

การทดสอบทางอากาศพลศาสตร์ของแบบจำลองยานเบาะอากาศ NEW1 Aerodynamic Tests of the Wing in Ground Effect Craft NEW1 Model

ดร.รัฐพล สาครสินธุ์¹, ผศ.ดร.ศิริพงศ์ อติพันธ์^{2*}, ผศ.ดร.ชินภัทร ทิพย์โยภาส²

¹ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ศรีราชา มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ วิทยาเขตศรีราชา 199 หมู่ 6 ต.ทุ่งสุขลา อ.ศรีราชา จ.ชลบุรี 20230

²ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ 50 ถ.งามวงศ์วาน แขวงลาดยาว เขตจตุจักร กรุงเทพฯ 10900

* ติดต่อ: อีเมล fengspa@ku.ac.th โทรศัพท์ 027970999 ต่อ 1701 โทรสาร 025798570

บทคัดย่อ

ยานเบาะอากาศ (WIG) เป็นยานพาหนะสำหรับการขนส่งทางน้ำหรือทางทะเลที่มีประสิทธิภาพประเภหนึ่งและปัจจุบันหลายประเทศได้มีการวิจัยและพัฒนายานเบาะอากาศมากขึ้นโดยเฉพาะอย่างยิ่งประเทศที่มีหมู่เกาะจำนวนมาก ยานเบาะอากาศ NEW1 เป็นยานเบาะอากาศขนาด 2 ที่นั่งรุ่นแรก que พัฒนาโดยหน่วยวิจัยกองทัพเรือในปี.ศ.2560 และโครงการวิจัยการทดสอบทางอากาศพลศาสตร์ของโมเดล New1 นี้เป็นส่วนหนึ่งของโครงการดังกล่าว ซึ่งมีวัตถุประสงค์ในการออกแบบการทดสอบโมเดลตัวยานจำลองสภาวะเสมือนจริงในขณะบินที่ระดับความสูงยานเบาะอากาศ และนำผลการทดลองมาวิเคราะห์เพื่อเก็บเป็นข้อมูลลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของโมเดลยานเบาะอากาศ NEW1 ต้นแบบ และนำข้อมูลลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์มาใช้ในการวิเคราะห์ความเหมาะสมสูงสุดในการออกแบบและปรับปรุงต้นแบบยานเบาะอากาศสองที่นั่ง การทดสอบดังกล่าวนี้ดำเนินในอุโมงค์ลมขนาดหน้าตัด 1 เมตร x 1 เมตร ที่ความเร็วลม 40 เมตรต่อวินาที ตัวเลขเลย์โนลด์เท่ากับ 280,000 ผลการทดสอบแสดงให้เห็นผลของเบาะอากาศที่เกิดขึ้นกับยาน NEW1 เมื่อแบบจำลองเข้าใกล้พื้น สัมประสิทธิ์แรงยกเพิ่มขึ้นประมาณ 20% ที่มุมปะทะ 0 องศา และค่า induced drag factor (K) มีค่าลดลงจาก 0.087 เหลือ 0.060 ทั้งนี้ผลการทดสอบยังพบว่าเบาะอากาศทำให้เกิดโมเมนต์หัวกดลง (nose down) หรือมีค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์เป็นลบมากขึ้นอย่างชัดเจนเมื่อเทียบกับกรณีนอกเบาะอากาศ

คำหลัก: ยานเบาะอากาศ; การทดสอบทางอากาศพลศาสตร์; การทดสอบในอุโมงค์ลม

Abstract

Wing in ground effect craft is known as a marine vehicle having very high efficiency in transportation. Recently wing in ground effect craft are under research and development in many countries especially in the regions having many islands. NEW1 is the first 2-seat wing in ground effect craft researched and developed by a Royal Thai Navy research team in the year 2016. This experimental study is one part of the above project which aims to design an experiment to simulate the WIG craft model in ground effect and conduct the aerodynamic testing. The test results are analyzed in order to provide the aerodynamic characteristics of the NEW1 Wig craft model. In addition, the aerodynamic characteristics data are then used in optimization analysis for the Wig craft design. The experiment is conducted in a close circuit wing tunnel of 1m x 1m test section at the free stream

velocity of 40 m/s or Reynolds number of 280,000. The test results show that when the model is positioned close to the ground (in ground effect) at 0 degree incidence, the lift coefficient increases up to 20% and the induced drag factor (K) reduce from 0.087 to 0.06 compared to those outside ground effect condition. Moreover, the results also show clearly that the ground proximity of the model increase the nose down pitching moment or negative pitching moment.

Keywords: Wing in Ground Effect; Aerodynamics Test; Wind Tunnel Test.

1. บทนำ

ยานเบาอากาศ (Wing in Ground Effect Craft; Wig) เป็นอากาศยานที่บินเหนือพื้นน้ำในระดับความสูงไม่เกินความยาวคอร์ดของปีกซึ่งเป็นความสูงที่ทำให้เกิดเบาอากาศใต้ปีกของอากาศยาน ส่งผลให้ปีกสร้างแรงยกได้มากขึ้นและในขณะเดียวกันแรงต้านอากาศของอากาศยานจะน้อยลง ทำให้ปีกมีประสิทธิภาพยิ่งขึ้นหรืออีกนัยหนึ่งคือทำให้ประหยัดเชื้อเพลิงและสามารถเพิ่มภาระการบรรทุกได้มากยิ่งขึ้น ด้วยเหตุนี้ปัจจุบันหลายประเทศจึงให้ความสนใจในการวิจัยและพัฒนายานเบาอากาศมากขึ้น [1-3] เพื่อนำมาใช้ในการขนส่งทางน้ำหรือทางทะเล โดยเฉพาะอย่างยิ่งประเทศที่มีหมู่เกาะจำนวนมาก

สำหรับประเทศไทยยานเบาอากาศสามารถนำมาใช้ได้อย่างคุ้มค่าในการขนส่งทางทะเลในเส้นทางระหว่างหมู่เกาะในภาคใต้ของประเทศ ทั้งนี้กองทัพเรือได้เห็นประโยชน์ของการพัฒนายานเบาอากาศ จึงได้จัดตั้งกลุ่มวิจัยและพัฒนาอากาศยานเบาอากาศรุ่น NEW1 ซึ่งเป็นยานเบาอากาศขนาด 2 ที่นั่ง เพื่อใช้ในการศึกษาด้านแบบและนำไปสู่การพัฒนายานเบาอากาศสำหรับใช้ในเชิงพาณิชย์ต่อไป และโครงการทดสอบทางอากาศพลศาสตร์ของแบบจำลองอากาศยานเบาอากาศรุ่น NEW1 นี้เป็นส่วนหนึ่งของโครงการวิจัยและพัฒนาดังกล่าวโดยได้รับการสนับสนุนจากกองทัพเรือ

โครงการทดสอบทางอากาศพลศาสตร์ของแบบจำลองอากาศยาน NEW 1 มีวัตถุประสงค์ดังนี้

1.1. เพื่อเก็บข้อมูลลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์ของโมเดลยานเบาอากาศ New1ต้นแบบแบบ

แรกที่ยังไม่ปรับปรุง โดยการทดสอบอุโมงค์ลม (เฟสที่หนึ่ง)

1.2. เพื่อสร้างกราฟความสัมพันธ์ทางคณิตศาสตร์ในวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้จากอุโมงค์ลมต่อไป

1.3. เพื่อนำข้อมูลลักษณะเฉพาะทางอากาศพลศาสตร์มาใช้ในการวิเคราะห์ความเหมาะสมสูงสุดในการออกแบบและสร้างต้นแบบยานเบาอากาศสองที่นั่ง

โดยคาดว่าจะผลจากการทดสอบนี้จะนำไปสู่ความรู้ความเข้าใจลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของการเกิดเบาอากาศของยานเบาอากาศและสามารถนำไปใช้ในการออกแบบอากาศยานเบาอากาศต่อไปได้

2. รายละเอียดการทดลอง

งานวิจัยนี้สนใจผลกระทบของพื้นที่มีต่ออากาศยานเบาอากาศที่ทำทางการบินต่างๆ ผ่านการทดลองในอุโมงค์ลมด้วยแบบจำลองขนาดย่อส่วนในอัตราส่วน 1:15 โดยมีตัวแปรที่สนใจสรุปดังตารางต่อไปนี้

ตารางที่ 1 ตัวแปรในการทดลอง

ตัวแปร	ตัวแปร	ค่า
อัตราส่วนความสูง	h/c	0.20, 0.25, 0.31, 0.39, 0.53, 0.99, 1.50 และ 3.00
มุม Pitch	P	-9 ถึง 21 องศา โดยเพิ่มขึ้นทีละ 3 องศา
มุม Roll	R	0, -7 และ -12 องศา
มุม Yaw	Y	0, 5 และ 10 องศา

ทั้งนี้การทดสอบถูกจัดทำขึ้นในอุโมงค์ลมความเร็วต่ำของภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ โดยมีรายละเอียดของอุปกรณ์ต่าง ๆ และการทดลองดังอธิบายต่อไปนี้

2.1 อุโมงค์ลมและอุปกรณ์ที่เกี่ยวข้อง

อุโมงค์ลมที่ใช้ทดสอบในโครงการนี้เป็นอุโมงค์ลมประเภท Close-Loop มีขนาดส่วนทดสอบกว้าง 1 เมตร ยาว 1 เมตร และสูง 3 เมตร มีคุณสมบัติที่สำคัญแสดงในตารางที่ 2

ตารางที่ 2 คุณสมบัติของอุโมงค์ลม

ขนาดส่วนทดสอบ (กว้าง x สูง x ยาว)	1m x 1m x 3m
Contraction Ratio	4:1
ความเร็วสูงสุด	50 เมตร/วินาที
ขนาดพัดพัด	เส้นผ่านศูนย์กลาง 2m

การทดลองถูกควบคุมไว้ที่ความเร็วเท่ากับ 40 เมตรต่อวินาที โดยวัดจาก Differential Pressure Sensor KIMO CP300 [6] ซึ่งประกอบด้วย Pitot-Static Tube และ Thermocouple ติดตั้ง ณ ส่วนหน้าของส่วนทดสอบ ก่อนการทดลองทุกครั้งจะมีการนำค่าของอุณหภูมิในส่วนทดสอบจริงไปคำนวณเพื่อให้ได้ค่าความหนาแน่นของอากาศ ซึ่งจะนำไปใช้ในการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ของแรงและโมเมนต์ต่าง ๆ ต่อไป

2.2. การออกแบบการทดลอง

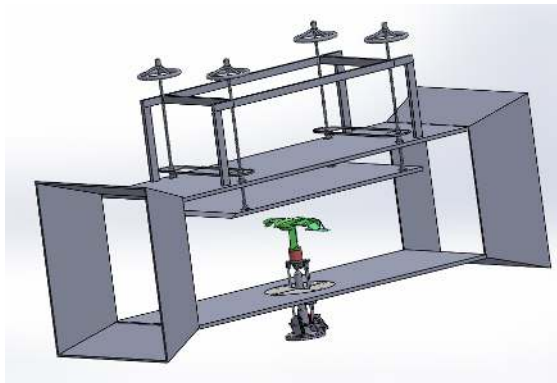
ตัวแปรหลักที่สำคัญในการออกแบบการทดลองคือ ความสูงของตัวยานเบาะอากาศเทียบกับพื้น ดังนั้นในการทดลองจึงต้องมีการปรับเปลี่ยนระยะห่างระหว่างจุดอ้างอิงในตัวยานเบาะอากาศและพื้นผิว ซึ่งสามารถทำได้โดยวิธีเลื่อนตัวแบบจำลองให้เข้าใกล้พื้นหรือเพดานของอุโมงค์ลมหรือวิธีเลื่อนพื้นจำลองที่สร้างขึ้นใหม่โดย

ยึดแบบจำลองให้อยู่กับที่ ทั้งนี้จากการศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องพบว่างานวิจัยทั้งหมดเลือกใช้วิธีการสร้างพื้นจำลองที่สามารถปรับระดับได้ขึ้นมา ทั้งนี้ข้อดีของวิธีนี้คือการไหลของอากาศด้านบนของแบบจำลองจะถูกควบคุมให้เหมือนกันได้ในทุกการทดลองทำให้สามารถหาผลกระทบของเบาะอากาศที่เกิดขึ้นระหว่างตัวห้องและใต้ปีกของแบบจำลองยานเบาะกับพื้นได้อย่างถูกต้องแม่นยำ ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้เลือกวิธีการสร้างแบบจำลองของพื้นที่สามารถปรับระดับได้ขึ้นมาใหม่ โดยเลือกขยหลังของปีกที่บริเวณกลางลำตัวเป็นจุดอ้างอิงบนตัวยานเบาะอากาศในการกำหนดระยะความสูงเมื่อเทียบกับพื้น

ทั้งนี้เพื่อให้บริเวณที่เกิดเบาะอากาศซึ่งมีความสำคัญมากที่สุดในงานวิจัยนี้มีพฤติกรรมหรือลักษณะการไหลของอากาศที่ใกล้เคียงกับความเป็นจริงมากที่สุดจึงเลือกวิธีจับยึดแบบจำลองจากด้านบน โดยแทนจับยึดแบบจำลองนี้จะทำหน้าที่ปรับมุมท่าทางการบินของแบบจำลองทั้ง 3 แกน อันได้แก่ แกนตามขวาง (Lateral Axis หรือ Pitching Axis) แกนตามยาว (Longitudinal Axis หรือ Rolling Axis) และแกนแนวตั้ง (Vertical Axis หรือ Yawing Axis) นอกจากนี้แทนจับยึดยังทำหน้าที่วัดแรงและโมเมนต์ต่าง ๆ ที่เกิดขึ้น

2.3 การออกแบบพื้นจำลอง

การปรับระยะความสูงของพื้นจำลองถูกออกแบบโดยใช้การหมุนของเสาเกลียวระยะเกลียวขนาด 3 มม/รอบ พื้นจำลองถูกยึดโดยเสาเกลียวขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางเท่ากับ 20 มิลลิเมตร จำนวน 4 เสา และเพื่อหลีกเลี่ยงกระแสอากาศปั่นป่วนที่ผ่านเสาเกลียวนี้ที่จะไปกระทบกับบริเวณปลายปีกทั้ง 2 ด้านของแบบจำลองอากาศยาน จึงทำโครงสร้างเพิ่มเติมขึ้นไปติดตั้งด้านบนของอุโมงค์ลมเพื่อยึดเสาทั้ง 4 ไว้ แสดงในรูปที่ 1

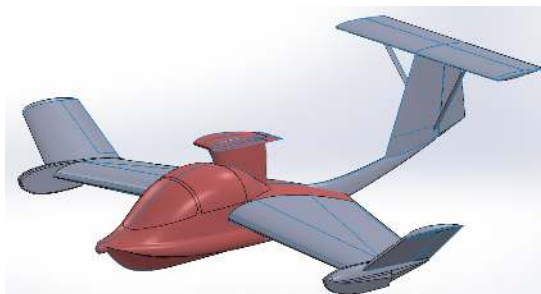


รูปที่ 1 การออกแบบการทดลอง

2.4 การออกแบบและผลิตแบบจำลอง

ตามคำแนะนำของการทดสอบที่ระบุไว้ Jewel B. BARLOW [7] อัตราส่วนของความยาวปีกต่อความกว้างของส่วนทดสอบต้องไม่เกิน 0.8 ดังนั้นในการทดสอบนี้จึงกำหนดขนาดของแบบจำลองในอัตราย่อส่วน 1:15 เท่า ซึ่งทำให้มีขนาดความยาวปีกของแบบจำลองเท่ากับ 64 ซม. และอัตราส่วนของความยาวปีกต่อความกว้างของส่วนทดสอบเท่ากับ 0.64

แบบจำลองถูกผลิตด้วยวัสดุอลูมิเนียมขึ้นรูปจากเครื่อง CNC การขึ้นรูปของแบบจำลองแบ่งเป็นส่วนลำตัว ปีกหลัก ปีกปลายปีก หางตั้ง และหางระดับ ก่อนนำมาประกอบกันเป็นแบบจำลองอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 ภาพแสดงแบบจำลอง

2.5 Force Balance และการวัด

อุปกรณ์วัดแรงและโมเมนต์ที่เลือกใช้งานวิจัยนี้คือ Force Balance ATI Delta IP 65 [8] ซึ่งมีคุณสมบัติที่

สำคัญดังแสดงในตารางที่ 3 โดยค่าความแม่นยำของการวัดของแรงในแกน X ซึ่งเป็นแกนที่มีผลต่อแรงต้านของยานพาหนะอากาศยานมากที่สุด อยู่ที่ $1/16$ N และเมื่อเทียบกับแรงต้านต่ำสุดในการทดลองแล้วทำให้มีความคลาดเคลื่อนน้อยกว่าร้อยละ 1.5

ตารางที่ 3 คุณสมบัติของอุโมงค์ลม

	Fx, Fy (N)	Fz (N)	Tx, Ty (Nm)	Tz (Nm)
SENSING RANGES	330 N	990 N	30	30
RESOLUTIONS	1/16 N	1/8 N	5/1333	5/1333

2.6 ฐานจับยึดและปรับท่าทางแบบจำลอง

การทดลองนี้สนใจท่าทางของแบบจำลองทั้ง 3 มุม ได้แก่ Roll Pitch และ Yaw ดังนั้นแท่นปรับท่าทางหรือมุมต่าง ๆ ของแบบจำลองยานพาหนะอากาศยานได้ถูกออกแบบและผลิตขึ้นใหม่แสดงในรูปที่ 3 โดยในการปรับมุม Pitch ซึ่งเป็นมุมที่มีการเปลี่ยนแปลงมากที่สุดในการทดลองถูกควบคุมจากมอเตอร์ไฟฟ้าที่มีความละเอียดสูงและสั่งด้วยโปรแกรมจากคอมพิวเตอร์ ส่วนการปรับมุม Roll และ Yaw นั้นจะทำการปรับและยึดด้วยระบบ Manual



รูปที่ 3 ภาพการทดลอง ส่วนทดสอบ พื้นจำลอง
แบบจำลองและฐานจับยึดและปรับท่าทางแบบจำลอง

2.7 การเก็บข้อมูล

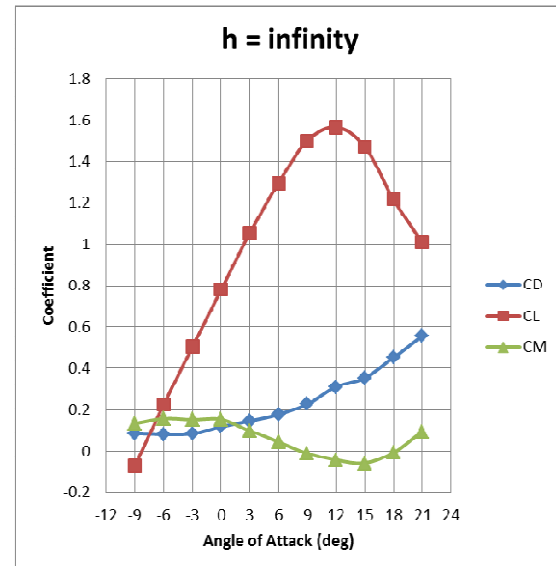
ในการทดลองนี้ ค่าแรง โมเมนต์ ความดันบรรยากาศ อุณหภูมิ และความดันของปิโตร-สแตติกซ์ จะถูกเก็บโดย Data Acquisition System NI Compact-DAQ 9220 [9] ผ่านโปรแกรม LabView ด้วยความเร็วในการวัดและจัดเก็บเท่ากับ 100Hz โดยเก็บข้อมูลทั้งสิ้น 200 ข้อมูลต่อช่องสัญญาณ ค่าเฉลี่ยของข้อมูลนี้จะถูกนำมาวิเคราะห์ต่อไป

3. ผลการทดลองและวิเคราะห์

3.1 คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานนอกเบาอากาศ

จากการทดสอบยานเบาอากาศที่ไม่มีผลกระทบจากพื้น (Out of Ground Effect) แสดงดังรูปที่ 4 จะพบว่ามุมร่วงหล่นอยู่ที่ 12 องศา และมีค่าสัมประสิทธิ์แรง

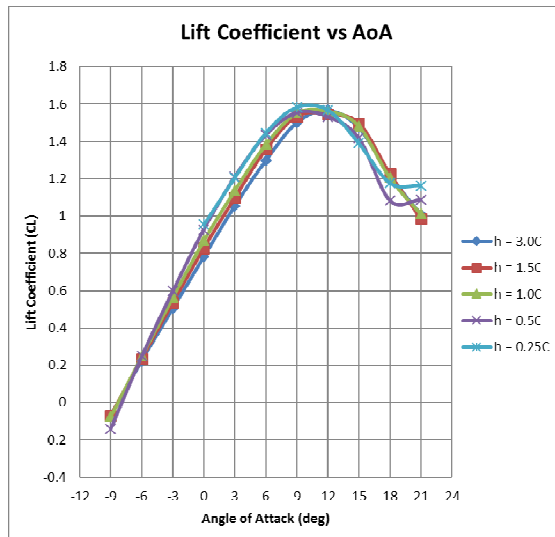
ยกสูงสุด (CL_{max}) เท่ากับ 1.6 และจากกราฟ Pitching Moment Coefficient ที่ 25% Chord (CM) มีความชันเป็นลบ แสดงถึงความมีเสถียรภาพในแกน longitudinal axis โดยช่วงที่มีเสถียรภาพนี้ครอบคลุมถึงมุมร่วงหล่นด้วย



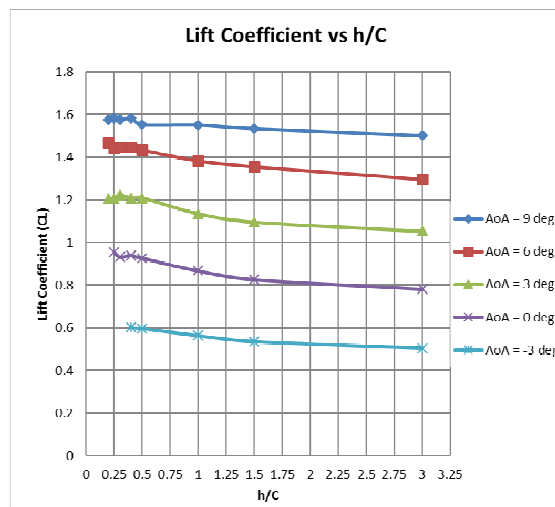
รูปที่ 4 ผลการทดสอบอากาศยานนอกเบาอากาศ

3.2 คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานที่ความสูงยานเบาอากาศ

การทดสอบยานแบบจำลองที่ความสูงยานเบาอากาศที่ความเร็ว 40 เมตรต่อวินาที แสดงในรูปที่ 5 และรูปที่ 6 พบว่าเมื่อแบบจำลองเข้าใกล้พื้น มุมร่วงหล่นลดลงจาก 12 องศา ลงมาอยู่ที่ 9 องศา โดยค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดมีค่าเท่ากับ 1.6 ซึ่งใกล้เคียงกันกับในกรณีที่ไม่มีผลจากพื้น ($h=3.0C$) นอกจากนี้ยังพบว่าเมื่อแบบจำลองเข้าใกล้พื้นมากขึ้นความชันของกราฟสัมประสิทธิ์แรงยกกับมุมปะทะ (CL_α) จะเพิ่มขึ้น ทั้งนี้ตรงกับทฤษฎีของเบาอากาศที่กล่าวว่าเมื่อปีกเข้าใกล้พื้นผลของเบาอากาศจากพื้นพื้นจะทำให้ wingtip vortex ลดลงเปรียบเสมือนกับปีกมี aspect ratio มากขึ้นซึ่งทำให้ CL_α เพิ่มขึ้นนั่นเอง



รูปที่ 5 สัมประสิทธิ์แรงยกของยานในย่านเบาอากาศ

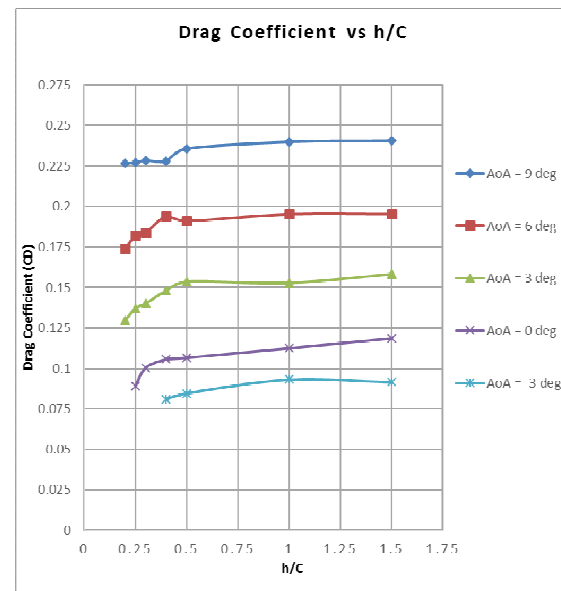


รูปที่ 6 สัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับระยะห่างของยาน

เบาอากาศกับพื้นที่มุมปะทะต่าง ๆ

รูปที่ 6 แสดงการเปลี่ยนแปลงของค่าสัมประสิทธิ์แรงยก (CL) เทียบกับระยะห่างของแบบจำลองจากพื้น จะเห็นว่าเมื่อแบบจำลองเข้าใกล้พื้นมากขึ้นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะเพิ่มขึ้นเมื่อเทียบกับที่ความสูง $h/C=3.0$ สำหรับมุมปะทะ 0 องศา สัมประสิทธิ์แรงยกเพิ่มขึ้นประมาณ 15-20% และที่มุมปะทะสูงขึ้นการเพิ่มขึ้นของสัมประสิทธิ์แรงยกเทียบกับระยะห่างจากพื้นจะลดลง โดยส่วนหนึ่งเป็นผลจากการที่ชายหลังปีกของ New1 มีลักษณะลู่หน้าซึ่งทำให้ที่บริเวณปลายปีกระยะห่าง

ระหว่างชายหลังของปีกกับพื้นมีค่ามากขึ้นเมื่อมุมปะทะมากขึ้น ดังนั้น ground effect จึงลดลง และข้อสังเกตอีกประการหนึ่งคือช่วง $h/C = 0.25$ ถึง 0.5 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจะไม่เปลี่ยนแปลงมาก

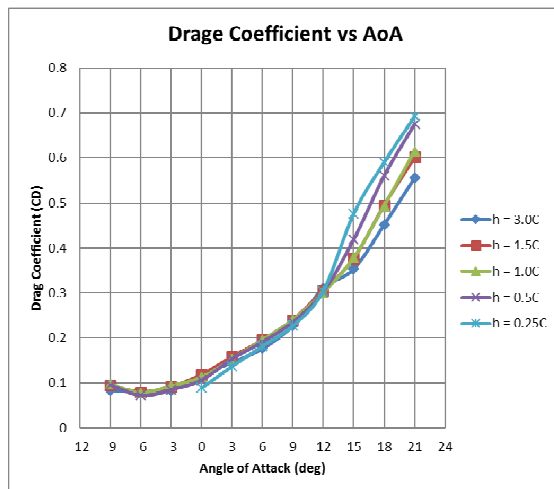


รูปที่ 7 สัมประสิทธิ์แรงต้านของยาน New1 ตามความสูงต่างๆที่มุมปะทะ -3, 0, +3, และ +6 องศา

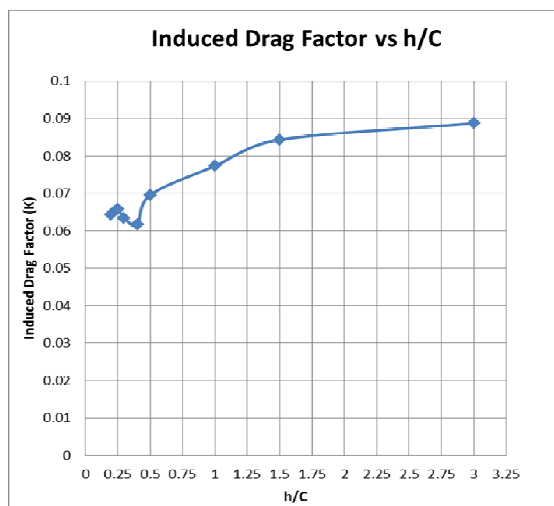
จากกราฟรูปที่ 7 จะเห็นได้ว่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน (CD) เมื่ออยู่ใกล้พื้นผิว $h/C = 0.25 - 0.5$ จะลดลงอย่างมีนัยยะสำคัญทุกมุมปะทะเนื่องจากอากาศที่อยู่ใต้ปีกถูกกักไว้ที่ขอบท่อนปลายปีกเพราะช่องว่างระหว่างปีกกับพื้น แคลงทำให้อากาศมันวนขึ้นมาเกิดการหมุนวน (vortex) ได้ยากขึ้น

กราฟของสัมประสิทธิ์แรงต้าน (รูปที่ 8) แสดงให้เห็นว่าในทุกกรณีมีสัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุดที่มุมปะทะ -6 องศา เมื่อพิจารณาค่า induced drag factor (K) ซึ่งคำนวณจากช่วงมุมปะทะ 0 ถึง 6 องศา พบว่าค่า induced drag factor แสดงในรูปที่ 9 มีค่าลดลงจาก 0.087 เหลือ 0.06 เมื่ออากาศยานเข้าใกล้พื้น หรือกล่าวได้ว่าเบาอากาศมีผลต่อ wingtip vortex ที่ปลายปีกทำให้อากาศยานมีแรงต้านเหนียวนา (induced drag)

ลดลง ที่มุมปะทะมากกว่า 12 องศาซึ่งเป็นมุมปะทะที่สูงเกินมุมปะทะวิกฤต กราฟสัมประสิทธิ์แรงต้านขณะที่ยานไถ่พื้นจะมีความชันสูงกว่า ซึ่งเกิดจากการแยกของกระแสอากาศบนผิวปีก ซึ่งการที่ตัวยานไถ่พื้นจำลองมีส่วนทำให้แรงต้านเพิ่มขึ้น โดยมีสาเหตุอาจมาจากการสะท้อนของอากาศระหว่างใต้ปีกกับพื้นผิวจำลอง



รูปที่ 8 สัมประสิทธิ์แรงต้านเทียบกับมุมปะทะ

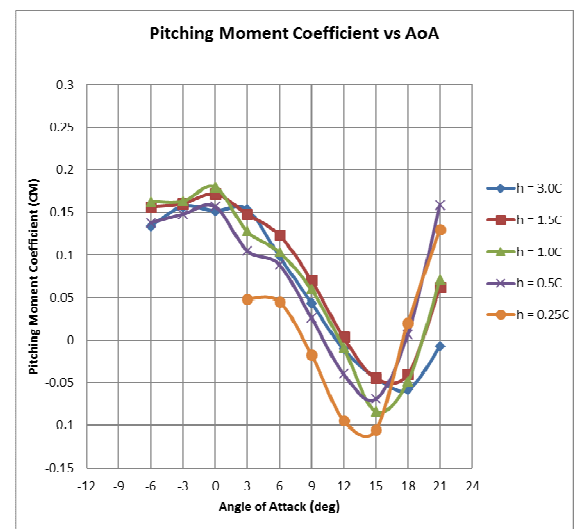


รูปที่ 9 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้านเหนี่ยวนำ K

เมื่อพิจารณาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ตามแกนขวาง (Pitching Moment) ในรูปที่ 10 ลักษณะโมเมนต์ยังคงเดิมเช่นเดียวกับกรณีนอกยานเบาะอากาศ กล่าวคือ

อากาศยานมีเสถียรภาพสถิตในช่วงมุมปะทะ -3 ถึง 9 องศา

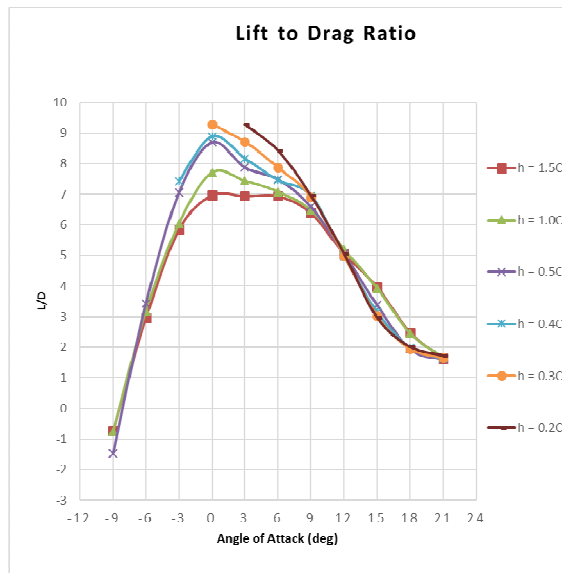
ผลของพื้นหรือเบาะอากาศที่มีผลต่อสัมประสิทธิ์โมเมนต์ของอากาศยานคือทำให้หัวของอากาศยานกดลง (nose down) หรือมีค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์เป็นลบมากขึ้น ทั้งนี้สมมุติฐานของเหตุดังกล่าวคือเป็นผลจากเมื่อปีกเข้าไถ่พื้น อากาศที่ไหลเข้าไปใต้ปีกอากาศจึงพยายามไหลออกไปด้านหลัง แต่เนื่องจากมีระยะห่างหรือช่องที่แคบลง ทำให้อากาศถูกอัดเข้าไปในบริเวณส่วนท้ายหรือชายหลัง เกิดเป็นความดันและแรงยกที่สูงขึ้นบริเวณชายหลังของปีก ซึ่ง ณ บริเวณนี้ อยู่เยื้องไปด้านหลังของ cg อีกทั้งเสริมด้วยแพนหางระดับที่มีแรงยกขึ้น จึงเป็นผลทำให้เกิดโมเมนต์หัวกด ซึ่งปรากฏการณ์นี้ตรงตามที่ทฤษฎีกล่าวไว้



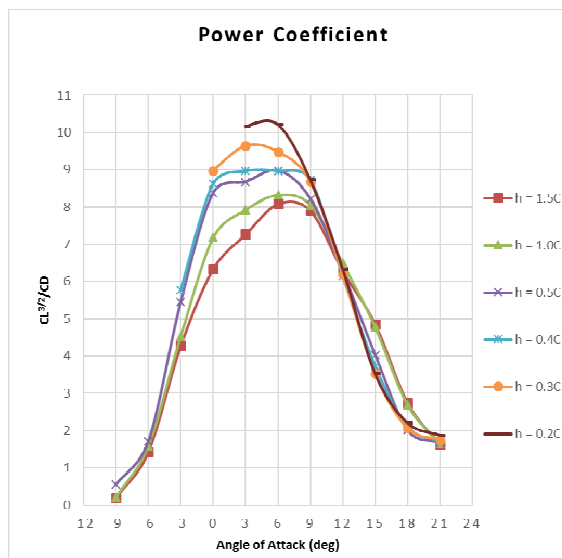
รูปที่ 10 แสดงสัมประสิทธิ์โมเมนต์ของยาน New1 ตาม

รูปที่ 11 แสดงผลของพื้นต่ออัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน เมื่อยานเข้าไถ่พื้นมากขึ้นยานบินจะมีแรงยกมากขึ้นจากความดันที่ใต้ปีกที่สูงขึ้นเนื่องจากเบาะอากาศ และมีแรงต้านเหนี่ยวนำน้อยลงเนื่องจากการลดลงของ wingtip vortex และส่วนท่อนดักอากาศจากใต้ปีก ดังนั้นอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านของยานเบาะอากาศจึงมากขึ้นเมื่อเข้าไถ่พื้นมากขึ้นโดยมีผลอย่างชัดเจนเมื่อระยะความสูงน้อย

กว่า $h=1.0C$ เช่นเดียวกับในกรณีของสัมประสิทธิ์กำลัง (power coefficient) ดังแสดงในรูปที่ 12 กราฟนี้แสดงถึงประสิทธิภาพภายในขณะมีเครื่องยนต์ทำงาน การบินที่ระดับความสูงในย่านเบาอากาศด้วยมุมปะทะ 3 ถึง 6 องศาและห่างจากพื้นเป็นระยะ $h=0.2C$ จะมีประสิทธิภาพการบินสูงที่สุด



รูปที่ 11 กราฟแสดงอัตราส่วนของแรงยกต่อแรงต้าน



รูปที่ 12 แสดงประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์

4. สรุป

จากการศึกษาวิจัยซึ่งทดสอบแบบจำลอง New1 ในอุโมงค์ลมโดยปรับเปลี่ยนมุมปะทะที่ทำทางการบินต่าง ๆ และหาผลกระทบที่เกิดจากเบาอากาศอันเนื่องจากการเข้าใกล้พื้นจำลองแบบเรียบ พบว่ามีผลจากพื้นมากระทำกับยาน ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกและโมเมนต์เพิ่มขึ้นโดยส่วนใหญ่ ในทางกลับกันสัมประสิทธิ์แรงต้านมีแนวโน้มต่ำลงซึ่งเป็นไปตามทฤษฎี ถ้าพิจารณาเรื่องการเสียเสถียรภาพ จากผลการทดลองสรุปได้ว่าเมื่อยานมีความสูงเข้าใกล้ย่านเบาอากาศจะมีความเสี่ยงที่จะเกิดการสูญเสียเสถียรภาพสูง อย่างไรก็ตามการทดลองในครั้งนี้เป็นการจำลองที่ลดความยุ่งยากซับซ้อนของปัญหาจริง โดยตัดพารามิเตอร์บางอย่างออกไป อาทิการไหลของพื้นและความสูงของคลื่น [10] ซึ่งเป็นหัวข้อที่น่าสนใจในการทำวิจัยต่อไปในอนาคต

5. เอกสารอ้างอิง

- [1] <http://uosdesign.org/designshow2015/wing-in-ground-effect/>
- [2] <http://pacificseafight.com/about-us-pacific-seaflight-wingship-wig/what-is-wing-and-ground-effect-wig/>
- [3] <http://orbitalvector.com/Aquatic/Surface%20Effect%20Watercraft/SURFACE%20EFFECT%20WATERCRAFT.htm>
- [4] Tofa, M.M., et al., *Experimental Investigation of a Wing-in-Ground Effect Craft*, The Scientific World Journal, Vol.2014, Article ID 489308
- [5] Zerihan, J. and Zhang, X., *Aerodynamics of a Single Element Wing in Ground Effect*, Journal of Aircraft, Vol.37, No.6, 2000, p.1058-1064
- [6] <http://www.kimo.fr/produits/instruments/capteur-3,23.html>
- [7] Jewel B. Barlow, William H. Rae, Alan Pope,



Low-Speed Wind Tunnel Testing, 3rd Edition,

ISBN: 978-0-471-55774-6

[8] http://www.ati-ia.com/products/ft/ft_models.aspx?id=Delta+IP65

[9] National Instrument, <http://www.ni.com/>

[data-acquisition/compactdaq/](http://www.ni.com/data-acquisition/compactdaq/)

[10] Kosari, A. and Chamanpara, H., *Investigation of longitudinal dynamics of a small WIG craft in flight Waves*, Ocean Engineering, Vol. 127, 2016, p.23-31