

การสร้างแบบจำลองและการจำลองคุณลักษณะทางพลวัตในการบินของ

อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก Sky Surfer

Modeling and Simulation of Sky Surfer Small UAV Flight Dynamic Characteristics

เจนวิทย์ คำฟู^{1,*}, กนก ทองสว่าง² และ คมกริช แก้วฉาย³

^{1,2,3}ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยานกองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน

กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทราชูทิศราช

171/1 พหลโยธิน เขตสายไหม แขวงสายไหม กรุงเทพฯ 10220

E-mail : ¹ janewit_kamp@rtaf.mi.th

Received: August 14, 2018

Revised: September 25, 2018

Accepted: September 28, 2018

บทคัดย่อ

การแผนแบบจำลองการบินเพื่อศึกษาและวิเคราะห์พลวัตของอากาศยานไร้คนขับตั้งแต่ขั้นตอนการแผนแบบขั้นต้นก่อนนำไปสร้างนั้น ประเด็นสำคัญ ได้แก่ แบบจำลองพลวัตซึ่งสามารถจำลองพฤติกรรมทางพลวัตของอากาศยานและสถานะของอากาศยาน ณ เวลาหนึ่งๆ เพื่อกำหนดสภาพการบินในการปฏิบัติการกิจ ในกรณีที่ต้องการศึกษาพลวัตของอากาศยานไร้คนขับที่ได้รับการแผนแบบจากท่านอื่นที่ได้ผลิตขึ้นใช้งานแล้วนั้น การนำข้อมูลดังกล่าวมาใช้ประกอบเป็นข้อมูลตั้งต้นในการเพิ่มสมรรถนะของอากาศยานนั้น จำเป็นต้องอาศัยกระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับเพื่อให้ได้มาซึ่งค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของอากาศยานไร้คนขับในกรณีที่ต้องการจะศึกษา อันประกอบด้วยข้อมูลต่างๆ ของอากาศยาน อาทิ เช่น ปีก ลำตัว แพนหางระดับ แพนหางค้ำ สภาพการบิน คุณสมบัติเกี่ยวกับมวล โมเมนต์ความเฉื่อยและผลคูณของโมเมนต์ความเฉื่อย คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ คุณสมบัติของเครื่องยนต์ที่ใช้ โดยบทความนี้นำเสนอขั้นตอนในการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการจำลองคุณลักษณะทางพลวัตในการบินของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก Sky Surfer ด้วยกระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับเพื่อเป็นกรณีศึกษาความมีเสถียรภาพและการควบคุมรวมถึงการตอบสนองต่อการส่งสัญญาณจากพื้นบังคับหลักเพื่อนำไปใช้ประกอบการออกแบบระบบควบคุมอัตโนมัติต่อไป

คำสำคัญ: การสร้างแบบจำลองและการจำลอง; คุณลักษณะทางพลวัตในการบิน; อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก

ABSTRACT

Dynamic modeling, which capable of simulating the aircraft dynamic behavior and performance at any time, is the heart of studying and analysis of UAV (which have been designed since conceptual phase before being fabricated) flight dynamic characteristics after the flight condition is designated. However, to enhance performance of the interested UAV which have been designed and fabricated by others, hence the reverse engineering process is required in order to obtain its parameters like geometric properties e.g. wing, fuselage, horizontal tail, vertical tail, flight conditions, mass, moment and product of inertia, aerodynamic property, engine property etc. . Once all these parameters are obtained, the study and analysis of its flight dynamic characteristics are possible. This paper addressses the step in mathematical modeling and simulation of Sky Surfer small UAV

flight dynamic characteristics by using reverse engineering process to study stability and control and the UAV response to the primary control surface input which will be utilized in automatic flight control system design phase later on.

Keywords: Modeling and Simulation; Flight Dynamic Characteristics; Small UAV

1. บทนำ

ตลอดระยะเวลา 10 ปีที่ผ่านมา การวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับมีการขยายตัวอย่างรวดเร็ว ในส่วนของกองทัพอากาศโยนโยบใน เรื่องการออกแบบและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับเพื่อใช้ในการปฏิบัติการหลักของกองทัพอากาศ อาทิ เช่น การเฝ้าตรวจการณ์, การลาดตระเวนและการข่าว โดยมีอากาศยานไร้คนขับที่ได้รับการออกแบบและพัฒนาโดยกองทัพอากาศ อาทิ เช่น Closed-Range Tactical UAV, Tiger Shark เป็นต้น โดยมุ่งหวังให้เกิดองค์ความรู้จากการวิจัยและพัฒนา เพื่อนำไปขยายผลสู่สายการผลิต หลังจากได้รับการรับรองมาตรฐานอาวุธยุทโธปกรณ์จากกระทรวงกลาโหม อันเป็นส่วนหนึ่งในการลดปัญหาการนำเข้าอาวุธยุทโธปกรณ์จากต่างประเทศ อีกทั้งเป็นการตอบสนองนโยบายของกระทรวงกลาโหม และรัฐบาลในการพึ่งพาตนเองเพื่อให้เกิดความมั่นคงและยั่งยืนของประเทศในอนาคต[1][2][3]

การนำอากาศยานไร้คนขับไปใช้ปฏิบัติการในห้วงอากาศนั้น จำเป็นต้องมีการวิเคราะห์และทดสอบทางด้านสมรรถนะ เสถียรภาพ และการควบคุมโครงสร้างการจำลองการบินทดสอบด้วยเครื่องจำลองการบิน (Flight Simulator) เพื่อให้เกิดความปลอดภัยสูงสุดเป็นอันดับแรก ดังนั้น การจำลองการบินเพื่อศึกษาพลวัตของอากาศยานจึงเป็นขั้นตอนที่สำคัญยิ่ง เพื่อประเมินประสิทธิภาพในการออกแบบก่อนดำเนินการสร้างอากาศยานต้นแบบต่อไป

ในการแผนแบบจำลองการบินเพื่อศึกษาและวิเคราะห์พลวัตของอากาศยานไร้คนขับ ตั้งแต่ขั้นตอนการแผนแบบขั้นต้นก่อนนำไปสร้าง ประเด็นสำคัญ ได้แก่ แบบจำลองพลวัตที่สามารถจำลองพฤติกรรมทางพลวัตของอากาศยานและสถานะของอากาศยาน ณ เวลาหนึ่งๆ

เมื่อกำหนดสภาพการบินในการปฏิบัติการกิจ อย่างไรก็ตาม เพื่อต้องการศึกษาพลวัตของอากาศยานไร้คนขับที่ได้รับ การแผนแบบจากท่านอื่นที่ได้ผลิตขึ้นใช้งานแล้วนั้น การนำข้อมูลดังกล่าวข้างต้นมาประกอบในการเพิ่มสมรรถนะของอากาศยานนั้น จำเป็นต้องอาศัยกระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับเพื่อให้ได้มาซึ่งค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของอากาศยานไร้คนขับในกรณีที่ต้องการจะศึกษา ค่าพารามิเตอร์เหล่านั้น ประกอบด้วย ข้อมูลด้านต่างๆ ของอากาศยาน อาทิ เช่น ปีก ลำตัว แพนหางระดับ แพนหางตั้ง สภาพการบิน คุณสมบัติเกี่ยวกับมวล โมเมนต์ ความเฉื่อยและผลคูณของโมเมนต์ความเฉื่อย คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ คุณสมบัติของเครื่องยนต์ที่ใช้

บทความนี้นำเสนอขั้นตอนในการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการจำลองคุณลักษณะทางพลวัตในการบินของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก Sky Surfer ที่สามารถนำมาเป็นชุดทดลองประกอบการเรียนการสอนในวิชากลศาสตร์การบิน โดยกระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับ โดยบทความนี้ประกอบด้วย หัวข้อที่ 2 อธิบายเกี่ยวกับวิศวกรรมย้อนกลับเพื่อหาค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของอากาศยานไร้คนขับ Sky surfer หัวข้อที่ 3 อธิบายการสร้างแบบจำลองหัวข้อที่ 4 อภิปรายผลลัพธ์ที่ได้จากการจำลองพลวัตการบิน และหัวข้อที่ 5 เป็นการสรุปและข้อเสนอแนะ ตามลำดับ

2. วิศวกรรมย้อนกลับ

การออกแบบอากาศยานหรืออากาศยานไร้คนขับต้องอาศัยองค์ความรู้ด้านวิศวกรรมอากาศยานและการบินในทุกมิติ กล่าวคือ อากาศพลศาสตร์ การขับเคลื่อนอากาศยาน โครงสร้างอากาศยาน กลศาสตร์การบิน และการควบคุม

อัตโนมัติ ในการออกแบบอากาศยานขึ้นใหม่ให้ตรงตามความต้องการของผู้ใช้งานหรือลูกค้า เพื่อปฏิบัติการกิจต่าง ๆ นั้น ประกอบด้วยขั้นตอนหลักในการออกแบบ 3 ขั้นตอนได้แก่ 1) การออกแบบเชิงหลักการ (Conceptual Design) 2) การออกแบบขั้นต้น (Preliminary Design) และ 3) การออกแบบโดยละเอียด (Detailed Design) โดยแต่ละขั้นตอนของการออกแบบมีรายละเอียดการคำนวณทางวิศวกรรมที่แตกต่างกัน ซึ่งการคำนวณดังกล่าวเป็นการคำนวณที่มีจำนวนของค่าพารามิเตอร์ และจำนวนตัวแปรที่เกี่ยวข้องในปริมาณมาก และมีการคำนวณซ้ำๆ เพื่อนำมาวิเคราะห์เปรียบเทียบ และตรวจสอบค่า สมรรถนะอากาศยาน ความมีเสถียรภาพ และการควบคุม ที่ต้องเป็นไปตามข้อกำหนด โดยมีทีมวิศวกรผู้ออกแบบ เป็นผู้ดูแลข้อมูลของค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของอากาศยานทั้งหมด

อย่างไรก็ตามในกรณีที่ต้องการศึกษาพลวัตของอากาศยานหรืออากาศยานไร้คนขับที่ได้รับการออกแบบจากท่านอื่นที่ได้ผลิตขึ้นใช้งานแล้วนั้น การนำข้อมูลดังกล่าวข้างต้นมาใช้ประกอบในการเพิ่มสมรรถนะของอากาศยานนั้น ต้องอาศัยกระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับเพื่อให้ได้มาซึ่งค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของอากาศยานไร้คนขับที่ต้องการจะศึกษาซึ่งจะประกอบด้วย มิติต่าง ๆ ของอากาศยาน อาทิ เช่น ปีก ลำตัว แพนหางระดับ แพนหางดิ่ง สภาวะการบิน คุณสมบัติเกี่ยวกับมวล โมเมนต์ความเฉื่อย และผลคูณของโมเมนต์ความเฉื่อย คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ คุณสมบัติของเครื่องยนต์ที่ใช้ อันเป็นส่วนช่วยทำให้ลดระยะเวลาในการออกแบบได้เป็นอย่างมาก [4]

กระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับเริ่มต้นด้วยการเลือกอากาศยานที่สนใจในการศึกษา จากนั้นสร้างหุ่นจำลองอากาศยานในคอมพิวเตอร์โดยใช้เครื่องกราดภาพ (Scanner) สามมิติ นำผลที่ได้ นำเข้าสู่โปรแกรมคอมพิวเตอร์ช่วยออกแบบ (Computer Aided Design) เพื่อวัดค่ามิติของส่วนประกอบต่าง ๆ ของอากาศยาน และชนิดของแพนอากาศที่ใช้ในการสร้างปีก แพนหางดิ่งและแพนหางระดับ ไฟล์หุ่นจำลองที่ได้นำเข้าสู่โปรแกรมพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamic) หรือ โปรแกรม CFD เพื่อประมาณค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์

ในย่านความเร็วที่ต้องการ จากนั้นทำการหาค่าคุณสมบัติเกี่ยวกับมวล ซึ่งประกอบด้วย น้ำหนักรวม โมเมนต์ความเฉื่อยและผลคูณของโมเมนต์ความเฉื่อย ตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงด้วยการชั่ง และใช้โปรแกรม XFLR5 เมื่อสิ้นสุดกระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับ จะได้ค่าพารามิเตอร์ ทั้งหมดที่สามารถนำไปประกอบในการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อไป

2.1 อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก Sky Surfer

อากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer เป็นอากาศยานที่มีขนาดปีกบน กางปีก 55 in หรือ 1.4 m ความยาวลำตัว 36.5 in หรือ 0.925 m พื้นที่ปีก 26 dm² มีตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงอยู่ที่ระยะ 71mm วัดจากชายหน้าปีก มีน้ำหนัก 650 g ระบบขับเคลื่อนใช้มอเตอร์ไฟฟ้า และใบพัดแบบผลึก ทำจาก EPO (Expanded Poly Olefin) โฟม ดังแสดงในรูปที่ 1



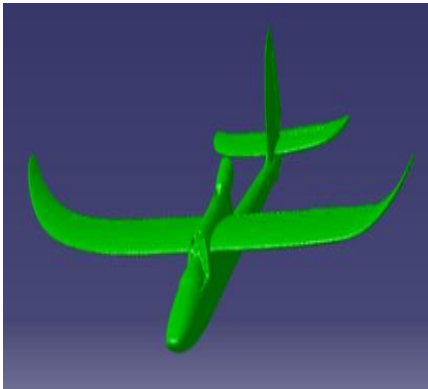
รูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก Sky Surfer[5]

2.2 การหามิติด้วยกระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับ เนื่องจากค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer ที่ระบุมาในคู่มือ [5] นั้นไม่เพียงพอที่จะนำไปประกอบในการสร้างแบบจำลองเพื่อศึกษาคุณลักษณะทางพลวัตในการบิน ดังนั้นจึงมีความจำเป็นต้องประยุกต์ใช้กระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับ เพื่อหาค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวกับมิติต่างๆ ของตัวอากาศยานที่จำเป็นต่อการคำนวณ โดยใช้เครื่องกราดภาพสามมิติในการสร้างหุ่นจำลองของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer ในรูปแบบของไฟล์คอมพิวเตอร์ เริ่มจากการติดจุดรับแสงบนลำตัวอากาศยานเพื่อเป็นจุดอ้างอิงก่อนทำการกราดภาพ ดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 การกราดภาพด้วยเครื่องกราดภาพสามมิติ [6]

ผลที่ได้จากการกราดภาพแสดงเป็นไฟล์ของหุ่นจำลอง ซึ่งอยู่ในรูปแบบของไฟล์ที่มีนามสกุล *.stl ดังแสดงในรูปที่ 3



รูปที่ 3 หุ่นจำลองของอากาศยานจากการกราดภาพด้วยเครื่องกราดภาพสามมิติ [6]

จากนั้น นำไฟล์หุ่นจำลองของอากาศยานที่ได้ นำเข้าสู่โปรแกรม CAD เพื่อทำการตัดส่วนปีก แพนหางคั้งและแพนหางระดับ พร้อมทั้งวัดมิติของส่วนประกอบต่างๆ อาทิ เช่น ปีก ลำตัว หาง และแพนอากาศที่ใช้ ของตัวอากาศยาน ผลที่ได้ดังแสดงในตารางที่ 1

ตารางที่ 1 ค่ามิติด้านรูปร่าง มุมติดตั้ง ส่วนประกอบต่างๆ ของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer

สัญลักษณ์	ความหมาย	ค่าที่ได้
S	พื้นที่ปีก	0.226 m ²
c	คอร์ดเฉลี่ย	0.163 m
b	ความยาวปีก	1.380 m
l	ลำตัวยาว	0.919 m

h	ความสูง	0.227 m
X _{cg}	ระยะจุดศูนย์กลางถ่วงวัดจากหัวเครื่อง	0.318 m
W	น้ำหนัก	0.666 kg
Γ _w	มุมติดตั้งปีก	3.26 deg
Γ _t	มุมติดตั้งหาง	-2.02 deg
X _w	ความยาวส่วนหัวถึงชายหน้าปีก	0.247 m
Z _w	ความสูงจากเส้นอ้างอิงแนวแกนลำตัว ถึงคอร์ดของปีก	0.06 m
X _h	ความยาวจากหัวเครื่องถึงแพนหางระดับ	0.817 m
Z _h	ความสูงจาก เส้นอ้างอิงแนวแกนลำตัวถึงคอร์ดของแพนหางระดับ	0.024 m
X _v	ความยาวจากหัวเครื่อง ถึงแพนหางคั้ง	0.774 m
Z _v	ความสูงจาก เส้นอ้างอิงแนวแกนลำตัวถึงแพนหางคั้ง	0.024 m

ภาพเขียนมุมมองต่างๆ ของอากาศยาน แสดงภาพวาดสามมุมมองจากด้านบน ด้านหน้าและด้านข้าง ของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer โดยแต่ละมุมมองจะมีมิติกำกับดังแสดงในรูปที่ 4



รูปที่ 4 การหาค่ามิติต่าง ๆ จากหุ่นจำลองของอากาศยานด้วยโปรแกรม CAD [6]

ผลของการวัดค่ามิติต่าง ๆ จากขั้นตอนการทำวิศวกรรมย้อนกลับ เมื่อเปรียบเทียบกับค่าที่แสดงไว้ในคู่มือของบริษัทผู้ผลิต แสดงให้เห็นว่ามีความคลาดเคลื่อนเล็กน้อย อาทิ เช่น ความยาวลำตัวคลาดเคลื่อน 0.64% กางปีกคลาดเคลื่อน 1.42% พื้นที่ปีกคลาดเคลื่อน 13.07% โดยค่ามิติที่มีความคลาดเคลื่อนมากกว่า 10% จะใช้ค่าที่แสดงไว้ในคู่มือของบริษัทผู้ผลิต

2.3 การหามวลและโมเมนต์ความเฉื่อย

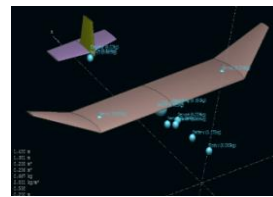
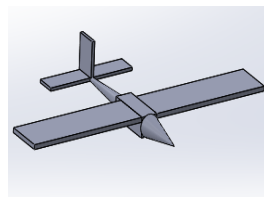
การศึกษาพลวัตของอากาศยานไร้คนขับคุณสมบัติที่เกี่ยวข้องมวลและโมเมนต์ความเฉื่อยเป็นค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญ เพื่อจะนำมาใช้ประมาณตำแหน่งของจุดศูนย์กลางถ่วงเพื่อกำหนดแรงและโมเมนต์ที่เกิดขึ้นขณะบินที่สภาวะการบินต่าง ๆ การประมาณค่าโมเมนต์ความเฉื่อย มี 3 วิธี ได้แก่ 1) วิธีการคำนวณ เป็นวิธีที่ประหยัดที่สุดเหมาะสำหรับวัตถุที่มีรูปร่างเรขาคณิตเนื่องจากมีสูตรการคำนวณที่เป็นมาตรฐาน 2) วิธีการทดลอง อาศัยหลักการของการแกว่งแบบเพนดูลัม(Pendulum) [7-8] วิธีนี้มีความสลับซับซ้อนและมีค่าใช้จ่ายสูงในการทดลอง แต่ผลที่ได้มีความคลาดเคลื่อนน้อยที่สุด [9] และ 3) วิธีการใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ [10] อาทิ เช่น XFLR5 [11] โดยมีการกำหนดมวล ตำแหน่งของอุปกรณ์ต่างๆ และความหนาแน่นของวัสดุให้กับอากาศยานที่ได้รับการออกแบบไว้ วิธีนี้ให้ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยที่มีความคลาดเคลื่อนเป็นที่ยอมรับได้ ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับความละเอียดของข้อมูลที่ป้อนเข้าสู่โปรแกรม

สำหรับการประมาณค่าโมเมนต์ความเฉื่อยในบทความนี้ใช้วิธีที่ 1 และวิธีที่ 3 โดยใช้โปรแกรม XFLR5 ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้จากทั้งสองวิธีแสดงเปรียบเทียบไว้ในตารางที่ 2

ตารางที่ 2 การเปรียบเทียบการประมาณค่าโมเมนต์ความเฉื่อยจากการคำนวณและจากโปรแกรม XFLR5

โมเมนต์ความเฉื่อย	การคำนวณ	XFLR5	ค่าความแตกต่าง
I_{xx}	0.023	0.020	14%
I_{yy}	0.092	0.044	52%
I_{zz}	0.123	0.063	49%
I_{xz}	-0.017	-0.001	105%

และการเปรียบเทียบหุ่นจำลองที่ใช้สำหรับการประมาณค่าโมเมนต์ความเฉื่อย ดังแสดงในรูปที่ 5



รูปที่ 5 การเปรียบเทียบหุ่นจำลองที่ใช้สำหรับการประมาณค่าโมเมนต์ความเฉื่อย [6]

การประมาณค่าโมเมนต์ความเฉื่อย ด้วยวิธีที่ 1 หรือ วิธี Components Buildup Method [11] สามารถแบ่งส่วนประกอบต่างๆ ของอากาศยานไร้คนขับ อาทิ เช่น ปีก ลำตัว และชุดพวงหางเป็นต้น จากนั้นแทนด้วยรูปทรงเรขาคณิตอย่างง่าย เพื่อนำมาคำนวณด้วยสมการที่ (1) - (4) ตามลำดับ

$$I_{xx} = \sum_{i=1}^n \bar{I}_{x_i} + (m_i d_{x_i}^2) \quad (1)$$

$$I_{yy} = \sum_{i=1}^n \bar{I}_{y_i} + (m_i d_{y_i}^2) \quad (2)$$

$$I_{zz} = \sum_{i=1}^n \bar{I}_{z_i} + (m_i d_{z_i}^2) \quad (3)$$

$$I_{xz} = \sum_{i=1}^n m_i (x_i - x_{cg})(z_i - z_{cg}) \quad (4)$$

โดยที่ $\bar{I}_{x_i}$, $\bar{I}_{y_i}$, $\bar{I}_{z_i}$ คือ โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน x, y, z ของแต่ละส่วนประกอบ, m_i คือ มวลของแต่ละส่วนประกอบ และ d_{x_i} , d_{y_i} , d_{z_i} คือ ระยะทางตั้งฉากจากแกนแต่ละแกนของส่วนประกอบถึงแกนหลักแต่ละแกนของหุ่นจำลองอากาศยานไร้คนขับ โดยแกนทั้งหมดนั้น ต้องตั้งฉากซึ่งกันและกันตามกฎมือขวา

ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยมีหน่วยเป็น kg.m^2 ผลลัพธ์ที่นำไปใช้ประกอบในการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับ ใช้ค่าที่ได้จากการประมาณโดยใช้โปรแกรม XFLR5 เนื่องจากมีค่าความคลาดเคลื่อนน้อยกว่า [6] และมีขนาดใกล้เคียงกับค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานที่มีขนาดใกล้เคียงกัน [13] การคำนวณน้ำหนักของอากาศยานทำได้โดยการติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ อาทิ เช่น มอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัด แบตเตอรี่ อุปกรณ์รับส่งสัญญาณ เซอร์โวมอเตอร์ (Servo Motor) ชุดควบคุมอัตโนมัติ จากนั้นนำไปชั่งน้ำหนักด้วยตาชั่งแบบดิจิทัล

ได้ผลลัพธ์เท่ากับ 666 g การประมาณค่าตำแหน่งของจุดศูนย์กลางทำได้ด้วยวิธีคำนวณด้วยโปรแกรม XFLR5 ซึ่งได้เท่ากับ 0.318 m โดยวัดจากส่วนหัวเครื่องในแนวแกนลำตัวหรือแกนยาว (Longitudinal Axis) ของอากาศยาน

2.4 การหาคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์

ค่าคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer พื้นฐาน อาทิ เช่น สัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน และสัมประสิทธิ์โมเมนต์ปีกเงยที่แปรเปลี่ยนตามมุมปะทะ คำนวณได้จากโปรแกรม CFD ซึ่งจำลองการไหลของอากาศผ่านหุ่นจำลองของอากาศยานไร้คนขับที่อยู่ในไฟล์คอมพิวเตอร์ ซึ่งได้จากการกราดภาพด้วยเครื่องกราดภาพสามมิติดังที่กล่าวแล้วข้างต้น ประกอบกับการประยุกต์ใช้การคำนวณเชิงตัวเลขด้วยสมการทางคณิตศาสตร์ เพื่อให้ได้ค่าสัมประสิทธิ์ของแรงและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดกับอากาศยานไร้คนขับ ขณะทำการบินที่มุมปะทะต่างๆ ผลลัพธ์ที่ได้ดังแสดงในตารางที่ 3

ตารางที่ 3 ค่าคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์จากโปรแกรม CFD

α	C_L	C_D	$\frac{C_L}{C_D}$	C_M
-6	-0.363	0.060	-6.050	0.275
-4	-0.169	0.046	-3.673	0.250
-2	0.010	0.038	0.263	0.190
0	0.206	0.031	6.645	0.197
2	0.386	0.041	9.256	0.134
4	0.583	0.049	11.706	0.046
6	0.773	0.063	12.192	-0.044
8	0.952	0.082	11.511	-0.098
10	1.110	0.113	9.823	-0.161
12	1.270	0.152	8.355	-0.235
14	1.200	0.212	5.660	-0.304

ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าสูงสุด 1.27 ที่มุมปะทะ 12 deg แรงต้านต่ำสุด 0.031 ที่มุมปะทะ 0 deg ขณะที่มุมปะทะที่ให้ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์สูงสุด 12.192 มีค่าเท่ากับ 6 deg นอกจากนี้ อากาศยานไร้คนขับมีเสถียรภาพสถิตในแนวแกนตามยาว (Longitudinal Axis) เพราะ $C_{M_\alpha} < 0$ ซึ่งเป็นไปตามทฤษฎีการมีเสถียรภาพสถิตของอากาศยาน

3. การสร้างแบบจำลอง

สมการทางคณิตศาสตร์สามารถจำลองพฤติกรรมทางพลวัตของอากาศยานหรือ แบบจำลองพลวัต (Dynamic Modeling) สร้างขึ้นจากกฎการเคลื่อนที่ของนิวตันซึ่งใช้อธิบายความสัมพันธ์ของแรงและโมเมนต์ภายนอกทั้งหมดที่มีกระทำต่อตัวอากาศยาน เป็นผลให้เกิดการเคลื่อนที่แบบต่างๆ ทั้งในแนวเส้นตรง แนวเส้นโค้ง หรือการเคลื่อนที่แบบหมุน เป็นต้น อีกทั้งทำให้อากาศยานเกิดการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งและท่าทางการบินจากสภาพการบินที่สมดุล

แรงและโมเมนต์ภายนอกที่มีกระทำ สามารถแบ่งออกได้ดังนี้ แรงและโมเมนต์ อากาศพลศาสตร์ เครื่องยนต์แรงโน้มถ่วงโลก และแรงที่เกิดจากการรบกวนภายนอก อาทิ เช่น ลมกรรโชก กระแสอากาศแปรปรวน เป็นต้น โดยในบทความนี้จะสร้างแบบจำลองพลวัตที่ไม่คำนึงถึงการรบกวนจากภายนอกที่เกิดจากลม

การเคลื่อนที่ของอากาศยานส่วนใหญ่เกิดขึ้นตามแนวแกนยาวหรือบนระนาบสมมาตร อาทิ เช่น การบินตรงระดับ การบินไต่ การบินร่อน เป็นต้น ซึ่งมีสมการการเคลื่อนที่แบบเชิงเส้นอธิบายด้วยสมการแบบเมตริกซ์ [14] ดังสมการที่ (5)

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w Z_w & M_q + M_w u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} + M_w Z_{\delta_e} & M_{\delta_T} + M_w Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix} \quad (5)$$

เมื่อ Δu , Δw , Δq และ $\Delta \theta$ เป็นการเปลี่ยนแปลงความเร็วเชิงเส้นในแนวแกน x และแนวแกน z ความเร็วเชิงมุมรอบแกน y และมุมปีกยก ตามลำดับ ซึ่งทั้งหมดเป็นตัวแปรสำคัญในการอธิบายพลวัตของอากาศยาน ไร้คนขับในและตามแกนยาว $\Delta \delta_e$ คือ การใช้พื้นบังค้ำหางเสือขึ้นลง $\Delta \delta_T$ เป็นการใช้คันโยกในการปรับแต่งค่าแรงขับจากเครื่องยนต์ สำหรับคำพารามิเตอร์อื่นๆ เป็นค่าอนุพันธ์ทางเสถียรภาพและการควบคุม ซึ่งมีค่าคงที่ตามสภาวะการบินที่กำหนด ด้วยความเร็วและความสูงที่ต้องการพิจารณา สามารถเขียนให้อยู่ในรูปของสมการปริภูมิสแตต ดังสมการที่ (6)

$$\dot{X}_{Long} = A_{Long}X_{Long} + B_{Long}U_{Long} \quad (6)$$

โดยที่ $A_{Long} \in R^{4 \times 4}$ และ $B_{Long} \in R^{4 \times 2}$

$$A_{Long} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{Long} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_e} & M_{\delta_T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$X_{Long} = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \text{ และ } U_{Long} = \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix}$$

สำหรับการเคลื่อนที่ของอากาศยาน ไร้คนขับในแนวแกนขวางและทิศทาง อาทิ เช่น การบินเลี้ยวระดับความสูงคงที่ อากาศยาน ไร้คนขับจะต้องมีการเคลื่อนที่แบบหมุนเพื่อเอียงปีกเป็นมุมเลี้ยวที่ต้องการ จากนั้นจะมีการเคลื่อนที่แบบส่ายหรือการหมุนเพื่อให้ส่วนหัวเปลี่ยนทิศทางเป็นต้น ซึ่งมีสมการการเคลื่อนที่แบบเชิงเส้น อธิบายด้วยสมการแบบเมตริกซ์ [14] ดังสมการที่ (7)

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{v} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r)g \cos \theta_0 & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (7)$$

เมื่อ Δv , Δp , Δr และ $\Delta \phi$ เป็นการเปลี่ยนแปลงความเร็วเชิงเส้นในแนวแกน y ความเร็วเชิงมุมรอบแกน x และ z และมุมเอียงปีก ตามลำดับ ซึ่งเป็นตัวแปรสำคัญในการอธิบายพลวัตของอากาศยาน ไร้คนขับในและตามแกนขวางและทิศทาง $\Delta \delta_a$ กล่าวคือ เป็นการใช้พื้นบังค้ำปีกเล็กแก้อียง $\Delta \delta_r$ เป็นการใช้พื้นบังค้ำหางเสือเลี้ยว สำหรับคำพารามิเตอร์อื่นๆ เป็นค่าอนุพันธ์ทางเสถียรภาพและการควบคุม ซึ่งมีค่าคงที่ตามสภาวะการบินที่กำหนด ด้วยความเร็วและความสูงที่ต้องการพิจารณา ซึ่งสามารถเขียนให้อยู่ในรูปของสมการปริภูมิสแตต ดังสมการที่ (8)

$$\dot{X}_{Lat} = A_{Lat}X_{Lat} + B_{Lat}U_{Lat} \quad (8)$$

โดยที่ $A_{Lat} \in R^{4 \times 4}$ และ $B_{Lat} \in R^{4 \times 2}$

$$A_{Lat} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r)g \cos \theta_0 & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{Lat} = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} X_{Lat} = \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix}$$

$$\text{และ } U_{Lat} = \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix}$$

จากสมการดังที่กล่าวมาแล้วนั้นสามารถใช้สมการที่ (5) และ (7) ในการนำไปประยุกต์เพื่อวิเคราะห์พลวัตในการบินของอากาศยาน ไร้คนขับต่อไป

4. การจำลองพลวัตในการบิน

ในการออกแบบอากาศยานขั้นต้น การจำลองพลวัตในการบินมีความจำเป็นอย่างยิ่งเพื่อการวิเคราะห์ ความมีเสถียรภาพและการออกแบบระบบควบคุม สำหรับอากาศยานแบบทั่วไป (Convention Aircraft) สามารถแบ่งการเคลื่อนที่ของอากาศยานออกเป็น 2 ส่วนซึ่งเป็นอิสระต่อกัน ดังนี้

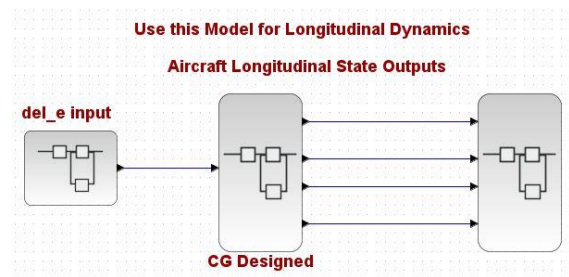
4.1 พลวัตแนวแกนยาว

ในบทความนี้ กำหนดให้ อากาศยานไร้คนขับบินตรงระดับที่ ความเร็ว 12 m/s ความสูง 500 m กำหนดให้บินตรงระดับด้วยค่าแรงขับจากเครื่องยนต์มีค่าสมมูลกับแรงต้านและมีค่าคงที่ โดยนำค่าที่ได้จากวิศวกรรมย้อนกลับ ในหัวข้อที่ 2 มาทำการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม XFLR5 ได้ค่า ดังนี้

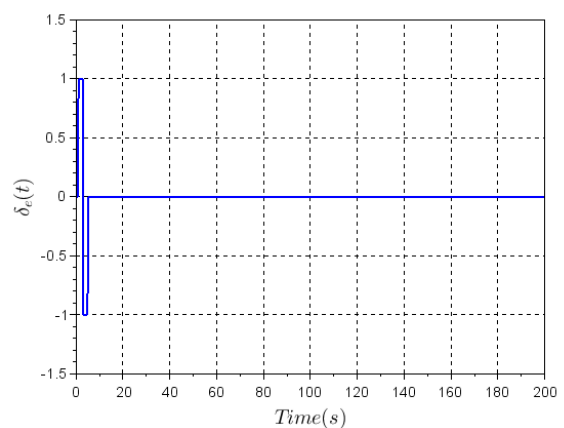
$$A_{Long} = \begin{bmatrix} -0.0167 & 0.4505 & 0 & -9.81 \\ -1.4199 & -16.354 & 11.815 & 0 \\ 0 & -5.3664 & -5.9632 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{Long} = \begin{bmatrix} 0.2999 & 0 \\ -11.235 & 0 \\ -80.5232 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ ตามลำดับ}$$

เมื่อ A_{Long} เป็นเมตริกซ์ซึ่งรวมค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer และ B_{Long} เป็นเมตริกซ์แสดงค่าสามารถในการควบคุมอากาศยานไร้คนขับ ดังนั้น การพิจารณาเสถียรภาพพลวัตและพลวัตของอากาศยานไร้คนขับตามแนวแกนยาวโดยใช้โปรแกรม Scilab/Xcos ดังแสดงในรูปที่ 6 ในการจำลองพลวัตการบินเมื่ออากาศยานถูกรบกวนจากการส่งสัญญาณที่เกิดจากการใช้พื้นบังคับหางเสือขึ้นลงแบบ Doublet กล่าวคือ มีการกระดกลงเป็นมุมขนาดหนึ่งหน่วยของศาต่อมากระดกขึ้นเป็นมุมขนาดหนึ่งหน่วยของศา ดังแสดงในรูปที่ 7

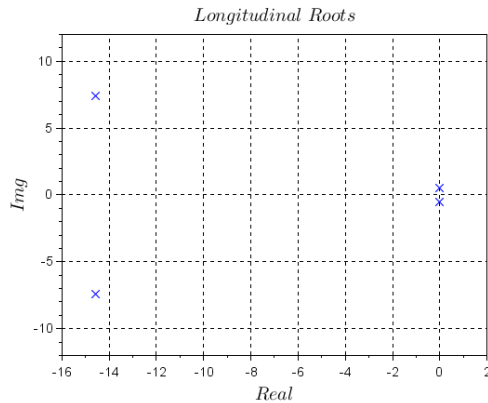


รูปที่ 6 การจำลองพลวัตการบินในแนวแกนยาวด้วยโปรแกรม Scilab/Xcos



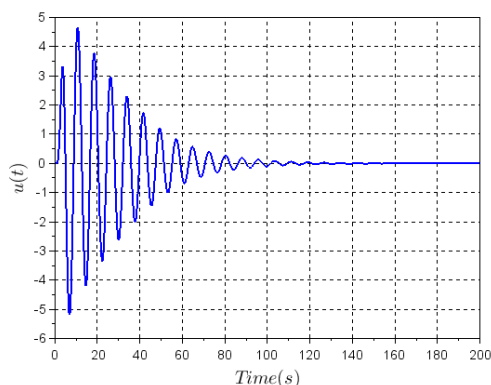
รูปที่ 7 ส่งสัญญาณ Doublet จาก การกระดกหางเสือขึ้นลง

ไอเกนแวลู (Eigen Value) หรือค่ารากของสมการคุณลักษณะเฉพาะ (Characteristic Equation) ของอากาศยานไร้คนขับในแนวแกนยาวดังแสดงในรูปที่ 8 ซึ่งจากรูปดังกล่าวตำแหน่งของค่ารากทั้งหมดอยู่ทางด้านฝั่งซ้ายของแกนจินตภาพแสดงว่าอากาศยานไร้คนขับนี้ มีเสถียรภาพพลวัตในแนวแกนยาว โดยค่ารากของสมการคู่ที่อยู่บนแกนจินตภาพจะอธิบายการเคลื่อนที่แบบฟูกอยด์ (Phugoid Mode) ซึ่งเป็นการเคลื่อนที่แบบสั่นด้วยค่าอัตราส่วนที่ต่ำเท่ากับ -0.17 และมีความถี่ธรรมชาติในการสั่น 0.68 rad/s ส่วนค่ารากค่าตอบคู่ที่อยู่ไกลออกไปทางด้านซ้ายมืออธิบายการเคลื่อนที่แบบชอตที่เร็ว ซึ่งเป็นการเคลื่อนที่แบบมีค่าอัตราส่วนที่ต่ำเท่ากับ 0.88 และมีความถี่ธรรมชาติเท่ากับ 12.73 rad/s

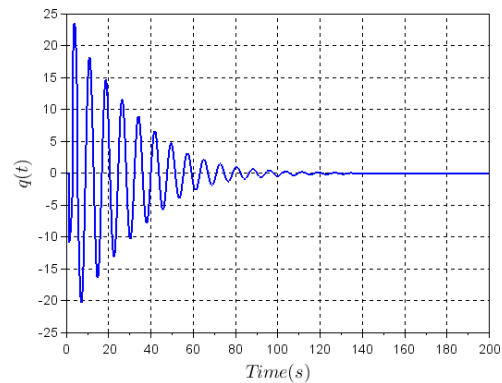


รูปที่ 8 ค่ารากคำตอบของระบบตามแนวแกนยาว

ผลที่ได้จากการจำลองพลวัตในการบินของอากาศยาน ไร้คนขับตามแนวแกนยาวด้วย โปรแกรม Scilab/Xcos โดยในรูปที่ 9 แสดงการเปลี่ยนแปลงของความเร็วเชิงเส้นในแนวแกนยาวแปรเปลี่ยนตามเวลา โดยมีค่าความเร็วที่เพิ่มขึ้นและลดลงสูงสุดเฉลี่ย 4.5 m/s และมีคาบเวลาในการปรับเข้าสู่สภาวะการบินสมดุลเดิมเท่ากับ 140 s ส่วนในรูปที่ 10 แสดงการเปลี่ยนแปลงของความเร็วเชิงมุมรอบแนวแกนขวางแปรเปลี่ยนตามเวลา โดยมีค่าความเร็วที่เพิ่มขึ้นและลดลงสูงสุดเฉลี่ย 22 deg/s และใช้เวลาในการปรับเข้าสู่สภาวะการบินสมดุลเดิม 140 s และในรูปที่ 11 แสดงการเปลี่ยนแปลงมุมปีกเงยแปรเปลี่ยนตามเวลา โดยมีค่าความเร็วที่เพิ่มขึ้นและลดลงสูงสุดเฉลี่ย 24 deg และมีเวลาในการปรับเข้าสู่สภาวะการบิน สมดุลเดิม 140 s ดังแสดงในรูปที่ 9 - 11 ตามลำดับ

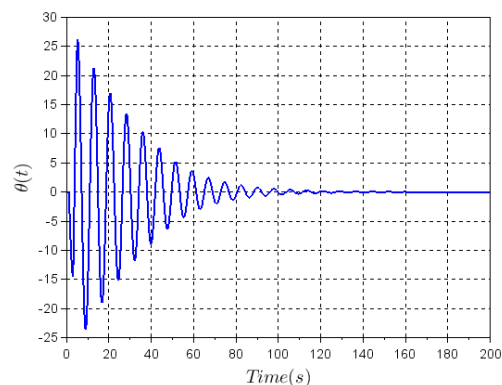


รูปที่ 9 ค่าความสัมพันธ์ระหว่าง Δu vs t ของอากาศยาน ไร้คนขับเมื่อส่งสัญญาณ (Input) ด้วยการกระดกหางเสือขึ้นลงแบบ Doublet



รูปที่ 10 ค่าความสัมพันธ์ระหว่าง Δq vs t ของอากาศยาน ไร้คนขับเมื่อส่งสัญญาณ (Input) ด้วยการกระดกหางเสือขึ้นลงแบบ Doublet

จากผลการจำลองพลวัตในการบินตามแนวแกนยาว แสดงว่าอากาศยาน ไร้คนขับมีเสถียรภาพตามแนวแกนยาว โดยมีการเคลื่อนที่แบบสั่นที่มีระยะเวลานานกว่าจะกลับเข้าสู่สภาพสมดุลเดิมได้ ซึ่งแสดงถึงการมีคุณภาพในการควบคุมที่ต่ำ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องมีการปรับปรุงเสถียรภาพด้วยการออกแบบระบบเสริมเสถียรภาพในแนวแกนยาวให้ดีขึ้นต่อไปเพื่อให้มีคุณภาพในการควบคุมตามที่ต้องการ



รูปที่ 11 ค่าความสัมพันธ์ระหว่าง $\Delta \theta$ vs t ของอากาศยาน ไร้คนขับเมื่อป้อนสัญญาณ (Input) ด้วยการกระดกหางเสือขึ้นลงแบบ Doublet

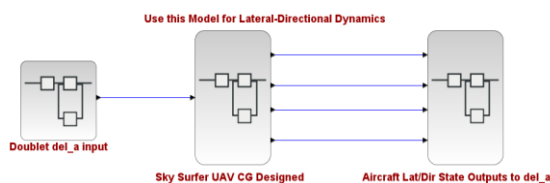
4.2 พลวัตแนวแกนขวางและทิศทาง

กำหนดให้อากาศยาน ไร้คนขับมี สภาวะการบิน เช่นเดียวกับพลวัตแนวแกนยาวในหัวข้อ 4.1 แต่พิจารณาเฉพาะการรบกวนที่เกิดจากส่งสัญญาณ (Input) ที่เกิดจากการใช้ปีกเล็กเอียงเท่านั้น ผลที่วิเคราะห์ได้ จากโปรแกรม XFLR5 จะได้ค่า ดังนี้

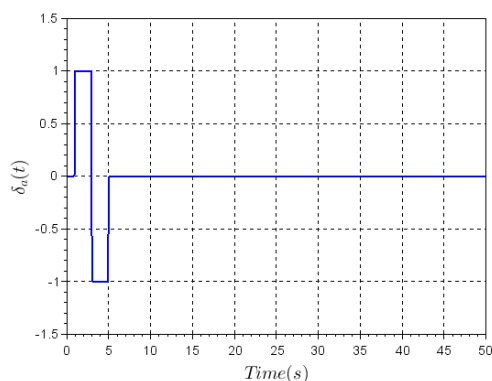
$$A_{Lat} = \begin{bmatrix} -0.5556 & -0.2486 & -16.4283 & 9.81 \\ -6.2459 & -52.1793 & 5.5339 & 0 \\ 2.3152 & -0.9676 & -1.2445 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{Lat} = \begin{bmatrix} 1.0569 & 0 \\ 653.893 & 0 \\ 3.1308 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ตามลำดับ}$$

เมื่อ A_{Lat} เป็นเมทริกซ์ซึ่งรวมค่าพารามิเตอร์ ต่าง ๆ ของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer ในแนวแกนขวางและทิศทาง และ B_{Lat} เป็นเมทริกซ์ซึ่งแสดงค่าสามารถในการควบคุมอากาศยานไร้คนขับ ดังนั้น พิจารณาเสถียรภาพพลวัตและพลวัตของอากาศยานไร้คนขับตามแนวแกนขวางและทิศทางโดยใช้โปรแกรม Scilab/Xcos ดังแสดงในรูปที่ 12 การจำลองพลวัตการบินเมื่ออากาศยานถูกรบกวนจากการส่งสัญญาณ (Input) ที่เกิดจากการใช้พื้นบังคับปีกเล็กเอียงแบบ Doublet กล่าวคือ มีการกระดกแฟลป (Flap) ทางปีกขวาขึ้นเป็นมุมขนาดหนึ่งหน่วยของศา ต่อมา กระดกแฟลป (Flap) ทางปีกขวาลงเป็นมุมขนาดหนึ่งหน่วยของศา ดังแสดงในรูปที่ 13 ตามลำดับ

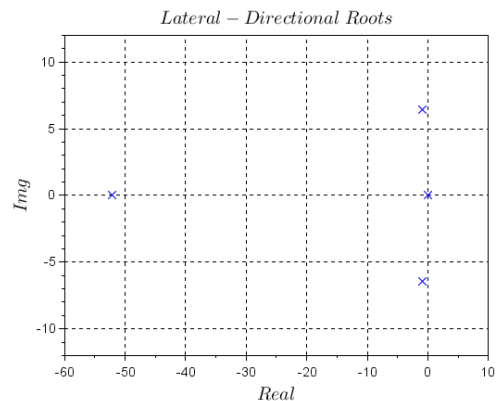


รูปที่ 12 การจำลองพลวัตการบินในแนวแกนขวางและทิศทางด้วยโปรแกรม Scilab/Xcos



รูปที่ 13 สัญญาณ (Input) แบบ Doublet จากการกระดกปีกเล็กเอียง

โดยค่ารากของสมการคุณลักษณะเฉพาะของอากาศยานไร้คนขับในแนวแกนขวางและทิศทางดังแสดงในรูปที่ 14

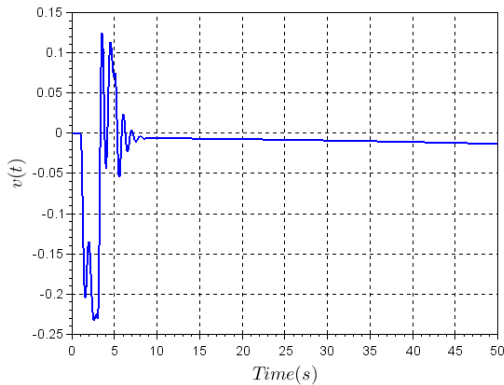


รูปที่ 14 ค่ารากของระบบในแนวแกนขวางและทิศทาง

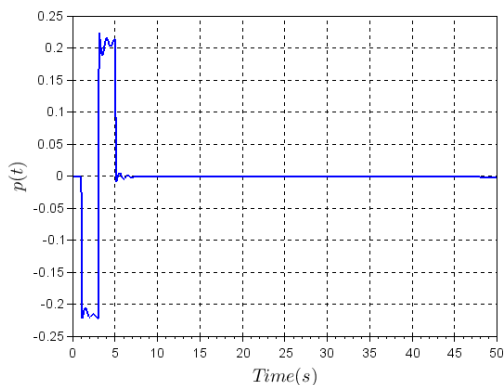
จากรูปที่ 14 แสดงให้เห็นว่าตำแหน่งของค่ารากทั้งหมดอยู่ทางด้านฝั่งซ้ายของแกนจินตภาพแปลความได้ว่าอากาศยานไร้คนขับนี้มีเสถียรภาพพลวัตในแนวแกนขวางและทิศทาง โดยค่ารากคู่ที่เป็นจำนวนเชิงซ้อนจะอธิบายการเคลื่อนที่แบบดัตช์โรลล์ ซึ่งเป็นการเคลื่อนที่แบบสั่นด้วยค่าอัตราการหน่วงที่มีค่า 0.18 และมีความถี่ธรรมชาติในการสั่นเท่ากับ 0.658 rad/s ส่วนค่ารากจำนวนจริงที่อยู่ไกลออกไปทางด้านซ้ายมือนั้นจะอธิบายถึงการเคลื่อนที่แบบโรลล์ ซับซิเดนซ์ (Roll Subsidence) ซึ่งเป็นการเคลื่อนที่แบบไม่มีการสั่นแบบมีเสถียรภาพ กล่าวคือ การที่อากาศยานจะกลับมามีในท่าทางการบินปีกระดกหลังจากถูกรบกวนให้ออกจากสภาวะการบินที่สมดุลโดยมีค่าเวลาคงที่เท่ากับ 0.019 s และค่ารากจำนวนจริงที่อยู่บนแกนจินตภาพ อันเป็นการอธิบายการเคลื่อนที่แบบสไปรอลล์ ไดเวอร์เจนซ์ (Spiral Divergence) ซึ่งเป็นการเคลื่อนที่แบบไม่มีการสั่นที่ไร้เสถียรภาพโดยมีค่าเวลาคงที่เท่ากับ 1.75 s

ผลที่ได้จากการจำลองพลวัตในการบินของอากาศยานไร้คนขับตามแนวแกนยาวด้วย โปรแกรม Scilab/Xcos ดังแสดงในรูปที่ 15 - 17 ตามลำดับ โดยรูปที่ 15 แสดงการเปลี่ยนแปลงของความเร็วเชิงเส้นในแนวแกนขวางตามเวลาโดยมีค่าความเร็วที่เพิ่มขึ้นและลดลงสูงสุดเฉลี่ย 0.15 m/s และใช้เวลาในการปรับเข้าสู่สภาวะการบินสมดุล 6 s ส่วนรูปที่ 16 แสดงการเปลี่ยนแปลงของความเร็วเชิงมุมรอบ

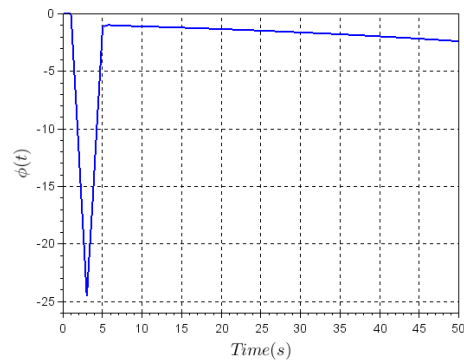
แนวแกนยาวตามเวลา โดยมีค่าความเร็วที่เพิ่มขึ้นและลดลง สูงสุดเฉลี่ย 0.22 deg/s และใช้เวลาในการปรับเข้าสู่สภาวะการบินสมดุล 2 s และรูปที่ 17 แสดงการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงปีก เมื่อมีการกระดกปีกเล็กเอียงจะทำให้ปีกด้านซ้ายของอากาศยานไ้คนขับเอียงเป็นมุม 24 deg และไม่สามารถกลับมาสู่ท่าทางการบินสมดุลเดิมได้ และมีแนวโน้มที่อากาศยานจะมีมุมเอียงปีกซ้ายเพิ่มมากขึ้นเรื่อย ๆ



รูปที่ 15 ค่าความสัมพันธ์ระหว่าง Δv vs t ของอากาศยานไ้คนขับเมื่อป้อนสัญญาณ (Input) ด้วยการกระดกปีกเล็กเอียงแบบ Doublet



รูปที่ 16 ค่าความสัมพันธ์ระหว่าง Δp vs t ของอากาศยานไ้คนขับเมื่อป้อนสัญญาณ (Input) ด้วยการกระดกปีกเล็กเอียงแบบ Doublet



รูปที่ 17 ค่าความสัมพันธ์ระหว่าง $\Delta \phi$ vs t ของอากาศยานไ้คนขับเมื่อป้อนสัญญาณ (Input) ด้วยการกระดกปีกเล็กเอียงแบบ Doublet

จากผลการจำลองพลวัตในการบินตามแนวแกนขวางและทิศทางแสดงว่าอากาศยานไ้คนขับมีเสถียรภาพตามแนวแกนขวางและทิศทางต่ำซึ่งแสดงถึงการมีคุณภาพในการควบคุมที่ต่ำ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องมีการปรับปรุงเสถียรภาพด้วยการออกแบบระบบเสริมเสถียรภาพในแนวแกนขวางและทิศทางต่อไปเพื่อให้มีคุณภาพในการควบคุมตามที่ต้องการ

5. สรุปและข้อเสนอแนะ

จากการที่ได้ทำการประยุกต์ใช้กระบวนการวิศวกรรมย้อนกลับเพื่อหาค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของอากาศยานไ้คนขับ Sky Surfer เพื่อนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และจำลองพลวัตการบิน ในขณะบินตรงระดับและได้รับการรบกวนจากการกระดกพื้นบังคัปต่าง ๆ เพื่อศึกษาการมีเสถียรภาพพลวัตและการควบคุมพบว่าอากาศยานไ้คนขับ Sky Surfer มีเสถียรภาพพลวัตแบบฟูกอยด์ค่อนข้างต่ำ ซึ่งมีค่าอัตราการหน่วงที่ต่ำเท่ากับ -0.17 และมีความถี่ธรรมชาติในการสั่น 0.68rad/s อีกทั้งเสถียรภาพพลวัตแบบดัช โรลล์ค่อนข้างต่ำ โดยมีค่าอัตราการหน่วงเท่ากับ 0.18 และมีความถี่ธรรมชาติในการสั่นเท่ากับ 0.658 rad/s อย่างไรก็ตาม เพื่อความสมบูรณ์และถูกต้องยิ่งขึ้นควรมีการสอบเทียบค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวกับโมเมนต์ความเฉื่อยและผลคูณของโมเมนต์ความเฉื่อยด้วยวิธีการอื่น ๆ อีกครั้ง

6. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน และกองเทคโนโลยีการบิน กองวิศวกรรมอากาศยานและการบิน กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช สำหรับการเอื้อเฟื้อห้องปฏิบัติการทดลอง และ เครื่องกราฟภาพสามมิติ

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] กองทัพอากาศ. (2560). ยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี พ.ศ.2560-2579 (ฉบับเผยแพร่). สืบค้น 24 มิถุนายน 2560, จาก <http://www.rtaf.mi.th/th/Pages/-Publication.aspx>
- [2] กองทัพอากาศ. (2560). นโยบายผู้บัญชาการทหารอากาศ ประจำปีพุทธศักราช 2560-2561. สืบค้น 24 มิถุนายน 2560, จาก <http://www.rtaf.mi.th/th/Pages/Publication.aspx>
- [3] กระทรวงกลาโหม. (2558). นโยบายรัฐมนตรีว่าการกระทรวงกลาโหม พ.ศ.2558. สืบค้น 24 มิถุนายน 2560, จาก http://www.mod.go.th/Policy/Policy/policy-of-mod_58_th.aspx
- [4] Raja, V., & Fernandes, K. Jr. (2008). **Reverse Engineering An Industrial Perspective**. Springer.
- [5] Sky Surfer RC Airplane Manual. Retrieved on April 18, 2018, from http://www.bananahobby.com/images_templ/-manual/sky-surfer-trainer-manual-english.pdf
- [6] ศิริพล จิตต์รักไทย. ภูมิเดช สมทองและ วิษณุ รอดสนใจ. (2560). รายงานโครงการวิจัย เรื่อง การสร้างแบบจำลองและจำลองคุณลักษณะพลวัตการบินของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer. ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน กองวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน กองการศึกษา โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช
- [7] Flavio, L.S. B., Carlos, M. M. V., & Julio, C. S. (2009). Experimental Determination of Unmanned Aircraft Inertial Properties: Proceedings of the 3rd CTA-DLR Workshop on Data Analysis and Flight Control Symposium, Brazil.
- [8] Matt, R. J., & Eric, R. M. (2007). Optimized Measurements of UAV Mass Moment of Inertia with a Bifilar Pendulum: Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina.
- [9] 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(10): 1360 – 1372.
- [10] Jane-wit Kampoon. (2017). Aerodynamics Stability and Control Analysis of Sky Surfer X UAV. *NKRAFA Journal of Science and Technology*. 13(13): 25-33(in Thai)
- [11] Stability Analysis with XFLR5, page 01. Retrieved on April 03, 2018, from www.xflr5.com/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf
- [12] Rein, I. Hoff, Guy, B. Gratton & Anthony, E. Gee. (2010). Estimating Sailplane Mass Properties. *Technical Soaring*. 34(4): 118-125.
- [13] Robert, C. Nelson. (1998). **Flight Stability and Automatic Control 2nd Edition**. McGraw-Hill College.