

การวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ เสถียรภาพและการควบคุม ของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก Sky Surfer X

เจนวิทย์ คำพูล

ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน โรงเรียนนายเรืออากาศนวมินทกษัตริยาธิราช

janewit_kamp@rtaf.mi.th, 02-534-8057, 02-534-8057

บทคัดย่อ

การแผนแบบอากาศยานขึ้นใหม่หรือการปรับปรุงอากาศยานเดิมเพื่อเพิ่มสมรรถนะด้านต่าง ๆ ให้ดียิ่งขึ้น อาทิ ระยะเวลาในการปฏิบัติการกิจ (Operation Time) เป็นต้น ต้องมีการทำงานเป็นกระบวนการซึ่งต้องใช้เวลามาก และมีความซับซ้อน งานด้านการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ เสถียรภาพและการควบคุม เป็นงานสำคัญงานหนึ่งของกระบวนการ ในบทความนี้เสนอการประมาณค่าอากาศพลศาสตร์ เสถียรภาพและการควบคุมของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก Sky Surfer X ที่บินในย่านความเร็วต่ำ มีมุมปะทะตั้งแต่ -4 ถึง 26 องศา โดยไม่คิดผลกระทบของส่วนขับเคลื่อนจากมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัด ด้วยโปรแกรม DATCOM/DATCOM+, XFLR5 และ Scilab ผลลัพธ์จากการประมาณพบว่า Sky Surfer X มีค่าอากาศพลศาสตร์พื้นฐานตรงตามต้องการ และมีเสถียรภาพสถิตในแกนลำตัว แกนขวางและทิศทาง อีกทั้งยังมีเสถียรภาพพลวัตในการเคลื่อนที่แบบชอร์ตพีรีเยด คัทช์โรลล์ โรลล์ และสไปรอลล์ ตามลำดับ อย่างไรก็ตาม ขั้นตอนต่อไปต้องมีการสอบเทียบกับวิธีการอื่น ๆ และทำการทดสอบการบินเพื่อผลที่ถูกต้องยิ่งขึ้น

คำสำคัญ: อากาศพลศาสตร์, เสถียรภาพสถิต, เสถียรภาพพลวัต, การควบคุม, อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก

Abstract

Aircraft performance enhancement, e.g. operations time, can be done by either redesign or minor adjustment from the previous design. The complicated and time consuming processes need to be dealt with. Aerodynamics, stability and control analysis are of the important part of aircraft design process. This paper presents the prediction of aerodynamics, stability and control characteristics of the Sky Surfer X which is a small UAV flying at low speed regime with the angle of attack from -4 to 26 degree and neglecting the propulsive unit from electric motor and propeller, by utilizing DATCOM/DATCOM+, XFLR5 and Scilab. The results show that the fundamental aerodynamics of the Sky Surfer X fulfills the requirement and has positive static longitudinal stability. In addition, it has positive dynamic stability in Short period, Dutch roll, Roll and Spiral modes. However, the next step is to verify the results with other methods and perform flight testing for more accurate results.

Key Word : Aerodynamics, Static Stability, Dynamic Stability, Control, Small UAV

1. บทนำ

การวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับมีการขยายตัวอย่างรวดเร็วในระยะเวลา 10 ปีที่ผ่านมา เช่นเดียวกัน กองทัพอากาศ มีนโยบายเรื่องการออกแบบและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับเพื่อใช้ในการปฏิบัติการหลักของกองทัพอากาศ อาทิ เช่น Closed-Range Tactical UAV, Tiger Shark เป็นต้น โดยมีมุ่งหวังให้เกิดองค์ความรู้จากการวิจัยและพัฒนา เพื่อมุ่งเน้นผลสัมฤทธิ์ และเกิดการนำไปใช้งานได้จริงสามารถนำไปขยายผลสู่การผลิต[1][2] จนได้รับการรับรองมาตรฐานอาวุธยุทธโปกรณ์ เพื่อเป็นการลดปัญหาการนำเข้าอาวุธยุทธโปกรณ์จากต่างประเทศ รวมทั้งเป็นการตอบสนองต่อนโยบายของกระทรวงกลาโหม[3] และรัฐบาลในการพึ่งพาตนเองเพื่อความมั่นคงและยั่งยืนของประเทศในอนาคต

ด้วยเหตุนี้ ภาควิชาวิศวกรรมอากาศยาน กองวิชาวิศวกรรมอากาศยานและเทคโนโลยีการบิน ได้เล็งเห็นความสำคัญของการวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับซึ่งตอบสนองต่อความต้องการทางยุทธการของกองทัพอากาศ จึงระดมความคิด เพื่อตั้งโจทย์การวิจัยที่สอดคล้องกับความต้องการของกองทัพอากาศให้กับอาจารย์และนิสิตนายนายเรืออากาศ สาขาวิชาวิศวกรรมอากาศยาน เพื่อเป็นการสร้างพื้นฐานความรู้ความเข้าใจสามารถวิเคราะห์เชิงวิศวกรรมแขนงต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องได้อย่างถูกต้อง และสามารถนำไปประยุกต์ใช้งานได้ในอนาคต

การนำอากาศยานไร้คนขับไปใช้งานในห้วงอากาศเพื่อปฏิบัติการที่ที่ต้องการได้นั้น ต้องมีการวิเคราะห์เสถียรภาพและการควบคุมของอากาศยานที่สภาวะการบินต่าง ๆ เช่น การบินตรงระดับ การบินไต่ และการบินร่อนลงสู่สนาม เป็นต้น เพื่อเป็นการยืนยันความปลอดภัยในการใช้งาน ดังนั้นการวิเคราะห์เสถียรภาพและการควบคุมของอากาศยานจึงเป็นขั้นตอนที่สำคัญมากในการออกแบบอากาศยานขั้นต้น (Preliminary Design) เพื่อตอบคำถามทางวิศวกรรมอย่างเป็นระบบ และเพื่อได้รับรองความสมควรเดินอากาศ (Airworthiness) โดยขั้นตอนนี้ต้องอาศัยการคำนวณอย่างเป็นขั้นตอนและความซับซ้อน เพื่อแสดงระดับความมีเสถียรภาพและการ

ควบคุมของอากาศยานให้ออกมาในเชิงปริมาณหรือตัวเลข บทความนี้นำเสนอการวิเคราะห์อากาศยานพลศาสตร์ เสถียรภาพ และการควบคุมของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก ด้วยโปรแกรม DATCOM+, XFLR5 และ Scilab ซึ่งต้องการค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของอากาศยาน อาทิ รูปร่างปีก ลำตัว แผนทางระดับ ค่าคุณลักษณะทางอากาศยานพลศาสตร์ และตำแหน่งของจุดศูนย์กลาง ตำแหน่งติดตั้งปีก เป็นต้น เพื่อคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ทางเสถียรภาพและการควบคุม (Stability and Control Derivatives) ของอากาศยานในย่านการบินที่กำหนด

บทความนี้มีการจัดวางโครงร่างที่เหลืดังนี้ หัวข้อที่ 2 อธิบายเกี่ยวกับเสถียรภาพและการควบคุมของอากาศยาน หัวข้อที่ 3 อธิบายข้อมูลรูปร่าง มวล สภาวะการบินของอากาศยาน Sky Surfer X หัวข้อที่ 4 อภิปรายผลลัพธ์ทางอากาศยานพลศาสตร์ เสถียรภาพและการควบคุม สุดท้ายหัวข้อที่ 5 เป็นการสรุปและข้อเสนอแนะ ตามลำดับ

2. เสถียรภาพของอากาศยาน

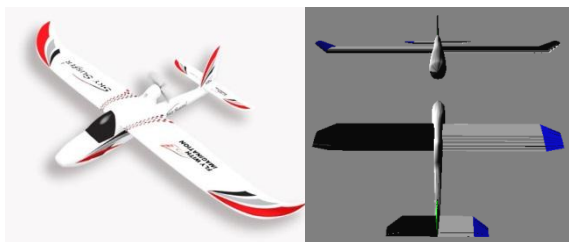
การออกแบบอากาศยานขึ้นใหม่หรือการปรับปรุงอากาศยานเดิมเพื่อเพิ่มสมรรถนะด้านต่าง ๆ ให้ดียิ่งขึ้น อาทิ ระยะเวลาในการปฏิบัติการ (Operation Time) เป็นต้น ต้องมีการทำงานเป็นกระบวนการซึ่งต้องใช้เวลามากและมีความซับซ้อน งานด้านการวิเคราะห์เสถียรภาพและการควบคุมเป็นงานสำคัญงานหนึ่งของกระบวนการดังกล่าว เสถียรภาพของอากาศยานแบ่งออกเป็น 2 ประเภท คือ เสถียรภาพสถิต และเสถียรภาพพลวัต ดังนั้น อากาศยานที่มีเสถียรภาพจะต้องมีทั้งเสถียรภาพสถิต และเสถียรภาพพลวัต

The USAF Stability and Control DATCOM[4] เป็นคู่มือสรุปวิธีการประมาณคุณลักษณะทางเสถียรภาพและการควบคุมในการออกแบบอากาศยานขั้นต้นอย่างเป็นระบบ มีความหนาแน่นกว่า 3,100 หน้า และ The Air Force Digital DATCOM คือ โปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่รวมวิธีการประมาณคุณลักษณะทางเสถียรภาพและการควบคุมตามคู่มือดังกล่าว ถือกำเนิดจากกองทัพอากาศสหรัฐอเมริกา เนื่องจากการใช้งานที่ยุ่ยากและซับซ้อน จึงมีผู้พัฒนาชุดคำสั่งในการปรับปรุงโปรแกรม

DATCOM เดิมให้ใช้งานได้ง่ายยิ่งขึ้นและใช้ชื่อว่า DATCOM+[5] ผลลัพธ์ที่ได้จาก DATCOM+ มีค่าความถูกต้องในระดับหนึ่งเมื่อเปรียบเทียบกับผลลัพธ์ที่ได้จากการทดสอบในอุโมงค์ลมหรือ CFD[6] อย่างไรก็ตามเนื่องจากความรวดเร็วและความประหยัด การประมาณหรือทำนายค่าความมีเสถียรภาพและการควบคุมของอากาศยานด้วย โปรแกรม DATCOM/DATCOM+ จึงมีการประยุกต์ใช้งานกันอย่างกว้างขวาง[7][8][9][10]

3. Sky Surfer X UAV

Sky Surfer X UAV เป็นอากาศยานแบบปีกตรึง (Fixed Wing) ที่ปรับปรุงจาก Sky Surfer, เครื่องบิน R/C หรือเครื่องบินบังคับด้วยวิทยุรับส่ง ดังแสดงในรูปที่ 1 ซ้าย ซึ่ง Sky Surfer X UAV ได้นำมาใช้ในโครงการพัฒนาศักยภาพด้านอากาศยานไร้คนขับของนักเรียนนายเรืออากาศ



รูปที่ 1 Sky Surfer X UAV[11]

รูปที่ 1 ขวบน แสดงมุมมองด้านหน้าและขวาล่าง แสดงมุมมองด้านบน ของ Sky Surfer X UAV ที่สร้างขึ้นเพื่อเป็นข้อมูลอินพุตสำหรับโปรแกรม DATCOM+ คู่มือของบริษัทผู้ผลิตได้แสดงในตารางที่ 1 ซึ่งแสดงข้อมูลสมรรถนะและมวลของ Sky Surfer X UAV และในตารางที่ 2 แสดงข้อมูลโครงร่างปีก แพนหางระดับและแพนหางค้ำ ตามลำดับ

ตารางที่ 1 ข้อมูลสมรรถนะและมวลของ Sky Surfer X

Gross weight (lbs)	2.0
Length (in)	36.42
Height (in)	12.59
Cruise speed (ft/s)	36.2
CG location (in) from nose	11.19
Ceiling (ft)	300.0
Aspect Ratio	7.53

Sky Surfer X UAV เป็นอากาศยานปีกบน ปีกใช้แพนอากาศ NACA 23013 กางปีก 55.12 นิ้ว หรือ 1.4 เมตร ความยาวคอรัคเนลล์ 5.89 นิ้ว มุมติดตั้งปีก 1.0 องศา ความยาวลำตัว 36.42 นิ้ว สูง 12.59 นิ้ว เพดานบิน 300 ฟุต ความเร็วบินเดินทาง 36.2 ฟุตต่อวินาที มีตำแหน่งจุด CG ที่ระยะ 11.19 นิ้ว วัดจากหัวเครื่องในแนวแกนลำตัว แพนหางระดับใช้แพนอากาศ NACA 0009 แพนหางค้ำใช้แพนอากาศ NACA 0012 น้ำหนัก 2.0 ปอนด์ หรือประมาณ 950 กรัม ขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัด มีการควบคุมการเคลื่อนที่ด้วยพื้นบังคับทางอากาศพลศาสตร์ เหมือนอากาศยานทั่วไป ประกอบด้วยอิลิวเตอร์ในการควบคุมการก้มเงยรัดเดอร์ สำหรับควบคุมการส่าย และไอเลอรอนในการควบคุมการเอียงปีก

ตารางที่ 2 ข้อมูลโครงร่างปีกแพนหางระดับและแพนหางค้ำ

ข้อมูล	Wing	H Tail	V Tail
Area (in ²)	403.0	57.09	36.22
Root Chord(in)	7.87	4.13	5.71
Tip Chord(in)	4.33	1.77	3.54
Airfoil NACA	23013	0009	0012
Span (in)	55.12	19.09	7.87
Incidence(deg.)	1.0	0.0	0.0
Dihedral(deg.)	0.0	0.0	0.0

4. ผลลัพธ์อากาศพลศาสตร์และเสถียรภาพ

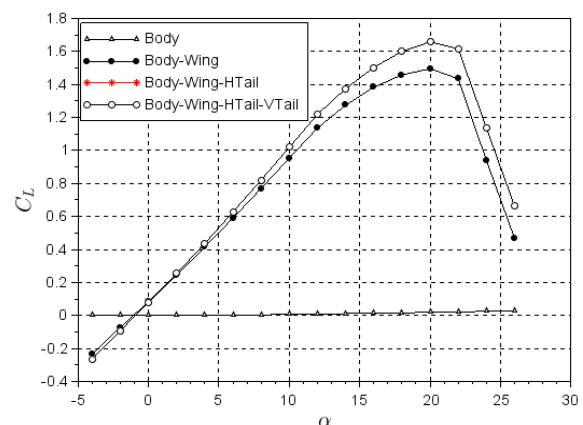
ข้อมูลจากตารางที่ 1 และ 2 ในหัวข้อที่ 3 เป็นข้อมูลส่วนหนึ่งสำหรับการสร้างแบบจำลองซึ่งแสดงในรูปที่ 1 เพื่อใช้เป็นค่าอินพุตที่จำเป็นให้ DATCOM+ ในการคำนวณค่าคุณลักษณะอากาศพลศาสตร์พื้นฐานและคุณลักษณะเชิงเสถียรภาพและการควบคุมของ Sky Surfer X UAV ในบทความนี้ได้กำหนดให้ Sky Surfer X UAV ทำการบินที่ความเร็ว 36.2 ฟุตต่อวินาทีหรือเทียบเป็นความเร็วที่เลขมัคเท่ากับ 0.0635 ที่ความสูง 300 ฟุต โดยกำหนดให้บินในท่าทางการบินตรงปีกระดับ ที่มุมปะทะตั้งแต่ -4 ถึง 26 องศา โดยไม่คิดผลกระทบจากส่วนขับเคลื่อนจากมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัด ผลลัพธ์ที่ได้จาก DATCOM+ แสดงดังตารางที่ 3 โดยในตารางที่ 3 ประกอบด้วยข้อมูลอากาศพลศาสตร์พื้นฐานและคุณลักษณะเชิงเสถียรภาพและการควบคุมของ Sky Surfer X UAV จากข้อมูลที่ได้จะสามารถทำนายการมีเสถียรภาพสถิตซึ่งเป็นแนวโน้มเริ่มแรกในการตอบสนองของอากาศยานได้

ตารางที่ 3 ข้อมูลอากาศพลศาสตร์พื้นฐานและคุณลักษณะเชิงเสถียรภาพและการควบคุมของ Sky Surfer X UAV

สัมประสิทธิ์	ผลลัพธ์ DATCOM+
$C_{L\alpha}$	0.0898
$C_{L\dot{\alpha}}$	0.0313
$C_{m\alpha}$	-0.0281
$C_{n\beta}$	0.000623
$C_{l\beta}$	-0.00108
C_{mq}	-0.2067
C_{Lq}	0.1195
C_{Lmax}	1.63
$\alpha_{L=0}$	-1.07°

4.1 คุณลักษณะอากาศพลศาสตร์

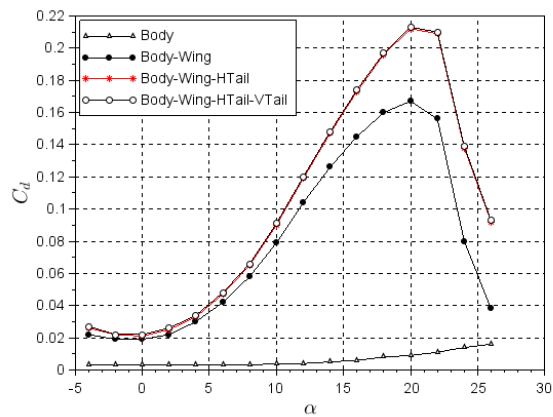
จากผลที่ได้สามารถวิเคราะห์คุณลักษณะอากาศพลศาสตร์ของ Sky Surfer X UAV ได้ดังนี้ ในการบินตรงระดับที่มุมปะทะต่างๆ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุด $C_{Lmax} = 1.63$ เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 20 องศา โดยมีมุมปะทะที่ให้แรงยกเป็นศูนย์ที่มุมปะทะ -1.07 องศา ตามรูปที่ 2 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะจากส่วนประกอบต่างๆ คือ ลำตัว ลำตัว-ปีก ลำตัว-ปีก-หางระดับ และลำตัว-ปีก-หางระดับ-หางดิ่ง ตามลำดับ เมื่อบินที่มุมปะทะ 2 องศา ลำตัวให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก 0.4% ส่วนสัมประสิทธิ์แรงยก 96.85% เกิดจากปีก-ลำตัว-หางระดับ ให้สัมประสิทธิ์แรงยก 2.75% สัมประสิทธิ์แรงต้านที่เกิดขึ้นจากส่วนประกอบต่างๆ แสดงตามรูปที่ 3 ลำตัวให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน 11.54% ปีก-ลำตัวให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน 84.61% ปีก-ลำตัว-หางระดับให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน 96.15%



รูปที่ 2 สัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับมุมปะทะ

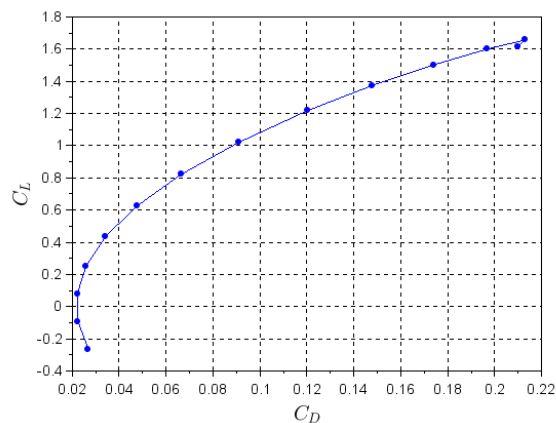
อย่างไรก็ตามค่าการประมาณแรงต้านจาก DATCOM+ มีค่าความผิดพลาดประมาณ 20%-30% ดังนั้น เพื่อให้ค่าที่ถูกต้องยิ่งขึ้นต้องมีการสอบเทียบกับวิธีการอื่น

จากกราฟโพลาร์แรงต้าน ตามรูปที่ 4 สัมประสิทธิ์แรงต้านมีค่าที่ต่ำ ประมาณ 0.023 – 0.025 ซึ่งสัมพันธ์กับมุมปะทะระหว่าง 0 – 2 องศา ดังนั้น Sky Surfer X UAV จะมีค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์สูงสุดเมื่อทำการบินที่มุมปะทะย่านนี้



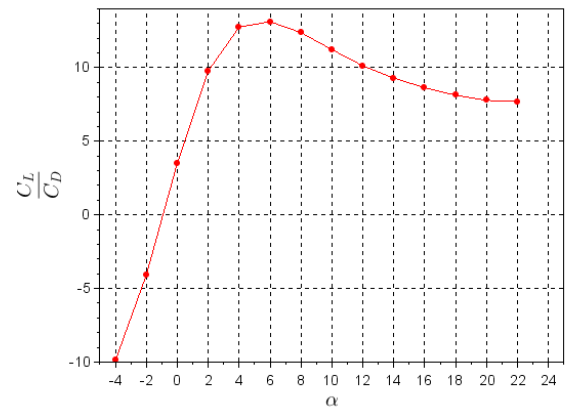
รูปที่ 3 สัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบต่อมุมปะทะ

ค่าอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านมีค่าสูงที่สุดที่มุมปะทะ 6 องศา มีค่าเท่ากับ 14 ตามรูปที่ 5 แสดงอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกต่อสัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบต่อมุมปะทะ

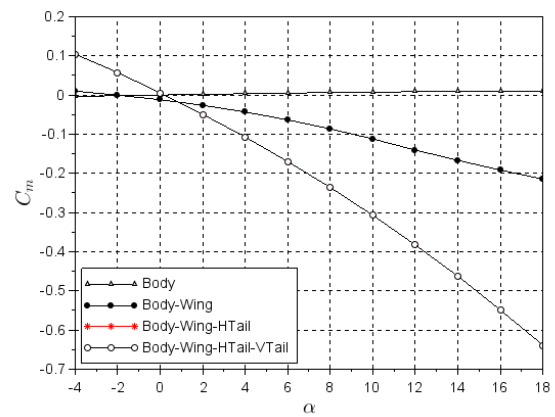


รูปที่ 4 พโวลาร์แรงต้านของ Sky Surfer X UAV

ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเงยของส่วนประกอบต่าง ๆ เทียบต่อมุมปะทะ แสดงในรูปที่ 6 ลำตัวมีแนวโน้มที่จะทำให้เกิดโมเมนต์ก้มเงยที่มีค่าเป็นบวกเมื่อมุมปะทะมากขึ้นซึ่งไม่มีเสถียรภาพ ลำตัว-ปีก ให้ค่าโมเมนต์ก้มเงยที่มีค่าเป็นลบเมื่อมุมปะทะมากขึ้น แต่ค่ามุมปะทะที่ให้ค่าโมเมนต์ก้มเงยเท่ากับศูนย์มีค่าเป็นลบซึ่งไม่เป็นไปตามเงื่อนไขที่ต้องการ อย่างไรก็ตาม เมื่อลำตัว-ปีก-หางระดับประกอบกันทำให้ได้ค่าโมเมนต์ก้มเงยเป็นบวกที่มุมปะทะศูนย์องศา $C_{m_0} = 0.0059$ ซึ่งเป็นไปตามเงื่อนไขการมีเสถียรภาพสถิตของอากาศยาน



รูปที่ 5 อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านเทียบต่อมุมปะทะ



รูปที่ 6 สัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเงยเทียบต่อมุมปะทะ

4.2 เสถียรภาพสถิต

อากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer X มีเสถียรภาพสถิตในแนวลำตัว (Longitudinal Static Stability) เพราะมีค่าความชันของกราฟความสัมพันธ์ระหว่างโมเมนต์ก้มเงย (Pitching Moment) $C_{m_\alpha} = -0.0281$ มีค่าระยะสถิต (Static Margin) ที่ 31% รูปที่ 6 แสดงสัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเงยเทียบต่อมุมปะทะของส่วนประกอบต่างๆ รวมทั้งมีเสถียรภาพสถิตในแนวขวางและแนวทิศทาง (Lateral-Directional Static Stability) เพราะมีค่าความชันของกราฟความสัมพันธ์ระหว่างโมเมนต์หมุน (Rolling Moment) และโมเมนต์ส่าย (Yawing Moment) $C_{l_\beta} = -0.00108$ และ $C_{n_\beta} = 0.000623$ ค่าสัมประสิทธิ์ C_{m_α} , C_{n_β} , และ C_{l_β} ประมาณจากวิธีการ Hoak [4] ตามสมการที่ (1) – (3)

$$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha W}}(\bar{X}_{CG} - \bar{X}_{AC_{WB}}) - C_{L_{\alpha H}}\eta_H \frac{S_H}{S} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)(\bar{X}_{AC_H} - \bar{X}_{CG}) \quad (1)$$

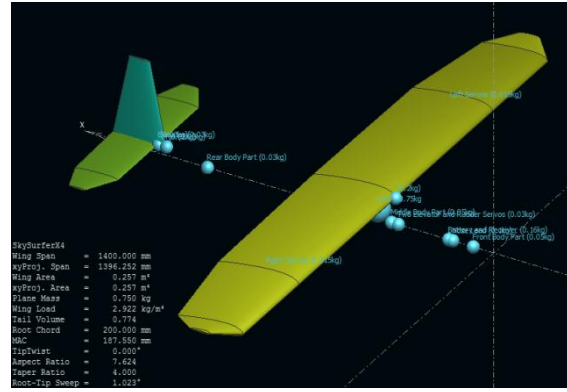
$$C_{l_\beta} = C_{l_{\beta_{WB}}} + C_{l_{\beta_H}} + C_{l_{\beta_V}} \quad (2)$$

$$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_{WB}}} + C_{n_{\beta_H}} + C_{n_{\beta_V}} \quad (3)$$

ดังนั้น จากผลลัพธ์ที่ได้ เมื่อเกิดการรบกวนทำให้อากาศยานไถ่คนขับ Sky Surfer X ออกจากสภาพการบินทริมทั้งสามแนวแกนแล้ว Sky Surfer X มีแนวโน้มที่จะบินกลับมาสู่การบินทริมเดิมได้ที่ทำทางการบินตรง ปีกกระด้างได้โดยไม่ต้องการความช่วยเหลือจากนักบิน เมื่อการรบกวนมีขนาดเล็กน้อย (Small Disturbance) และสามารถบรรทุก Payload หรือจรวด อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์และชุดควบคุม สะดวกในการกระเจายน้าหนักให้ตำแหน่ง CG อยู่ในระยะสถิต

4.3 เสถียรภาพพลวัต

เสถียรภาพพลวัตของอากาศยานแสดงถึงการตอบสนองของอากาศยานต่อแรงรบกวนจากภายนอกที่มากระทำให้อากาศยานออกจากสภาพการบินทริม โดยขนาดของการรบกวนนั้นจะต้องมีค่าลดลงจนเป็นศูนย์ หรืออากาศยานกลับมาสู่สภาพการบินทริมเดิมได้ด้วยตัวเองเมื่อเวลาผ่านไป เสถียรภาพพลวัตของอากาศยานไถ่คนขับ Sky Surfer X สามารถประมาณได้จากการนำค่าอนุพันธ์ทางเสถียรภาพและการควบคุมจาก DATCOM+ และค่าโมเมนต์ความเฉื่อยที่ประมาณได้จากโปรแกรม XFLR5[11] รูปที่ 7 แสดงการจำลอง Sky Surfer X UAV ใน XFLR5 เพื่อประมาณค่าโมเมนต์ความเฉื่อยด้วยการกำหนดตำแหน่งและน้ำหนักในการจัดวางอุปกรณ์ต่าง ๆ อาทิ มอเตอร์ แบตเตอรี่ ชุดควบคุม และเซอร์โวมอเตอร์ ที่ตำแหน่งต่าง ๆ บนลำตัวอากาศยาน ไถ่คนขับ Sky Surfer X ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยที่ประมาณได้แสดงไว้ในตารางที่ 4 นำมาแทนค่าในสมการการเคลื่อนที่ในโดเมนความถี่ [12] ตามสมการที่ (4) – (6)



รูปที่ 7 การจำลอง Sky Surfer X UAV ใน XFLR5

สำหรับการเคลื่อนที่ในแนวแกนลำตัวและสมการที่ (7) – (9) สำหรับการเคลื่อนที่ในแนวแกนขวางและแกนทิสทาง ตามลำดับ

$$(s - (X_u + X_{Tu}))u - X_\alpha \alpha + g \cos(\theta_1) = X_{\delta_E} \delta_E \quad (4)$$

$$-Z_u u + (s(V_1 - Z_\alpha) - Z_\alpha)\alpha + (-s(Z_q + V_1) + g \cos(\theta_1))\theta = Z_{\delta_E} \delta_E \quad (5)$$

$$-(M_u + M_{Tu})u - (M_\alpha s + (M_\alpha + M_{T\alpha}))\alpha + s(s - M_q g)\theta = M_{\delta_E} \delta_E \quad (6)$$

$$(sV_1 - Y_\beta)\beta - (sY_p \alpha + g \cos(\theta_1))\phi + (sV_1 - Y_r) = Y_\delta \delta \quad (7)$$

$$-L_\beta \beta + s(s - L_p)\phi - s(sI_1 + L_r)\psi = L_\delta \delta \quad (8)$$

$$-N_\beta \beta + s(sI_2 - N_p)\phi - s(s - N_r)\psi = N_\delta \delta \quad (9)$$

โดยที่ V_1 และ θ_1 คือ ค่าความเร็วและท่าทางก้มเงยของ อ.ไถ่คนขับ Sky Surfer X ที่สภาวะการบินทริม ส่วน $I_1 = \frac{I_{xz}}{I_{xx}}, I_2 = \frac{I_{xz}}{I_{zz}}$ ตามลำดับ ค่าอนุพันธ์ทางเสถียรภาพมีหน่วยเป็นการเปลี่ยนแปลงขนาดของแรง (X, Y, Z) และโมเมนต์ (L, M, N) เทียบต่อการเปลี่ยนแปลงขนาดของมุม (α, β) เป็นเรเดียน หรือ ความเร็วเชิงเส้น (u) ความเร็วเชิงมุม (p, q, r) ตามลำดับ

จากนั้นจัดรูปสมการเพื่อหาพหุนามสเฟียร์ฟังก์ชันจากสมการที่ (4) – (6) และ สมการที่ (7) – (9) จะได้สมการคุณลักษณะ (Characteristic Equations) ซึ่งแสดงถึงเสถียรภาพพลวัตของอากาศยานแบบวงจรเปิดซึ่งเป็นการตอบสนองตามธรรมชาติของอากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer X ในแนวแกนลำตัวและแนวแกนขวางและทิศทางการเคลื่อนที่ (10) และ (11) ตามลำดับ

$$37.088s^4 + 557.385s^3 + 5735.669s^2 + 230.178s + 6328.468 = 0 \quad (10)$$

$$35.367s^4 + 854.587s^3 + 1440.156s^2 + 12637.94s + 103.496 = 0 \quad (11)$$

รากของสมการคุณลักษณะซึ่งคำนวณด้วย Scilab แสดงในตารางที่ 5 โดยรากของสมการจะสัมพันธ์กับการตอบสนองของ อากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer X ใน 5 รูปแบบการเคลื่อนที่ กล่าวคือ ในแนวแกนลำตัวจะมีการเคลื่อนที่แบบสั้นสองรูปแบบ คือ ฟูกอยด์และชอร์ดพีเรียด สำหรับในแนวแกนขวางและทิศทางจะมีการเคลื่อนที่สามรูปแบบคือ โรลล์ ดัทช์โรลล์ และสไปรอลล์ ตามลำดับ โดยการเคลื่อนที่แบบโรลล์และสไปรอลล์จะเป็นการเคลื่อนที่แบบไม่มีการสั่น ส่วนการเคลื่อนที่แบบดัทช์โรลล์จะเป็นการเคลื่อนที่แบบมีการสั่น

การเคลื่อนที่แบบฟูกอยด์มีค่า $\xi = -0.0322$ และ $\omega_n = 1.05$ เรเดียนต่อวินาที ส่วนการเคลื่อนที่แบบชอร์ดพีเรียดมีค่า $\xi = 0.607$ และ $\omega_n = 12.431$ เรเดียนต่อวินาที สำหรับการเคลื่อนที่แบบดัทช์โรลล์มีค่า $\xi = 0.138$ และ $\omega_n = 3.93$ เรเดียนต่อวินาที การเคลื่อนที่แบบโรลล์มีค่า $\tau = 0.0433$ s และการเคลื่อนที่แบบสไปรอลล์มีค่า $\tau = 108.81$ s ตามลำดับ พบว่า อากาศยานไร้คนขับ Sky Surfer X UAV ไม่มีเสถียรภาพพลวัตในการเคลื่อนที่แบบฟูกอยด์ อย่างไรก็ตาม เนื่องจากการเคลื่อนที่แบบนี้มีความถี่ธรรมชาติที่ต่ำสามารถออกแบบระบบเพิ่มเสถียรภาพในการกัมเยได้ ซึ่งเป็นการเพิ่มโมเมนต์กัมเยในทิศทางที่จะหักล้างโมเมนต์กัมเยที่เกิดจากการ

รบกวนภายนอก แต่ในการตอบสนองการเคลื่อนที่แบบชอร์ดพีเรียด Sky Surfer X UAV มีเสถียรภาพสำหรับเสถียรภาพพลวัตในแนวแกนขวางและทิศทาง Sky Surfer X UAV มีเสถียรภาพทั้งสามรูปแบบการเคลื่อนที่เมื่อมีการรบกวนจากภายนอกทำให้เกิดมุมไชด์สลิป

ตารางที่ 4 ข้อมูลการประมาณโมเมนต์ความเฉื่อยของ

Sky Surfer X UAV

สัมประสิทธิ์	ผลลัพธ์ XFLR5
I_{xx}	0.008899 $kg.m^2$
I_{yy}	0.05301 $kg.m^2$
I_{zz}	0.06018 $kg.m^2$
I_{xz}	-0.001248 $kg.m^2$

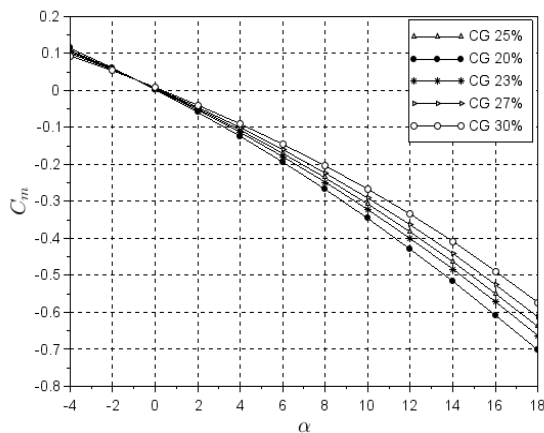
ตารางที่ 5 รากของสมการคุณลักษณะของ Sky Surfer X UAV จาก Scilab

แนวแกนลำตัว
$-7.548 \pm 9.878i$
$0.0338 \pm 1.050i$
แนวแกนขวางและทิศทาง
-23.0694
$-0.542 \pm 3.896i$
-0.00919

4.4 ผลกระทบจากตำแหน่ง CG

ในขณะทำการบินสำหรับอากาศยาน Sky Surfer X ซึ่งใช้มอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดในการขับเคลื่อน ตำแหน่งจุด CG มีการเปลี่ยนแปลงน้อยมากเมื่อเทียบกับเครื่องยนต์ลูกสูบใบพัดเนื่องจากปริมาณน้ำมันที่ถูกเผาผลาญไป อย่างไรก็ตาม ตำแหน่งจุด CG สามารถเปลี่ยนแปลงได้จากการติดตั้งน้ำหนักบรรทุก (Payload) หรือการเปลี่ยนแปลงขนาดของแบตเตอรี่ให้มีขนาดใหญ่ขึ้น เพื่อให้มีปริมาณพลังงานเพิ่มขึ้น ซึ่งการ

เปลี่ยนแปลงตำแหน่งจุด CG ส่งผลกระทบโดยตรงกับเสถียรภาพในแนวลำตัว



รูปที่ 8 สัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเทียบต่อมุมปะทะ เมื่อตำแหน่งจุด CG เปลี่ยนแปลง

จากกราฟตามรูปที่ 8 แสดงสัมประสิทธิ์โมเมนต์ก้มเทียบต่อมุมปะทะ เมื่อตำแหน่งจุด CG เปลี่ยนแปลงในช่วง 20% - 30% ของความยาวคอร์ด ในการวิเคราะห์ได้กำหนดให้ตำแหน่งจุด CG ของ Sky Surfer X อยู่ที่ 25% ของความยาวคอร์ด เมื่อจุด CG เคลื่อนที่ไปด้านหน้าตามแนวแกนลำตัวจะทำให้อากาศยานมีเสถียรภาพมากขึ้น ในทางตรงข้าม เมื่อจุด CG เคลื่อนที่ไปด้านหลังจะทำให้อากาศยานมีเสถียรภาพลดลง สำหรับค่า C_{m_0} เปลี่ยนแปลงในช่วง 0.00255 - 0.00845 ค่ามุมปะทะที่trim อยู่ในช่วงประมาณ 0-1 องศา สำหรับค่า C_{m_α} เปลี่ยนแปลงในช่วง (-0.030) - (-0.0246) ตามลำดับ นอกจากนี้ การเคลื่อนตำแหน่งของจุด CG ทำให้ค่าระยะสถิตลดลงเมื่อค่า C_{m_α} ลดลง ส่งผลให้การตอบสนองการเคลื่อนที่แบบชอร์ตพีเรียด มีค่าความถี่ธรรมชาติ ω_n ลดลงทำให้การตอบสนองต่อค่าอินพุตช้าลงหรือใช้เวลานานในการไปสู่ค่าที่ต้องการค่า C_{m_q} เปลี่ยนแปลงในช่วง (-0.214) - (-0.199) ตามลำดับ การเปลี่ยนแปลงค่า C_{m_q} ส่งผลให้ค่าอัตราส่วนการหน่วง ξ การเคลื่อนที่แบบชอร์ตพีเรียดลดลงทำให้มีขนาดของการโอเวอร์ชูตสูงขึ้น

5. สรุปและข้อเสนอแนะ

บทความนี้ ประมาณค่าอากาศพลศาสตร์พื้นฐานเสถียรภาพและการควบคุมของ Sky Surfer X UAV ด้วยโปรแกรม DATCOM/DATCOM+, XFLR5 และ Scilab ค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ สัมประสิทธิ์เชิงเสถียรภาพและการควบคุม เมื่อกำหนดให้ทำการบินในช่วงความเร็วต่ำที่มุมปะทะต่าง ๆ ผลลัพธ์ที่ได้นำไปคำนวณและแสดงผลด้วยโปรแกรม Scilab พบว่า Sky Surfer X UAV มีคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ตามต้องการ มีเสถียรภาพสถิตทั้งสามแนวแกน มีเสถียรภาพพลวัตในการเคลื่อนที่ชอร์ตพีเรียด ดัทช์โรลล์ โรลล์ และสไปรอลล์ ตามลำดับ

อย่างไรก็ตาม เพื่อความถูกต้องยิ่งขึ้นต้องมีการสอบเทียบกับการคำนวณด้วยวิธีการอื่น ๆ และทำการบินทดสอบอีกครั้งหนึ่ง

6. เอกสารอ้างอิง

- [1] ยุทธศาสตร์กองทัพอากาศ 20 ปี พ.ศ.2560-2579 (ฉบับเผยแพร่): 44-46. [ระบบออนไลน์], แหล่งที่มา <http://www.rtaf.mi.th/th/Pages/Publication.aspx>, สืบค้นเมื่อ 24 มิถุนายน พ.ศ.2560.
- [2] นโยบายผู้บัญชาการทหารอากาศ ประจำปี พุทธศักราช 2560-2561: 8. [ระบบออนไลน์], แหล่งที่มา <http://www.rtaf.mi.th/th/Pages/Publication.aspx>, สืบค้นเมื่อ 24 มิถุนายน พ.ศ.2560.
- [3] นโยบายรัฐมนตรีว่าการกระทรวงกลาโหม พ.ศ. 2558: 2-7, [ระบบออนไลน์], แหล่งที่มา http://www.mod.go.th/Policy/Policy/policy-of-mod_58_th.aspx สืบค้นเมื่อ 24 มิถุนายน พ.ศ.2560.
- [4] D. E.Hoak et al. "The USAF Stability and control DATCOM" Air Force Wright Aeronautical Laboratories, TR-83-2048, October 1960 (revised in 1978)

- [5] Holy Cows, Inc. Datcom+ Pro User's Manual Version 3.5 August, 25. (2015). URL: <http://www.holycows.net/datcom/>, access on 14 April 2017.
- [6] B.Galbraith. Holy Cows, Inc. 2001. Aircraft Coefficient Comparisons Between Datcom and Published Data August, 8. (2011). URL: <http://www.holycows.net/datcom/>, access on 14 April 2017.
- [7] W. Nascimento and M. Barcelos. Stability and Control of An Unmanned Aerial Vehicle For Aerial Photography Using Analytical and Numerical Methods, paper presented in The 14th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering 2012, Rio de Janeiro, Brazil, 2012.
- [8] L.Kurukularchchi, R.Prince and S.R.Munasinghe. Stability and Control Analysis in Twin-Boom Vertical Stabilizer Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Scientific and Research Publications, 4, 2014.
- [9] M. Segui et al. New Methodology for Longitudinal Flight Dynamics Modeling of the UAS-S4 Ehec1 towards its Aerodynamics Estimation Modeling, paper presented in AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference 2017, Grapevine, Texas, 2017.
- [10] R.Qurashi, M.Alhadi et al. Aerodynamic and Stability Analysis of the Safat01 Aircraft, Scientific Technical Review, vol.65(1): 31-35, 2015.
- [11] <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>
- [12] R.M.Napolitano, Aircraft Dynamics from Modeling to Simulation, John Wiley & Sons, Inc. 2012.