

## تحليل أداء نظام ملاحه تكاملي INS/GPS/Mag./Baro.

الدكتور إبراهيم شعيب\*

الدكتور حسان ريشة\*\*

ياسين محمد ديب درة\*\*\*

(تاريخ الإيداع 1 / 2 / 2015. قُبل للنشر في 23 / 3 / 2015)

### □ ملخص □

تم في هذه المقالة استعراض بنية نظام ملاحه تكاملي مكون من وحدة حساسات عطالية المصنعة بتقنية MEMS ومستقبل GPS ووحدة بوصلات مغناطيسية مصنعة بتقنية MEMS وحساس ارتفاع بارومتري. كما تم بناء النظام التكاملي باستخدام مرشح كالمان الموسع (Extended Kalman Filter (EKF). وذلك بنظام الحلقة المغلقة ذات التكامل البسيط Loosely Coupling Integration.

بإجراء عدة تجارب جوية لتحصيل المعطيات الملاحية الحقيقية. استخدمت المعطيات الملاحية المحصلة في تحليل أداء نظام الملاحه التكاملي مع كل من مرشح كالمان EKF في البيئة البرمجية Matlab. تبين من خلال التحليل أن نظام الملاحه التكاملي آمن خطأً أفقياً لا يتعدى 50 m. وبأجراء حجب متعمد لمعطيات GPS لفترات مختلفة من أجل اختبار أداء نظام الملاحه التكاملي في حال قطع إشارة GPS وتبين أن نظام الملاحه التكاملي يحقق دقة جيدة، حيث لم تتعد قيمة الخطأ الأفقي 200 m عند حجب معطيات GPS لفترة 120 ثانية. والتي يمكن عدها قيماً صغيرة ومقبولة مقارنة مع قيمة الخطأ الأفقي لوحدة الملاحه العطالية التي تصل إلى 8200 m عندما تعمل بشكل مستقل.

**الكلمات المفتاحية:** حساسات MEMS، نظام الملاحه التكاملي، طرق بناء نظام الملاحه التكاملي، مرشح كالمان الموسع.

---

\*رئيس قسم النظم الالكترونية والميكانيكية في المعهد العالي للعلوم التطبيقية والتكنولوجيا.  
\*\* أستاذ - قسم هندسة الالكترونيات والاتصالات - كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية - جامعة دمشق - سورية.  
\*\*\* طالب دراسات عليا (دكتوراه) - قسم هندسة الالكترونيات والاتصالات - كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية - جامعة دمشق - سورية.

## Performance Analysis of Integrated Navigation System INS/GPS/Mag. /Baro.

Dr. Ibrahim Chouaib\*  
Dr. Hassan Reesha\*\*  
Yasseen M. D. Dourra\*\*\*

(Received 1 / 2 / 2015. Accepted 23 / 3 / 2015)

### □ ABSTRACT □

This article reviews the structure of an integrated navigation system made up of unit inertial sensors manufactured by MEMS technology, a GPS Receiver unit, magnetic compasses manufactured by MEMS technology, and a high barometric sensor. The integrated system is built using an Extended Kalman Filter (EKF). This reviewing is performed with the use of a closed-loop system that has simple integration namely the Loosely Coupling Integration.

After conducting several air tests to collect real navigational data, antipersonnel navigational data has been used to do the integrated navigation system analysis with EKF environment in the software Matlab.

It has been noticed after the analysis that the complementary horizontal navigation system error does not exceed 50 m. With deliberate withholding of GPS data for different periods in order to test the performance of the integrated navigation system in case of withholding the GPS signal, we have found that the integrated navigation system achieves good accuracy, where the horizontal error does not exceed 200 m value when the withholding GPS data for 120 seconds. This can be considered as small and acceptable values compared with the horizontal error value for inertial navigation unit stim300 when operating independently of up to 8200 m

**Keywords:** MEMS Sensors, integration navigation system, stim300, extended kalman filter.

---

\*

\*\*Assistant Professor, Department of Basic Sciences, Faculty of Mechanical and Electrical Engineering, Damascus University , Syria.

\*\*\*Postgraduate Student, Department of Bio-Medical Engineering, Faculty of Mechanical and Electrical Engineering , Damascus University , Syria.

**مقدمة:**

تعد حساسات الملاحة العطالية (INS) Inertial Navigation Sensors من الحساسات الرئيسية في علم الملاحة (البرية والبحرية والجوية)، لأنها تقدم معلومات عن قيم السرعات والتسارعات الخطية والزاوية. لذلك حظيت بالاهتمام وجرى تطويرها مع الزمن، حيث بدأت كحساسات كهروميكانيكية ذات وزن وحجم كبيرين وكلفة عالية ومن ثم ليزرية ذات كلفة باهظة وأخيرا ظهرت نماذج مكروية منها مصنعة بتقنية Micro Electronic Mechanical Systems MEMS. وهي تقنية تشبه تقنية تصنيع الدارات المتكاملة IC. تتمتع الحساسات العطالية المصنعة بتقنية MEMS بحجم صغير (من رتبة بضعة ملليمتر) ووزن صغير وكلفة منخفضة واستهلاك طاقة قليل [1]. مكنت هذه الميزات من استخدامها في نظم الملاحة العطالية الخاصة بالمركبات الصغيرة كالمطائرات المسيرة الصغيرة (ذات الوزن أقل من 5 kg) [1].

صغر حجم هذه الحساسات جعلها ذات حساسية عالية للحقول الكهرومغناطيسية والمغناطيسية المتواجدة في مكان استثمارها [1,2]. والأمر الذي يؤثر في دقة قياساتها. فقيم الخرج فيها تتحرف بسرعة مع الزمن عن القيم المقاسة الحقيقية. لذلك لا تستخدم الحساسات العطالية المصنعة بتقنية MEMS بشكل مستقل، بل تقدم لها المساعدة لتصحيح أخطائها من نظم ملاحية مساعدة مثل نظام الملاحة بالأقمار الصناعية GPS، والبوصلات المغناطيسية Magnetic Compass، وحساسات الارتفاع البارومترية Barometric Altitude Sensors. يدعى نظام الملاحة الذي يتضمن عدة حساسات للقياسات الملاحية بنظام ملاحية تكاملي Integrated Navigation Systems [2]. تنفذ عملية التكامل باستخدام مرشحات كالمان Kalman [1,2] Filters.

سيتم في هذه المقالة تقديم نظام ملاحية تكاملي واختبار أدائه مع مرشح كالمان الموسع Extended Kalman Filter (EKF) بقيم ملاحية جوية حقيقية.

**أهمية البحث وأهدافه:**

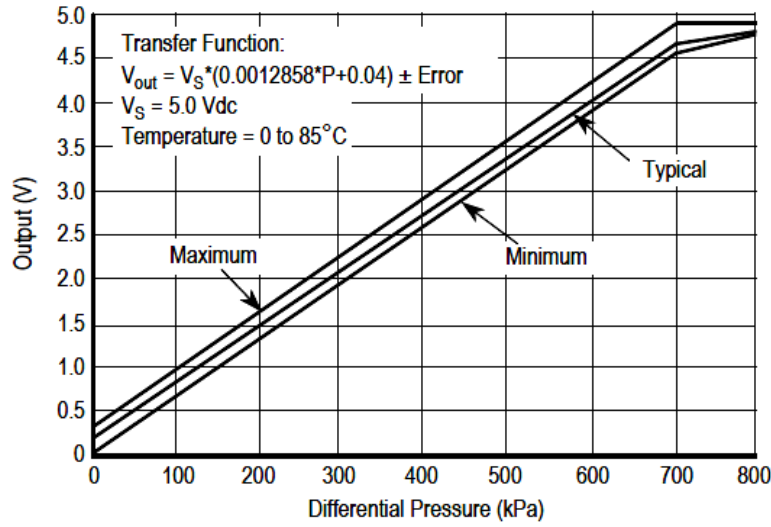
يهدف البحث إلى تحليل أداء نظام الملاحة التكاملي المكون من وحدة ملاحية عطالية مصنعة بتقنية MEMS ومستقبل GPS وثلاث بوصلات مغناطيسية وحساس ارتفاع بارومتري. الذي يعمل بنظام الحلقة المغلقة ذات التكامل البسيط. من أجل تحديد دقة هذا النظام بوجود معطيات GPS وبغياب هذه المعطيات.

**آلية إجراء البحث:**

سيتم في الفقرات التالية عرض الهدف من هذه الورقة البحثية، ومن ثم مقدمة حساسات النظام الملاحي التكاملي وطريقة بنائه، وتحليل أداء النظام مع معطيات جوية حقيقية. وثم الاستنتاجات والخاتمة.

**حساسات نظام الملاحة التكاملي:**

تم استخدام وحدة حساسات عطالية مصنعة بتقنية MEMS، تتضمن ثلاثة جايروسكوبات ثنائية درجة الحرية تقيس السرعات الزاوية حول المحاور الثلاثة لجملة محاور جسم الطائرة. وثلاثة حساسات تسارع لقياس التسارع الخطي بالنسبة لمحاور جملة إحداثيات جسم الطائرة. بالإضافة إلى بوصلات مغناطيسية ثلاثية المحاور مصنعة بتقنية MEMS. وحساس ارتفاع بارومتري مكروي الذي يقيس ارتفاع الطائرة بالنسبة لسطح البحر حسب تغير الضغط الجوي مع الارتفاع كما في الشكل (1) [3]. ومستقبل GPS الذي يقيس الموقع والسرعات الخطية والارتفاع بالنسبة لسطح الأرض.



الشكل (1) - حساس الارتفاع البارومتري ومميزة عمله.

تم تجميع هذه المكونات معا في وحدة ملاحية واحدة. وتم استخدام Single Board Computer SBS بسرعة 800MHz (موجود ضمن العلبة الرمادية) لتخزين بارامترات الطيران المحصلة من جميع الحساسات في ذاكرته الداخلية.

### بناء نظام الملاحه التكاملي:

تستخدم خوارزميات مرشحات كالمان لبناء نظم الملاحه التكاملية بنظام الحلقة المغلقة للحصول على البارامترات الملاحية التي تدعى بالحل الملاحى Navigation Solution [4]. تم في هذه المقالة استخدام نظام الحلقة المغلقة ذات التكامل البسيط Loosely Coupling Integration، لأن هذا التكامل يؤمن ثلاثة حلول ملاحية وهي الحل الملاحى المصحح Correction Navigation Solution وخرج مستقبل GPS وخرج الحساسات العطالية والمغناطيسية والارتفاع غير المصححة والتي تعتبر احتياط (فائض) لبعضها بعضا في حال تعطل أحد الحساسات، وهو أمر هام في مجال الملاحه الجوية [4]. كما الشكل (2). بتطبيق نظام الحلقة المغلقة ذات التكامل البسيط على نظام الملاحه المقترح نحصل على الشكل (3).

### مرشح كالمان الموسع (EKF): Extended Kalman Filter

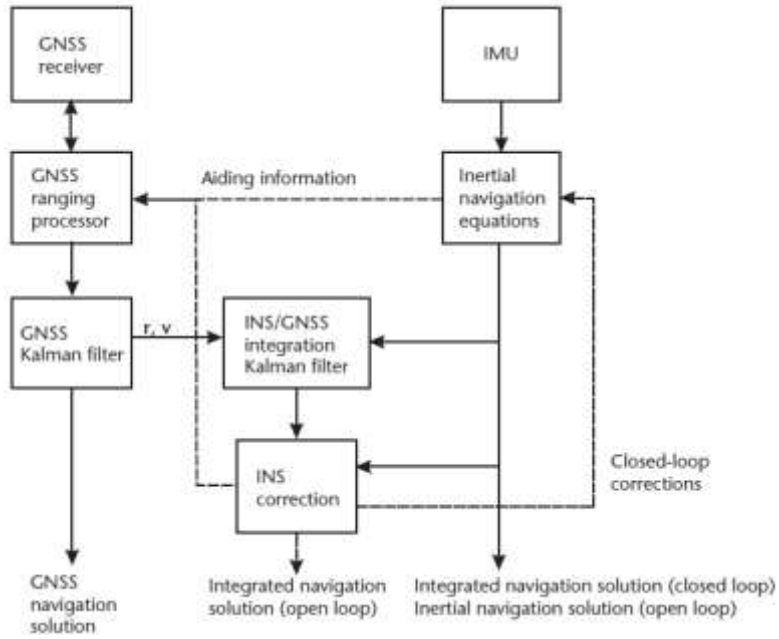
#### 1-التحويل الخطي:

بفرض أن علاقة العملية المقدره والقياس المرتبط معها كما في المعادلتين [2,5]:

$$\dot{X} = f(x, u_d, t) + u(t) \quad (1)$$

$$z = h(x, t) + v(t) \quad (2)$$

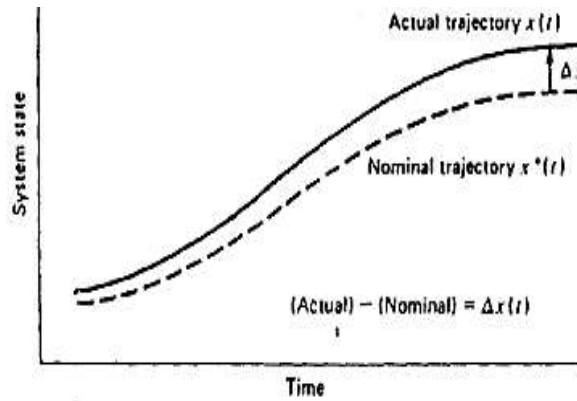
حيث:  $X$  هو شعاع الحالة،  $f$  و  $h$  توابع معروفة،  $u_d$  تابع تحكم محدد، و  $u$  و  $v$  هي عمليات ضجيج أبيض مع ارتباط متصلب صفري. يلاحظ أن اللاخطية ربما تدخل إلى المسألة الديناميكية للعملية أو علاقة القياس. يلاحظ أيضا، أن النماذج في المعادلة (1) والمعادلة (2) مقيدة قليلا ب  $u$  و  $v$  التي فرضت بأنها حدود إضافية مفصولة ولا تتضمن الحدود  $f$  و  $h$ . وهذا يجعل المسألة أكثر تعقيدا، لذلك سنبقى مع هذه النماذج المقيدة.



الشكل (2)-التكامل البسيط.

يفرض أن المسار التقريبي  $x^*(t)$  المحدد. الذي سيدل إلى مسار مرجعي أو اسمي، وهذا موضح مع مسار حقيقي في الشكل (4). المسار الحقيقي  $x(t)$  يمكن أن يكتب كما يلي [5]:

$$x(t) = x^*(t) + \Delta x(t) \quad (3)$$



الشكل (4)-التحويل الخطي حول مسار مرجعي

تصبح المعادلتين (1,2):

$$\dot{x}^* + \Delta \dot{x} = f(x^* + \Delta x, u_d, t) + u(t) \quad (4)$$

$$z = h(x^* + \Delta x, t) + v(t) \quad (5)$$

نفرض أن  $\Delta x$  صغيرة جداً والتتابع  $f$  و  $h$  متقاربة مع منشور سلسلة تايلور، وتؤخذ الحدود من المرتبة الأولى [5]. والنتائج يكون:

$$\dot{x}^* + \Delta \dot{x} \approx f(x^*, u_d, t) + \left[ \frac{\partial f}{\partial x} \right]_{x=x^*} \cdot \Delta x + u(t) \quad (6)$$

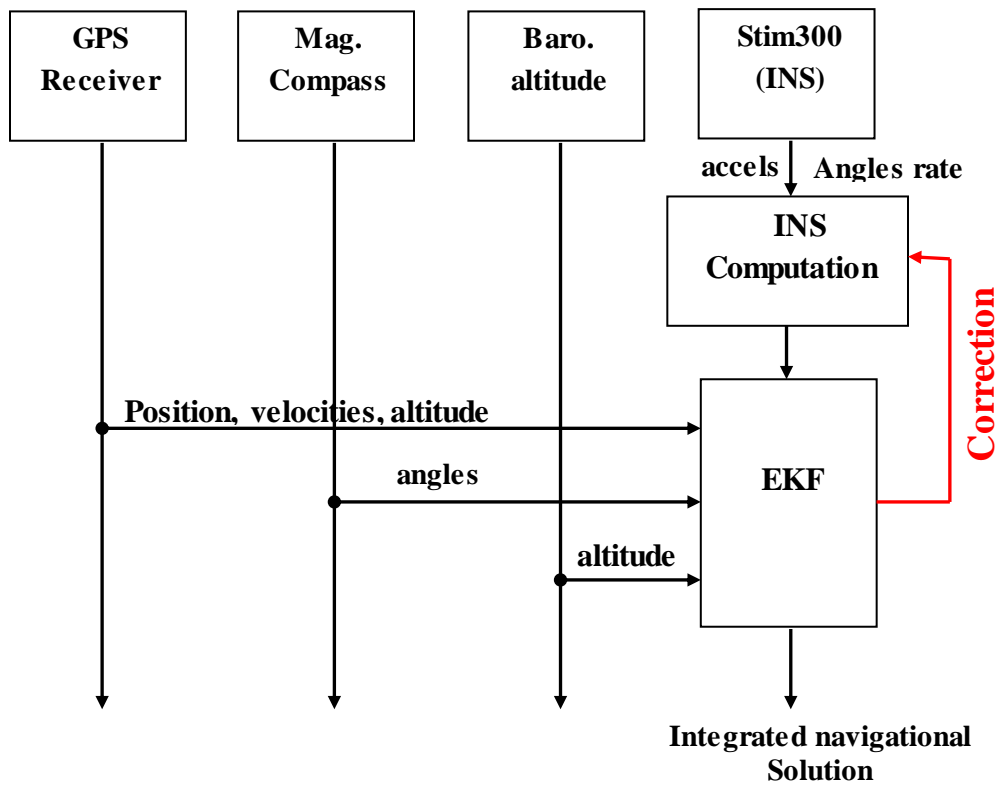
$$z \approx h(x^*, t) + \left[ \frac{\partial h}{\partial x} \right]_{x=x^*} \cdot \Delta x + v(t) \quad (7)$$

حيث: نكتب مصفوفات المشتقات الجزئية (مصفوفات جاكوبي حسيان) كما يلي:

$$\frac{\partial f}{\partial x} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots \\ \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix}; \frac{\partial h}{\partial x} = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} & \dots \\ \frac{\partial h_2}{\partial x_1} & \frac{\partial h_2}{\partial x_2} & \dots \\ \vdots & \vdots & \ddots \end{bmatrix} \quad (8)$$

يتم اختيار المسار الاسمي  $x^*(t)$  لتحقيق المعادلة التفاضلية المحددة [2,7,8]:

$$\dot{x}^* = f(x^*, u_d, t) \quad (9)$$



الشكل (3) - نظام الملاحه التكاملي المدروس.

بالتعويض في المعادلة (6) نحصل على النموذج المحول خطياً:

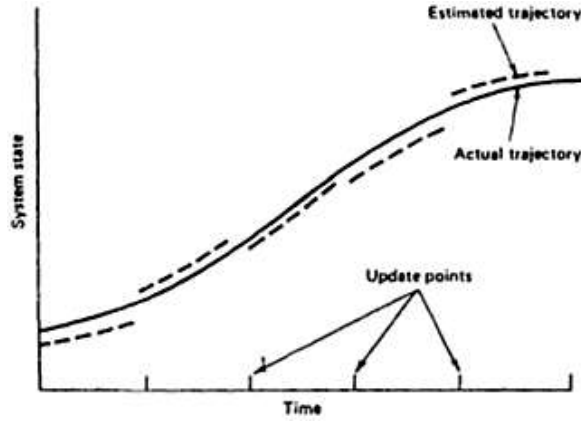
$$\Delta \dot{x} = \left[ \frac{\partial f}{\partial x} \right]_{x=x^*} \cdot \Delta x + u(t) \quad (10)$$

$$[z - h(x^*, t)] = \left[ \frac{\partial h}{\partial x} \right]_{x=x^*} \cdot \Delta x + v(t) \quad (11)$$

تنتج المصفوفات المكافئة H و F من تقدير مصفوفات المشتقات الجزئية في المعادلة (9) على طول المسار

الاسمي.

إن مرشح كالمان الموسع (EKF) يشبه مرشح كالمان المحول خطياً ما عدا أن التحويل الخطي يحدث حول مسار المرشح المقدر، كما هو مبين في الشكل (5) بدلاً من المسار الاسمي المحسوب. أي، المشتقات الجزئية في المعادلة (8) تقيّم على طول المسار الذي تم تحديثه مع تقديرات المرشح، هذا يعتمد على القياسات، لذلك سلسلة ربح المرشح ستعتمد على قيم سلسلة عينة القياس في جولة معينة للتجربة. أي، سلسلة الربح ليست محددة مسبقاً بنموذج العملية المفترض كمرشح كالمان العادي [5,6].



الشكل (5) - التحويل الخطي حول المسار المقدر

## 2- تعقب التقديرات الكلية في مرشح كالمان الموسع

يجب التنكر أن متحولات الحالة الأساسية في مرشح كالمان المحول خطياً هي كميات متزايدة، وليست الكميات الكلية كالموقع والسرعة، إلخ، لكن، في مرشح كالمان الموسع تكون عادة مناسبة أكثر لتعقب التقديرات الكلية بدلاً من زيادة أحدها، لذلك سنمضي لرؤية كيف يتم هذا ولماذا. نبدأ مع معادلة القياس الأساسية المحولة خطياً (11) [5,8]:

$$z - h(x^*) = H\Delta x + v \quad (12)$$

يلاحظ أنه عند العمل مع متحولات الحالة المتزايدة، يكون القياس المرسل إلى مرشح كالمان هو  $[z - h(x^*)]$  بدلاً من القياس الكلي  $z$ . ومعادلة تحديث التقدير المتزايد عند اللحظة  $t_k$  [10]:

$$\Delta \hat{x}_k = \Delta \hat{x}_k^- + K_k \left[ \frac{z_k - h(x_k^*)}{\text{Inc meas}} - H_k \Delta \hat{x}_k^- \right] \quad (13)$$

الآن، في صياغة القياس المتبقي في المعادلة (13)، نفرض أنه تم ربط الحد  $h(x_k^*)$  مع  $H_k \Delta \hat{x}_k^-$  بدلاً من  $z_k$ . وبذلك يمكن أن نكتب القياس المتبقي هذا كما يلي [8]:

$$\text{Measurement residual} = (z_k - \hat{z}_k^-) \quad (14)$$

بما أن التقدير التنبؤي للقياس هو مجموع  $h(x_k^*)$  و  $H_k \Delta \hat{x}_k^-$ . نلاحظ أن القياس المتبقي المعطى بالمعادلة (13) هو النموذج الذي يجب أن ينفذ في مرشح كالمان الموسع، أي، ضجيج القياس مطروحاً منه القياس التنبؤي المبني على المسار المصحح بدلاً من المسار الاسمي.

بالعودة إلى معادلة التحديث (13)، ونضيف  $x_k^*$  إلى طرفي المعادلة [5]:

$$\frac{x_k^* + \Delta \hat{x}_k}{\hat{x}_k} = \frac{x_k^* + \Delta \hat{x}_k^-}{\hat{x}_k^-} + K_k(z_k - \hat{z}_k^-) \quad (15)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - \hat{z}_k^-) \quad (16)$$

تعد المعادلة (16) معادلة تحديث التقدير الخطية المألوفة مكتوبة في الحدود الكلية بدلا من الكميات المتزايدة. وبذلك تم تصحيح التقدير السابق بإضافة متبقي القياس المناسب الموزون بريح مرشح كالمان  $K_k$ . يلاحظ أنه بعد التحديث المنفذ بمرشح كالمان الموسع، وتختصر  $\Delta \hat{x}_k$  المتزايدة إلى الصفر. الخطوة التالية بسيطة. الإسقاط البسيط هو تخطيط  $\hat{x}_k$  (التي تصبح مرجع  $x$  عند  $t_k$ ) لـ  $\hat{x}_{k+1}^-$ . هذا يجب أن يتم من خلال الديناميكيات اللاخطية كما مبين في المعادلة (1) أي [8]:

$$\hat{x}_{k+1}^- = \left\{ \begin{array}{l} \text{Solution of the nonlinear differential equation} \\ \dot{x} = f(x, u_d, t) \text{ at } t = t_{k+1}, \text{ subject to the} \\ \text{initial condition } x = \hat{x}_k \text{ at } t_k \end{array} \right\} \quad (17)$$

يلاحظ أن تابع التحكم هو ضجيج أبيض جمعي  $u(t)$  مساوٍ للصفر، صفر في خطوة التنبؤ، لكن  $u_d$  الفعلية مضمنة في التابع  $f$ .  $\hat{x}_{k+1}^-$  محددة، القياس التنبؤي  $\hat{z}_{k+1}^-$  يمكن أن يصاغ كـ  $h(\hat{x}_{k+1}^-)$ ، ومتبقي القياس عند  $t_{k+1}$  يصاغ كـ  $(z_{k+1} - \hat{z}_{k+1}^-)$ . ثم يكون المرشح جاهز لحلقة تكرارية أخرى. الآن وبالعودة إلى تحديث خطأ التباين و معادلات التنبؤ [8]:

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^- \quad (18)$$

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k \Phi_k^T + Q_k \quad (19)$$

حيث  $\Phi_k, H_k, Q_k$  أنت من النموذج المحول خطيا. المعادلتان (17,18) ومعادلة الريح (وهي نفس المعادلة في مرشح كالمان الخطي) يجب أن ترسل كتنكير لمرشح كالمان الموسع الذي لازال يعمل في عالم الديناميكيات الخطية، حتى في تعقبه التقديرات الكلية بدلا من تقدير واحد متزايد. يوضح الشكل (6) خوارزمية مرشح كالمان الموسع [7,8]. والذي يعمل في طورين، طور التصحيح و طور التنبؤ

استخدم مرشح كالمان الموسع في هذا العمل من أجل تصحيح شعاع الحالة الذي يتضمن بارامترات الطيران:

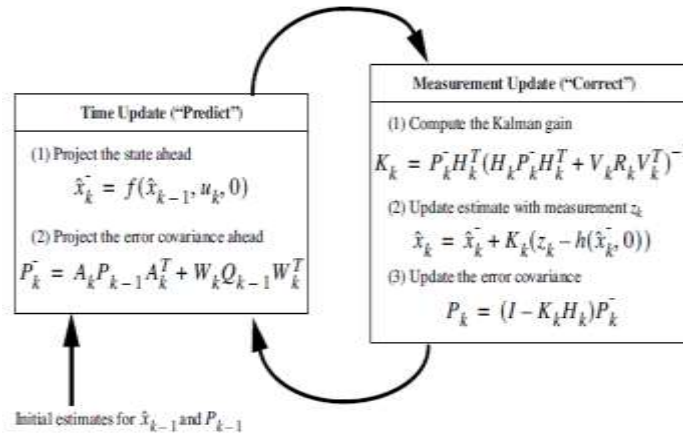
$$X = [q, P, Vn, kg, bg, ka, ba] \quad (20)$$

حيث:  $q$  هو شعاع التوضع زوايا التوضع الفراغي لجسم الطائرة في جملة الملاحه وله ثلاث مركبات هي زاوية التمعج  $pitch$  وزاوية الميل  $roll$  وزاوية الاتجاه  $yaw$ .  $P$  هو شعاع الموقع في الجملة الملاحية وله ثلاث مركبات هي زاوية خط الطول وزاوية خط العرض والارتفاع.  $Vn$  هو شعاع السرعة الخطية في جملة الملاحه وله مركبة على كل محور من محاور جملة الملاحه.  $Kg$  معامل مقياس  $scale\ factor$  الجايروسكوب،  $bg$  انزياح  $bais$  الجايروسكوب.  $Ka$  معامل مقياس حساس التسارع.  $ba$  انزياح حساس التسارع. أما شعاع القياس للمرشح فيخصص للخطأ في شعاع القياس.

$$Z = [e, dP, dVn, dkg, dbg, dka, dba] \quad (21)$$

حيث تمثل مركباته قيم الخطأ في مركبات شعاع الحالة المذكور في المعادلة (20). جميع معادلات الملاحه المستخدمة موجودة في المرجع [6].



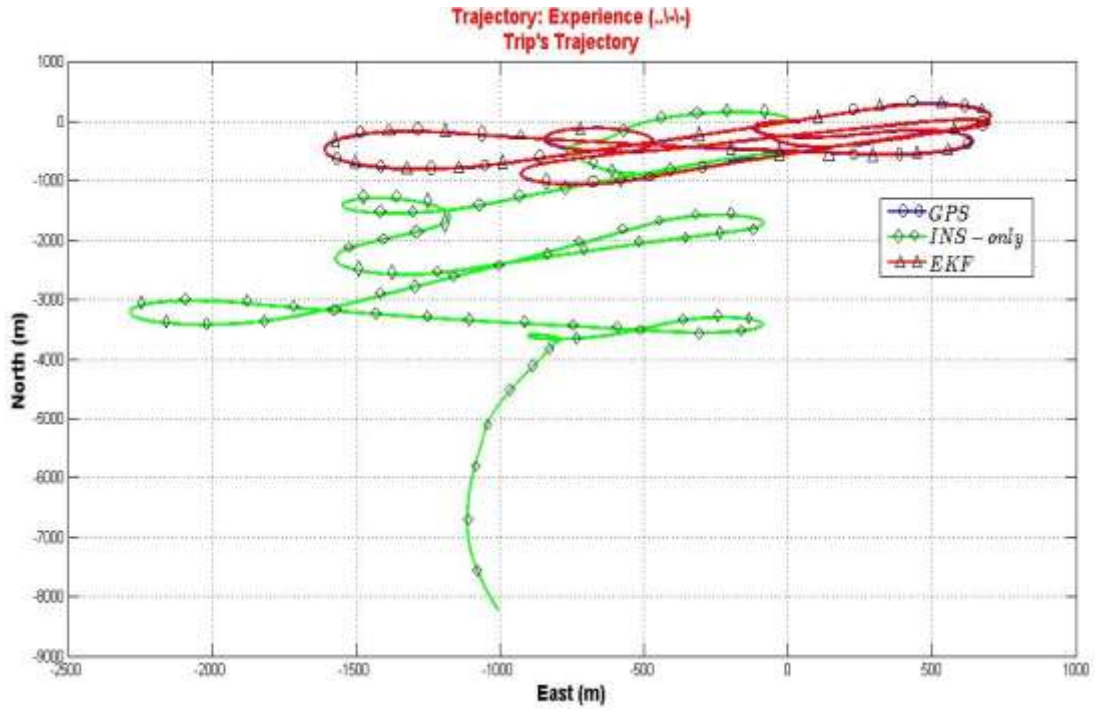


الشكل (6) — خوارزمية مرشح كالمان الموسع

### تحليل أداء نظام الملاحة التكاملي:

تم استخدام بيئة Matlab لتحليل أداء نظام الملاحة التكاملي مع مرشح كالمان الموسع [9,10]. بتطبيق المعطيات المحصلة من تجارب الطيران على نظام الملاحة التكاملي مع مرشح كالمان الموسع. تم اختيار احدى الرحلات ذات المناورة العالية من أجل الحصول على تغيرات كبيرة في قيم معيقات الطيران وذلك لاختبار أداء نظام الملاحة في شروط الطيران المعقدة. ومع وجود كافة البارامترات تم الحصول على مسار الرحلة كما في الشكل (7). حيث يمثل المنحني المؤشر بمعينات المسار المحسوب من خرج وحدة الملاحة العطالية المصنعة بتقنية MEMS بدون تصحيح. والمسار المؤشر بدوائر المسار المحسوب من معطيات مستقبل GPS. أما المسار المؤشر بمثلثات فيمثل المسار المحسوب من المعطيات الملاحية المصححة. يوضح الشكل (8) الخطأ الأفقي الاجمالي ونلاحظ أن عمل INS بشكل مستقل يعطي خطأ في نهاية التجربة يصل حتى 8200 m. إن القيمة الكبيرة للخطأ الأفقي عند عمل وحدة الملاحة العطالية بشكل مستقل تبين ضرورة استخدام نظام الملاحة التكاملي. ولدراسة الخطأ الأفقي للنظام التكاملي تكبير الشكل (8) كما في الشكل (9). الذي يبين أن قيمة هذا الخطأ لا تتجاوز 50 m حتى نهاية الرحلة، ويتضح من الشكل (9) تذبذب قيمة الخطأ الأفقي وذلك لأن عملية التصحيح بتردد يساوي تردد مستقبل GPS. وسبب وجود بعض القيم التي تصل حتى 100 m هو فقدان المعطيات المحصلة من المصدر. كما يبين الشكل (10) كل من زوايا الميل والتموج والاتجاه ويتضح منها المناورات الحادة التي قامت بها الطائرة أثناء الرحلة.

بهدف اختبار أداء نظام الملاحة التكاملي مع مرشح كالمان الموسع سيتم حجب معطيات GPS على فترات مختلفة (20,40,60,80,100,120) ثانية، بالتعاقب مع فترات وجود معطيات GPS لمدة 60 ثانية. ونرى تأثير ذلك على مسار الرحلة والخطأ الأفقي الاجمالي. يبين الشكل (11) المسار والخطأ الأفقي من أجل حجب معطيات GPS لمدة 20 ثانية تتضح فترات وجود أو عدم وجود معطيات GPS بالخط الازرق العريض. ومن أجل انقطاع معطيات GPS لمدة 60 ثانية يبين الشكل (12) كل من مسار الرحلة والخطأ الأفقي الاجمالي، حيث إن قيمة الخطأ الأفقي تصل حتى 70 m خلال فترة حجب معطيات GPS. وليبين مقدار زيادة الخطأ الأفقي مع زيادة فترة انقطاع معطيات GPS يتم حجب معطيات GPS لمدة 120 ثانية كما في الشكل (13)، وهنا تصل قيمة الخطأ الأفقي إلى 200 m، فتسبب ابتعادا واضحا للمسار المصحح عن المسار المرسوم من معطيات GPS لكن بدون فقدان للمسار وهذا ما يؤكد جودة النظام المقترح.

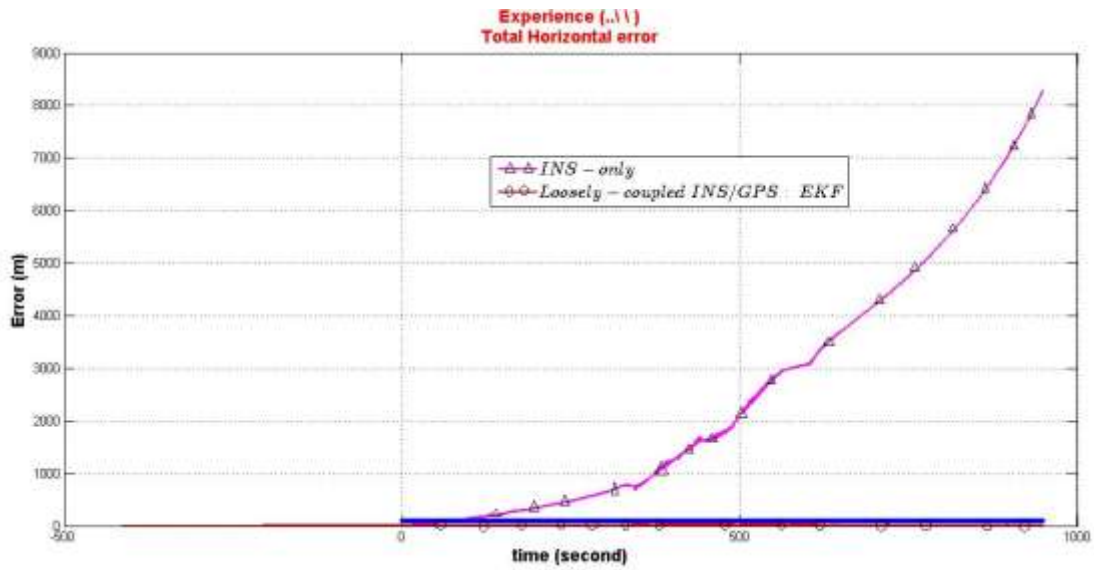


الشكل (7) - مسار الرحلة

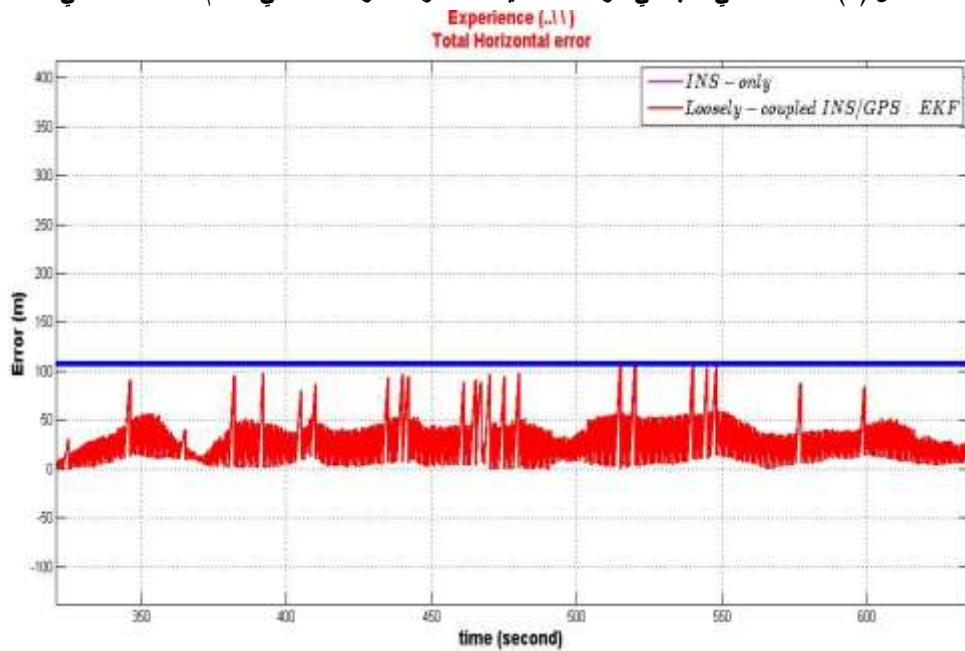
مع أن قيمة خطأ الانحراف الأفقي تصل حتى 200 m عند حجب معطيات GPS لمدة 120 ثانية. فإن نظام الملاحة التكاملي قد قام بتصحيح أخطاء وحدة الملاحة المصنعة بتقنية MEMS والتي وصلت قيمة الانحراف الأفقي لها حتى 8200 m تقريبا عند عملها بشكل مستقل. يبين الجدول (1) قيم الانحراف الأفقي من أجل فترات مختلفة لحجب معطيات GPS. تتضمن قيمة الانحراف الأفقي كل بارامترات الطيران التي تؤثر بشكل مباشر (زوايا الميل والتموج والاتجاه وسرعاتها الزاوية وإحداثيات موقع الطائرة).

الجدول (1) - قيم الخطأ الأفقي مع فترات حجب مختلفة لمعطيات GPS

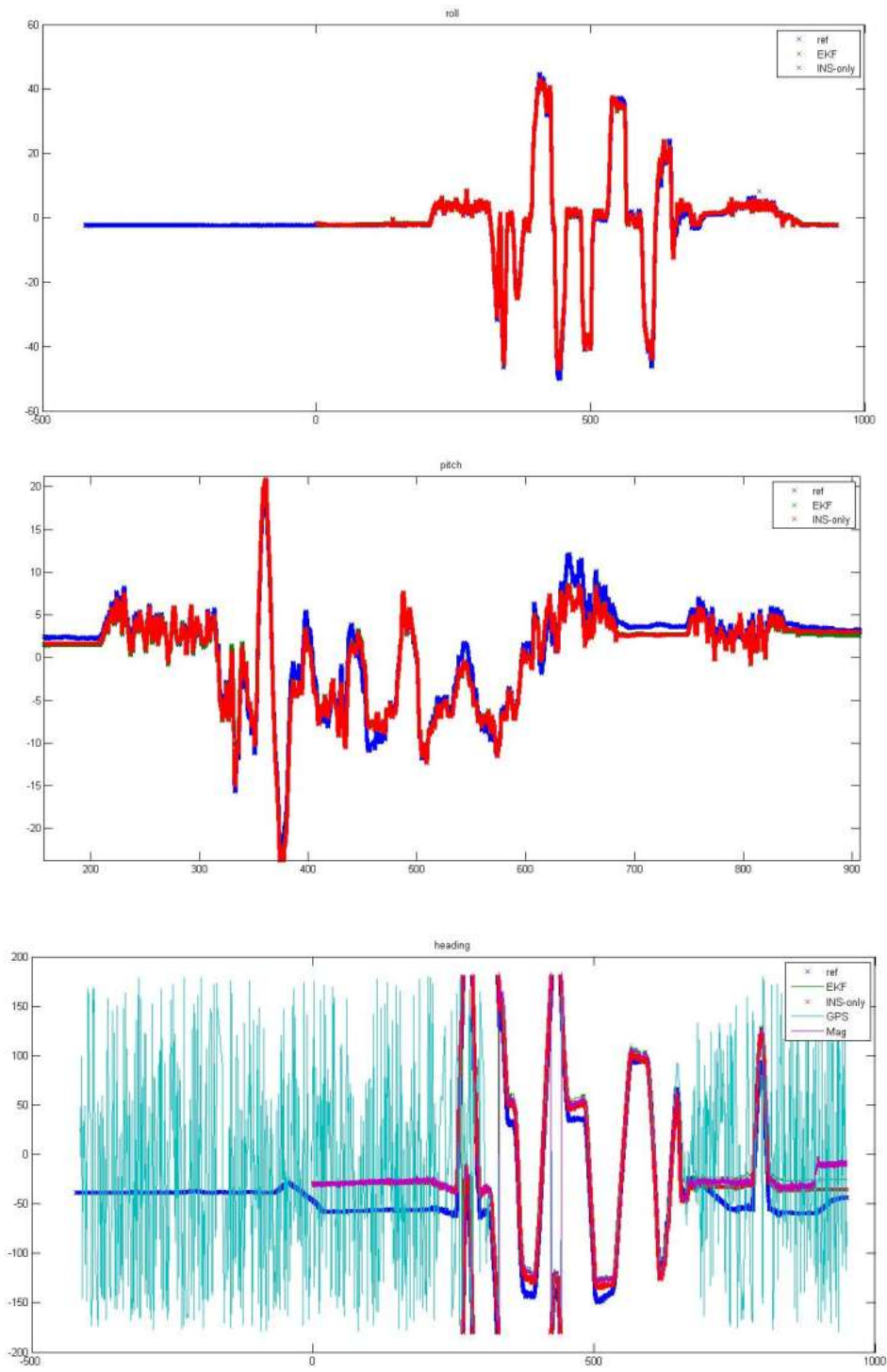
Outage Data Periods of GPS (sec)	max Horizontal Error (m)
0	50
20	70
40	80
60	100
80	120
100	150
120	200



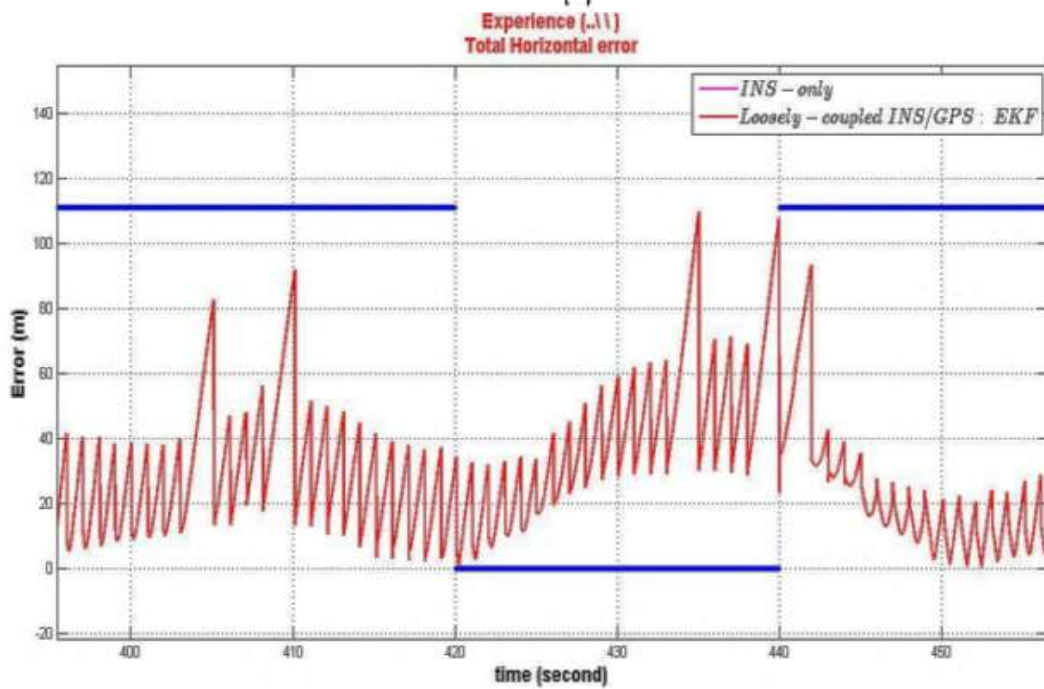
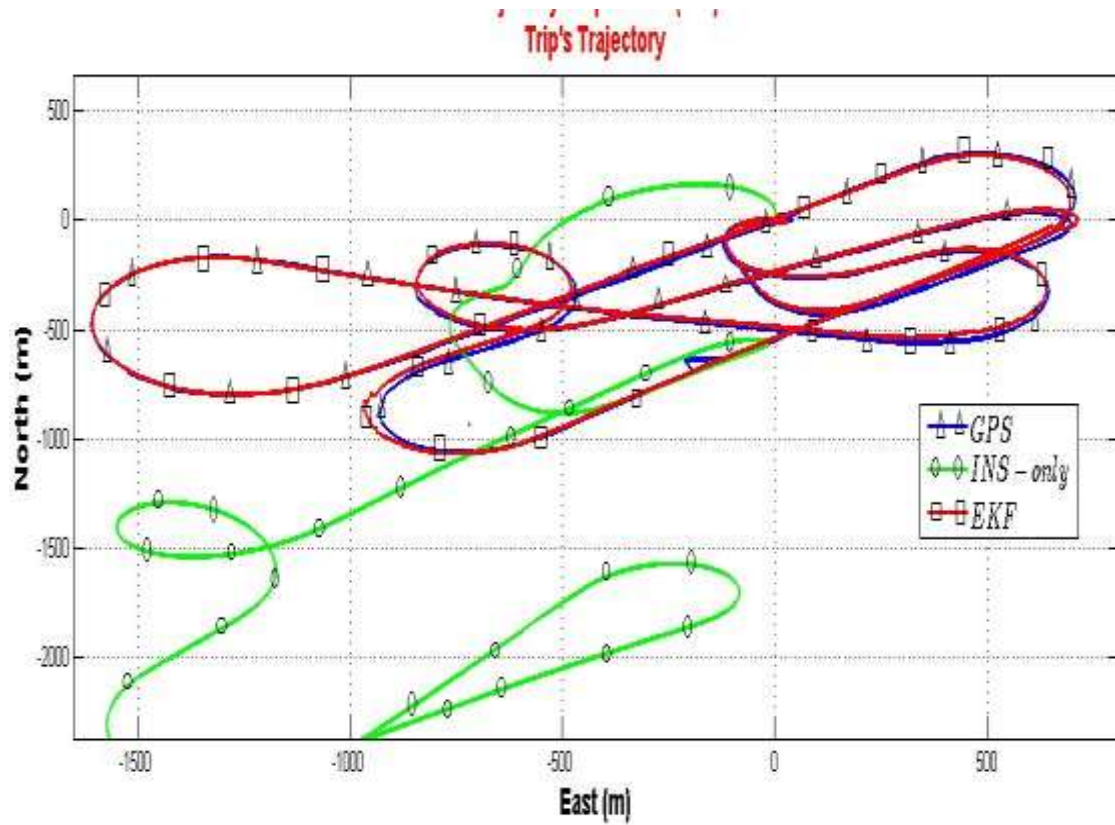
الشكل (8) - الخطأ الأفقي الاجمالي للوحدة العطالية INS لوحدها والخطأ الأفقي لنظام الملاحة التكاملية.



الشكل (9) - الخطأ الأفقي الاجمالي لنظام الملاحة التكاملية.

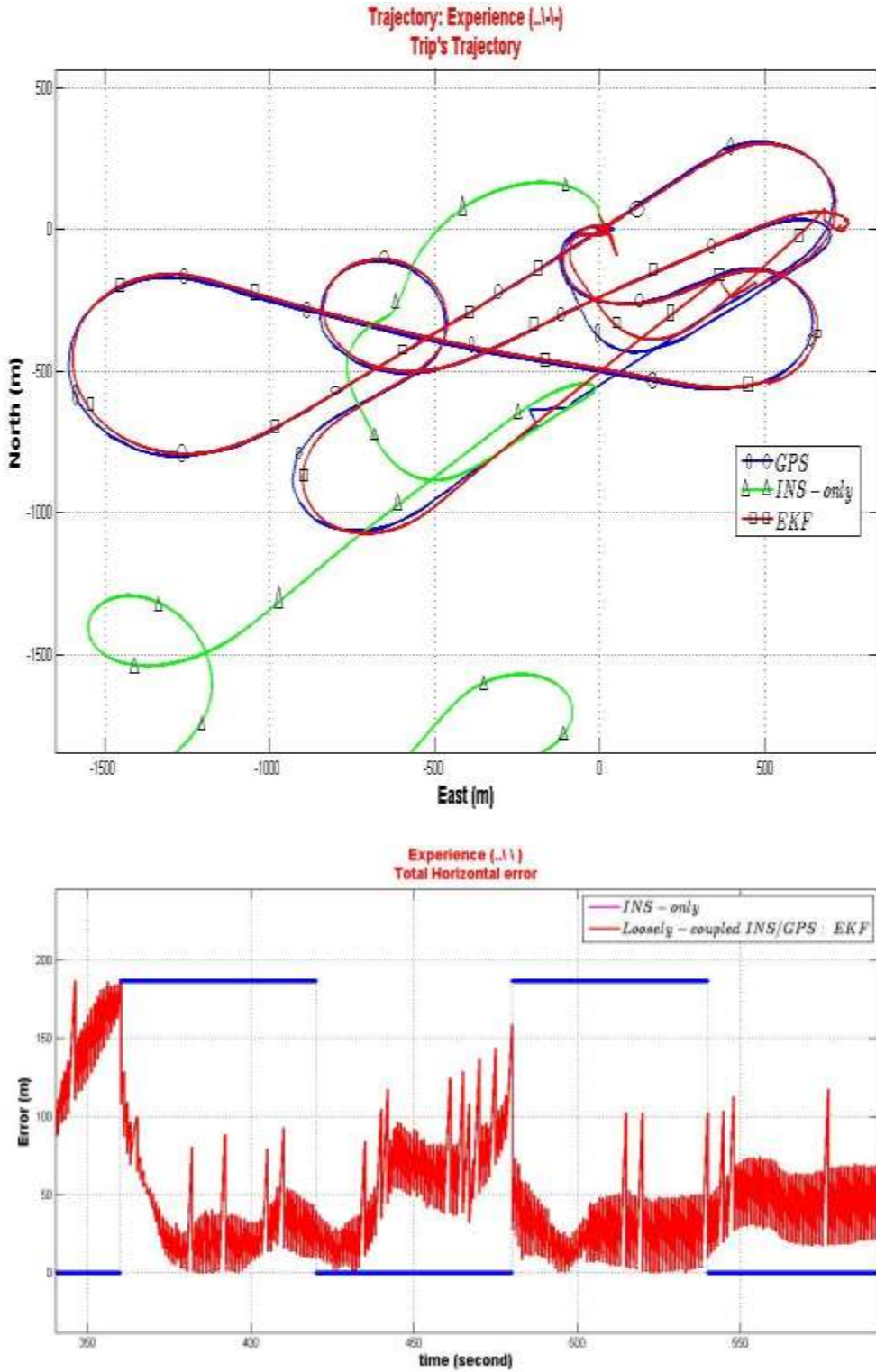


الشكل (10) - زوايا الميل والتموج والاتجاه.

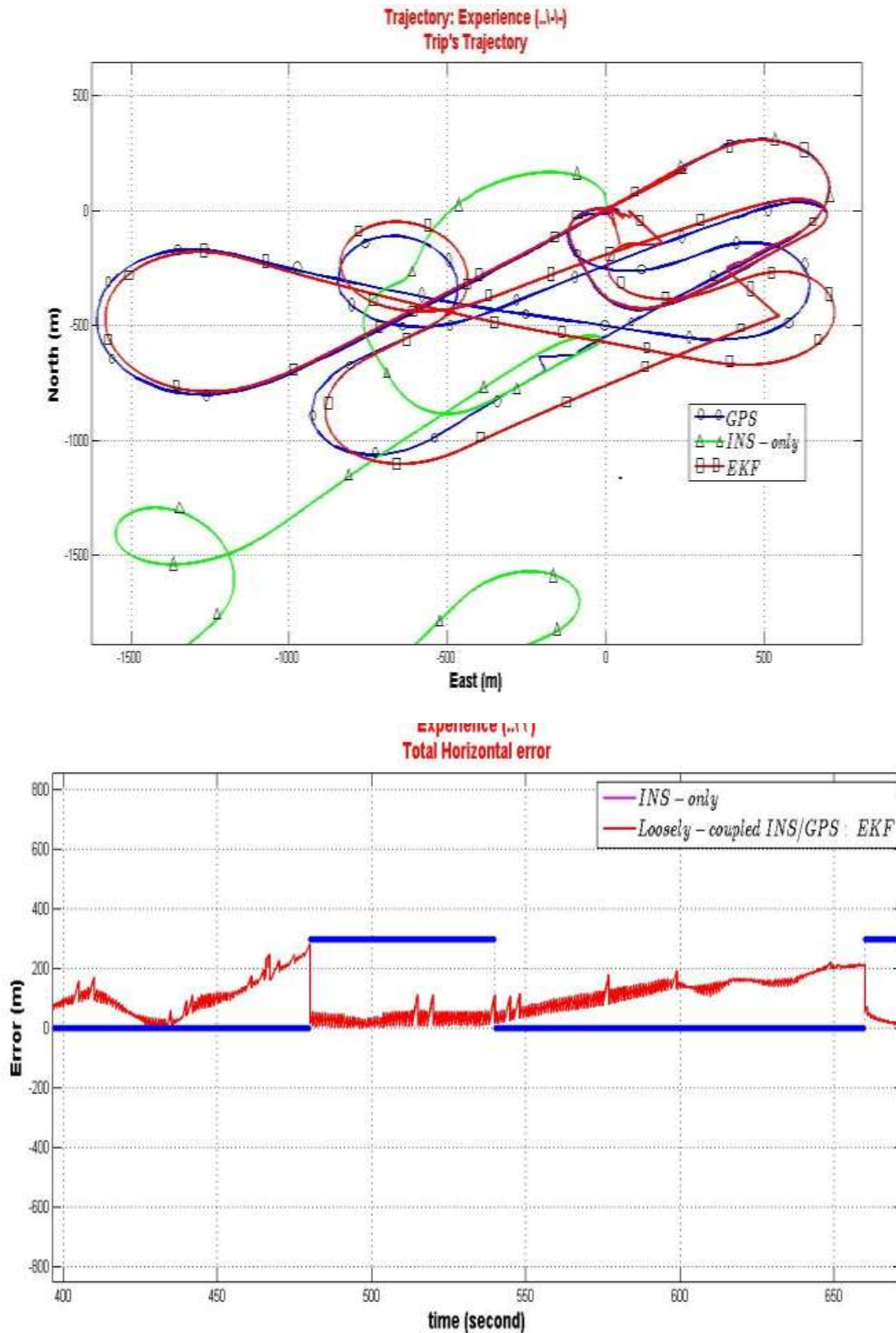


الشكل (11) - المسار والخطأ الأفقي (حجب معطيات GPS 20 ثانية)





الشكل (12) - المسار والخطأ الأفقي (حجب معطيات GPS 60 ثانية)



الشكل (13) - الخطأ الأفقي (حجب معطيات GPS 120 ثانية)

## الاستنتاجات والتوصيات:

- من خلال التحليل السابق لأداء نظام الملاحة التكاملي تبين:
1. عند استخدام وحدة الملاحة العطالية المصنعة بتقنية MEMS بشكل مستقل وصلت قيمة الخطأ الأفقي حتى 8200 m وهو خطأ كبير جداً بالمقارنة زمن الرحلة التي تم تحليل معطيات الطيران لها والذي كان 700 ثانية، وهذا الخطأ يزداد مع زيادة زمن الرحلة.
  2. قدم نظام الملاحة التكاملي تصحيحاً لأخطاء وحدة الملاحة العطالية خفض قيمة الخطأ الأفقي إلى 50 m وهي قيمة ثابتة مهما كان زمن الرحلة.
  3. بينت التجربة أن نظام الملاحة التكاملي يقدم دقة جيدة حتى في حال غياب معطيات GPS لفترات تم تحديدها برمجياً. حيث يعمل مرشح كالمان الموسع EKF في طور التنبؤ.
  4. من خلال التجربة تبين أن إشارة GPS لا تتقطع لفترة تزيد عن 3-5 ثانية. وهي فترة قليلة جداً بالمقارنة مع فترات الحجب التي تمت من أجل اختبار النظام الملاحي التكاملي. وهذا ما يجعل نظام الملاحة التكاملي يعمل بشكل دائم في طور التصحيح. وفي طور التنبؤ فقط خلال فترات انقطاع إشارة GPS من المصدر.
  5. يستطيع نظام الملاحة التكاملي المدروس العمل بدقة جيدة في حال غياب إشارة GPS عند دخول الطائرة في مناطق تتواجد فيها تغطية جيدة لـ GPS (النقاط أقل من أربعة أقمار بسبب الموانع الطبيعية والصناعية (الابنية)).

## الخاتمة:

تم في هذه المقالة استعراض مكونات نظام الملاحة التكاملي. وتقديم مخطط مقترح له. تم تنفيذ تجارب طيران لتحصيل معطيات طيران حقيقية. وتطبيق هذه المعطيات على نظام الملاحة التكاملي. وباستخدام بيئة Matlab لتحليل أداء نظام الملاحة التكاملي. تبين ان النظام المدروس يمكن عده نظام ملاحة دقيقة إلى حد ما ويمكن اعتماده في الطائرات المسيرة الصغيرة.

## المراجع:

- [1]- Stephen Beeby, Graham Ensell, Michael Kraft and Neil White, 2004, "MEMS Mechanical Sensors", Artech House, Inc. Boston London.
- [2]-D. H. Titterton and J. L. Weston, 2004. "Strapdown Inertial Navigation Technology Second Edition", The Institution of Electrical Engineers.
- [3]-Data sheet of Barometric Altitude.
- [4]- Paul D. Groves, 2008, "Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems" ARTECH HOUE BOSTON/LONDON.
- [5]- Alex G. Quinchia, Gianluca Falco, Emanuela Falletti, Fabio Dovis, and Carles Ferrer, 2013, "A Comparison between Different Error Modeling of MEMS Applied to GPS/INS Integrated Systems", Sensors, 13, 9549-9588; doi:10.3390/s130809549.
- [6]- John L. Crassidis, 2006 ' "Sigma-Point Kalman Filtering for Integrated GPS and Inertial Navigation" University at Buffalo, State University of New York, Amherst, NY 14260-4400.
- [7]- Naser El-Sheimy, Haiying Hou, and Xiaoji Niu, 2008, "Analysis and Modeling of Inertial Sensors Using Allan Variance", IEEE TRANSACTIONS ON INSTRUMENTATION AND MEASUREMENT, VOL. 57, NO. 1, JANUARY.



[8]- Robert Grover Brown and Patrick Y. C. Hwang, 1997, "Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering WITH MATLAB EXERCISES AND SOLUTIONS THIRD EDITION" John Wiley & Sons.

[9]-MOHINDER S. GREWAL and ANGUS P. ANDREWS,2008, "KALMAN FILTERING Theory and Practice Using MATLAB Third Edition",John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey; Published simultaneously in Canada.

[10]- Jouni Hartikainen, Arno Solin, and Simo Särkkä, 2011 "Optimal Filtering with Kalman Filters and Smoothers a Manual for the Matlab toolbox EKF/UKF Version 1.3",Aalto University School of Science Espoo, Finland.