

ระบบวัดสภาวะการบินสำหรับหาแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับ  
**Flight Condition Measurement System for Aerodynamic Model Acquisition of UAV**

ชาตรี นิลน้ำเพชร<sup>1\*</sup> และ อรรณพ เรืองวิเศษ<sup>2</sup>

<sup>1</sup>สาขาวิชาวิทยาการหุ่นยนต์และระบบอัตโนมัติ สถาบันวิทยาการหุ่นยนต์ภาคสนาม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี  
91 ถ.ประชาธิปไตย แขวงบางมด เขตทุ่งครุ กรุงเทพฯ 10140

E-mail: nchatree@hotmail.com

<sup>2</sup>ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี  
91 ถ.ประชาธิปไตย แขวงบางมด เขตทุ่งครุ กรุงเทพฯ 10140

E-mail: annop@fibo.kmutt.ac.th

Chatree Nilnumpetch<sup>1\*</sup> and Annop Ruangwiset<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Graduate Program in Robotics and Automation, Institute of field robotics, King Mongkut's University of Technology Thonburi  
91 Pracha u-tid Rd., Bangmod, Bangkok 10140

E-mail: nchatree@hotmail.com

<sup>2</sup> Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, King Mongkut's University of Technology Thonburi  
91 Pracha u-tid Rd., Bangmod, Bangkok 10140

E-mail: annop@fibo.kmutt.ac.th

### บทคัดย่อ

การวิจัยด้านอากาศยานโดยทั่วไปจะต้องมีการหาแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์เพื่อใช้พิจารณาประสิทธิภาพการบิน และใช้ออกแบบระบบควบคุมอัตโนมัติ ซึ่งจะหาได้ทั้งจากการคำนวณ การทดลองในอุโมงค์ลม และการบินทดสอบ สำหรับอากาศยานไร้คนขับขนาดที่ไม่ใหญ่มากนั้นจะสามารถสร้างและบินทดสอบได้ง่าย บทความนี้อธิบายถึงการสร้างระบบวัดสภาวะการบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับ และผลการทดสอบการทำงานของระบบโดยจำลองการบินในอุโมงค์ลม

**คำหลัก** อากาศยานไร้คนขับ การวัดสภาวะการบิน เซนเซอร์

### Abstract

Generally the researches about aircraft have to identify the aerodynamic model for the purpose of evaluating flight performance and designing automatic flight control. The aerodynamic model can be achieved from mathematical method, wind tunnel test, and also flight test. The flight test of an unmanned aerial vehicle that not so large can be performed not difficult. This paper described the development of flight condition measurement system and showed test results by free-flight in wind tunnel.

**Keywords:** UAV, flight condition measurement, sensor

### 1. บทนำ

โดยทั่วไปในการออกแบบระบบควบคุมการบินของเครื่องบินจำเป็นต้องทราบถึงแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ (aerodynamic model) ของเครื่องบินลำนั้น ซึ่งจะหาได้จากค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ (aerodynamic coefficient) ที่ได้ทั้งจากการคำนวณ [1] การบินทดสอบจริง และการทดสอบในอุโมงค์ลม [2]

ในการบินทดสอบจริงทำได้โดยติดตั้งเซนเซอร์บนเครื่องบิน [3, 4] เพื่อวัดแรงทางอากาศพลศาสตร์และสภาวะการบินขณะนั้น แล้วนำมาหาความสัมพันธ์ระหว่างแรงและตัวแปรต่างๆ อย่างไรก็ตามในระหว่างการบินทดสอบนั้นแรงทางอากาศพลศาสตร์จะเปลี่ยนแปลงไปพร้อมกับตัวแปรอื่นๆ เช่น เมื่อบังคับเปลี่ยนมุมแพนหาง (elevator) จะทำให้แรงและโมเมนต์ที่กระทำต่อเครื่องบินเปลี่ยนไป เป็นผลให้มุมปะทะ (angle of attack :  $\alpha$ ) อัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะ (derivative of angle of attack :  $\dot{\alpha}$ ) และความเร็วเชิงมุมพิช (pitch rate :  $q$ ) เปลี่ยนแปลงไปด้วย

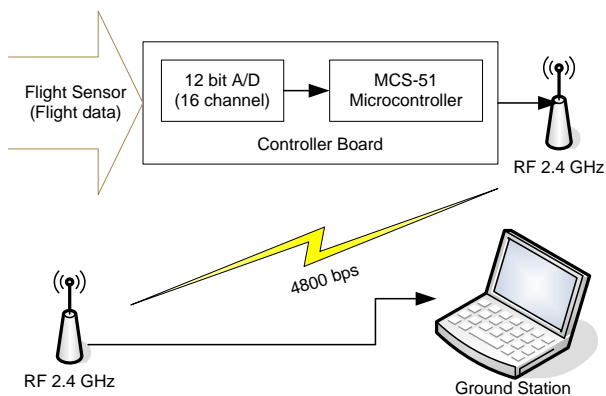
ถ้าการเปลี่ยนแปลงของตัวแปรต่างๆในระหว่างบินมีความสัมพันธ์กันเชิงเส้นตรง (colinearity) จะทำให้ความแม่นยำในการหาแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ลดลง ดังนั้นจึงต้องออกแบบวิธีบินทดสอบให้เหมาะสม เช่น เปลี่ยนแปลงความถี่ในการบังคับแพนหางให้เหมาะสมกับความถี่ธรรมชาติ (natural frequency) ของเครื่องบิน

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อสร้างระบบเซนเซอร์สำหรับติดตั้งบน

อากาศยานไร้คนบินและส่งข้อมูลบันทึกยังภาคพื้นดิน เพื่อนำข้อมูลมาใช้หาแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ ในบทความนี้แสดงรายละเอียดของระบบเซนเซอร์และการทดสอบการส่งข้อมูลบันทึกผล

## 2. รายละเอียดของระบบเซนเซอร์และระบบส่งข้อมูล

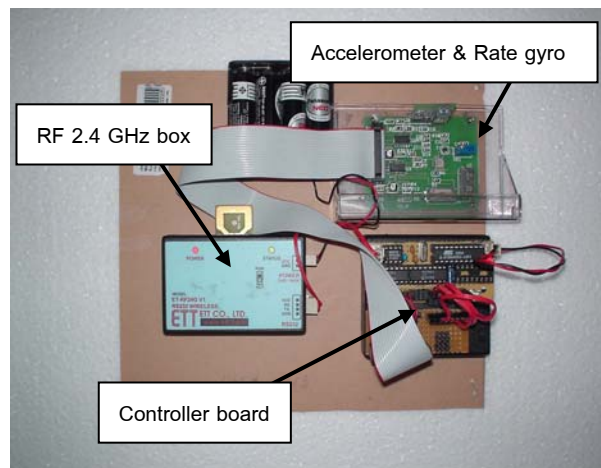
ในงานวิจัยนี้ได้ทำการสร้างระบบวัดสถานะการบินแบบไร้สาย ดังแสดงในรูปที่ 1 ซึ่งประกอบด้วยชุดเซนเซอร์ บอร์ดควบคุมระบบสื่อสารไร้สาย และเครื่องคอมพิวเตอร์สำหรับบันทึกข้อมูล



รูปที่ 1 ระบบวัดสถานะการบินแบบไร้สาย

### 2.1 บอร์ดควบคุม

ในรูปที่ 2 แสดงส่วนของบอร์ดควบคุมซึ่งสร้างขึ้นให้สามารถอ่านข้อมูลอนาล็อก (analog) ได้จำนวน 16 ช่อง แต่เนื่องจากข้อจำกัดของความเร็วในการส่งข้อมูลของชุดส่งข้อมูลแบบไร้สายที่ใช้ในขณะนี้ ดังนั้นการทดสอบในบทความนี้จึงทดสอบการส่งสัญญาณจากชุดเซนเซอร์สำหรับวัดสถานะการบินเพียง 9 ช่อง คือ ความเร่งเชิงเส้นใน 3 แกน ( $a_x, a_y, a_z$ ) ความเร็วเชิงมุมใน 3 แกน ( $p, q, r$ ) มุมปะทะ ( $\alpha$ ) มุมแพนหาง ( $\delta e$ ) ความเร็วในการบิน ( $V$ ) สัญญาณอนาล็อก (analog) จากเซนเซอร์จะถูกแปลงเป็นสัญญาณดิจิทัล (digital) โดยใช้ IC แปลงสัญญาณ A/D เบอร์ MCP3208-C ของ Microchip มีความละเอียดในการแปลงสัญญาณ 12 bit หรือคิดเป็น 4096 ระดับ จำนวน 2 ตัว บนบอร์ดควบคุมใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 (AT89C4051-12) ของ ATMEL ทำหน้าที่ควบคุมจังหวะการอ่านข้อมูลจากเซนเซอร์ผ่าน IC A/D แล้วนำข้อมูลจาก A/D มาจัดรูปแบบของข้อมูลให้เหมาะสม จากนั้นส่งข้อมูลที่จัดรูปแบบแล้วไปยังอุปกรณ์รับ-ส่งข้อมูลแบบไร้สาย ซึ่งอุปกรณ์รับ-ส่งข้อมูลแบบไร้สายที่ใช้ขณะนี้สามารถส่งข้อมูลได้ด้วยความเร็วสูงสุดเพียง 4800 bps ข้อมูลที่ส่งลงมาจะถูกบันทึกลงในคอมพิวเตอร์ที่ภาคพื้นดินเพื่อนำมาใช้วิเคราะห์ต่อภายหลัง

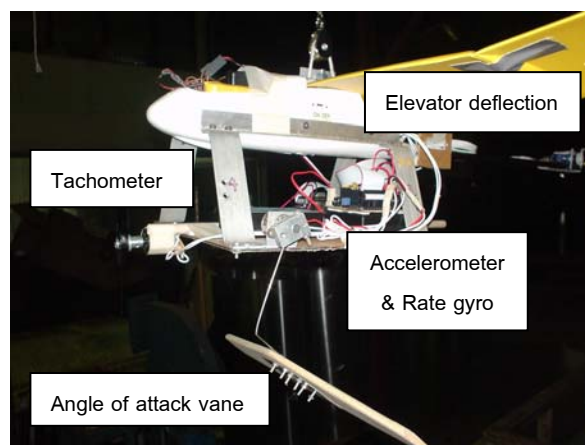


รูปที่ 2 บอร์ดควบคุมและชุดเซนเซอร์

### 2.2 การติดตั้งชุดเซนเซอร์และบอร์ดควบคุม

อากาศยานที่ใช้ทดสอบในขั้นตอนนี้เป็นเครื่องบินขนาดเล็กบังคับด้วยวิทยุ ซึ่งติดตั้งชุดเซนเซอร์และบอร์ดควบคุมเพิ่มเติมบนเครื่องบิน ชุดเซนเซอร์ที่ใช้ประกอบด้วย เซนเซอร์วัดความเร็ว (accelerometer) เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม (rate gyro meter) เซนเซอร์วัดมุมปะทะ (angle of attack vane) เซนเซอร์วัดมุมแพนหาง (potentiometer for elevator deflection) และเซนเซอร์วัดความเร็วลม (tachometer)

การติดตั้งชุดเซนเซอร์และบอร์ดควบคุมใช้ข่าอลูมิเนียมสำหรับยึดแผงบอร์ดทั้งหมดดังรูปที่ 3 การส่งข้อมูลมายังภาคพื้นดินเป็นการสื่อสารแบบไร้สายไม่มีการต่อสายสัญญาณจากส่วนควบคุมใดๆ ลงมายังภาคพื้นดิน



รูปที่ 3 การติดตั้งชุดเซนเซอร์และบอร์ดควบคุม

### 2.3 การทดสอบในอุโมงค์ลม

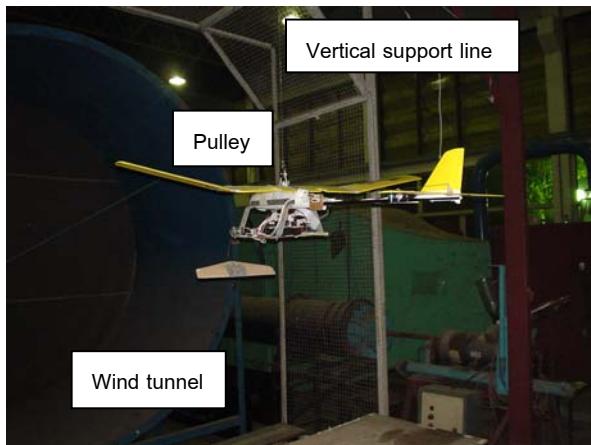
เครื่องบินบังคับด้วยวิทยุที่ใช้ทดลองมีความยาวปีก 1 m และข้อมูลพื้นฐานดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 ข้อมูลพื้นฐานของอากาศยานที่ใช้ทดสอบ

Wing span	1 m
Maximum chord length	0.12 m
Fuselage length	0.74 m
Weight (include sensor, controller board, angle of attack vane, tachometer and elevator deflection)	910 g

ในขั้นตอนนี้ได้ทำการทดสอบการทำงานของระบบวัดสภาวะข้อมูลการบินที่สร้างขึ้นโดยจำลองการบินของอากาศยานในอุโมงค์ลม อุโมงค์ลมที่ใช้เป็นอุโมงค์ลมแบบเปิด มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 2 m ความเร็วลมสูงสุด 7 m/s

เครื่องบินบังคับถูกแขวนผ่านรอกและถ่วงไว้ด้วยน้ำหนักให้ยังสามารถเคลื่อนที่ขึ้นและลงได้ตามการบังคับแพนหาง ขณะเริ่มต้นความสูงของเครื่องบินอยู่บริเวณกึ่งกลางของอุโมงค์ลม ดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 การแขวนอากาศยานในอุโมงค์ลม

### 3. ผลการทดสอบ

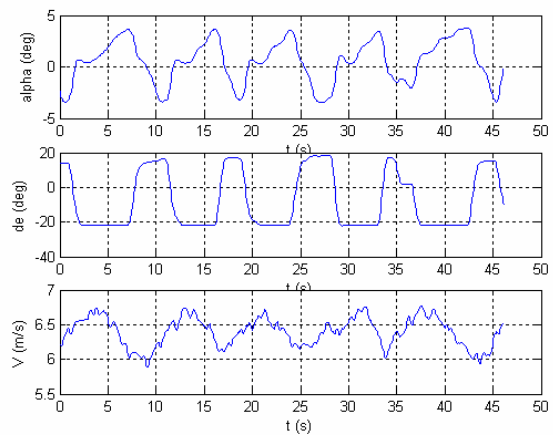
การทดสอบนี้ทำโดยใช้ความเร็วลมในอุโมงค์ลมเป็น 7 m/s และทดสอบโดยการบินขึ้นและลงด้วยการบังคับปรับแพนหางของเครื่องบิน โดยไม่มีคามการเคลื่อนที่ที่แน่นอน

รูปแบบการบินทดสอบมี 2 แบบ คือการเคลื่อนที่ด้วยความถี่ต่ำและความถี่สูง เพื่อทดสอบว่าระบบวัดสภาวะข้อมูลการบินสามารถอ่านค่าจากเซ็นเซอร์และส่งข้อมูลลงมายังภาคพื้นดินได้อย่างถูกต้องหรือไม่เพียงใด ข้อมูลที่ส่งมายังภาคพื้นดินจะอยู่ในรูปแบบของระดับสัญญาณ A/D ซึ่งยังไม่ใช้ค่าที่นำมาวิเคราะห์ จะต้องนำมาแปลงให้เป็นค่าทางฟิสิกส์โดยใช้ผลจากการสอบเทียบเซ็นเซอร์แต่ละชนิด จากนั้นนำข้อมูลที่แปลงเป็นค่าทางฟิสิกส์แล้วกรองสัญญาณรบกวนออกด้วยโปรแกรม MATLAB โดยใช้ butterworth filter

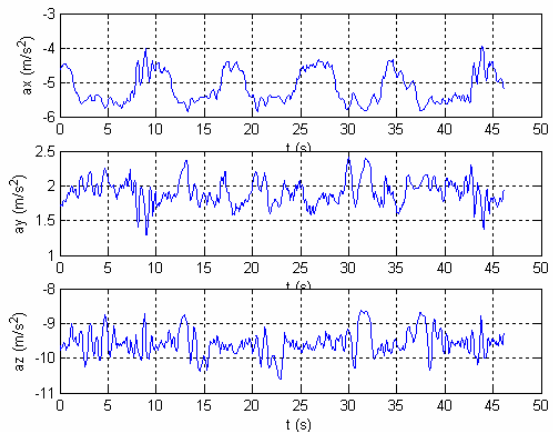
#### 3.1 ผลการทดสอบด้วยการเคลื่อนที่ความถี่ต่ำ

รูปที่ 5 และ 7 แสดงกราฟที่ได้จากการเก็บข้อมูลจากเซ็นเซอร์

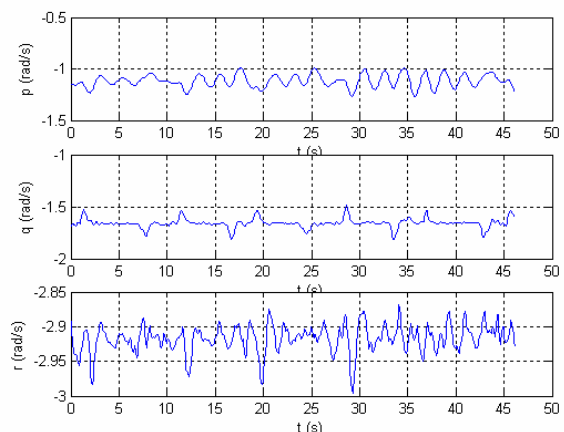
ต่างๆ เมื่อบังคับแพนหางด้วยความถี่ต่ำ ซึ่งจะเห็นได้ว่าเมื่อมีการปรับแพนหาง จะทำให้ค่าที่ได้จากเซ็นเซอร์ต่างๆ เป็นไปในลักษณะเดียวกันตามการบังคับแพนหาง



รูปที่ 5 ข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดมุมปะทะ มุมแพนหางและความเร็วลม



รูปที่ 6 ข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดความเร่ง

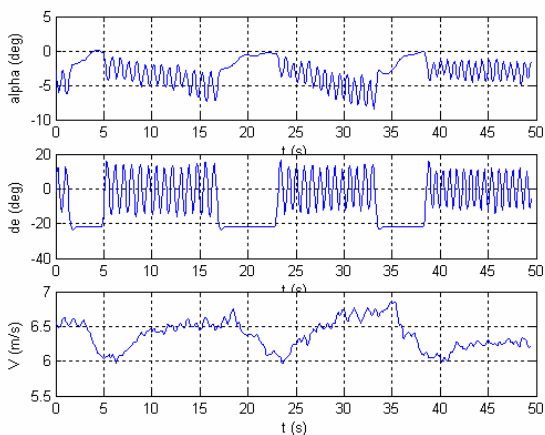


รูปที่ 7 ข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม

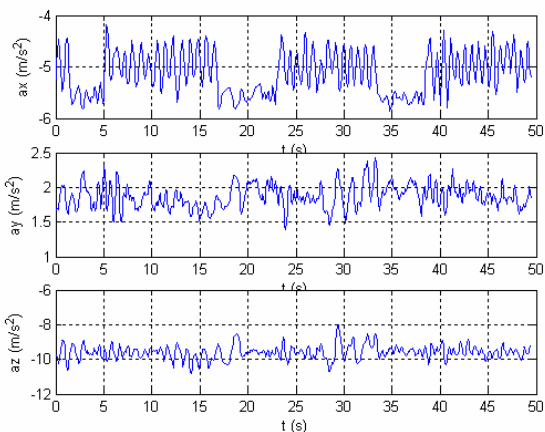
#### 3.2 การทดสอบด้วยการเคลื่อนที่ความถี่สูง

รูปที่ 8 9 และ 10 แสดงข้อมูลจากเซ็นเซอร์ต่างๆ เมื่อบังคับแพน

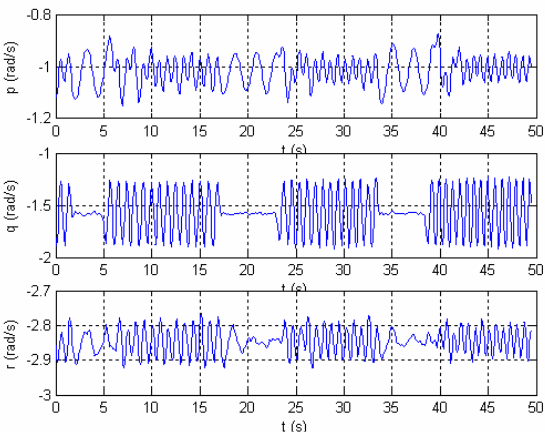
หางด้วยความถี่สูง ซึ่งจะเห็นได้ว่าค่าของเซ็นเซอร์ต่างๆ เปลี่ยนแปลงไปตามการบังคับแพนหาง



รูปที่ 8 ข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดมุมปะทะ มุมแพนหางและความเร็วลม



รูปที่ 9 ข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดความเร่ง



รูปที่ 10 ข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม

## 4. สรุป

งานวิจัยในขั้นตอนนี้ได้สร้างระบบวัดสถานะข้อมูลการบินแบบไร้

สาย และทดสอบการทำงานด้วยการจำลองการบินในอิมูมอร์คัลมโดยใช้การเคลื่อนที่ด้วยความถี่ต่ำและความถี่สูง ระบบวัดสถานะข้อมูลแบบไร้สายที่สร้างขึ้นสามารถอ่านค่าจากเซ็นเซอร์และส่งข้อมูลลงมายังภาคพื้นดินได้ทั้งการเคลื่อนที่แบบความถี่ต่ำและความถี่สูง

อย่างไรก็ตามในผลการทดลองนี้ทำโดยพิจารณาเฉพาะลักษณะกราฟของข้อมูลที่ได้จากเซ็นเซอร์ ยังไม่พิจารณาการปรับค่าออฟเซตของเซ็นเซอร์ต่างๆ ซึ่งการนำผลไปวิเคราะห์เพื่อหาแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์หรือนำไปใช้งานในระบบควบคุมอากาศยานแบบอัตโนมัติ จำเป็นจะต้องปรับค่าออฟเซตของเซ็นเซอร์ทั้งหมดก่อน

ข้อจำกัดอย่างหนึ่งของระบบขณะนี้เกิดขึ้นจากชุดรับส่งสัญญาณวิทยุ ซึ่งจากการทดลองจำนวนหลายๆ ครั้งพบว่าที่ความเร็ว 4800 bps เป็นความเร็วที่สามารถส่งข้อมูลกลับมายังภาคพื้นได้อย่างถูกต้องมากที่สุดทำให้ความเร็วสูงสุดในการส่งข้อมูลของการทดลองนี้มีค่าประมาณ 11 Hz เมื่อประมวลสัญญาณจากเซ็นเซอร์ 9 ช่อง ซึ่งความเร็วนี้จะยังเพียงพอต่อการวัดสถานะการบินของเครื่องบินขนาดเล็กทั่วไป แต่หากเพิ่มช่องสัญญาณจากเซ็นเซอร์มากขึ้นจะทำให้ความเร็วในการส่งข้อมูลลดลงซึ่งจะไม่เพียงพอต่อการวัดสถานะการบิน

สำหรับระบบที่จะทำการพัฒนาต่อไป ต้องการที่จะส่งสัญญาณที่มีความถี่ต่ำ 100 Hz ซึ่งจะทำให้ได้โดยเปลี่ยนชุดรับส่งสัญญาณวิทยุเป็นแบบ Wi-Fi เนื่องจากสามารถกำหนดความเร็วในการรับส่งข้อมูลได้มากกว่า และนอกจากนั้นจะเปลี่ยนชุดไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นแบบ DSP เพื่อเตรียมการสำหรับระบบที่สามารถประมวลผลข้อมูลบนเครื่องบินได้เอง เพื่อพัฒนาไปสู่ระบบอากาศยานไร้คนขับ

## เอกสารอ้างอิง

- [1] Bernard Etkin and Lloyd Duff Reid., *Dynamics of Flight Stability and Control*, John Wiley & Sons, Inc., 3<sup>rd</sup> ed, 1996.
- [2] Klein, V. and Murphy, P.C., "Aerodynamic Parameters of High Performance Aircraft Estimated from Wind Tunnel and Flight Test Data," AGARD Symposium on System Identification for Integrated Aircraft Development and Flight Testing, 1998.
- [3] Rezek, T.W., "Unmanned Vehicle Systems experiences at the Dryden Flight Research Facility," NASA-TM-84913, 1983.
- [4] H. Paul Stough III, Daniel J. DiCarlo and James M. Patton, Jr., "Flight Investigation of Stall, Spin, and Recovery Characteristics of a Low-Wing, Single-Engine, T-Tail Light Airplane," NASA Technical Paper 2427, May 1985.