag
محرك واحد لا يشتغل	ESC، محرك، أو سلك تالف	اختبر المحرك في Motor tab — إذا لم يستجب: ESC أو سلك
الطائرة تدور حول نفسها عند الإقلاع	اتجاه دوران مروحة خاطئ (CW/CCW)	تحقق من تطابق CW/CCW مع خريطة الـ Quad-X

#### المجموعة الثانية: مشاكل الاستقرار والتحكم

العَرَض	الأسباب المحتملة	خطوات التشخيص
اهتزاز عالٍ التردد أثناء الطيران	Kp مرتفع أو اهتزاز ميكانيكي	FFT في Blackbox — إذا قمة ثابتة: ميكانيكا. إذا D-term مرتفع: قلل Kp
تذبذب بطيء (حركة ترددية كبيرة)	Phase Lag من فلتر زائدة أو Kp عالٍ جداً	قلل الفلتر أو قلل Kp — راجع السجلات
ميل في اتجاه دائم	CG منحرف أو Trim غير صحيح	افحص أوامر المحركات في التحويم — حرّك البطارية
انجراف Yaw بدون أمر	Gyro Bias أو I-term يتراكم	أعد معايرة الجايرو على سطح مستوٍ

استجابة بطيئة أو «ثقيلة»	فلتر مفرطة أو Rates منخفضة أو TWR منخفض	ارفع f_c للفلتر تدريجياً، ارفع Rates، قِيم TWR
--------------------------	-----------------------------------------	------------------------------------------------

### المجموعة الثالثة: مشاكل المحركات والـ ESC

العَرَض	الأسباب المحتملة	خطوات التشخيص
محركات ساخنة جداً بعد وقت قصير	ضجيج D-term أو حمل زائد أو مراوح خاطئة	افحص D-term في السجلات — قلل Kd أو زد فلتر D
صوت خشن أو «تقطيع» من محرك	محامل تالفة أو Desyncs في ESC	لَف بيدك: خشونة = محامل. أثناء الطيران فقط = Desync → جَرِّب أمر ESC
ESC يُصدر صوت تحذير عند التشغيل	إشارة RC غير مستلمة أو Throttle غير موضوع في الصفر	تحقق من إشارة RC ووضع Throttle في الصفر عند التشغيل
Desync — محرك يتوقف لثانية ثم يعود	إعداد ESC غير مناسب أو سرعة دوران تحت Min Throttle	ارفع Motor Idle في Anti-Betaflight Gravity

### المجموعة الرابعة: مشاكل الطاقة والبطارية

العَرَض	الأسباب المحتملة	خطوات التشخيص
الطائرة تفقد القدرة فجأة	تفريغ بطارية أو cutoff حراري لـ ESC	راجع سجل الجهد — هل انخفض عند الحادثة؟
أداء يتدهور مع الوقت في الرحلة	هبوط جهد متساعد (بطارية ضعيفة)	قس R_internal للبطارية — إذا < 20mΩ: استبدلها
زمن طيران قصير جداً	تيار مرتفع أو سعة بطارية منخفضة فعلياً	قس التيار المتوسط — قارن بسعة البطارية المتوقعة

### ٢٠.٣ مشاكل الفيرموير والإعداد

العَرَض	التشخيص والحل
Arm Prevention — الطائرة لا تُسَلِّح	Betaflight يعرض الأسباب في Status: Throttle ?not zero? RC? Angle
القنوات في Receiver tab لا تستجيب	بروتوكول RC خاطئ في Ports أو Configuration → تحقق من SBUS/CRSF
RPM Filtering لا يعمل	تأكد من: Bidirectional DShot + UART مفعّل + Telemetry صحيح لـ
Blackbox لا يُسَجِّل	بطاقة SD مشكلة أو تنسيق خاطئ → نَسَقها FAT32، جَرِّب بطاقة أخرى
الـ PID يتصرف عكس المتوقع	تحقق من FC Orientation في Setup — ربما محاور مقلوبة

### ٢٠.٤ مشاكل الاتصال والـ RC

العَرَض	التشخيص والحل
---------	---------------

تقطُّع الإشارة (Failsafe يتكرر)	مسافة بعيدة أو تشويش → قَرَب الهوائيات، ابتعد عن مصادر EMI
Latency مرتفع ملحوظ في الاستجابة	بروتوكول RC بطيء (PWM/SBUS) → انتقل لـ ELRS أو CRSF
الفيديو (FPV) مشوّش	التشويش الكهرومغناطيسي من ESC → مكثفات 1000µF على خط الجهد
الهوائي تالف	فحص بصري + اختبار الجهد الراجع (SWR) إن أمكن

## ٢٠.٥ الأدوات الأساسية لاستكشاف الأعطال

الأداة	الاستخدام
Betaflight Configurator	تشخيص كل مشاكل الإعداد + + Motor Test Receiver Test
Blackbox Explorer	تحليل أعمق للبيانات: + FFT + Rate Tracking Motor Outputs
Multimeter (مقياس متعدد)	قياس جهود الخطوط، فحص الأسلاك، قياس مقاومة الملفات
iCharger / Jushi	قياس R <sub>internal</sub> للبطارية + شحن متوازن دقيق
Scale (ميزان دقيق)	قياس دفع المحركات بشكل مباشر (Bench Test)
قلم الإيبوكسي / مشعل هوائي صغير	إصلاح التلحيم المتكسر

## ٢٠.٦ متى تتوقف عن التحليل وتبدأ الاستبدال؟

في بعض الأحيان الاستبدال أسرع وأمن من الاستمرار في التشخيص:

- المحرك الذي فشل مرتين في أقل من 5 ساعات طيران → استبدال، مهما بدا الإصلاح ممكناً
- ESC عانى من Desync متكرر وتم ضبطه أكثر من مرة → استبدال
- بطارية تجاوزت R<sub>internal</sub> الـ 30mΩ أو ظهر انتفاخ بأي مقدار → تقاعد فوري
- إطار كربون بشقوق متعددة أو شق يمر عبر نقطة تثبيت محرك → لا تطر به مرة أخرى
- FC أعيد تعيينها وإعادة ضبطها ثلاث مرات لنفس المشكلة → ربما تلف في الـ IMU → استبدال

## ٢٠.٧ خلاصة الباب العشرين ومسيرة الكتاب كاملاً

### خلاصة الباب العشرين

- استكشاف الأعطال علم منهجي — لا تُغيّر أكثر من شيء واحد في كل مرة
- انقلاب فوري عند الإقلاع = دائماً اتجاه FC أو ترتيب محركات
- اهتزاز عالٍ التردد = Kp أو اهتزاز ميكانيكي — السجلات تُميّز
- ضعف Yaw عند Throttle عالي = تشعب — وليس مشكلة Yaw PID
- الأدوات الأساسية: Configurator + Blackbox Explorer + Multimeter

### الختام — ما الذي تعلمناه في هذه الموسوعة

استعرضنا في عشرين باباً البنية الكاملة لكوادكابت من الفيزياء الأساسية حتى الصيانة الدورية. من قانون نيوتن الثاني في الباب الثالث، مروراً بمعادلات أويلر للحركة الدورانية في الباب الرابع، وصولاً إلى أداة Blackbox Explorer في الباب

🔑 القاعدة الجامعة التي تربط كل هذه الأبواب: الكوادكابتر يطير عندما تعمل جميع طبقاته المتشابكة بتناسق — الميكانيكا النظيفة تُطعم قياساً نظيفاً، والقياس النظيف يُمكن فلترة خفيفة، والفلتره الخفيفة تُعطي PID هامش الاستجابة الكافي، و PID المضبوط يُوجه المازج بدقة، والمازج يُحوّل القرار إلى دفع وعزوم. اكسر أي حلقة في هذه السلسلة وستعاني في الحلقات الأخرى حتى لو كانت مثالية.