การสร้างแบบจำลองพลวัตของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กชนิดปีกตรึง

นายนันทวัฒน์ แซ่ตั่น

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2567

DYNAMICS MODELING OF SMALL FIXED-WING UNMANNED AERIAL VEHICLES

NANTHAWAT SAETUN

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of
Master of Engineering in Mechanical and Process System Engineering
Suranaree University of Technology
Academic Year 2024

การสร้างแบบจำลองพลวัตของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กชนิดปีกตรึง

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญามหาบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

(รศ. ดร.จิระพล ศรีเสริฐผล)
ประธานกรรมการ

(ผศ. ดร.สุรเดช ตัญตรัยรัตน์)
กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)

(รศ. ดร.สุทธิพงศ์ ศรีกรารมณ์)
กรรมการ

(รศ. ดร. อัฏฐพล อริยฤทธิ์)
กรรมการ

(อ. ดร.อรลักษณ์ พิชิตกุล)
กรรมการ

(รศ. ดร.ยุพาพร รักสกุลพิวัฒน์)
รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและประกันคุณภาพ

(รศ. ดร.พรศิริ จงกล)
คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

นันทวัฒน์ แซ่ตั่น : การสร้างแบบจำลองพลวัตของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กชนิดปีกตรึง (DYNAMICS MODELING OF SMALL FIXED-WING UNMANNED AERIAL VEHICLES) อาจารย์ที่ปรึกษา : ผศ. ดร.สุรเดช ตัญตรัยรัตน์, 326 หน้า

คำสำคัญ: แบบจำลองพลวัต/อากาศยานไร้คนขับ/การระบุเอกลักษณ์ระบบ

แบบจำลองพลวัตการบินของอากาศยานช่วยให้สามารถอธิบายลักษณะการตอบสนองโดยรวม หรือพฤติกรรมของระบบย่อยต่าง ๆ ของอากาศยาน งานวิจัยนี้กล่าวถึงการใช้เทคนิคการระบุเอกลักษณ์ระบบ (System identification) ในโดเมนความถี่ (Frequency-domain) สำหรับการประมาณการค่าพารามิเตอร์ของแบบจำลองพลวัตของอากาศยานไร้คนขับ (UAVs) ขนาดเล็กชนิดปีกตรึง วิธีการนี้ทำการวัดการตอบสนองของอากาศยานต่อการเปลี่ยนแปลงของอินพุตควบคุมจากการบินทดสอบ จากนั้นนำข้อมูลที่วัดได้มาใช้ในการพัฒนาแบบจำลองที่สามารถคาดการณ์พฤติกรรมของอากาศยานได้อย่างแม่นยำ รวมถึงการพัฒนาเครื่องมือวัดและวิธีการในการเก็บรวบรวมข้อมูลที่แม่นยำจากการบินทดสอบสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบ แบบจำลองที่ได้แสดงในรูปแบบปริภูมิสถานะ (State-space model) สำหรับ 3 องศาอิสระของพลวัตตามยาว (Longitudinal dynamics) และ 3 องศาอิสระของพลวัตตามข้าง (Lateral-directional dynamics) วิธีดำเนินการวิจัยได้ทำการออกแบบการบินทดสอบ โดยกำหนดรูปแบบการบินทดสอบที่เหมาะสม เพื่อเก็บรวบรวมข้อมูลการตอบสนองของอากาศยานที่หลากหลาย จากนั้นเก็บรวบรวมข้อมูลการบินจากการบินตามรูปแบบการทดสอบที่ออกแบบไว้และบันทึกข้อมูลการตอบสนองของอากาศยาน ต่อมาทำการพัฒนาแบบจำลองพลวัตโดยใช้เทคนิคการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ เพื่อประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองพลวัตจากข้อมูลการบิน สุดท้ายทำการประเมินผลแบบจำลอง โดยเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่คาดการณ์โดยแบบจำลองกับข้อมูลการบินจริงเพื่อประเมินความแม่นยำของแบบจำลอง ผลลัพธ์จากการวิจัยพบว่า แบบจำลองพลวัตการบินของอากาศยานที่ได้สามารถแสดงลักษณะที่ดีและคาดการณ์การตอบสนองได้อย่างดี งานวิจัยนี้มีความสำคัญต่อการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กชนิดปีกตรึง ผลลัพธ์ของงานวิจัยนี้จะช่วยให้นักวิจัยและวิศวกร ออกแบบระบบควบคุมที่มีประสิทธิภาพจำลองการบินได้อย่างแม่นยำ และวินิจฉัยข้อบกพร่องในระบบควบคุมได้อย่างมีประสิทธิภาพท้ายที่สุดแล้ว งานวิจัยนี้จะมีส่วนช่วยในการพัฒนาเทคโนโลยี UAV และการประยุกต์ในด้านต่าง ๆ

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล ลายมือชื่อนักศึกษา นันทวัฒน์ แซ่ตั่น

ปีการศึกษา 2567 ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา สุรเดช ตัญตรัยรัตน์

NANTHAWAT SAETUN : FLIGHT DYNAMICS MODELING OF SMALL FIXED-WING UNMANNED AERIAL VEHICLES. THESIS ADVISOR : ASST. PROF.SURADET TANTRAIRATN, Ph.D., 326 PP.

Keyword: Dynamics modeling/Unmanned aerial vehicles/System identification

Flight dynamics models of aircraft are essential for describing the overall response or behavior of various subsystems. This research focuses on the application of frequency-domain system identification techniques to estimate the parameters of flight dynamics models for small fixed-wing unmanned aerial vehicles (UAVs). The approach involves measuring the aircraft's response to control input changes during flight tests, and then using the collected data to develop a model that can accurately predict the aircraft's behavior. Additionally, the research investigates the development of instrumentation and data collection methods to ensure accurate data acquisition during flight tests. The system identification process results in a state-space model for 3-DoF (Degrees of Freedom) longitudinal and 3-DoF lateral-directional dynamics. The research methodology involves designing flight tests, conducting flight tests according to the designed patterns, recording aircraft response data, developing a flight dynamics model using frequency-domain system identification techniques to estimate model parameters from flight data, and validating the model by comparing its predicted outputs to actual flight data to assess model accuracy. The results demonstrate that the developed flight dynamics model accurately characterizes and predicts the aircraft's response. This research has significant implications for the development of small fixed-wing UAVs. The findings will enable researchers and engineers to design effective control systems, perform accurate flight simulations, and efficiently diagnose control system faults. Ultimately, this research contributes to the advancement of UAV technology and its diverse applications

School of Mechanical Engineering
Academic Year 2024

Student's Signature นันทวัฒน์ แซ่เส็น
Advisor's Signature สุรเดช ตันตรัยรัตน์

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จด้วยดี ข้าพเจ้าขอกราบขอบพระคุณ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. สุรเดช ตัญตรัยรัตน์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ได้กรุณาแนะนำ ช่วยเหลือ อย่างดียิ่ง ทั้งทางด้านวิชาการและด้านการดำเนินการวิจัย ตลอดจนคำแนะนำในการเขียน การตรวจแก้วิทยานิพนธ์และสนับสนุนค่าใช้จ่ายต่าง ๆ ในการวิจัย

ขอขอบคุณ บริษัท ไอครีเอทีฟซิสเตมส์ จำกัด ที่ให้ความอนุเคราะห์อากาศยานไร้คนขับ เครื่องมือและค่าใช้จ่ายต่าง ๆ ตลอดจนความช่วยเหลือในการบินทดสอบอากาศยาน ในการวิจัยครั้งนี้

ขอขอบคุณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่ให้ความอนุเคราะห์มอบทุนการศึกษา ห้องปฏิบัติการและเครื่องมือต่าง ๆ ในการวิจัยครั้งนี้

ขอขอบคุณ คุณวัชรพล แสงเพ็ชร ที่ให้คำแนะนำ และถ่ายทอดองค์ความรู้ต่าง ๆ ตลอดจนความช่วยเหลือต่าง ๆ ในการวิจัยครั้งนี้

ขอขอบคุณเพื่อน ๆ พี่ ๆ และน้อง ๆ ทุกคนที่ให้ความช่วยเหลือในงานวิจัยครั้งนี้

ท้ายนี้ขอกราบขอบพระคุณ บิดา มารดา ที่ให้การเลี้ยงดูอบรมและส่งเสริมการศึกษาเป็นอย่างดีมาตลอด และเป็นกำลังใจให้ข้าพเจ้าเสมอมาจนสำเร็จการศึกษา

นันทวัฒน์ แซ่ตั่น

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย) ..... ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ) ..... ข
กิตติกรรมประกาศ ..... ค
สารบัญ ..... ง
สารบัญตาราง ..... ซ
สารบัญรูป ..... ฎ

บทที่

1 บทนำ 1
1.1 ความสำคัญของปัญหา 1
1.2 วัตถุประสงค์ของการศึกษา 3
1.3 ขอบเขตของการศึกษา 4
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ 4
2 ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง 5
2.1 อากาศยานไร้คนขับ 5
2.1.1 ส่วนประกอบของอากาศยานไร้คนขับ 5
2.2 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยาน 9
2.2.1 ข้อตกลงสำหรับเครื่องหมาย 9
2.2.2 สมการการเคลื่อนที่ 10
2.2.3 การประมาณการเชิงเส้นของสมการการเคลื่อนที่ 12
2.2.4 สมการจลศาสตร์การเคลื่อนที่แบบหมุน 18
2.2.5 สมการการเคลื่อนที่ในรูปแบบปริภูมิสถานะ 19
2.2.6 สมการการเคลื่อนที่ตามยาวในรูปแบบปริภูมิสถานะ 24
2.2.7 สมการการเคลื่อนที่ตามข้างในรูปแบบปริภูมิสถานะ 25
2.2.8 ฟังก์ชันการถ่ายโอนการตอบสนองของอากาศยาน 26
2.3 การระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน 40

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

2.4 การระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่ 44
2.4.1 การเก็บรวบรวมข้อมูล 47
2.4.2 รูปแบบอินพุตสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดนความถี่ 48
2.4.3 การออกแบบอินพุตแบบกวาดความถี่ 49
2.4.4 ความสอดคล้องกันและสร้างขึ้นใหม่ของข้อมูล 51
2.4.5 การตอบสนองต่อความถี่ 54
2.4.6 การระบุเอกลักษณ์ระบบอินพุตหลายตัว/เอาต์พุตหลายตัว 60
2.4.7 การตรวจสอบความถูกต้อง 63
2.5 โปรแกรม CIFER 64
2.6 เครื่องมือวัด 66
2.6.1 หน่วยวัดความเคลื่อนไหว 66
2.6.2 ระบบการวัดข้อมูลอากาศ 67
2.7 ตัวควบคุมการบิน 67
2.7.1 Cube Orange 68
2.8 การออกแบบแผงวงจรพิมพ์ 70
2.8.1 แผนผังวงจร 71
2.8.2 การออกแบบ PCB layout เบื้องต้น 76
2.8.3 การออกแบบ PCB layout 82
2.8.4 เอกสารการผลิต 85
2.9 การวัดมุมอากาศพลศาสตร์ 86
2.9.1 แบบจำลองพลวัตของศรลม 88
2.9.2 ข้อพิจารณาในการออกแบบศรลม 94
2.10 วิศวกรรมย้อนกลับ 99
2.11 โมเมนต์ความเฉื่อย 101
2.11.1 การหาตำแหน่ง C.G. 102
2.11.2 การหาโมเมนต์ความเฉื่อย 104
2.12 การประมาณการด้วย Triangular Panel Method 106
2.12.1 โปรแกรม flow5 107

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3 วิธีดำเนินการวิจัย 110
3.1 การเตรียมการก่อนทำการระบุเอกลักษณ์ระบบ 112
3.1.1 อากาศยานไร้คนขับสำหรับการวิจัย 112
3.1.2 การทำวิศวกรรมย้อนกลับ 113
3.1.3 การพัฒนาตัวควบคุมการบิน 118
3.1.4 การออกแบบชุดเครื่องมือวัดข้อมูลอากาศ 122
3.1.5 การติดตั้งระบบต่าง ๆ สำหรับ Theron UAV 124
3.1.6 การพัฒนาและปรับแต่งซอฟต์แวร์ควบคุมการบินสำหรับ Theron UAV 130
3.1.7 การบินเที่ยวบินแรก 133
3.1.8 การประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อยสำหรับ Theron UAV 136
3.2 การวิเคราะห์พลวัตการบินเบื้องต้นและออกแบบการบินทดสอบ 138
3.2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ Theron UAV 138
3.2.2 การวิเคราะห์พลวัตการบินของอากาศยานเบื้องต้น 140
3.2.3 การออกแบบอินพุต 148
3.2.4 แผนการบินทดสอบ 150
3.2.5 การบินทดสอบ 151
3.3 วิธีการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ 154
3.3.1 พลวัตการบินแกนตามยาว 156
3.3.2 พลวัตการบินแกนตามข้าง 173
3.4 วิธีการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง 174
3.4.1 พลวัตการบินแกนตามยาว 175
3.4.2 พลวัตการบินแกนตามข้าง 181
4 การเตรียมการก่อนทำการระบุเอกลักษณ์ระบบ 182
4.1 คุณลักษณะทางกายภาพของ Theron UAV 182
4.2 ตัวควบคุมการบิน 184
4.3 เครื่องมือวัดข้อมูลอากาศ 187
4.4 การติดตั้งระบบต่าง ๆ สำหรับ Theron UAV 188
4.5 ข้อมูลการบิน 189

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

4.6 คุณลักษณะทางความเฉื่อยของ Theron UAV 191
5 การระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ 193
5.1 การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามยาว 193
5.1.1 ผลลัพธ์เบื้องต้นของการระบุเอกลักษณ์ระบบและการลดขนาดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามยาว 198
5.1.2 ผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามยาว 207
5.1.3 การตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามยาว 210
5.2 การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง 212
5.2.1 ผลลัพธ์เบื้องต้นของการระบุเอกลักษณ์ระบบและการลดขนาดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามข้าง 221
5.2.2 ผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง 232
5.2.3 การตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้าง 239
6 บทสรุป 243
6.1 สรุปผลงานวิจัย 243
6.2 ปัญหาและข้อเสนอแนะ 244
รายการอ้างอิง 245
ภาคผนวก
ภาคผนวก ก สัญลักษณ์อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ 253
ภาคผนวก ข การออกแบบ carrier board สำหรับตัวควบคุมการบิน 256
ภาคผนวก ค การออกแบบ air data boom 273
ภาคผนวก ง สถานีควบคุมภาคพื้น 286
ภาคผนวก จ การทดลองประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อยของอากาศยาน 292
ภาคผนวก ฉ การวิเคราะห์พลวัตการบินของอากาศยานเบื้องต้น 302
ภาคผนวก ช การประมาณอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้น 307
ภาคผนวก ซ บทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ 319
ประวัติผู้เขียน 326

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญตาราง

ตารางที่ **หน้า**

2.1 การเปรียบเทียบการระบุเอกลักษณ์ระบบระหว่างวิธีการในโดนเมนความถี่และโดเมนเวลา 42
2.2 การเปรียบเทียบการระบุเอกลักษณ์ระบบระหว่างวิธีการในโดนเมนความถี่และโดเมนเวลา (ต่อ) 43
2.3 คุณลักษณะเฉพาะฮาร์ดแวร์ของ Cube Orange 69
2.4 Reference designator สำหรับชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ 75
2.5 อิมพีแดนซ์ของมาตรฐานอินเตอร์เฟสการสื่อสาร 79
3.1 คุณลักษณะเฉพาะทางเทคนิคของเครื่อง HandySCAN 300 114
3.2 คุณลักษณะเฉพาะของเซ็นเซอร์ ADIS16470 119
3.3 คุณลักษณะเฉพาะของชุดเซ็นเซอร์ RM3100 120
3.4 คุณลักษณะเฉพาะของโมดูล NEO-M9N 121
3.5 คุณลักษณะเฉพาะของเซ็นเซอร์ SDP33 123
3.6 คุณลักษณะเฉพาะของโมดูลพลังงาน CUAV HV PM 126
3.7 ค่าปกติของพารามิเตอร์ในอัลกอริทึมการกวาดความถี่อัตโนมัติ 132
3.8 เอาต์พุตสำหรับ Theron UAV 133
3.9 อนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพของ Theron UAV ที่ได้จากการวิเคราะห์เบื้องต้นโดยโปรแกรม flow5 145
3.10 อนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพของ Theron UAV ที่ได้จากการวิเคราะห์เบื้องต้นโดยโปรแกรม flow5 (ต่อ) 146
3.11 โหมดพลวัตการบินของ Theron UAV เบื้องต้น 146
3.12 ขีดจำกัดการบิดตัว (deflection) สูงสุดของพื้นบังคับอากาศยานของ Theron UAV 149
3.13 การออกแบบอินพุตในการระบุเอกลักษณ์ระบบของ Theron UAV 149
3.14 ไฟล์ข้อมูล time history สำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบของ Theron UAV 154
3.15 การกำหนดชื่อพารามิเตอร์ต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการบิน (channel) 155
3.16 การออกแบบอินพุตในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองของ Theron UAV 174
4.1 คุณลักษณะทางกายภาพของ Theron UAV 183

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่ **หน้า**

4.2 สถิติข้อผิดพลาดของเครื่องมือวัดที่ได้จากการสอบเทียบ air data boom 187
4.3 พารามิเตอร์การบินของ Theron UAV 189
4.4 พารามิเตอร์การบินของ Theron UAV (ต่อ) 190
4.5 พารามิเตอร์การบินของ Theron UAV (ต่อ) 191
4.6 คุณลักษณะทางความเฉื่อยของ Theron UAV 192
5.1 การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามยาวของการระบุเอกลักษณ์ Theron UAV 197
5.2 การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามยาวของการระบุเอกลักษณ์ Theron UAV (ต่อ) 198
5.3 ช่วงความถี่ (rad/s) ของ frequency-response สำหรับ coherence ค่าที่ยอมรับได้ของพลวัตตามยาว 199
5.4 ค่า cost functions ของ frequency-response และพารามิเตอร์ที่ได้จากการ fitting แบบจำลอง frequency-response ของพลวัตตามยาว 199
5.5 ผลลัพธ์ก่อนเริ่มต้นกระบวนการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว 200
5.6 ผลลัพธ์เริ่มต้นของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว 202
5.7 ผลลัพธ์ครั้งที่ 2 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว 203
5.8 ผลลัพธ์ครั้งที่ 3 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว 204
5.9 ผลลัพธ์ครั้งที่ 4 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว 205
5.10 ผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว 206
5.11 ผลลัพธ์ของ eigenvalues ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุได้ 210
5.12 ผลลัพธ์ของ eigenvectors (scaled) ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุได้ 210
5.13 ผลลัพธ์ของการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามยาว 212
5.14 การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามข้างของการระบุเอกลักษณ์ Theron UAV 220
5.15 การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามข้างของการระบุเอกลักษณ์ Theron UAV (ต่อ) 221
5.16 ช่วงความถี่ (rad/s) ของ frequency-response สำหรับ coherence ค่าที่ยอมรับได้ของพลวัตตามข้าง 222
5.17 ค่า cost functions ของ frequency-response และพารามิเตอร์ที่ได้จากการ fitting แบบจำลอง frequency-response ของพลวัตตามข้าง 222

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่ **หน้า**

5.18 ผลลัพธ์ก่อนเริ่มต้นกระบวนการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง 223
5.19 ผลลัพธ์ครั้งที่ 2 ก่อนเริ่มต้นการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง..... 224
5.20 ผลลัพธ์เริ่มต้นของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง 225
5.21 ผลลัพธ์ครั้งที่ 2 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง 226
5.22 ผลลัพธ์ครั้งที่ 3 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง 227
5.23 ผลลัพธ์ครั้งที่ 4 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง 228
5.24 ผลลัพธ์ครั้งที่ 5 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง 229
5.25 ผลลัพธ์ครั้งที่ 6 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง 230
5.26 ผลลัพธ์ของ eigenvalues ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุได้..... 233
5.27 ผลลัพธ์ของ eigenvectors (scaled) ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุได้..... 233
5.28 ผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว..... 234
5.29 ผลลัพธ์ของการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้างจาก aileron 242
5.30 ผลลัพธ์ของการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้างจาก aileron ร่วมกับ rudder..... 242
ก.1 อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ของพลวัตแกนตามยาว 254
ก.2 อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ของพลวัตแกนตามข้าง..... 255
ข.1 คอนเนคเตอร์ DF17 80 พิน..... 259
ข.2 คอนเนคเตอร์ DF17 80 พิน (ต่อ) 260
ข.3 คอนเนคเตอร์ DF17 80 พิน (ต่อ) 261
ข.4 ข้อหนดการออกแบบหรือ design rule ที่ต้องพิจารณาในการออกแบบ PCB 270
ค.1 ข้อกำหนดในการออกแบบศรลม..... 275
ค.2 สถิติข้อผิดพลาดในการวิเคราะห์ความแม่นยำในการวัดของ air data boom 285
จ.1 บันทึกผลการทดลองการประมาณการตำแหน่ง C.G. ของอากาศยาน 294
จ.2 มวลรวมทั้งหมดของ swinging gear 296
จ.3 ผลการทดลองการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ swinging gear..... 297
จ.4 โมเมนต์ของเฉื่อยที่คำนวณได้ของ Theron UAV 301
ฉ.1 ค่าของพารามิเตอร์ในอัลกอริทึมการกวาดความถี่อัตโนมัติของการทดสอบ servo..... 305
ช.1 ผลการคำนวณอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้นของ Theron UAV..... 318

สารบัญรูป

รูปที่ **หน้า**

2.1 ตัวอย่าง Ecosystem ฮาร์ดแวร์และซอฟต์แวร์ที่ทันสมัยสำหรับ UAV 8
2.2 Sign conventions 9
2.3 โหมดพลวัตตามยาว 32
2.4 โหมดพลวัตตามยาว (ต่อ) 33
2.5 โหมดพลวัตตามยาว 38
2.6 โหมดพลวัตตามยาว (ต่อ) 39
2.7 ระบบอินพุต-เอาต์พุตของอากาศยานชนิดปีกตรึง 40
2.8 สถาปัตยกรรมการควบคุมพื้นฐานสำหรับ UAV 41
2.9 แผนผังการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่ 44
2.10 รูปแบบอินพุตสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดนความถี่ 49
2.11 ข้อผิดพลาดในการวัด 52
2.12 ข้อผิดพลาดในการวัด (ต่อ) 53
2.13 ตัวอย่างการ overlapped windowing ของข้อมูลจากการบิน 58
2.14 แผนภาพแบบจำลองของการตอบสนอง roll-rate โดยอินพุต rudder และ aileron 61
2.15 โปรแกรม CIFER 65
2.16 ตัวอย่างโปรแกรม QGroundControl 68
2.17 The Cube Orange 69
2.18 ตัวอย่าง PCB schematic 71
2.19 ตัวอย่าง page title block ในการออกแบบ schematic 72
2.20 ตัวอย่างตารางสารบัญและประวัติการแก้ไขในการออกแบบ schematic 73
2.21 ตัวอย่าง block diagram ในการออกแบบ schematic 74
2.22 ตัวอย่างการออกแบบ hierarchical schematic 75
2.23 วัสดุแต่ละชั้นใน PCB 80
2.24 PCB stack-up สำหรับ 4 ชั้น 80
2.25 ปัญหาจากการออกแบบ PCB stack-up 81
2.26 PCB stack-up สำหรับ 4 ชั้นที่ได้รับการรรับปรุงแล้ว 82

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

2.27 การจัดกลุ่มวงจรที่ฟังก์ชันการทำงานและวงจรที่มี VCC และ GND ที่คล้ายกันไว้ด้วยกัน 83
2.28 มุมอากาศพลศาสตร์ 86
2.29 ตัวอย่างเครื่องมือวัดมุมอากาศพลศาสตร์ 87
2.30 ตัวอย่างเครื่องมือวัดมุมอากาศพลศาสตร์ (ต่อ) 88
2.31 ศรลมวัดมุมอากาศพลศาสตร์ในอุดมคติ 88
2.32 ระบบพิกัดศรลม 89
2.33 ตัวอย่างการตอบสนองสำหรับระบบควบคุมอันดับสองแบบ Underdamped 95
2.34 ขั้นตอนทั่วไปของการทำงานวิศวกรรมย้อนกลับ 101
2.35 วิธีการทดลองหามวลและตำแหน่ง C.G. ของอากาศยาน 103
2.36 ตัวอย่างการทดสอบด้วยวิธี compound pendulum เพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ UAV ในแกน roll, pitch และ yaw 106
2.37 รูปแบบ Galerkin-type triangular formulations 108
2.38 ตัวอย่างการประมาณการพารามิเตอร์อนุพันธ์ทางเสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้นด้วยโปรแกรม flow5 ด้วยวิธีการวิเคราะห์แบบ Triangular Panel 109
3.1 แผนภาพขั้นตอนดำเนินการวิจัย 111
3.2 อากาศยานบังคับด้วยวิทยุ ชนิดปีกตรึง 112
3.3 เครื่องสแกน 3 มิติ รุ่น HandySCAN 300 113
3.4 การเตรียมการและติด positioning targets สำหรับเครื่องสแกน 114
3.5 การสแกน 3 มิติด้วยเครื่อง HandySCAN 300 และซอฟต์แวร์ VXelements 115
3.6 การเตรียมไฟล์สำหรับการทำวิศวกรรมย้อนกลับ 116
3.7 ตัวอย่างการสร้างแบบจำลอง 3 มิติ ด้วยซอฟต์แวร์ Fusion360 117
3.8 เซ็นเซอร์วัดแรงเฉื่อย รุ่น ADIS16470 119
3.9 ชุดเซ็นเซอร์วัดสนามแม่เหล็ก รุ่น RM3100 120
3.10 โมดูล GNSS รุ่น NEO-M9N 121
3.11 แผนผังการออกแบบ PCB สำหรับ carrier board ตัวควบคุมการบิน 122
3.12 เซ็นเซอร์วัดความแตกต่างของความดันแบบดิจิทัล รุ่น SDP33 123
3.13 เซ็นเซอร์ตรวจจับตำแหน่งการหมุนแบบแม่เหล็ก 124
3.14 แผนภาพส่วนประกอบโดยรวมของ Theron UAV 125

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

3.15 แบตเตอรี่ 22.2V 5,200 mAh 125
3.16 โมดูลพลังงาน รุ่น CUAV HV PM 126
3.17 โมดูลควบคุมแรงดันไฟฟ้า รุ่น CC BEC 2.0 127
3.18 มอเตอร์และใบพัดที่ใช้ใน Theron UAV 127
3.19 โมดูล ESC รุ่น Phoenix Edge Lite 75 127
3.20 เซอร์โว Futaba รุ่น S-U300 128
3.21 เสาอากาศ GNSS รุ่น TW2712 128
3.22 เครื่องรับ-ส่งสัญญาณวิทยุ (RC) 129
3.23 Telemetry รุ่น Holybro SiK 129
3.24 การแสดงผลข้อมูลต่าง ๆ แบบเรียลไทม์บนโปรแกรม QGroundControl 131
3.25 การออกแบบลักษณะอินพุตกวาดความถี่ 132
3.26 รูปแบบ standard plane airframe 133
3.27 การบินทดสอบเที่ยวบินแรก 135
3.28 วิธีการทดลองเพื่อประมาณการมวลและตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของ Theron UAV 136
3.29 แบบจำลอง 3 มิติของ swinging gear และ knife-edges 137
3.30 อากาศยานที่ติดตั้งบน swinging gear เพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยในแกน pitch (หมุนและเอียงลำด้านข้างสำหรับแกน roll และ yaw) โดยวิธี compound pendulum 138
3.31 การวิเคราะห์ airfoil ของ Theron UAV 141
3.32 การสร้างแบบจำลอง 3 มิติของ Theron UAV เพื่อใช้ในการวิเคราะห์ 142
3.33 การกำหนดวิธีการวิเคราะห์สำหรับรูปแบบ Stability Polar (T7) ของโปรแกรม flow5 143
3.34 การกำหนดค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในการวิเคราะห์สำหรับรูปแบบ Stability Polar (T7) ของโปรแกรม flow5 143
3.35 การกำหนดค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในการวิเคราะห์สำหรับรูปแบบ Stability Polar (T7) ของโปรแกรม flow5 (ต่อ) 144
3.36 ผลการวิเคราะห์ Stability Polar ด้วยวิธี Linear Triangular Panel 145
3.37 ผลการทดสอบ bandwidth ของ servo 147
3.38 การบินทดสอบและภาพจากการบันทึกวิดีโอขณะทำการบินทดสอบ 151

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

3.39 การบินทดสอบและภาพจากการบันทึกวิดีโอขณะทำการบินทดสอบ (ต่อ) 152
3.40 ตัวอย่างข้อมูลจากการทดสอบสำหรับอินพุตจาก elevator 152
3.41 ตัวอย่างข้อมูลจากการทดสอบสำหรับอินพุตจาก aileron 153
3.42 ตัวอย่างข้อมูลจากการทดสอบสำหรับอินพุตจาก rudder 153
3.43 ขั้นตอนการคำนวณการตอบสนองความถี่ด้วย FRESPID 156
3.44 ขั้นตอนการคำนวณการตอบสนองความถี่ด้วย FRESPID (ต่อ) 157
3.45 ขั้นตอนการคำนวณการตอบสนองความถี่ด้วย FRESPID (ต่อ) 158
3.46 ขั้นตอนการคำนวณการตอบสนองความถี่ด้วย FRESPID (ต่อ) 159
3.47 ขั้นตอนของการรวมข้อมูลจาก windows หลายชุดด้วย COMPOSITE 160
3.48 ขั้นตอนของการรวมข้อมูลจาก windows หลายชุดด้วย COMPOSITE (ต่อ) 161
3.49 ขั้นตอนของการรวมข้อมูลจาก windows หลายชุดด้วย COMPOSITE (ต่อ) 162
3.50 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED 162
3.51 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ) 163
3.52 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ) 164
3.53 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ) 165
3.54 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ) 166
3.55 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ) 167
3.56 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ) 168
3.57 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ) 169
3.58 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY 175
3.59 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ) 176
3.60 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ) 177
3.61 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ) 178
3.62 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ) 179
3.63 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ) 180
3.64 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ) 181
4.1 แบบจำลอง 3 มิติของ Theron UAV 182
4.2 แผ่น PCB ของ carrier board ที่ผลิตขึ้นจากการออกแบบ 184

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

4.3 การประกอบชิ้นส่วนต่าง ๆ บน carrier board 185
4.4 กล่องสำหรับตัวควบคุมการบินและการประกอบที่เสร็จสมบูรณ์ 185
4.5 คุณลักษณะเฉพาะของตัวควบคุมการบิน Blue pilot 186
4.6 การทดสอบการทำงานของตัวควบคุมการบินกับ Multirotor 186
4.7 Air data boom ที่ได้จากการพัฒนา 187
4.8 การติดตั้งระบบต่าง ๆ ของ Theron UAV 188
4.9 Theron UAV ที่พร้อมทำการบิน 189
4.10 การทดสอบเพื่อประมาณการตำแหน่ง C.G. ของอากาศยาน 192
4.11 การทดสอบเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน 192
5.1 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต elevator 193
5.2 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต elevator (ต่อ) 194
5.3 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ elevator จากการคำนวณด้วย FRESPID 195
5.4 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ elevator จากการคำนวณด้วย FRESPID (ต่อ) 196
5.5 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามยาว 208
5.6 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามยาว (ต่อ) 209
5.7 อินพุตแบบ step ของ elevator สำหรับการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามยาว 211
5.8 ข้อมูลการตอบสนองจากอากาศยานและการคาดการณ์ของแบบจำลองพลวัตตามยาว 211
5.9 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต aileron 213
5.10 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต aileron (ต่อ) 214
5.11 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต rudder 214
5.12 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต rudder (ต่อ) 215
5.13 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ aileron จากการคำนวณด้วย FRESPID 216
5.14 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ aileron จากการคำนวณด้วย FRESPID (ต่อ) 217
5.15 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ rudder จากการคำนวณด้วย FRESPID 218
5.16 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ rudder จากการคำนวณด้วย FRESPID (ต่อ) 219
5.17 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง 235
5.18 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง (ต่อ) 236
5.19 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง (ต่อ) 237

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

5.20 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง (ต่อ) 238
5.21 อินพุตแบบ step จาก aileron สำหรับการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้าง..... 239
5.22 ข้อมูลการตอบสนองจาก aileron และการคาดการณ์ของแบบจำลองพลวัตตามข้าง..... 240
5.23 อินพุตจาก aileron ร่วมกับ rudder สำหรับการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้าง 240
5.24 อินพุตจาก aileron ร่วมกับ rudder สำหรับการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้าง (ต่อ)..... 241
5.25 ข้อมูลการตอบสนองจาก aileron ร่วมกับ rudder และการคาดการณ์ของแบบจำลองพลวัตตามข้าง..... 241
ข.1 สถาปัตยกรรมของระบบ..... 258
ข.2 โมดูล PSM (HX4-06006)..... 262
ข.3 ไมโครคอนโทรลเลอร์ รุ่น ATmega4809 263
ข.4 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม 264
ข.5 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)..... 265
ข.6 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)..... 266
ข.7 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)..... 267
ข.8 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)..... 268
ข.9 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม 269
ข.10 การออกแบบ stack-up ของ PCB 270
ข.11 การออกแบบ PCB ของ carrier board ของตัวควบคุม..... 271
ข.12 การออกแบบ PCB ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ) 272
ค.1 การออกแบบ CAD สำหรับ boom 274
ค.2 การวิเคราะห์ model frequencies สำหรับ boom..... 274
ค.3 โครงสร้างของศรลมในอุดมคติ..... 275
ค.4 สคริปต์ MATLAB คำนวณสำหรับการออกแบบ wind vane 276
ค.5 ผลการคำนวณในการออกแบบ wind vane..... 277
ค.6 การออกแบบศรลม..... 278
ค.7 การออกแบบ air data boom..... 278

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

ค.8 การออกแบบ air data boom (ต่อ) 279
ค.9 ชุดเครื่องมือวัด air data boom 279
ค.10 อุโมงค์ลม 280
ค.11 การออกแบบการสอบเทียบ 280
ค.12 การออกแบบการสอบเทียบ (ต่อ) 281
ค.13 การติดตั้งชุดเครื่องมือวัดและอุปกรณ์ในการทดสอบ 281
ค.14 Data on MAVLink Inspector in QGC 282
ค.15 ผลการทดสอบการวัดความเร็วลม 283
ค.16 ผลการทดสอบการวัดความเร็วลมหลังจากปรับแก้ค่าการเยื้องและค่าสเกล 284
ค.17 ผลการทดสอบการวัดมุมการไหลของอากาศที่ความเร็วลมประมาณ 20 เมตร/วินาที 285
ง.1 สถาปัตยกรรมระบบของ GCS 287
ง.2 การออกแบบส่วนประกอบของการเชื่อมต่อและสวิตช์ 288
ง.3 สถาปัตยกรรมพลังงานของ GCS 289
ง.4 แบบจำลอง 3 มิติของ GCS ที่ออกแบบ CAD ด้วย Fusion360 290
ง.5 ระบบ GCS (NEO-DS GCS) 291
จ.1 การทดลองโดยใช้วิธี ground-based loading 293
จ.2 จุดศูนย์ถ่วงในตำแหน่งในแนวนอนและแนวตั้งของอากาศยาน 295
จ.3 การติดตั้งในการทดสอบของ swinging gear 296
จ.4 โมเมนต์ความเฉื่อยที่ได้จากแบบจำลอง 3 มิติ 297
จ.5 การติดตั้งการทดลองสำหรับประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ Theron UAV โดยใช้ compound pendulum ในแกน roll (ซ้าย), pitch (กลาง) และ yaw (ขวา) 299
จ.6 กราฟการตอบสนองการแกว่งสำหรับแกน roll 299
จ.7 กราฟการตอบสนองการแกว่งสำหรับแกน pitch 300
จ.8 กราฟการตอบสนองการแกว่งสำหรับแกน yaw 300
ฉ.1 สคริปต์ MATLAB คำนวณโหมดพลวัตการบินของอากาศยาน 303
ฉ.2 ผลการคำนวณโหมดพลวัตการบินของอากาศยาน 304
ฉ.3 การติดตั้งอุปกรณ์การทดสอบ servo 305

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

ฉ.4 การตอบสนองความถี่ของ servo 306
ฉ.5 แผนภาพ Bode แสดงการตอบสนองของ servo สำหรับช่วงความถี่ต่าง ๆ 306
ช.1 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response q/δ_e 309
ช.2 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response a_z/δ_e 310
ช.3 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response α_{ab}/δ_e 311
ช.4 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response a_x/δ_e 312
ช.5 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response p/δ_a 314
ช.6 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response β_{ab}/δ_r 315
ช.7 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response r/δ_a 316
ช.8 สคริปต์ MATLAB คำนวณอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุม 317

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

บทที่ 1
บทนำ

1.1 ความสำคัญของปัญหา

อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned aerial vehicles: UAVs) หรือเป็นที่รู้จักกันทั่วไปในชื่อโดรน (Drones) เป็นอากาศยานที่ไม่ต้องการนักบินประจำการและสามารถควบคุมจากระยะไกลได้ UAVs ได้รับความนิยมและมีการใช้งานอย่างแพร่หลายมากขึ้นในช่วงทศวรรษที่ผ่านมา ความก้าวหน้าทางเทคโนโลยี โดยเฉพาะด้านการย่อส่วนระบบอิเล็กทรอนิกส์ ส่งผลให้ UAVs ขนาดเล็กมีประสิทธิภาพและใช้งานได้หลากหลายมากขึ้น เดิมที UAVs ถูกจำกัดด้วยขนาด แต่ปัจจุบันสามารถติดตั้งระบบอิเล็กทรอนิกส์ อุปกรณ์เซ็นเซอร์ และอุปกรณ์อื่น ๆ ที่ทันสมัยได้อย่างมีประสิทธิภาพ ขนาดที่เล็กลงไม่เพียงแต่ทำให้ UAVs เข้าถึงได้ง่ายขึ้นในแง่ของต้นทุนและการดำเนินงาน แต่ยังขยายขอบเขตการใช้งานของอากาศยาน ซึ่งการก้าวกระโดดทางเทคโนโลยีนี้ได้เปิดโอกาสใหม่ ๆ ให้กับผู้ใช้งานหลากหลายกลุ่ม ตัวอย่างเช่น นักวิจัยใช้ UAVs เพื่อการวิจัย พัฒนา และการเก็บข้อมูลขั้นสูง (Telli et al., 2023), นักพัฒนาต้นแบบและระบบใช้ UAVs เพื่อทดสอบเทคโนโลยีและแนวคิดใหม่ ๆ (Ferreira, Lopes, Colombini, & Simões, 2018; Frigioescu, Condruz, Badea, & Paraschiv, 2023) และผู้ใช้งานทั่วไปใช้ UAVs เพื่อความบันเทิง ผสมผสานเทคโนโลยีและความคิดสร้างสรรค์ จากการสำรวจของ Ahmed, Mohanta, Keshari, and Yadav (2022) และ Nex et al. (2022) พบว่า UAVs มีศักยภาพในการใช้งานหลากหลาย เช่น การเกษตร ใช้สำหรับพ่นยา ปุ๋ย ติดตามการเจริญเติบโตของพืช ประเมินผลผลิต และวิเคราะห์สุขภาพของดิน, การสำรวจหรือเฝ้าระวัง ใช้สำหรับถ่ายภาพทางอากาศ สำรวจพื้นที่ ตรวจสอบโครงสร้างพื้นฐาน ค้นหาผู้สูญหาย และเฝ้าระวังภัยพิบัติ, การขนส่ง ใช้สำหรับส่งสินค้า เวชภัณฑ์ และอาหาร ไปยังพื้นที่ที่เข้าถึงได้ยาก, การตรวจสอบ ใช้สำหรับตรวจสอบอาคาร สะพาน โครงสร้างพื้นฐาน และท่อส่ง, การถ่ายภาพและภาพยนตร์ ใช้สำหรับถ่ายภาพมุมสูง ภาพยนตร์ และงานโฆษณา และงานอื่น ๆ อีกมากมาย นอกจากนี้ บริษัทสตาร์ทอัพขนาดเล็กใช้ UAVs เพื่อหาโอกาสทางธุรกิจและบริการใหม่ ๆ เช่น การสำรวจทางอากาศที่บริษัทขนาดเล็กไม่สามารถเข้าถึงได้ในอดีต การออกแบบ พัฒนา และผลิตเพื่อจำหน่าย เป็นต้น วิวัฒนาการของ UAVs ขนาดเล็กเป็นหลักฐานที่ชัดเจนว่าความก้าวหน้าทางเทคโนโลยีสามารถเปลี่ยนเครื่องมือให้กลายเป็นทรัพยากรที่มีประโยชน์ที่หลากหลาย ช่วยให้สามารถทำงานได้หลากหลายตั้งแต่การวิจัยทางวิชาการไปจนถึงการเริ่มต้นธุรกิจใหม่

Telli et al. (2023) ได้จำแนกประเภทของ UAVs โดยใช้ปัจจัยหลายประการ ซึ่งประกอบไปด้วยหลักพื้นฐานการบิน แบ่งตามลักษณะการบิน เช่น ปีกตรึง ปีกหมุน ไฮบริด (ผสมผสาน) ปีกกระพือ; ภารกิจ แบ่งตามวัตถุประสงค์การใช้งาน เช่น ลาดตระเวน เฝ้าระวัง โจมตี ขนส่ง; น้ำหนัก แบ่งตามขนาดและน้ำหนัก เช่น micro, small, tactical, MALE, HALE; ระบบขับเคลื่อน แบ่งตามแหล่งพลังงาน เช่น ไฟฟ้า น้ำมัน แสงอาทิตย์; ระบบควบคุม แบ่งตามวิธีการควบคุม เช่น ระยะไกลผ่านนักบิน อัตโนมัติ กึ่งอัตโนมัติ; ระดับความสูง แบ่งตามระดับการบิน เช่น low-altitude, high-altitude; รูปแบบ แบ่งตามโครงสร้าง เช่น mono-rotor, multi-rotor, tilt-rotor, tilt-wing; วัตถุประสงค์ แบ่งตามการใช้งาน เช่น การทหาร พลเรือน เชิงพาณิชย์ อุตสาหกรรม; วิธีการปล่อยตัว แบ่งตามวิธีการปล่อยสู่การบิน เช่น จากพื้น อากาศ ทะเล; น้ำหนักบรรทุก (Payload) แบ่งตามสิ่งของที่บรรทุก เช่น เซ็นเซอร์ กล้อง ระบบสื่อสาร อาวุธ; ขนาด แบ่งตามขนาดตัว เช่น mini, handheld, man-portable, vehicle-mounted; ระยะเวลาบิน แบ่งตามระยะเวลาการบิน เช่น short-endurance, long-endurance; และระยะพิสัย แบ่งตามระยะพิสัยในการบิน เช่น short-range, intermediate-range, long-range ซึ่งการจำแนกประเภทเหล่านี้ช่วยให้ผู้ใช้งานเข้าใจถึงศักยภาพและข้อจำกัดของ UAVs แต่ละประเภท รวมถึงความเหมาะสมสำหรับการใช้งานที่แตกต่างกัน ตัวอย่างเช่น UAVs แบบปีกตรึง เหมาะสำหรับการบินระยะไกลและภารกิจเฝ้าระวัง, UAVs แบบปีกหมุน เหมาะสำหรับการบินในพื้นที่จำกัด และ UAVs แบบไฮบริด เหมาะสำหรับการใช้งานที่หลากหลาย เป็นต้น การจำแนกประเภท UAVs ยังมีประโยชน์ต่อการวิจัยและพัฒนา นักวิจัยสามารถพัฒนาเทคโนโลยี UAVs ให้เหมาะสมกับการใช้งานเฉพาะประเภท ตัวอย่างเช่น การพัฒนาระบบควบคุมอัตโนมัติสำหรับ UAVs แบบขนส่ง, การพัฒนาเซ็นเซอร์ที่มีประสิทธิภาพสูงสำหรับ UAVs แบบลาดตระเวน เป็นต้น และสามารถแบ่งแยกงานวิจัยและพัฒนาออกเป็นสาขาต่าง ๆ ตัวอย่างเช่น การพัฒนาด้านฮาร์ดแวร์ มุ่งเน้นไปที่การพัฒนาโครงสร้าง วัสดุ และระบบขับเคลื่อนของ UAVs, การวิเคราะห์เสถียรภาพและการควบคุมการบิน มุ่งเน้นไปที่การออกแบบระบบควบคุมอัตโนมัติและระบบนำทาง, การวิเคราะห์สมรรถนะทางการบิน มุ่งเน้นไปที่การศึกษาประสิทธิภาพของ UAVs ในด้านต่าง ๆ เช่น ความเร็ว ระยะทาง และระยะเวลาบิน, การออกแบบระบบควบคุมการบินและการสร้างแบบจำลอง มุ่งเน้นไปที่การพัฒนาแบบจำลองพลวัตและการควบคุมของ UAVs, ระบบเส้นทางการบิน มุ่งเน้นไปที่การพัฒนาอัลกอริทึมสำหรับการวางแผนเส้นทางการบิน, การทำแผนที่และการตรวจสอบ มุ่งเน้นไปที่การพัฒนาเทคโนโลยีสำหรับการเก็บรวบรวมและประมวลผลข้อมูลภาพจาก UAVs, การหลบหลีก มุ่งเน้นไปที่การพัฒนาเทคโนโลยีสำหรับหลีกเลี่ยงสิ่งกีดขวาง และการจำลองการบิน มุ่งเน้นไปที่การพัฒนาซอฟต์แวร์สำหรับจำลองการบินของ UAVs ในสภาพแวดล้อมต่าง ๆ เป็นต้น นอกจากนี้ Telli et al. (2023) และ Ahmed et al. (2022) ได้สำรวจการเผยแพร่งานวิจัยและแนวโน้มในอนาคตของ UAVs ตัวอย่างเช่น การใช้งานร่วมกับปัญญาประดิษฐ์ จะช่วยเพิ่มประสิทธิภาพการทำงานของ UAVs เช่น การวิเคราะห์ข้อมูล การตัดสินใจ และการควบคุมอัตโนมัติ,

ระบบการสื่อสาร จะช่วยให้ UAVs สามารถสื่อสารกันเองและกับศูนย์ควบคุมได้อย่างราบรื่น, การบินอัตโนมัติ จะช่วยให้ UAVs สามารถบินได้เองโดยไม่ต้องควบคุมโดยนักบิน, การบินเป็นกลุ่ม จะช่วยให้ UAVs หลายตัวสามารถทำงานร่วมกันได้อย่างมีประสิทธิภาพ, การวินิจฉัยข้อบกพร่องในระบบควบคุม จะช่วยให้ตรวจพบและแก้ไขปัญหาในระบบควบคุมของ UAVs ได้อย่างรวดเร็ว, การพัฒนาซอฟต์แวร์ในการบิน จะช่วยให้ควบคุมและใช้งาน UAVs ได้อย่างสะดวกและง่ายดาย เป็นต้น

การวิจัยและพัฒนา UAVs ขนาดเล็กชนิดปีกตรึง กำลังได้รับความสนใจอย่างมาก UAVs เหล่านี้มีศักยภาพสูงในการใช้งานหลากหลายรูปแบบ เช่น การตรวจสอบ การถ่ายภาพ การเกษตร และการขนส่ง อย่างไรก็ตาม การออกแบบ ควบคุม และใช้งาน UAVs เหล่านี้ จำเป็นต้องอาศัยความเข้าใจอย่างลึกซึ้งเกี่ยวกับพฤติกรรมพลวัตของอากาศยาน แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ หรือแบบจำลองพลวัต เป็นเครื่องมือสำคัญสำหรับการวิเคราะห์ พัฒนา และใช้งาน UAVs แบบจำลองเหล่านี้ แสดงถึงความสัมพันธ์ระหว่างการเปลี่ยนแปลงของอินพุตควบคุม คือ aileron, elevator, rudder และ throttle กับการตอบสนองของอากาศยาน เช่น การเปลี่ยนแปลงของความเร็ว ความสูง มุมเอียง เป็นต้น แบบจำลองพลวัตที่แม่นยำ ช่วยให้การออกแบบระบบควบคุมมีประสิทธิภาพในการควบคุม UAVs ให้บินได้อย่างเสถียร แม่นยำ และปลอดภัย ช่วยให้สามารถจำลองการบิน เพื่อทดสอบการออกแบบและกลยุทธ์การควบคุม ก่อนการบินจริง และช่วยวินิจฉัยข้อบกพร่องในระบบควบคุม ในการระบุและแก้ไขปัญหาที่อาจเกิดขึ้นในระบบควบคุมได้ เป็นต้นวิธีการระบุเอกลักษณ์ระบบ (System Identification) เป็นวิธีการที่นิยมใช้ในการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองพลวัต วิธีการนี้ทำการวัดการตอบสนองของอากาศยานต่อการเปลี่ยนแปลงของอินพุตควบคุมจากการบินทดสอบ จากนั้นนำข้อมูลที่วัดได้มาใช้ในการพัฒนาแบบจำลองที่สามารถคาดการณ์พฤติกรรมของอากาศยานได้อย่างแม่นยำ ดังนั้น งานวิจัยนี้มุ่งเน้นไปที่การประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัตสำหรับ UAVs ขนาดเล็กชนิดปีกตรึง โดยใช้เทคนิคการระบุเอกลักษณ์ระบบเป็นเครื่องมือหลัก

1.2 วัตถุประสงค์ของการศึกษา

การศึกษานี้เป็นงานวิจัยและพัฒนา UAVs ภายใต้ห้องปฏิบัติการ Autonomous Control and System Engineering (ACSE) ในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี โดยมีวัตถุประสงค์ ดังต่อไปนี้

1.2.1 พัฒนาเครื่องมือวัดและวิธีการในการเก็บรวบรวมข้อมูลที่แม่นยำจากการบินทดสอบ

1.2.2 ประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัตจากข้อมูลการบิน โดยใช้วิธีการระบุเอกลักษณ์ระบบ

1.2.3 วิเคราะห์พลวัตการตอบสนองของอากาศยาน

1.3 ขอบเขตของการศึกษา

การวิจัยครั้งนี้ จากวัตุประสงค์ของการศึกษา ผู้วิจัยได้ทำการกำหนดขอบเขตของการศึกษาไว้ดังต่อไปนี้

1.3.1 อากาศยานที่ใช้ในการทดสอบเป็นชนิดปีกตรึงขนาดเล็ก

1.3.2 แบบจำลองพลวัตของอากาศยานที่ได้จะอธิบายการเคลื่อนที่แบบเชิงเส้นที่แยกส่วนจากกัน (Decoupled) โดยสิ้นเชิง สำหรับพลวัตตามยาว (Longitudinal dynamics) และพลวัตตามข้าง (Lateral-directional dynamics) และแสดงในรูปแบบปริภูมิสถานะ

1.3.3 การประมาณพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัต ใช้การระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่ (Frequency-domain)

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

สำหรับการวิจัยครั้งนี้หากประสบความสำเร็จตามวัตถุประสงค์ของการศึกษา ผู้วิจัยคาดว่าจะได้รับประโยชน์จากการใช้แบบจำลองพลวัตของอากาศยานที่มีความแม่นยำ ดังต่อไปนี้

1.4.1 สามารถนำมาวิเคราะห์การตอบสนองพลวัตของอากาศยานได้

1.4.2 สามารถนำไปใช้ต่อยอดในการวิจัยด้านอื่น ๆ เช่น นำไปออกแบบการควบคุมการบินของอากาศยาน, สร้างแบบจำลองการบินสำหรับการฝึกบิน เป็นต้น

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

บทที่ 2
ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ในส่วนของบทนี้ ผู้วิจัยได้ทำการศึกษาค้นคว้าวรรณกรรมและงานวิจัยต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องเพื่อใช้ในการประมาณค่าพารามิเตอร์ของแบบจำลองพลวัตของ UAV ซึ่งประกอบไปด้วย อากาศยานไร้คนขับ แบบจำลองพลวัต ทฤษฎีและวิธีการที่ใช้สำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบ รวมถึงเครื่องมือวัดที่ใช้ โดยมีรายละเอียดดังหัวข้อต่อไปนี้

2.1 อากาศยานไร้คนขับ

อากาศยานไร้คนขับ หรือ Unmanned aerial vehicles (UAVs) ซึ่งทั่วไปรู้จักกันในชื่อ “โดรน” (Drones) เป็นอากาศยานที่ไม่ต้องการนักบินประจำการและสามารถควบคุมจากระยะไกลได้ โดยมีการติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ เพื่อในรองรับการบินอัตโนมัติได้ และสำหรับงานวิจัยนี้เป็นการศึกษาโดยใช้อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กชนิดปีกตรึง ซึ่งมีส่วนประกอบที่สำคัญดังต่อไปนี้

2.1.1 ส่วนประกอบของอากาศยานไร้คนขับ

Garg (2021) ได้ทำการรวบรวมส่วนประกอบที่สำคัญของ UAV ไว้ดังนี้ โดยอุปกรณ์ฮาร์ดแวร์ประกอบไปด้วย ลำตัวอากาศยาน, ใบพัด, แบตเตอรี่, เครื่องรับ-ส่งสัญญานวิทยุ, ESC, มอเตอร์, น้ำหนักบรรทุก, GCS และตัวควบคุมการบิน (Flight controller) ที่เปรียบเสมือนเป็นสมองสำหรับอากาศยานที่เรียกว่า การบินอัตโนมัติ หรือ autopilot ที่เชื่อมต่อกับเซ็นเซอร์ต่าง ๆ เช่น gyrometers, accelerometers เป็นต้น และมี flight stack ซอฟต์แวร์ที่ทำงานอยู่บน flight controller เพื่อทำการควบคุมการทำงานของอุปกรณ์ฮาร์ดแวร์ต่าง ๆ บนอากาศยาน โดยในรูปที่ 2.1 แสดงตัวอย่างส่วนประกอบฮาร์ดแวร์ต่าง ๆ ของ UAV และมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1) เครื่องส่งวิทยุหรือวิทยุบังคับ

เครื่องส่งวิทยุหรือวิทยุบังคับ (Radio transmitter หรือ Remote control) เป็นอุปกรณ์ที่สร้างความถี่วิทยุและส่งคลื่นวิทยุออกไปโดยใช้เสาสัญญานที่ผู้ควบคุมใช้ควบคุมอากาศยาน และมีจำนวนช่องสัญญาณในการกำหนดจำนวนควบคุมที่มี ตัวอย่างเช่น 2 ช่องสัญญานจะสามารถควบคุม 2 สิ่งที่แตกต่างกันได้ เป็นต้น สำหรับอากาศยานชนิดปีกตรึงต้องการอย่างน้อย 4 ช่องสัญญาน เพื่อควบคุม throttle, pitch, roll และ yaw

2) เครื่องรับสัญญาน

เครื่องรับสัญญาน (Receiver) เป็นอุปกรณ์ในการรับสัญญาณคลื่นวิทยุหรือคำสั่งจากเครื่องส่งวิทยุ และแปลงข้อมูลให้อยู่ในรูปแบบที่ใช้งานได้ โดยเครื่องรับสัญญานมีอยู่ 4 ประเภทกว้างๆ คือ 1) Pulse Width Modulation (PWM) ใช้สายสัญญานหนึ่งเส้นสำหรับแต่ละช่องสัญญาน, 2) Pulse Position Modulation (PPM) สามารถส่งสัญญาน PWM หลายตัวผ่านสายสัญญาณสายเดียว, 3) Serial Bus (S-BUS) ใช้เพียงสายเดียวในการเชื่อมต่อแบบอนุกรม และเร็วกว่าแบบอื่น ๆ ซึ่งเป็นที่นิยมสำหรับผู้ใช้งาน UAV และ 4) Radio รับสัญญานวิทยุจากผู้ควบคุมโดยตรงในการใช้งาน

3) ลำตัวอากาศยาน

โครงสร้าง (Airframe) ของ UAV มีรูปร่างต่าง ๆ แตกต่างกันไป เพื่อรองรับการติดตั้งส่วนประกอบต่างๆ ซึ่งสำหรับอากาศยานชนิดปีกตรึงอาจขึ้นอยู่กับการออกแบบลำตัว การวางตำแหน่งของปีก หาง หรือมอเตอร์ เป็นต้น

4) มอเตอร์

มอเตอร์ (Motors) เป็นส่วนประกอบที่สำคัญสำหรับระบบขับดันของ UAV โดนส่วนใหญ่ของ UAV ขนาดเล็ก จะใช้มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน (Brushless) ซึ่งมีน้ำหนักเบาแต่มีรอบการทำงานที่สูง ให้แรงบิดสูง และมีความทนทาน

5) Electronic Speed Controller

Electronic Speed Controller หรือ ESC เป็นส่วนประกอบที่สำคัญสำหรับมอเตอร์ หน้าที่ของ ESC คือการจ่ายไฟสามเฟสที่สร้างขึ้นด้วยระบบอิเล็กทรอนิกส์ให้กับมอเตอร์ ซึ่งช่วยให้สามารถควบคุมความถี่การหมุนของมอเตอร์ได้อย่างแม่นยำ นอกจากนี้ยังช่วยให้ตัวควบคุมการบินสามารถควบคุมมอเตอร์แต่ละตัวแยกกันได้

6) ใบพัด

ใบพัด (Propellers) เป็นอุปกรณ์ในการสร้างแรงขับของ UAV ใบพัดประกอบด้วยใบ blade หลายใบที่หมุนรอบแกนเพื่อสร้างแรงขับดันโดยการดันอากาศ ประสิทธิภาพของใบพัดขึ้นอยู่กับรูปทรงของใบพัดซึ่งมีการปรับให้เหมาะสมตามความเร็วการหมุนของใบพัดและความเร็วของอากาศยาน โดยส่วนใหญ่ใบพัดที่ใช้ใน UAV ทำมาจากพลาสติกและวัสดุคอมโพสิตหรือคาร์บอนไฟเบอร์ ซึ่งมีข้อดีและข้อเสียแตกต่างกันในการเลือกใช้งาน นอกจากนี้ใบพัดยังมีแบบมุม pitch คงที่และปรับเปรียบมุม pitch ได้ขณะทำการบิน

7) ตัวควบคุมการบิน

ตัวควบคุมการบิน (Flight controller) เปรียบเสมือนเป็นสมองสำหรับอากาศยาน ซึ่งประกอบด้วยส่วนประกอบฮาร์ดแวร์ คือ โมดูลควบคุมหลัก โมดูลปรับสภาพสัญญาณและอินเตอร์เฟส, โมดูลเก็บข้อมูล และโมดูลขับเคลื่อนโซเวอร์ และซอฟต์แวร์ flight stack ที่ทำงานอยู่บนตัวควบคุมการบิน เพื่อควบคุมการทำงานของฮาร์ดแวร์ มีการเชื่อมต่อและเก็บข้อมูลจากเซ็นเซอร์ต่าง ๆ เช่น gyrometers, accelerometers, magnetometer, barometer, global navigation satellite system (GNSS) เป็นต้น เพื่อกำหนดทิศทางการบินของอากาศยานอัตโนมัติหรือที่เรียกว่า autopilot พร้อมกับแผนการบินผ่านการควบคุมพื้นบังคับอากาศยาน (Control surface) โดยการอ่านข้อมูลจากเซ็นเซอร์ ประมวลผลเป็นข้อมูลที่เป็นประโยชน์ และถ่ายทอดข้อมูลผ่านทาง telemetry นี้ไปยังสถานีควบคุมภาคพื้นดิน หรือควบคุมจากระยะไกลผ่านทางสถานีควบคุมภาคพื้นดินได้

8) น้ำหนักบรรทุก

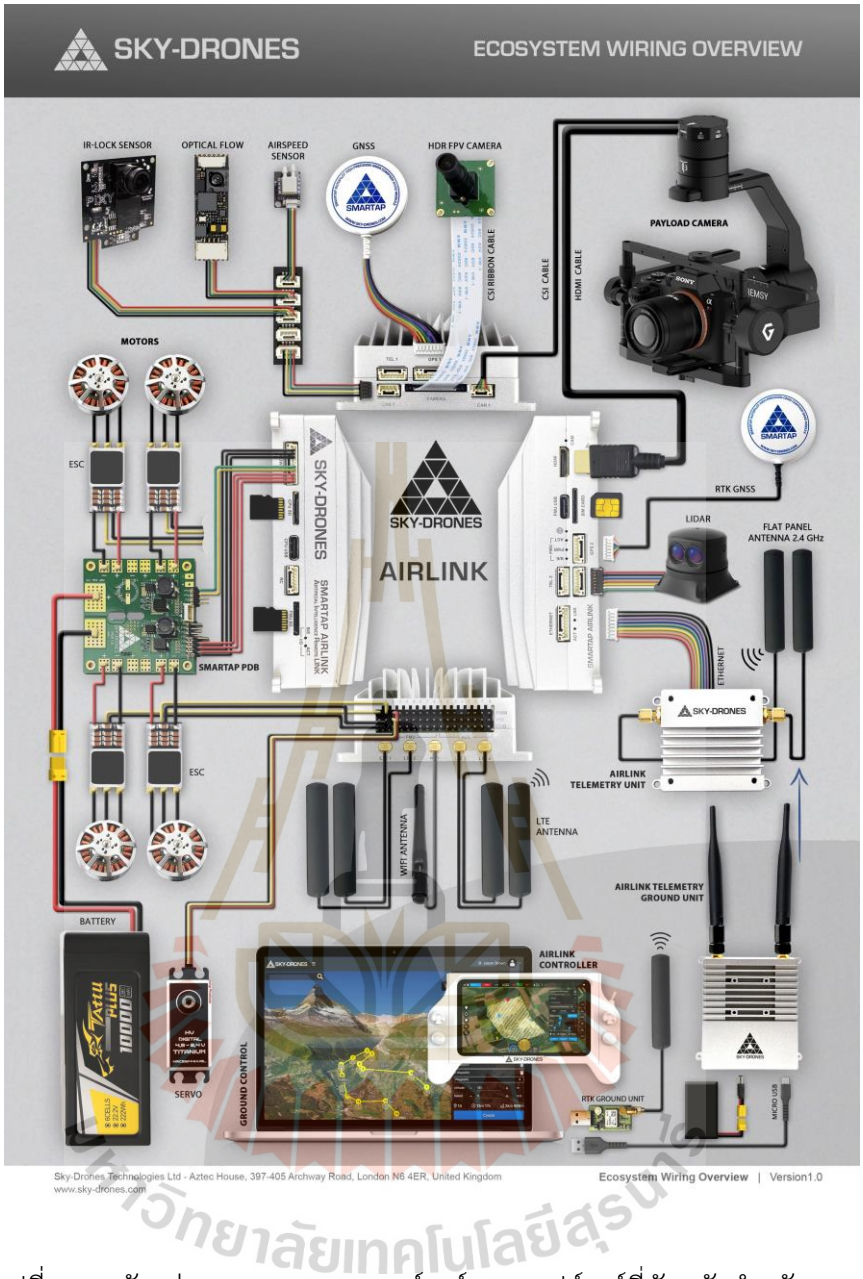
น้ำหนักบรรทุก (Payloads) เป็นน้ำหนักที่อากาศยานสามารถบรรทุกเพิ่มเติมได้นอกเหนือจากน้ำหนักของอากาศยาน เช่น กล้อง, เซ็นเซอร์, อาวุธ เป็นต้น

9) แบตเตอรี่

แบตเตอรี่ (Battery) ทำหน้าที่เป็นแหล่งพลังงานสำหรับ UAV สำหรับ UAV ขนาดเล็กนิยมใช้แบตเตอรี่ Lithium เช่น lithium polymer, lithium ion เป็นต้น เนื่องจากมีน้ำหนักเบาและความจุที่มาก การเลือกใช้แบตเตอรี่อาจเป็นไปตามข้อกำหนดในการออกแบบและต้องเลือกใช้ให้เหมาะสมกับมอเตอร์ที่เลือกใช้ด้วย

10) สถานีควบคุมภาคพื้นดิน

สถานีควบคุมภาคพื้นดิน หรือ Ground Control Station (GCS) ใช้ในการติดตามและควบคุม UAV ระยะไกล โดยทั่วไป GCS ประกอบด้วย 3 ส่วน คือ สถานีตรวจสอบภาคพื้นดิน, เครื่องส่งสัญญาณควบคุมระยะไกล และเสาอากาศรับ-ส่งสัญญาณ telemetry และส่วนประกอบฮาร์ดแวร์ของ GCS อาจประกอบด้วย embedded PC, จอแสดงผล LCD, แป้นพิมพ์และเมาส์ เป็นต้น ส่วนระบบซอฟต์แวร์ของ GCS อาจทำงานอยู่บนระบบปฏิบัติการ Windows หรือ Ubuntu ในการประมวลผลข้อมูล ขนาดของ GCS อาจแตกต่างกันไปตามประเภทและภารกิจ เช่น สำหรับ UAV ขนาดเล็ก GCS อาจเป็นแบบมือถือขนาดเล็กหรือแบบกระเป๋า ซึ่งสามารถเคลื่อนย้ายได้ ส่วนสำหรับ UAV ทางยุทธวิธีนั้น ต้องใช้สิ่งอำนวยความสะดวกขนาดใหญ่พร้อมพื้นที่การทำงานของ GCS หลายเครื่อง เพื่อสื่อสารกับ UAV ผ่านลิงก์ไร้สายในการส่งคำสั่งและรับข้อมูลแบบเรียลไทม์ จึงเป็นการสร้างห้องนักบินเสมือน



รูปที่ 2.1 ตัวอย่าง Ecosystem ฮาร์ดแวร์และซอฟต์แวร์ที่ทันสมัยสำหรับ UAV

หมายเหตุ จาก The Platform - SKY-DRONES DOCS โดย Sky-Drones, 2023. (https://docs.sky-drones.com/general/sky-drones-platform). สงวนลิขสิทธิ์ 2023 โดย Sky-Drones Technologies LTD.

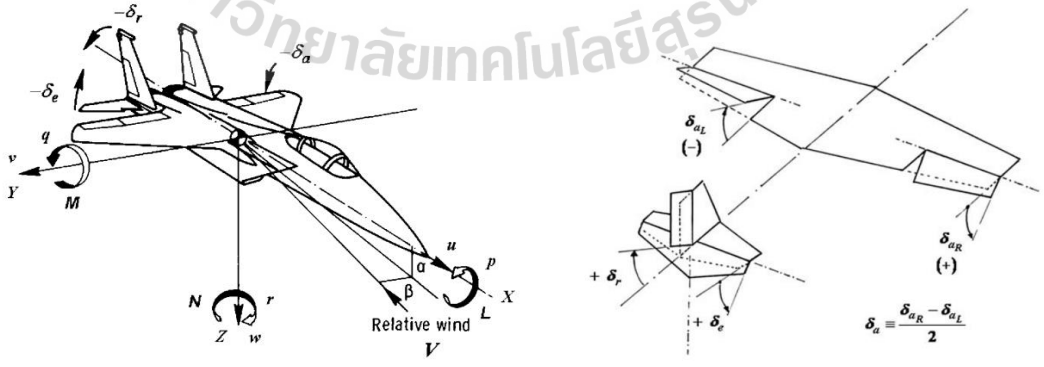
จากการศึกษาข้อมูลเกี่ยวกับส่วนประกอบอากาศยานเบื้องต้น ผู้วิจัยจะนำเสนอเกี่ยวกับรายละเอียดการติดตั้งส่วนประกอบต่าง ๆ สำหรับ UAV ในการทดสอบในบทต่อไป โดยในการวิจัยเพื่อประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์การบินของอากาศยานชนิดปีกตรึงนี้ ในหัวข้อต่อไปจะทำการศึกษาเกี่ยวกับสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยาน

2.2 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยาน

ในการประมาณการหาพารามิเตอร์ทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้นักบินจากข้อมูลที่ได้จากการบินทดสอบ ตามวัตถุประสงค์ของงานวิจัย ต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยาน (Mathematical model of an aircraft) ที่ประกอบไปด้วย 2 สมการคือ สมการการเคลื่อนที่และสมการทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยาน (หรือสมการสำหรับแรงและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์) โดยที่สมการการเคลื่อนที่จะถูกกำหนดในรูปแบบของสมการเชิงอนุพันธ์สามัญ (Ordinary differential equations : ODE) สำหรับสถานะของอากาศยาน (States) พร้อมกับสมการพีชคณิตสำหรับผลลัพธ์ (Outputs) ที่วัดได้ และในส่วนของสมการทางอากาศพลศาสตร์ที่อธิบายถึงแรงและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยาน โดยจะแสดงในรูปของค่าสัมประสิทธิ์ไร้มิติของแรงและโมเมนต์ทางอากาสพลศาสตร์ โดยในหัวข้อนี้เป็นการอธิบายแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยาน โดยที่ Cook (2013), Morelli and Klein (2006) และ Tischler and Remple (2006) ได้เสนอไว้ ซึ่งมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

2.2.1 ข้อตกลงสำหรับเครื่องหมาย

ก่อนที่จะพัฒนาสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยาน จำเป็นต้องกำหนดทิศทางบวกและลบของแรงและโมเมนต์ในการเคลื่อนที่ รวมถึงทิศทางของพื้นบังคับหรือเครื่องหมาย (Sign conventions) ของอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 2.2 โดยความเร็วเชิงมุมหรือโมเมนต์ในแต่ละแนวแกนทิศทางเป็นไปตามกฎมือขวา ส่วนพื้นบังคับจะมีทิศทางของเครื่องหมายตรงกันข้ามกับโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์ โดยพื้นบังคับเคลื่อนที่ในทิศทางบวกจะทำในเกิดโมเมนต์ในทิศทางลบ



(ก) Airplane notation (ข) Control surface

รูปที่ 2.2 Sign conventions

หมายเหตุ จาก Aircraft System Identification: Theory and Practice (น. 29-30), โดย Vladislav Klein และ Eugene A. Morelli, 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2006 โดย AIAA, Inc.

2.2.2 สมการการเคลื่อนที่

สมการการเคลื่อนที่ (Equations of motion) ของอากาศยานที่เป็นวัตถุแข็งเกร็งบนระนาบสมมาตร การเคลื่อนที่ทั่วไปของอากาศยานสามารถอธิบายได้ด้วยกฎข้อสองของนิวตัน ในรูปของการเคลื่อนที่ในแนวแกนและการเคลื่อนที่จากการหมุน โดยแรงและโมเมนต์ในกรอบอ้างอิงเฉื่อย (Inertial frame) สามารถเขียนได้ว่า

$$\frac{\mathrm{d}^I m\boldsymbol{V}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{F}, \qquad \frac{\mathrm{d}^I \boldsymbol{I\omega}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{M} \tag{2-1}$$

เมื่อ $\boldsymbol{F}$ คือ เวกเตอร์แรงภายนอกทั้งหมด

$m\boldsymbol{V}$ คือ โมเมนตัมเชิงเส้น, m คือ มวล และ $\boldsymbol{V}$ คือ เวกเตอร์ความเร็ว

$\boldsymbol{M}$ คือ เวกเตอร์โมเมนต์ภายนอกทั้งหมดรอบตำแหน่ง C.G.

$\boldsymbol{I\omega}$ คือ โมเมนตัมเชิงมุมรอบตำแหน่ง C.G., $\boldsymbol{\omega}$ คือ เวกเตอร์ความเร็วเชิงมุม และ $\boldsymbol{I}$ คือ เทนเซอร์ความเฉื่อย (Inertia tensor)

โดยสมการที่ 2-1 เป็นสมการเวกเตอร์ที่อธิบายการเคลื่อนที่ในแนวแกน (Translational motion) และการเคลื่อนที่จากการหมุน (Rotational motion) รอบตำแหน่ง C.G. ตามลำดับ โดยแต่ละส่วนประกอบสมการเวกเตอร์ประกอบไปด้วย 3 สมการสเกลาร์ ดังนั้นสมการทั้งหมดประกอบไปด้วย 6 สมการ หรือ 6 องศาอิสระ สำหรับการเคลื่อนที่ของอากาศยาน โดยปริมาณของส่วนประกอบเวกเตอร์ส่วนใหญ่ทำการวัดบนระบบแกนลำตัว ดังแสดงในรูปที่ 2.2(ก) สำหรับวัตถุแข็งเกร็ง สมมาตร และมวลคงที่ในแกนพิกัดลำตัวแต่ละเวกเตอร์ สามารถเขียนได้ว่า

$$\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}, \qquad \boldsymbol{V} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}, \qquad \boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{I} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix}, \qquad \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \qquad \boldsymbol{I\omega} = \begin{bmatrix} I_x p - I_{xy} r \\ I_y q \\ -I_{xz} p + I_z r \end{bmatrix} \tag{2-2}$$

ดังนั้นสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานบนระบบพิกัดแกนลำตัว สามารถเขียนได้ดังต่อไปนี้

$$
\begin{aligned}
m\left(\dot{U}-rV+qW\right)&=X\\
m\left(\dot{V}-pW+rU\right)&=Y\\
m\left(\dot{W}-qU+pV\right)&=Z\\
I_x\dot{p}-\left(I_y-I_z\right)qr-I_{xz}\left(pq+\dot{r}\right)&=L\\
I_y\dot{q}+\left(I_x-I_z\right)pr+I_{xz}\left(p^2-r^2\right)&=M\\
I_z\dot{r}-\left(I_x-I_y\right)pq+I_{xz}\left(qr-\dot{p}\right)&=N
\end{aligned}
\qquad (2\text{-}3)
$$

โดยที่ X คือ แรงบนแกน x หรือ axial force

Y คือ แรงบนแกน y หรือ side force

Z คือ แรงบนแกน z หรือ normal force

L คือ โมเมนต์รอบแกน x หรือ rolling moment

M คือ โมเมนต์รอบแกน y หรือ pitching moment

N คือ โมเมนต์รอบแกน z หรือ yawing moment

เมื่อพิจารณาการเปลี่ยนแปลง (Perturbation) ของแรงและโมเมนต์ เนื่องจากผลกระทบทางอากาศพลศาสตร์, แรงโน้มถ่วง, การเคลื่อนไหวของพื้นบังคับอากาศยาน, แรงขับ และการรบกวนของสภาพอากาศ จะได้ว่า

$$
\begin{aligned}
m\left(\dot{U}-rV+qW\right)&=X_a+X_g+X_c+X_p+X_d\\
m\left(\dot{V}-pW+rU\right)&=Y_a+Y_g+Y_c+Y_p+Y_d\\
m\left(\dot{W}-qU+pV\right)&=Z_a+Z_g+Z_c+Z_p+Z_d\\
I_x\dot{p}-\left(I_y-I_z\right)qr-I_{xz}\left(pq+\dot{r}\right)&=L_a+L_g+L_c+L_p+L_d\\
I_y\dot{q}+\left(I_x-I_z\right)pr+I_{xz}\left(p^2-r^2\right)&=M_a+M_g+M_c+M_p+M_d\\
I_z\dot{r}-\left(I_x-I_y\right)pq+I_{xz}\left(qr-\dot{p}\right)&=N_a+N_g+N_c+N_p+N_d
\end{aligned}
\qquad (2\text{-}4)
$$

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

2.2.3 การประมาณการเชิงเส้นของสมการการเคลื่อนที่

สมมติฐานว่าอากาศยานเริ่มต้นกำลังบินเป็นเส้นตรงในสภาวะสมดุล คือ ผลรวมของแรงและโมเมนต์ที่กระทำต่ออากาศยานเป็นศูนย์ เรียกสภาวะนี้ว่า ทริม (Trimmed) หรือ trimmed equilibrium โดยที่มุม roll, sideslip และ yaw เท่ากับศูนย์ แต่ไม่จำเป็นต้องบินระดับคงที่ (Steady level) โดยในสภาวะนี้ส่วนประกอบของความเร็วเชิงเส้น คือ (U_0, V_0, W_0) ซึ่งมีค่าคงที่ และส่วนประกอบของความเร็วเชิงเส้นมีค่าเท่ากับศูนย์ทั้งหมด เนื่องจากไม่มีมุม sideslip และสภาพอากาศทรงตัวไม่มีการรบกวน (Stable undisturbed atmosphere) ดังนั้นจึงประมาณการได้ว่า

$$\begin{aligned} V_0 &= 0 \\ X_d = Y_d = Z_d &= L_d = M_d = N_d = 0 \end{aligned} \tag{2-5}$$

ถ้าหากตอนนี้อากาศยานมีการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อย (Small-perturbation) ในสภาวะ ทริม ดังนั้นส่วนประกอบของความเร็วเชิงเส้นที่มีการรบกวนเล็กน้อย (Linear disturbance velocities) คือ (u, v, w) และส่วนประกอบของความเร็วเชิงมุมที่มีการรบกวนเล็กน้อย (Angular disturbance velocities) คือ (p, q, r) ดังนั้นส่วนประกอบของเวกเตอร์ความเร็วทั้งหมดที่ตำแหน่ง C.G. ในการเคลื่อนที่ที่มีการรบกวน จะได้ว่า

$$\begin{aligned} U &= U_0 + u \\ V &= V_0 + v = v \\ W &= W_0 + w \end{aligned} \tag{2-6}$$

จากสมการที่ 2-4 เมื่อ (u, v, w) และ (p, q, r) มีปริมาณเล็กน้อย เมื่อพิจารณาเทอมที่มีการคูณกันและยกกำลังสองของปริมาณเหล่านี้ซึ่งมีปริมาณเล็กน้อยอย่างไม่มีนัยสำคัญและอาจถูกละเลย ดังนั้นเมื่อทำการแทนสมการที่ 2-5 และ 2-6 ในสมการที่ 2-4 และกำจัดเทอมที่มีปริมาณเล็กน้อย สมการเชิงเส้นของการเคลื่อนที่ จะได้ว่า

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qW_0) &= X_a + X_g + X_c + X_p + X_d \\ m(\dot{v} - pW_0 + rU_0) &= Y_a + Y_g + Y_c + Y_p \\ m(\dot{w} - qU_0) &= Z_a + Z_g + Z_c + Z_p \\ I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} &= L_a + L_g + L_c + L_p \\ I_y\dot{q} &= M_a + M_g + M_c + M_p \\ I_z\dot{r} - I_{xz}\dot{p} &= N_a + N_g + N_c + N_p \end{aligned} \tag{2-7}$$

จากสมการที่ 2-7 พิจารณาผลกระทบจากแรงโน้มถ่วง สามารถหาได้จากแรงที่เกิดจากน้ำหนัก (mg) ของอากาศยานที่ถูกรบกวนบนแนวแกนพิกัดลำตัว เนื่องจากจุดกำเนิดของแกนพิกัดลำตัวของอากาศยานอยู่ที่ตำแหน่ง C.G. ดังนั้นจึงไม่มีผลกระทบที่เกิดจากโมเมนต์น้ำหนักในแต่ละแนวแกน และเนื่องจากอากาศยานเริ่มต้นบินระดับบนระนาบสมมาตร น้ำหนักจะแสดงเฉพาะในระนาบสมมาตรเท่านั้น ดังนั้นในสภาวะทริม ส่วนประกอบน้ำหนักของอากาศยานจะถูกแยกออกในแต่ละแนวแกน ซึ่งจะได้ว่า

$$
\begin{aligned}
&L_g = M_g = N_g = 0 \\
&\begin{bmatrix} X_{g_0} \\ Y_{g_0} \\ Z_{g_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg\sin\Theta_0 \\ 0 \\ mg\cos\Theta_0 \end{bmatrix}
\end{aligned}
\tag{2-8}
$$

และเนื่องจากการรบกวนอาจทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงเชิงมุมเล็กน้อยสำหรับท่าทางการบิน หรือ มุมออยเลอร์ คือ (ϕ , θ , ψ) ดังนั้นส่วนประกอบของน้ำหนักจากการรบกวนนี้อาจจะประมาณการโดยใช้วิธีการ Linear quantities transformation โดยใช้ direction cosine matrix และกำจัดเทอมที่มีปริมาณเล็กน้อย จะได้ว่า

$$
\begin{aligned}
\begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{g_0} \\ Y_{g_0} \\ Z_{g_0} \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \phi \\ 1 & -\phi & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -mg\sin\Theta_0 \\ 0 \\ mg\cos\Theta_0 \end{bmatrix}
\end{aligned}
\tag{2-9}
$$

ดังนั้นส่วนประกอบแรงที่เกิดจากแรงโน้มถ่วงในสมการการเคลื่อนที่ที่มีการรบกวนเล็กน้อย สามารถเขียนได้ดังต่อไปนี้

$$
\begin{aligned}
X_g &= -mg\sin\Theta_0 - mg\theta\cos\Theta_0 \\
Y_g &= mg\psi\sin\Theta_0 + mg\phi\cos\Theta_0 \\
Z_g &= mg\cos\Theta_0 - mg\theta\sin\Theta_0
\end{aligned}
\tag{2-10}
$$

จากสมการที่ 2-7 พิจารณาผลกระทบทางอากาศพลศาสตร์ ประมาณการว่าแรงและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์จะขึ้นอยู่กับพารามิเตอร์การเคลื่อนที่และอนุพันธ์ของพารามิเตอร์เคลื่อนที่เท่านั้น จากการที่ถูกรบกวน โดยพารามิเตอร์การเคลื่อนที่ คือ (u, v, w) และ (p, q, r) และแสดงเป็นฟังก์ชันที่ประกอบไปด้วยผลรวมของอนุกรมเทย์เลอร์ (Taylor series) โดยแต่ละอนุกรมประกอบด้วยพารามิเตอร์การเคลื่อนที่หนึ่งตัวหรืออนุพันธ์ของพารามิเตอร์การเคลื่อนที่หนึ่งตัว เนื่องจากพารามิเตอร์การเคลื่อนที่มีปริมาณเล็กน้อย สำหรับอากาศยานที่ใช้งานจริงทั้งหมดในแต่ละฟังก์ชันของอนุกรมมีเพียงเทอมแรกของฟังก์ชันเท่านั้นที่มีนัยสำคัญ นอกจากนี้มีเพียง $\dot{w}$ เท่านั้นที่เป็นอนุพันธ์อับดับสูงที่มีนัยสำคัญ โดยตัวอย่างของสมการแรงในเทอมของ X_a จะได้ว่า

$$X_a = X_{a_0} + \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{\partial X}{\partial v}v + \frac{\partial X}{\partial w}w + \frac{\partial X}{\partial p}p + \frac{\partial X}{\partial q}q + \frac{\partial X}{\partial r}r + \frac{\partial X}{\partial \dot{w}}\dot{w} \qquad (2\text{-}11)$$

ใช้เครื่องหมายชวเลข (Shorthand) เป็นทางเลือกสำหรับอนุพันธ์ จากสมการที่ 2-11 อาจเขียนได้ว่า

$$X_a = X_{a_0} + X_u u + X_v v + X_w w + X_p p + X_q q + X_r r + X_{\dot{w}}\dot{w} \qquad (2\text{-}12)$$

โดยที่ X_{a_0} เป็นค่าคงที่ และค่าสัมประสิทธิ์ X_u, X_v, X_w และตัวอื่น ๆ เรียกว่า อนุพันธ์เสถียรภาพทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic stability derivatives) และเป็นค่าสัมประสิทธิ์ที่มีมิติ (Dimensional)

จากสมการที่ 2-7 พิจารณาพื้นบังคับอากาศยานหลัก คือ elevator, ailerons และ rudder เนื่องจากแรงและโมเมนต์ที่เกิดจากการเคลื่อนไหวของพื้นบังคับอากาศยานเกิดขึ้นจากการเปลี่ยนแปลงในสภาวะอากาศพลศาสตร์ จึงเป็นเรื่องปกติที่จะวัดผลในเชิงปริมาณในแง่ของอนุพันธ์ของการควบคุมทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic control derivatives) นำสมมติฐานที่ใช้กับเทอมของอากาศพลศาสตร์ รวมถึงรูปแบบการเขียนสมการ โดยตัวอย่างของสมการโมเมนต์ในเทอมของ M_c จะได้ว่า

$$M_c = M_{\delta_a}\delta_a + M_{\delta_e}\delta_e + M_{\delta_r}\delta_r \qquad (2\text{-}13)$$

เมื่อ δ_a, δ_e และ δ_r คือ มุม aileron, มุม elevator และมุม rudder ตามลำดับ โดยการวัดมุมนี้สัมพันธ์กับการตั้งค่าที่สภาวะ trim คือ δ_{a_0}, δ_{e_0} และ δ_{r_0} ตามลำดับ

จากสมการที่ 2-7 พิจารณาผลกระทบที่เกิดในเทอมของแรงขับ โดยปกติแรงขับมักจะถูกควบคุมด้วยคันเร่ง ซึ่งจะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงในส่วนประกอบของแรงและโมเมนต์ที่กระทำต่ออากาศยาน และจะอธิบายผลกระทบเหล่านี้ในเทอมของอนุพันธ์แรงขับของเครื่องยนต์ (Engine thrust derivatives) โดยตัวอย่างของสมการแรงในเทอมของ Z_p จะได้ว่า

$$Z_p = Z_{\delta_t}\delta_t \tag{2-14}$$

โดยที่ การเปลี่ยนแปลงแรงขับหรือแรงการวัดจะสัมพันธ์กับการตั้งค่าที่สภาวะ trim คือ δ_{t_0}

จากสมการที่ 2-7 ได้พิจารณาการรบกวนของแรงและโมเมนต์ทั้งหมด และในสภาวะการบินทริมจะได้ว่า

$$\begin{aligned} X_{a_0} &= mg\sin\Theta_0 \\ Y_{a_0} &= 0 \\ Z_{a_0} &= -mg\cos\Theta_0 \\ L_{a_0} &= 0 \\ M_{a_0} &= 0 \\ N_{a_0} &= 0 \end{aligned} \tag{2-15}$$

ดังนั้น การประมาณการเชิงเส้นของสมการการเคลื่อนที่สำหรับการรบกวนเล็กน้อย และแสดงในรูปของอนุพันธ์ที่ทำการลดความซับซ้อน อาจเขียนได้ว่า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

$$
\begin{aligned}
\dot{u} &= X_u u + X_v v + X_w w + X_p p + \left(X_q - W_0\right) q + X_r r + X_{\dot{w}} \dot{w} \\
&\quad - g\theta \cos\Theta_0 + X_{\delta_a} \delta_a + X_{\delta_e} \delta_e + X_{\delta_r} \delta_r + X_{\delta_t} \delta_t \\
\dot{v} &= Y_u u + Y_v v + Y_w w + \left(Y_p + W_0\right) p + Y_q q + \left(Y_r - U_0\right) r + Y_{\dot{w}} \dot{w} \\
&\quad + g\psi \sin\Theta_0 + g\phi \cos\Theta_0 + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_e} \delta_e + Y_{\delta_r} \delta_r + Y_{\delta_t} \delta_t \\
\dot{w} &= Z_u u + Z_v v + Z_w w + Z_p p + \left(Z_q + U_0\right) q + Z_r r + Z_{\dot{w}} \dot{w} \\
&\quad - g\theta \sin\Theta_0 + Z_{\delta_a} \delta_a + Z_{\delta_e} \delta_e + Z_{\delta_r} \delta_r + Z_{\delta_t} \delta_t \\
\dot{p} - \frac{I_{xz}}{I_x} \dot{r} &= L_u u + L_v v + L_w w + L_p p + L_q q + L_r r + L_{\dot{w}} \dot{w} \\
&\quad + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_e} \delta_e + L_{\delta_r} \delta_r + L_{\delta_t} \delta_t \\
\dot{q} &= M_u u + M_v v + M_w w + M_p p + M_q q + M_r r + M_{\dot{w}} \dot{w} \\
&\quad + M_{\delta_a} \delta_a + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_r} \delta_r + M_{\delta_t} \delta_t \\
\dot{r} - \frac{I_{xz}}{I_z} \dot{p} &= N_u u + N_v v + N_w w + N_p p + N_q q + N_r r + N_{\dot{w}} \dot{w} \\
&\quad + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_e} \delta_e + N_{\delta_r} \delta_r + N_{\delta_t} \delta_t
\end{aligned}
\qquad \text{(2-16)}
$$

โดยที่ อนุพันธ์ X_u , X_v , X_w และอนุพันธ์ตัวอื่น ๆ แสดงรายละเอียดไว้ในภาคผนวก ก

สมการที่ 2-16 เป็นสมการการเคลื่อนที่มีการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อย (Small-perturbation equations of motion) ที่อยู่บนแกนพิกัดลำตัว (Body axes) ซึ่งอธิบายการตอบสนองแบบชั่วขณะ (Transient response) ของอากาศยานที่สภาพวะการบินทริม จากการที่มีการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อยจากอินพุต ซึ่งจะประกอบไปด้วยสมการเชิงอนุพันธ์เชิงเส้นทั้งหมด 6 สมการ ซึ่งเป็นสมการรูปแบบทั่วไปที่สมบูรณ์และอธิบายการเคลื่อนที่ที่อาจเชื่อมโยงกัน (Coupled) สำหรับพลวัตตามยาว (Longitudinal dynamics) และพลวัตตามข้าง (Lateral-directional dynamics) ได้อย่างสมบูรณ์ อย่างไรก็ตาม สำหรับอากาศยานส่วนใหญ่เมื่อพิจารณาเฉพาะการเคลื่อนที่ชั่วขณะที่มีการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อย การเชื่อมโยงกันของพลวัตตามยาวและตามข้างมักจะไม่มีนัยสำคัญหรือน้อยมาก ดังนั้นจึงสามารถที่จะลดความซับซ้อนของสมการโดยสมมติฐานว่าการเคลื่อนที่แนวตั้งและการเคลื่อนที่แนวข้างนั้นไม่มีความเกี่ยวข้องกันหรือแยกส่วนจากกัน (Decoupled) โดยสิ้นเชิง ซึ่งมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1) สมการการเคลื่อนที่ตามยาว

สำหรับการเคลื่อนที่ตามยาว (Longitudinal motion) หรือบนระนาบ xz การเคลื่อนที่จึงสามารถอธิบายได้ด้วยสมการสำหรับแรง X , Z และโมเมนต์ M เท่านั้น และเนื่องจากไม่มีการเคลื่อนที่แนวข้างมาเกี่ยวข้อง ดังนั้นพารามิเตอร์การเคลื่อนที่ v, p และ r รวมถึง

อนุพันธ์ของพารามิเตอร์เหล่านี้จึงมีค่าเป็นศูนย์ทั้งหมด นอกจากนี้อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ที่เกี่ยวข้องกับการเคลื่อนที่ตามข้างมีค่าน้อยและอาจถือว่าเท่ากับศูนย์ เช่นเดียวกันกับอนุพันธ์ของการควบคุมทางอากาศพลศาสตร์ที่เกี่ยวข้องกับพื้นบังคับ aileron และ rudder เนื่องจากการเคลื่อนไหวพื้นบังคับเหล่านี้ไม่ส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่บนระนาบตามยาว ดังนั้น

$$\begin{aligned} &X_v = X_p = X_r = Z_v = Z_p = Z_r = M_v = M_p = M_r = 0 \\ &X_{\delta_a} = X_{\delta_r} = Z_{\delta_a} = Z_{\delta_r} = M_{\delta_a} = M_{\delta_r} = 0 \end{aligned} \tag{2-17}$$

ดังนั้น สมการการเคลื่อนที่ตามยาว สามารถเขียนได้ว่า

$$\begin{aligned} \dot{u} &= X_u u + X_{\dot{w}}\dot{w} + X_w w + \left(X_q - W_0\right)q - g\theta\cos\Theta_0 + X_{\delta_e}\delta_e + X_{\delta_t}\delta_t \\ \dot{w} &= Z_u u + Z_{\dot{w}}\dot{w} + Z_w w + \left(Z_q + U_0\right)q - g\theta\sin\Theta_0 + Z_{\delta_e}\delta_e + Z_{\delta_t}\delta_t \\ \dot{q} &= M_u u + M_{\dot{w}}\dot{w} + M_w w + M_q q + M_{\delta_e}\delta_e + M_{\delta_t}\delta_t \end{aligned} \tag{2-18}$$

2) สมการการเคลื่อนที่ตามข้าง

การเคลื่อนที่แนวข้าง (Lateral-directional motion) เกี่ยวข้องกับมุม roll, yaw และ sideslip เท่านั้น ดังนั้นจึงอธิบายได้ด้วยสมการสำหรับแรง Y โมเมนต์ L และ N และเนื่องจากไม่มีการเคลื่อนที่ตามยาวมาเกี่ยวข้อง ดังนั้นพารามิเตอร์การเคลื่อนที่ u, w และ q และอนุพันธ์ของพารามิเตอร์เหล่านี้จึงมีค่าเป็นศูนย์ทั้งหมด นอกจากนี้อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ที่เกี่ยวข้องกับการเคลื่อนที่ตามยาวมีค่าน้อยและอาจถือว่าเท่ากับศูนย์ เช่นเดียวกันกับอนุพันธ์ของการควบคุมทางอากาศพลศาสตร์ที่เกี่ยวข้องกับพื้นบังคับ elevator และ throttle เนื่องจากการเคลื่อนไหวพื้นบังคับเหล่านี้ไม่ส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่ตามข้าง ดังนั้น

$$\begin{aligned} &Y_u = Y_{\dot{w}} = Y_w = Y_q = L_u = L_{\dot{w}} = L_w = L_q = N_u = N_{\dot{w}} = N_w = N_q = 0 \\ &Y_{\delta_e} = Y_{\delta_t} = L_{\delta_e} = L_{\delta_t} = N_{\delta_e} = N_{\delta_t} = 0 \end{aligned} \tag{2-19}$$

ดังนั้น สมการการเคลื่อนที่ตามข้าง สามารถเขียนได้ว่า

$$\begin{aligned}\dot{v} &= Y_v v + \left(Y_p + W_0\right) p + \left(Y_r - U_0\right) r + g\psi \sin\Theta_0 + g\phi \cos\Theta_0 \\ &\quad + Y_{\delta_a}\delta_a + Y_{\delta_r}\delta_r \\ \dot{p} - \frac{I_{xz}}{I_x}\dot{r} &= L_v v + L_p p + L_r r + L_{\delta_a}\delta_a + L_{\delta_r}\delta_r \\ \dot{r} - \frac{I_{xz}}{I_z}\dot{p} &= N_v v + N_p p + N_r r + N_{\delta_a}\delta_a + N_{\delta_r}\delta_r\end{aligned} \tag{2-20}$$

จากสมการที่ 2-20 ในสมการโมเมนต์ rolling และ yawing ที่ประกอบด้วยความเร่งเชิงมุมในเทอมของ $\dot{p}$ และ $\dot{r}$ และทำการกำจัด $\dot{r}$ ออกจากสมการโมเมนต์ rolling และกำจัด $\dot{p}$ ออกจากสมการโมเมนต์ yawing อาจเขียนได้ดังนี้

$$\begin{aligned}\dot{v} &= Y_v v + \left(Y_p + W_0\right) p + \left(Y_r - U_0\right) r + g\psi \sin\Theta_0 + g\phi \cos\Theta_0 + Y_{\delta_a}\delta_a + Y_{\delta_r}\delta_r \\ \dot{p} &= L_v' v + L_p' p + L_r' r + L_{\delta_a}'\delta_a + L_{\delta_r}'\delta_r \\ \dot{r} &= N_v' v + N_p' p + N_r' r + N_{\delta_a}'\delta_a + N_{\delta_r}'\delta_r\end{aligned} \tag{2-21}$$

โดยที่

$$\begin{aligned}L_i' &= \left(L_i + N_v\frac{I_{xz}}{I_x}\right)\left(\frac{1}{1 - I_{xz}^2/I_x I_z}\right) \\ N_i' &= \left(N_i + L_v\frac{I_{xz}}{I_z}\right)\left(\frac{1}{1 - I_{xz}^2/I_x I_z}\right)\end{aligned} \tag{2-22}$$

เมื่อ i คือ v, p, r, δ_a และ δ_r

2.2.4 สมการจลศาสตร์การเคลื่อนที่แบบหมุน

สมการจลนศาสตร์ของการเคลื่อนที่แบบหมุน (Rotational kinematic equation) เกี่ยวข้องกับอัตราการเปลี่ยนแปลงของมุมออยเลอร์ (Euler angles) กับส่วนประกอบของความเร็วเชิงมุมบนแกนพิกัดลำตัว โดยความสัมพันธ์ของมุมออยเลอร์และความเร็วเชิงมุม สามารถประมาณการได้โดยใช้วิธีการ Angular velocities transformation โดยสามารถเขียนให้อยู่ในรูปของเมทริกซ์ได้ว่า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{2-23}$$

และสามารถเขียนในรูปของสมการเชิงอนุพันธ์สำหรับมุมออยเลอร์ ได้ดังนี้

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + \tan\theta\left(q\sin\phi + r\cos\phi\right) \\ \dot{\theta} &= q\cos\phi - r\sin\phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q\sin\phi + r\cos\phi}{\cos\theta} \end{aligned} \tag{2-24}$$

จากสมการที่ 2-24 ทำการประมาณการเชิงเส้นของสมการ จากสมมิฐานการบินของอากาศยานในสภาวะทริม คือ มุม roll, sideslip และ yaw เท่ากับศูนย์ และในสภาวะการบินที่มีการรบกวนเล็กน้อย ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงเชิงมุมมีเพียงเล็กน้อยหรือเทียบเท่าศูนย์ ดังนั้นจึงประมาณการได้ว่า

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= p + r\tan\Theta_0 \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{\psi} &= \frac{r}{\cos\Theta_0} \end{aligned} \tag{2-25}$$

2.2.5 สมการการเคลื่อนที่ในรูปแบบปริภูมิสถานะ

การประมาณการแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นกระบวนการในการพัฒนาทางคณิตศาสตร์ที่เพียงพอในการอธิบายระบบทางกายภาพ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สามารถมีรูปแบบได้หลากหลายรูปแบบ หนึ่งในรูปแบบที่ได้จากการพัฒนาจากการใช้กฎทางกายภาพโดยตรง คือ ชุดของสมการเชิงอนุพันธ์ที่เกี่ยวข้องกับอินพุตและเอาต์พุต ดังที่ได้เสนอไว้ในหัวข้อก่อนหน้านี้ และอีกรูปแบบที่เทียบเท่ากันและเป็นแบบจำลองที่นิยมมากกว่า คือ รูปแบบปริภูมิสถานะ (State-space) ซึ่งเชื่อมโยงระหว่างสามพารามิเตอร์ คือ อินพุต (Input), เอาต์พุต (Output) และสถานะ (State) พารามิเตอร์เหล่านี้สามารถเป็นปริมาณเวกเตอร์หรือปริมาณสเกลาร์ได้ตามแต่กรณี โดยจากสมการการเคลื่อนที่ก่อนหน้าสามารถเขียนให้อยู่ในรูปแบบปริภูมิสถานะได้ดังต่อไปนี้

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

$$\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{F}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{G}\boldsymbol{u}\left(t-\boldsymbol{\tau}\right) \tag{2-26}$$

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{H}_0\boldsymbol{x} + \boldsymbol{H}_1\dot{\boldsymbol{x}} \tag{2-27}$$

โดยที่ $\boldsymbol{x}$ คือ เวกเตอร์สถานะ (State vector)

$\boldsymbol{u}$ คือ เวกเตอร์การควบคุม (Control vector) หรือเวกเตอร์อินพุต

$\boldsymbol{M}$, $\boldsymbol{F}$, $\boldsymbol{G}$ คือ เมทริกซ์สถานะและเมทริกซ์ควบคุม (State and control matrices)

$\boldsymbol{\tau}$ คือ เมทริกซ์หน่วงเวลา (Time-delay matrix)

$\boldsymbol{y}$ คือ เวกเตอร์การวัด (Measurement vector) หรือเวกเตอร์เอาต์พุต

$\boldsymbol{H}_0$, $\boldsymbol{H}_1$ คือ เมทริกซ์การวัด (Measurement matrix)

และสามารถแสดงให้ในอยู่ในรูปแบบปริภูมิสถานะทั่วไป ได้ว่า

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}\left(t-\boldsymbol{\tau}\right) \tag{2-28}$$

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{D}\boldsymbol{u}\left(t-\boldsymbol{\tau}\right) \tag{2-29}$$

เมื่อ $\boldsymbol{A}$ เท่ากับ $\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{F}$

$\boldsymbol{B}$ เท่ากับ $\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{G}$

$\boldsymbol{C}$ เท่ากับ $\boldsymbol{H}_0 + \boldsymbol{H}_1\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{F}$

$\boldsymbol{D}$ เท่ากับ $\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{G}$

1) เวกเตอร์สถานะและเวกเตอร์ควบคุม

สมการการเคลื่อนที่ 6 องศาอิสระ ประกอบด้วยสถานะทั้งหมด 8 สถานะ (ในที่นี้ได้ละเว้น heading angle หรือ ψ เนื่องจากไม่ส่งผลต่อการตอบสนองแบบพลวัตของอากาศยาน) ซึ่งอธิบายการเคลื่อนที่ของอากาศยาน และการควบคุม 4 การควบคุม สำหรับอากาศยานชนิดปีกตรึง เวกเตอร์การควบคุมประกอบด้วยอินพุตสำหรับ roll, pitch, yaw และ throttle ดังต่อไปนี้

$$\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} u & v & w & p & q & r & \phi & \theta \end{bmatrix}^T \tag{2-30}$$

$$\boldsymbol{u} = \begin{bmatrix} \delta_a & \delta_e & \delta_r & \delta_t \end{bmatrix}^T \tag{2-31}$$

2) เมทริกซ์สถานะและเมทริกซ์ควบคุม

จากเวกเตอร์สถานะและเวกเตอร์ควบคุม สามารถแปลงสมการการเคลื่อนไหวจากสมการที่ 2-18, 2-21 และ 2-25 ให้อยู่ในรูปสมการที่ 2-26 และ 2-27 ได้ค่อนข้างง่าย และกำหนดโครงสร้างของเมทริกซ์ $\boldsymbol{M}$, $\boldsymbol{F}$ และ $\boldsymbol{G}$ ได้ว่า

2.1) ส่วนประกอบของเมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$

เมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$ สะท้อนถึงแรงและโมเมนต์ที่มีการรบกวนในสภาวะการบินทริม ดังนั้นส่วนประกอบของเมทริกซ์ คือ อนุพันธ์เสถียรภาพทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic stability derivatives) ตัวอย่างเช่น X_u, X_w, M_w และ M_q เป็นต้น

2.2) ส่วนประกอบของเมทริกซ์ $\boldsymbol{G}$

เมทริกซ์ $\boldsymbol{G}$ สะท้อนถึงอินพุตหรือการควบคุมจากพื้นบังคับอากาศยานที่มีการรบกวนที่สภาวะการบินทริม ดังนั้นส่วนประกอบของเมทริกซ์ คือ อนุพันธ์ของการควบคุมทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic control derivatives) ตัวอย่างเช่น X_{δ_e} และ M_{δ_e} เป็นต้น

2.3) ส่วนประกอบของเมทริกซ์ $\boldsymbol{M}$

เมทริกซ์ $\boldsymbol{M}$ ประกอบด้วยพารามิเตอร์ที่ขึ้นอยู่กับอัตราการเปลี่ยนแปลงของพารามิเตอร์สถานะ หรือในบางกรณีอาจเป็นเมทริกซ์เอกลักษณ์ ($\boldsymbol{M = I}$) สำหรับแบบจำลองของอากาศยานชนิดปีกตรึง เมทริกซ์ $\boldsymbol{M}$ ช่วยให้สามารถระบุเอกลักษณ์ของพารามิเตอร์ได้ถูกต้องมากยิ่งขึ้น เช่น $M_{\dot{w}}$ ในสมการที่ 2-18 ซึ่งเกี่ยวข้องกับผลกระทบที่เกิดจาก downwash lag เป็นต้น ในการระบุเอกลักษณ์ที่มีความซับซ้อนมากขึ้น เช่น ในระบบที่มีการเชื่อมโยงกัน (Coupled) เมทริกซ์ $\boldsymbol{M}$ มีประโยชน์อย่างมากสำหรับการรวมความสัมพันธ์เชิงพีชคณิตในโครงสร้างแบบจำลอง

3) เวกเตอร์การวัด

เวกเตอร์การวัดหรือเอาต์พุตสำหรับสมการการเคลื่อนที่ 6 องศาอิสระสำหรับอากาศยานส่วนใหญ่ ประกอบด้วยพารามิเตอร์ต่อไปนี้

$$\boldsymbol{y} = \begin{bmatrix} u & v & w & p & q & r & a_x & a_y & a_z \end{bmatrix}^T \tag{2-32}$$

เวกเตอร์การวัดถูกนำมาใช้เพื่อจัดการกับสถาณการณ์กรณีที่สถานะของระบบไม่สามารถวัดหรือสังเกตได้โดยตรง ในบางครั้งเซ็นเซอร์หรือเครื่องมือวัดที่มีอยู่สามารถวัดได้เพียงส่วนย่อย (Subset) ของสถานะเท่านั้น ดังนั้นจึงใช้เวกเตอร์การวัดเพื่อแสดงลักษณะที่สังเกตได้ของพฤติกรรมระบบ

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

3.1) การวัดมุมออยเลอร์

สำหรับการวัดมุมออยเลอร์ (Euler angle) คือ ϕ และ θ มักจะไม่รวมเข้าไปในเวกเตอร์การวัด เนื่องจากความสัมพันธ์ทางจลศาสตร์ (สมการที่ 2-25) กับความเร็วเชิงมุม ซึ่งจะให้ข้อมูลทางพลวัตเหมือนกัน และการตอบสนองความถี่ของความเร็วเชิงมุมมีระดับความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตและเอาต์พุตที่ความถี่ต่างกันสูงกว่าการตอบสนองของมุมออยเลอร์ ดังนั้นการวัดความเร็วเชิงมุมจึงเพียงพอในการวัดพฤติกรรมของระบบ และสามารถวัดได้โดยใช้เซ็นเซอร์ไจโรสโกป (Gyroscopes) ที่เป็นส่วนหนึ่งของหน่วยวัดความเคลื่อนไหว (Inertial measurement unit: IMU)

3.2) การวัดความเร็ว (Velocity)

ความเร็วในแนวแกน (Translational velocities) สามารถหาได้จากระบบการวัดต่าง ๆ หนึ่งในวิธีที่ใช้กันอย่างแพร่หลาย คือ การใช้หน่วยวัดความเคลื่อนไหว (IMU) หรือระบบ GPS/INS (Global Positioning System/Inertial Navigation System: EGI) โดยทำการอินทิเกรต (Integration) ความเร่งที่อ่านได้จาก IMU ก็จะอ่านค่าความเร็วในแนวแกนได้ ในขณะเดียวกันระบบ EGI จะให้ข้อมูลความเร็วที่เที่ยงตรงและต่อเนื่อง อีกวิธีการหนึ่งในการรับการตอบสนองความถี่ของความเร็ว คือการใช้การหาความเร่งในแนวแกนบนแกนพิกัดลำตัว ($\dot{u}$, $\dot{v}$, $\dot{w}$) โดยการคำนวณหาการตอบสนองของความเร่ง ตัวอย่างเช่น $\dot{v}/\delta_a(s)$ เป็นต้น จากนั้นจึงได้การตอบสนองความถี่ของความเร็วตามที่ต้องการ ตัวอย่างเช่น

$$\frac{v}{\delta_a}(s) = \left(\frac{1}{s}\right)\left[\frac{\dot{v}}{\delta_a}(s)\right] \tag{2-33}$$

ในการใช้ทางเลือกนี้ เวกเตอร์การวัด $\boldsymbol{y}$ จะใช้ความเร่งในแนวแกนบนแกนพิกัดลำตัวแทนความเร็วในแนวแกน ซึ่งวิธีการนี้มีประโยชน์เมื่อความเที่ยงตรงหรือความพร้อมในการวัดความเร็วโดยตรงที่ข้อจำกัด แต่มีข้อมูลการวัดความเร่งที่น่าเชื่อถือและใช้ได้ โดยจะได้ว่า

$$\begin{aligned} \dot{u} &= su \\ \dot{v} &= sv \\ \dot{w} &= sw \end{aligned} \tag{2-34}$$

3.3) การวัดมุมทางอากาศพลศาสตร์

ในการวัดข้อมูลอากาศเป็นการวัดข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการเคลื่อนที่ของอากาศยานผ่านอากาศ สำหรับการบินของอากาศยานชนิดปีกตรึง ระบบการวัดข้อมูลอากาศอากาศ (Air data system) ที่ประกอบไปด้วย การวัดมุมทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic

angle) คือ มุมปะทะ (Angle of attack: AoA) และมุมการบินไถลไปด้านข้าง (Angle of sideslip: AoS) รวมไปถึงการวัดความเร็วของอากาศยาน (Airspeed) โดยทั่วไปจะติดตั้งที่ส่วนหัวหรือส่วนหน้าของอากาศยาน หรือติดตั้งที่ส่วนหน้าของปีก ถ้าหากมีการวัดข้อมูลเหล่านี้ จะมีประโยชน์ในการวัดความเร็วในแนวแกนของอากาศยานในสภาวะการบินที่มีการรบกวน ซึ่งจะให้ข้อมูลที่เชื่อถือได้และเป็นอิสระในการวิเคราะห์ และสามารถรวมอยู่ในส่วนประกอบของเวกเตอร์การวัดได้ โดยมีความสัมพันธ์กับสถานะของอากาศยานดังนี้

$$\begin{aligned}\alpha_{ab} &= \frac{w + py_{ab} - qx_{ab}}{U_0} \\ \beta_{ab} &= \frac{v - pz_{ab} + rx_{ab}}{(V_{\text{tot}})_0} \\ (V_{\text{tot}})_0 &= \sqrt{(U_0)^2 + (V_0)^2 + (W_0)^2}\end{aligned} \tag{2-35}$$

เมื่อ x_{ab}, y_{ab}, z_{ab} คือ พิกัดตำแหน่งของระบบการวัดข้อมูลอากาศ หรือ air data boom จากตำแหน่ง C.G.

$(V_{\text{tot}})_0$ คือ ความเร็วอ้างอิงรวม (Total reference velocity) สำหรับอากาศยานชนิดปีกตรึงในระบบแกนเสถียรภาพ ความเร็วอ้างอิงรวมและ U_0 สามารถใช้แทนกันได้

3.4) การวัดความเร่ง

การวัดความเร่ง (Accelerometer) มีความสำคัญมากสำหรับกระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน เนื่องจากการวัดนี้จะสามารถหาปริมาณแรงภายนอกที่กระทำต่ออากาศยานโดยไม่รวมแรงโน้มถ่วงได้โดยตรง ดังนั้นจึงเป็นการวัดที่สำคัญในการระบุหาอนุพันธ์ที่เกี่ยวข้องกับแรงทางอากาศพลศาสตร์ เช่น X_u, Y_v, Z_w, X_{δ_e}, Y_{δ_a} เป็นต้น โดยสมการของการวัดความเร่งสามารถแสดงได้โดยใช้พารามิเตอร์สถานะและอัตราการเปลี่ยนแปลงของสถานะหรืออนุพันธ์ของสถานะ ดังสมการต่อไปนี้

$$\begin{aligned}a_x &= \dot{u} - V_0 r + W_0 q + (g\cos\Theta_0)\theta - y_a\dot{r} + z_a\dot{q} \\ a_y &= \dot{v} - W_0 p + U_0 r - (g\cos\Theta_0)\phi + x_a\dot{r} - z_a\dot{p} \\ a_z &= \dot{w} - U_0 q + V_0 p + (g\sin\Theta_0)\theta - x_a\dot{q} + y_a\dot{p}\end{aligned} \tag{2-36}$$

เมื่อ x_a, y_a, z_a คือ พิกัดตำแหน่งของเซ็นเซอร์วัดความเร่งจากตำแหน่ง c.g.

3.5) การวัดอื่น ๆ

มีการวัดอื่น ๆ อีกมากมายที่สามารถรวมในเวกเตอร์การวัด ซึ่งขึ้นอยู่กับการใช้งาน เช่น การวัดรอบของมอเตอร์หรือเครื่องยนต์ (RPM), การวัดการไหลของเชื้อเพลิงของเครื่องยนต์ (Engine fuel flow) เป็นต้น

4) เมทริกซ์การวัด

เมทริกซ์การวัด หรือ เมทริกซ์ $\boldsymbol{H}_0$ และ $\boldsymbol{H}_1$ ประกอบไปด้วยค่าคงที่ที่ทราบค่า สำหรับการวิเคราะห์ในโดเมนความถี่สามารถแสดงช่วยให้ค่าความเร่งในแนวแกนบนแกนพิกัดลำตัว (สมการที่ 2-34) และการวัดความเร่ง (สมการที่ 2-36) ในรูปแบบของสถานะของระบบได้ เนื่องจากการหาอนุพันธ์สามารถทำได้โดยการคูณกันด้วยพารามิเตอร์ลาปลาซ ($s = j\omega$) ซึ่งจะช่วยหลีกเลี่ยงการซ้ำซ้อนในการระบุพารามิเตอร์ทั้งในเมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$ และเวกเตอร์การวัดในรูปแบบปริภูมิสถานะทั่วไป (สมการที่ 2-29) รวมถึงข้อกำหนดในการใช้สมการจำกัดสำหรับแต่ละพารามิเตอร์

5) เมทริกซ์หน่วงเวลา

การหน่วงเวลาจะแสดงถึงเวลาที่ใช้สำหรับการตอบสนองทางพลวัตต่อการเปลี่ยนแปลงอินพุต มักถูกนำใช้ในกระบวนการสร้างแบบจำลองเพื่อพิจารณาพลวัตที่ไม่ได้สร้างแบบจำลอง (Unmodeled dynamics) ตัวอย่างเช่น การตอบสนองของแอคทูเอเตอร์ (Actuator) หรือเซอร์โว (Servo) หรือพฤติกรรมของกลไกการเชื่อมต่อไปยังพื้นบังคับ (Control linkages) ต่อคำสั่งควบคุม (Control command) ที่อาจไม่ได้เกิดขึ้นทันทีเนื่องจากข้อจำกัดทางกายภาพ เป็นต้น โดยทั่วไปการหน่วงเวลาจะเกี่ยวข้องกับอินพุตควบคุม (Control input) ดังนั้นผลของการหน่วงเวลาจะเหมือนกันในทุกเอาต์พุต จึงใช้ค่าการหน่วงเวลาเดียวกันสำหรับทั้งคอลัมน์ของเมทริกซ์หน่วงเวลา

สำหรับอากาศยานชนิดปีกตรึงที่ประกอบไปด้วยสี่อินพุตควบคุม คือ aileron, elevator, rudder และ throttle จะมีการระบุการหน่วงเวลาคือ τ_a, τ_e, τ_r และ τ_t

2.2.6 สมการการเคลื่อนที่ตามยาวในรูปแบบปริภูมิสถานะ

จากสมการการเคลื่อนที่ตามยาวและสมการจลศาสตร์การเคลื่อนที่แบบหมุน (สมการที่ 2-18, 2-25) ประกอบไปด้วยพารามิเตอร์สถานะ 4 ตัว คือ u, w, q และ θ ดังนั้นสามารถเขียนให้อยู่ในรูปแบบปริภูมิสถานะ ได้ดังต่อไปนี้

$$\begin{bmatrix} 1 & -X_{\dot{w}} & 0 & 0 \\ 0 & 1-Z_{\dot{w}} & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{w}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q - W_0 & -g\cos\Theta_0 \\ Z_u & Z_w & Z_q + U_0 & -g\sin\Theta_0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_t} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_t} \\ M_{\delta_e} & M_{\delta_t} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e(t-\tau_e) \\ \delta_t(t-\tau_t) \end{bmatrix} \quad (2\text{-}37)$$

สำหรับส่วนของการวัดหรือสังเกตสถานะของอากาศยาน จะขึ้นอยู่กับเซ็นเซอร์ที่ใช้ในการวัดสถานะโดยตรงหรือเพียงส่วนย่อยของสถานะ (สมการที่ 2-35, 2-36) ตัวอย่างเช่น ถ้าหากอากาศยานมีการวัดสถานะได้โดยตรง เวกเตอร์การวัดจะได้ว่า $\boldsymbol{y} = \begin{bmatrix} u & w & q & \theta \end{bmatrix}^T$

2.2.7 สมการการเคลื่อนที่ตามข้างในรูปแบบปริภูมิสถานะ

จากสมการการเคลื่อนที่ตามข้างและสมการจลศาสตร์การเคลื่อนที่แบบหมุน (สมการที่ 2-21, 2-25) ประกอบไปด้วยพารามิเตอร์สถานะ 4 ตัว คือ v, p, r และ ϕ ดังนั้นสามารถเขียนให้อยู่ในรูปแบบปริภูมิสถานะ ได้ดังต่อไปนี้

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p + W_0 & Y_r - U_0 & g\cos\Theta_0 \\ L_v' & L_p' & L_r' & 0 \\ N_v' & N_p' & N_r' & 0 \\ 0 & 1 & \tan\Theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a}' & L_{\delta_r}' \\ N_{\delta_a}' & N_{\delta_r}' \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a(t-\tau_a) \\ \delta_r(t-\tau_r) \end{bmatrix} \quad (2\text{-}38)$$

สำหรับส่วนของการวัดหรือสังเกตสถานะของอากาศยาน จะขึ้นอยู่กับเซ็นเซอร์ที่ใช้ในการวัดสถานะโดยตรงหรือเพียงส่วนย่อยของสถานะ (สมการที่ 2-35, 2-36)

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

2.2.8 ฟังก์ชันการถ่ายโอนการตอบสนองของอากาศยาน

ในการแก้สมการการเคลื่อนที่ก็เพื่อให้ได้คำอธิบายเชิงคณิตศาสตร์ สำหรับพารามิเตอร์การเคลื่อนที่ทั้งหมด โดยเป็นการตอบสนองต่อ control input หรือการรบกวนจากบรรยากาศ นอกจากการใช้วิธีการ matrix หรือในรูปแบบปริภูมิสถานะตามที่ได้กล่าวในหัวข้อก่อนหน้านี้แล้ว ยังมีการใช้วิธี Laplace transform โดยทำการแปลงสมการเชิงอนุพันธ์ให้กลายเป็นสมการพีชคณิตในรูปของ Laplace operator (s) ทำให้สามารถอธิบายระบบเป็น transfer functions เพื่อนำมาวิเคราะห์ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุต หรือลักษณะการถ่ายโอน (Transfer characteristic) ได้ค่อนข้างง่าย ทำให้การวิเคราะห์คุณสมบัติแบบไดนามิกของอากาศยานทำได้อย่างง่ายดายและรวดเร็ว โดยการใช้ Laplace transform ในการแก้สมการการเคลื่อนที่เพื่อที่จะได้ response transfer functions จากสมการเชิงอนุพันธ์สามารถแปลงสมการให้อยู่ในรูปสมการพีชคณิตในรูปของ Laplace operator (s) ได้ว่า

$$\begin{aligned} L\{\dot{x}(t)\} &= sx(s) - x(0) \\ L\{\ddot{x}(t)\} &= s^2x(s) - sx(0) - \dot{x}(0) \end{aligned} \tag{2-39}$$

เมื่อ $x(0)$ และ $\dot{x}(0)$ คือ ค่าเริ่มต้นของ $x(t)$ และ $\dot{x}(t)$ ที่เวลา $t = 0$

พิจารณาสมการการเคลื่อนที่ตามยาว (Longitudinal) สมการที่ 2-18 พิจารณาการบินที่ throttle คงที่ โดยที่

$$\begin{aligned} \dot{\theta}(t) &= q(t) \\ w(t) &\approx U_0\alpha(t) \end{aligned} \tag{2-40}$$

และเขียนให้อยู่ในรูปแบบ matrix จะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} (s - X_u) & -(X_{\dot{w}}s + X_w) & -\left((X_q - W_0)s - g\cos\Theta_0\right) \\ -Z_u & -\left((Z_{\dot{w}} - 1)s + Z_w\right) & -\left((Z_q + U_0)s - g\sin\Theta_0\right) \\ -M_u & -(M_{\dot{w}}s + M_w) & \left(s^2 - M_q s\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dfrac{u(s)}{\delta_e(s)} \\ \dfrac{w(s)}{\delta_e(s)} \\ \dfrac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix} \tag{2-41}$$

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

โดยที่ $\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{s\theta(s)}{\delta_e(s)}$

พิจารณาสมการการเคลื่อนที่ตามข้าง (Lateral-directional) สมการที่ 2-21 โดยที่

$$\begin{aligned} \dot{\phi}(t) &= p(t) \\ \dot{\psi}(t) &= r(t) \\ v(t) &\approx U_0\beta(t) \end{aligned} \tag{2-42}$$

และเขียนให้อยู่ในรูปแบบ matrix สำหรับแต่ละอินพุตควบคุม จะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} (s-Y_v) & -\left(\left(Y_p+W_0\right)s+g\cos\Theta_0\right) & -\left(\left(Y_r-U_0\right)s+g\sin\Theta_0\right) \\ -L_v' & \left(s^2-L_p's\right) & -L_r's \\ -N_v' & -N_p's & \left(s^2-N_r's\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{v(s)}{\delta_a(s)} \\ \frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} \\ \frac{\psi(s)}{\delta_a(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} \\ L_{\delta_a}' \\ N_{\delta_a}' \end{bmatrix} \tag{2-43}$$

$$\begin{bmatrix} (s-Y_v) & -\left(\left(Y_p+W_0\right)s+g\cos\Theta_0\right) & -\left(\left(Y_r-U_0\right)s+g\sin\Theta_0\right) \\ -L_v' & \left(s^2-L_p's\right) & -L_r's \\ -N_v' & -N_p's & \left(s^2-N_r's\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{v(s)}{\delta_r(s)} \\ \frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} \\ \frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_r}' \\ N_{\delta_r}' \end{bmatrix} \tag{2-44}$$

โดยที่ $\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{s\phi(s)}{\delta_a(s)}$, $\frac{p(s)}{\delta_r(s)} = \frac{s\phi(s)}{\delta_r(s)}$, $\frac{r(s)}{\delta_a(s)} = \frac{s\psi(s)}{\delta_a(s)}$ และ $\frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{s\psi(s)}{\delta_r(s)}$

ในการวิเคราะห์คุณสมบัติแบบไดนามิกของอากาศยานทำได้อย่างง่ายดายและรวดเร็ว โดยพิจารณาการตอบสนองพลวัตของอากาศยานระหว่างอินพุตกับเอาต์พุตหรือลักษณะการถ่ายโอน เพื่ออธิบาย dynamic stability modes หรือ dynamic modes (โหมดพลวัต) ของอากาศยาน โดยสมการที่แยกออกจากกันของการเคลื่อนที่สำหรับพลวัตตามยาวและตามข้าง มีดังต่อไปดังนี้

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

1) โหมดพลวัตตามยาว

1.1) โหมด short-period

โหมด short-period (รูปที่ 2.3(ก)) เป็นการแกว่งแบบที่มีความหน่วง (Damped oscillation) ในลักษณะการก้มเงย (Pitch) ของอากาศยาน โหมดนี้โดยทั่วไปจะถูกกระตุ้นเมื่ออากาศยานถูกรบกวนจากสภาวะสมดุลของการก้มเงย (Pitch equilibrium state) ทำให้เกิดการแกว่งลำดับที่สอง (Second-order oscillation) โดยลักษณะสำคัญของโหมดนี้ คือ ความถี่ธรรมชาติที่ไม่มีความหน่วง (Undamped natural frequency) โดยปกติจะอยู่ในช่วง 1 - 10 rad/s, ความหน่วง (Damping) จะมีความเสถียร แต่บ่อยครั้งที่อัตราส่วนการหน่วงต่ำกว่าที่ต้องการ, และความคงที่ของความเร็ว ในระหว่างการรบกวน ความเร็วยังคงคงที่โดยประมาณเนื่องจากผลกระทบของความเฉื่อยและโมเมนตัม ทำให้การตอบสนองความเร็วไม่มีนัยสำคัญในช่วงเวลาสั้น ๆ ของโหมด ดังนั้นสามารถประมาณการได้ว่า $u(t) \approx 0$ จากสมการที่ 2-41 จะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} \cancel{(s-X_u)} & \cancel{-(X_{\dot{w}}s+X_w)} & \cancel{\left((X_q-W_0)s-g\cos\Theta_0\right)} \\ \cancel{-Z_u} & -\left((Z_{\dot{w}}-1)s+Z_w\right) & -\left((Z_q+U_0)s-g\sin\Theta_0\right) \\ \cancel{-M_u} & -\left(M_{\dot{w}}s+M_w\right) & \left(s^2-M_q s\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cancel{\frac{u(s)}{\delta_e(s)}} \\ \frac{w(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cancel{X_{\delta_e}} \\ Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix} \tag{2-45}$$

นอกจากนี้ จะมีการตั้งข้อสมมติและเงื่อนไขเพิ่มเติม คือ $Z_{\dot{w}} \ll U_0 \rightarrow Z_{\dot{w}} \approx 0$, $Z_q \ll U_0 \rightarrow Z_q \approx 0$ และ $\sin\Theta_0 \approx \Theta_0 \approx 0$ จะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} (s-Z_w) & -U_0 s \\ -\left(M_{\dot{w}}s+M_w\right) & \left(s^2-M_q s\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{w(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix} \tag{2-46}$$

ดังนั้น จาก Cramer's rule จะทำได้ชุดสมการของ transfer function ดังต่อไปนี้

$$\frac{w(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} Z_{\delta_e} & -U_0 s \\ M_{\delta_e} & \left(s^2 - M_q s\right) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \left(s - Z_w\right) & -U_0 s \\ -\left(M_{\dot{w}} s + M_w\right) & \left(s^2 - M_q s\right) \end{vmatrix}}$$

$$= \frac{Z_{\delta_e} s\left(s - M_q\right) + M_{\delta_e} U_0 s}{s\left(s - M_q\right)\left(s - Z_w\right) - U_0 s\left(M_{\dot{w}} s + M_w\right)} \qquad (2\text{-}47)$$

$$= \frac{Z_{\delta_e}\left(s - M_q\right) + M_{\delta_e} U_0}{\left(s - M_q\right)\left(s - Z_w\right) - U_0\left(M_{\dot{w}} s + M_w\right)}$$

$$= \frac{Z_{\delta_e}\left(s + \left(U_0 \frac{M_{\delta_e}}{Z_{\delta_e}} - M_q\right)\right)}{\left(s^2 - \left(M_{\dot{w}} U_0 + M_q + Z_w\right) s + \left(M_q Z_w - M_w U_0\right)\right)}$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} \left(s - Z_w\right) & Z_{\delta_e} \\ -\left(M_{\dot{w}} s + M_w\right) & M_{\delta_e} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} \left(s - Z_w\right) & -U_0 s \\ -\left(M_{\dot{w}} s + M_w\right) & \left(s^2 - M_q s\right) \end{vmatrix}}$$

$$= \frac{M_{\delta_e}\left(s - Z_w\right) + Z_{\delta_e}\left(M_{\dot{w}} s + M_w\right)}{s\left(s - M_q\right)\left(s - Z_w\right) - U_0 s\left(M_{\dot{w}} s + M_w\right)} \qquad (2\text{-}48)$$

$$= \frac{\left(M_{\delta_e} - Z_{\delta_e} M_{\dot{w}}\right) s + \left(Z_{\delta_e} M_w - M_{\delta_e} Z_w\right)}{s\left(\left(s - M_q\right)\left(s - Z_w\right) - U_0\left(M_{\dot{w}} s + M_w\right)\right)}$$

$$= \frac{M_{\delta_e}\left(s - M_{\dot{w}} s \frac{Z_{\delta_e}}{M_{\delta_e}} + M_w \frac{Z_{\delta_e}}{M_{\delta_e}} - Z_w\right)}{s\left(s^2 - \left(M_{\dot{w}} U_0 + M_q + Z_w\right) s + \left(M_q Z_w - M_w U_0\right)\right)}$$

สามารถประมาณการให้ชุดสมการของ transfer function อยู่ในรูปอย่างง่าย คือ $-Z_w \gg \frac{Z_{\delta_e}}{M_{\delta_e}}$ จะได้ว่า

$$\frac{w(s)}{\delta_e(s)} = \frac{Z_{\delta_e}\left(s + \left(U_0 \frac{M_{\delta_e}}{Z_{\delta_e}} - M_q\right)\right)}{\left(s^2 - \left(M_{\dot{w}} U_0 + M_q + Z_w\right) s + \left(M_q Z_w - M_w U_0\right)\right)} \qquad (2\text{-}49)$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{M_{\delta_e}(s - Z_w)}{s\left(s^2 - \left(M_{\dot{w}}U_0 + M_q + Z_w\right)s + \left(M_q Z_w - M_w U_0\right)\right)} \quad (2\text{-}50)$$

จากการ reduced-order หรือลดความซับซ้อนของสมการการเคลื่อนที่ ดังนั้นสามารถหาการความหน่วง (ζ_s) และความถี่ธรรมชาติ (ω_s) ของโหมด short-period จากรูปแบบของ $s^2 + 2\zeta_s\omega_s s + \omega_s^2$ จากสมการที่ 2-49 และ 2-50 ได้ดังต่อไปนี้

$$\begin{aligned} 2\zeta_s\omega_s &= -\left(M_{\dot{w}}U_0 + M_q + Z_w\right) \approx -M_q \\ \omega_s &= \sqrt{M_q Z_w - M_w U_0} \approx \sqrt{-M_w U_0} \end{aligned} \quad (2\text{-}51)$$

1.2) โหมด phugoid

โหมด phugoid (รูปที่ 2.4(ข)) เป็นการแกว่งที่มีความหน่วงและความถี่ต่ำ (Lightly damped and low-frequency oscillation) การเคลื่อนไหวในโหมด phugoid เริ่มต้นด้วยการรบกวนเล็กน้อยในความเร็ว ในตอนแรกอากาศยานอยู่ในการบินทริมระดับที่สมดุล แต่การลดลงเล็กน้อยของความเร็วส่งผลให้แรงยกลดลง และอากาศยานสูญเสียความสูงและความเร่งเพิ่มขึ้น ซึ่งความเร่งนี้ทำให้ความเร็วและแรงยกเพิ่มขึ้น ส่งผลให้เครื่องบินเงยหน้าและไต่ระดับขึ้น ขณะที่ไต่ระดับขึ้น อากาศยานจะสูญเสียความเร็วและแรงยก ส่งผลให้เกิดการลดระดับและเกิดเป็นวงจรของการแกว่ง (Cycle of oscillation) ซ้ำ โดยลักษณะสำคัญของโหมดนี้ คือ ความถี่ธรรมชาติที่ไม่มีความหน่วง (Undamped natural frequency) โดยปกติจะอยู่ในช่วง 0.1 - 1 rad/s, มีอัตราส่วนความหน่วงที่ต่ำมาก (Low damping ratio), พลวัตของการแกว่ง โดยพื้นฐานแล้ว phugoid เป็นการเคลื่อนที่แบบฮาร์มอนิกที่มีความหน่วง (Damped harmonic) ซึ่งอากาศยานจะเคลื่อนที่ตามเส้นทางการบินแบบ sinusoidal รอบ ๆ ระดับความสูงที่การบินทริม การเคลื่อนที่นี้ค่อนข้างช้าเนื่องจากอิทธิพลของความเฉื่อยและโมเมนตัมขนาดใหญ่ ส่งผลให้เกิดความเร่งเชิงมุมต่ำหรือคงที่ และการเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะน้อยมาก ดังนั้นสามารถประมาณการได้ว่า $w(t) \approx 0$ และเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงการงมเงยน้อยจะประมาณการได้ว่า $w(t) \approx \theta(t)$ จากสมการที่ 2-41 จะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} (s-X_u) & \cancel{-(X_w s+X_w)} & -\left((X_q-W_0)s-g\cos\Theta_0\right) \\ -Z_u & -\left((Z_w+1)s+Z_w\right) & -\left((Z_q+U_0)s-g\sin\Theta_0\right) \\ \cancel{-M_u} & \cancel{-(M_w s+M_w)} & \cancel{(s^2-M_q s)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{u(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{w(s)}{\delta_e(s)} \\ \cancel{\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ \cancel{M_{\delta_e}} \end{bmatrix} \tag{2-52}$$

และจากการตั้งข้อสมมติและเงื่อนไขเพิ่มเติม คือ $Z_q \ll U_0$, $X_q - W_0 \approx 0$ และ $\Theta_0 \approx 0 \rightarrow \sin\Theta_0 \approx 0, \cos\Theta_0 \approx 1$ จะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} (s-X_u) & g \\ -Z_u & -U_0 s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{u(s)}{\delta_e(s)} \\ \frac{w(s)}{\delta_e(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \end{bmatrix} \tag{2-53}$$

ดังนั้น จาก Cramer's rule จะทำได้ชุดสมการของ transfer function ดังต่อไปนี้

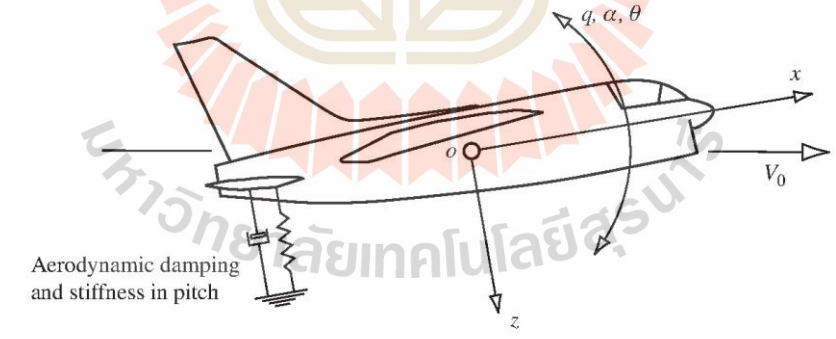
$$\begin{aligned} \frac{u(s)}{\delta_e(s)} &= \frac{\begin{vmatrix} X_{\delta_e} & g \\ Z_{\delta_e} & -U_0 s \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (s-X_u) & g \\ -Z_u & -U_0 s \end{vmatrix}} = \frac{-X_{\delta_e}U_0 s - gZ_{\delta_e}}{-sU_0(s-X_u)+gZ_u} \\ &= \frac{X_{\delta_e}U_0\left(s+\frac{gZ_{\delta_e}}{X_{\delta_e}U_0}\right)}{U_0\left(s^2-X_u s-\frac{gZ_u}{U_0}\right)} \end{aligned} \tag{2-54}$$

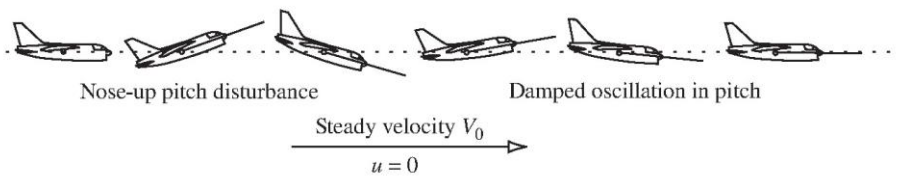
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

$$\frac{w(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\begin{vmatrix} (s-X_u) & X_{\delta_e} \\ -Z_u & Z_{\delta_e} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (s-X_u) & g \\ -Z_u & -U_0 s \end{vmatrix}} = \frac{Z_{\delta_e}(s-X_u)+X_{\delta_e}Z_u}{-sU_0(s-X_u)+gZ_u}$$
$$= \frac{Z_{\delta_e}\left(s-\left(X_u-\frac{X_{\delta_e}Z_u}{Z_{\delta_e}}\right)\right)}{U_0\left(s^2-X_u s-\frac{gZ_u}{U_0}\right)} \quad (2\text{-}55)$$

จากการ reduced-order หรือลดความซับซ้อนของสมการการเคลื่อนที่ ดังนั้นสามารถหาความหน่วง (ζ_P) และความถี่ธรรมชาติ (ω_p) ของโหมด phugoid จากรูปแบบของ $s^2+2\zeta_p\omega_p s+\omega_p^2$ จากสมการที่ 2-54 และ 2-55 ได้ดังต่อไปนี้

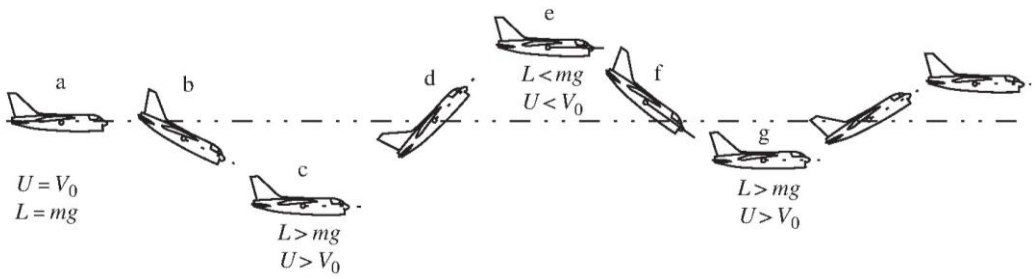
$$2\zeta_p\omega_p = -X_u$$
$$\omega_p = \sqrt{\frac{-gZ_u}{U_0}} \approx \frac{g\sqrt{2}}{U_0} \quad (2\text{-}56)$$





(ก) โหมด short-period

รูปที่ 2.3 โหมดพลวัตตามยาว



(ข) โหมด phugoid

รูปที่ 2.4 โหมดพลวัตตามยาว (ต่อ)

<u>หมายเหตุ</u> จาก Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control (น. 154-155), โดย Michael V. Cook, 2013, Butterworth-Heinemann สงวนลิขสิทธิ์ 2013, 2007 โดย Elsevier Ltd.

2) โหมดพลวัตตามข้าง

2.1) โหมด roll

โหมด roll (รูปที่ 2.5(ก)) เป็นการเคลื่อนที่แบบหมุน (Rolling) ที่ไม่เป็นการแกว่ง (Nonoscillatory) เป็นปัจจัยสำคัญในการรักษาเสถียรภาพในพลวัตตามข้างของอากาศยาน หลักการที่ควบคุมพฤติกรรมของโหมด roll แสดงด้วยตัวอย่างเช่น อากาศยานได้รับโมเมนต์การหมุนจากการรบกวนที่เป็นบวก ตามกฎการเคลื่อนที่ข้อที่สองของนิวตัน สิ่งนี้นำไปสู่การเกิดความเร่งเชิงมุมและการเคลื่อนที่แบบหมุน แรงยกที่แตกต่างกัน (Differential lift) ที่เกิดขึ้นจากการเอียงของปีกสร้างโมเมนต์การหมุนย้อนกลับ ทำให้เกิดการสะสมในอัตราการหมุนจนกระทั่งรักษาสมดุลกับโมเมนต์การหมุนรบกวน ส่งผลให้เกิดอัตราการหมุนที่คงที่ สำหรับในสถานการณ์จริง พฤติกรรมดังกล่าวเป็นเพียงชั่วคราว ไม่ต่อเนื่อง อากาศยานจะมีกลไกการหน่วงในการควบคุมพฤติกรรมทางกายภาพที่อธิบายนี้ ซึ่งทำให้ความเสถียรในสถานการณ์การบินปกติเป็นแบบเชิงเส้น นี่คือเหตุผลที่โหมดนี้บางครั้งถูกเรียกว่า damping in roll สำหรับเครื่องบินรบสมัยใหม่ที่ทำงานภายใต้สภาวะอากาศพลศาสตร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้นอย่างมาก เช่น ที่มุมปะทะสูง สภาวะทางกายภาพที่ควบคุมพฤติกรรมของโหมด roll อาจล่มสลาย นำไปสู่การสูญเสียเสถียรภาพในการหมุน ทำให้เกิดการหมุนออกจากทิศทางอย่างรวดเร็วและทำให้เกิดการเคลื่อนที่ตามข้างที่อาจเป็นอันตราย

ในกรณีที่การรบกวน (Perturbation) มีค่าน้อย จะสังเกตได้ว่าโหมด roll จะมีลักษณะการเคลื่อนที่แบบหมุนอย่างเดียว โดยการ sideslip หรือ yaw จะน้อยมาก ดังนั้น จึงสามารถใช้ reduced-order model ของ lateral-directional dynamics ได้โดยเก็บ

เฉพาะโหมด roll mode ไว้ ประมาณการได้ว่า $v(t)=\psi(t)\approx 0$ และ $\delta_r \approx 0$ จากสมการที่ 2-43 จะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} \cancel{(s-Y_v)} & \cancel{-\left((Y_p+W_0)s+g\cos\Theta_0\right)} & \cancel{-\left((Y_r-U_0)s+g\sin\Theta_0\right)} \\ \cancel{-L_v'} & \left(s^2-L_p's\right) & \cancel{-L_r's} \\ \cancel{-N_v'} & \cancel{-N_p's} & \cancel{\left(s^2-N_r's\right)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cancel{\frac{v(s)}{\delta_a(s)}} \\ \frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} \\ \cancel{\frac{\psi(s)}{\delta_a(s)}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cancel{Y_{\delta_a}} \\ L_{\delta_a}' \\ \cancel{N_{\delta_a}'} \end{bmatrix} \tag{2-57}$$

และถ้าหาก $I_{xx} \gg I_{xz}$ และ $I_{zz} \gg I_{xz}$ จะสามารถเขียนได้ว่า

$$\left[s\left(s-L_p\right)\right]\left[\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)}\right]=\left[L_{\delta_a}\right] \tag{2-58}$$

ดังนั้น จาก Cramer's rule จะทำได้ชุดสมการของ transfer function ดังต่อไปนี้

$$\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)}=\frac{L_{\delta_a}}{s\left(s-L_p\right)} \tag{2-59}$$

สำหรับนักบิน โหมด roll จะปรากฏเป็นการล่าช้าในการตอบสนองการ roll ต่ออินพุตควบคุม ค่าคงที่ของเวลา (Time constant) ในการล่าช้าขึ้นอยู่กับโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานในการ roll และคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของปีกเป็นหลัก โดยปกติจะอยู่ที่ประมาณ 1 วินาที หรือน้อยกว่าในอากาศยานรูปแบบทั่วไป และจากสมการที่ 2-59 สามารถประมาณการค่าคงที่ของเวลา (T_r) ของโหมด roll ได้จากสมการดังต่อไปนี้

$$T_r=-\frac{1}{L_p} \tag{2-60}$$

2.2) โหมด spiral

โหมด spiral (รูปที่ 2.5(ข)) เป็นการเคลื่อนที่ที่ไม่เป็นการแกว่ง (Nonoscillatory) ของอากาศยาน และมักจะเกิดขึ้นอย่างช้า ๆ โดยเป็นการเคลื่อนที่สัมพันธ์กันอย่างซับซ้อน (Complex coupled motion) ในการ roll, yaw และ sideslip โหมด spiral มักถูกกระตุ้นโดยการรบกวนในการ sideslip และโดยปกติจะตามมาด้วยการรบกวนในการ roll ตัวอย่างเช่น หากการรบกวนทำให้เกิดมุม roll เล็กน้อย สิ่งนี้ทำให้เกิดความเร็วในการ sideslip ซึ่งจะทำให้เกิดโมเมนต์ yawing เนื่องจากแรงยกของหางตั้งของอากาศยาน การเคลื่อนที่ yawing นี้ทำให้เกิดการแรงยกที่แตกต่างกันออกไปตลอดช่วงปีก ทำให้เกิดการ roll เพิ่มเติมและทำให้การรบกวนเดิมรุนแรงขึ้น พลวัตของโหมด spiral เกี่ยวข้องกับการสมดุลระหว่างผลกระทบที่เกิดจากหางตั้งอากาศยาน (Fin effect) และผลกระทบที่เกิดจาก dihedral ของปีก (Dihedral effect) ผลกระทบเหล่านี้มักจะเกือบเท่ากัน ทำให้เกิดความสมดุลที่ละเอียดอ่อนซึ่งเป็นตัวกำหนดความเสถียรของโหมด spiral ถ้าหากผลกระทบที่เกิดจาก dihedral เป็นส่วนที่โดดเด่น โหมด spiral จะเสถียรและ convergent ถ้าผลกระทบที่เกิดจากหางตั้งอากาศยานเป็นส่วนที่โดดเด่น โหมด spiral จะไม่เสถียรและ divergent บ่อยครั้งโหมดเหล่านี้จะเสถียรเกือบกลาง ซึ่งหมายถึงไม่มีการ convergent หรือ divergent ค่าคงที่เวลาในกรณีดังกล่าวมักจะมีขนาดใหญ่มาก ชี้ให้เห็นถึงการฟื้นตัวจากการรบกวนช้าหรืออัตรา divergence ช้า เมื่อพิจารณาโหมด spiral ที่ไม่เสถียรจะนำไปสู่เส้นทางการบินที่ divergence อย่างช้า ๆ ทั้งในการ roll และ yaw พร้อมกับการสูญเสียความสูงทีละน้อย ทำให้เกิดการลดระดับในรูปแบบของ spiral แม้ว่าสิ่งนี้อาจเป็นอันตราย แต่อัตรา divergence ที่ช้ามักจะทำให้นักบินสามารถจัดการได้อย่างมีประสิทธิภาพ

ค่าคงที่ของเวลา (T_s) ของโหมด spiral สามารถประมาณการได้จากสมการดังต่อไปนี้

$$T_s \cong -\frac{U_0\left(L_v N_p - L_p N_v\right)}{g\left(L_r N_v - L_v N_r\right)} \tag{2-61}$$

สำหรับโหมด spiral ที่เสถียร ต้องการให้ค่าคงที่เวลาเป็นค่าบวก โดยปกติแล้วสำหรับอากาศยานส่วนใหญ่ โดยเฉพาะอย่างยิ่งในการบินที่มีความเร็วต่ำกว่าเสียง

$$\begin{aligned} &\left(L_v N_p - L_p N_v\right) > 0 \\ &L_v N_r > L_r N_v \end{aligned} \tag{2-62}$$

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

2.3) โหมด dutch roll

โหมด dutch roll (รูปที่ 2.6(ค)) เป็นการแกว่งแบบที่มีความหน่วง (Damped oscillation) ในลักษณะการ yaw ของอากาศยาน ซึ่งยังเชื่อมโยง (Couples) กับการ roll โดยโหมด dutch roll นั้นคล้ายกับโหมด short-period เนื่องจากโมเมนต์ความเฉื่อยในการ pitch และ yaw มีขนาดใกล้เคียงกัน ความถี่ของทั้งสองโหมดจึงมีลำดับที่ใกล้เคียงกัน อย่างไรก็ตาม ความหน่วงในโหมด dutch roll มักจะไม่เพียงพอ เนื่องจากหางตั้งของอากาศยานมีประสิทธิภาพน้อยกว่าในฐานะตัวหน่วงเมื่อเทียบกับหางแนวนอนของอากาศยาน การรบกวนของโหมด dutch roll สามารถมองเห็นได้เมื่อเครื่องบินถูกจำกัดในการ yaw โดย aerodynamic spring (ซึ่งหลัก ๆ ขึ้นอยู่กับหางตั้งของอากาศยาน) การรบกวนการ yaw ทำให้เกิดโมเมนต์ yawing ย้อนกลับและการเคลื่อนที่แบบแกว่ง การแกว่งในการ yaw ทำให้เกิดแรงยกและแรงต้านที่แตกต่างกันตามแนวปีก นำไปสู่การแกว่งตัวในการ roll ที่ตามหลังการแกว่งตัวในการ yaw ประมาณ 90 องศา ความหน่วงและความแข็งแกร่ง (Stiffness) ในการ yaw ซึ่งเป็นกำหนดคุณลักษณะของโหมด ได้รับอิทธิพลอย่างมากจากคุณสมบัติอากาศพลศาสตร์ของหางตั้งของอากาศยาน หางตั้งขนาดใหญ่เป็นสิ่งที่ต้องการสำหรับโหมด dutch roll ที่เสถียร แต่ข้อกำหนดนี้ขัดแย้งกับความต้องการสำหรับโหมด spiral ที่เสถียร สิ่งนี้ส่งผลให้เกิดการออกแบบที่ประนีประนอม (Design compromise) ซึ่งมักนำไปสู่อากาศยานที่มีโหมด spiral ที่ไม่ค่อยเสถียรและโหมด dutch roll ที่ความหน่วงไม่ดี

ในกรณีที่การรบกวน (Perturbation) มีค่าน้อย จะสังเกตได้ว่าโหมด dutch roll จะมีลักษณะการเคลื่อนที่ไม่เกี่ยวข้องกับการแบบหมุน ดังนั้น จึงสามารถใช้ reduced-order model ของ lateral-directional dynamics ประมาณการได้ว่า $\theta(t) \approx 0$ และจากสมการที่ 2-44 จะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} (s-Y_v) & \cancel{-\left((Y_p+W_0)s+g\cos\Theta_0\right)} & -\left((Y_r-U_0)s+g\sin\Theta_0\right) \\ \cancel{-L_v'} & \cancel{\left(s^2-L_p's\right)} & \cancel{-L_r's} \\ -N_v' & \cancel{-N_p's} & \left(s^2-N_r's\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{v(s)}{\delta_r(s)} \\ \cancel{\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)}} \\ \frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_r} \\ \cancel{L_{\delta_r}'} \\ N_{\delta_r}' \end{bmatrix} \tag{2-63}$$

และถ้าหาก $I_{xx} \gg I_{xz}$, $I_{zz} \gg I_{xz}$ และ $\Theta_0 \approx 0$ จะสามารถเขียนได้ว่า

$$\begin{bmatrix} (s-Y_v) & -(Y_r-U_0)s \\ -N_v & (s^2-N_r s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dfrac{v(s)}{\delta_r(s)} \\ \dfrac{\psi(s)}{\delta_r(s)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_r} \\ N_{\delta_r} \end{bmatrix} \tag{2-64}$$

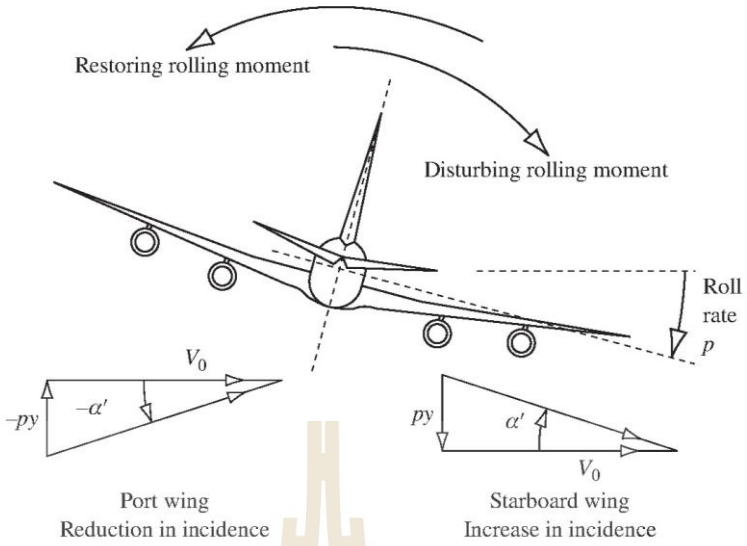
ดังนั้น จาก Cramer's rule จะทำได้ชุดสมการของ transfer function ดังต่อไปนี้

$$\begin{aligned} \frac{v(s)}{\delta_r(s)} &= \frac{\begin{vmatrix} Y_{\delta_r} & -(Y_r-U_0)s \\ N_{\delta_r} & s(s-N_r) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (s-Y_v) & -(Y_r-U_0)s \\ -N_v & s(s-N_r) \end{vmatrix}} = \frac{Y_{\delta_r}(s-N_r)+N_{\delta_r}(Y_r-U_0)}{(s-Y_v)(s-N_r)-N_v(Y_r-U_0)} \\ &= \frac{Y_{\delta_r}\left(s-\left(N_r-\dfrac{N_{\delta_r}(Y_r-U_0)}{Y_{\delta_r}}\right)\right)}{s^2-(N_r+Y_v)s+(N_rY_v-N_v(Y_r-U_0))} \end{aligned} \tag{2-65}$$

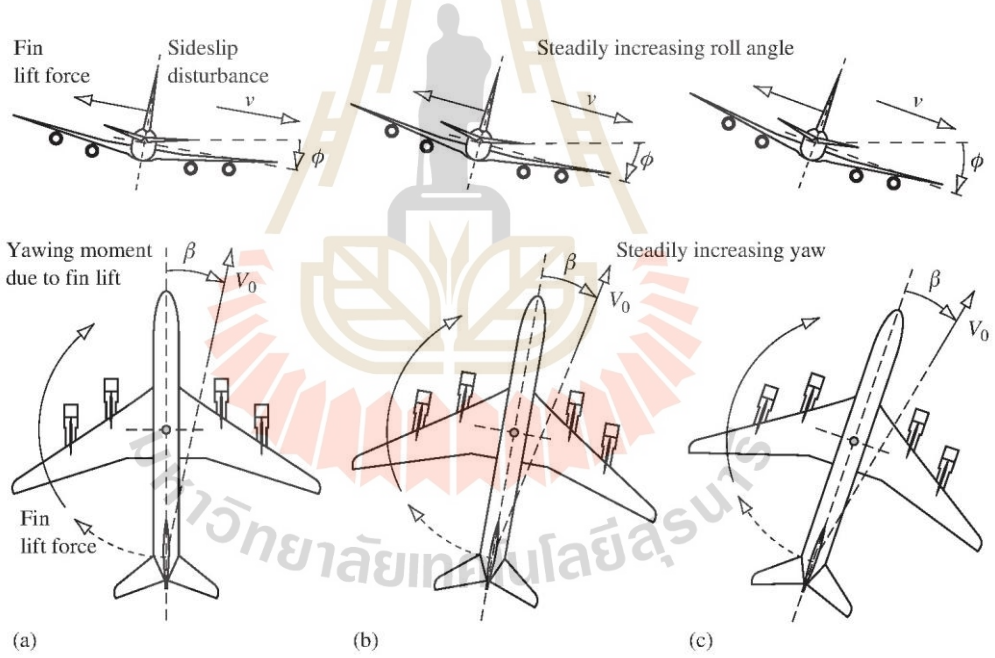
$$\begin{aligned} \frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} &= \frac{\begin{vmatrix} (s-Y_v) & Y_{\delta_r} \\ -N_v & N_{\delta_r} \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (s-Y_v) & -(Y_r-U_0)s \\ -N_v & s(s-N_r) \end{vmatrix}} \\ &= \frac{N_{\delta_r}\left(s-\left(Y_v-\dfrac{N_vY_{\delta_r}}{N_{\delta_r}}\right)\right)}{s\left(s^2-(N_r+Y_v)s+(N_rY_v-N_v(Y_r-U_0))\right)} \end{aligned} \tag{2-66}$$

จากการ reduced-order หรือลดความซับซ้อนของสมการการเคลื่อนที่ และ $Y_r \ll U_0$ ดังนั้นสามารถหาความหน่วง (ζ_d) และความถี่ธรรมชาติ (ω_d) ของโหมด dutch roll จากรูปแบบของ $s^2+2\zeta_d\omega_d s+\omega_d^2$ จากสมการที่ 2-65 และ 2-66 ได้ดังต่อไปนี้

$$\begin{aligned} 2\zeta_d\omega_d &\cong -(N_r+Y_v) \\ \omega_d &\cong \sqrt{N_rY_v+U_0N_v} \cong \sqrt{U_0N_v} \end{aligned} \tag{2-67}$$

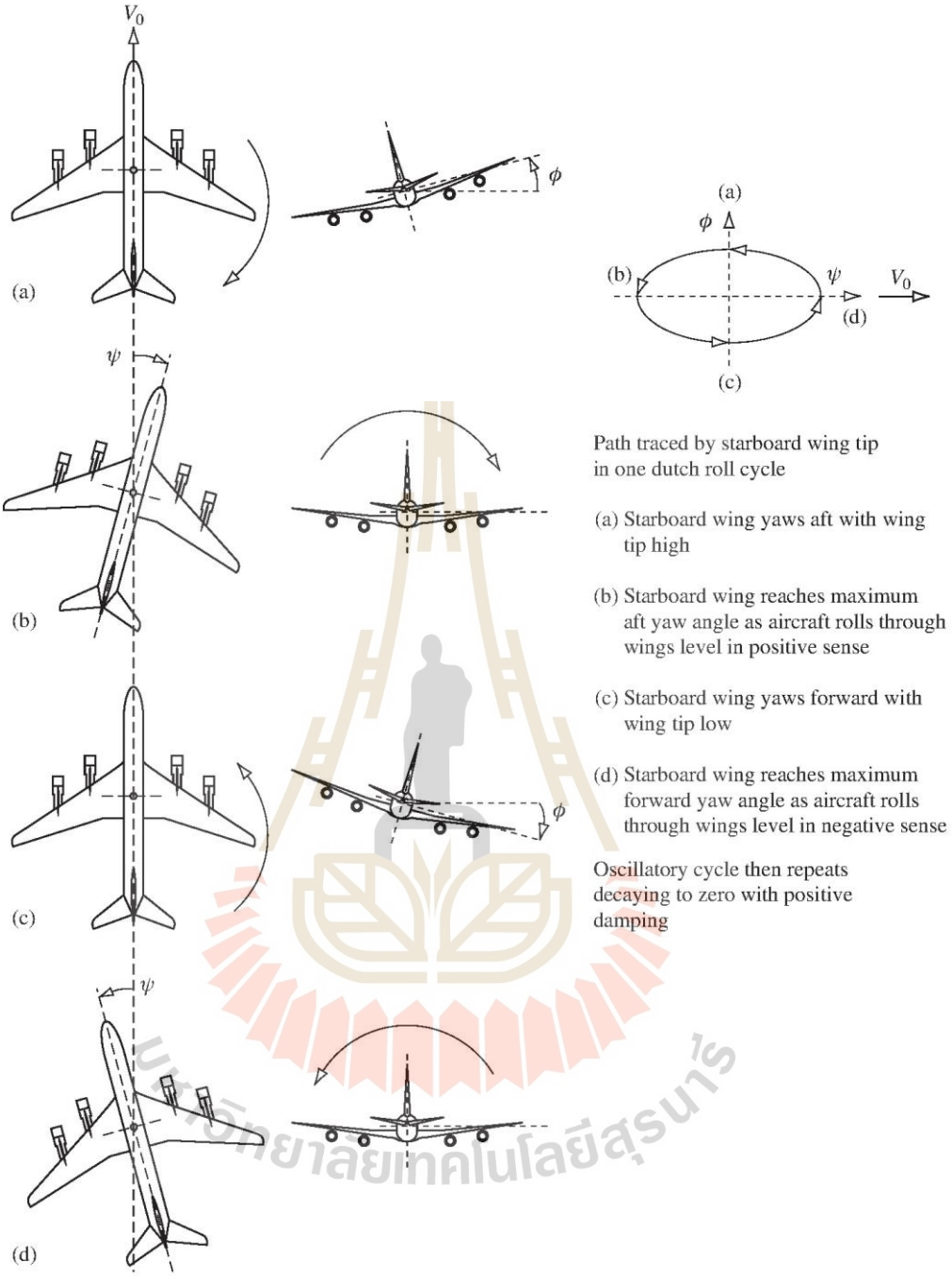


(ก) โหมด roll



(ข) โหมด spiral

รูปที่ 2.5 โหมดพลวัตตามยาว



ค) โหมด dutch roll

รูปที่ 2.6 โหมดพลวัตตามยาว (ต่อ)

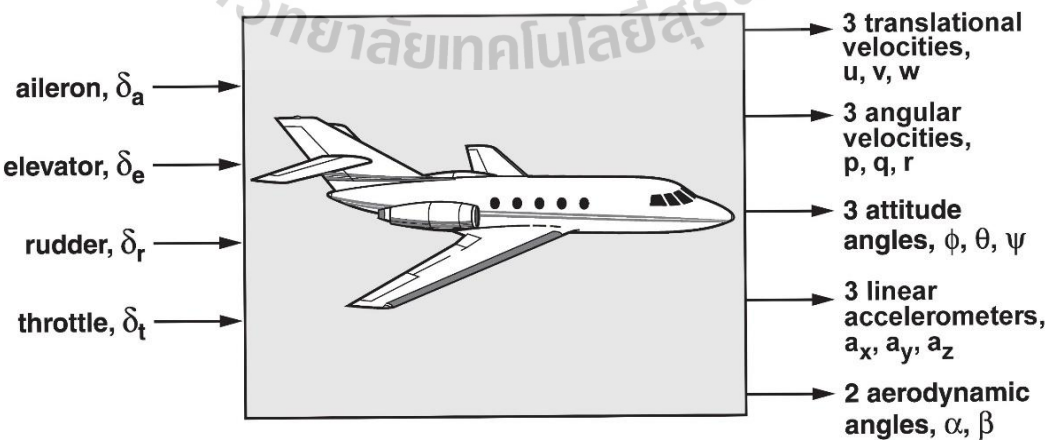
<u>หมายเหตุ</u> จาก Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control (น. 193-194 และ 196), โดย Michael V. Cook, 2013, Butterworth-Heinemann สงวนลิขสิทธิ์ 2013, 2007 โดย Elsevier Ltd.

จากการศึกษาสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานเพื่อประมาณการหาพารามิเตอร์แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในการอธิบายระบบทางกายภาพของ UAV ในหัวข้อต่อไปจะทำการศึกษากระบวนการในการประมาณการหาพารามิเตอร์แบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยวิธีการระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน

2.3 การระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน

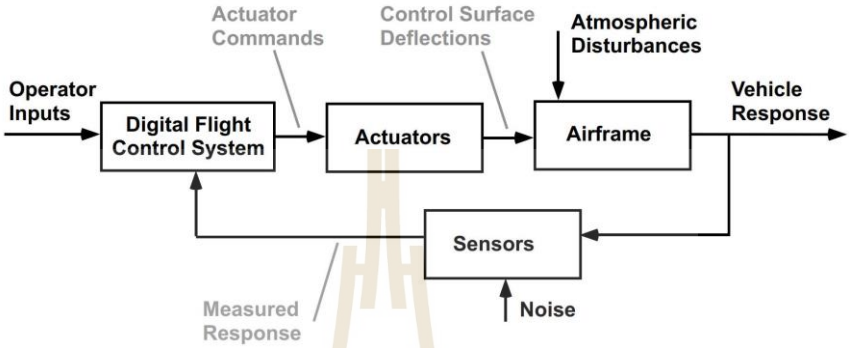
Morelli and Klein (2006) ได้กล่าวไว้ว่า การระบุเอกลักษณ์ระบบ (System identification) เป็นกระบวนการในการประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับระบบทางกายภาพ โดยอาศัยกระบวนการสังเกตหรือการวัดในการรับข้อมูลอินพุตและเอาต์พุตของระบบ สำหรับอากาศยาน Tischler and Remple (2006) ได้กล่าวไว้ว่า การระบุเอกลักษณ์ระบบเป็นกระบวนการในการระบุลักษณะพฤติกรรมการตอบสนองแบบพลวัตของอากาศยาน ระบบย่อยหรือส่วนประกอบแต่ละชิ้น อย่างแม่นยำจากข้อมูลที่วัดได้จากการบินทดสอบ

การตอบสนองพลวัตของอากาศยาน เช่น ความเร็วในแนวแกน (Translational velocities), ความเร็วเชิงมุม (Angular velocities), ท่าทางการบิน (Attitudes) หรือมุมออยเลอร์ (Euler angles), ความเร่ง (Accelerometers) และมุมทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic angles) เกิดจากการเปลี่ยนแปลงอินพุตควบคุม (Control inputs) ซึ่งเมื่อกล่าวถึงอากาศยานรูปแบบทั่วไป อินพุตควบคุม คือ พื้นบังคับของอากาศยาน ที่ประกอบไปด้วย aileron สำหรับการควบคุมทิศทาง roll, elevator สำหรับควบคุมทิศทาง pitch, rudder สำหรับควบคุมทิศทาง yaw และ throttle สำหรับควบคุมความเร็ว ดังแสดงในรูปที่ 2.7 และสำหรับ UAV สถาปัตยกรรมการควบคุมพื้นฐานที่ใช้กันทั่วไป แสดงในรูปที่ 2.8



รูปที่ 2.7 ระบบอินพุต-เอาต์พุตของอากาศยานชนิดปีกตรึง

หมายเหตุ จาก Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples (น. 2), โดย Mark B. Tischler และ Robert K. Remple, 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2006 โดย American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.



รูปที่ 2.8 สถาปัตยกรรมการควบคุมพื้นฐานสำหรับ UAV

หมายเหตุ จาก Rapid Frequency-Domain Modeling Methods for Unmanned Aerial Vehicle Flight Control Applications โดย Colin R. Theodore, Mark B. Tischler และ Jason D. Colbourne, 2004, Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 4, p. 737. สงวนลิขสิทธิ์ โดย American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

การระบุเอกลักษณ์ระบบเป็นวิธีการที่มีความสามารถสูงสำหรับการประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบพลวัตที่แม่นยำ ได้อย่างรวดเร็วและมีประสิทธิภาพ จากการวัดการตอบสนองพลวัตที่เกิดจากอินพุตควบคุม วิธีในการระบุเอกลักษณ์ระบบสามารถแยกออกได้เป็น 2 วิธีด้วยกัน คือ วิธีการในโดนเมนความถี่ (Frequency-domain) และวิธีการในโดนเมนเวลา (Time-domain) โดยทั้งสองวิธีสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน Tischler and Remple (2006) ได้กล่าวว่า วิธีการเหล่านี้มีความคล้ายคลึงกัน คือ ผลลัพธ์ที่ดีขึ้นอยู่กับกระบวนการนำอินพุตหรือการรบกวนภายนอกให้กับระบบ หรือการกระตุ้น (Excitation) ได้เพียงพอหรือเหมาะสมต่อโหมดพลวัตที่สำคัญ เช่น การ roll, pitch เป็นต้น; การใช้มัลติเพิลอินพุตจะต้องไม่สัมพันธ์หรือเกี่ยวข้องกันอย่างสมบูรณ์; สามารถประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลอง parametric - แบบจำลองฟังก์ชันถ่ายโอน (Single Input, Single Output: SISO) และแบบจำลองปริภูมิสถานะ (Multiple Input, Multiple Output: MIMO); และแบบจำลองต่างๆ จะได้รับการตรวจสอบในโดเมนเวลาในลำดับสุดท้าย และทั้งสองวิธีมีความแตกต่าง ดังแสดงในตารางที่ 2.1 และ 2.2

ตารางที่ 2.1 การเปรียบเทียบการระบุเอกลักษณ์ระบบระหว่างวิธีการในโดนเมนความถี่และโดเมนเวลา

คุณลักษณะเฉพาะ	วิธีการในโดเมนความถี่	วิธีการในโดเมนเวลา
วิธีการสำหรับแบบจำลอง	เหมาะสำหรับแบบจำลองเชิงเส้น และใช้แบบจำลอง describing function สำหรับอธิบายแบบจำลองไม่เชิงเส้น	เหมาะสำหรับทั้งแบบจำลองเชิงเส้นและไม่เชิงเส้น
ข้อมูลเริ่มต้น	ประกอบด้วยการตอบสนองตามความถี่ (ได้มาจากข้อมูล time-history)	ประกอบด้วยข้อมูล time-history
วิธีการระบุแบบจำลอง	โดยการเปรียบเทียบการตอบสนองความถี่ที่คาดการณ์กับที่วัดได้	โดยการเปรียบเทียบ time-history ที่คาดการณ์กับที่วัดได้
การเริ่มต้นวิธีการ	เริ่มด้วยการคำนวณการตอบสนองต่อความถี่ จากนั้นวิเคราะห์โครงสร้างแบบจำลองเบื้องต้น และถ้าจำเป็น ระบุโครงสร้างแบบจำลอง parametric ที่ละเอียดและแม่นยำยิ่งขึ้น	ต้องเริ่มต้นโดยการสมมติหรือระบุโครงสร้างแบบจำลอง parametric
การรบกวน (Noise)	ผลกระทบการเอนเอียง (Bias effects) ของการรบกวนในการวัดการตอบสนองและการรบกวนของกระบวนการจะถูกกำจัดออกจากการวิเคราะห์	ต้องทำการระบุแบบจำลองของการรบกวน ถ้าการมีอยู่ของการรบกวนถูกละเลย (ไม่ว่าจะเป็น output error หรือ equation error formulation) จะทำให้เกิดการเอนเอียงในผลการระบุเอกลักษณ์
การวัดอิสระ (Independent measure)	มี Coherence function ให้การวัดโดยตรงและอิสระเพื่อประเมินการกระตุ้นระบบ, คุณภาพข้อมูล และความเป็นเชิงเส้นของการตอบสนองของระบบ	ไม่มีเมตริกอิสระในการประเมินการกระตุ้นระบบและความเชิงเส้น
การตอบสนอง	จับคู่การตอบสนองเฉพาะในช่วงความถี่ที่ข้อมูลมีความแม่นยำ	จับคู่ในช่วงเวลา (และความถี่) เดียวกัน
การหน่วงของเวลา (Time delays)	ทำการระบุการหน่วงของเวลาได้โดยตรงและเที่ยงตรง มาจากการเปลี่ยนแปลงเฟสเชิงเส้น (Linear phase shift) กับความถี่	ไม่ได้ระบุโดยตรง
ความเอนเอียง (Bias) หรือการเปลี่ยนแปลงอ้างอิง (Reference shifts)	ไม่มีความเอนเอียงหรือการเปลี่ยนแปลงอ้างอิงที่ต้องระบุ	ต้องทำการระบุและสามารถเกี่ยวข้องกับพารามิเตอร์ทางอากาศพลศาสตร์ได้

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

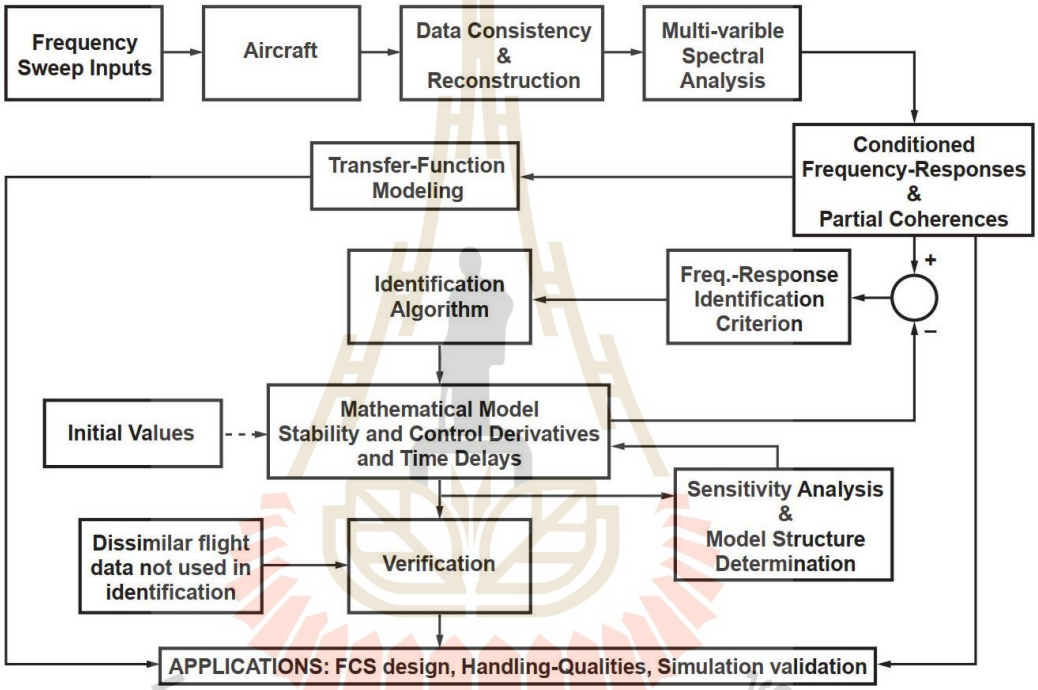
ตารางที่ 2.2 การเปรียบเทียบการระบุเอกลักษณ์ระบบระหว่างวิธีการในโดนเมนความถี่และโดเมนเวลา (ต่อ)

คุณลักษณะเฉพาะ	วิธีการในโดเมนความถี่	วิธีการในโดเมนเวลา
จำนวนจุด (Point) ข้อมูล	ใช้จุดข้อมูลจำนวนน้อยในเกณฑ์การระบุซ้ำ ซึ่งช่วยเพิ่มประสิทธิภาพในการคำนวณ	ใช้จุดข้อมูลจำนวนมากในเกณฑ์การระบุซ้ำ (เช่น เพิ่มขึ้น 30 เท่า)
อัลกอริทึมหรือสมการที่ใช้	อัลกอริทึมการระบุเอกลักษณ์มีประสิทธิภาพมากเนื่องจากการตอบสนองตามความถี่ถูกกำหนดโดยวิธีการเชิงพีชคณิตจากพารามิเตอร์ที่อัปเดต	สมการการเคลื่อนที่ต้องถูกผสานเชิงตัวเลขตามเวลาสำหรับแต่ละการอัปเดตซ้ำในพารามิเตอร์
ระบบที่ไม่เสถียร	ได้ผลลัพธ์ที่ดีกับระบบที่ไม่เสถียร (เช่น เฮลิคอปเตอร์ อากาศยานขับไล่ที่มีประสิทธิภาพสูง)	การใช้เทคนิคพิเศษกับระบบที่ไม่เสถียรอาจทำให้คุณภาพของผลลัพธ์ลดลงได้
อินพุตทั่วไป	การความถี่กวาด (Frequency sweep) หรือ บรอดแบนด์อินพุต ที่มีการบันทึกการบินทดสอบนานกว่ามัลติสเต็ปอินพุต (Multistep inputs)	มัลติสเต็ปอินพุต (เช่น doublets, 3-2-1-1) มีการบันทึกที่สั้นกว่า
ขอบเขตความแม่นยำของพารามิเตอร์	ประมาณการได้แม่นยำ	การประมาณการอาจเป็นค่าในอุดมคติหรือดีมากกินไป (very optimistic) โดยค่าจริงอาจคาดเคลื่อนไป 5 – 10 เท่า

นอกจากนี้ Simsek, Haser, Orhan, and Tekinalp (2016) ได้ทำการศึกษาเปรียบเทียบระหว่างวิธีการในโดเมนเวลาและโดเมนความถี่สำหรับระบบพลวัตของ UAV พบได้ชัดว่ามีทั้งความแตกต่างในวิธีการและเป้าหมายร่วมกัน วิธีการในโดเมนเวลาวิเคราะห์ข้อมูลที่ขึ้นกับเวลา ทำให้สามารถประมาณการพารามิเตอร์ได้กับแบบจำลองทั้งแบบเชิงเส้นและไม่เชิงเส้น แต่อาจพบปัญหาเมื่อเผชิญกับสัญญาณรบกวน สำหรับวิธีการในโดเมนความถี่นั้นแปลงข้อมูลนี้เป็นสเปกตรัมความถี่ ให้มุมมองที่เชิงเส้นซึ่งมักจะเร็วและมีความแกร่ง (Robust) กว่า โดยเฉพาะในการต้านทานต่อสัญญาณรบกวน อย่างไรก็ตาม ทั้งสองวิธีมีเป้าหมายสุดท้ายเหมือนกัน นั่นคือการจำลองพลวัตของ UAV จากข้อมูลการบินทดสอบอย่างแม่นยำ เพื่อนำมาใช้ในการออกแบบระบบควบคุมและการจำลองการบิน

จากการศึกษาการระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน วิธีการทั้งสองนั้นอาจมีความแตกต่างในวิธีการแต่สามารถประมาณการแบบจำลองพลวัตของ UAV ได้แม่นยำเหมือนกัน ดังนั้นในการวิจัยฉบับนี้ ผู้วิจัยเลือกใช้วิธีการในโดนเมนความถี่สำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบ ในการประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัตแบบเชิงเส้นของ UAV ขนาดเล็กชนิดปีกตรึงจากข้อมูลการบิน และทำการศึกษาเกี่ยวกับขั้นตอนการระบุเอกลักษณ์ระบบในหัวข้อต่อไป

2.4 การระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่



รูปที่ 2.9 แผนผังการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่

หมายเหตุ จาก Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples (น. 26), โดย Mark B. Tischler และ Robert K. Remple, 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2006 โดย American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

การวิจัยและพัฒนา UAV ขนาดเล็กชนิดปีกตรึงมีหลายงานวิจัยที่ยืนยันได้ว่าการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดนเมนความถี่มีประสิทธิภาพสูงในการประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัต เช่น Woodrow, Tischler, Mendoza, Hagerott, and Hunter (2013) ได้ศึกษาเกี่ยวกับการสร้าง UAV สำหรับการศึกษาที่มีต้นทุนต่ำ และใช้การระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมน

ความถี่โดยใช้เซ็นเซอร์ราคาถูกและข้อมูลจากในการทดสอบในการหาแบบจำลองพลวัตเพื่อนำไปวิเคราะห์พลศาสตร์การบิน, Matt, Hagerott, Svoboda, Chao, and Flanagan (2021) ได้ศึกษาเกี่ยวกับความท้าทายของการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ ในระบบ UAV ชนิดปีกบินขนาดเล็ก โดยได้มีการออกแบบการบินทดสอบและการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง,และ Dorobantu, Murch, Mettler, and Balas (2013) ได้ศึกษาเกี่ยวกับขั้นตอนการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่จากข้อมูลการบินที่เหมาะสมกับ UAV ขนาดเล็กที่มีความสามารถในการวัดของเซ็นเซอร์ที่จำกัด โดยเป็นวิธีการที่ง่ายแต่มีประสิทธิภาพ เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองกับการประมาณการแบบจำลอง physics-based ด้วยทฤษฎีระบบเชิงเส้น เป็นต้น โดยกระบวนการการระบุเอกลักษณ์ในโดเมนความถี่ Tischler and Remple (2006) ได้นำเสนอไว้ ดังแสดงไว้ในรูปที่ 2.9 มีรายละเอียดดังต่อนี้

กระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่ เริ่มต้นด้วยการกระตุ้นระบบพลวัตของอากาศยาน โดย “Frequency Sweep Inputs” ใช้ time-history data จากการทดสอบ เช่น จากการบินทดสอบ, การบินโดยใช้เครื่องจำลองการบิน หรือจากโต๊ะทดสอบ เป็นต้น ที่ถูกสร้างขึ้นจากการป้อนข้อมูลโดยนักบินหรือคอมพิวเตอร์ เช่น การกวาด (Sweep) หรืออินพุตอื่น ๆ, ต่อมาในส่วนของ “Data Consistency & Reconstruction” ตรวจสอบคุณภาพของข้อมูลที่รวบรวมว่ามีความเหมาะสมหรือสอดคล้องกันในขอบเขตที่เป็นไปได้ โดยปราศจากการรบกวน (Noise) เช่น Deterministic error (Scale-factor errors) และ Nondeterministic errors (Dropouts และ Spikes) โดยความไม่สอดคล้องใด ๆ จะได้รับการแก้ไขผ่านการสร้างข้อมูลใหม่หรือการกรอง ทำให้มั่นใจว่าข้อมูลมีความน่าเชื่อถือและแม่นยำ, ต่อมาในส่วนของ " Multivariable Spectral Analysis" ดำเนินการวิเคราะห์สเปกตรัม ซึ่งเป็นลักษณะทั่วไปแบบ MISO ของ SISO FFT (Fast Fourier Transform) แบบง่าย จำเป็นสำหรับการประยุกต์ใช้งานการระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยานส่วนใหญ่ เนื่องจากข้อมูลการบินทดสอบจริงเกี่ยวข้องกับอินพุตควบคุมหลายตัวและสัมพันธ์กันบางส่วนอย่างหลีกเลี่ยงไม่ได้ในระหว่างการกระตุ้นเดียว การทำซ้ำกระบวนการนี้สำหรับแต่ละข้อมูลเอาต์พุตของอากาศยานจะทำให้ได้ฐานข้อมูลการตอบสนองความถี่แบบ MIMO โดยแมทริกซ์การตอบสนองความถี่แบบ MIMO นั้นถือเป็นแบบจำลองการตอบสนองของอากาศยานแบบ nonparametric เนื่องจากสามารถอธิบายพฤติกรรมการตอบสนองต่ออินพุตได้อย่างครบถ้วนโดยไม่ต้องกำหนดโครงสร้างแบบจำลอง (Model structure) หรือกำหนดพารามิเตอร์แบบจำลอง โดยแบบจำลอง nonparametric เหล่านี้สนับสนุนการประยุกต์ใช้งานโดยตรงหลายอย่าง “Applications” เช่น การออกแบบและวิเคราะห์ระบบควบคุมการบิน (Flight control systems), การกำหนดระยะขอบความเสถียร (Stability margin), การวิเคราะห์คุณภาพการบินโดยนักบิน (Piloted handling-qualities) และการตรวจสอบความถูกต้องและปรับปรุงแบบจำลองของการจำลองการบิน (Simulation models) เป็นต้น และผลพลอยได้ที่สำคัญของการวิเคราะห์สเปกตรัมนี้ คือ Coherence Function

ซึ่งให้ข้อมูลสำคัญเกี่ยวกับความแม่นยำของการตอบสนองความถี่ ซึ่งเป็นส่วนของ “Conditioned Frequency Responses & Partial Coherences” ต่อมาเมื่อจำเป็นต้องใช้แบบจำลอง parametric การสร้างแบบจำลองฟังก์ชันถ่ายโอนเป็นขั้นตอนที่รวดเร็วในกระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบ “Transfer-Function Modeling” แบบจำลองฟังก์ชันการถ่ายโอนมักเพียงพอสำหรับขั้นตอนสุดท้ายของการระบุเอกลักษณ์ระบบสำหรับการประยุกต์ใช้งานหลายอย่าง “Applications” เช่น การสังเคราะห์ระบบควบคุมการบินติดตามการเคลื่อนไหวของค่าลักษณะเฉพาะของฟังก์ชันถ่ายโอนโดยใช้แผนภูมิรูท-โลคัส (Root-locus plots), การวิเคราะห์ piloted handling-qualities ที่นำเสนอการตอบสนองแบบพลวัตของอากาศยานอย่างง่าย เรียกว่า lower-order equivalent systems (LOES) เป็นต้น, ในขั้นตอนต่อ ๆ ไปจะเกี่ยวข้องกับการระบุเอกลักษณ์ระบบสำหรับแบบจำลองทางกายภาพ (Physical model) หรือปริภูมิสถานะ โดยในส่วนของ “Frequency-Response Identification Criterion” ความถูกต้องของแบบจำลองนี้ถูกวัดปริมาณในแง่ของผลรวมถ่วงน้ำหนักของข้อผิดพลาดของขนาด (Magnitude) และเฟส (Phase), และสำหรับ “Identification Algorithm” ใช้เพื่อปรับแต่ง (Tune) พารามิเตอร์การระบุเอกลักษณ์ในโครงสร้างของแบบจำลอง (เช่น อนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพ (Stability and control derivatives), เวลาคงที่, การหน่วงของเวลา) เพื่อลด cost function ของการระบุเอกลักษณ์และทำให้การตอบสนองของแบบจำลองตรงกับการตอบสนองของการบินทดสอบมากที่สุด, และ “Mathematical Model” เป็นการกำหนดชุดของสมการเชิงอนุพันธ์ของการเคลื่อนที่ระดับหนึ่งที่เป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่มีการตอบสนองความถี่ที่ตรงกับข้อมูลการตอบสนองความถี่ MIMO ที่ทำการวัดได้, จากกระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบได้พัฒนาแบบจำลองปริภูมิสถานะที่สอดคล้องกับฐานข้อมูลการตอบสนองความถี่ MIMO ได้ดีที่สุดแล้ว แต่ยังมีประเด็นสำคัญอีกหลายประการที่ต้องพิจารณาก่อนที่แบบจำลองนี้จะถูกพิจารณาว่าสามารถอธิบายพลศาสตร์ของการเคลื่อนที่ของอากาศยานได้อย่างเพียงพอ ซึ่งจะดำเนินการในส่วนของ “Sensitivity Analysis & Model Structure Determination” ตัวอย่างเช่น หากโครงสร้างแบบจำลองที่เลือกมีพารามิเตอร์การระบุเอกลักษณ์มากเกินไปสำหรับพลวัตของอากาศยานหรือข้อมูลจากการวัดที่มีอยู่ ก็จะมีพารามิเตอร์ที่ซ้ำซ้อนในแบบจำลองที่แลกเปลี่ยนกันไปมา ดังนั้นแบบจำลองอาจสอดคล้องกับข้อมูลการตอบสนองความถี่จากอินพุตต่อเอาต์พุตได้เป็นอย่างดี แต่พารามิเตอร์การระบุเอกลักษณ์แต่ละตัวอาจไม่มีความหมายทางกายภาพที่แท้จริง การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองช่วยหาแบบจำลองที่สอดคล้องกับข้อมูลจากการทดสอบได้ด้วย minimum model redundancy พื้นฐานสำหรับขั้นตอนนี้ คือ การวิเคราะห์ความไวต่อการเปลี่ยนแปลงของข้อมูล (Sensitivity analysis) เพื่อกำหนดความแม่นยำและความสัมพันธ์ของพารามิเตอร์ที่ถูกระบุ ซึ่งสามารถแสดงให้เห็นได้ว่า พารามิเตอร์บางตัวมีความแม่นยำสูงและควรเก็บไว้ในแบบจำลอง ขณะที่พารามิเตอร์อื่น ๆ ต้องถูกละทิ้งเนื่องจากไม่สามารถกำหนดหรือแยกค่าที่เกิดจากการสัมพันธ์ของพารามิเตอร์ได้, และลำดับสุดท้ายในกระบวนการการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ เป็น

ส่วนของ “Verification” ซึ่งเป็นสิ่งจำเป็นที่จะต้องตรวจสอบว่าแบบจำลองมีความสามารถในการคาดการณ์ที่ดี (Good predictive) และความหนักแน่นหรือมีความเสถียร (Robustness) ต่อรูปแบบของอินพุตในโดเมนเวลา ซึ่งกระบวนการนี้ต้องการเห็นการเปรียบเทียบที่แม่นยำและการเปรียบเทียบโดยตรงของการตอบสนองเวลาที่คาดการณ์และวัดได้กับอินพุตควบคุมที่วัดได้ซึ่งมีลักษณะที่แตกต่างจากที่ใช้ในการระบุเอกลักษณ์อย่างสิ้นเชิง (Dissimilar flight data not used in identification) ตัวอย่างเช่น หากข้อมูลจากการบินทดสอบจากอินพุตการกวาดความถี่ (Frequency-sweep) ถูกใช้สำหรับการระบุเอกลักษณ์ และข้อมูลจากอินพุตแบบขั้นบันได (Step) หรือแบบหลายขั้นบันได (Multistep) อาจถูกใช้สำหรับการตรวจสอบ ซึ่งการประเมินความแม่นยำในการคาดการณ์สำหรับอินพุตที่มีขนาดต่างๆ เป็นประโยชน์ในการประเมินการยอมรับของแบบจำลองเชิงเส้นที่ได้จากการระบุเอกลักษณ์ไว้ หลังจากที่แบบจำลองได้รับการตรวจสอบแล้ว สามารถนำไปใช้ในการประยุกต์ใช้งานต่าง ๆ ได้

จากกระบวนการการระบุเอกลักษณ์ในโดเมนความถี่ ผู้วิจัยได้ทำการศึกษารายละเอียดเพิ่มเติมเพื่อการประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัตในรูปแบบปริภูมิสถานะ ได้ดังต่อไปนี้

2.4.1 การเก็บรวบรวมข้อมูล

หลักการพื้นฐานของการระบุเอกลักษณ์ระบบ ข้อมูลที่บันทึกการบินทดสอบต้องครอบคลุมลักษณะพลวัตที่ต้องการในแบบจำลอง โดย Tischler and Remple (2006) ได้กล่าวไว้ว่า “สำหรับลักษณะพลวัตที่จะถูกระบุเอกลักษณ์ในแบบจำลอง ต้องปรากฏในข้อมูล” ในทางกลับกัน “ถ้าไม่มีในข้อมูล ก็อย่าคาดหวังว่าจะสามารถระบุเอกลักษณ์ได้ในแบบจำลอง” หลักการนี้มีผลกระทบต่อทุกด้านของการเตรียมการและการดำเนินการบินทดสอบ โดยมีสองประเด็นหลักที่กำหนดการเตรียมการและการดำเนินการทดสอบส่วนใหญ่ คือ ช่วงความถี่ที่เหมาะสม (Frequency range of applicability) สำหรับแบบจำลองที่ทำการระบุเอกลักษณ์ และ dynamic coupling ที่จะถูกระบุเอกลักษณ์ในแบบจำลอง

โดยช่วงความถี่ที่เหมาะสมในแบบจำลองการระบุเอกลักษณ์ระบบเป็นช่วงความถี่ที่แบบจำลองที่ระบุสามารถคาดว่าจะมีความถูกต้อง โดยขึ้นอยู่กับช่วงที่การตอบสนองความถี่สามารถระบุได้อย่างแม่นยำ (เช่น มีค่า coherence ที่ดี) และช่วงที่โครงสร้างแบบจำลอง parametric ที่เลือกสามารถติดตามการตอบสนองความถี่ที่ถูกระบุได้อย่างแม่นยำ ซึ่งช่วงความถี่ที่เหมาะสมของแต่ละระบบก็จะแตกต่างกันไป นอกจากนี้อาจจะต้องคำนึงถึงผลกระทบที่เกิดจากการกระตุ้นอินพุตโดยนักบิน (Piloted excitation inputs) และความยาวของการบันทึก (Record length) เพื่อการระบุเอกลักษณ์ระบบที่แม่นยำ อินพุตการทดสอบจะต้องกระตุ้นโหมดพลวัต (Dynamic modes) ที่เกี่ยวข้องทั้งหมดภายในช่วงความถี่ที่เหมาะสม ในส่วนของความยาวของการบันทึกข้อมูล สิ่งที่สำคัญคือ ต้องมีการบันทึกข้อมูลที่ยาวเพียงพอที่จะบันทึกคาบเวลาของโหมดพลวัต (Dynamic mode

period) ที่สนใจได้ และสำหรับช่วงความถี่ที่เหมาะสม Tischler and Remple (2006) ได้เสนอแนะว่าควรมีสัดส่วนของความถี่สูงสุดและต่ำสุด หรือ decade span ดังนี้

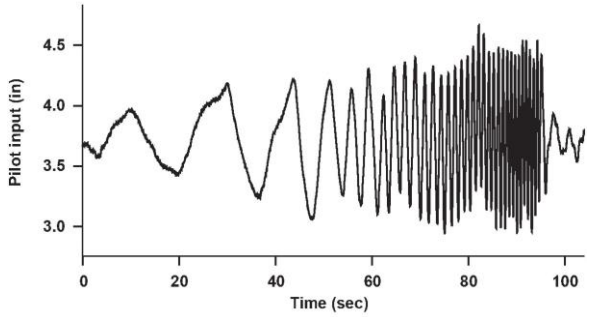
$$\text{dec\_span} = \log\left(\frac{\omega_{\max}}{\omega_{\min}}\right) \qquad (2\text{-}68)$$
$$\text{dec\_span} \geq 0.3$$

สำหรับ dynamic coupling ในการบินทดสอบ ซึ่งบางครั้งเรียกว่า Interaxis coupling ปรากฏการณ์นี้เกิดขึ้นเมื่ออินพุตควบคุมสำหรับแกนหนึ่งสร้างการตอบสนองในอีกแกนหนึ่งด้วย โดยต้องพิจารณา dynamic coupling ในขั้นตอนการบินทดสอบการบิน เช่น สำหรับพลวัตในแนวตั้ง (Lateral-directional dynamics) ของอากาศยานชนิดปีกตรึง ควรทำการปิดการใช้งานระบบเสริมเสถียรภาพและการควบคุม (Stability and Control Augmentation System) หรือ SCAS ในแกน yaw และให้คำแนะนำแก่นักบินในการทำการกวาด roll โดยไม่ใช้การควบคุม rudder หรือใช้การควบคุม rudder แบบพัลส์ (Pulse) ที่ไม่เกี่ยวข้องกับการควบคุม aileron หลัก วิธีการนี้ช่วยให้แน่ใจว่าลักษณะพลวัตที่สำคัญหรือมีการ coupling ในระบบไม่ถูกปิดบัง (Mask) หรือลดทอน (Suppress) ช่วยให้การระบุเอกลักษณ์ระบบมีความแม่นยำมากขึ้น

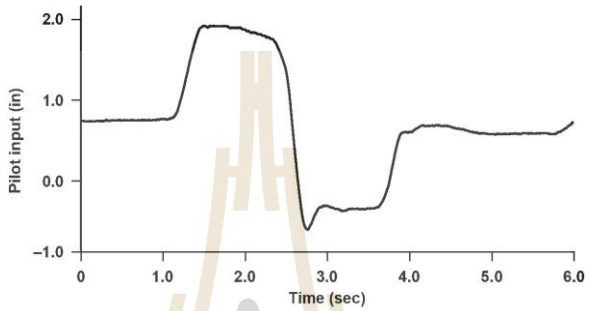
2.4.2 รูปแบบอินพุตสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดนความถี่

Tischler and Remple (2006) ได้แนะนำอินพุตแบบกวาดความถี่ (Frequency-sweep inputs) ดังแสดงในรูปที่ 2.10(ก) สำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนเวลาในการประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองสำหรับอากาศยานที่กระตุ้นพลวัตของอากาศยานได้อย่างมีประสิทธิภาพ และได้พิสูจน์แล้วว่าเป็นวิธีที่ง่าย ปลอดภัย และน่าเชื่อถือสำหรับอากาศยานชนิดปีกตรึงที่ผู้วิจัยจะทำการศึกษา โดยการกวาดความถี่เป็นการควบคุมแบบ quasi-sinusoidal ที่มีความถี่เพิ่มขึ้น วิธีนี้เหมาะสมอย่างยิ่งด้วยเหตุผลหลายประการ เช่น สเปกตรัมการกระตุ้นที่สม่ำเสมอ, ข้อมูลย้อนหลังตามเวลา (Time-history) การตอบสนองที่สมมาตร และช่วงความถี่ที่ควบคุมได้

เป้าหมายการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง คือ เพื่อตรวจสอบการคาดการณ์การตอบสนองในโดเมนเวลาเทียบกับข้อมูลการบินที่วัดได้ ในการประเมินความสำคัญของความไม่ตรงกันในกระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบโดยจะใช้อินพุตการระบุเดียวกันสำหรับการตรวจสอบ และเพื่อให้มั่นใจถึงความทนทาน (Robustness) ของแบบจำลองที่ระบุสำหรับรูปแบบอินพุตอื่น ๆ หรือแตกต่างจากอินพุตที่ใช้ในการระรุเอกลักษณ์ระบบ แนะนำอินพุตแบบ two-sided doublet ดังแสดงในรูปที่ 2.10(ข) ซึ่งเป็นอินพุตในการบินทดสอบทั่วไป ช่วยให้การมองเห็นคุณลักษณะทางพลวัตที่สำคัญของอากาศยานและประสิทธิภาพของแบบจำลองได้อย่างมีประสิทธิผล



(ก) Frequency-sweep input



(ข) Doublet input

รูปที่ 2.10 รูปแบบอินพุตสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดนความถี่

หมายเหตุ จาก Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples (น. 87-88), โดย Mark B. Tischler และ Robert K. Remple, 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2006 โดย American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

2.4.3 การออกแบบอินพุตแบบกวาดความถี่

การออกแบบการกวาดความถี่ (Frequency sweep) ส่วนสำคัญของการออกแบบ คือ การกำหนดความถี่ต่ำสุด ($\omega_{\min}$) และความถี่สูงสุด ($\omega_{\max}$) ที่จำเป็นในการกวาดความถี่เพื่อให้แน่ใจว่า coherence และความแม่นยำของการตอบสนองความถี่จะเป็นที่ยอมรับในช่วงความถี่ที่เหมาะสมของแบบจำลอง การประมาณการความถี่สามารถขั้นต่ำและสูงสุดสามารถหาได้จากแหล่งข้อมูลจากการวิเคราะห์ (Analytical sources) เช่น จากการจำลองหรือการคำนวณกลไกการบินพื้นฐานของอนุพันธ์ความเสถียรและการควบคุม เมื่อได้ค่าความถี่จากการประมาณการ จากนั้นสามารถนำมาใช้เพื่อปรับแต่งการเลือกความถี่เริ่มต้นและหยุดของการการกวาดความถี่ และ Tischler and Remple (2006) ได้แนะนำสำหรับระยะเวลารวมของการบันทึกการกวาดความถี่ (Total sweep record length) หรือ T_{rec} ควรเป็นดังต่อไปนี้

$$T_{\text{rec}} \geq (4 \text{ to } 5) T_{\max}$$
$$T_{\max} = \frac{2\pi}{\omega_{\min}} \qquad (2\text{-}69)$$

นั่นคือ ประมาณ 40% ของการบินในการกวาดความถี่เกี่ยวข้องกับ 2 อินพุตความถี่ต่ำ ส่วนเวลาที่เหลือจะถูกใช้เพื่อสร้างความถี่สูงสุดให้เสร็จสมบูรณ์ และเพื่อบินทริมที่จุดเริ่มต้นและสิ้นสุดของการบันทึก และสำหรับขนาด (Magnitude) ของอินพุตโดยทั่วไปอยู่ในช่วง ±10-20% ของอินพุตควบคุม

นอกจากนี้ต้องพิจารณาเลือกอัตราการบันทึกข้อมูล (Data collection sample rate) และตัวกรองของระบบข้อมูลที่เหมาะสมจากช่วงความถี่ที่เหมาะสมของแบบจำลองที่ระบุ โดยการเลือก filter cutoff frequency, ω_f หรือเรียกว่า filter bandwidth ต้องมีค่าอย่างน้อย 5 เท่าของความถี่สูงสุดที่เหมาะสมของแบบจำลอง และสำหรับ desired sample rate, ω_s ต้องมีค่าอย่างน้อย 5 เท่าของ filter cutoff frequency โดยทั้งสองสามารถเขียนได้ว่า

$$\omega_f \geq 5 \cdot \omega_{\max}$$
$$\omega_s \geq 5 \cdot \omega_f \qquad (2\text{-}70)$$

เมื่อทราบความถี่ต่ำสุดและสูงสุด ระยะเวลาของการบันทึกข้อมูลและขนาดของความถี่สำหรับการกวาดความถี่ โดยการกระตุ้นหรือควบคุมอินพุตสำหรับการกวาดความถี่ในการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดนความถี่ Tischler and Remple (2006) ได้นำเสนอไว้ 2 วิธีการด้วยกัน คือ การควบคุมจากนักบิน (Piloted frequency-sweeps) และการควบคุมแบบอัตโนมัติหรือใช้สมการในการสร้างการกวาด (Computer-generated sweeps หรือ Automated frequency-sweeps) โดยการควบคุมแบบอัตโนมัติมีประสิทธิภาพและประหยัดเวลาในการดำเนินการ ซึ่งในงานวิจัยนี้ผู้วิจัยได้เลือกใช้การควบคุมโดยอัตโนมัติในการควบคุมอินพุตสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบ โดยสมการที่ใช้ในการสร้างอินพุตการกวาดความถี่ Tischler and Remple (2006) ได้นำเสนอไว้ดังนี้

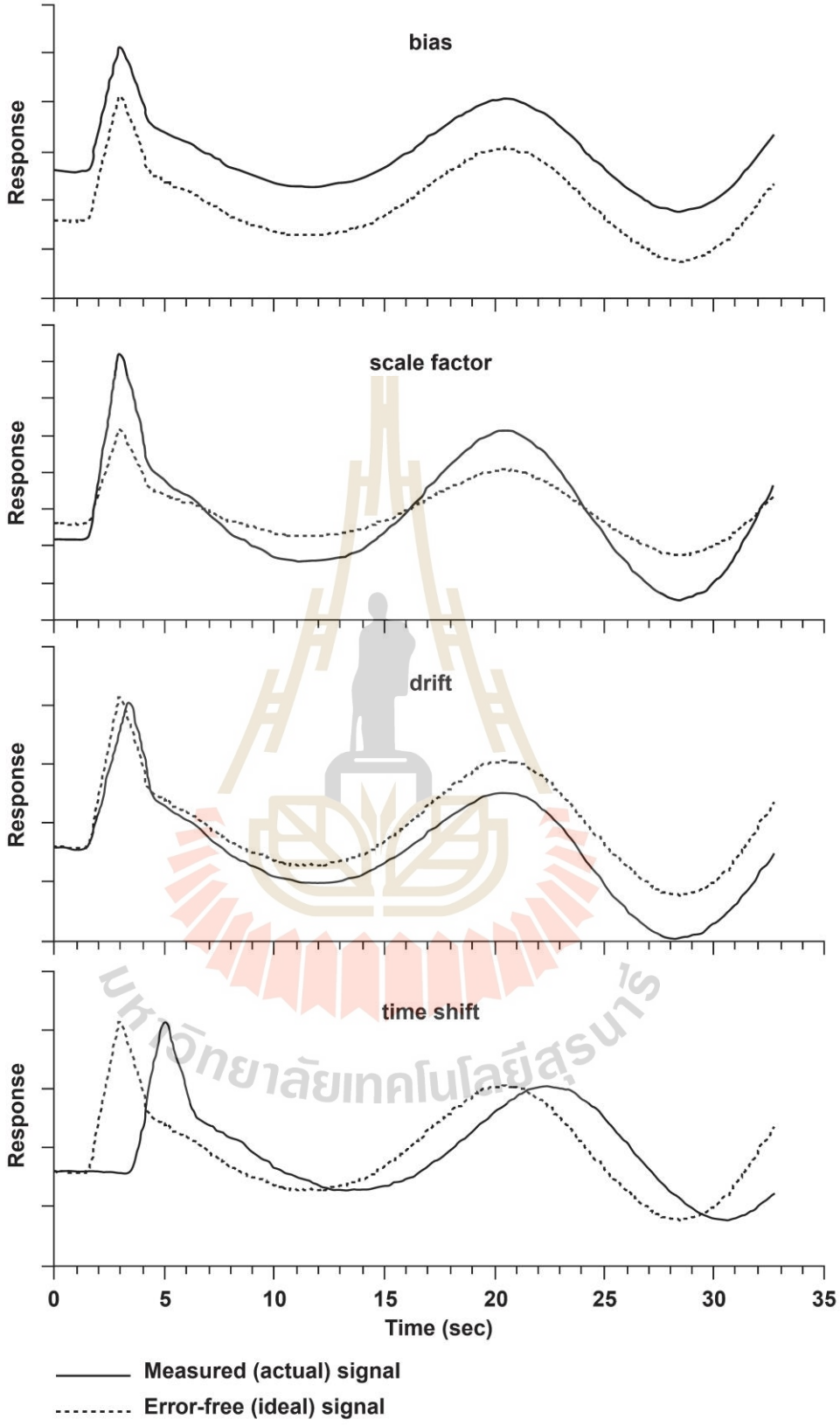
$$\delta_{\text{sweep}} = A \sin\left[\theta(t)\right]$$
$$\theta(t) \equiv \int_0^{T_{\text{rec}}} \omega(t)\, \mathrm{d}t$$
$$\omega = \omega_{\min} + K\left(\omega_{\max} - \omega_{\min}\right)$$
$$K = C_2\left[\exp\left(C_1 t / T_{\text{rec}}\right) - 1\right] \qquad (2\text{-}71)$$

เมื่อ A คือ แอมพลิจูดการกวาด โดยทั่วไปประมาณ 10-20% ของ max. deflection limits
K คือ time step index และ $C_1 = 4$ และ $C_2 = 0.0187$

นอกจากนี้ การใช้งานทั่วไปของการกวาดความถี่แบบอัตโนมัติควรมีลักษณะเพิ่มเติมหลายแบบ เช่น ระยะเวลาการบินทริม โดยที่อินพุตเป็นศูนย์ที่จุดเริ่มต้นและจุดสิ้นสุดจะช่วยให้มั่นใจได้ว่ามีสภาวะ steady-state ที่ดี, ความถี่คงที่ของ $\omega_{\min}$ สำหรับเวลาหนึ่งรอบเต็ม หรือครบเวลา $T_{\max}$ ซึ่งจะช่วยให้มีเนื้อหาสเปกตรัมที่เพียงพอที่ความถี่เริ่มต้นก่อนที่จะเริ่มการกวาดความถี่, fade in และ fade out ซึ่งหลีกเลี่ยงอินพุตที่รุนแรงที่จุดเริ่มต้นและสิ้นสุดของการกวาด, และการเลือกที่ร่องสัญญาณ (Notches) โดยอาจลดแอมพลิจูดการกวาดความถี่ลง (ถ้าต้องการ) ที่ตำแหน่งโหมดโครงสร้างที่ทราบ

2.4.4 ความสอดคล้องกันและสร้างขึ้นใหม่ของข้อมูล

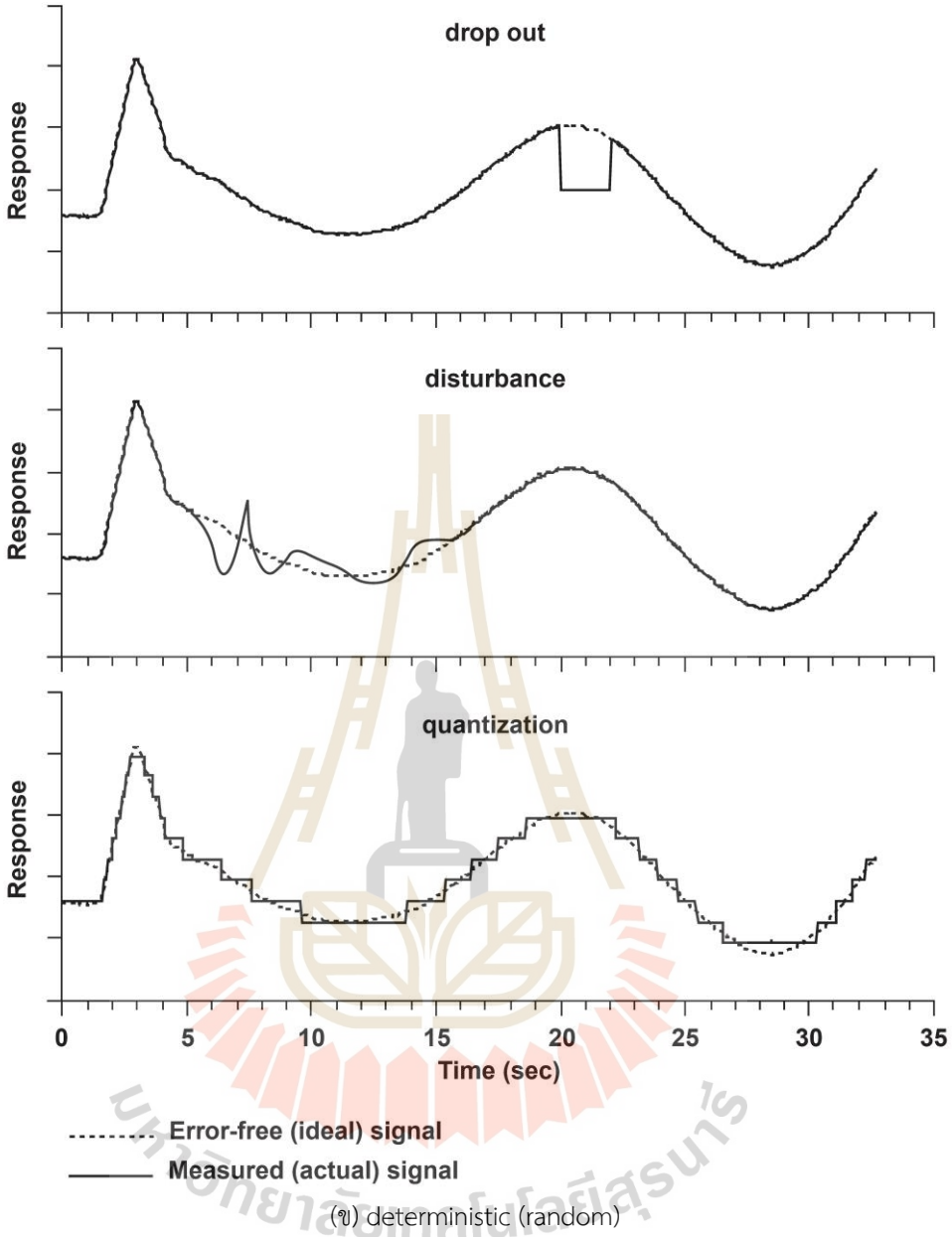
จากการศึกษาวิธีการออกแบบและดำเนินการบินทดสอบอย่างเหมาะสมเพื่อสร้างฐานข้อมูลคุณภาพสูงสำหรับใช้ในการระบุเอกลักษณ์ระบบและการตรวจสอบแบบจำลอง ข้อมูลที่ได้จากการบินทดสอบอาจมีปัญหาที่เกี่ยวข้องกับความไม่สอดคล้องของข้อมูล (Inconsistencies) ไม่ว่าจะให้ความสนใจกับการวัดค่าด้วยเครื่องมือและการบินทดสอบมากเพียงใด ก็มักจะมีข้อผิดพลาดเกิดขึ้นระหว่างการวัดค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกัน ความไม่สอดคล้องเหล่านี้มาจากข้อผิดพลาดในการวัด (Measurement errors) ซึ่งสามารถจำแนกได้กว้าง ๆ คือ แบบ deterministic (Systematic) ดังแสดงในรูปที่ 2.11(ก) เช่น ข้อผิดพลาดในการสอบเทียบ, การรวมกันของ biases และ drifts เป็นต้น และแบบ nondeterministic (Random) ดังแสดงในรูปที่ 2.12(ข) เช่น การขาดหายของข้อมูล (Dropouts), noise, ความไม่สม่ำเสมอของข้อมูลจากการรบกวน (Disturbances) เป็นต้น โดยในขั้นตอนความสอดคล้องกันและสร้างขึ้นใหม่ของข้อมูล (Data consistency and reconstruction) จะประเมินชุดข้อมูลจากการบินทดสอบโดยรวมเพื่อตรวจจับ จำลอง และแก้ไขปัญหาที่อาจเกิดขึ้นเหล่านี้ก่อนที่จะทำระบุเอกลักษณ์ระบบอย่างเป็นทางการ หากไม่ได้รับการแก้ไขในจุดนี้ อาจมีเวลาหลายชั่วโมงที่สูญเปล่าในการพยายามระบุแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่สอดคล้องกันจากชุดข้อมูลที่ไม่สอดคล้องกันทางจลนศาสตร์



(ก) Deterministic (systematic)

รูปที่ 2.11 ข้อผิดพลาดในการวัด

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



(ข) deterministic (random)

รูปที่ 2.12 ข้อผิดพลาดในการวัด (ต่อ)

หมายเหตุ จาก Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples (น. 120-121), โดย Mark B. Tischler และ Robert K. Remple, 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2006 โดย American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

2.4.5 การตอบสนองต่อความถี่

การวิเคราะห์สัญญาณหรือกระบวนการ input-to-output ที่เป็นฟังก์ชันของความถี่ (แทนที่จะเป็นเวลา) เรียกว่า การวิเคราะห์สเปกตรัม ซึ่งมักถูกมองว่าเป็นศิลปะมากกว่าวิทยาศาสตร์ เนื่องจากหลายแง่มุมของ sampling, filtering, windowing และการคำนวณ Fast Fourier Transform (FFT) ต้องอาศัยการเลือกพารามิเตอร์การประมวลผลจากผู้ใช้งาน เมื่อพิจารณาฟังก์ชันการตอบสนองต่อความถี่ (Frequency response function) ซึ่งเป็นฟังก์ชันเชิงซ้อน (Complex-valued function) ที่กำหนดโดยข้อมูล curves ของ magnification (อัตราขยาย) และ phase shift ที่แต่ละความถี่ ของระบบไดนามิกอย่างง่ายที่มีอินพุตเดียว/เอาต์พุตเดียว, เป็นเชิงเส้น (Linear) เสถียร (Stable) และไม่เปลี่ยนแปลงตามเวลา (Time-invariant) จะได้ว่า

$$\begin{aligned} |H(f)| &= \text{Magnification factor} = \frac{B(f)}{A(f)} \\ \angle H(f) &= \text{Phase shift} = \varphi(f) \end{aligned} \tag{2-72}$$

เมื่อ A คือ แอมพลิจูดของอินพุต $\left[x(t) = A\sin(2\pi ft)\right]$

B คือ แอมพลิจูดของเอาต์พุต $\left[y(t) = B\sin(2\pi ft + \varphi)\right]$

สำหรับสัญญาณอินพุตที่ไม่จำกัดและไม่เป็นคาบ (Nonperiodic) และระบบที่มีลักษณะการตอบสนองเชิงพลวัตที่เสถียรหรือไม่เสถียร จะใช้ Fourier transform แปลงสัญญาณอินพุตและเอาต์พุตที่ไม่เป็นคาบในโดเมนเวลา (Time-domain) คือ $x(t)$ และ $y(t)$ ตามลำดับ ให้อยู่ในรูปสัญญาณในโดเมนความถี่ $X(f)$ และ $Y(f)$ ตามลำดับ จะได้ว่า

$$H(f) = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} y(t)e^{-j2\pi ft}\,\mathrm{d}t}{\int_{-\infty}^{\infty} x(t)e^{-j2\pi ft}\,\mathrm{d}t} = \frac{Y(f)}{X(f)} = H_R(f) + jH_I(f) \tag{2-73}$$

ดังนั้น

$$\begin{aligned} \text{Magnification factor} &= |H(f)| = \sqrt{H_R^2(f) + H_I^2(f)} \\ \text{Phase shift} &= \varphi(f) = \angle H(f) = \tan^{-1}\left[\frac{H_I(f)}{H_R(f)}\right] \end{aligned} \tag{2-74}$$

โดยการตอบสนองต่อความถี่ (Frequency response) คือ การที่ระบบตอบสนองต่อสัญญาณอินพุตที่มีความถี่ต่าง ๆ กัน โดยทั่วไปแล้วจะวัดค่า magnitude (ขนาด) และ phase (เฟส) ของสัญญาณเอาต์พุตที่แต่ละความถี่ ซึ่งจะสามารถอธิบายพฤติกรรมเชิงพลวัต (Dynamic behavior) ของระบบได้อย่างครบถ้วนในรูปของการอธิบายเชิงเส้น (Linear description) ที่ดีที่สุดของพฤติกรรม input-to-output โดยที่ไม่จำเป็นต้องมีความรู้ (A priori knowledge) เกี่ยวกับโครงสร้างภายในของสมการการเคลื่อนที่ที่ควบคุมระบบ

เมื่อพิจารณาการคำนวณการตอบสนองต่อความถี่ที่ใช้ได้จริง จะใช้ discrete Fourier transform (DFT) เนื่องจากข้อมูลการบินถูกเก็บจากเครื่องมือวัดที่อัตราการบันทึก หรือ sampling rate ที่แน่นอน ทำให้ข้อมูล time-history ที่บันทึก x_n เป็นข้อมูลที่จุดเวลาที่ไม่ต่อเนื่อง (Discrete time points) แทนที่จะเป็น continuous stream ในเวลา $x(t)$ ดังนั้น เมื่อทำการคำนวณหา $X(f)$ ที่ความถี่แบบไม่ต่อเนื่อง (Discrete frequencies, f_k) จากชุดข้อมูลที่ทำการบันทึกมามี record length ของข้อมูลที่จำกัด (T_{rec}) โดยเริ่มต้นที่ $t=0$ และสิ้นสุดที่ $t=T$ (Finite record) จะได้ว่า

$$X(f_k) = X(k\Delta f) = \Delta t \sum_{n=0}^{N-1} x_n \exp\left\{\left[-j2\pi(kn)\right]/N\right\} \tag{2-75}$$

เมื่อ $X(f_k)$ คือ Fourier coefficients สำหรับ $k = 0, 1, 2, \ldots, N-1$

$x_n = x(n\Delta t)$ คือ ข้อมูลในโดเมนเวลาที่ทำการบันทึก สำหรับ $n = 0, 1, 2, \ldots, N-1$

Δt คือ การเพิ่มขึ้นของเวลา

$\Delta f = 1/N\Delta t$ คือ ความละเอียดความถี่ (Frequency resolution)

N คือ จำนวนของจุดความถี่ที่ไม่ต่อเนื่อง (Discrete frequency points)

จากสมการที่ 2-75 จำนวนของ discrete frequency points ใน Fourier transform $X(f_k)$ ที่ระบุได้ จะเท่ากับจำนวน discrete time points ในข้อมูล time-history ที่บันทึก x_n คือ N โดย frequency points จะถูกกระจายอย่างสม่ำเสมอจาก $f_{\min} = \Delta f$ ถึง sample rate ($f_s = 1/\Delta t$)

ผลลัพธ์หรือ products ของการคำนวณ Fourier transform คือ Fourier coefficients ของอินพุต (Excitation) $X(f)$ และเอาต์พุต (Response) $Y(f)$ จากสิ่งเหล่านี้สามารถกำหนดฟังก์ชันสเปกตรัม (Spectral functions) ที่สำคัญได้สามฟังก์ชัน คือ input autospectrum หรือ input power spectral density (PSD), output autospectrum หรือ output PSD และ cross spectrum หรือ cross PSD โดยการประมาณค่าคร่าว ๆ ของแต่ละฟังก์ชัน

(เขียนแทนด้วย ~) โดยที่ PSD เป็นฟังก์ชันทางคณิตศาสตร์ที่อธิบายการกระจายพลังงานหรือความแปรปรวนของสัญญาณตามความถี่ และในสมการที่ 2-76, 2-77 และ 2-78 แสดงการกระจายของ x^2 หรือ excitation power, y^2 หรือ response power และ product ของ xy หรือ input-to-output power ตามลำดับ ที่เป็นฟังก์ชันของความถี่ f

$$\tilde{G}_{xx}(f) = \frac{2}{T}\left|X(f)\right|^2 \tag{2-76}$$

$$\tilde{G}_{yy}(f) = \frac{2}{T}\left|Y(f)\right|^2 \tag{2-77}$$

$$\tilde{G}_{xy}(f) = \frac{2}{T}\left|X^*(f)Y(f)\right| \tag{2-78}$$

โดยที่ * หมายถึง ค่าสังยุคเชิงซ้อน (Complex conjugate) และสำหรับ single flight record $T = T_{\text{rec}}$

การประมาณค่าและลดขนาดของข้อผิดพลาด (Errors) ในการคำนวณฟังก์ชันสเปกตรัมข้างต้นและตอบสนองต่อความถี่ที่เกี่ยวข้องเป็นกุญแจสำคัญในการนำการระบุเอกลักษณ์ระบบมาใช้ในทางปฏิบัติ โดยเฉพาะอย่างยิ่งในกรณีที่ข้อมูลการบินที่วัดได้มีสัญญาณรบกวน (Noise contamination) สูง ซึ่งข้อผิดพลาดที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าฟังก์ชันสเปกตรัม สามารถแบ่งออกเป็น deterministic (Systematic) หรือ nondeterministic (Random) เช่นเดียวกับกรณีในโดเมนเวลา (หัวข้อที่ 2.4.4) โดย systematic errors หรือ bias errors คือ ความแตกต่างเฉลี่ย (หรือ offsets) ของคุณลักษณะ (Characteristics) ของ magnitude และ/หรือ phase ระหว่างปริมาณที่ประมาณค่า (เช่น ฟังก์ชันสเปกตรัม หรือ ตอบสนองต่อความถี่) ต่อปริมาณจริง ซึ่งสาเหตุหลักของ bias errors ในการระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน ได้แก่ สัญญาณรบกวนที่ไม่พึงประสงค์ที่ปนเปื้อนเข้ามาในสัญญาณที่วัดได้ (Extraneous noise) ในการวัดอินพุต (Excitation), frequency resolution ที่ไม่เพียงพอสำหรับการระบุโหมดการสั่นของระบบที่การหน่วงต่ำ (Lightly damped modes) และความสัมพันธ์ระหว่างการรบกวนจากชั้นบรรยากาศ (Atmospheric disturbances) และอินพุตควบคุม (Control excitation) ที่เกิดจาก feedback และสำหรับ random error คือ การกระจายแบบสุ่มใน characteristics ของ magnitude และ/หรือ phase ที่ประมาณการได้ รอบ ๆ ค่าการตอบสนองที่แท้จริง ซึ่ง error นี้มีธรรมชาติทางสถิติและมีลักษณะเฉพาะโดยค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานในการตอบสนองโดยประมาณรอบ ๆ ค่าที่คาดหวัง โดยสาเหตุหลักของ random errors

ในการระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน ได้แก่ extraneous noise ในการวัดเอาต์พุต (Response) และอินพุตที่ไม่ได้มีการวัด หรือ unmeasured inputs (เช่น gusts) ที่ส่งผลต่อเอาต์พุต และไม่มีความสัมพันธ์กับอินพุตที่ทำการวัด (Measured input)

วิธีการ overlapped windowing หรือที่เรียกว่าวิธี periodograms เป็นเทคนิคสำคัญในการวิเคราะห์สเปกตรัมที่ช่วยลดระดับของ random error ในการประมาณค่าสเปกตรัมได้อย่างมาก โดยเทคนิคนี้จะสร้างการประมาณค่าสเปกตรัมที่ราบเรียบ (Smooth) ขึ้น โดยการหาค่าเฉลี่ยของค่าประมาณคร่าว ๆ สำหรับส่วนข้อมูลหลายส่วน โดยข้อมูล time-history ดั้งเดิม (ระยะเวลา T_{rec}) จะถูกแบ่งออกเป็นลำดับของช่วงเวลา n_r ที่สั้นลงที่ทับซ้อนกันหรือ windows ที่มีความยาว T_{win} โดยแต่ละ window ($k = 1, 2, \ldots, n_r$) จะประกอบไปด้วยข้อมูล L จุด ดังแสดงในรูปที่ 2.13 และสำหรับการประมาณค่าสเปกตรัมราบเรียบ (Smooth spectral) ของ input, output autospectrum และ cross spectrum ได้จากสมการที่ 2-79, 2-80 และ 2-81 ตามลำดับ

$$\hat{G}_{xx}(f) = \left(\frac{1}{Un_r}\right)\sum_{k=1}^{n_r}\tilde{G}_{xx,k}(f) \tag{2-79}$$

$$\hat{G}_{yy}(f) = \left(\frac{1}{Un_r}\right)\sum_{k=1}^{n_r}\tilde{G}_{yy,k}(f) \tag{2-80}$$

$$\hat{G}_{xy}(f) = \left(\frac{1}{Un_r}\right)\sum_{k=1}^{n_r}\tilde{G}_{xy,k}(f) \tag{2-81}$$

เมื่อ

$$n_r = 1 + \left[\frac{T_{\text{rec}}' / T_{\text{win}}}{1 - x_{\text{frac}}}\right] \tag{2-82}$$

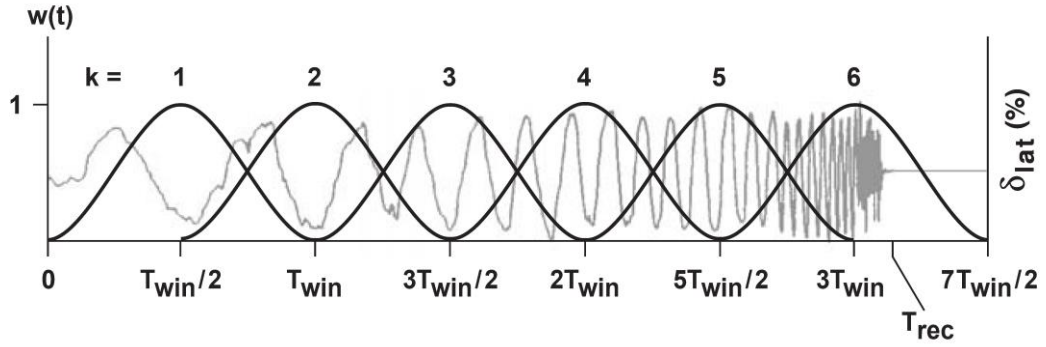
โดยที่ U คือ การแก้ไข (Correction) ค่า magnitude ของ spectral density โดยรวม เพื่อชดเชยการสูญเสียพลังงานที่เกิดขึ้น

$T_{\text{win}} = L\Delta t$ คือ time duration หรือ width ของ spectral window

T_{rec}' คือ ความยาวของระยะเวลา extended record ที่บวกกับค่า trim เข้าไป

x_{frac} คือ overlap fraction มีค่าอยู่ในช่วง $0 \le x_{\text{frac}} < 1$

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



รูปที่ 2.13 ตัวอย่างการ overlapped windowing ของข้อมูลจากการบิน

หมายเหตุ จาก Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples (น. 155), โดย Mark B. Tischler และ Robert K. Remple, 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2006 โดย American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

การคำนวณหาค่าการตอบสนองต่อความถี่โดยใช้ DFT ต้องใช้การคำนวณที่หนักมาก ดังนั้นจึงมีการใช้งาน fast Fourier transform (FFT) ที่เป็นอัลกอริทึมที่มีประสิทธิภาพมากกว่าในการคำนวณ โดยจะลดจำนวนการคำนวณลงซึ่งจะทำให้มีประสิทธิภาพมากกว่า DFT ถึง 25 เท่า นอกจากนี้ได้มีการพัฒนา FFT รูปแบบพิเศษ คือ chirp z-transform (CZT) หรือที่รู้จักในชื่อ zoom transform โดย CZT จะให้ความยืดหยุ่นที่ดีเยี่ยมในการเลือกอัตราการบันทึกข้อมูล (sample rates), ความยาวของ window และความละเอียดของความถี่ พร้อมทั้งปรับปรุงความแม่นยำของการตอบสนองต่อความถี่สำหรับการวิเคราะห์ข้อมูลการบินทดสอบของอากาศยาน

ผลลัพธ์ (Product) ที่สำคัญอีกประการหนึ่งของ smooth spectral functions ในสมการที่ 2-79, 2-80 และ 2-81 คือค่าประมาณ coherence function ($\hat{\gamma}^2_{xy}$) ดังแสดงในสมการที่ 2-83

$$\hat{\gamma}^2_{xy}(f) = \frac{\left|\hat{G}_{xy}(f)\right|^2}{\left|\hat{G}_{xx}(f)\right|\left|\hat{G}_{yy}(f)\right|} \tag{2-83}$$

โดย coherence function สามารถตีความได้ในเชิงกายภาพว่าเป็นสัดส่วน (Fraction) ของ output spectrum ที่เกิดขึ้นเนื่องจาก input spectrum โดยมีสมมติฐานความสัมพันธ์เชิงเส้น (Linear relationship) ที่ความถี่ f โดยค่าของ coherence function จะมี

ค่าอยู่ในช่วงระหว่าง 0 ถึง 1 โดยค่าที่สูงแสดงว่าสัญญาณเอาต์พุตเป็นผลโดยตรงจากสัญญาณอินพุต และในทางปฏิบัติค่าของ coherence function จะมีค่าน้อยกว่า 1 เสมอ ซึ่งอาจเกิดจากหลายปัจจัย คือ 1) สัญญาณรบกวน (Noise) ในสัญญาณเอาต์พุตที่วัดได้, 2) มีความไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinearities) ในระบบ input-to-output ที่ไม่สามารถอธิบายได้ด้วยการตอบสนองต่อความถี่, 3) process noise ที่เกี่ยวข้องกับอินพุตที่ไม่ทราบค่าหรือไม่ได้ทำการวัด เช่น gust หรือ off-axis control activity ที่ไม่สัมพันธ์กับอินพุตที่วัดซึ่งจะส่งผลต่อ output

นอกจากนี้การคำนวณค่า coherence สามารถใช้วัดคุณภาพของข้อมูล หรือประเมินความแม่นยำของการระบุการตอบสนองต่อความถี่ได้อย่างมีประสิทธิภาพและรวดเร็ว โดยการตอบสนองของ coherence function เป็นไปตามเงื่อนไขและไม่มีการแกว่งไปมา การตอบสนองต่อความถี่จะมีความแม่นยำที่ยอมรับได้ การลดลงอย่างรวดเร็วหรือการแกว่งไปมาของ coherence function สำหรับช่วงความถี่หนึ่ง ๆ บ่งชี้ถึงความแม่นยำในการระบุการตอบสนองต่อความถี่ที่ไม่ดีในบริเวณนั้น โดยเงื่อนไขของ coherence function ควรมีค่าดังต่อไปนี้

$$\gamma_{xy}^2 \geq 0.6 \tag{2-84}$$

สำหรับการกำหนดขนาด window หรือความยาว T_{win} โดยการเพิ่มขนาดของ window จะลดความถี่ต่ำสุดที่มีประสิทธิภาพสำหรับการระบุเอกลักษณ์ของระบบ ทำให้ได้ข้อมูลที่ความถี่ต่ำลงตามที่ต้องการ อย่างไรก็ตาม การใช้ windows ที่มีขนาดใหญ่ขึ้นจะลดจำนวนของการเฉลี่ย time-history และทำให้ random error เพิ่มขึ้น ซึ่งจะเป็นปัญหามากขึ้นที่ความถี่สูง ซึ่งอัตราส่วน signal-to-noise จะมีค่าสูงกว่า ทำให้ coherence ต่ำลง และ random error เพิ่มขึ้น ซึ่ง random error ที่เพิ่มขึ้นมักจะแสดงออกเป็นการแกว่งของ magnitude (ขนาด) และ phase (เฟส) curves ที่ความถี่สูง การใช้ windows ขนาดใหญ่ขึ้นโดยทั่วไปจะช่วยให้การระบุเอกลักษณ์ที่ดีขึ้นที่ความถี่ต่ำ แต่จะลดทอนความแม่นยำในการระบุเอกลักษณ์ที่ความถี่สูง การเลือก windows ที่มีขนาดเล็กกว่าจะมีผลตรงกันข้าม ดังนั้นในวิธี single-window แบบเดิมของการวิเคราะห์สเปกตรัมจะมีการประนีประนอมเพื่อสร้างสมดุลระหว่างข้อกำหนดสำหรับคุณภาพการระบุเอกลักษณ์ที่น่าพอใจทั้งความถี่ต่ำและความถี่สูง การปรับแต่งขนาด window ด้วยตนเอง (Manual optimization) อาจเกี่ยวข้องกับการปรับแต่งซ้ำ ๆ ในปริมาณมาก ซึ่งทำให้บางคนมองว่าวิธีการระบุเอกลักษณ์ในโดเมนความถี่นั้นเป็นศิลปะมากกว่าวิทยาศาสตร์ โดยแนวทางในการกำหนดขนาด window ปกติสามารถประมาณการได้ดังนี้

$$\begin{aligned} &\text{Nominal}: && T_{\text{win}} = 2T_{\max} \\ &\text{Maximum}: && T_{\text{win, max}} \le 0.5T_{\text{rec}} \\ &\text{Minimum}: && T_{\text{win, min}} \ge 20\frac{2\pi}{\omega_{\max}} \end{aligned} \qquad (2\text{-}85)$$

2.4.6 การระบุเอกลักษณ์ระบบอินพุตหลายตัว/เอาต์พุตหลายตัว

การระบุเอกลักษณ์ระบบเพื่อประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองในรูปแบบปริภูมิสถานะ หรือ ระบบอินพุตหลายตัว/เอาต์พุตหลายตัว (MIMO) จากข้อมูลอากาศยานมักจะเกี่ยวข้องกับการพิจารณาอินพุตหลายตัว ข้อมูลการบินทดสอบไม่ว่าจะได้รับจากนักบินหรือการกระตุ้นอัตโนมัติ โดยทั่วไปแล้วมักจะเกี่ยวข้องกับทั้งการควบคุมหลักและการควบคุมรอง อย่างไรก็ตาม การมีอินพุตหลายตัวไม่ได้หมายความว่ากระบวนการระบุแบบอินพุตเดียว/เอาต์พุตเดียว (SISO) ทั่วไปจะไม่เพียงพอเสมอไป การแก้ใช้วิธีแบบ SISO นั้นเพียงพอสำหรับการระบุระบบ MIMO หากตรงตามเงื่อนไขอย่างน้อยหนึ่งข้อในเงื่อนไขต่อไปนี้ 1) การสัมพันธ์ทางพลวัต (Dynamic coupling) ระหว่างแกนมีความสำคัญน้อย, 2) อินพุตรองไม่เกี่ยวข้อง (Uncorrelated) กับอินพุตหลัก

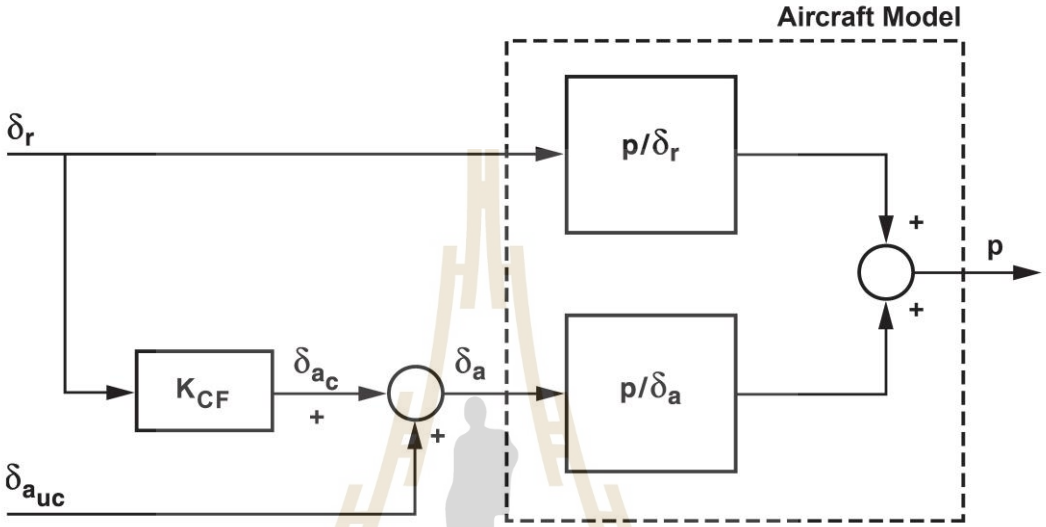
ตัวอย่างเช่น เมื่อพิจารณาแบบจำลองสำหรับการตอบสนอง p ที่เกิดจาก rudder δ_r และ aileron δ_a ดังแสดงในรูปที่ 2.14 โดยจากแผนภาพแบบจำลองพลวัตอากาศยานถูกแสดงด้วยฟังก์ชันถ่ายโอนสองฟังก์ชันที่ไม่รู้จักล่วงหน้า p/δ_r และ p/δ_a ฟังก์ชันการถ่ายโอนเหล่านี้เมื่อรวมกันสร้างการตอบสนอง roll-rate ของอากาศยาน สองอินพุตควบคุมที่มีอยู่ในระหว่างการทดสอบ δ_r และ δ_a สร้างการตอบสนอง roll-rate ที่วัดได้ นอกจากนี้ยังมีเส้นทางการ crossfeed ระหว่างสองอินพุต (K_{CF}) การ crossfeed นี้อาจเป็นแบบจำลองของกลยุทธ์ของนักบินในการใช้อินพุตรอง หรือ aileron เพื่อรักษาสภาวะอ้างอิงเฉลี่ยที่มี roll-rate เป็นศูนย์ในระหว่างการกวาด rudder หรืออาจเป็นบล็อกจริงในระบบ SCAS หรือทั้งสองอย่าง ดังนั้นฟังก์ชันถ่ายโอนนี้ ซึ่งสันนิษฐานว่าประกอบด้วยพฤติกรรมพลวัตที่ไม่รู้จักล่วงหน้า อาจมีความซับซ้อนตั้งแต่เป็นค่าคงที่ง่าย ๆ ไปจนถึงฟังก์ชันไดนามิกอันดับสูงของความถี่ เนื่องจากการผสมผสานของการให้ feedbacks และ crossfeeds ของ SCAS/นักบิน ถ้าหากพิจารณาอินพุต aileron จากแผนภาพนี้ จะได้ว่า

$$\delta_a = \delta_{a_{\text{C}}} + \delta_{a_{\text{UC}}} \qquad (2\text{-}86)$$

เมื่อ $\delta_{a_{\text{C}}}$ คือ ส่วนประกอบของอินพุต aileron ที่สัมพันธ์กัน (Correlated) กับอินพุต rudder

$\delta_{a_{\text{UC}}}$ คือ ส่วนประกอบของอินพุต aileron ที่ไม่สัมพันธ์กัน (Uncorrelated) กับอินพุต rudder

ถ้าการบินทดสอบไม่มีการสัมพันธ์กันของอินพุต หรือ ไม่มีการ crossfeeds ผลกระทบของ K_{CF} ถูกละเลยไม่ได้รับการพิจารณา หรือ $K_{CF} = 0$ ดังนั้นจากเงื่อนไขข้างต้นทำให้สามารถใช้วิธีการแบบ SISO ในการระบุเอกลักษณ์ระบบที่อินพุตหลายตัวได้ หรือในกรณีนี้เป็นระบบอินพุตหลายตัว/เอาต์พุตเดียว (MISO)



รูปที่ 2.14 แผนภาพแบบจำลองของการตอบสนอง roll-rate โดยอินพุต rudder และ aileron

หมายเหตุ จาก Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples (น. 232), โดย Mark B. Tischler และ Robert K. Remple, 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2006 โดย American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

ดังนั้นการระบุเอกลักษณ์ระบบที่อินพุตสองตัวในตัวอย่างข้างต้น โดยใช้วิธีการแบบ SISO ก็จะเป็นการใช้ชุดข้อมูลจากการบินทดสอบสองชุด คือ หนึ่งสุดสำหรับการทดสอบด้วย rudder และอีกชุดหนึ่งสำหรับการทดสอบด้วย aileron และเมื่อพิจารณาระบบ MIMO ก็จะดำเนินการระบบแบบ MISO แต่ละเอาต์พุต โดยใช้บันทึกข้อมูลการบินทดสอบหนึ่งชุดข้อมูลเอาต์พุตหายตัวสำหรับการทดสอบแต่ละอินพุตควบคุม

แบบจำลองปริภูมิสถานะ หรือ MIMO ที่ได้ระบุเอกลักษณ์ ความแม่นยำของแบบจำลองนี้ถูกวัดปริมาณในแง่ของผลรวมถ่วงน้ำหนักของข้อผิดพลาด หรือความคลาดเคลื่อนโดยรวมของ magnitude และ phase ระหว่างข้อมูลการตอบสนองต่อความถี่ (SISO) ที่วัดได้จากการบินจริงกับข้อมูลการตอบสนองต่อความถี่ที่ คือ cost function หรือสำหรับระบบ MIMO คือ

average cost function ($\boldsymbol{J}_{\text{ave}}$) และใช้ optimization algorithm ในการทำให้ข้อผิดพลาดของขนาดและเฟส หรือค่า cost function ให้เหลือน้อยที่สุด ซึ่งอาจซับซ้อนและไม่เชิงเส้นเนื่องจากลักษณะของพารามิเตอร์ MIMO และการเปลี่ยนแปลงที่สัมพันธ์กัน โดยใช้วิธีการค้นหาแบบแพทเทิร์น (Pattern search) โดยเฉพาะอย่างยิ่งวิธี secant วิธีนี้เริ่มต้นด้วยชุดของการทดลองเดา (Trial guesses) ซึ่งได้มาจากการรบกวนค่าเริ่มต้นของพารามิเตอร์การระบุเอกลักษณ์ สำหรับ trial guesses แต่ละครั้งในชุดนี้จะมีเวกเตอร์ของความผิดพลาดในขนาดและเฟสเมื่อเทียบกับข้อมูลการบินและ cost function เฉลี่ยโดยรวม จากนั้นอัลกอริทึมจะเลือกการประมาณการถัดไปของชุดพารามิเตอร์ที่ลด cost function ลง โดยอ้างอิงจากค่าเฉลี่ยที่ถ่วงน้ำหนักของ trial guesses กระบวนการนี้ดำเนินต่อไปจนกว่าจะได้ค่า cost function ที่ต่ำสุด จากนั้นจะเริ่มโซลูชันใหม่ที่จุดนี้เพื่อให้แน่ใจว่าโซลูชันที่ได้ไม่ใช่แค่ค่าต่ำสุดเฉพาะที่ (Local minimum) โดยค่าเฉลี่ยของ cost function โดยรวมควรมีค่าดังต่อไปนี้ในการระบุเอกลักษณ์

$$J_{\text{ave}} \leq 100 \tag{2-87}$$

นอกจากนี้การวิเคราะห์ความแม่นยำและความน่าเชื่อถือของแบบจำลองปริภูมิสถานะ หรือ MIMO จากข้อมูลการบินในการตอบสนองความถี่ โดยทั่วไปมีสองวิธีสำหรับการประเมินความแม่นยำของพารามิเตอร์การระบุเอกลักษณ์ คือ การวิเคราะห์การกระจาย (Scatter analysis) เป็นการประเมินการกระจายทางสถิติในการประมาณการพารามิเตอร์จากการทดสอบทำท่าทางการบินซ้ำ ๆ อย่างไรก็ตาม วิธีนี้มีข้อจำกัด โดยเฉพาะในสถานการณ์การบินทดสอบที่ท่าทางการบินซ้ำ ๆ จำกัด ทำให้ยากที่จะได้ผลลัพธ์ที่มีนัยสำคัญทางสถิติ และการวิเคราะห์ความแม่นยำทางทฤษฎี (Theoretical accuracy analysis) วิธีนี้ประมาณความแปรปรวน (Variability) ที่คาดหวังของพารามิเตอร์ตามการวิเคราะห์ความไวต่อการเปลี่ยนแปลงหรือความเชื่อมั่น (Sensitivity analysis) ของผลการระบุที่ลู่เข้าแล้ว (Converged) ในทางทฤษฎีจะให้ผลลัพธ์ที่คล้ายคลึงกับผลที่จะได้จากการทำการระบุซ้ำด้วยชุดข้อมูลหลายชุด วิธีนี้ไม่เพียงแต่ประมาณความผันผวนของพารามิเตอร์เท่านั้น แต่ยังให้ข้อมูลเชิงลึกเกี่ยวกับสาเหตุของความแปรปรวนนี้ ซึ่งช่วยในการปรับปรุงโครงสร้างแบบจำลอง (เช่น พารามิเตอร์ที่มีความเชื่อมั่นต่ำ อาจเนื่องจากข้อมูลไม่เพียงพอหรือมีความสัมพันธ์กันสูง (High correlation) กับพารามิเตอร์อื่น อาจจำเป็นต้องถูกลบหรือแทนที่ตามแนวคิดทางกายภาพ) และสำหรับการวิเคราะห์ความแม่นยำทางทฤษฎี สามารถใช้เปอร์เซ็นต์ขอบเขตของเครเมอร์-เรโอ (Cramér–Rao bounds) ในการวัดระดับความเชื่อมั่นในความแม่นยำของพารามิเตอร์ที่ระบุเอกลักษณ์ได้ เพื่อสะท้อนค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของพารามิเตอร์ได้อย่างแม่นยำยิ่งขึ้น โดยการระบุแบบจำลองปริภูมิสถานะจากข้อมูลที่ได้จากการบินทดสอบโดยใช้วิธีการตอบสนองความถี่

Tischler and Remple (2006) ได้แนะนำแนวทางที่เหมาะสม คือ การบรรลุขอบเขตของเครเมอร์-เรโอ ($\overline{CR_i}$) ที่เป็นไปตามข้อกำหนดต่อไปนี้

$$\overline{CR_i} \leq 20\% \tag{2-88}$$

และถ้าหากขอบเขตของเครเมอร์-เรโอในการระบุเอกลักษณ์มีเปอร์เซ็นต์ที่เกินกว่าขอบเขตที่แนะนำอย่างมีนัยสำคัญ ซึ่งจะสะท้อนถึงปัญหาหนึ่งหรือทั้งสองปัญหาต่อไปนี้ คือ ความไม่ไวต่อการตอบสนอง (Insensitivity) และความสัมพันธ์กัน (Correlation) โดย high insensitivity เกิดขึ้นเมื่อการเปลี่ยนแปลงในพารามิเตอร์เดียวมีผลกระทบน้อยหรือไม่มีผลเลยต่อ converged cost function ซึ่งบ่งชี้ว่าพารามิเตอร์ดังกล่าวไม่สำคัญในโครงสร้างแบบจำลองที่เลือก และ high correlation เกิดขึ้นเมื่อพารามิเตอร์ตั้งแต่สองตัวขึ้นไปมีความเกี่ยวข้องกันอย่างมากโดยมีผลกระทบต่อ cost function จนการเปลี่ยนแปลงพารามิเตอร์หนึ่งสามารถชดเชยการเปลี่ยนแปลงของอีกตัวได้ ในกรณีเช่นนี้ พารามิเตอร์เหล่านั้นไม่สามารถถูกกำหนดได้อย่างอิสระจากข้อมูล โดยการระบุแบบจำลองปริภูมิสถานะจากข้อมูลที่ได้จากการบินทดสอบโดยใช้วิธีการตอบสนองความถี่ Tischler and Remple (2006) ได้แนะนำแนวทางที่เหมาะสมสำหรับเปอร์เซ็นต์ของ insensitivity ($\overline{I_i}$) ที่เป็นไปตามข้อกำหนดดังต่อไปนี้

$$\overline{I_i} < 10\% \tag{2-89}$$

2.4.7 การตรวจสอบความถูกต้อง

ขั้นตอนสุดท้ายในกระบวนการการระบุเอกลักษณ์ระบบ คือ การตรวจสอบแบบจำลองปริภูมิสถานะในโดเมนเวลา โดยการตรวจสอบจะเปรียบเทียบการตอบสนองที่คาดการณ์จากแบบจำลองและข้อมูลจากการบิน โดยใช้อินพุตแบบ doublet เพื่อประเมินความแม่นยำและความน่าเชื่อถือของแบบจำลอง และใช้ Theil's Inequality Coefficient (TIC) การประเมินความแม่นยำของการคาดการณ์ของแบบจำลอง โดยค่าสัมประสิทธิ์นี้คำนวณโดยการ normalizing ค่ารากที่สองค่าเฉลี่ยความคลาดเคลื่อนกำลังสอง (RMS error: J_{rms}) ตามขนาดของการตอบสนองต่อการรบกวน ซึ่งแสดงผลเป็นเปอร์เซ็นต์ สิ่งนี้มีความสำคัญเมื่อการวิเคราะห์การตรวจสอบครอบคลุมผลลัพธ์ที่หลากหลาย ตัวอย่างเช่น พารามิเตอร์การตอบสนองบางตัวอาจแสดงการเปลี่ยนแปลงสัมบูรณ์เล็กน้อย ทำให้เกิดเปอร์เซ็นต์ความผิดพลาดที่มีนัยสำคัญในพารามิเตอร์เหล่านั้น และนำไปสู่ค่า TIC โดยรวมที่สูงขึ้น แม้ว่า RMS cost function จะยังอยู่ในช่วงที่ยอมรับได้ก็ตาม ($J_{\text{rms}} \leq 0.5 \text{ to } 1.0$) ดังนั้นค่า TIC มีช่วงตั้งแต่ 0 ถึง 1 โดยที่ค่า TIC เท่ากับ 0 หมายถึงแบบจำลองคาดการณ์ได้อย่าง

สมบูรณ์แบบ ในขณะที่ค่า TIC ที่ใกล้เคียงกับ 1 แสดงถึงการขาดความสามารถในการคาดการณ์ โดยค่าที่เหมาะสมที่แบบจำลองแสดงถึงการคาดการณ์ที่ดีเป็นไปตามข้อกำหนดดังต่อไปนี้

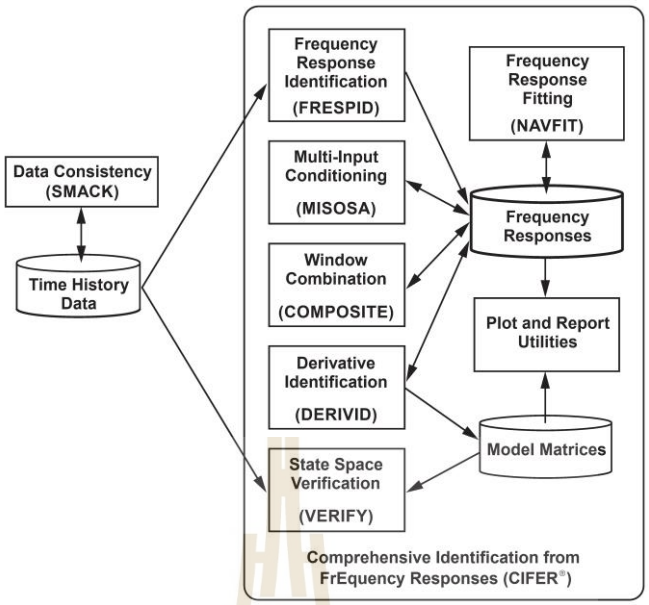
$$\begin{aligned} J_{\text{rms}} &\le 0.5 \text{ to } 1.0 \\ \text{TIC} &\le 0.25 \text{ to } 0.30 \end{aligned} \tag{2-90}$$

2.5 โปรแกรม CIFER

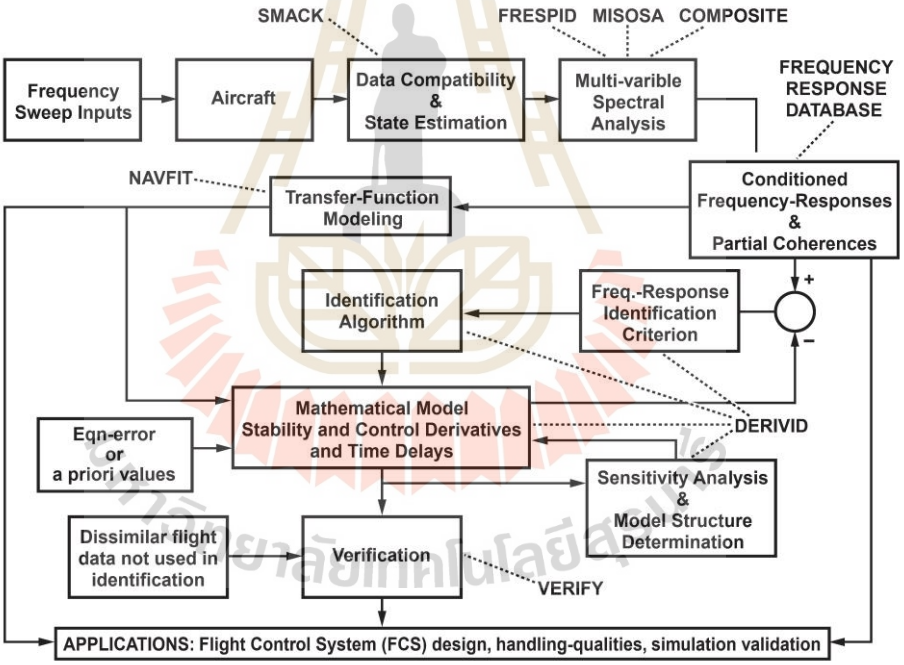
สำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่ (รูปที่ 2.7) กองทัพสหรัฐอเมริกาและองค์การบริหารการบินและอวกาศแห่งชาติสหรัฐอเมริกา ฝ่ายวิจัย Rotorcraft ได้ร่วมกันพัฒนาโปรแกรม Comprehensive Identification from Frequency Responses (CIFER) โปรแกรมนี้ประกอบด้วยการวิเคราะห์หลัก 6 โปรแกรมที่สร้างขึ้นโดยใช้ฐานข้อมูลที่ซับซ้อน คือ FRESPID, MISOSA, COMPOSITE, NAVFIT, DERIVID และ VERIFY พร้อมกับชุดยูทิลิตี้สำหรับผู้ใช้ในการศึกษาและแสดงผลการศึกษาของระบบพลวัต ดังแสดงในรูปที่ 2.15(ก)

คุณสมบัติหลักของโปรแกรม CIFER ที่ Tischler and Remple (2006) ได้นำเสนอไว้มีดังนี้ 1) อัลกอริทึมการระบุเอกลักษณ์ที่ได้รับการประยุกต์ใช้และพิสูจน์แล้วในหลายโครงการการบิน 2) การดำเนินการระบุการตอบสนองความถี่ในลำดับขั้นตอนของโปรแกรมหลัก 3) การตรวจสอบข้อมูลอินพุตของผู้ใช้กับข้อแนะนำที่สำคัญ 4) chirp z-transform และการเพิ่มประสิทธิภาพ composite window เพื่อการระบุการตอบสนองความถี่คุณภาพสูง 5) การแก้ปัญหาการตอบสนองความถี่แบบหลายอินพุต 6) การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองการระบุเอกลักษณ์ที่มีความยืดหยุ่นและโต้ตอบสูง 7) การเลือกฟังก์ชันการถ่วงน้ำหนักอัตโนมัติตามความแม่นยำการตอบสนองความถี่ 8) ตัวชี้วัดความแม่นยำของพารามิเตอร์ที่เชื่อถือได้ 9) ขั้นตอนการทำงานที่รวมกันสำหรับการระบุเอกลักษณ์และการกำหนดโครงสร้างแบบจำลอง 10) การตรวจสอบในโดเมนเวลาของแบบจำลอง รวมถึงการระบุ offsets และ biases และ 11) ชุดยูทิลิตี้เฉพาะทางซึ่งสนับสนุนการประยุกต์ใช้งานหลากหลายแบบซึ่งเหมาะอย่างยิ่งสำหรับปัญหาที่ยากเกี่ยวกับการวิเคราะห์ข้อมูลการบินทดสอบ

CIFER เป็นโปรแกรมสำหรับวิธีการระบุเอกลักษณ์ในโดเมนความถี่หรือการตอบสนองความถี่แบบครบวงจร ดังแสดงในรูปที่ 2.15(ข) และได้รับการพิสูจน์แล้วว่าเป็นเครื่องมือที่มีประสิทธิภาพมากสำหรับปัญหาการระบุเอกลักษณ์ระบบ และมีการใช้งานอย่างแพร่หลายรวมถึงการใช้งานใน UAV เช่นเดียวกับงานวิจัยนี้



(ก) ส่วนประกอบซอฟต์แวร์และฐานข้อมูลที่ใช้ใน CIFER



(ข) การใช้งานโปรแกรม CIFER สำหรับวิธีการระบุเอกลักษณ์ในโดเมนความถี่

รูปที่ 2.15 โปรแกรม CIFER

หมายเหตุ จาก Aircraft and Rotorcraft System Identification: Engineering Methods with Flight-Test Examples (น. 70, 73), โดย Mark B. Tischler และ Robert K. Remple, 2006, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2006 โดย American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

2.6 เครื่องมือวัด

จากการศึกษากระบวนการในการระบุเอกลักษณ์ระบบ ซึ่งต้องมีการวัดและบันทึกข้อมูลจากการบินทดสอบโดยทั่วไปต้องอาศัยเครื่องมือวัด (Instrumentation) ของอากาศยาน การเลือกเครื่องมือวัดเป็นเรื่องที่สำคัญในการระบุเอกลักษณ์เพื่อให้ได้ข้อมูลการตอบสนองที่ต้องการ ดังนั้นในส่วนนี้ผู้วิจัยจะทำการศึกษาเกี่ยวกับเครื่องมือวัดของ UAV ที่ใช้ในการระบุเอกลักษณ์ระบบ

จากการศึกษาในหัวข้อ 2.2.5 เกี่ยวกับเวกเตอร์การวัด (สมการที่ 2-32) ในการระบุเอกลักษณ์ระบบ เวกเตอร์การวัดถูกนำมาใช้เพื่อจัดการกับสถาณการณ์ในกรณีที่ไม่สามารถวัดหรือสังเกตสถานะของระบบ (สมการที่ 2-30) ได้โดยตรง ในบางครั้งเซ็นเซอร์หรือเครื่องมือวัดที่มีอยู่สามารถวัดได้เพียงส่วนย่อย (Subset) ของสถานะเท่านั้น ดังนั้นจึงใช้เวกเตอร์การวัดเพื่อแสดงลักษณะที่สังเกตได้ของพฤติกรรมระบบ สำหรับ UAV ชนิดปีกตรึง การวัดส่วนใหญ่ประกอบด้วยความเร็วเชิงมุม (p , q , r), ความเร่ง (a_x, a_y , a_z), มุมอากาศพลศาสตร์ (α_{ab} , β_{ab}) และความเร็วอากาศยาน (V_{tot}) โดยเครื่องมือที่ใช้ในการวัด มีดังต่อไปนี้

2.6.1 หน่วยวัดความเคลื่อนไหว

หน่วยวัดความเคลื่อนไหว หรือ Inertial Measurement Unit (IMU) หรือเรียกว่าเซ็นเซอร์วัดแรงเฉื่อย โดยทั่วไปประกอบไปด้วยเซ็นเซอร์ไจโรสโกป (Gyroscopes) และเซ็นเซอร์ความเร่ง (Accelerometer) หรืออาจจะมีเซ็นเซอร์สนามแม่เหล็ก (Magnetometers) ด้วย (VectorNav, 2024) โดย gyroscopes จะทำการวัดอัตราการหมุนซึ่งในการระบุเอกลักษณ์ระบบนี้ก็คือ ความเร็วเชิงมุม (p , q , r) และ accelerometer จะทำการวัดแรงภายนอกหรือความเร่ง ซึ่งในการระบุเอกลักษณ์ระบบนี้ก็ คือ ความเร่ง (a_x, a_y , a_z) โดย IMU มีให้เลือกหลายเกรดตามประสิทธิภาพ โดยทั่วไปจะถูกกำหนดตามความเสถียรของค่าเบี่ยงเบน (Bias) ในการทำงานของเซ็นเซอร์ เนื่องจากความเสถียรของค่าเบี่ยงเบนในการทำงานมีบทบาทสำคัญอย่างมากในการกำหนดประสิทธิภาพของการนำทางเฉื่อย (inertial navigation) ซึ่งสามารถแบ่งออกเป็น 4 หมวดหมู่ตามข้อกำหนดต่อไปนี้ 1) เกรดผู้บริโภค/ยานยนต์ (Consumer/Automotive) ตัวอย่างการใช้งาน เช่น นำมาใช้งานในโทรศัพท์เคลื่อนที่ 2) เกรดอุตสาหกรรม (Industrial) ตัวอย่างการใช้งาน เช่น นำมาใช้งานกับ UAVs หรือนำมาใช้กับหุ่นยนต์ 3) เกรดทางยุทธวิธี (Tactical) ตัวอย่างการใช้งาน เช่น นำมาใช้งานกับอาวุธอัจฉริยะ หรือจรวดมิดไซด์สมัยใหม่ 4) เกรดการนำทาง (Navigation) ตัวอย่างการใช้งาน เช่น นำมาใช้ทางการทหาร

2.6.2 ระบบการวัดข้อมูลอากาศ

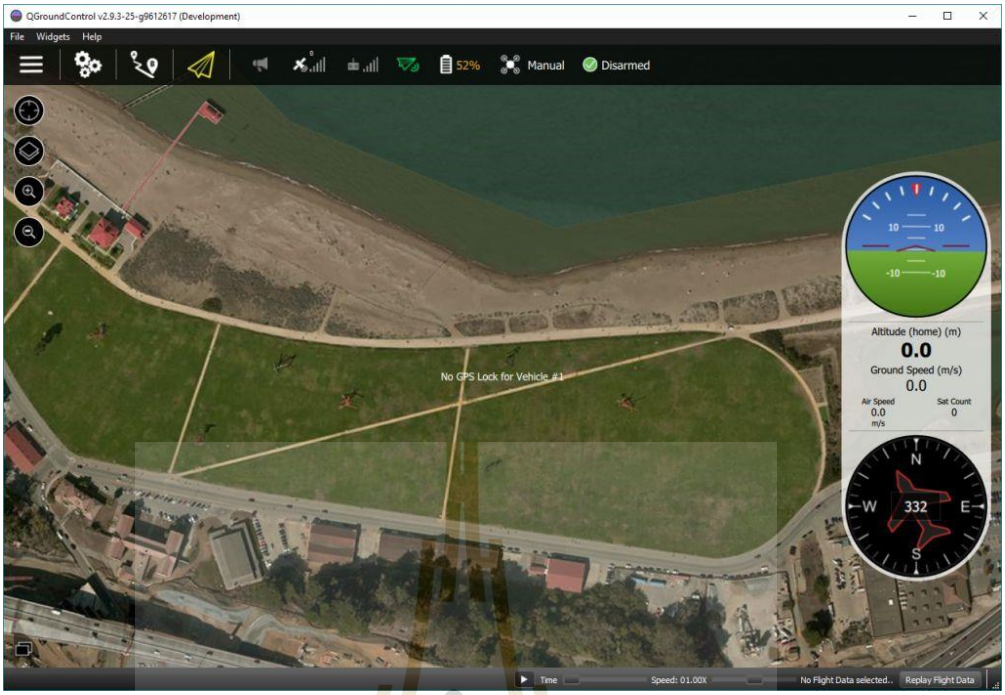
ระบบการวัดข้อมูลอากาศ (Air data system) ใช้วัดข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับลักษณะทางกายภาพของมวลอากาศรอบ ๆ อากาศยาน สำหรับการบินของอากาศยานชนิดปีกตรึง ระบบการวัดข้อมูลอากาศ ประกอบไปด้วย การวัดมุมปะทะ (AoA) และมุมการบินไถลไปด้านข้าง (AoS) รวมไปถึงการวัดความเร็วของอากาศยาน (Airspeed) โดยทั่วไปเครื่องมือวัดจะติดตั้งที่ส่วนหัวหรือส่วนหน้าของอากาศยาน หรือติดตั้งที่ส่วนหน้าของปีก ถ้าหากมีการวัดข้อมูลเหล่านี้ในการระบุเอกลักษณ์ระบบจะมีประโยชน์ในการวัดความเร็วในแนวแกนของอากาศยานในสภาวะการบินที่มีการรบกวน ซึ่งจะให้ข้อมูลที่เชื่อถือได้และเป็นอิสระในการวิเคราะห์ และสามารถรวมอยู่ในส่วนประกอบของเวกเตอร์การวัดได้ คือ มุมทางอากาศพลศาสตร์ (α_{ab}, β_{ab}) และความเร็วอากาศยาน (V_{tot})

โดยเครื่องมือวัดที่ได้กล่าวมาข้างต้นที่ใช้ในการวัดอาจต้องทำการ on-board บนบอร์ดตัวควบคุมการบิน หรือติดตั้งแยกออกมาที่ภายนอกลำของอากาศยาน นอกจากจะนำค่าจากเครื่องมือวัดมาทำการระบุเอกลักษณ์แล้ว ข้อมูลจากเครื่องมือวัดก็นำมาใช้ในการควบคุมการบินด้วยเช่นเดียวกัน

2.7 ตัวควบคุมการบิน

ในหัวข้อนี้จะทำการศึกษาเกี่ยวกับตัวควบคุมการบิน (Flight controller) สำหรับ UAV ซึ่งเป็นตัวควบคุมการบินและเป็นเครื่องมือหลักในการเก็บข้อมูลจากการบินทดสอบเพื่อที่จะให้ได้ข้อมูลที่ใช้ในการระบุเอกลักษณ์

สำหรับส่วนประมวณผลของ UAV หรือ สมองของ UAV เรียกว่าออโตไพลอต (Autopilot) ประกอบด้วยซอฟต์แวร์ flight stack ที่ทำงานบนฮาร์ดแวร์ตัวควบคุมยานพาหนะ หรือตัวควบคุมการบิน (PX4 Autopilot, 2024c) ในการควบคุมมอเตอร์, พื้นบังคับการบิน และอื่น ๆ โดยจะต้องเชื่อมต่อกับเครื่องมือวัดหรือเซ็นเซอร์ในการกำหนดสถานะของอากาศยาน ซึ่งจำเป็นสำหรับการรักษาเสถียรภาพและเพื่อให้สามารถควบคุมอัตโนมัติได้ โดยอย่างน้อยต้องมีเซ็นเซอร์ดังต่อไปนี้ คือ gyroscope, accelerometer, magnetometer และ barometer และถ้าหากต้องการให้สามารถเปิดใช้งานโหมดอัตโนมัติทั้งหมดและโหมดช่วยเหลือบางโหมดจำเป็นต้องมี GPS หรือระบบระบุตำแหน่งอื่น ๆ และสำหรับ UAV ชนิดปีกตรึง จำเป็นต้องมีเครื่องมือวัดความเร็วของอากาศยานด้วย นอกจากนี้อาจต้องมีสถานีควบคุมภาคพื้นดินที่ใช้งานร่วมกับโปรแกรมสำหรับควบคุมอากาศยาน เช่น QGroundControl (รูปที่ 2.16) ที่ใช้เพื่อ flash ระบบ flight stack ไปยังตัวควบคุมการบิน, ตั้งค่าอากาศยาน, เปลี่ยนพารามิเตอร์ต่าง ๆ, รับข้อมูลการบินแบบเรียลไทม์ และสร้างและปฏิบัติภารกิจอัตโนมัติเต็มรูปแบบได้



รูปที่ 2.16 ตัวอย่างโปรแกรม QGroundControl

หมายเหตุ จาก PX4 User Guide: QGroundControl โดย Dronecode, 2024. (https://docs.px4.io/main/en/getting_started/px4_basic_concepts.html). CC BY 4.0

ตัวควบคุมการบินมีให้เลือกใช้งานหลากหลายตัวในท้องตลาด โดยต้องเลือกให้เหมาะสมกับการใช้งานของอากาศยาน รวมถึงค่าต้นทุนด้วย โดยในงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยเลือกใช้ Cube Orange ที่เป็นโมดูลตัวควบคุมการบิน เพื่อพัฒนาและติดตั้งกับเครื่องมือวัดในการระบุเอกลักษณ์ระบบจากการบินทดสอบ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

2.7.1 Cube Orange

Cube Orange (รูปที่ 2.17) เป็นโมดูลตัวควบคุมการบินสำหรับ UAV เป็นหนึ่งในผลิตภัณฑ์ของ CubePilot ที่อยู่ภายใต้การดูแลของ Hex/Proficnc (CubePilot, 2022b) โดย Cube Orange ได้รับการพัฒนาและปรับปรุงที่มาพร้อมกับตัวประมวลผล H7 ที่มีประสิทธิภาพ, รวดเร็วและปลอดภัยมากยิ่งขึ้น มีเซ็นเซอร์สำรอง 3 ตัว (Triple Redundant Sensor) มีระบบควบคุมอุณหภูมิ และลดการสั่นสะเทือนสำหรับ IMU โดยรายละเอียดคุณลักษณะของ Cube Orange ดังแสดงในตารางที่ 2.3



(ก) มุมมองไอโซเมตริก (Isometric)



(ข) มุมมองด้านล่าง

รูปที่ 2.17 The Cube Orange

หมายเหตุ จาก Product Media Cloud Drive โดย CubePilot, 2022. (https://docs.cubepilot.org/user-guides/product-media/product-media-cloud-drive). CC BY-SA 3.0

ตารางที่ 2.3 คุณลักษณะเฉพาะฮาร์ดแวร์ของ Cube Orange

Main Processor	STM32H753VIT6
Coprocessor	STM32F1
Supported RC signals	PPM/SBUS/DSM
Power redundancy	Triple redundancy
Sensors	Triple IMU System
Sensors details	ICM20649 (integrated accelerometer + gyroscope) ICM20602 (integrated accelerometer + gyroscope) ICM20948 (integrated accel + gyro + magnetometer) MS5611 x 2 (Barometer)
Supported firmware	ArduPilot and PX4 open-source flight controller firmware
Supported vehicle types	Fixed wing planes, Copters with 3-8 motors, Helicopters, VTOL-planes, Rovers/boats/submarines

หมายเหตุ จาก The Cube Orange Standard Set: Specifications โดย CubePilot, 2022. (https://www.cubepilot.org/#/cube/specs). สงวนลิขสิทธิ์ 2021 โดย CubePilot.

ในการใช้งาน Cube Orange จะติดตั้งบน Carrier Board ด้วยตัวเชื่อมต่อ (Connector) 80 พิน โดยที่ Carrier Board สามารถปรับแต่งหรือดัดแปลงได้ตามการใช้งานที่หลากหลาย เช่น Kore Carrier Board, ADS-B IN Carrier Board, Standard Carrier Board และ Airbot Systems Mini Carrier Board เป็นต้น

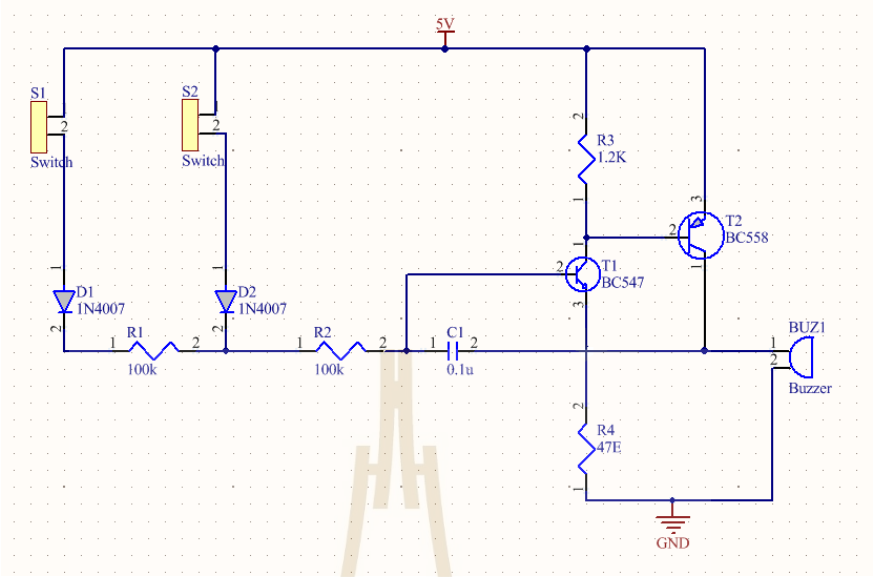
2.8 การออกแบบแผงวงจรพิมพ์

ในงานวิจัยนี้มีจุดประสงค์ในการพัฒนาเครื่องมือวัดในการทดสอบและวิธีการในการเก็บรวบรวมข้อมูลที่แม่นยำจากการบินทดสอบสำหรับ UAV ผู้วิจัยจะทำการพัฒนาตัวควบคุมการบินที่ใช้ในการทดสอบให้เหมาะกับ UAV โดยจะทำการปรับแต่งหรือดัดแปลง Carrier Board ที่ติดตั้งโมดูล Cube Orange และติดตั้ง IMU เกรดอุตสาหกรรมเพื่อการวัดที่แม่นยำในการระบุเอกลักษณ์ ดังนั้นในหัวข้อนี้ได้ทำการศึกษาข้อมูลที่นำมาใช้ในการออกแบบพีซีบี (PCB) สำหรับการพัฒนาตัวควบคุมการบิน มีรายละเอียดดังต่อไปนี้

แผ่นวงจรพิมพ์ (Printed Circuit Board) หรือเรียกว่าพีซีบี (PCB) โดย Das (2022) และ Fmuser (2021) ได้อธิบายไว้ว่า PCB เป็นแผ่นบางที่ทำมาจากชั้นวัสดุชนิดต่าง ๆ ที่ไม่นำไฟฟ้า เช่น วัสดุไฟเบอร์กลาส (Fiberglass), วัสดุคอมโพสิตอีพ็อกซี่ (Composite Epoxy Material: CEM) หรือวัสดุลามิเนตอื่น ๆ และประกอบด้วยชั้นบาง ๆ ของชั้นตัวนำไฟฟ้า (โดยทั่วไปคือ ทองแดง) ที่มีการออกแบบเป็นลายวงจรเพื่อเชื่อมต่อทางไฟฟ้าระหว่างขั้วต่อของส่วนชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ ในการติดตั้งชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ในตำแหน่งที่กำหนดบนชั้นนอกของ PCB อาจมีการเจาะรูหลายรูสำหรับชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์แบบทะลุผ่าน (Through-Hole) หรืออาจไม่จำเป็นต้องเจาะรู ในกรณีสำหรับชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์แบบยึดพื้นผิว (Surface Mount) เนื่องจากสามารถติดตั้งได้โดยตรงบน PCB โดยทั้งสองแบบใช้วิธีการบัดกรีในการติดตั้ง โดยที่การบัดกรีสามารถทำได้โดยวิธี Wave Soldering, Reflow Soldering หรือ Hand Soldering เมื่อส่วนประกอบทั้งหมดได้รับการบัดกรีแล้ว บอร์ดจะได้รับการทดสอบและนำไปใช้ในอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ที่ต้องการได้ในที่สุด

ในการออกแบบ PCB นักออกแบบต้องรู้และทำความเข้าใจพารามิเตอร์ทางไฟฟ้าของระบบก่อนที่จะเริ่มทำการออกแบบ (Kaufman, n.d.) ซึ่งประกอบด้วย กระแสไฟฟ้าสูงสุด (Current maximums), แรงดันไฟฟ้า (Voltages), ประเภทของสัญญาณ (Signal types), ข้อจำกัดด้านความจุไฟฟ้า (Capacitance limitations), คุณลักษณะของอิมพีแดนซ์ (Impedance characteristics), พิจารณาเกี่ยวกับการป้องกัน (Shielding), ประเภทและตำแหน่งในการจัดวางชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์และรายละเอียดในการเขียนแผนผังวงจร (schematic) โดยขั้นตอนการออกแบบสามารถแบ่งออกเป็น 4 ขั้นตอนหลัก คือ 1) การออกแบบแผนผังวงจร, 2) การออกแบบ PCB layout เบื้องต้น (Pre-layout), 3) การออกแบบ PCB layout และ 4) การผลิต ตามที่ Yogendrappa (2021b), (Kaufman, n.d.) และ Bhalerao (2021) ได้เสนอไว้ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

2.8.1 แผนผังวงจร



รูปที่ 2.18 ตัวอย่าง PCB schematic

หมายเหตุ จาก How to Design a PCB Layout โดย Milan Yogendrappa, 2021. Sierra Circuits (https://www.protoexpress.com/blog/how-design-pcb-layout/). สงวนลิขสิทธิ์ 2022 โดย Sierra Circuits.

แผนผังวงจร หรือ Schematic เป็นแผนผังวสองมิติอย่างง่ายที่แสดงการทำงานและการเชื่อมต่อระหว่างส่วนประกอบต่างๆ (การเชื่อมต่อกันระหว่าง pin ของส่วนประกอบตั้งแต่สอง pin ขึ้นไป เรียกว่า Net) ซึ่งจะแสดงให้เห็นว่าส่วนประกอบต่างๆ เชื่อมต่อกันด้วยไฟฟ้าอย่างไร โดยข้อมูลที่ได้จาก schematic คือ Netlist* และ BOM** (Sierra Circuits Team, 2022)

ในการออกแบบ schematic จะใช้ซอฟต์แวร์ EDA (Electronic Design Automation) ในการออกแบบ เช่น Altium (Altium, 2022), Allegro (Cadence, 2022), PADS (Siemens, 2022) เป็นต้น ตัวอย่างของ schematic ดังแสดงในรูปที่ 2.18 และการออกแบบแผนผังวงจรให้ประสบความสำเร็จ Raikar (2021) ได้เสนอแนวทางในการออกแบบไว้ดังต่อไปนี้

---

* Netlist คือ nets ที่มีป้ายกำกับและรายการส่วนประกอบทั้งหมดที่เชื่อมต่อกับ net นั้น

** BOM หรือ Bill of Materials คือ รายการชิ้นส่วน, ส่วนประกอบ, ส่วนประกอบย่อย, เอกสาร และวัสดุต่างๆ ที่จำเป็นในการสร้างผลิตภัณฑ์

1) การเลือกขนาดหน้ากระดาษในการออกแบบ (Page size)

นักออกแบบควรเลือกขนาดให้เหมาะสมกับการออกแบบวงจร โดยทั่วไปมีขนาดให้เลือกหลากหลาย เช่น A0, A1, A3, A4, A, B, C, D, E, Letter เป็นต้น

2) การตั้งชื่อหน้ากระดาษในการออกแบบ (Page naming)

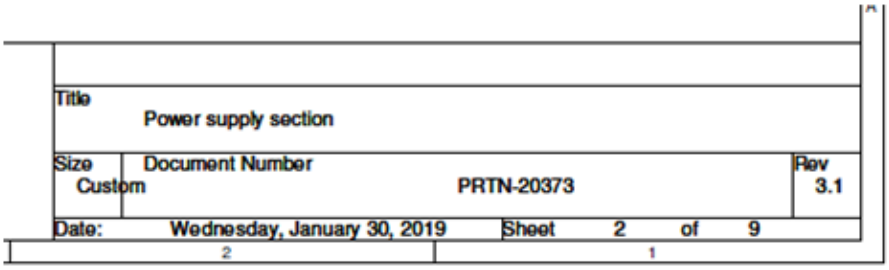
ในการออกแบบ schematic ควรที่จะแยกแต่ละ logical blocks ไว้คนละหน้า โดยที่ชื่อแต่ละหน้าสามารถใช้ตัวอักษร A, B, C เป็นต้น ในการนำหน้าการตั้งชื่อ เพื่อสามารถจัดเรียงหน้าได้ตามตัวอักษร ตัวอย่างในการตั้งชื่อแสดงไว้ตามด้านล่างนี้

- A_Block Diagram
- B_Power supply
- C_MCU interface
- D_Memory interface
- E_Revision history

Block diagram และ revision history นักออกแบบส่วนใหญ่มักละเลยในการเขียนเนื่องจากต้องการประหยัดเวลา อย่างไรก็ตามข้อมูลในสองส่วนนี้มีประโยชน์อย่างมากสำหรับนักออกแบบคนอื่น ๆ ที่พยายามทำความเข้าใจใน schematic เพื่อใช้การศึกษาและพัฒนาต่อ

3) ตารางกรอกรายละเอียดการออกแบบ (Title block)

ในแต่ละหน้ากระดาษของการออกแบบ ต้องมี title block ที่ใช้ในการแสดงรายละเอียดเกี่ยวกับการออกแบบ โดยเป็นส่วนที่อยู่ด้านล่างขวาในหน้ากระดาษออกแบบ schematic ซึ่งจำเป็นต้องกรอกรายละเอียดที่จำเป็นทั้งหมด เช่น ขนาดของหน้า (Page size), วันที่อัพเดท (Update date), การแก้ไข (Revision), หมายเลขเอกสาร (Document number), ชื่อของวงจร (Title) และชื่อหรือข้อมูลบริษัท (Company) ตัวอย่างของ Page title block ดังแสดงในรูปที่ 2.19



รูปที่ 2.19 ตัวอย่าง page title block ในการออกแบบ schematic

หมายเหตุ จาก How to Draw and Design a PCB Schematic? โดย Anil Raikar, 2021. Sierra Circuits (https://www.protoexpress.com/blog/how-to-draw-design-pcb-schematic/). สงวนลิขสิทธิ์ 2022 โดย Sierra Circuits.

4) หมายเหตุ/คำอธิบาย (Notes/Comments)

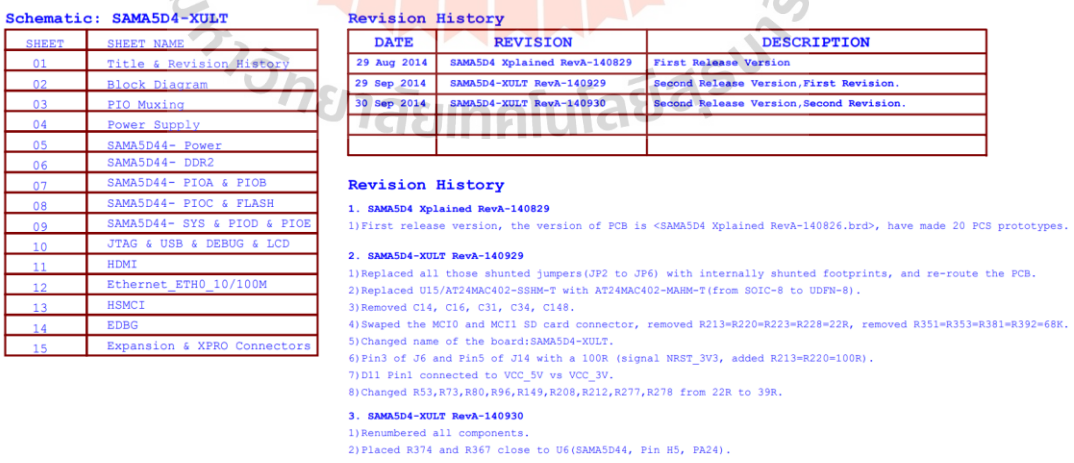
นักออกแบบจำเป็นต้องเขียนคำอธิบายที่จำเป็นเกี่ยวกับวงจรในการออกแบบ ส่วนหมายเหตุ หรือ note สามารถเขียนได้ทั้งในหน้า schematic หรือแยกออกจาก schematic โดยทั่วไป note จะเขียนแยกหน้าจาก schematic สำหรับการออกแบบที่ซับซ้อน

5) ประวัติการแก้ไข (Revision history)

ประวัติการแก้ไขเป็นข้อมูลที่แสดงการเปลี่ยนแปลงที่เกิดขึ้นกับการออกแบบ เช่น วันที่และคำอธิบายของการเปลี่ยนแปลงจากการออกแบบ, ชื่อของผู้เขียนและผู้ตรวจสอบ และคำอธิบายจากการตรวจสอบ (หากมี) โดยทั่วไปประวัติการแก้ไขจะอยู่ในหน้าแรกหรือหน้าสุดท้ายของ schematic ตัวอย่างของประวัติการแก้ไข schematic ดังแสดงในรูปที่ 2.20

6) ตารางสารบัญ (Table of contents)

ตารางสารบัญแสดงรายการหัวข้อที่มีอยู่ใน schematic การที่มีสารบัญนี้จะช่วยให้นักออกแบบค้นหาโมดูลเฉพาะในการออกแบบที่ซับซ้อนหรืองานขนาดใหญ่ได้ ถ้าหากงานที่ออกแบบไม่ซับซ้อนหรืองานขนาดเล็กสามารถที่จะละเลยในการสร้างตารางสารบัญนี้ได้ ตัวอย่างของตารางสารบัญ ดังแสดงในรูปที่ 2.20



Schematic: SAMA5D4-XULT

SHEET	SHEET NAME
01	Title & Revision History
02	Block Diagram
03	PIO Muxing
04	Power Supply
05	SAMA5D44- Power
06	SAMA5D44- DDR2
07	SAMA5D44- PIOA & PIOB
08	SAMA5D44- PIOC & FLASH
09	SAMA5D44- SYS & PIOD & PIOE
10	JTAG & USB & DEBUG & LCD
11	HDMI
12	Ethernet_ETH0_10/100M
13	HSMCI
14	EDBG
15	Expansion & XPRO Connectors

Revision History

DATE	REVISION	DESCRIPTION
29 Aug 2014	SAMA5D4 Xplained RevA-140829	First Release Version
29 Sep 2014	SAMA5D4-XULT RevA-140929	Second Release Version,First Revision.
30 Sep 2014	SAMA5D4-XULT RevA-140930	Second Release Version,Second Revision.

Revision History

1. SAMA5D4 Xplained RevA-140829

1)First release version, the version of PCB is <SAMA5D4 Xplained RevA-140826.brd>, have made 20 PCS prototypes.

2. SAMA5D4-XULT RevA-140929

1)Replaced all those shunted jumpers(JP2 to JP6) with internally shunted footprints, and re-route the PCB.
2)Replaced U15/AT24MAC402-SSHM-T with AT24MAC402-MAHM-T(from SOIC-8 to UDFN-8).
3)Removed C14, C16, C31, C34, C148.
4)Swaped the MCI0 and MCI1 SD card connector, removed R213=R220=R223=R228=22R, removed R351=R353=R381=R392=68K.
5)Changed name of the board:SAMA5D4-XULT.
6)Pin3 of J6 and Pin5 of J14 with a 100R (signal NRST_3V3, added R213=R220=100R).
7)D11 Pin1 connected to VCC_5V vs VCC_3V.
8)Changed R53,R73,R80,R96,R149,R208,R212,R277,R278 from 22R to 39R.

3. SAMA5D4-XULT RevA-140930

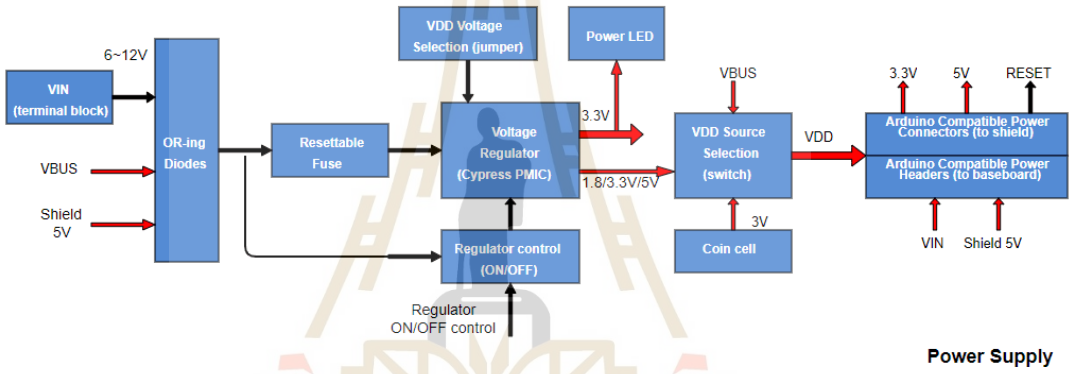
1)Renumbered all components.
2)Placed R374 and R367 close to U6(SAMA5D44, Pin H5, PA24).

รูปที่ 2.20 ตัวอย่างตารางสารบัญและประวัติการแก้ไขในการออกแบบ schematic

หมายเหตุ จาก SAMA5D4-XULT Design and Manufacturing Files - ATSAMA5D4-XULT_SCHEMA_A โดย Microchip Technology, 2014. (https://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/ATSAMA5D4-XULT__KitsFiles.zip). สงวนลิขสิทธิ์ 2022 โดย Microchip Technology Inc.

7) แผนภาพบล็อก (Block diagram)

Block diagram เป็นแผนภาพที่แสดงบล็อกโมดูลต่าง ๆ ในการออกแบบและการเชื่อมต่อสัญญาณ ซึ่งจะช่วยให้ผู้ตรวจทานเข้าใจการออกแบบสำหรับการตรวจสอบ ตัวอย่างของ block diagram ดังแสดงในรูปที่ 2.21

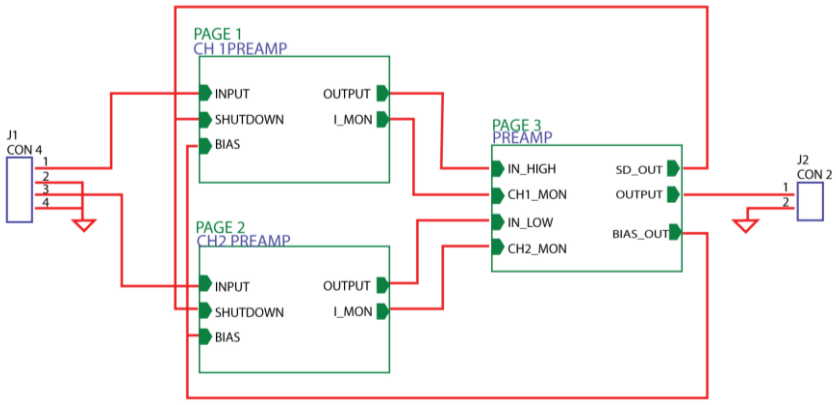


รูปที่ 2.21 ตัวอย่าง block diagram ในการออกแบบ schematic

หมายเหตุ จาก Using Schematic Diagram Tools: Simplifying Initial Stages of Circuit Design โดย Ultra Librarian, 2022. (https://www.ultralibrarian.com/2022/02/03/using-schematic-diagram-tools-simplifying-initial-stages-of-circuit-design-ulc). สงวนลิขสิทธิ์ 2022 โดย Ultra Librarian.

8) การออกแบบ schematic แบบลำดับชั้น (Hierarchical)

ในการออกแบบที่ซับซ้อนและมีหลายโมดูล นักออกแบบสามารถใช้การออกแบบแบบลำดับชั้นมาใช้ เพื่อช่วยลดความซับซ้อนและให้เข้าถึงได้ง่ายยิ่งขึ้น ดังที่แสดงในรูปที่ 2.22 เป็นตัวอย่างของ hierarchical schematic ที่แสดงการไหลของสัญญาณจากโมดูลหนึ่งไปยังอีกโมดูลหนึ่งที่ได้ออกแบบไว้อยู่อีกหน้ากระดาษอย่างชัดเจน โดยรายละเอียดของแต่ละโมดูลสามารถเข้าถึงได้โดยคลิกที่โมดูลนั้น ๆ ที่อยู่ใน hierarchical schematic



รูปที่ 2.22 ตัวอย่างการออกแบบ hierarchical schematic

หมายเหตุ จาก How to Draw and Design a PCB Schematic? โดย Anil Raikar, 2021. Sierra Circuits (https://www.protoexpress.com/blog/how-to-draw-design-pcb-schematic/). สงวนลิขสิทธิ์ 2022 โดย Sierra Circuits.

ตารางที่ 2.4 Reference designator สำหรับชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์

Component	Reference designator	Component	Reference designator
Resistor	R	Relay	K
Capacitor	C	Fuse	F
Diode/LED	D	Switch	SW
Zener diode	Z	Power supply	PS
Resistor Network	RN	Crystal	X or Y
Inductor/Bead	L	Oscillator	OSC
IC (Integrated Circuit)	U or IC	Heatsink	H
Plug /Connector	P or CON	Fiducial	FD
Jumper	JP	Buzzer/Loudspeaker	LS
Cable/wire	W	Battery	BT
Test Point	TP		

หมายเหตุ จาก How to Draw and Design a PCB Schematic? โดย Anil Raikar, 2021. Sierra Circuits (https://www.protoexpress.com/blog/how-to-draw-design-pcb-schematic/). สงวนลิขสิทธิ์ 2022 โดย Sierra Circuits.

9) การตั้งชื่ออ้างอิงสำหรับชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ (Reference designator)

ในการระบุชื่อและตำแหน่งของชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ในการออกแบบ schematic และ PCB จะใช้ reference designator ซึ่งประกอบด้วยตัวอักษรภาษาอังกฤษตัวพิมพ์ใหญ่หนึ่งหรือสองตัว ตามด้วยตัวเลข เช่น R13, C102 เป็นต้น เป็นไปตามมาตรฐาน IEEE (Wikipedia contributors, 2022) ในตารางที่ 2.4 แสดงชื่อของชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ที่ใช้โดยทั่วไปและ reference designator ที่สอดคล้องกันที่ใช้ในออกแบบ schematic

2.8.2 การออกแบบ PCB layout เบื้องต้น

ในการออกแบบ PCB layout ต้องมีการออกแบบและตรวจสอบเบื้องต้น (Pre-layout) ก่อน ซึ่งมีอยู่ 2 ขั้นตอน คือ ทำการตรวจสอบ BOM และออกแบบ PCB stack-up ดังนี้

1) การตรวจสอบ BOM

BOM เป็นรายการวัสดุหรือชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ของ PCB ที่จำเป็นสำหรับการผลิต PCB โดยก่อนที่จะทำการออกแบบ layout ต้องทำการตรวจสอบ BOM เพื่อให้แน่ใจว่าชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมดที่นำมาใช้ในการออกแบบยังมีการผลิต จัดจำหน่ายและไม่ล้าสมัย สิ่งที่จะต้องทำการตรวจสอบประกอบไปด้วย หมายเลขชิ้นส่วนการผลิต (Manufacturing part numbers: MPN), หมายเลขชิ้นส่วนของผู้จำหน่าย (Vendor part numbers: VPN), ปริมาณของชิ้นส่วนประกอบ, designators ที่ตรงกับ schematic และทำเครื่องหมายสำหรับชิ้นส่วนที่ไม่ต้องติดตั้ง (do not install: DNI) ใน BOM ซึ่งทั้งหมดนี้ต้องมีความถูกต้อง

2) การออกแบบ stack-up

Stack-up หมายถึง การจัดเรียงของชั้นทองแดงและชั้นฉนวนที่ประกอบกันเป็น PCB (PCBCart, n.d.) ซึ่งเป็นส่วนที่สำคัญที่สุดอย่างหนึ่งในการออกแบบ PCB โดย stack-up ที่ดีสามารถช่วยปรับปรุงประสิทธิภาพของ PCB ได้ โดยจะช่วยลดอิมพีแดนซ์ของโครงสร้างกราวด์ของ PCB และจำกัดการแผ่รังสีของ electro-magnetic field และ crosstalk* ได้ (Arar, 2019) นัก

---

* Crosstalk หรือ Magnetically coupled noise คือ เมื่อมีกระแสไฟฟ้าไหลผ่านเส้นสัญญาณจะทำให้เกิดสนามแม่เหล็ก และจากผลของการเกิดสนามแม่เหล็กสามารถเหนี่ยวนำให้เกิดกระแสไฟฟ้าไหลในเส้นสัญญาณอื่นได้ ถ้าอีกเส้นอยู่ในแนวเส้นแรงของสนามแม่เหล็ก โดยจะมีผลกระทบขึ้นอยู่กับระยะห่างระหว่างเส้นสัญญานและความถี่ของสัญญาณในเส้นสัญญาน

ออกแบบจำเป็นต้องมีรายละเอียดของ stack-up ก่อนที่จะออกแบบ layout โดยพารามิเตอร์ที่จำเป็นสำหรับการออกแบบมีดังต่อไปนี้ (Yogendrappa, 2021a)

2.1) วัสดุของ PCB

Stack-up ส่วนใหญ่ประกอบไปด้วย metal foil (ทองแดงเป็นวัสดุที่ใช้กันมากที่สุด), prepreg (เป็นผ้าใยแก้วที่เคลือบด้วยอีพ็อกซี่เรซิ่น) และ copper-clad laminate หรือ core (เป็น prepreg ที่ติดอยู่กับ copper foil ทั้งด้านบนและล่าง) วัสดุของ PCB แต่ละชั้นแสดงดังรูปที่ 2.23

2.2) จำนวนชั้น (Layer)

ในการออกแบบวงจรที่ซับซ้อนและมีชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์และวงจรจำนวนมาก เป็นเรื่องยากในการออกแบบ PCB เพียงชั้นเดียวหรือสองชั้น อาจต้องเพิ่มชั้นทองแดงของ stack-up ให้มีหลายชั้น (multiple layers) มากขึ้น เพื่อรองรับการออกแบบให้ได้ตามที่ต้องการ

2.3) อิมพีแดนซ์ (Impedance)

บทบาทสำคัญในการออกแบบเพื่อให้ได้ประสิทธิภาพของแผงวงจรและความสมบูรณ์ของสัญญาณ (Signal integrity) ต้องมีการควบคุมอิมพีแดนซ์ในเส้นเทรซ (Traces) สัญญาณให้ได้ตามมาตรฐาน (ตารางที่ 2.5) โดยอาศัยข้อมูลจากขนาดทางกายภาพ (ความหนาของวัสดุแต่ละชั้น) และวัสดุ dielectric ของ PCB stack-up ในการควบคุม โดยที่อิมพีแดนซ์นั้นมีหน่วยวัดเป็น โอห์ม (Ohms)

การออกแบบ stack-up แบบหลายชั้น สำหรับแบบ 4 ชั้น โดยทั่วไปประกอบด้วยชั้นสัญญาน (Signal Layer) 2 ชั้น, กราวด์เพลน (Ground Plane) และเพาเวอร์เพลน (Power Plane) ดังแสดงในรูปที่ 2.24(ก) และดัดแปลงเล็กน้อยให้ชั้นสัญญานอยู่ใกล้กับชั้นเพลนมากขึ้น ดังแสดงในรูปที่ 2.24(ข) ซึ่งเป็นการลดพื้นที่ลูป (Loop area) ที่เกิดจากการไหลของกระแส ทำให้ลดค่าการเหนี่ยวนำไฟฟ้า* ซึ่งจะช่วยปรับปรุงประสิทธิภาพของการรบกวนและ Electromagnetic interference (EMI) ให้ดียิ่งขึ้น แต่ก็ยังมีข้อบกพร่องสำหรับ stack-up นี้อยู่ โดย Altium (2019) และ Arar (2019) ได้กล่าวไว้ว่า ระยะห่างระหว่างกราวด์เพลนและเพาเวอร์เพลนยังมีมากไป จากความหนารวม 4 ชั้นเท่ากับ 0.062 นิ้ว โดยระยะห่างน้อยได้ที่สุดที่เป็นไปได้คือ 0.02 นิ้ว ดังนั้นจึงทำให้มีความจุไฟฟ้าระหว่างเพลน (Interplane Capacitance) น้อย ในรูปที่ 2.25(ก) แสดงให้เห็นว่าเมื่อการเดินเส้นเทรซสัญญาณไปจากชั้นที่ 1 ถึงชั้นที่ 4 (เส้นสีแดง) กระแสย้อนกลับ (Return Current) จะต้องเปลี่ยนเพลนเช่นกัน (เส้นสีน้ำเงิน) เมื่อความจุไฟฟ้าระหว่างเพลนน้อย ทำให้การ

* การเหนี่ยวนำไฟฟ้า หรือ Inductance เป็นความต้านทานหรืออิมพีแดนซ์การเปลี่ยนแปลงการไหลของกระแสที่เกิดจากมวลของสนามแม่เหล็กไฟฟ้า

เหนี่ยวนำไฟฟ้าเพิ่มขึ้นและต้านทานการไหลของกระแสย้อนกลับ จึงทำให้เกิดสนามแม่เหล็กไฟฟ้าแผ่ขยายไปทั่วพื้นที่ของ PCB เป็นบริเวณกว้างพอสมควรเพื่อที่จะให้กระแสย้อนกลับไหลไปได้ โดยสนามแม่เหล็กไฟฟ้าที่เกิดขึ้นนี้อาจรบกวนเส้นเทรซสัญญาณอื่น ๆ หรือสนามแม่เหล็กไฟฟ้าของเส้นเทรซสัญญาณใกล้เคียงที่ทำการเปลี่ยนชั้นเช่นกัน สิ่งนี้จะสร้าง EMI มากขึ้นอย่างแน่นอน และอาจนำไปสู่ปัญหาความสมบูรณ์ของสัญญาณด้วยเช่นกัน โดยแนวทางในการปฏิบัติที่ดีสามารถหลีกเลี่ยงได้ โดยไม่ทำการเปลี่ยนชั้นของการเดินสำหรับเส้นเทรซสัญญาณที่มีความสำคัญ แต่ถ้าหากไม่สามารถหลีกเลี่ยงได้ ต้องทำการปรับปรุงปัญหาที่เกิดขึ้นนี้ โดยสำหรับเส้นเทรซสัญญานที่มีความถี่ต่ำกว่า 200-300 MHz สามารถทำการเพิ่มตัวเก็บประจุ decoupling ไว้ใกล้กับการเปลี่ยนชั้นของเส้นเทรซสัญญานเพื่อเพิ่มความจุไฟฟ้าระหว่างเพลนช่วยให้ลดการเหนี่ยวนำไฟฟ้า จึงทำให้กระแสย้อนกลับสามารถไหลไปได้ผ่านตัวเก็บประจุ ดังแสดงในรูปที่ 2.25(ข) แต่สำหรับเส้นทรซสัญญานที่มีความถี่สูงกว่า 200-300 MHz การเพิ่มตัวเก็บประจุ decoupling ไม่สามารถช่วยได้ เนื่องจากที่ความถี่เหล่านี้สูงกว่าความถี่เรโซแนนซ์ในตัวเองของตัวเก็บประจุ ทำให้ตัวเก็บประจุนี้ทำหน้าที่เปรียบเสมือนตัวเหนี่ยวนำ จึงไม่สามารถเก็บและจ่ายพลังงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ ดังนั้นวิธีในการเพิ่มความจุไฟฟ้าระหว่างเพลน อาจจะต้องทำให้ระยะห่างระหว่างกราวด์เพลนและเพาเวอร์เพลนอยู่ใกล้กันมากพอที่จะให้มีความจุไฟฟ้าเพียงพอสำหรับการไหลของกระแสย้อนกลับ ซึ่งต้องทำให้ระยะห่างอยู่ที่ประมาณ 0.2 มิลลิเมตร หรือ 0.008 นิ้ว หรือน้อยกว่านี้หากเป็นไปได้ ดังแสดงในรูปที่ 2.25(ค) แต่โดยปกติแล้วฉนวนบาง ๆ ระหว่างชั้นที่ 2 และ 3 ของ stack-up ทั้ง 4 ชั้นยังไม่มี เนื่องจากกระบวนการสร้าง PCB ให้ได้ชั้นฉนวนบาง ๆ ระหว่างชั้นที่ 2 และ 3 มีราคาสูงกว่าสร้างแบบทั่วไปมาก

ดังนั้นจึงได้มีการปรับปรุง stack-up แบบ 4 ชั้นให้มีประสิทธิภาพดียิ่งขึ้น โดย Ott (2009), Altium (2019) และ Arar (2019) ได้เสนอไว้ ดังแสดงในรูปที่ 2.26 เป็นการสลับชั้นกันระหว่างชั้นสัญญานและชั้นเพลน โดยที่ชั้นเพลนทั้ง 2 ชั้นนั้นเป็นกราวด์เพลน ส่วนชั้นพาวเวอร์เพลนจากเดิมเปลี่ยนมาเป็นเส้นเทรซที่มีขนาดกว้างขึ้น หรือเป็นพาวเวอร์ pours ที่อยู่บนชั้นสัญญานแทน ซึ่งการมีกราวด์เพลน 2 ชั้น จะสร้างอิมพีแดนซ์กราวด์ที่ต่ำกว่ามาก ดังนั้นจึงมีการแผ่ของสนามแม่เหล็กไฟฟ้าน้อยกว่า โดยในรูปที่ 2.26(ก) ระนาบเพลนที่อยู่ชั้นนอกจะเป็นเกราะป้องกัน (Shielding) เทรซสัญญานที่ชั้นในได้ และสามารถวางตัวเชื่อมต่อระหว่างชั้น (Vias) แบบ stitching เชื่อมต่อกราวด์เพลนเข้าด้วยกันรอบ ๆ ขอบของ PCB เพื่อปิดล้อมเทรซสัญญานทั้งหมดในกรงฟาราเดย์ (Faraday cage) และกักเก็บการแผ่ของสนามแม่เหล็กไฟฟ้าได้เพิ่มเติม แต่ก็มีข้อเสียอยู่ คือ กราวด์เพลนอาจถูกตัดออกอย่างมากจากส่วนประกอบบน PCB ถ้าหากมีความหนาแน่นสูงและชั้นสัญญาณที่อยู่ชั้นในไม่สามารถทำการ rework ได้ ถ้าหากเกิดความชำรุด ส่วนในรูปที่ 2.26(ข) ไม่มีปัญหาในการ rework แต่อย่างไรก็ตามก็จะไม่มีกราวด์เพลนที่เป็นเกราะป้องกันเทรซสัญญาน ซึ่งจาก stack-up ทั้งสองแบบนี้ ในการเลือกใช้งานถ้าหากสามารถกำหนดเส้นเทรซและพาวเวอร์ รวมถึง

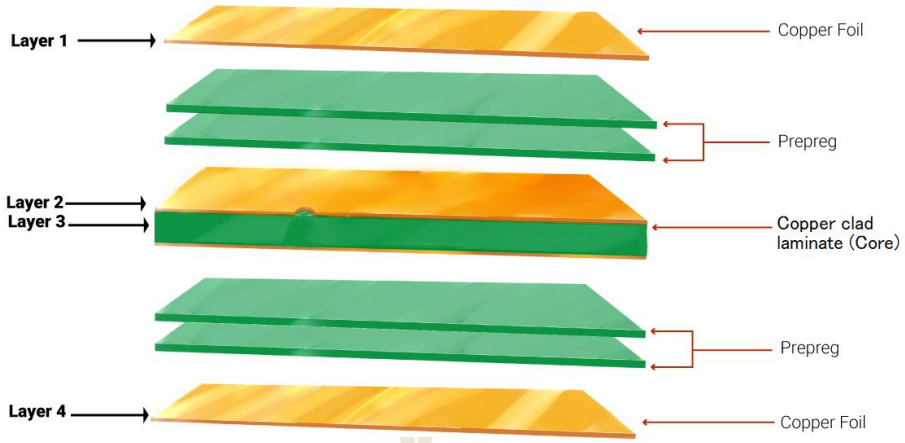
ติดตั้งชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์บนชั้นเดียวได้ (ชั้นบนสุด) นักออกแบบสามารถเลือกใช้ stack-up ในรูปที่ 2.26(ข) ได้ แต่ถ้าหากชั้นบนสุดไม่มีเนื้อที่เพียงพอ (การออกแบบมีความหนาแน่นสูง) นักออกแบบสามารถใช้ stack-up ในรูปที่ 2.26(ก) ได้

ตารางที่ 2.5 อิมพีแดนซ์ของมาตรฐานอินเตอร์เฟสการสื่อสาร

Type of Interface	Differential Impedance	Single Ended Impedance
PCI Express	90 Ω ± 15%	50 Ω ± 15%
SATA	90 Ω ± 15%	50 Ω ± 15%
Ethernet	90 Ω ± 15%	50 Ω ± 15%
USB 2.0 Signals	90 Ω ± 15%	50 Ω ± 15%
USB 3.0 Signals	90 Ω ± 15%	50 Ω ± 15%
Parallel RGB LCN	N/A	50 Ω ± 15%
LVDS LCD	100 Ω ± 15%	55 Ω ± 15%
HDMI/DVI	90 Ω ± 15%	50 Ω ± 15%
Analogue VGA	N/A	50 Ω ± 15% section B 75 Ω ± 15% section C
Parallel Camera Interface	N/A	50 Ω ± 15%
SD/MMC/SDIO	N/A	50 Ω ± 15%
I2C	N/A	50 Ω ± 15%
Display Serial Interface (MIPI/DSI with D-PHY)	90 Ω ± 15%	50 Ω ± 15%
Camera Serial Interface (MIPI/CSI-2 with D-PHY)	90 Ω ± 15%	50 Ω ± 15%

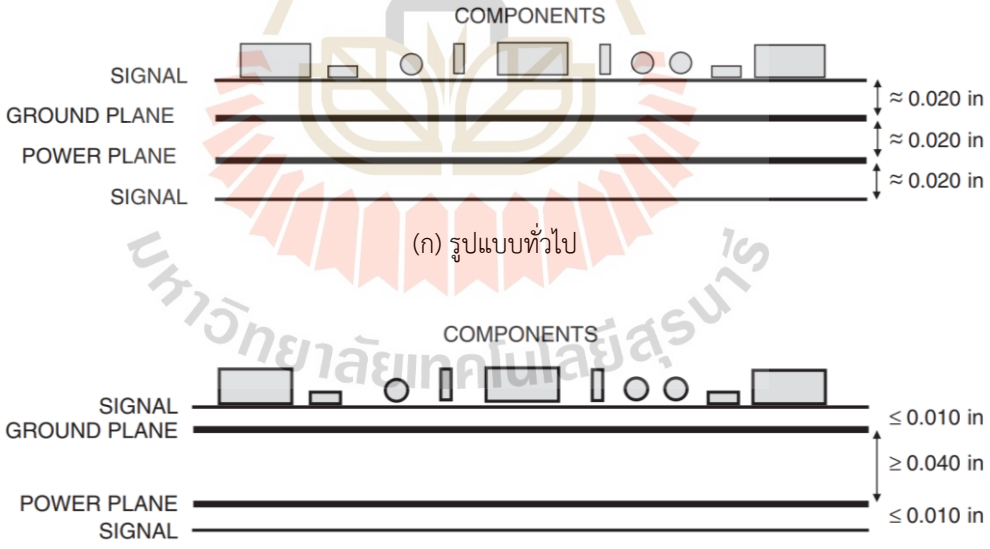
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

หมายเหตุ จาก Controlled Impedance: Design Guide โดย Sierra Circuits, 2021. (www.protoexpress.com). สงวนลิขสิทธิ์ 2021 โดย Sierra Circuits.



รูปที่ 2.23 วัสดุแต่ละชั้นใน PCB

หมายเหตุ จาก How to Build a Multilayer PCB Stack-up โดย Milan Yogendrappa, 2021. Sierra Circuits (https://www.protoexpress.com/blog/build-multilayer-pcb-stack-up/). สงวนลิขสิทธิ์ 2022 โดย Sierra Circuits.

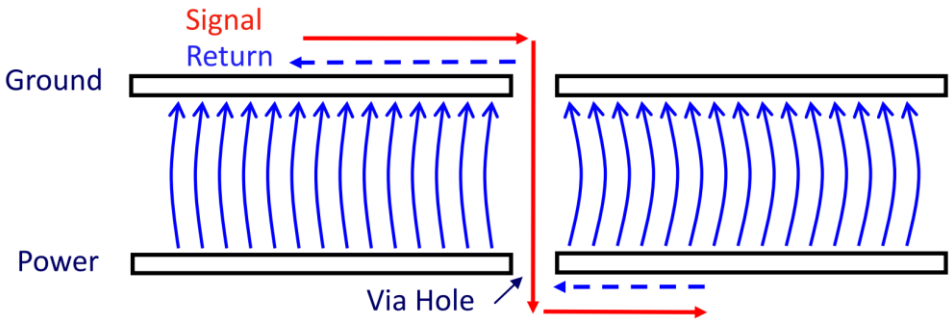


(ก) รูปแบบทั่วไป

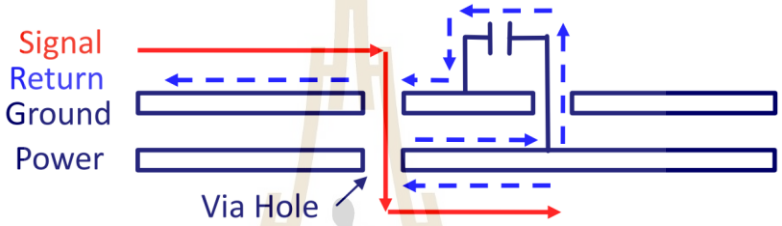
(ข) รูปแบบปรับปรุงให้ชั้นสัญญาณอยู่ใกล้กับชั้นเพลนมากขึ้น

รูปที่ 2.24 PCB stack-up สำหรับ 4 ชั้น

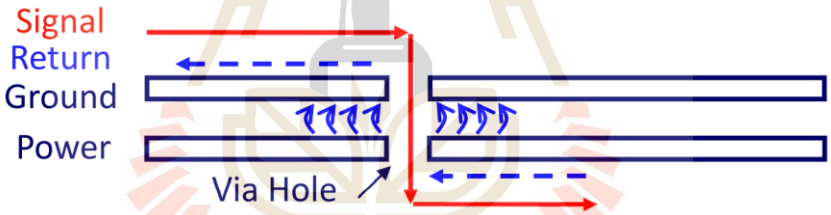
หมายเหตุ จาก Electromagnetic Compatibility Engineering (น. 639), โดย Henry W. Ott, 2009, John Wiley & Sons, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2009 โดย John Wiley & Sons, Inc.



(ก) ปัญหาจากการเดินเส้นสัญญาณจากชั้นที่ 1 ไปชั้นที่ 4



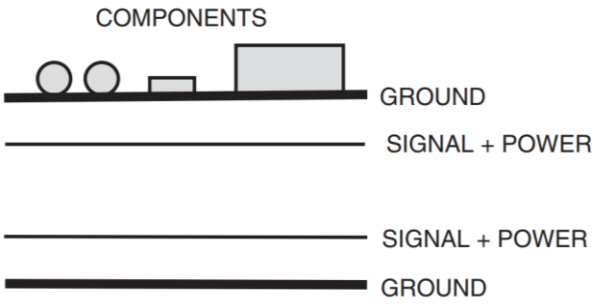
(ข) การเพิ่ม Decoupling capacitor เพื่อให้กระแสย้อนกลับสามารถไหลผ่านได้



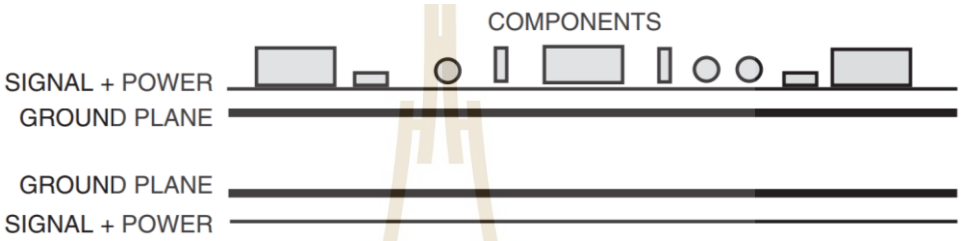
(ค) การลดระยะห่างระหว่างเพลน เพื่อให้กระแสย้อนกลับสามารถไหลผ่านได้

รูปที่ 2.25 ปัญหาจากการออกแบบ PCB stack-up

หมายเหตุ จาก [LIVE] How to Achieve Proper Grounding - Rick Hartley - Expert Live Training (US) โดย Altium, 2018. (https://www.youtube.com/watch?v=ySuUZEjARPY&ab_channel=Altium).



(ก) เทรซสัญญานและเพาเวอร์อยู่ชั้นในและเพลนอยู่ชั้นนอก



(ข) เทรซสัญญานและเพาเวอร์อยู่ชั้นนอกและเพลนอยู่ชั้นใน

รูปที่ 2.26 PCB stack-up สำหรับ 4 ชั้นที่ได้รับการรรับปรุงแล้ว

หมายเหตุ จาก Electromagnetic Compatibility Engineering (น. 641), โดย Henry W. Ott, 2009, John Wiley & Sons, Inc. สงวนลิขสิทธิ์ 2009 โดย John Wiley & Sons, Inc.

2.8.3 การออกแบบ PCB layout

จากการศึกษาการออกแบบ layout เบื้องต้น ในหัวข้อนี้เป็นข้อมูลในการศึกษาการออกแบบ PCB Layout โดยมีรายละเอียดต่อไปนี้

1) ข้อกำหนดทางการออกแบบ PCB (Design Rule)

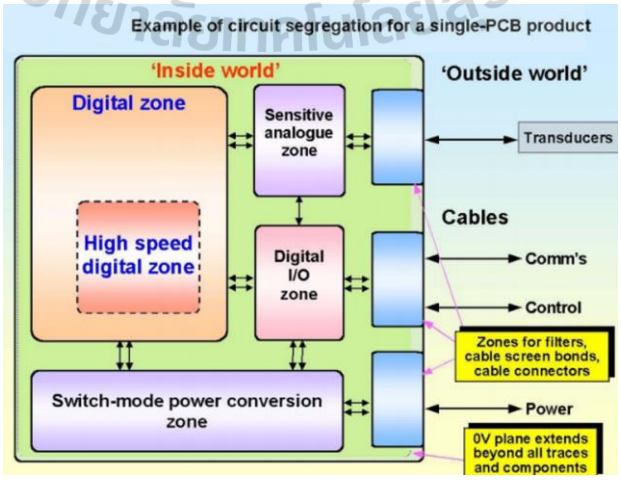
ก่อนที่จะเริ่มออกแบบ layout ต้องศึกษาเกี่ยวกับข้อกำหนดทางการออกแบบก่อน เพื่อให้เข้าใจและสามารถกำหนดข้อกำหนดในการออกแบบได้ โดยอาศัยข้อกำหนดพื้นฐานด้านการผลิตจากผู้ผลิต ซึ่งสามารถจำแนกได้ดังต่อไปนี้ 1) กฎการออกแบบไฟฟ้า (Electrical design rules) เป็นการจัดการกับคุณลักษณะทางไฟฟ้า เช่น อิมพีแดนซ์, ความถี่ เป็นต้น, 2) กฎการออกแบบทางกายภาพ (Physical design rules) เป็นการกำหนดเกี่ยวกับพารามิเตอร์ เช่น ความกว้างของเทรซ, ขนาดของ Via, differential pairs เป็นต้น และ 3) กฎการออกแบบระยะห่าง (Spacing design rules) เป็นการกำหนดระยะห่างระหว่างเทรซ, clearance, พื้นที่เฉพาะ เป็นต้น

2) รูปร่างของ PCB (Outline)

รูปร่างของ PCB นักออกแบบจำเป็นต้องกำหนดให้สร็จก่อน เพื่อกำหนดขอบเขตพื้นที่และขนาดของ PCB โดยสามารถกำหนดรูปร่างได้ตามข้อกำหนดที่ต้องการ ตัวอย่างเช่น รูปร่างสี่เหลี่ยม, วงกลม หรือเป็นรูปร่างที่เฉพาะสำหรับการออกแบบ

3) การจัดวางชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ (Component placement)

จากการกำหนดกฎการออกแบบ และรูปร่างของ PCB เสร็จเรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนต่อมาเป็นการจัดวางชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ โดย Sierra Circuits Team (2021) ได้กล่าวไว้ว่า การจัดวางชิ้นส่วนที่เหมาะสมบน PCB จะช่วยลดต้นทุนการผลิต, ลดระยะเวลาในการผลิต และทำให้ประสิทธิภาพและคุณภาพสัญญาณดีขึ้น ดังนั้นการพิจารณาการออกแบบ PCB สำหรับการจัดวางชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์เป็นส่วนที่สำคัญของกระบวนการออกแบบ โดยสิ่งที่ต้องคำนึงถึงในการจัดวางตำแหน่งของชิ้นส่วนต่าง ๆ นักออกแบบต้องทำการแยกกลุ่มย่อยตามฟังก์ชันการทำงานของวงจร ตัวอย่างเช่น อนาล็อก, ดิจิตอล, ความเร็วสูง, กระแสสูง และแหล่งจ่ายไฟ เป็นต้น นอกจากการจัดกลุ่มจากฟังก์ชันการทำงานแล้ว ควรวิเคราะห์ระดับแรงดันและกระแสไฟฟ้าที่ใช้ด้วย โดยวงจรที่มีการใช้แรงดันไฟ (VCC) และกราวด์ (GND) ที่คล้ายกันควรจัดกลุ่มและจัดวางไว้ด้วยกัน ดังแสดงในรูปที่ 2.27 หลังจากการจัดกลุ่มวงจร นักออกแบบต้องพิจารณาลำดับในการจัดวางชิ้นส่วนบน PCB ด้วย โดยลำดับแรกต้องจัดวางตัวเชื่อมต่อ (Connectors) ที่ขอบของ PCB ก่อนและทำการล็อคตำแหน่ง จากนั้นวางชิปการทำงานหลัก (Main functional chips) ในตำแหน่งที่เหมาะสม เช่น ไมโครคอนโทรลเลอร์, ออปแอมป์, ไดรเวอร์ และพาวเวอร์ซัพพลาย เป็นต้น จากนั้นวางส่วนประกอบเสริม เช่น คริสตัล, ตัวเก็บประจุ decoupling ไว้ใกล้กับชิปการทำงานหลักที่เกี่ยวข้อง และลำดับสุดท้ายจัดวางชิ้นส่วน Passive ทั้งหมด เช่น ตัวต้านทาน และไดโอด ESD เป็นต้น



รูปที่ 2.27 การจัดกลุ่มวงจรที่ฟังก์ชันการทำงานและวงจรที่มี VCC และ GND ที่คล้ายกันไว้ด้วยกัน

หมายเหตุ จาก Component Placement Guidelines for PCB Design and Assembly โดย Sierra Circuits Team, 2021. Sierra Circuits (https://www.protoexpress.com/blog/component-placement-guidelines-pcb-design-assembly/). สงวนลิขสิทธิ์ 2022 โดย Sierra Circuits.

4) การออกแบบลายวงจร (PCB Routing)

จากการศึกษาข้อมูลในการจัดวางชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ต่าง ๆ ในขั้นตอนต่อมานักออกแบบจะพบแนวทางในการเดินเส้นสัญญาน (Routing) ให้สามารถเชื่อมโยงกับชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ต่าง ๆ ได้ โดยการ routing เป็นกระบวนการเดินเส้นสัญญานเชื่อมต่อโหนด* (Nodes) และสร้างการเชื่อมต่อระหว่างโหนดจากการจัดวางเส้นเทรซ, ส่วนโค้ง (Arcs) และ Vias บนชั้นทองแดงเกิดเป็นวงจรนำไฟฟ้า โดยนักออกแบบควรจัดลำดับความสำคัญของสัญญาณในการ routing ด้วย โดยเริ่มจากการ routing ของตัวเก็บประจุ decoupling และเส้นพาวเพอร์ให้เสร็จสมบูรณ์ จากนั้น route เส้นเทรซที่สำคัญ เช่น เทรซอิมพีแดนซ์และเทรซความเร็วสูง จากนั้น route เส้นเทรซที่ไม่สำคัญ เมื่อทำการ routing ส่วนประกอบทั้งหมดเสร็จแล้ว ต่อมาทำการสร้างพาวเวอร์หรือกราวด์เพลนเพื่อเชื่อมต่อกับพาวเวอร์ซัพพลายหรือกราวด์

5) การตรวจสอบข้อกำหนดทางการออกแบบ (Design rule check: DRC)

การตรวจสอบข้อกำหนดทางการออกแบบเป็นกระบวนการตรวจสอบทั้งความสมบูรณ์ทางตรรกะและความสมบูรณ์ทางกายภาพของการออกแบบ เพื่อยืนยันว่าการ routing เป็นไปตามข้อกำหนดและไม่มีการละเมิดตามที่ได้กำหนดไว้

6) หมายเหตุ/คำอธิบายในการผลิตต (PCB Fabrication Notes)

การเขียนหมายเหตุสำหรับ PCB fabrication หรือการผลิต ประกอบด้วยข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการออกแบบดังนี้ คลาสของ PCB (คลาส 1 คลาส 2 และคลาส 3), จำนวนชั้นของ stack-up, ความหนาของ PCB โดยรวม, มาตรฐาน IPC ที่ต้องปฏิบัติตาม, สีของ solder mask, สีของ silkscreen, รายละเอียดอิมพีแดนซ์, รายละเอียดในการคัตเอาท์, รายละเอียดของ stack-up, รายละเอียดของรูเจาะ, หมายเลขเวอร์ชั่นและวันที่

การกรอกข้อมูลเฉพาะทั้งหมดใน FAB notes เป็นสิ่งที่สำคัญมาก เนื่องจากเป็นเอกสารข้อมูลที่สำคัญทั้งหมดของการออกแบบ PCB สำหรับการอ้างอิงในอนาคต

---

* โหนด หรือ Node หมายถึง บริเวณใดๆ บนวงจรระหว่างการเชื่อมต่อสองชิ้นส่วน โดยโหนดจะประกอบด้วยส่วนของเส้นสัญญาณทั้งหมดระหว่างชิ้นส่วน ไม่ใช่แค่จุดเดียว

2.8.4 เอกสารการผลิต

นักออกแบบต้องสร้างไฟล์หรือเอกสารที่จำเป็นที่ใช้ในการผลิต (Production documents) เพื่อส่งให้กับผู้ผลิต ดังต่อไปนี้

1) ไฟล์ Gerber และไฟล์การผลิตอื่นๆ ประกอบด้วย

1.1) TOP – Top copper layer แสดงชั้นของเทรซทองแดงที่ชั้นบนสุดของ PCB

1.2) SMT – Solder mask top layer แสดงชั้นที่ใช้สำหรับป้องกันการเกิดออกซิเดชันและป้องกันไม่ให้เกิดการเชื่อมต่อประสานกันเกิดขึ้นระหว่างกระบวนการบัดกรี

1.3) SPT – Solder paste top layer แสดงชั้นของตะกั่วเหลว ใช้บัดกรีเพื่อเชื่อมต่อส่วนประกอบยึดพื้นผิวกับแผ่นรองรับขาอุปกรณ์ (Pads) บน PCB โดยตะกั่วเหลวใช้ผ่าน jet printing, stencil printing หรือ syringe

1.4) SST – Silkscreen top layer แสดงชั้นของหมึกที่ใช้ในการระบุส่วนประกอบ, เครื่องหมาย, โลโก้ และอื่น ๆ

1.5) BOT – Bottom copper layer แสดงชั้นของเทรซทองแดงที่ชั้นล่างสุดของ PCB

1.6) SMB – Solder mask bottom layer

1.7) SPB – Solder pastes bottom layer

1.8) SSB – Silk screen bottom layer

1.9) Inner layers signal and power/GND

2) ไฟล์ NC drill file: แสดงตำแหน่งของรูเจาะบน PCBs

3) ไฟล์ Pick and place

4) ไฟล์ IPC 356 netlist

5) ไฟล์ ODB++ (Open Database) แสดงการแลกเปลี่ยนข้อมูลระหว่างขั้นตอนการออกแบบและการผลิต

6) PDF of schematic and layout

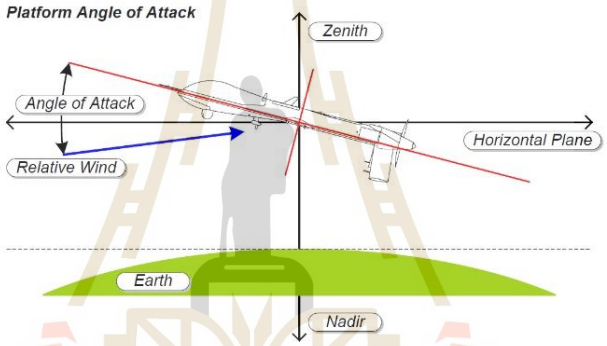
7) PDF of assembly drawings

จากการศึกษาการออกแบบ PCB ในการพัฒนาตัวควบคุมการบินเพื่อติดตั้ง IMU ในการวัดสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบ นอกจากนี้ยังมีเครื่องมือวัดที่ต้องติดตั้งภายนอกลำของ UAV คือการวัดมุมอากาศยานพลศาสตร์ โดยจะทำการศึกษาในหัวข้อต่อไป

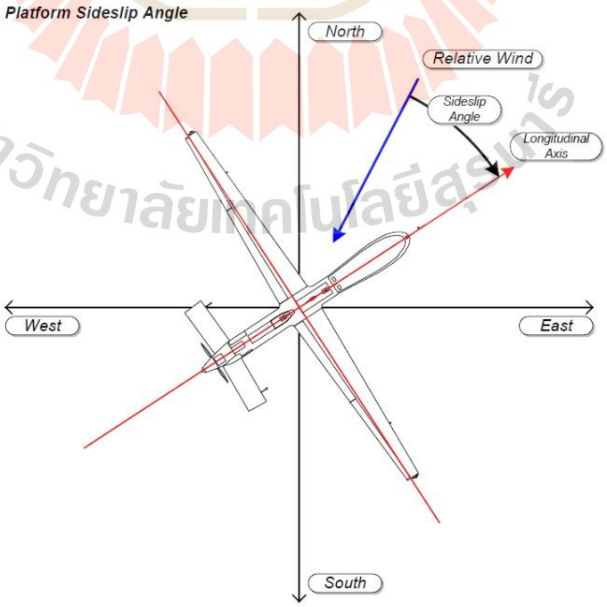
2.9 การวัดมุมอากาศพลศาสตร์

ในหัวข้อนี้ได้ทำการศึกษาข้อมูลที่นำมาใช้ในการออกแบบเครื่องมือที่ใช้ในการวัดมุมอากาศพลศาสตร์ มีรายละเอียดดังต่อไปนี้

มุมอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic angle) หรือมุมการไหลของอากาศ (Air flow angles) เป็นข้อมูลที่สำคัญในการกำหนดคุณลักษณะการบินของอากาศยาน ซึ่งจะประกอบไปด้วย 2 มุม คือ มุมปะทะ หรือ Angle of Attack (AoA) เป็นมุมที่เกิดขึ้นระหว่างทิศทางของลมสัมพัทธ์ (Relative Wind) และ Chord line ของแพนอากาศ (Airfoil) และมุมการบินไถลไปด้านข้าง หรือ Angle of Sideslip (AoS) เป็นมุมที่เกิดขึ้นระหว่างทิศทางของลมสัมพัทธ์และแนวเส้นตามยาวลำตัวของอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 2.28



(ก) มุมปะทะ (Angle of Attack)



(ข) มุมไถลไปด้านข้าง (Angle of Sideslip)

รูปที่ 2.28 มุมอากาศพลศาสตร์

หมายเหตุ จาก MISB Standard 0601.8 UAS Datalink Local Set โดย Motion Imagery Standards Board, 2014, Society of Motion Picture Television Engineers.

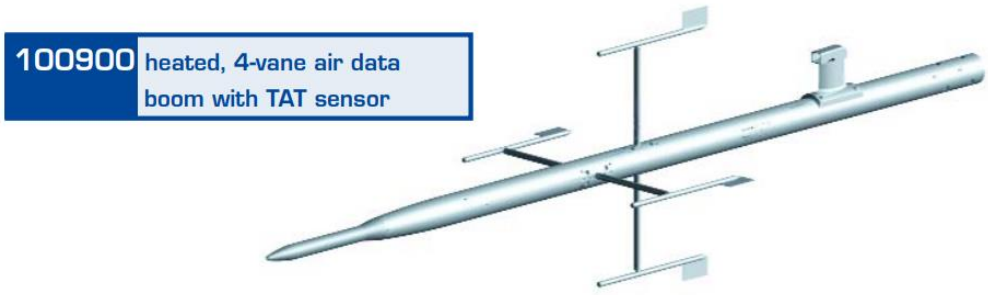
การวัดมุมอากาศพลศาตสร์ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก โดยทั่วไปพบว่า มีการใช้เครื่องมือวัดประเภทหัววัดความดันแบบหลายรู (Multi-hole probe) และศรลม (Wind vane) โดยเครื่องมือวัดที่ใช้หัววัดความดันแบบหลายรูได้มีการออกแบบหัววัดให้มีรูปทรงครึ่งวงกลมหรือมีรูปทรงที่สมมาตรกัน ดังแสดงในรูปที่ 2.29(ก) โดยทำการค่าวัดความดันจากแต่ละรูของหัววัด ซึ่งค่าความดันที่แตกต่างกันจากแต่ละรูของหัววัดสามารถนำมาประเมินหามุมอากาศพลศาสตร์ได้ ความแม่นยำของการวัดมุมขึ้นอยู่กับความแม่นยำในการวัดความดัน ดังนั้นการใช้เครื่องวัดประเภทนี้จำเป็นต้องมีการสอบเทียบเครื่องมือวัดภายในอุโมงค์ลมเพื่อให้ได้การวัดมุมที่มีความแม่นยำ ซึ่งเป็นวิธีการที่ซับซ้อนและมีราคาค่อนข้างสูง (Sankaralingam & Ramprasadh, 2021) ส่วนเครื่องวัดประเภทใช้ศรลมเป็นการวัดมุมจากทิศทางการไหลของลมโดยตรง ดังแสดงในรูปที่ 2.30(ข) โดยมีการออกแบบใช้ครีบ (Fin) เพื่อทำให้ศรลมขนานไปกับทิศทางการไหลของลม โดยที่ศรลมจะติดอยู่กับเพลาที่ต่อมาจากโพเทนชิออมิเตอร์ (Potentiometer) หรือเอ็นโค้ดเดอร์ (Encoder) ซึ่งเป็นเซ็นเซอร์ที่ใช้ในการวัดตำแหน่งของการหมุนแล้วแปลงออกมาเป็นค่ามุมในการวัด (Sankaralingam & Ramprasadh, 2020) ส่วนประกอบของเครื่องวัดประเภทศรลมมีราคาค่อนข้างถูกและสามารถเปลี่ยนได้ง่ายในกรณีที่เกิดความเสียหาย ในการสอบเทียบเครื่องมือวัดสามารถทำได้ง่ายโดยไม่ต้องใช้อุโมงค์ลม (Lear, 2017) อย่างไรก็ตามการใช้เครื่องวัดประเภทศรลมอาจต้องคำนึงถึงตำแหน่งในการติดตั้ง เพื่อให้มั่นใจว่าการไหลของลมไม่ถูกรบกวนในการวัด (Zogopoulos-Papaliakos, Vaiopoulos, & Kyriakopoulos, 2017) และคำนึงถึงแรงเสียดทานในการหมุนของศรลมซึ่งอาจส่งผลกระทบในการวัดที่ความเร็วต่ำของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก (Karam, 1975)



(ก) ประเภทหัววัดความดันแบบหลายรู

รูปที่ 2.29 ตัวอย่างเครื่องมือวัดมุมอากาศพลศาสตร์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



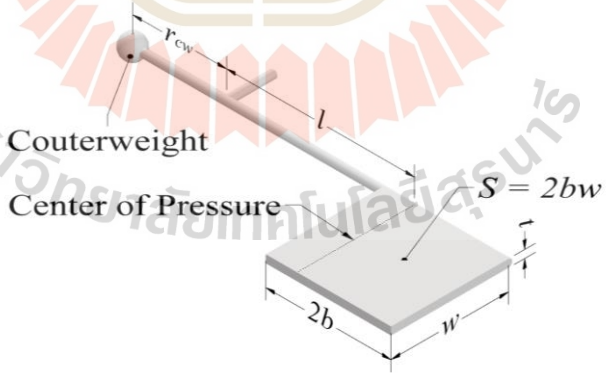
(ข) ประเภทศรลม

รูปที่ 2.30 ตัวอย่างเครื่องมือวัดมุมอากาศพลศาสตร์ (ต่อ)

หมายเหตุ จาก Development of a Data Acquisition System for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) System Identification (น. 30-31) โดย Donald Joseph Lear, 2017, Old Dominion University.

จากการศึกษาเกี่ยวกับประเภทของเครื่องมือวัดมุมอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับ ผู้วิจัยได้ตัดสินใจเลือกใช้เครื่องวัดประเภทศรลมในการวัดมุม โดยได้ทำการศึกษาข้อมูลเพิ่มเติม ตามหัวข้อดังต่อไปนี้

2.9.1 แบบจำลองพลวัตของศรลม

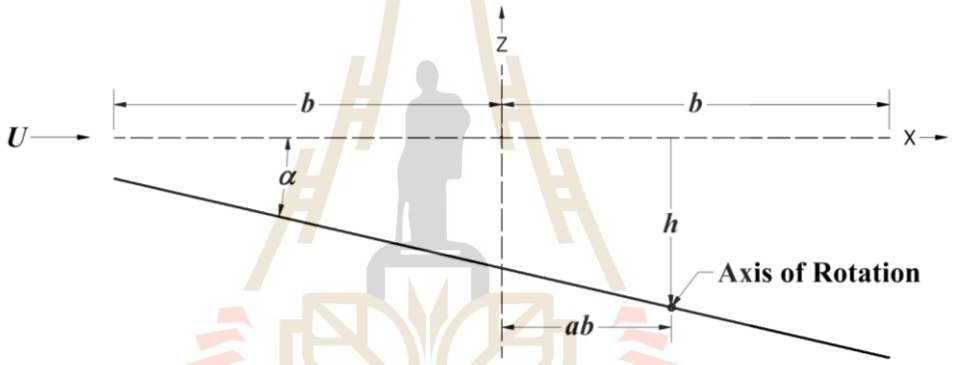


รูปที่ 2.31 ศรลมวัดมุมอากาศพลศาสตร์ในอุดมคติ

หมายเหตุ ดัดแปลงมาจาก Dynamic behavior of angle-of-attack vane assemblies (น. 4) โดย James T. Karam, 1974, Air Force Institute of Technology.

Karam (1974) ได้ทำการพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาตสร์ของพฤติกรรมพลวัตของศรลมวัดมุมทางอากาศพลศาสตร์ ดังแสดงในรูปที่ 2.31 แสดงศรลมในอุดมคติที่ประกอบไปด้วยแผ่นครีบบางติดอยู่กับเพลา และอีกด้านหนึ่งของเพลาจะติดกับเซ็นเซอร์ระบุตำแหน่งการหมุน เช่น โพเทนชิออมิเตอร์, เอ็นโค้ดเดอร์ เป็นต้น และจะมีการใช้มวลถ่วงสมดุลเพื่อให้การประกอบศรลมมีความสมดุลแบบสถิต เมื่อพิจารณาผลรวมของโมเมนต์ที่เกิดจากความเฉื่อย (Inertia), อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics), แรงเสียดทานจากความหนืด (Viscous friction) และแรงเสียดทานชนิดแห้ง (Dry friction) จะได้ว่า

$$M_{\text{inertia}} + M_{\text{aero}} + M_{\text{viscous}} + M_{\text{dry}} = 0 \tag{2-91}$$



รูปที่ 2.32 ระบบพิกัดศรลม

หมายเหตุ ดัดแปลงมาจาก Dynamic behavior of angle-of-attack vane assemblies (น. 4) โดย James T. Karam, 1974, Air Force Institute of Technology.

โมเมนต์ที่เกิดจากอากาศพลศาสตร์ พิจารณาการไหล 2 มิติ ของอากาศที่ไม่มีความหนืดและบีบอัดไม่ได้ ไหลผ่านการเคลื่อนที่ขึ้น-ลง (Plunging) และปัก-เงย (Pitching) ของแผ่นบางระนาบ (Flat plate) หรือแพนอากาศบาง (Thin Airfoil) ดังแสดงในรูปที่ 2.32 แสดงพิกัด (Coordinates) ของระบบ ที่สภาวะกึ่งสมดุล (Quasi-steady state) ซึ่งละเลยผลกระทบที่เกิดจากการแปรปรวนของอากาศที่เกิดขึ้นบริเวณด้านท้ายของแผ่นบางระนาบ สมการควบคุมสำหรับการเคลื่อนที่ดังกล่าว Bisplinghoff, Ashley, and Halfman (1996) ได้เสนอไว้ และสามารถเขียนได้ว่า

$$M_{\text{aero}} = \pi\rho b^2\left[ba\ddot{h} - Ub\left(\frac{1}{2}-a\right)\dot{\alpha} - b^2\left(\frac{1}{8}+a^2\right)\ddot{\alpha}\right] + 2\pi\rho Ub^2\left(a+\frac{1}{2}\right)\cdot \left[\dot{h}+U\alpha+b\left(\frac{1}{2}-a\right)\dot{\alpha}\right] \quad (2\text{-}92)$$

พิจารณาที่ตำแหน่งจุดศูนย์กลางความดัน (Center of Pressure) ของแพนอากาศบางแบบสมมาตร 2 มิติ คือ ที่ตำแหน่ง 1 ส่วน 4 ของชยา (Chord) วัดจากชายหน้า (Leading edge) ของแพนอากาศ หรือที่ $b/2$ และเมื่อระยะห่างระหว่างเพลาหมุนกับจุดศูนย์กลางความดัน คือ l มีค่าเท่ากับ $-(a+1/2)b$ และความชันเส้นโค้งแรงยก (Lift curve slope: $C_{l\alpha}$) ของแพนอากาศ หรือ $dC_l/d\alpha$ มีค่าเท่ากับ 2π (Kaushik, 2019) ดังนั้นสามารถเขียนสมการในการหาค่าโมเมนต์ต่อ 1 หน่วยระยะกาง (Span: w) จะได้ว่า

$$M_{\text{aero}} = -\left[\frac{b^2}{8}+\left(l+\frac{b}{2}\right)^2\right]\pi\rho b^2\ddot{\alpha} - 2\left[\frac{(2l+b)(l+b)}{4l^2}\frac{l}{U}\right]\left[C_{l\alpha}\rho U^2 lb\right]\dot{\alpha} - 2\pi\rho U^2 lb\alpha - C_{l\alpha}\rho Ulb\left[\dot{h}-\frac{2l+b}{4l}\frac{b}{U}\ddot{h}\right] \quad (2\text{-}93)$$

เมื่อพิจารณาตามความยาวของระยะกาง ดังนั้นจะได้ว่า

$$M_{\text{aero}} = -\left[\frac{b^2}{8}+\left(l+\frac{b}{2}\right)^2\right]\frac{\pi}{2}\rho bS\ddot{\alpha} - 2\left[\frac{(2l+b)(l+b)}{4l^2}\frac{l}{U}\right]\left[C_{L\alpha}lqS\right]\dot{\alpha} - C_{L\alpha}lqS\alpha - \frac{C_{L\alpha}lqS}{U}\left[\dot{h}-\frac{2l+b}{4l}\frac{b}{U}\ddot{h}\right] \quad (2\text{-}94)$$

โดยที่ U คือ ความเร็วลม

ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ

q คือ ความดันพลวัต (Dynamic Pressure) หรือ $0.5\rho U^2$

S คือ พื้นที่ปีก (Wing Area) หรือ $2bw$ ในที่นี้เป็นพื้นที่ครีบของศรลม

โดยทั่วไปแล้วศรลมนั้นมีความสมดุลแบบสถิต สำหรับศรลมในอุดมคติสามารถประมาณได้ว่า

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

$$m_{\text{vane}}\left(l+\frac{b}{2}\right)=\rho_{\text{vane}}St\left(l+\frac{b}{2}\right)=m_{\text{cw}}r_{\text{cw}} \tag{2-95}$$

โดยที่ m_{vane} คือ มวลของครีบของศรลม

ρ_{vane} คือ ความหนาแน่นของวัสดุที่ใช้ในการทำศรลม

m_{cw} คือ มวลของวัสดุถ่วงสมดุล

r_{cw} คือ ระยะห่างระหว่างมวลถ่วงกับจุดหมุน

แรงเสียดทานจากความหนืด หรือแรงเสียดทานที่เกิดระหว่างพื้นผิวของศรลมในการเคลื่อนที่สัมพัทธ์ผ่านอากาศ ซึ่งส่งผลกระทบกับโมเมนต์การหมุนของศรลม ดังนี้

$$M_{\text{viscous}}=-B_V\dot{\alpha} \tag{2-96}$$

โดยที่ B_V คือ ค่าคงที่การหน่วงจากความหนืด

อย่างไรก็ตาม เนื่องจากศรลมส่วนใหญ่มีขนาดเล็กทำให้พื้นที่ผิวน้อย ทำให้แรงเสียดทานส่วนใหญ่ที่พบกับศรลม คือแรงเสียดทานชนิดแห้ง ที่เกิดจากตลับลูกปืน (Bearing), โพเทนชิออมิเตอร์ เป็นต้น โดยสามารถประมาณการได้ดังสมการต่อไปนี้

$$M_{\text{dry}}=-B_D\begin{cases}K\dot{\alpha} & \text{if } |\dot{\alpha}|\le 1/K\\ \operatorname{sgn}\dot{\alpha} & \text{ortherwise}\end{cases} \tag{2-97}$$

โดยที่ B_D คือ ค่าคงที่การหน่วงชนิดแห้ง

K คือ ค่า stiction

โมเมนต์สุดท้ายที่จะพิจารณาที่เกิดจาก inertial torque โดยจะได้ว่า

$$M_{\text{inertia}}=-J\ddot{\alpha} \tag{2-98}$$

โดยที่ J คือ โมเมนต์ความเฉื่อย (Moment of inertia) ของมวลที่เกิดการหมุน สำหรับศรลมในอุดมคติสามารถประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยได้ดังนี้

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

$$\begin{aligned} J_{\text{vane}} &\simeq \frac{1}{3}m_{\text{vane}}b^2 + m_{\text{vane}}\left(l+\frac{b}{2}\right)^2 + m_{\text{cw}}r_{\text{cw}}^2 \\ &\simeq \rho_{\text{vane}}St\left(l^2+lb+\frac{7}{12}b^2\right)+m_{\text{cw}}r_{\text{cw}}^2 \end{aligned} \tag{2-99}$$

จากสมการที่ 2-94, 2-96, 2-97, 2-98 และ 2-99 แทนในสมการที่ 2-91 จะได้ว่า

$$\begin{aligned} &-J\ddot{\alpha} - \left[\frac{b^2}{8}+\left(l+\frac{b}{2}\right)^2\right]\frac{\pi}{2}\rho bS\ddot{\alpha} - 2\left[\frac{(2l+b)(l+b)}{4l^2}\frac{l}{U}\right]\left[C_{L\alpha}lqS\right]\dot{\alpha} \\ &-C_{L\alpha}lqS\alpha - \frac{C_{L\alpha}lqS}{U}\left(\dot{h}-\frac{2l+b}{4l}\frac{b}{U}\ddot{h}\right) - B_V\dot{\alpha} - B_D\min(K_4\dot{\alpha},\operatorname{sgn}\dot{\alpha}) = 0 \end{aligned} \tag{2-100}$$

หรือสามารถเขียนได้ว่า

$$\ddot{\alpha} - \left(2\zeta\omega_n+\mu_V\right)\dot{\alpha} + \omega_n^2\alpha - \mu_D\min(K_4\dot{\alpha},\operatorname{sgn}\dot{\alpha}) = -\frac{\omega_n^2}{U}\left(\dot{h}-\frac{2l+b}{4l}\frac{b}{U}\ddot{h}\right) \tag{2-101}$$

เมื่อ

$$\omega_n = \sqrt{\frac{C_{L\alpha}lqS}{J'}} \tag{2-102}$$

$$J' = J_{\text{vane}} + J_{\text{aero}} = J_{\text{vane}} + \left[\frac{b^2}{8}+\left(l+\frac{b}{2}\right)^2\right]\frac{\pi}{2}\rho_{\text{air}}bS \tag{2-103}$$

$$\zeta = \frac{(2l+b)(l+b)}{4l^2}\frac{l}{U}\omega_n = \frac{(2l+b)(l+b)}{4l}\sqrt{\frac{C_{L\alpha}l\rho_{\text{air}}S}{2J'}} \tag{2-104}$$

$$\mu_V = \frac{B_V}{J'} \tag{2-105}$$

$$\mu_D = \frac{B_D}{J'} \tag{2-106}$$

โดยที่ ω_n คือ ค่าความถี่ธรรมชาติ (Natural Frequency) ของศรลม

ζ คือ ค่าอัตราส่วนความหน่วง (Damping Ratio) ของศรลม

J' คือ ผลรวมโมเมนต์ความเฉื่อยของศรลม

J_{vane} คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของศรลม

J_{aero} คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของแรงจากอากาศพลศาสตร์ของศรลม

μ_V คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทานชนิดแห้ง

μ_D คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงเสียดทานจากความหนืด

โดยความชันเส้นโค้งแรงยกของปีกสำหรับแพนอากาศบางที่มีค่า aspect ratio ($AR = w^2/S$) น้อยกว่าหรือเท่ากับ 1 สามารถประมาณการได้โดยใช้ทฤษฎี slender-wing ที่ Stengel (2004) ได้นำเสนอไว้ ตามสมการดังต่อไปนี้

$$C_{L\alpha} = \frac{\pi AR}{2} \tag{2-107}$$

สำหรับกรณีที่ค่า aspect ratio มากกว่า 1 สามารถประมาณการได้จากสมการดังต่อไปนี้

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi}{1 + \frac{2}{AR}\frac{(AR+4)}{(AR+2)}} \tag{2-108}$$

โดยปกติแล้วค่า $J_{\text{vane}} \gg J_{\text{aero}}$ ดังนั้นเราสามารถประมาณการได้ว่า $J' \approx J_{\text{vane}}$ นอกจากนี้ เนื่องจากแบบจำลองนี้มีพื้นฐานในการพัฒนามาจากการไหลของอากาศที่บีบอัดไม่ได้ ถ้าความเร็วลม (U) ถูกตีความว่าเป็นความเร็วเทียบเท่าเครื่องบิน หรือ Equivalent airspeed,

$$U_{\text{eqv}} = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}} \tag{2-109}$$

โดยที่ ρ_0 คือ ความหนาแน่นของอากาศที่ระดับน้ำทะเล

ดังนั้นเมื่อพิจารณาสมการที่ 2-104 พบว่า ζ มีค่าคงที่โดยไม่ขึ้นอยู่กับความเร็วของอากาศยาน อย่างไรก็ตามเมื่อทำการพิจารณาเทอมของ $\dot{\alpha}$ ในสมการที่ 2-101 จะพบว่า $2\zeta\omega_n$ จะเพิ่มขึ้นตามความเร็วของอากาศยาน เนื่องจาก ω_n เพิ่มขึ้นเป็นเส้นตรงตามความเร็วของอากาศ ส่วนในเทอมที่เป็นแรงเสียดทาน คือ μ_V และ μ_D มีค่าคงที่ โดยแรงเสียดทานที่เกิดขึ้นจะมีผลต่อระบบเมื่อความเร็วอากาศยานต่ำเท่านั้น ซึ่งอาจกล่าวได้ว่าเมื่อความเร็วสูงแรงเสียดทานมีค่าใกล้เคียงค่าศูนย์ และสมมติว่าความเร็วในการเคลื่อนที่ของแกนหมุนมีค่าค่อนข้างที่จะคงที่ ดังนั้น $\ddot{h}$ จึงมี

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ขนาดเล็กหรือประมาณได้ว่า $\ddot{h} \approx 0$ ภายใต้เงื่อนไขทั้งหมดนี้ แบบจำลองพลวัตของศรลมจะลดความซับซ้อนได้ตามสมการ ดังต่อไปนี้

$$\ddot{\alpha} + 2\zeta\omega_n\dot{\alpha} + \omega_n^2\alpha = -\omega_n^2\frac{\dot{h}}{U} \tag{2-110}$$

2.9.2 ข้อพิจารณาในการออกแบบศรลม

ในการออกแบบศรลมเพื่อให้มีพฤติกรรมที่ดีในการวัดมุมจะต้องมีการตอบสนองที่รวดเร็ว (Fast) และเสถียร (Stable) ซึ่งจากสมการที่ 2-110 จะพบว่าเป็นระบบควบคุมอันดับสอง (Second-order system) แบบ Underdamped การตอบสนองที่ต้องการจะพิจารณาเพิ่มค่าความถี่ธรรมชาติและค่าอัตราส่วนความหน่วง ซึ่งสามารถอธิบายได้ตามตัวอย่างในรูปที่ 2.33 และจากสมการดังต่อไปนี้

$$y_h(t) = y_0\frac{e^{-\zeta\omega_n t}}{\sqrt{1-\zeta^2}}\cos(\omega_d - \phi) \tag{2-111}$$

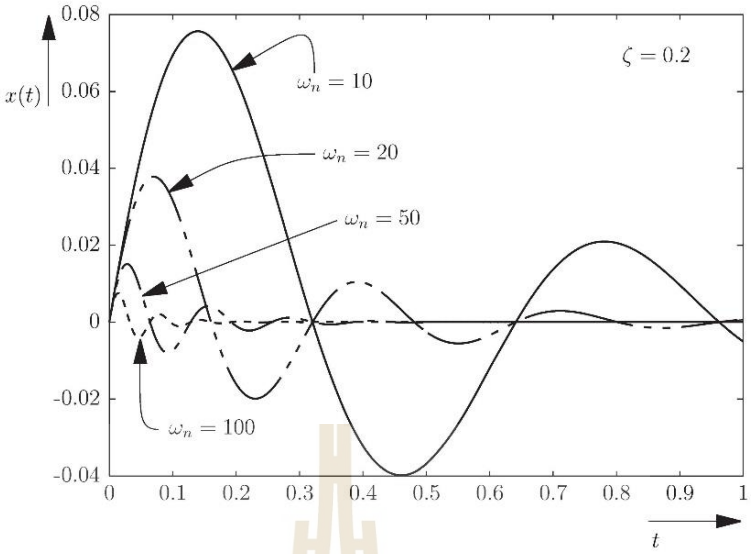
โดยที่ ϕ คือ phase angle หรือเท่ากับ $\tan^{-1}\dfrac{\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}$

นอกจากนี้ยังสามารถหา damped oscillation period ของศรวัดได้จากสมการดังต่อไปนี้ (Trumper & Dubowsky, 2005)

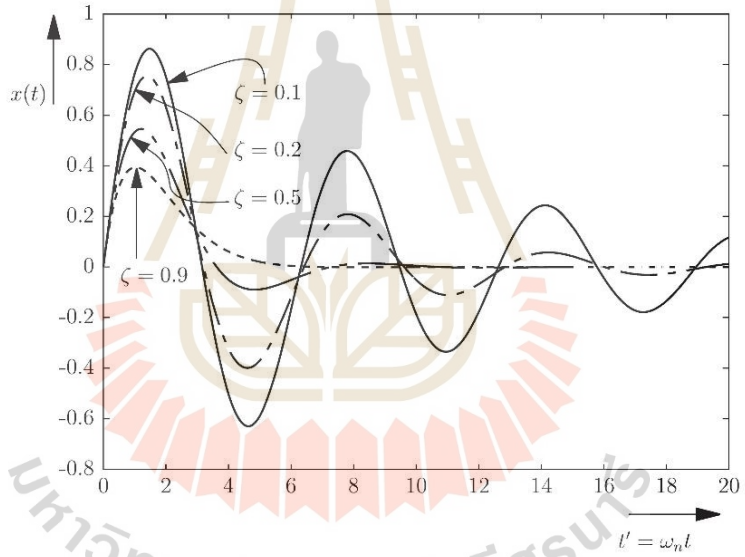
$$T_p = \frac{2\pi}{\omega_d} \tag{2-112}$$

โดยที่ ω_d คือ damped natural frequency หรือเท่ากับ $\omega_n\sqrt{1-\zeta^2}$

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



(ก) การตอบสนองที่ความถี่ธรรมชาติต่างกัน



(ข) การตอบสนองที่อัตราส่วนความหน่วงต่างกัน

รูปที่ 2.33 ตัวอย่างการตอบสนองสำหรับระบบควบคุมอันดับสองแบบ Underdamped

หมายเหตุ จาก 2.003 Modeling Dynamics and Control I โดย David Trumper และ Steven Dubowsky, 2005, MIT.

การออกแบบให้ได้ตามคุณลักษณะที่ต้องการ Karam (1974) เสนอไว้ว่าอันดับแรกให้พิจารณาครีบของศรลม (โดยส่วนใหญ่เป็นทรงสี่เหลี่ยม) และให้ยกเว้นผลกระทบที่เกิดจากมวลถ่วงก่อน ดังนั้นจากสมการที่ 2-102 และ 2-104 จะได้ว่า

$$\omega_n \simeq \sqrt{\frac{C_{L\alpha} lqS}{\rho_{\text{vane}} St\left(l^2+lb+b^2\right)}},\ \zeta \simeq \frac{\left(2l^2+3lb+b^2\right)}{4l}\sqrt{\frac{C_{L\alpha} l\rho_{\text{air}} S}{2\rho_{\text{vane}} St\left(l^2+lb+b^2\right)}} \quad (2\text{-}113)$$

หรือ

$$\omega_n \simeq \sqrt{\frac{C_{L\alpha} lq}{\rho_{\text{vane}} t\left(l^2+lb+b^2\right)}},\quad \zeta \simeq \frac{\left(2l^2+3lb+b^2\right)}{4l}\sqrt{\frac{C_{L\alpha} l\rho_{\text{air}}}{2\rho_{\text{vane}} t\left(l^2+lb+b^2\right)}} \quad (2\text{-}114)$$

จากสมการที่ 2-114 พิจารณาสำหรับระยะห่างระหว่างเพลาหมุนกับจุดศูนย์กลางความดันที่ค่อนข้างยาว ($l \gg b$) จะได้ว่า

$$\omega_n \simeq \sqrt{\frac{C_{L\alpha} q}{\rho_{\text{vane}} tl}}\ ,\quad \zeta \simeq \sqrt{\frac{C_{L\alpha}\rho_{\text{air}} l}{8\rho_{\text{vane}} t}} \quad (2\text{-}115)$$

ในกรณีนี้ สามารถประมาณการหาค่าจำกัดหรือน้อยที่สุดของอัตราส่วนความหน่วงได้ และถ้าหากต้องการค่าความถี่ธรรมชาติและค่าอัตราส่วนความหน่วงให้ได้ค่ามากที่สุดและดูสมเหตุสมผล ซึ่งจะพบว่ามีการขัดแย้งกันตามสมการข้างต้น เนื่องจากเมื่อ l มีค่ามากจะทำให้ค่าของ ω_n น้อย ส่วนค่าของ ζ จะมาก และจะกลับกันถ้าหาก l มีค่าน้อย

สำหรับกรณีที่ $b \gg l$ จะได้ว่า

$$\omega_n \simeq \sqrt{\frac{C_{L\alpha} ql}{\rho_{\text{vane}} tb^2}}\ ,\quad \zeta \simeq \sqrt{\frac{C_{L\alpha}\rho_{\text{air}} b^2}{32\rho_{\text{vane}} tl}} \quad (2\text{-}116)$$

ซึ่งในกรณีนี้ สามารถหาค่ามากที่สุดของความถี่ธรรมชาติได้ เมื่อค่า $l = b$ เมื่อพารามิเตอร์อื่น ๆ มีค่าคงที่ อย่างไรก็ตาม อาจสรุปได้ว่าในการเพิ่มความถี่ธรรมชาติให้มากที่สุดนั้น ขายหน้าครีบของศรลมต้องมีอยู่ใกล้เคียงกับจุดหมุนมากที่สุดและยอมรับการหน่วงที่เกิดขึ้น สำหรับการออกแบบส่วนใหญ่ที่ใช้งาน มีค่าความหน่วงที่น้อยอยู่ที่ 0.2 หรือน้อยกว่า นอกจากนี้ การเพิ่มพื้นที่ครีบของศรลมก็มีผลทำให้ค่าความถี่ธรรมชาติเพิ่มขึ้นเช่นกันผ่านค่า $C_{L\alpha}$

วิธีที่ชัดเจนที่สุดในการเพิ่มความถี่ธรรมชาติและความหน่วง คือ การลดโมเมนต์ความเฉื่อยของมวลของชุดประกอบ ดังนั้นจึงมักใช้โครงสร้างที่ทำจากไม้บัลซ่าและไฟเบอร์กลาส อย่างไรก็ตามอาจต้องระวังเพราะถ้าหากความเฉื่อยมีค่าน้อยเกินไป ผลกระทบจากแรงเสียดทานชนิดแห้งที่มีอยู่ในอุปกรณ์ทางกลใด ๆ เช่น ตลับลูกปืน อาจส่งผลต่อการหมุนของศรลมได้

สถาบันวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ในการพิจารณาการออกแบบมวลถ่วง เนื่องจากโดยปกติต้องการให้มีความเฉื่อยรวมน้อยที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้ เราจึงต้องการมวลถ่วงที่มีเพลารองรับสั้นที่สุดเท่าที่จะทำได้ [ตามสมการที่ 2-95 และ 2-99]

ต่อไป มาพิจารณาเงื่อนไขที่จำเป็นสำหรับสมการทางคณิตศาสตร์อย่างง่าย (สมการที่ 2-101) ให้สมบูรณ์ ประการแรกในเทอมของความเฉื่อยที่เกิดจากอากาศพลศาสตร์จะถูกละเลย ถ้าหาก $J_{\text{vane}} \gg J_{\text{aero}}$ หรือ ถ้าหาก (ยกเว้นความเฉื่อยที่เกิดจากมวลถ่วง)

$$\rho_{\text{vane}} St\left(l^2 + lb + \frac{7}{12}b^2\right) \gg \left(l^2 + lb + \frac{3}{8}b^2\right)\frac{\pi}{2}\rho_{\text{air}} bS \tag{2-117}$$

หรือประมาณได้ว่า ถ้าหาก

$$\rho_{\text{vane}} \gg \rho_{\text{air}} \frac{\pi b}{2t} \tag{2-118}$$

สำหรับความเร่งในการเคลื่อนที่ตามขวางของแกนหมุน $\left(\ddot{h}\right)$ ถ้าหากต้องการที่จะละเลย จำเป็นต้องได้ว่า

$$\dot{h} \gg \frac{2l+b}{4l}\frac{b}{U}\ddot{h} \tag{2-119}$$

ตัวอย่างเช่น สมมติว่าการเปลี่ยนแปลงรูปแบบไซน์ของฐานที่ $h(t) = h_0 \sin \omega T$ ดังนั้น $\dot{h} = \omega h_0 \cos \omega T$ และ $\ddot{h} = -\omega^2 h_0 \sin \omega T$ เมื่อพิจารณาขนาดเท่านั้น โดยต้องได้ว่า

$$\omega h_0 \gg \frac{2l+b}{4l}\frac{b}{U}\omega^2 h_0 \quad \text{or} \quad \frac{2l+b}{4l}\frac{b}{U}\omega \ll 1 \tag{2-120}$$

สำหรับทุกค่าความเร็วของอากาศยานนั้น ความเร็วในการเคลื่อนที่ตามขวางของแกนหมุน ($\dot{h}$) อาจจะไม่มีความสำคัญหรือละเลยได้ สำหรับกรณีที่ความถี่สูงหรือเทียบเท่ากับการเคลื่อนไหวแบบอิมพัลส์ สำหรับในส่วนกรณีที่ความถี่ต่ำและเคลื่อนไหวรูปแบบไซน์ ในการเคลื่อนไหวจะมีผลกระทบเกิดขึ้น คือ มีการสร้างมุมบังเกิดผล (Effective angle) ที่ไม่เกี่ยวข้อง ซึ่งขนาดของมุมนี้สามารถหาได้จากสมการดังนี้

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

$$\alpha_0 = \frac{\dot{h}}{U} = \frac{\omega h_0}{U} \tag{2-121}$$

ตัวอย่างเช่น ศรลมที่ติดตั้งอยู่กับ air data boom ที่มีความถี่อยู่ที่ประมาณ 14 Hz มีแอมพลิจูดของการสั่นสะเทือน 2 นิ้วในขณะบิน สำหรับความเร็วในการบินผ่านพายุฝนฟ้าคะนองโดยทั่วไปอยู่ที่ 300 ไมล์ต่อชั่วโมง หรือ 5,280 นิ้ว/วินาที การเคลื่อนที่ของบูมนี้อาจทำให้เกิดข้อผิดพลาดที่มีแอมพลิจูดอยู่ที่

$$\alpha_0 = \frac{\left[2\pi(14)\right][2]}{5,280} = 0.033 \text{ radian} = 1.9 \text{ degrees}$$

ความสำคัญของเทอมนี้จะขึ้นอยู่กับจุดประสงค์ในการใช้ข้อมูล อย่างไรก็ตาม จากตัวอย่างข้างต้นนี้ทำให้เกิดประเด็นเพิ่มเติม ถ้าหากความถี่ธรรมชาติของศรลมที่ 300 ไมล์ต่อชั่วโมง มีค่าเท่ากับ air data boom ที่ 14 Hz จะส่งผลให้เกิดข้อผิดพลาดเพิ่มขึ้นแบบไดนามิกสำหรับศรลมที่มีความหน่วงน้อย เพื่อลดผลกระทบเหล่านี้ จำเป็นต้องหลีกเลี่ยงการใช้ศรวัดลมที่ความเร็วของอากาศยานที่มีความถี่ธรรมชาติของศรลมเท่ากับหรือมากกว่าความถี่ของ air data boom ที่ติดตั้ง

พิจารณาแอมพลิจูดของ α_0 ให้มีความเที่ยงตรงมากขึ้น สมมติว่าอินพุตรูปแบบไซน์ของ $h(T) = h_0 e^{j\omega T}$ และการตอบสนองของรูปแบบ $\alpha(T) = \alpha_0 e^{j(\omega T+\phi)}$ จากสมการที่ 2-110 จะได้ว่า

$$\begin{aligned} -\omega^2\alpha_0 e^{j(\omega T+\phi)} + 2\zeta\omega_n j\omega\alpha_0 e^{j(\omega T+\phi)} + \omega_n^2\alpha_0 e^{j(\omega T+\phi)} &= -\omega_n^2 \frac{j\omega h_0 e^{j\omega T}}{U} \\ \left(-\frac{\omega^2}{\omega_n^2} + \frac{2\zeta\omega j}{\omega_n} + 1\right)\alpha_0 e^{j(\omega T+\phi)} &= -\frac{j\omega h_0 e^{j\omega T}}{U} \end{aligned} \tag{2-122}$$

ดังนั้นแอมพลิจูดของ α_0 และค่า ϕ มีค่าเท่ากับ

$$\alpha_0 = \frac{\omega h_0/U}{\sqrt{\left[1-(\omega/\omega_n)^2\right]^2 + (2\zeta\,\omega/\omega_n)^2}}, \qquad \phi = \tan^{-1}\frac{2\zeta(\omega/\omega_n)}{1-(\omega/\omega_n)^2} \tag{2-123}$$

แอมพลิจูดของ α_0 จะมีค่าสูงสุดเมื่อ $\omega = \omega_n$ ดังนั้น

$$\alpha_{0_{\max}} = \frac{\omega_n h_0}{2\zeta U} \quad \text{or} \quad \left.\frac{\alpha_{0_{\max}}}{\alpha_{0_{\text{nominal}}}}\right|_{\omega=\omega_n} = \frac{1}{2\zeta} \tag{2-124}$$

สมการที่ 2-124 นี้จะเป็นการหาปริมาณของ dynamic magnifications ที่เป็นไปได้ และบ่งบอกว่าเหตุใดจึงต้องการหลีกเลี่ยงสำหรับศรลมที่มีอัตราส่วนความหน่วงต่ำ อย่างไรก็ตาม ถ้าความถี่ของ air data boom มีค่าสูงกว่าความถี่ธรรมชาติของศรลมอย่างมาก พฤติกรรมไดนามิกของศรลมจะกรองผลกระทบของการเคลื่อนไหวเหล่านี้ออก (ดูสมการที่ 2-123 สำหรับ $\omega \gg \omega_n$) ดังนั้น air data boom ควรที่จะต้องมีความแข็ง อย่างไรก็ตามอาจต้องคำนึงถึงข้อจำกัดด้านน้ำหนักด้วย

2.10 วิศวกรรมย้อนกลับ

จากการศึกษากระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ และเครื่องมือวัดที่จำเป็นในการวัดข้อมูลจากการบินทดสอบ ต่อมาต้องพิจารณา UAV ที่ใช้ในการทดสอบ ซึ่งจำเป็นต้องทราบถึงลักษณะทางกายภาพของลำ เช่น ขนาดของ UAV, น้ำหนักรวม, ตำแหน่ง C.G เป็นต้น ซึ่งในหัวข้อนี้จะทำการศึกษาการทำวิศวกรรมย้อนกลับเพื่อที่จะสร้างแบบจำลอง 3 มิติของอากาศยาน เพื่อให้ทราบถึงรูปร่างของ UAV ที่แม่นยำ เช่น ขนาด, ลักษณะของปีก, มุมติดตั้งปีก และอื่น ๆ เป็นต้น เพื่อนำไปใช้ในการประมาณการหาขอบเขตพารามิเตอร์เบื้องต้นก่อนทำการระบุเอกลักษณ์ระบบ โดยมีรายละเอียดดังนี้

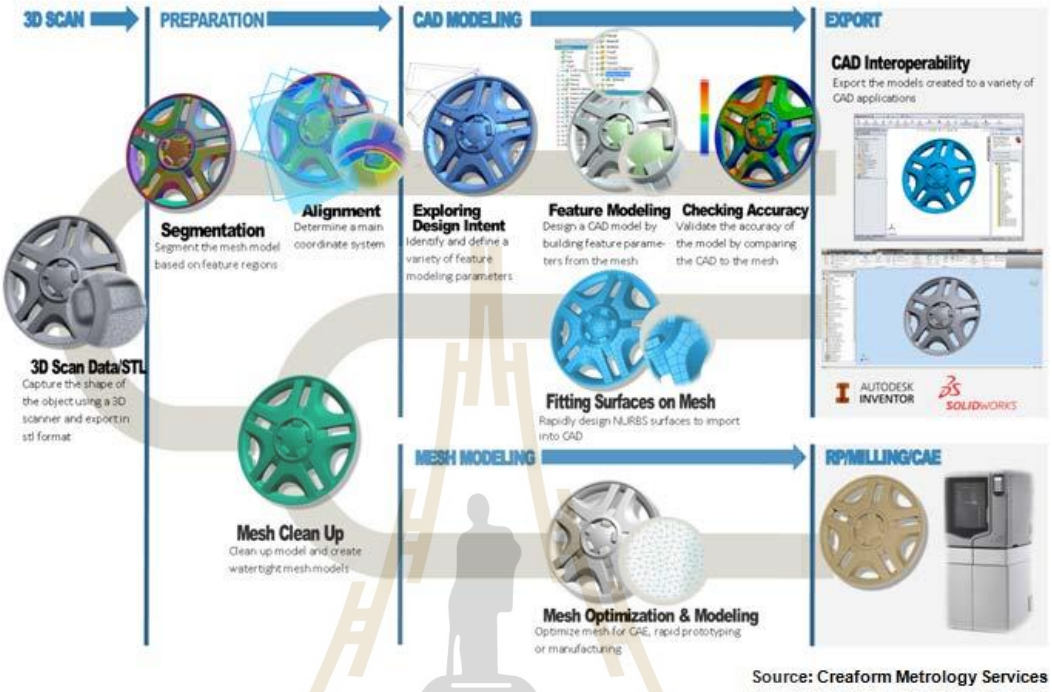
Creaform (2014) ได้กล่าวว่า วิศวกรรมย้อนกลับ (Reverse engineering) เป็นกระบวนการที่ระบุเอกลักษณ์ของวัตถุ อุปกรณ์ หรือคุณสมบัติทางเทคโนโลยีของระบบ โดยการวิเคราะห์เกี่ยวกับโครงสร้าง ฟังก์ชัน และการทำงานของสิ่งนั้นอย่างละเอียด ในสาขาวิศวกรรมเครื่องกล กระบวนการนี้มีจุดมุ่งหมายเพื่อสร้างแบบจำลอง 3 มิติเสมือนจริงจากวัตถุทางกายภาพ (Physical object) ที่มีอยู่เพื่อวัตถุประสงค์ในการทำสำเนา หรือเพื่อปรับปรุงและพัฒนาสิ่งนั้นให้ดีขึ้น โดยมีเหตุผลหลายประการที่จำเป็นจะต้องใช้วิศวกรรมย้อนกลับของวัตถุทางกายภาพ ตัวอย่างเช่น หากการออกแบบเดิมไม่ได้รับการสนับสนุนด้วยเอกสารที่เพียงพอหรือเหมาะสม หรือหากแบบจำลอง CAD เดิมไม่เหมาะสมที่จะสนับสนุนการดัดแปลงและ/หรือมาตรฐานของวิธีการผลิต, ในบางกรณีที่ผู้ผลิตเดิมอาจไม่มีอยู่ (ยกเลิกกิจการ) หรือไม่ผลิตผลิตภัณฑ์แล้ว แต่ยังมีความต้องการสำหรับผลิตภัณฑ์นั้น หรือกรณีที่ส่วนประกอบชำรุดหรือเสียหายที่ไม่มีแหล่งจัดจำหน่ายแล้ว สามารถใช้วิศวกรรมย้อนกลับช่วยในการวิเคราะห์คุณสมบัติของผลิตภัณฑ์เพื่อปรับปรุงประสิทธิภาพและ/หรือคุณสมบัติของผลิตภัณฑ์ และสร้างชิ้นส่วนเพิ่มเติม (อะไหล่) ที่ไม่มี หรือ เพื่อปรับปรุงวัสดุที่ล้าสมัยหรือกระบวนการผลิตที่ล้าสมัย ซึ่งสำหรับงานวิจัยนี้ UAV ที่ผู้วิจัยใช้ในการทดสอบเป็นอากาศ

ยานที่ไม่ได้ออกแบบด้วยตนเอง ซึ่งไม่ทราบถึงรายละเอียดคุณลักษณะทางกายภาพของอากาศยาน ผู้วิจัยจึงจะใช้วิศวกรรมย้อนกลับเพื่อแก้ปัญหาเหล่านี้

เพื่อสร้างแบบจำลอง 3 มิติของวัตถุ วัตถุนั้นต้องถูกวัดโดยใช้เทคโนโลยีการสแกน 3 มิติ ซึ่งเทคโนโลยีการสแกน 3 มิตินี้เป็นการใช้ความรู้ทางวิทยาศาสตร์เพื่อวิเคราะห์วัตถุ (หรือสภาพแวดล้อม) โดยการรวบรวมข้อมูลเกี่ยวกับรูปร่างและบางครั้งเกี่ยวกับลักษณะภายนอก (สี, เนื้อผิว) เพื่อสร้างแบบจำลองดิจิทัล 3 มิติ เครื่องมือที่ใช้ในการทำการวิเคราะห์ประเภทนี้ คือ เครื่องสแกน 3 มิติ (3D scanner) ซึ่งเป็นอุปกรณ์ที่คล้ายกับกล้องถ่ายรูป มีขอบเขตการมองเห็นแบบกรวย และสามารถรวบรวมข้อมูลเกี่ยวกับพื้นผิวที่มองเห็นได้ ซึ่งจะแตกต่างกันกับกล้องถ่ายรูปทั่วไปที่รวบรวมข้อมูลสีและข้อมูลพื้นผิวภายในขอบเขตการมองเห็น (การสร้างภาพ) ในขณะที่เครื่องสแกน 3 มิติใช้ภาพที่ได้รับมาในการดึงข้อมูล 3 มิติ (รวบรวมข้อมูลเกี่ยวกับระยะทางและพื้นผิวภายในขอบเขตการมองเห็น) โดยทั่วไปจะสร้าง geometric point cloud ของพื้นผิววัตถุ ภาพที่สร้างโดยเครื่องสแกน 3 มิติระบุระยะห่างจากพื้นผิวสำหรับแต่ละจุด ซึ่งให้ตำแหน่งสามมิติสำหรับแต่ละจุดบนพื้นผิว โดยประเภทของเครื่องสแกน 3 มิติ Creaform (2014) ได้จำแนกออกเป็น 2 ประเภท คือ 1) เครื่องสแกนที่ใช้การสัมผัส (Contact 3D scanner) เช่น เครื่อง probing arm, เครื่อง CMM (Coordinate measuring machine) เป็นต้น 2) เครื่องสแกนที่ไม่ใช้การสัมผัส (Non-contact 3D scanner) โดยเครื่องสแกนเนอร์ที่ไม่ใช้การสัมผัสยังถูกแบ่งออกเป็น 2 แบบ คือ แบบ passive และ active โดยเครื่องสแกนแบบ active จะปล่อยรังสีบางประเภทหรือแสง และตรวจจับการสะท้อนหรือรังสีที่ผ่านวัตถุ แสงหรือรังสีที่เครื่องสแกนปล่อยออกมาจะถูกสะท้อนจากวัตถุที่ถูกสแกนและส่งข้อมูลกลับไปยังเครื่องสแกน และบันทึกระยะห่างของพื้นผิว ตัวอย่างเครื่องสแกนแบบ active เช่น 3D laser scanner, computed tomography (CT), magnetic resonance imaging (MRI), handheld laser scanner เป็นต้น

ในขั้นตอนการสร้างแบบจำลอง 3 มิติของวัตถุ เมื่อดำเนินการสแกน 3 มิติด้วยเครื่องสแกนเสร็จสิ้น ต่อมาต้องทำความสะอาดหรือตัดแต่งไฟล์ 3 มิติที่ได้จากการสแกนและการเตรียมข้อมูลเพื่อที่จะสร้างแบบจำลอง 3 มิติ โดยการทำความสะอาดและการเตรียมข้อมูลของวัตถุขึ้นอยู่กับประเภทของการวิศวกรรมย้อนกลับที่จะทำ เช่น วิศวกรรมย้อนกลับวัตถุแบบ parametric ต้องการเข้าใจว่าส่วนประกอบ (วัตถุ) ถูกออกแบบมาอย่างไรและเพื่อสร้างกระบวนการออกแบบขึ้นมาใหม่ด้วยฟังก์ชันการออกแบบจริง ดังนั้นพื้นผิวของวัตถุไม่จำเป็นต้องสมบูรณ์แบบหรือต้องแก้ไขพื้นที่ที่เสียหาย และสำหรับวิศวกรรมย้อนกลับวัตถุแบบ free form การออกแบบย้อนกลับจะขึ้นอยู่กับพื้นผิวทั้งหมดของวัตถุ ซึ่งพื้นผิวไม่ควรมีข้อบกพร่อง จึงเป็นสิ่งสำคัญในกรณีส่วนใหญ่ที่จะต้องทำความสะอาดเพื่อประหยัดเวลาและมั่นใจในคุณภาพของแบบจำลอง จากนั้นจึงสามารถสร้างแบบจำลอง 3 มิติใหม่ได้โดยใช้ 3D computer-aided design (CAD), computer-aided

manufacturing (CAM), computer-aided engineering (CAE) หรือซอฟต์แวร์อื่น ๆ โดยกระบวนทำงานในการวิศวกรรมย้อนกลับแสดงในรูปที่ 2.34



รูปที่ 2.34 ขั้นตอนทั่วไปของการทำงานวิศวกรรมย้อนกลับ

หมายเหตุ จาก Reverse Engineering of Physical Objects – Teaching Manual V.1 (น. 51) โดย Creaform, 2014. สงวนลิขสิทธิ์ 2014 โดย Creaform Inc.

2.11 โมเมนต์ความเฉื่อย

จากการศึกษาการหาคุณลักษณะทางกายภาพของ UAV และอีกพารามิเตอร์ที่สำคัญในระบุเอกลักษณ์ระบบ คือ คุณลักษณะความเฉื่อย (Inertial properties) ที่ประกอบไปด้วย มวล (Mass) และโมเมนต์ความเฉื่อย (Moment of inertia) ซึ่งในหัวข้อนี้จะศึกษาเกี่ยวกับวิธีการในการประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อยของ UAVs มีรายละเอียดดังต่อไปนี้

คุณลักษณะความเฉื่อยใน UAVs มีบทบาทสำคัญในการประมาณค่าอนุพันธ์ความเสถียรและการควบคุมที่จำเป็นสำหรับการสร้างแบบจำลองพลวัต (Woodrow et al., 2013) ถ้าหากมีการออกแบบและสร้าง UAVs ขึ้นมาใหม่ สามารถใช้แบบจำลอง 3 มิติที่ใช้ CAD ช่วยในการประมาณการคุณสมบัติความเฉื่อยได้ อย่างไรก็ตาม ในกรณีที่ UAVs ที่มีการซื้อขายตามท้องตลาดหรือมาจากการ

ทำวิศวกรรมย้อนกลับซึ่งไม่มีข้อมูลรายละเอียดเกี่ยวกับโครงสร้างภายในของอากาศยาน การพยายามสร้างแบบจำลอง 3D ด้วย CAD ที่แม่นยำเป็นเรื่องที่ใช้เวลามากและไม่มีความแน่นอน ดังนั้นวิธีที่เหมาะสมที่สุดในการประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อย คือ ด้วยวิธีการทดลอง (Arifianto & Farhood, 2015)

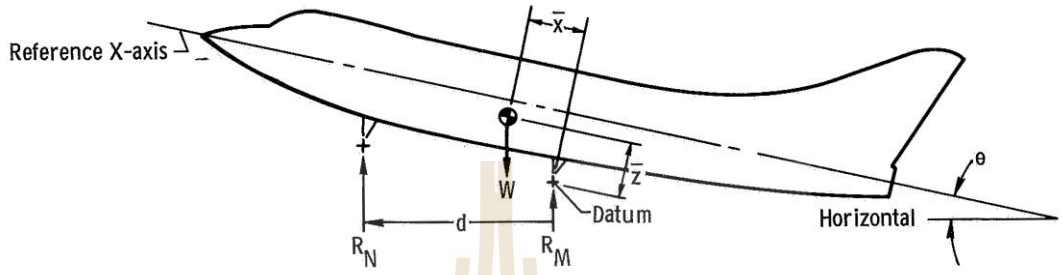
สำหรับอากาศยานขนาดใหญ่ Miller (1930) และ Soulé and Miller (1934) ได้อธิบายไว้ว่า โมเมนต์ความเฉื่อยจะถูกประมาณการโดยใช้วิธี compound pendulum สำหรับแกน x (Roll) และ y (Pitch) รวมถึง product of inertia และใช้วิธี bifilar torsional pendulum สำหรับแกน z (Yaw) สำหรับกรณีของ UAVs ขนาดเล็ก โมเมนต์ความเฉื่อยทั้งหมดสามารถถูกประมาณการโดยใช้วิธี pendulum วิธีเดียวได้ เนื่องจากสามารถเอียงลำตัวทำให้สามารถติดตั้งได้ง่ายทั้ง 2 วิธี ตัวอย่างการวิจัยเช่น Arifianto and Farhood (2015) และ Simmons (2018) ได้ใช้เพียงวิธี compound pendulum ในการประมารการโมเมนต์ความเฉื่อยทั้งแกน roll, pitch และ yaw และในการวิจัยของ Jardin and Mueller (2009) ใช้เพียงวิธี bifilar torsional pendulum ในการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยทั้งหมด และได้มีการศึกษาเปรียบเทียบวิธีการต่าง ๆ ในการทดสอบเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ UAVs และ Shakoori, Betin, and Betin (2016) ได้แนะนำว่าวิธี compound pendulum และ bifilar torsional pendulum เหมาะสมสำหรับ UAVs ซึ่งทั้งสองวิธีนี้ทราบถึงตำแหน่ง C.G. ของ UAV เพื่อคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อย นอกจากนี้ยังมีวิธีสมัยใหม่ที่ Lehmkühler, Wong, and Verstraete (2016) ได้ศึกษาโดยใช้การระบุเอกลักษณ์ระบบของการเคลื่อนที่ pendulum ในการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อย โดยวิธีการนี้ไม่จำเป็นต้องทราบตำแหน่ง C.G. ของ UAV ก่อนการทดสอบ แต่อย่างไรก็ตามวิธีการนี้ต้องอาศัยอุปกรณ์การทดลองที่ซับซ้อน

จากการศึกษาวิธีการทดลองเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ UAV ผู้วิจัยได้เลือกใช้วิธี compound pendulum เนื่องจากเป็นวิธีที่ง่ายและไม่ซับซ้อนในการทดสอบ อย่างไรก็ตามต้องทราบถึงตำแหน่ง C.G. ของ UAV ก่อน โดยตำแหน่ง C.G. ในแนวนอนสามารถหาได้ง่ายจากการชั่งน้ำหนัก สำหรับตำแหน่ง C.G. ในแนวตั้งมีหลายวิธีที่สามารถใช้ได้ตามที่ Wolowicz and Yancey (1974) ได้นำเสนอไว้ และสำหรับงานวิจัยนี้ผู้วิจัยเลือกใช้วิธี ground-based loading เพื่อประมาณการตำแหน่ง C.G. ของ UAV ทั้งตำแหน่งในแนวนอนและแนวตั้ง โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

2.11.1 การหาตำแหน่ง C.G.

การประมาณการตำแหน่งของ C.G. สำหรับวิธี ground-based loading นั้นประกอบด้วยการพิจารณาทั้งตำแหน่งแนวนอนและแนวตั้งเทียบกับจุดอ้างอิง รวมถึงพิจารณาน้ำหนักของอากาศยานด้วย กระบวนการนี้จะทำการเอียง UAV ในระนาบการ pitch จากนั้นวัดมุมเอียงพร้อมกับการวัดแรงตอบสนองที่ตาชั่งสำหรับชุดล้อหลัก (Main landing gear, R_{main}) และชุดล้อ

หน้า (Nose gear, R_{nose}) และการวัดระยะห่างแนวนอนจากศูนย์กลางชุดล้อหลักไปยังศูนย์กลางชุดล้อหน้าที่เปลี่ยนแปลงไปตามการเอียงของอากาศยาน (d) โดยมุมเอียงจะวัดโดยใช้เครื่องวัดมุมเอียง (Inclinometer)



รูปที่ 2.35 วิธีการทดลองหามวลและตำแหน่ง C.G. ของอากาศยาน

<u>หมายเหตุ</u> จาก Experimental Determination of Airplane Mass and Inertial Characteristics (น. 10) โดย Chester H. Wolowicz และ Roxanah B. Yancey, 1974, NASA Technical Report No. R-433, NASA.

ตามที่แสดงในรูปที่ 2.35 จุดแรงตอบสนองของชุดล้อหลักทำหน้าที่เป็นจุดอ้างอิง และมีเส้นอ้างอิงที่ขยายออกไปจากจุดนี้ตั้งฉากกับแกน x ของ UAV โดยความสัมพันธ์สามารถแสดงในรูปสมการได้ดังนี้ (Wolowicz & Yancey, 1974)

$$R_{nose}d = \left(R_{main} + R_{nose}\right)\left(\bar{x}\cos\theta - \bar{z}\sin\theta\right) \tag{2-125}$$

เมื่อ $\bar{x}$ คือ ระยะห่างขนานกับแกน x จากจุดอ้างอิงไปยังตำแหน่ง C.G.

$\bar{z}$ คือ ระยะห่างขนานกับแกน z จากจุดอ้างอิงไปยังตำแหน่ง C.G.

โดยค่าของ $\bar{x}$ และ $\bar{z}$ สามารถหาได้โดยใช้วิธีการแก้ปัญหาโดยใช้กราฟ (Graphical method) จากการเอียงมุมหลาย ๆ มุมในการทดลอง และสามารถเขียนให้อยู่ในรูปสมการได้ดังนี้

$$\frac{R_{nose}d}{\left(R_{nose}+R_{main}\right)\cos\theta} = \frac{m_{nose}d}{m_{uav}\cos\theta} = \bar{x} - \bar{z}\tan\theta \tag{2-126}$$

เมื่อ m_{nose} คือ มวลของ UAV บนชุดล้อหน้า

m_{uav} คือ มวลรวมของ UAV

นอกจากนี้เมื่อใช้วิธี ground-based loading นี้ Wolowicz and Yancey (1974) ได้ให้คำแนะนำว่าต้องใช้ความระมัดระวังตรงจุดรองรับหรือจุดอ้างอิงของอากาศยานว่ามีความแข็งแรงเพียงพอในการทดสอบ และการวัดระยะและมุมเอียงมีความแม่นยำ มิฉะนั้นผลลัพธ์ที่ได้อาจไม่น่าเชื่อถือ หากเกิดความโค้งงอที่จุดรับน้ำหนักจำเป็นต้องใช้วิธีการอื่นเพื่อหาตำแหน่ง C.G.

2.11.2 การหาโมเมนต์ความเฉื่อย

โมเมนต์ความเฉื่อยของ compound pendulum ในสุญญากาศสามารถหาได้จากสมการ

$$I = \frac{WT^2L}{4\pi^2} \tag{2-127}$$

เมื่อ I คือ โมเมนต์ของความเฉื่อยบนแกนการแกว่ง (oscillation axis)

W คือ น้ำหนักของ pendulum

T คือ คาบของการแกว่งหนึ่งรอบ

L คือ ระยะห่างจากแกนการแกว่งไปยังตำแหน่ง C.G. ของ pendulum

เมื่อพิจารณาโมเมนต์ความเฉื่อยของ UAV บนแกนพิกัดลำตัว (Body axis) หรือ I_{uav} ที่ตำแหน่ง C.G. ของ UAV มีค่าเท่ากับโมเมนต์ความเฉื่อยของ pendulum ทั้งหมดบนแกนการแกว่งลบด้วยโมเมนต์ความเฉื่อยของอุปกรณ์การแกว่ง หรือ swinging gear บนแกนการแกว่ง (I_{sw}) และลบด้วยการคำนวณเพิ่มเติมเมื่อใช้ทฤษฎีแกนขนาน (Parallel axis theorem) สำหรับการถ่ายโอนแกนการแกว่งไปยังแกนพิกัดลำตัวของ UAV ซึ่งสามารถแสดงในรูปสมการได้ดังนี้ (Arifianto & Farhood, 2015; Miller, 1930)

$$\begin{aligned} I_{\text{uav}} &= \frac{\left(m_{\text{uav}}l_{\text{uav}} + m_{\text{sw}}l_{\text{sw}}\right)gT^2}{4\pi^2} - I_{\text{sw}} - m_{\text{uav}}l_{\text{uav}}^2 \\ I_{sw} &= \frac{m_{\text{sw}}l_{\text{sw}}gT^2}{4\pi^2} \end{aligned} \tag{2-128}$$

เมื่อ m_{sw} คือ มวลของ swinging gear

l_{sw} คือ ระยะห่างจากแกนการแกว่งไปยังตำแหน่ง C.G. ของ swinging gear

l_{uav} คือ ระยะห่างจากแกนการแกว่งไปยังตำแหน่ง C.G. ของ UAV

g คือ ความเร่งของแรงโน้มถ่วง

Soulé and Miller (1934) และ Gracey (1948) ได้ศึกษาผลกระทบทางอากาศพลศาสตร์ของการแกว่งในตัวกลางที่เป็นของไหล (อากาศ) สำหรับ compound pendulum เพื่อทำให้โมเมนต์มีความแม่นยำขึ้นต้องพิจารณาผลกระทบที่เกิดจากการลอยตัวของโครงสร้าง (Buoyancy of the structure), อากาศที่ถูกกักไว้ในโครงสร้าง (Air entrapped in the structure) และผลกระทบของมวลเพิ่มเติม (Additional-mass effect) ดังนั้นโมเมนต์ความเฉื่อยของ UAV บนแกนพิกัดลำตัวสามารถเขียนใหม่ได้ว่า

$$I_{uav} = \frac{\left(m_{uav}l_{uav} + m_{sw}l_{sw}\right)gT^2}{4\pi^2} - I_{sw} - \left(m_{uav} + V\rho_{air}\right)l_{uav}^2 - \left(I_{add} + m_{add}l_{add}^2\right) \quad (2\text{-}129)$$

เมื่อ $V\rho_{air}$ คือ ผลกระทบของการลอยตัวและอากาศที่ถูกกักไว้ในโครงสร้าง โดยที่ V คือ ปริมาตรทั้งหมดของ UAV และ ρ_{air} คือ ความหนาแน่นของอากาศ

$I_{add} + m_{add}l_{add}^2$ คือ โมเมนต์ความเฉื่อยเนื่องจากผลกระทบของมวลเพิ่มเติมบนแกนการแกว่งไปยังแกนพิกัดลำตัวของ UAV โดยที่ I_{add} คือ โมเมนต์ความเฉื่อยเพิ่มเติมบนแกนการแกว่ง, m_{add} คือ มวลเพิ่มเติม และ l_{add} คือ ระยะห่างจากแกนการแกว่งไปยังจุดศูนย์กลาง (Centroid) ของพื้นที่ด้านข้างของส่วนประกอบที่ตั้งฉากในระนาบของพื้นผิวของ UAV

วิธีการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยเพิ่มเติมจากผลกระทบของมวลเพิ่มเติมสามารถใช้สูตรการคำนวณตามวิธีที่ Gracey (1941) และ Malvestuto and Gale (1947) ได้นำเสนอไว้ โดยวิธีการเหล่านี้ใช้ข้อมูลจากการทดสอบของรูปร่างของโครงสร้างอากาศยานจากแผ่นแบนราบ (Flat plate) และ ellipsoid และตั้งสมมติฐานว่าผลกระทบสำหรับส่วนประกอบทดสอบทั้งหมดเป็นผลรวมของผลกระทบสำหรับแต่ละส่วนประกอบ โดยที่ผลกระทบจากการแทรกแซงระหว่างส่วนประกอบจะถูกมองข้าม แต่อย่างไรก็ตาม (Lehmkühler et al., 2016) มีการชี้ให้เห็นว่าสำหรับ UAVs ขนาดเล็ก การลอยตัวและอากาศที่ถูกกักไว้ในโครงสร้างนั้นไม่สำคัญเนื่องจาก UAV มีปริมาตรภายในและโครงสร้างที่เล็ก ดังนั้น ผลกระทบทั้งสองประการนี้สามารถละเลยได้

ตามที่แสดงในรูปที่ 2.36 เป็นตัวอย่างการทดสอบเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ UAV ด้วยวิธี compound pendulum การทดสอบสามารถคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อยได้โดยตรง

จากข้อมูลที่ได้รับจากการแกว่งรอบแกนการแกว่ง (คาบการแกว่ง), ระยะจากแกนการแกว่งถึงตำแหน่ง C.G. และมวลของส่วนประกอบใน compound pendulum แต่วิธีการนี้อาจมีความอ่อนไหวต่อความยาวการแขวน swing gear โดยเฉพาะอย่างยิ่งเมื่อระยะห่างจากแกนการแกว่งไปยังตำแหน่ง C.G. เพิ่มขึ้น และ Arifianto and Farhood (2015) ได้ทำการตรวจสอบผ่านการวิเคราะห์ความอ่อนไหวนี้ว่า เมื่อความยาวการแขวนที่เพิ่มขึ้น ถึงแม้มีความคลาดเคลื่อนเล็กน้อยในการวัดคาบการแกว่งก็อาจนำไปสู่ข้อผิดพลาดที่มีนัยสำคัญมากขึ้นในการคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อย นอกจากนี้ Shakoori et al. (2016) ได้กล่าวว่า มีแหล่งที่มาหลายประการที่เป็นไปได้ที่ทำเกิดขึ้นข้อผิดพลาดในการทดสอบ เช่น แรงเสียดทานที่เกิดขณะการแกว่งซึ่งจะทำให้คาบการแกว่งที่วัดได้มีข้อผิดพลาด, ความไม่แม่นยำในการวัดคาบการแกว่งโดยใช้เครื่องวัดเวลาที่เกิดจากความผิดพลาดของคนจับเวลาเป็นต้น



รูปที่ 2.36 ตัวอย่างการทดสอบด้วยวิธี compound pendulum เพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ UAV ในแกน roll, pitch และ yaw

หมายเหตุ จาก Development and Modeling of a Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle Research Platform โดย Ony Arifianto และ Mazen Farhood, 2015, Journal of Intelligent & Robotic Systems, Volume 80, pages 139–164, Springer Nature.

2.12 การประมาณการด้วย Triangular Panel Method

จากกระบวนการการระบุเอกลักษณ์ในโดเมนความถี่ ก่อนทำการบินทดสอบต้องทำการออกแบบอินพุตที่ใช้ในการกวาดความถี่ โดยต้องทราบถึงช่วงความถี่ที่เหมาะสมของพลวัตอากาศยานเพื่อที่ในการบินทดสอบจะได้การตอบสนองความถี่ที่แม่นยำ ซึ่งสามารถช่วยให้ลดเวลาในการบิน

ทดสอบได้ ดังนั้นผู้วิจัยจึงได้ทำการศึกษาเกี่ยวกับการประมาณการพารามิเตอร์อนุพันธ์ทางเสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้น เพื่อที่จะหาช่วงความถี่ที่เหมาะสมในการออกแบบอินพุต เพื่อให้มั่นใจว่าอินพุตกวาดความถี่จะสามารถกระตุ้นการตอบสนองของอากาศยานได้อย่างดี

วิธี Triangular Panel เป็นวิธีการคำนวณที่ใช้ในพลศาสตร์ของไหล โดยเฉพาะอย่างยิ่งสำหรับการแก้ปัญหาการไหลแบบศักย์ (Potential flow) ที่มีสมมติฐานของไหลเป็นแบบเชิงเส้น (Linear) ที่ไม่มีความหนืด (Inviscid) และไม่มีการหมุน (Irrotational) เช่น ของไหลที่พบในการไหลแบบ subsonic หรือ supersonic วิธีนี้เกี่ยวข้องกับการแบ่งโดเมนหรือพื้นที่การไหลออกเป็นแผง (Panel) สามเหลี่ยมขนาดเล็ก ซึ่งแสดงถึงการกระจายพื้นผิวของภาวะเอกฐาน (Singularities) เช่น แหล่งกำเนิด (Sources) และตัว doublet โดยการวางซ้อนภาวะเอกฐานเหล่านี้บนแผงแต่ละแผง วิธีนี้จะประมาณวิธีแก้สมการควบคุม ซึ่งโดยทั่วไปแล้วจะเป็นสมการลาปลาซหรือสมการ Prandtl-Glauert โดยวิธีการนี้เป็นที่รู้จักจากความเรียบง่ายและประสิทธิภาพในการจัดการกับรูปทรงที่ซับซ้อน ทำให้มักใช้ในการวิเคราะห์รูปทรงของเครื่องบิน วิธีการนี้ได้รับการขยายออกไปนอกเหนือจากปัญหาเชิงเส้นอย่างง่ายเพื่อรวมการกระจายตัว doublet แบบต่อเนื่องในลำดับที่สูงกว่า และแม้แต่แผงโค้งถึงแม้ว่าจะยังคงเป็นแบบแผนเชิงเส้นเป็นหลักเนื่องจากลักษณะของสมการพื้นฐาน (Erickson, 1990)

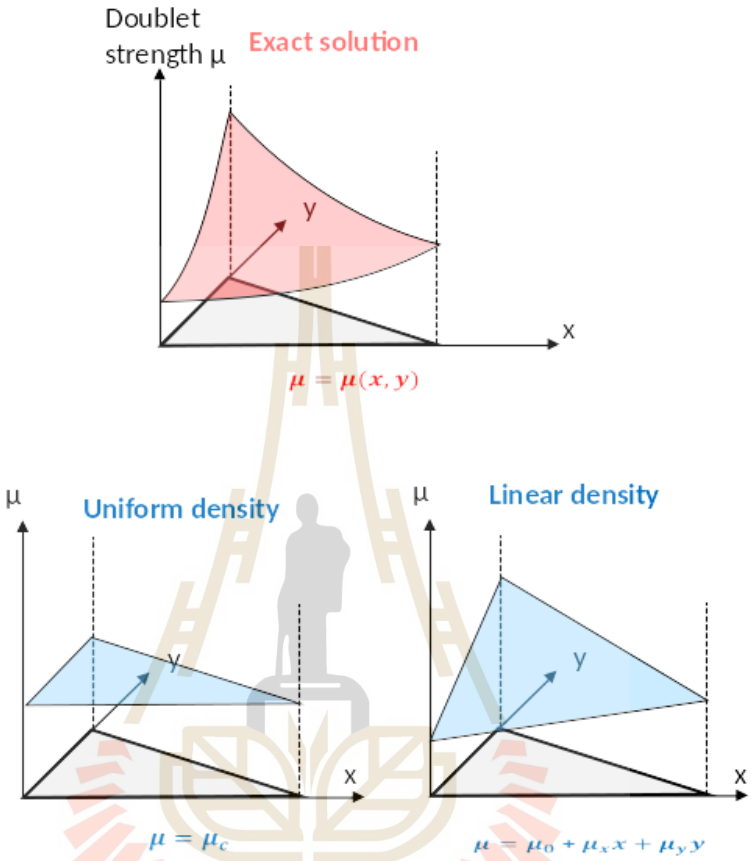
ในทางปฏิบัติ วิธีการ Triangular Panel มักใช้วิธีของ Galerkin ในการแก้สมการปริพันธ์ที่เกี่ยวข้องกับปัญหา วิธีการนี้จำกัดเฉพาะปัญหาเชิงเส้น แต่ให้ข้อได้เปรียบในแง่ของความแม่นยำและความง่ายในการนำไปใช้เมื่อเทียบกับวิธีอื่น ๆ เช่น วิธีผลต่างจำกัด (Finite difference) หรือวิธีปริมาตรจำกัด (Finite volume) (Erickson, 1990)

2.12.1 โปรแกรม flow5

flow5 เป็นซอฟต์แวร์วิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ 3 มิติที่สร้างขึ้นบนพื้นฐานของ xflr5 (Deperrois, 2023) โดยมุ่งเน้นการวิเคราะห์เครื่องบินที่มีลำตัวอย่างเหมาะสม flow5 ได้รับการออกแบบมาเพื่อปรับปรุงให้ดีกว่ารุ่นก่อนอย่างมาก รวมถึงความเสถียรที่เพิ่มขึ้น อินเทอร์เฟซผู้ใช้ที่ได้รับการปรับปรุง กราฟแบบโต้ตอบเพิ่มเติม และความเข้ากันได้กับสภาพแวดล้อมการประมวลผลสมัยใหม่ (Cère-Aéro, 2023b)

flow5 รองรับการวิเคราะห์โดยใช้วิธี Vortex Lattice Methods (VLMs), Quad Panel และ Triangular Panel โดยการเลือกวิธีการเฉพาะขึ้นอยู่กับระดับรายละเอียดและความแม่นยำที่ต้องการสำหรับการวิเคราะห์เฉพาะที่กำลังดำเนินการ โดยงานวิจัยนี้ผู้วิจัยเลือกใช้วิธี Triangular Panel ซึ่งวิธีการนี้อิงตาม Galerkin formulations (Cère-Aéro, 2023a) ดังแสดงในรูปที่ 2.37 และสามารถแยกออกได้อีก 2 วิธี คือ Uniform Triangular Panel ใช้ source และ doublet densities แบบสม่ำเสมอในแต่ละแผง ในขณะที่อีกวิธี คือ Linear Triangular Panel ใช้ source แบบสม่ำเสมอ และ doublet densities แบบเชิงเส้น ทั้งสองวิธีมีความสามารถในการ

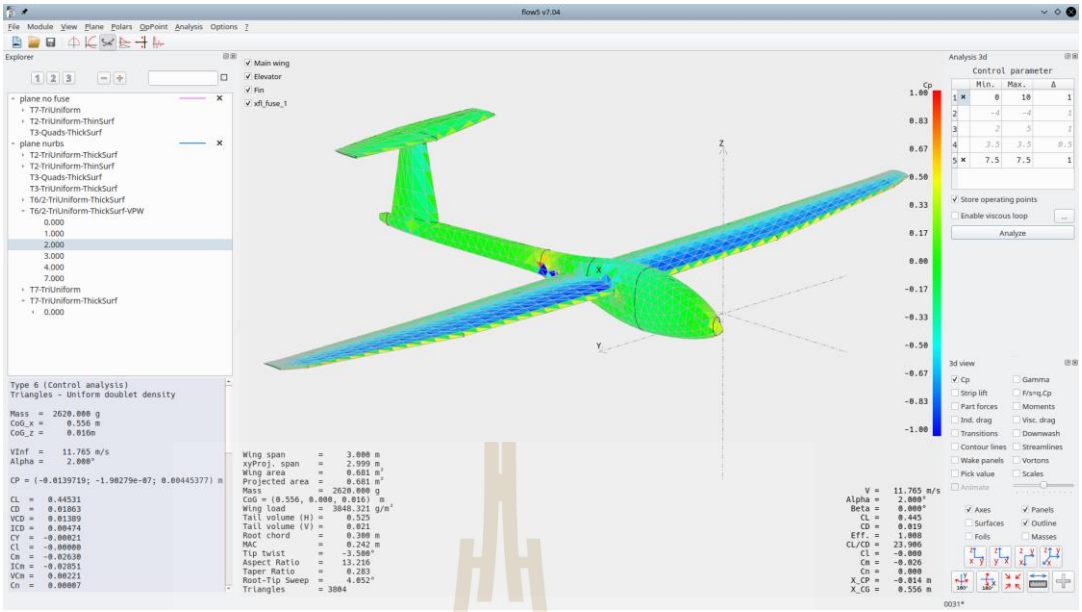
อธิบายพื้นผิวสามมิติทั่วไป รวมถึงลำตัวเครื่องบิน โดยวิธีแบบเชิงเส้น (Linear) จะให้ความแม่นยำที่เพิ่มขึ้นในบริเวณที่มีการไล่ระดับความดัน (Local pressure gradients) สูง (Cère-Aéro, 2023c)



รูปที่ 2.37 รูปแบบ Galerkin-type triangular formulations

หมายเหตุ จาก 3d Galerkin formulations โดย Cère-Aéro, 2023. (https://flow5.tech/wp-content/uploads/2019/10/Galerkin_Triangles.png). สงวนลิขสิทธิ์ 2023 โดย Cère-Aéro.

โดยวิธี Triangular Panel ใน flow5 สามารถวิเคราะห์อากาศยานที่มีลำตัว, สามารถเขียนสคริปต์และอินเทอร์เฟซกับซอฟต์แวร์ CAD โดยใช้รูปแบบมาตรฐาน STEP, IGES และ STL นอกจากนี้ใช้เวลาในการวิเคราะห์ที่ลดลงโดยใช้ Math Kernel Library (MKL) ของ Intel และสามารถใช้ multi-threading ในการวิเคราะห์ได้ โดยตัวอย่างโปรแกรม flow5 แสดงดังรูปที่ 2.38



รูปที่ 2.38 ตัวอย่างการประมาณการพารามิเตอร์อนุพันธ์ทางเสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้นด้วยโปรแกรม flow5 ด้วยวิธีการวิเคราะห์แบบ Triangular Panel

<u>หมายเหตุ</u> จาก flow5 โดย Cère-Aéro, 2023. (https://flow5.tech/wp-content/uploads/2021/01/plane_3dview.png). สงวนลิขสิทธิ์ 2023 โดย Cère-Aéro.

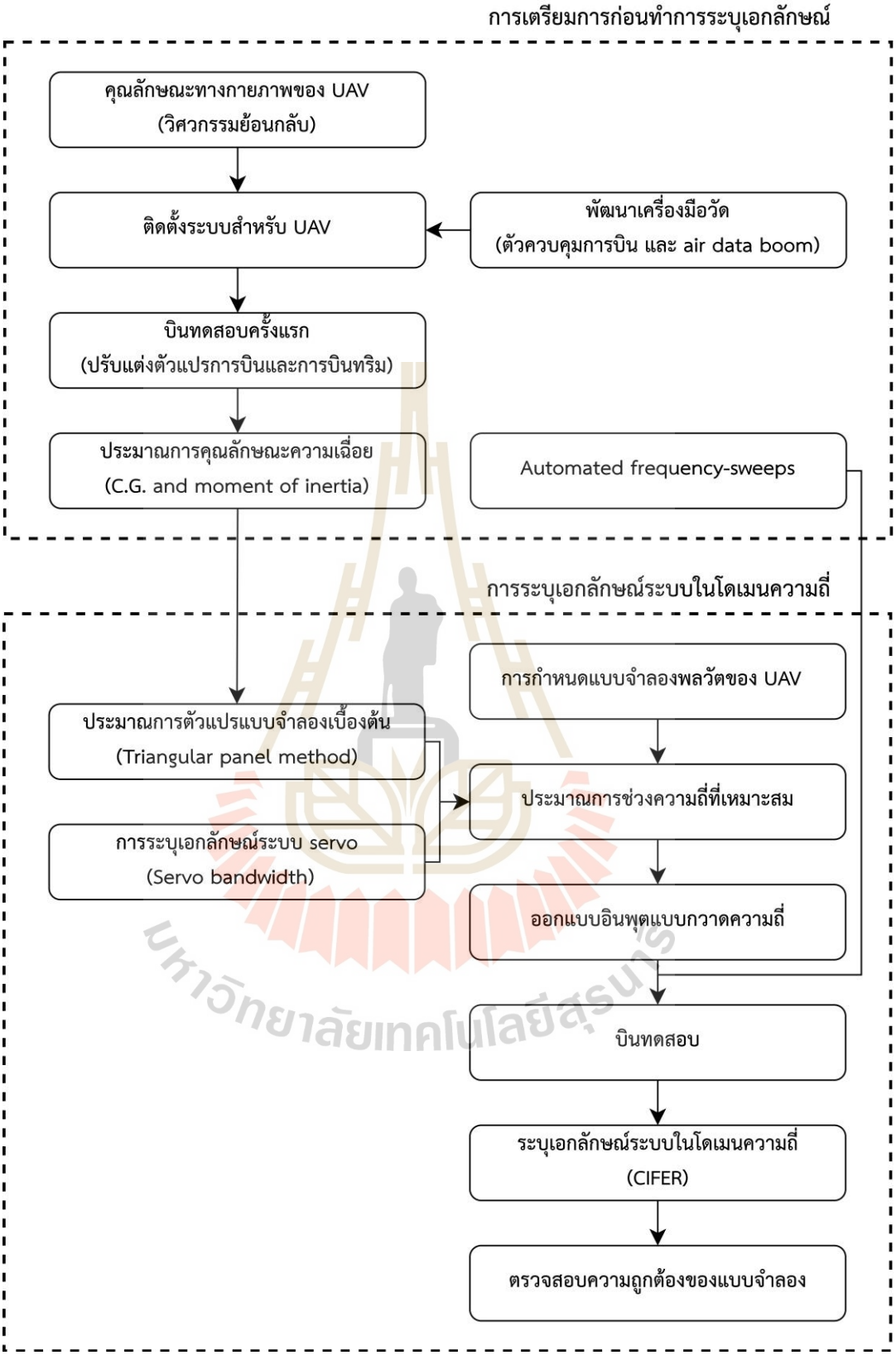
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

บทที่ 3
วิธีดำเนินการวิจัย

ในส่วนของบทนี้ ผู้วิจัยนำเสนอวิธีดำเนินการเพื่อประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ UAV โดยใช้กระบวนการการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ จากศึกษาค้นคว้าและรวบรวมงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง ผู้วิจัยได้ออกแบบกระบวนการในการดำเนินการวิจัยดังแสดงในรูปที่ 3.1 ซึ่งได้แบ่งออกเป็น 2 กระบวนการหลักในการวิจัย คือ การเตรียมการก่อนทำการระบุเอกลักษณ์และการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่

โดยในกระบวนการการเตรียมการก่อนทำการระบุเอกลักษณ์ ผู้วิจัยจะทำการกำหนดคุณลักษณะทางกายภาพของ UAV จากการดำเนินการวิศวกรรมย้อนกลับ และพัฒนาเครื่องมือวัดในการเก็บรวบรวมข้อมูลที่แม่นยำจากการบินทดสอบที่ประกอบไปด้วย ตัวควบคุมการบินที่มีเครื่องวัด IMU เกรดอุตสาหกรรมและเครื่องมือวัดมุมอากาศยานพลศาสตร์ จากนั้นทำการติดตั้งระบบต่าง ๆ สำหรับ UAV เช่น ระบบควบคุมการบิน ระบบขับเคลื่อน เครื่องมือวัดและเซอร์โวสำหรับควบคุมพื้นบังคับอากาศยาน เป็นต้น และต่อมาทำการบินทดสอบครั้งแรกเพื่อประเมินการบิน ปรับแต่งพารามิเตอร์การบิน และปรับแต่งการบินทริมของอากาศยาน จากนั้นทำการทดลองเพื่อประมาณการตำแหน่ง C.G. และโมเมนต์ความเฉื่อยของ UAV ซึ่งเป็นพารามิเตอร์ที่สำคัญในการประมาณการอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุม และลำดับสุดท้ายทำการพัฒนา firmware ของ flight stack หรือระบบอัตโนมัติของระบบควบคุมการบินเพื่อใช้ในการกวาดความถี่อัตโนมัติของอินพุตของการระบุเอกลักษณ์

ในส่วนของกระบวนการการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ ผู้วิจัยจะเริ่มด้วยการกำหนดแบบจำลองของ UAV ชนิดปีกตรึง จากนั้นทำการประมารการหาช่วงความถี่ที่เหมาะสมในการระบุเอกลักษณ์ระบบของอากาศยาน โดยจะทำการประมาณการอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้นจากการวิเคราะห์ด้วยวิธี Triangular Panel โดยใช้โปรแกรม flow5 และทำการระบุเอกลักษณ์ระบบของเซอร์โวเพื่อหาช่วงความถี่ในการทำงาน (Bandwidth) เมื่อได้ช่วงความถี่ที่เหมาะสมแล้วจะนำมาใช้ในการออกแบบอินพุตแบบกวาดความถี่สำหรับการบินทดสอบ จากนั้นทำการบินทดสอบและนำข้อมูลการบินมาทำการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีในโดเมนความถี่เพื่อประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัต และตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้จากการระบุเอกลักษณ์



รูปที่ 3.1 แผนภาพขั้นตอนดำเนินการวิจัย

3.1 การเตรียมการก่อนทำการระบุเอกลักษณ์ระบบ

3.1.1 อากาศยานไร้คนขับสำหรับการวิจัย

อากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงที่ใช้ในการวิจัยในครั้งนี้ เป็นอากาศยานที่ได้พัฒนามาจากอากาศยานบังคับด้วยวิทยุ (Radio-controlled aircraft หรือมักเรียกว่า RC aircraft หรือ RC plane) ที่ขึ้นรูปโดยใช้วัสดุคอมโพสิต ผลิตโดยบริษัทเอ็กซ์ทรีมคอมโพสิต โดยทั่วไปอากาศยานบังคับด้วยวิทยุจะใช้รีโมท (Radio transmitter) ที่ควบคุมด้วยมือหรือควบคุมด้วยตนเองโดยนักบินที่อยู่ภาคพื้น ในการส่งสัญญานไปยังตัวรับสัญญาณ (Receiver) เพื่อควบคุมการทำงานของเซอร์โว (Servos) ที่มีหน้าที่ในการควบคุมพื้นบังคับ (Control surfaces) ของเครื่องบิน รวมถึงมอเตอร์ที่ติดด้วยใบพัดในการสร้างแรงขับ ดังแสดงในรูปที่ 3.2



รูปที่ 3.2 อากาศยานบังคับด้วยวิทยุ ชนิดปีกตรึง

อากาศยานบังคับด้วยวิทยุส่วนใหญ่จะใช้เพื่อการพักผ่อนหย่อนใจ การบินเป็นงานอดิเรก ซึ่งมีราคาไม่สูง โดยจะประกอบไปด้วย มอเตอร์ แบตเตอรี่ เซอร์โว และชุดรีโมทควบคุม โดยงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยได้จะทำการพัฒนาและปรับปรุงอากาศยาน โดยจะทำการติดตั้งระบบควบคุมการบินอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน หรือที่เรียกว่าอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned aerial vehicles หรือ UAVs) และตั้งชื่อว่า Theron UAV โดยงานวิจัยนี้มุ่งเน้นไปที่การประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัตการบินของอากาศยาน

3.1.2 การทำวิศวกรรมย้อนกลับ

เพื่อให้ทราบเกี่ยวกับคุณลักษณะทางกายภาพของ Theron UAV เนื่องจากเป็นเรื่องยากในการวัดขนาด และมุมต่าง ๆ ของ UAV ผู้วิจัยจึงทำวิศวกรรมย้อนกลับเพื่อที่จะสร้างแบบจำลอง 3 มิติ และวัดค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ทางกายภายได้อย่างแม่นยำ โดยการทำวิศวกรรมย้อนกลับนี้ต้องอาศัยเครื่องสแกน 3 มิติ สำหรับงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยเลือกใช้เครื่องสแกน 3 มิติ รุ่น HandySCAN 300 (รูปที่ 3.3) ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี และใช้ซอฟต์แวร์ Fusion360 ในการเขียน CAD 3D เพื่อให้ได้แบบจำลอง 3 มิติ

HandySCAN 300 3D เป็นเครื่องสแกนเลเซอร์แบบมือถือ (Handheld laser scanner) ที่ผลิตโดยบริษัท Creaform (Creaform, 2023) เป็นเครื่องที่พกพาได้สะดวกและมีความสามารถในการกำหนดตำแหน่งด้วยตัวเอง เครื่องสแกนนี้ใช้เป้าหมายสำหรับการวางตำแหน่ง (Positioning targets) เพื่ออ้างอิงตำแหน่งจากวัตถุที่จะสแกน เมื่อตำแหน่งของวัตถุและเครื่องสแกนได้รับการกำหนดตำแหน่งด้วย targets แล้ว การตรวจวัดพื้นผิวจะได้ผ่านกล้อง โดยกล้องจะเห็นเส้นเลเซอร์สองเส้นที่ตัดกันที่ฉายลงบนพื้นผิวขณะที่พื้นผิวถูกกวาดด้วยเลเซอร์ ข้อมูลจะถูกบันทึกตามตำแหน่งรูปสามเหลี่ยม โดยเครื่องสแกนจะทำงานร่วมกับซอฟต์แวร์ VXelements และสำหรับคุณลักษณะเฉพาะทางเทคนิคของเครื่อง HandySCAN 300 แสดงในตารางที่ 3.1



รูปที่ 3.3 เครื่องสแกน 3 มิติ รุ่น HandySCAN 300

ตารางที่ 3.1 คุณลักษณะเฉพาะทางเทคนิคของเครื่อง HandySCAN 300

Weight	0.85 kg (1.9 lb)
Dimensions	77 x 122 x 294 mm (3.0 x 4.8 x 11.6 in)
Measurement rate	205,000 measurements/s
Laser Class	2M (eye-safe)
Resolution	0.100 mm (0.0039 in)
Accuracy	Up to 0.040 mm (0.0016 in)
Volumetric accuracy	0.020 mm + 0.100 mm/m (0.0008 in + 0.0012 in/ft)

กระบวนการทำงานวิศวกรรมย้อนกลับในงานวิจัย มีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1) การเตรียมอากาศยานและติด positioning targets สำหรับการสแกน

ในขั้นแรกต้องทำการเตรียมอากาศยานที่จะทำการสแกน และวางแผนการสแกน เช่น แยกชิ้นส่วนเพื่อสแกนหรือสแกนทั้งลำ ซึ่งในกรณีนี้ผู้วิจัยทำการสแกนทั้งลำเพียงครั้งเดียว จากนั้นทำการติด positioning targets สำหรับเครื่องสแกน เพื่ออ้างอิงตำแหน่งจากวัตถุที่จะสแกน ดังแสดงในรูปที่ 3.4



รูปที่ 3.4 การเตรียมการและติด positioning targets สำหรับเครื่องสแกน

2) กระบวนการสแกน 3 มิติ

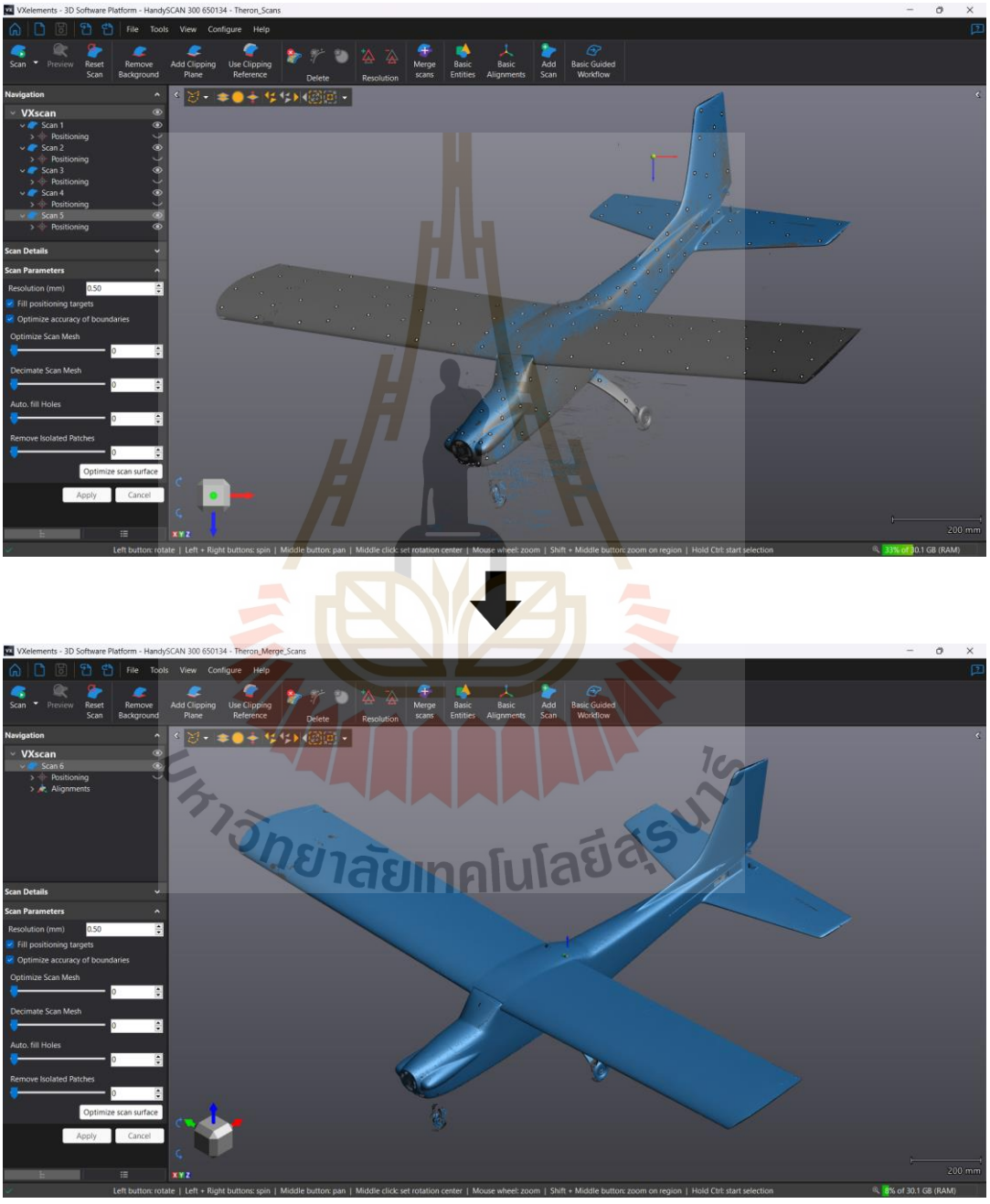
ในขั้นตอนนี้จะทำการสแกน 3 มิติ ดังแสดงในรูปที่ 3.5 โดยเครื่องสแกนจะทำงานร่วมกับซอฟต์แวร์ VXelements ในการแสดงผลการสแกน และสามารถตั้งค่าการสแกน รวมถึงกำหนดความละเอียดในการสแกนได้ นอกจากนี้พื้นผิวของอากาศยานควรสะท้อนแสงได้ดี และควรทำการสแกนตำแหน่ง positioning targets ให้เสร็จเรียบร้อยก่อน จากนั้นจึงทำให้การสแกนพื้นผิวทั้งหมดของ UAV ซึ่งการทำเช่นนี้จะทำให้แสกนได้ง่ายขึ้น



รูปที่ 3.5 การสแกน 3 มิติด้วยเครื่อง HandySCAN 300 และซอฟต์แวร์ VXelements

3) การเตรียมไฟล์ mesh เพื่อใช้ในการสร้างแบบจำลอง 3 มิติ

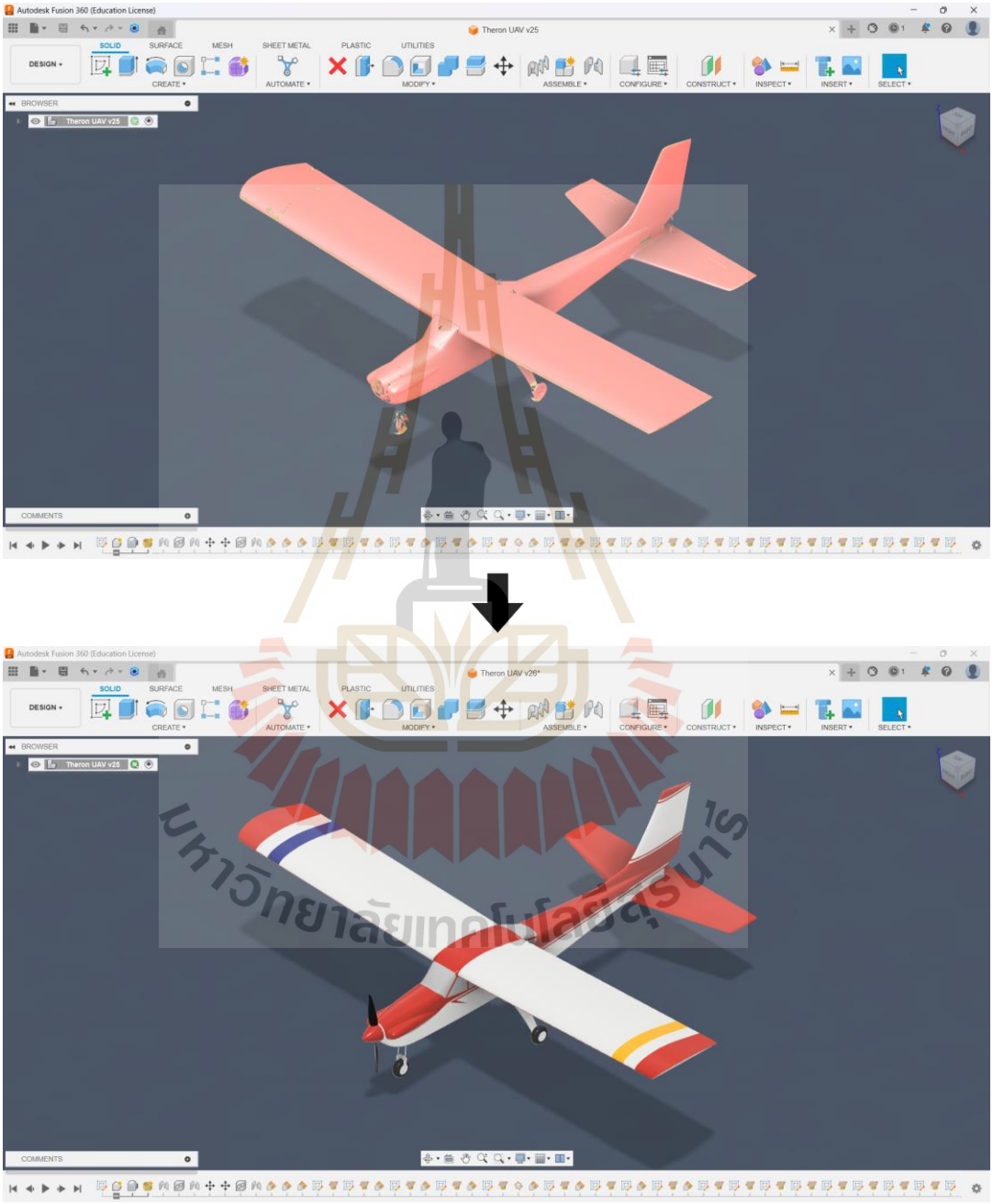
ในขั้นตอนนี้จะทำความสะอาดไฟล์ที่ได้จากการสแกน ตัดแต่งในส่วนที่ไม่ต้องการออก และทำการ alignment เบื้องต้นก่อนนำข้อมูลหรือไฟล์ไปเขียน CAD ดังแสดงในรูปที่ 3.6 โดยรูปแบบไฟล์ที่จะส่งออกไปเพื่อนำไปเขียน CAD นั้นเป็นไฟล์ STL



รูปที่ 3.6 การเตรียมไฟล์สำหรับการทำวิศวกรรมย้อนกลับ

4) การสร้างแบบจำลอง 3 มิติ ด้วย CAD

การสร้างแบบจำลอง 3 มิติ ผู้วิจัยเลือกใช้ซอฟต์แวร์ Fusion360 ในการเขียน CAD โดยตัวอย่างการเขียนแสดงดังรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 ตัวอย่างการสร้างแบบจำลอง 3 มิติ ด้วยซอฟต์แวร์ Fusion360

จากการทำวิศวกรรมย้อนกลับจะทำให้ทราบถึงคุณลักษณะทางกายภาพของ UAV นอกจากนี้ยังสามารถใช้ในการออกแบบการติดตั้งเครื่องมือวัดหรือส่วนประกอบต่าง ๆ ได้จากแบบจำลอง 3 มิตินี้อีกด้วย

3.1.3 การพัฒนาตัวควบคุมการบิน

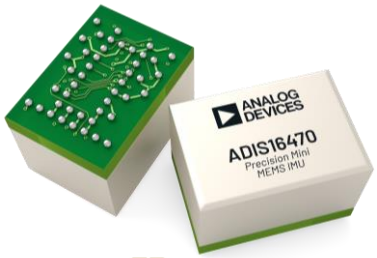
ระบบอัตโนมัติหรือออโตไพลอตของ UAV เปรียบเสมือนสมองในการควบคุมการทำงานของระบบต่าง ๆ ที่ประกอบไปด้วย flight stack ที่ทำงานบนตัวควบคุมการบิน ซึ่งเป็นส่วนประกอบที่สำคัญมากใน UAV นอกจากนี้ยังเชื่อมต่อกับเครื่องมือวัดต่าง ๆ มีการรับข้อมูลและ/หรือบันทึกข้อมูลเพื่อนำมาใช้ในการควบคุมการบิน ซึ่งเป็นสิ่งที่จำเป็นในการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วย ดังนั้นผู้วิจัยจึงทำการพัฒนาตัวควบคุมการบินเพื่อการวัดเก็บรวบรวมข้อมูลที่แม่นยำจากการบินทดสอบ โดยการพัฒนาตัวควบคุมการบินในงานวิจัยนี้ จะทำการออกแบบ PCB สำหรับ carrier board เพื่อใช้งานร่วมกับโมดูลตัวควบคุมการบิน cube orange ให้เหมาะสมสำหรับอากาศยานชนิดปีกตรึง แต่ยังสามารถใช้ได้กับ UAV รูปแบบอื่น ๆ ได้ด้วย โดยการออกแบบ PCB นี้จะประกอบไปด้วยระบบต่าง ๆ ดังต่อไปนี้

1) ชุดเซ็นเซอร์มาตรฐาน

ชุดเซ็นเซอร์มาตรฐานที่ต้องมีสำหรับระบบควบคุมการบิน ประกอบไปด้วยเซ็นเซอร์วัดแรงเฉื่อย (IMU), เซ็นเซอร์วัดสนามแม่เหล็ก (Magnetometer), เซ็นเซอร์วัดความดันอากาศ (Barometer), ระบบนำทางด้วยดาวเทียม (GNSS) และเซ็นเซอร์วัดความเร็วของอากาศยาน (Airspeed sensor) นอกเหนือจากชุดเซ็นเซอร์ที่มาพร้อมกับโมดูล cube orange แล้ว ผู้วิจัยจะทำการติดตั้งเซ็นเซอร์เพิ่มเติม คือ IMU รุ่น ADIS16470 (รูปที่ 3.8) และ magnetometer รุ่น RM3100 (รูปที่ 3.9) ที่เป็นเกรดอุตสาหกรรมเพื่อการวัดข้อมูลที่มีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น โดยคุณลักษณะเฉพาะของเซ็นเซอร์ทั้งสองแสดงในตารางที่ 3.2 และ 3.3 ตามลำดับ และติดตั้งระบบ GNSS อยู่ภายใน carrier board ด้วย โดยผู้วิจัยเลือกใช้โมดูล NEO-M9N (รูปที่ 3.9) ซึ่งคุณลักษณะเฉพาะของเซ็นเซอร์แสดงในตารางที่ 3.4 และในส่วนของ airspeed sensor นั้นไม่ได้ออกแบบรวมอยู่ใน carrier board โดยจะทำการออกแบบในชุดเครื่องมือวัดข้อมูลทางอากาศยานในหัวข้อต่อไป แต่อย่างไรก็ตามต้องมีการออกแบบตัวเชื่อมต่อ (Connector) สำหรับการเชื่อมต่อเซ็นเซอร์นี้ด้วย

ADIS16470 (Analog Devices, 2024) เป็นหน่วยวัดความเคลื่อนไหวแบบ MEMS (Micro Electro-Mechanical Systems) ขนาดเล็กที่ประกอบด้วยไจโรสโคป 3 แกนและเครื่องวัดความเร่ง 3 แกน เซ็นเซอร์แต่ละตัวมีการปรับสภาพสัญญาณที่ช่วยให้ประสิทธิภาพแบบไดนามิกดีขึ้น การสอบเทียบจากโรงงานกำหนดค่าของเซ็นเซอร์แต่ละตัวสำหรับ sensitivity, bias, alignment, linear acceleration (Gyroscope bias) และ point of percussion

(Accelerometer location) ด้วยเหตุนี้แต่ละเซ็นเซอร์จึงมีสูตรการชดเชยแบบไดนามิกที่ให้การวัดที่แม่นยำในสภาวะต่าง ๆ

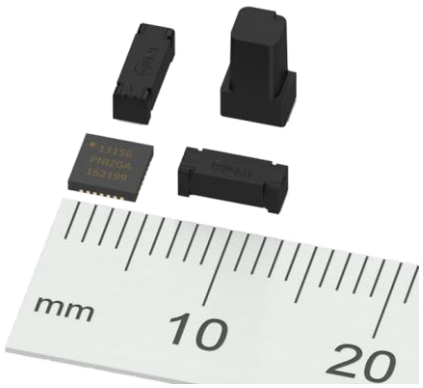


รูปที่ 3.8 เซ็นเซอร์วัดแรงเฉื่อย รุ่น ADIS16470

ตารางที่ 3.2 คุณลักษณะเฉพาะของเซ็นเซอร์ ADIS16470

Gyroscope Range	2000 °/sec
Gyroscope Noise	0.0036 °/sec/√Hz rms
Gyroscope In-Run Bias	2 °/hr
Linear g	0.015 °/sec/g
Cross Axis	0.09 %
Bias Tempco	0.002 °/sec/°C
Gyroscope Bandwidth	550 Hz
Accelerometer Range	8 to 40 g
Accelerometer Noise	0.02 mg/√Hz rms
Accelerometer In-Run Bias	0.005 mg
Accelerometer Bandwidth	600 Hz

RM3100 (PNI, 2024) เป็นชุดเซ็นเซอร์วัดสนามแม่เหล็กแบบ magneto-inductive ที่ประกอบไปด้วย SEN-XY (PN 13104) 2 ตัว, SEN-Z (PN13101) 1 ตัว และ ASIC drive circuitry หรือ MagI2C (PN13156) 1 ตัว และมีชื่อเสียงในด้านความละเอียดสูง, การใช้พลังงานที่ต่ำ, ขนาดเล็ก, และช่วงไดนามิกที่กว้าง นอกจากนี้ยังมีอัตราส่วนสัญญาณต่อเสียงรบกวนที่ดีเยี่ยม ไม่มีการ drift ทำให้ได้การวัดสนามแม่เหล็กที่แม่นยำ จึงเหมาะสำหรับการใช้งานต่าง ๆ รวมถึงใช้งานใน UAV ด้วย

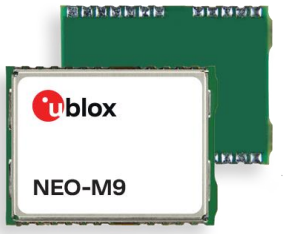


รูปที่ 3.9 ชุดเซ็นเซอร์วัดสนามแม่เหล็ก รุ่น RM3100

ตารางที่ 3.3 คุณลักษณะเฉพาะของชุดเซ็นเซอร์ RM3100

Parameter	Cycle Counts		
	50	100	200
Field Measurement Range	± 1100 μT		
Noise	30 nT	20 nT	15 nT
Gain @ 3V (LSB/μT)	20 μT	38 μT	75 μT
Linearity over ± 200 μT	0.5% (typical)		
Sensitivity	50 nT	26 nT	13 nT
Max 3-Axis Sample Rate	534 Hz	284 Hz	147 Hz
Current Usage @ 8 Hz, 3 Axes	70 μA	135 μA	260 μA
Circuit Oscillation Frequency	180 kHz		
Operating Temperature Range	-40°C to +85°C		

NEO-M9N (u-blox, 2024) เป็นโมดูล standard precision GNSS ที่ผลิตโดย u-blox ซึ่งให้การระบุตำแหน่งที่มีความแม่นยำระดับ ultra-robust meter-level และรองรับการรับสัญญาณพร้อมกันจาก 4 GNSS (GPS, GLONASS, Galileo, และ BeiDou) เพื่อการมีตำแหน่งที่ดีที่สุด โมดูลนี้มีคุณสมบัติการตรวจจับการปลอมแปลง (Spoofing) และการรบกวน (Jamming) สัญญาณ, การลดการรบกวนสัญญาณ RF ที่ยอดเยี่ยม และมีความเข้ากันได้กับผลิตภัณฑ์ NEO รุ่นก่อนหน้าโดยใช้ขา (พิน) รูปแบบเดียวกัน รวมถึงอินเทอร์เฟสอย่าง UART, USB, I2C และ SPI และสามารถทำงานในช่วงอุณหภูมิกว้างตั้งแต่ -40°C ถึง 85°C



รูปที่ 3.10 โมดูล GNSS รุ่น NEO-M9N

ตารางที่ 3.4 คุณลักษณะเฉพาะของโมดูล NEO-M9N

GNSS	BeiDou, Galileo, GLONASS, GPS / QZSS
Number of concurrent GNSS	4
Oscillators	TCXO
Operation mode	Standalone module open CPU
Supply	2.7 V to 3.6 V
Operating Temperature Range	-40°C to +85°C
Features	Antenna supervisor, Data logging, FW update via serial interface, Internal oscillator, RTC crystal

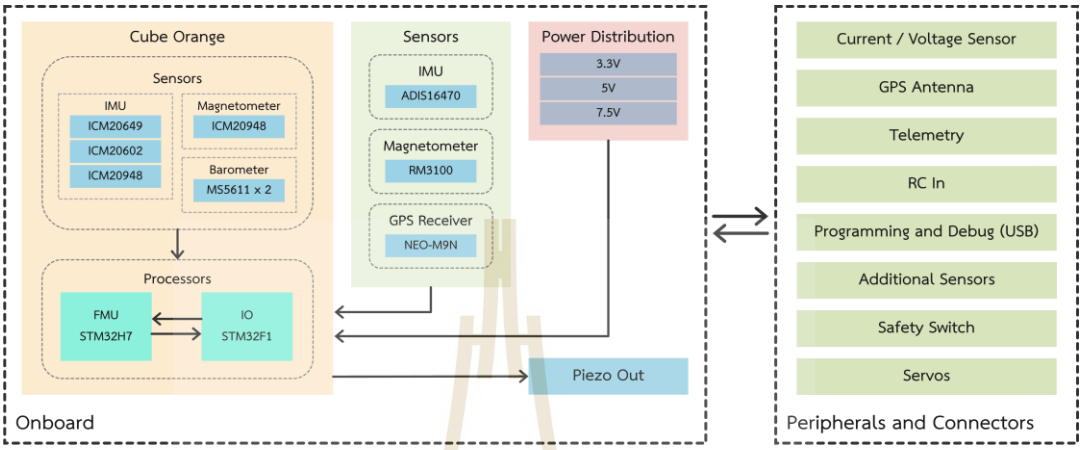
2) ระบบจ่ายกำลังไฟฟ้า

สำหรับการควบคุมพื้นบังคับของ UAV จะใช้เซอร์โวในการควบคุม และมีระบบควบคุมการบินควบคุมอีกที โดยจะต้องทำการจ่ายพลังงานให้กับเซอร์โวรวมถึงสัญญาณคำสั่งการควบคุมจากตัวควบคุมการบิน ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมการบินนี้ ผู้วิจัยจะทำการออกแบบให้มีระบบจ่ายกำลังไฟฟ้าให้เซอร์โวอยู่ภายใน carrier board เพื่อให้สะดวกในการเชื่อมต่อเนื่องจากต้องเชื่อมต่อสัญญาณจากตัวควบคุมการบินอยู่แล้ว

3) ระบบเชื่อมต่อ

นอกเหนือจากการเชื่อมต่อภายใน PAB ของ carrier board แล้ว ต้องคำนึงถึงการออกแบบเพื่อเชื่อมต่อกับระบบต่าง ๆ ที่ติดตั้งภายนอกตัวควบคุมการบินด้วย ตัวอย่างเช่น ระบบการสื่อสาร, ระบบวิทยุบังคับวิทยุ, เซ็นเซอร์ที่ติดตั้งภายนอก เป็นต้น และโดยปกติจะใช้ตัวเชื่อมต่อ (Connector) ในการเชื่อมต่อกับระบบต่าง ๆ นี้

จากการศึกษากระบวนการออกแบบ PCB เพื่อออกแบบ carrier board นี้ ผู้วิจัยได้ออกแบบผังของการออกแบบตัวควบคุมการบินดังแสดงในรูปที่ 3.11 โดยรายละเอียดการออกแบบแสดงไว้ในภาคผนวก ข



รูปที่ 3.11 แผนผังการออกแบบ PCB สำหรับ carrier board ตัวควบคุมการบิน

3.1.4 การออกแบบชุดเครื่องมือวัดข้อมูลอากาศ

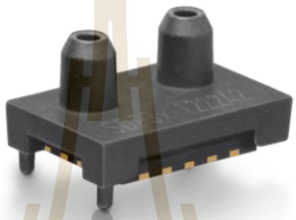
ในการวัดข้อมูลทางอากาศพลศาสตร์ ประกอบไปด้วย ความเร็วอากาศยาน และมุมอากาศพลศาสตร์ โดยการวัดทั้งสองนี้ ผู้วิจัยจะพัฒนาให้เป็นชุดเครื่องมือวัด หรือที่เรียกว่า Air data boom โดยจะพัฒนาและสร้างชุดเครื่องมือวัดให้มีขนาดที่เหมาะสมกับ Theron UAV ที่ทำการทดสอบ และเนื่องจากอากาศยานได้ติดตั้งมอเตอร์แบบ tractor หรือติดตั้งบริเวณด้านหน้า เพื่อหลีกเหลี่ยงปัญหาเกี่ยวกับการรบกวนการไหลของอากาศผ่านเครื่องมือวัด ดั้งนั้นผู้วิจัยจำเป็นต้องออกแบบชุดเครื่องมือวัดให้สามารถติดตั้งได้ที่ปลายปีก โดยได้กำหนดข้อกำหนดในการออกแบบตาม flight envelope หรือ ขอบเขตที่สามารถทำการบินได้อย่างปลอดภัยของอากาศยาน รายละเอียดในการออกแบบแสดงในภาคผนวก ค

สำหรับเซ็นเซอร์ที่ใช้ในการวัดค่าความเร็วของอากาศยานและค่ามุมอากาศพลศาสตร์ ที่ติดตั้งอยู่ภายใน air data boom มีดังต่อไปนี้

1) เซ็นเซอร์วัดความแตกต่างของความดัน (Differential Pressure Sensor)

ในการวัดความเร็วอากาศยาน ใช้เซ็นเซอร์วัดค่าความแตกต่างของความดันและแปลงเป็นค่าความเร็วด้วยทฤษฎีของเบอร์นูลี่ โดยผู้วิจัยเลือกใช้เซ็นเซอร์รุ่น SDP33 ดังแสดงในรูปที่ 3.12 ซึ่งเป็นเซ็นเซอร์ที่ทันสมัยพัฒนาโดย Sensirion (Sensirion, 2023) โดดเด่นด้วยขนาดที่

กระทัดรัดเพียง 5 x 8 x 5 มม. วัดค่าได้อย่างรวดเร็ว มีความเสถียรเมื่อวัดค่าเป็นเวลานาน มีการปรับค่าอุณหภูมิในเซ็นเซอร์เพื่อให้สามารถให้ค่าอ่านที่เชื่อถือได้แม้ในเงื่อนไขอุณหภูมิที่แปรปรวนอย่างต่อเนื่อง และไม่มีการเปลี่ยนแปลงค่าศูนย์ (Zero-point drift) ซึ่งทำให้ความแม่นยำคงที่ตลอดเวลาโดยไม่มีการเปลี่ยนแปลงที่ไม่ต้องการ นอกจากนี้หนึ่งในจุดเด่นของเซ็นเซอร์นี้ คือ มีความไวต่อการวัดสูง แม้ในความเร็วลมต่ำ และไม่จำเป็นต้องสอบเทียบก่อนใช้งาน ซึ่งจะทำให้สามารถใช้งานกับระบบต่าง ๆ ได้อย่างสะดวกและลดเวลาการติดตั้ง สำหรับรายละเอียดคุณลักษณะเฉพาะเพิ่มเติมเกี่ยวกับเซ็นเซอร์ SDP33 แสดงในตารางที่ 3.5



รูปที่ 3.12 เซ็นเซอร์วัดความแตกต่างของความดันแบบดิจิทัล รุ่น SDP33

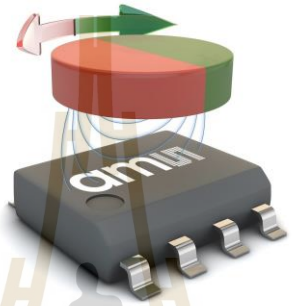
ตารางที่ 3.5 คุณลักษณะเฉพาะของเซ็นเซอร์ SDP33

Measurement range	-1500 to +1500 Pa
Temperature Measurement range	-40 °C to +85 °C
Supply voltage	3 - 3.6 V
Interfaces	I2C
Resolution	16 bit
Zero-point accuracy	0.2 Pa
Accuracy	3% of reading

2) เซ็นเซอร์ตรวจจับตำแหน่งการหมุน (Rotary Position Sensor)

ในการใช้เครื่องวัดประเภทศรลมในการวัด จะติดตั้งร่วมกับเซ็นเซอร์ที่ใช้ในการวัดการหมุนหรือมุม เพื่อวัดมุมที่ขนานกับการไหลของอากาศ โดยผู้วิจัยเลือกใช้เซ็นเซอร์ตรวจจับตำแหน่งการหมุนแบบแม่เหล็ก รุ่น AS5600L (Magnetic Rotary Position Sensor) ที่ผลิตโดย ams-OSRAM (ams-OSRAM, 2023) เป็นเซ็นเซอร์ตรวจจับตำแหน่งการหมุนของแม่เหล็กแบบไร้สัมผัสทำให้ไม่มีแรงเสียดทานในการวัดมุมมาเกี่ยวข้องจึงเหมาะกับการนำมาใช้ในการวัดมุมร่วมกับศร

ลมวัดมุมในการวัดมุมทางอากาศพลศาสตร์ โดยเซ็นเซอร์นี้สามารถโปรแกรมได้ง่าย สร้างเอาต์พุตที่มีความละเอียดสูงถึง 12 บิตในรูปแบบ I2C หรือ PWM และยังมาพร้อมกับคุณลักษณะเฉพาะที่สามารถกำหนด Address ของ I2C ได้ตามที่ต้องการ ทำให้สามารถใช้เซ็นเซอร์ได้หลายตัวในเวลาเดียวกัน โดยมีตัวเลือกสำหรับแพคเกจในการออกแบบอยู่สองแบบ คือแพคเกจมาตรฐาน SOIC-8 และ WL-CSP ที่มีขนาดเล็กกว่าแพคเกจแบบมาตรฐาน เพื่อการใช้งานที่ต้องการแก้ปัญหาการตรวจจับในพื้นที่จำกัด นอกจากนี้สามารถทำงานได้ในช่วงอุณหภูมิตั้งแต่ -40°C ถึง 125°C

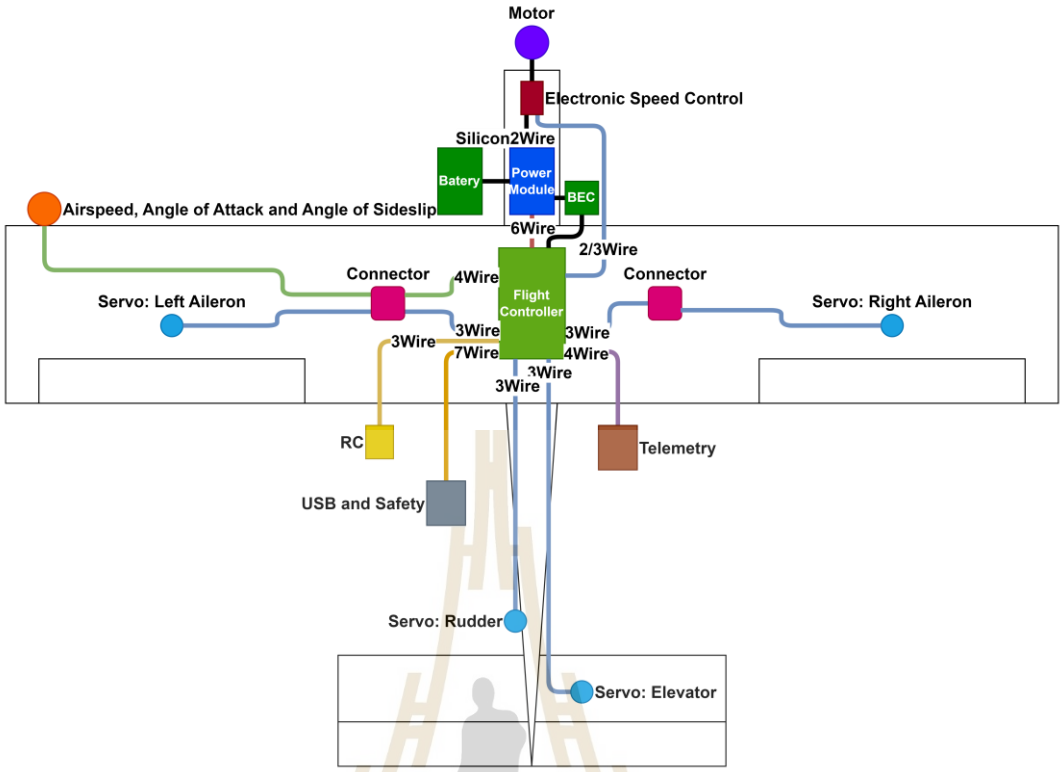


รูปที่ 3.13 เซ็นเซอร์ตรวจจับตำแหน่งการหมุนแบบแม่เหล็ก

หลังจากการออกแบบและการสร้างเครื่องมือวัดเสร็จสิ้น ผู้วิจัยจะทำการสอบเทียบเซ็นเซอร์เบื้องต้น โดยใช้อุโมงค์ลมเพื่อตรวจสอบความเที่ยงตรงในการวัด วิเคราะห์และประเมินผล จากนั้นนำไปติดตั้งกับอากาศยานไร้คนขับและทำการบินทดสอบเป็นการต่อไป

3.1.5 การติดตั้งระบบต่าง ๆ สำหรับ Theron UAV

หลังจากการพัฒนาเครื่องมือวัดเสร็จสิ้น ต่อมาผู้วิจัยจะทำการประกอบหรือติดตั้งส่วนประกอบของระบบต่าง ๆ ที่สำคัญของ UAV ดังแสดงในรูปที่ 3.14 และมีรายละเอียดของแต่ละส่วนประกอบดังต่อไปนี้



รูปที่ 3.14 แผนภาพส่วนประกอบโดยรวมของ Theron UAV

1) ระบบพลังงาน

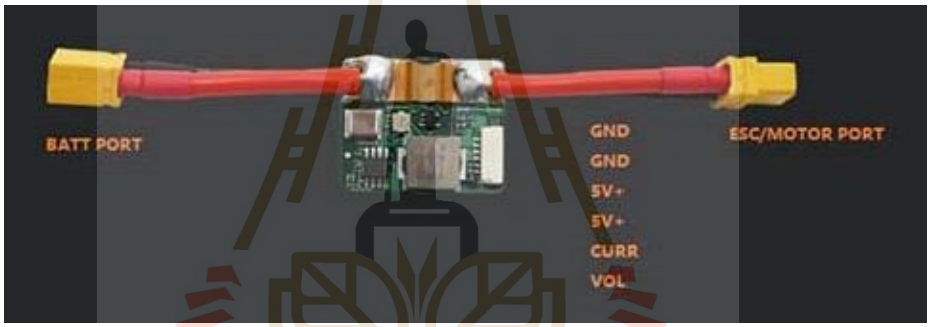
สำหรับระบบพลังงานของ UAV แหล่งพลังงานหลักได้มาจากแบตเตอรี่ โดยผู้วิจัยได้เลือกใช้แบตเตอรี่ให้สอดคล้องกับการเลือกมอเตอร์ของ UAV ซึ่งเป็นแบตเตอรี่ที่มีจำนวน 6 เซลล์ หรือ 22.2V ขนาดความจุ 5,200 mAh ดังแสดงในรูปที่ 3.15



รูปที่ 3.15 แบตเตอรี่ 22.2V 5,200 mAh

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

โดยแบตเตอรี่จะทำการเชื่อมต่อกับโมดูลพลังงาน (Power modules) ก่อนที่จะเชื่อมต่อ ESC ของมอเตอร์ และควบคุมการจ่ายพลังงานสำหรับตัวควบคุมการบิน (Power1 และ Power2) พร้อมด้วยส่งข้อมูลเกี่ยวกับแรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าของแบตเตอรี่ ข้อมูลแรงดันและกระแสไฟฟ้าถูกใช้เพื่อกำหนดพลังงานที่ใช้ไป และจากนั้นใช้ประเมินความจุแบตเตอรี่ที่เหลืออยู่ ซึ่งทำให้ตัวควบคุมการบินสามารถให้คำเตือนล้มเหลวและการกระทำอื่น ๆ ในกรณีของพลังงานต่ำ โดยโมดูลพลังงานที่ผู้วิจัยเลือกใช้เป็นโมดูลพลังงานแบบอนาล็อค (Analog voltage and current power modules) รุ่น CUAV HV PM (PX4 Autopilot, 2024a) ดังแสดงในรูปที่ 3.16 ซึ่งเป็นโมดูลพลังงานแรงดันไฟฟ้าสูงที่พัฒนาโดย CUAV และมีคุณลักษณะเฉพาะดังตารางที่ 3.6 นอกจากนี้ผู้วิจัยได้ต่อกับโมดูลลดระดับแรงดันไฟฟ้า หรือ Battery eliminator circuit (BEC) เพื่อจ่ายไฟให้กับเซอร์โวโดยต่อผ่านตัวควบคุมการบินที่ได้มีการพัฒนาขึ้น BEC ที่เลือกใช้ คือ CC BEC 2.0 ดังแสดงในรูปที่ 3.17



รูปที่ 3.16 โมดูลพลังงาน รุ่น CUAV HV PM

ตารางที่ 3.6 คุณลักษณะเฉพาะของโมดูลพลังงาน CUAV HV PM

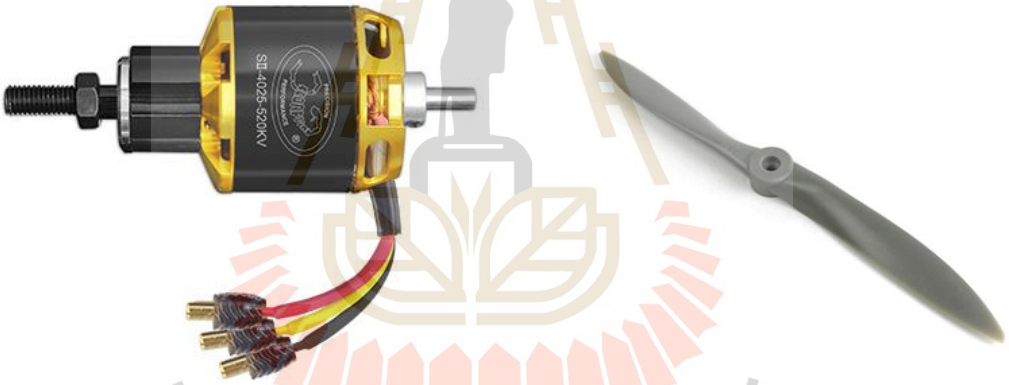
Higher Voltage Input	10V to 60V (3S~14S Battery)
Voltage Detection Accuracy	± 0.1V
Current Detection Accuracy	± 0.2A
BEC (5V) Max Current	5A
Max (Detection) Current	60A
Max Output Current (ESC/MOTOR PORT)	60A



รูปที่ 3.17 โมดูลควบคุมแรงดันไฟฟ้า รุ่น CC BEC 2.0

2) ระบบขับดัน

สำหรับระบบขับดัน ส่วนประกอบหลัก ๆ คือ มอเตอร์, ใบพัด และ ESC โดยมอเตอร์ผู้วิจัยได้เลือกใช้ รุ่น Scorpion SII-4025-520KV ใช้ร่วมกับใบพัด APC ขนาด 14x8E ดังแสดงในรูปที่ 3.18 และใช้ ESC รุ่น Phoenix Edge Lite 75 ดังแสดงในรูปที่ 3.19 ในการควบคุมการทำงานของมอเตอร์



รูปที่ 3.18 มอเตอร์และใบพัดที่ใช้ใน Theron UAV



รูปที่ 3.19 โมดูล ESC รุ่น Phoenix Edge Lite 75

3) ระบบควบคุมอินพุตการบิน

การควบคุมอินพุตหรือพื้นบังคับอากาศยาน ต้องใช้เซอร์โวในการควบคุม โดยผู้วิจัยได้เลือกใช้เซอร์โว รุ่น S-U300 ของ Futaba ดังแสดงในรูปที่ 3.20



รูปที่ 3.20 เซอร์โว Futaba รุ่น S-U300

4) ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ

สำหรับระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ หัวใจสำคัญคือ ตัวควบคุมการบิน ซึ่งมาจากการพัฒนาในขั้นตอนก่อนหน้า รวมถึงเซ็นเซอร์ต่าง ๆ ที่ได้กล่าวไป นอกจากนี้มีเสารับสัญญาณของ GNSS ที่ต้องทำการติดตั้งเพิ่มและเชื่อมต่อกับโมดูล GNSS ภายในตัวควบคุมที่ได้ออกแบบไว้ โดยผู้วิจัยเลือกใช้เสารับสัญญาณ รุ่น TW2712 ดังแสดงในรูปที่ 3.21

นอกจากนี้จะต้องคำนึงถึงซอฟต์แวร์ flight stack ที่ใช้ด้วย โดยสำหรับการวิจัยนี้ ผู้วิจัยเลือกใช้ PX4 firmware ที่มีการพัฒนาแบบโอเพนซอร์ส ในการใช้งานกับ UAV ต้องมีการตั้งค่าพารามิเตอร์ให้เหมาะสมกับเพลตฟอร์มของลำในที่นี้คือ UAV ชนิดปีกตรึง



รูปที่ 3.21 เสาอากาศ GNSS รุ่น TW2712

5) ระบบสื่อสาร

ตัวรับ-ส่งสัญญาณวิทยุ หรือ Radio Control (RC) ใช้ในการควบคุมท่าทางการบินของ UAV (roll, pitch, yaw และ throttle) รวมถึงการเลือกโหมดการบินของ UAV โดย radio control ผู้วิจัยเลือกใช้ คือ RadioMaster TX16S และ FrSky X8R ดังที่แสดงในรูปที่ 3.22

นอกจากนี้ UAV ควรมี telemetry radios ที่ใช้เพื่อให้การเชื่อมต่อ MAVLink แบบไร้สายระหว่างสถานีควบคุมบนพื้นดิน เช่น QGroundControl และ UAV ที่ใช้ PX4 ได้ สิ่งนี้ทำให้สามารถปรับค่าพารามิเตอร์ขณะที่อากาศยานกำลังทำการบิน, ตรวจสอบข้อมูลการวัดผลแบบเรียลไทม์, เปลี่ยนภารกิจขณะที่บิน, ฯลฯ โดยผู้วิจัยเลือกใช้ telemetry รุ่น HolyBro SiK ความถี่ 433 MHz ดังแสดงในรูปที่ 3.23



(ก) ตัวส่งสัญญาณวิทยุ (รีโหมดควบคุม) (ข) ตัวรับสัญญาณวิทยุ (receiver)

รูปที่ 3.22 เครื่องรับ-ส่งสัญญาณวิทยุ (RC)



รูปที่ 3.23 Telemetry รุ่น Holybro SiK

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

6) สถานีควบคุมภาคพื้นดิน (GCS)

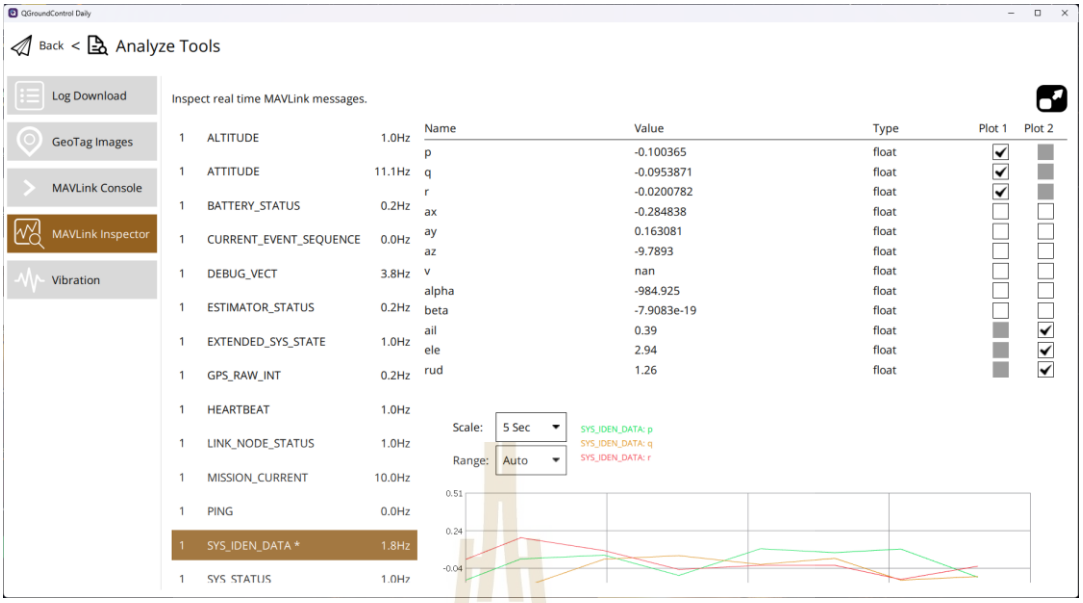
สำหรับ GCS ที่ใช้ในการติดตามและควบคุมการบินจากภาคพื้น ผู้วิจัยได้ทำการออกแบบกระเป๋าสำหรับระบบ GCS ที่ใช้งานร่วมกับซอฟต์แวร์ QGroundControl โดยรายละเอียดในการออกแบบและสร้าง GCS แสดงไว้ในภาคผนวก ง

หลังจากการติดตั้งระบบต่าง ๆ ของ UAV เสร็จเรียบร้อยแล้ว ในลำดับต่อมาจะทำการพัฒนาและปรับแต่งซอฟต์แวร์ หรือ firmware ในควบคุมการบิน สำหรับ Theron UAV ซึ่งจะกล่าวในหัวข้อต่อไป

3.1.6 การพัฒนาและปรับแต่งซอฟต์แวร์ควบคุมการบินสำหรับ Theron UAV

สำหรับการวิจัยนี้ได้ใช้ PX4 flight stack ซึ่งเป็นซอฟต์แวร์ควบคุมการบินแบบโอเพ่นซอร์ส PX4 เป็นแพลตฟอร์มที่มีความยืดหยุ่นสูง ออกแบบมาให้สามารถปรับเปลี่ยนและทำงานได้กับโดรนหลากหลายรูปแบบ ครอบคลุมตั้งแต่อากาศยานแบบ Quadcopters, Fixed-wing, VTOL ไปจนถึงยานพาหนะทั้งใต้น้ำและบนบก โดยหลังจากที่ประกอบอากาศยานเสร็จสิ้น ต้องทำการติดตั้ง firmware และตั้งค่าพารามิเตอร์ให้เหมาะสมกับ Theron UAV โดยใช้โปรแกรม QGroundControl ช่วยในการตั้งค่านี้ อย่างไรก็ตาม Theron UAV ไม่สามารถใช้เวอร์ชั่นทั่วไปของ PX4 firmware ได้ เนื่องจากมีการติดตั้งเพิ่มเซ็นเซอร์ใหม่เข้ามา ดังนั้นต้องทำการพัฒนาและปรับแต่ง firmware ให้สามารถเชื่อมต่อและสื่อสารกับเซ็นเซอร์ใหม่ได้ โดยผู้วิจัยจะทำการพัฒนา PX4 firmware ที่มาจากเวอร์ชั่น v1.13.2

การปรับแต่ง firmware เพื่อรองรับเซ็นเซอร์ใหม่ ต้องทำการเขียนโปรแกรม driver สำหรับเซ็นเซอร์เพื่อเชื่อมต่อกับเซ็นเซอร์ และผู้วิจัยได้ทำการเขียน module เพื่อทำการรวบรวมข้อมูลที่ได้จากการวัดของเซ็นเซอร์ต่าง ๆ เพื่อนำมาใช้ในกระบวนการการระบุเอกลักษณ์ระบบ โดยสามารถเข้าไปดูรายละเอียดของ firmware ที่ผู้วิจัยได้พัฒนาได้ที่ https://github.com/jameuas/PX4-Autopilot/tree/theron_uav และได้ทำการพัฒนาให้สามารถดูข้อมูลเซ็นเซอร์ระหว่างการบินได้แบบเรียลไทม์บนโปรแกรม QGroundControl ด้วยโปรโตคอล MAVLink ผ่านทางการรับส่งค่า telemetry ดังแสดงในรูปที่ 3.24 เพื่อทำการแสดงข้อมูลต่าง ๆ เช่น อัตราเชิงมุม (Angular rates), ความเร็ว (Airspeeds), ข้อมูลจากอินพุต เป็นต้น ซึ่งจะทำให้สามารถติดตามและวิเคราะห์การทดสอบหรือการวาดความถี่ของการระบุเอกลักษณ์ระบบได้ระหว่างทำการบิน

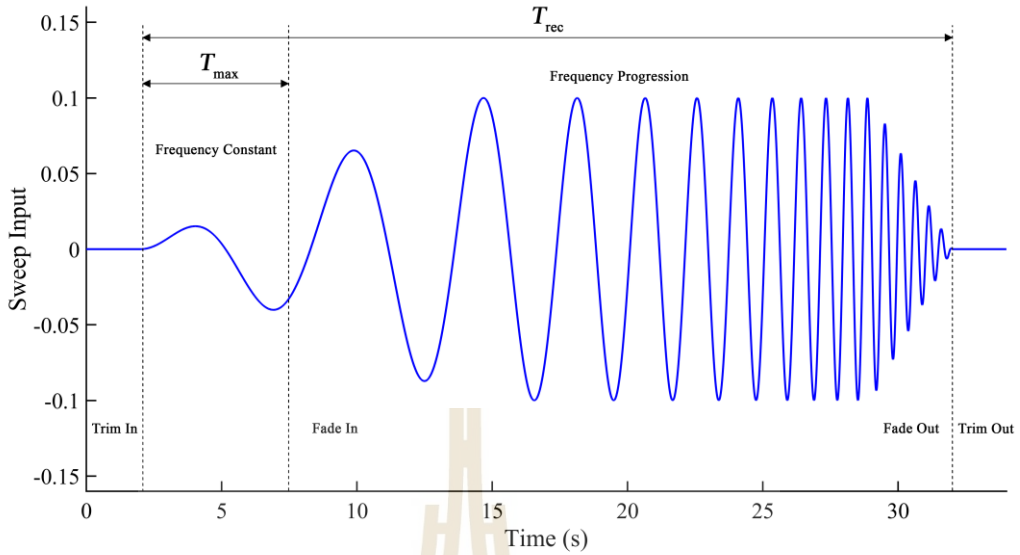


รูปที่ 3.24 การแสดงผลข้อมูลต่าง ๆ แบบเรียลไทม์บนโปรแกรม QGroundControl

นอกจากนี้ในกระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่ ต้องทำการกระตุ้นให้อินพุตเป็นแบบกวาดความถี่ เพื่อใช้ในการระบุการตอบสนองของอากาศยาน ดังนั้นผู้วิจัยจึงได้ทำการพัฒนาให้อากาศยานสามารถทำการกวาดความถี่แบบอัตโนมัติได้ โดยทำการเขียนโปรแกรมใน PX4 firmware และรายละเอียดการออกแบบแสดงในหัวข้อต่อไปนี้

1) การพัฒนาอัลกอริทึมสำหรับ sweep input

สำหรับการสร้างหรือควบคุมอินพุตสำหรับการกวาดความถี่ในการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่สามารถสร้างได้ด้วยสมการที่ 2-71 โดยต้องทราบค่าความถี่ต่ำสุดและสูงสุด ในช่วงความถี่ที่เหมาะสมของแบบจำลอง เพื่อที่จะสามารถคำนวณระยะเวลารวมของการกวาดความถี่ได้ นอกจากนี้ต้องกำหนดแอมพลิจูดการกวาดความถี่ด้วย โดยทั่วไปอยู่ที่ประมาณ 10-20% ของการปรับมุมมากที่สุดของพื้นบังคับอากาศยานหรืออินพุต ซึ่งลักษณะของการกวาดความถี่ที่ผู้วิจัยได้ออกแบบ ดังแสดงในรูปที่ 3.25 ที่ก่อนจะเริ่มกวาดความถี่และหลังจากกวาดความถี่เสร็จสิ้นจะทำการบินทริม และมีช่วงของการกวาดความถี่คงที่ของความถี่ต่ำสุดที่หนึ่งรอบเวลา $T_{\max}$ ก่อนจะทำการกวาดความถี่จากต่ำสุดไปสูงสุด และอาจมีทำการ fade in และ fade out ที่จุดเริ่มต้นและสิ้นสุดของการกวาดความถี่ โดยได้กำหนดค่าปกติของพารามิเตอร์ในการกวาดความถี่ ดังแสดงในตารางที่ 3.7 และทำให้สามารถปรับเปลี่ยนค่าได้แบบเรียลไทม์ขณะทำการบินทดสอบด้วยโปรแกรม QGroundControl เพื่อให้ง่ายและประหยัดเวลาในการบินทดสอบ นอกจากนี้ต้องมีพารามิเตอร์เพื่อทำการเลือกหรือแยกการทดสอบแต่ละอินพุตด้วย คือ aileron, elevator และ rudder



รูปที่ 3.25 การออกแบบลักษณะอินพุตกวาดความถี่

ตารางที่ 3.7 ค่าปกติของพารามิเตอร์ในอัลกอริทึมการกวาดความถี่อัตโนมัติ

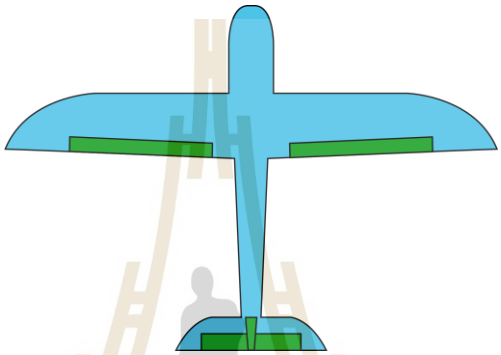
พารามิเตอร์	สัญลักษณ์	ค่า	หน่วย
ความถี่ต่ำสุด	ω_{min}	1	rad/s
ความถี่สูงสุด	ω_{max}	100	rad/s
แอมพลิจูดการกวาดความถี่	A	0.1	cmd (0-1)
เวลาในการบินทริม (ก่อนและหลังการกวาดความถี่)	T_{trim}	2	s
เวลาในการ fade in	T_{fade_in}	12	s
เวลาในการ fade out	T_{fade_out}	3	s

สำหรับอินพุตแบบ doublet ที่ใช้ในการตรวจสอบแบจำลองปริภูมิสถานะในโดเมนเวลา เพื่อประเมินความแม่นยำและความน่าเชื่อถือของแบบจำลอง โดยสามารถกระตุ้นแบบอัตโนมัติหรือด้วยนักบิน และควรกำหนดแอมพลิจูดและความยาวของ doublet pulse ให้เหมาะสมกับอากาศยานเพื่อความปลอดภัยในการบิน

หลังจากที่ประกอบ Theron UAV และติดตั้ง firmware เรียบร้อยแล้ว ลำดับต่อมาจะทำการบินทดสอบเที่ยวบินแรก (First flight) ซึ่งจะกล่าวในหัวข้อต่อไป

3.1.7 การบินเที่ยวบินแรก

ก่อนทำการบินต้องทำการตั้งค่า firmware ของอากาศยานบนโปรแกรม QGroundControl โดยอันดับแรกทำการเลือกรูปแบบ airframe ของอากาศยานให้เหมาะกับการใช้งาน ซึ่งในที่นี้สำหรับ Theron UAV เป็นแบบ Standard Plane เอาต์พุตแบบ Bormatec Maja ดังแสดงในรูปที่ 3.26 ซึ่งเป็น airframe สำหรับ UAV ชนิดปีกตรึง และมีพื้นบังคับอากาศยานในรูปแบบทั่วไป โดยผู้วิจัยได้กำหนดเอาต์พุตของ airframe ดังแสดงตารางที่ 3.8



รูปที่ 3.26 รูปแบบ standard plane airframe

ตารางที่ 3.8 เอาต์พุตสำหรับ Theron UAV

Servo1 (Main1)	aileron right
Servo2 (Main2)	aileron left
Servo3 (Main3)	elevator
Servo4 (Main4)	rudder and wheel
Motor1 (Main5)	throttle

จากนั้นต้องทำการสอบเทียบเซ็นเซอร์หลัก ๆ ของอากาศยาน เช่น gyroscope, accelerometer, magnetometer, airspeed เป็นต้น ซึ่งเป็นสิ่งสำคัญที่จะทำให้อากาศยานบินได้อย่างแม่นยำและมีเสถียรภาพ และปรับค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญให้เหมาะสมสำหรับการบินของ Theron UAV หรืออาจจะต้องปรับค่า PID (Proportional, Integral, Derivative) เพื่อรักษาหรือปรับปรุงเสถียรภาพและการตอบสนองของอากาศยาน การตั้งค่าโหมดการบิน และที่สำคัญควรตั้งค่าระบบความปลอดภัยต่าง ๆ เช่น การกำหนดขอบเขตการบิน โหมดบินกลับอัตโนมัติ (Return-to-home) และระบบการตอบสนองในกรณีฉุกเฉินต่าง ๆ นอกจากนี้ต้องมีการตรวจสอบการทำการของ

ตัวควบคุมการบิน เซ็นเซอร์ต่าง ๆ และเซอร์โวที่ควบคุมพื้นบังคับอากาศยาน รวมถึงการประมาณการตำแหน่ง C.G. เบื้องต้นก่อนทำการบิน

1) แนวทางการบินเที่ยวบินแรก

1.1) การเลือกสถานที่ทำการบิน

การเลือกสถานที่ให้เหมาะสมสำหรับการบินเที่ยวบินแรกเป็นสิ่งสำคัญ สิ่งที่ควรพิจารณา เช่น ตรวจสอบให้แน่ใจว่าพื้นที่นั้นเปิดกว้าง ไม่มีต้นไม้สูง เนินเขา หรืออาคารอยู่ข้าง ๆ เพราะจะทำให้การรับสัญญาณ GPS ลดลง, ตรวจสอบให้แน่ใจว่าไม่มีคนและสิ่งปลูกสร้างต่าง ๆ อยู่ใกล้ภายในระยะ 100 เมตร เป็นต้น

1.2) การวางแผนการบิน

วางแผนการบินก่อนที่จะขึ้นบิน ต้องตรวจสอบให้แน่ใจว่าทราบถึงเส้นทางการบินทั้งหมดและอากาศยานจะลงจอดที่ไหน/อย่างไร

1.3) การจำกัดความเสียหาย

การทำให้ทรัพย์สินเสียหายหรือทำให้คนบาดเจ็บด้วย UAV ขณะทำการบิน อาจส่งผลทางกฎหมายและทางการเงินที่สำคัญ ซึ่งอาจมากกว่ามูลค่าของ UAV เอง ดังนั้นควรทำการบินในโซนที่ปลอดภัยที่ไม่มีสิ่งกีดขวางหรือคน และจะต้องมองเห็นได้อย่างชัดเจนตลอดเวลา ถ้าหากเริ่มสูญเสียการควบคุม UAV และไม่สามารถนำมันกลับมาควบคุมได้ ให้ทำการตกในพื้นที่ว่างโดยเร็วที่สุด หรือควรมีการตั้งค่าสวิตช์ความปลอดภัยบนตัวส่งสัญญาณวิทยุของ UAV ซึ่งจะช่วยให้สามารถนำอากาศยานกลับมาได้หากศูนย์เสียการควบคุมหรือทำให้ตกได้ทันทีหากจำเป็น

2) การบินเที่ยวบินแรก

ในการบินเที่ยวบินแรก (รูปที่ 3.27) จะทำการบินด้วยรีโหมดบังคับวิทยุในโหมด manual และโหมดการบินช่วยอัตโนมัติร่วมด้วย โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

2.1) การเตรียมอากาศยานให้พร้อมบิน หรือ การ arm

ก่อนที่จะบิน อากาศยานต้องถูกเตรียมให้พร้อมบินก่อน (Armed) สิ่งนี้จะทำให้มอเตอร์และเซอร์โวทั้งหมดทำงาน โดยมีขั้นตอนแรกต้องทำการยกเลิกการใช้งานความปลอดภัย โดยกดสวิตช์ความปลอดภัยค้างไว้ ต่อมาใช้คำสั่ง arm สำหรับอากาศยาน (โยกสติ๊กควบคุม throttle ของรีโหมดบังคับวิทยุไว้ที่มุมล่างขวา) หรือสามารถใช้ QGroundControl ในการ arm ได้

UAV จะไม่สามารถทำการ arm ได้ จนกว่าจะมีการสอบเทียบหรือกำหนดค่าเซ็นเซอร์ และมีการล็อคตำแหน่งของ GNSS และจะมีการแจ้งสถานะของอากาศยาน โดยใช้ไฟ LED, การแจ้งเตือนด้วยเสียง และการอัปเดตผ่าน QGroundControl เพื่อสามารถบอกได้ว่าอากาศยานพร้อมที่จะบิน และช่วยหาสาเหตุถ้าหากอากาศยานไม่พร้อมที่จะบิน

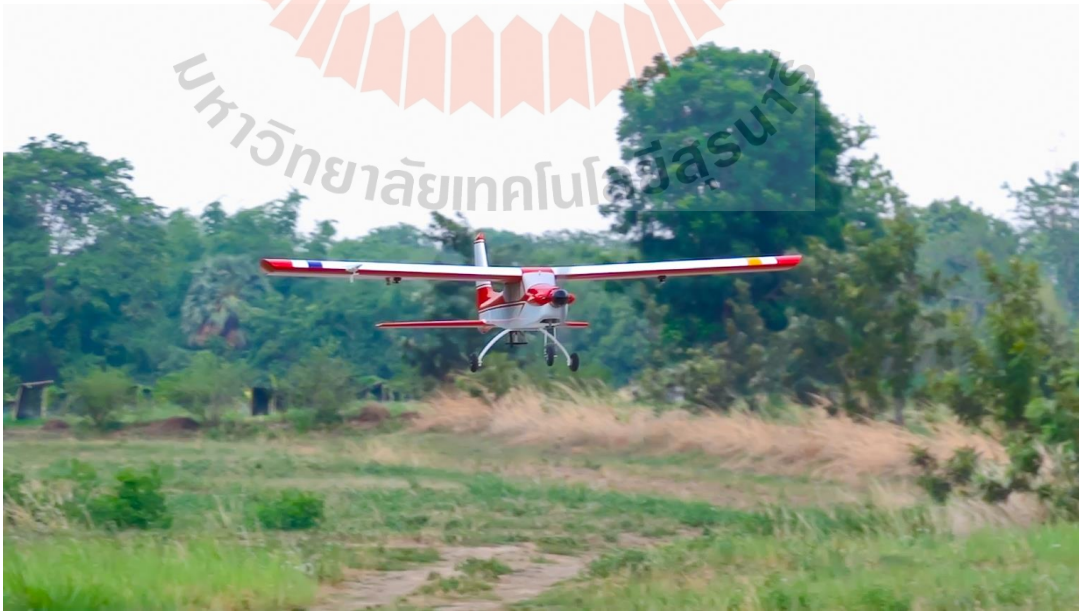
การตั้งค่าเริ่มต้นของ UAV จะทำการยกเลิกการเตรียมพร้อมบินหรือ disarm ซึ่งจะปิดการใช้งานมอเตอร์และเซอร์โว ถ้าหากใช้เวลานานเกินไปในการขึ้นบิน ซึ่งเป็นมาตรการความปลอดภัยเพื่อให้แน่ใจว่าอากาศยานกลับสู่สถานะปลอดภัยเมื่อไม่ได้ใช้งาน

2.2) การขึ้นบิน หรือ การ takeoff

การขึ้นบินของอากาศยานที่ใช้ในการวิจัยนี้ จะทำการขึ้นบินด้วยโหมด stabilized หรือโหมด manual และจะทำการบินขึ้นจากรันเวย์ โดยมีขั้นตอน ดังนี้ 1) เร่งความเร็วของอากาศยานบนรันเวย์จนกว่าความเร็วจะเพียงพอสำหรับการขึ้นบิน 2) ถ้าอากาศยานมีล้อที่ควบคุมได้ ใช้สติ๊กควบคุม yaw เพื่อรักษาเส้นทาง 3) เมื่อความเร็วเพียงพอ ดึงสติ๊กควบคุม pitch เพื่อยกจมูกหรือเงยขึ้น และเป็นการขึ้นสู่อากาศ (Airborne) เรียบร้อย ซึ่งวิธีการบินขึ้นจากรันเวย์นี้ อาจต้องคำนึงถึงระยะทางหรือช่วงวิ่งบนรันเวย์ให้ยาวเพียงพอสำหรับการขึ้นบินด้วย

2.3) การลงจอด หรือ การ landing

การลงจอดจะใช้โหมด stabilized หรือโหมด manual เช่นเดียวกับการขึ้นบิน ในโหมดเหล่านี้ นักบินมีการควบคุมกำลังขับเคลื่อนของมอเตอร์อย่างเต็มที่ ซึ่งจำเป็นสำหรับการบิน manual flaring เมื่อใกล้พื้นดิน คือ การยกจมูกอากาศยานโดยไม่เพิ่มกำลังเครื่องยนต์หรือมอเตอร์ และทำการลงจอดในทิศทาง headwind เพื่อช่วยลดความเร็วก่อนสัมผัสพื้นรันเวย์ นอกจากนี้อากาศยานจะทำการ disarm โดยอัตโนมัติเมื่อลงจอดตามการตั้งค่าของพารามิเตอร์ COM_DISARM_LAND หรือทำการ disarm ด้วยมือโดยการโยกสติ๊กควบคุม throttle ไว้ที่มุมล่างซ้าย



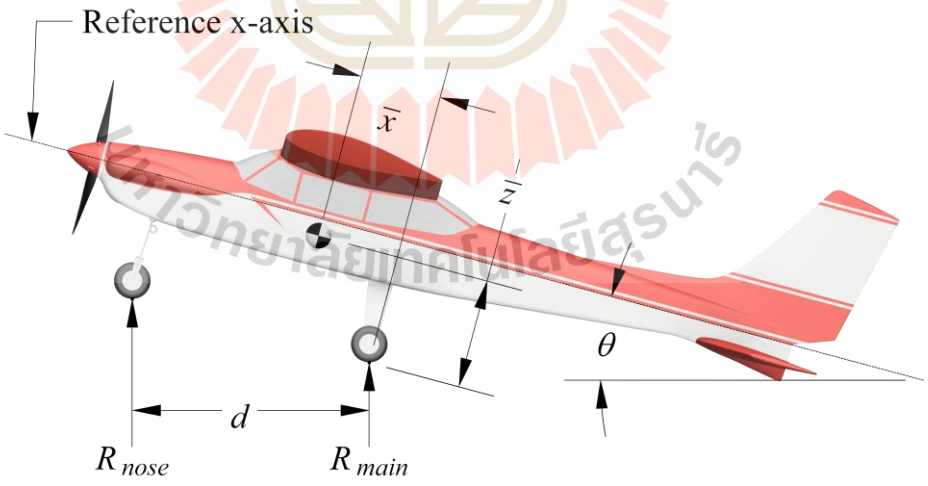
รูปที่ 3.27 การบินทดสอบเที่ยวบินแรก

3.1.8 การประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อยสำหรับ Theron UAV

หลังจากการบินเที่ยวบินแรก ซึ่งได้ประมาณการเบื้องต้นสำหรับตำแหน่ง C.G. ก่อนทำการขึ้นบิน พบว่าเป็นตำแหน่งที่เหมาะสมหรับหรับอากาศยานแล้ว หลังจากนั้นในส่วนนี้จะนำเสนอการดำเนินการเพื่อประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อยของอากาศยาน โดยเริ่มจากการทดลองเพื่อประมาณการตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วง (C.G.) จากนั้นทำการทดลองเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน มีรายละเอียดดังนี้

1) ตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วง

งานวิจัยนี้ใช้วิธี ground-based loading ในการประมาณการมวลและตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 3.28 โดยวิธีนี้จะพิจารณาทั้งตำแหน่งแนวนอนและแนวตั้งของจุดศูนย์ถ่วงเทียบกับจุดอ้างอิง รวมถึงพิจารณาน้ำหนักของอากาศยานด้วย ตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงสามารถประมาณการโดยอาศัยวิธีการแก้สมการแบบกราฟิกโดยใช้มุมเอียงที่แตกต่างกัน (ตามสมการที่ 2-126) จากการปรับมุมเอียงของอากาศยานในแนว pitch และทำการวัดมุมดังกล่าว รวมถึงการวัดแรงปฏิกิริยาบนเครื่องชั่งบริเวณชุดล้อหลักและชุดล้อหน้า ควบคู่ไปกับการวัดระยะห่างในแนวนอนจากจุดศูนย์กลางของชุดล้อหลักไปยังจุดศูนย์กลางของชุดล้อหน้า โดยรายละเอียดการทดลองแสดงในภาคผนวก จ.1

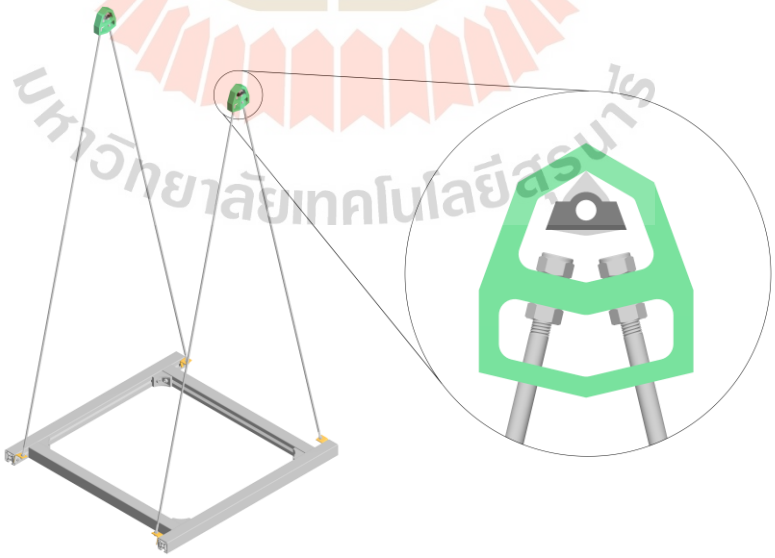


รูปที่ 3.28 วิธีการทดลองเพื่อประมาณการมวลและตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของ Theron UAV

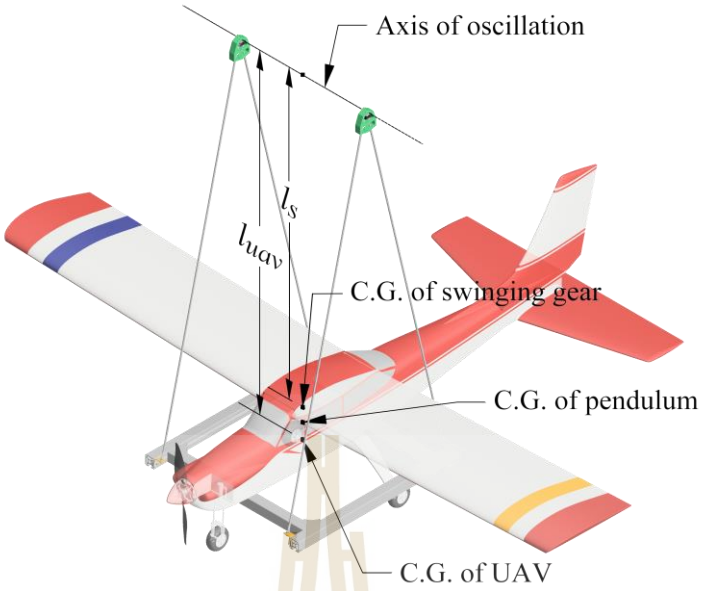
2) โมเมนต์ความเฉื่อย

สำหรับการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยใช้วิธี compound pendulum และสามารถคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อยได้โดยตรงจากสมการที่ 2-128 จากการวัดคาบการแกว่งของ compound pendulum ที่ประกอบไปด้วยอากาศยานและ swinging gear โดยงานวิจัยนี้ได้ทำการออกแบบให้ swinging gear สามารถรองรับอากาศยานได้พอดีเพื่อไม่ให้มีน้ำหนักมากเกินไป โดยส่วนประกอบของ swinging gear ประกอบไปด้วย cradle หรือแท่นวางที่ประกอบเป็นโครงสี่เหลี่ยมโดยใช้อะลูมิเนียมโปรไฟล์, knife-edges ทำหน้าที่เป็นจุดหมุนของแกนการแกว่งที่มีแรงเสียดทานน้อย ซึ่งออกแบบและสร้างจากเม็ดมีดกลึงสำเร็จรูป โดย cradle และ knife-edges จะเชื่อมต่อกันโดยใช้ rod หรือ เพลา ดังแสดงในรูปที่ 3.29

กระบวนการทดลอง ขั้นแรกจะทำการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ swinging gear ก่อน และในขั้นตอนนี้จะตรวจสอบความแม่นยำในการทดลองโดยการเปรียบเทียบโมเมนต์ความเฉื่อยของ swinging gear ที่ได้จากแบบจำลอง 3 มิติ จากการเขียน CAD และโมเมนต์ความเฉื่อยที่ได้จาการทดลองที่คำนวณโดยใช้สมการจากการวัดคาบการแกว่งของ swinging gear โดยเงื่อนไขการเปรียบเทียบแบบจำลอง 3 มิติและอุปกรณ์จริงของ swinging gear แต่ละชิ้นส่วนต้องมีน้ำหนักและระยะจากแกนการแกว่งถึงตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงที่เท่ากัน หลังจากตรวจสอบความแม่นยำในการทดลอง จากนั้นทำการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 2.30 โดยรายละเอียดการทดลองในการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยแสดงในภาคผนวกที่ จ.2



รูปที่ 3.29 แบบจำลอง 3 มิติของ swinging gear และ knife-edges



รูปที่ 3.30 อากาศยานที่ติดตั้งบน swinging gear เพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยในแกน pitch (หมุนและเอียงลำด้านข้างสำหรับแกน roll และ yaw) โดยวิธี compound pendulum

3.2 การวิเคราะห์พลวัตการบินเบื้องต้นและออกแบบการบินทดสอบ

3.2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ Theron UAV

สำหรับอากาศยานที่ใช้ในการทดสอบนี้เป็นแบบชนิดปีกตรึง ดังนั้นสมการการเคลื่อนที่สามารถแยกกันได้ (Decoupled) สำหรับพลวัตตามยาวซึ่งมี 3 องศาอิสระและพลวัตตามข้างซึ่งมี 3 องศาอิสระเช่นเดียวกัน และแสดงในรูปแบบปริภูมิสถานะ ได้ดังต่อไปนี้

1) สมการการเคลื่อนที่ตามยาว (Longitudinal Model)

จากสมการที่ 2-37 ประกอบไปด้วยสถานะทั้งหมด 4 สถานะ คือ u, w, q และ θ และมีอินพุตควบคุม คือ elevator (δ_e) และ throttle (δ_t) เมื่อพิจารณาการบินที่ throttle คงที่ สามารถเขียนสมการใหม่ได้ว่า

$$\begin{bmatrix} 1 & -X_{\dot{w}} & 0 & 0 \\ 0 & 1-Z_{\dot{w}} & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{w}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q - W_0 & -g\cos\Theta_0 \\ Z_u & Z_w & Z_q + U_0 & -g\sin\Theta_0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e\left(t-\tau_e\right) \quad (3\text{-}1)$$

การวัดสำหรับ Theron UAV ที่สามารถทำการวัดได้ประกอบไปด้วย q, a_x, a_z และ α_{ab} จากสมการที่ 2-35 และ 2-36 เมื่อพิจารณาตำแหน่งของ IMU ที่อยู่ใกล้กับตำแหน่ง C.G. ดังนั้นระยะเยื้องจะเป็นศูนย์สำหรับการวัด a_x และ a_z สำหรับตำแหน่งของ air data boom ที่ทำการติดตั้งที่ปลายปีกจะต้องพิจารณาระยะเยื้องจากตำแหน่ง C.G. โดยสามารถเขียนสมการได้ว่า

$$\begin{bmatrix} q \\ a_x \\ a_z \\ \alpha_{ab} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & W_0 & g\cos\Theta_0 \\ 0 & 0 & -U_0 & g\sin\Theta_0 \\ 0 & \frac{1}{U_0} & \frac{-x_{ab}}{U_0} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (3\text{-}2)$$

2) สมการการเคลื่อนที่ตามข้าง (Lateral-Directional Model)

จากสมการที่ 2-38 ประกอบไปด้วยสถานะทั้งหมด 4 สถานะ คือ v, p, r และ ϕ และมีอินพุตการควบคุม คือ aileron (δ_a) และ rudder (δ_r) สามารถเขียนสมการได้ว่า

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p + W_0 & Y_r - U_0 & g\cos\Theta_0 \\ L_v' & L_p' & L_r' & 0 \\ N_v' & N_p' & N_r' & 0 \\ 0 & 1 & \tan\Theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a}' & L_{\delta_r}' \\ N_{\delta_a}' & N_{\delta_r}' \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a\left(t-\tau_a\right) \\ \delta_r\left(t-\tau_r\right) \end{bmatrix} \quad (3\text{-}3)$$

โดยที่ L_i' และ N_i' แสดงตามสมการที่ 2-22 และ i คือ v, p, r, δ_a และ δ_r

การวัดสำหรับ Theron UAV ที่สามารถทำการวัดได้ประกอบไปด้วย p, r, a_y และ β_{ab} จากสมการที่ 2-35 และ 2-36 เช่นเดียวกับการเคลื่อนที่ตามยาว พิจารณาตำแหน่งของ IMU และ air data boom กับตำแหน่ง C.G. และสามารถเขียนสมการได้ว่า

$$\begin{bmatrix} p \\ r \\ a_y \\ \beta_{ab} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -W_0 & U_0 & -g\cos\Theta_0 \\ \dfrac{1}{(V_{\text{tot}})_0} & \dfrac{-z_{ab}}{(V_{\text{tot}})_0} & \dfrac{x_{ab}}{(V_{\text{tot}})_0} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad (3\text{-}4)$$

เมื่อทำการกำหนดแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ Theron UAV เรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนต่อไปจะทำการวิเคราะห์พลวัตการบินของอากาศยานเบื้องต้น เพื่อใช้ในการออกแบบการบินทดสอบเพื่อเก็บข้อมูลที่จำเป็นในการระบุเอกลักษณ์ระบบเพื่อประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองที่แม่นยำยิ่งขึ้น

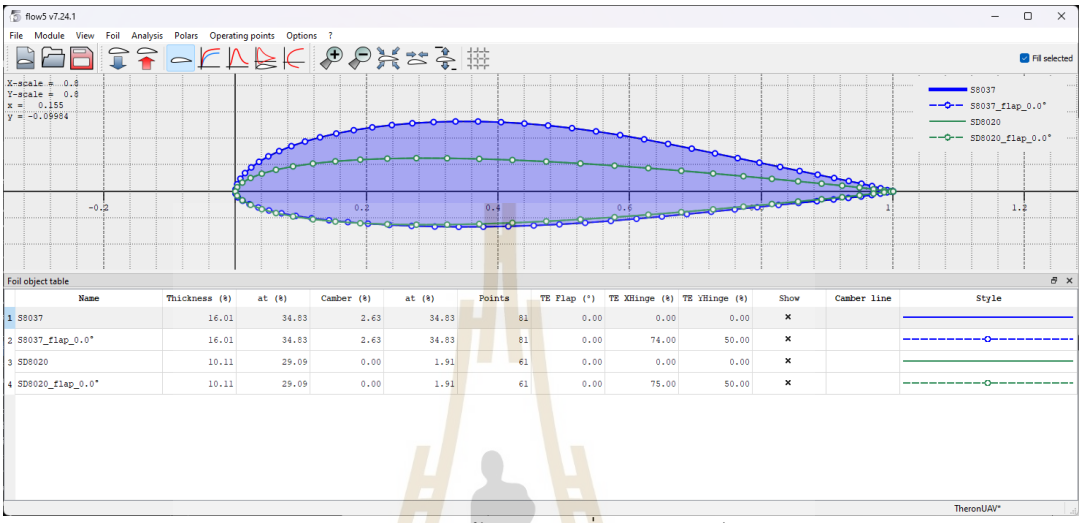
3.2.2 การวิเคราะห์พลวัตการบินของอากาศยานเบื้องต้น

การระบุเอกลักษณ์ระบบจะทำได้ง่ายขึ้นหากมีความรู้เบื้องต้น (Priori-knowledge) เกี่ยวกับพลวัตของอากาศยานมาใช้ในการวิเคราะห์ โดยงานวิจัยนี้ผู้วิจัยจะทำการประมาณการแบบจำลองเบื้องต้น หรือ baseline model ซึ่งเป็นแบบจำลองที่ใช้เป็นจุดเริ่มต้นในการวิเคราะห์หรือเปรียบเทียบ โดยทั่วไปแล้วแบบจำลองนี้จะเรียบง่ายและใช้วิธีการประมาณค่าแบบคร่าว ๆ ซึ่งเพียงพอสำหรับการเข้าใจภาพรวมเกี่ยวกับคุณสมบัติทั่วไปของระบบ เช่น gain และ bandwidth โดยข้อมูลนี้จะเป็นแนวทางที่ใช้ในการออกแบบการบินทดสอบเพื่อให้ได้ข้อมูลที่เพียงพอในการระบุเอกลักษณ์ระบบ

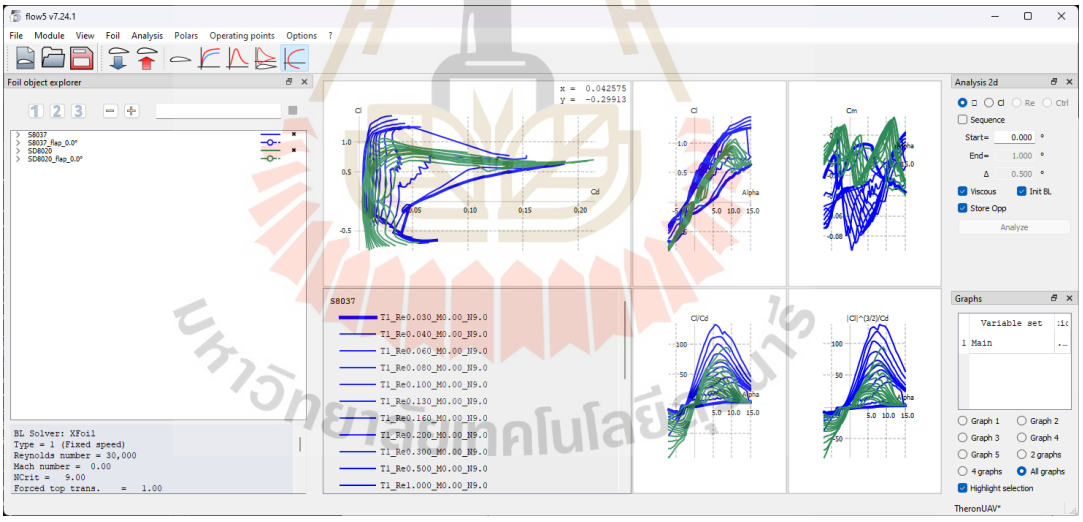
สำหรับการประมาณการแบบจำลองเบื้องต้นของ Theron UAV ผู้วิจัยทำการใช้วิธีการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ 3 มิติ โดยใช้โปรแกรม flow5 ด้วยวิธี Linear Triangular Panel เพื่อประมาณการอนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพ (Control and stability derivative) เบื้องต้น โดยรายละเอียดมีดังต่อไปนี้

1) การประมาณการโดยใช้โปรแกรม flow5

สำหรับการประมาณการอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้นโดยใช้โปรแกรม flow5 โดยใช้หลักการทางพลศาสตร์ของไหล มีขั้นตอนดังต่อไปนี้



(ก) การนำเข้า airfoil เพื่อมาวิเคราะห์



(ข) การวิเคราะห์ airfoil

รูปที่ 3.31 การวิเคราะห์ airfoil ของ Theron UAV

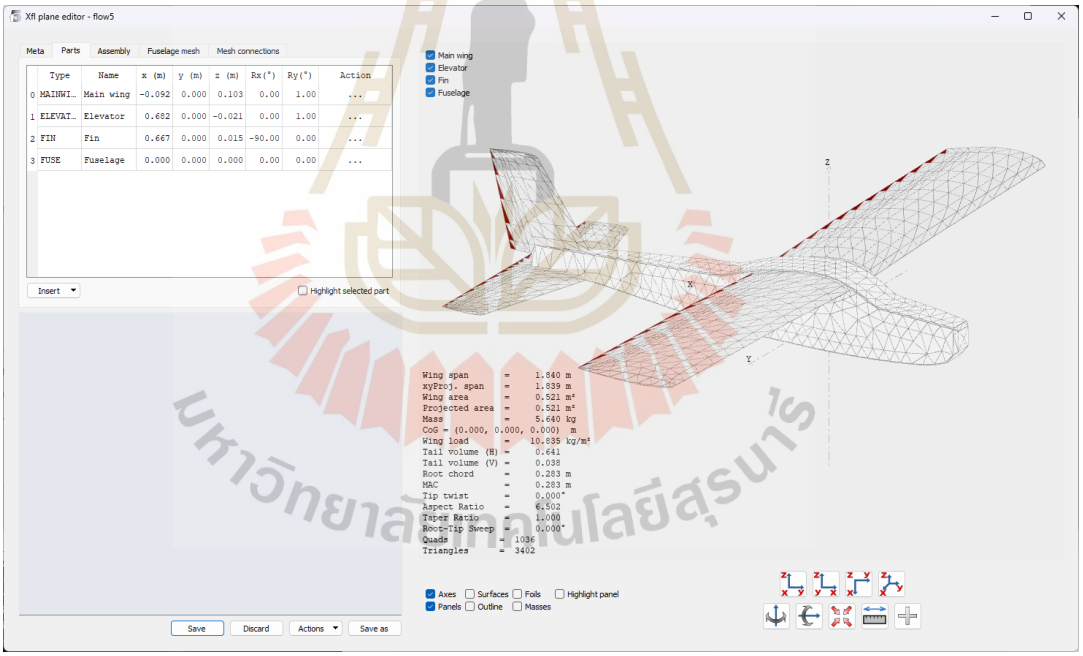
1.2) การเตรียมข้อมูล

ลำดับแรกต้องทำวิเคราะห์ airfoil ที่ใช้ในอากาศยาน โดยใช้โมดูล Foil design ดังแสดงในรูปที่ 3.31 จากนั้นจะใช้โมดูล Plane design ในการวิเคราะห์อากาศยาน โดยจะต้องทำการสร้างแบบจำลอง 3 มิติของอากาศยานโดยใช้เครื่องมือ Xfl plan editor ของโปรแกรม flow5 โดยอาศัยข้อมูลที่ได้จากการทำวิศวกรรมย้อนกลับก่อนหน้านี้ ดังแสดงในรูปที่ 3.32

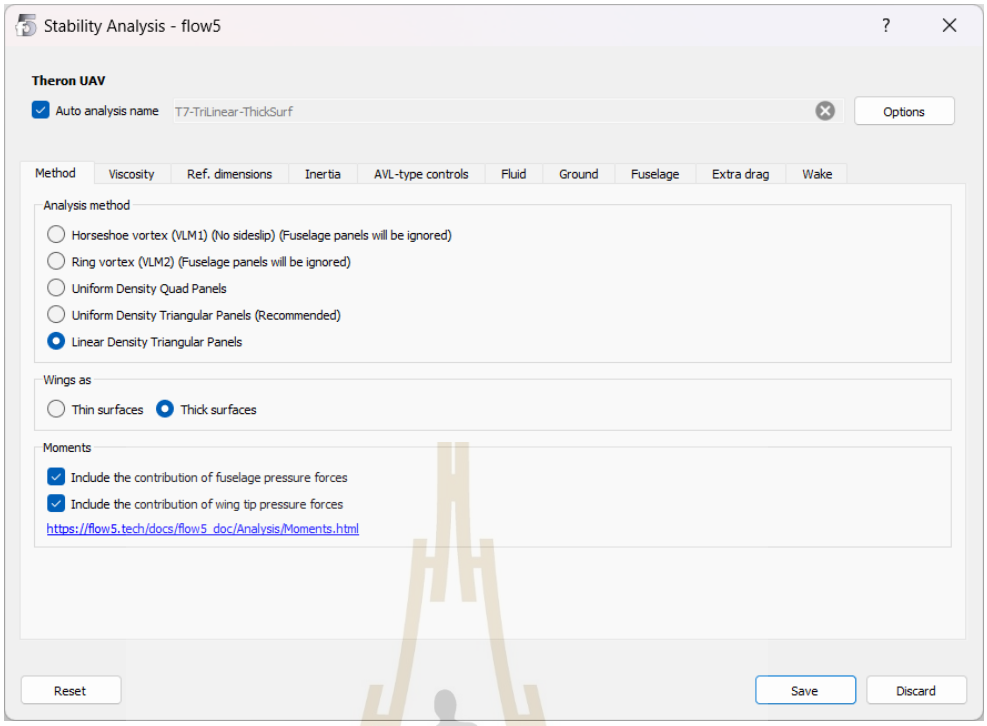
ซึ่งในกระบวนการสร้างอากาศยานจะต้องทำการสร้าง mesh ให้เชื่อมต่อกันระหว่างส่วนประกอบลำตัว, ปีก และหาง เพื่อให้การวิเคราะห์มีความแม่นยำ นอกจากนี้ต้องมีการกำหนดน้ำหนัก, ตำแหน่ง C.G. และโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานด้วย

1.3) การวิเคราะห์

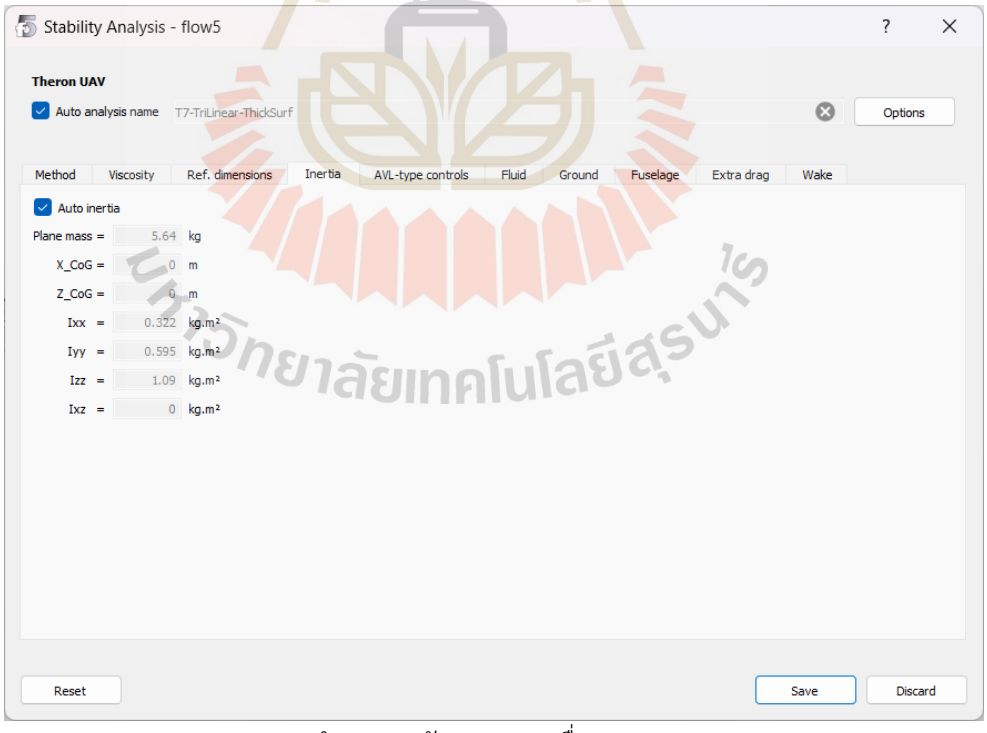
ในการวิเคราะห์อนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพของอากาศยานจะใช้รูปแบบ Stability Polar (T7) ของโปรแกรม flow5 แสดงดังรูปที่ 3.33 โดยวิธีในการวิเคราะห์ผู้วิจัยเลือกใช้วิธี Linear Triangular Panel กำหนดค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ เช่น ความหนาแน่นของอากาศ ความหนืดของอากาศ, จำนวนเซลล์ในโดเมนการไหล, ลำตัว เป็นต้น ซึ่งจำเป็นต้องกำหนดค่าให้เหมาะสมเพื่อให้ได้ผลลัพธ์ที่แม่นยำ รวมถึงกำหนดค่าตัวควบคุมของเครื่องบิน (รูปที่ 3.34-35) โดยการวิเคราะห์แบบ Stability Polar ไม่ต้องกำหนดค่าความเร็ว เนื่องจากจะใช้การวิเคราะห์อนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพโดยใช้สมการเชิงอนุพันธ์ ซึ่งสมการเหล่านี้ไม่ได้ขึ้นอยู่กับความเร็ว โดยจะมุ่งเน้นไปที่พฤติกรรมของอากาศยานในสภาวะต่าง ๆ เช่น มุมปะทะ, อัตราการ roll เป็นต้น



รูปที่ 3.32 การสร้างแบบจำลอง 3 มิติของ Theron UAV เพื่อใช้ในการวิเคราะห์

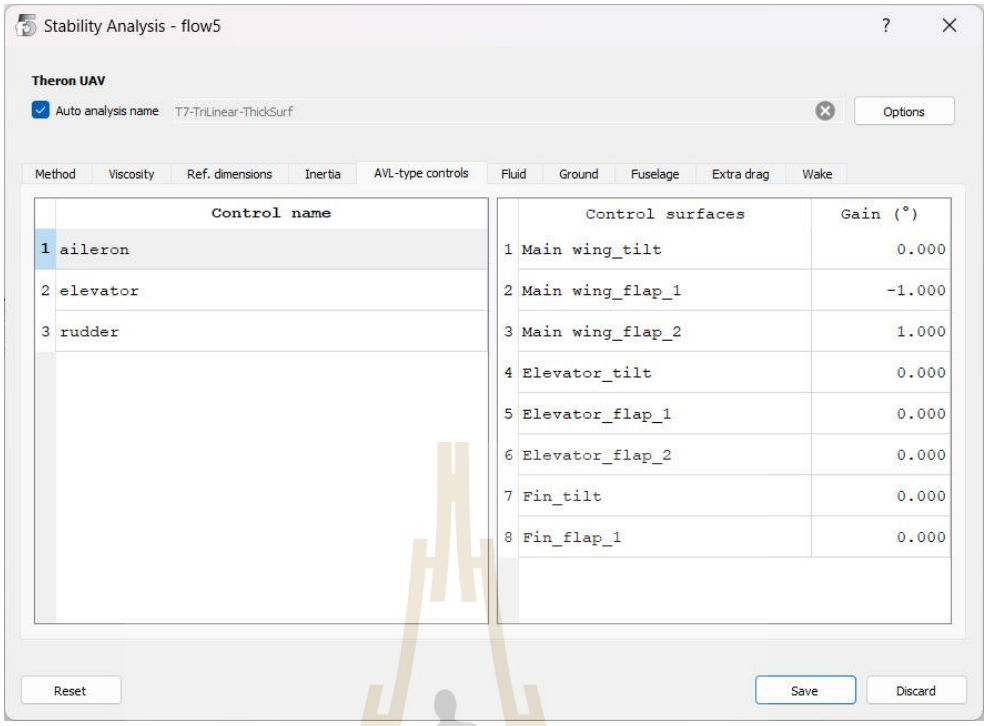


รูปที่ 3.33 การกำหนดวิธีการวิเคราะห์สำหรับรูปแบบ Stability Polar (T7) ของโปรแกรม flow5

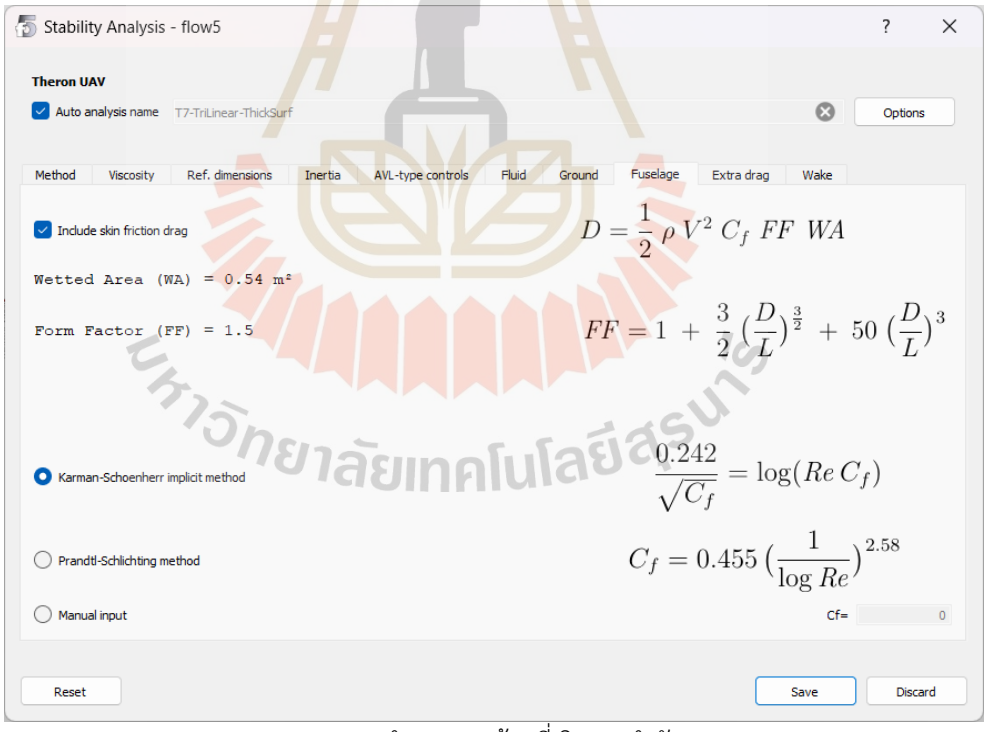


(ก) การกำหนดคุณลักษณะความเฉื่อยของอากาศยาน

รูปที่ 3.34 การกำหนดค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในการวิเคราะห์สำหรับรูปแบบ Stability Polar (T7) ของโปรแกรม flow5



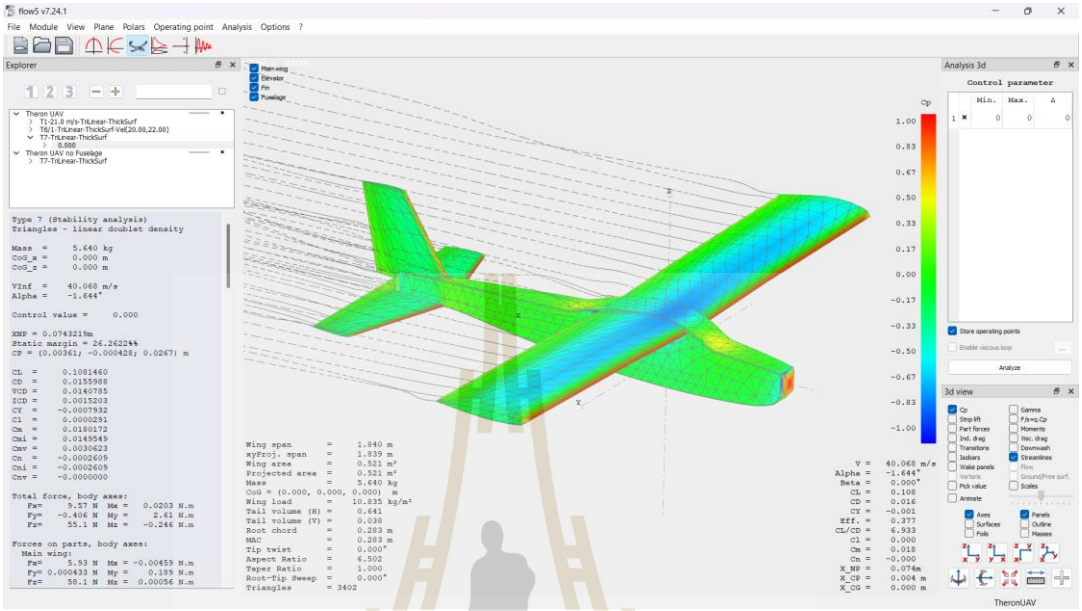
(ข) การกำหนดอินพุตควบคุม



(ค) การกำหนดแรงต้านที่เกิดจากลำตัว

รูปที่ 3.35 การกำหนดค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ในการวิเคราะห์สำหรับรูปแบบ Stability Polar (T7) ของโปรแกรม flow5 (ต่อ)

ผลของการวิเคราะห์แสดงดังรูปที่ 3.36 โดยการประมาณการอนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพแบบไร้มิติของอากาศยานแสดงในตารางที่ 3.9 และ 3.10



รูปที่ 3.36 ผลการวิเคราะห์ Stability Polar ด้วยวิธี Linear Triangular Panel

ตารางที่ 3.9 อนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพของ Theron UAV ที่ได้จากการวิเคราะห์เบื้องต้นโดยโปรแกรม flow5

Longitudinal Derivatives		Lateral-Directional Derivatives	
Dimensionless Coefficient	Value	Dimensionless Coefficient	Value
C_{x_u}	-0.003015	C_{y_v}	-
$C_{x_{\dot{w}}}$	-	C_{y_β}	-0.203986
C_{x_w}	-	C_{y_p}	-0.047118
C_{x_α}	-0.005422	C_{y_r}	0.196628
C_{x_q}	-0.217642	$C_{y_{\delta_a}}$	-0.000294
$C_{x_{\delta_e}}$	-0.000573	$C_{y_{\delta_r}}$	0.002447
C_{z_u}	-0.000087	C_{l_v}	-
$C_{z_{\dot{w}}}$	-	C_{l_β}	-0.048318
C_{z_w}	-	C_{l_p}	-0.472954
C_{z_α}	-5.042919	C_{l_r}	0.027626

ตารางที่ 3.10 อนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพของ Theron UAV ที่ได้จากการวิเคราะห์เบื้องต้นโดยโปรแกรม flow5 (ต่อ)

Longitudinal Derivatives		Lateral-Directional Derivatives	
Dimensionless Coefficient	Value	Dimensionless Coefficient	Value
C_{z_q}	-9.481389	$C_{l_{\delta_a}}$	-0.008036
$C_{z_{\delta_e}}$	-0.014721	$C_{l_{\delta_r}}$	0.000143
C_{m_u}	0.000001	C_{n_v}	-
$C_{m_{\dot{w}}}$	-	C_{n_β}	0.017430
C_{m_w}	-	C_{n_p}	-0.006748
C_{m_α}	-1.324380	C_{n_r}	-0.055179
C_{m_q}	-14.100511	$C_{n_{\delta_a}}$	-0.000119
$C_{m_{\delta_e}}$	-0.037298	$C_{n_{\delta_r}}$	-0.001001

จากค่าสัมประสิทธิ์ไร้มิติในตารางที่ 3.10 สามารถประมาณการค่าอนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพได้จากการคำนวณด้วยสมการตามที่แสดงในภาคผนวก ก และสามารถประมาณการความถี่ธรรมชาติและความหน่วงของโหมดพลวัตของอากาศยานได้จากการคำนวณด้วยสมการที่ 2-51, 2-56, 2-60, 2-61 และ 2-67 เมื่อพิจารณาจากการบินทริมที่ความเร็วเดินทางของอากาศยาน โดยเงื่อนไขเริ่มต้น คือ U_0 = 21 m/s รายละเอียดการคำนวณด้วย MATLAB แสดงในภาคผนวก ฉ และผลจากการคำนวณโหมดพลวัตการบินของอากาศยานแสดงในตารางที่ 3.11

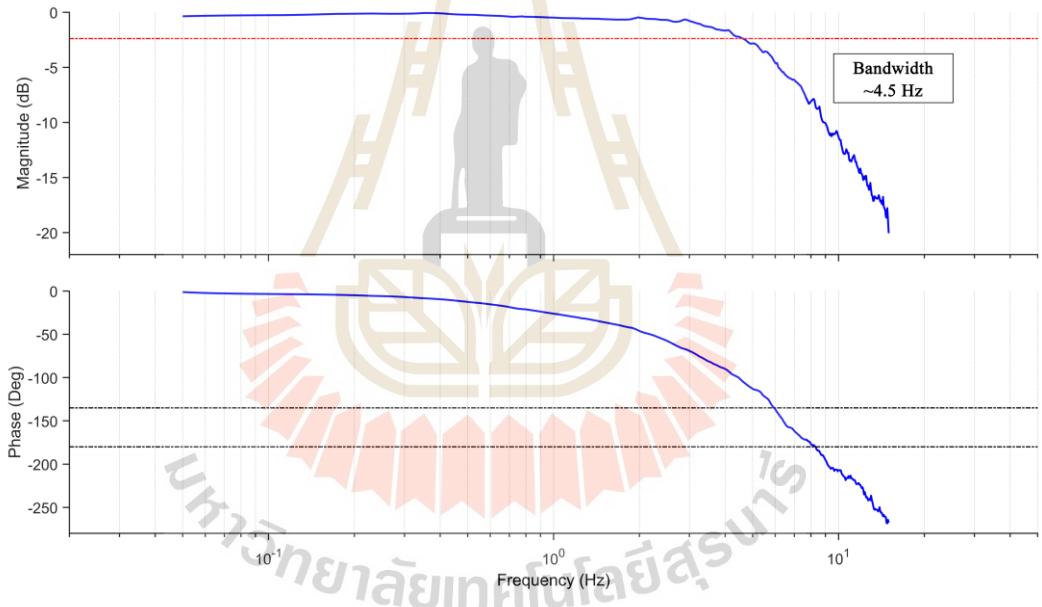
ตารางที่ 3.11 โหมดพลวัตการบินของ Theron UAV เบื้องต้น

Mode	Natural frequency, [rad/s]	Damping ratio
Baseline Longitudinal Dynamics		
Short-period	9.42	0.34
Phugoid	0.66	0.00
Baseline Lateral-Directional Dynamics		
Roll	16.64	-
Spiral	0.43	-
Dutch roll	2.15	0.51

นอกจากนี้ ผู้วิจัยจะทำการระบุเอกลักษณ์ของ servo เพื่อประเมินความถี่ bandwidth การทำการของ servo เพื่อนำมาใช้ในการออกแบบการบินทดสอบในการระบุเอกลักษณ์ร่วมด้วยกับความถี่ของโหมดพลวัต (Dynamics mode) ที่ได้จากการประมาณการแบบจำลองพื้นฐาน โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

2) การทดสอบ servo

ในการทดสอบเพื่อประเมินความถี่ bandwidth ของ servo โดยรายละเอียดที่ทดสอบแสดงในภาคผนวก ฉ หัวข้อที่ ฉ.2 จะพบว่า bandwidth ของ servo อยู่ที่ประมาณ 4.5 Hz ดังแสดงในรูปที่ 3.37 ดังนั้นการออกแบบการบินทดสอบในกระบวนการระบุเอกลักษณ์ไม่ควรมีค่าความถี่อินพุตสูงสุดเกินค่านี้ เนื่องจากไม่มีประโยชน์ในการทดสอบ เพราะว่าการตอบสนองต่ออินพุตของ servo มีประสิทธิภาพลดลง



รูปที่ 3.37 ผลการทดสอบ bandwidth ของ servo

จากการวิเคราะห์พลวัตการบินของอากาศยานเบื้องต้น และการตอบสนองของ servo ลำดับต่อไปจะทำการออกแบบอินพุตสำหรับการบินทดสอบเพื่อนำมาใช้ในการระบุเอกลักษณ์ระบบ ในหัวข้อต่อไป

3.2.3 การออกแบบอินพุต

จากการวิเคราะห์แบบจำลองของอากาศยานเบื้องต้นและทดสอบ bandwidth ของ servo สามารถวิเคราะห์ช่วงความถี่ที่เหมาะสมของอากาศยานได้และสามารถนำข้อมูลเพื่อมาออกแบบอินพุตได้

สำหรับพลวัตตามยาวความถี่ของโหมดพลวัตอยู่ที่ประมาณ 0.66 – 9.42 rad/s และสำหรับพลวัตตามข้างของโหมดพลวัตอยู่ประมาณ 0.43 – 16.64 rad/s โดยผู้วิจัยจะกำหนดความถี่อินพุตต่ำสุดที่ 1.0 rad/s เนื่องจากที่ความถี่น้อยกว่า 1.0 rad/s ต้องใช้เวลาในการบินทดสอบนานเกินไปสำหรับ Theron UAV ดังนั้นโหมด phugoid และ spiral ที่พบว่ามีค่าต่ำกว่า 1.0 rad/s ทำให้ไม่สามารถระบุเอกลักษณ์ได้อย่างแม่นยำเนื่องจากขาดการกระตุ้นในช่วงความถี่นี้ อย่างไรก็ตามปัญหานี้ก็ไม่น่ากังวลมากนัก เมื่อนำแบบจำลองไปออกแบบระบบการควบคุม เนื่องจากลักษณะการเปลี่ยนแปลงที่ช้าของโหมดนี้สามารถจัดการหรือควบคุมได้อย่างง่ายดายโดยนักบินหรือระบบควบคุม และจากการวิเคราะห์การทำงานของ servo พบว่า bandwidth ของ servo นั้นต่ำกว่า 4.5 Hz ซึ่งจากการวิเคราะห์เบื้องต้นทั้งหมดนี้ผู้วิจัยกำหนดช่วงความถี่ในการทดสอบกวาดความถี่ที่ช่วง 1.0 – 20 rad/s ซึ่งมีสัดส่วนของความถี่สูงสุดและต่ำสุด หรือ decade span อยู่ที่ประมาณ 1.3 (สมการที่ 2-68) และเหมาะสมหรือเพียงพอต่อการกระตุ้นการเปลี่ยนแปลงต่าง ๆ ของโหมดพลวัตการบิน และยังเหมาะสมกับการเปลี่ยนแปลงหรือพลวัตของ servo อีกด้วย

จากการกำหนดช่วงความถี่ที่เหมาะสมในการทดสอบ ดังนั้นสามารถคำนวณหาอัตราการเก็บข้อมูลที่ต้องการ (Desired sample rate) และ filter cutoff frequency ได้จากสมการที่ 2-70 โดยสามารถคำนวณได้และกำหนดอยู่ที่ ≥ 50 Hz และ 10 Hz ตามลำดับ โดยผู้วิจัยจะทำการเก็บข้อมูลมาก่อนที่อัตรา 80 Hz

พิจารณาแอมพลิจูดการกวาดความถี่ของอินพุต จากตารางที่ 3.12 ได้ทำการวัด deflection สูงสุดของพื้นบังคับอากาศยาน โดยการออกแบบแอมพลิจูดการกวาดความถี่ของอินพุตโดยทั่วไปประมาณ 10 - 20% ของการ deflection สูงสุด และควรพิจารณาให้อัตราส่วนสัญญาณต่อสัญญาณรบกวน (Signal-to-noise ratio) เพียงพอสำหรับ Theron UAV ด้วย นอกจากนี้ ควรระมัดระวังในการกำหนดแอมพลิจูดที่มากเกินไป ซึ่งอาจทำให้อากาศยานเบี่ยงเบนออกจากสภาพสมดุลอ้างอิง (Reference equilibrium) มากเกินกว่าที่แบบจำลองจะสามารถคาดการณ์ได้อย่างแม่นยำ สำหรับแบบจำลองเชิงเส้น (Linear model) ซึ่งมีสมมติฐานว่าระบบจะทำงานใกล้เคียงกับสภาพสมดุลอ้างอิง ดังนั้น จากข้อมูลการบินทดสอบเที่ยวบินแรก ผู้วิจัยจึงเลือกใช้แอมพลิจูดการกวาดความถี่ของอินพุตสำหรับ aileron, elevator และ rudder ที่ประมาณ 13, 22 และ 14 องศาตามลำดับ

ตารางที่ 3.12 ขีดจำกัดการบิดตัว (deflection) สูงสุดของพื้นบังคับอากาศยานของ Theron UAV

Control Surface	Symbols	Maximum Deflection Limits (Deg)
Aileron	δ_a	13
Elevator	δ_e	22
Rudder	δ_r	14

จากการออกแบบอินพุตการกวาดความถี่ และอัลกอริทึมสำหรับการกวาดความถี่อินพุตอัตโนมัติ ตามที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อที่ 3.1.6 ดังนั้นสามารถสรุปการออกแบบสำหรับการกำหนดพารามิเตอร์ในการทดสอบดังตารางที่ 3.13 โดยการทดสอบจะทำการบินแบบ trim ก่อนและหลังการกวาดความถี่ และการกวาดความถี่เริ่มต้นด้วยความถี่ต่ำสุดคงที่ 1 รอบ หรือ 1 $T_{\max}$ จากนั้นการกวาดความถี่ค่อย ๆ เพิ่มความถี่ขึ้นอย่างต่อเนื่องไปจนถึงความถี่สูงสุด และมีการ fade in และ out ที่จุดเริ่มต้นและสิ้นสุดของการกวาดความถี่ด้วย ดังแสดงในรูปที่ 3.25

ตารางที่ 3.13 การออกแบบอินพุตในการระบุเอกลักษณ์ระบบของ Theron UAV

Parameters	Symbols	Value	Units
Minimum Frequency	$\omega_{\min}$	1.0	rad/s
Maximum Frequency	$\omega_{\max}$	20.0	rad/s
Maximum Period of Interest	$T_{\max}$	6	s
Length of a Flight-Test Record	T_{rec}	30	s
Sweep Amplitude	A_{ail}	1.3 (10%)	deg
	A_{ele}	2.2 (10%)	deg
	A_{rud}	2.1 (15%)	deg
Trim Duration	T_{trim}	3	s
Fade In Duration	$T_{\text{fade\_in}}$	3	s
Fade Out Duration	$T_{\text{fade\_out}}$	3	s
Original Data Sample Rate	f	80	Hz
Desired Sample Rate	f_s	50	Hz
Filter Cutoff Frequency	f_f	10	Hz

จากการออกแบบอินพุตการกวาดความถี่สำหรับการระบุเอกลักษณ์ด้วยวิธีในโดเมนความถี่ ต่อมาผู้วิจัยจะทำการวางแผนการบินทดสอบในหัวข้อต่อไป

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

3.2.4 แผนการบินทดสอบ

ในการวางแผนการบินทดสอบ ใช้เวลาในการบินประมาณ 15 นาทีต่อเที่ยวบิน โดยควรมีการทำการกวาดความถี่ (Frequency sweep) ที่ดีจำนวน 2 ครั้ง และ doublets จำนวน 2 ครั้ง สำหรับการทดสอบแต่ละแกนควบคุมหรือแต่ละการควบคุมของพื้นบังคับการบินในการบินแต่ละเที่ยวบิน ดังนั้นจะต้องทำการบินทดสอบทั้งหมด 2 ถึง 3 เที่ยวบิน โดยการทดสอบการกวาดความถี่ที่ดีที่สุดจะถูกนำมาเพื่อใช้ในการวิเคราะห์ทำการระบุเอกลักษณ์ระบบ ส่วน doublet นั้น จะต้องทำการกระตุ้นหรือควบคุมอินพุตไปในทิศทางใดทิศทางหนึ่งอย่างรวดเร็วเพื่อทำให้อากาศยานมีอัตราเชิงมุมสูงสุด จากนั้นควบคุมในทิศทางตรงกันข้ามด้วยลักษณะเดียวกัน ซึ่งผู้วิจัยจะใช้อัลกอริทึมสำหรับการ doublet หรือให้นักบินช่วยควบคุม โดยแอมพลิจูดที่กำหนดสำหรับ doublets อยู่ในช่วงประมาณ 1 - 2 องศาของการ deflection ของพื้นบังคับอากาศยาน

สภาวะการบินทดสอบ ควรที่จะไม่มีลมแรงหรือมีการปั่นป่วนของอากาศ (Turbulence) มาก หากลมหรือ turbulence แรงเกินไป จะทำให้อัตราส่วนสัญญาณต่อสัญญาณรบกวน (Signal-to-noise ratio) ต่ำ ส่งผลต่อคุณภาพของผลการทำระบุเอกลักษณ์ระบบ

ในระหว่างการบินทดสอบจะมีการตรวจสอบข้อมูลจากการทดสอบที่ถูกส่ง (Telemetry) ไปแบบเรียลไทม์ เพื่อใช้ในการตรวจสอบคุณภาพของข้อมูลขณะทำการทดสอบ ถ้าหากเกิดความผิดพลาด เช่น ถ้าหากเกิดการกวาดความถี่ที่ไม่ดีควรทำการยกเลิกทันที เพื่อทำการทดสอบซ้ำอีกครั้งภายในระยะเวลาการบินทดสอบแต่ละเที่ยวบินเพื่อให้ได้ข้อมูลตามที่ต้องการตามที่กล่าวไว้ข้างต้น

การบินทดสอบขณะทำการกระตุ้นอินพุตด้วยอัลกอริทึมอัตโนมัติ อากาศยานจะทำการบินในโหมด manual และในขณะทดสอบอากาศยานอาจมีแนวโน้มเกิดการเบี่ยงเบนออกจากสภาวะอ้างอิง แม้ว่าอินพุตจะมีความสมมาตรแต่การตอบสนองของอากาศยานอาจไม่สมมาตรเนื่องจากการรบกวนจากบรรยากาศ เมื่อเกิดเหตุการณ์เช่นนี้ นักบินควรได้รับคำแนะนำให้ปรับจุดกึ่งกลางของการบังคับอินพุตไปทางใดทางหนึ่งเพื่อให้การตอบสนองโดยรวมมีความสมมาตรรอบ ๆ สภาวะการบินอ้างอิง โดยนักบินอาจต้องใช้วิธีกระตุ้นสั้น ๆ ของอินพุตควบคุมนั้น ๆ เพื่อให้อากาศยานกลับมาอยู่ในสภาวะอ้างอิง หรืออาจใช้อินพุตควบคุมในแกนอื่น ๆ (Off-axis) ช่วยให้การตอบสนองมีความสมมาตรรอบ ๆ สภาวะการบินอ้างอิง ตัวอย่างเช่น การทดสอบการกวาดความถี่ของการ roll โดย aileron อาจมีความจำเป็นต้องมีการใช้ rudder กระตุ้นสั้น ๆ เพื่อให้การ roll อยู่ในขอบเขตที่ยอมรับได้ อย่างไรก็ตาม อินพุตจาก rudder ไม่ควรมีความสัมพันธ์กับอินพุตหลักหรืออินพุตจาก aileron มากเกินไป การที่อินพุตต่าง ๆ มีความสัมพันธ์กันมากเกินไปทำให้การประมาณการแบบจำลองทำได้ยาก

3.2.5 การบินทดสอบ

การบินทดสอบทั่วไปสำหรับ UAV ขนาดเล็กประกอบไปด้วย 3 ช่วงหลัก ๆ คือ การขึ้นบิน (Takeoff), การทดสอบตามวัตถุประสงค์ (Research experiments) และการลงจอด (Landing) โดยการขึ้นบินในแต่ละเที่ยวบินเริ่มต้นด้วยการบินขึ้นที่ควบคุมด้วยมือโดยนักบิน ในโหมด stabilized เมื่อบินขึ้นแล้ว นักบินจะบังคับ UAV เข้าสู่การทดสอบในโหมด manual โดยคงระดับความสูงและรักษา UAV ในสภาวะทริม โดยค่า throttle setting จะคงที่ไว้ที่ 60% เพื่อให้แน่ใจว่าการทดสอบแต่ละครั้งจะเริ่มต้นด้วยความเร็วลม (Airspeed) ใกล้เคียง 21 m/s หลังจากนั้น ผู้ช่วยนักบินจะสั่งการให้ flight controller ทำการสอบโดยใช้อัลกอริทึมสำหรับอินพุต sweep และ doublets อัตโนมัติ เมื่อการทดสอบสิ้นสุด นักบินจะบังคับ UAV ในอยู่ในสภาวะก่อนการทดสอบต่อไป หรือจบการทดสอบด้วยการบินลงจอดโดยควบคุมด้วยมือ

ในรูปที่ 3.38 และ 3.39 แสดงภาพจากวิดีโอที่บันทึกในขณะทำการบินทดสอบ และการบินทดสอบทั้งหมด 3 เที่ยวบิน สำหรับการทดสอบ elevator, aileron และ rudder ซึ่งแต่ละเที่ยวบินของการทดสอบ ข้อมูลที่ทำการบันทึกจากการทดสอบทำการตรวจสอบและแสดงผลโดยใช้โปรแกรม PlotJuggler เช่น ความเร็ว, ความสูง และการควบคุมอินพุตของอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 3.40, 3.41 และ 3.42 สำหรับแต่ละการทดสอบของพื้นบังคับอากาศยาน คือ elevator, aileron และ rudder ตามลำดับ


มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

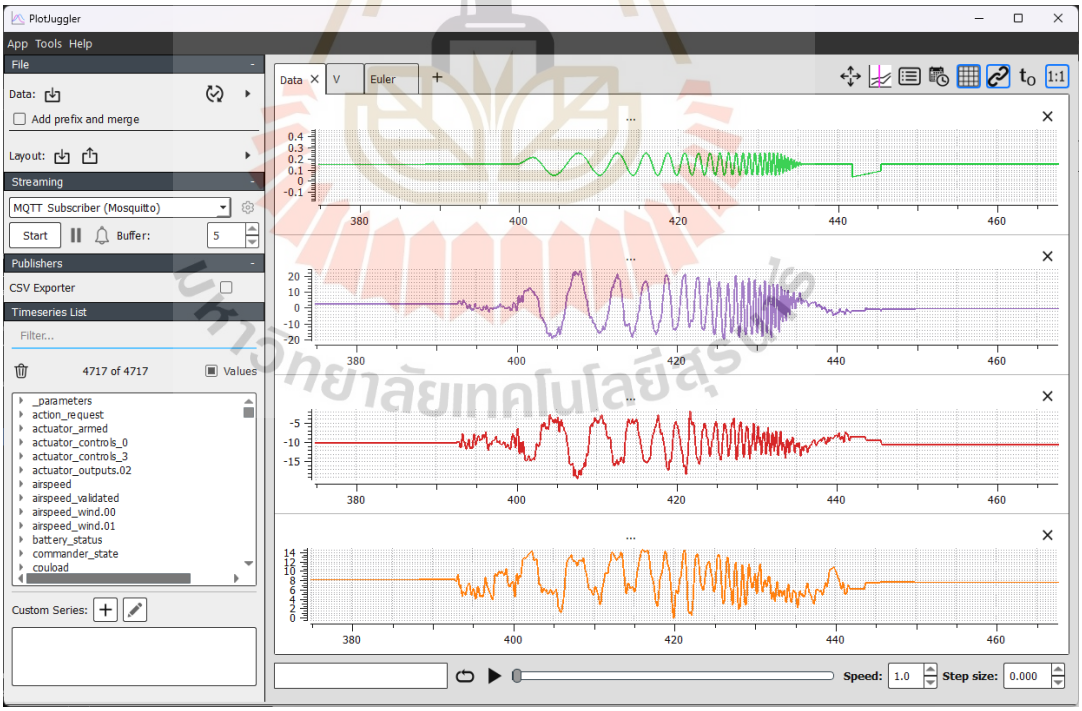
(ก) UAV ขณะที่ทำการบินเหนือพื้นดิน

รูปที่ 3.38 การบินทดสอบและภาพจากการบันทึกวิดีโอขณะทำการบินทดสอบ

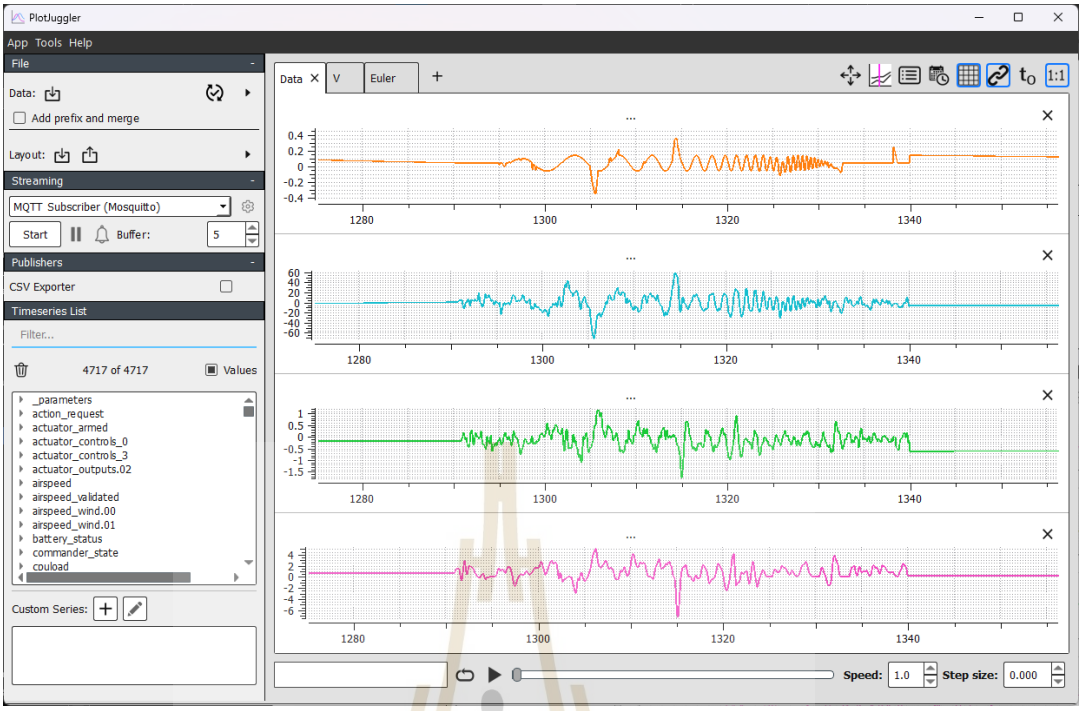


(ข) ภาพที่ได้จากกล้อง FPV ที่ติดตั้งบริเวณหางของ UAV

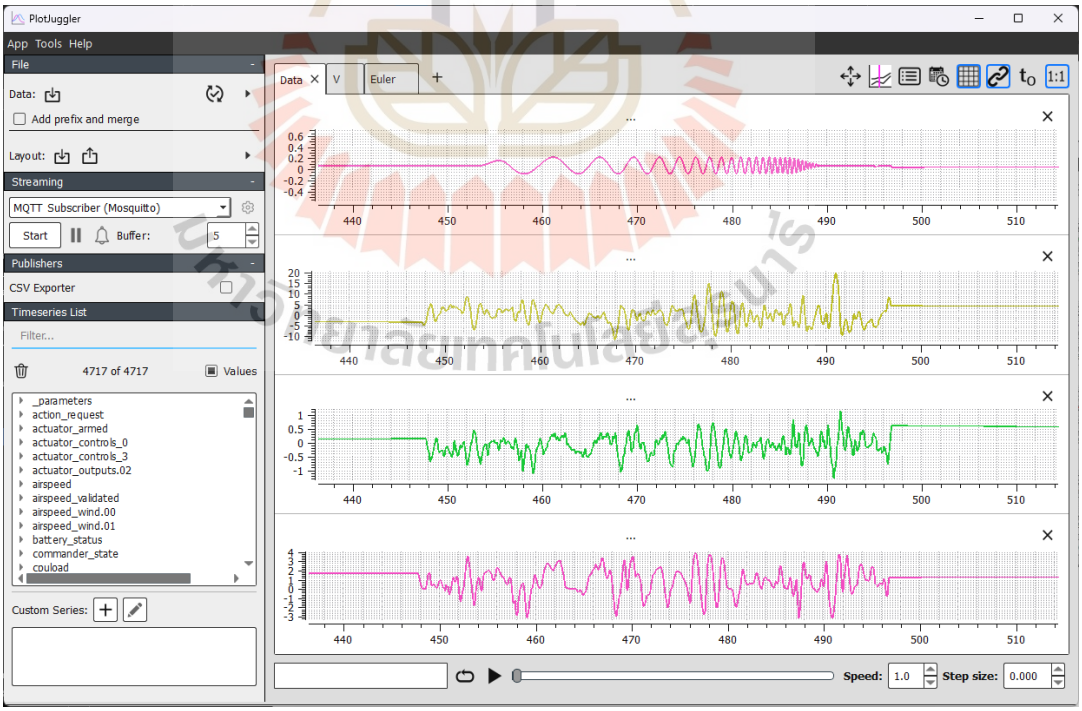
รูปที่ 3.39 การบินทดสอบและภาพจากการบันทึกวิดีโอขณะทำการบินทดสอบ (ต่อ)



รูปที่ 3.40 ตัวอย่างข้อมูลจากการทดสอบสำหรับอินพุตจาก elevator



รูปที่ 3.41 ตัวอย่างข้อมูลจากการทดสอบสำหรับอินพุตจาก aileron



รูปที่ 3.42 ตัวอย่างข้อมูลจากการทดสอบสำหรับอินพุตจาก rudder

หลังจากการบินทดสอบทำการตรวจสอบข้อมูลการบินและจัดการข้อมูลเพื่อนำมาวิเคราะห์ในการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยโปรแกรม CIFER ที่จะกล่าวในหัวข้อถัดไป

3.3 วิธีการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่

จากการบินทดสอบนำข้อมูลที่เป็นไฟล์รูปแบบ .ulog มาทำการแปลงไฟล์เป็นรูปแบบ .csv โดยใช้โปรแกรม Python ด้วยโมดูล ulog2csv จากนั้นทำการปรับแต่งข้อมูลที่ได้เพื่อนำไปใช้สำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยโปรแกรม CIFER

ดังที่แสดงในรูปที่ 2.15 การใช้งานโปรแกรม CIFER สำหรับวิธีการระบุเอกลักษณ์ในโดเมนความถี่ ขั้นแรกของการระบุเอกลักษณ์ด้วย CIFER คือ การคำนวณการตอบสนองต่อความถี่ จากข้อมูล time-history โดยใช้ FRESPID Time-History แต่ละไฟล์จะมีชื่ออากาศยาน, ไฟลต์การบิน, เหตุการณ์หรือกรณีการทดสอบ (Event), และชื่อช่องสัญญาณหรือข้อมูล (Channel) ที่ไม่ซ้ำกัน โดย CIFER สามารถอ่านข้อมูล time-history ที่มีหลากหลายรูปแบบ เช่น ไฟล์ raw text และไฟล์ MATLAB (*.mat) เป็นต้น โดยชุดข้อมูล time-history จะถูกป้อนเข้าสู่การระบุเอกลักษณ์ 2 ครั้ง โดยชุดแรกจะถูกใช้ในการคำนวณการตอบสนองความถี่ในขั้นตอนแรก เมื่อสิ้นสุดขั้นตอนนี้ จะมีการใช้ข้อมูล time-history ชุดที่สอง ซึ่งมีอินพุตที่แตกต่างจากที่ใช้หาคุณลักษณะของระบบเพื่อตรวจสอบแบบจำลองที่ได้ สำหรับงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยเลือกไฟล์ที่นำมาใช้สร้างฐานข้อมูลเพื่อระบุเอกลักษณ์ระบบสำหรับโปรแกรม CIFER จากการบินทดสอบของ Theron UAV แสดงอยู่ในตารางที่ 3.14 เป็นรูปแบบ CIFERTEXT ซึ่งเป็นรูปแบบไฟล์ข้อความธรรมดา (Raw text) ที่ CIFER สามารถอ่านได้ โดยภายในไฟล์จะมีการจัดวางข้อมูล time history ในรูปแบบที่กำหนดไว้ และมีการเก็บข้อมูลเป็น channels ตามที่ระบุไว้ในตารางที่ 3.15 โดย channel ในที่นี้หมายถึง พารามิเตอร์ต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการบิน โดยแต่ละ channel จะมีชื่อกำกับเพื่อใช้ในการเรียกข้อมูลนั้น ๆ

ตารางที่ 3.14 ไฟล์ข้อมูล time history สำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบของ Theron UAV

File Name	Flight Number	Event Number	Description
Theron_Flt8_Event1.dat	8	1	Pitch Sweep (Elevator)
Theron_Flt10_Event6.dat	10	6	Pitch Doublet (Elevator)
Theron_Flt7_Event5.dat	7	5	Roll Sweep (Aileron)
Theron_Flt11_Event3.dat	11	3	Roll Doublet (Aileron)
Theron_Flt9_Event3.dat	9	3	Yaw Sweep (Rudder)
Theron_Flt11_Event1.dat	11	1	Yaw Doublet (Rudder)

ตารางที่ 3.15 การกำหนดชื่อพารามิเตอร์ต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการบิน (channel)

Channel Name	Engineering Name	Engineering Symbol	Sign Convention	Unit
time	Time	t	-	s
AOA	Angle of attack at air data boom	α_{ab}	+: wind from below	deg
AX	Acceleration in the body X-axis	a_x	+: front accel	m/s^2
AY	Acceleration in the body Y-axis	a_y	+: right accel	m/s^2
AZ	Acceleration in the body Z-axis	a_z	+: down accel	m/s^2
AOS	Angle of sideslip at air data boom	β_{ab}	+: wind from right	deg
DA	Roll (aileron) control inputs	δ_{ab}	+: roll right	deg
DE	Pitch (elevator) control inputs	δ_e	+: pitch up	deg
DR	Yaw (rudder) control inputs	δ_r	+: yaw right	deg
P	Angular rates about the body X-axis	p	+: roll right	deg/s
Q	Angular rates about the body Y-axis	q	+: pitch up	deg/s
R	Angular rates about the body Z-axis	r	+: yaw right	deg/s

จากตารางที่ 3.14 ได้ปรับแต่งข้อมูล time-history ก่อนที่จะนำไประบุเอกลักษณ์ เช่น แก้ไขข้อมูลให้ทุก channel มี sample rate, เวลาเริ่มต้น และเวลาสิ้นสุดเดียวกัน ตามข้อกำหนดของโปรแกรม CIFER และอาจใช้ Kalman filter หรือ smoother เพื่อแยกแยะ measurement system biases และ scale factors ซึ่งหากไม่แยกแยะออกจะทำให้การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองผิดพลาด และสุดท้ายอาจต้องกำจัด wild-point และสร้างข้อมูลขึ้นมาใหม่ก่อนที่จะเริ่มระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยโปรแกรม CIFER

สำหรับการใช้งานโปรแกรม CIFER ในการวิจัยนี้สร้างฐานข้อมูล MIMO frequency-response ในการประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลองพลวัตของอากาศยาน โดยเริ่มจาก ข้อมูล time-history, FRESPID จะคำนวณ SISO frequency responses โดยใช้ chirp z-transform โดยทำการคำนวณซ้ำโดยใช้ windows ต่างกัน ผลลัพธ์จะถูกเขียนลงในฐานข้อมูล frequency-response จากนั้น COMPOSITE จะทำ optimization โดยใช้ spectral window หลาย ๆ อัน เพื่อให้ได้ฐานข้อมูล frequency-response สุดท้ายที่มี resolution สูง bandwidth กว้าง และมี random error ต่ำ ต่อมาในการประมาณการพารามิเตอร์แบบจำลอง NAVFIT ถูกใช้ในการหาแบบจำลอง pole-zero transfer-function ที่สอดคล้องกับ SISO frequency response ที่เลือก และ DERIVID ถูกใช้ในการประมาณพารามิเตอร์แบบจำลองรูปแบบปริภูมิสถานะ (state-space) ที่สอดคล้องกับฐานข้อมูล MIMO frequency-response นอกจากนี้ DERIVID ยังมี tools อื่น ๆ ไว้ใช้

ในการพล็อตข้อมูลและสร้างตารางเพื่อวิเคราะห์ผลที่ได้จากการระบุเอกลักษณ์ และขั้นตอนสุดท้าย VERIFY จะถูกใช้เพื่อตรวจสอบแบบจำลอง โดยใช้ข้อมูล time-history ที่มีลักษณะต่างจากข้อมูลของ maneuver ที่ใช้ในการหาคุณลักษณะของระบบ VERIFY จะมี tools ไว้ใช้วิเคราะห์ผลที่ได้อีกด้วย

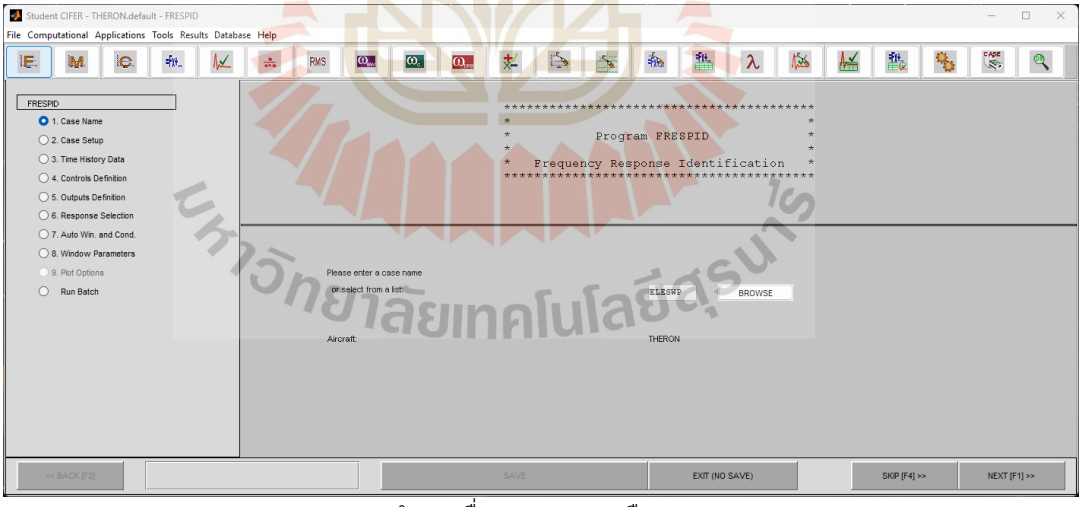
การดำเนินการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยโปรแกรม CIFER โดยจะทำการแบ่งการระบุเอกลักษณ์ระบบออกเป็น 2 แบบ ตามแบบจำลองพลวัตการบินที่ได้กำหนดไว้ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

3.3.1 พลวัตการบินแกนตามยาว

ขั้นตอนในการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยโปรแกรม CIFER พิจารณาการตอบสนองความถี่จากอินพุตควบคุม คือ elevator โดยมีขั้นตอนดังต่อไปนี้

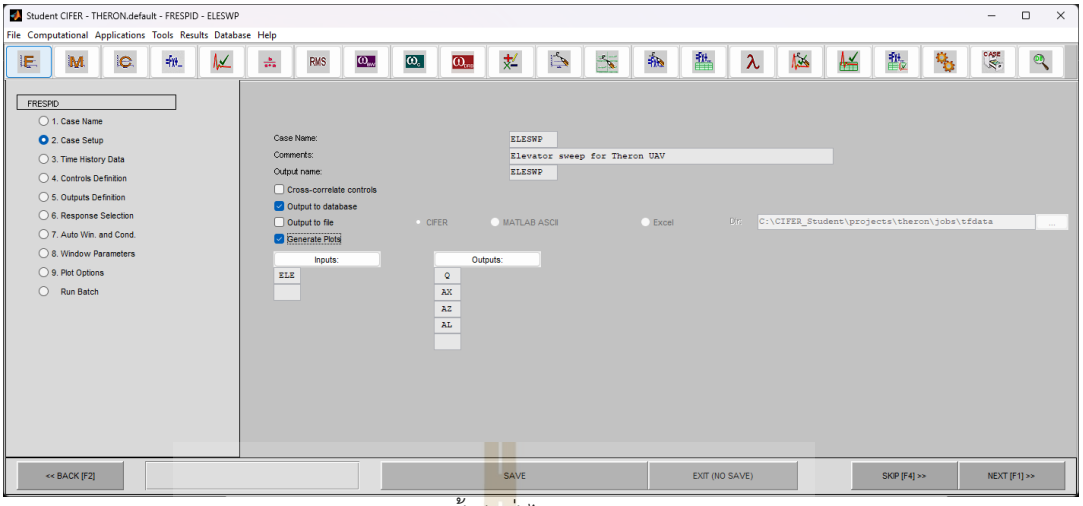
1) การคำนวณการตอบสนองความถี่ (FRESPID)

ในกระบวนการนี้จะทำการคำนวณการตอบสนองต่อความถี่จากข้อมูล time history สำหรับอินพุต elevator มีขั้นตอนการใช้โปรแกรม CIFER ดังแสดงในรูปที่ 3.43-3.46

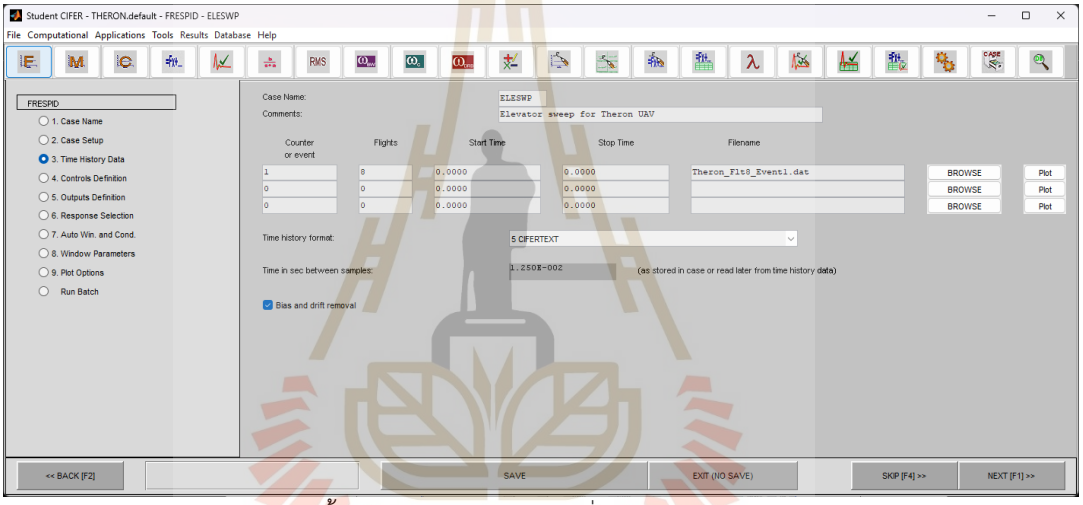


(ก) การกำหนดชื่อเคส (Case) หรือการทดสอบ

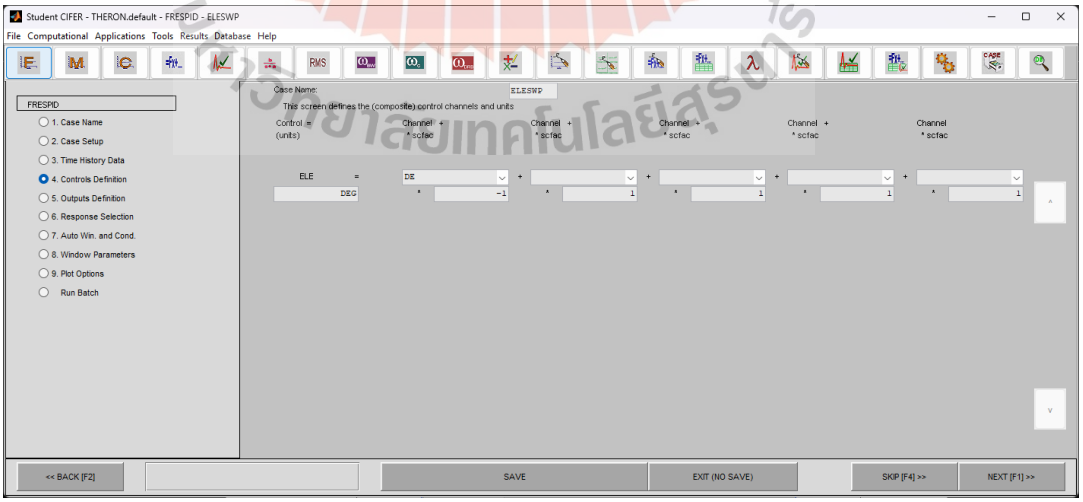
รูปที่ 3.43 ขั้นตอนการคำนวณการตอบสนองความถี่ด้วย FRESPID



(ข) การตั้งค่าทั่วไปของการทดสอบ

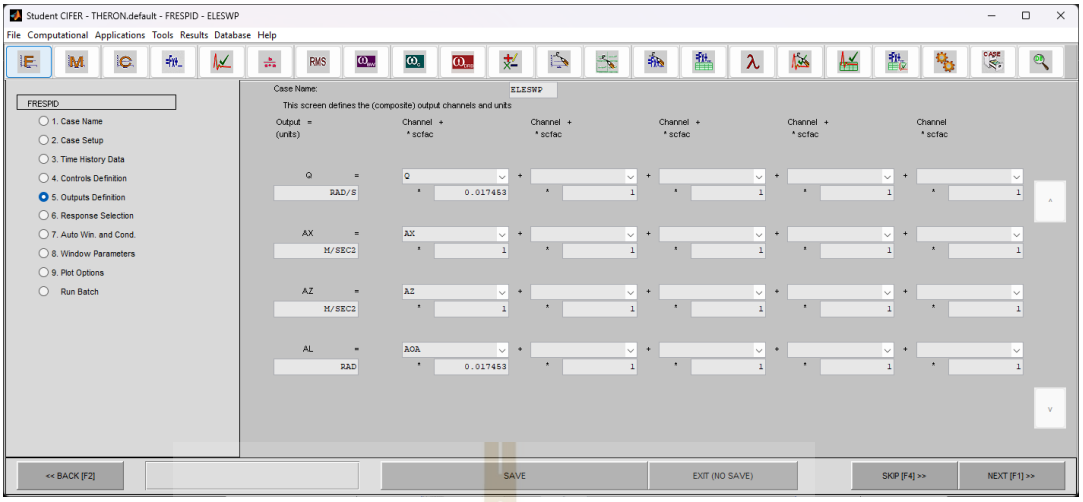


(ค) การตั้งค่าข้อมูล time-history ที่จะนำมาใช้ในการคำนวณ

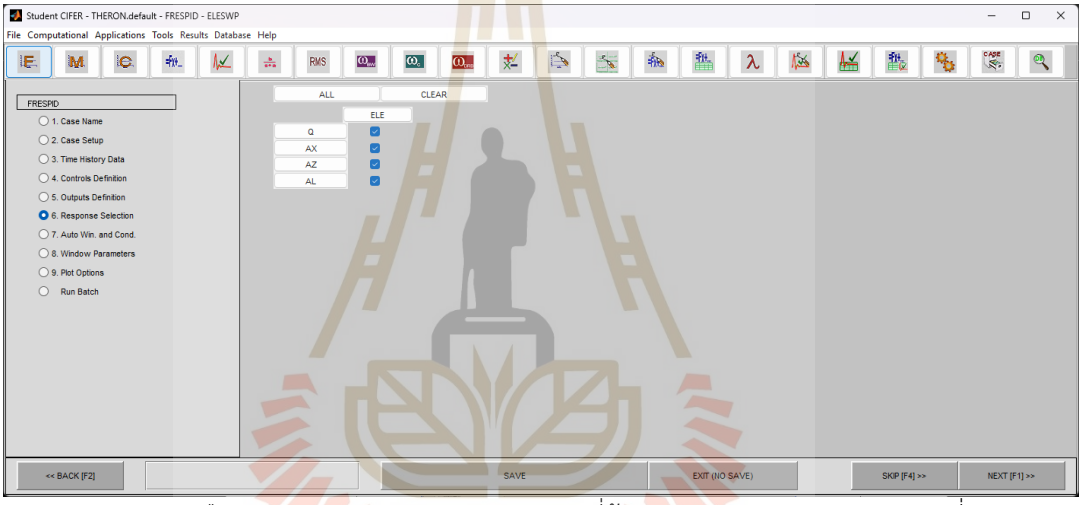


(ง) การกำหนดค่าของ control channels

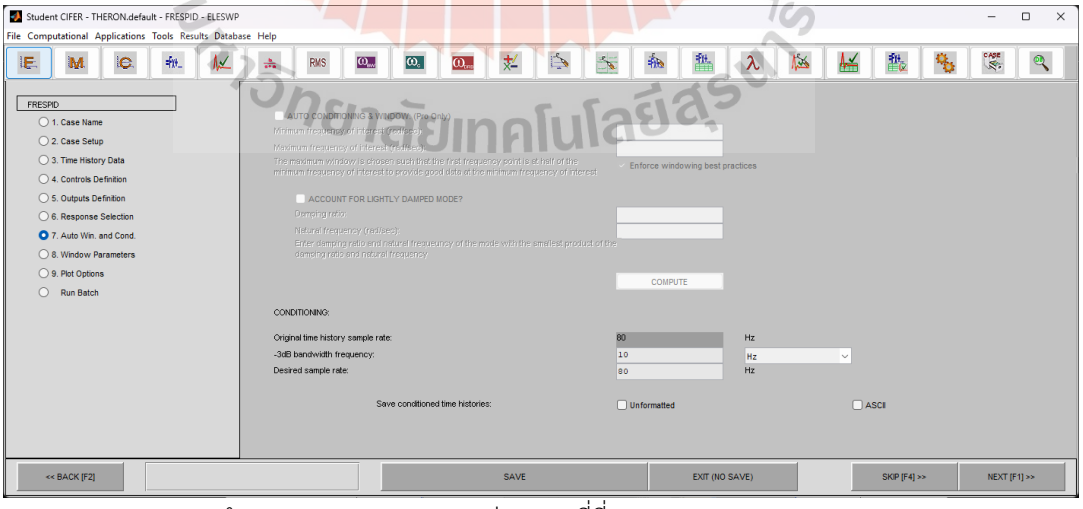
รูปที่ 3.44 ขั้นตอนการคำนวณการตอบสนองความถี่ด้วย FRESPID (ต่อ)



(จ) การกำหนดค่าของ output channels

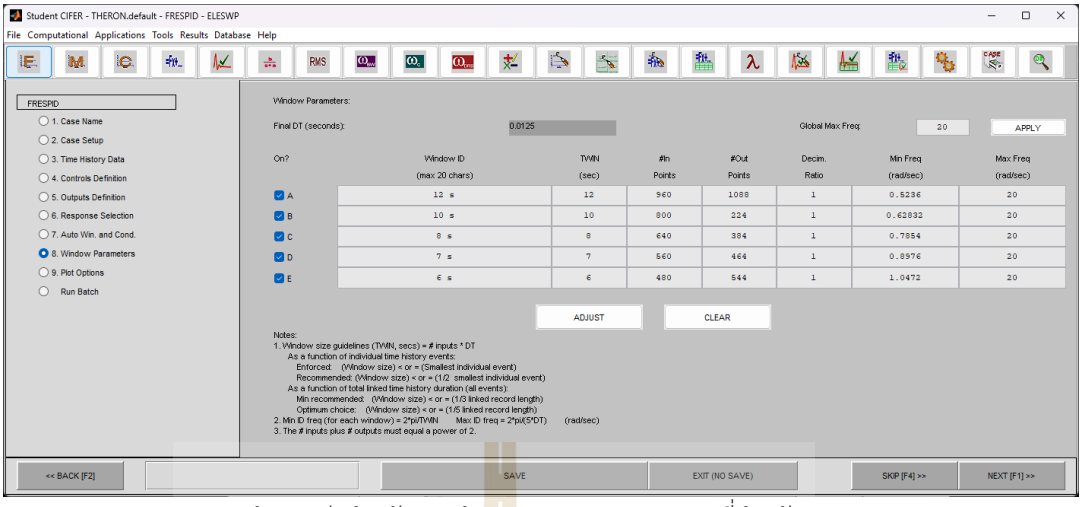


(ฉ) การเลือก control/output combinations ที่ต้องการคำนวณการตอบสนองความถี่

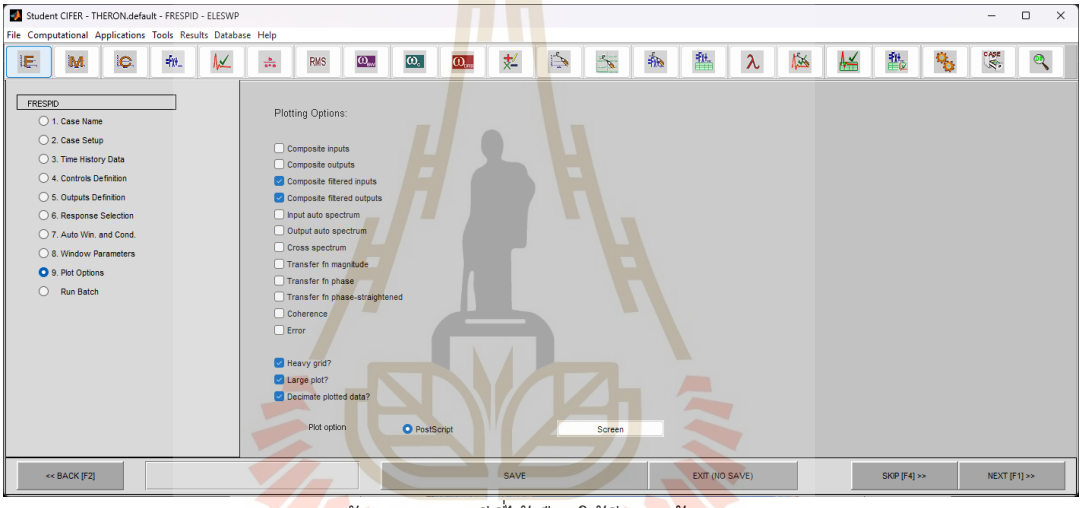


(ช) การกำหนด conditioning ตามช่วงความถี่ที่เหมาะสมของ time history data

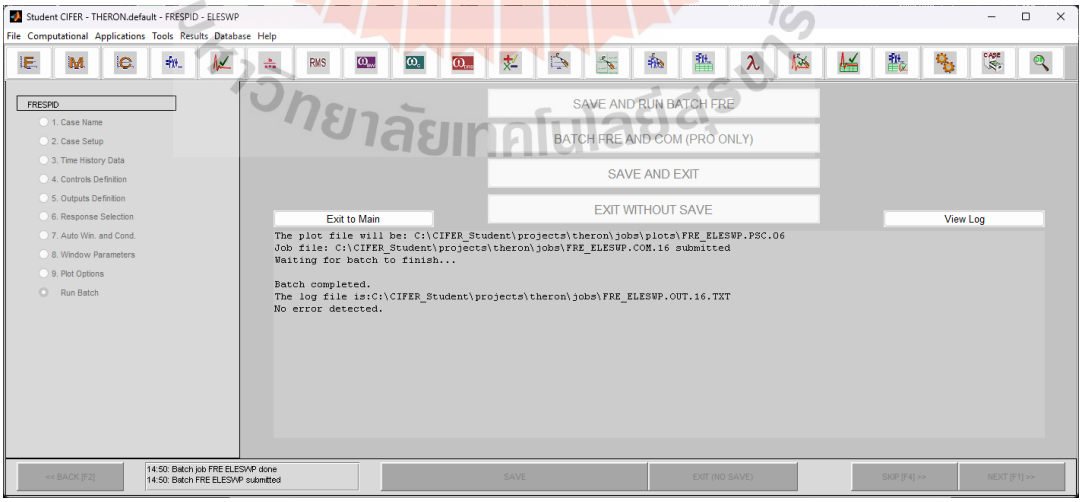
รูปที่ 3.45 ขั้นตอนการคำนวณการตอบสนองความถี่ด้วย FRESPID (ต่อ)



(ซ) การกำหนดค่าสำหรับการคำนวณการตอบสนองความถี่สำหรับ windows



(ญ) การสร้างกราฟ กรณีที่ได้เลือกให้มีการสร้างกราฟ (plot)



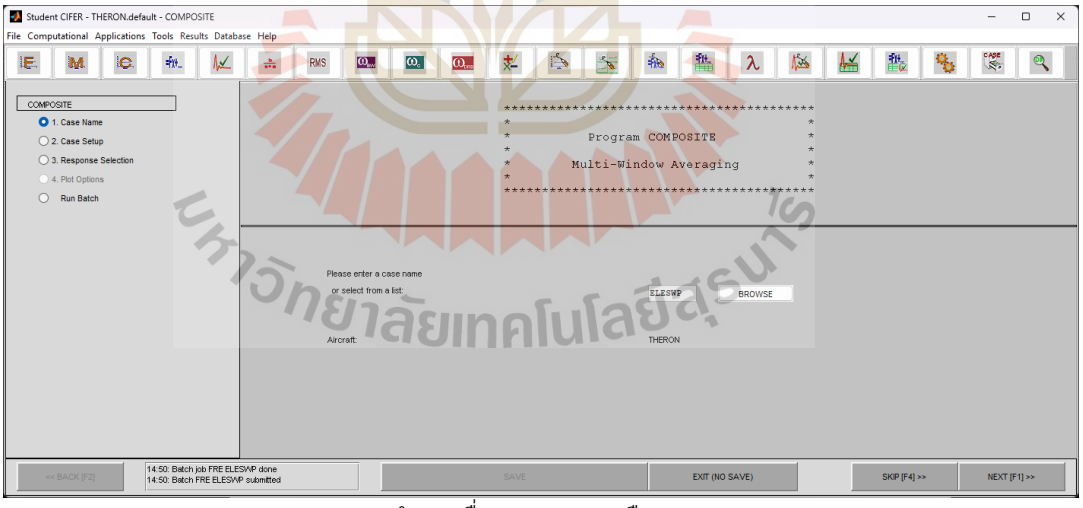
(ฐ) การรัน batch job

รูปที่ 3.46 ขั้นตอนการคำนวณการตอบสนองความถี่ด้วย FRESPID (ต่อ)

โดยทั่วไปการใช้งานโปรแกรม CIFER สำหรับการสร้างการตอบสนองความถี่ สามารถทำได้โดยง่ายและสะดวก ข้อมูลจะถูกประมวลผลจาก FRESPID ไป COMPOSITE ตามลำดับ การตั้งค่าการประมวลผลสัญญาณหรือข้อมูลส่วนใหญ่จะถูกกำหนดโดยโปรแกรม สิ่งเดียวที่อาจจะทำให้เกิดความสับสน คือ การเลือก windows ในกระบวนการ FRESPID ดังแสดงในรูปที่ 3.46(ซ) โดยจากตารางที่ 3.13 และสมการที่ 2-85 สามารถคำนวณหาค่า $T_{\text{win, max}}$ และ $T_{\text{win, min}}$ ได้เท่ากับ 12 และ 6 วินาที ตามลำดับ ดังนั้นจะใช้ windows ในกระบวนการ FRESPID ทั้งหมด 5 windows คือ 12, 10, 8, 7 และ 6 วินาที

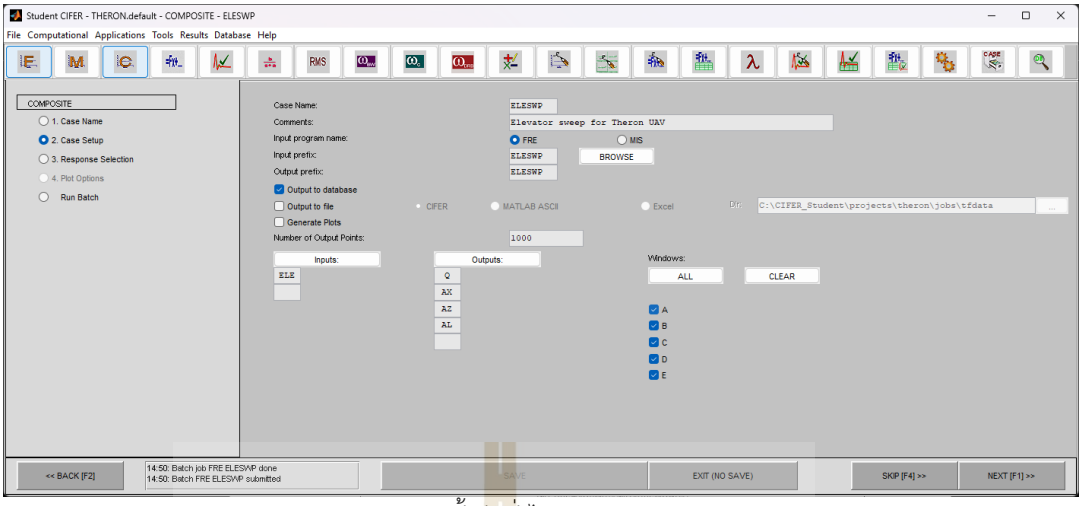
2) การรวมข้อมูลจาก windows หลายชุด (COMPOSITE)

ในกระบวนการนี้จะรับข้อมูลการตอบสนองความถี่ที่ได้จาก FRESPID จากการใช้ windows ที่ต่างกัน ข้อมูลเหล่านี้มีความละเอียดหรือช่วงความถี่ที่ต่างกันไป โดย COMPOSITE ใช้ optimization algorithm ที่ซับซ้อนเพื่อหารูปแบบการตอบสนองต่อความถี่ที่ดีที่สุด (Optimal frequency response) อัลกอริทึมจะถ่วงน้ำหนักข้อมูลจาก windows ต่าง ๆ โดยพิจารณาจากหลายปัจจัย เช่น coherence, noise levels และช่วงความถี่ของแต่ละ window โดยขั้นตอนการใช้โปรแกรม CIFER ดังแสดงในรูปที่ 3.47-3.49

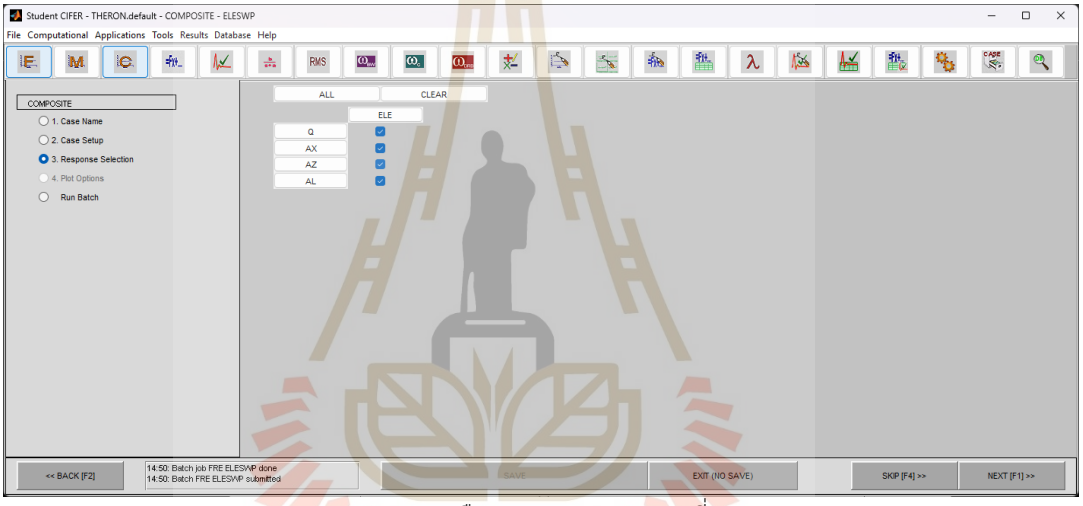


(ก) การกำหนดชื่อเคส (Case) หรือการทดสอบ

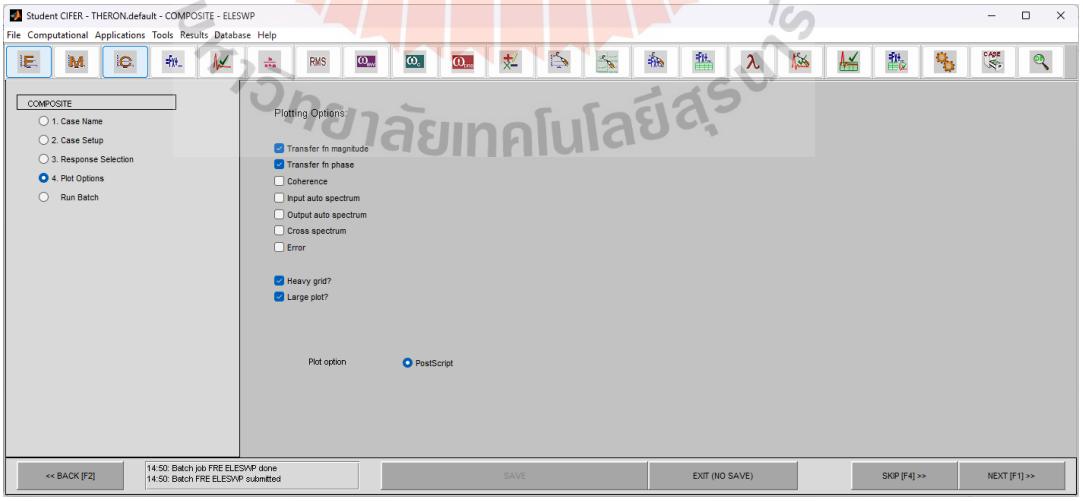
รูปที่ 3.47 ขั้นตอนของการรวมข้อมูลจาก windows หลายชุดด้วย COMPOSITE



(ข) การตั้งค่าทั่วไปของการทดสอบ

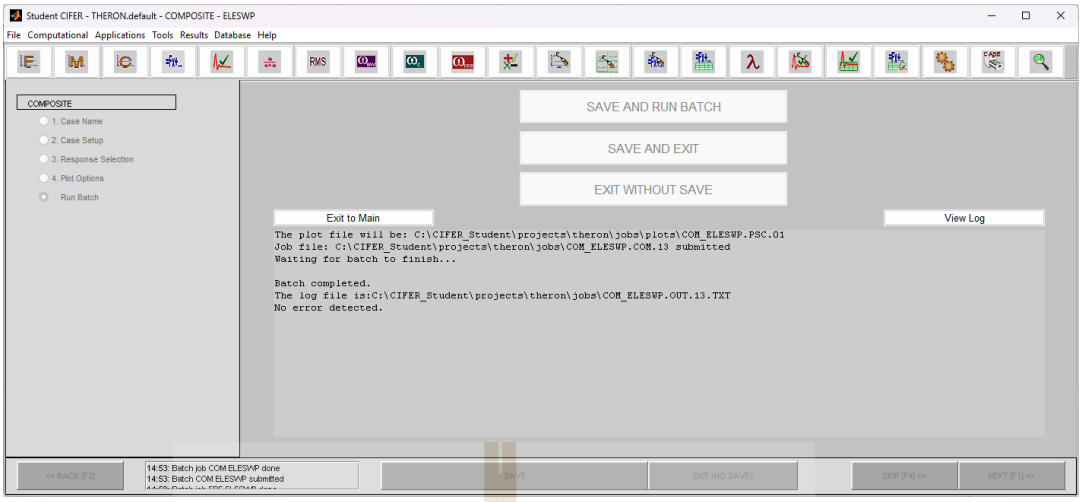


(ค) การเลือกการตอบสนองความถี่



(ง) การสร้างกราฟ

รูปที่ 3.48 ขั้นตอนของการรวมข้อมูลจาก windows หลายชุดด้วย COMPOSITE (ต่อ)

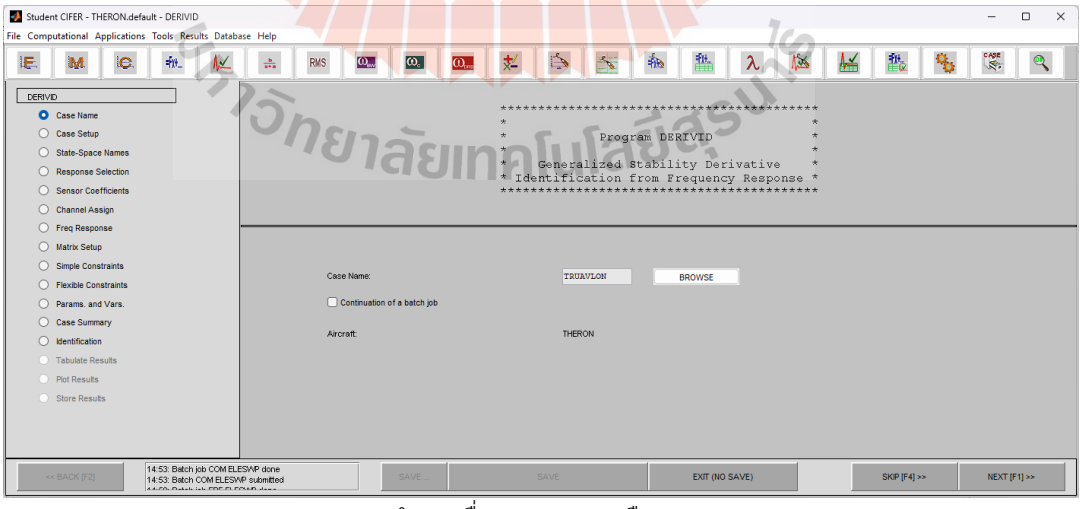


(จ) การรัน batch job

รูปที่ 3.49 ขั้นตอนของการรวมข้อมูลจาก windows หลายชุดด้วย COMPOSITE (ต่อ)

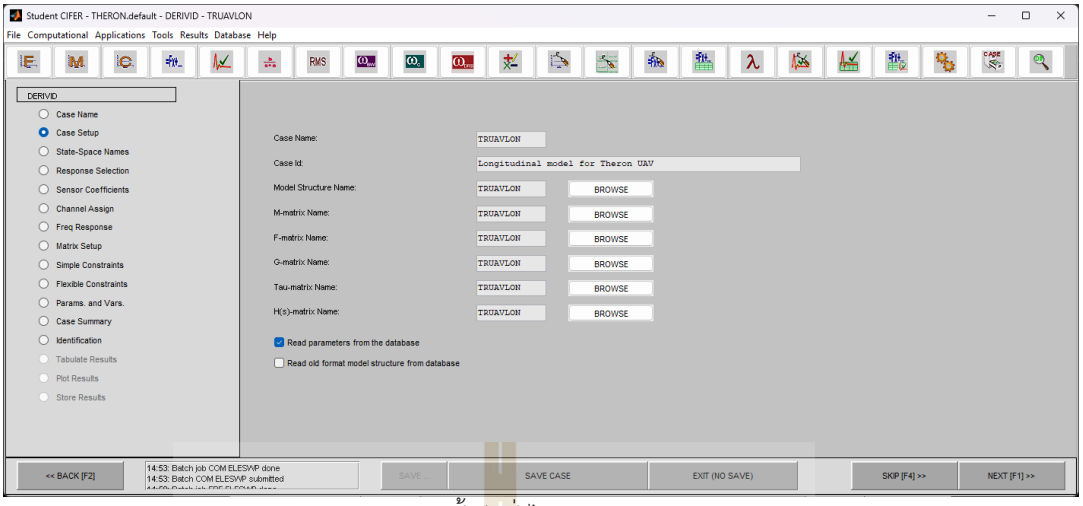
3) การประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลอง (DERIVED)

จากกระบวนการ FRESPID และ COMPOSITE ต่อมานำข้อมูลที่ได้มาสร้างแบบจำลองในรูปแบบปริภูมิสถานะด้วย DERIVED โดยจะใช้ optimization algorithm เพื่อปรับปรุงและประมาณการค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของแบบจำลองปริภูมิสถานะให้สอดคล้องกับข้อมูลการตอบสนองความถี่ที่ได้จาก COMPOSITE ขั้นตอนนี้จะทำซ้ำกันหลายครั้ง (Iteration) เพื่อให้ได้แบบจำลองที่มีความถูกต้องมากที่สุด โดยขั้นตอนการใช้โปรแกรม CIFER ดังแสดงในรูปที่ 3.50-3.57

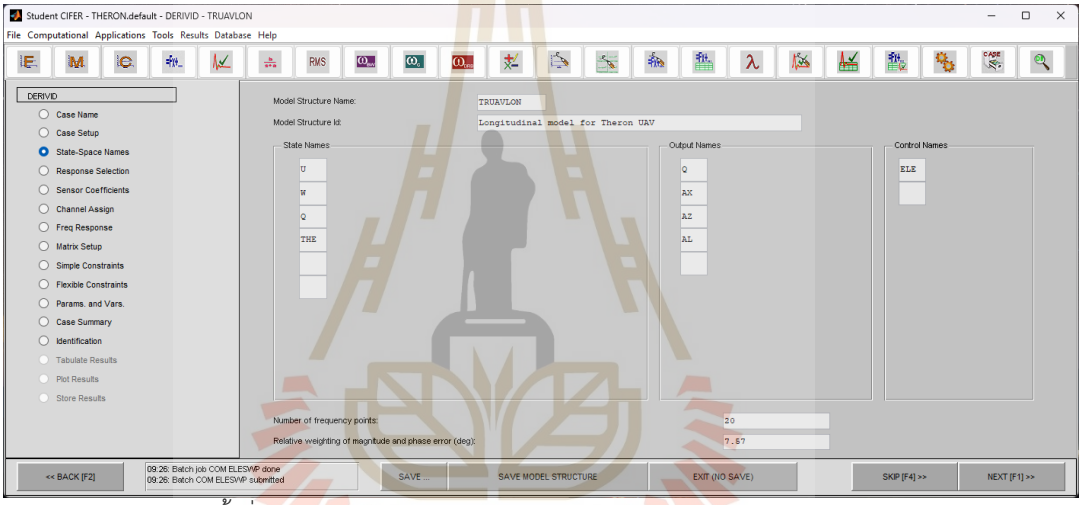


(ก) การกำหนดชื่อเคส (Case) หรือการทดสอบ

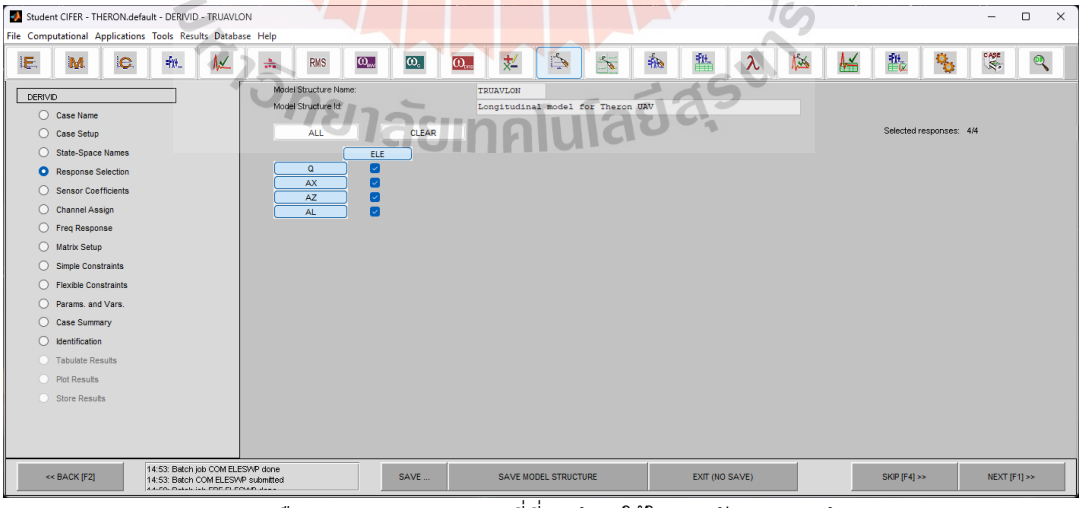
รูปที่ 3.50 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED



(ข) การตั้งค่าทั่วไปของการทดสอบ

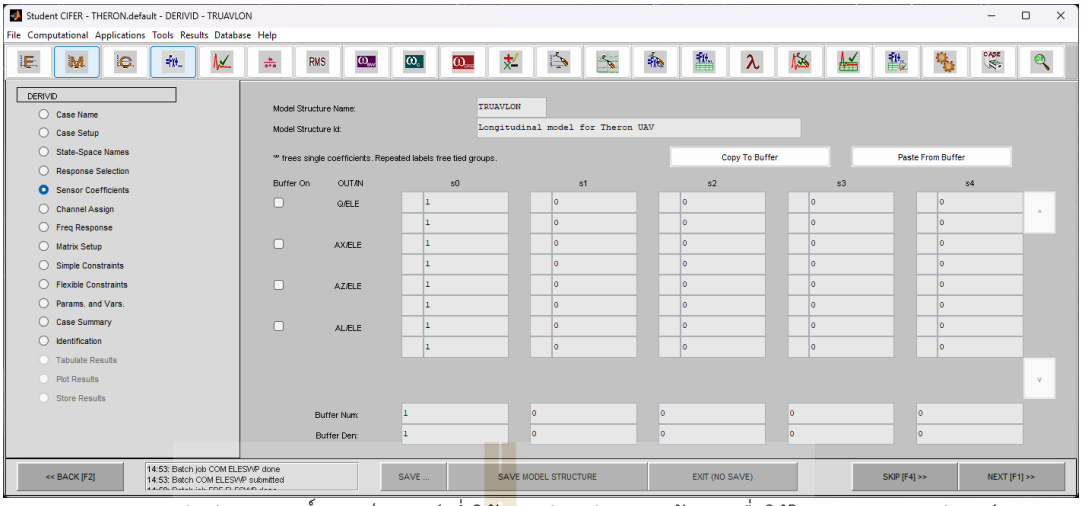


(ค) การตั้งชื่อพารามิเตอร์สถานะ และอินพุต/เอาต์พุต ของแบบจำลองปริภูมิสถานะ

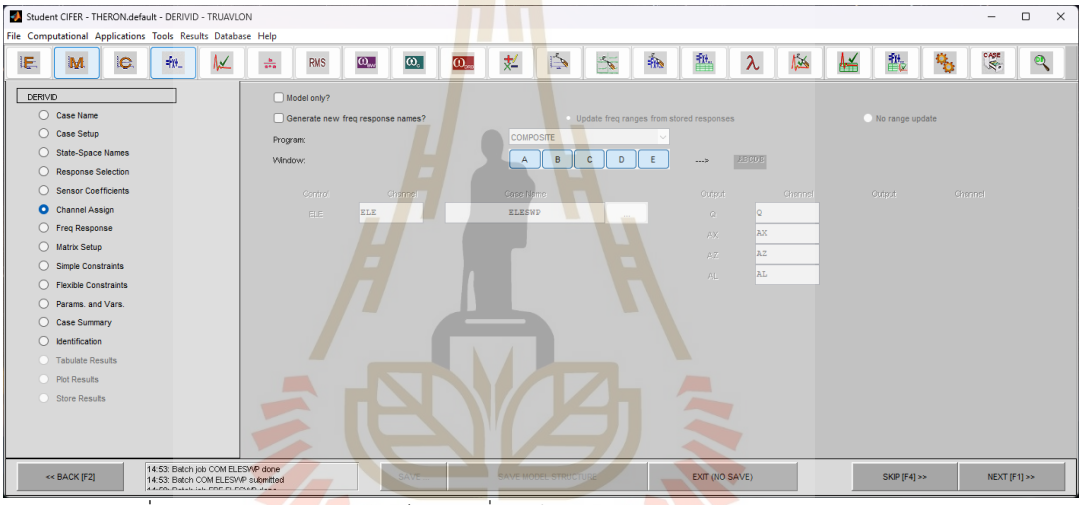


(ง) การเลือกการตอบสนองความถี่ที่จะนำมาใช้ในการพัฒนาแบบจำลอง

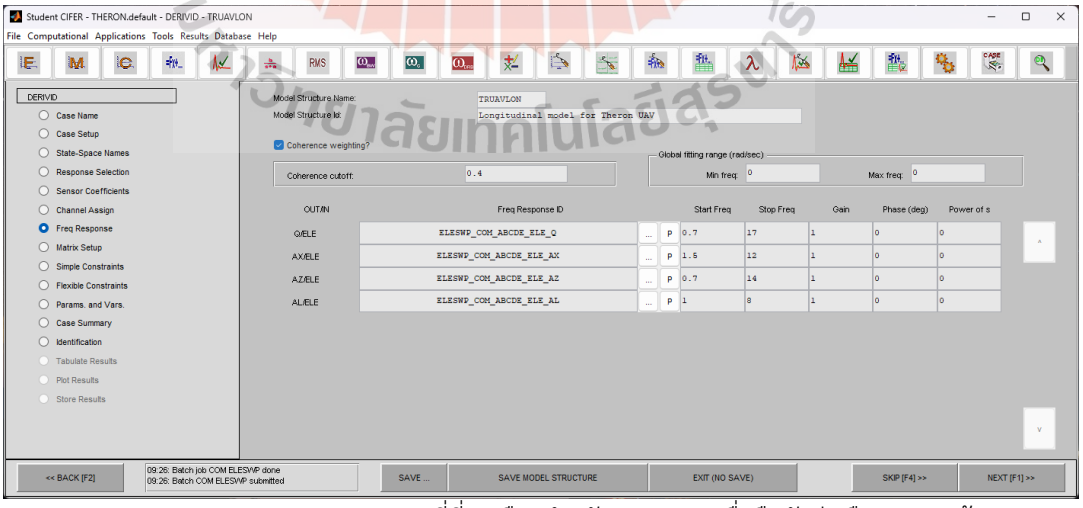
รูปที่ 3.51 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ)



(จ) การกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของเซ็นเซอร์ ซึ่งใช้สำหรับปรับสภาพข้อมูลเพื่อใช้ในการระบุเอกลักษณ์ระบบ

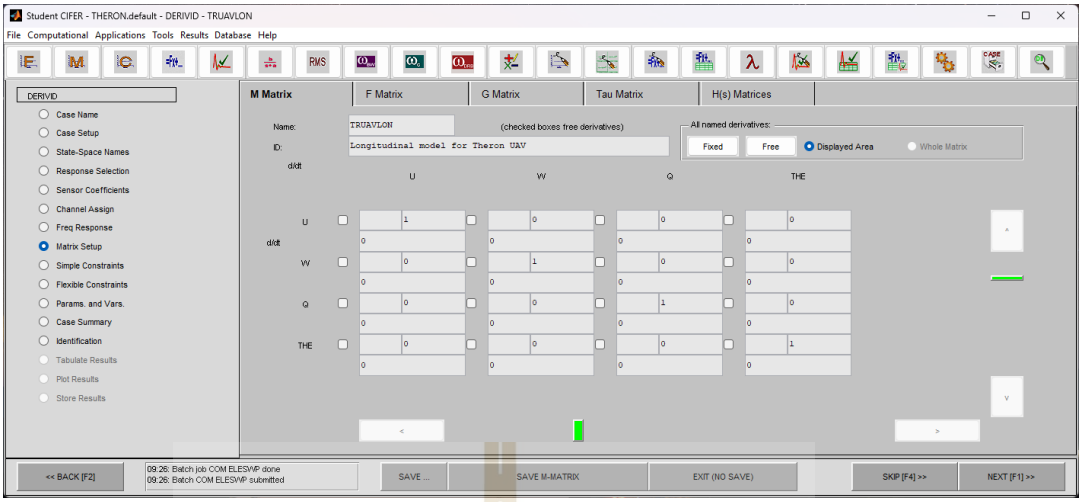


(ฉ) การเชื่อมโยงระหว่างข้อมูลจากเซ็นเซอร์ที่เลือกไว้กับ อินพุต/เอาต์พุต ในแบบจำลองปริภูมิสถานะ

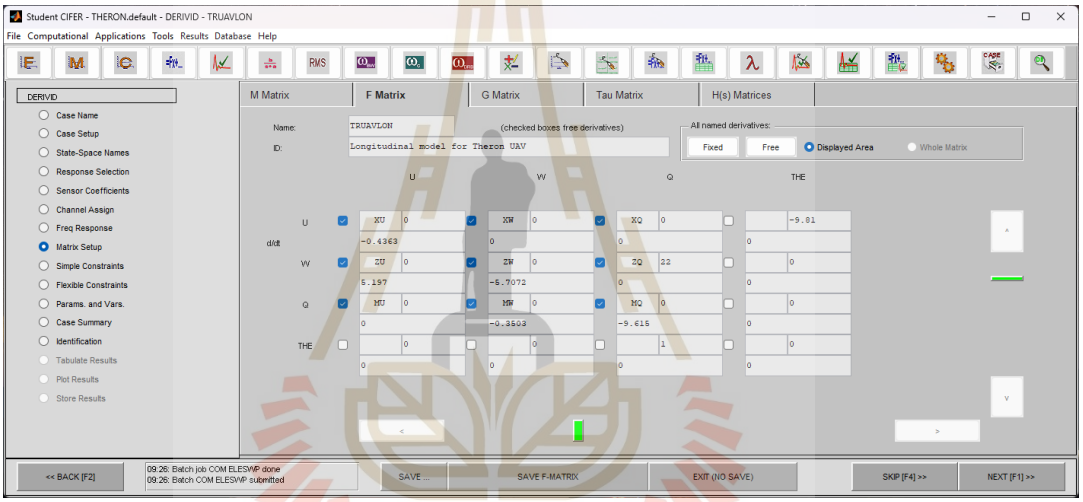


(ช) การตรวจดูการตอบสนองความถี่ที่ถูกเลือกสำหรับ DERIVID เพื่อยืนยันว่าเลือกมาถูกแล้ว

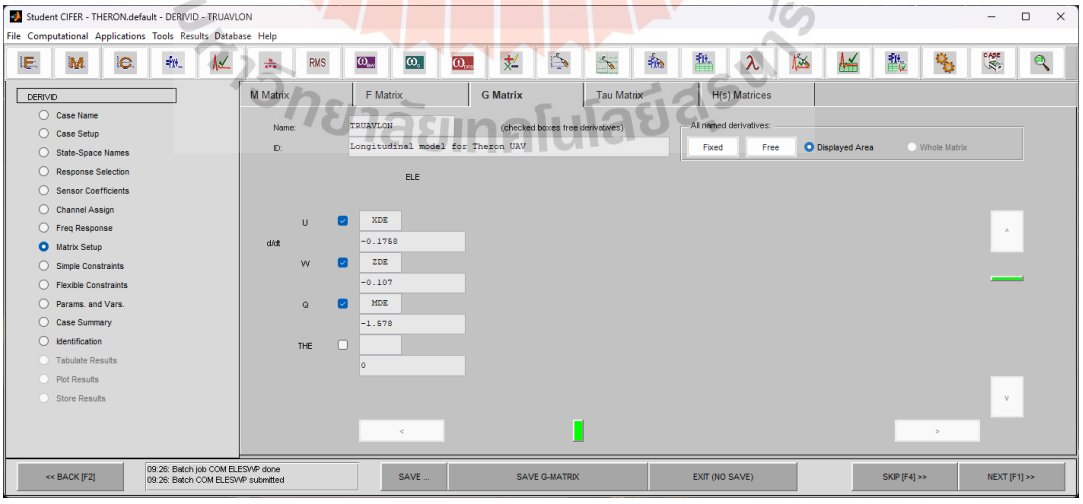
รูปที่ 3.52 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ)



(ช) การกำหนดโครงสร้างของแบบจำลองปริภูมิสถานะ สำหรับเมทริกซ์ $\boldsymbol{M}$

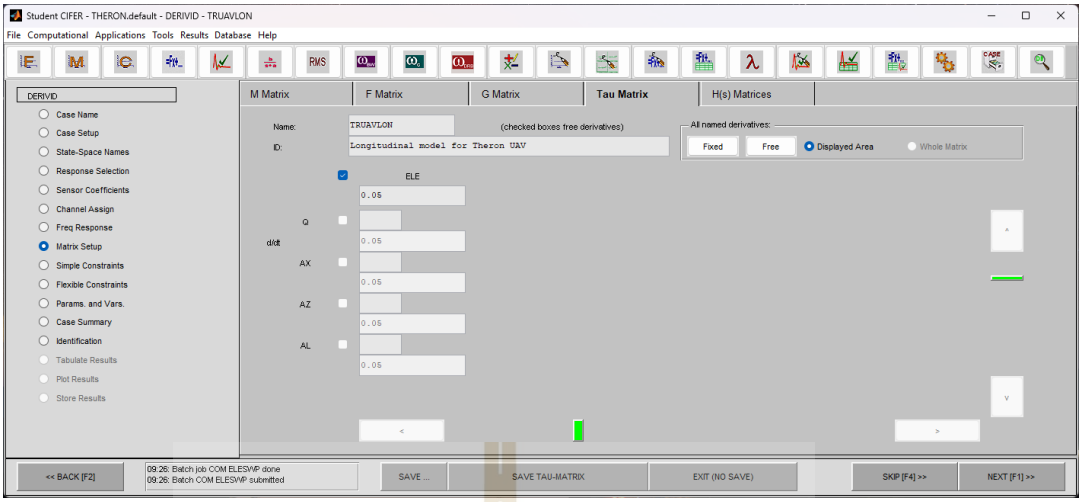


(ญ) การกำหนดโครงสร้างของแบบจำลองปริภูมิสถานะ สำหรับเมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$

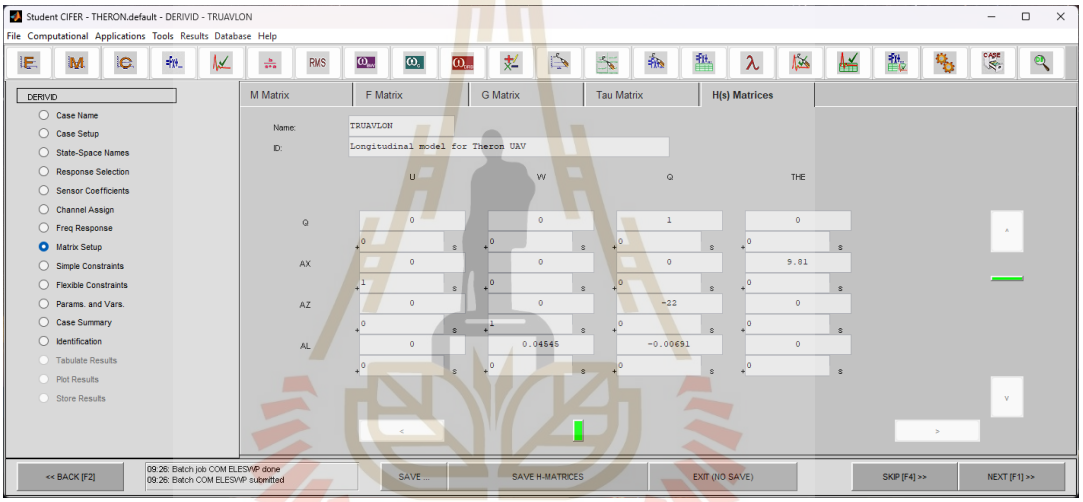


(ฐ) การกำหนดโครงสร้างของแบบจำลองปริภูมิสถานะ สำหรับเมทริกซ์ $\boldsymbol{G}$

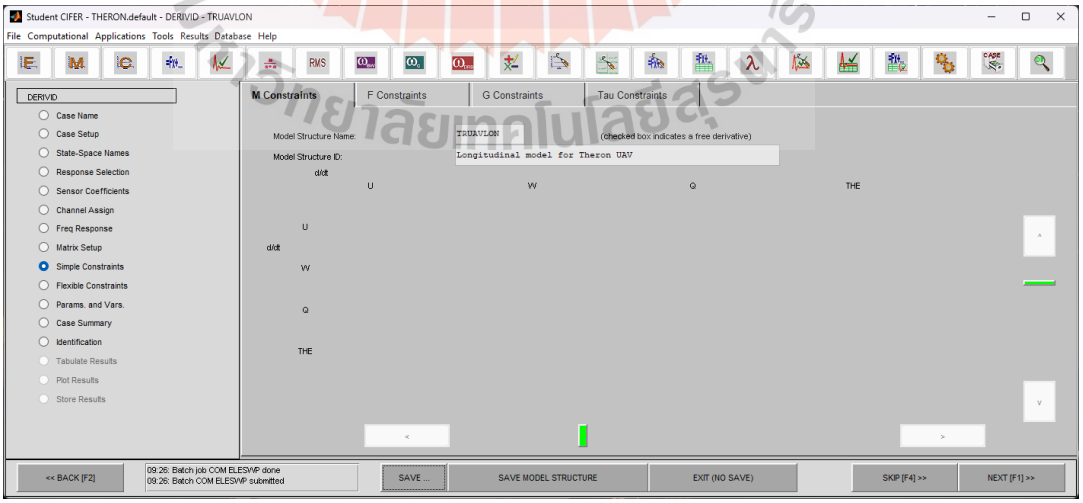
รูปที่ 3.53 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ)



(ฒ) การกำหนดโครงสร้างของแบบจำลองปริภูมิสถานะ สำหรับเมทริกซ์ $\boldsymbol{\tau}$

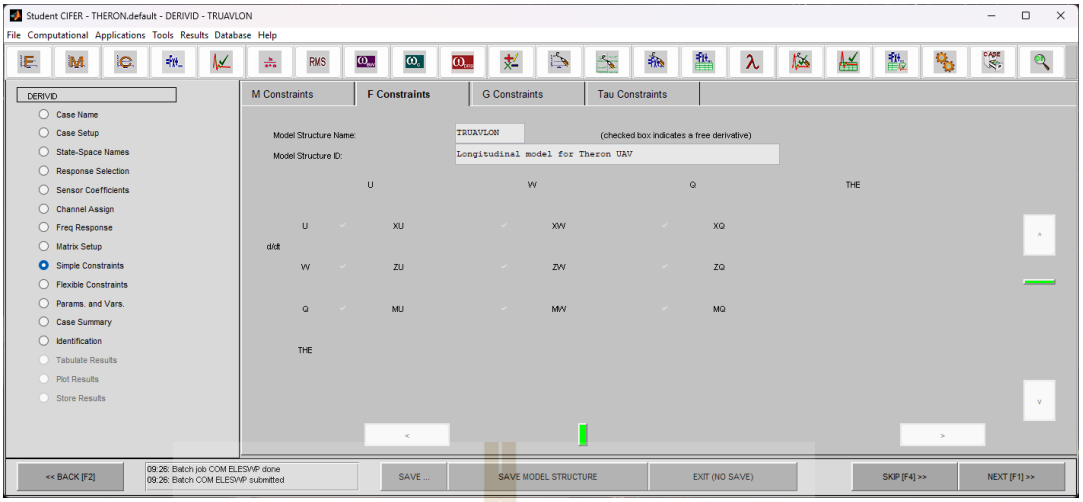


(ด) การกำหนดโครงสร้างของแบบจำลองปริภูมิสถานะ สำหรับเมทริกซ์ $\boldsymbol{H}_0$ และ $\boldsymbol{H}_1$

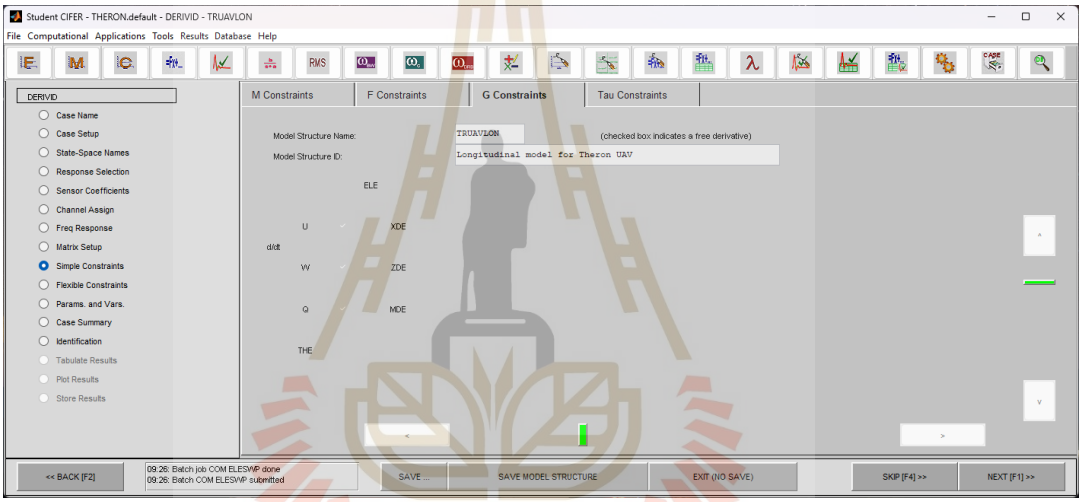


(ต) การกำหนดค่าความสัมพันธ์เชิงเส้น (linear constraints) ระหว่างพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของเมทริกซ์ $\boldsymbol{M}$

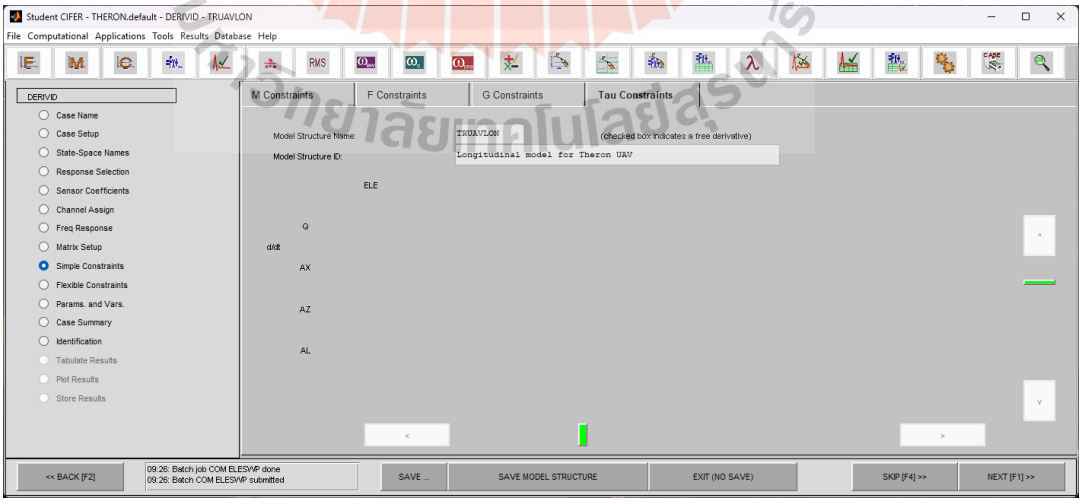
รูปที่ 3.54 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ)



(ถ) การกำหนดค่าความสัมพันธ์เชิงเส้น (linear constraints) ระหว่างพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของเมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$

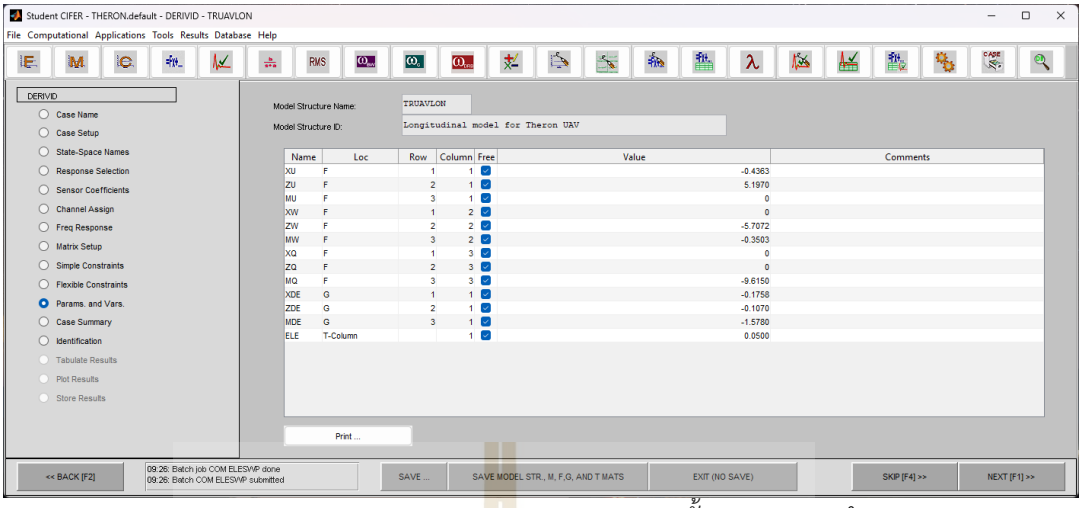


(ท) การกำหนดค่าความสัมพันธ์เชิงเส้น (linear constraints) ระหว่างพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของเมทริกซ์ $\boldsymbol{G}$

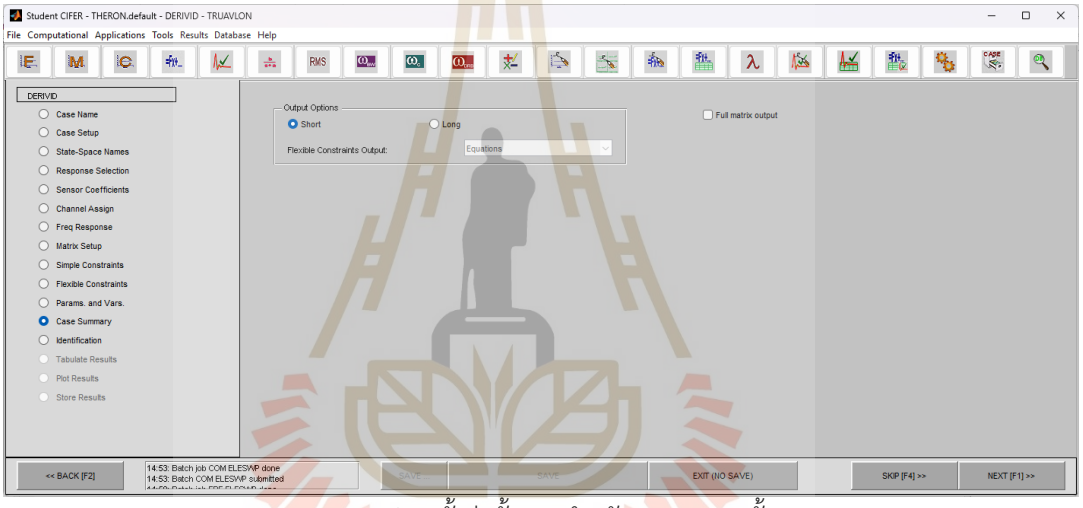


(ธ) การกำหนดค่าความสัมพันธ์เชิงเส้น (linear constraints) ระหว่างพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของเมทริกซ์ $\boldsymbol{\tau}$

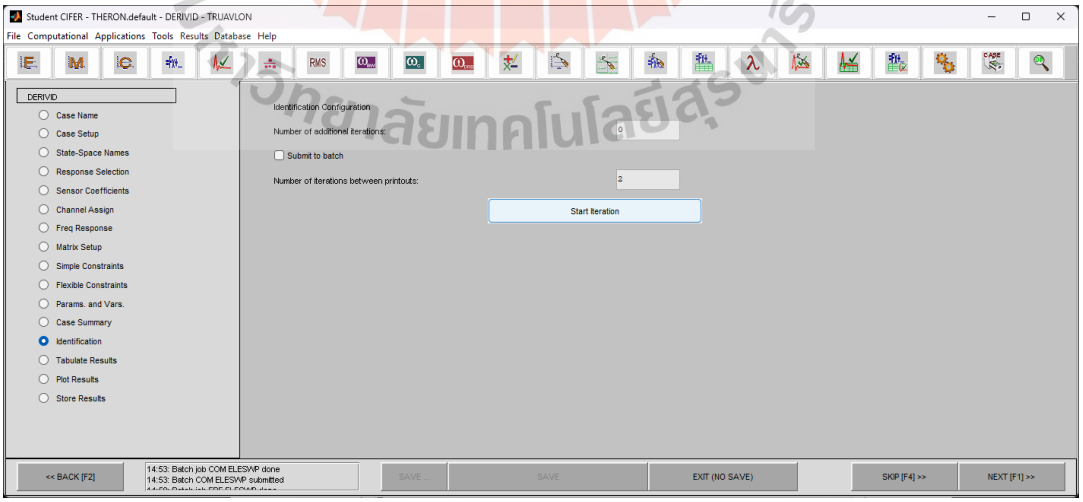
รูปที่ 3.55 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ)



(น) การแสดงรายการ parameters และ variables ทั้งหมดของแบบจำลอง

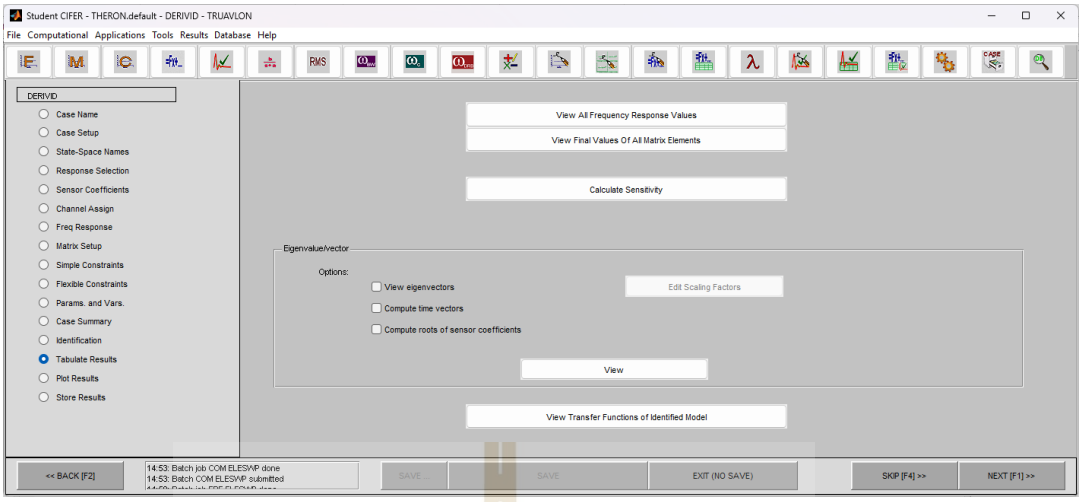


(บ) การสรุปการตั้งค่าทั้งหมดสำหรับการทดสอบนั้น ๆ

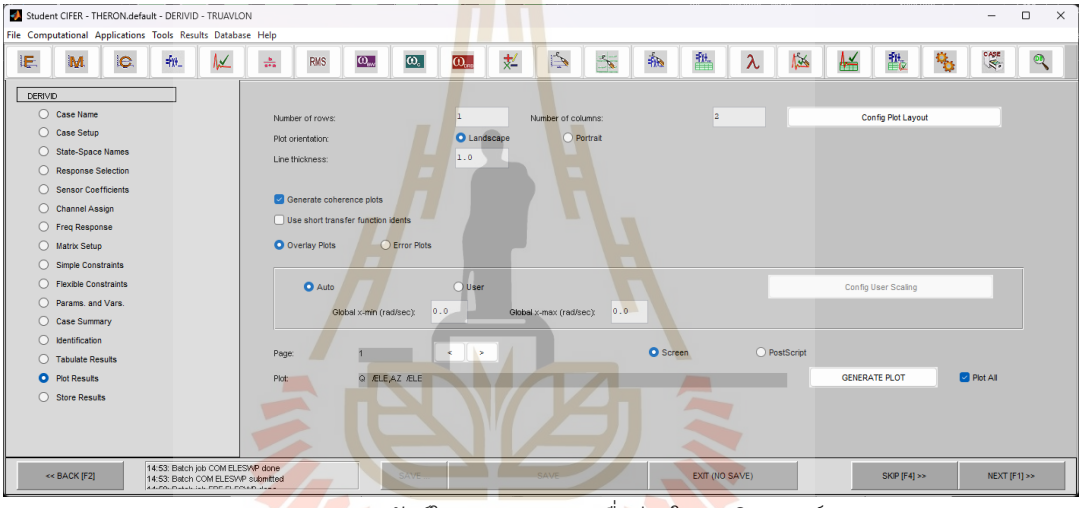


(ป) การรัน identification algorithm ของ DERIVID ในการสร้างแบบจำลองปริภูมิสถานะ

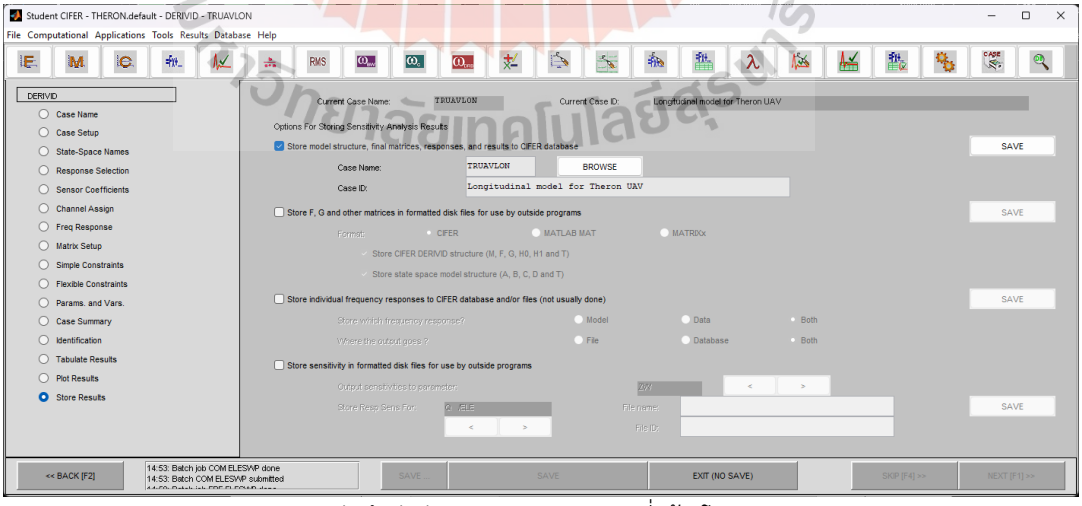
รูปที่ 3.56 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ)



(ผ) การแสดงผลลัพธ์ในรูปแบบตัวเลข (ตาราง)



(ฝ) การแสดงผลลัพธ์ในรูปแบบกราฟ เพื่อช่วยในการวิเคราะห์ผล



(พ) การบันทึกค่าต่าง ๆ และแบบจำลองที่สร้างโดย DERIVID

รูปที่ 3.57 ขั้นตอนของการประมาณการพารามิเตอร์ของแบบจำลองด้วย DERIVED (ต่อ)

การกำหนดชื่อของการทดสอบในรูปที่ 3.50(ก) ควรสื่อความหมายและไม่ซ้ำกัน ซึ่งจะช่วยในการจัดการข้อมูลได้สะดวก ต่อมาพารามิเตอร์ต่าง ๆ ที่จำเป็นต้องใช้ในการวิเคราะห์การระบุเอกลักษณ์ระบบด้วย DERIVID จะถูกจัดกลุ่มตามหมวดหมู่ เช่น เมทริกซ์ของแบบจำลองปริภูมิสถานะ ($\boldsymbol{M}$, $\boldsymbol{F}$, $\boldsymbol{G}$, $\boldsymbol{\tau}$, และ $\boldsymbol{H}$) และ model structure จะเก็บค่าต่าง ๆ เช่น ชื่อของ states/inputs/outputs, sensor coefficients, ชื่อ channels, ข้อจำกัดต่าง ๆ ระหว่าง matrix elements, และความถี่ที่ต้องการนำมาใช้ในการ fitting ชื่อของ DERIVID case จะมีทั้ง case ID, ชื่อ model structure และชื่อ matrices ที่ใช้ เมื่อกดปุ่ม SAVE CASE ในหน้าจอนี้ ดังแสดงในรูปที่ 3.51(ข) CIFER จะเขียน ID และชื่อของ model structure และ matrices ลงในcase นั้น แต่ในหน้าจอถัดไป ปุ่ม SAVE จะเขียนเฉพาะ model structure หรือ state-space matrices แต่ละอัน ในรูปที่ 3.51(ค) จะระบุข้อมูลเกี่ยวกับแบบจำลองปริภูมิสถานะ ความถี่ที่จะใช้ fitting และ weighting สำหรับแก้ไข gain/phase โดยค่า relative weighting ของ gain/phase จะมีผลต่อ optimization algorithm และอาจจะส่งผลให้แบบจำลองที่ได้มีความแตกต่างกัน ค่าปกติที่ 7.57 deg/dB ถือเป็นค่าที่ใช้กันโดยทั่วไป สำหรับรูปที่ 3.51(ง) ทำให้การระบุเอกลักษณ์ระบบมีความยืดหยุ่นมากขึ้น เพราะสามารถเลือกได้ว่าต้องการให้ DERIVID ใช้การตอบสนองความถี่ของ control/output elements ใดในการประมาณการค่าพารามิเตอร์ของแบบจำลอง การเลือกนี้อาจขึ้นอยู่กับประเภทของการทดสอบ หรือความสนใจที่จะหาค่าความสัมพันธ์เฉพาะระหว่าง inputs/outputs กับระบบที่กำลังทำการระบุเอกลักษณ์ระบบ ในรูปที่ 3.52(จ) เป็นกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของ Sensor Transfer Function (STF) สำหรับแต่ละคู่ของอินพุต/เอาต์พุต ในการระบุเอกลักษณ์ระบบซึ่งจะช่วยปรับแต่งการคำนวณของ DERIVED ให้มีความแม่นยำมากขึ้น โดยเฉพาะอย่างยิ่งในกรณีที่ STF ของเซ็นเซอร์มีผลต่อพฤติกรรมของระบบ และ DERIVED จะดึงข้อมูลการตอบสนองความถี่จาก database โดยตรงและสามารถสร้างกำหนดชื่อของการตอบสนองความถี่ใหม่ได้ด้วยดังแสดงในรูปที่ 3.52(ฉ) และในการกำหนดว่าจะใช้การตอบสนองความถี่ใดบ้างเป็นข้อมูลอินพุต, การกำหนดค่า ค่า coherence เป็น weighting function และพารามิเตอร์อื่น ๆ ดังแสดงในรูปที่ 3.52(ช) และสำหรับรูปที่ 3.53(ซ) ถึง 3.54(ด) เป็นการกำหนดโครงสร้างของแบบจำลองปริภูมิสถานะ โดยต้องระบุให้ชัดเจนว่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ มีค่าเป็นศูนย์, มีค่าคงที่ (Fixed) หรือเป็นค่าที่ต้องการหา (free) ต่อมาสำหรับรูปที่ 3.54(ต) ถึง 3.55(ธ) เป็นการกำหนดค่าความสัมพันธ์เชิงเส้นอย่างง่าย (Linear constraints) ระหว่างพารามิเตอร์ต่าง ๆ จากการกำหนดโครงสร้างของแบบจำลองปริภูมิสถานะก่อนหน้านี้ และสำหรับการกำหนดค่าความสัมพันธ์เชิงฟังก์ชันที่ซับซ้อน (Flexible constraints) ระหว่างพารามิเตอร์ต่าง ๆ โปรแกรม CIFER สำหรับเวอร์ชันนักศึกษานี้ไม่สามารถใช้งานได้ และการสรุป parameters และ variables ทั้งหมดของแบบจำลอง รวมถึงสามารถแก้ไขเหล่านี้ได้ ดังแสดงในรูปที่ 4.56(น) และสำหรับการควบคุมการแสดงผลสรุปการทดสอบ (Case summary) และทำการตรวจสอบก่อนที่จะรัน identification algorithm ดังแสดงในรูปที่ 4.56(บ)

และรูปที่ 4.56(ป) ทำการรัน identification algorithm โดยจะป้อนจำนวน iterations และระบุว่าจะให้ประมวลผลแบบ interactive หรือ batch job หลังจากเสร็จสิ้นกระบวนการ iteration สามารถตรวจสอบผลลัพธ์ได้ดังรูปที่ 4.57(ผ) และสามารถตั้งค่าการแสดงผลลัพธ์ในรูปแบบกราฟได้ดังรูปที่ 4.57(ฝ) และขั้นตอนสุดท้ายสำหรับการบันทึกผลลัพธ์ของ DERIVID analysis ไปยัง CIFER results database ข้อมูลผลลัพธ์จะถูกเก็บแยกไว้ตาม case name และแยกจาก database ของ frequency responses ซึ่งสามารถเข้าถึงข้อมูลใน results database โดยใช้ results utilities ได้

ถ้าหากผลลัพธ์ของการระบุเอกลักษณ์ระบบออกมาไม่น่าพอใจมักเกิดจากความผิดพลาดในการกำหนดหรือการตั้งค่า (Problem statement) โดยทั่วไปความผิดพลาดที่มักเกิดขึ้น ได้แก่ การตั้งข้อสมมติที่ไม่ถูกต้องเกี่ยวกับหน่วยและเครื่องหมายของข้อมูลการบิน และการนำสมการการเคลื่อนที่มาใช้ในการสร้างแบบจำลองเพื่อใช้ในการระบุเอกลักษณ์ระบบอย่างผิด ๆ ซึ่งปัญหาเหล่านี้ทำให้ปรากฏความผิดพลาดระหว่าง frequency response ของข้อมูลการบิน และ frequency response ของแบบจำลองที่สร้างขึ้นมาในตอนแรก หากไม่ได้แก้ไข ขั้นตอนวิธีของการประมาณค่าพารามิเตอร์ที่ระบุได้ (Identification algorithm) จะไม่เข้าสู่จุดลู่เข้า (Converge) หรือถ้าถึงเข้าสู่จุดลู่เข้า ความผิดพลาดในการตั้งค่านี้จะนำไปสู่ค่าที่ไม่ถูกต้องของพารามิเตอร์ที่ระบุได้ในตอนสุดท้าย

รูปแบบของ frequency-response จะช่วยให้การตรวจสอบและแก้ไขความผิดพลาดของ model structure ในตอนแรก และค่าเริ่มต้นของพารามิเตอร์ต่าง ๆ เป็นไปได้สะดวก ความไม่สอดคล้องกันใน magnitude และ phase ของ initial model และข้อมูลการบินที่เห็นได้อย่างชัดเจนในแต่ละคู่ของ response จะช่วยให้สามารถกลับไปแก้ไขข้อผิดพลาดในเครื่องหมาย, หน่วย และการนำ model structure มาใช้ได้ ซึ่งเป็นขั้นตอนตรวจสอบเบื้องต้น (Sanity check) ที่ต้องทำให้เรียบร้อยก่อนที่กระบวนการปรับค่าให้เหมาะที่สุด (Optimization process) จะเริ่มต้นในกระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบ โดยปัญหาที่มักเกิดขึ้นพร้อมทั้งแนวทางแนะนำในการแก้ไขความผิดพลาด (Debugging) มีดังต่อไปนี้

1) การตอบสนองของอัตราต่าง ๆ (Rate responses) ของกลศาสตร์การบินมักจะแสดงลักษณะ roll-off ที่ -20 dB/dec ที่ความถี่สูง และมี phase lag คงที่ที่ -90 องศา ถ้าไม่เป็นเช่นนี้ควรตรวจสอบสมการการเคลื่อนที่ว่าถูกต้องและนำมาใช้งานถูกต้องแล้วหรือไม่

2) ความไม่สอดคล้องกันอย่างต่อเนื่องในขนาด ± 20 dB/dec magnitude และ ± 90 deg phase ระหว่าง response ของข้อมูลการบิน และ initial model ตลอดช่วงความถี่ทั้งหมดมักจะแสดงให้เห็นความผิดพลาดใน measurement equation หรือแสดงว่าจำเป็นต้องทำการแก้ไขข้อมูล frequency-response ควรตรวจสอบว่า measurement equation ถูกต้อง ตัวอย่างเช่น ข้อมูล frequency-response อาจจะเป็นค่า q/δ_e ขณะที่ output

ของแบบจำลองตามที่ถูกสร้างไว้ในเมทริกซ์ $\boldsymbol{H}_0$ และ $\boldsymbol{H}_1$ มีผลลัพธ์เป็นการตอบสนองของ attitude (θ/δ_e)

3) ค่า magnitude ที่เลื่อน (Shift) อย่างคงที่เป็น 36.16 dB สำหรับการพล็อต magnitude ของ frequency-response ตลอดทั้งช่วง ต้องมีการคูณ scale factor เป็น 57.3 ซึ่งโดยทั่วไปหมายถึงความไม่สอดคล้องกันระหว่างหน่วยองศากับเรเดียน (Radian)

4) Phase shift ที่ 180 องศา เป็นการแสดงให้เห็นความไม่สอดคล้องกันของเครื่องหมาย

5) Cost function ที่มีค่าสูง หรือคุณสมบัติของเสถียรภาพของแบบจำลองที่ไม่เป็นไปตามที่คาดไว้ (ค่าลักษณะเฉพาะไม่เสถียรทั้ง ๆ ที่ควรจะเสถียร) อาจจะแสดงให้เห็นว่าค่าเริ่มต้นที่คาดเดาในตอนต้นของพารามิเตอร์ต่าง ๆ ไม่ดี ซึ่งอาจต้องทำการปรับค่าพารามิเตอร์ในตอนต้นให้ความสอดคล้องของ frequency-response ดีขึ้นก่อน (Transfer function) ก่อนที่จะเริ่มการปรับค่าให้เหมาะสมที่สุด (Optimization)

6) อาจมีความผิดพลาดใน kinematic consistency ตัวอย่างเช่น curve ของ magnitude และ phase ของแบบจำลอง (และข้อมูลการบิน) สำหรับ response ของ u/δ_e และ a_x/δ_e ควรจะมีค่าเหมือนกันที่ความถี่สูง เมื่อแรงโน้มถ่วงมีผลเล็กน้อยต่อสัญญาณ $\dot{u}$ ถ้า response ใด response หนึ่งมีความสอดคล้องกันเป็นอย่างดีระหว่างแบบจำลองกับการบิน ส่วน response อื่นไม่มี อาจจะมีปัญหากับ scale factor, หน่วย หรือ kinematic consistency และ state reconstruction

เมื่อการจัดเตรียมและการกำหนดแบบจำลองถูกต้องแล้ว ในขั้นตอนต่อไปต้องพิจารณาการระบุเอกลักษณ์ระบบและการลดลำดับแบบจำลองมาใช้ในขั้นตอนการประมาณหาค่าพารามิเตอร์ (Identification algorithm) โดยเริ่มทำงานจนกว่าผลลัพธ์จะเข้าสู่จุดลู่เข้า (Converge) เสร็จสมบูรณ์ อาจจะต้องใช้ 500-1000 iterations โดยเฉพาะอย่างยิ่งหากแบบจำลองมีความซับซ้อน โดยเฉพาะอย่างยิ่งเมื่อมีหลายพารามิเตอร์ที่ insensitive หรือมีความสัมพันธ์กันอย่างมาก กระบวนการลู่เข้าไม่เป็นเชิงเส้น และอาจแสดงให้เห็นความก้าวหน้าที่ช้ามากเป็นระยะเวลายาวนาน แต่เป็นสิ่งสำคัญมากที่จะต้องให้การ optimization ทำงานต่อไปจนกระทั่งค่าเฉลี่ยของ cost function (J_{ave}) ถึงจุดต่ำสุดที่ลู่เข้าเต็มที่ จากนั้น identification algorithm จะเริ่มต้นใหม่จากจุดนี้ และจะสามารถลู่เข้าได้เร็วยิ่งขึ้น และจะถือว่าถึงจุดต่ำสุดโดยรวมถ้าผลลัพธ์ที่ได้กลับมาเป็นผลลัพธ์เดิมหลังจากการเริ่มต้นใหม่ แสดงว่าได้ผลการระบุที่น่าพอใจสำหรับโครงสร้างของแบบจำลองนี้แล้ว

ค่า cost function ที่ต้องการอ้างอิงตามสมการที่ 2-87 นอกจากนี้ควรตรวจสอบการพล็อตของแบบจำลองและข้อมูล frequency-response เพื่อยืนยันว่าคุณลักษณะที่สำคัญของการเคลื่อนที่แบบพลวัตถูกรวมเข้าไว้ในแบบจำลองแล้วอย่างดี ถ้าเกิดไม่สอดคล้องกันมาก

ในช่วงที่ความสัมพันธ์กันเชื่อถือได้ (Coherence) ต่ำ อาจจะหมายถึงข้อมูลนั้นเชื่อถือไม่ได้และช่วงความถี่ที่เกี่ยวข้องในการตอบสนองควรจะถูกเลี่ยงไม่ใช้ (Trimmed back) และสำหรับคู่ของ frequency-response ที่มี coherence น้อยเกินไป และมี cost สูงเกินค่าที่ยอมรับได้ บางครั้งควรจะถูกละทิ้งทั้งหมด รวมถึงอนุพันธ์ที่เกี่ยวข้องจะถูกตัดออกจากโครงสร้างของแบบจำลอง การจัดเตรียมแบบจำลองจะถูกปรับแต่งใหม่และผลลัพธ์จะถูก optimize ใหม่จนกว่า structural model ที่ลู่เข้าในตอนแรกจะให้ค่า cost function ที่สอดคล้องกับค่าที่กำหนดไว้ในสมการที่ 2-87 และควรตรวจสอบความแม่นยำในการทำนาย (Predictive accuracy) ด้วย time-domain ของ initial identification result ซึ่งปัญหาความไม่สอดคล้องกันใน time-domain บ่อยครั้งสามารถตรวจสอบจนพบต้นเหตุของ response คู่ใดคู่หนึ่งได้ง่าย ๆ จากความไม่สอดคล้องกันใน frequency-response เพื่อที่จะแก้ไขปัญหาเหล่านี้สามารถปรับเปลี่ยนการคำนวณ frequency-response ได้ ตัวอย่างเช่น การเลือก flight records และ spectral window หรือการเลือกช่วงความถี่ของ frequency-response ให้ถูกต้อง

ลำดับต่อไป คือ การหาค่าเมทริกซ์ในการวัดความแม่นยำ (Accuracy metrics) ของพารามิเตอร์ต่าง ๆ สำหรับ initial model result โครงสร้างของแบบจำลองจะถูกทำให้ลำดับลดลง โดยเริ่มต้นด้วยพารามิเตอร์ที่มีค่า insensitivities สูงสุดก่อน (สมการที่ 2-89) ตามด้วยพารามิเตอร์ที่มี Cramér–Rao bounds สูงสุด ที่มาของความสัมพันธ์กันของพารามิเตอร์ต่าง ๆ ควรจะถูกทบทวนในแต่ละขั้นตอน ในการย่อส่วนแบบจำลอง ควรทำกับพารามิเตอร์เพียงตัวเดียวในแต่ละขั้นตอน และควรรอจนกระทั่งผลลัพธ์ลู่เข้าเต็มที่ในแต่ละครั้ง จนกว่าจะได้ Cramér–Rao bound ที่ตั้งไว้เป็นเป้าหมาย (สมการที่ 2-88) หรือจนกระทั่งค่าเฉลี่ยของ cost function ลดลงอย่างชัดเจน หลังจาก reconverging แบบจำลองสองถึงสามครั้ง ควรที่จะต้องตรวจสอบความถูกต้องในการทำนายของ time-domain ว่าถูกต้องแล้วหรือยัง กระบวนการระบุเอกลักณ์จะเสร็จสมบูรณ์ ถ้า cost function และค่าของเมทริกซ์ parameter accuracy อยู่ในเกณฑ์ พารามิเตอร์ที่เหลือจะน่าเชื่อถือและแบบจำลองควรจะแสดงความถูกต้องในการทำนายได้เป็นอย่างดี

3.3.2 พลวัตการบินแกนตามข้าง

ขั้นตอนในการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยโปรแกรม CIFER สำหรับพลวัตการบินแกนตามข้างจะมีขั้นตอนเช่นเดียวกันกับพลวัตการบินแกนตามยาว คือ FRESPID, COMPOSITE และ DERIVED ตามลำดับ แต่ในขั้นตอนของ FRESPID ค่าของ $T_{\text{win, max}}$ และ $T_{\text{win, min}}$ เท่ากับ 10 และ 3 วินาที ตามลำดับ ดังนั้นจะใช้ windows ในกระบวนการ FRESPID ทั้งหมด 5 windows คือ 10, 8, 6, 4 และ 3 วินาที และในส่วนของพลวัตการบินแกนตามข้างนี้จะพิจารณาการตอบสนองความถี่จากอินพุตควบคุม 2 อินพุตแยกกัน ในขั้นตอน FRESPID และ COMPOSID ตามที่กล่าวในหัวข้อที่ 2.4.6 การไม่สัมพันธ์กันของอินพุตในการบินทดสอบ โดยอินพุตควบคุม คือ aileron และ rudder

3.4 วิธีการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง

จุดประสงค์ของการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง (Model Verification) มีด้วยกัน 2 ประการ คือ ตรวจสอบการคาดการณ์การตอบสนองในโดเมนเวลา (Time-domain response predictions) เมื่อเทียบกับข้อมูลการบินที่วัดได้ เพื่อประเมินความสำคัญของ model mismatch (ความไม่ตรงกันของโมเดล) ในกระบวนการระบุเอกลักษณ์ระบบ และทำให้มั่นใจในความทนทาน (Robustness) ของแบบจำลองที่ได้ทำการระบุเอกลักษณ์แล้ว สำหรับรูปแบบอินพุตอื่น ๆ

สำหรับจุดประสงค์แรกสามารถทำได้โดยใช้อินพุตเดียวกันกับการระบุเอกลักษณ์ระบบหรือแตกต่างกันในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองได้ เช่น ใช้ frequency sweep ส่วนจุดประสงค์ที่สองต้องใช้อินพุตที่ไม่เหมือนกับอินพุตที่ใช้ในการระบุเอกลักษณ์ระบบ โดยอินพุตที่ใช้ในขั้นตอนการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองในงานวิจัยนี้ คือ two-sided doublet เพื่อให้บรรลุเป้าหมายของทั้งสองจุดประสงค์การตรวจสอบตามที่ได้กล่าวไป โดยอินพุตนี้เป็นอินพุตรูปแบบทั่วไปด้วยรูปร่างที่เรียบง่ายของ doublet ทำให้สามารถมองเห็นหลักการสำคัญของพลวัตของเครื่องบิน และประสิทธิภาพของแบบจำลองได้ดี นอกจากนี้การบังคับอากาศยานลักษณะนี้เป็นลักษณะเฉพาะของการบังคับเครื่องทั่วไปที่ต้องการความแม่นยำของแบบจำลอง อินพุตนี้ยังมีความสมมาตรซึ่งช่วยจำกัดการตอบสนองของอากาศยานให้อยู่ในช่วงที่แบบจำลองคาดว่าจะมีความถูกต้อง นอกจากนี้ doublets มีความแตกต่างจาก frequency sweep อย่างเพียงพอที่จะทำให้มั่นใจว่าไม่ได้ over tune แบบจำลอง หรือการปรับแบบจำลองให้มีความถูกต้องมาก ๆ เฉพาะกับประเภทอินพุตบางแบบเท่านั้น โดยการกระตุ้นอินพุตผู้วิจัยจะทำแบบอัตโนมัติเช่นเดียวกันกับการกวาดความถี่ โดยได้กำหนดแอมพลิจูดและความยาวของ doublet pulse ดังแสดงในตารางที่ 3.16

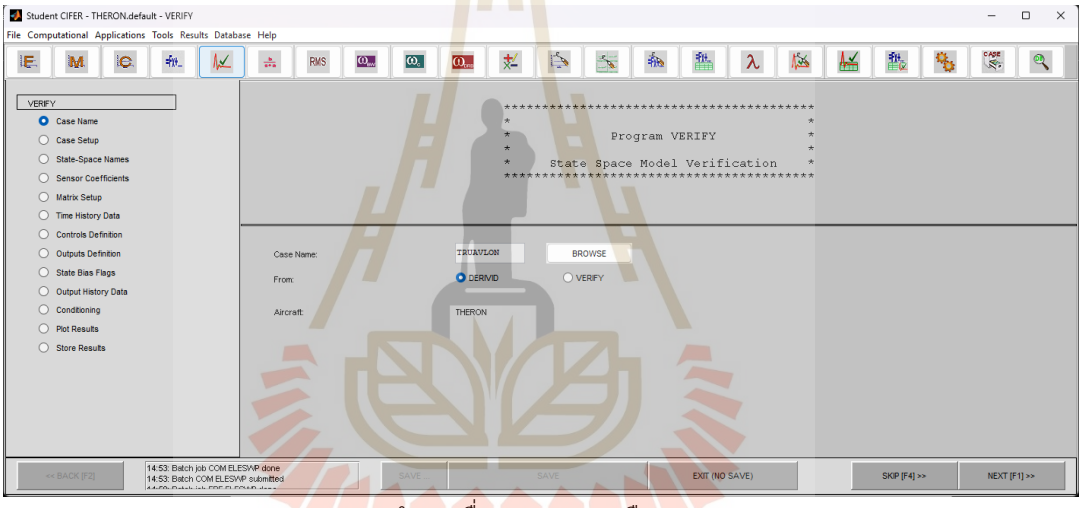
ตารางที่ 3.16 การออกแบบอินพุตในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองของ Theron UAV

Parameters	Symbols	Value	Units
Doublet Pulse Length	T_{doublet}	3	s
Doublet Pulse Amplitude	A_{ail}	2.6(20%)	deg
	A_{ele}	4.2 (20%)	deg
	A_{rud}	2.8(20)%	deg

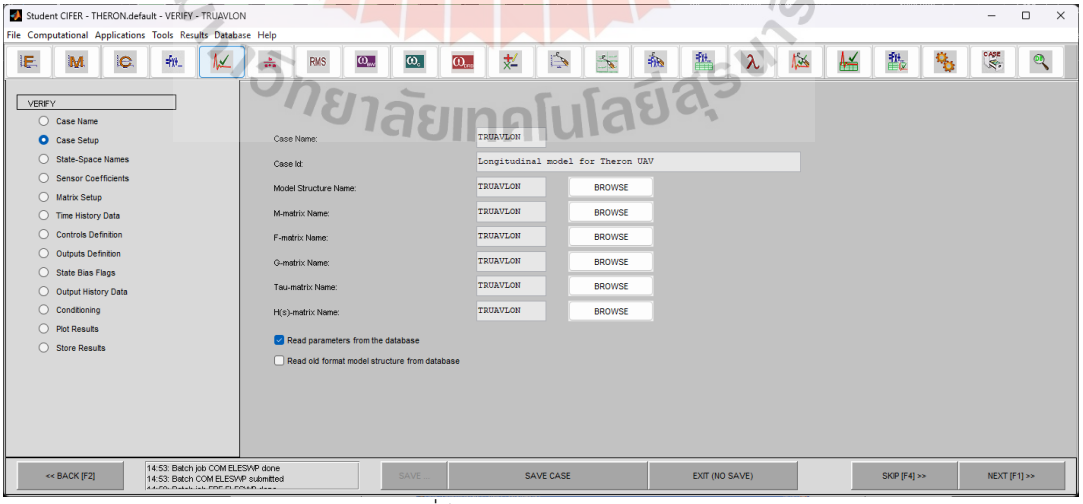
การดำเนินการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองด้วยโปรแกรม CIFER จะทำการแบ่งออกเป็น 2 แบบเช่นเดียวกันกับการระบุเอกลักษณ์ระบบ ตามแบบจำลองพลวัตการบินที่ได้กำหนดไว้ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

3.4.1 พลวัตการบินแกนตามยาว

การตรวจสอบแบบจำลองด้วย time-domain ในโปรแกรม CIFER จะใช้โมดูล VERIFY ซึ่งคล้ายกับโมดูล FRESPID ที่ใช้ข้อมูล time histories เป็นข้อมูลหลัก โดยโมดูล VERIFY จะมีตัวเลือกปรับแต่งข้อมูล (Data conditioning) เช่นเดียวกัน ตัวอย่างเช่น การกรองสัญญาณ (Filtering), การปรับสเกล (Scaling), การลดจำนวนจุดข้อมูล (Decimation) และการกำหนดเวลาเริ่มต้นและสิ้นสุด เป็นต้น และมีการกำหนดตัวเลือกอื่น ๆ รวมถึงการแสดงผลลัพธ์ทั้งหมดในรูปแบบของกราฟ, ตาราง และการบันทึกไว้ในฐานข้อมูล โดยขั้นตอนในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองด้วยโปรแกรม CIFER ของการตอบสนองพลวัตการบินแกนตามยาวมีรายละเอียดดังแสดงในรูปที่ 3.58-3.64

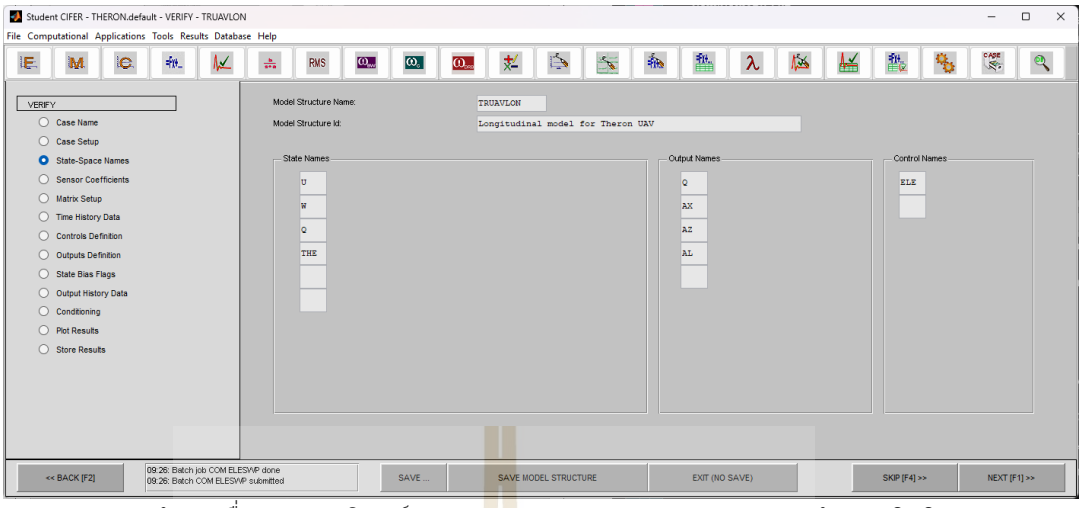


(ก) การกำหนดชื่อเคส (Case) หรือการทดสอบ

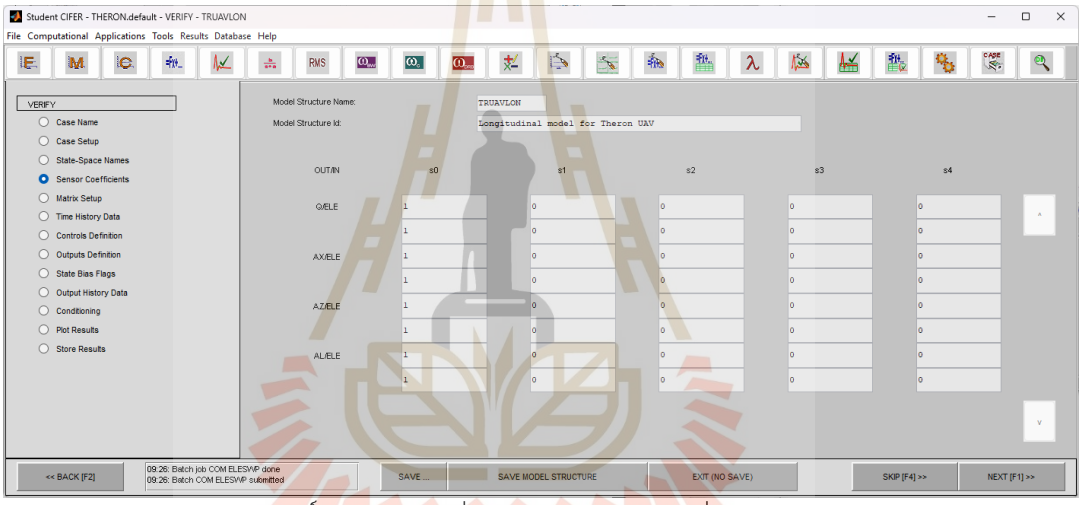


(ข) การกำหนดค่าทั่วไปของการทดสอบสำหรับการตรวจสอบ

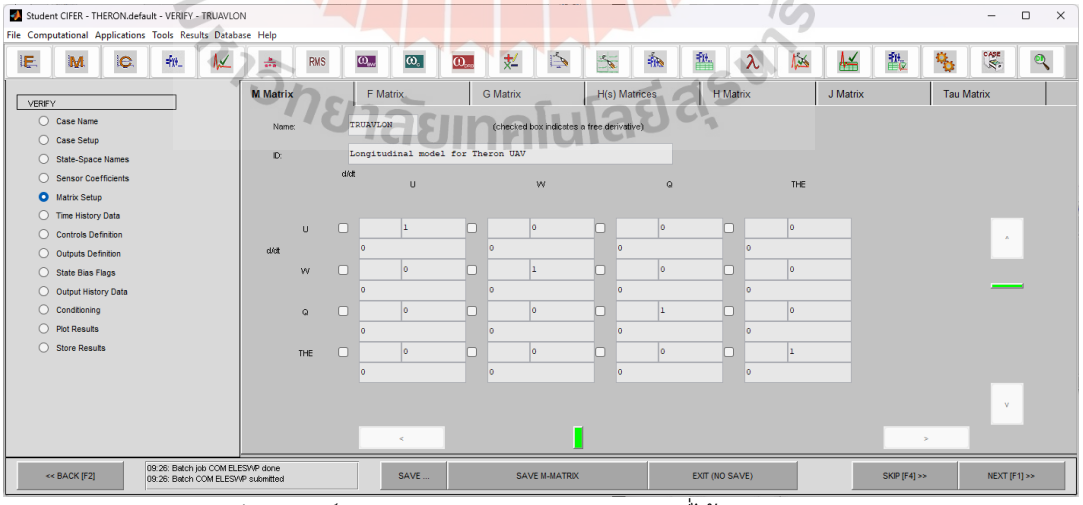
รูปที่ 3.58 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY



(ค) การกำหนดชื่อของพารามิเตอร์ของ state, input และ output ของแบบจำลองปริภูมิสถานะ

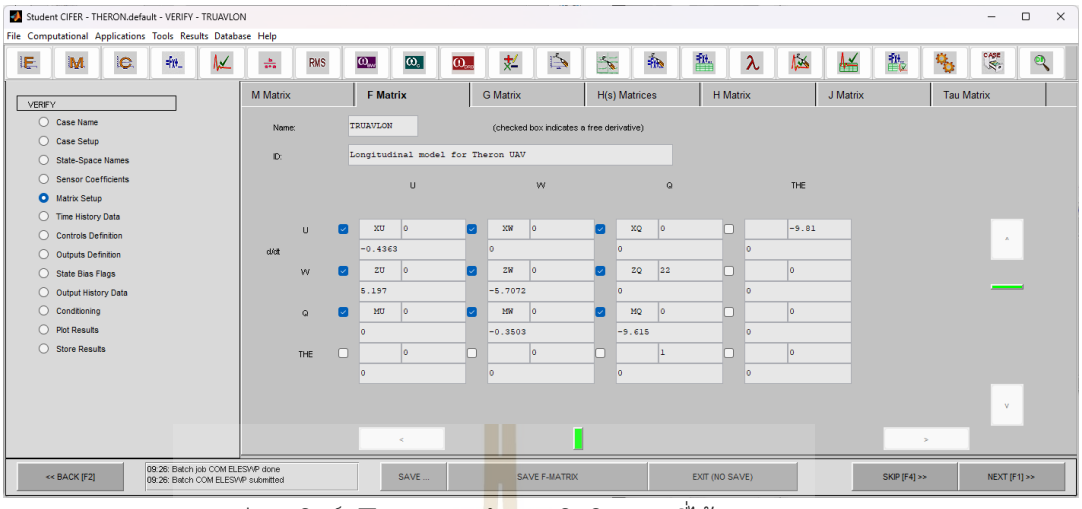


(ง) การกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของเซ็นเซอร์เพื่อช่วยปรับการคำนวณ เมื่อ STF มีผลต่อพฤติกรรมของระบบ

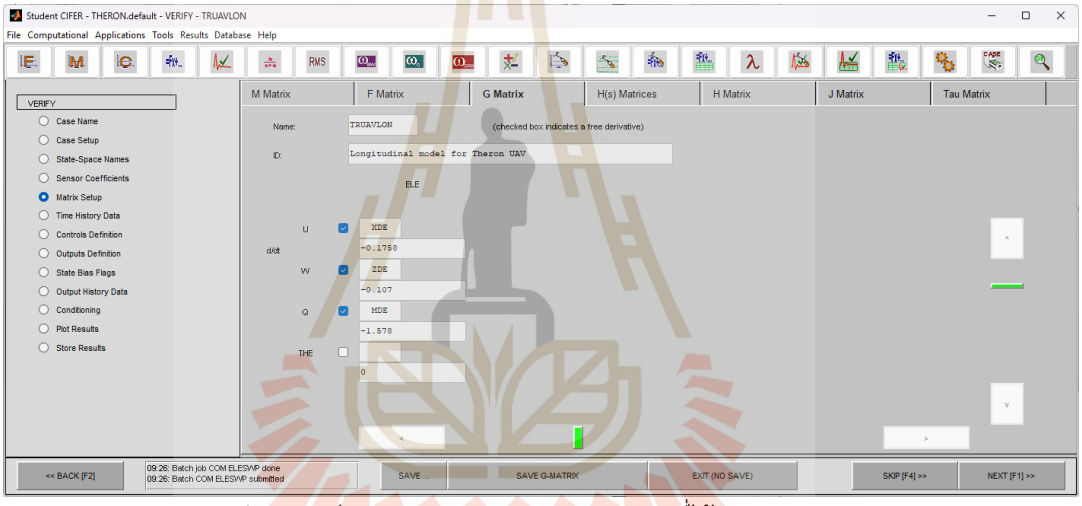


(จ) การแสดงค่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{M}$ ของแบบจำลองปริภูมิสถานะที่ได้จากกระบวนการ DERIVED

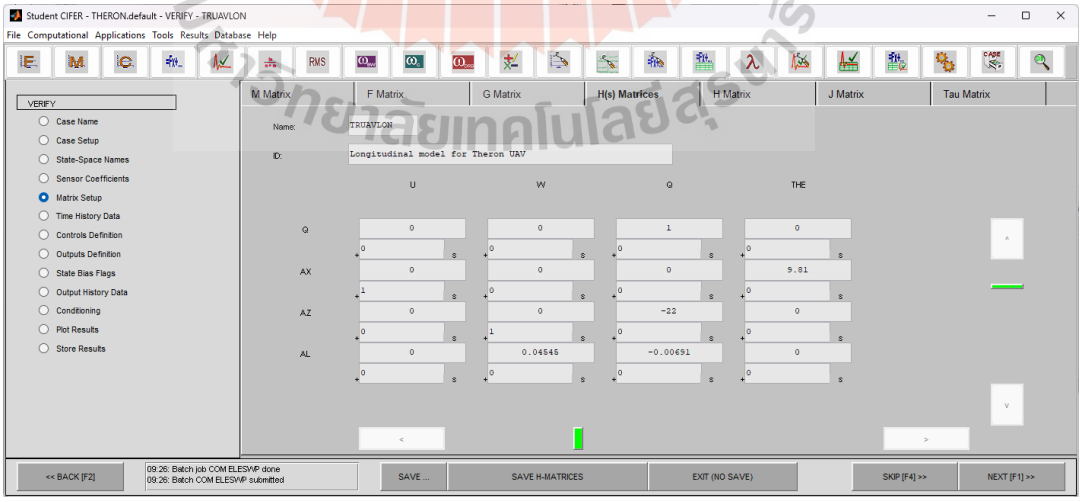
รูปที่ 3.59 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ)



(ฉ) การแสดงค่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$ ของแบบจำลองปริภูมิสถานะที่ได้จากกระบวนการ DERIVED

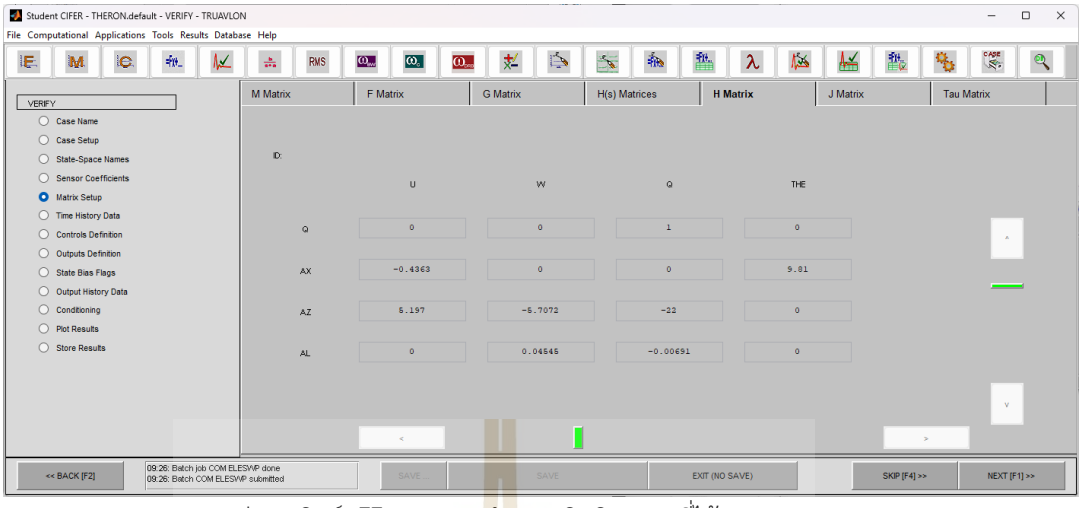


(ช) การแสดงค่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{G}$ ของแบบจำลองปริภูมิสถานะที่ได้จากกระบวนการ DERIVED

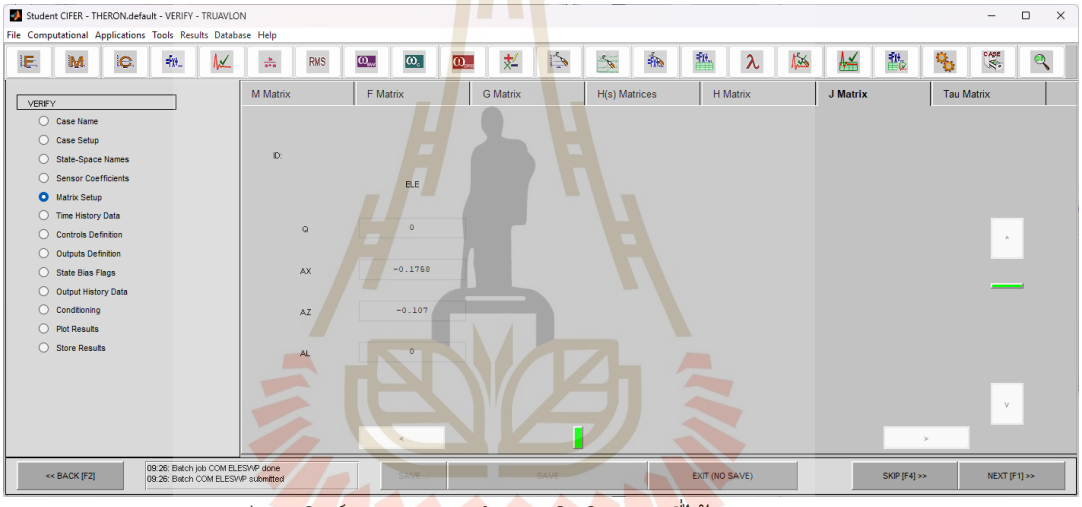


(ซ) การแสดงค่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{H}(s)$ ของแบบจำลองปริภูมิสถานะที่ได้จากกระบวนการ DERIVED

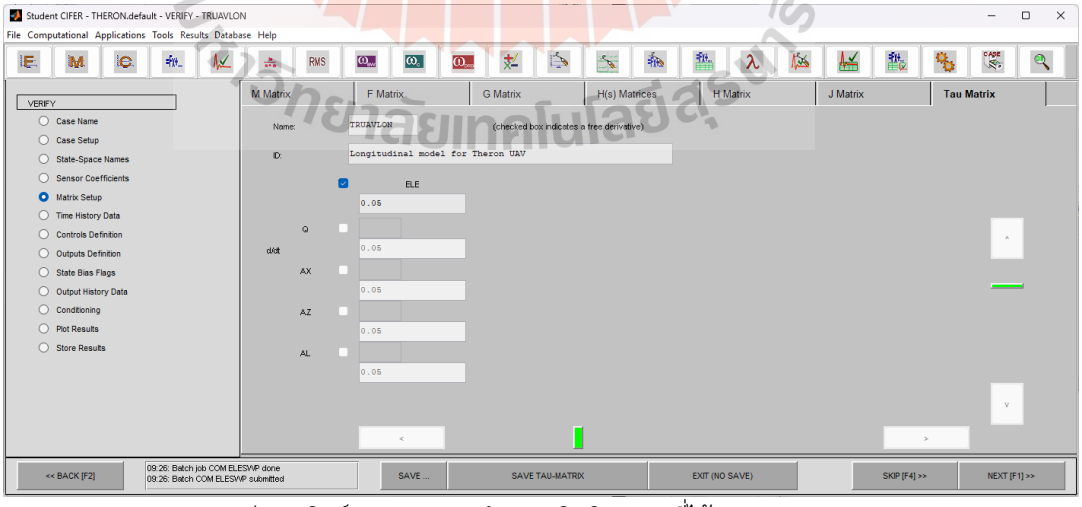
รูปที่ 3.60 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ)



(ญ) การแสดงค่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{H}$ ของแบบจำลองปริภูมิสถานะที่ได้จากกระบวนการ DERIVED

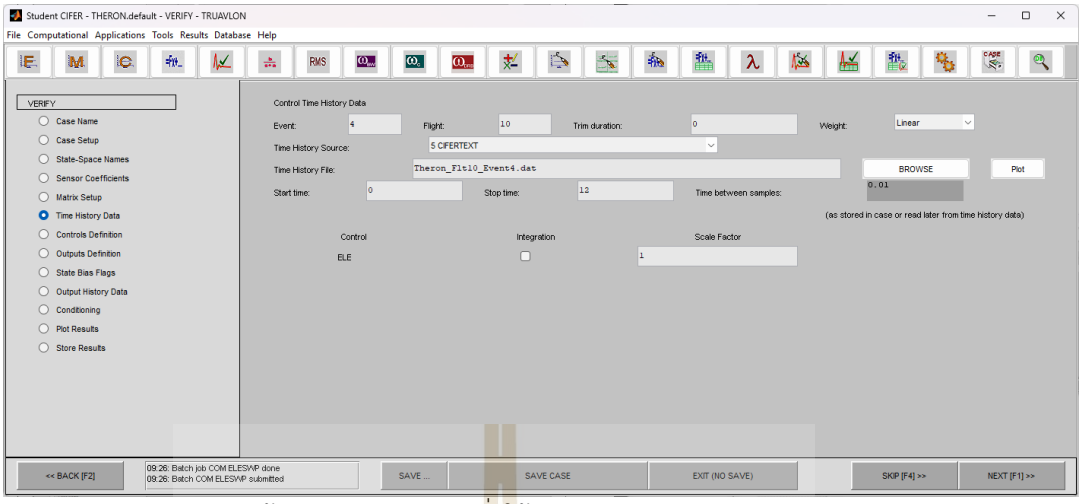


(ฐ) การแสดงค่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{J}$ ของแบบจำลองปริภูมิสถานะที่ได้จากกระบวนการ DERIVED

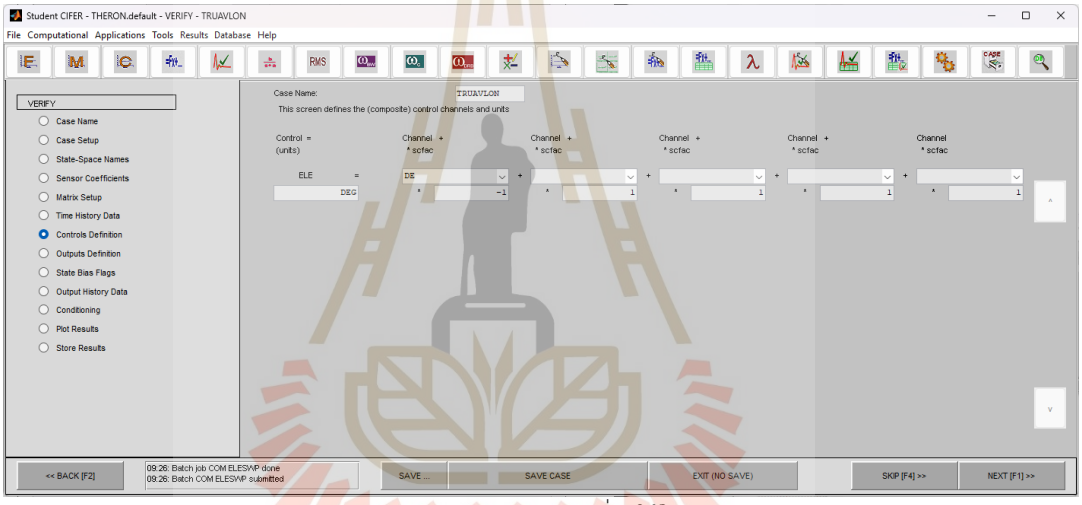


(ฒ) การแสดงค่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{\tau}$ ของแบบจำลองปริภูมิสถานะที่ได้จากกระบวนการ DERIVED

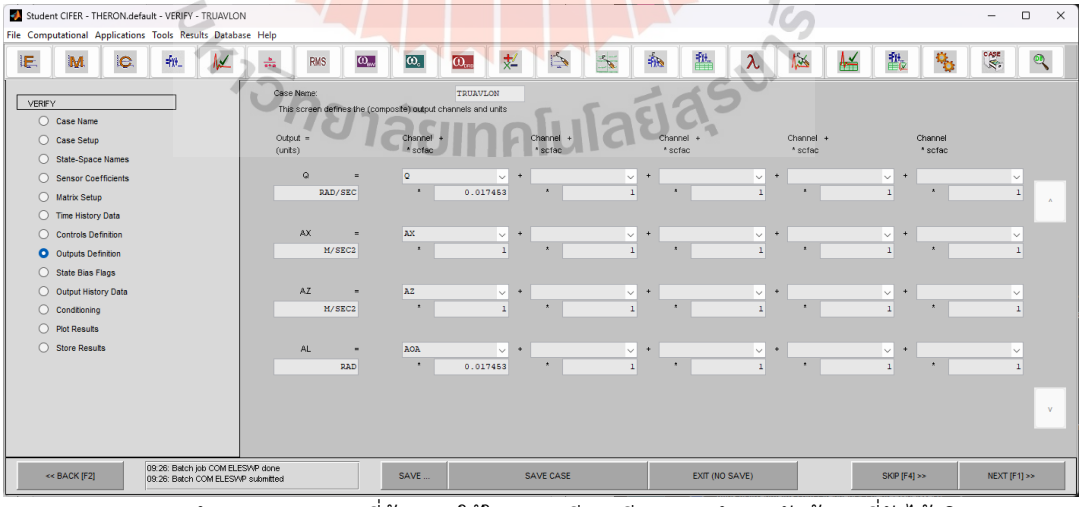
รูปที่ 3.61 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ)



(ด) การเลือกชุดข้อมูล time history เพื่อใช้สำหรับการตรวจสอบแบบจำลอง (validation)

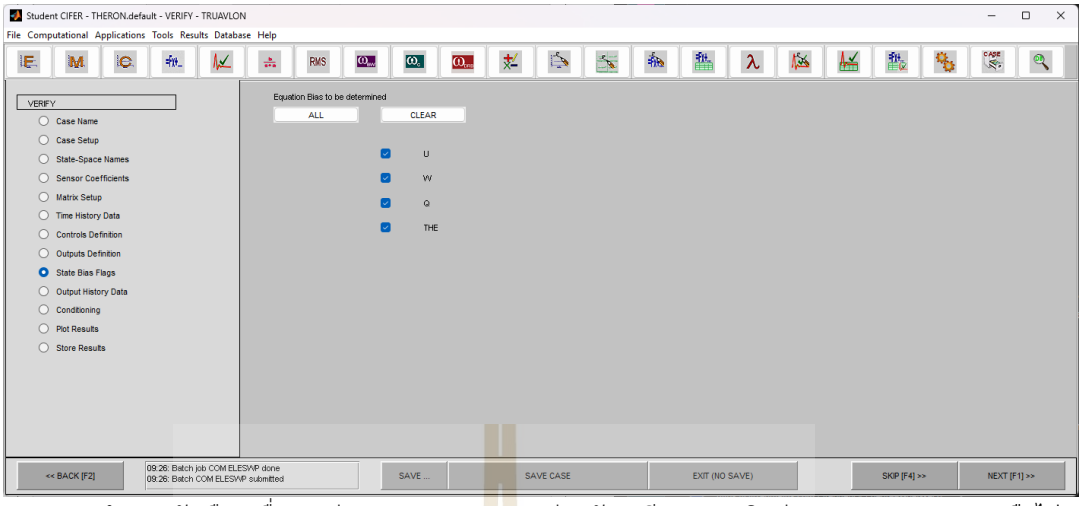


(ต) การกำหนด control signals (inputs) ที่จะใช้ในกระบวนการตรวจสอบ

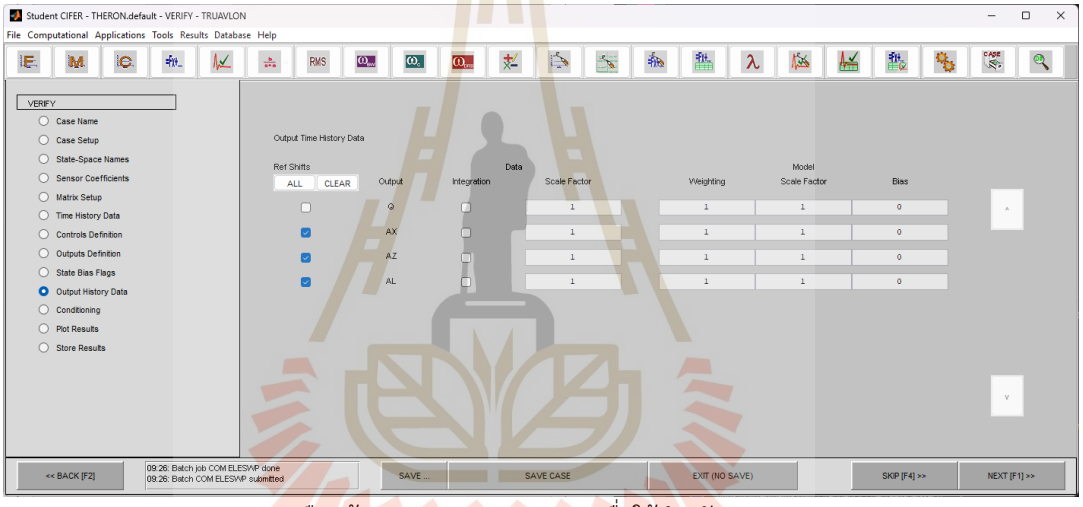


(ถ) การกำหนด outputs ที่ต้องการใช้ในการเปรียบเทียบแบบจำลองกับข้อมูลที่วัดได้จริง

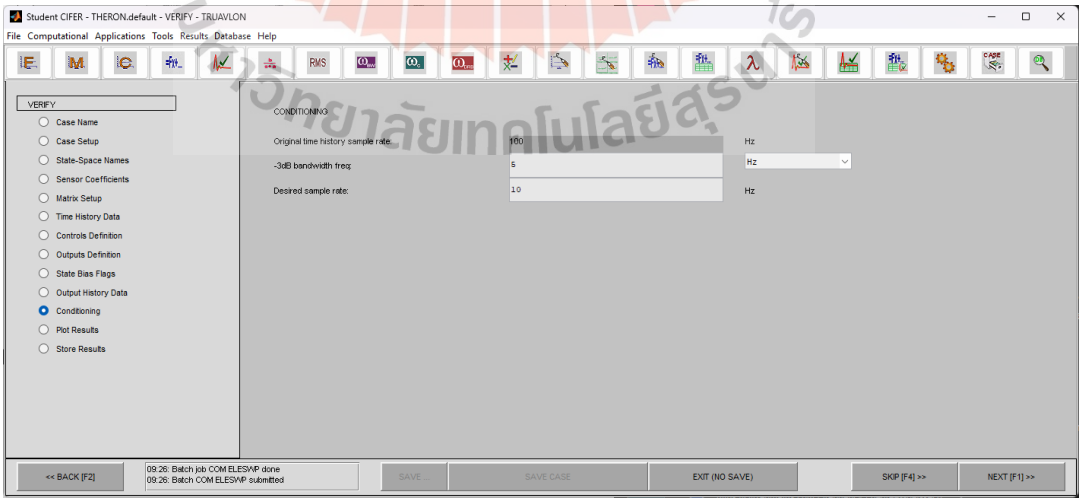
รูปที่ 3.62 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ)



(ท) การกำหนดตัวเลือกเพื่อระบุว่า state variables แต่ละตัวจะมีการประเมินค่า state bias value หรือไม่

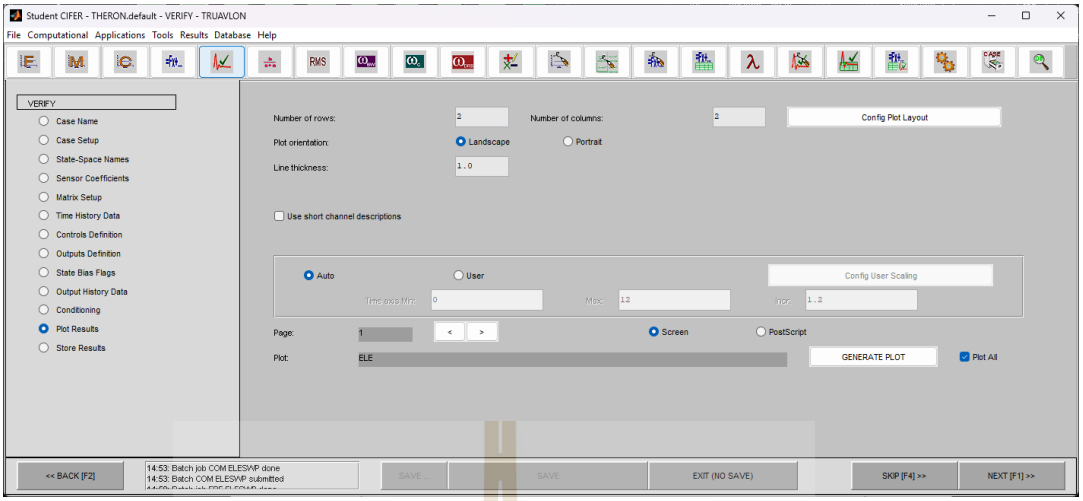


(ธ) การเลือกข้อมูล output histories เพื่อใช้สำหรับการตรวจสอบ

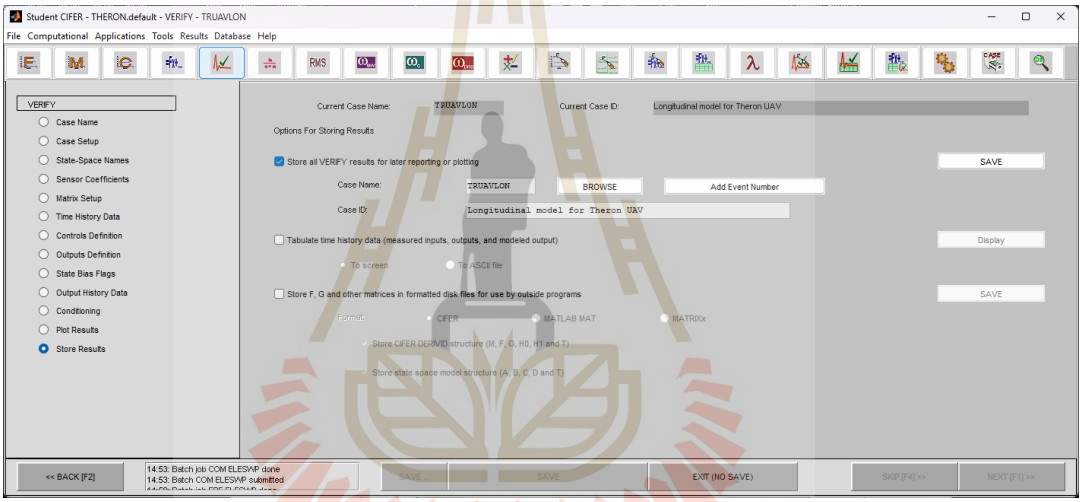


(น) การปรับแต่งข้อมูล time history ก่อนการนำมาใช้ในกระบวนการ validation

รูปที่ 3.63 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ)



(บ) การกำหนดรูปแบบและการสร้างกราฟแสดงผลลัพธ์ สำหรับการตรวจสอบแบบจำลอง



(ป) การบันทึกผลลัพธ์ของ verification ลงใน database

รูปที่ 3.64 ขั้นตอนของการใช้งาน VERIFY (ต่อ)

3.4.2 พลวัตการบินแกนตามข้าง

ขั้นตอนในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองด้วยโปรแกรม CIFER สำหรับพลวัตการบินแกนตามข้างจะมีขั้นตอนเช่นเดียวกันกับพลวัตการบินแกนตามยาว ตามขั้นตอนที่แสดงในรูปที่ 3.58-3.64 และจะทำการแยกการตรวจสอบของแบบจำลองของการตอบสนองที่เกิดจากอินพุตควบคุมจาก aileron และ rudder

บทที่ 4
การเตรียมการก่อนทำการระบุเอกลักษณ์ระบบ

ในบทนี้นำเสนอผลการวิจัยและวิเคราะห์ผลการวิจัยของการเตรียมการก่อนทำการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่จากการบินทดสอบ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

4.1 คุณลักษณะทางกายภาพของ Theron UAV

จากการทำวิศวกรรมย้อนกลับ โดยใช้เครื่องสแกน HandySCAN 300 ที่ทำงานร่วมกับซอฟต์แวร์ VXelements จากนั้นส่งออกไฟล์รูปแบบ STL เพื่อนำไปสร้างแบบจำลองด้วยซอฟต์แวร์ Fusion360 โดยผลของการสร้างแบบจำลอง 3 มิติของ Theron UAV แสดงในรูปที่ 4.1 และสามารถกำหนดลักษณะทางกายภาพของอากาศยานตามที่แสดงในตารางที่ 4.1



รูปที่ 4.1 แบบจำลอง 3 มิติของ Theron UAV

ตารางที่ 4.1 คุณลักษณะทางกายภาพของ Theron UAV

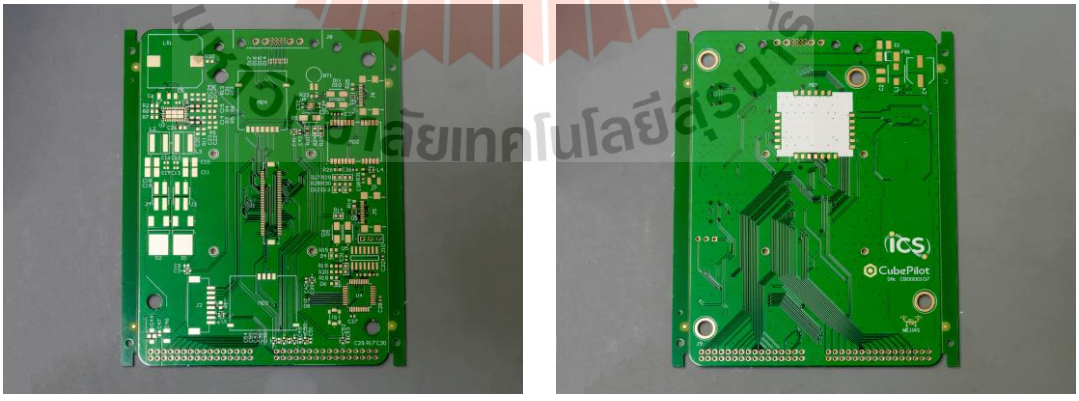
Characteristics		Symbols	Values	Units
Wing	Airfoil	-	S8037 - Blunt TE	-
	Span	b	1.839	m
	Mean Chord	$\bar{c}$	0.283	m
	Area	S	0.521	m^2
	Aspect Ratio	AR	6.502	-
	Dihedral Angle	Γ	2.3	deg
	Incidence Angle	i	1	deg
Horizontal Stabilizer	Airfoil	-	SD8020 – Blunt TE	-
	Span	b	0.714	m
	Root Chord	c_R	0.225	m
	Tip Chord	c_T	0.123	m
	Mean Aerodynamics Chord	MAC	0.179	m
	Area	S	0.124	m^2
	Aspect Ratio	AR	4.103	-
	Taper Ratio	λ	0.547	-
	Sweep Angle	Λ	12	deg
	Incidence Angle	i	1	deg
Vertical Stabilizer	Airfoil	-	SD8020 – Blunt TE	-
	Span	b	0.253	m
	Root Chord	c_R	0.249	m
	Tip Chord	c_T	0.138	m
	Mean Aerodynamics Chord	MAC	0.199	m
	Area	S	0.049	m^2
	Aspect Ratio	AR	1.307	-
	Taper Ratio	λ	0.554	-
	Sweep Angle	Λ	48.5	deg
Fuselage	Length	-	1.238	m

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

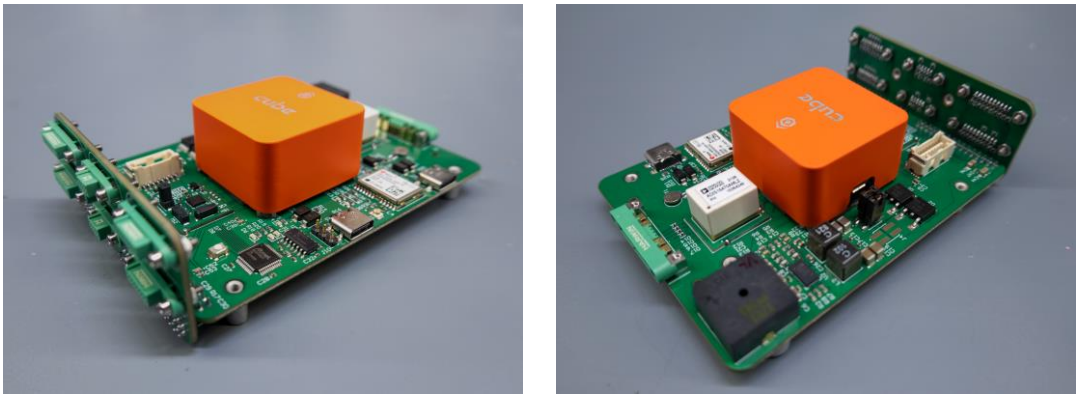
4.2 ตัวควบคุมการบิน

การพัฒนาตัวควบคุมการบิน โดยผู้วิจัยได้ตั้งชื่อว่า Blue Pilot จากการออกแบบและสร้าง PCB สำหรับ carrier board ที่เชื่อมต่อกับโมดูล cube orange พร้อมตั้งติดตั้งชุดเซ็นเซอร์ต่าง ๆ ผู้วิจัยจะนำมาใช้เพื่อการควบคุมการบินอัตโนมัติ รวมถึงใช้ในการเก็บข้อมูลจากการบินทดสอบเพื่อการระบุเอกลักษณ์ระบบของ Theron UAV โดย PCB ของ carrier board ที่สร้างขึ้นจากการออกแบบแสดงดังรูปที่ 4.2 และการประกอบชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์, ชุดเซ็นเซอร์ และโมดูล cube orange รวมถึงตัวเชื่อมต่อที่ใช้เพื่อเชื่อมต่อกับระบบต่าง ๆ ของ UAV แสดงดังรูปที่ 4.3 นอกจากนี้ได้ทำการออกแบบ enclosure หรือกล่องของตัวควบคุมการบิน และทำการประกอบที่เสร็จสมบูรณ์ของตัวควบคุมการบินแสดงดังรูปที่ 4.4 และคุณลักษณะเฉพาะของตัวควบคุม ผู้วิจัยได้จัดทำดังที่แสดงในรูปที่ 4.5 นอกจากนี้เอกสารการอ้างอิงพินหรือหน้าสัมผัสที่เชื่อมต่อกับตัวเชื่อม (Pinout) ของตัวควบคุม แสดงไว้ในภาคผนวก ข

การวิเคราะห์การทำงานของตัวควบคุมการบิน หลังจากการออกแบบและผลิตชิ้นงาน ผู้วิจัยได้ทำการวัดการทำงานเบื้องต้นด้วยเครื่องมือวัดทางอิเล็กทรอนิกส์ จากนั้นนำไปใช้งานกับ UAV ชนิด multirotor ดังแสดงในรูปที่ 4.6 เพื่อตรวจสอบการทำงานของระบบจ่ายพลังงาน การเชื่อมต่อช่องสัญญาณต่าง ๆ รวมถึงการวัดของชุดเซ็นเซอร์ที่ติดตั้งเพิ่มเติมสำหรับตัวควบคุมการบินนี้ โดยผลการวิเคราะห์ตัวควบคุมการบินนี้สามารถใช้งานได้ปกติ และไม่มีปัญหาด้านการออกแบบและผลิต อย่างไรก็ตามควรทำการวิเคราะห์อย่างละเอียดเกี่ยวกับการรบกวนต่าง ๆ การทำงานของตัวควบคุมการบิน



รูปที่ 4.2 แผ่น PCB ของ carrier board ที่ผลิตขึ้นจากการออกแบบ



รูปที่ 4.3 การประกอบชิ้นส่วนต่าง ๆ บน carrier board

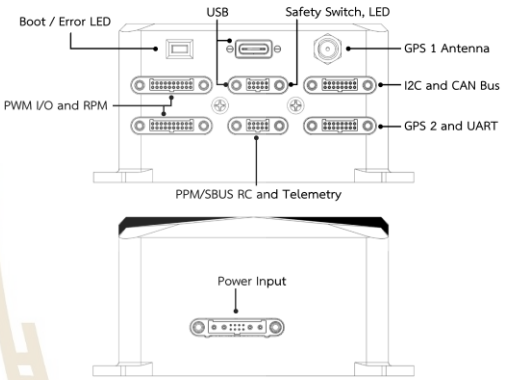


รูปที่ 4.4 กล่องสำหรับตัวควบคุมการบินและการประกอบที่เสร็จสมบูรณ์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

Main Specification	
Main Processor	STM32H753VIT6
Coprocessor	STM32F1
Accelerometer & Gyroscope	ICM20649 ICM20948 ADIS16470
Compass	ICM20948 RM3100
Barometer	2 x MS5611
Supported firmware	Ardupilot and PX4 open-source flight controller firmware
Supported vehicle types	Fixed-wing planes, Copters with 3-8 motors Helicopters, VTOL-planes
Physical characteristics	
Operating voltage	4.75~5.45V
Servo input voltage	5.3
Operating temperature	-10~+55°
Size	95.2 x 126.2 x 47 mm
Weight	170 g
Interfaces	
PWM I/O	14
Power	3
GPS	2 (GPS 1 Built-in on Board)
TELEM	1
PPM / SBUS RC	1
UART	2
I2C	3
CAN	1
USB	2
RPM	5 (RPM Input from ESC)

Features
Supports multiple modes such as Loitering, Altitude Hold, mode (with Waypoints), following mode, etc.
Supports Mission Planner and QGroundControl ground control stations
Built-in flight logging
Real-time flight data transmission
Extensibility
Supports companion computers such as TX1, Raspberry Pi, Intel Edison, etc.
Protection Function
Smart RTL
battery low protection
Geo-Fencing
RC signal protection



รูปที่ 4.5 คุณลักษณะเฉพาะของตัวควบคุมการบิน Blue pilot



รูปที่ 4.6 การทดสอบการทำงานของตัวควบคุมการบินกับ Multirotor

4.3 เครื่องมือวัดข้อมูลอากาศ

การออกแบบและพัฒนา air data boom สำหรับการวัดข้อมูลอากาศ การประเมินความน่าเชื่อถือของเซ็นเซอร์ด้วยการทดสอบในอุโมงค์ลม โดยผลการออกแบบและการสร้าง air data boom ดังแสดงในรูปที่ 4.7 และสถิติข้อพลาดของเครื่องมือวัดที่ได้จากการสอบเทียบแสดงในตารางที่ 4.2 โดยสามารถวัดความเร็วลมหรือความเร็วอากาศยานได้อย่างแม่นยำ ส่วนการวัดมุมการไหลของอากาศมีความแปรปรวนในการวัดอยู่ในขอบเขตที่ยอมรับได้สำหรับการใช้งาน UAV ขนาดเล็กที่ใช้ในงานวิจัยนี้



รูปที่ 4.7 Air data boom ที่ได้จากการพัฒนา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ตารางที่ 4.2 สถิติข้อผิดพลาดของเครื่องมือวัดที่ได้จากการสอบเทียบ air data boom

Sensors	Mean Error	Standard Deviation	95% Confidence Interval
Airspeed (m/s)	-0.0481	0.1782	(-0.0523, -0.0439)
Airflow Angle (deg)	-0.2517	2.066	(-0.3258, -0.1777)

4.4 การติดตั้งระบบต่าง ๆ สำหรับ Theron UAV

หลังจากการพัฒนาเครื่องมือวัดในการทดสอบเพื่อเก็บรวบรวมข้อมูลที่แม่นยำจากการบินทดสอบ ลำดับต่อมาทำการติดตั้งระบบต่าง ๆ สำหรับ Theron UAV เพื่อให้สามารถบินอัตโนมัติได้ ดังแสดงในรูปที่ 4.8 และรูปที่ 4.9 แสดงภาพ Theron UAV ที่พร้อมทำการบินทดสอบ



รูปที่ 4.8 การติดตั้งระบบต่าง ๆ ของ Theron UAV



รูปที่ 4.9 Theron UAV ที่พร้อมทำการบิน

4.5 ข้อมูลการบิน

จากการตั้งค่า firmware และการบินเที่ยวบินแรกเสร็จสิ้น ได้ทำการประมาณการตำแหน่ง C.G. ของ UAV และที่สำคัญ คือ ได้กำหนดหรือปรับแต่งค่าพารามิเตอร์การบินเพื่อให้เหมาะสมกับอากาศยาน รวมถึงการ trim อากาศยานให้บินระดับในโหมด manual ได้ โดยค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญที่ได้จากการประเมินจากการบินเที่ยวบินแรกที่เหมาะสมกับ Theron UAV แสดงดังตารางที่ 4.3, 4.4 และ 4.5

ตารางที่ 4.3 พารามิเตอร์การบินของ Theron UAV

Parameters	Descriptions	Values	Units
FW Attitude Control			
FW_MAN_P_MAX	Maximum manual pitch angle	25	deg
FW_MAN_R_MAX	Maximum manual roll angle	50	deg
FW_PSP_OFF	Pitch setpoint offset (pitch at level flight)	2	deg
FW_P_RMAX_NEG	Maximum negative / down pitch rate setpoint	55	deg/s
FW_P_RMAX_POS	Maximum positive / up pitch rate setpoint	55	deg/s
FW_R_RMAX	Maximum roll rate setpoint	60	deg/s
FW Path Control			
FW_R_LIM	Maximum roll angle	45	deg

ตารางที่ 4.4 พารามิเตอร์การบินของ Theron UAV (ต่อ)

Parameters	Descriptions	Values	Units
FW Performance			
FW_AIRSPD_MAX	Maximum Airspeed (CAS)	26	m/s
FW_AIRSPD_MIN	Minimum Airspeed (CAS)	18	m/s
FW_AIRSPD_STALL	Stall Airspeed (CAS)	14	m/s
FW_AIRSPD_TRIM	Trim (Cruise) Airspeed	21.5	m/s
FW_T_CLMB_MAX	Maximum climb rate	4.5	m/s
FW_T_SINK_MIN	Minimum descent rate	2	m/s
FW Rate Control			
FW_PR_FF	Pitch rate feed forward	0.38	%/rad/s
FW_PR_I	Pitch rate integrator gain	0.1	%/rad
FW_PR_P	Pitch rate proportional gain	0.077	%/rad/s
FW_RR_FF	Roll rate feed forward	0.44	%/rad/s
FW_RR_I	Roll rate integrator gain	0.1	%/rad
FW_RR_P	Roll rate proportional gain	0.044	%/rad/s
FW TECS (Total Energy Control System)			
FW_P_LIM_MAX	Maximum pitch angle	20	deg
FW_P_LIM_MIN	Minimum pitch angle	-15	deg
FW_T_CLMB_R_SP	Default targets climb rate	4	m/s
FW_T_PTCH_DAMP	Pitch damping factor	0.2	-
FW_T_RLL2THR	Roll -> Throttle feedforward	17	-
FW_T_SINK_MAX	Maximum descent rate	6	m/s
FW_T_SINK_R_SP	Default target sink rate	5	m/s
FW_T_THR_DAMPING	Throttle damping factor	0.2	-
Radio Calibration			
TRIM_PITCH	Pitch trim	0.14	-
TRIM_ROLL	Roll trim	0.03	-
TRIM_YAW	Yaw trim	0.09	-
Return Mode			
RTL_DESCEND_ALT	Return mode loiter altitude	70	m
RTL_LAND_DELAY	Return mode delay	-1	s
RTL_LOITER_RAD	Loiter radius for rtl descend	160	m
RTL_RETURN_ALT	Return mode return altitude	70	m

ตารางที่ 4.5 พารามิเตอร์การบินของ Theron UAV (ต่อ)

Parameters	Descriptions	Values	Units
Sensor Calibration			
SENS_DPRES_OFF	Differential pressure sensor offset	1.9	-
Airspeed Validator			
ASPD_SCALE_1	Scale of airspeed sensor 1	0.78	-
ASPD_SCALE_APPLY	Controls when to apply the new estimated airspeed scale	2	-
Air Data Boom			
AOA_Z_POSITION	Angle of attack position at 0 degree	2218	-
AOS_Z_POSITION	Angle of sideslip position at 0 degree	1498	-
Actuator Outputs			
PWM_MAIN_MAX1	MAIN 1 Maximum Value	2000	-
PWM_MAIN_MAX2	MAIN 2 Maximum Value	2000	-
PWM_MAIN_MAX3	MAIN 3 Maximum Value	1850	-
PWM_MAIN_MAX4	MAIN 4 Maximum Value	1800	-
PWM_MAIN_MAX5	MAIN 5 Maximum Value	1725	-
PWM_MAIN_MIN1	MAIN 1 Minimum Value	1000	-
PWM_MAIN_MIN2	MAIN 2 Minimum Value	1000	-
PWM_MAIN_MIN3	MAIN 3 Minimum Value	1150	-
PWM_MAIN_MIN4	MAIN 4 Minimum Value	1200	-
PWM_MAIN_MIN5	MAIN 5 Minimum Value	1250	-

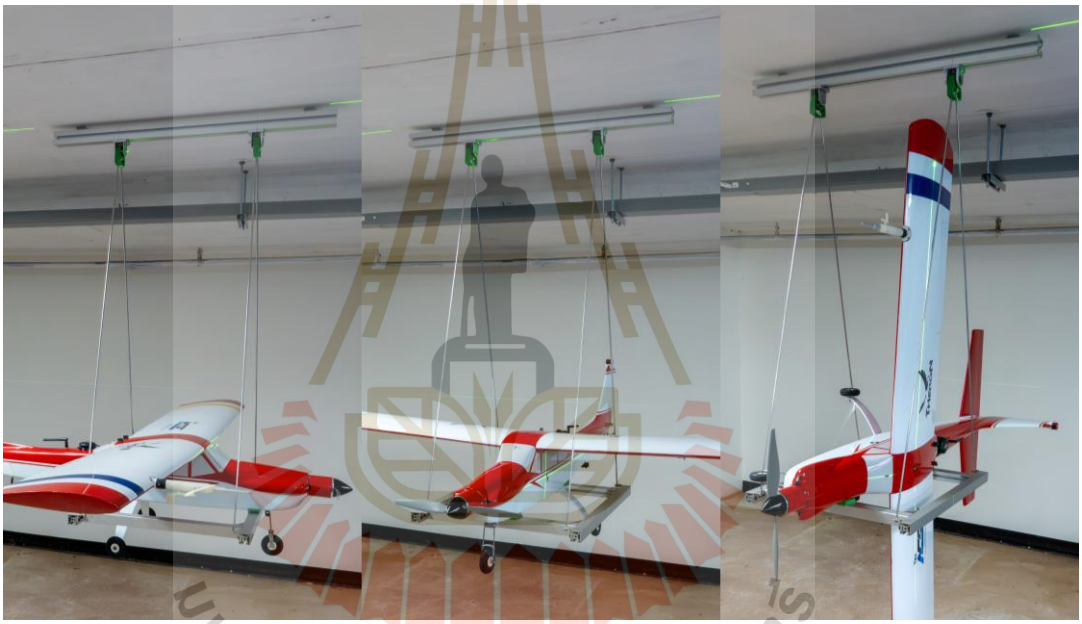
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

4.6 คุณลักษณะทางความเฉื่อยของ Theron UAV

หลังจากการบินเที่ยวบินแรก ซึ่งได้ประมาณการเบื้องต้นสำหรับตำแหน่ง C.G. ก่อนทำการขึ้นบิน พบว่าเป็นตำแหน่งที่เหมาะสมหรับหรับอากาศยานแล้ว หลังจากนั้นจะทำการประมาณการเพื่อกำหนดตำแหน่ง C.G. และโมเมนต์ความเฉื่อยของ Theron UAV โดยใช้การทดสอบด้วยวิธี ground-based loading และ compound pendulum ดังแสดงในรูปที่ 4.10 และ 4.11 ตามลำดับ และคุณลักษณะทางความเฉื่อยของอากาศยานที่ได้แสดงดังตารางที่ 4.4



รูปที่ 4.10 การทดสอบเพื่อประมาณการตำแหน่ง C.G. ของอากาศยาน



รูปที่ 4.11 การทดสอบเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน

ตารางที่ 4.6 คุณลักษณะทางความเฉื่อยของ Theron UAV

Characteristics	Symbols	Values	Units
Mass	m_{uav}	5.64	kg
Roll Axis Moment of Inertia	I_{xx}	0.322	kgm^2
Pitch Axis Moment of Inertia	I_{yy}	0.595	kgm^2
Yaw Axis Moment of Inertia	I_{zz}	1.090	kgm^2
Product of Inertia	I_{xz}	~0	kgm^2

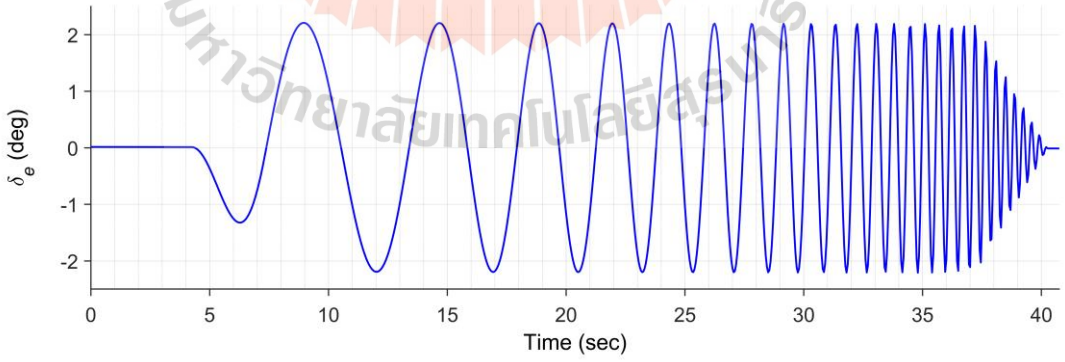
บทที่ 5
การระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่

ในบทนี้นำเสนอผลการวิจัยและวิเคราะห์ผลการวิจัยของการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่โดยใช้โปรแกรม CIFER ด้วยข้อมูลจากการบินทดสอบของ Theron UAV โดยการระบุเอกลักษณ์ระบบสำหรับแบบจำลองพลวัตตามยาวและตามข้างของอากาศยาน มีผลการดำเนินการดังต่อไปนี้

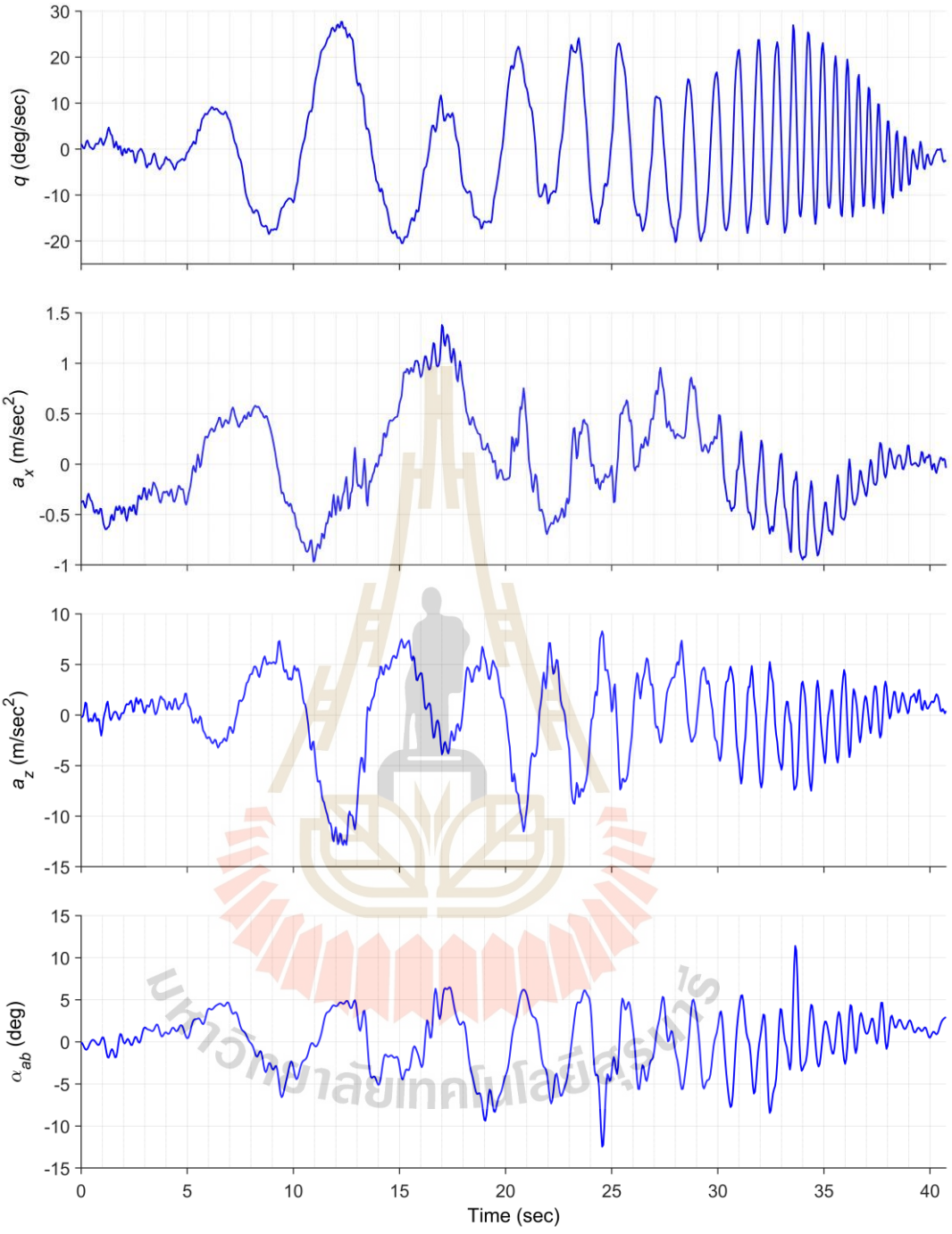
5.1 การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามยาว

จากการบินทดสอบสำหรับการตอบสนองของอากาศยานต่อสัญญาณอินพุตควบคุม elevator ที่มีความถี่ต่าง ๆ กัน สำหรับข้อมูล time histories ที่ได้ทำการวัดที่สภาวะการบินทริม (สมการที่ 5-1) ในการบินทดสอบที่จะนำมาทำการระบุเอกลักษณ์ระบบแสดงดังรูปที่ 5.1 และ 5.2

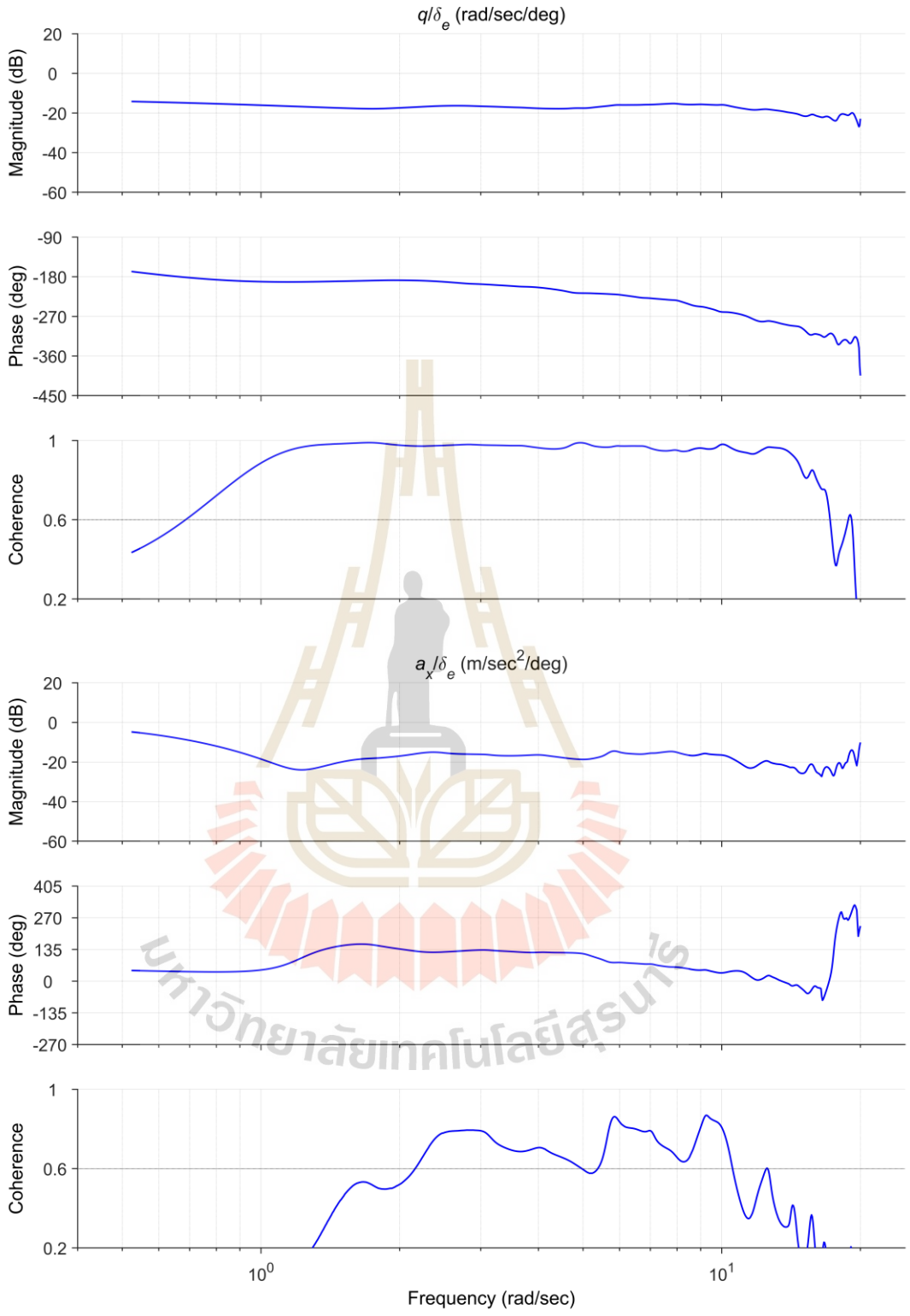
$$U_0 \approx 22 \text{ m/s}$$
$$\Theta_0 = W_0 \approx 0 \text{ m/s} \qquad (5\text{-}1)$$



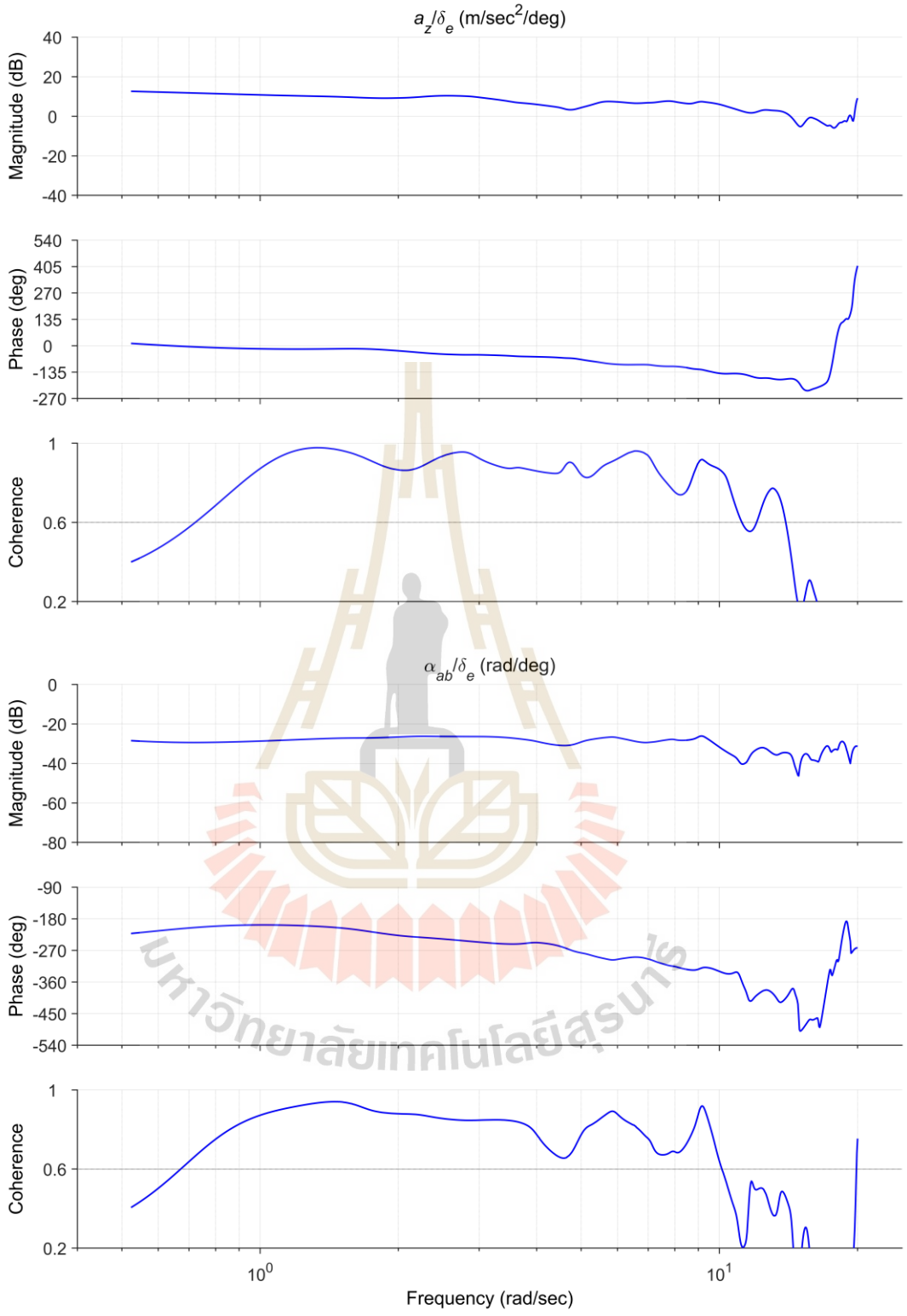
รูปที่ 5.1 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต elevator



รูปที่ 5.2 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต elevator (ต่อ)



รูปที่ 5.3 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ elevator จากการคำนวณด้วย FRESPID



รูปที่ 5.4 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ elevator จากการคำนวณด้วย FRESPID (ต่อ)

จากโครงสร้างของแบบจำลองสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบในสมการที่ 3-1 และ 3-2 และจากการติดตั้งของ air data boom คือ x_{ab}, y_{ab} และ z_{ab} ได้ 0.152, 0.633 และ -0.129 เมตร ตามลำดับ ผู้วิจัยจะทำการลดรูปสมการเพื่อให้สอดคล้องกับพลวัตของอากาศยานจากการบินทดสอบ โดยประมาณการว่า $X_{\dot{w}}$, $Z_{\dot{w}}$ และ $M_{\dot{w}}$ ไม่ส่งผลกระทบต่อพลวัตการบินหรือมีค่าน้อยมาก ๆ ดังนั้นสามารถแสดงการสรุปโครงสร้างแบบจำลองจากโปรแกรม CIFER ได้โดยใช้สัญลักษณ์ตาม CIFER mnemonics แทนที่สัญลักษณ์ทางวิศวกรรม ดังตารางที่ 5.1 และ 5.2 และจะพบว่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$ ประกอบด้วยพารามิเตอร์อนุพันธ์ที่ต้องการหาค่า 9 ตัว, เมทริกซ์ $\boldsymbol{G}$ ประกอบด้วยพารามิเตอร์อนุพันธ์ที่ต้องการหาค่า 3 ตัว และเมทริกซ์ $\boldsymbol{\tau}$ ประกอบด้วยพารามิเตอร์หน่วงเวลาที่ต้องการหาค่า 1 ตัว โดยความเร็วทริมของอากาศยานมีบทบาทเป็นส่วนที่ค่าคงที่ในแบบจำลอง และจะไม่มีการกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของเซ็นเซอร์ (ไม่ใช้โครงสร้าง STF) และจะไม่มีการใช้ค่าความสัมพันธ์ (Constraints) ระหว่างพารามิเตอร์ต่าง ๆ

ตารางที่ 5.1 การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามยาวของการระบุเอกลักษณ์ Theron UAV

M Matrix structure:					**G Matrix structure:**	
	U	W	Q	THE		ELE
U	1.00	0	0	0	U	* XDE
W	0	1.00	0	0	W	* ZDE
Q	0	0	1.00	0	Q	* MDE
THE	0	0	0	1.00	THE	0
F Matrix structure:					**Tau Matrix structure:**	
	U	W	Q	THE		* ELE
U	* XU	* XW	* XQ	-9.81	U	ELE
W	* ZU	* ZW	* ZQ + 22.0	0	W	ELE
Q	* MU	* MW	* MQ	0	Q	ELE
THE	0	1.00	0	0	THE	ELE
* Indicates a free derivative @ indicates a term tied to a free derivative						

ตารางที่ 5.2 การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามยาวของการระบุเอกลักษณ์ Theron UAV (ต่อ)

Summary of free derivative terms:					
Total	No. Free M Terms	No. Free F Terms	No. Free G Terms	No. Free Tau Terms	No. Free Sensor Terms
13	0	9	3	1	0
Observer Structure:					
	U	W	Q	THE	
Q	0.0	0.0	1.0	0.0	
AX	0.0 + 1.0S	0.0	0.0	9.8	
AZ	0.0	0.0 + 1.0S	-22.0	0	
AL	0.0	0.45E-01	-0.69E-02	0	
Active Transfer Functions:					
Q / ELE					
AX / ELE					
AZ / ELE					
AL / ELE					
All Sensor Coefficients are at default values					
No parameter constraints have been defined					

5.1.1 ผลลัพธ์เบื้องต้นของการระบุเอกลักษณ์ระบบและการลดขนาดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามยาว

ก่อนที่จะเริ่มขั้นตอนการประมาณหาค่าพารามิเตอร์ (Identification algorithm) จะทำการตรวจสอบเบื้องต้น (Sanity check) จากการวิเคราะห์ frequency-response ของข้อมูลการบินแต่ละคู่อินพุต/เอาต์พุตจากการทดสอบ ผลที่ได้แสดงดังรูปที่ 5.3 และ 5.4 สำหรับ frequency-response ของ q/δ_e , a_x/δ_e , a_z/δ_e และ α_{ab}/δ_e ซึ่งพบว่าการตั้งค่าเกี่ยวกับหน่วยและเครื่องหมายมีความถูกต้องและช่วงความถี่ที่ต้องการที่มีความสัมพันธ์เชื่อถือได้แสดงในตารางที่ 5.3 โดยที่ค่าสูงสุดจะถูกตัดทอน (Truncate) ที่ค่าขอบเขตบนสุดของการนำมาใช้ได้ และทั้งหมดสอดคล้องกับเงื่อนไขของ decade span ของสมการที่ 2-68

ตารางที่ 5.3 ช่วงความถี่ (rad/s) ของ frequency-response สำหรับ coherence ค่าที่ยอมรับได้ของพลวัตตามยาว

Response	Control input : δ_e
q	0.7 – 17
a_x	1.5 – 12
a_z	0.7 – 14
α_{ab}	1.0 – 8.0

จาก frequency-response ของข้อมูลการบินแต่ละคู่ ผู้วิจัยได้ทำการ fitting แบบจำลอง transfer function เพื่อทำการประมาณการหาค่าอนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพเพื่อใช้เป็นค่าเริ่มต้น (Initial guess values) ของพารามิเตอร์ในการระบุเอกลักษณ์ โดยใช้ชุดสมการ transfer function ของโหมด short-period และ phugoid (ภาคผนวก ช.1) โดยค่า cost function ของ frequency-response แต่ละคู่ รวมถึงพารามิเตอร์ที่ประมาณการได้ แสดงในตารางที่ 5.4

ตารางที่ 5.4 ค่า cost functions ของ frequency-response และพารามิเตอร์ที่ได้จากการ fitting แบบจำลอง frequency-response ของพลวัตตามยาว

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Cost function values	Values
q/δ_e	Q / ELE	46.369	-
α_{ab}/δ_e	AL / ELE	600.724	-
a_z/δ_e	AZ / ELE	66.306	-
a_x/δ_e	AX / ELE	82.435	-
X_u	XU	-	-0.4363
X_{δ_e}	XDE	-	-0.1758
Z_u	ZU	-	5.197
Z_w	ZW	-	-5.7072
Z_{δ_e}	ZDE	-	-0.107
M_q	MQ	-	-9.615
M_w	MW	-	-0.3503
M_{δ_e}	MDE	-	-1.578
τ_e	ELE	-	0.05

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ตารางที่ 5.5 ผลลัพธ์ก่อนเริ่มต้นกระบวนการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLON)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
X_u	XU	-0.4363	12.01	1.139
X_w	XW	0.000	******	******
X_q	XQ	0.000	******	******
Z_u	ZU	5.197	24.78	5.314
Z_w	ZW	-5.707	12.15	1.995
Z_q	ZQ	0.000	******	******
M_u	MU	0.000	******	******
M_w	MW	-0.3503	54.13	4.382
M_q	MQ	-9.615	20.45	1.035
G - matrix				
X_{δ_e}	XDE	-0.1758	18.89	1.006
Z_{δ_e}	ZDE	-0.1070	242.4	46.36
M_{δ_e}	MDE	-1.578	14.24	0.8185
Tau - matrix				
τ_e	ELE	0.05000	16.82	4.193
Cost function				
q/δ_e	Q/ELE	80.53742	-	
a_x/δ_e	AX/ELE	2184.152		
a_z/δ_e	AZ/ELE	135.4922		
α_{ab}/δ_e	AL/ELE	384.5036		
J_{ave}	Average	696.1714		

Case name: TRUAVLON; Case ID: Longitudinal model - initial model.

จากค่าเริ่มต้นที่ประมาณได้จากการ fitting แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response เมื่อนำมาระบุเอกลักษณ์ระบบ ผลที่ได้แสดงในตารางที่ 5.5 ซึ่งจะพบว่าค่าเฉลี่ยของ cost function มีค่าสูงกว่าแนวทางที่แนะนำในสมการที่ 2.75 ซึ่งอาจหมายความว่าค่าพารามิเตอร์เริ่มต้นมีค่าที่ไม่ค่อยดี และผลการคำนวณค่า sensitivity ของพารามิเตอร์ แสดงให้

เห็นว่า Z_{δ_e} มี insensitivity สูงสุดถึง 46.36% ซึ่งสูงเกินกว่าแนวทางที่แนะนำในสมการที่ 2.77 และค่า Cramér–Rao bounds สูงสุดที่ 242.4% ซึ่งค่อนข้างสูงกว่าแนวทางที่กำหนดในสมการที่ 2.76 แต่อย่างไรก็ตาม เมื่อทำการระบุเอกลักษณ์ในขั้นตอนการประมาณหาค่าพารามิเตอร์ (Identification algorithm) ผลที่ได้จากการระบุพารามิเตอร์เริ่มต้นที่ลู่เข้าแล้ว (Converged) ได้ใน 342 iterations แสดงในตารางที่ 5.6 จะพบว่า โครงสร้างแบบจำลองเริ่มต้น (TRUAVLON1) ลู่เข้าไปยังค่าเฉลี่ยของ cost function ที่ดีเยี่ยม โดยมีค่า cost function สูงสุดอยู่ที่ 80.9% ซึ่งสอดคล้องกับแนวทางที่แนะนำในสมการที่ 2.75 และผลการวิเคราะห์ความเชื่อมั่นสำหรับโครงสร้างแบบจำลอง TRUAVLON1 จะพบว่า อนุพันธ์ M_u มีค่า insensitivity สูงถึง 134.1% ซึ่งสูงเกินกว่าแนวทางที่แนะนำ (10%) ดังนั้นจึงตัดออกจากโครงสร้างแบบจำลอง จากนั้นทำการการระบุเอกลักษณ์ระบบอีกครั้ง โดยผลของพารามิเตอร์ที่ถูกลู่เข้าแล้วของ TRUAVLON2 ใน 245 iterations แสดงในตารางที่ 5.7 พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงเพียงเล็กน้อยในค่าเฉลี่ย cost function (0.02%) และพบว่าอนุพันธ์ X_u มีค่า insensitivity สูงถึง 23.75% ซึ่งคงเกินกว่าแนวทางที่แนะนำ แต่อย่างไรก็ตามไม่สามารถตัดออกจากโครงสร้างแบบจำลองได้ เนื่องจากมีผลกระทบอย่างมีนัยสำคัญต่อ a_x และ $\dot{u}$ ของแบบจำลอง และจากการบินทดสอบที่ขาดการกระตุ้นพลวัตการบินในโหมด phugoid ทำให้ไม่สามารถระบุเอกลักษณ์ได้อย่างแม่นยำในช่วงนี้ ดังนั้นจึงต้องตัดพารามิเตอร์บางตัวตัดออกจากโครงสร้างแบบจำลอง คือ Z_u จากนั้นทำการการระบุเอกลักษณ์ระบบอีกครั้ง โดยผลของพารามิเตอร์ที่ถูกลู่เข้าแล้วของ TRUAVLON3 ใน 170 iterations แสดงในตารางที่ 5.8 พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงในค่าเฉลี่ย cost function ที่ 6.00% ซึ่งถือว่ามากพอสมควร แต่อย่างไรก็ตามยังถือว่าค่า cost function ยังอยู่ในแนวทางที่แนะนำ และยังพบว่าค่า insensitivity ของอนุพันธ์ X_u มีการลดลง 6.97% ซึ่งเกือบจะอยู่ในแนวทางที่กำหนด ดังนั้นจึงมาให้ความสนใจกับการพิจารณาค่า Cramér–Rao bound ซึ่งจะพบว่านอกจากอนุพันธ์ X_u แล้ว อนุพันธ์ Z_q มีค่า Cramér–Rao bound สูงถึง 35.34% ซึ่งเป็นผลมาจากความสัมพันธ์บางอย่างระหว่างอนุพันธ์ Z_q และ Z_{δ_e} จากนั้นจึงทำการตัดพารามิเตอร์ Z_q ออกจากโครงสร้างแบบจำลองและทำการระบุเอกลักษณ์ระบบอีกครั้ง โดยผลของพารามิเตอร์ที่ถูกลู่เข้าแล้วของ TRUAVLON4 ใน 183 iterations แสดงในตารางที่ 5.9 พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงในค่าเฉลี่ย cost function ที่ 4.18% และเปลี่ยนแปลงอย่างฉับพลันในค่า cost function ของ a_z/δ_e สูงถึง 25.98% ดังนั้นแบบจำลอง TRUAVLON3 ที่ยังคงค่าของ Z_q ไว้ จึงถูกนำมาเป็นผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุเอกลักษณ์ระบบของพลวัตตามยาว

ตารางที่ 5.6 ผลลัพธ์เริ่มต้นของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLON1)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
X_u	XU	-0.06364	85.59	24.80
X_w	XW	0.1628	12.29	2.843
X_q	XQ	0.7259	19.56	2.923
Z_u	ZU	-0.7860	30.94	8.224
Z_w	ZW	-2.742	7.668	2.315
Z_q	ZQ	-5.657	26.27	4.893
M_u	MU	-0.01809	500.4	134.1
M_w	MW	-0.8978	12.44	2.955
M_q	MQ	-8.517	15.81	1.384
G - matrix				
X_{δ_e}	XDE	0.1036	21.95	3.610
Z_{δ_e}	ZDE	-0.9767	22.73	4.720
M_{δ_e}	MDE	-2.042	11.61	0.9854
Tau - matrix				
τ_e	ELE	0.06403	12.93	3.274
Cost function				
q/δ_e	Q/ELE	67.52322	-	
a_x/δ_e	AX/ELE	34.96857		
a_z/δ_e	AZ/ELE	58.05501		
α_{ab}/δ_e	AL/ELE	80.91895		
J_{ave}	Average	60.3664		

Case name: TRUAVLON1; Case ID: Longitudinal model - converged initial model.

ตารางที่ 5.7 ผลลัพธ์ครั้งที่ 2 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLON2)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
X_u	XU	-0.06659	79.69	23.75
X_w	XW	0.1642	11.57	2.827
X_q	XQ	0.7243	19.67	2.936
Z_u	ZU	-0.7488	22.38	8.664
Z_w	ZW	-2.760	7.028	2.308
Z_q	ZQ	-5.616	26.43	4.949
M_u	MU	0.000	------	------
M_w	MW	-0.9062	11.54	2.921
M_q	MQ	-8.536	15.72	1.382
G - matrix				
X_{δ_e}	XDE	0.1032	22.04	3.624
Z_{δ_e}	ZDE	-0.9691	22.68	4.773
M_{δ_e}	MDE	-2.042	11.63	0.9851
Tau - matrix				
τ_e	ELE	0.06435	12.54	3.258
Cost function				
q/δ_e	Q/ELE	66.83955	-	
a_x/δ_e	AX/ELE	34.90026		
a_z/δ_e	AZ/ELE	57.96721		
α_{ab}/δ_e	AL/ELE	81.83878		
J_{ave}	Average	60.3865		

Case name: TRUAVLON2; Case ID: Longitudinal model - drop MU.

ตารางที่ 5.8 ผลลัพธ์ครั้งที่ 3 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLON3)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
X_u	XU	-0.09301	61.29	16.78
X_w	XW	0.1695	12.56	2.785
X_q	XQ	0.7076	21.17	2.981
Z_u	ZU	0.000	------	------
Z_w	ZW	-3.149	6.514	2.251
Z_q	ZQ	-4.251	35.34	7.056
M_u	MU	0.000	------	------
M_w	MW	-0.8675	12.04	3.054
M_q	MQ	-8.840	16.75	1.388
G - matrix				
X_{δ_e}	XDE	0.09968	23.90	3.758
Z_{δ_e}	ZDE	-0.7059	29.71	7.042
M_{δ_e}	MDE	-2.105	12.22	0.9870
Tau - matrix				
τ_e	ELE	0.06552	12.77	3.200
Cost function				
q/δ_e	Q/ELE	70.31612	-	
a_x/δ_e	AX/ELE	34.66772		
a_z/δ_e	AZ/ELE	66.56657		
α_{ab}/δ_e	AL/ELE	94.01051		
J_{ave}	Average	66.3902		

Case name: TRUAVLON3; Case ID: Longitudinal model - drop ZU.

ตารางที่ 5.9 ผลลัพธ์ครั้งที่ 4 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLON4)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
X_u	XU	0.09521	59.50	16.23
X_w	XW	0.1804	12.24	2.615
X_q	XQ	0.6096	26.39	3.519
Z_u	ZU	0.000	------	------
Z_w	ZW	-3.597	5.065	2.147
Z_q	ZQ	0.000	------	------
M_u	MU	0.000	------	------
M_w	MW	-0.8499	12.78	3.180
M_q	MQ	-9.056	18.00	1.375
G - matrix				
X_{δ_e}	XDE	0.09088	27.21	4.117
Z_{δ_e}	ZDE	-0.3071	38.22	16.05
M_{δ_e}	MDE	-2.119	13.01	0.9834
Tau - matrix				
τ_e	ELE	0.06157	13.96	3.405
Cost function				
q/δ_e	Q/ELE	64.62823	-	
a_x/δ_e	AX/ELE	34.05842		
a_z/δ_e	AZ/ELE	92.54829		
α_{ab}/δ_e	AL/ELE	91.03515		
J_{ave}	Average	70.5675		

Case name: TRUAVLON4; Case ID: Longitudinal model - drop ZQ.

ตารางที่ 5.10 ผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLON3)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)	Value (TRUAVLONSIM)
F - matrix					
X_u	XU	-0.09301	61.29	16.78	-3.800E-03
X_w	XW	0.1695	12.56	2.785	--6.700E-03
X_q	XQ	0.7076	21.17	2.981	-0.0383
Z_u	ZU	0.000	------	------	-1.083E-04
Z_w	ZW	-3.149	6.514	2.251	-6.277
Z_q	ZQ	-4.251	35.34	7.056	-1.670
M_u	MU	0.000	------	------	3.339E-06
M_w	MW	-0.8675	12.04	3.054	-4.422
M_q	MQ	-8.840	16.75	1.388	-6.662
G - matrix					
X_{δ_e}	XDE	0.09968	23.90	3.758	-0.0157
Z_{δ_e}	ZDE	-0.7059	29.71	7.042	-0.4031
M_{δ_e}	MDE	-2.105	12.22	0.9870	-2.740
Tau - matrix					
τ_e	ELE	0.06552	12.77	3.200	0.000
Cost function					
q/δ_e	Q/ELE	70.31612			730.7860
a_x/δ_e	AX/ELE	34.66772			10588.82
a_z/δ_e	AZ/ELE	66.56657		-	540.9427
α_{ab}/δ_e	AL/ELE	94.01051			1307.243
J_{ave}	Average	66.3902			3291.9473

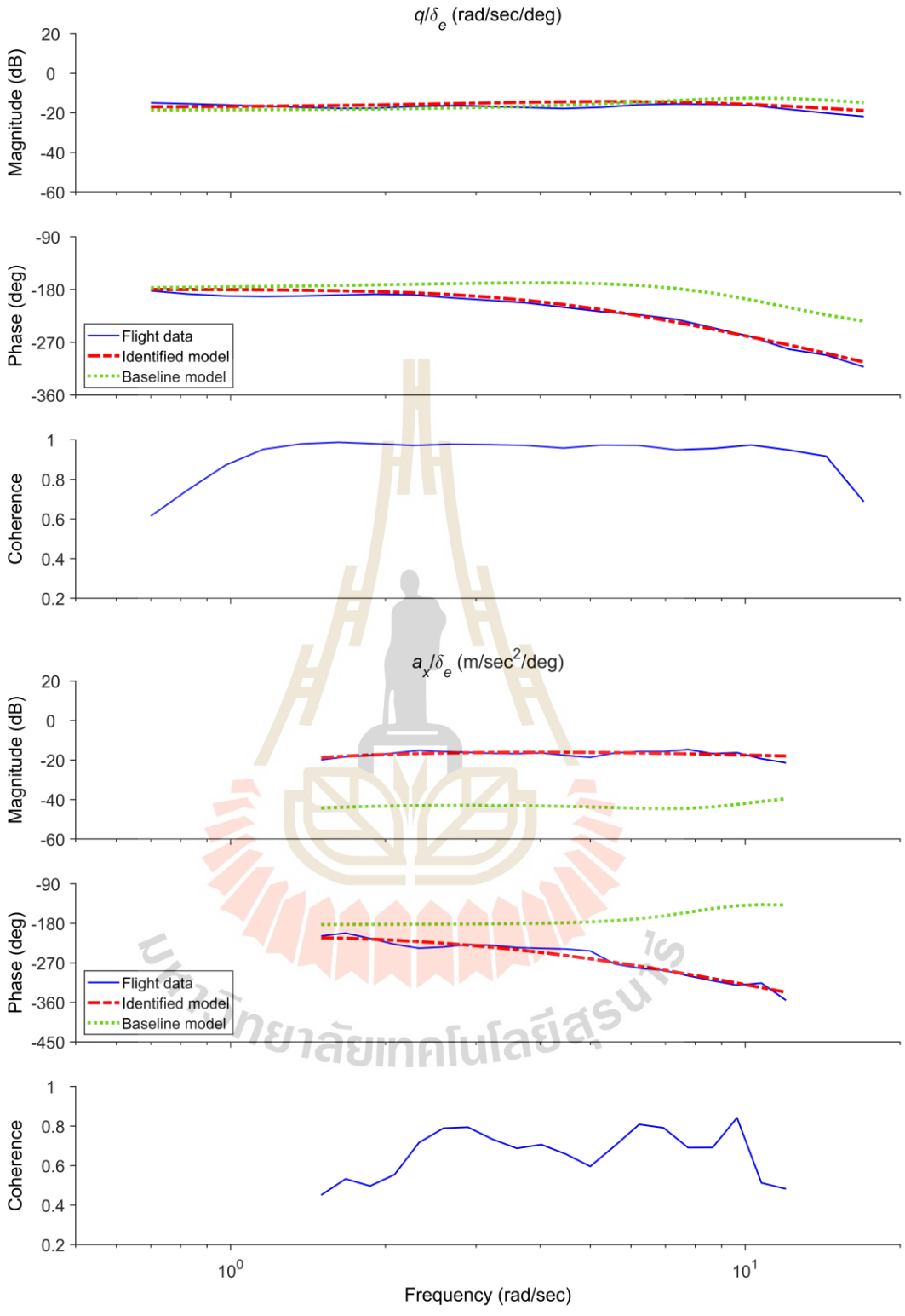
Case name: TRUAVLON3; Case ID: Longitudinal model - drop ZU.

Case name: TRUAVLONSIM; Case ID: Longitudinal model - baseline model.

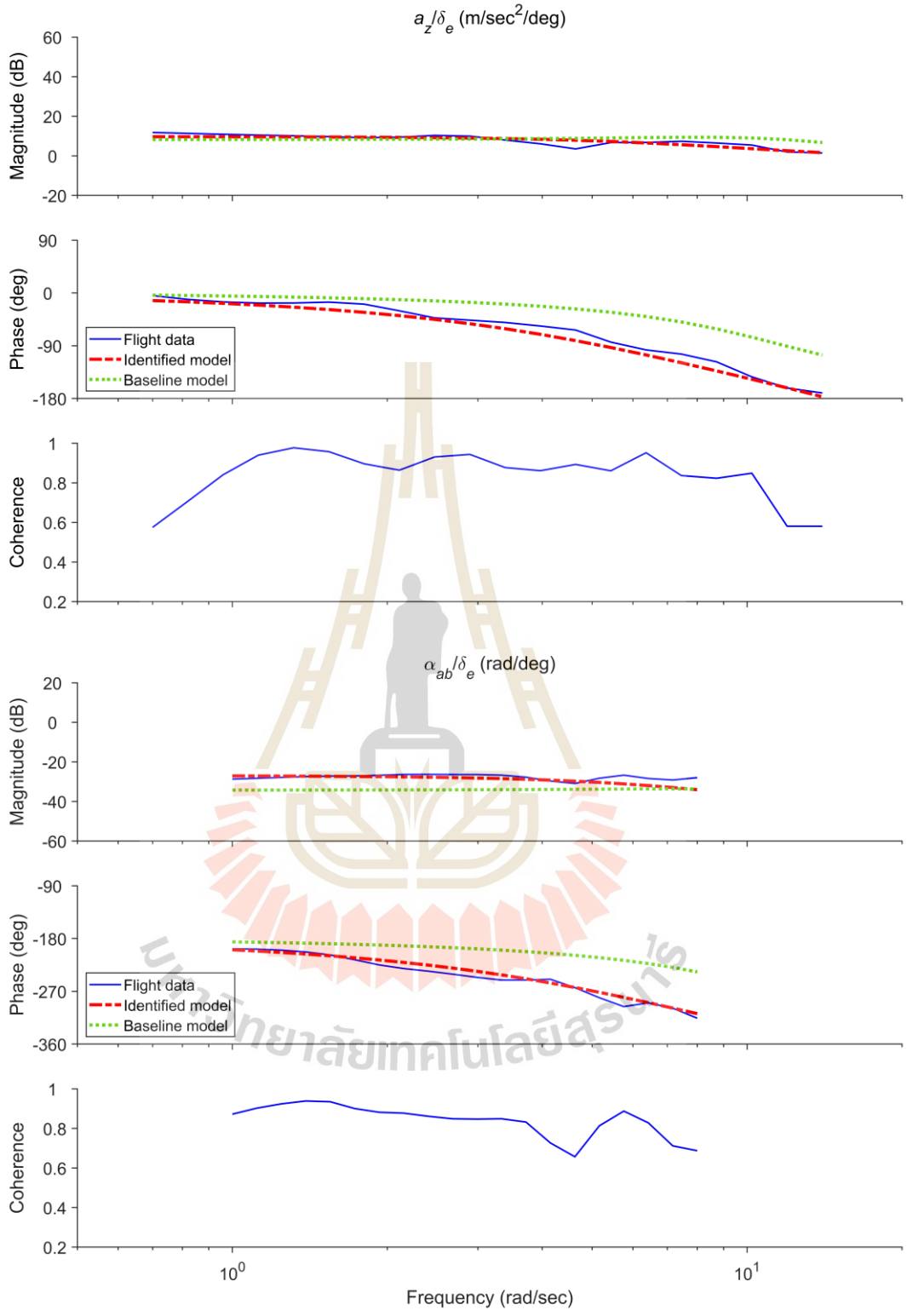
5.1.2 ผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามยาว

ผลลัพธ์สุดท้ายของพารามิเตอร์และตัวชี้วัดความแม่นยำสำหรับแบบจำลอง TRUAVLON3 ที่ทำการระบุเอกลักษณ์ได้ แสดงในตารางที่ 5.10 และได้เปรียบเทียบกับพารามิเตอร์ของแบบจำลองเบื้องต้น (Baseline model) ที่ได้จากการประมาณการโดยใช้โปรแกรม flow5 (TRUAVLONSIM) ซึ่งจะพบว่ามีความแตกต่างกันพอสมควรสำหรับอนุพันธ์ของแบบจำลองเบื้องต้น ซึ่งสะท้อนให้เห็นในความแตกต่างกันของค่า cost functions และเมื่อนำ frequency response ของแบบจำลองที่ระบุเอกลักษณ์ได้มาเปรียบเทียบกับข้อมูลการบิน (Flight data) และแบบจำลองเบื้องต้น ดังแสดงในรูปที่ 5.5 และ 5.6 จะพบว่ามีความไม่ตรงกันทุกคู่ของ frequency response และมากที่สุดใน a_x/δ_e ดังที่สะท้อนให้เห็นในค่า cost functions ที่แตกต่างกันอย่างมาก ซึ่งเป็นไปตามที่คาดไว้ เนื่องจากแบบจำลองเบื้องต้นไม่ได้คำนึงถึงการตอบสนองของเซอร์โว หรือพฤติกรรมของกลไกการเชื่อมต่อไปยังพื้นบังคับ และจากการบินทดสอบที่ขาดการกระตุ้นพลวัตการบินในโหมด phugoid เป็นสาเหตุของการตอบสนอง a_x/δ_e ที่ไม่สอดคล้องกันอย่างมาก

สำหรับผลลัพธ์ของ eigenvector เพื่อให้การตีความง่ายขึ้น state variables จะถูกปรับ (Scaled) ให้เป็นหน่วยที่สมดุลกันมากขึ้น (เช่น rad ปรับเป็น deg) ซึ่ง eigenvector แต่ละตัวจะถูกทำให้เป็นมาตรฐาน (Normalized) เพื่อให้ส่วนประกอบของ eigenvector ที่ใหญ่ที่สุดเป็นหนึ่งหน่วย (Unity) โดยผลลัพธ์ของ eigenvalues เมทริกซ์ $\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{F}$ และ eigenvectors ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุเอลกลักษณ์ได้ แสดงในตารางที่ 5.11 และ 5.12 ตามลำดับ ซึ่งพบว่าค่า eigenvalues ทั้งหมดมีส่วนจริง (Real) เป็นลบ ดังนั้นพลวัตของอากาศยานมีเสถียรภาพ (Stable) และสำหรับ eigenvalue ที่ความถี่ต่ำสุด คือ λ_1 และ λ_2 โดยปกติจะสัมพันธ์กับโหมด phugoid ที่มีการตอบสนองแบบ periodic [ζ_p, ω_p] ที่เกี่ยวข้องกับการแกว่งที่มีการหน่วงเบา ๆ ใน longitudinal velocity (มุมปะทะ) ซึ่งจะพบว่าแบบจำลองที่ระบุเอกลักษณ์ได้ไม่ปรากฏพฤติกรรมนี้อาจเกิดจากการขาดการกระตุ้นช่วงความถี่ของโหมด phugoid ในการบินทดสอบ และสำหรับ eigenvalue λ_3 และ λ_4 ที่เกี่ยวข้องกับการแกว่งลำดับที่สอง [ζ_{sp}, ω_{sp}] ที่มีความหน่วงใน pitch rate และ pitch attitude หรือลักษณะการก้มเงยของอากาศยานในโหมด short-period ซึ่งพบว่าความถี่ธรรมชาติอยู่ในช่วงปกติ และความหน่วงมีความเสถียร



รูปที่ 5.5 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามยาว



รูปที่ 5.6 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามยาว (ต่อ)

ตารางที่ 5.11 ผลลัพธ์ของ eigenvalues ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุได้

	$(\lambda)_R$	$(\lambda)_I$	ζ	ω_n
λ_1	0.000	0.000	------	-------
λ_2	-0.093	0.000	------	-------
λ_3	-5.995	2.702	0.912	6.575
λ_4	-5.995	-2.702	0.912	6.575

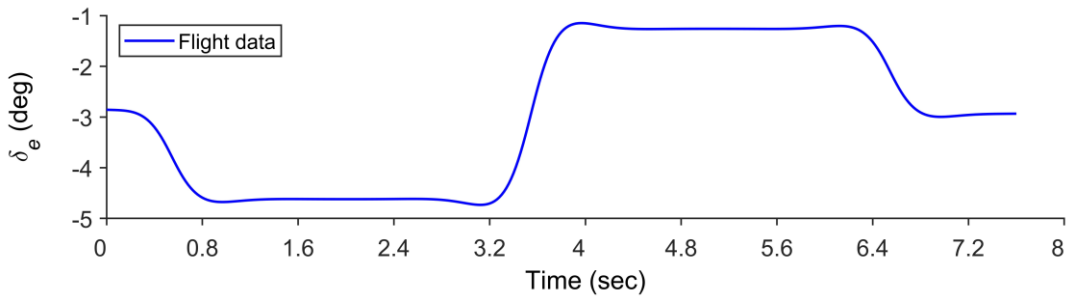
ตารางที่ 5.12 ผลลัพธ์ของ eigenvectors (scaled) ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุได้

	Eigenvalues							
	λ_1		λ_2		λ_3		λ_4	
(Real, Imag)	0.000	0.000	-0.093	0.000	-5.994	2.702	-5.994	-2.702
$[\zeta\ ,\ \omega_n]$	------	------	------	------	0.912	6.575	0.912	6.575
States								
u	1.000	0.000	1.000	0.000	-0.0036	-0.0019	-0.0036	0.0019
w	0.000	0.000	0.000	0.000	-0.0572	-0.0544	-0.0572	0.0544
q	0.000	0.000	0.000	0.000	1.000	0.000	1.000	0.000
θ	-0.543	0.000	0.000	0.000	-0.139	-0.0625	-0.139	0.0625

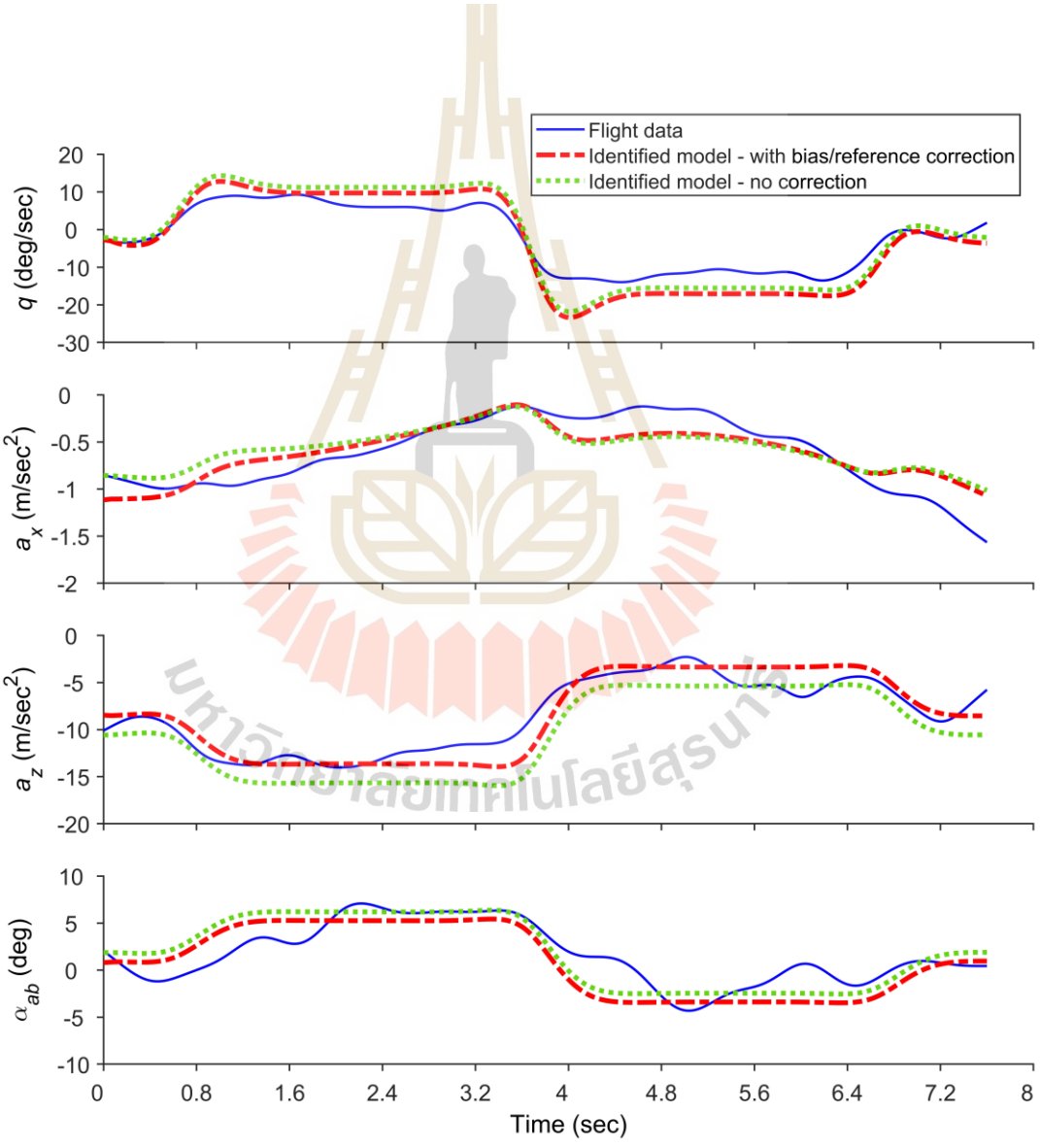
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

5.1.3 การตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามยาว

การตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ได้จากกระบวนการระบุเอกลักษณ์ของ Theron UAV โดยการตอบสนองของแบบจำลองที่คาดการณ์ได้เทียบกับข้อมูลการบินจริงสำหรับ q, a_x, a_z และ α_{ab} ที่ได้รับการประมวลผลด้วยตัวกรอง low-pass filter เพื่อกำจัดข้อมูลที่สัญญาณอยู่นอกเหนือช่วงความถี่ที่ใช้ได้ (ตารางที่ 5.3) ของแบบจำลองที่ระบุ ดังที่แสดงในรูปที่ 5.7 และ 5.8 เป็นการตอบสนองของแบบจำลองที่มีการรวม bias และ reference-shift correction พบว่าแบบจำลองที่ได้สามารถทำนายการตอบสนองของอากาศยานได้เป็นอย่างดี ซึ่งสอดคล้องกับ TIC ที่ดีที่อยู่ในเกณฑ์ที่แนะนำตามสมการที่ 2-90 แต่สำหรับค่า rms cost function (J_{rms}) อาจมีกว่าสูงกว่าเกณฑ์ที่แนะนำเล็กน้อย ตามที่แสดงในตารางที่ 5.13



รูปที่ 5.7 อินพุตแบบ step ของ elevator สำหรับการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามยาว



รูปที่ 5.8 ข้อมูลการตอบสนองจากอากาศยานและการคาดการณ์ของแบบจำลองพลวัตตามยาว

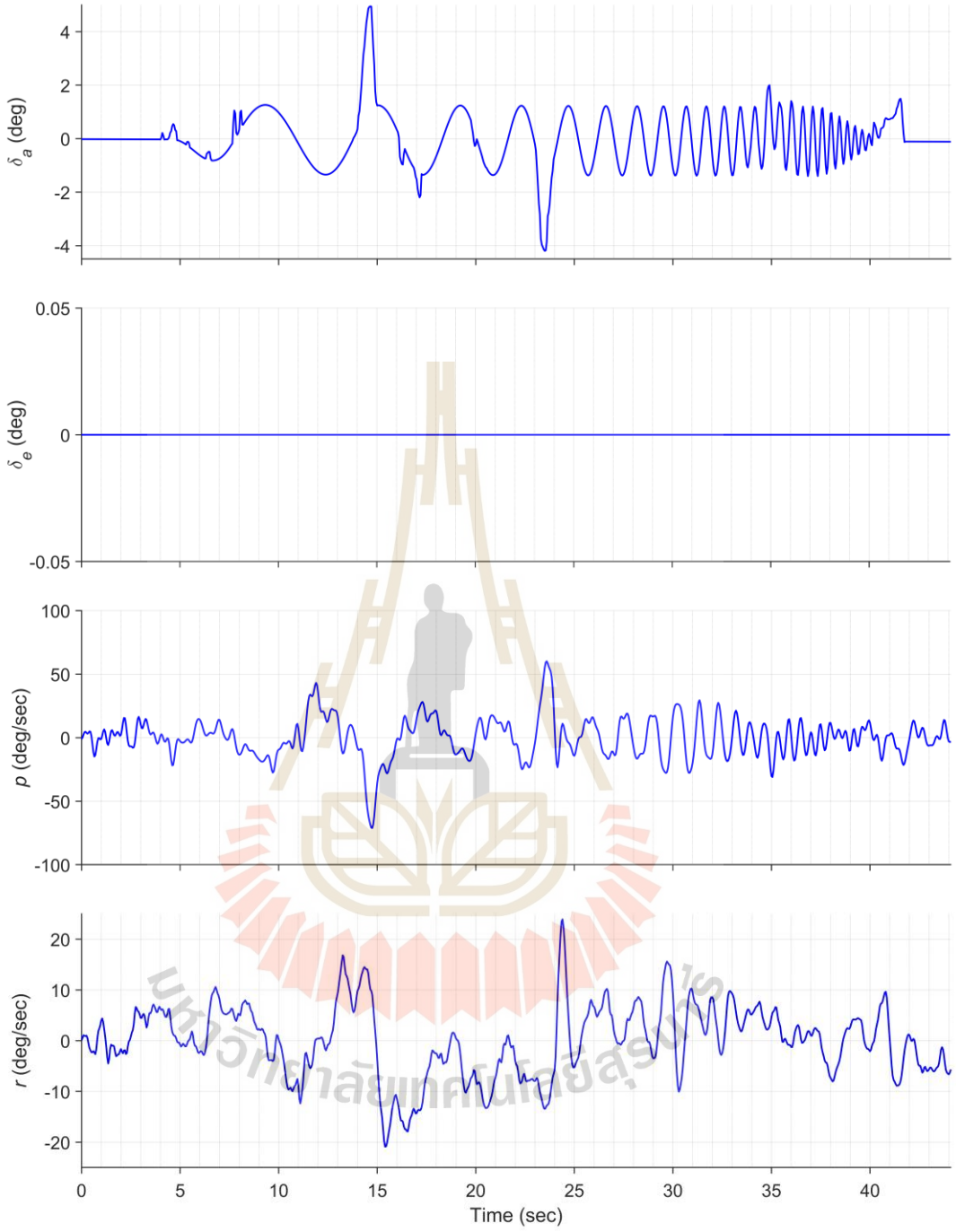
ตารางที่ 5.13 ผลลัพธ์ของการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามยาว

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Identified bias and reference-shift values
$\dot{u}_b$	U	-1.448
$\dot{w}_b$	W	0.471
$\dot{q}_b$	Q	-0.105
$\dot{\theta}_b$	THE	-0.080
q_{ref}	Q	-0.553
$a_{x_{ref}}$	AX	-0.258
$a_{z_{ref}}$	AZ	2.111
$\alpha_{ab_{ref}}$	AL	-1.079
Cost summary table		
J_{rms}	Cost	1.497
TIC	TIC	0.20334

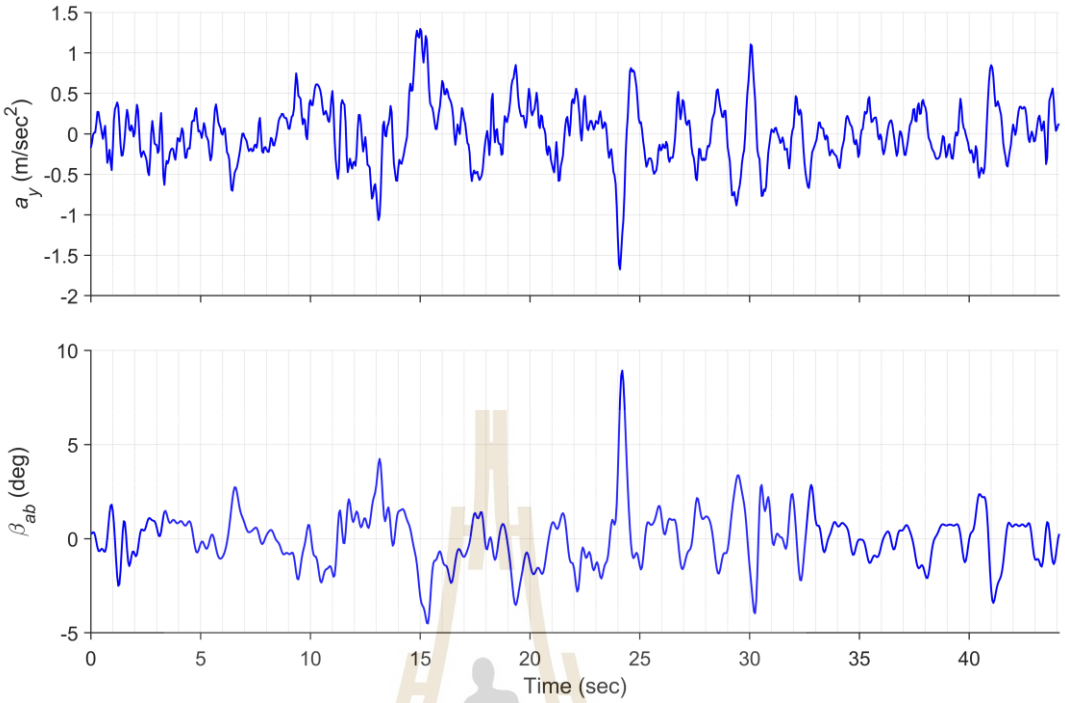
5.2 การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง

จากการบินทดสอบสำหรับการตอบสนองของอากาศยานต่อสัญญาณอินพุตควบคุม aileron และ rudder ที่มีความถี่ต่าง ๆ กัน สำหรับข้อมูล time histories ที่ได้ทำการวัดที่สภาวะการบินทริม (สมการที่ 5-2) ในการบินทดสอบที่จะนำมาทำการระบุเอกลักษณ์ระบบ โดยจะพิจารณาการตอบสนองความถี่จากอินพุตควบคุม 2 อินพุตแยกกัน ซึ่งได้ควบคุมให้ทั้งสองการทดสอบมีสภาวะการบินทริมที่ใกล้เคียงกัน สำหรับอินพุตควบคุม aileron แสดงดังรูปที่ 5.9 และ 5.10 และสำหรับอินพุตควบคุม rudder แสดงดังรูปที่ 5.11 และ 5.12

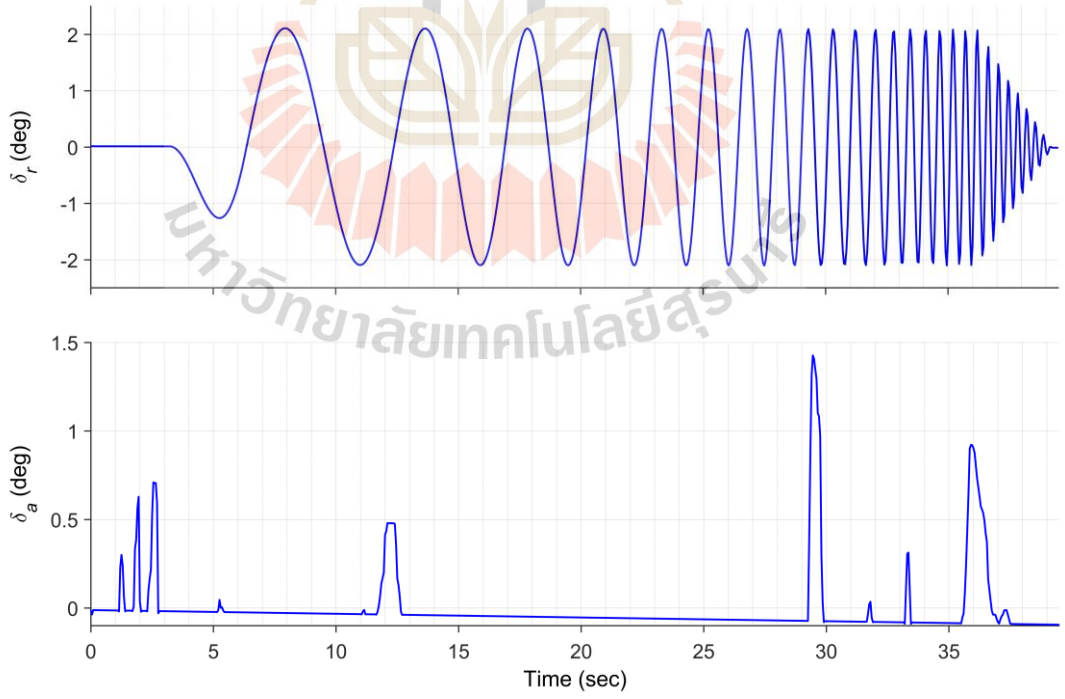
$$U_0 \approx 22 \text{ m/s}$$
$$\Theta_0 = W_0 \approx 0 \text{ m/s} \qquad (5\text{-}2)$$



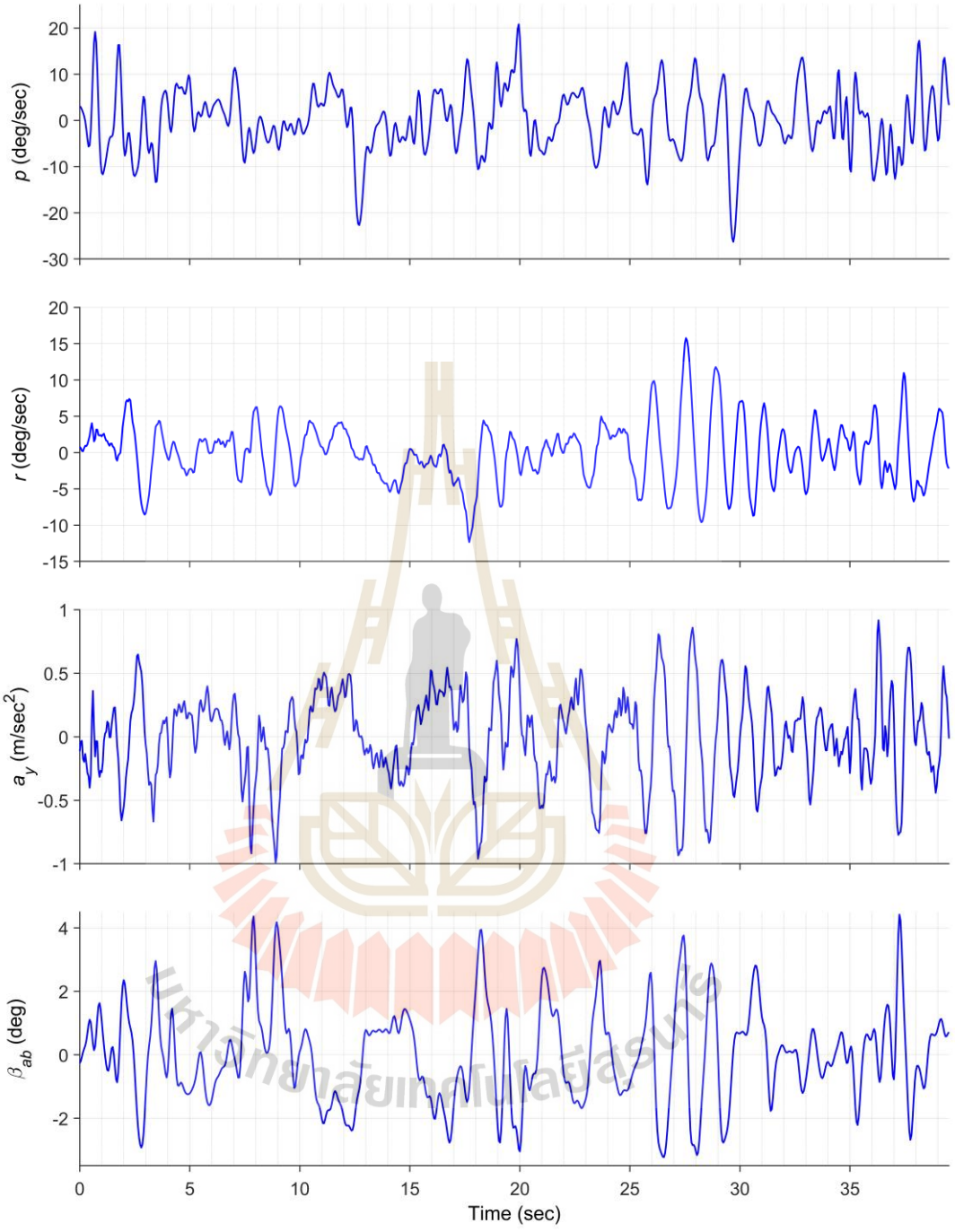
รูปที่ 5.9 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต aileron



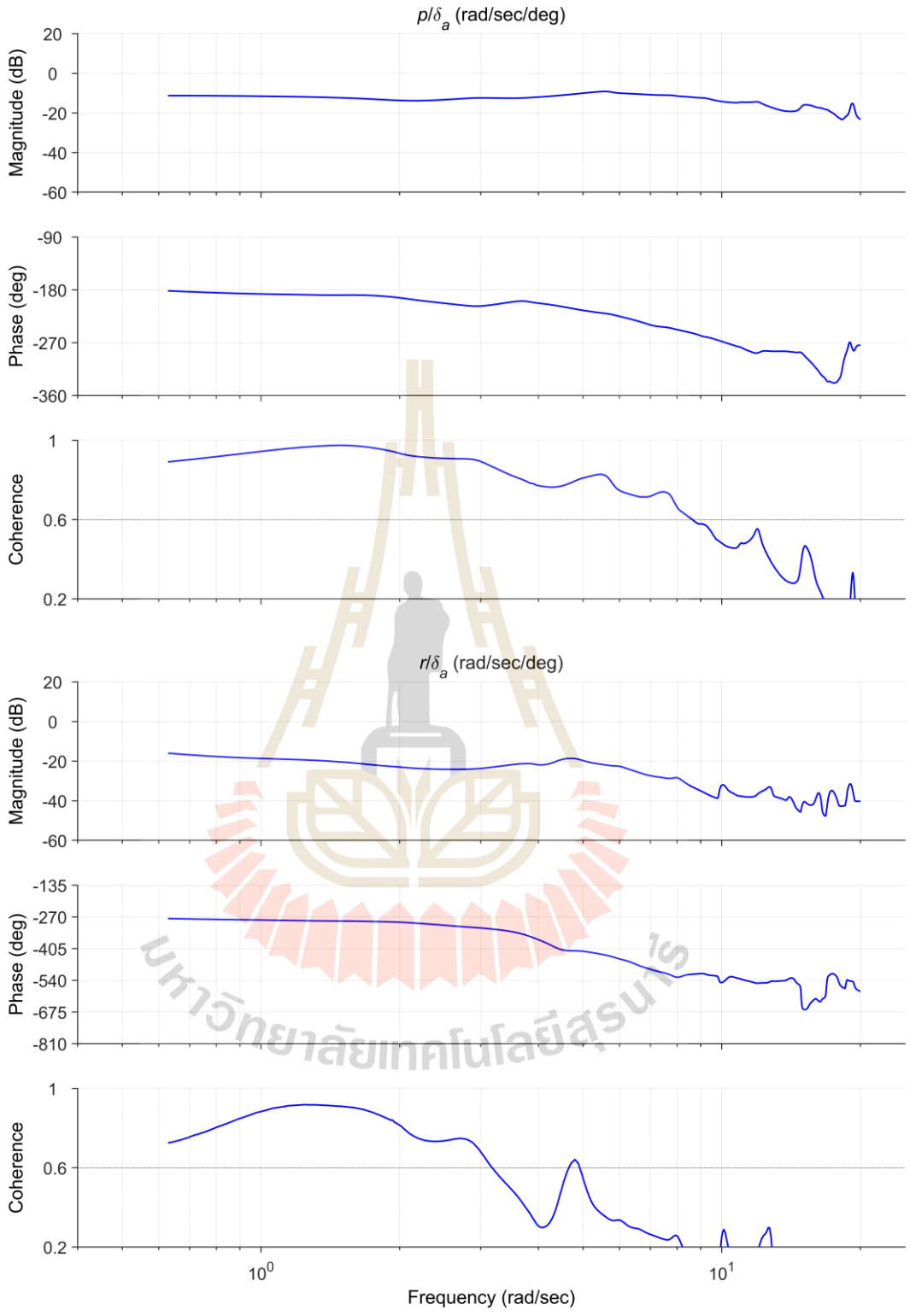
รูปที่ 5.10 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต aileron (ต่อ)



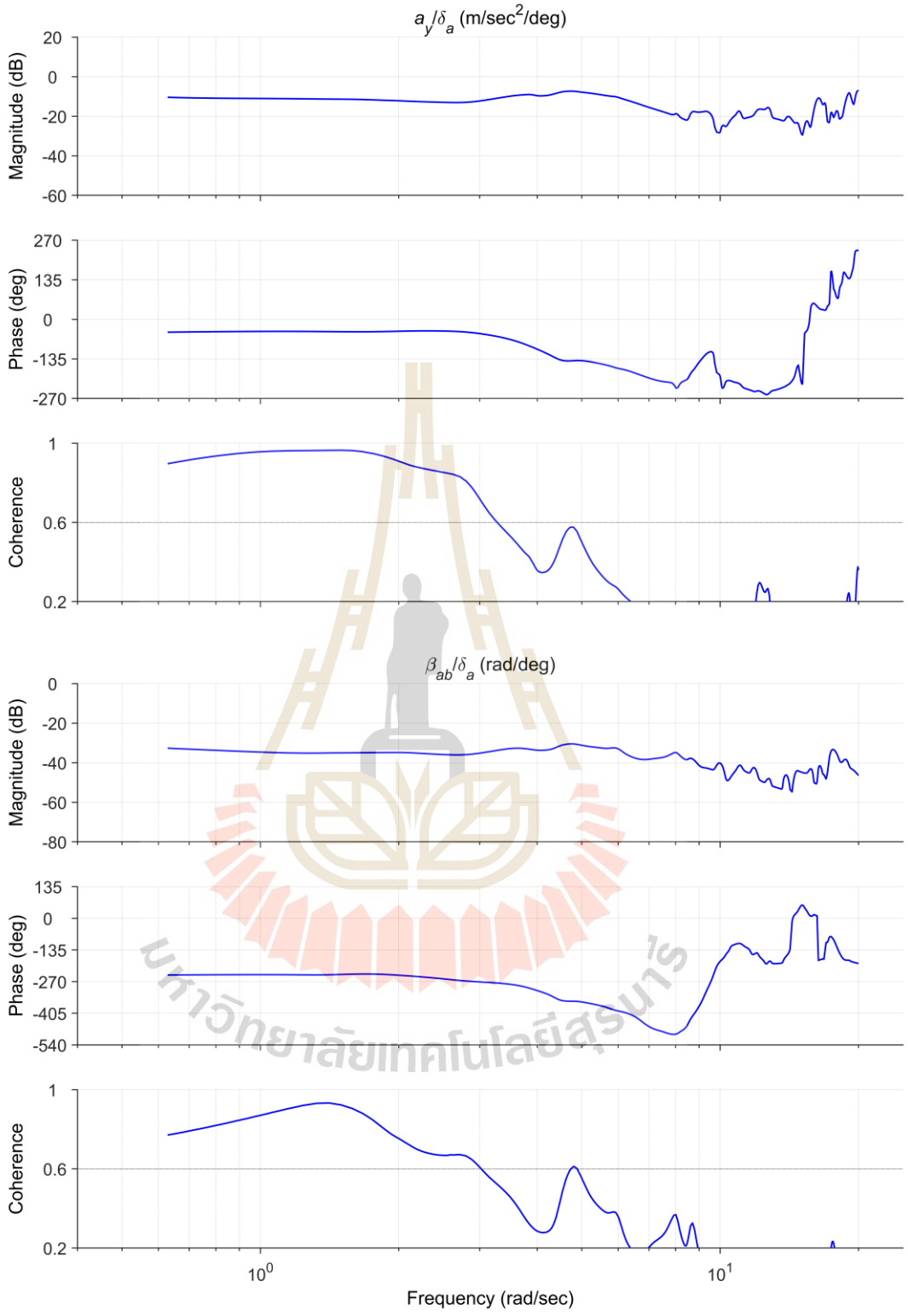
รูปที่ 5.11 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต rudder



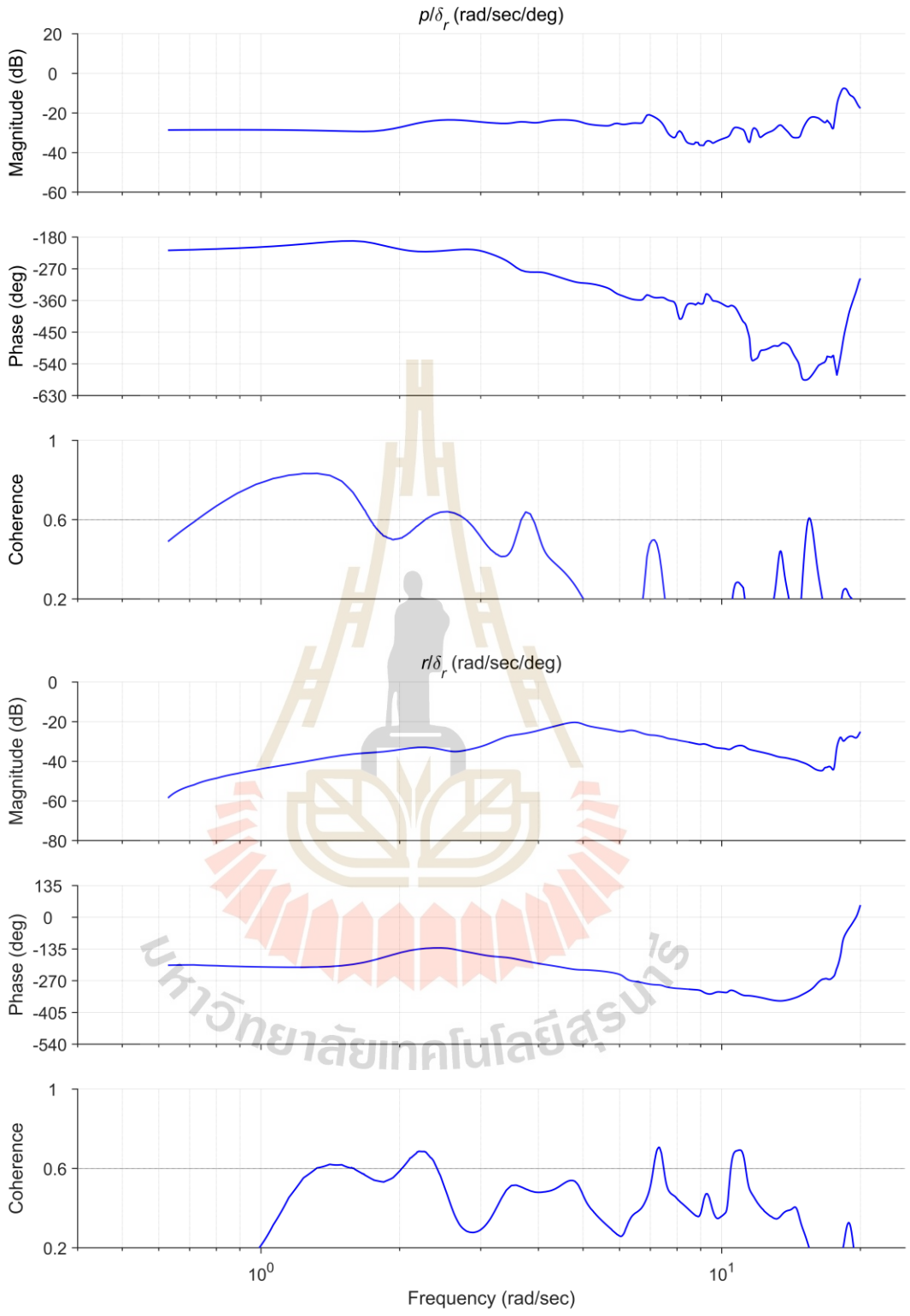
รูปที่ 5.12 ข้อมูล time histories การตอบสนองความถี่ต่อการควบคุมอินพุต rudder (ต่อ)



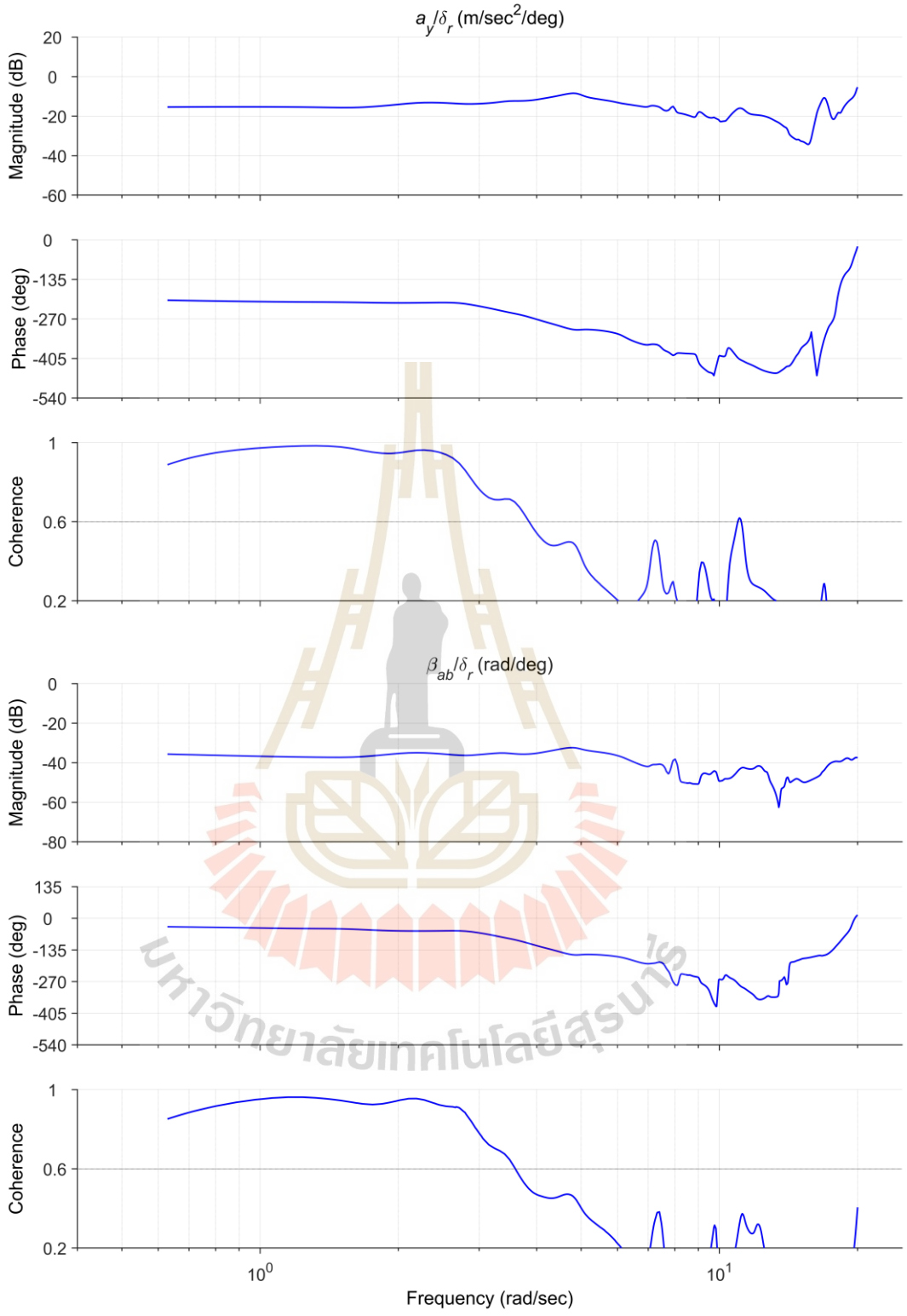
รูปที่ 5.13 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ aileron จากการคำนวณด้วย FRESPID



รูปที่ 5.14 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ aileron จากการคำนวณด้วย FRESPID (ต่อ)



รูปที่ 5.15 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ rudder จากการคำนวณด้วย FRESPID



รูปที่ 5.16 ข้อมูลการตอบสนองความถี่ต่อ rudder จากการคำนวณด้วย FRESPID (ต่อ)

จากโครงสร้างของแบบจำลองสำหรับการระบุเอกลักษณ์ระบบในสมการที่ 3-3 และ 3-4 และจากการติดตั้งของ air data boom คือ x_{ab}, y_{ab} และ z_{ab} ได้ 0.152, 0.633 และ -0.129 เมตร ตามลำดับ เมื่อ $I_{xz} \approx 0$ ดังนั้นจะได้ว่า L_i' เท่ากับ L_i และ N_i' เท่ากับ N_i เมื่อ i คือ v, p, r, δ_a และ δ_r และสามารถแสดงการสรุปโครงสร้างแบบจำลองจากโปรแกรม CIFER ได้โดยใช้สัญลักษณ์ตาม CIFER mnemonics แทนที่สัญลักษณ์ทางวิศวกรรม ดังตารางที่ 5.14 และ 5.15 และจะพบว่าเมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$ ประกอบด้วยพารามิเตอร์อนุพันธ์ที่ต้องการหาค่า 9 ตัว, เมทริกซ์ $\boldsymbol{G}$ ประกอบด้วยพารามิเตอร์อนุพันธ์ที่ต้องการหาค่า 6 ตัว และเมทริกซ์ $\boldsymbol{\tau}$ ประกอบด้วยพารามิเตอร์หน่วงเวลาที่ต้องการหาค่า 2 ตัว โดยความเร็วทริมของอากาศยานมีบทบาทเป็นส่วนที่ค่าคงที่ในแบบจำลอง และจะไม่มีการกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของเซ็นเซอร์ (ไม่ใช้โครงสร้าง STF) และจะไม่มีการใช้ค่าความสัมพันธ์ (Constraints) ระหว่างพารามิเตอร์ต่าง ๆ

ตารางที่ 5.14 การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามข้างของการระบุเอกลักษณ์ Theron UAV

M Matrix structure:

	V	P	R	PHI
V	1.00	0	0	0
P	0	1.00	0	0
R	0	0	1.00	0
PHI	0	0	0	1.00

G Matrix structure:

	AIL	RUD
V	* YDA	* YDR
P	* LDA	* LDR
R	* NDA	* NDR
PHI	0	0

F Matrix structure:

	V	P	R	PHI
V	* YV	* YP	* YR - 22.0	9.81
P	* LV	* LP	* LR	0
R	* NV	* NP	* NR	0
PHI	0	1.00	0	0

Tau Matrix structure:

	* AIL	* RUD
V	AIL	RUD
P	AIL	RUD
R	AIL	RUD
PHI	AIL	RUD

* Indicates a free derivative

@ indicates a term tied to a free derivative

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ตารางที่ 5.15 การกำหนดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามข้างของการระบุเอกลักษณ์ Theron UAV (ต่อ)

Summary of free derivative terms:					
Total	No. Free M Terms	No. Free F Terms	No. Free G Terms	No. Free Tau Terms	No. Free Sensor Terms
17	0	9	6	2	0
Observer Structure					
	V	P	R	PHI	
P	0.0	1.0	0.0	0.0	
R	0.0	0.0	1.0	0.0	
AY	0.0 + 1.0S	0.0	22.0	-9.8	
BETA	0.45E-01	0.59E-02	0.69E-02		
Active Transfer Functions:					
		P / AIL	P / RUD		
		R / AIL	R / RUD		
		AY / AIL	AY / RUD		
		BETA / AIL	BETA / RUD		
All Sensor Coefficients are at default values					
No parameter constraints have been defined					

5.2.1 ผลลัพธ์เบื้องต้นของการระบุเอกลักษณ์ระบบและการลดขนาดโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามข้าง

ก่อนที่จะเริ่มขั้นตอนการประมาณหาค่าพารามิเตอร์ จะทำการตรวจสอบเบื้องต้นจากการวิเคราะห์ frequency-response ของข้อมูลการบินแต่ละคู่อินพุต/เอาต์พุตจากการทดสอบ ผลที่ได้แสดงดังรูปที่ 5.13 ถึง 5.16 สำหรับ frequency-response ของ p/δ_a , r/δ_a , a_x/δ_a และ β_{ab}/δ_a สำหรับ aileron และ p/δ_r , r/δ_r , a_x/δ_r และ β_{ab}/δ_r สำหรับ rudder ซึ่งพบว่าการตั้งค่าเกี่ยวกับหน่วยและเครื่องหมายมีความถูกต้องและช่วงความถี่ที่ต้องการที่มีความสัมพันธ์เชื่อถือได้แสดงในตารางที่ 5.15 โดยที่ค่าสูงสุดจะถูกตัดทอน (Truncate) ที่ค่าขอบเขตบนสุดของการนำมาใช้ได้ และทั้งหมดสอดคล้องกับเงื่อนไขของ decade span ของสมการที่ 2-68

ตารางที่ 5.16 ช่วงความถี่ (rad/s) ของ frequency-response สำหรับ coherence ค่าที่ยอมรับได้ของพลวัตตามข้าง

Response	Control input	
	δ_a	δ_r
p	0.7 – 12.7	0.7 – 4.2
r	0.7 – 5.3	2.0 – 12
a_y	0.7 – 5.2	0.7 – 5.0
β_{ab}	0.7 – 5.4	2.0 – 5.0

จาก frequency-response ของข้อมูลการบินแต่ละคู่ ผู้วิจัยได้ทำการ fitting แบบจำลอง transfer function เพื่อทำการประมาณการหาค่าอนุพันธ์การควบคุมและเสถียรภาพเพื่อใช้เป็นค่าเริ่มต้น (Initial guess values) ของพารามิเตอร์ในการระบุเอกลักษณ์ โดยใช้ชุดสมการ transfer function ของพลวัตตามข้าง (ภาคผนวก ช.2) โดยค่า cost function ของ frequency-response แต่ละคู่ รวมถึงพารามิเตอร์ที่ประมาณการได้ แสดงในตารางที่ 5.17

ตารางที่ 5.17 ค่า cost functions ของ frequency-response และพารามิเตอร์ที่ได้จากการ fitting แบบจำลอง frequency-response ของพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Cost function values	Values
p/δ_a	P / AIL	29.275	-
β_{ab}/δ_r	BETA / RUD	49.652	-
r/δ_r	R / RUD	86.681	-
L_p	LP	-	-29.09
L_{δ_a}	LDA	-	-7.349
τ_a	AIL	-	0.1075
N_{δ_r}	NDR	-	-0.283
Y_v	YV	-	-0.0397
N_r	NR	-	-3.4303
N_v	NV	-	0.976
τ_r	RUD	-	0.129

ตารางที่ 5.18 ผลลัพธ์ก่อนเริ่มต้นกระบวนการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLAT)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
Y_v	YV	-0.0397	-99.00	-99.00
Y_p	YP	0.000	-99.00	-99.00
Y_r	YR	0.000	-99.00	-99.00
L_v	LV	0.000	-99.00	-99.00
L_p	LP	-29.09	-99.00	-99.00
L_r	LR	0.000	-99.00	-99.00
N_v	NV	0.976	-99.00	-99.00
N_p	NP	0.000	-99.00	-99.00
N_r	NR	-3.430	-99.00	-99.00
G - matrix				
Y_{δ_a}	YDA	0.000	-99.00	-99.00
Y_{δ_r}	YDR	0.000	-99.00	-99.00
L_{δ_a}	LDA	-7.349	-99.00	-99.00
L_{δ_r}	LDR	0.000	-99.00	-99.00
N_{δ_a}	NDA	0.000	-99.00	-99.00
N_{δ_r}	NDR	-0.283	-99.00	-99.00
Tau - matrix				
τ_a	AIL	0.1075	-99.00	-99.00
τ_r	RUD	0.1290	-99.00	-99.00
Cost function				
p/δ_a	P/AIL	29.29461		
r/δ_a	R/AIL	246.1922		
a_y/δ_a	AY/AIL	11756.00		
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	428.1723	Case name: TRUAVLAT; Case ID: Lateral-directional model - Initial model.	
p/δ_r	P/RUD	5070874		
r/δ_r	R/RUD	77.85619		
a_y/δ_r	AY/RUD	8950.196		
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	45.68707		
J_{ave}	Average	636550.9375		

ตารางที่ 5.19 ผลลัพธ์ครั้งที่ 2 ก่อนเริ่มต้นการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLAT0)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
Y_v	YV	-0.0397	10.68	1.466
Y_p	YP	0.000	******	******
Y_r	YR	0.000	******	******
L_v	LV	-1.937[B]	39.22	2.389
L_p	LP	-29.09	36.16	0.9981
L_r	LR	0.000	******	******
N_v	NV	0.976	3.929	0.8257
N_p	NP	0.000	******	******
N_r	NR	-3.430	6.262	1.370
G - matrix				
Y_{δ_a}	YDA	0.000	******	******
Y_{δ_r}	YDR	0.000	******	******
L_{δ_a}	LDA	-7.349	35.80	1.077
L_{δ_r}	LDR	0.000	******	******
N_{δ_a}	NDA	0.000	******	******
N_{δ_r}	NDR	-0.283	5.746	1.168
Tau - matrix				
τ_a	AIL	0.1075	14.40	3.823
τ_r	RUD	0.1290	6.560	2.761
Cost function				
p/δ_a	P/AIL	28.14157		
r/δ_a	R/AIL	225.7119		
a_y/δ_a	AY/AIL	11664.56	[B] Parameter from baseline model.	
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	368.1369		
p/δ_r	P/RUD	476.6029	Case name: TRUAVLAT0; Case ID:	
r/δ_r	R/RUD	65.32096	Lateral-directional model - second	
a_y/δ_r	AY/RUD	9016.030	initial model.	
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	61.95391		
J_{ave}	Average	2738.3076		

ตารางที่ 5.20 ผลลัพธ์เริ่มต้นของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLAT1)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
Y_v	YV	-0.6228	11.03	1.595
Y_p	YP	0.5753	80.23	4.245
Y_r	YR	0.5237	50.44	11.79
L_v	LV	-2.321	29.73	2.071
L_p	LP	-13.83	28.74	1.255
L_r	LR	5.569	32.06	7.783
N_v	NV	0.7736	5.140	0.8714
N_p	NP	-0.4084	63.97	4.255
N_r	NR	-2.075	7.368	2.026
G - matrix				
Y_{δ_a}	YDA	0.1861	67.16	3.302
Y_{δ_r}	YDR	0.02585	85.81	15.57
L_{δ_a}	LDA	-4.049	27.50	1.204
L_{δ_r}	LDR	0.1723	68.14	8.875
N_{δ_a}	NDA	0.03043	239.8	15.21
N_{δ_r}	NDR	-0.2381	4.942	1.083
Tau - matrix				
τ_a	AIL	0.08729	22.60	4.708
τ_r	RUD	0.1412	5.732	2.522
Cost function				
p/δ_a	P/AIL	15.80862		
r/δ_a	R/AIL	50.56729		
a_y/δ_a	AY/AIL	35.92670		
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	45.32681	Case name: TRUAVLAT1; Case ID: Lateral-directional model - converged initial model.	
p/δ_r	P/RUD	51.39114		
r/δ_r	R/RUD	48.79177		
a_y/δ_r	AY/RUD	81.21582		
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	81.54623		
J_{ave}	Average	51.3218		

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ตารางที่ 5.21 ผลลัพธ์ครั้งที่ 2 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLAT2)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
Y_v	YV	-0.5929	9.049	1.683
Y_p	YP	0.3051	135.5	7.951
Y_r	YR	0.4156	51.42	14.71
L_v	LV	-2.413	30.38	2.057
L_p	LP	-14.20	29.54	1.252
L_r	LR	5.747	32.34	7.711
N_v	NV	0.7741	5.294	0.8962
N_p	NP	-0.3939	67.70	4.560
N_r	NR	-2.057	7.288	2.085
G - matrix				
Y_{δ_a}	YDA	0.1290	89.69	4.732
Y_{δ_r}	YDR	0.000	------	------
L_{δ_a}	LDA	-4.166	28.32	1.195
L_{δ_r}	LDR	0.1789	67.07	8.721
N_{δ_a}	NDA	0.03537	211.4	13.64
N_{δ_r}	NDR	-0.2349	4.736	1.123
Tau - matrix				
τ_a	AIL	0.08948	22.18	4.592
τ_r	RUD	0.1410	5.715	2.526
Cost function				
p/δ_a	P/AIL	16.25753	Case name: TRUAVLAT2; Case ID: Lateral-directional model - drop YDR.	
r/δ_a	R/AIL	49.22092		
a_y/δ_a	AY/AIL	38.35174		
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	44.08748		
p/δ_r	P/RUD	52.04794		
r/δ_r	R/RUD	50.09940		
a_y/δ_r	AY/RUD	82.29188		
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	81.24976		
J_{ave}	Average	51.7008		

ตารางที่ 5.22 ผลลัพธ์ครั้งที่ 3 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLAT3)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
Y_v	YV	-0.5911	9.122	1.688
Y_p	YP	0.3260	127.7	7.437
Y_r	YR	0.4251	49.65	14.40
L_v	LV	-2.397	30.33	2.083
L_p	LP	-14.24	29.44	1.212
L_r	LR	5.690	32.34	7.603
N_v	NV	0.7598	3.743	0.9176
N_p	NP	-0.5153	12.17	3.498
N_r	NR	-2.034	7.159	2.118
G - matrix				
Y_{δ_a}	YDA	0.1357	85.60	4.497
Y_{δ_r}	YDR	0.000	------	------
L_{δ_a}	LDA	-4.162	28.28	1.156
L_{δ_r}	LDR	0.1718	68.71	9.218
N_{δ_a}	NDA	0.000	------	------
N_{δ_r}	NDR	-0.2348	4.811	1.131
Tau - matrix				
τ_a	AIL	0.08702	22.27	4.722
τ_r	RUD	0.1417	5.572	2.513
Cost function				
p/δ_a	P/AIL	16.92092		
r/δ_a	R/AIL	49.02592		
a_y/δ_a	AY/AIL	38.23061		
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	40.80207	Case name: TRUAVLAT3; Case ID: Lateral-directional model - drop NDA.	
p/δ_r	P/RUD	52.26760		
r/δ_r	R/RUD	51.82307		
a_y/δ_r	AY/RUD	82.24390		
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	82.58406		
J_{ave}	Average	51.7373		

ตารางที่ 5.23 ผลลัพธ์ครั้งที่ 4 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLAT4)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
Y_v	YV	-0.4831	12.85	2.085
Y_p	YP	1.183	39.21	2.076
Y_r	YR	0.000	------	------
L_v	LV	-3.228	35.75	1.992
L_p	LP	-18.63	35.84	1.172
L_r	LR	7.751	32.71	7.098
N_v	NV	0.7493	3.626	0.9015
N_p	NP	-0.5042	12.25	3.488
N_r	NR	-1.963	6.981	2.151
G - matrix				
Y_{δ_a}	YDA	0.3761	33.10	1.632
Y_{δ_r}	YDR	0.000	------	------
L_{δ_a}	LDA	-5.437	34.88	1.125
L_{δ_r}	LDR	0.2649	59.31	7.810
N_{δ_a}	NDA	0.000	------	------
N_{δ_r}	NDR	-0.2324	4.701	1.108
Tau - matrix				
τ_a	AIL	0.1008	19.71	4.076
τ_r	RUD	0.1410	5.579	2.525
Cost function				
p/δ_a	P/AIL	22.49948	Case name: TRUAVLAT4; Case ID: Lateral-directional model - drop YR.	
r/δ_a	R/AIL	47.70713		
a_y/δ_a	AY/AIL	42.16823		
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	38.75894		
p/δ_r	P/RUD	53.80350		
r/δ_r	R/RUD	49.02824		
a_y/δ_r	AY/RUD	79.97882		
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	85.17970		
J_{ave}	Average	52.3905		

ตารางที่ 5.24 ผลลัพธ์ครั้งที่ 5 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLAT5)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
Y_v	YV	-0.5228	10.33	1.947
Y_p	YP	0.9439	44.53	2.595
Y_r	YR	0.000	------	------
L_v	LV	-2.433	37.69	2.571
L_p	LP	-18.45	37.43	1.160
L_r	LR	5.326	33.57	9.739
N_v	NV	0.7749	3.207	0.9191
N_p	NP	-0.5278	12.04	3.428
N_r	NR	-1.929	7.077	2.189
G - matrix				
Y_{δ_a}	YDA	0.3085	36.48	1.998
Y_{δ_r}	YDR	0.000	------	------
L_{δ_a}	LDA	-5.190	36.66	1.150
L_{δ_r}	LDR	0.000	------	------
N_{δ_a}	NDA	0.000	------	------
N_{δ_r}	NDR	-0.2384	4.582	1.168
Tau - matrix				
τ_a	AIL	0.09674	21.63	4.248
τ_r	RUD	0.1424	5.508	2.501
Cost function				
p/δ_a	P/AIL	18.07314	Case name: TRUAVLAT5; Case ID: Lateral-directional model - drop LDR.	
r/δ_a	R/AIL	46.40538		
a_y/δ_a	AY/AIL	45.00446		
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	40.55607		
p/δ_r	P/RUD	53.14952		
r/δ_r	R/RUD	52.87233		
a_y/δ_r	AY/RUD	83.69501		
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	86.28027		
J_{ave}	Average	53.2545		

ตารางที่ 5.25 ผลลัพธ์ครั้งที่ 6 ของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามข้าง

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLAT6)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)
F - matrix				
Y_v	YV	-0.6079	4.334	1.672
Y_p	YP	0.000	------	------
Y_r	YR	0.000	------	------
L_v	LV	-2.078	33.56	2.520
L_p	LP	-16.10	33.64	1.132
L_r	LR	4.005	35.03	11.18
N_v	NV	0.7852	3.204	0.9174
N_p	NP	-0.5101	12.03	3.622
N_r	NR	-1.917	7.141	2.260
G - matrix				
Y_{δ_a}	YDA	0.06454	24.20	10.16
Y_{δ_r}	YDR	0.000	------	------
L_{δ_a}	LDA	-4.502	32.74	1.114
L_{δ_r}	LDR	0.000	------	------
N_{δ_a}	NDA	0.000	------	------
N_{δ_r}	NDR	-0.2438	4.606	1.168
Tau - matrix				
τ_a	AIL	0.08745	23.35	4.699
τ_r	RUD	0.1426	5.495	2.496
Cost function				
p/δ_a	P/AIL	16.54848	Case name: TRUAVLAT6; Case ID: Lateral-directional model - drop YP.	
r/δ_a	R/AIL	41.81099		
a_y/δ_a	AY/AIL	48.00613		
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	44.72171		
p/δ_r	P/RUD	53.35745		
r/δ_r	R/RUD	60.00097		
a_y/δ_r	AY/RUD	89.10854		
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	86.48324		
J_{ave}	Average	55.0047		

จากค่าเริ่มต้นที่ประมาณได้จากการ fitting แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response จากนั้นเมื่อนำมาวิเคราะห์ก่อนที่จะนำไประบุเอกลักษณ์ระบบ ผลที่ได้แสดงในตารางที่ 5.18 ซึ่งจะพบว่าค่าเฉลี่ยของ cost function มีค่าสูงกว่าแนวทางที่แนะนำเป็นอย่างมาก โดยเฉพาะอย่างยิ่ง frequency-response ของ p/δ_r และไม่สามารถคำนวณค่า sensitivity ในรูปแบบของ insensitivity และ Cramer-Rao bounds ที่ใช้ในการประเมินความถูกต้องและความน่าเชื่อถือของแบบจำลองออกมาได้ อาจเกิดจากการขาดพารามิเตอร์บางตัวสำหรับใช้เป็นค่าเริ่มต้น และจะส่งผลต่อการการระบุเอกลักษณ์ในขั้นตอนการประมาณหาค่าพารามิเตอร์ในกระบวนการปรับค่าให้เหมาะที่สุด (Optimization process) ซึ่งจะทำให้การระบุพารามิเตอร์ไม่สามารถลู่เข้า (Converged) จึงไม่สามารถประมาณการหาค่าพารามิเตอร์ที่ถูกต้องได้ ดังนั้น ผู้วิจัยจึงได้นำค่าพารามิเตอร์ที่ได้จากการประมาณการจากโปรแกรม flow5 (Baseline model) มาเป็นค่าเริ่มต้นร่วมด้วย คือ อนุพันธ์เสถียรภาพ L_v จากนั้นเมื่อนำมาวิเคราะห์อีกครั้ง ผลที่ได้แสดงในตารางที่ 5.19 ซึ่งจะพบว่าค่าเฉลี่ยของ cost function มีค่าลดลงเป็นอย่างมาก แต่ยังคงสูงกว่าแนวทางที่แนะนำอยู่ และผลการวิเคราะห์ sensitivity พบว่ามีค่า Cramér–Rao bounds สูงสุดที่ 39.2% ซึ่งสูงกว่าแนวทางที่แนะนำเล็กน้อย และเมื่อทำการระบุเอกลักษณ์ในการประมาณหาค่าพารามิเตอร์ ผลที่ได้จากการระบุพารามิเตอร์เริ่มต้นที่ลู่เข้าแล้ว (Converged) ได้ใน 757 iterations แสดงในตารางที่ 5.20 จะพบว่าโครงสร้างแบบจำลองพลวัตตามข้างเริ่มต้น (TRUAVLAT1) ลู่เข้าไปยังค่าเฉลี่ยของ cost function ที่ดีเยี่ยม โดยมีค่า cost function สูงสุดอยู่ที่ 51.3% ซึ่งสอดคล้องกับแนวทางที่แนะนำและผลการวิเคราะห์ sensitivity สำหรับโครงสร้างแบบจำลอง TRUAVLAT1 จะพบว่าอนุพันธ์ควบคุม Y_{δ_r} มีค่า insensitivity สูงสุดที่ 15.6% ซึ่งสูงเกินกว่าแนวทางที่แนะนำ (10%) ดังนั้นจึงทำการตัดออกจากโครงสร้างแบบจำลอง และจากนั้นทำการการระบุเอกลักษณ์ระบบอีกครั้ง โดยผลของพารามิเตอร์ที่ถูกลู่เข้าแล้วของ TRUAVLAT2 ใน 623 iterations แสดงในตารางที่ 5.21 พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงเพียงเพิ่มขึ้นเล็กน้อยในค่าเฉลี่ย cost function (0.4%) และพบว่าอนุพันธ์ควบคุม N_{δ_a} ยังมีค่า insensitivity สูงถึง 13.6% ซึ่งคงเกินกว่าแนวทางที่แนะนำ ดังนั้นจึงต้องตัดพารามิเตอร์ N_{δ_a} ออกจากโครงสร้างแบบจำลองและทำการการระบุเอกลักษณ์ระบบอีกครั้ง โดยผลของพารามิเตอร์ที่ถูกลู่เข้าแล้วของ TRUAVLAT3 ใน 300 iterations แสดงในตารางที่ 5.22 พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงเพียงเล็กน้อยในค่าเฉลี่ย cost function (0.04%) และยังมีพารามิเตอร์ที่มีค่า insensitivity สูงกว่าแนวทางที่แนะนำอยู่ คือ อนุพันธ์ Y_r ดังนั้นจึงตัดออกจากโครงสร้างแบบจำลอง จากนั้นทำการการระบุเอกลักษณ์ระบบอีกครั้ง ผลที่ได้แสดงในตารางที่ 5.23 สำหรับพารามิเตอร์ที่ถูกลู่เข้าแล้วของ TRUAVLAT4 ใน 395 iterations จะพบว่ามีการเปลี่ยนแปลงเพียงเล็กน้อยในค่าเฉลี่ย cost function (0.7%) และสำหรับค่า insensitivity ทุกพารามิเตอร์อยู่ในแนวทางที่แนะนำแล้ว ดังนั้นจึงมาให้ความสนใจกับการพิจารณาค่า Cramér–Rao bound ซึ่งจะพบว่าอนุพันธ์ควบคุม L_{δ_r} มีค่าสูงสุดถึง 59.31% ดังนั้นจึงตัดออกจากโครงสร้างแบบจำลอง และทำการการระบุเอกลักษณ์

ระบบอีกครั้ง โดยผลของของพารามิเตอร์ที่ถูกลู่เข้าแล้วของ TRUAVLAT5 ใน 272 iterations แสดงในตารางที่ 5.24 พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงในค่าเฉลี่ย cost function เล็กน้อยที่ 0.9% และอนุพันธ์ Y_p มีค่าสูงสุดถึง 44.5% ดังนั้นจะทำการตัดอนุพันธ์ Y_p ออกจากโครงสร้างแบบจำลอง และทำการการระบุเอกลักษณ์ระบบอีกครั้ง ผลที่ได้แสดงในตารางที่ 5.25 โดยพารามิเตอร์ที่ลู่เข้าแล้วของ TRUAVLAT6 จาก 349 iterations ในกระบวนการกระบวนการปรับค่าให้เหมาะที่สุด พบว่าค่าเฉลี่ย cost function มีการเปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้น 1.8% ซึ่งมากกว่าแต่ละครั้งจากการตัดพารามิเตอร์ที่ผ่านมา และผลการคำนวณค่า insensitivity ของอนุพันธ์ L_r และ Y_{δ_a} มีค่าเพิ่มขึ้นมากว่าแนวทางที่แนะนำ (10%) ดังนั้นแบบจำลอง TRUAVLAT5 ที่ยังคงค่าของ Y_p ไว้ จึงถูกนำมาเป็นผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุเอกลักษณ์ระบบของพลวัตตามยาว

5.2.2 ผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง

ผลลัพธ์สุดท้ายของพารามิเตอร์และตัวชี้วัดความแม่นยำสำหรับแบบจำลอง TRUAVLAT5 ที่ทำการระบุเอกลักษณ์ได้ แสดงในตารางที่ 5.28 และได้เปรียบเทียบกับพารามิเตอร์ของแบบจำลองเบื้องต้น (Baseline model) ที่ได้จากการประมาณการโดยใช้โปรแกรม flow5 (TRUAVLATSIM) ซึ่งจะพบว่ามีความแตกต่างกันพอสมควรสำหรับอนุพันธ์ของแบบจำลองเบื้องต้น ซึ่งสะท้อนให้เห็นในความแตกต่างกันของค่า cost functions และเมื่อนำ frequency response ของแบบจำลองที่ระบุเอกลักษณ์ได้มาเปรียบเทียบกับข้อมูลการบิน (Flight data) และแบบจำลองเบื้องต้น ดังแสดงในรูปที่ 5.17, 5.18, 5.19 และ 5.20 จะพบว่า frequency response ของแต่ละคู่ความไม่ตรงกัน ดังที่สะท้อนให้เห็นในค่า cost functions ที่แตกต่างกันอย่างมาก แต่ก็ยังมีความสอดคล้องหรือแนวโน้มไปในทางเดียวกันซึ่งเป็นไปตามที่คาดไว้ เนื่องจากแบบจำลองเบื้องต้นไม่ได้คำนึงถึงการตอบสนองของเซอร์โว หรือพฤติกรรมของกลไกการเชื่อมต่อไปยังพื้นบังคับ

สำหรับผลลัพธ์ของ eigenvector เพื่อให้การตีความง่ายขึ้น state variables จะถูกปรับ (Scaled) ให้เป็นหน่วยที่สมดุลกัน (rad ปรับเป็น deg) มากขึ้น ซึ่ง eigenvector แต่ละตัวจะถูกทำให้เป็นมาตรฐาน (Normalized) เพื่อให้ส่วนประกอบของ eigenvector ที่ใหญ่ที่สุดเป็นหนึ่งหน่วย (Unity) โดยผลลัพธ์ของ eigenvalues เมทริกซ์ $\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{F}$ และ eigenvectors ของแบบจำลองพลวัตตามข้างที่ระบุเอลกลักษณ์ได้ แสดงในตารางที่ 5.26 และ 5.27 ตามลำดับ ซึ่งพบว่าค่า eigenvalues ทั้งหมดมีส่วนจริง (Real) เป็นลบ ดังนั้นพลวัตของอากาศยานมีเสถียรภาพ (Stable) และสำหรับ eigenvalue ที่ความถี่ต่ำสุด คือ λ_1 จะสัมพันธ์กับโหมด spiral ($1/T_s$) โดย eigenvector ที่เกี่ยวข้องแสดงให้เห็นว่าโหมดนี้มีลักษณะเป็นการเปลี่ยนแปลงแบบ aperiodic ซึ่งส่วนใหญ่มีผลมาจาก roll attitude และ yaw rate และสำหรับ eigenvalue λ_2 และ λ_3 เป็นการตอบสนองแบบ aperiodic ของอากาศยานในโหมด dutch-roll ที่เกี่ยวข้องกับการแกว่งลำดับที่สอง [ζ_{dr}, ω_{dr}] ที่มีความหน่วงเบา ๆ ใน yaw rate, roll rate ของอากาศยาน และสำหรับ eigenvalue

ที่มีความถี่สูงสุดของอากาศยานนี้ คือ λ_4 ซึ่งจะสัมพันธ์กับโหมด roll ($1/T_r$) ที่มีการตอบสนองแบบ aperiodic ซึ่งส่วนใหญ่มีผลมาจาก roll rate

ตารางที่ 5.26 ผลลัพธ์ของ eigenvalues ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุได้

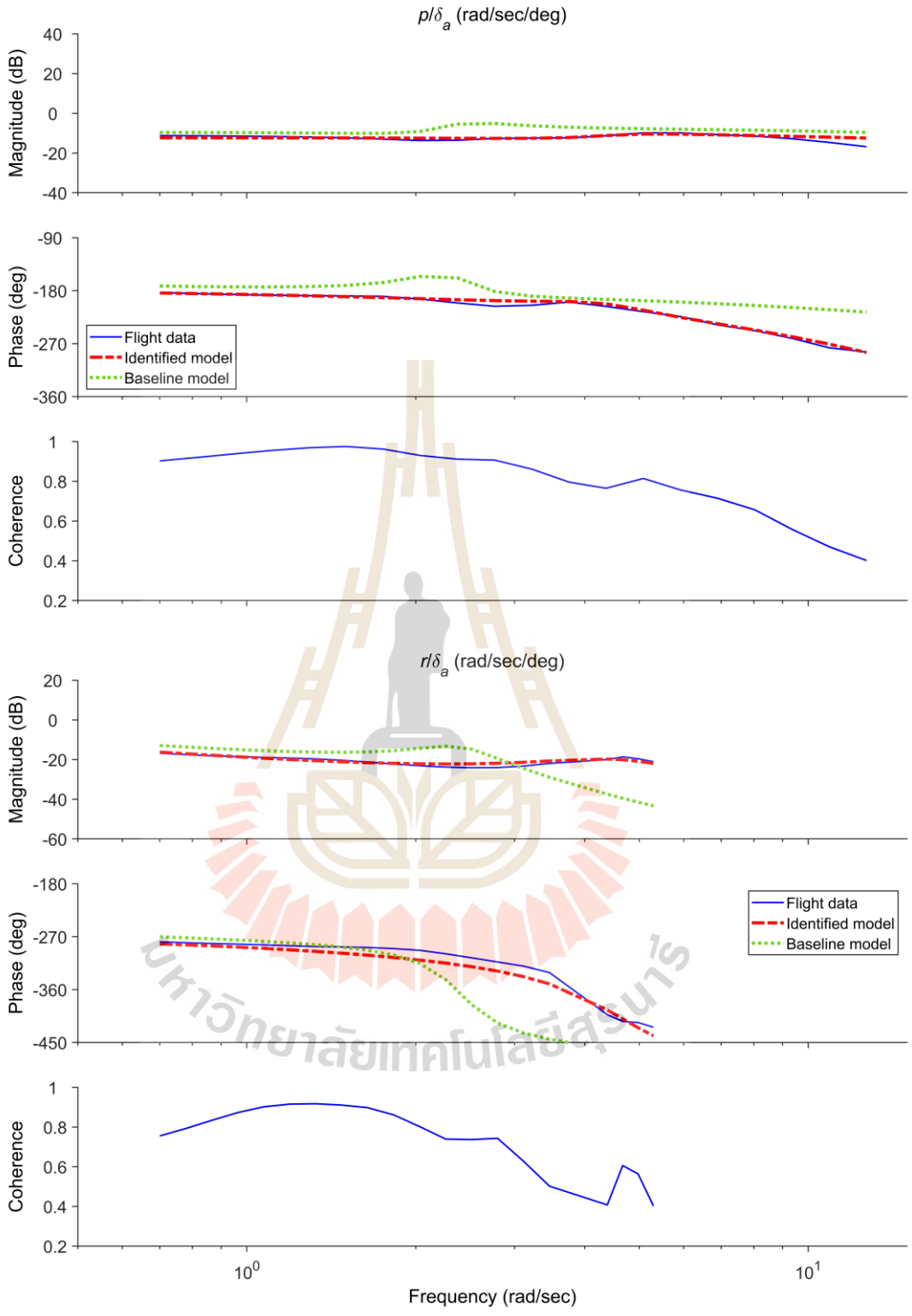
	$(\lambda)_R$	$(\lambda)_I$	ζ	ω_n
λ_1	-0.014	0.000	------	-------
λ_2	-1.283	-4.409	0.279	4.592
λ_3	-1.283	4.409	0.279	4.592
λ_4	-18.320	0.000	------	-------

ตารางที่ 5.27 ผลลัพธ์ของ eigenvectors (scaled) ของแบบจำลองพลวัตตามยาวที่ระบุได้

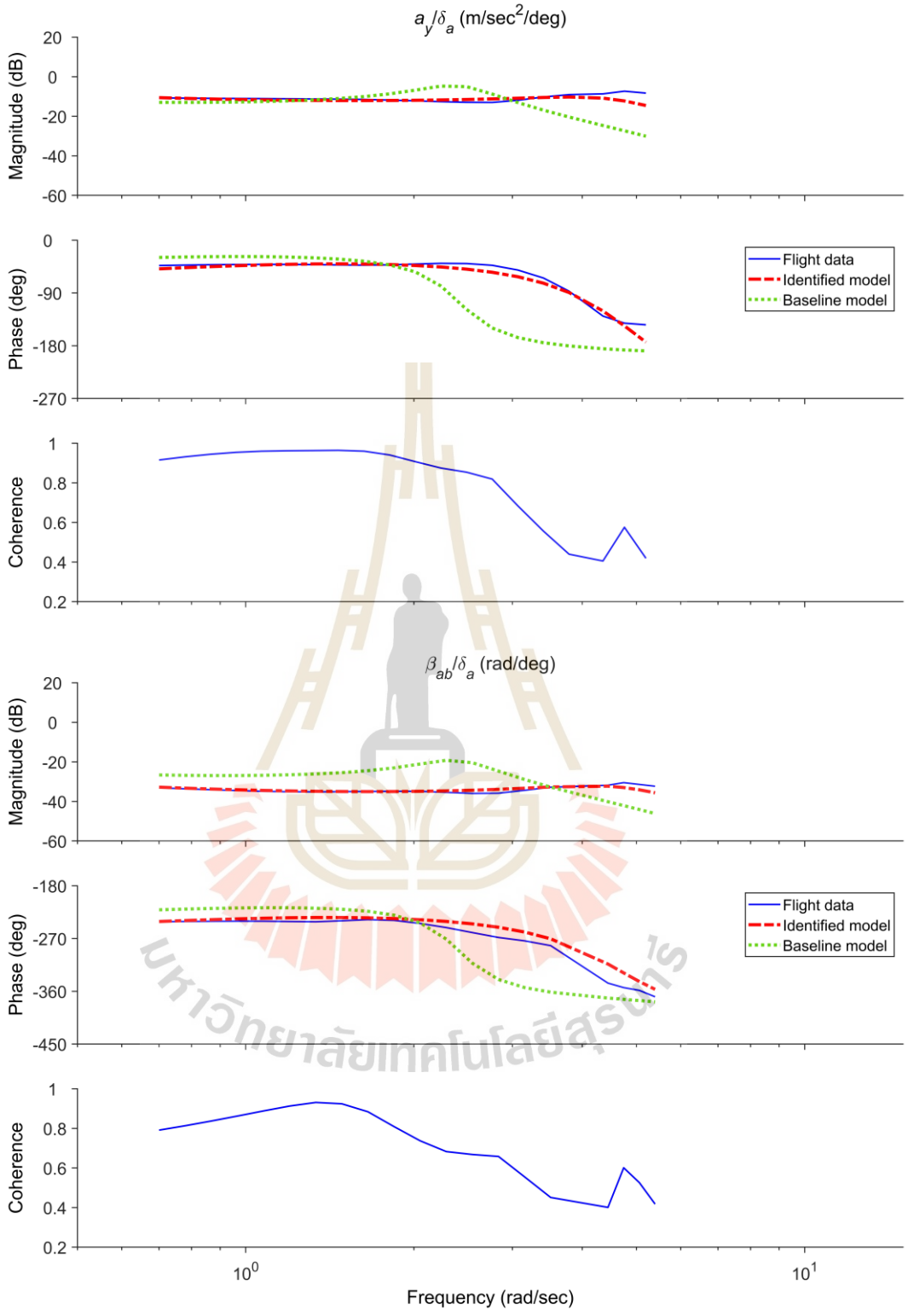
	Eigenvalues							
	λ_1		λ_2		λ_3		λ_4	
(Real, Imag)	-0.014	0.000	-1.283	-4.409	-1.283	4.409	-18.320	0.000
[ζ , ω_n]	------	------	0.279	4.592	0.279	4.592	------	------
States								
v	0.018	0.000	0.015	-0.091	0.015	0.091	0.0003	0.000
p	-0.014	0.000	0.003	0.736	0.003	-0.736	1.000	0.000
r	0.421	0.000	1.000	0.000	1.000	0.000	0.031	0.000
ϕ	1.000	0.000	-0.154	-0.044	-0.154	0.044	-0.055	0.000

ตารางที่ 5.28 ผลลัพธ์สุดท้ายของการระบุพารามิเตอร์ในแบบจำลองสำหรับพลวัตตามยาว

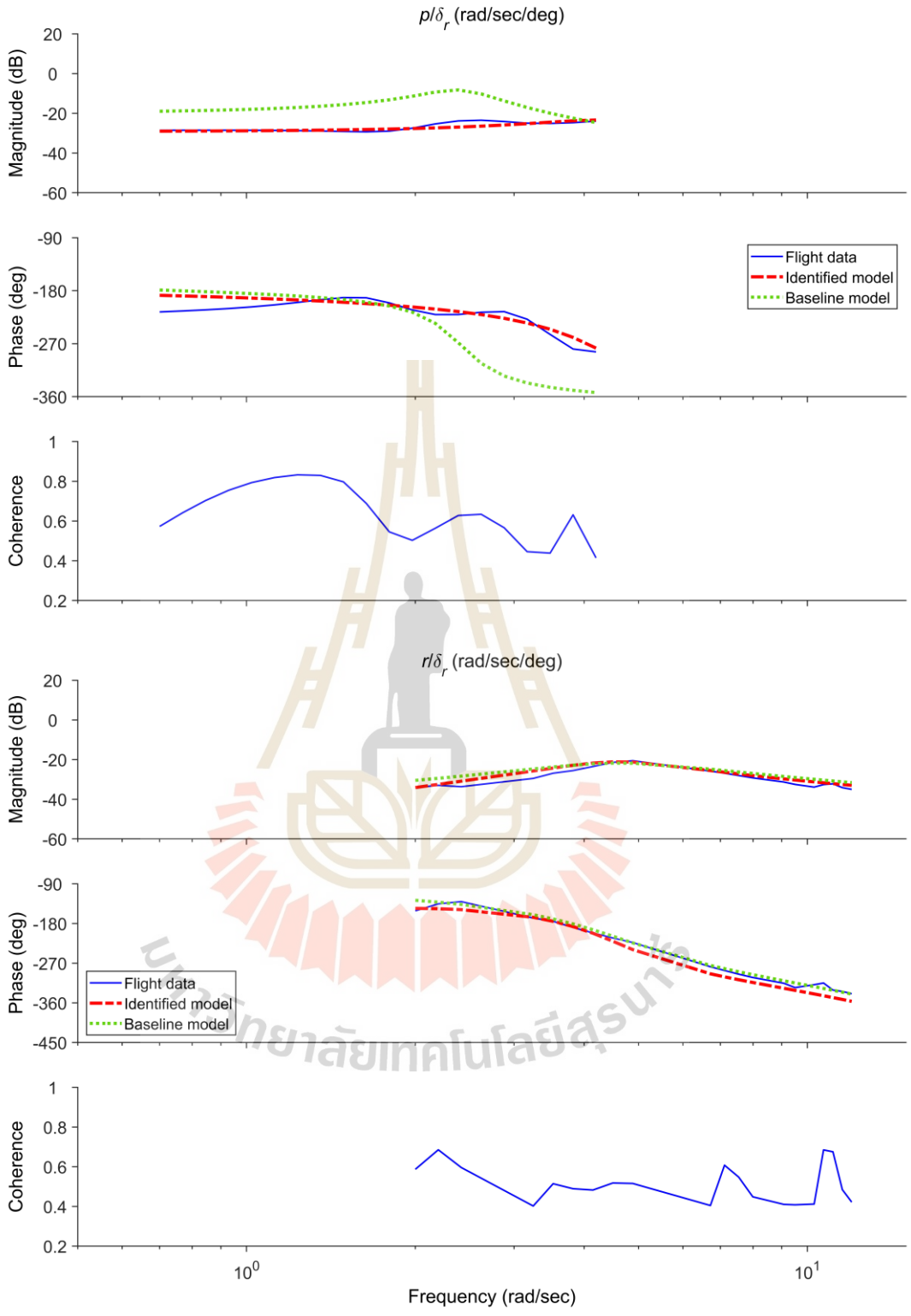
Engineering symbols	CIFER mnemonic	Value (TRUAVLON5)	Cramér–Rao bound, (%)	Insensitivities, (%)	Value (TR-UAVLONSIM)
F - matrix					
Y_v	YV	-0.5228	10.33	1.947	-0.2539
Y_p	YP	0.9439	44.53	2.595	-0.0539
Y_r	YR	0.000	------	------	0.2251
L_v	LV	-2.433	37.69	2.571	-1.9373
L_p	LP	-18.45	37.43	1.160	-17.4366
L_r	LR	5.326	33.57	9.739	1.0185
N_v	NV	0.7749	3.207	0.9191	0.2065
N_p	NP	-0.5278	12.04	3.428	-0.0735
N_r	NR	-1.929	7.077	2.189	-0.601
G - matrix					
Y_{δ_a}	YDA	0.3085	36.48	1.998	-0.0081
Y_{δ_r}	YDR	0.000	------	------	-0.067
L_{δ_a}	LDA	-5.190	36.66	1.150	-7.0885
L_{δ_r}	LDR	0.000	------	------	0.1261
N_{δ_a}	NDA	0.000	------	------	0.031
N_{δ_r}	NDR	-0.2384	4.582	1.168	-0.2608
Tau - matrix					
τ_a	AIL	0.09674	21.63	4.248	0.000
τ_r	RUD	0.1424	5.508	2.501	0.000
Cost function					
p/δ_a	P/AIL	18.07314	Case name: TRUAVLAT5; Case ID: Lateral-directional model - drop LDR.		477.8212
r/δ_a	R/AIL	46.40538			1568.982
a_y/δ_a	AY/AIL	45.00446			1256.105
β_{ab}/δ_a	BETA/AIL	40.55607			1609.192
p/δ_r	P/RUD	53.14952	Case name: TRUAVLATSIM; Case ID: Lateral-directional model - baseline model.		1982.604
r/δ_r	R/RUD	52.87233			1184.010
a_y/δ_r	AY/RUD	83.69501			1301.095
β_{ab}/δ_r	BETA/RUD	86.28027			3298.788
J_{ave}	Average	53.2545			1584.8247



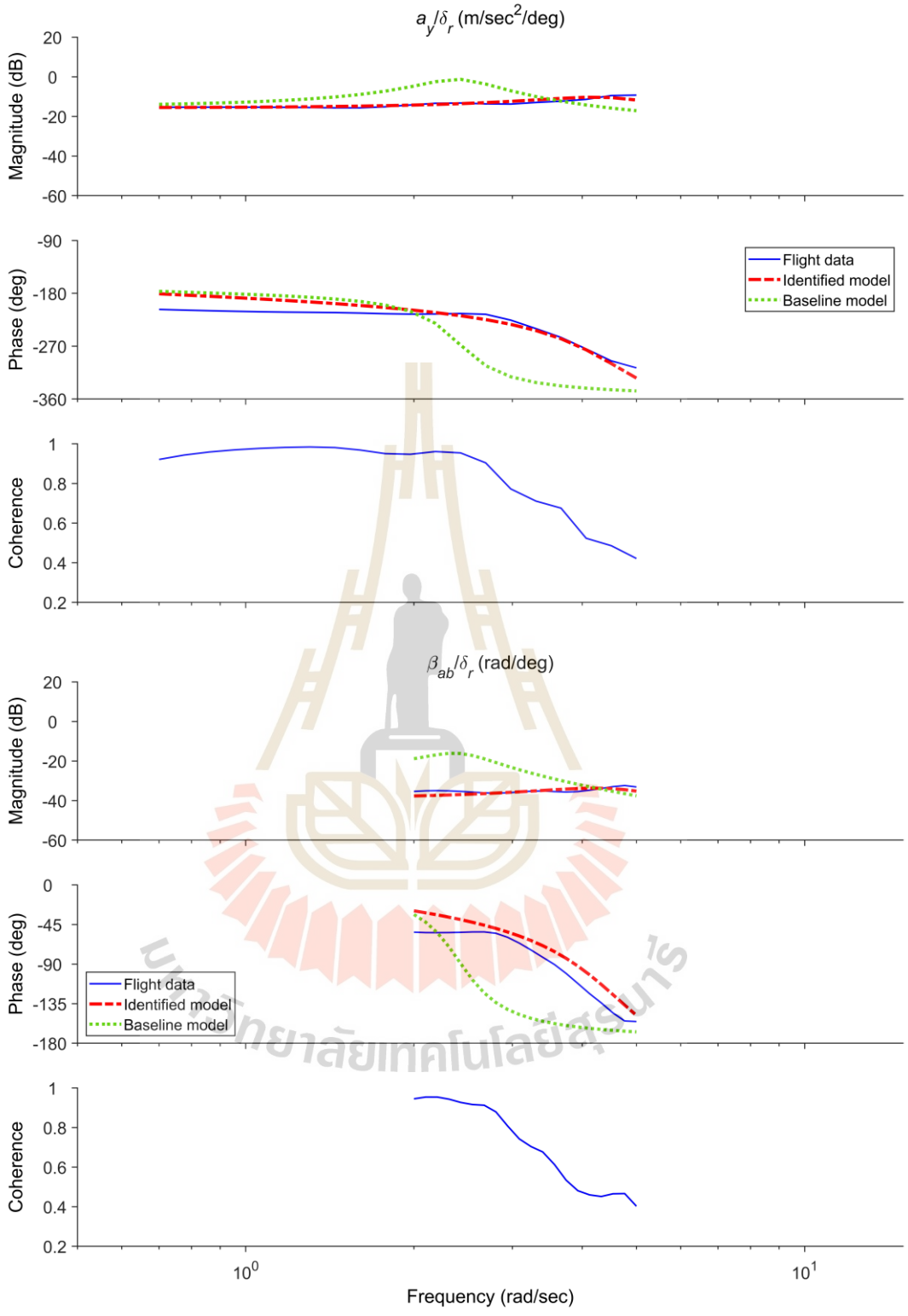
รูปที่ 5.17 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง



รูปที่ 5.18 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง (ต่อ)



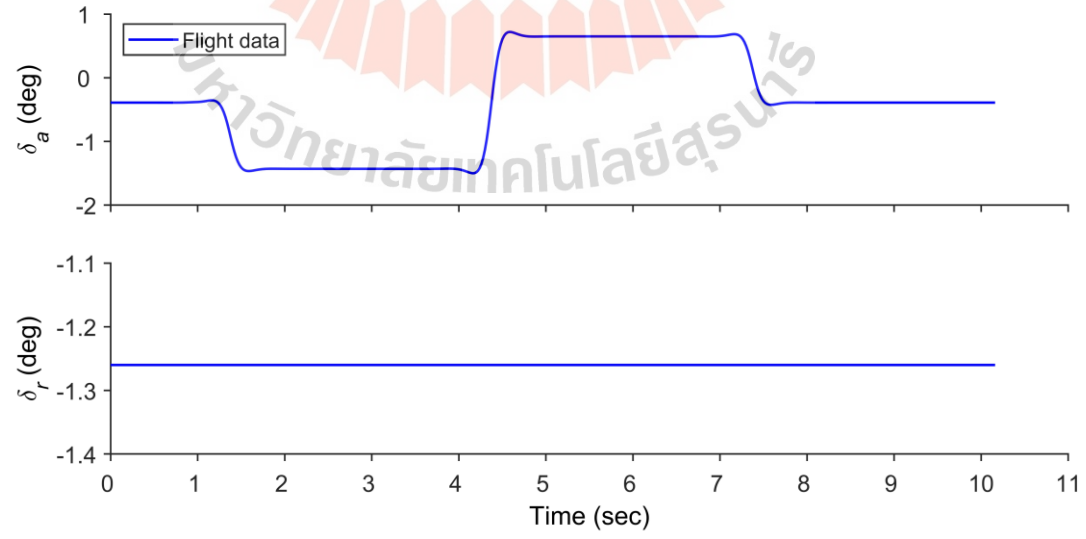
รูปที่ 5.19 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง (ต่อ)



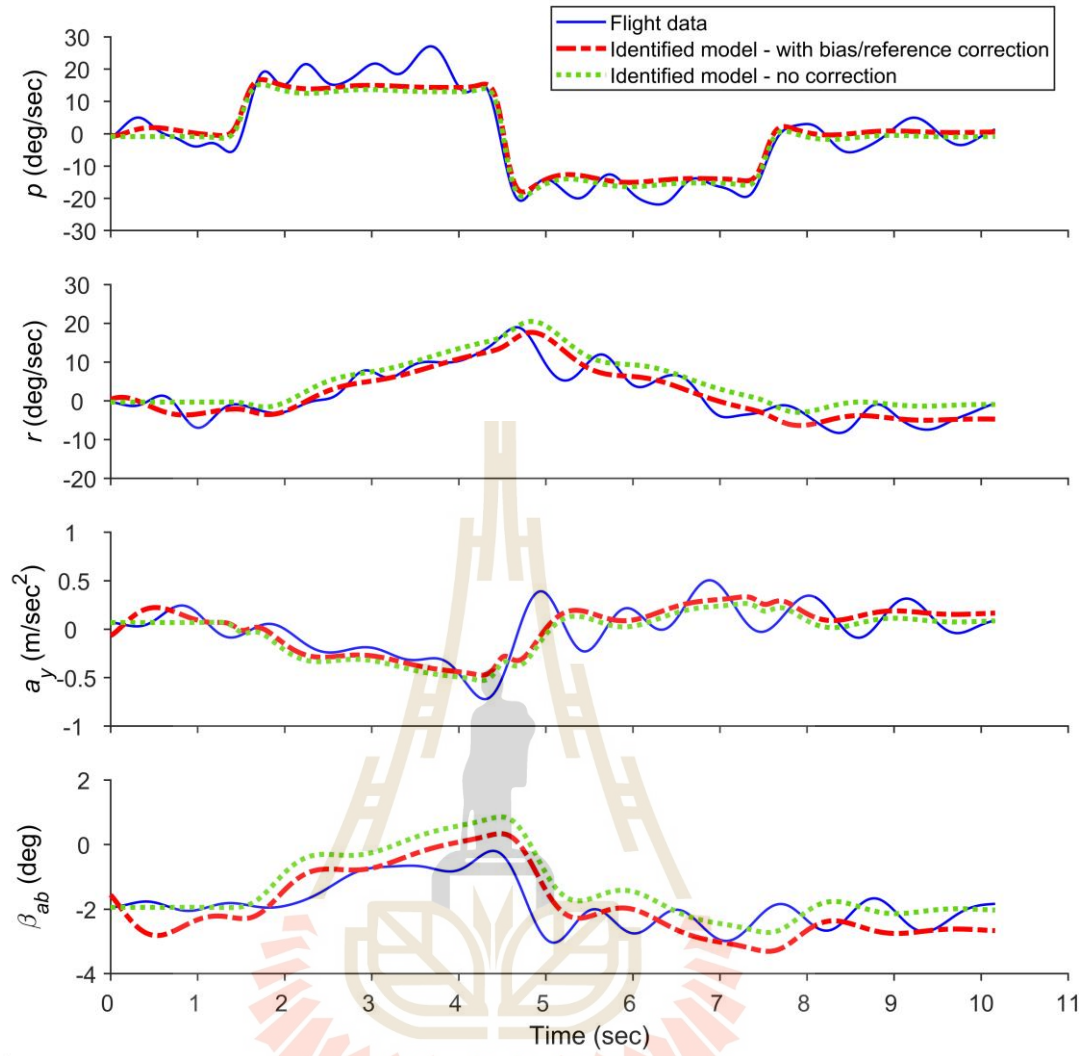
รูปที่ 5.20 ผลลัพธ์การระบุเอกลักษณ์ระบบของแบบจำลองพลวัตตามข้าง (ต่อ)

5.2.3 การตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้าง

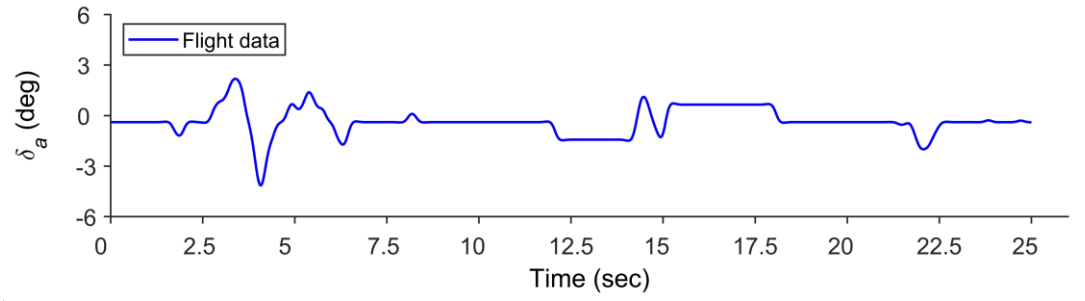
การตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้างที่ได้จากกระบวนการระบุเอกลักษณ์ของ Theron UAV โดยการตอบสนองของแบบจำลองที่คาดการณ์ได้เทียบกับข้อมูลการบินจริงสำหรับ p , r , a_y และ β_{ab} ที่ได้รับการประมวลผลด้วยตัวกรอง low-pass filter เพื่อกำจัดข้อมูลที่สัญญาณอยู่นอกเหนือช่วงความถี่ที่ใช้ได้ (ตารางที่ 5.16) ของแบบจำลองที่ระบุ สำหรับการตรวจสอบการตอบสนองจากอินพุต aileron แสดงในรูปที่ 5.21 และ 5.22 และสำหรับการตรวจสอบการตอบสนองจากอินพุต aileron ซึ่งจะมีอินพุตจาก rudder ร่วมด้วย แสดงในรูปที่ 5.23, 5.24 และ 5.25 โดยการตอบสนองของแบบจำลองทั้งสองการตรวจสอบมีการรวม bias และ reference-shift correction โดยพบว่าแบบจำลองสามารถทำนายการตอบสนองของอากาศยานได้เป็นอย่างดี ซึ่งสอดคล้องกับ TIC ที่ดีที่อยู่ในเกณฑ์ที่แนะนำ แต่สำหรับค่า rms cost function (J_{rms}) อาจมีกว่าสูงกว่าเกณฑ์ที่แนะนำ ตามที่แสดงในตารางที่ 5.29 และ 5.30 ซึ่งในกรณีที่ J_{rms} มากถึง 2.4 เกิดจากการบินทดสอบในช่วงที่การตอบสนองชั่วคราวเปลี่ยนแปลงมากหรืออินพุตจาก rudder มีขนาดใหญ่ เนื่องจากเป็นการป้องกันหรือควบคุมจากนักบินเพื่อให้อากาศยานอยู่ในสภาวะการบินตรง ดังนั้นในกรณีนี้ถือว่ายอมรับได้ นอกจากนี้ยังพบว่า bias ของ $\dot{v}$ สะท้อนถึงความแตกต่างกันระหว่างการระบุเอกลักษณ์และการตรวจสอบสภาวะการบินการบินทริม เพราะ correction นี้มีความสัมพันธ์กับความเร็วทริม ($U_0 r$) และสภาวะการบินมีการบินไม่ตรงซึ่งแสดงออกให้เห็นจาก reference-shift ของ β_{ab}



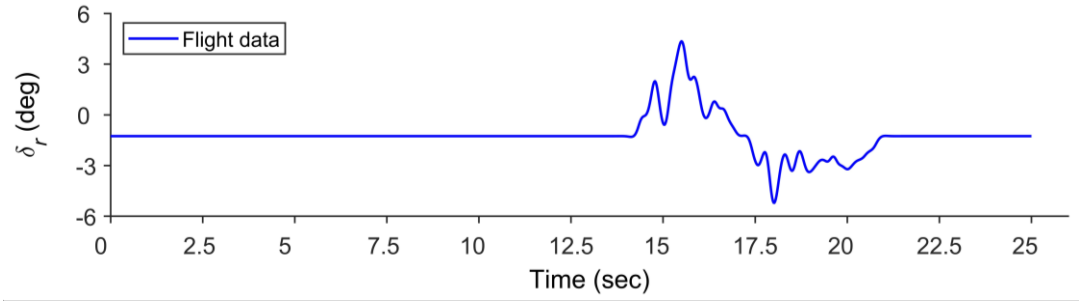
รูปที่ 5.21 อินพุตแบบ step จาก aileron สำหรับการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้าง



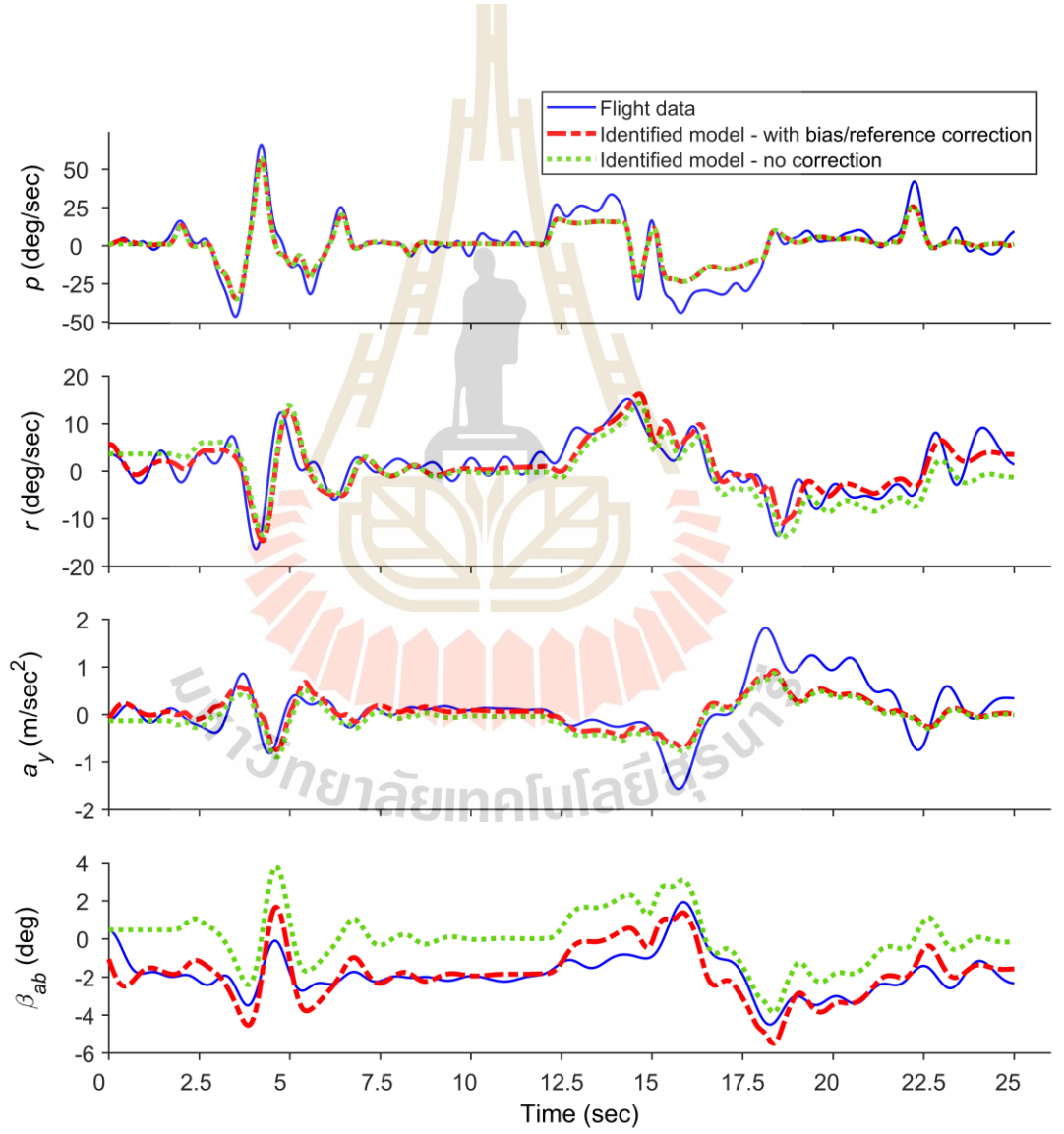
รูปที่ 5.22 ข้อมูลการตอบสนองจาก aileron และการคาดการณ์ของแบบจำลองพลวัตตามข้าง



รูปที่ 5.23 อินพุตจาก aileron ร่วมกับ rudder สำหรับการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้าง



รูปที่ 5.24 อินพุตจาก aileron ร่วมกับ rudder สำหรับการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้าง (ต่อ)



รูปที่ 5.25 ข้อมูลการตอบสนองจาก aileron ร่วมกับ rudder และการคาดการณ์ของแบบจำลองพลวัตตามข้าง

ตารางที่ 5.29 ผลลัพธ์ของการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้างจาก aileron

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Identified bias and reference-shift values
$\dot{v}_b$	V	-1.229
$\dot{p}_b$	P	-0.236
$\dot{r}_b$	R	0.152
$\dot{\phi}_b$	PHI	-0.022
p_{ref}	P	0.494
r_{ref}	R	0.689
$a_{y_{ref}}$	AY	-0.135
$\beta_{ab_{ref}}$	BETA	0.387
Cost summary table		
J_{rms}	Cost	1.648
TIC	TIC	0.17369

ตารางที่ 5.30 ผลลัพธ์ของการตรวจสอบแบบจำลองพลวัตตามข้างจาก aileron ร่วมกับ rudder

Engineering symbols	CIFER mnemonic	Identified bias and reference-shift values
$\dot{v}_b$	V	-2.056
$\dot{p}_b$	P	-0.096
$\dot{r}_b$	R	0.075
$\dot{\phi}_b$	PHI	0.006
p_{ref}	P	-0.298
r_{ref}	R	1.929
$a_{y_{ref}}$	AY	0.036
$\beta_{ab_{ref}}$	BETA	-1.531
Cost summary table		
J_{rms}	Cost	2.444
TIC	TIC	0.21877

บทที่ 6
บทสรุป

6.1 สรุปผลงานวิจัย

งานวิจัยนี้นำเสนอเกี่ยวกับการสร้างแบบจำลองพลวัตของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กชนิดปีกตรึง (Theron UAV) โดยใช้เทคนิคการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนความถี่ การวิจัยนี้เริ่มต้นด้วยการออกแบบและสร้างเครื่องมือวัดที่จำเป็นในการทดสอบ ได้แก่ ตัวควบคุมการบินและ air data boom จากนั้นทำการทดลองเพื่อประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อยของ Theron UAV ที่ใช้ในการทดสอบ หลังจากนั้นทำการวิเคราะห์พลวัตการบินเบื้องต้นเพื่อใช้ในการออกแบบการบินทดสอบ จากนั้นทำการบินทดสอบและนำข้อมูลที่ได้มาทำการระบุเอกลักษณ์ระบบด้วยวิธีการในโดเมนความถี่เพื่อประมาณค่าพารามิเตอร์ของแบบจำลองพลวัตการบินของอากาศยาน โดยสามารถเขียนแบบจำลองให้อยู่ในรูปแบบปริภูมิสถานะสำหรับพลวัตตามยาวได้ในสมการที่ 6-1 และพลวัตตามข้างได้ในสมการที่ 6-2 (ที่ความเร็วเดินทาง ~22 m/s และมุมออยเลอร์ ~0 deg ที่สภาวะการบินทริม) และทำการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง ผลการวิจัยพบว่า เครื่องมือวัดที่พัฒนาขึ้นสำหรับการรวบรวมข้อมูลการบินมีคุณภาพเพียงพอสำหรับการใช้งานในงานวิจัยนี้ และแบบจำลองพลวัตการบินของอากาศยานที่ได้มีความแม่นยำในการทำนายการตอบสนองของอากาศยาน และสามารถนำไปใช้ประโยชน์ในการวิจัยและพัฒนา UAVs ต่อไปได้

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.093 & 0.17 & 0.708 & -9.81 \\ 0 & -3.15 & 17.75 & 0 \\ 0 & -0.868 & 8.84 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.1 \\ -0.706 \\ -2.11 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e(t-0.066) \qquad (6\text{-}1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.523 & 0.944 & -22 & 9.81 \\ -2.43 & -18.4 & 5.33 & 0 \\ 0.775 & -0.528 & -1.93 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.31 & 0 \\ -5.19 & 0 \\ 0 & -0.24 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a(t-0.097) \\ \delta_r(t-0.142) \end{bmatrix} \qquad (6\text{-}2)$$

6.2 ปัญหาและข้อเสนอแนะ

การวิจัยครั้งนี้มักประสบกับปัญหาข้อมูลที่ได้จาการทดสอบมีคุณภาพไม่เพียงพอต่อการนำมาระบุเอกลักษณ์ระบบ ซึ่งต้องทำให้ทำการบินทดสอบหลายครั้ง ซึ่งมีสาเหตุมาจากหลายปัจจัยในการบินทดสอบ เช่น เกิดจากในสภาวะการบินทดสอบมีลมแรงหรือมีการปั่นป่วนของอากาศมากทำให้อากาศยานเบี่ยงเบนออกจากสภาพสมดุลอ้างอิงมากเกินกว่าที่แบบจำลองจะสามารถคาดการณ์ได้อย่างแม่นยำ รวมถึงอาจมีการกำหนดแอมพลิจูดของอินพุตควบคุมที่มากเกินไป และนอกจากนี้ในการบินอากาศยานไร้คนขับซึ่งมีการตอบสนองค่อนข้างรวดเร็วทำให้ในการควบคุมอากาศยานโดยนักบินหรือโหมด manual ให้อากาศยานอยู่ในสภาวะการบินทริม (สภาพสมดุลอ้างอิง) ก่อนที่จะเริ่มการทดสอบการกวาดความถี่ของอินพุตทำได้ค่อนข้างยาก ซึ่งจะส่งผลต่อคุณภาพของข้อมูลที่จะนำมาระบุเอกลักษณ์ ดังนั้นในการบินทดสอบเพื่อนำข้อมูลการบินมาทำการระบุเอกลักษณ์ ผู้วิจัยเสนอแนะว่าควรที่จะใช้ระบบเสริมเสถียรภาพและการควบคุม หรือ Stability and Control Augmentation System (SCAS) หรือระบบควบคุมการบินเพื่อช่วยรักษาสภาวะการบินในการบินทดสอบทำให้การบินทดสอบง่ายขึ้นและปลอดภัยขึ้น แต่อาจจะต้องคำนึงข้อจำจักเพิ่มเติม เช่น การลดทอน (Suppress) ของการตอบสนองของอากาศยานโดยเฉพาะอย่างยิ่งที่ความถี่ต่ำ รวมถึงการจะเกิดความสัมพันธ์กันระหว่างอินพุตควบคุมซึ่งอาจส่งผลต่อการวิเคราะห์การตอบสนองความถี่ อย่างไรก็ตามข้อจำกัดนี้อาจไม่ที่มีนัยสำคัญถ้าหาก noise-to-signal ratio มีค่าต่ำ

นอกจากนี้ ผู้วิจัยมีข้อเสนอแนะสำหรับงานวิจัยในอนาคต ดังนี้

1) การศึกษาการระบุเอกลักษณ์ระบบในโดเมนเวลาเพื่อนำมาเปรียบเทียบกับวิธีการในโดเมนความถี่ เนื่องจากวิธีการในโดเมนเวลามีข้อดี คือ สามารถประมาณค่าพารามิเตอร์ของแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นได้ ซึ่งวิธีการในโดเมนความถี่ไม่สามารถทำได้

2) การศึกษาการระบุเอกลักษณ์ระบบสำหรับแบบจำลองพลวัตที่มีความซับซ้อนมากขึ้น เช่น แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นและแบบจำลองที่มี 6 องศาอิสระ

3) การพัฒนาอัลกอริทึมควบคุมการบินของ UAVs โดยใช้แบบจำลองพลวัตที่ได้จากการวิจัย เพื่อปรับปรุงประสิทธิภาพและความสามารถของ UAVs ในการปฏิบัติภารกิจต่าง ๆ

4) การพัฒนาเครื่องมือวัดข้อมูลอากาศให้มีขนาดเล็กลงและมีราคาถูกลง เพื่อให้สามารถติดตั้งบน UAVs ขนาดเล็กได้ง่ายขึ้นและลดต้นทุนในการผลิต

5) การเพิ่มประสิทธิภาพของอัลกอริทึมการกวาดความถี่อัตโนมัติเพื่อให้สามารถกระตุ้นการตอบสนองของอากาศยานได้อย่างมีประสิทธิภาพมากขึ้น

รายการอ้างอิง

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

Ahmed, F., Mohanta, J. C., Keshari, A., & Yadav, P. S. (2022). Recent Advances in Unmanned Aerial Vehicles: A Review. *Arabian Journal for Science and Engineering, 47*(7), 7963-7984. doi:10.1007/s13369-022-06738-0

Altium (Writer). (2019). [LIVE] How to Achieve Proper Grounding - Rick Hartley - Expert Live Training (US) [Video]. In: YouTube.

Altium. (2022). Altium Designer. Retrieved from https://www.altium.com/altium-designer/

ams-OSRAM. (2023). AS5600L Magnetic Rotary Position Sensor. Retrieved from https://ams.com/en/as5600l. from ams-OSRAM https://ams.com/en/as5600l

Analog Devices. (2024). ADIS16470: Wide Dynamic Range, Miniature MEMs IMU. Retrieved from https://www.analog.com/en/products/adis16470.html. from Analog Devices https://www.analog.com/en/products/adis16470.html

Arar, S. (2019, September 04). Common PCB Stackups for a Four-Layer Board. Retrieved from https://www.allaboutcircuits.com/technical-articles/common-layer-stack-ups-for-a-four-layer-board/

Arifianto, O., & Farhood, M. (2015). Development and Modeling of a Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle Research Platform. *Journal of Intelligent & Robotic Systems, 80*(1), 139-164. doi:10.1007/s10846-014-0145-3

Bhalerao, R. (2021, August 2). Mastering the Art of PCB Design Basics. Retrieved from https://www.protoexpress.com/blog/mastering-pcb-design-basics/

Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., & Halfman, R. L. (1996). *Aeroelasticity*: Dover Publications.

Cadence. (2022). Allegro PCB Designer. Retrieved from https://www.cadence.com/ko_KR/home/tools/pcb-design-and-analysis/pcb-layout/allegro-pcb-designer.html#

Cère-Aéro. (2023a). 3d Galerkin formulations. Retrieved from https://flow5.tech/index.php/flow5/new-features/3d-galerkin-formulations/

Cère-Aéro. (2023b). About flow5. Retrieved from https://flow5.tech/index.php/flow5/sample-page/

Cère-Aéro. (2023c). flow5. Retrieved from https://flow5.tech/

Cook, M. V. (2013). *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control* (3rd ed.): Butterworth-Heinemann.

Creaform. (2014). *Reverse Engineering of Physical Objects – Teaching Manual V.1*. Retrieved from www.creaform3d.com

Creaform. (2023). HandySCAN 3D G2 Scanner. Retrieved from https://www.creaform3d.com/en/handyscan-3d-g2-scanner

CubePilot. (2022a). The Cube Orange Standard Set: Specifications. Retrieved from https://www.cubepilot.org/#/cube/specs

CubePilot. (2022b). CubePilot. Retrieved from https://docs.cubepilot.org/user-guides/

CubePilot. (2022c). Product Media Cloud Drive. Retrieved from https://docs.cubepilot.org/user-guides/product-media/product-media-cloud-drive

Das, S. (2022, July 10). Printed Circuit Board Design Process. Retrieved from http://www.electronicsandyou.com/blog/printed-circuit-board-design-process.html

Deperrois, A. (2023). xflr5. Retrieved from https://www.xflr5.tech/xflr5.htm

Dorobantu, A., Murch, A., Mettler, B., & Balas, G. (2013). System Identification for Small, Low-Cost, Fixed-Wing Unmanned Aircraft. *Journal of Aircraft, 50*(4), 1117-1130. doi:10.2514/1.C032065

Erickson, L. L. (1990). *Panel methods: An introduction* (No. TP-2995). Retrieved from https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19910009745/downloads/19910009745.pdf

Ferreira, M. A. d. S., Lopes, G. C., Colombini, E. L., & Simões, A. d. S. (2018, 6-10 Nov. 2018). *A Novel Architecture for Multipurpose Reconfigurable Unmanned Aerial Vehicle (UAV): Concept, Design and Prototype Manufacturing.* Paper presented at the 2018 Latin American Robotic Symposium, 2018 Brazilian Symposium on Robotics (SBR) and 2018 Workshop on Robotics in Education (WRE).

Fmuser. (2021, March 19). What is Printed Circuit Board (PCB) | All You Need to Know. Retrieved from https://fmuser.net/wap/content/?5849.html

Frigioescu, T.-F., Condruz, M. R., Badea, T. A., & Paraschiv, A. (2023). A Preliminary Study on the Development of a New UAV Concept and the Associated Flight Method. *Drones, 7*(3). doi:10.3390/drones7030166

Garg, P. K. (2021). *Unmanned Aerial Vehicles: An Introduction*: Mercury Learning and Information.

Gracey, W. (1941). *The Additional-Mass Effect of Plates as Determined by Experiments* (No. 707). Retrieved from https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930082299/downloads/19930082299.pdf

Gracey, W. (1948). *The experimental determination of the moments of inertia of airplanes by a simplified compound-pendulum method* (No. 1629). Retrieved from https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930082299/downloads/19930082299.pdf

Jardin, M. R., & Mueller, E. R. (2009). Optimized measurements of unmanned-air-vehicle mass moment of inertia with a bifilar pendulum. *Journal of Aircraft, 46*(3), 763-775. doi:10.2514/1.34015

Karam, J. T. (1974). *Dynamic behavior of angle-of-attack vane assemblies* (AFIT TR 74-8). Retrieved from

Karam, J. T. (1975). Dynamic Behavior of Angle-of-Attack Vane Assemblies. *Journal of Aircraft, 12*(3), 190-192. doi:10.2514/3.44432

Kaufman, D. (n.d.). Your Guide to PCB Design Basics & Steps. Retrieved from https://www.cirexx.com/pcb-design-steps/

Kaushik, M. (2019). Thin Airfoil Theory. In M. Kaushik (Ed.), *Theoretical and Experimental Aerodynamics* (pp. 127-144). Singapore: Springer Singapore.

Lear, D. J. (2017). *Development of a Data Acquisition System for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) System Identification.* (Master of Science (MS)). Old Dominion University, Retrieved from https://digitalcommons.odu.edu/mae_etds/30

Lehmkühler, K., Wong, K. C., & Verstraete, D. (2016). Methods for accurate measurements of small fixed wing UAV inertial properties. *The Aeronautical Journal, 120*(1233), 1785-1811. doi:10.1017/aer.2016.105

Malvestuto, F. S., & Gale, L. J. (1947). *Formulas for additional mass corrections to the moments of inertia of airplanes* (No. 1187). Retrieved from https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930082122/downloads/19930082122.pdf

Matt, J. J., Hagerott, S. G., Svoboda, B. C., Chao, H., & Flanagan, H. P. (2021). *Frequency Domain System Identification of a Small Flying-Wing UAS*. Paper presented at the AIAA SCITECH 2022 Forum. https://doi.org/10.2514/6.2022-2407

Microchip Technology. (2014). SAMA5D4-XULT Design and Manufacturing Files - ATSAMA5D4-XULT_SCHEMA_A. Retrieved from https://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/ATSAMA5D4-XULT__KitsFiles.zip

Miller, M. P. (1930). *An accurate method of measuring the moments of inertia of airplanes* (No. 351). Retrieved from https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930081105/downloads/19930081105.pdf

Morelli, E. A., & Klein, V. (2006). *Aircraft system identification: theory and practice*: American Institute of Aeronautics and Astronautics, VA.

Motion Imagery Standards Board. (2014). MISB Standard 0601.8 UAS Datalink Local Set. In: Society of Motion Picture Television Engineers.

Nex, F., Armenakis, C., Cramer, M., Cucci, D. A., Gerke, M., Honkavaara, E., . . . Skaloud, J. (2022). UAV in the advent of the twenties: Where we stand and what is next. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 184*, 215-242. doi:https://doi.org/10.1016/j.isprsjprs.2021.12.006

Ott, H. W. (2009). PCB Layout and Stackup. In *Electromagnetic Compatibility Engineering* (pp. 622-659).

PCBCart. (n.d.). Layer Stackup: What is Stack-up? Retrieved from https://www.pcbcart.com/pcb-capability/layer-stackup.html

PNI. (2024). RM3100: Magneto-Inductive Magnetometer. Retrieved from https://www.pnicorp.com/rm3100/. from PNI https://www.pnicorp.com/rm3100/

PX4 Autopilot. (2024a). CUAV HV PM (High-Voltage Power Module). Retrieved from https://docs.px4.io/main/en/power_module/cuav_hv_pm.html. from Dronecode https://docs.px4.io/main/en/power_module/cuav_hv_pm.html

PX4 Autopilot. (2024b). PX4 User Guide: QGroundControl. Retrieved from https://docs.px4.io/main/en/getting_started/px4_basic_concepts.html. from Dronecode https://docs.px4.io/main/en/getting_started/px4_basic_concepts.html

PX4 Autopilot. (2024c). PX4 User Guide: What is a Drone? Retrieved from https://docs.px4.io/main/en/getting_started/px4_basic_concepts.html

Raikar, A. (2021, March 17). How to Draw and Design a PCB Schematic? Retrieved from https://www.protoexpress.com/blog/how-to-draw-design-pcb-schematic/

Sankaralingam, L., & Ramprasadh, C. (2020). A Comprehensive Survey on the Methods of Angle of Attack Measurement and Estimation in UAVs. *Chinese Journal of Aeronautics, 33*(3), 749-770. doi:https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.11.003

Sankaralingam, L., & Ramprasadh, C. (2021). Angle of Attack Measurement using Low-cost 3D Printed Five Hole Probe for UAV Applications. *Measurement, 168*, 108379. doi:https://doi.org/10.1016/j.measurement.2020.108379

Sensirion. (2023). SDP33 - Digital differential pressure sensor (±1500 Pa). Retrieved from https://sensirion.com/products/catalog/SDP33/. from Sensirion https://sensirion.com/products/catalog/SDP33/

Shakoori, A., Betin, A. V., & Betin, D. A. (2016). Comparison of three methods to determine the inertial properties of free-flying dynamically similar models. *Journal of Engineering Science and Technology, 11*, 1360-1372.

Siemens. (2022). PADS. Retrieved from https://eda.sw.siemens.com/en-US/pcb/pads/

Sierra Circuits. (2021). *Controlled Impedance: Design Guide*.

Sierra Circuits Team. (2021, January 6). Component Placement Guidelines for PCB Design and Assembly. Retrieved from https://www.protoexpress.com/blog/component-placement-guidelines-pcb-design-assembly/

Sierra Circuits Team. (2022, March 31). Schematic and Netlist Checks to Ensure Error-Free Designs. Retrieved from https://www.protoexpress.com/blog/schematic-and-netlist-checks-ensure-error-free-designs/

Simmons, B. (2018). *System Identification of a Nonlinear Flight Dynamics Model for a Small, Fixed-Wing UAV.*

Simsek, O., Haser, S. A., Orhan, E. H., & Tekinalp, O. (2016). *Comparison of Time and Frequency Domain Identification of a Fixed-Wing UAV*. Paper presented at the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. https://doi.org/10.2514/6.2016-2013

Sky-Drones. (2023). The Platform - SKY-DRONES DOCS Retrieved from https://docs.sky-drones.com/general/sky-drones-platform

Soulé, H. A., & Miller, M. P. (1934). *The experimental determination of the moments of inertia of airplanes* (No. 467). Retrieved from https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930091541/downloads/19930091541.pdf

Stengel, R. F. (2004). *Flight Dynamics*: Princeton University Press.

Telli, K., Kraa, O., Himeur, Y., Ouamane, A., Boumehraz, M., Atalla, S., & Mansoor, W. (2023). A Comprehensive Review of Recent Research Trends on Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). *Systems, 11*(8). doi:10.3390/systems11080400

Theodore, C. R., Tischler, M. B., & Colbourne, J. D. (2004). Rapid Frequency-Domain Modeling Methods for Unmanned Aerial Vehicle Flight Control Applications. *Journal of Aircraft, 41*(4), 735-743. doi:10.2514/1.4671

Tischler, M., & Remple, R. (2006). *Aircraft And Rotorcraft System Identification: Engineering Methods With Flight-test Examples*: American Institute of Aeronautics and Astronautics, VA.

Trumper, D., & Dubowsky, S. (2005). Modeling Dynamics and Control I. In: Massachusetts Institute of Technology: MIT OpenCourseWare.

u-blox. (2024). NEO-M9N module: u-blox M9 standard precision GNSS module. Retrieved from https://www.u-blox.com/en/product/neo-m9n-module?legacy=Current#Product-Selection. from u-blox https://www.u-blox.com/en/product/neo-m9n-module?legacy=Current#Product-Selection

Ultra Librarian. (2022, February 3). Using Schematic Diagram Tools: Simplifying Initial Stages of Circuit Design. Retrieved from https://www.ultralibrarian.com/2022/02/03/using-schematic-diagram-tools-simplifying-initial-stages-of-circuit-design-ulc

VectorNav. (2024). What is an Inertial Measurement Unit? Retrieved from https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-articles/what-is-an-inertial-measurement-unit-imu

Wikipedia contributors. (2022, June 7). Reference designator. Retrieved from https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Reference_designator&oldid=1091929497

Wolowicz, C. H., & Yancey, R. B. (1974). *Experimental determination of airplane mass and inertial characteristics* (No. R-433). Retrieved from https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19750001990/downloads/19750001990.pdf

Woodrow, P., Tischler, M., Mendoza, G., Hagerott, S. G., & Hunter, J. (2013). *Low Cost Flight-Test Platform to Demonstrate Flight Dynamics Concepts using Frequency-Domain System Identification Methods*. Paper presented at the

AIAA Atmospheric Flight Mechanics (AFM) Conference. https://doi.org/10.2514/6.2013-4739

Yogendrappa, M. (2021a, March 9). How to Build a Multilayer PCB Stack-up. Retrieved from https://www.protoexpress.com/blog/build-multilayer-pcb-stack-up/

Yogendrappa, M. (2021b, February 9). How to Design a PCB Layout. Retrieved from https://www.protoexpress.com/blog/how-design-pcb-layout/

Zogopoulos-Papaliakos, G., Vaiopoulos, P., & Kyriakopoulos, K. J. (2017). *Low-cost air data instruments for fixed-wing UAVs: calibration and discussion* (Report). Retrieved from Greece:

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ภาคผนวก ก
สัญลักษณ์อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์



สำหรับสัญลักษณ์อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic derivative notation) ของพลวัตตามยาวและตามข้างที่แยกออกจากกัน มีดังต่อไปนี้

ก.1 Longitudinal Normalized Derivatives

ตารางที่ ก.1 อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ของพลวัตแกนตามยาว

Dimensional	Dimensionless Coefficient	Multiplier
X_u	$C_{x_u} = -\left(M_0 C_{D_M} + 2C_D\right)$	$\rho V_0 S/2m$
$X_{\dot{w}}$	$C_{x_{\dot{w}}} = C_{x_{\dot{\alpha}}}$	$\rho S\bar{\bar{c}}/4m$
X_w	$C_{x_w} = C_L - C_{D_\alpha} = C_{x_\alpha}$	$\rho V_0 S/2m$
X_α	C_{x_α}	$\rho V_0^2 S/2m$
X_q	C_{x_q}	$\rho V_0 S\bar{\bar{c}}/4m$
X_δ	C_{x_δ}	$\rho V_0^2 S/2m$
Z_u	$C_{z_u} = -\left(M_0 C_{L_M} + 2C_L\right)$	$\rho V_0 S/2m$
$Z_{\dot{w}}$	$C_{z_{\dot{w}}} = C_{z_{\dot{\alpha}}}$	$\rho S\bar{\bar{c}}/4m$
Z_w	$C_{z_w} = -\left(C_D + C_{L_\alpha}\right) = C_{z_\alpha}$	$\rho V_0 S/2m$
Z_α	C_{z_α}	$\rho V_0^2 S/2m$
Z_q	C_{z_q}	$\rho V_0 S\bar{\bar{c}}/4m$
Z_δ	C_{z_δ}	$\rho V_0^2 S/2m$
M_u	$C_{m_u} = M_0 C_{m_M}$	$\rho V_0 S\bar{\bar{c}}/2I_y$
$M_{\dot{w}}$	$C_{m_{\dot{w}}} = C_{m_{\dot{\alpha}}}$	$\rho S\bar{\bar{c}}^2/4I_y$
M_w	$C_{m_w} = C_{m_\alpha}$	$\rho V_0 S\bar{\bar{c}}/2I_y$
M_α	C_{m_α}	$\rho V_0^2 S/2m$
M_q	C_{m_q}	$\rho V_0 S\bar{\bar{c}}^2/4I_y$
M_δ	C_{m_δ}	$\rho V_0^2 S\bar{\bar{c}}/2I_y$
V_0 is $\left(V_{\text{tot}}\right)_0$		
$\bar{\bar{c}}$ is *mean aerodynamic chord* (MAC) of the wing		

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ก.2 Lateral-Directional Normalized Derivatives

ตารางที่ ก.2 อนุพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ของพลวัตแกนตามข้าง

Dimensional	Dimensionless Coefficient	Multiplier
Y_v	$C_{y_v} = C_{y_\beta}$	$\rho V_0 S/2m$
Y_β	C_{y_β}	$\rho V_0^2 S/2m$
Y_p	C_{y_p}	$\rho V_0 Sb/4m$
Y_r	C_{y_r}	$\rho V_0 Sb/4m$
Y_δ	C_{y_δ}	$\rho V_0^2 S/2m$
L_v	$C_{l_v} = C_{l_\beta}$	$\rho V_0 Sb/2I_x$
L_β	C_{l_β}	$\rho V_0^2 Sb/2I_x$
L_P	C_{l_p}	$\rho V_0 Sb^2/4I_x$
L_r	C_{l_r}	$\rho V_0 Sb^2/4I_x$
L_δ	C_{l_δ}	$\rho V_0^2 Sb/2I_x$
N_v	$C_{n_v} = C_{n_\beta}$	$\rho V_0 Sb/2I_z$
N_β	C_{n_β}	$\rho V_0^2 Sb/2I_z$
N_p	C_{n_p}	$\rho V_0 Sb^2/4I_z$
N_r	C_{n_r}	$\rho V_0 Sb^2/4I_z$
N_δ	C_{n_δ}	$\rho V_0^2 Sb/2I_z$
V_0 is $(V_{\text{tot}})_0$		
b is the wingspan		

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ภาคผนวก ข

การออกแบบ carrier board สำหรับตัวควบคุมการบิน

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

การออกแบบ carrier board สำหรับตัวควบคุมการบินมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

ข.1 ภาพรวมของ Cube Orange

ในส่วนนี้ต้องศึกษาภาพรวมของ Cube Orange เพิ่มเติมเพื่อใช้ในการออกแบบในการเชื่อมต่อกับระบบต่าง ๆ ใน carrier board และตัวเชื่อมต่อภายนอก

ข.1.1 พอร์ต I/O

1) สัญญาณเซอร์โว PWM 14 ช่อง (8 จาก IO, 6 จาก FMU)
2) อินพุต R/C สำหรับ CPPM, Spektrum / DSM และ S.Bus
3) อินพุต RSSI แบบอนาล็อก / PWM
4) อินพุตเซอร์โว S.Bus
5) พอร์ตอนุกรมทั่วไป 5 พอร์ต, 2 พอร์ตมีการควบคุมการไหลข้อมูลแบบ full flow
6) พอร์ต I2C 2 พอร์ต
7) พอร์ต SPI 1 พอร์ต (ไม่มีบัฟเฟอร์, เฉพาะสายสั้นเท่านั้น ไม่แนะนำให้ใช้)
8) อินเตอร์เฟส CAN Bus 2 ช่อ
9) อินพุตอนาล็อก 3 ช่อง
10) ไดร์เวอร์ Piezo Buzzer
11) สวิตช์ / LED ความปลอดภัย

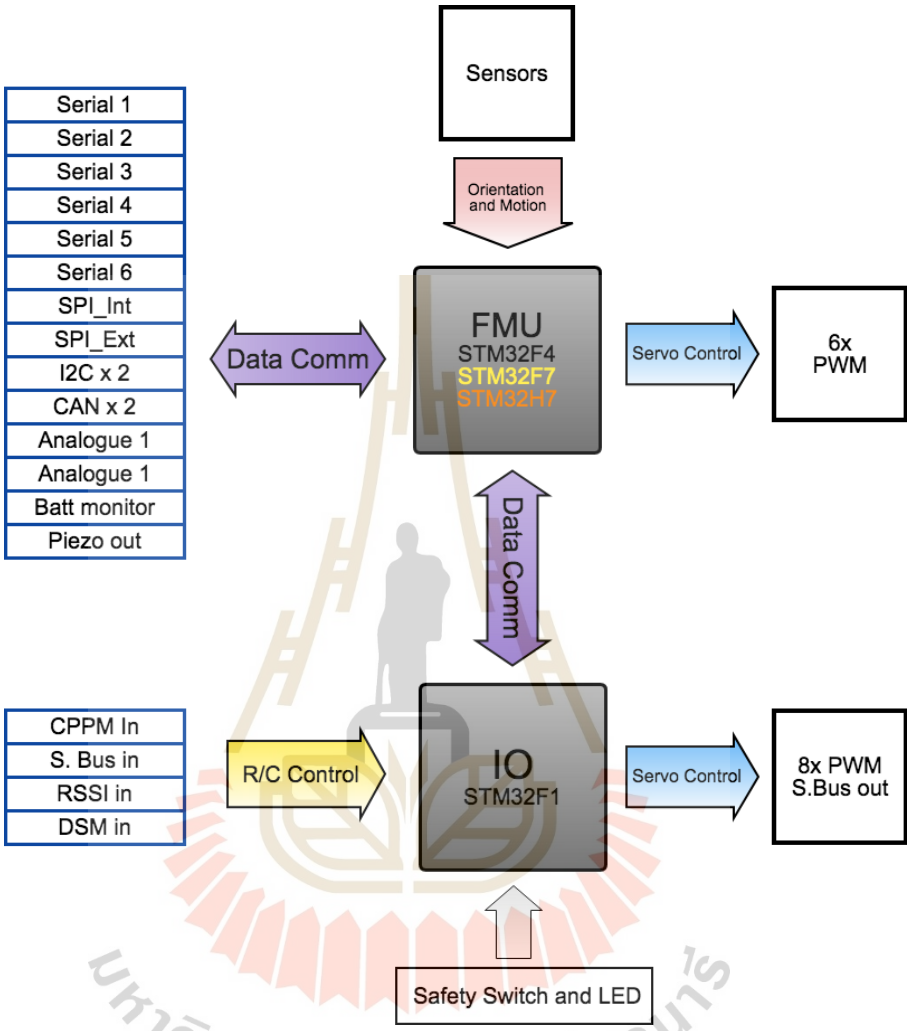
ข.1.2 สถาปัตยกรรมของระบบ

Cube Orange ใช้สถาปัตยกรรม FMU (Flight Management Unit) + IO (Input/Output) โดยรวมสองบล็อกฟังก์ชันเข้าไว้ในโมดูลกายภาพเดียวกัน ดังแสดงในรูปที่ ข.1 การออกแบบนี้ช่วยให้สามารถจัดการการบินและการสื่อสารกับอุปกรณ์ต่อพ่วงได้อย่างมีประสิทธิภาพในอุปกรณ์เดียว ทำให้เหมาะสำหรับการใช้งานใน UAVs ที่ต้องการความเชื่อถือสูงและประสิทธิภาพการทำงานที่เสถียร

ข.1.3 สถาปัตยกรรมของพลังงาน

การจัดการพลังงานไฟฟ้า 3.3V ถูกแยกโดเมนพลังงานดิจิตอลและอนาล็อกสำหรับ FMU และเซ็นเซอร์ นอกจากนี้ยังมีการจัดการพลังงานสำรองสำหรับ IO ในกรณีที่ระบบจ่ายพลังงานของ FMU ล้มเหลว การออกแบบนี้ช่วยเพิ่มความเสถียรและความน่าเชื่อถือของระบบโดยการแยก

แหล่งพลังงานสำหรับ FMU และ IO และยังให้การป้องกันเพิ่มเติมในกรณีที่มีปัญหากับระบบจ่ายพลังงานหลัก



รูปที่ ข.1 สถาปัตยกรรมของระบบ

ข.1.4 การเชื่อมต่อ Cube Orange กับ carrier board

Cube Orange มาพร้อมกับคอนเนคเตอร์ DF17 80 พิน ที่ถือเป็นมาตรฐานระยะยาว การออกแบบนี้ทำให้ Cube Orange เป็นระบบที่มีความยืดหยุ่นสูง เนื่องจากสามารถใช้งานร่วมกับหลากหลายอุปกรณ์ต่อพ่วงและ carrier board ที่ถูกออกแบบมาเพื่อตอบสนองความต้องการเฉพาะของแต่ละโครงการหรือการใช้งาน ทำให้เหมาะสำหรับการประยุกต์ใช้ในโครงการที่หลากหลาย ตั้งแต่ UAV ไปจนถึงยานอวกาศและอุปกรณ์อัตโนมัติอื่น ๆ โดยรายเอียดแต่ละพินแสดงไว้ในตารางที่ ข.1

ตารางที่ ข.1 คอนเนคเตอร์ DF17 80 พิน

Pin	Name	I/O	Description
1	FMU_SWDIO	I/O	FMU serial wire debug I/O
2	FMU_LED_AMBER	O	Boot error LED (drive only, controlled by FET)
3	FMU_SWCLK	O	FMU serial wire debug clock
4	I2C_2_SDA	I/O	I2C Serial Data Tx/Rx
5	EXTERN_CS	O	Chip select for external SPI (NC, just for debugging)
6	I2C_2_SCL	O	I2C Serial Clock Signal
7	FMU_! RESET	I	Reset pin for the FMU
8	PROT_SPARE_1		Spare
9	VDD_SERVO_IN	I	Power for last resort I/O failsafe
10	PROT_SPARE_2		Spare
11	EXTERN_DRDY	I	Interrupt pin for external SPI (NC, just for debugging)
12	SERIAL_5_RX	I	UART 5 RX (Receive Data)
13	GND		System GND
14	SERIAL_5_TX	O	UART 5 TX (Transmit Data)
15	GND		System GND
16	SERIAL_4_RX	I	UART 4 RX (Receive Data)
17	SAFETY		Safety button input
18	SERIAL_4_TX	O	UART 4 TX (Transmit Data)
19	VDD_3V3_SPEKTRUM_EN	O	Enable for the Spektrum voltage regulator
20	SERIAL_3_RX	I	UART 3 RX (Receive Data)
21	PRESSURE_SENS_IN	AI	Analogue Signal port, for pressure sensor, Laser range finder, or Sonar
22	SERIAL_3_TX	O	UART 3 TX (Transmit Data)
23	AUX_BATT_VOLTAGE_SENS	AI	Voltage sense for Aux battery input
24	ALARM	O	Buzzer PWM Signal
25	AUX_BATT_CURRENT_SENS	AI	Current sense for Aux battery input
26	IO_VDD_3V3	I	IO chip power, pinned through for debug
27	VDD_5V_PERIPH_EN	O	Enable voltage supply for Peripherals
28	IO_LED_SAFET_PROT	O	IO-LED_SAFETY (safety LED) pinned out for IRIS
29	VBUS	I	USB VBus (VDD)

ตารางที่ ข.2 คอนเนคเตอร์ DF17 80 พิน (ต่อ)

Pin	Name	I/O	Description
30	SERIAL_2_RTS		UART 2 RTS (Request To Send)
31	OTG_DP1	I/O	USB Data+ (D)
32	SERIAL_2_CTS		UART 2 CTS (Clear To Send)
33	OTG_DM1	I/O	USB Data- (M)
34	SERIAL_2_RX	I	UART 2 RX (Receive Data)
35	I2C_1_SDA	I/O	I2C Serial Data Tx/Rx
36	SERIAL_2_TX	O	UART 2 TX (Transmit Data)
37	I2C_1_SCL	O	I2C Serial Clock Signal
38	SERIAL_1_RX	I	UART 1 RX (Receive Data)
39	CAN_L_2	I/O	FMU CAN bus Low Signal Driver
40	SERIAL_1_TX	O	UART 1 TX (Transmit Data)
41	CAN_H_2	I/O	FMU CAN bus High Signal Driver
42	SERIAL_1_RTS		UART 1 RTS (Request To Send)
43	VDD_5V_PERIPH_OC	I	Error state message from Peripheral power supply
44	SERIAL_1_CTS		UART 1 CTS (Clear To Send)
45	VDD_5V_HIPOWER_OC	I	Error state message from High power Peripheral power supply
46	IO_USART_1_TX	O	I/O USART 1 TX
47	BATT_VOLTAGE_SENS_PROT	AI	Voltage sense from main battery
48	IO_USART1_RX_SPECTRUM_DSM	O	Signal from Spectrum receiver
49	BATT_CURRENT_SENS_PROT	AI	Current sense from main battery
50	FMU_CH1_PROT	O	FMU PWM output channel 1
51	SPI_EXT_MOSI	O	External SPI, for debug only
52	FMU_CH2_PROT	O	FMU PWM output channel 2
53	VDD_SERVO	I	VDD_Servo, for monitoring servo bus
54	FMU_CH3_PROT	O	FMU PWM Output Channel 3
55	VDD_BRICK_VALID	I	Main Power valid signal
56	FMU_CH4_PROT	O	FMU PWM Output Channel 4
57	VDD_BACKUP_VALID	I	Backup Power valid Signal
58	FMU_CH5_PROT	O	FMU PWM Output Channel 5
59	VBUS_VALID	I	USB bus valid signal

ตารางที่ ข.3 คอนเนคเตอร์ DF17 80 พิน (ต่อ)

Pin	Name	I/O	Description
60	FMU_CH6_PROT	O	FMU PWM Output Channel 6
61	VDD_5V_IN_PROT	I	Main power 5V into FMU from power selection
62	PPM_SBUS_PROT	I	PPM / S.Bus Signal Input
63	VDD_5V_IN_PROT	I	Main power 5V into FMU from power selection
64	S.BUS_OUT	O	S.Bus Signal Output
65	IO_VDD_5V5	O	IO VDD 5.5 V
66	IO_CH8_PROT	O	I/O PWM Output Channel 8
67	SPI_EXT_MISO	I	External SPI, for Debug only
68	IO_CH7_PROT	O	I/O PWM Channel 7
69	IO_SWDIO	I/O	I/O serial wire debug
70	IO_CH6_PROT	O	I/O PWM Output Channel 6
71	IO_SWCLK	O	I/O Serial Wire Debug Clock
72	IO_CH5_PROT	O	I/O PWM Output Channel 5
73	SPI_EXT_SCK	O	External SPI, for Debug only
74	IO_CH4_PROT	O	I/O PWM Output Channel 4
75	IO_! RESET	I	I/O Reset Pin
76	IO_CH3_PROT	O	I/O PWM Output Channel 3
77	CAN_L_1	I/O	FMU CAN bus Low Signal Driver
78	IO_CH2_PROT	O	I/O PWM Output Channel 2
79	CAN_H_1	I/O	FMU CAN bus High Signal Driver
80	IO_CH1_PROT	O	I/O PWM Output Channel 1

ข.2 การออกแบบ carrier board

การออกแบบ PCB ของ carrier board มีส่วนประกอบที่สำคัญดังนี้

ข.2.1 Power selection module (PSM)

PSM เป็นโมดูลจักการพลังงานที่จ่ายให้กับ Cube Orange โดยมีแหล่งพลังงานหลายแหล่ง โดยมาจาก power module ภายนอกที่ต่อมาจากแบตเตอรี่ 2 แหล่ง คือ Power 1 และ Power 2 และอีกแหล่ง คือ มาจาก USB โดยแต่ละแหล่งพลังงานได้รับการป้องกันจากการเชื่อมต่อสลับขั้วและการจ่ายไฟย้อนกลับจากแหล่งอื่น เมื่อทำการเชื่อมต่อแหล่งพลังงานมากกว่าหนึ่งแหล่ง

พลังงานจะถูกดึงมาจากแหล่งที่มีความสำคัญสูงสุดที่มีแรงดันไฟเข้าที่ถูกต้อง โดยโมดูล PSM นี้ ผู้วิจัยได้ทำการจัดซื้อเพื่อนำมาใช้โดยไม่ได้สร้างขึ้นใหม่ ดังแสดงในรูปที่ ข.2



รูปที่ ข.2 โมดูล PSM (HX4-06006)

ข.2.2 Servo power

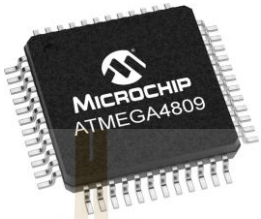
วงจรควบคุมแรงดันไฟฟ้าสำหรับเซอร์โว ผู้วิจัยได้ออกแบบให้ควบคุมแรงดันจาก power supply ที่ต่อมาจากแหล่งพลังงานภายนอกหรือจากแบตเตอรี่ ให้มีค่าแรงดันไฟฟ้าตามที่ต้องการเพื่อใช้จ่ายให้กับ servo โดยต้องการออกแบบมีข้อกำหนดดังต่อไปนี้

- แรงดันไฟฟ้าขาเข้า: 9V (min), 12V (nom), 18V (max)
- Switching frequency: 2MHz
- แรงดันไฟฟ้าขาออกช่องที่ 1: 7.5V
- แรงดันไฟฟ้าขาออกช่องที่ 2: 5.3V
- กระแสไฟฟ้าขาออกช่องที่ 1: 8A
- กระแสไฟฟ้าขาออกช่องที่ 2: 8A

โดยในการออกแบบเลือกใช้ IC รุ่น LT8652S เพื่อใช้ในการออกแบบ Switching regulators โดยมีขั้นตอนการออกแบบ เช่น การเลือกตัวตัวเหนี่ยวนำที่เหมาะสมในวงจร, การเลือก input และ output capacitor เป็นต้น นอกจากนี้ใช้เครื่องมือที่ช่วยในการออกแบบและจำลองการทำงานของวงจร คือ 1) LTspice เป็นซอฟต์แวร์จำลองที่มีประสิทธิภาพ, รวดเร็ว และฟรี ในการเขียนและดู schematic และ waveform เพื่อจำลองและปรับปรุงวงจร 2) LTpowerCAD เป็นโปรแกรมที่ใช้ในการออกแบบพาวเวอร์ซับพลายซึ่งช่วยในการเลือกส่วนประกอบของระบบ, ข้อมูลของประสิทธิภาพพลังงานโดยละเอียด, แสดงลูป Bode plot stability ได้อย่างรวดเร็วและวิเคราะห์ load transient ได้ และสามารถส่งออกไปยัง LTspice เพื่อจำลองการทำงานของวงจรได้

ข.2.3 RPM reader

นอกจากนี้ผู้วิจัยได้ทำการออกแบบโมดูลที่ใช้ในการวัดรอบการทำงานของมอเตอร์ โดยใช้ microcontroller รุ่น ATMega4809 ในการรับ PWM feedback ที่ส่งมาจาก ESC ของมอเตอร์แล้วแปลงเป็นรอบการการทำงานของมอเตอร์ และเชื่อมต่อกับ Cube Orange ผ่านอินเตอร์เฟส I2C



รูปที่ ข.3 ไมโครคอนโทรลเลอร์ รุ่น ATmega4809

ข.2.4 ชุดเซ็นเซอร์ที่ติดตั้งเพิ่มเติม

ชุดเซ็นเซอร์ที่ติดตั้งเพิ่มเติม ประกอบไปด้วยโมดูล GNSS (NEO-M9N), magnetometer (RM3100) และ IMU (ADIS16470) ผู้วิจัยได้ทำการออกแบบตามแนวทางการออกแบบของแต่ละเซ็นเซอร์ที่ได้เผยแพร่ไว้

ข.2.5 Buzzer

ผู้วิจัยได้ทำการติดตั้ง piezo buzzer ที่มีกำลังสูงบน carrier board ที่เชื่อมต่อกับแหล่งพลังงาน 12V เพื่อให้ได้เสียงดังเพียงพอสำหรับการแจ้งเตือน

ข.2.6 ชุดตัวเชื่อม

ผู้วิจัยได้ทำการออกแบบให้มีชุดตัวเชื่อมต่อสำหรับ power input อยู่ด้านหลังและชุดตัวเชื่อมสำหรับระบบต่าง ๆ ของระบบ UAV อยู่ด้านหน้าของกล่องตัวควบคุมการบิน

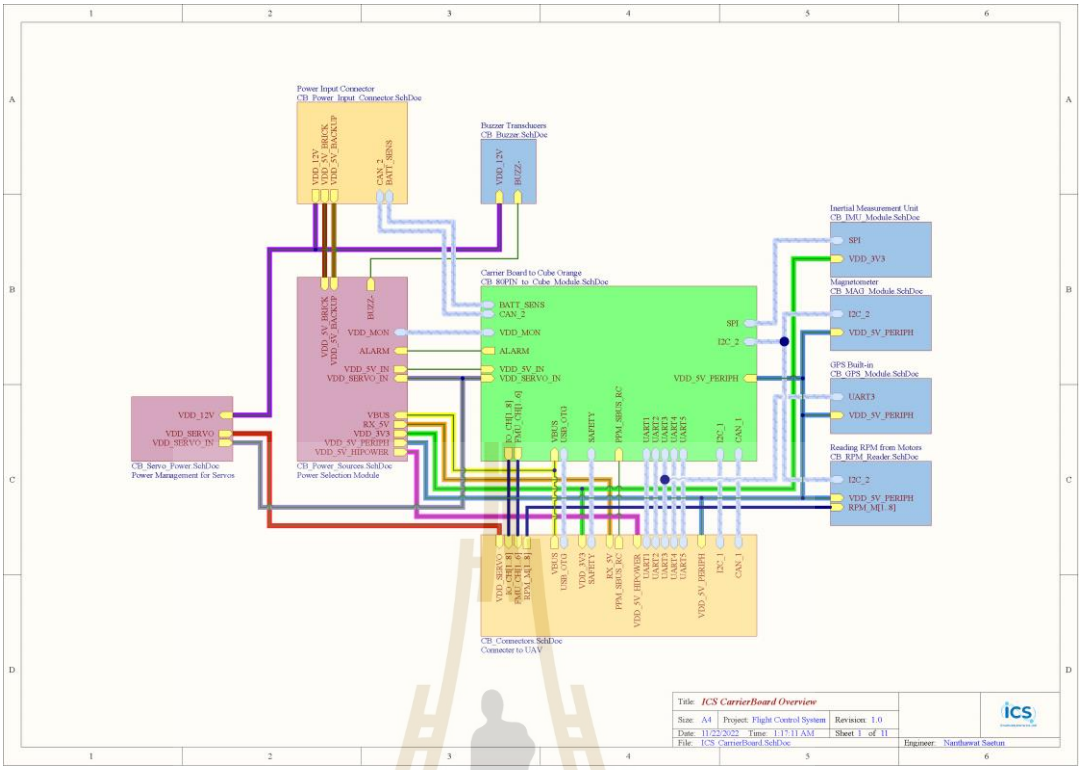
จากส่วนประกอบต่าง ๆ ที่ได้กล่าวไป โดยรายละเอียดการออกแบบจะแสดงในหัวข้อต่อไป

ข.3 การออกแบบ PCB

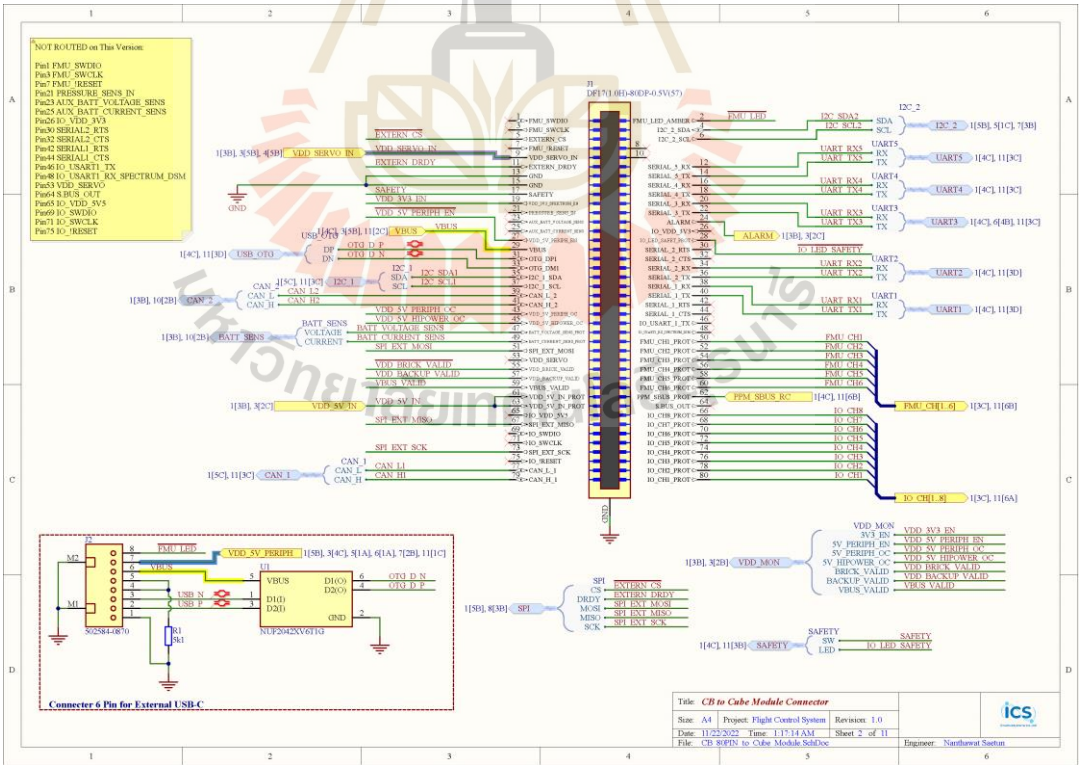
ข.3.1 การออกแบบ Schematic

ผลการออกแบบ schematic แสดงดังรูปที่ ข.4-ข.9

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

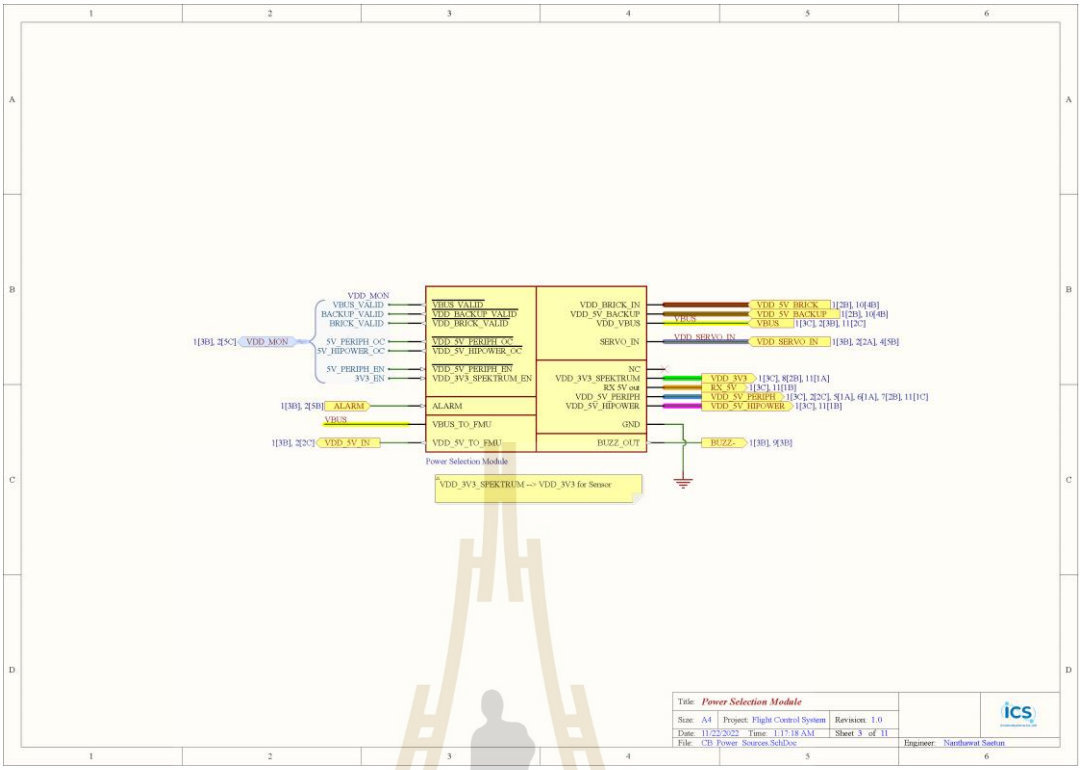


(ก) Carrier board overview

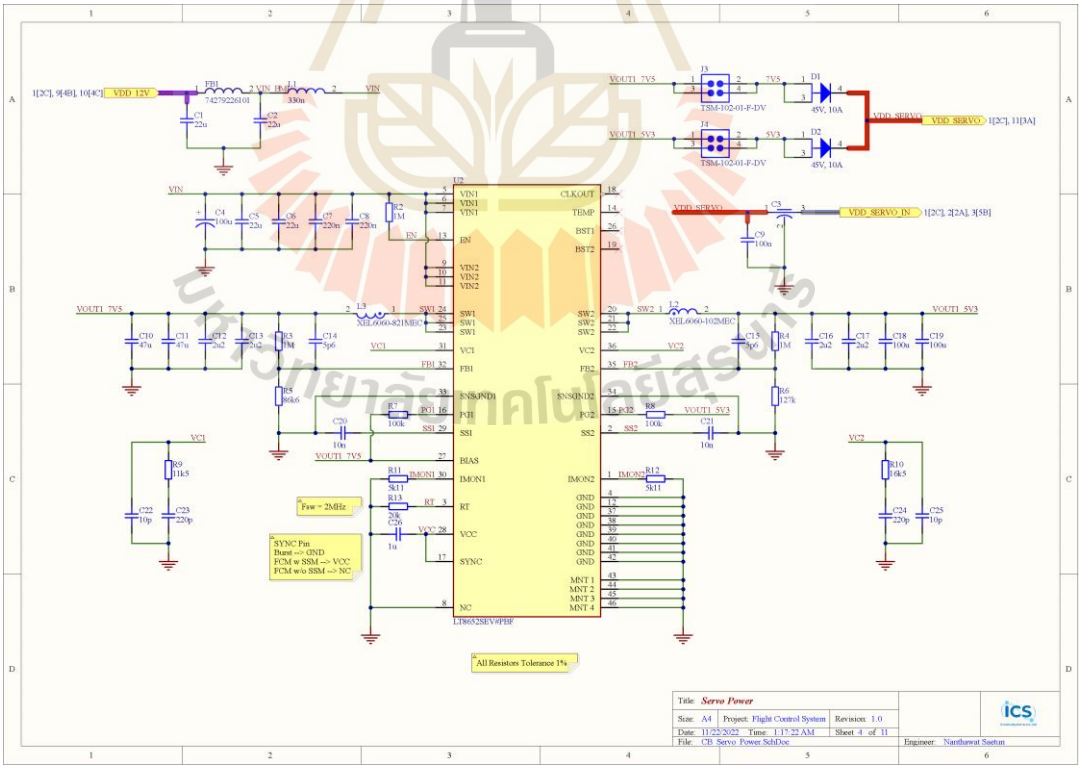


(ข) Carrier board to cube module connector

รูปที่ ข.4 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม

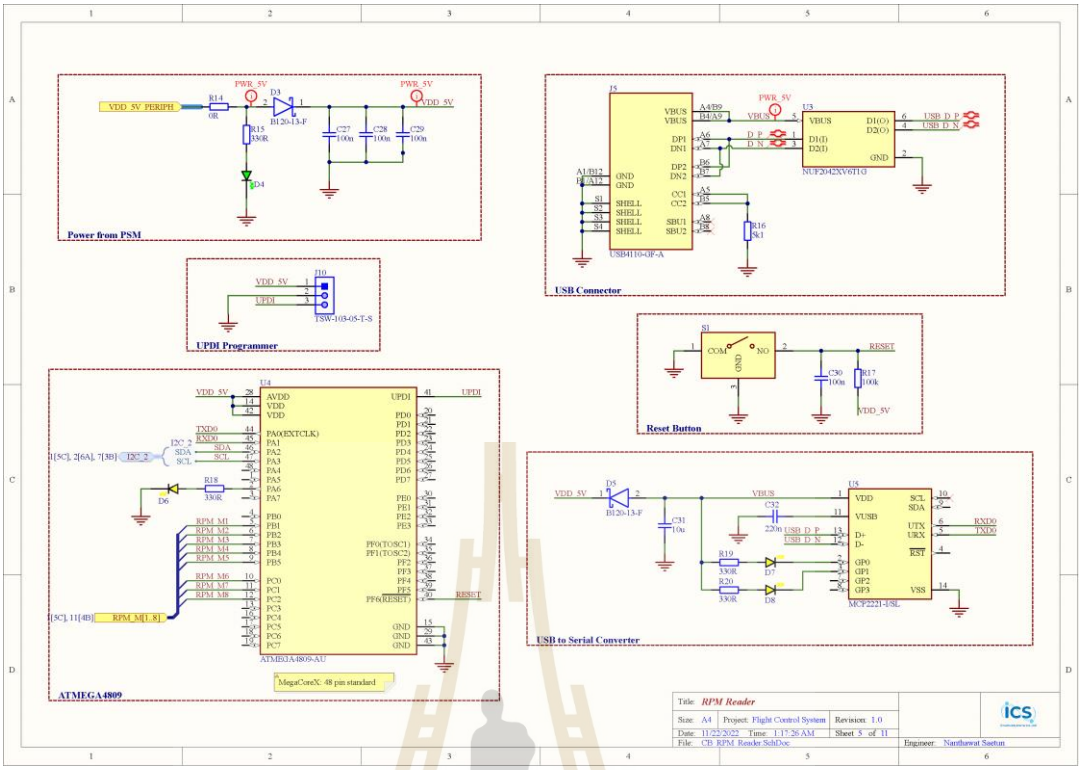


(ค) Power selection module

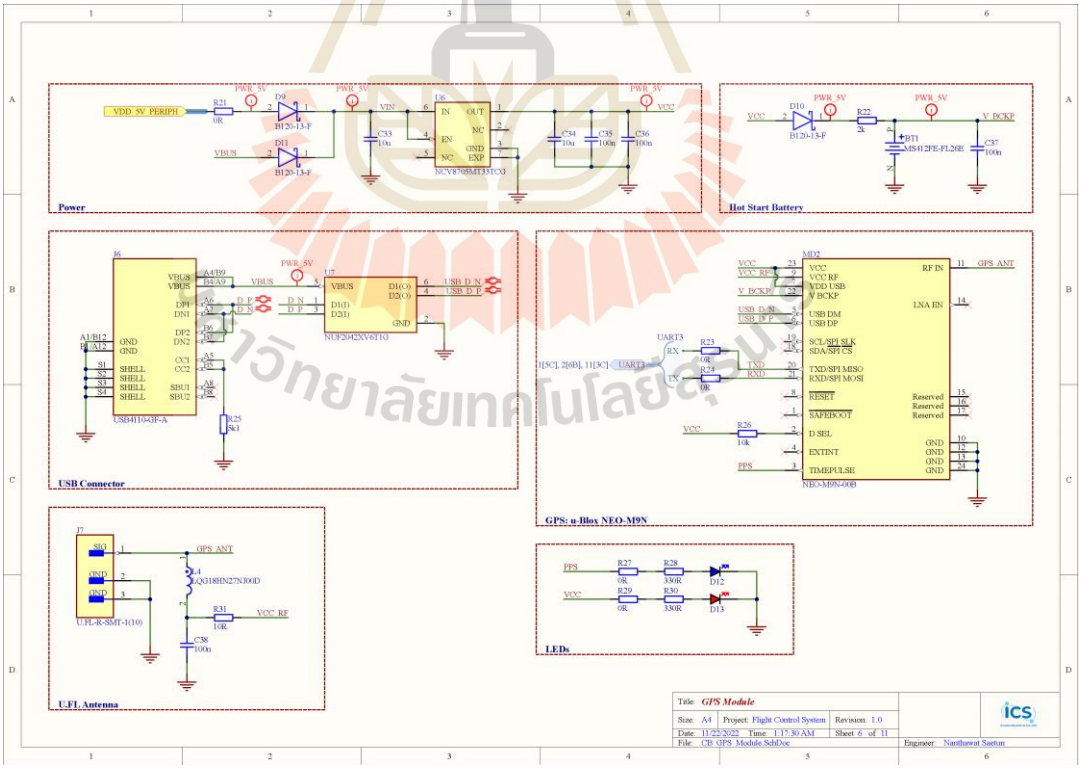


(ง) Servo power

รูปที่ ข.5 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)

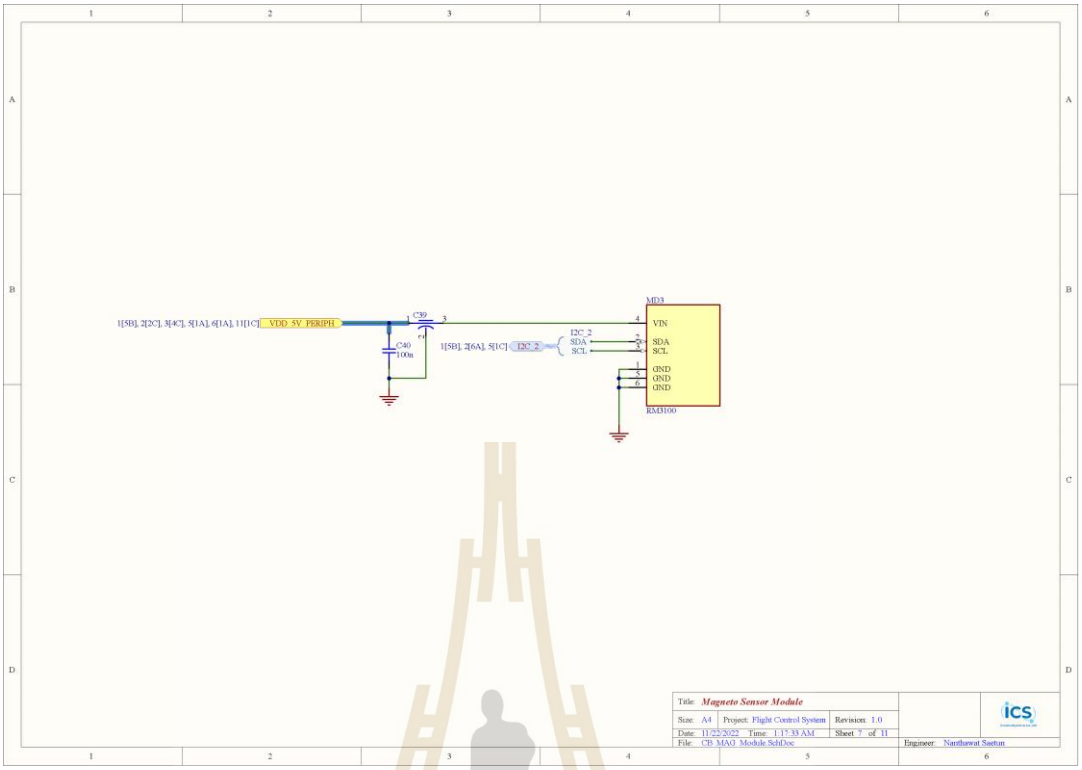


(จ) RPM reader

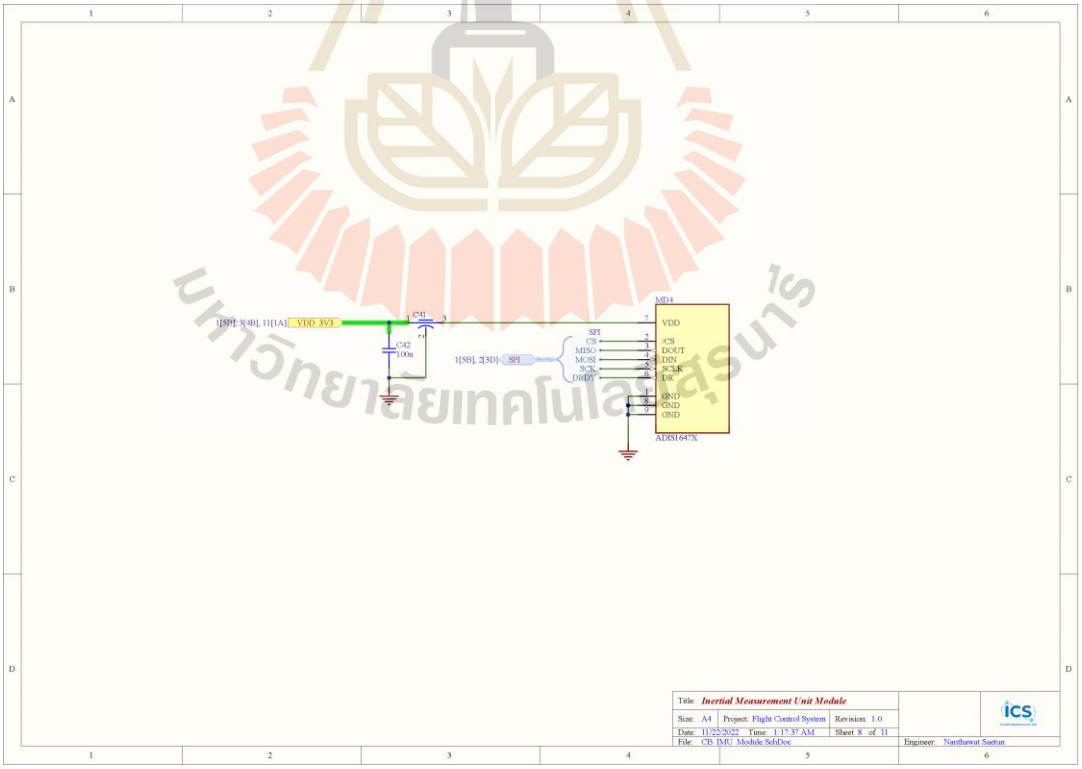


(ฉ) GPS module

รูปที่ ข.6 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)

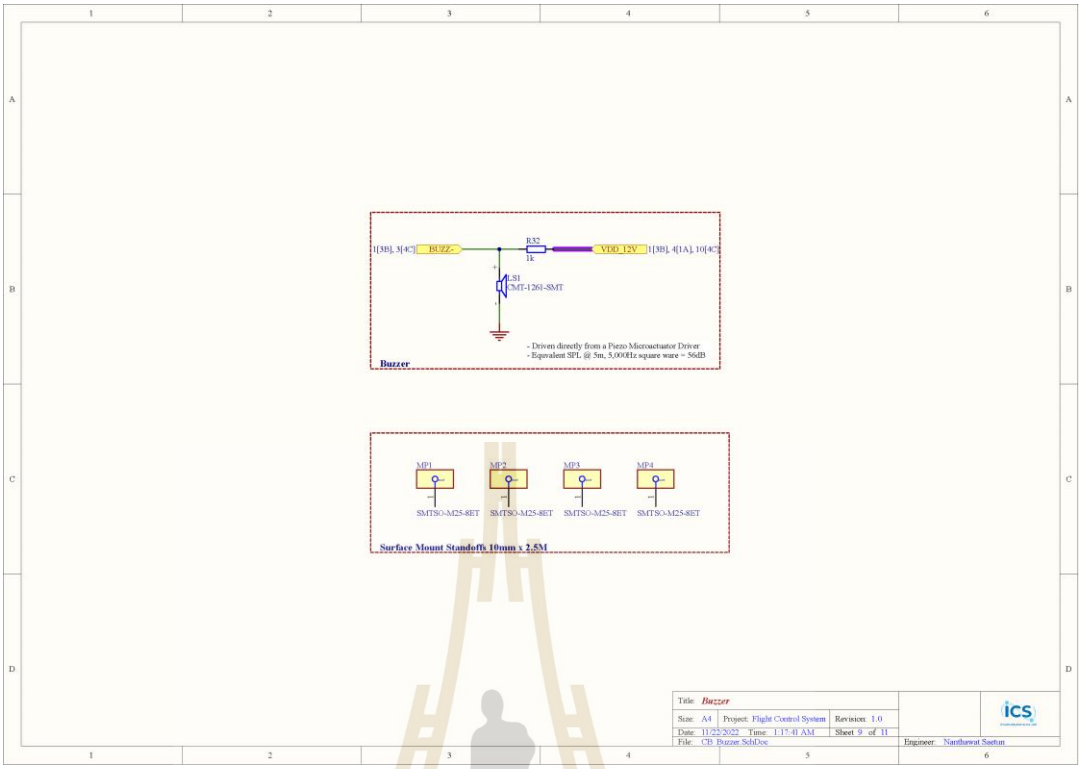


(ช) Magneto sensor module

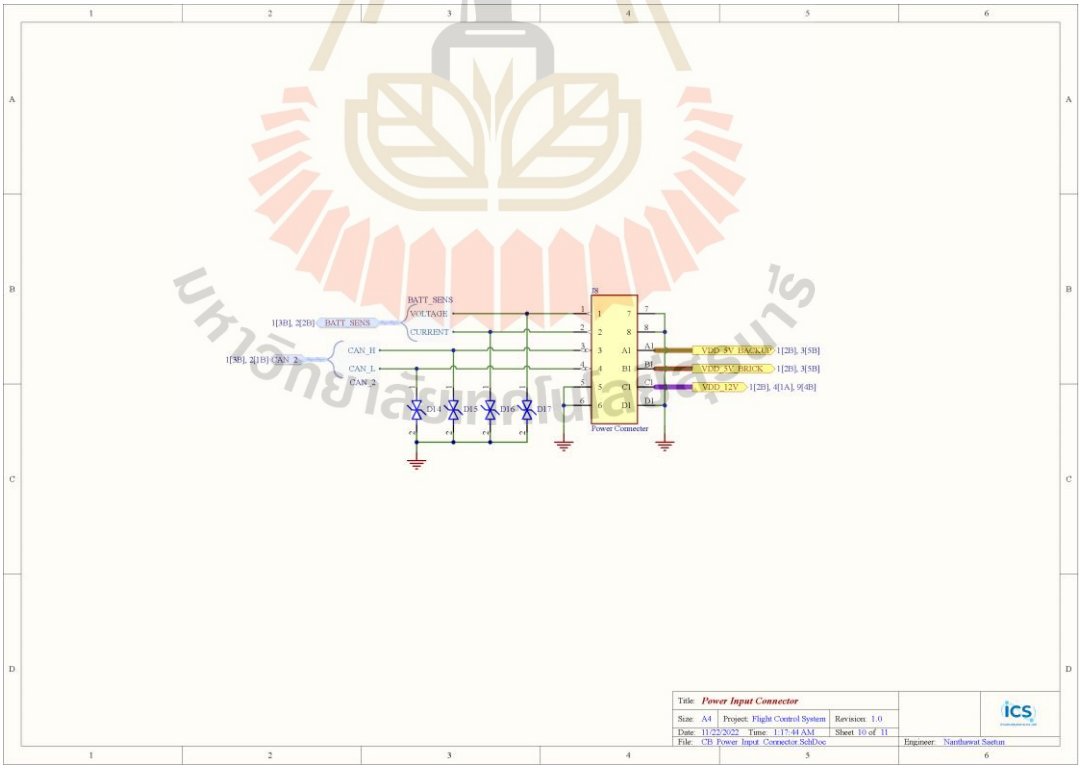


(ซ) Inertial measurement unit module

รูปที่ ข.7 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)

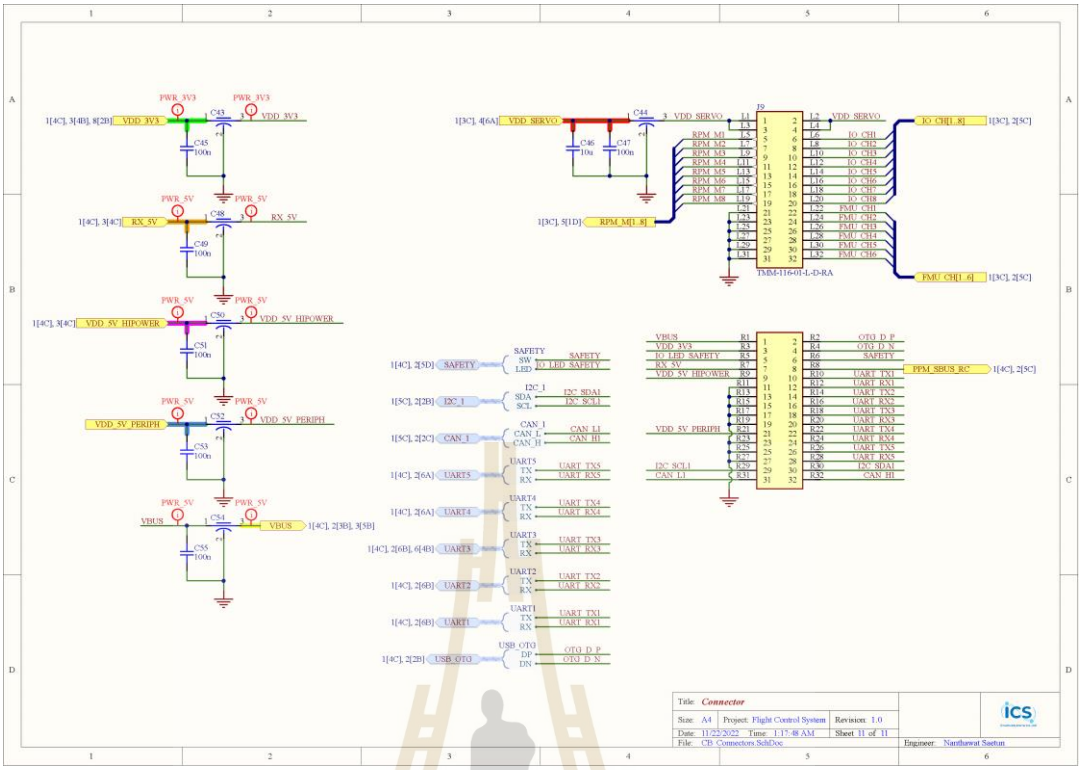


(ญ) Buzzer



(ฌ) Power input connector

รูปที่ ข.8 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)



(ณ) Connector

รูปที่ ข.9 การออกแบบ schematic ของ carrier board ของตัวควบคุม

ข.3.2 การออกแบบ PCB Layout

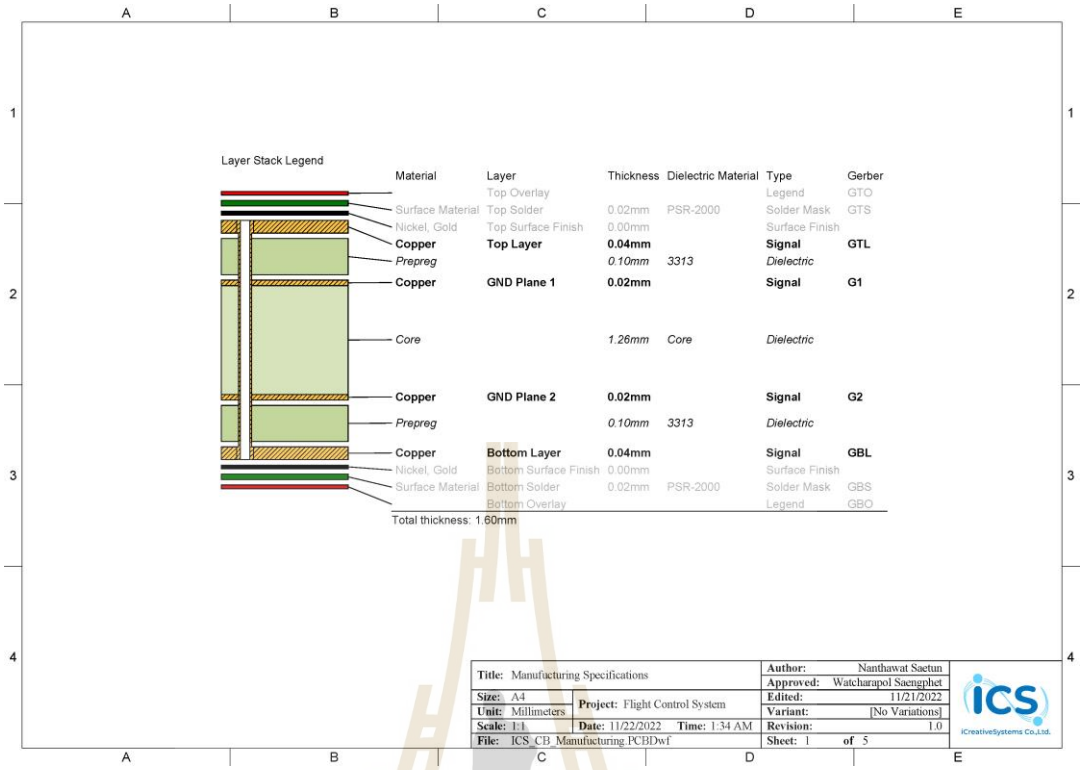
ดังที่กล่าวไว้บทที่ 2 ก่อนทำการออกแบบ layout ต้องมีการออกแบบ stack-up และกำหนด design rule ก่อน โดยราบละเอียดมีดังต่อไปนี้

1) **Stack-up**

การออกแบบ stack-up นักวิจัยได้อ้างอิงจากโรงงานผู้ผลิต โดยผู้วิจัยเลือกใช้ JLC04161H-3313 ดังแสดงรูปที่ ข.10 โดยมีการควบคุม impedance และ surface finish แบบ ENIG

2) **Design rule**

ในการออกแบบ ลำดับแรกต้องคำนึงถึงความสามารถของโรงงานผู้ผลิต PCB และควรเปรียบเทียบกับมาตรฐาน IPC เมื่อทราบข้อกำหนดเหล่านี้แล้ว สามารถกำหนดข้อกำหนดเหล่านี้ใน design rule สำหรับการออกแบบ ซึ่งมีรายละเอียดตามตารางที่ ข.4

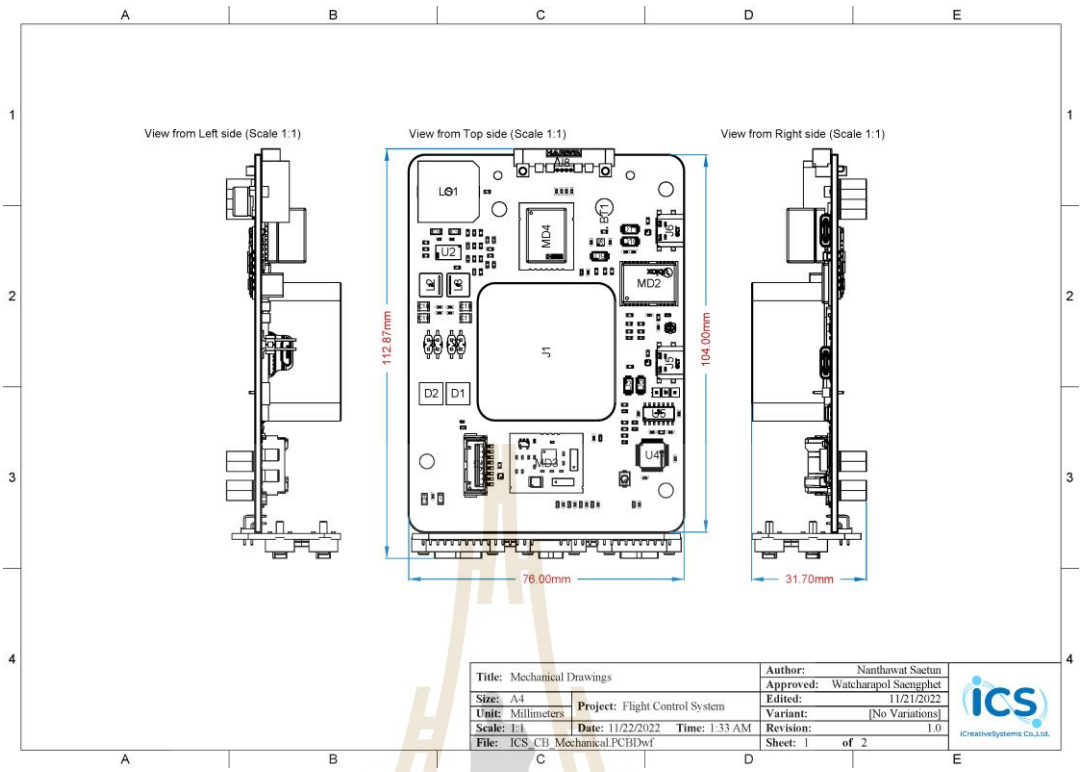


รูปที่ ข.10 การออกแบบ stack-up ของ PCB

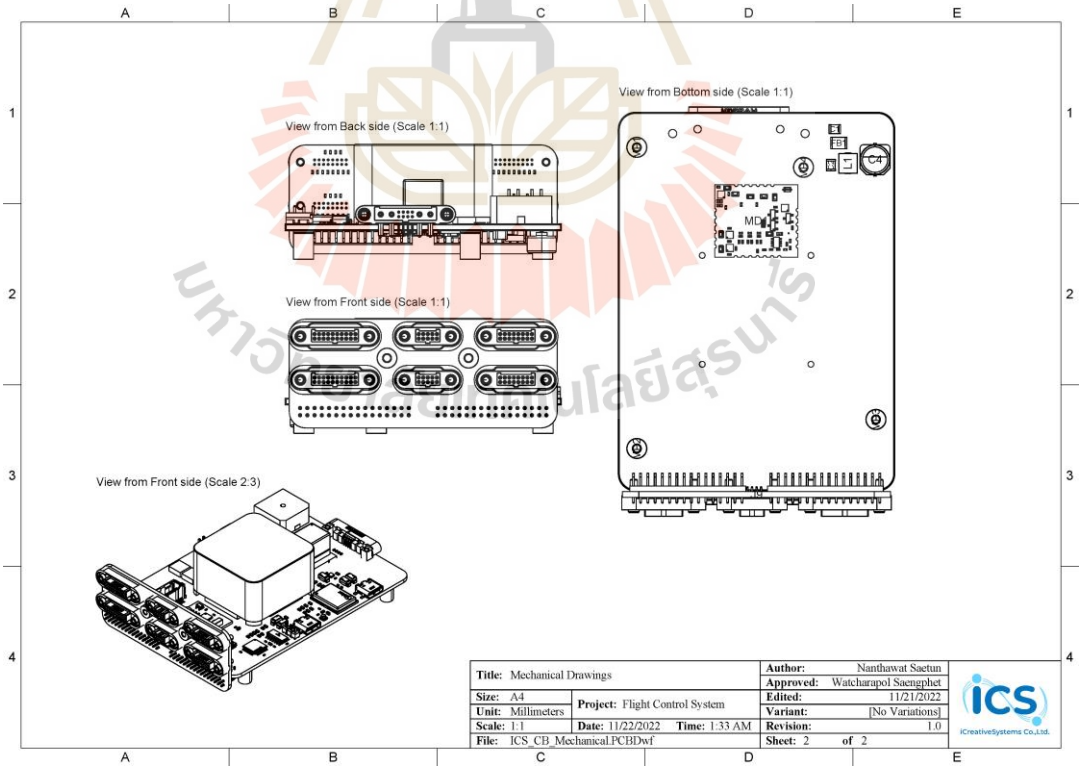
ตารางที่ ข.4 ข้อหนดการออกแบบหรือ design rule ที่ต้องพิจารณาในการออกแบบ PCB

Polygon Connect Style	- กำหนดรูปแบบการเชื่อมต่อ เช่น แบบ direct หรือ relief (thermal)
Solder Mask Expansion	- กำหนดระยะห่างจาก via และ pad
Routing Via Style	- กำหนดรูปแบบการต่อ ขนาดของ via
Component Clearance	- กำหนดระยะห่างของส่วนประกอบ
Electrical Clearance	- กำหนดระยะห่างของ track, pad, via และ polygon
Routing Width	- คำนึงถึงกระแส และการควบคุม impedance

หลังการจากการออกแบบ schematic และกำหนด stack-up และ design rule ในการออกแบบ PCB จากนั้นทำการออกแบบ PCB, ตรวจสอบข้อกำหนดในการออกแบบว่ายังอยู่ในขอบเขต design rule และทำการเตรียมไฟล์เพื่อใช้ในการผลิต PCB และไฟล์ BOM เพื่อใช้ในการอ้างอิงการประกอบชิ้นส่วนอิเล็กทรอนิกส์ต่าง ๆ บน PCB โดยผลการออกแบบแสดงดังรูปที่ ข.11-ข.12

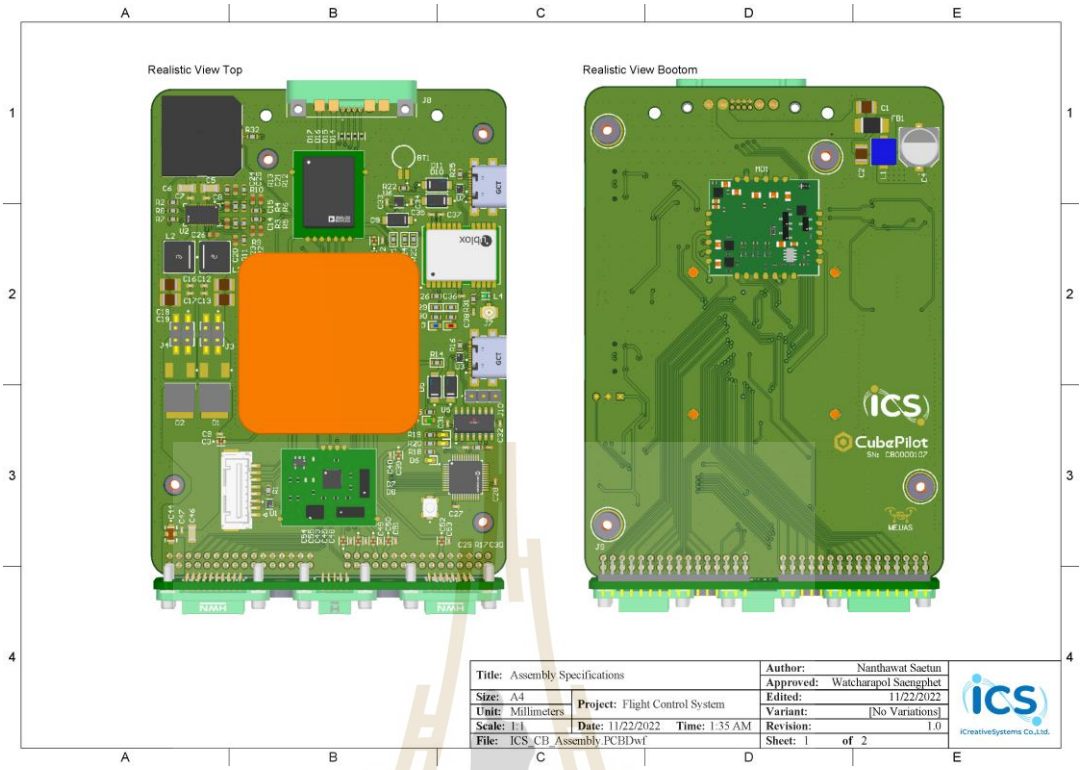


(ก) Mechanical drawings (top, side)



(ข) Mechanical drawings (front, back, bottom ans ISO)

รูปที่ ข.11 การออกแบบ PCB ของ carrier board ของตัวควบคุม



(ค) PCB assembly - PCB realistic

รูปที่ ข.12 การออกแบบ PCB ของ carrier board ของตัวควบคุม (ต่อ)

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ภาคผนวก ค

การออกแบบ air data boom

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ในการออกแบบ air data boom เพื่อใช้สำหรับการวัดความเร็วและมุมทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยาน (มุมปะทะและมุมไถลด้านข้าง) โดยรายละเอียดการออกแบบและการวิเคราะห์ผล มีดังต่อไปนี้

ค.1 การออกแบบ Boom

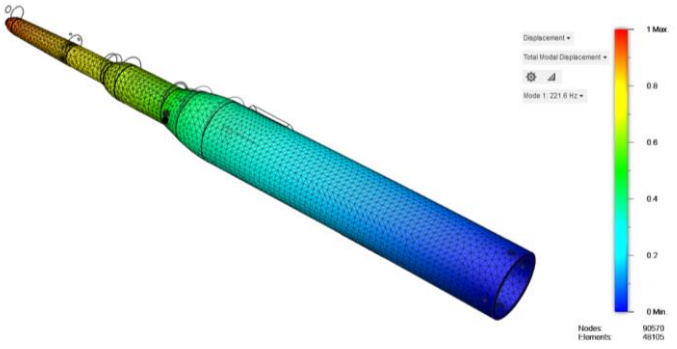
ในการออกแบบ boom ซึ่งเป็นส่วนที่ใช้ในการรองรับเครื่องมือวัด เช่น airspeed sensor และ aerodynamic angle sensors เป็นต้น โดยการออกแบบ boom วัสดุจะใช้เป็น Ledo 6060 resin และมีท่อ pitot ที่ทำมาจากวัสดุอลูมิเนียม ติดอยู่ที่ปลาย boom ซึ่งสามารถหาซื้อได้จากตามท้องตลาด และใช้โปรแกรม Fusion360 ในการเขียน CAD ได้ดังแสดงตามรูปที่ ค.1



ก. Boom ข. ติดตั้ง pitot ที่ปลาย boom

รูปที่ ค.1 การออกแบบ CAD สำหรับ boom

และได้ทำการวิเคราะห์ Model Frequencies จากการจำลองเพื่อหาความถี่เรโซแนนซ์ (Resonance) ของ boom เพื่อนำไปพิจารณาในการออกแบบศรลมต่อไป และจากการจำลอง (รูปที่ ค.2) boom ที่ออกแบบมีความถี่เรโซแนนซ์เท่ากับ 221.6 Hz โดยการออกแบบศรลมจะต้องหลีกเลี่ยงให้ความถี่ธรรมชาติมีค่าห่างจากค่าความถี่นี้



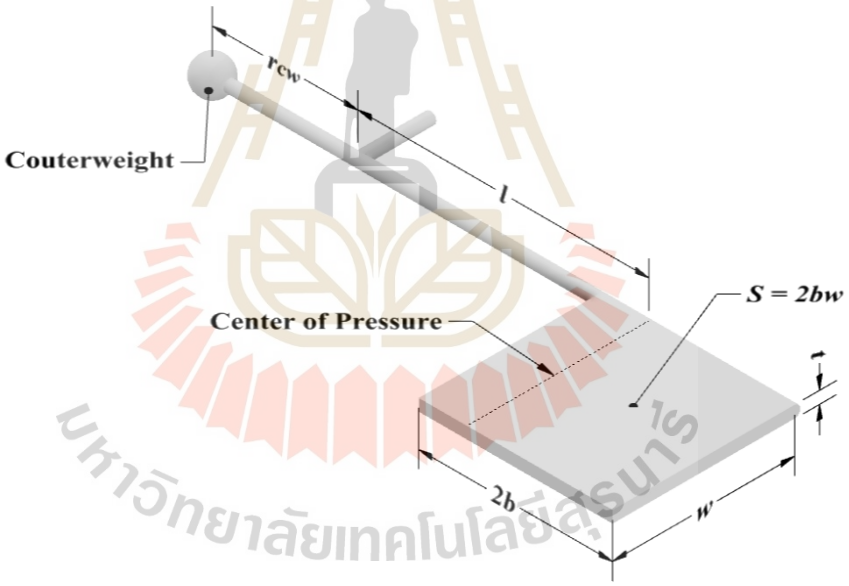
รูปที่ ค.2 การวิเคราะห์ model frequencies สำหรับ boom

ค.2 การออกแบบศรลมวัดมุม

ในการออกแบบศรวัดมุม โดยจะกำหนดข้อกำหนดในการออกแบบตาม flight envelope หรือ ขอบเขตที่สามารถทำการบินได้อย่างปลอดภัยของอากาศยาน โดยข้อกำหนดในการออกแบบตามตารางที่ ค.1

ตารางที่ ค.1 ข้อกำหนดในการออกแบบศรลม

ข้อกำหนด	
ความเร็วที่ศรวัดมุมสามารถทำงานได้	10 – 30 เมตร/วินาที
ช่วงการอ่าค่ามุม	มากกว่า +/- 30 องศา
ความคลาดเคลื่อนในการอ่านมุม	+/- 0.1 องศา



รูปที่ ค.3 โครงสร้างของศรลมในอุดมคติ

ในรูปที่ ค.3 แสดงโครงสร้างของศรลมในอุดมคติ โดยในการออกแบบศรลมที่ใช้ในการวัดมุมอากาศพลศาสตร์ จะใช้สมการในการคำนวณตามในหัวข้อการวัดมุมอากาศพลศาสตร์ในบทที่ 2 และใช้โปรแกรม MATLAB ช่วยในการคำนวณ เพื่อประมาณการค่าความถี่ธรรมชาติและ damping ratio ให้ได้การตอบสนองตามที่ต้องการ

ค.2.1 การคำนวณด้วย MATLAB

สคริปต์ MATLAB ที่ทำการเขียนขึ้นแสดงในรูปที่ ค..4 และผลจากการคำนวณสำหรับความเร็วที่ 10 และ 30 เมตร/วินาที แสดงดังรูปที่ ค.5

```
% Script file for angle of attack mechanical vane preliminary design
% Main reference article Karam, J. T. (1975). Dynamic behavior of angle-of-attack vane assemblies. Journal of Aircraft.
clc; clear;
% Initialization
u = 20; % Airspeed [m/s]
rho_air = 1.225; % Air density [kg/m^3]
rho_v = 1300; % Resin density [kg/m^3]
q = 0.5 * rho_air * u^2; % Dynamic pressure [Pa]
zeta_0 = 0.05; AR_0 = 1; Cl_0 = (pi * AR_0) / 2; t_0 = 0.001; % Initial parameters
l_0 = ((zeta_0^2) * (8 * rho_v * t_0)) / (Cl_0 * rho_air); % Effective length [m]
Wn_0 = (zeta_0 * u) / (l_0 / 2); % Natural frequency [Hz]

% Output initial estimates
fprintf('<strong>Initialization section:</strong>\n');
fprintf('- Damping ratio limiting = %.2f\n', zeta_0);
fprintf('- Estimate aerodynamic arm effective length (l) = %.2f mm\n', l_0 * 1e3);
fprintf('- Estimate Max Natural frequency (at l=b) = %.2f Hz\n\n', Wn_0);

% Desired characteristics
l = 0.01; b = 0.011; r_cw = 1.2 * l; c = 2 * b; t = 0.001; AR = 1.1; % Updated parameters
w = c * AR; S = c * w; % Fin dimensions

% Lift curve slope prediction
if AR > 1
    Cl = (2 * pi) / (1 + ((2 * (AR + 4)) / (AR * (AR + 2))));
else
    Cl = (pi * AR) / 2;
end

% Mass and inertia calculations
m_v = rho_v * S * t; % Fin mass [kg]
m_cw = (m_v * (l + (b / 2))) / r_cw; % Counterweight mass [kg]
m = m_v + m_cw; % Total mass [kg]
J_vane = (m_v * ((l^2) + (l * b) + ((7 / 12) * (b^2)))) + (m_cw * (r_cw^2)); % Vane inertia [kg*m^2]
J_aero = (((b^2) / 8) + ((l + (b / 2))^2)) * (pi / 2) * rho_air * b * S; % Aerodynamic inertia [kg*m^2]
J_total = J_vane + J_aero; % Total inertia [kg*m^2]

% Wind vane dynamics
Wn = sqrt((Cl * l * q * S) / J_total); % Natural frequency [Hz]
zeta = ((((2 * l) + b) * (l + b)) * Wn) / (4 * l * u); % Damping ratio

% Output desired characteristics
fprintf('<strong>Given set of desired characteristics: </strong>\n');
fprintf('- Aerodynamic arm effective length (l) = %.2f mm\n', l * 1000);
fprintf('- Fin chord (c) = %.2f mm\n', c * 1000);
fprintf('- Fin span (w) = %.2f mm\n', w * 1000);
fprintf('- Fin thickness (t) = %.2f mm\n', t * 1000);
fprintf('- Fin area (S) = %.2f mm^2\n', S * (1000^2));
fprintf('- Fin aspect ratio (AR) = %.2f\n', AR);
fprintf('- Mass of counterweight = %.2f g\n', m_cw * 1000);
fprintf('- Counterweight distance = %.2f mm\n', r_cw * 1000);
fprintf('- Mass of wind vane = %.2f g\n', m * 1000);
fprintf('- Inertia of wind vane = %.2fx10^7 kg/m^2\n\n', J_total * 1e7);
fprintf('* <strong>Relative wind speed = %.2f m/s</strong>\n', u);
fprintf('* <strong>Natural frequency of wind vane = %.2f Hz</strong>\n', Wn);
fprintf('* <strong>Damping ratio of wind vane = %.2f</strong>\n', zeta);
```

รูปที่ ค.4 สคริปต์ MATLAB คำนวณสำหรับการออกแบบ wind vane

```
MATLAB Command Window                                          Page 1

Initialization section:
- Damping ratio limiting = 0.05
- Estimate aerodynamic arm effective length (l) = 13.51 mm
- Estimate Max Natural frequency (at l=b) = 74.01 Hz

Given set of desired characteristics:
- Aerodynamic arm effective length (l) = 10.00 mm
- Fin chord (c) = 22.00 mm
- Fin span (w) = 24.20 mm
- Fin thickness (t) = 1.00 mm
- Fin area (S) = 532.40 mm^2
- Fin aspect ratio (AR) = 1.10
- Mass of counterweight = 0.89 g
- Counterweight distance = 12.00 mm
- Mass of wind vane = 1.59 g
- Inertia of wind vane = 3.26x10^7 kg/m^2

* Relative wind speed = 10.00 m/s
* Natural frequency of wind vane = 39.69 Hz
* Damping ratio of wind vane = 0.06
>>
```

```
MATLAB Command Window                                          Page 1

Initialization section:
- Damping ratio limiting = 0.05
- Estimate aerodynamic arm effective length (l) = 13.51 mm
- Estimate Max Natural frequency (at l=b) = 222.03 Hz

Given set of desired characteristics:
- Aerodynamic arm effective length (l) = 10.00 mm
- Fin chord (c) = 22.00 mm
- Fin span (w) = 24.20 mm
- Fin thickness (t) = 1.00 mm
- Fin area (S) = 532.40 mm^2
- Fin aspect ratio (AR) = 1.10
- Mass of counterweight = 0.89 g
- Counterweight distance = 12.00 mm
- Mass of wind vane = 1.59 g
- Inertia of wind vane = 3.26x10^7 kg/m^2

* Relative wind speed = 30.00 m/s
* Natural frequency of wind vane = 119.08 Hz
* Damping ratio of wind vane = 0.06
>>
```

รูปที่ ค.5 ผลการคำนวณในการออกแบบ wind vane

จากการคำนวณเบื้องต้นจะนำข้อมูลไปใช้ในการออกแบบ CAD และจะทำการวิเคราะห์ข้อมูลในการวัดจากการทดสอบการวัดในอุโมงค์ลม

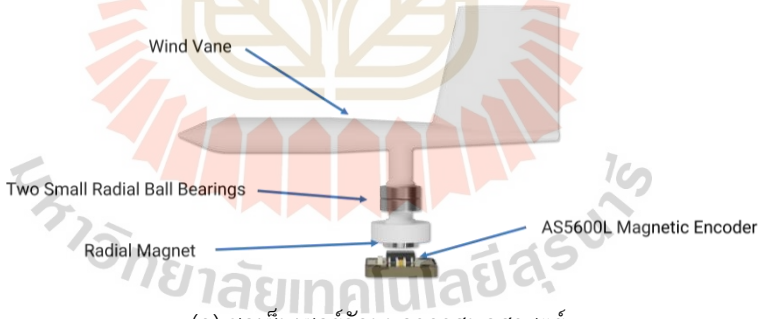
ค.2.2 การออกแบบ CAD และการสร้างชิ้นงาน

หลังจากการคำนวณเบื้องต้นจากโปรแกรม MATLAB ผู้วิจัยได้ออกแบบศรลม ดังแสดงในรูปที่ ค.6



รูปที่ ค.6 การออกแบบศรลม

โดยการออกแบบศรลมต้องมีความสมดุลสถิตเมื่อพิจารณาที่แกนหมุน โดยจะมีการติดตั้งตลับลูกปืนขนาดเล็ก 2 ตัวกับเพลาของศรลม และออกแบบให้ยึดกับท่อ Boom เพื่อให้เกิดการหมุนแบบอิสระของศรลม โดยปลายเพลาของศรลมจะติดตั้งแม่เหล็กขนาดเล็กเพื่อใช้ในการตรวจจับการหมุนของศรลม ดังแสดงในรูปที่ ค.7(ก) และสำหรับ pitot ที่เชื่อมต่อกับเซ็นเซอร์แสดงในรูปที่ ค.7(ข) และการออกแบบและการประกอบ air data boom แสดงในรูปที่ ค.8(ค)

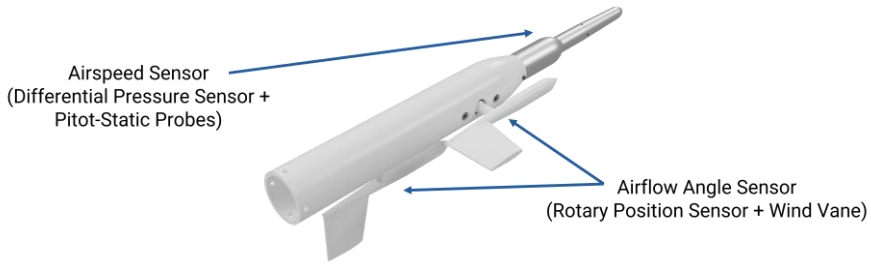


(ก) ชุดเซ็นเซอร์วัดมุมอากาศพลศาสตร์



(ข) ชุดเซ็นเซอร์วัดความเร็วอากาศยาน

รูปที่ ค.7 การออกแบบ air data boom



(ค) การประกอบ air data boom

รูปที่ ค.8 การออกแบบ air data boom (ต่อ)

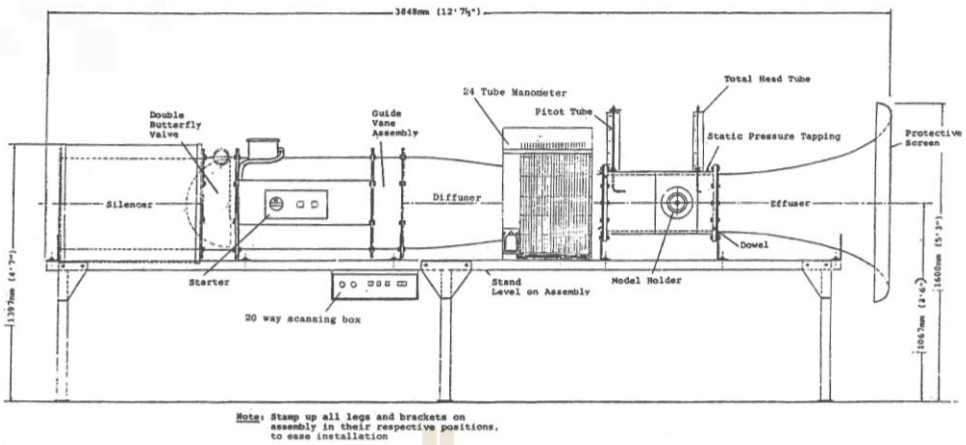
โดยทำการสร้างศรลมและ boom ด้วยกระบวนการ 3D printing โดยใช้เครื่องพิมพ์ระบบ Stereolithography (SLA) ด้วยวัสดุ Ledo 6060 resin เพื่อให้ได้ชิ้นงานตามที่ออกแบบไว้ และหลังจากการสร้างชิ้นงาน ประกอบและติดตั้งเซ็นเซอร์ในการวัด หลังจากนี้จะต้องทำการสอบเทียบการวัดเพื่อให้มั่นใจว่าเซ็นเซอร์สามารถใช้งานได้และมีความเที่ยงตรงในการวัด ในหัวข้อต่อไป



รูปที่ ค.9 ชุดเครื่องมือวัด air data boom

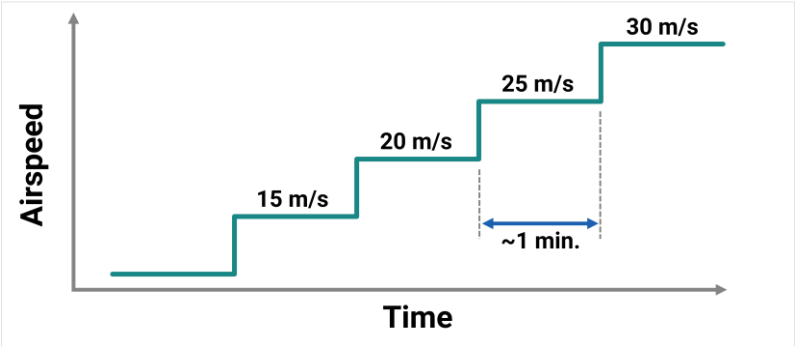
ค.3 การสอบเทียบการวัดของชุดเครื่องมือวัด Air Data Boom

การทดลองสอบเทียบการวัดจะใช้อุโมงค์ลมที่ตั้งอยู่ในห้องปฏิบัติการวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี โดยอุโมงค์ลมนี้เป็นระบบแบบวงจรเปิดสำหรับความเร็วต่ำกว่าเสียง (Open-circuit subsonic wind tunnel) ขนาดเล็ก โดยมีช่องในการการทดสอบ (Working Section) ขนาด 30 x 30 เซนติเมตร และความเร็วลมสูงสุดที่ 44.4 เมตรต่อวินาที ความเร็วลมถูกควบคุมโดยวาล์วผีเสื้อคู่ ดังแสดงในรูปที่ ค.10



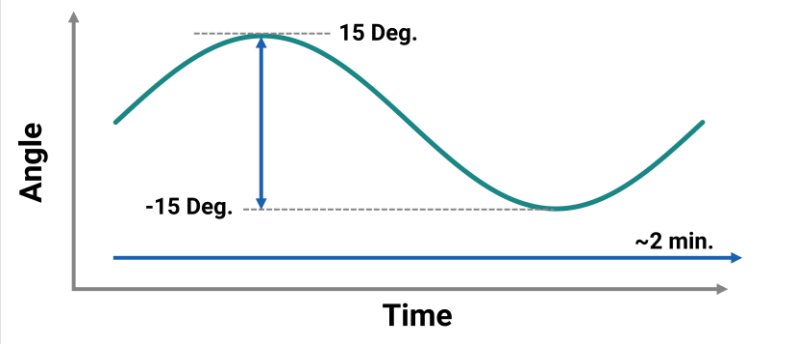
รูปที่ ค.10 อุโมงค์ลม

ทำการติดตั้งชุดเครื่องมือวัดและอุปกรณ์ในการทดสอบ โดยที่การทดสอบจะแบ่งออกเป็น 2 การทดลองหลัก คือ ส่วนแรกจะเป็นการทดสอบการวัดความเร็วของเครื่องมือวัด โดยจะทำการสอบเทียบกับความเร็วของอุโมงค์ลม ดังแสดงในรูปที่ ค.11(ก) แสดงการออกแบบการทดสอบโดยในการสอบเทียบจะทำการปรับค่าความเร็วลมของอุโมงค์ลมเพิ่มเป็นขั้นบันไดที่ความเร็วประมาณ 10, 15, 20, 25 และ 30 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ โดยแต่ละค่าความเร็วใช้เวลาในการทดสอบอยู่ที่ประมาณ 1 นาที และในส่วนที่สองจะทำการทดสอบการวัดมุมของเครื่องมือวัด โดยจะทำการปรับเปลี่ยนมุมโดยใช้สเต็ปปิ้งมอเตอร์ (Stepping Motor) และวัดมุมของมอเตอร์เพื่อสอบเทียบกับการวัดมุมของเครื่องมือวัด ดังแสดงในรูปที่ ค.12(ข) แสดงการออกแบบการทดสอบโดยจะทำการปรับเปลี่ยนมุมการหมุนของมอเตอร์เป็นรูปแบบคลื่น หรือมุม sinusoidal ที่ -15 ถึง 15 องศา การทดสอบนี้ดำเนินการที่ความเร็วลมประมาณ 20 เมตรต่อวินาที ซึ่งเป็นความเร็วเดินทางทั่วไปสำหรับ UAV ขนาดเล็ก และใช้เวลาในการทดสอบอยู่ที่ประมาณ 2 นาที



(ก) เซ็นเซอร์วัดความเร็วอากาศยาน

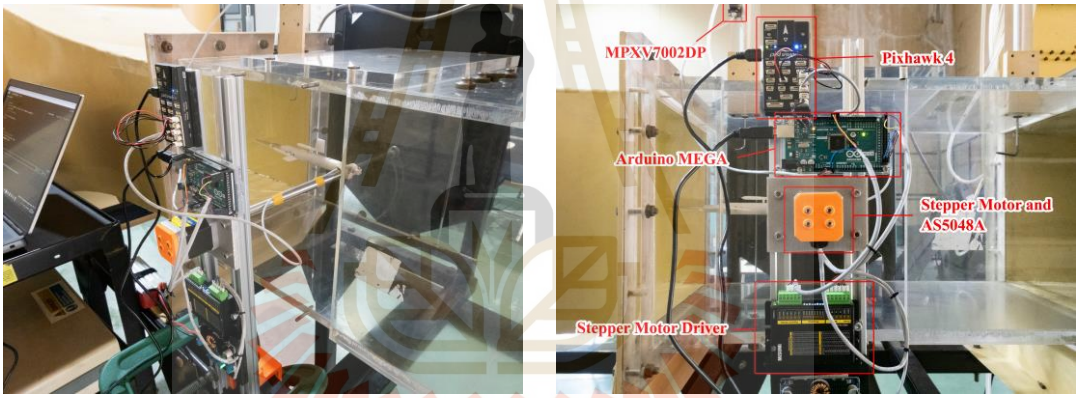
รูปที่ ค.11 การออกแบบการสอบเทียบ



(ข) เซ็นเซอร์วัดมุมอากาศ

รูปที่ ค.12 การออกแบบการสอบเทียบ (ต่อ)

ค.3.1 การติดตั้งชุดเครื่องมือวัดและอุปกรณ์ในการทดสอบ



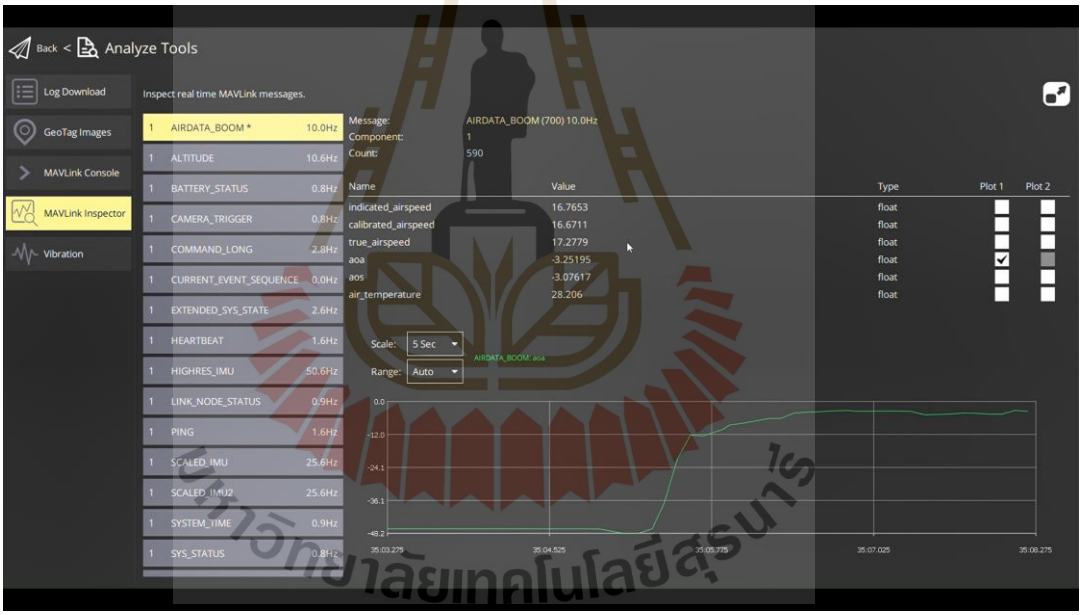
(ก) การติดตั้ง air data boom (ข) เครื่องทดสอบอัตโนมัติ

รูปที่ ค.13 การติดตั้งชุดเครื่องมือวัดและอุปกรณ์ในการทดสอบ

ในกระบวนการสอบเทียบจะต้องทำการทดสอบเซ็นเซอร์วัดมุมอากาศพลศาสตร์ที่มุมต่าง ๆ ตามที่ได้ออกแบบการทดสอบไว้ ดังนั้นผู้วิจัยจึงได้ออกแบบเครื่องทดสอบอัตโนมัติเพื่อใช้ในการทดสอบ ดังแสดงในรูปที่ ค.13 โดยใช้โครงสร้างที่แข็งแรงจากโปรไฟล์อะลูมิเนียมในการรับน้ำหนัก เพื่อความมั่นคงและสามารถทำให้มีการปรับเปลี่ยนมุมในระหว่างการทดสอบได้ โดย air data boom ถูกติดตั้งบนแกนเพลาที่มีเส้นผ่านศูนย์กลาง 12 มิลลิเมตร และเชื่อมต่อกับมอเตอร์สเตปเปอร์ C-42STM03 ที่มี 3600 ขั้นต่อการหมุนหนึ่งรอบ เพื่อให้มีการควบคุมมุมการปรับที่แม่นยำ นอกจากนี้ได้มีการติดตั้งเครื่องมือวัดในการสอบเทียบ คือ เซ็นเซอร์ MPXV7002DP ที่ใช้ในการอ่านค่าความเร็วลมของอุโมงค์ลม และ AS5048A ใช้ในการอ่านมุมของสเต็ปปิ้งมอเตอร์ เพื่อใช้เป็นข้อมูลอ้างอิงในการทดสอบ โดยทั้งคู่จะอ่านค่าโดยใช้บอร์ดอาดูอิโน่ (Arduino MEGA) ผ่านทางสัญญาณ

อนาล็อกและ SPI (Serial Peripheral Interface) ตามลำดับ และส่งค่าจากการอ่านออกมาทางสัญญาณ I2C

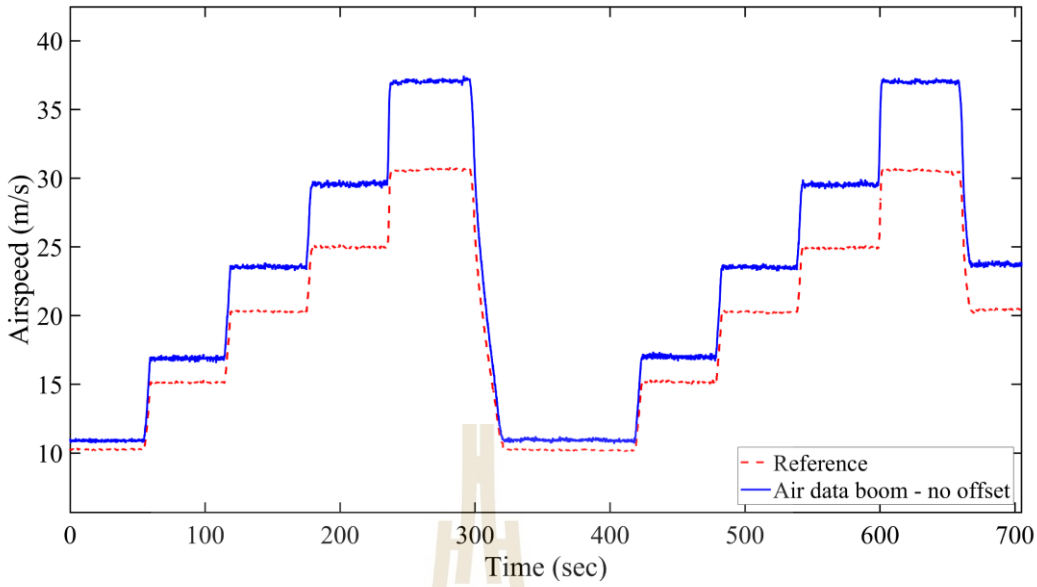
สำหรับเซ็นเซอร์ของชุดเครื่องมือวัด air data boom ที่ประกอบด้วยเซ็นเซอร์ SDP33 และ AS5600L นั้นมีการส่งข้อมูลเป็นแบบ I2C เช่นกัน ดังนั้นทุกเซ็นเซอร์จะทำการเชื่อมต่อกับบอร์ดควบคุมการบิน ในที่นี้คือ Pixhawk 4 เพื่อทำการอ่านค่าการวัดและบันทึกข้อมูลออกมาเป็นไฟล์ ulog เพื่อให้ง่ายแก่การวิเคราะห์ โดยต้องทำการเขียนโปรแกรมสำหรับอุปกรณ์เซ็นเซอร์ หรือที่เรียกว่า เฟิร์มแวร์ เพื่อให้บอร์ด Pixhawk 4 สามารถเชื่อมต่อและอ่านข้อมูลจากเซ็นเซอร์ได้ โดยเฟิร์มแวร์ดังกล่าวเรียกว่า PX4 Firmware ซึ่งเป็นการพัฒนาแบบโอเพ่นซอร์ส ผู้วิจัยได้ทำการเขียนไว้ที่ GitHub: https://github.com/jameuas/PX4-Autopilot/tree/airdata_boom และการทดสอบสามารถตรวจสอบการอ่านค่าของเซ็นเซอร์ได้แบบเรียลไทม์ผ่านทาง MAVLink ที่แสดงผ่านโปรแกรม QGroundControl ดังแสดงในรูปที่ ค.14



รูปที่ ค.14 Data on MAVLink Inspector in QGC.

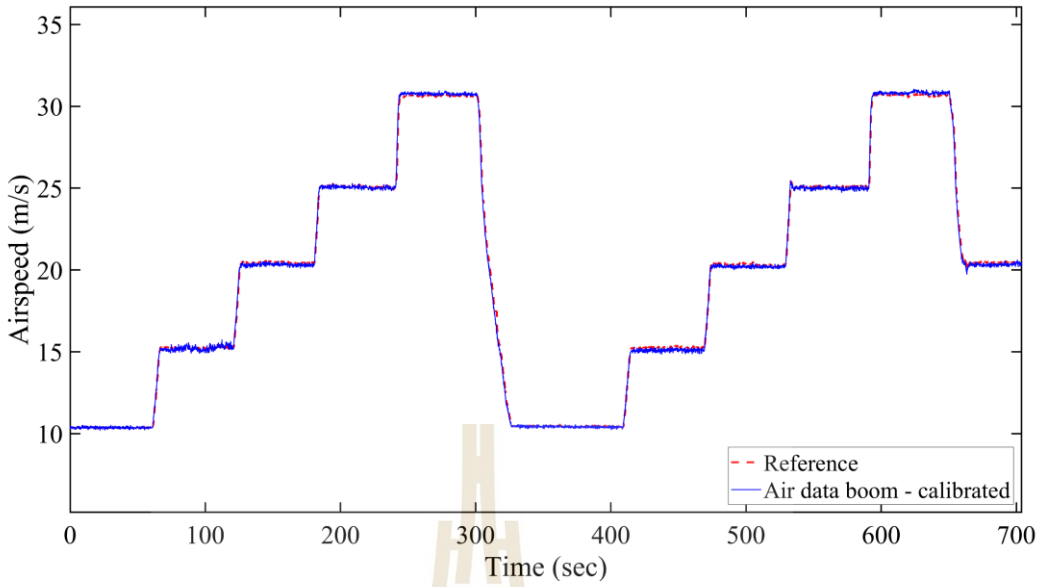
ค.3.2 ผลการสอบเทียบเซ็นเซอร์วัดความเร็วลม

หนึ่งในข้อได้เปรียบหลักของเซ็นเซอร์ SDP33 สำหรับการวัดความดันแตกต่างของความดัน คือ ความสามารถในการทำงานโดยไม่ต้องการการปรับเทียบล่วงหน้า ความเร็วลมสามารถประมาณการได้ผ่านไดรเวอร์และโมดูลที่รวมอยู่ใน flight stack PX4 อย่างไรก็ตามเพื่อให้มั่นใจในความน่าเชื่อถือของเซ็นเซอร์ จะทำการประเมินความแม่นยำโดยการทดสอบในอุโมงค์ลม โดยผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ ค.15



รูปที่ ค.15 ผลการทดสอบการวัดความเร็วลม

จากการทดสอบพบว่ามีความผิดพลาดของการเยื้อง (Offset) และความผิดพลาดของสเกล (Scale) ในการวัดข้อมูลความเร็วของเซ็นเซอร์ SDP33 จากความผิดพลาดนี้สำหรับการใช้งาน UAV ใน flight stack PX4 การตั้งค่าเริ่มต้นของเซ็นเซอร์ความเร็วลมหรือความเร็วอากาศยานต้องการการปรับเทียบก่อนการบินเพื่อกำหนดค่าการเยื้อง นอกจากนี้ยังสามารถประมาณการความผิดพลาดของสเกลที่ใช้ระหว่างการลงจอดหรือในระหว่างการบินทดสอบได้ด้วย ซึ่งบ่อยครั้งช่วยหลีกเลี่ยงสถานการณ์อันตรายเช่นการ stall เมื่อเซ็นเซอร์ปรับเทียบไม่ดีในตอนเริ่มต้นของการบิน แต่อย่างไรก็ตามเพื่อให้มั่นใจในความน่าเชื่อถือของเซ็นเซอร์ในการทดสอบนี้ ผู้วิจัยต้องทำการปรับค่าการเยื้องและค่าสเกลสำหรับความเร็วลมโดยใช้พารามิเตอร์ SENS_DPRES_OFF และ ASPD_SCALE_1 ใน flight stack PX4 การปรับค่านี้ได้ดำเนินการผ่านซอฟต์แวร์ QGC หลังจากนั้นดำเนินการทดสอบเซ็นเซอร์อีกครั้ง โดยผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ ค.16

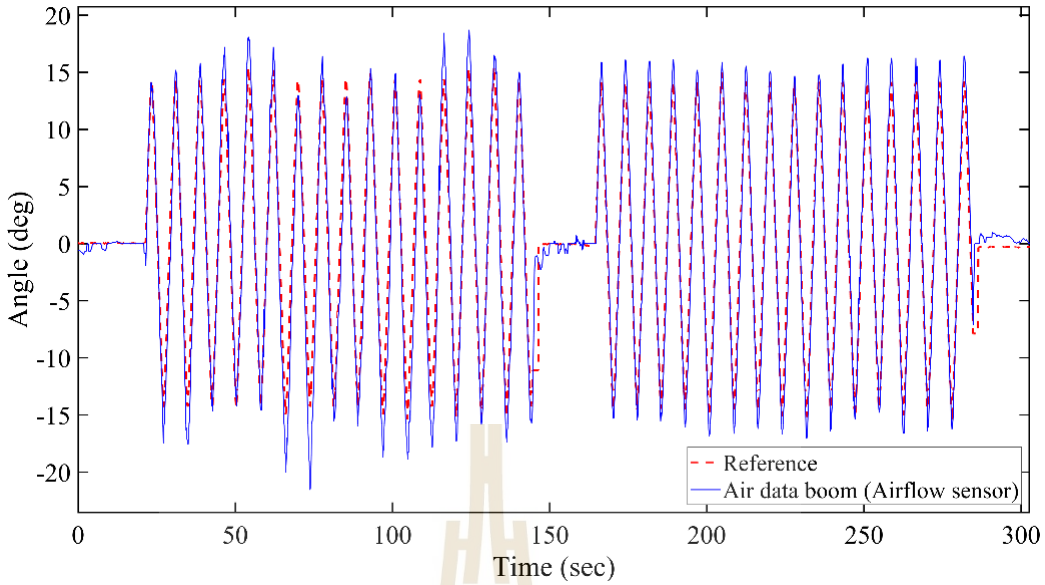


รูปที่ ค.16 ผลการทดสอบการวัดความเร็วลมหลังจากปรับแก้ค่าการเยื้องและค่าสเกล

โดยการวิเคราะห์ความแม่ยำของเซ็นเซอร์แสดงในตารางที่ ค.2 สำหรับการคำนวณค่าเฉลี่ย, ค่าเบี่ยงเบนมาตรฐาน และช่วงความเชื่อมั่น 95% ของข้อผิดพลาด

ค.3.3 ผลการสอบเทียบเซ็นเซอร์วัดมุม

ชุดเครื่องมือวัดที่ใช้สำหรับวัดมุม AoA และ AoS มีข้อได้เปรียบที่สำคัญ คือ เนื่องจากการใช้ศรลมสำหรับการวัด เมื่อศรลมเกิดการหมุน ตำแหน่งของแม่เหล็กจะเปลี่ยนแปลง ทำให้สามารถวัดการหมุนได้อย่างตรงไปตรงมาและแม่นยำเป็นองศาโดยใช้เซ็นเซอร์ตรวจจับตำแหน่งการหมุนแบบแม่เหล็ก รุ่น AS5600L และเพื่อการประเมินความน่าเชื่อถือและความแม่นยำของชุดเครื่องมือวัดมุม AoA และ AoS เนื่องจากการวัดมุมทั้งสองใช้เซ็นเซอร์ชนิดเดียวกันและศรลมมีลักษณะเหมือนกันที่ถูกสร้างขึ้นโดยใช้การพิมพ์ 3 มิติ ดังนั้นจึงถือว่าผลการวัดมีความสอดคล้องกัน ด้วยเหตุนี้ จึงใช้ชุดเซ็นเซอร์เพียงชุดเดียวซึ่งเรียกว่าเซ็นเซอร์วัดมุมการไหลของอากาศสำหรับการทดสอบนี้ โดยผลการทดสอบแสดงดังรูปที่ ค.17



รูปที่ ค.17 ผลการทดสอบการวัดมุมการไหลของอากาศที่ความเร็วลมประมาณ 20 เมตร/วินาที

จากการสอบเทียบของเซ็นเซอร์ทั้งสอง ในตารางที่ ค.2 จะพบว่าเซ็นเซอร์ SDP33 มีการวัดความเร็วลมที่แม่นยำ ส่วนเซ็นเซอร์วัดมุมการไหลของอากาศ พบว่ามี systematic bias ต่อการประมาณค่ามุมต่ำกว่าความจริง ด้วยค่าเฉลี่ยของข้อผิดพลาดเฉลี่ยประมาณ -0.2517 องศา ข้อผิดพลาดในการวัดยังแสดงความแปรปรวน ด้วยค่าเบี่ยงเบนมาตรฐาน 2.066 องศา ซึ่งบ่งชี้ถึงความไม่สอดคล้องในประสิทธิภาพของเซ็นเซอร์ อย่างไรก็ตาม bias และความแปรปรวนนี้อยู่ในช่วงที่สามารถยอมรับได้สำหรับข้อผิดพลาดในบริบทของ UAV ขนาดเล็กสำหรับการศึกษานี้

ตารางที่ ค.2 สถิติข้อผิดพลาดในการวิเคราะห์ความแม่นยำในการวัดของ air data boom

Sensor	Mean Error	Standard Deviation	95% Confidence Interval
Airspeed (m/s)	-0.0481	0.1782	(-0.0523, -0.0439)
Airflow Angle (deg)	-0.2517	2.066	(-0.3258, -0.1777)

ภาคผนวก ง
สถานีควบคุมภาคพื้น

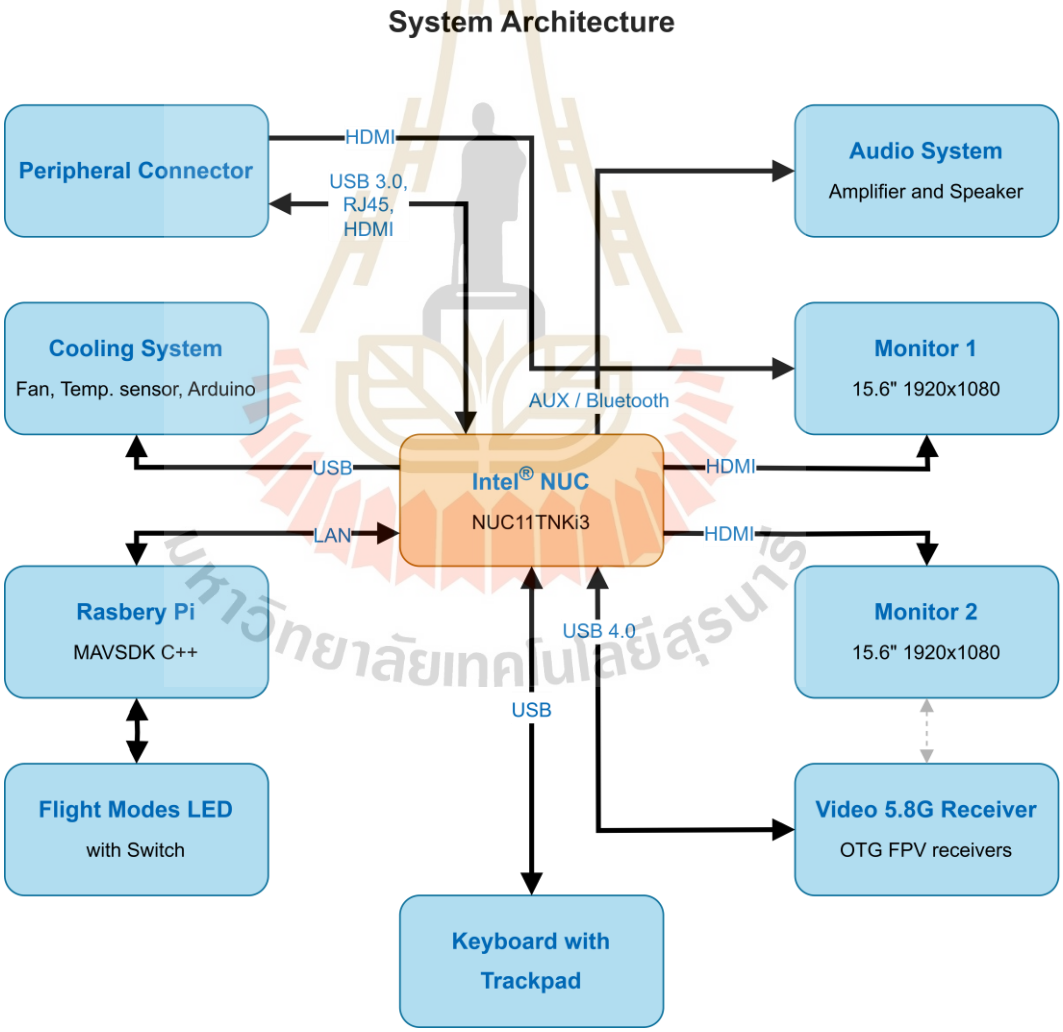


ในส่วนนี้ผู้วิจัยได้ทำการออกแบบและผลิตกระเป๋าสำหรับระบบ GCS ที่ใช้งานร่วมกับซอฟต์แวร์ QGroundControl โดยได้ตั้งชื่อว่า NEO-DS GCS และมีรายละเอียดในการออกแบบและผลิตดังต่อไปนี้

ง.1 การออกแบบระบบ GCS

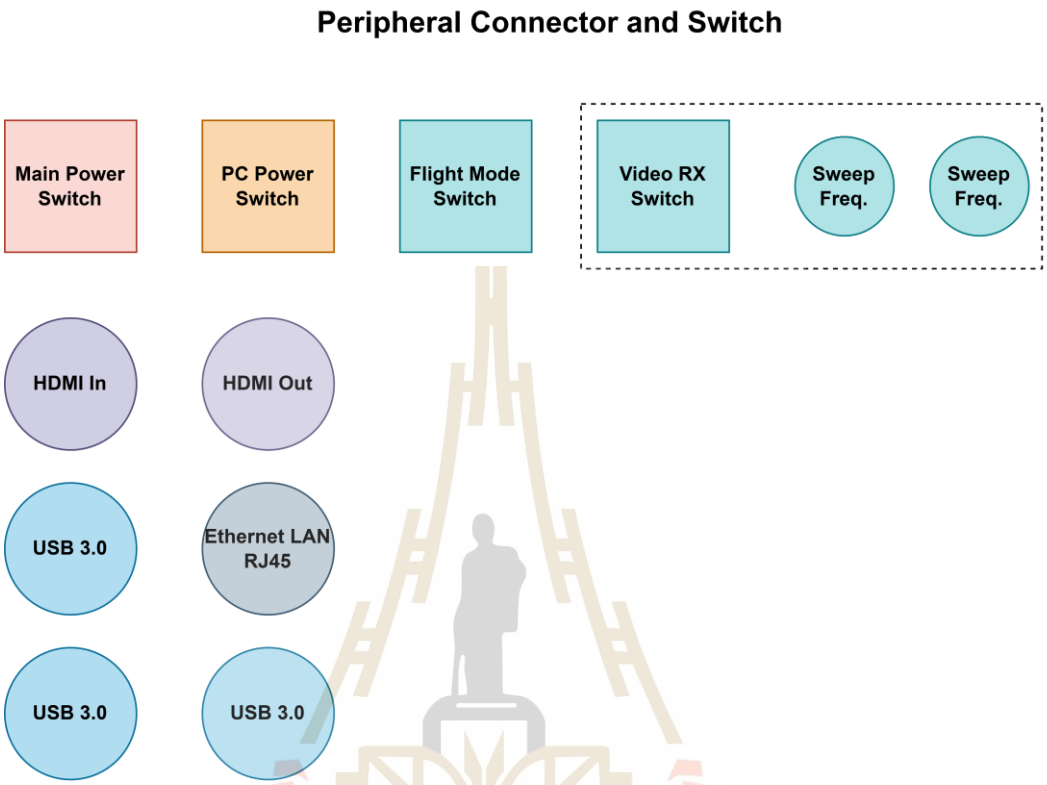
ง.1.1 สถาปัตยกรรมระบบของ GCS

การออกแบบ NEO-DS GCS เป็นการพัฒนามาจากรุ่น DS GCS เพื่อปรับปรุงฟังก์ชันการทำงานและการแสดงผลให้ดียิ่งขึ้น โดยภาพรวมของการออกแบบระบบแสดงในรูปที่ ง.1



รูปที่ ง.1 สถาปัตยกรรมระบบของ GCS

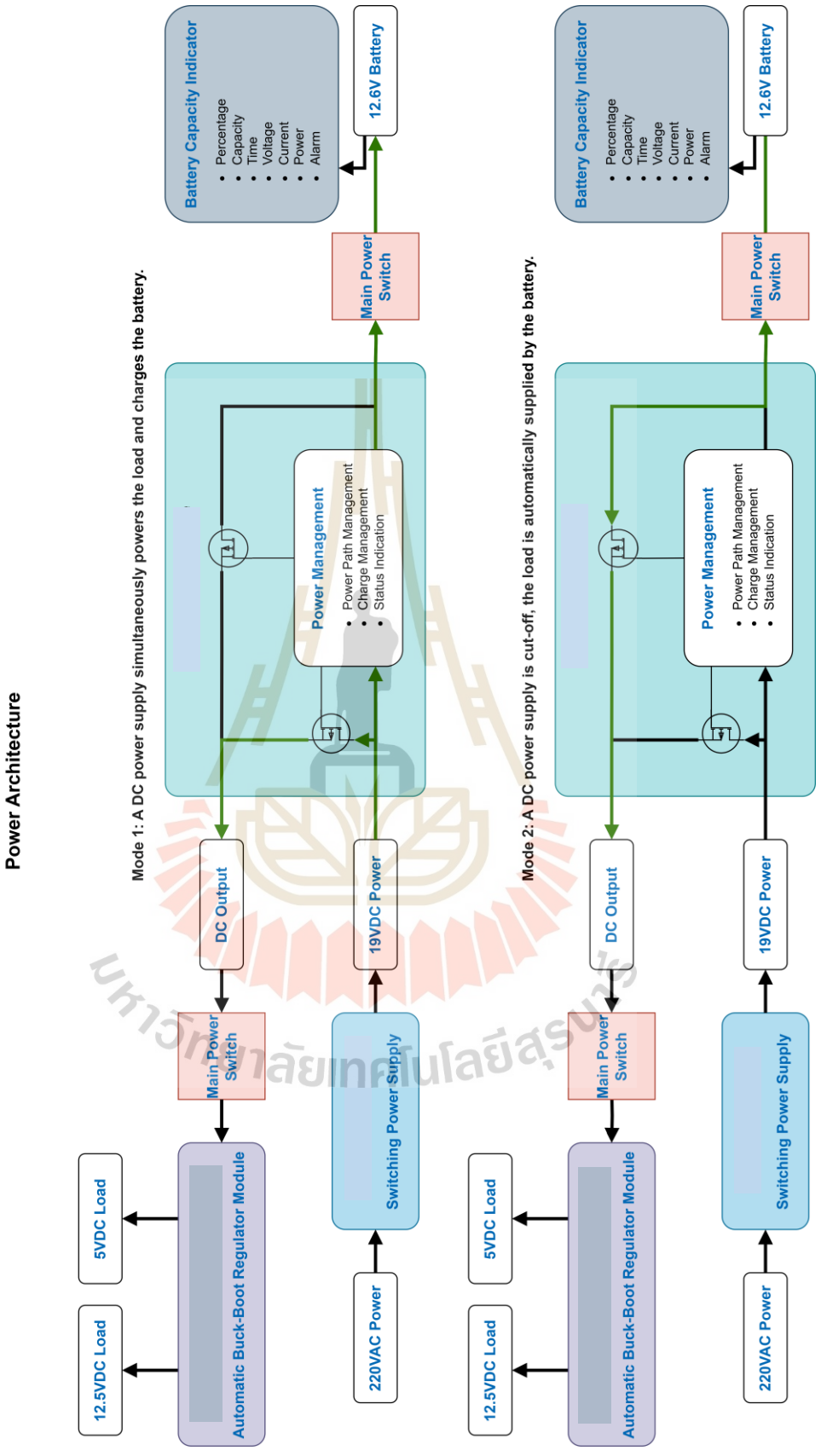
นอกจากนี้ในส่วนของตัวเชื่อมต่อและสวิตช์สำหรับการใช้งานในกล่อง GCS แสดงดังรูปที่ ง.2



รูปที่ ง.2 การออกแบบส่วนประกอบของการเชื่อมต่อและสวิตช์

ง.1.2 สถาปัตยกรรมพลังงานของ GCS

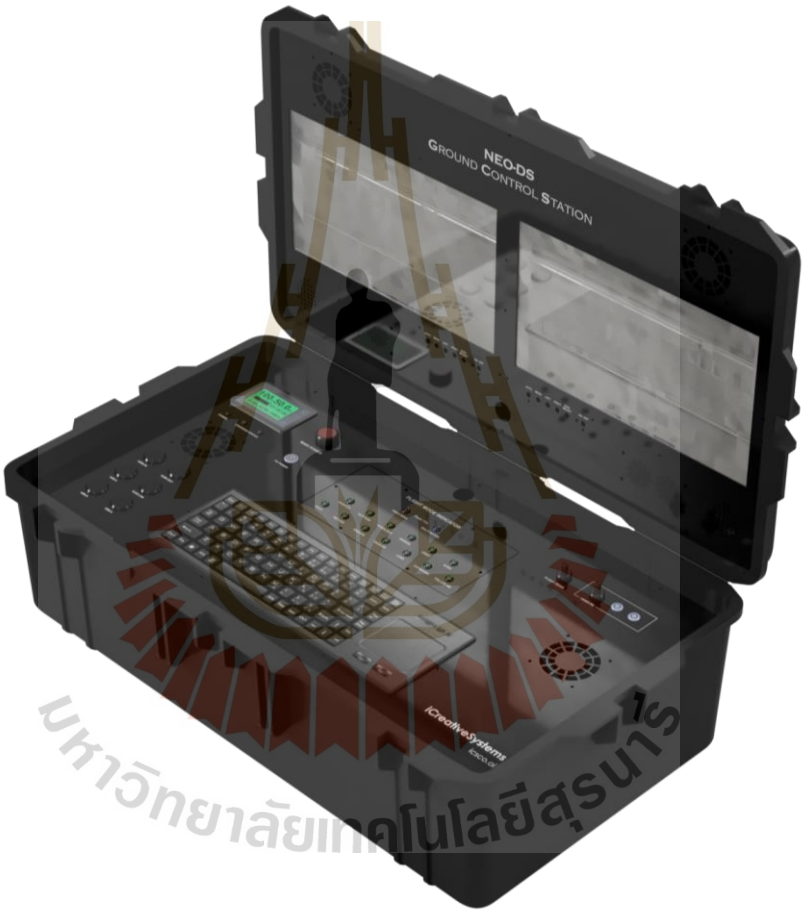
การออกแบบระบบพลังงานของ GCS นี้ ได้ปรับปรุงให้สามารถใช้งาน GCS ได้ต่อเนื่องตามที่ผู้ใช้งานต้องการ โดยสามารถต่อใช้กับไฟฟ้า 220V ได้ และมีแบตเตอรี่สำรองไฟหรือใช้งานเมื่อนำ GCS ไปทำภาระกิจนอกอาคารหรือสถานที่ที่ไม่มีไฟฟ้าใช้งาน โดยแบตเตอรี่ออกแบบให้สามารถใช้งานได้ไม่ต่ำกว่า 4 ชั่วโมง เพื่อให้แน่ใจว่าสามารถใช้งานได้เพียงพอต่อ 1 ภารกิจ โดยรายระเอียดในการออกแบบ แสดงดังรูปที่ ง.3



รูปที่ ง.3 สถาปัตยกรรมพลังงานของ GCS

ง.2 ผลการออกแบบและการสร้าง GCS

การออกแบบแบบจำลอง 3 มิติ ด้วย CAD โดยใช้ซอฟต์แวร์ Fusion360 ดังแสดงในรูปที่ ง.4 จากนั้นผู้วิจัยได้ทำการสร้างชิ้นงานโดยใช้เครื่องจักรกลต่าง ๆ ตัวอย่างเช่น เครื่อง laser fiber ในการตัดแผ่นอลูมิเนียม, เครื่องพ่นสีสเปรย์ เป็นต้น โดยระบบ GCS ที่ทำการสร้างเสร็จเรียบร้อยแล้ว แสดงดังรูปที่ ง.5



รูปที่ ง.4 แบบจำลอง 3 มิติของ GCS ที่ออกแบบ CAD ด้วย Fusion360

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



รูปที่ ง.5 ระบบ GCS (NEO-DS GCS)

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ภาคผนวก จ
การทดลองประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อยของอากาศยาน

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ในส่วนนี้เป็นการทดลองเพื่อทำประมาณการคุณลักษณะความเฉื่อยของอากาศยาน อันประกอบไปด้วย มวลและโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน โดยจากการศึกษาข้อมูลและวิธีการทดลองนั้น ผู้วิจัยเลือกใช้วิธี ground-based loading เพื่อหาตำแหน่ง C.G. และมวลของอากาศยาน เพื่อนำมาใช้ในการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยต่อโดยใช้วิธี compound pendulum โดยรายละเอียดการทดลอง มีดังต่อไปนี้

จ.1 การทดลองหาตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน

สำหรับการประมาณการตำแหน่ง C.G. ของอากาศยานโดยใช้วิธี ground-based loading จะถูกคำนวณโดยการปรับมุมเอียงของอากาศยานในแนว pitch และทำการวัดมุมดังกล่าว ขั้นตอนนี้รวมถึงการวัดแรงปฏิกิริยาบนเครื่องชั่งบริเวณชุดล้อหลักและชุดล้อหน้า ควบคู่ไปกับการวัดระยะห่างในแนวนอนจากจุดศูนย์กลางของชุดล้อหลักไปยังจุดศูนย์กลางของชุดล้อหน้า สำหรับมุมเอียงนั้นสามารถวัดได้อย่างแม่นยำโดยใช้เครื่องวัดระดับและวัดมุมแบบดิจิตอล โดยการเตรียมการการทดลองแสดงดังรูปที่ จ.1



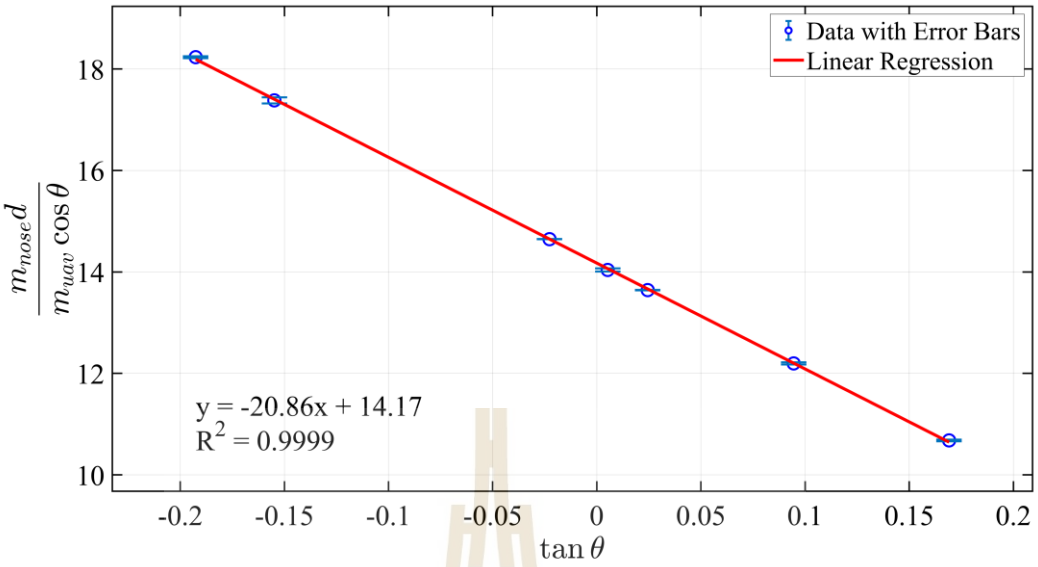
รูปที่ จ.1 การทดลองโดยใช้วิธี ground-based loading

จ.1.1 ผลการทดลอง

การทดลองทั้งหมด 7 มุมการเอียง โดยแต่ละมุมเอียงจะดำเนินการซ้ำ 3 ครั้งและนำค่าเฉลี่ยมาใช้ในการคำนวณ ผลการทดลองแสดงในตารางที่ ง.1 จากนั้นตำแหน่ง C.G. จะถูกประมาณการโดยอาศัยวิธีการแก้สมการแบบกราฟิกโดยใช้มุมเอียงที่แตกต่างกัน (สมการที่ 2-126) ดังแสดงในรูปที่ จ.2 โดยจากผลการทดลองพบว่า Theron UAV มีมวลรวม 5.64 กิโลกรัม และจุดศูนย์ถ่วงอยู่ในตำแหน่ง -20.86 และ 14.17 เซนติเมตรในแนวนอนและแนวตั้งตามลำดับ โดยวัดจากจุดอ้างอิง

ตารางที่ จ.1 บันทึกผลการทดลองการประมาณการตำแหน่ง C.G. ของอากาศยาน

Incline No.	Test	Angle [deg]	d [cm]	m_{nose} [kg]	m_{main} [kg]			m_{uav} [kg]	$\frac{m_{nose}d}{m_{uav}\cos\theta}$	$\tan\theta$
					Left	Right	Total			
1	1	-10.9	41.86	2.41	1.65	1.58	3.23	5.64	18.24	-0.19
	2	-10.9	41.86	2.42	1.62	1.61	3.23	5.64	18.25	-0.19
	3	-10.9	41.86	2.41	1.65	1.57	3.23	5.64	18.21	-0.19
	Average							5.64	18.23	-0.19
2	1	-8.80	42.13	2.31	1.66	1.67	3.33	5.64	17.44	-0.15
	2	-8.80	42.13	2.30	1.69	1.65	3.34	5.64	17.38	-0.15
	3	-8.80	42.13	2.29	1.68	1.66	3.35	5.64	17.32	-0.15
	Average							5.64	17.38	-0.15
3	1	-1.30	42.62	1.94	1.88	1.82	3.70	5.64	14.65	-0.02
	2	-1.30	42.62	1.94	1.87	1.83	3.70	5.64	14.64	-0.02
	3	-1.30	42.62	1.94	1.87	1.83	3.70	5.64	14.65	-0.02
	Average							5.64	14.65	-0.02
4	1	0.30	42.63	1.86	1.90	1.87	3.78	5.64	14.07	0.01
	2	0.30	42.63	1.85	1.92	1.87	3.79	5.64	14.01	0.01
	3	0.30	42.63	1.86	1.92	1.87	3.79	5.64	14.03	0.01
	Average							5.64	14.04	0.01
5	1	1.40	42.62	1.80	1.94	1.89	3.83	5.64	13.65	0.02
	2	1.40	42.62	1.80	1.94	1.90	3.84	5.64	13.64	0.02
	3	1.40	42.62	1.80	1.93	1.91	3.84	5.64	13.64	0.02
	Average							5.64	13.64	0.02
6	1	5.40	42.44	1.61	2.00	2.03	4.03	5.64	12.17	0.09
	2	5.40	42.44	1.61	2.00	2.02	4.03	5.64	12.20	0.09
	3	5.40	42.44	1.62	1.99	2.03	4.02	5.64	12.22	0.09
	Average							5.64	12.20	0.09
7	1	9.60	42.03	1.41	2.11	2.11	4.23	5.64	10.68	0.17
	2	9.60	42.03	1.41	2.11	2.12	4.23	5.64	10.66	0.17
	3	9.60	42.03	1.41	2.10	2.12	4.22	5.64	10.70	0.17
	Average							5.64	10.68	0.17



รูปที่ จ.2 จุดศูนย์ถ่วงในตำแหน่งในแนวนอนและแนวตั้งของอากาศยาน

จ.2 การทดลองหาโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน

ในการทดลองเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานใช้โดยวิธี compound pendulum โดยสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2-128 ได้โดยตรง จากการวัดคาบการแกว่งของ pendulum และขั้นตอนในการประมาณการมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

จ.2.1 โมเมนต์ความเฉื่อยสำหรับ swinging gear

โมเมนต์ความเฉื่อยของ swinging gear รอบแกนการแกว่งของ pendulum สามารถประมาณการได้จากการคำนวณสมการที่ 2-128 ในส่วนของ swinging gear โดยต้องทำการวัดคาบของการแกว่งหนึ่งรอบ สำหรับการทดลองนี้จะดำเนินการ 3 ครั้ง โดยแต่ละครั้งจะทำการวัดคาบทั้งหมด 50 รอบ โดยใช้กล้องวิดีโอถ่าย 50 เฟรมต่อวินาทีในการจับเวลาการทดลอง จากนั้นนำมาเฉลี่ยหาคาบของการแกว่งหนึ่งรอบ นอกจากนี้ได้สร้างแบบจำลอง 3 มิติ ด้วย CAD โดยทำการประเมินมวลของแต่ละชิ้นส่วนประกอบของ swinging gear ให้มีมวลเท่ากับอุปกรณ์จริงที่สร้างขึ้นในการทดลอง เพื่อประมาณการตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงและวัดระยะจากแกนการแกว่งมายังจุดจุดศูนย์ถ่วงของชุด swinging gear ได้อย่างแม่นยำ โดยที่ระยะจากแกนการแกว่งนี้มีค่าเท่ากับ 0.957 เมตร และในตารางที่ จ.2 แสดงมวลรวมทั้งหมดของ swinging gear ที่ได้จากเครื่องชั่งมีค่าเท่ากับ 2.765 กิโลกรัม และจากการทดลองการแกว่งของ swinging gear (รูปที่ จ.3) ผลของการทดลองแสดงในตารางที่ จ.3 จากนั้นทำการคำนวณหาโมเมนต์ความเฉื่อย ซึ่งจะพบว่าค่าความคลาดเคลื่อนสัมพัทธ์

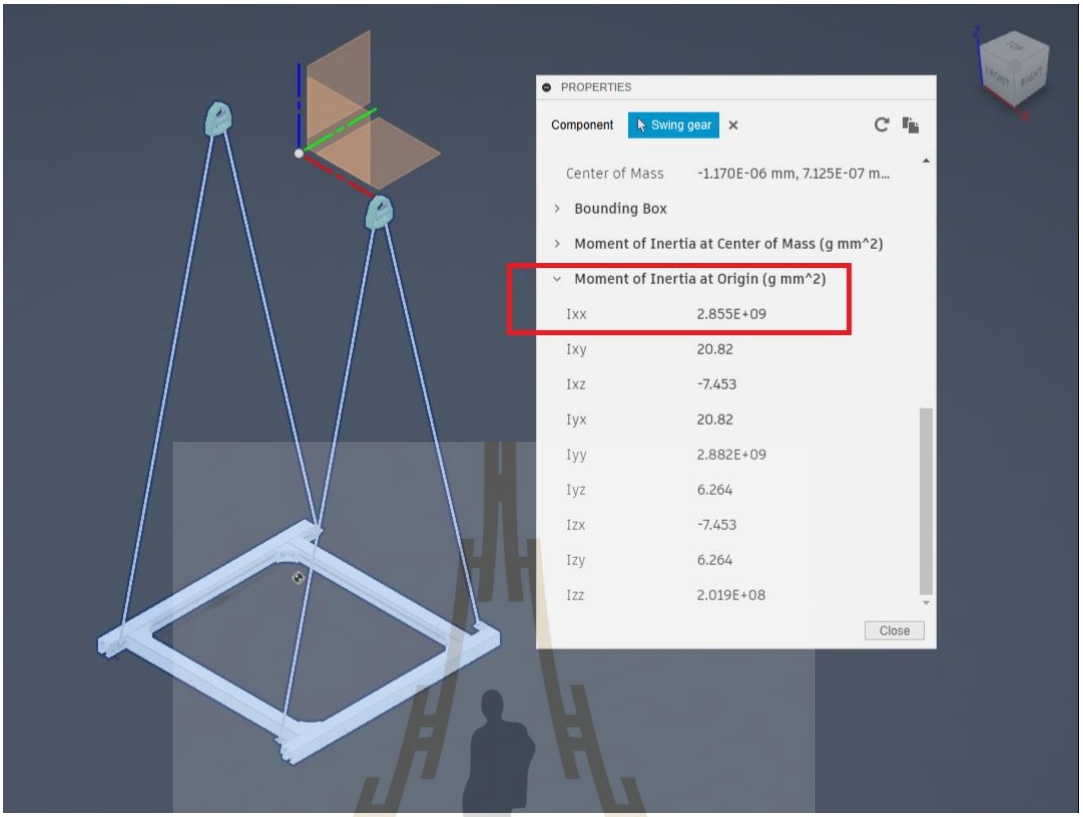
นั้นต่ำมากที่ประมาณ 0.37 เปอร์เซ็นต์ เมื่อเปรียบเทียบกับโมเมนต์ความเฉื่อยที่ได้จากแบบจำลอง 3 มิติ ที่วิเคราะห์โดยโปรแกรม Fusion360 แสดงดังรูปที่ จ.4 ดังนั้นอาจกล่าวได้ว่าวิธีการนี้มีความแม่นยำในการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยสำหรับ UAV

ตารางที่ จ.2 มวลรวมทั้งหมดของ swinging gear

ส่วนประกอบ	รูปภาพ	รายละเอียด	มวล/หน่วย [kg]	มวลรวม [kg]
Candle		- Aluminum profile 30x537 mm 2 ชิ้น	0.4810	0.9620
		- Aluminum profile 30x450 mm 2 ชิ้น	0.4032	0.8064
		- Bracket 4 ชิ้น	0.0251	0.1004
		- Bolt M6 8 ชิ้น	0.0055	0.0440
		- Bolt M4 4 ชิ้น	0.0016	0.0064
		- T-slot nut M6 8 ชิ้น	0.0082	0.0656
		- T-slot nut M4 4 ชิ้น	0.0083	0.0332
Tie rods		- Rod 5x1100 mm 4 ชิ้น	0.1676	0.6704
		- L bracket 4 ชิ้น	0.0103	0.0412
		- Nut M5 16 ชิ้น	0.0010	0.0160
		- 3D printing parts 2 ชิ้น	0.0095	0.0190
มวลรวมทั้งหมด				**2.765**



รูปที่ จ.3 การติดตั้งในการทดสอบของ swinging gear



รูปที่ จ.4 โมเมนต์ความเฉื่อยที่ได้จากแบบจำลอง 3 มิติ

ตารางที่ จ.3 ผลการทดลองการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ swinging gear

Swinging Gear	No.	Elapse time for 50 oscillations [s]	Period [s]	Moment of Inertia [kgm^2]
Experimental	1	104	2.08	2.844
	2	104	2.08	
	3	104	2.08	
	Average		2.08	
Analytical	-			2.855
% Error	-			0.37%

จ.2.2 โมเมนต์ความเฉื่อยสำหรับ Theron UAV

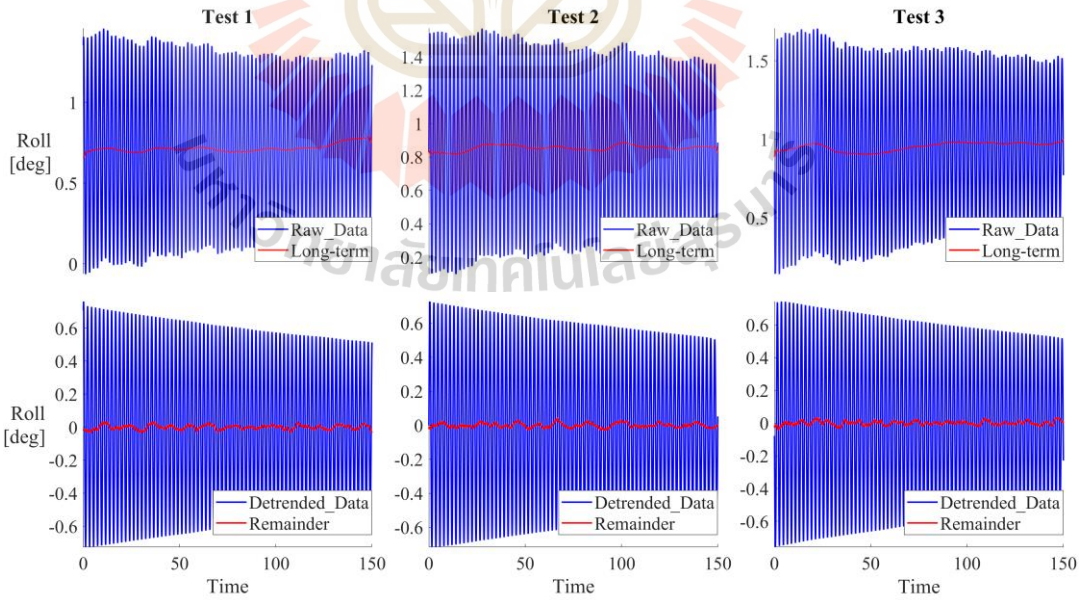
จากการหาโมเมนต์ความเฉื่อยของ swinging gear ต่อมาทำการทดลองเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน โดยใช้ compound pendulum จากสมการที่ 2-129 และจากการแกว่งของ pendulum ผลกระทบที่เกิดจากแรงลอยตัว, อากาศยานภายในโครงสร้างอากาสยาน และ additional mass มีค่าน้อยจึงประมาณการให้เป็นศูนย์ เมื่อพิจารณา Theron UAV ที่มีความสมมาตรบนระนาบ xz ทำให้ products ของความเฉื่อย คือ I_{xy} และ I_{yz} มีค่าเป็นศูนย์ และสำหรับค่าของ I_{xz} ถึงแม้ว่ามีค่าไม่เป็นศูนย์แต่มีค่าน้อยมากพอที่จะถือว่าไม่สำคัญสำหรับการวิเคราะห์นี้ จึงกำหนดให้เป็นศูนย์เช่นกัน ดังนั้นการทดลองนี้มีเป้าหมายเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน roll, แกน pitch และแกน yaw ซึ่งแทนด้วยสัญลักษณ์ I_{xx} , I_{yy} และ I_{zz} ตามลำดับ โดยการทดลองจะดำเนินการแยกกัน 3 ครั้งเพื่อประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยแต่ละแกน และแต่ละแกนจะทำการทดลองซ้ำอีก 3 ครั้ง เพื่อวัดคาบการแกว่งเฉลี่ยสำหรับแกนนั้น ๆ และทำการวัดข้อมูลมุมการแกว่งด้วยเซ็นเซอร์ IMU ที่อยู่ภายในตัวควบคุมการบิน ซึ่งมีการตอบสนองที่รวดเร็วและมีความแม่นยำ โดยข้อมูลทั้งหมดจะถูกบันทึกที่อัตรา 100Hz บนการ์ด SD ของตัวควบคุมการบิน

สำหรับ compound pendulum ที่ติดตั้งอากาศยานบน swinging gear สำหรับแต่ละแนวแกนในการทดลองเพื่อหาคาบการแกว่งที่ใช้ในการคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อย แสดงดังรูปที่ จ.5 และสิ่งสำคัญที่ต้องพิจารณาในการวางอากาศยานนั้น คือ ต้องวางให้ตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานอยู่ใกล้กับเส้นกึ่งกลางของ swinging gear มากที่สุด โดยการทดลองนี้ใช้เลเซอร์วัดระดับเพื่อตรวจสอบ นอกจากนี้ระยะห่างจากแกนการแกว่งถึงจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานในแต่ละแนวแกนการทดลองจะมีระยะไม่เท่ากันเนื่องจากการวางตำแหน่งของอากาศยานบน swinging gear ที่แตกต่างกัน โดยระยะเหล่านี้จะใช้การวัดจากแบบจำลอง 3 มิติ จากการออกแบบ CAD และทำการยืนยันหรือตรวจสอบด้วยการวัดจากตลับเมตร ซึ่งพบว่าระยะห่างจากแกนการแกว่งถึงจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานจะอยู่ที่ 1.019, 1.017 และ 1.025 เมตร สำหรับการประมาณการ I_{xx} , I_{yy} และ I_{zz} ตามลำดับ และในการวางอากาศยานบน swinging gear นั้น มีการใช้ชิ้นส่วนพลาสติกที่ขึ้นรูปด้วยเครื่องพิมพ์ 3 มิติเพื่อยึดอากาศยานไร้คนขับให้มั่นคงระหว่างการทดลองซึ่งเป็นชิ้นส่วนที่มีน้ำหนักเบามากจึงถือว่าไม่ส่งผลต่อการประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน

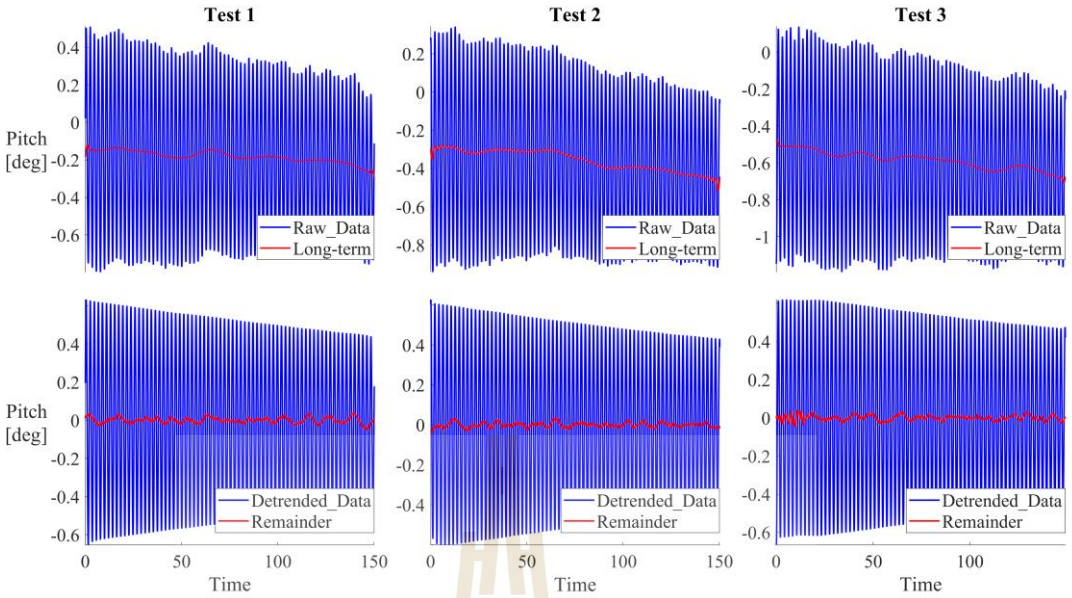
จากการทดลอง ข้อมูลของมุมแกว่งของ pendulum ดังแสดงในรูปที่ จ.6, จ.7 และ จ.8 พบว่าคาบการแกว่งของการทดลองในแกน roll, แกน pitch และแกน yaw มีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 2.08, 2.11 และ 2.17 วินาที ตามลำดับ และสามารถคำนวณหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานได้ ดังแสดงในตารางที่ จ.4



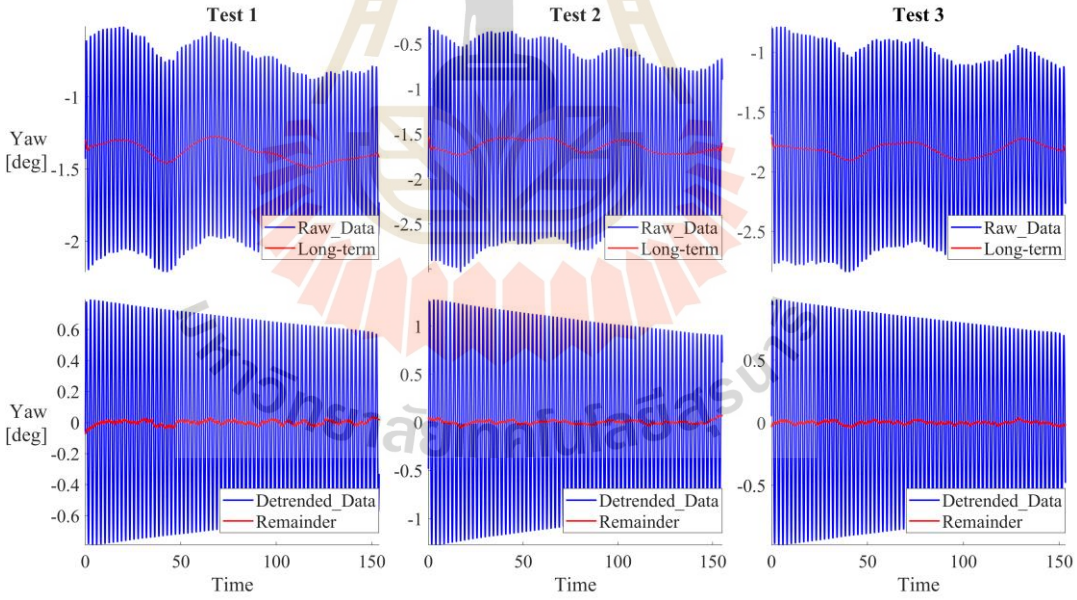
รูปที่ จ.5 การติดตั้งการทดลองสำหรับประมาณการโมเมนต์ความเฉื่อยของ Theron UAV โดยใช้ compound pendulum ในแกน roll (ซ้าย), pitch (กลาง) และ yaw (ขวา)



รูปที่ จ.6 กราฟการตอบสนองการแกว่งสำหรับแกน roll



รูปที่ จ.7 กราฟการตอบสนองการแกว่งสำหรับแกน pitch



รูปที่ จ.8 กราฟการตอบสนองการแกว่งสำหรับแกน yaw

ตารางที่ จ.4 โมเมนต์ของเฉื่อยที่คำนวณได้ของ Theron UAV

Theron UAV	Average Period [s]	Moment of Inertia [kgm^2]
I_{xx}	2.08	0.322
I_{yy}	2.11	0.595
I_{zz}	2.17	1.090
I_{xz}	~0	

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ภาคผนวก ฉ
การวิเคราะห์พลวัตการบินของอากาศยานเบื้องต้น



ในส่วนนี้เป็นการวิเคราะห์พลวัตการบินของอากาศยานเบื้องต้น โดยจะแสดงการคำนวณเพื่อประมาณการความถี่ธรรมชาติและความหน่วงของโหมดพลวัตการบินของอากาศยาน และทำการทดสอบการทำงานของ servo เพื่อประมาณการหา bandwidth เพื่อทำประเมินช่วงความถี่ในการออกแบบการบินทดสอบในการระบุเอกลักษณ์ระบบของ Theron UAV โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

ฉ.1 การคำนวณโหมดพลวัตการบินด้วย MATLAB

จากการประมาณการอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้นโดยใช้โปรแกรม flow5 ในส่วนนี้จะทำการคำนวณความถี่ธรรมชาติและความหน่วงของโหมดพลวัตการบินของอากาศยาน เพื่อนำมาใช้ในการออกแบบการบินทดสอบในการระบุเอกลักษณ์ โดยสคริปต์ MATLAB ที่ทำการเขียนขึ้นแสดงในรูปที่ ฉ.1 และผลการคำนวณแสดงดังรูปที่ ฉ.2

```
clc; clear;

% Initialize dimensionless coefficients for longitudinal and lateral-directional derivatives
C = struct('Cxu', -0.003015, 'Cxw_dot', 0, 'Cxw', 0, 'Cxa', -0.005422, 'Cxq', -0.217642, 'Cxd_e', -0.000573, ...
           'Czu', -0.000087, 'Czw_dot', 0, 'Czw', 0, 'Cza', -5.042919, 'Czq', -9.481389, 'Czd_e', -0.014721, ...
           'Cmu', 0.000001, 'Cmw_dot', 0, 'Cmw', 0, 'Cma', -1.324380, 'Cmq', -14.100511, 'Cmd_e', -0.037298, ...
           'Cyv', 0, 'Cyb', -0.203986, 'Cyp', -0.047118, 'Cyr', 0.196628, 'Cyd_a', 0.000294, 'Cyd_r', 0.002447, ...
           'Clv', 0, 'Clb', -0.048318, 'Clp', -0.472954, 'Clr', 0.027626, 'Cld_a', 0.008036, 'Cld_r', 0.000143, ...
           'Cnv', 0, 'Cnb', 0.017430, 'Cnp', -0.006748, 'Cnr', -0.055179, 'Cnd_a', 0.000119, 'Cnd_r', -0.001001);

% Aircraft properties and flight condition
I = struct('Ixx', 0.322, 'Iyy', 0.595, 'Izz', 1.090);
U0 = 21; g = 9.81; rho = 1.225; MAC = 0.283; S = 0.521; b = 1.839; m = 5.64;

% Pre-calculate repeated terms
rhoVSMAC2_4Iyy = (rho*U0*S*(MAC^2))/(4*I.Iyy);
rhoVSMAC_2Iyy = (rho*U0*S*MAC)/(2*I.Iyy);
rhoVS_2m = (rho*U0*S)/(2*m);
rhoVSb_2Ixx = (rho*U0*S*b)/(2*I.Ixx);
rhoVSb2_4Ixx = (rho*U0*S*(b^2))/(4*I.Ixx);
rhoVSb_2Izz = (rho*U0*S*b)/(2*I.Izz);
rhoVSb2_4Izz = (rho*U0*S*(b^2))/(4*I.Ixx);

% Calculate modal properties
Mq = C.Cmq*rhoVSMAC2_4Iyy; Mw = C.Cma*rhoVSMAC_2Iyy; Zw = C.Cza*rhoVS_2m;
Zu = C.Czu*rhoVS_2m; Xu = C.Cxu*rhoVS_2m;
Lp = C.Clp*rhoVSb2_4Ixx; Lv = C.Clb*rhoVSb_2Ixx; Lr = C.Clr*rhoVSb2_4Ixx;
Nv = C.Cnb*rhoVSb_2Izz; Np = C.Cnp*rhoVSb2_4Izz; Nr = C.Cnr*rhoVSb2_4Izz;
Yv = C.Cyb*rhoVS_2m;

% Short-period and Phugoid mode
% omega_s = sqrt((Mq*Zw)-(Mw*U0)); zeta_s = -(Mq+Zw)/(2*omega_s);
omega_s = sqrt(-Mw*U0); zeta_s = -Mq/(2*omega_s);
% omega_p = sqrt((-g*Zu)/U0); zeta_p = -Xu/(2*omega_p);
omega_p = (g*sqrt(2))/U0; zeta_p = -Xu/(2*omega_p);

% Roll and Spiral mode
tau_r = -1/Lp; eigenvalue_r = 1/tau_r;
tau_s = -(U0*((Lv*Np)-(Lp*Nv)))/(g*((Lr*Nv)-(Lv*Nr))); eigenvalue_s = 1/tau_s;

% Dutch-roll mode
omega_d = sqrt((Nr*Yv)+(U0*Nv)); zeta_d = -(Nr+Yv)/(2*omega_d);
% omega_d = sqrt(U0*Nv); zeta_d = -(Nr+Yv)/(2*omega_d);

% Print results
fprintf('<strong>Longitudinal Dynamics:</strong>\n');
fprintf('<strong>  Short-period mode</strong>\n    Natural frequency = %.2f rad/s \n    Damping ratio     = %.2f \n', omega_s, zeta_s);
fprintf('<strong>  Phugoid mode</strong>\n    Natural frequency = %.2f rad/s \n    Damping ratio     = %.2f \n', omega_p, zeta_p);
fprintf('<strong>Lateral-Directional Dynamics:</strong>\n');
fprintf('<strong>  Roll mode</strong>\n    Natural frequency = %.2f rad/s \n    Damping ratio     = - \n', eigenvalue_r);
fprintf('<strong>  Spiral mode</strong>\n    Natural frequency = %.2f rad/s \n    Damping ratio     = - \n', eigenvalue_s);
fprintf('<strong>  Dutch roll mode</strong>\n    Natural frequency = %.2f rad/s \n    Damping ratio     = %.2f \n', omega_d, zeta_d);
```

รูปที่ ฉ.1 สคริปต์ MATLAB คำนวณโหมดพลวัตการบินของอากาศยาน

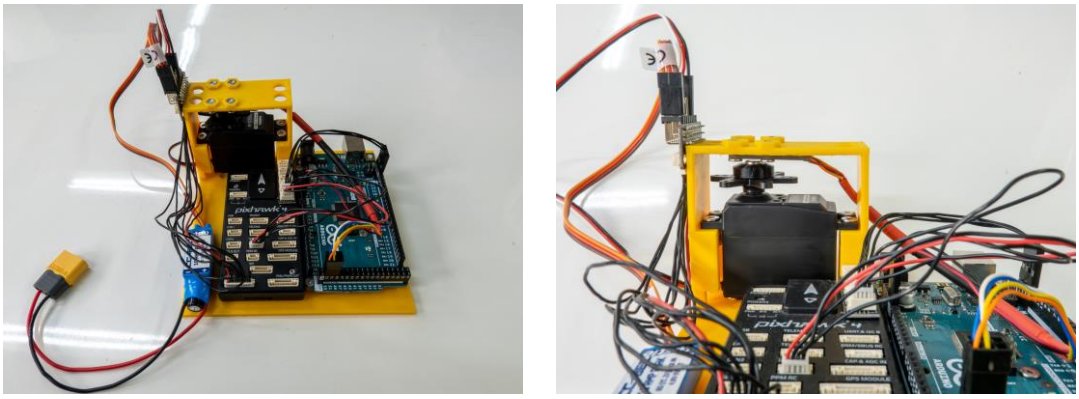
```
MATLAB Command Window                                          Page 1

Longitudinal Dynamics:
  Short-period mode
    Natural frequency = 9.42 rad/s
    Damping ratio     = 0.34
  Phugoid mode
    Natural frequency = 0.66 rad/s
    Damping ratio     = 0.00
Lateral-Directional Dynamics:
  Roll mode
    Natural frequency = 16.64 rad/s
    Damping ratio     = -
  Spiral mode
    Natural frequency = 0.43 rad/s
    Damping ratio     = -
  Dutch roll mode
    Natural frequency = 2.15 rad/s
    Damping ratio     = 0.51
>>
```

รูปที่ ฉ.2 ผลการคำนวณโหมดพลวัตการบินของอากาศยาน

ฉ.2 การทดสอบการตอบสนองของ servo

ในการทดสอบเพื่อประเมินช่วงความถี่ที่ servo สามารถตอบสนองต่อคำสั่งที่ได้รับด้วยระดับประสิทธิภาพตามข้อกำหนด หรือต่อการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณอินพุต (Bandwidth) เพื่อนำมาประเมินช่วงความถี่ในการออกแบบการบินทดสอบในการระบุเอกลักษณ์ระบบของ Theron UAV โดยการเตรียมการทดสอบ แสดงดังรูปที่ ฉ.3 โดยจะทำการวัดการตอบสนองของ servo โดยใช้เซ็นเซอร์ AS5058A ซึ่งเป็นเซ็นเซอร์วัดมุมหรือเอาต์พุตของ servo ร่วมกับการใช้บอร์ดอาดูอิโน่ (Arduino MEGA) ผ่านทางสัญญาณ SPI (Serial Peripheral Interface) และส่งค่าจากการวัดออกมาทางสัญญาณ I2C ไปยังตัวควบคุม ซึ่งการทดสอบนี้ใช้ตัวควบคุม Pixhawk4 นอกจากการรับค่าเอาต์พุตของ servo จากบอร์ดอาดูอิโน่แล้ว อินพุตที่ควบคุม servo ก็ใช้ตัวควบคุมนี้เช่นเดียวกัน โดยจะทำการควบคุมอัตโนมัติด้วยด้วยอัลกอริทึมที่ผู้วิจัยได้ทำการเขียนขึ้น และในการวัดค่าและควบคุมการทำงานของ servo จะทำการบันทึกข้อมูลออกมาเป็นไฟล์ ulog ประมาณ 90 Hz และทำการแปลงไฟล์เป็น .csv เพื่อนำมาวิเคราะห์ข้อมูลหลังจากการทดสอบด้วยโปรแกรม CIFER ในการวิเคราะห์การตอบสนองความถี่ของ servo เพื่อให้ได้แบบจำลองฟังก์ชันการถ่ายโอนในการวิเคราะห์ bandwidth ของ servo นอกจากนี้ในการทดสอบต้องทำการจ่ายพลังงานให้กับ servo ที่ใช้ในการทดสอบมีค่าเท่ากับพลังงานที่จ่ายให้กับ servo ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน เพื่อให้ servo ที่ทดสอบมีการทำงานที่ใกล้เคียงกัน โดยจะจ่ายพลังงานที่ 5.3V



รูปที่ ฉ.3 การติดตั้งอุปกรณ์การทดสอบ servo

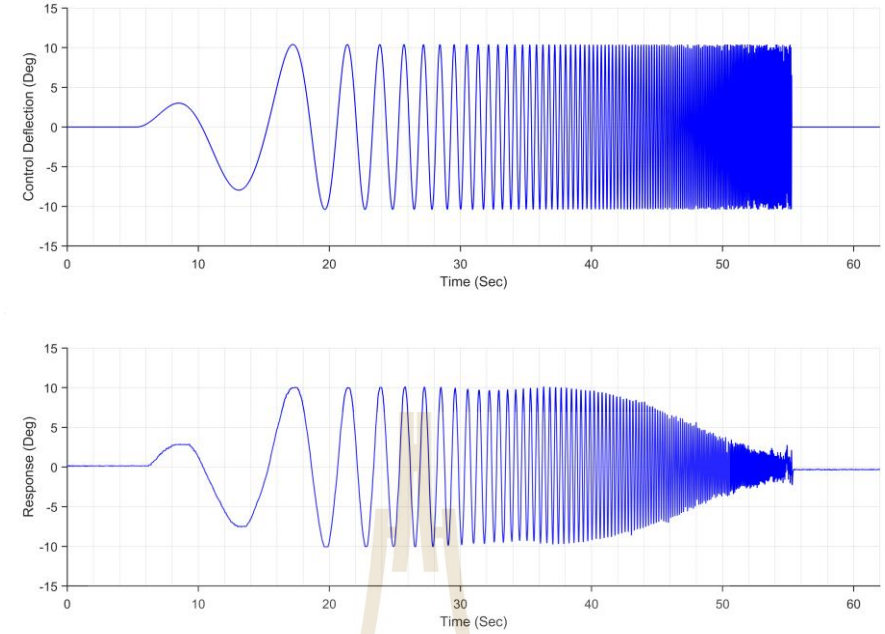
โดยการทดสอบจะกระตุ้นอินพุตแบบการกวาดความถี่เช่นเดียวกับการระบุเอกลักษณ์ของอากาศยานขณะทำการบิน ตามสมการที่ 2-71 และอัลกอริทึมสำหรับการกวาดความถี่อินพุตอัตโนมัติในหัวข้อที่ 3.1.6 ดังนั้นจึงได้กำหนดพารามิเตอร์ในการทดสอบดังตารางที่ ฉ.1

ตารางที่ ฉ.1 ค่าของพารามิเตอร์ในอัลกอริทึมการกวาดความถี่อัตโนมัติของการทดสอบ servo

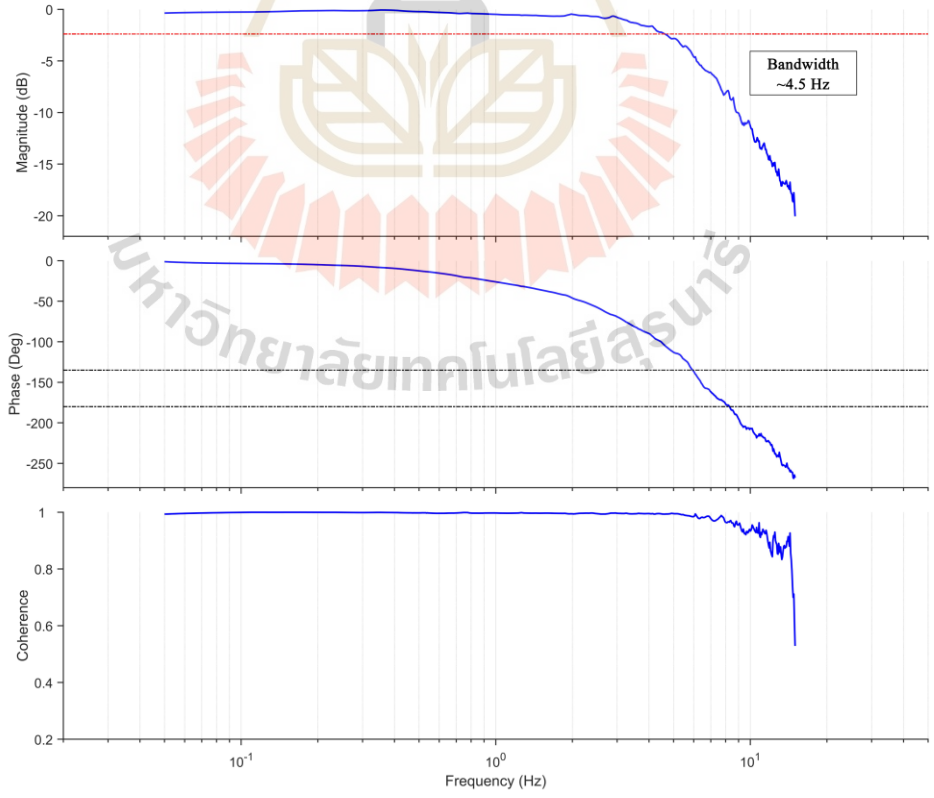
พารามิเตอร์	สัญลักษณ์	ค่า	หน่วย
ความถี่ต่ำสุด	$f_{\min}$	0.1	Hz
ความถี่สูงสุด	$f_{\max}$	15	Hz
แอมพลิจูดการกวาดความถี่ (10% cmd)	A	10	deg
เวลาในการทริม (ก่อนและหลังการกวาดความถี่)	T_{trim}	2	s
เวลาในการ fade in	$T_{\text{fade\_in}}$	10	s
เวลาในการ fade out	$T_{\text{fade\_out}}$	0	s

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

และจากการทดสอบนำมาวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม CIFER ดังแสดงในรูปที่ ฉ.4 และ ฉ.5 จะพบว่า ความถี่ bandwidth ของ servo อยู่ที่ประมาณ 4.5 Hz ซึ่งสูงกว่าโหมดพลวัตการบินของอากาศยาน ดังนั้นจึงสามารถกำหนดช่วงความถี่ได้สูงสุดตามความถี่ bandwidth ของ servo



รูปที่ ฉ.4 การตอบสนองความถี่ของ servo



รูปที่ ฉ.5 แผนภาพ Bode แสดงการตอบสนองของ servo สำหรับช่วงความถี่ต่าง ๆ

ภาคผนวก ช
การประมาณอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้น



ในส่วนนี้เป็นการประมาณการค่าเริ่มต้นของอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมในการระบุเอกลักษณ์ของ Theron UAV ด้วยโปรแกรม CIFER และจากแบบจำลองพื้นฐาน หรือ baseline model ที่ได้จากการประมาณการด้วยโปรแกรม flow5 โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

ช.1 การประมาณการค่าอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมของแบบจำลอง transfer function ของพลวัตตามยาว ด้วย NAVFIT ของโปรแกรม CIFER

จากสมการที่ 2-36, 2-40, 2-49, 2-50, 2-54 และ 2-55 เมื่อ $M_{\dot{w}}U_0 \approx 0$ ดังนั้น ชุดสมการ transfer function ที่จะทำการ fitting และทำการประมาณการค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้อง สามารถเขียนได้ดังต่อไปนี้

$$\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{M_{\delta_e}(s - Z_w)}{\left(s^2 - \left(M_q + Z_w\right)s + \left(M_q Z_w - M_w U_0\right)\right)} e^{-\tau_e s}$$

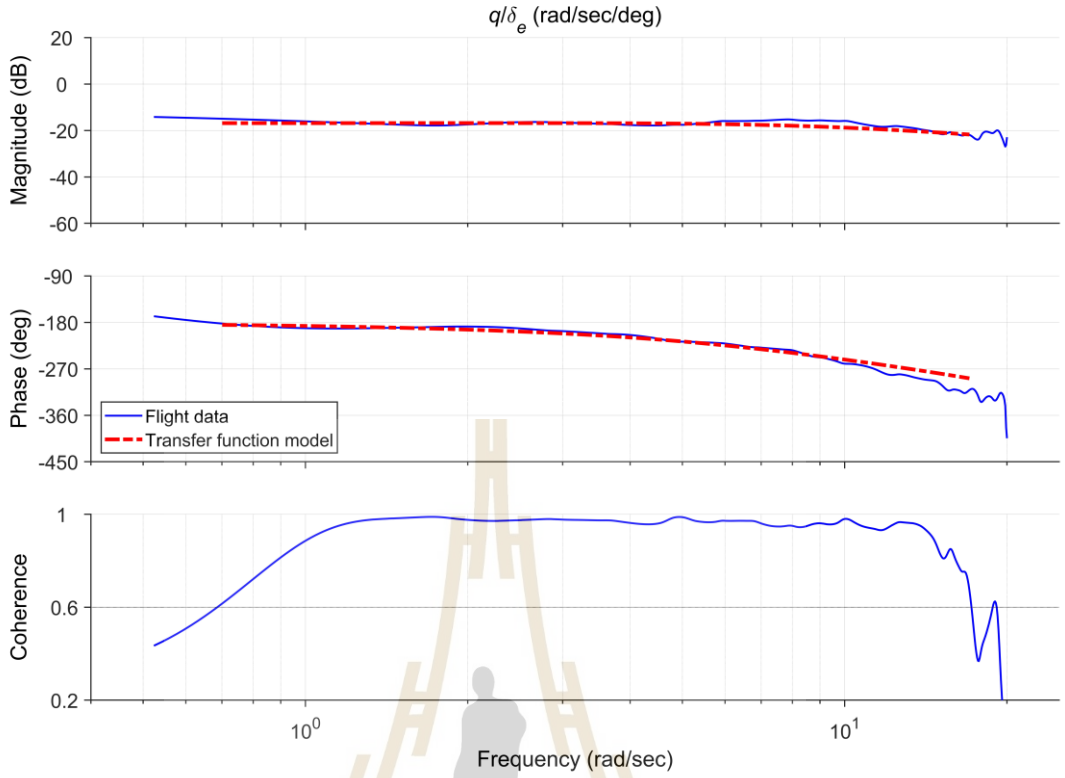
$$\frac{\alpha_{ab}(s)}{\delta_e(s)} = \frac{\frac{Z_{\delta_e}}{U_0}\left(s + \left(U_0 \frac{M_{\delta_e}}{Z_{\delta_e}} - M_q\right)\right)}{\left(s^2 - \left(M_q + Z_w\right)s + \left(M_q Z_w - M_w U_0\right)\right)} e^{-\tau_e s}$$

$$\frac{a_z(s)}{\delta_e(s)} = \frac{Z_{\delta_e} s^2 - M_q Z_{\delta_e} s + U_0 Z_w M_{\delta_e}}{\left(s^2 - \left(M_q + Z_w\right)s + \left(M_q Z_w - M_w U_0\right)\right)} e^{-\tau_e s}$$

$$\frac{a_x(s)}{\delta_e(s)} = \frac{X_{\delta_e} s^2 + \frac{g Z_{\delta_e}}{U_0} s}{\left(s^2 - X_u s - \frac{g Z_u}{U_0}\right)} e^{-\tau_e s}$$

พิจารณาการตอบสนองพลวัตตามยาวในโหมด short-period ทำการ fitting แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response q/δ_e ก่อน เนื่องจากเป็นการตอบสนองเด่นของพลวัตตามยาว โดยผลแสดงในรูปที่ ช.1 และค่า cost function อยู่ที่ 46.369 ในช่วงความถี่ 0.7-17 rad/s

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



รูปที่ ช.1 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response q/δ_e

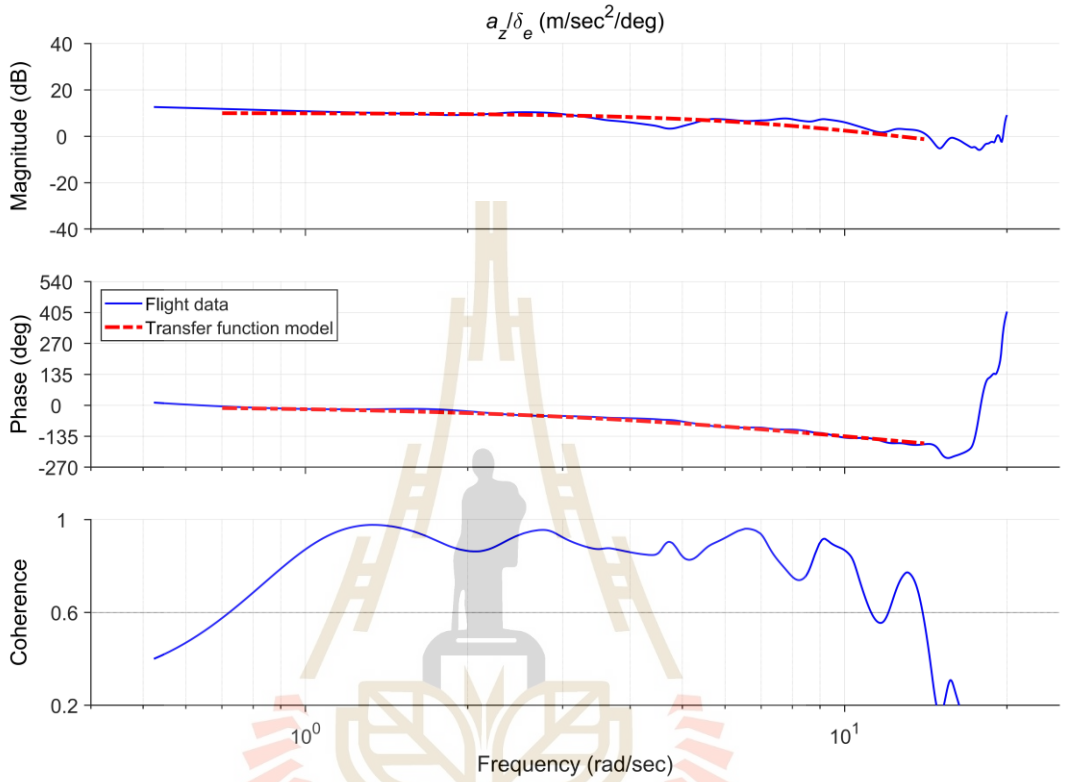
สำหรับรูปแบบสมการของแบบจำลอง transfer function ของ q/δ_e สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-1.578(s+5.7072)}{(s^2+15.3222s+62.5809)} e^{-0.05s}$$

ดังนั้นจะสามารถประมาณการพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องได้ว่า

$$M_{\delta_e} \cong -1.578$$
$$Z_w \cong -5.7072$$
$$M_q \cong -9.615$$
$$M_w \cong -0.3503$$
$$\tau_e \cong 0.05$$

จากนั้นนำพารามิเตอร์ข้างต้นนี้มาแทนในสมการของ frequency-response a_z/δ_e และทำการ fitting แบบจำลอง transfer function โดยผลที่ได้แสดงในรูปที่ ช.2 และค่า cost function อยู่ที่ 66.306 ในช่วงความถี่ 0.7-14 rad/s



รูปที่ ช.2 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response a_z/δ_e

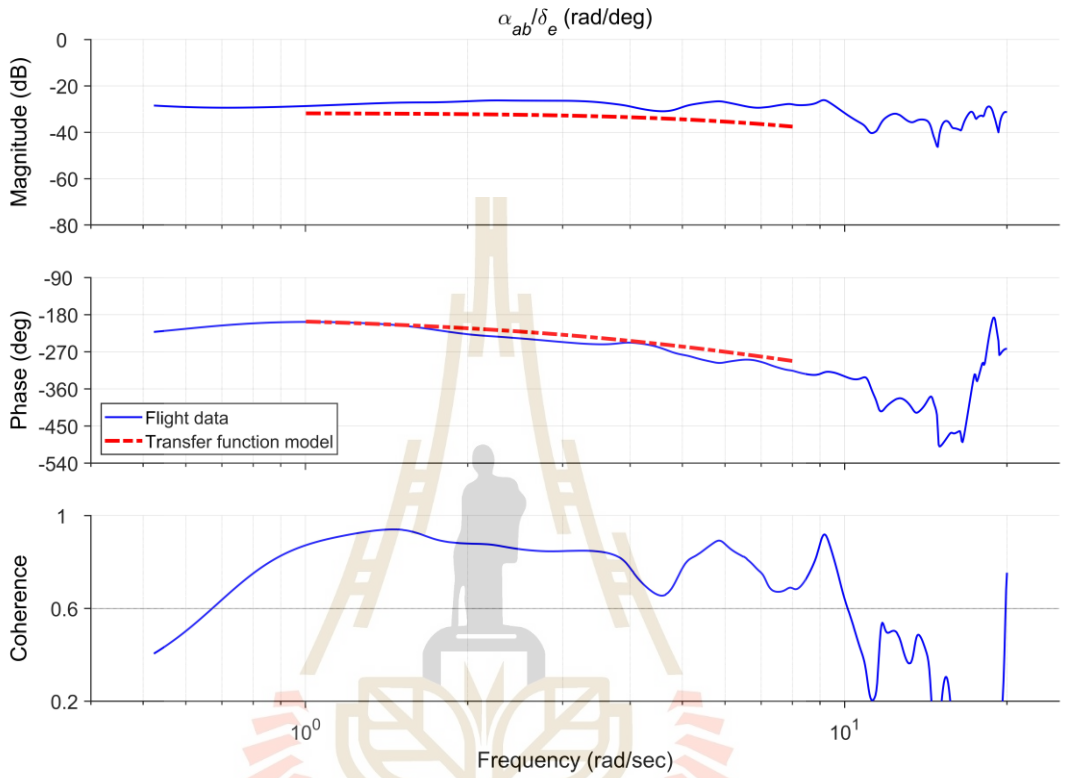
โดยรูปแบบสมการของแบบจำลอง transfer function ของ a_z/δ_e สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{a_z(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.107s^2 - 1.0288s + 198.128}{\left(s^2 + 15.3222s + 62.5809\right)} e^{-0.05s}$$

ดังนั้นจะสามารถประมาณการพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องได้ว่า

$$Z_{\delta_e} \cong -0.107$$

จากนั้นนำพารามิเตอร์เบื้องต้นนี้มาแทนในสมการของ frequency-response α_{ab}/δ_e และทำการ fitting แบบจำลอง transfer function เพื่อตรวจสอบพารามิเตอร์ โดยผลที่ได้โดยผลแสดงในรูปที่ ช.3 และค่า cost function อยู่ที่ 600.724 ในช่วงความถี่ 1-8 rad/s

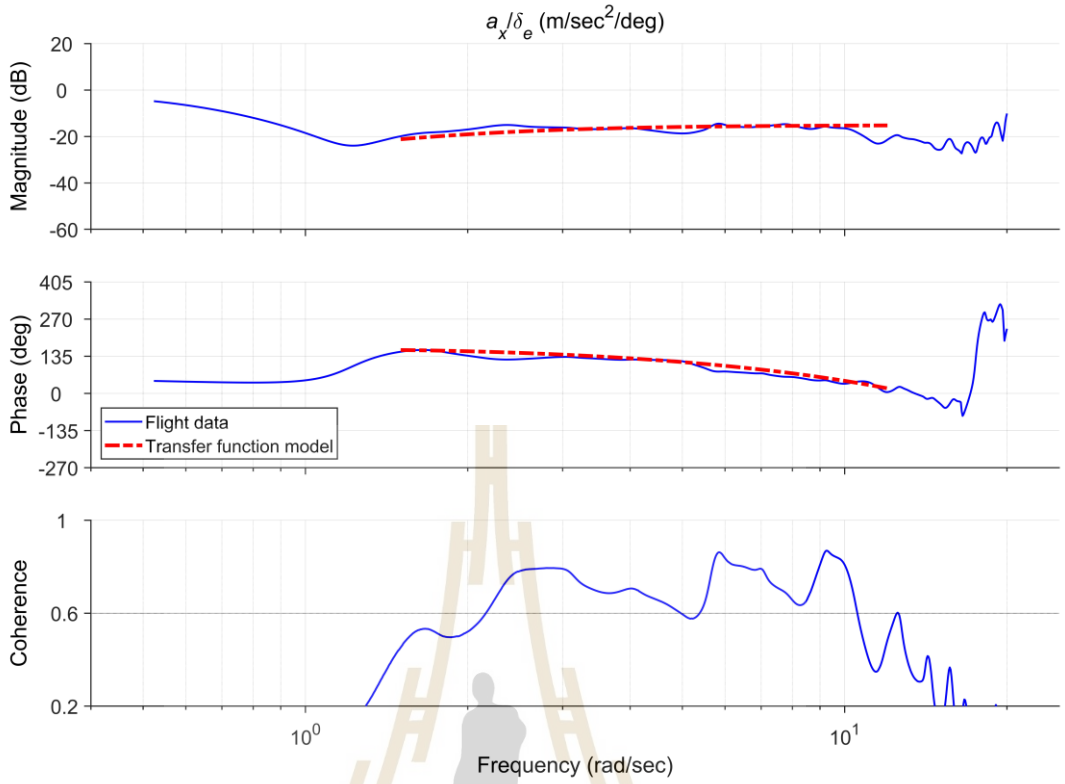


รูปที่ ช.3 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response α_{ab}/δ_e

และรูปแบบสมการของแบบจำลอง transfer function ของ α_{ab}/δ_e สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{\alpha_{ab}(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.00486(s+334.3)}{(s^2+15.3222s+62.5809)}e^{-0.05s}$$

หากพิจารณาการตอบสนองพลวัตตามยาวในโหมด phugoid จากสมการของ frequency-response a_x/δ_e ทำการ fitting แบบจำลอง transfer function โดยผลที่ได้แสดงในรูปที่ ช.4 และค่า cost function อยู่ที่ 82.435 ในช่วงความถี่ 1.5-12 rad/s



รูปที่ ช.4 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response a_x/δ_e

และรูปแบบสมการของแบบจำลอง transfer function ของ a_x/δ_e สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{a_x(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.1758s^2 - 0.0477s}{\left(s^2 + 0.4363s - 2.3175\right)} e^{-0.236s}$$

ดังนั้นจะสามารถประมาณการพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องได้ว่า

$$X_{\delta_e} \cong -0.1758$$
$$X_u \cong -0.4363$$
$$Z_u \cong 5.197$$

จากการ fitting แบบจำลอง transfer function ของพลวัตตามยาว จะพบว่าค่า cost function ของคู่ frequency-response α/δ_e ยังมีค่าสูงกว่าที่ต้องการ แต่อย่างไรก็ตามผู้วิจัยคาดว่าเพียงพอสำหรับการประมาณการพารามิเตอร์เริ่มต้นของการระบุเอกลักษณ์ระบบ

ช.2 การประมาณการค่าอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมของแบบจำลอง transfer function ของพลวัตตามข้าง ด้วย NAVFIT ของโปรแกรม CIFER

พิจารณาชุดสมการของพลวัตตามข้างจากสมการที่ 2-36, 2-42, 2-59, 2-65 และ 2-66 ดังนั้นสามารถเขียนชุดสมการ transfer function ที่จะทำการ fitting และทำการประมาณการค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องได้ดังต่อไปนี้

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{L_{\delta_a}}{(s - L_p)} e^{-\tau_a s}$$

และสำหรับ $Y_{\delta_r} \approx 0$ และ $Y_r \ll U_0 \approx 0$ จะได้ว่า

$$\frac{\beta_{ab}(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-N_{\delta_r}}{\left(s^2 - (N_r + Y_v)s + (N_r Y_v + N_v U_0)\right)}$$

$$\frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{N_{\delta_r}(s - Y_v)}{\left(s^2 - (N_r + Y_v)s + (N_r Y_v + N_v U_0)\right)}$$

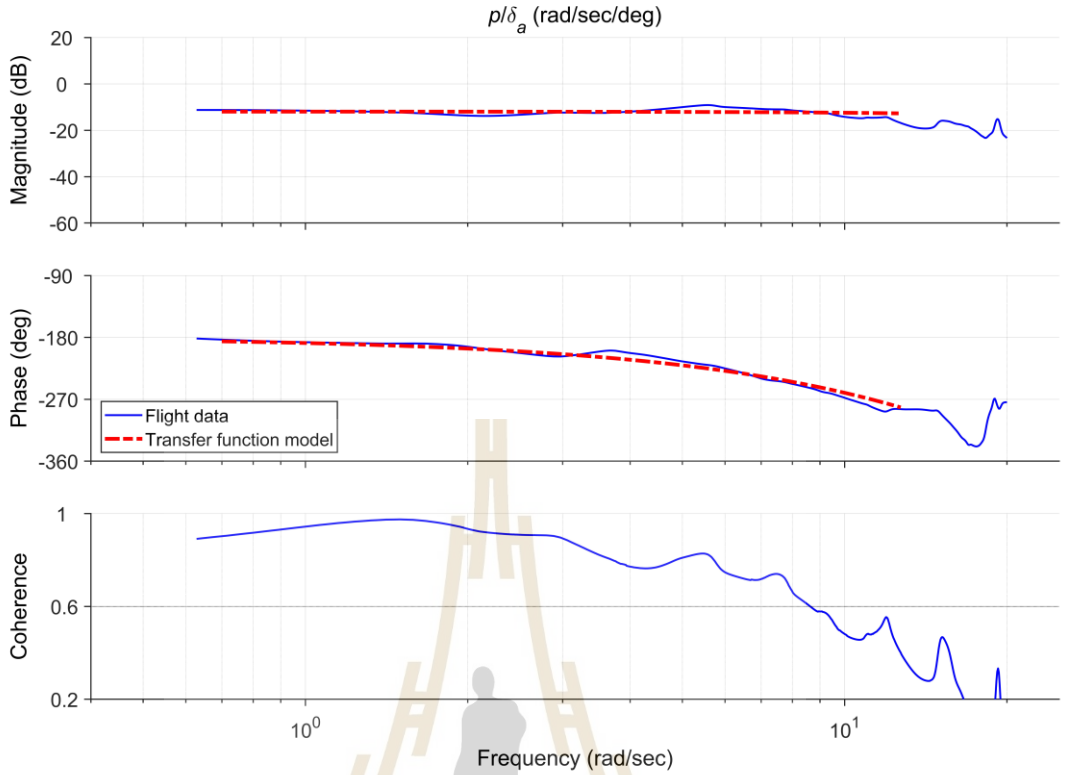
พิจารณาการตอบสนองพลวัตตามข้างในโหมด roll ทำการ fitting แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response p/δ_a โดยผลแสดงในรูปที่ ช.5 และค่า cost function อยู่ที่ 29.275 ในช่วงความถี่ 0.7-12.7 rad/s สำหรับรูปแบบสมการของแบบจำลอง transfer function สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{-7.349}{(s + 29.09)} e^{-0.1075s}$$

ดังนั้นจะสามารถประมาณการพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องได้ว่า

$$L_{\delta_a} \cong -7.349$$
$$L_p \cong -29.09$$
$$\tau_a \cong 0.1075$$

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



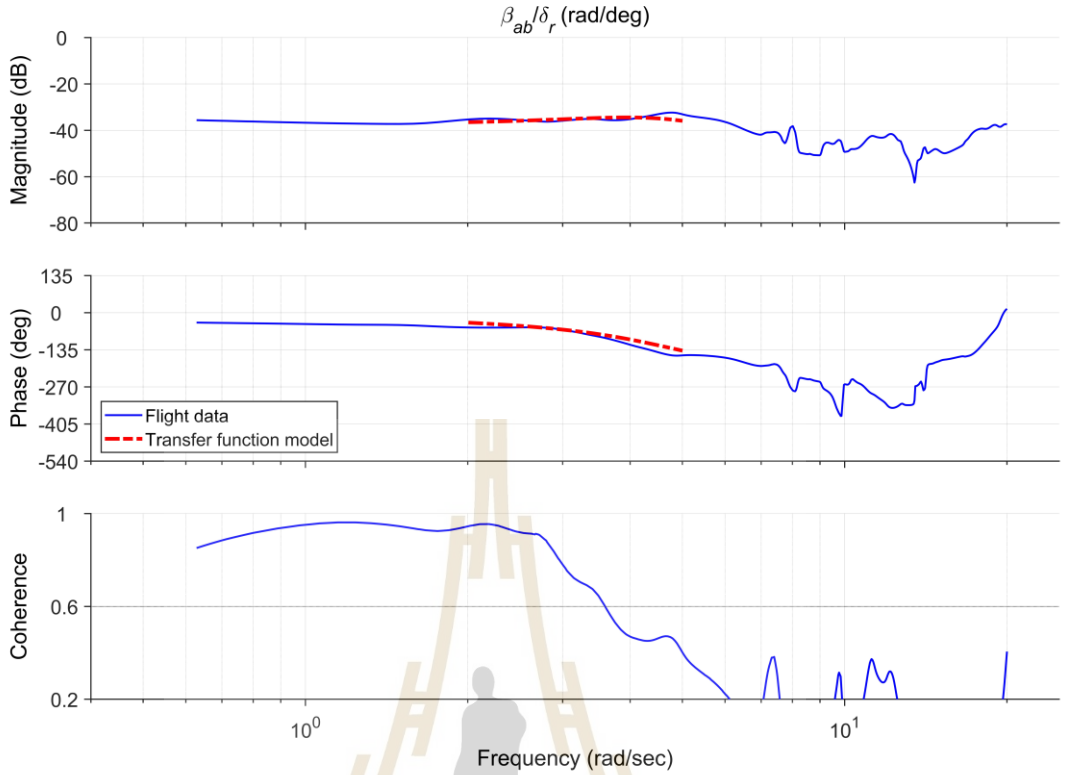
รูปที่ ช.5 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response p/δ_a

หากพิจารณาการตอบสนองพลวัตตามข้างในโหมด dutch roll จากสมการของ frequency-response β_{ab}/δ_r ทำการ fitting แบบจำลอง transfer function โดยผลที่ได้แสดงในรูปที่ ช.6 และค่า cost function อยู่ที่ 49.652 ในช่วงความถี่ 2.0-5.0 rad/s สำหรับรูปแบบสมการของแบบจำลอง transfer function สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{\beta_{ab}(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.283}{\left(s^2 + 3.47s + 21.609\right)} e^{-0.129s}$$

ดังนั้นจะสามารถประมาณการพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องได้ว่า

$$N_{\delta_r} \cong -0.283$$
$$\tau_r \cong 0.129$$



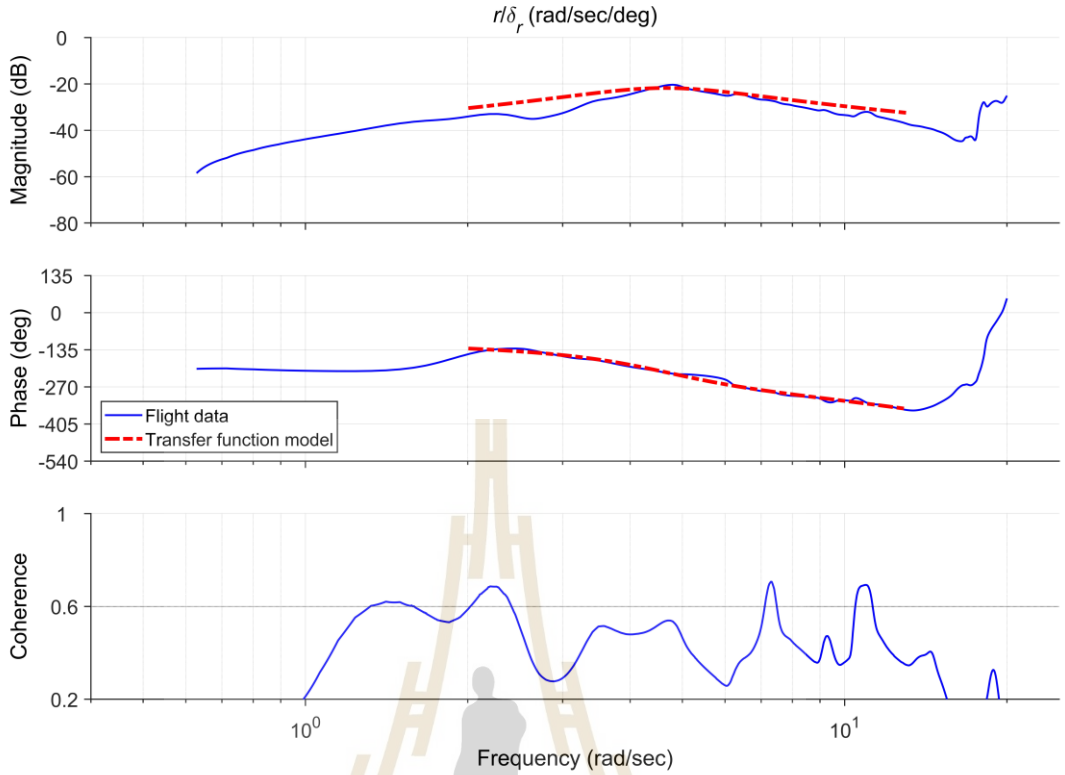
รูปที่ ช.6 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response β_{ab}/δ_r

จากนั้นนำพารามิเตอร์เบื้องต้นนี้มาแทนในสมการของ frequency-response r/δ_a และทำการ fitting แบบจำลอง transfer function โดยผลที่ได้โดยผลแสดงในรูปที่ ช.7 และค่า cost function อยู่ที่ 86.681 ในช่วงความถี่ 2.0-13 rad/s และรูปแบบสมการของแบบจำลอง transfer function สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{N_{\delta_r}(s - Y_v)}{\left(s^2 - (N_r + Y_v)s + (N_r Y_v + N_v U_0)\right)} = \frac{-0.283(s + 0.0397)}{\left(s^2 + 3.47s + 21.609\right)} e^{-0.129s}$$

ดังนั้นจะสามารถประมาณการพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องได้ว่า

$$Y_v \cong -0.0397$$
$$N_r \cong -3.4303$$
$$N_v \cong 0.976$$



รูปที่ ช.7 แบบจำลอง transfer function ของ frequency-response r/δ_a

จากการ fitting แบบจำลอง transfer function ของพลวัตตามข้าง ซึ่งมีเพียงไม่กี่พารามิเตอร์ และผู้วิจัยจะนำไปใช้สำหรับค่าพารามิเตอร์เริ่มต้นของการระบุเอกลักษณ์ระบบต่อไป

ช.3 การประมาณการค่าอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมของแบบจำลองพื้นฐานที่ได้จากโปรแกรม flow5

จากผลที่ได้จากการวิเคราะห์เบื้องต้นโดยใช้โปรแกรม flow5 จะได้ค่าสัมประสิทธิ์ไร้มิติของอนุพันธ์ และจากภาคผนวก ก จะทำการคำนวณโดยใช้ MATLAB โดยสคริปต์ที่ทำการเขียนขึ้นแสดงในรูปที่ ช.8 และผลการคำนวณแสดงตารางที่ ช.1

```
clc; clear;

% Initialize dimensionless coefficients for longitudinal and lateral-directional derivatives
C = struct('Cxu', -0.003015, 'Cxw_dot', 0, 'Cxw', 0, 'Cxa', -0.005422, 'Cxq', -0.217642, 'Cxd_e', -0.000573, ...
           'Czu', -0.000087, 'Czw_dot', 0, 'Czw', 0, 'Cza', -5.042919, 'Czq', -9.481389, 'Czd_e', -0.014721, ...
           'Cmu', 0.000001, 'Cmw_dot', 0, 'Cmw', 0, 'Cma', -1.324380, 'Cmq', -14.100511, 'Cmd_e', -0.037298, ...
           'Cyv', 0, 'Cyb', -0.203986, 'Cyp', -0.047118, 'Cyr', 0.196628, 'Cyd_a', 0.000294, 'Cyd_r', 0.002447, ...
           'Clv', 0, 'Clb', -0.048318, 'Clp', -0.472954, 'Clr', 0.027626, 'Cld_a', 0.008036, 'Cld_r', 0.000143, ...
           'Cnv', 0, 'Cnb', 0.017430, 'Cnp', -0.006748, 'Cnr', -0.055179, 'Cnd_a', 0.000119, 'Cnd_r', -0.001001);

% Aircraft properties and flight condition
I = struct('Ixx', 0.322, 'Iyy', 0.595, 'Izz', 1.090, 'Ixz', 0);
U0 = 22; g = 9.81; rho = 1.225; MAC = 0.283; S = 0.521; b = 1.839; m = 5.64;

% Pre-calculate repeated terms
rhoVS_2m = (rho*U0*S)/(2*m);
rhoSMAC_4m = (rho*S*MAC)/(4*m);
rhoV2S_2m = (rho*(U0^2)*S)/(2*m);
rhoVSMAC_4m = (rho*U0*S*MAC)/(4*m);
rhoVSMAC_2Iyy = (rho*U0*S*MAC)/(2*I.Iyy);
rhoSMAC2_4Iyy = (rho*S*(MAC^2))/(4*I.Iyy);
rhoVSMAC2_4Iyy = (rho*U0*S*(MAC^2))/(4*I.Iyy);
rhoV2SMAC_2Iyy = (rho*(U0^2)*S*MAC)/(2*I.Iyy);
rhoVSb_4m = (rho*U0*S*b)/(4*m);
rhoVSb_2Ixx = (rho*U0*S*b)/(2*I.Ixx);
rhoV2Sb_2Ixx = (rho*(U0^2)*S*b)/(2*I.Ixx);
rhoVSb2_4Ixx = (rho*U0*S*(b^2))/(4*I.Ixx);
rhoVSb_2Izz = (rho*U0*S*b)/(2*I.Izz);
rhoV2Sb_2Izz = (rho*(U0^2)*S*b)/(2*I.Izz);
rhoVSb2_4Izz = (rho*U0*S*(b^2))/(4*I.Izz);

% Calculate derivertives
Xu = C.Cxu*rhoVS_2m;        Xw_dot = C.Cxw_dot*rhoSMAC_4m;      Xw = C.Cxa*rhoVS_2m;    Xq = C.Cxq*rhoVSMAC_4m;
Xd_e = C.Cxd_e*rhoV2S_2m;
Zu = C.Czu*rhoVS_2m;        Zw_dot = C.Czw_dot*rhoSMAC_4m;      Zw = C.Cza*rhoVS_2m;    Zq = C.Czq*rhoVSMAC_4m;
Zd_e = C.Czd_e*rhoV2S_2m;
Mu = C.Cmu*rhoVSMAC_2Iyy;       Mw_dot = C.Cmw_dot*rhoSMAC2_4Iyy;       Mw = C.Cma*rhoVSMAC_2Iyy;
Mq = C.Cmq*rhoVSMAC2_4Iyy;      Md_e = C.Cmd_e*rhoV2SMAC_2Iyy;

Yv = C.Cyb*rhoVS_2m;        Yb = C.Cyb*rhoV2S_2m;       Yp = C.Cyp*rhoVSb_4m;       Yr = C.Cyr*rhoVSb_4m;
Yd_a = C.Cyd_a*rhoV2S_2m;   Yd_r = C.Cyd_r*rhoV2S_2m;
Lv = C.Clb*rhoVSb_2Ixx;     Lb = C.Clb*rhoV2Sb_2Ixx;    Lp = C.Clp*rhoVSb2_4Ixx;    Lr = C.Clr*rhoVSb2_4Ixx;
Ld_a = C.Cld_a*rhoV2Sb_2Ixx;    Ld_r = C.Cld_r*rhoV2Sb_2Ixx;
Nv = C.Cnb*rhoVSb_2Izz;     Nb = C.Cnb*rhoV2Sb_2Izz;    Np = C.Cnp*rhoVSb2_4Izz;    Nr = C.Cnr*rhoVSb2_4Izz;
Nd_a = C.Cnd_a*rhoV2Sb_2Izz;    Nd_r = C.Cnd_r*rhoV2Sb_2Izz;

Ii = 1/(1-((I.Ixz^2)/(I.Ixx*I.Izz)));
Lv_ = (Lv + (Nv*(I.Ixz/I.Ixx)))*Ii;     Lb_ = (Lb + (Nb*(I.Ixz/I.Ixx)))*Ii;
Lp_ = (Lp + (Np*(I.Ixz/I.Ixx)))*Ii;     Lr_ = (Lr + (Nr*(I.Ixz/I.Ixx)))*Ii;
Ld_a_ = (Ld_a + (Nd_a*(I.Ixz/I.Ixx)))*Ii;       Ld_r_ = (Ld_r + (Nd_r*(I.Ixz/I.Ixx)))*Ii;
Nv_ = (Nv + (Lv*(I.Ixz/I.Izz)))*Ii;     Nb_ = (Nb + (Lb*(I.Ixz/I.Izz)))*Ii;
Np_ = (Np + (Lp*(I.Ixz/I.Izz)))*Ii;     Nr_ = (Nr + (Lr*(I.Ixz/I.Izz)))*Ii;
Nd_a_ = (Nd_a + (Ld_a*(I.Ixz/I.Izz)))*Ii;       Nd_r_ = (Nd_r + (Ld_r*(I.Ixz/I.Izz)))*Ii;
```

รูปที่ ช.8 สคริปต์ MATLAB คำนวณอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุม

ตารางที่ ช.1 ผลการคำนวณอนุพันธ์เสถียรภาพและการควบคุมเบื้องต้นของ Theron UAV

Longitudinal Derivatives		Lateral-Directional Derivatives	
Dimensional	Values	Dimensional	Values
X_u	-0.0038	Y_v	-0.2539
$X_{\dot{w}}$	0	Y_β	-5.5861
X_w	-0.0067	Y_p	-0.0539
X_q	-0.0383	Y_r	0.2251
X_{δ_e}	-0.0157	Y_{δ_a}	-0.0081
Z_u	-1.0829e-04	Y_{δ_r}	0.067
$Z_{\dot{w}}$	0	L_v	-1.9373
Z_w	-6.2772	L_β	-42.621
Z_q	-1.67	L_p	-17.4366
Z_{δ_e}	-0.4031	L_r	1.0185
M_u	3.3392e-06	L_{δ_a}	-7.0885
$M_{\dot{w}}$	0	L_{δ_r}	0.1261
M_w	-4.4223	N_v	0.2065
M_q	-6.6623	N_β	4.5419
M_{δ_e}	-2.74	N_p	-0.0735
		N_r	-0.601
		N_{δ_a}	-0.031
		N_{δ_r}	-0.2608

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ภาคผนวก ซ
บทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่



ซ.1 รายชื่อบทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

Nanthawat Saetun, Watcharapol Saengphet and Suradet Tantrairatn, "Design, Development and Implementation of a Low-Cost Air Data Boom for Small Fixed-Wing UAVs," 2023 7th International Conference on Information Technology (InCIT), Chiang Rai, Thailand, 2023, pp. 232-236, doi: 10.1109/InCIT60207.2023.10413089.

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

Design, Development and Implementation of a Low-Cost Air Data Boom for Small Fixed-Wing UAVs

1st Nanthawat Saetun
School of Mechanical Engineering
Suranaree University of Technology
Nakhon Ratchasima 30000, Thailand
e-mail: nanthawat.s@grad.sut.ac.th

2nd Watcharapol Saengphet
iCreativeSystems Co., Ltd.
Nakhon Ratchasima 30000, Thailand
e-mail: w.sphet@icsco.ai

3rd Suradet Tantrairatn
School of Mechanical Engineering
Suranaree University of Technology
Nakhon Ratchasima 30000, Thailand
e-mail: suradetj@sut.ac.th

***Abstract*—This paper presents the design, development, and implementation of a low-cost air data boom for small fixed-wing UAVs. Accurate air data measurement, including airspeed, angle of attack, and angle of sideslip, is crucial for various UAVs applications, such as system identification, control system design, and fault diagnostics. The proposed air data boom integrates pitot-static probes and a differential pressure sensor for airspeed measurement, as well as a wind vane and magnetic encoder for airflow angle sensing. Wind tunnel testing demonstrates the reliability and accuracy of the airspeed and airflow angle sensors, revealing only minor systematic bias and acceptable variability in measurement errors. The developed sensor system is implemented on a commercially available Pixhawk 4 autopilot board for UAVs, offering a practical solution to enhance UAV capabilities. This research contributes to the advancement of low-cost air data measurement systems for small UAVs, opening avenues for further enhancements and applications.**

Keywords*—air data boom, airspeed, angle of attack, angle of sideslip, UAVs

I. Introduction

The development of high-end, fixed-wing unmanned aerial vehicles (UAVs) requires the utilization of model-based techniques, such as system identification, control system design, and fault diagnostic systems, which depend on the availability of a reference aerodynamic model [1, 2]. Typically, the aerodynamic model of a UAV is expressed as a set of mathematical functions that are evaluated to produce the aerodynamic forces and moments exerted on the airframe based on the states and controls of the aircraft [3]. However, the aerodynamic model is primarily affected by the airflow around the aircraft, which is based on the relative motion between the aircraft and the air mass (magnitude and direction). To achieve more accuracy, it is crucial to account for these factors. The most significant factors influencing air mass motion, which is represented by three variables: airspeed, angle of attack (AoA), and angle of sideslip (AoS), collectively referred to as air data [4].

Typically, parameter identification techniques record the inputs and outputs of the aerodynamic model, then determine the best-fit parameter values that match the equation set [5]. The control inputs are user-defined and considered known. The aerodynamic forces are measured with an accelerometer, and moments are measured with a gyroscope [4]. The air data is measured with airspeed and airflow angle sensors [6]. In commercial UAVs, modern MEMS-IMUs consist primarily of an accelerometer and a gyroscope, both lightweight and accurate enough to serve this purpose. Airspeed sensors almost always utilize a pitot-static probe attached to a differential pressure sensor. Through the Bernoulli equation, the differential pressure that is recorded can be converted to the indicated airspeed [4, 6]. Airflow angle sensors are less commonly found on UAVs and can be expensive. The majority of research conducted on available probes for measuring airflow angle concentrates on multi-hole type probes and vane-based probes. The multi-hole probes, which are based on pressure measurement, are designed with a hemispherical or similar nose shape. Differential pressure between the ports of these probes is utilized to measure the airflow angle. The accuracy of airflow angle measurements primarily depends on the accuracy of the pressure measurement. Consequently, the utilization of these probes requires accurate calibration and instrumentation, which increases costs [7]. Vane-based designs provide a more direct and efficient approach to orientation determination. These designs utilize a compact aerodynamic fin that aligns with the relative airflow, similar to a weathervane. By connecting the fin, attached to the shaft, to an encoder or potentiometer, a working system can be established to accurately determine the airflow angle [8]. The individual components of the vane-based design are relatively inexpensive and can be easily replaced in case of damage. Calibration is also a simple process that does not require the use of a wind tunnel [9]. However, it is important to ensure the proper positioning of the vane in undisturbed airflow [4]. Furthermore, the dynamics of the vane must account for friction at low airspeed, particularly for small UAVs [10].

An air data boom is a common sensor system used to measure air data, such as airspeed and airflow angle. In this sensor suite, the airspeed sensors are typically based on a pitot-static probe design, while the airflow angle sensors are constructed with a vane-based approach. These instruments are well suited for use in small UAVs. However, there may be challenges in integrating these instruments into low-cost and low-weight airframes. Moreover, the bending of the boom, which is a result of the aerodynamic loads on the structure, can also lead to errors in the measured airflow angle [11].

The purpose of this study is to provide a low-cost solution for air data measurement. The major contributions of this work include the design and development of an air data boom for air data measurement, the evaluation of its reliability in a wind tunnel, and the implementation of air data measurement on the commercially available PX4-based Pixhawk 4 autopilot board for small fixed-wing UAVs.

The organization of this paper is as follows: In Section II, the design of the sensor system is presented, including the pitot-static probes, differential pressure sensor, wind vane, and rotary position sensor. Section III describes the setup of the sensor system, including the wind tunnel testing and data collection methods. The results of the sensor testing are discussed in Section IV. Finally, Section V presents the conclusions drawn from the study and outlines future research

979-8-3503-5869-8/23/$31.00 ©2023 IEEE

plans for further enhancing the sensor systems and their applications in UAVs.

II. Sensor System Development

This section presents the instrumentation examined in this study, including pitot-static probes and a differential pressure sensor for the airspeed sensor, as well as a wind vane and magnetic encoder for the airflow angle sensors. These components were designed and integrated into the air data boom.

A. Pitot-Static Probes



Fig. 1. A pitot tube.

The pitot tube, as illustrated in Fig. 1, is commonly employed in small UAVs. It comprises a straight dynamic tube with a frontal opening and a static tube with four lateral holes.

B. Differential Pressure Sensor



Fig. 2. A SDP33 digital differential pressure sensor.

The SDP33 sensor, shown in Fig. 2, is manufactured by Sensirion. It features compact dimensions, measuring only 5 x 8 x 5 mm, and offers fast measurement speed, excellent accuracy, long-term stability, temperature compensation, and zero-point drift elimination [12]. It provides high accuracy and sensitivity, even at low airspeeds, and does not require calibration prior to use [13]. Table I presents the specifications of the SDP33 sensor.

TABLE I. Specifications of the SDP33 sensor

Measurement range	-1500 to +1500 Pa
Temp. Measurement range	-40 °C to +85 °C
Supply voltage	3 - 3.6 V
Interfaces	I2C
Resolution	16 bit
Zero-point accuracy	0.2 Pa
Accuracy	3% of reading

C. Wind Vane



(a) An idealized wind vane. (b) A custom-made wind vane.

Fig. 3. The wind vane design.

The wind vane design utilized in this study was developed based on the idealized wind vane presented in [14, 15], as shown in Fig. 3(a). The fin is designed with rectangular, symmetrical airfoils with a span w, a chord $2b$, and an area S. The shaft is attached to the wind vane as a single part and has been designed to be statically balanced, as shown in Fig. 3(b).

D. Rotary Position Sensor



Fig. 4. An AS5600L magnetic rotary position sensor.

The AS5600L sensor, shown in Fig. 4, manufactured by ams-OSRAM, is utilized in this study. It is an easily programmable position sensor that utilizes magnetic rotation. The sensor produces a high-resolution 12-bit I2C or PWM output and is specifically designed for contactless encoder applications. Additionally, the sensor features a smart low-power mode that automatically reduces power consumption. The AS5600L sensor is available in two package options: a standard SOIC-8 package and a WL-CSP for applications that require compact sensing solutions. It operates within a temperature range of -40 °C to 125 °C [16].

E. Boom Design and Sensor Assembly



Fig. 5. The developed air data boom.

The developed air data boom, as depicted in Fig. 5, is designed to collect airspeed, temperature, and airflow angle data. To minimize weight and cost, the boom and wind vane were constructed using stereolithography (SLA) 3D printing technology with Ledo 6060 resin material [17]. The pitot tube, however, is made of aluminum. The resulting air data boom has a total mass of 46 g. The pitot tube is mounted at the forward end of the boom. Two wind vane shafts, each attached to two small radial ball bearings, are fixed to the boom. A magnet is positioned at the end of each shaft, inside the boom, to be coupled with a magnetic rotary position sensor. The total length of the boom amounts to 19.6 cm.

The cost of the air data boom, inclusive of the fabrication and installation of all the aforementioned sensors, is provided in Table II. This table outlines the production expenses. Furthermore, a comparative cost analysis has been conducted with commercially available alternatives. This comparison includes the 100400 Mini Air Data Boom by SpaceAge

Control [18], and the Flight Test Boom FTB-1 (P/N: SIM-6D0-87B) offered by Swiss Air Data [19]. This comparative evaluation assesses the cost-effectiveness of the developed air data boom.

TABLE II. COMPARATIVE COST ANALYSIS

Component	Developed (USD)	100400 (USD)	FTB-1 (USD)
Sensors	75.79	-	-
3D Printing Parts	9.74	-	-
Fastener and Bearing	11.92	-	-
Others (Assembly, etc.)	50.00	-	-
Total Cost	147.45	4,610.00	4,434.60

III. SENSOR SETUP

This section provides an overview of the sensor setup for wind tunnel testing and data collection during testing.

A. Sensor Mounting

The experiments were conducted in the wind tunnel located at the Laboratory of Aerodynamics within the School of Mechanical Engineering at Suranaree University of Technology. The wind tunnel is an open-circuit subsonic type, with a working section measuring 30 x 30 cm and a maximum flow velocity of 44.4 m/s. Flow velocity control is achieved using a double butterfly valve.

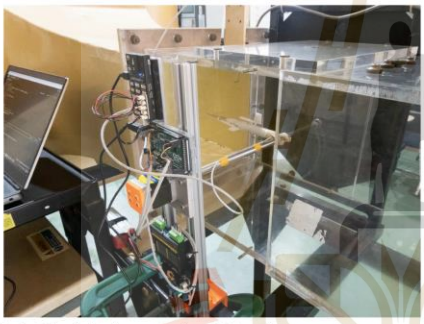


Fig. 6. The air data boom setup in wind tunnel.

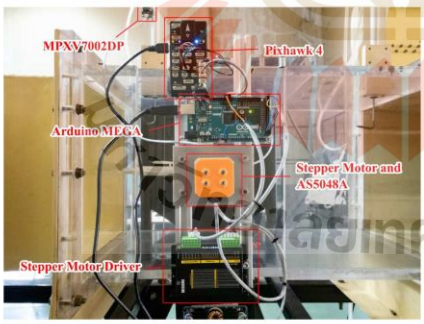


Fig. 7. The automatic tester which was constructed for the experimental procedures in wind tunnel.

A significant aspect of the experimental procedure involved testing the airflow angle sensors at various angles. To achieve this, an adjustable but fixed structure was utilized, allowing for the modification of the angle and subsequent fixation during testing. The air data boom was mounted on a 12 mm-diameter shaft in the working section of the wind tunnel. This shaft, capable of pitching about one axis, was connected to a C-42STM03 stepper motor with 3600 steps per revolution, ensuring precise control over the angle adjustment. The structure was constructed using aluminum profiles and exhibited high rigidity, ensuring that the angle could be adjusted and then securely fixed during the test, as shown in Fig. 6 and 7.

The instrument employed to capture the reference airspeed was the MPXV7002DP differential pressure sensor, which had been previously calibrated using a tube manometer specific to the wind tunnel. It was connected to a pitot-static probe within the wind tunnel using silicon tubing. Additionally, an AS5048A magnetic rotary position sensor was mounted on the stepper motor to provide feedback and capture the reference angle.

B. Control and Data Acquisition

An Arduino MEGA microcontroller is dedicated to serving as the controller for the stepper motor, overseeing the control and data acquisition from the reference source. The angle of the pivoting platform of the automatic tester is regulated by interfacing the microcontroller with a stepper motor driver, which precisely controls the rotation direction and speed using two digital pin signals. Additionally, the microcontroller communicates with an AS5048A magnetic rotary position sensor via the SPI bus and interfaces with MPXV7002DP analog differential pressure sensors connected to analog inputs, which are then sampled by 10-bit ADCs.

The microcontroller transmits all reference data to a Pixhawk4 board through the I2C bus. The SDP33 and AS5600L sensors of the air data boom also use the I2C bus to communicate with the Pixhawk4 board in a similar manner.

C. Data Collection on Pixhawk4

The Pixhawk 4 board, running on PX4 firmware, serves as an open-source platform that can be tailored to accommodate various applications [20]. This study extends its functionality by customizing it to support data acquisition from both the Arduino MEGA and the air data boom. Custom drivers have been developed and integrated into the system to gather sensor data from these devices. The source code for these modifications is available online at https://github.com/jameuas/PX4-Autopilot/tree/airdata_boom.

Moreover, the PX4 flight stack allows for the configuration of logged information through the logger module. The system records data, or uORB topics, from the custom sensor device and writes ULog files to the SD card. These files are essential for evaluating data measurements from the air data boom, with data being collected at a rate of 10 Hz for this study.

Furthermore, MAVLink messages related to air data measurements can be customized to utilize the MAVLink Inspector within QGroundControl (QGC) [21]. This feature provides real-time information and graphical charts of MAVLink traffic. The connection between the PX4 autopilot system and QGC can be established using either a USB cable or telemetry.

IV. Sensor Measurement and Implementation

This section presents the testing and implementation of sensors for the UAVs. Prior to testing, the air data boom is aligned parallel to the wind tunnel section using a laser level.

A. Airspeed Measurement

One key advantage of the SDP33 sensor for differential pressure measurement is its ability to function without the need for prior calibration. The airspeed can be determined through the driver and module integrated into the PX4 firmware. However, to ensure the reliability of the sensor, its accuracy will be assessed through testing in a wind tunnel.

During the wind tunnel testing of the airspeed sensor, various wind speeds are adjusted and evaluated, ranging from approximately 10 to 30 m/s, respectively. Each of these wind speeds is tested for a duration of approximately one minute. The results of these tests are presented in Fig. 8.

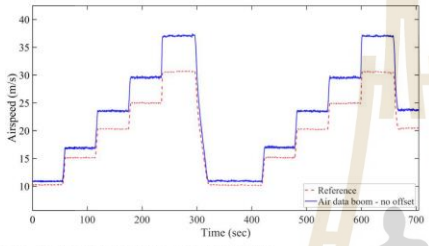


Fig. 8. Test results for airspeed measurements.

In Fig. 8, the SDP33 sensor of the air data boom exhibits an offset and scale error in the data measurements. In the PX4 firmware, the initial setup of the airspeed sensor requires calibration before flight to determine an offset [22]. The PX4 firmware can estimate the scale applied during landing or in-flight testing, which often helps avoid dangerous situations such as stalls when the airspeed sensor is poorly calibrated at the start of the flight [23].

To ensure the reliability of the sensor in this testing, the offset and scale values for airspeed were adjusted using the SENS_DPRES_OFF and ASPD_SCALE_1 parameters in the PX4 firmware. This adjustment was performed through the QGC software. Subsequently, another round of testing was conducted, and the results are presented in Fig. 9. The mean values, standard deviations, and 95% confidence intervals of the errors are calculated and provided in Table III. The statistical table demonstrates the accurate measurement of airspeed by the air data boom sensor.

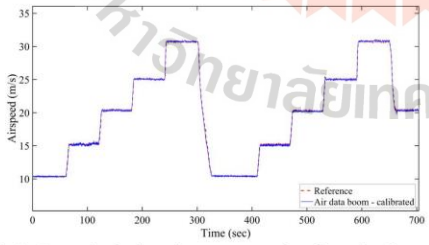


Fig. 9. Test results for airspeed measurements after offset and scale.

B. Airflow Angle Measurement

The measurement systems for AoA and AoS offer significant advantages, primarily due to their utilization of vanes for measurement. As the wind vane rotates, the position of the magnet changes, allowing for a direct and precise measurement of rotation in degrees using a magnetic rotary position sensor. To ensure the reliability and accuracy of the AoA and AoS sensing systems, both sensors are constructed using the AS5600L magnetic rotary position sensor, and the wind vane is fabricated using 3D printing. Since the sensors and wind vane are essentially identical, it is assumed that the measurement results are consistent. Therefore, only one sensor, referred to as the airflow angle sensor, is employed for testing.

The testing procedure covers a sinusoidal angle range within the typical flight envelope for small UAVs, specified as -15 to 15 degrees. This testing is conducted at an airspeed of approximately 20 m/s, representing the typical cruise speed for small UAVs. The results are presented in Fig. 10.

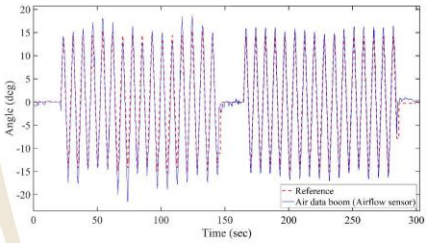


Fig. 10. Test results for airflow angle measurements at airspeed about 20 m/s

Based on the results of the sinusoidal angle test, the errors have been calculated and are provided in Table III. The statistical table demonstrates that an airflow sensor exhibits a systematic bias toward underestimating the angle of attack, with an average mean error of approximately -0.2517 degrees. The measurement errors also show variability, with a standard deviation of 2.066 degrees, indicating inconsistency in the performance of the sensor. However, it is worth noting that this bias and variability fall within an acceptable tolerance range for the errors in the context of small UAVs for this study.

TABLE III. Air Data Boom Validation Error Statistics

Sensor	Mean Error	Standard Deviation	95% Confidence Interval
Airspeed (m/s)	-0.0481	0.1782	(-0.0523, -0.0439)
Aiflow Angle (deg)	-0.2517	2.066	(-0.3258, -0.1777)

C. Data Implementation for UAVs

Data collection for sensor testing was conducted using the Pixhawk 4 board. Real-time visualization of the data was accomplished through the utilization of QGC, as shown in Fig. 11. The PX4 firmware was customized to enable sensor data acquisition via the I2C interface of the board, employing the corresponding sensor driver. The acquired data was stored in uORB topics and subsequently written to a ULog file using the logger module. This ULog file was then saved to an SD card. Additionally, the MAVLink module was employed to stream MAVLink messages, enabling the display of values in the QGC on the MAVLink Inspector for monitoring purposes.

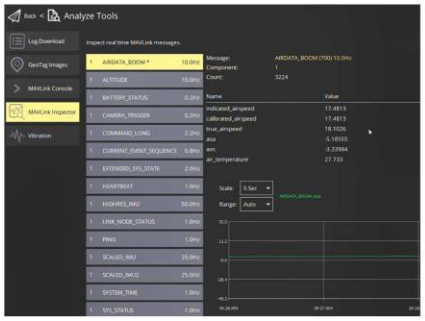


Fig. 11. Data on MAVLink Inspector in QGC.

V. Conclusion and Future Work

In this study, the design and development of a low-cost air data boom for air data measurement, evaluation of its reliability through wind tunnel testing, and demonstration of its successful implementation on the commercially available PX4-based Pixhawk 4 autopilot board for small fixed-wing UAVs are presented. Key contributions of this work include the design and integration of sensor system components, such as pitot-static probes, a differential pressure sensor, a wind vane, and a magnetic rotary position sensor, into the air data boom. The experimental setup in the wind tunnel allowed for comprehensive testing of airspeed and airflow angle measurements.

The results of the wind tunnel testing demonstrated that the airspeed sensor of the air data boom, based on the SDP33 differential pressure sensor, provided accurate measurements once properly calibrated. The systematic bias and variability in the measurements were within acceptable tolerances for small UAV applications. Additionally, the airflow angle sensor, based on the AS5600L magnetic rotary position sensor, exhibited only a minor systematic bias in measuring airflow angles.

Future research in this field can explore several avenues for improvement. One area of focus could involve refining the calibration procedures for the airspeed and airflow angle sensors to minimize systematic biases and enhance measurement consistency. Additionally, investigating the integration of supplementary sensors, such as GPS and IMU data, could significantly enhance the accuracy and reliability of air data measurements, especially in challenging flight conditions. Furthermore, conducting field tests under various weather conditions and flight profiles would help assess the performance of the air data boom in practical UAV applications.

References

[1] G. K. Fourlas and G. C. Karras, "A Survey on Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Methods for Unmanned Aerial Vehicles," *Machines,* 2021.

[2] N. V. Hoffer, C. Coopmans, A. M. Jensen, and Y. Chen, "A Survey and Categorization of Small Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle System Identification," *Journal of Intelligent & Robotic Systems,* vol. 74, no. 1, pp. 129-145, 2014/04/01 2014, doi: 10.1007/s10846-013-9931-6.

[3] M. V. Cook, "The Equations of Motion," in *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*, 3rd ed. Waltham, MA, USA: Butterworth-Heinemann, 2013, pp. 73-108.

[4] G. Zogopoulos-Papaliakos, P. Vaiopoulos, and K. J. Kyriakopoulos, "Low-cost air data instruments for fixed-wing UAVs: calibration and discussion," National Technical University of Athens, Greece, Tech. Report, April 2017.

[5] V. Klein and E. A. Morelli, *Aircraft System Identification: Theory and Practice*. Wright-Patterson Air Force Base, OH, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[6] T. Larrabee, H. Chao, M. Rhudy, Y. Gu, and M. R. Napolitano, "Wind Field Estimation in UAV Formation Flight," in *2014 American Control Conference*, 4-6 June 2014 2014, pp. 5408-5413, doi: 10.1109/ACC.2014.6859266.

[7] L. Sankaralingam and C. Ramprasadh, "Angle of Attack Measurement using Low-cost 3D Printed Five Hole Probe for UAV Applications," *Measurement,* vol. 168, p. 108379, 2021/01/15/ 2021, doi: https://doi.org/10.1016/j.measurement.2020.108379.

[8] L. Sankaralingam and C. Ramprasadh, "A Comprehensive Survey on the Methods of Angle of Attack Measurement and Estimation in UAVs," *Chinese Journal of Aeronautics,* vol. 33, no. 3, pp. 749-770, 2020/03/01/ 2020, doi: https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.11.003.

[9] D. J. Lear, "Development of a Data Acquisition System for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) System Identification," Master of Science (MS), Mechanical & Aerospace Engineering, Old Dominion University, 2017. [Online]. Available: https://digitalcommons.odu.edu/mae_etds/30

[10] J. T. Karam, "Dynamic Behavior of Angle-of-Attack Vane Assemblies," *Journal of Aircraft,* vol. 12, no. 3, pp. 190-192, 1975/03/01 1975, doi: 10.2514/3.44432.

[11] P. Mi-Hyun, K. Sung-Su, R. Chang-Kyung, C. Keeyoung, and P. Choonbae, "Development of Alpha Sensor for Unmanned Aerial Systems," presented at the 2008 SICE Annual Conference, 20-22 Aug. 2008, 2008.

[12] Sensirion. SDP33 - Digital differential pressure sensor (±1500 Pa) [Online] Available: https://sensirion.com/products/catalog/SDP33/

[13] H. Willee. Sensirion SDP3x Airspeed Sensors improve Dronecode Platform VTOL [Online] Available: https://www.dronecode.org/sensirion-sdp3x-airspeed-sensors-improves-dronecode-platform-vtol/

[14] J. T. Karam, "Dynamic behavior of angle-of-attack vane assemblies," Air Force Institute of Technology, Tech. Report AFIT TR 74-8, Dec. 1974.

[15] J. Wieringa, "Evaluation and Design of Wind Vanes," (in English), *Journal of Applied Meteorology and Climatology,* vol. 6, no. 6, pp. 1114-1122, 01 Dec. 1967 1967, doi: 10.1175/1520-0450(1967)006<1114:EADOWV>2.0.CO;2.

[16] ams-OSRAM. AS5600L Magnetic Rotary Position Sensor [Online] Available: https://ams.com/en/as5600l

[17] JLCPCB. 3D Printing Materials: Stereolithography (SLA) [Online] Available: https://3d.jlcpcb.com/help/catalog/87-Stereolithography-(SLA)

[18] SpaceAge Control. Air Data Probes and Sensors for Small- and Mid-Sized Aircraft [Online] Available: https://spaceagecontrol.com/Main/Mrd-00-004

[19] Swiss Air-Data. Flight Test Boom FTB-1 [Online] Available: https://www.swiss-airdata.com/products/ftb1

[20] PX4 Autopilot. PX4 Development : PX4 User Guide [Online] Available: https://docs.px4.io/main/en/development/development.html

[21] Dronecode. MAVLink Inspector : QGroundControl User Guide [Online] Available: https://docs.qgroundcontrol.com/master/en/analyze_view/mavlink_inspector.html

[22] Dronecode. Sensor Setup (PX4) [Online] Available: https://docs.qgroundcontrol.com/master/en/SetupView/sensors_px4.html

[23] PX4 Autopilot. Airspeed Params [Online] Available: https://github.com/PX4/PX4-Autopilot/pull/19787

ประวัติผู้เขียน

นายนันทวัฒน์ แซ่ตั่น เกิดเมื่อวันพุธ ที่ 4 ธันวาคม พ.ศ. 2539 เกิดที่อำเภอขุขันธ์ จังหวัดศรีสะเกษ สำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรีวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (วิศวกรรมอากาศยาน) เกียรตินิยมอันดับหนึ่ง จากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา เมื่อ พ.ศ. 2562 โดยขณะกำลังศึกษาระดับปริญญาตรีได้รับทุนโควตาผู้มีความสามารถทางด้านวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีจากทางมหาวิทยาลัย และในปีเดียวกันนี้ ได้เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี โดยรับทุนการศึกษาสำหรับผู้มีศักยภาพเข้าศึกษาระดับบัณฑิตศึกษา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี