

การเพิ่มระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบมีหางโดยการแทนที่  
หางด้วยคานาร์คด้วยวิธีอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

ENDURANCE TIME EXTENSION OF CONVENTIONAL UAV BY TAIL  
REPLACEMENT WITH CANARD BY CFD



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของงานศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมป้องกันประเทศ

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2562

KMITL-2019-EN-M-011-116

การเพิ่มระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบมีหางโดยการแทนที่  
หางด้วยคานาร์ดด้วยวิธีอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

ENDURANCE TIME EXTENSION OF CONVENTIONAL UAV BY TAIL  
REPLACEMENT WITH CANARD BY CFD



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมป้องกันประเทศ  
คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2562

KMITL-2019-EN-M-011-116

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเพิ่มระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบมีหางโดยการแทนที่  
หางด้วยคานาร์ดด้วยวิธีอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

ENDURANCE TIME EXTENSION OF CONVENTIONAL UAV BY TAIL  
REPLACEMENT WITH CANARD BY CFD



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมป้องกันประเทศ  
คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2562

KMITL-2019-EN-M-011-116

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ENDURANCE TIME EXTENSION OF CONVENTIONAL UAV BY TAIL  
REPLACEMENT WITH CANARD BY CFD



JEDSADA CHOMDARA

A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT  
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF  
MASTER OF ENGINEERING IN DEFENCE ENGINEERING  
FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

2019

KMITL-2019-EN-M-011-116

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นลิขสิทธิ์ของสถาบันฯ ห้ามการนำเอกสารไปใช้โดยไม่ได้รับอนุญาต  
COPYRIGHT 2019 ห้ามการนำเอกสารไปใช้โดยไม่ได้รับอนุญาต  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ขอสงวนสิทธิ์ในสิ่งพิมพ์นี้ และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้  
FACULTY OF ENGINEERING  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
ใบรับรองวิทยานิพนธ์

หัวข้อวิทยานิพนธ์ การเพิ่มระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบมีหางโดยการแทนที่หางด้วยคานาร์ดด้วยวิธีอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Thesis Title Endurance Time Extension of Conventional UAV by Tail Replacement with Canard by CFD

นักศึกษา ร.อ.เจษฎา ชมดารา

รหัสประจำตัว 60601019

ปริญญา วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชา วิศวกรรมป้องกันประเทศ

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ รศ.ดร.วิฑาดา เจษฎารัตนชัย

หมายเลขวิทยานิพนธ์ KMITL-2019-EN-M-011-116

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์	ลายมือชื่อ
พ.อ. ผศ.ดร.อโณทัย สุขแสงพนมรุ่ง	
รศ.ร.อ.ดร.วีระเชษฐ ชันเงิน	
รศ.ดร.จารุวัตร เจริญสุข	
รศ.ดร.พงษ์เจต พรหมวงศ์	
รศ.ดร.วิฑาดา เจษฎารัตนชัย	วิฑาดา เจษฎารัตนชัย

วัน / เดือน / ปี ที่สอบ วันพฤหัสบดีที่ 13 มิถุนายน พ.ศ. 2562 เวลา 13.00-15.00 น.  
สถานที่สอบ ณ ห้องประชุม 3 ชั้น 5 อาคาร A

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์ รับรองแล้ว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารฉบับนี้ไปใช้

(รองศาสตราจารย์ ดร. คมสัน มาลีสี)

คณบดี คณะวิศวกรรมศาสตร์

วันที่ 13 มิถุนายน พ.ศ. 2562

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การเพิ่มระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบมีหาง โดยการแทนที่หางด้วยคานาร์ดด้วยวิธีอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ
นักศึกษา	ร.อ.เจษฎา ชมดารา
รหัสประจำตัว	60601019
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมป้องกันประเทศ
พ.ศ.	2562
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	รศ.ดร.วิฑาดา เจษฎารัตนชัย

### บทคัดย่อ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้ทำการเก็บรวบรวมข้อมูลจากสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศที่มีการใช้งานอากาศยานไร้คนขับ “TSII” ซึ่งปัญหาที่พบคือระยะเวลาบินทำการกิจที่ไม่เพียงพอ จึงมีความต้องการลดน้ำหนัก TSII โดยการนำชุดพวงหางออกเหมือนกับปีกบิน (Flying wing) นำมาซึ่งงานวิจัยที่มุ่งเน้นศึกษาพัฒนาอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางให้สามารถบินได้โดยการใช้นาคานาร์ดเข้ามาแทนที่หางเพื่อรักษาเสถียรภาพตามแนวแกนยาว และมีวัตถุประสงค์เพื่อเพิ่มระยะเวลาบินทำการกิจให้ยาวนาน งานวิจัยนี้ใช้วิธีอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ โดยใช้โปรแกรม SolidWorks Flow Simulation ซึ่งใช้แบบจำลองความปั่นป่วน Modified K-epsilon และวิเคราะห์น้ำหนักของอากาศยานเบื้องต้น ตัวแปรในการศึกษาประกอบด้วยการออกแบบอากาศยานที่มีคานาร์ด 3 รูปแบบ และการบินที่มุมปะทะในช่วง -4 ถึง 10 องศา ผลการศึกษาแสดงให้เห็นได้ว่าคานาร์ดแบบตัววี (V shape) ให้ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์มากที่สุดซึ่งส่งผลให้ระยะเวลาทำการบินภารกิจได้นานกว่าแบบเดิมถึงร้อยละ 16.93 สามารถสรุปได้ว่าอากาศยานไร้คนขับแบบมีหางสามารถเพิ่มระยะเวลาทำการบินได้โดยการแทนที่ชุดพวงหางด้วยการติดตั้งคานาร์ดแบบตัววี อย่างไรก็ตามผลการวิจัยนี้ควรทำการศึกษาเรื่องเสถียรภาพและสมรรถนะต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

<b>Thesis</b>	Endurance Time Extension of Conventional UAV by Tail Replacement with Canard by CFD
<b>Student</b>	Flt.Lt Jedsada Chomdara
<b>Student ID.</b>	60601019
<b>Degree</b>	Master of Engineering
<b>Program</b>	Defence Engineering
<b>Year</b>	2019
<b>Thesis Advisor</b>	Assoc. Prof. Dr.Withada Jedsadaratanachai

## ABSTRACT

This thesis gathers the information of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) “TSII” which has been currently in service for Defence Technology Institute. However, conventional UAV is still not effective due to shorter endurance time than mission requirement. Therefore, TSII is required to reduce the weight by conventional tail replacement with Canard similar to Flying wing concept. This paper focuses on the development of conventional UAV by using Canard to replace the tail in order to maintain longitudinal stability for the key target of endurance time extension. The research methodology is Computational Fluid Dynamics (CFD) by SolidWorks flow simulation software with using modified K-epsilon turbulence model. The study concentrates on 2 variable parameters including Canard configurations and Angle of Attack. The results show that Canard V-shape gives the best Aerodynamics efficiency leading to endurance time can be extended at 16.93% longer than original. In summary, conventional UAV can be extended endurance time by replacing tail with Canard V-shape. The results from this research shall be further studied in stability and performance in next phase.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จได้ด้วยความกรุณาจาก รศ.ดร.วิชาดา เจษฎารัตนชัย อาจารย์ที่ปรึกษา และ ผศ.พลศาสตร์ เลิศประเสริฐ ที่ให้ความช่วยเหลือ ให้คำชี้แนะช่วยแก้ปัญหาตลอดจนให้ความรู้ และประสบการณ์ที่ดี จนทำให้วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

ขอขอบพระคุณ สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ ที่ให้การสนับสนุนข้อมูลและทุนวิจัยจนการวิจัยสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

ขอขอบพระคุณ ศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีการบินและอวกาศ กองทัพอากาศ ที่ให้การสนับสนุนสถานที่และชุดอุปกรณ์ทำการทดลอง

สุดท้ายนี้ขอขอบพระคุณครูอาจารย์และทุกท่านที่มีได้กล่าวนามในที่นี้ ซึ่งมีส่วนช่วยให้วิทยานิพนธ์ฉบับนี้เสร็จสมบูรณ์ และข้าพเจ้าหวังเป็นอย่างยิ่งว่าวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะเป็นประโยชน์แก่ผู้ที่สนใจเป็นอย่างมาก

เจษฎา ชมดารา



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VI
สารบัญรูป.....	VII
สัญลักษณ์.....	X
บทที่ 1.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 จุดมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา.....	3
1.3 สมมุติฐานของการศึกษา.....	3
1.4 ทฤษฎีหรือแนวความคิดที่ใช้ในการวิจัย.....	3
1.5 ขอบเขตการวิจัย.....	4
1.6 ขั้นตอนของการศึกษา.....	5
1.7 ประโยชน์ที่ได้จากการวิจัย.....	5
บทที่ 2.....	6
2.1 อากาศยานไร้คนขับ.....	6
2.2 แพนอากาศ (Airfoil/Aerofoil).....	7
2.3 แรงทางอากาศพลศาสตร์.....	8
2.4 ปีก (Wing geometry).....	11
2.5 คานาร์ด (Canard).....	14
2.6 แพนหางตั้ง (Vertical Stabilizer).....	18
2.7 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	19

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3 .....	20
3.1 ขั้นตอนการดำเนินงาน .....	20
3.2 ข้อมูลของอากาศยานไร้คนขับ TSII .....	20
3.3 การออกแบบคานาร์ดและหางดิ่ง .....	23
3.4 การเปรียบเทียบผลการจำลองกับการทดลองอ้างอิง (CFD Validation) .....	35
3.5 การจำลองอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD Simulation).....	38
บทที่ 4 .....	40
4.1 ผลการศึกษาจำนวน Mesh ที่ทำให้ผลการวิเคราะห์แม่นยำ .....	40
4.2 ผลการศึกษารูปแบบอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด .....	41
4.3 การศึกษาน้ำหนักเบื้องต้นของอากาศยานไร้คนขับแบบคานาร์ด .....	46
4.4 การศึกษาการใช้เชื้อเพลิงเบื้องต้นของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด .....	48
4.5 ระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด .....	51
บทที่ 5.....	53
5.1 สรุปผล.....	53
5.2 ข้อเสนอแนะ .....	53
บรรณานุกรม.....	54
ภาคผนวก ก.....	56
ภาคผนวก ข.....	58
ประวัติผู้เขียน.....	61

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
1.1 ข้อมูลจำเพาะของ TSII .....	1
2.1 สัมประสิทธิ์ปริมาตรคานาร์ดและหางดิ่ง (Raymer. 2012).....	16
3.1 ข้อมูลมิติของ TSII .....	21
3.2 $C_{CVT}$ , $AR$ และ $\lambda$ ของ คานาร์ด และหางดิ่ง .....	27
3.3 ค่าพารามิเตอร์ของคานาร์ดและหางดิ่ง .....	28
3.4 ค่าพารามิเตอร์ของ Canard V shape .....	29
3.5 ค่าพารามิเตอร์ของคานาร์ดและหางดิ่ง .....	31
3.6 ค่าตัวแปรของคานาร์ดและหางดิ่ง .....	34
3.7 ค่าพารามิเตอร์ที่ใช้ในการวิเคราะห์ CFD .....	36
4.1 ผลการจำลองของ TSII .....	42
4.2 ผลการจำลองของ Canard V shape .....	42
4.3 ผลการจำลองของ Canard H shape .....	42
4.4 ผลการจำลองของ Canard Split shape .....	43
4.5 น้ำหนักของคานาร์ด หางดิ่งและ boom .....	47
4.6 น้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ดแต่ละแบบ .....	48
4.7 การใช้เชื้อเพลิงในแต่ละช่วงการบินของ TSII .....	49
4.8 การใช้เชื้อเพลิงในแต่ละช่วงการบินของ Canard V shape .....	50
4.9 การใช้เชื้อเพลิงในแต่ละช่วงการบินของ Canard H shape .....	50
4.10 การใช้เชื้อเพลิงในแต่ละช่วงการบินของ Canard Split shape .....	50
4.11 ผลการเปรียบเทียบระยะเวลาการบิน .....	52
ก.1 การเปลี่ยนหน่วย .....	57

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
1.1 อากาศยานไร้คนขับ TSII .....	1
1.2 โครงร่างภารกิจ (Mission Profile) ของ TSII .....	2
1.3 จุดติดตั้งคานารัดบริเวณลำตัว .....	4
2.1 การแบ่งกลุ่มอากาศยานไร้คนขับ .....	6
2.2 ปีกและแพนอากาศ .....	7
2.3 ส่วนประกอบของแพนอากาศ .....	7
2.4 ลักษณะการไหลของกระแสอากาศผ่านแพนอากาศ .....	8
2.5 แรงที่กระทำกับผิวอากาศพลศาสตร์ .....	9
2.6 ผลลัพธ์ของแรงทางอากาศพลศาสตร์และโมเมนต์ .....	9
2.7 ผลลัพธ์ของแรงทางอากาศพลศาสตร์และส่วนประกอบย่อย .....	10
2.8 คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ .....	11
2.9 รูปร่างของปีก .....	12
2.10 Mean aerodynamic chord (c) .....	13
2.11 การไหลของกระแสอากาศแบบวนด้านหลังของปีก (trailing vortices) .....	13
2.12 ผลกระทบของ Aspect Ratio (AR) ต่อสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) .....	14
2.13 อากาศยาน Beechcraft Starship .....	15
2.14 ระยะโมเมนต์ของคานารัดและหางดิ่ง .....	16
2.15 การกระจายแรงยกบนปีกหลักระหว่างหางหลังและคานารัด .....	17
2.16 การกระจายแรงยกบนหางหลังและคานารัด .....	17
2.17 แพนหางดิ่ง (Vertical stabilizer) .....	18
3.1 ขั้นตอนการดำเนินการวิจัย .....	20
3.2 พื้นที่ปีกอ้างอิงของ TSII .....	21
3.3 ด้านข้างของ TSII .....	21
3.4 ด้านหน้าของ TSII .....	22
3.5 $C_W$ ของ TSII .....	22
3.6 Flow chart ขั้นตอนการออกแบบคานารัดและหางดิ่ง .....	23
3.7 แพนอากาศ GOE546, HQ3010 และ H3510 .....	24
3.8 กราฟเปรียบเทียบ $ClCd$ ต่อ $\alpha$ ของแพนอากาศทั้งสามแบบ .....	24
3.9 กราฟเปรียบเทียบ $C_L$ ต่อ $\alpha$ ของแพนอากาศ HQ3015 และ HQ3510 .....	25

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.10 รูปร่างแผนอากาศ NACA0012 .....	25
3.11 Canard V shape .....	26
3.12 Canard H shape .....	26
3.13 Canard Split shape .....	26
3.14 จุดติดตั้งคานาร์ด ( $L_c$ ) .....	27
3.15 มุม V ของ Canard V shape .....	28
3.16 แผนอากาศของ Canard V shape .....	29
3.17 Canard V shape .....	30
3.18 ด้านบนของ Canard V shape .....	30
3.20 ด้านข้างของ Canard V shape .....	30
3.21 แผนอากาศของ Canard H shape .....	31
3.22 แผนอากาศหางดิ่งของ Canard H shape .....	32
3.23 Canard H shape .....	32
3.24 ด้านบนของ Canard H shape .....	33
3.25 ด้านหน้าของ Canard H shape .....	33
3.26 ด้านข้างของ Canard H shape .....	33
3.27 แผนอากาศหางดิ่งของ Canard H shape .....	34
3.28 Canard Split shape .....	34
3.29 ด้านบนของ Canard Split shape .....	35
3.30 ด้านหน้าของ Canard Split shape .....	35
3.31 ด้านข้างของ Canard Split shape .....	35
3.32 การทดสอบอุโมงค์ลมของอากาศยานไร้คนขับ TSII ที่มีชุดพวงหางแบบ U คำว่า .....	36
3.33 ขอบเขตพื้นที่ในการคำนวณ (Computational domain) .....	37
3.34 รูปแบบ mesh ของแบบจำลอง TSII ที่มีชุดพวงหางแบบ U คำว่า .....	37
3.35 รูปแบบ mesh ของ Canard V shape .....	38
3.36 รูปแบบ mesh ของ Canard H shape .....	38
3.37 รูปแบบ mesh ของ Canard Split shape .....	39
4.1 กราฟเปรียบเทียบค่า $C_L$ ต่อ $\alpha$ ของการทดลองอ้างอิงและการจำลอง .....	40

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.2 กราฟเปรียบเทียบค่า $C_D$ ต่อ $\alpha$ ของการทดลองอ้างอิงและการจำลอง	41
4.3 กราฟเปรียบเทียบค่า $C_L$ ต่อ $\alpha$ ของแต่ละแบบ	43
4.4 กราฟเปรียบเทียบค่า $C_D$ ต่อ $\alpha$ ของแต่ละแบบ	44
4.5 กราฟเปรียบเทียบค่า $C_L/C_D$ ต่อ $\alpha$ ของแต่ละแบบ	45
4.6 การไหลของกระแสอากาศผ่านคานาร์ด V shape ที่มีมุม 4 องศา	45
4.7 การไหลของกระแสอากาศผ่านคานาร์ด H shape ที่มีมุม 4 องศา	46
4.8 การไหลของกระแสอากาศผ่านคานาร์ด Split shape ที่มีมุม 4 องศา	46
4.9 Weight fraction ของแต่ละช่วงการบิน	48
4.10 ค่า Specific fuel consumption ของเครื่องยนต์ประเภทต่างๆ	49
ข.1 คอนทัวร์ความดันบนผิวของ TSII	59
ข.2 คอนทัวร์ความดันบนผิวของ Canard V shape	59
ข.3 คอนทัวร์ความดันบนผิวของ Canard H shape	60
ข.4 คอนทัวร์ความดันบนผิวของ Canard Split shape	60

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สัญลักษณ์

ตัวอักษรภาษาอังกฤษ

$ac$	จุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics center)
$AR$	อัตราส่วนระหว่างความยาวปีกยกกำลังสองต่อพื้นที่ปีกอ้างอิง (Aspect ratio)
$b_w$	ความยาวปีก (Wing span), $m$
$c$	เส้นตรงที่เชื่อมต่อระหว่างขอบชายหน้า (Leading edge) และชายหลัง (Trailing edge) ของแผนอากาศ, $m$
$C_{bph}$	Specific fuel consumption ( $lb/s \cdot hp$ )
$C_C$	สัมประสิทธิ์ปริมาตรคานาร์ด (Canard volume coefficient)
$C_{HT}$	สัมประสิทธิ์ปริมาตรหางระดับ (Horizontal tail volume coefficient)
$C_{VT}$	สัมประสิทธิ์ปริมาตรหางตั้ง (Vertical tail volume coefficient)
$C_D$	สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient)
$C_l$	สัมประสิทธิ์แรงยกของแผนอากาศ (Airfoil Lift coefficient)
$C_L$	สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient)
$C_M$	สัมประสิทธิ์โมเมนต์ (Moment coefficient)
$\bar{C}_W$	ความยาวเฉลี่ยของ $c$ (Mean Aerodynamics Chord), $m$
$D$	แรงต้าน (Drag), $N$
$E$	เวลาทำการบิน (Endurance), $s$
$K$	พลังงานจลน์ปั่นป่วน, $J$
$L$	แรงยก (Lift), $N$
$L_C$	ระยะโมเมนต์ของคานาร์ด (Canard moment arm), $m$
$L_{VT}$	ระยะโมเมนต์ของหางตั้ง (Vertical tail moment arm), $m$
$M$	โมเมนต์, $N \cdot m$
$MTOW$	น้ำหนักอากาศยานสูงสุดก่อนบิน (Maximum Takeoff Weight), $kg$
$N_{VT}$	จำนวนหางตั้ง
$P$	ความดัน, $N/m^2$
$R$	ระยะทางบิน, $ft$
$S$	พื้นที่ปีกอ้างอิง (Wing reference area), $m^2$
$S_C$	พื้นที่คานาร์ดอ้างอิง (Canard reference area), $m^2$
$S_{VT}$	พื้นที่หางตั้งอ้างอิง (Vertical tail reference area), $m^2$
$S_w$	พื้นที่ปีกหลักอ้างอิง (Main wing reference area), $m^2$
$t$	เวลา, $s$

## สัญลักษณ์ (ต่อ)

### ตัวอักษรภาษาอังกฤษ

$u$	ความเร็วในแนวแกน $x$ , $m/s$
$V$	ความเร็ว, $m/s$
$V_\infty$	ความเร็วลมสัมพันธ์, $m/s$
$W$	น้ำหนัก, $kg$
$W_C$	น้ำหนักของคานาร์ด, $kg$
$W_{VT}$	น้ำหนักของหางตั้ง, $kg$
$y$	ระยะจากจุดศูนย์กลางมวลของ mesh cell ที่ชั้นขีดผิวถึงพื้นผิว, $m$
$\bar{y}$	ระยะจาก $\bar{c}$ ถึงโคนปีก, $m$

### ตัวอักษรภาษากรีก

$\mu$	ความหนืดสัมบูรณ์, $N \cdot s/m^2$
$\alpha$	มุมปะทะ (Angle of attack), <i>degree</i>
$\lambda$	อัตราส่วนความเรียว (Taper ratio)
$\lambda_C$	อัตราส่วนความเรียวของคานาร์ด
$\lambda_{VT}$	อัตราส่วนความเรียวของหางตั้ง
$\rho$	ความหนาแน่น, $kg/m^3$
$\Gamma$	มุมยกของคานาร์ด (V shape dihedral angle), <i>degree</i>
$\eta_p$	ประสิทธิภาพใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ปัจจุบันสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศมีอากาศยานไร้คนขับ TSII ใช้ปฏิบัติการกิจถ่ายภาพเพื่อสำรวจทรัพยากรธรรมชาติและลาดตระเวน มีมุมในการทำการบินภารกิจในช่วง -4 ถึง 10 องศา รูปที่ 1.1 แสดงภาพอากาศยานไร้คนขับ TSII ตารางที่ 1.1 แสดงข้อมูลจำเพาะของอากาศยานไร้คนขับ TSII และรูปที่ 1.2 แสดงโครงร่างภารกิจ (Mission Profile)

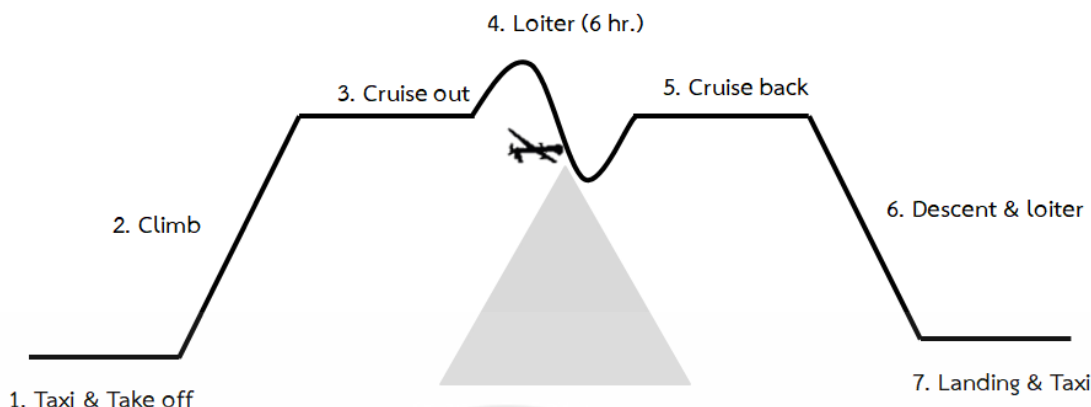


รูปที่ 1.1 อากาศยานไร้คนขับ TSII

ตารางที่ 1.1 ข้อมูลจำเพาะของ TSII

Parameter	Value	Unit
Engine (3w-342i carburetor)	32	HP
Wingspan(b)	6	m
Payload	23	kg
MTOW	166	kg
Mission altitude	10000	ft
Endurance	8	hr
Fuel	75	liter
Cruise speed	35	m/s
Loiter speed	35	m/s
Stall speed	25	m/s
Max speed	40	m/s
Wing Aspect Ratio	12	-
Taper ratio	0.60	-

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้เพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามนำข้อมูลไปใช้ในการโฆษณา และต้องอ้างอิงถึงชื่อของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 1.2 โครงร่างภารกิจ (Mission Profile) ของ TSII

อากาศยานไร้คนขับ TSII จะมีโครงร่างภารกิจหลักทั้งหมด 7 ขั้นตอน ซึ่งในส่วนของขั้นตอนที่ 6 (Descent & Loiter) เป็นขั้นตอนการร่อนลงเพื่อลงจอด แต่ในบางครั้งสนามบินยังไม่พร้อมให้ลงจอด จึงจำเป็นต้องทำการบินวน (Loiter) เพื่อรอสัญญาณให้ลงจอดเป็นเวลาประมาณ 20 นาที

อากาศยานโดยทั่วไปนั้นมีชุดพวงหาง (Empennage) เพื่อช่วยในการรักษาเสถียรภาพทางการบิน แต่ในปัจจุบันด้วยเทคโนโลยีทางด้านระบบควบคุมอากาศยานอัตโนมัติ (Flight controls) ที่ล้ำสมัย มีความสามารถสูงในการควบคุมอากาศยาน ไม่ว่าจะอากาศยานนั้นจะอยู่ในสภาวะอากาศแปรปรวนหรือเลวร้าย จึงเห็นได้ว่าการออกแบบอากาศยานไร้คนขับจะไม่มีชุดพวงหาง แต่มีการเลือกใช้แพนอากาศ (airfoil) ของปีกแบบ Reflexed camber เพื่อช่วยรักษาเสถียรภาพ

เนื่องจาก TSII เป็นอากาศยานไร้คนขับที่มีชุดพวงหาง ดังนั้นการนำชุดพวงหางออก จำเป็นต้องทำการรักษาเสถียรภาพโดยการนำคานาร์ด (Canard) มาติดตั้ง จากการศึกษาทฤษฎีและงานวิจัยที่ผ่านมา ได้มีการศึกษาเกี่ยวกับอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด สามารถแบ่งออกเป็น 2 กลุ่มประกอบด้วย

#### I. คานาร์ดของอากาศยานที่บินย่านความเร็วต่ำกว่าเสียง (Subsonic)

อากาศยานที่บินในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียง คานาร์ดจะถูกออกแบบให้สามารถสร้างแรงยกเช่นเดียวกับปีกหลัก ซึ่งส่วนใหญ่ของอากาศยานที่บินย่านความเร็วต่ำกว่าเสียง คานาร์ดจะสร้างแรงยกคิดเป็นร้อยละ 40 ของแรงยกทั้งหมด (Raymer. 2012)

#### II. คานาร์ดของอากาศยานที่บินย่านความเร็วเหนือเสียง (Supersonic)

อากาศยานที่บินในย่านความเร็วเหนือเสียง คานาร์ดจะถูกออกแบบเพื่อใช้สำหรับการควบคุมทิศทางของอากาศยานและช่วยเพิ่มพลังงานของกระแสอากาศแปรปรวนให้บริเวณปลายปีกหลัก ซึ่งทำให้ลดแรงต้านเหนี่ยวนำ (Induced drag) ที่เกิดจากแรงยกได้ (Raymer. 2012)

เนื่องจากอากาศยานไร้คนขับที่ใช้งานอยู่สามารถนำมาปรับเปลี่ยนเพื่อสนองความต้องการในการใช้งาน ดังนั้นการออกแบบคานาร์ด และวิเคราะห์ค่าอากาศพลศาสตร์เชิงคำนวณจึงเป็นการช่วยลดปัญหา ต้นทุน ระยะเวลา และข้อจำกัดจากการทดลองจริง จากการรวบรวมข้อมูลพบว่าการใช้

งาน TSII ที่ไม่สามารถปฏิบัติการกิจได้ระยะเวลาตามความต้องการนั้น การออกแบบและสร้างอากาศยานใหม่มีต้นทุนที่สูงมาก ดังนั้นจึงมีแนวคิดในการนำชุดพวงหางซึ่งมีน้ำหนักมากถึง 15 กิโลกรัมออกแต่การนำชุดพวงหางออกนั้นทำให้จุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานเปลี่ยนไป คานาร์ดจึงถูกนำเข้ามาแทนที่หางเพื่อรักษาเสถียรภาพ นอกจากนี้นักบินยังมีความต้องการที่จะให้มีชุดหางตั้ง (Vertical Stabilizer) เพื่อช่วยในการลงจอด จึงทำให้ขอบเขตและตัวแปรในการศึกษาขึ้นอยู่กับความต้องการของผู้ใช้งานเป็นหลัก

## 1.2 จุดมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เบื้องต้นเพื่อเพิ่มระยะเวลาทำการบิน (Endurance time) ของอากาศยานไร้คนขับ TSII ให้นานขึ้นและศึกษาพฤติกรรมการไหลของอากาศที่ไหลผ่านคานาร์ดแต่ละแบบที่มีผลต่อแรงยกของปีกหลัก

วัตถุประสงค์หลักของงานวิจัยนี้ประกอบด้วย

1.2.1 เพื่อออกแบบและเปรียบเทียบอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ดรูปแบบต่างๆ ที่สามารถทำให้ระยะเวลาทำการบินในช่วงทำการกิจ (Loiter) ของอากาศยานไร้คนขับ TSII เพิ่มขึ้นอย่างน้อยร้อยละ 10

1.2.2 เพื่อศึกษาค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ดรูปแบบต่างๆ

## 1.3 สมมติฐานของการศึกษา

คานาร์ดสามารถสร้างแรงยกได้เช่นเดียวกับปีกหลัก ดังนั้นแรงยกรวมทั้งหมดของ TSII ที่มีคานาร์ดจะมีค่ามากกว่าแบบเดิมหรือแบบไม่มีคานาร์ด ซึ่งส่งผลให้เวลาทำการบินได้นานขึ้น

## 1.4 ทฤษฎีหรือแนวความคิดที่ใช้ในการวิจัย

ในการวิจัยการออกแบบอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด ผู้วิจัยมุ่งศึกษาการเปลี่ยนรูปแบบอากาศยานไร้คนขับที่มีชุดพวงหางเป็นรูปแบบของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด โดยมีกรอบแนวคิดดังนี้

1.4.1 กรอบแนวคิดในการออกแบบคานาร์ดเพื่อสร้างแรงยก

Raymer (2012) ได้กล่าวว่าในการออกแบบคานาร์ดเพื่อสร้างแรงยกนั้นจะใช้กับวิธีการออกแบบอากาศยานที่บินด้วยความเร็วต่ำกว่าเสียง (Subsonic) ซึ่งเป็นช่วงความเร็วเช่นเดียวกับ TSII เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 1.4.2 กรอบแนวคิดในการออกแบบคานาร์ดเพื่อใช้ในการควบคุมทิศทาง

Raymer (2012) ได้กล่าวว่าในออกแบบคานาร์ดเพื่อใช้ในการควบคุมทิศทางนั้นจะใช้กับอากาศยานที่บินความเร็วเหนือเสียง (Supersonic)

#### 1.4.3 กรอบแนวคิดในการออกแบบอากาศยานแบบไร้หาง

Gundlach (2014: 112) ได้กล่าวว่าการออกแบบอากาศยานแบบไร้หางนั้น แพนอากาศของปีกหลักจะต้องใช้แพนอากาศแบบสะท้อนกลับ (Reflexed airfoil) ซึ่งแพนอากาศปีกหลักของ TSII นั้นเป็นแพนอากาศแบบพื้นฐาน (Conventional airfoil)

### 1.5 ขอบเขตการวิจัย

1.5.1 ใช้อากาศยานไร้คนขับ TSII แบบไร้หางเป็นต้นแบบในการศึกษาโดยลำตัวและปีกหลักไม่มีการเปลี่ยนแปลง

1.5.2 ใช้วิธีการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณด้วยโปรแกรม Solidworks

1.5.3 ทำการคำนวณในแบบจำลองการไหลแบบแปรปรวนช่วง Reynold number  $1.3 \times 10^6$  หรือความเร็วลมสัมพันธ์เท่ากับ 35 เมตรต่อวินาที

1.5.4 ทำการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณครึ่งลำ (Symmetrical) แบบไม่มีชุดฐานล้อและเครื่องยนต์

1.5.5 กำหนด Canard volume coefficient แต่ละแบบเท่ากัน

1.5.6 ขอบเขตการคำนวณ (Computation domain) ขนาด X-Y-Z คือ  $13 \times 8 \times 5$  เมตร

1.5.7 ระยะการติดตั้งคานาร์ดเท่ากับ 1.45 เมตร ซึ่งคิดเป็นร้อยละ 35 ของความยาวลำตัว (Raymer. 2012)

1.5.8 ติดตั้งคานาร์ดบริเวณจุดรับแรงตามแนวลำตัว (Longeron) ดังรูปที่ 1.3



รูปที่ 1.3 จุดติดตั้งคานาร์ดบริเวณลำตัว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังมีให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างถึงที่มาของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 1.6 ขั้นตอนของการศึกษา

1.6.1 รวบรวมข้อมูล ศึกษาทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการออกแบบคานาร์ด เพื่อเพิ่มระยะเวลาทำการบิน

1.6.2 ออกแบบรูปแบบของคานาร์ด และแผนทางดิ่ง

1.6.3 สร้างแบบจำลองเสมือนจริงกับชุดทดสอบอุโมงค์ลมและวิเคราะห์ห่ออากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณเพื่อเปรียบเทียบผลและตั้งค่าพารามิเตอร์การจำลองให้ผลที่ได้ตรงกับทดสอบจริงจากอุโมงค์ลม

1.6.4 สร้างแบบจำลองสามมิติและทำการจำลองอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

1.6.5 วิเคราะห์น้ำหนักที่เปลี่ยนแปลงและน้ำหนักเชื้อเพลิงที่ใช้งานเบื้องต้น

1.6.6 วิเคราะห์ระยะเวลาทำการบินในช่วงทำภารกิจ

1.6.6 สรุปผลการวิจัยตามวัตถุประสงค์และข้อเสนอแนะที่ควรทำการวิจัยต่อไป

## 1.7 ประโยชน์ที่ได้จากการวิจัย

1.7.1 เพื่อให้ทราบถึงวิธีการเพิ่มระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับด้วยวิธีการติดตั้งคานาร์ด

1.7.2 เพื่อการพัฒนาและออกแบบอากาศยานไร้คนขับให้มีความเหมาะสมกับภารกิจและการประยุกต์ใช้กับภารกิจแบบต่างๆ

1.7.3 เพื่อสร้างองค์ความรู้และแนวทางในการวิจัยด้านการออกแบบอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2

# ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

### 2.1 อากาศยานไร้คนขับ

Mayer (2017) อธิบายอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) คือ ยานพาหนะที่ขับเคลื่อนด้วยพลังงานโดยไม่มีคนขับ เคลื่อนที่ได้โดยอัตโนมัติหรือด้วยการควบคุม สามารถบรรจุอุปกรณ์ที่เป็นอันตรายหรือไม่ก็ได้ ยานพาหนะไร้คนขับเป็นส่วนประกอบขั้นพื้นฐานของระบบอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Systems) อากาศยานไร้คนขับมีการเติบโตอย่างก้าวกระโดดเพื่อให้รองรับกับวัตถุประสงค์การใช้งานที่หลากหลาย จึงมีการแบ่งอากาศยานไร้คนขับออกเป็น 5 กลุ่มตามน้ำหนัก ความสูง และระยะเวลาทำการบินเป็นหลัก แสดงในรูปที่ 2.1 ซึ่ง TSII มีน้ำหนัก 166 กิโลกรัม บินทำภารกิจที่ความสูง 10,000 ฟุต จึงจัดอยู่ใน Class II

NATO UAS CLASSIFICATION						
Class	Category	Normal Employment	Normal Operating Altitude	Normal Mission Radius	Primary Supported Commander	Example Platform
Class III (> 600 kg)	Strike/ Combat*	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theatre	Reaper
	HALE	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theatre	Global Hawk
	MALE	Operational/Theatre	Up to 45,000 ft MSL	Unlimited (BLOS)	JTF	Heron
Class II (150 kg - 600 kg)	Tactical	Tactical Formation	Up to 18,000 ft AGL	200 km (LOS)	Brigade	Hermes 450
Class I (< 150 kg)	Small (>15 kg)	Tactical Unit	Up to 5,000 ft AGL	50 km (LOS)	Battalion, Regiment	Scan Eagle
	Mini (<15 kg)	Tactical Subunit (manual or hand launch)	Up to 3,000 ft AGL	Up to 25 km (LOS)	Company, Platoon, Squad	Skylark
	Micro** (<66 J)	Tactical Subunit (manual or hand launch)	Up to 200 ft AGL	Up to 5 km (LOS)	Platoon, Squad	Black Widow

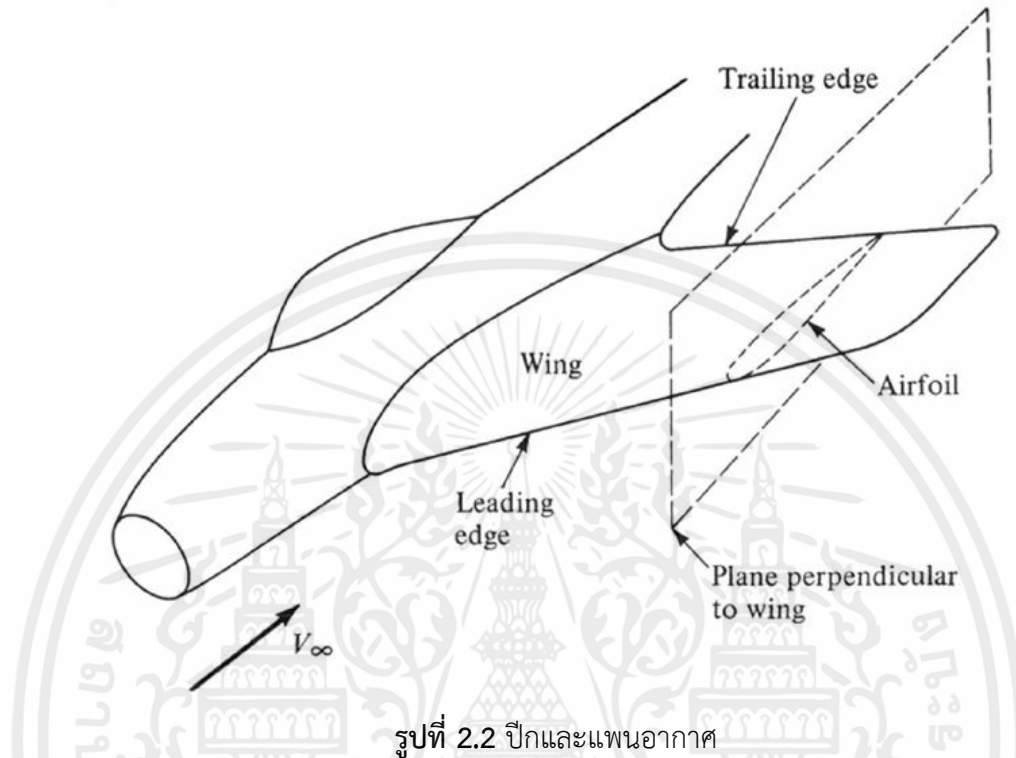
\*Note: In the event the UAS is armed, the operator should comply with the applicable Joint Mission Qualifications in ATP-3.3.8.1 (STANAG 4670) and the system will need to comply with applicable airworthiness standards, regulations, policy, treaty, and legal considerations.

\*\*Note: UAS that have a maximum energy state less than 66 Joules are not likely to cause significant damage to life or property, and do not need to be classified or regulated for airworthiness, training, etc. purposes unless they have the ability to handle hazardous payloads (explosive, toxins, chemical/biological agents, etc.).

รูปที่ 2.1 การแบ่งกลุ่มอากาศยานไร้คนขับ

## 2.2 แพนอากาศ (Airfoil/Aerofoil)

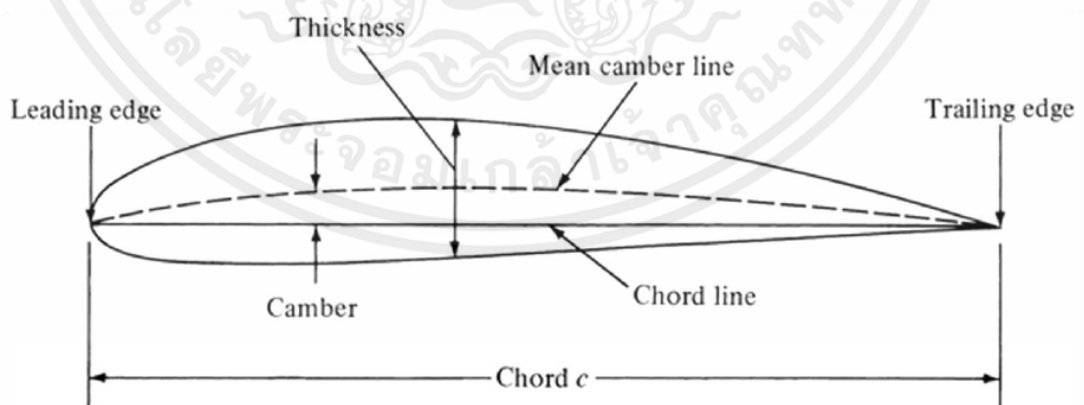
แพนอากาศเป็นหัวใจหลักของอากาศยาน ส่งผลต่อค่าอากาศพลศาสตร์ทั้งหมดของอากาศยาน ซึ่งแพนอากาศคือภาคตัดขวางของปีกตามเส้นประในรูปที่ 2.2



รูปที่ 2.2 ปีกและแพนอากาศ

### 2.2.1 ส่วนประกอบของแพนอากาศ

ส่วนประกอบของแพนอากาศแสดงดังรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 ส่วนประกอบของแพนอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

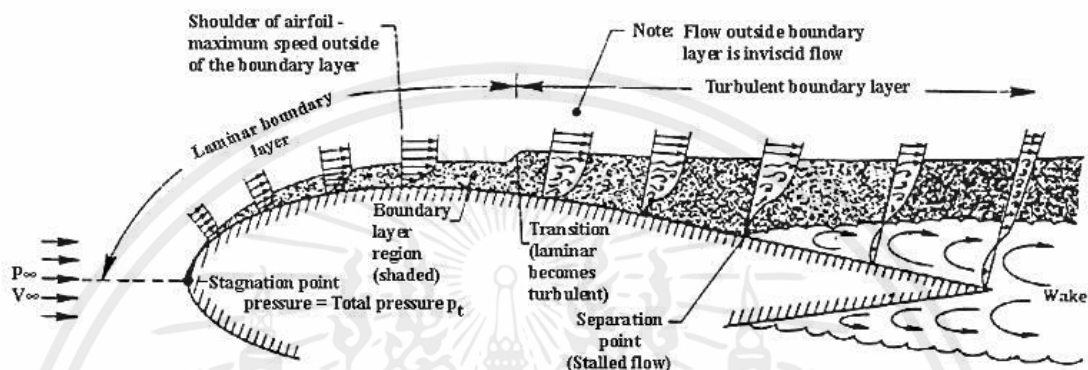
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น ลิขสิทธิ์เป็นของสถาบันวิจัยและพัฒนาเทคโนโลยีอากาศยานแห่งชาติที่สงวนไว้ได้

เส้นที่เชื่อมต่อยกขึ้นระหว่างขอบชายหน้า (Leading edge) และขอบชายหลัง (Trailing edge) แบ่งครึ่งระหว่างด้านบนและด้านล่างเท่าๆกันเรียกว่า เส้นโค้งเฉลี่ย (Mean camber line) และมีเส้นตรง

Chord line ( $c$ ) เป็นเส้นที่เชื่อมต่อระหว่างขอบชายหน้าและชายหลัง ระยะห่างที่วัดจากแนวตั้งฉากกับ Chord line ระหว่าง Mean camber line กับ Chord line เรียกระยะห่างนี้ว่า Camber ซึ่งระยะการกระจายของ Camber จากมากไปน้อยทำให้เกิดแรงยกและโมเมนต์ (Anderson. 2005)

## 2.2.2 ลักษณะการไหลของกระแสอากาศผ่านแพนอากาศ

ลักษณะการไหลของกระแสอากาศผ่านแพนอากาศแสดงดังรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 ลักษณะการไหลของกระแสอากาศผ่านแพนอากาศ

Laminar flow คือ การไหลแบบสม่ำเสมอ เป็นรูปแบบการไหลที่อนุภาคของของไหลเคลื่อนที่อย่างเป็นระเบียบ ไม่มีการผสมกันระหว่างชั้นของของไหล โดยทั่วไปเกิดขึ้นกับของไหลที่มีความหนืด (viscosity) สูงและไหลด้วยความเร็วต่ำ มี Reynold number ไม่เกิน  $5 \times 10^5$

Turbulent flow คือ การไหลที่ไม่เป็นระเบียบ โดยทั่วไปเกิดขึ้นกับของไหลที่มีค่าความหนืด (viscosity) ต่ำและไหลด้วยความเร็วสูง รูปแบบการไหลมีทิศทางและความเร็วที่ไม่แน่นอน และมีการผสมกันระหว่างชั้นของไหลในขณะเคลื่อนที่ มี Reynold number มากกว่า  $1 \times 10^7$

Transition region คือ ช่วงของการไหลของของไหลจากแบบสม่ำเสมอ (Laminar flow) เปลี่ยนเป็นการไหลที่ไม่เป็นระเบียบ (Turbulent flow) มีความเป็นระเบียบและไม่ระเบียบผสมกัน มี Reynold number อยู่ระหว่าง  $5 \times 10^5$  ถึง  $1 \times 10^7$  (Anderson. 2005)

แพนอากาศสามารถแบ่งได้ออกเป็นสองประเภทตามความเร็วของอากาศยาน คือ แพนอากาศสำหรับอากาศยานที่บินด้วยความเร็วต่ำกว่าความเร็วเสียง (subsonic) และอากาศยานที่บินด้วยความเร็วสูงกว่าความเร็วเสียง (supersonic)

## 2.3 แรงทางอากาศพลศาสตร์

Anderson (2005) อธิบายแรงทางอากาศพลศาสตร์และโมเมนต์ที่กระทำกับอากาศยานเกิดจากแรงพื้นฐานสองแรง คือ การกระจายความดัน (Pressure distribution,  $p$ ) บนผิวของอากาศยาน ไม่ว่าจะมิใช่ทุกสิ่ง อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้ และการกระจายความเค้นเฉือน (Shear stress distribution,  $\tau$ ) บนผิวของอากาศยาน

ไม่ว่ารูปร่างของอากาศยานจะซับซ้อนเพียงใด แรงทางอากาศพลศาสตร์ซึ่งประกอบด้วยแรงพื้นฐานสองแรง คือความดัน ( $p$ ) กระทำตั้งฉากกับพื้นผิวและความเค้นเฉือนกระทำในทิศทางขนานกับพื้นผิว ทั้งสองแรงมีหน่วยเป็นแรงต่อหนึ่งหน่วยพื้นที่แสดงดังรูปที่ 2.5

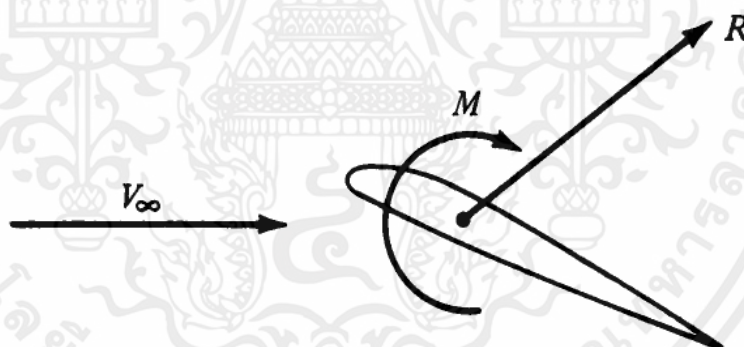


$$p = p(s) = \text{surface pressure distribution}$$

$$\tau = \tau(s) = \text{surface shear stress distribution}$$

รูปที่ 2.5 แรงที่กระทำกับผิวอากาศพลศาสตร์

เมื่อ  $V_\infty$  คือความเร็วลมสัมพัทธ์ (Relative wind velocity) ที่ปะทะด้านหน้าของลำตัวอากาศยานด้วยความเร็ว ผลรวมของการกระจายความดันและความเค้นเฉือนบนพื้นผิวคือผลลัพธ์ของแรงทางอากาศพลศาสตร์ ( $R$ ) และโมเมนต์ ( $M$ ) แสดงดังรูปที่ 2.6



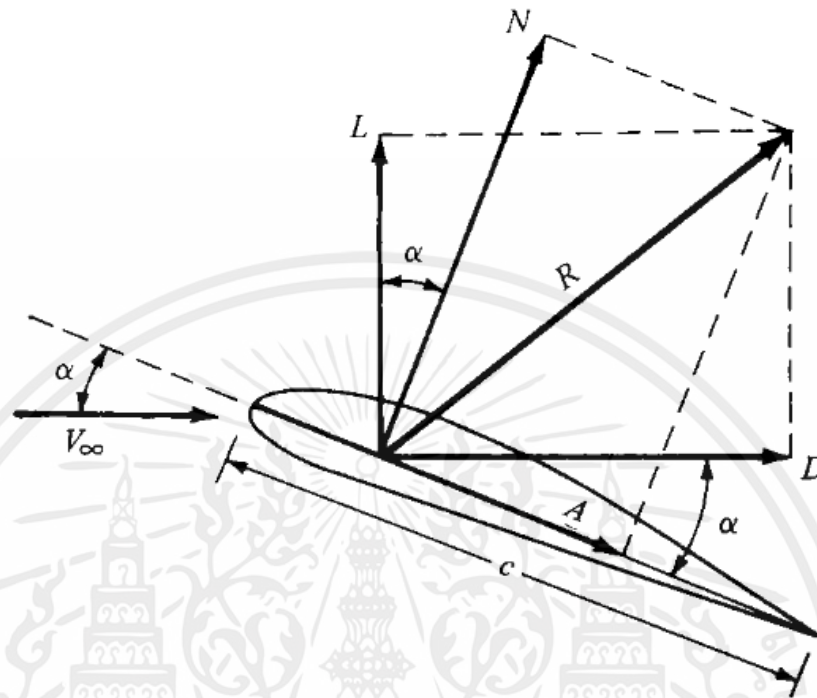
รูปที่ 2.6 ผลลัพธ์ของแรงทางอากาศพลศาสตร์และโมเมนต์

ผลลัพธ์  $R$  สามารถแบ่งแรงออกเป็นส่วนประกอบย่อย ได้แก่ แรงยก (Lift,  $L$ ) เป็นส่วนประกอบของ  $R$  ที่ตั้งฉากกับทิศของความเร็วลมสัมพัทธ์ ( $V_\infty$ ), แรงต้าน (Drag,  $D$ ) เป็นส่วนประกอบของ  $R$  ที่ขนานกับทิศทางของความเร็วลมสัมพัทธ์ ( $V_\infty$ ), แรงตั้งฉาก (normal force,  $N$ ) เป็นส่วนประกอบของ  $R$  ที่ตั้งฉากกับ chord ( $c$ ) และแรงตามแนวแกน (axial force,  $A$ ) เป็นส่วนประกอบของ  $R$  ที่ขนานกับ chord ( $c$ ) แสดงดังรูปที่ 2.7

กำหนดให้มุมปะทะ (angle of attack,  $\alpha$ ) คือมุมระหว่าง  $c$  กับทิศทางของ  $V_\infty$  ดังนั้นสามารถแยกองค์ประกอบของแรงออกเป็นสองกลุ่ม คือ แรงยกและแรงต้าน ตามสมการที่ (2.1) และ (2.2)

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.1)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2.2)$$



รูปที่ 2.7 ผลลัพธ์ของแรงทางอากาศพลศาสตร์และส่วนประกอบย่อย

### 2.3.1 สัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์

Anderson (2005) อธิบายเมื่ออากาศยานทำการบินผ่านอากาศที่มีความเร็วเป็น  $V_\infty$  ความหนาแน่นเป็น  $\rho_\infty$  และ  $q_\infty$  คือ dynamic pressure ดังสมการที่ (2.3) สามารถหาสัมประสิทธิ์ของแรงยก ( $C_L$ ) และแรงต้าน ( $C_D$ ) ได้ตามสมการที่ (2.4) และ (2.5) ตามลำดับ

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.3)$$

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.4)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (2.5)$$

โดยที่

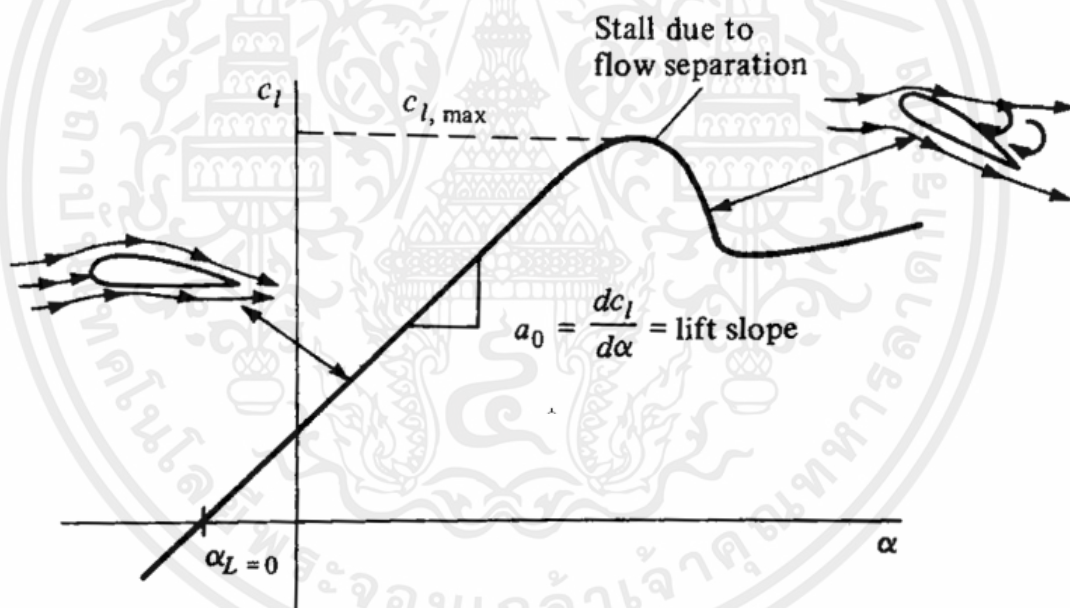
$S$  คือ พื้นที่ปีกอ้างอิง,  $m^2$

### 2.3.2 ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic Efficiency)

ในการออกแบบอากาศยาน อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้าน (Lift to Drag Ratio,  $L/D$ ) ที่มีค่ามากคือเป้าหมายหลักในการออกแบบอากาศยาน ซึ่งอากาศยานต้องการแรงยกที่เพียงพอต่อน้ำหนัก และแรงต้านที่น้อยเพื่อลดอัตราการสิ้นเปลืองเชื้อเพลิง เพิ่มสมรรถนะการบิน และอัตราการร้อน ซึ่งเป็นปัจจัยสำคัญที่ส่งผลต่อระยะเวลาการบิน (Anderson. 2005)

### 2.3.3 คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ

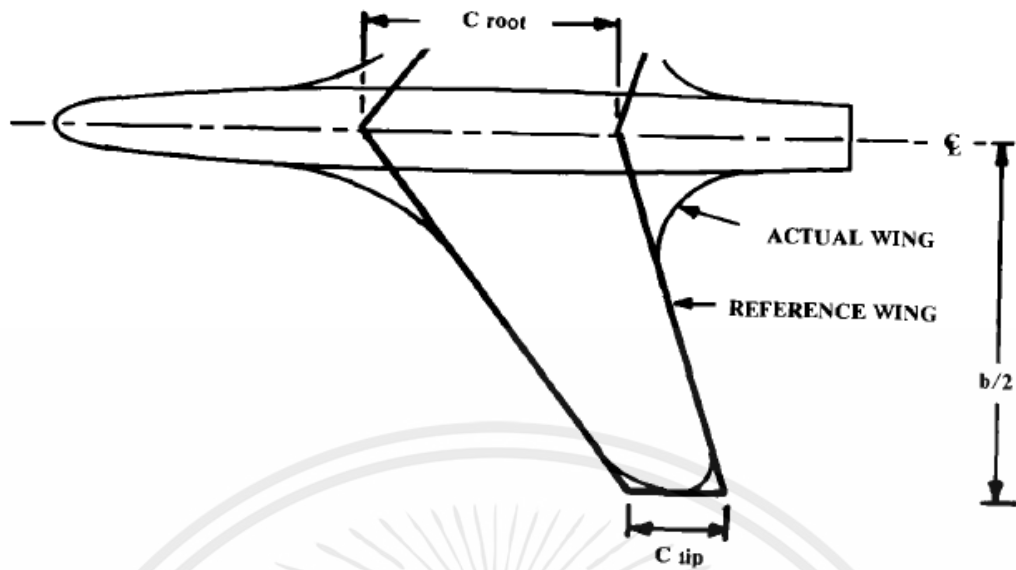
การเปลี่ยนแปลงสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ ( $C_L$ ) ต่อมุมปะทะ ( $\alpha$ ) ของแพนอากาศ แสดงดังรูปที่ 2.8 ช่วงมุมปะทะต่ำ กราฟ  $C_L$  ต่อ  $\alpha$  จะเป็นเส้นตรง ความชันในช่วงนี้เรียกว่า lift slope ซึ่งการไหลของกระแสอากาศบนพื้นผิวแพนอากาศจะราบเรียบ เมื่อ  $\alpha$  มีค่ามากขึ้น การไหลจะเริ่มแยกตัวออกจากพื้นผิวด้านบนของแพนอากาศและเกิดกระแสอากาศแปรปรวน การไหลบางส่วนจะมีทิศทางตรงข้ามกับทิศทางของลมสัมพัทธ์ซึ่งเกิดจากความหนืด (viscous effect) การแยกตัวของกระแสอากาศ (Separation point) จะเกิดที่  $\alpha$  สูง มีผลทำให้แรงยกลดลงและแรงต้านเพิ่มขึ้น เรียกปรากฏการณ์นี้ว่าการร่วงหล่น (Stall) การร่วงหล่นจะเกิดเมื่อ  $C_L$  มีค่าสูงสุด เป็นจุดสำคัญที่บอกถึงประสิทธิภาพของแพนอากาศ ทำให้ทราบถึงความเร็วร่วงหล่นของอากาศยาน ตามสมการที่ (2.3) ถึง (2.5) จะเห็นได้ว่าเมื่อ  $C_L$  มีค่ามากจะส่งผลให้ความเร็วร่วงหล่นมีค่าน้อย โดยปกติมุมร่วงหล่นของแพนอากาศที่ใช้กับอากาศยานที่บินด้วยความเร็วต่ำกว่าเสียง จะมีค่าประมาณ 16 องศา (Anderson, 2005)



รูปที่ 2.8 คุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของแพนอากาศ

### 2.4 ปีก (Wing geometry)

Raymer (2012) อธิบายปีกอ้างอิง (Reference wing) เป็นส่วนที่อ้างอิงขึ้นและครอบคลุมถึงเส้นกลางลำตัว มีลักษณะเป็นรูปสี่เหลี่ยมคางหมู (Trapezoidal) ส่วนประกอบของปีกประกอบด้วย ความยาวโคนปีกที่เส้นกลางลำตัว (Root chord,  $C_{root}$ ) ความยาวปลายปีก (Tip chord,  $C_{tip}$ ) และ ความยาวปีก (Wing span,  $b$ ) แสดงดังรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 รูปร่างของปีก

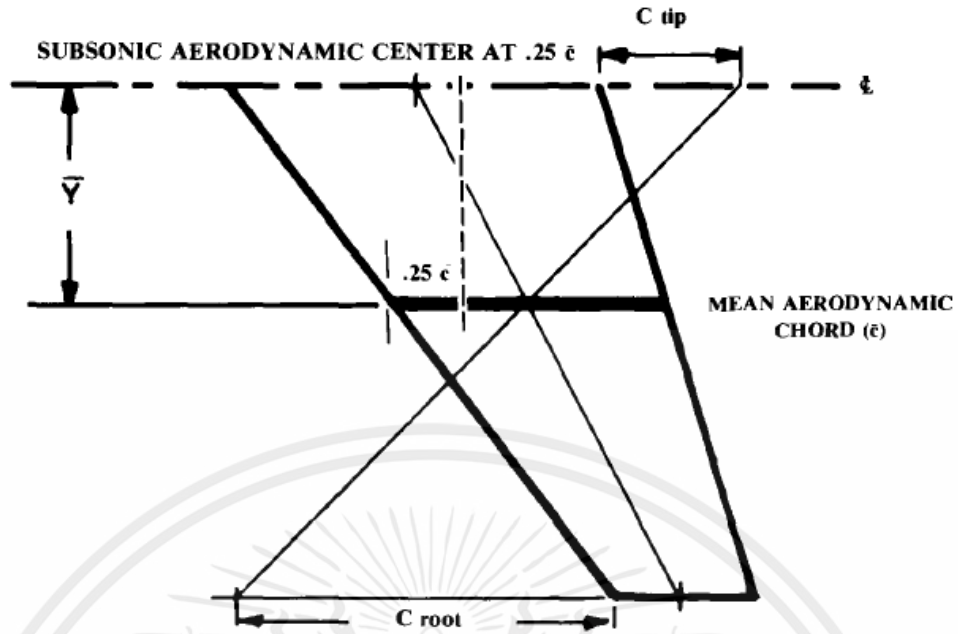
รูปร่างของปีกอ้างอิงเกิดขึ้นจากอัตราส่วนระหว่างความยาวปลายปีกต่อความยาวโคนปีก (Taper ratio,  $\lambda$ ) และอัตราส่วนระหว่างความยาวปีกกำลังสองต่อพื้นที่ปีก (Aspect Ratio,  $AR$ ) ตามสมการที่ (2.6) และ (2.7) ตามลำดับ การลู่ของปีก (Sweep) จะเกี่ยวข้องกับการบินแบบความเร็วเหนือเสียงเป็นหลัก

$$\lambda = \frac{C_{tip}}{C_{root}} \quad (2.6)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.7)$$

จุดศูนย์กลางอากาศพลศาสตร์ (aerodynamic center,  $ac$ ) ของปีก คือจุดที่โมเมนต์การเงย (Pitching moment) ไม่มีการเปลี่ยนแปลงเมื่อมุมปะทะเปลี่ยน ตำแหน่งจุด  $ac$  มีค่าประมาณเป็นร้อยละของ Mean aerodynamic chord ( $MAC$ ,  $\bar{c}$ ) ซึ่งอากาศยานที่บินความเร็วต่ำกว่าเสียง (subsonic aircraft) จุด  $ac$  อยู่ห่างจากชายหน้าประมาณร้อยละ 25 ของ  $MAC$  และอยู่ห่างจากโคนปีกเป็นระยะ  $\bar{Y}$  เมื่อปีกถูกออกแบบด้วยแผนอากาศเดียวกันทั้งปีก แสดงดังรูปที่ 2.10

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



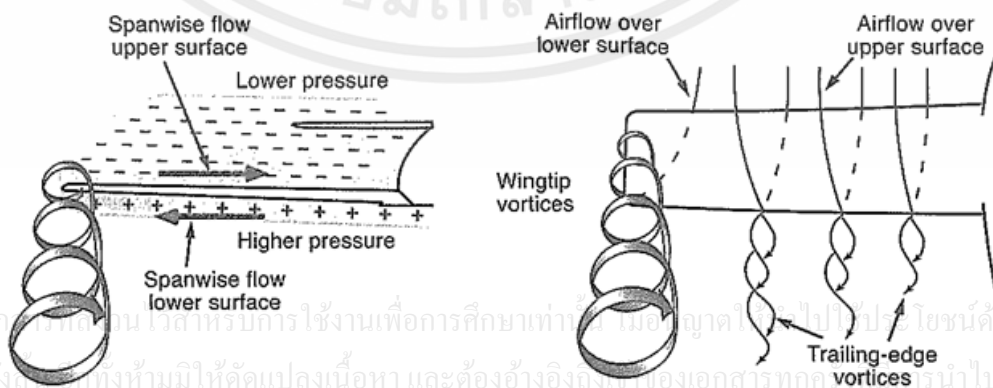
รูปที่ 2.10 Mean aerodynamic chord ( $\bar{c}$ )

โดยที่

$$\bar{c} = \frac{\left(\frac{2}{3}\right)C_{root}(1+\lambda+\lambda^2)}{(1+\lambda)} \tag{2.8}$$

$$\bar{Y} = \left(\frac{b}{6}\right) \left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda}\right) \tag{2.9}$$

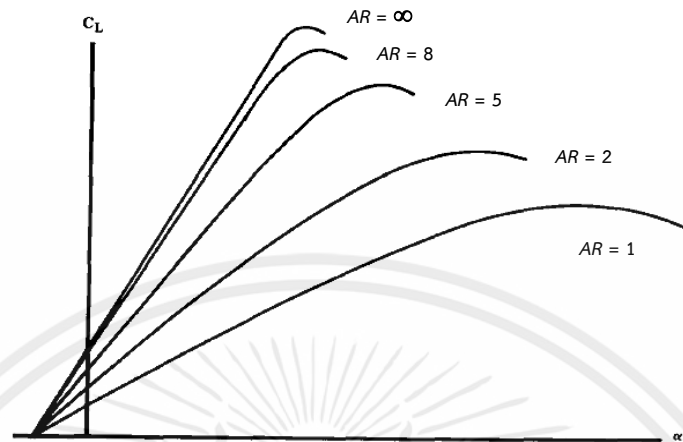
แรงยกที่ปีกจากความดันสูงบริเวณด้านล่างปีกและความดันต่ำจากด้านบนปีก อากาศจากด้านล่างปีกพยายามไหลขึ้นสู่ด้านบนบริเวณปลายปีก กระแสอากาศจะไหลวนเป็นลักษณะวงกลม (Circular path) หรือที่เรียกว่า Vortex ทำให้เกิดการสูญเสียแรงยกบริเวณปลายปีกและเป็นแรงกดอย่างรุนแรง เกิดรูปแบบการไหลของกระแสอากาศแบบวนด้านหลังของปีก (trailing vortices) ทำให้เกิดแรงต้านที่มีผลมาจากแรงยก (drag due to lift) แสดงดังรูปที่ 2.11



รูปที่ 2.11 การไหลของกระแสอากาศแบบวนด้านหลังของปีก (trailing vortices)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สนับสนุนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่สามารถนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น ห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงชื่อของเอกสารทุกครั้ง นำไปใช้

เมื่อพื้นที่ปีกเท่ากัน ปีกที่มีค่า  $AR$  สูงหรือความยาวปีกมาก จะถูกผลกระทบจาก vortex น้อยกว่าปีกที่มีค่า  $AR$  ต่ำ ซึ่งแสดงในรูปที่ 2.12



รูปที่ 2.12 ผลกระทบของ Aspect Ratio ( $AR$ ) ต่อสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ )

## 2.5 คานาร์ด (Canard)

คานาร์ดคือชิ้นส่วนปีกคู่หน้า ซึ่งถูกติดตั้งด้านหน้าปีกหลัก (Main wing) เพื่อใช้ในการควบคุมทิศทางในแนวขึ้นลง (Pitch) และช่วยสร้างแรงยกของอากาศยานที่บินความเร็วต่ำกว่าเสียง (subsonic) คานาร์ดถูกนำมาใช้งานครั้งแรกโดย Wright Flyer ในปี 1903 แต่ด้วยเทคโนโลยีในการออกแบบในยุคนั้น ทำให้การออกแบบคานาร์ดไม่มีประสิทธิภาพเพียงพอและถูกมองข้ามไป จนกระทั่งบริษัท Saab นำคานาร์ดมาใช้กับอากาศยานประเภทขับไล่ Saab 37 Viggen ในปี 1967 และด้วยเทคโนโลยีการคำนวณอากาศพลศาสตร์ของไหล (Computational Fluid Dynamics, CFD) ทำให้การออกแบบคานาร์ดมีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้นและถูกนำมาใช้งานอีกครั้ง

คานาร์ดถูกติดตั้งด้านหน้าของอากาศยานแบบเครื่องยนต์ขับหลัง (Pusher engine) แบ่งออกเป็นสองส่วน คือ ด้านซ้ายและด้านขวาของอากาศยาน วัตถุประสงค์หลักคือช่วยในการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานตามแนวยาว คานาร์ดสร้างจากแผ่นอากาศเช่นเดียวกับปีก มีพื้นบังคับแนวขึ้นลง (Elevator) บางส่วนที่บริเวณด้านหลัง (trailing) หรือทำหน้าที่เป็นพื้นบังคับทั้งหมดสำหรับพื้นบังคับแนวซ้ายขวา (Rudder) ถูกติดตั้งกับแผ่นอากาศสมมาตรแนวตั้งซึ่งส่วนใหญ่จะถูกติดตั้งปลายปีก ลำตัวด้านหลังหรือท่อ (Boom) ที่ต่อจากปีกหลัก ตัวอย่างอากาศยานที่มีคานาร์ดแสดงดังรูปที่ 2.13

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.13 อากาศยาน Beechcraft Starship

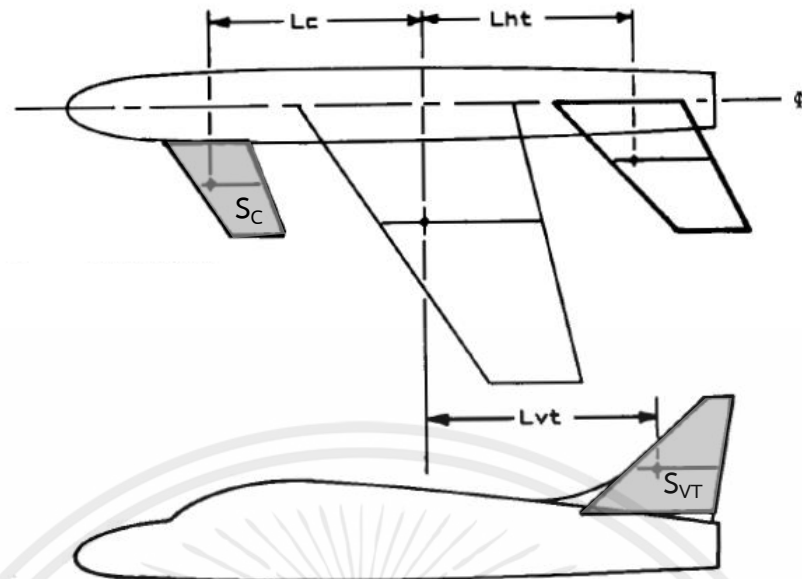
### 2.5.1 การออกแบบคานาร์ต

จุดประสงค์หลักของคานาร์ตคือการต้านโมเมนต์ที่เกิดจากปีก ดังนั้นขนาดของคานาร์ตจะขึ้นอยู่กับขนาดของปีกเช่นเดียวกับการออกแบบแพนหางระดับ (Horizontal tail) แรงยกจากคานาร์ตเป็นส่วนตามพื้นที่ของคานาร์ต ดังนั้นประสิทธิภาพของคานาร์ตจึงเป็นส่วนตามพื้นที่ของคานาร์ตกับ Canard moment arm ( $L_C$ ) ซึ่งมีหน่วยเป็นปริมาตรเรียกว่า “Canard volume coefficient ( $C_C$ )” ซึ่งจะใช้สำหรับการออกแบบขนาดของคานาร์ตแบ่งตามประเภทของอากาศยาน ตามตารางที่ 2.1 เพื่อหาพื้นที่ของคานาร์ตตามสมการที่ (2.10) (Raymer. 2012; Gundlach. 2014)

$$S_C = \frac{c_C \bar{C}_W S_W}{L_C} \quad (2.10)$$

โดยที่	$S_C$	คือ พื้นที่คานาร์ตอ้างอิงเฉพาะที่อยู่นอกลำตัว, $m^2$ ดังรูปที่ 2.14
	$c_C$	คือ สัมประสิทธิ์ปริมาตรคานาร์ต หรือสัมประสิทธิ์ปริมาตรหางระดับ ( $C_{HT}$ )
	$\bar{C}_W$	คือ ความยาวเฉลี่ยของ $c$ , $m$
	$S_W$	คือ พื้นที่ปีกอ้างอิง, $m^2$
	$L_C$	คือ ระยะโมเมนต์ของคานาร์ต (Canard $ac$ to Wing $ac$ ) , $m$ ดังรูปที่ 2.14

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่... ในการคำนวณพื้นที่ของคานาร์ต ระยะ  $L_C$  จะต้องใช้ค่าประมาณ ซึ่งคิดเป็นร้อยละของความยาวลำตัว โดยทั่วไปอากาศยานที่มีคานาร์ตจะมี  $L_C$  อยู่ที่ประมาณร้อยละ 30-50 ของความยาวลำตัว



รูปที่ 2.14 ระยะโมเมนต์ของคานาร์ตและหางตั้ง

ตารางที่ 2.1 สัมประสิทธิ์ปริมาตรคานาร์ตและหางตั้ง (Raymer, 2012)

	Typical values	
	Horizontal $c_{HT}$	Vertical $c_{VT}$
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

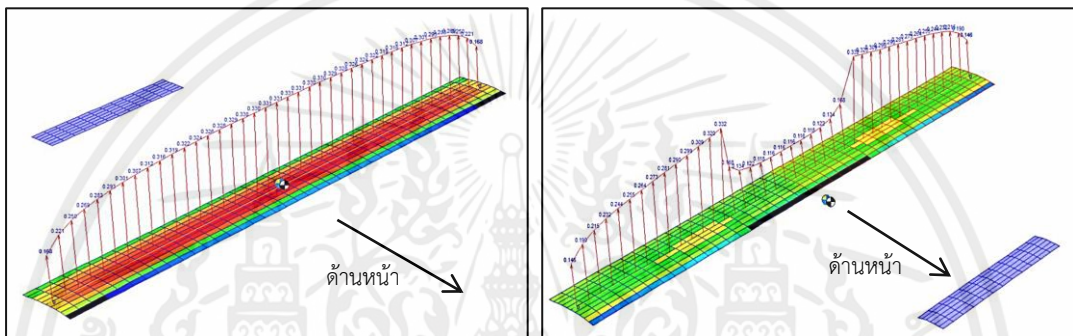
  

	Horizontal tail		Vertical tail	
	$A$	$\lambda$	$A$	$\lambda$
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sail plane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6
T-Tail	—	—	0.7-1.2	0.6-1.0

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

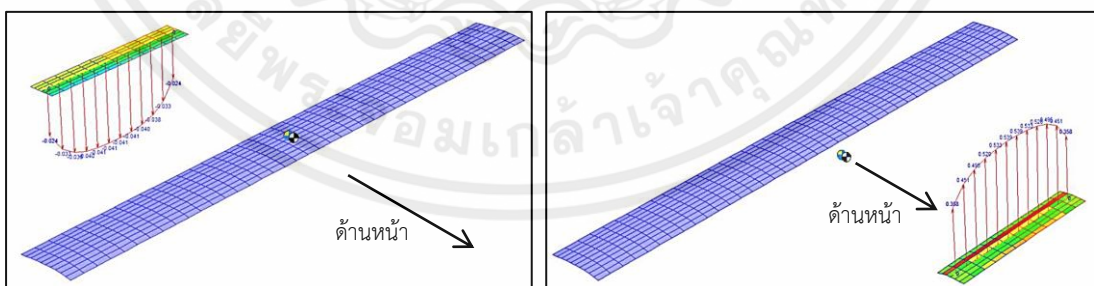
## 2.5.2 ผลกระทบของคานารัดต่อการกระจายแรงยกของปีก

Gudmundsson (2013) ได้อธิบายไว้ว่าเมื่อพิจารณาการไหลของกระแสอากาศแบบไม่มีความหนืด (inviscid flow) อากาศยานสองแบบมีปีก ทางระดับและคานารัดวางอยู่ในระนาบเดียวกัน ขนาดปีกเท่ากัน ขนาดทางระดับ และคานารัดเท่ากัน ระยะห่างจากปีกเท่าๆกันและทำมุมปะทะที่ 0 องศาทิศทางของลมสัมพัทธ์ การกระจายแรงยกบนปีกจะแตกต่างกัน จากรูปที่ 2.15 ด้านซ้าย คืออากาศยานที่มีหางอยู่ด้านหลัง แรยกที่ปีกไม่เกิดการสูญเสีย ด้านขวาคืออากาศยานที่มีคานารัด แรยกเกิดการสูญเสียจากกระแสอากาศที่ไหลผ่านจากคานารัด ดังนั้นเมื่อพิจารณาเฉพาะปีก แรยกของอากาศยานที่มีคานารัดจะมีค่าน้อยกว่าอากาศยานที่มีหางทางด้านหลัง



รูปที่ 2.15 การกระจายแรงยกบนปีกหลักระหว่างหางหลังและคานารัด

การออกแบบทางระดับและคานารัดของอากาศยาน ทางระดับจะถูกออกแบบให้สร้างแรงกดหรือแรงยกที่เป็นลบเพื่อแก้โมเมนต์ที่เกิดจุดศูนย์ถ่วงที่อยู่ด้านหน้าของจุดสะเทิน (neutral point) ของอากาศยาน คานารัดจะถูกออกแบบให้สร้างแรงยกที่เป็นบวกเพื่อแก้โมเมนต์เช่นเดียวกับทางระดับ ดังนั้นผลรวมแรงยกของทั้งสองจะมีค่าเท่ากัน ดังรูปที่ 2.16

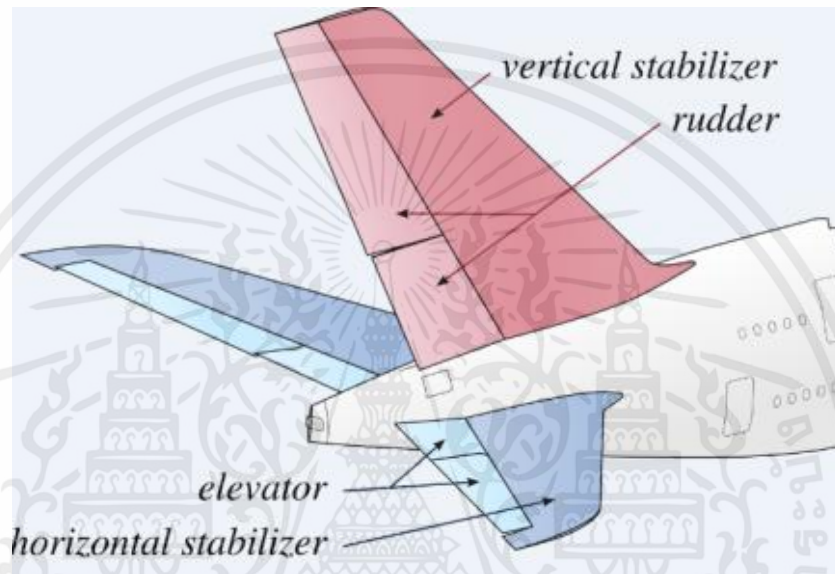


รูปที่ 2.16 การกระจายแรงยกบนหางหลังและคานารัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.6 แพนหางตั้ง (Vertical Stabilizer)

การรักษาเสถียรภาพของอากาศยานตามแนวแกนตั้ง (Directional stability) ซึ่งมีแพนหางตั้งเป็นส่วนประกอบหลัก ในการออกแบบแพนหางตั้งของอากาศยานโดยทั่วไปนั้นจะติดตั้งกับชุดพวงหาง แต่ในอากาศยานที่มีคานาร์ตนั้น แพนหางตั้งจะถูกติดตั้งบริเวณปลายปีกที่มีปีกแบบลูไปทางด้านหลังหรือติดตั้งบริเวณด้านหลังสุดของลำตัว เพื่อให้มีโมเมนต์ที่เพียงพอต่อการควบคุมอากาศยาน ตัวอย่างแพนหางตั้งแสดงดังรูปที่ 2.17



รูปที่ 2.17 แพนหางตั้ง (Vertical stabilizer)

### 2.6.1 การออกแบบแพนหางตั้ง

Raymer (2012) ได้อธิบายว่าการออกแบบแพนหางตั้งจะสัมพันธ์กับความยาวปีก ( $b_w$ ) และใช้ค่าสัมประสิทธิ์ปริมาตรหางตั้ง ( $c_{VT}$ ) ในการหาพื้นที่แพนหางตั้ง ( $S_{VT}$ ) เมื่อใช้แพนหางตั้งแบบคู่ พื้นที่แพนหางตั้งที่คำนวณได้จากสมการจะเป็นผลรวมของทั้งสองอัน ดังสมการที่ (2.11)

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} b_w S_w}{L_{VT}} \quad (2.11)$$

โดยที่	$S_{VT}$	คือ พื้นที่หางตั้งอ้างอิง, $m^2$
	$c_{VT}$	คือ สัมประสิทธิ์ปริมาตรหางตั้ง
	$b_w$	คือ ความยาวปีก, $m$
	$L_{VT}$	คือ ระยะโมเมนต์ของหางตั้ง (Vertical stabilizer ac to Wing ac), $m^2$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไมออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.7 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

Blair and Linwood (1973) ทำการทดลองผลกระทบต่อแรงยกของกระแสน้ำที่ไหลผ่านคานาร์ตและปีกกับอากาศยานที่บินในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียง โดยจำลองการติดตั้งคานาร์ตกับปีกสองแบบที่มีมุมลู่วาง 44 องศาและ 60 องศา พบว่ากระแสน้ำที่ไหลผ่านคานาร์ต (downwash) ทำให้แรงยกที่ปีกลดลงในช่วงมุมปะทะ  $-4$  ถึง  $16$  องศา แต่ผลรวมแรงยกมีค่ามากกว่าแบบไม่มีคานาร์ตและที่มุมปะทะมากกว่า  $16$  องศา นั้น คานาร์ตจะช่วยหน่วงการร่วงหล่นของปีก การเพิ่มขึ้นของกระแสน้ำจากคานาร์ตไปสู่ปีก (downwash) เมื่อเปลี่ยนมุมปะทะของคานาร์ตจะไม่ทำให้แรงยกลดลงอย่างเป็นนัยสำคัญ และการลดผลกระทบการรบกวนของกระแสน้ำที่ไหลผ่านลำตัวบนคานาร์ต ควรติดตั้งคานาร์ตอยู่เหนือปีกในแนวระนาบเพื่อช่วยหน่วงการร่วงหล่นของคานาร์ต

Mochizuki and Yamada (2017) ศึกษาลักษณะทางอากาศพลศาสตร์และการไหลของอากาศยานปีกสามเหลี่ยม (delta wings) แบบคานาร์ตและทำการจำลองเปรียบเทียบรูปแบบของอากาศยานแบบมีและไม่มีคานาร์ตด้วยแบบจำลองความปั่นป่วน  $k-\omega$  SST (Shear-Stress Transport) กำหนดเลขเรย์โนลด์  $-3 \times 10^5$  ถึง  $6.2 \times 10^5$  ซึ่งสมมติให้เป็นการไหลแบบปั่นป่วน จัดวางกริดประมาณ 2 ล้านเซลล์ พบว่าในการเพิ่มคุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานปีกสามเหลี่ยมในย่านความเร็วต่ำนั้น ควรใช้คานาร์ตและมีความเป็นไปได้ที่จะเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์แรงยกโดยการเปลี่ยนรูปแบบของคานาร์ต

Coiro and Nicolosi (2002) ศึกษาอิทธิพลของคานาร์ตต่อการบินและลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานที่ถูกออกแบบให้สามารถบินได้โดยมีและไม่มีคานาร์ต พบว่าคานาร์ตทำให้สัมประสิทธิ์แรงยกของปีกน้อยกว่าแบบไม่มีคานาร์ต แต่ผลรวมสัมประสิทธิ์แรงยกของแบบที่มีคานาร์ตมีค่ามากกว่าแบบไม่มีคานาร์ต เมื่อพิจารณาสัมประสิทธิ์แรงต้าน พบว่าในช่วงมุมปะทะต่ำแบบที่มีคานาร์ตจะมีค่าน้อยกว่า แต่ในช่วงมุมปะทะสูง แบบไม่มีคานาร์ตจะมีค่าน้อยกว่า

Ali, Z.M. et.al. (2012) ศึกษาผลกระทบของคานาร์ตที่มีต่อพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานที่ลำตัวและปีกรวมกัน (Blended wing body aircraft) โดยการทดสอบอุโมงค์คูล์มทำการติดตั้งคานาร์ตด้วยมุมปะทะ  $-20$  องศาถึง  $20$  องศา และมุมปะทะของอากาศยาน  $-10$  องศาถึง  $10$  องศา พบว่าเมื่อมุมปะทะของคานาร์ตมากขึ้น สัมประสิทธิ์แรงต้านจะมีค่ามากขึ้นด้วยเช่นกัน ส่วนสัมประสิทธิ์แรงยกไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างเป็นนัยสำคัญ เมื่ออากาศยานเปลี่ยนมุมปะทะสัมประสิทธิ์แรงยกและสัมประสิทธิ์แรงต้านจะมีค่ามากขึ้นตามมุมปะทะที่มากขึ้น ไม่ว่าจะคานาร์ตจะทำมุมปะทะเท่าไรก็ตาม และควรทำการศึกษาในการเพิ่ม AR ของคานาร์ตเพื่อลดแรงต้าน ซึ่งเป็นไปตาม

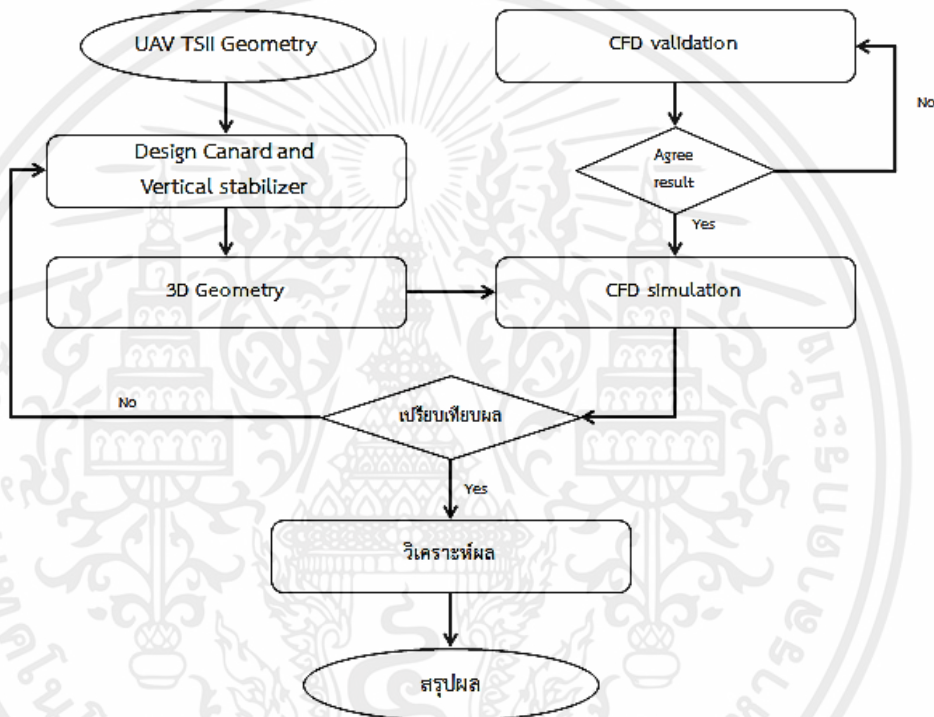
เอกสารนี้เป็นทรัพย์สินที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 3

### การดำเนินงานวิจัย

#### 3.1 ขั้นตอนการดำเนินงาน

ขั้นตอนการดำเนินงานวิจัยเพื่อบรรลุวัตถุประสงค์ในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบคานาร์ด มีขั้นตอนตามรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 ขั้นตอนการดำเนินการวิจัย

#### 3.2 ข้อมูลของอากาศยานไร้คนขับ TSII

##### 3.2.1 อากาศยานไร้คนขับ TSII

เนื่องจากอากาศยานไร้คนขับ TSII สร้างขึ้นจากแรงงานคน ดังนั้นข้อมูลทางมิติจากการออกแบบกับอากาศยานที่สร้างขึ้นจึงมีความคลาดเคลื่อน ผู้วิจัยจึงต้องทำการตรวจสอบข้อมูลทางมิติจากอากาศยานที่สร้างขึ้นเพื่อนำข้อมูลมาวิเคราะห์ให้ถูกต้อง ซึ่งข้อมูลมิติแสดงดังตารางที่ 3.1

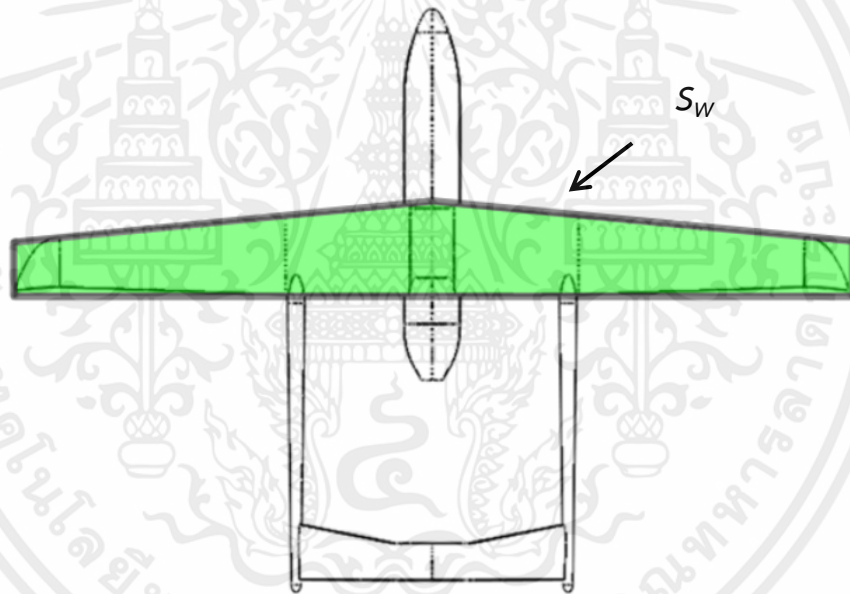
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.1 ข้อมูลมิติของ TSII

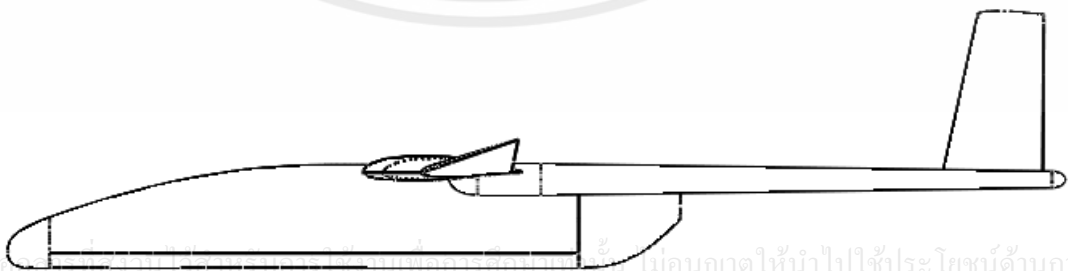
Parameter	Value	Unit
Wingspan(b)	6	m
Fuselage length	4.15	m
Wing root chord	0.66	m
Wing tip chord	0.38	m
Taper ratio	0.58	-
Weight	166	kg

### 3.2.2 พื้นที่ปีกอ้างอิง ( $S_w$ )

รูปทรงของปีกอากาศยานเมื่อมองจากด้านบน เรียกมุมมองนี้ว่า Planform ของปีก ซึ่งรวมพื้นที่ปีกในลำตัวด้วย  $S_w$  ของ TSII มีพื้นที่ 3.1 ตารางเมตร ดังรูปที่ 3.2

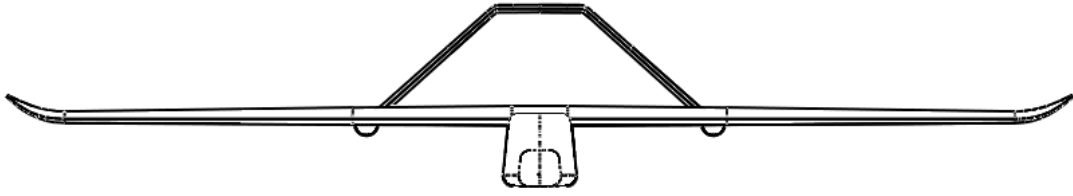


รูปที่ 3.2 พื้นที่ปีกอ้างอิงของ TSII



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงรูปที่ 3.3 ด้านข้างของ TSII ของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

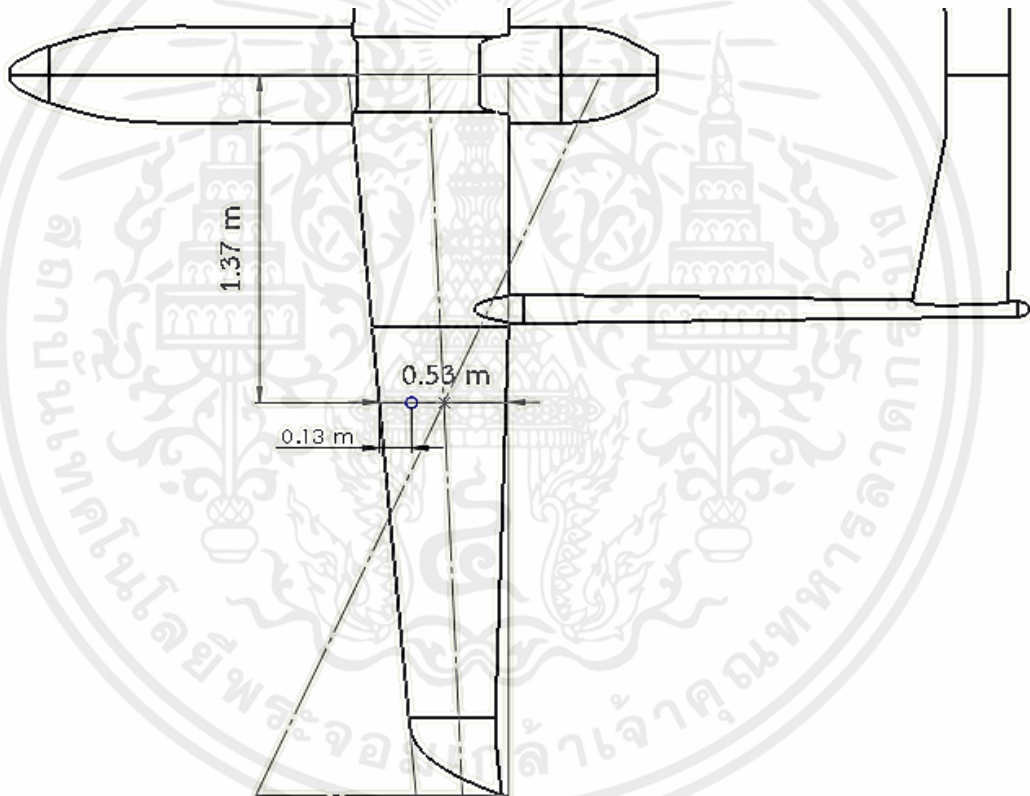
รูปที่ 3.3 ด้านข้างของ TSII



รูปที่ 3.4 ด้านหน้าของ TSII

### 3.2.3 Mean Aerodynamic Chord ( $\bar{C}_w$ )

Mean Aerodynamic Chord ของ TSII ที่ระยะห่างจากเส้นกลางลำตัวเป็นระยะ 1.37 เมตร มีความยาวเท่ากับ 0.53 เมตร ระยะห่างของจุด  $ac$  จากชายหน้าปีกเท่ากับ 0.13 เมตร คิดเป็นร้อยละ 25 ของ  $\bar{C}_w$  แสดงดังรูปที่ 3.5

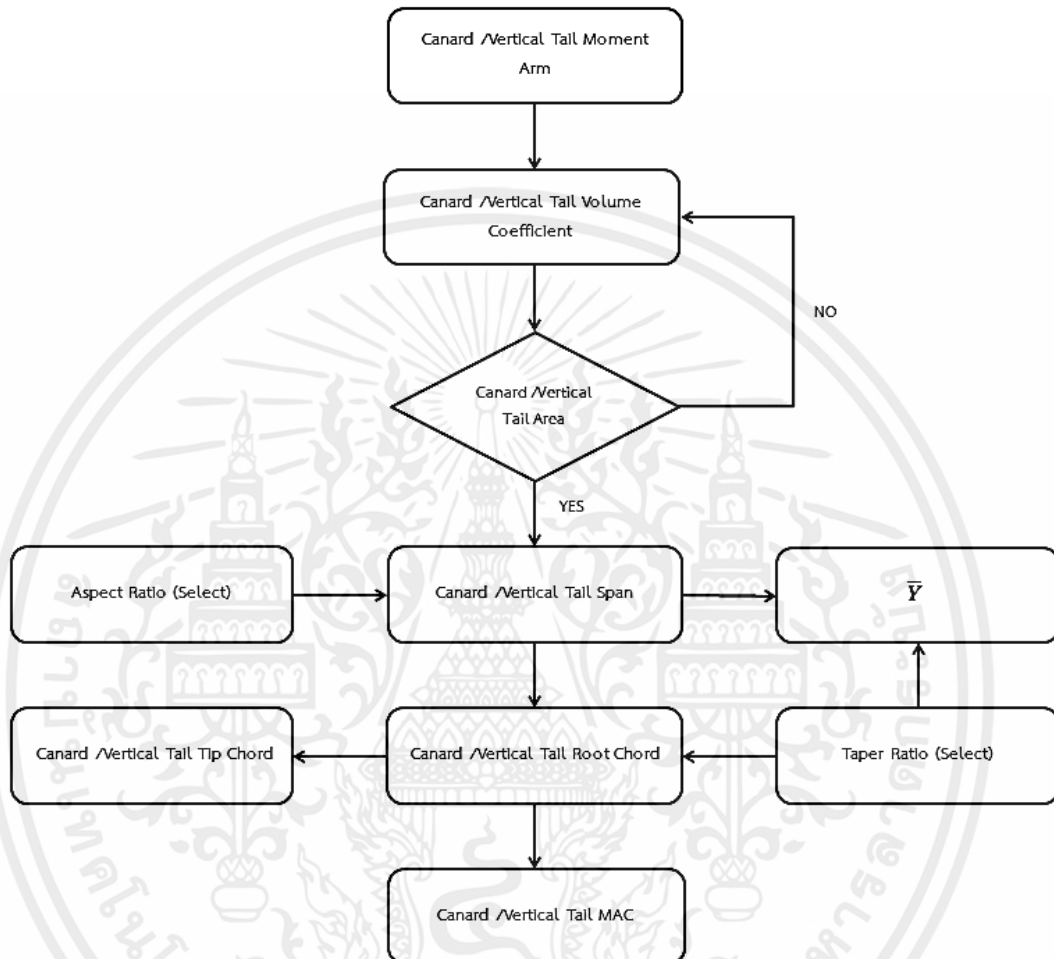


รูปที่ 3.5  $\bar{C}_w$  ของ TSII

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3 การออกแบบคานาร์ดและหางตั้ง

TSII ถูกออกแบบในลักษณะการออกแบบตามลักษณะของ Sailplane และ Homebuilt ดังนั้นในการเลือกสัมประสิทธิ์ปริมาตรคานาร์ด ( $c_C$ ) จึงควรมีค่าประมาณ 0.5 และสัมประสิทธิ์ปริมาตรหางตั้ง ( $c_{VT}$ ) ควรมีค่าอยู่ระหว่าง 0.2 ถึง 0.4 ตามตารางที่ 2.1 ขั้นตอนในการออกแบบแสดงดังรูปที่ 3.6



รูปที่ 3.6 Flow chart ขั้นตอนการออกแบบคานาร์ดและหางตั้ง

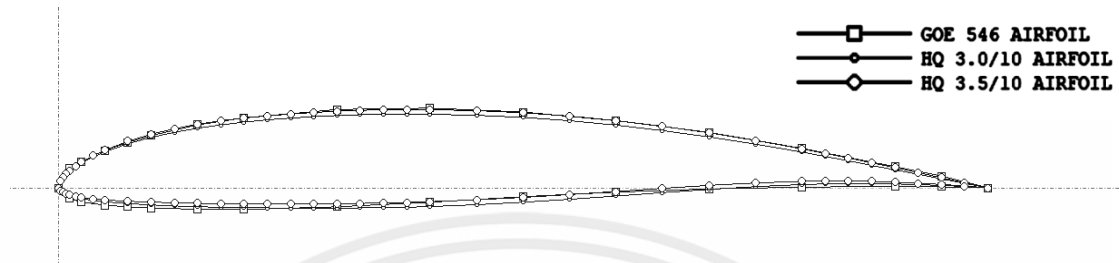
#### 3.3.1 แพนอากาศ

##### 3.3.1.1 แพนอากาศของคานาร์ด

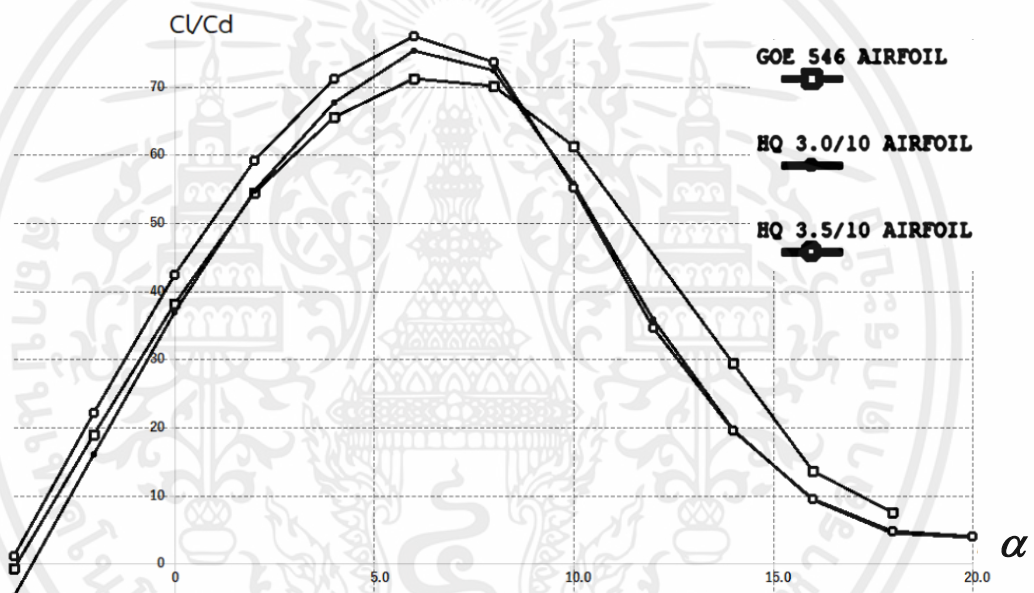
Raymer (2012) อธิบายการเลือกแพนอากาศสำหรับคานาร์ดที่ใช้ในอากาศยานบินย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงต้องมีลักษณะมุมร่วงหล่น (Stall angle) ก่อนมุมร่วงหล่นของแพนอากาศปีกหลัก เพื่อให้ทำให้อากาศยานกลับสู่เสถียรภาพแนวแกนยาว (Longitudinal stability) ก่อนที่ปีกหลักจะสูญเสียแรงยก ซึ่งแพนอากาศที่มีมุมร่วงหล่นต่ำ จะมีลักษณะแบบ Highly cambered airfoil

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่จัดทำขึ้นเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น ผู้วิจัยได้ทำการคัดเลือกแพนอากาศของเยอรมัน 3 แบบที่มีลักษณะคล้ายกัน ได้แก่ GOE546, HQ3010 และ HQ3510 แสดงดังรูปที่ 3.7 ซึ่งมีมุมร่วงหล่นต่ำกว่าปีกหลักของ TSII ซึ่งใช้แพนอากาศ

HQ3015 ที่มีมุมร่วรงหล่น 18 องศา วิเคราะห์เฉพาะแพนอากาศด้วยโปรแกรม xflr5 (โปรแกรมวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์เบื้องต้นของอากาศยาน) โดยใช้ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ (Lift to Drag Ratio) ในการเปรียบเทียบ แสดงดังรูปที่ 3.8



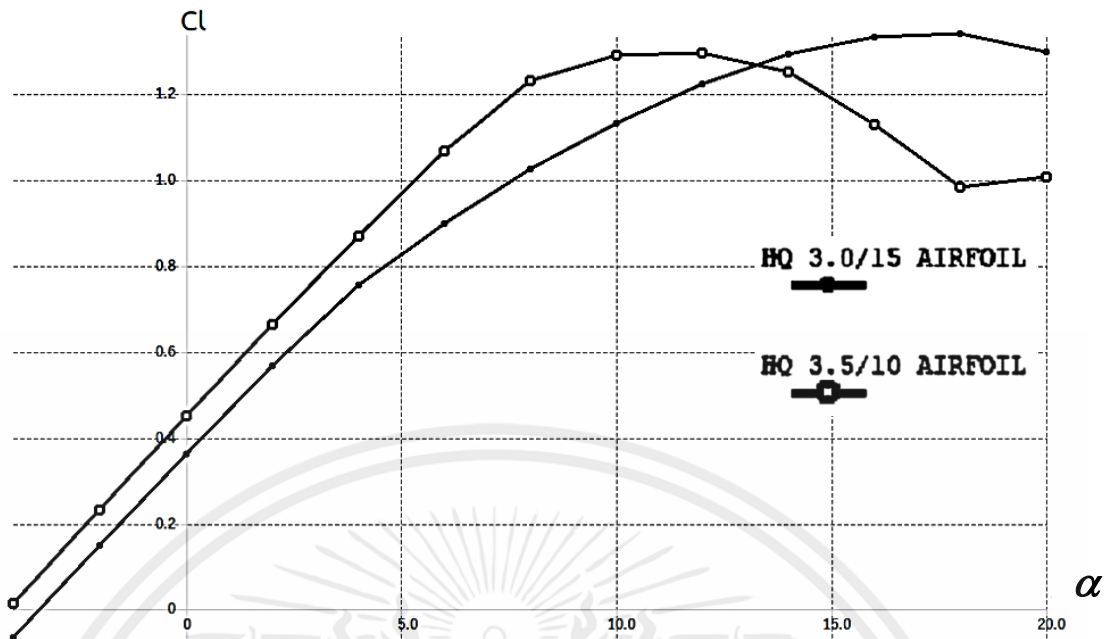
รูปที่ 3.7 แพนอากาศ GOE546, HQ3010 และ H3510



รูปที่ 3.8 กราฟเปรียบเทียบ  $\frac{C_l}{C_d}$  ต่อ  $\alpha$  ของแพนอากาศทั้งสามแบบ

รูปที่ 3.8 แสดงให้เห็นว่าแพนอากาศ HQ3510 ในช่วงมุมปะทะ -5 ถึง 20 องศา มีค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์โดยเฉลี่ยสูงกว่าแบบอื่นๆ ดังนั้นผู้วิจัยจึงเลือกใช้แพนอากาศนี้ในการออกแบบคานาร์ต

รูปที่ 3.9 แสดงให้เห็นว่ามุมร่วรงหล่นของแพนอากาศ HQ3510 ที่ 12 องศา น้อยกว่าแพนอากาศ HQ3015 ที่ 18 องศา ตามหลักการออกแบบคานาร์ต กล่าวคือแพนอากาศของคานาร์ตควรมีมุมร่วรงหล่นน้อยกว่าแพนอากาศของปีกหลัก เนื่องจากเมื่ออากาศยานเปิดมุมปะทะมากขึ้น คานาร์ตจะเข้าสู่มุมร่วรงหล่นก่อนปีกหลัก ทำให้ส่วนหัวของอากาศยานร่วรงหล่นกลับสู่แนวระดับ ส่งผลให้ปีกหลักไม่เข้าสู่มุมร่วรงหล่นได้ ดังนั้นจึงเป็นการป้องกันไม่ให้อากาศยานทั้งลำเกิดการร่วรงหล่น



รูปที่ 3.9 กราฟเปรียบเทียบ  $C_l$  ต่อ  $\alpha$  ของแพนอากาศ HQ3015 และ HQ3510

### 3.3.1.2 แพนอากาศของหางดิ่ง

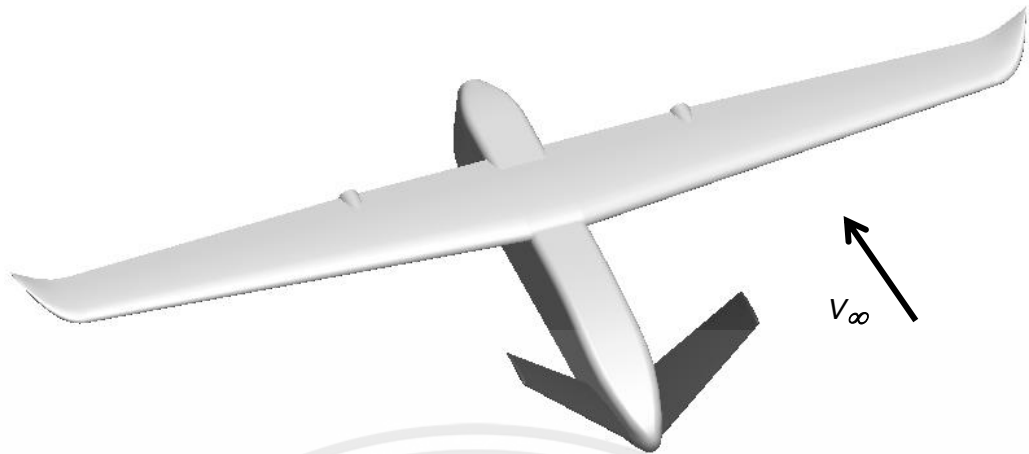
หางดิ่งใช้สำหรับรักษาเสถียรภาพทางทิศทาง (Directional stability) การเลือกแพนอากาศหางดิ่ง จะใช้แบบสมมาตร (Symmetric airfoil) ซึ่งแรงยกเป็นศูนย์ ที่มุมปะทะ 0 องศา หรือผลรวมความดันด้านบนและด้านล่างของแพนอากาศเป็นศูนย์ เมื่ออากาศยานบินตามแนวแกนยาว หางดิ่งจะช่วยรักษาเสถียรภาพได้ งานวิจัยนี้เลือกใช้แพนอากาศ NACA0012 ตามแบบเดิมของ TSII ซึ่งมีรูปร่างตามรูปที่ 3.10



รูปที่ 3.10 รูปร่างแพนอากาศ NACA0012

### 3.3.2 รูปแบบอากาศยานไร้คนขับที่ใช้ในการวิเคราะห์

การคัดเลือกรูปแบบคานาร์ดที่ใช้ในงานวิจัยนั้น คัดเลือกมาจากรูปแบบคานาร์ดและชุดพวงหางของอากาศยานต่างๆ ที่ใช้ในปัจจุบัน โดยสามารถสรุปรูปแบบที่สามารถนำไปต่อยอดงานวิจัยและสร้างต้นแบบเพื่อใช้ปฏิบัติการกิจได้จริง รูปแบบของอากาศยานที่บินในย่านความเร็วต่ำกว่าเสียงและมีคานาร์ดเป็นพื้นบังคับ ซึ่งสามารถนำมาเป็นต้นแบบงานวิจัยกับ TSII มีรูปแบบ 3 แบบแสดงดังรูปที่ 3.11 ถึง 3.13



รูปที่ 3.11 Canard V shape



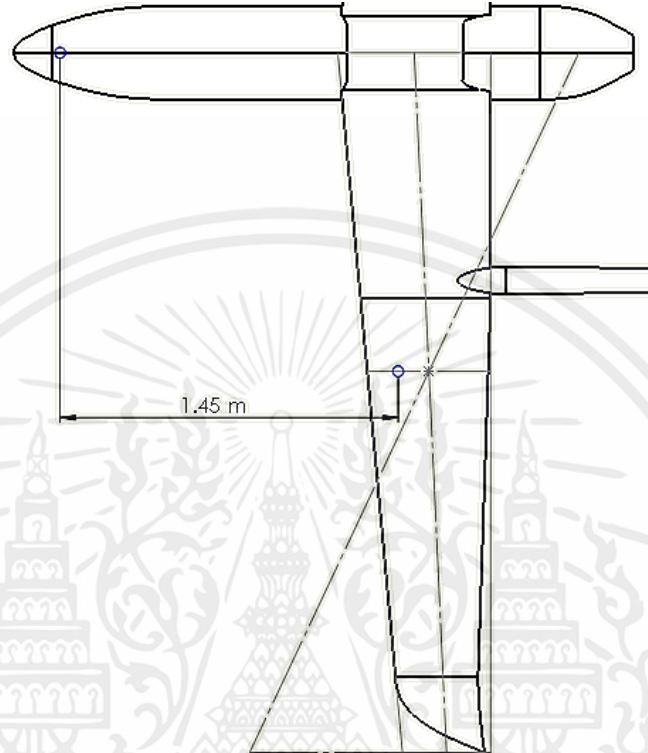
รูปที่ 3.12 Canard H shape



รูปที่ 3.13 Canard Split shape

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่แนะนำให้ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คานาร์ดทั้ง 3 รูปแบบได้ถูกกำหนดจุดติดตั้งหรือระยะโมเมนต์ ( $L_C$ ) ที่จุดเดียวกันคือระยะ 1.45 เมตร ซึ่งคิดเป็นร้อยละ 35 ของความยาวลำตัว เมื่อวัดจากจุด  $ac$  ของปีกหลักถึง  $ac$  ของคานาร์ด ซึ่งเป็นจุดที่ห่างจากจุด  $ac$  ของปีกหลักมากที่สุดที่สามารถติดตั้งคานาร์ดได้ แสดงดังรูปที่ 3.14



รูปที่ 3.14 จุดติดตั้งคานาร์ด ( $L_C$ )

### 3.3.2.1 Canard V shape

คานาร์ดรูปแบบตัววีเป็นการผสมระหว่างคานาร์ดและหางตั้งเข้าด้วยกัน มีลักษณะเป็นรูปตัววี โดยกำหนดค่า  $C_{CVT}$ ,  $AR$  และ  $\lambda$  ตามหลักการออกแบบอากาศยานประเภท Sailplane และ Homebuilt จาก Raymer (2012) อ้างอิงจกตารางที่ 2.1 และแสดงในตารางที่ 3.2

ตารางที่ 3.2  $C_{CVT}$ ,  $AR$  และ  $\lambda$  ของ คานาร์ด และหางตั้ง

	คานาร์ด	หางตั้ง
$C_{CVT}$	0.5	0.03
$AR$	3	2
$\lambda$	0.6	0.6

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์การใช้งานเพื่อการศึกษานั้น ไม่อนุญาตให้ไปใช้ประโยชน์ทางการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการที่ (2.8) และ (2.9) จะได้ค่าตัวแปรของคานาร์ดและหางดิ่ง แสดงดังตารางที่ 3.3

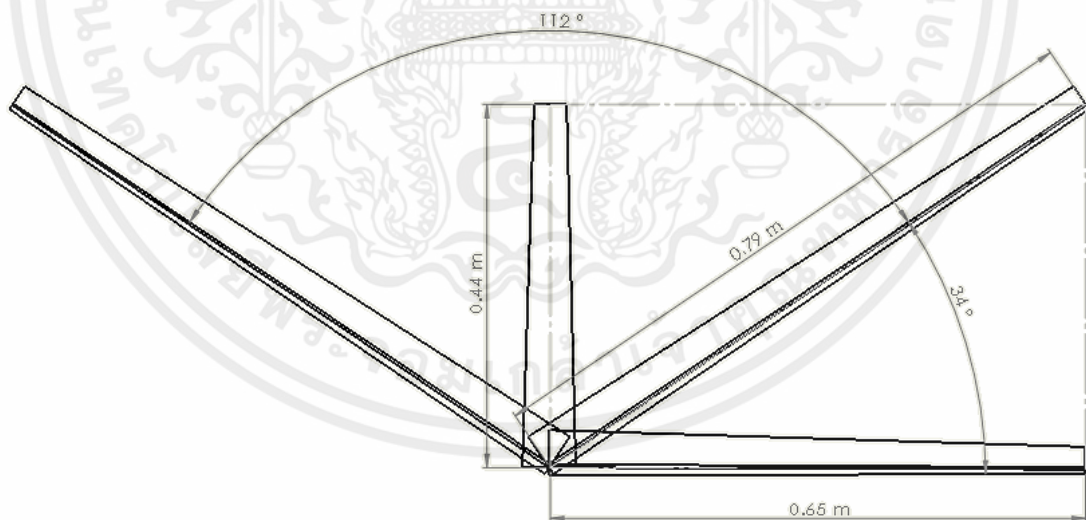
ตารางที่ 3.3 ค่าพารามิเตอร์ของคานาร์ดและหางดิ่ง

	คานาร์ด	หางดิ่ง
Area	$0.57 \text{ m}^2$	$0.38 \text{ m}^2$
Half Span( $b$ )	$0.65 \text{ m}$	$0.44 \text{ m}$
Root chord	$0.54 \text{ m}$	$0.55 \text{ m}$
Tip chord	$0.33 \text{ m}$	$0.33 \text{ m}$
$\bar{C}$	$0.44 \text{ m}$	$0.45 \text{ m}$
$\bar{Y}$	$0.3 \text{ m}$	$0.2 \text{ m}$

ทำการหาค่ามุมของ V shape ตามสมการที่ (3.1)

$$V \text{ angle} = 180 - 2(\tan^{-1} \frac{S_{VT}}{S_C}) \quad (3.1)$$

เมื่อ V angle คือมุมระหว่างคานาร์ดทั้งสองข้าง ได้ค่าเท่ากับ 112 องศา ตามรูปที่ 3.15



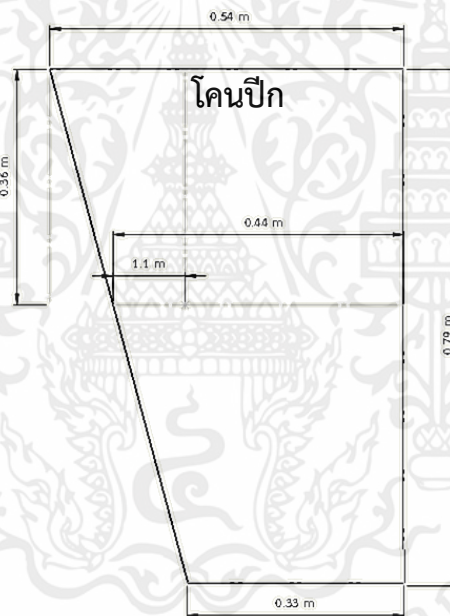
รูปที่ 3.15 มุม V ของ Canard V shape

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อกานาร์ดและหางตั้งรวมเป็นรูปแบบตัววีตามทฤษฎีพีทาโกรัส ค่าพารามิเตอร์ใหม่ที่ได้ของ กานาร์ดตัววี แสดงตามตารางที่ 3.4 และแสดงแบบมิติดังรูปที่ 3.16

ตารางที่ 3.4 ค่าพารามิเตอร์ของ Canard V shape

	คานาร์ด
Area	$0.69 \text{ m}^2$
Half Span(b)	$0.79 \text{ m}$
Root chord	$0.54 \text{ m}$
Tip chord	$0.33 \text{ m}$
$\bar{C}$	$0.44 \text{ m}$
$\bar{Y}$	$0.36 \text{ m}$



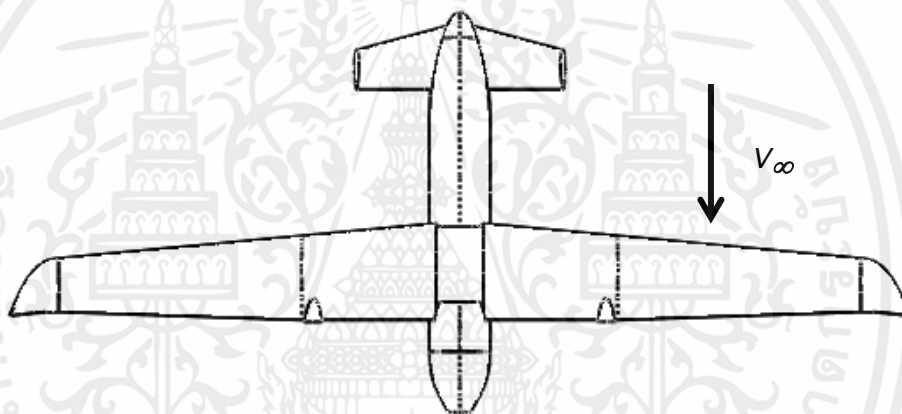
รูปที่ 3.16 แพนอากาศของ Canard V shape

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

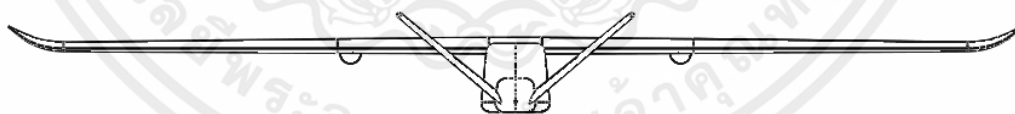
ทำการขึ้นรูปสามมิติด้วยโปรแกรม Solidworks แสดงดังรูปที่ 3.17



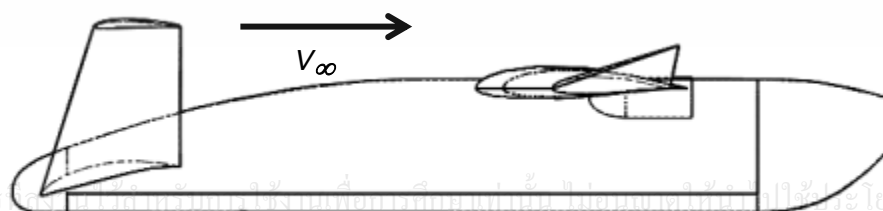
รูปที่ 3.17 Canard V shape



รูปที่ 3.18 ด้านบนของ Canard V shape



รูปที่ 3.19 ด้านหน้าของ Canard V shape



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่จัดทำขึ้นเพื่อใช้ในการศึกษาเท่านั้น ไม่สามารถนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

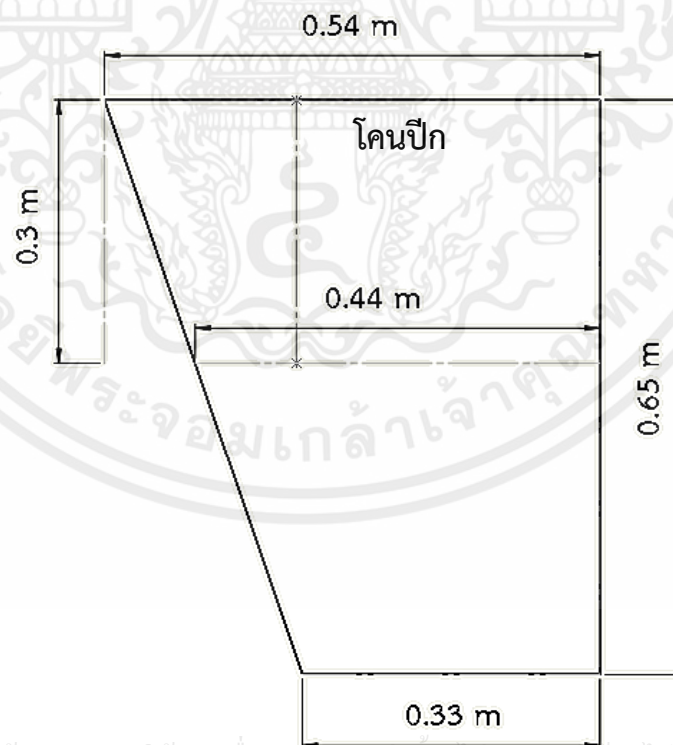
รูปที่ 3.20 ด้านข้างของ Canard V shape

### 3.3.2.2 Canard H shape

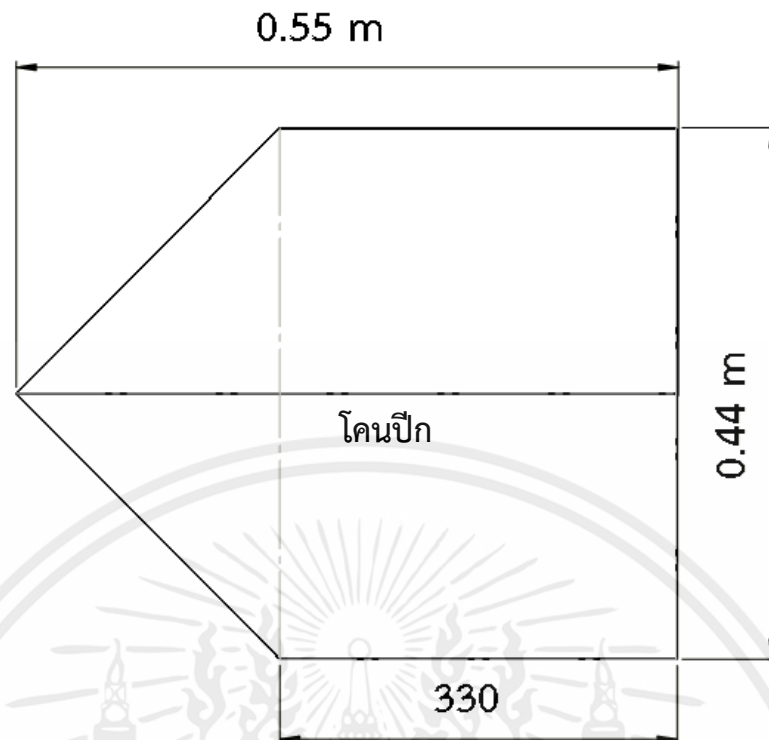
คานาร์ดรูปแบบ H เป็นการติดตั้งหางดิ่งกับปลายปีกของคานาร์ด โดยแบ่งหางดิ่งออกเป็นสองส่วนเท่าๆกัน เมื่อรวมกับคานาร์ดแล้วจะมีลักษณะเป็นรูปตัว H โดยกำหนดค่า  $C_{CVT}$ ,  $AR$  และ  $\lambda$  เช่นเดียวกับ V shape โดยอ้างอิงจากตารางที่ 2.1 จากสมการที่ (2.8) และ (2.9) ได้ค่าพารามิเตอร์ของคานาร์ดและหางดิ่งแสดงตามตารางที่ 3.5 แผนอากาศของคานาร์ดรูปตัว H แสดงดังรูปที่ 3.21 และแผนอากาศหางดิ่งแสดงดังรูปที่ 3.22

ตารางที่ 3.5 ค่าพารามิเตอร์ของคานาร์ดและหางดิ่ง

	คานาร์ด	หางดิ่ง
Area	$0.57 \text{ m}^2$	$0.38 \text{ m}^2$
Half Span( $b$ )	$0.65 \text{ m}$	$0.44 \text{ m}$
Root chord	$0.54 \text{ m}$	$0.55 \text{ m}$
Tip chord	$0.33 \text{ m}$	$0.33 \text{ m}$
$\bar{C}$	$0.44 \text{ m}$	$0.45 \text{ m}$
$\bar{Y}$	$0.3 \text{ m}$	$0.2 \text{ m}$



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับครูอาจารย์งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
รูปที่ 3.21 แผนอากาศของ Canard H shape  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



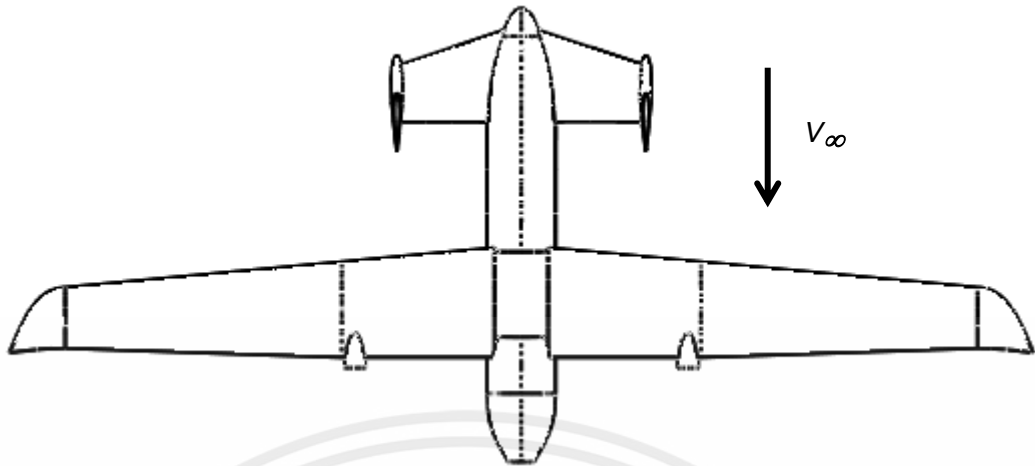
รูปที่ 3.22 แพนอากาศทางดิ่งของ Canard H shape

ทำการขึ้นรูปสามมิติด้วยโปรแกรม Solidworks แสดงดังรูปที่ 3.23 ถึง 3.26

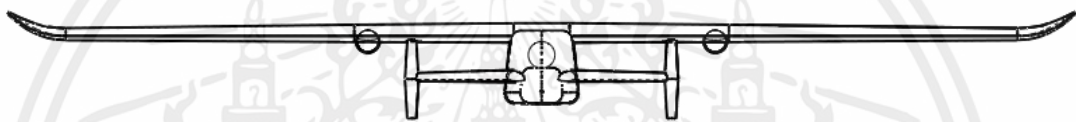


รูปที่ 3.23 Canard H shape

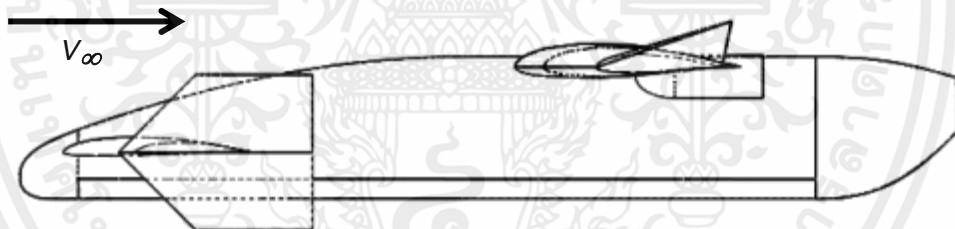
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.24 ด้านบนของ Canard H shape



รูปที่ 3.25 ด้านหน้าของ Canard H shape



รูปที่ 3.26 ด้านข้างของ Canard H shape

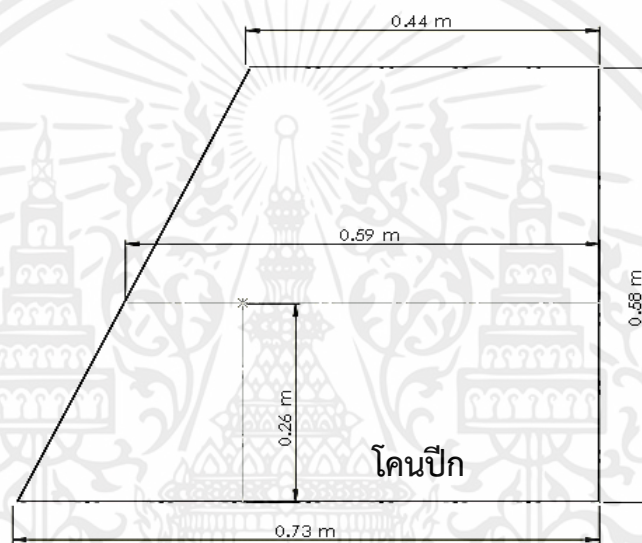
### 3.3.2.3 Canard Split shape

คานาร์ตรูปแบบ Split ขนาดของคานาร์ตมีขนาดเท่ากับรูปแบบ H ส่วนหางดิ่งติดตั้งกับ Boom โดยแบ่งหางดิ่งออกเป็นสองส่วนเท่าๆกัน โดยมีระยะโมเมนต์เท่ากับ 0.83 เมตร ซึ่งคิดเป็นร้อยละ 20 ของความยาวลำตัว โดยกำหนดค่า  $C_{MT}$ ,  $AR$  และ  $\lambda$  โดยอ้างอิงจากรายที่ 2.1 สมการที่ (2.8) และ (2.9) จะได้ค่าตัวแปรของคานาร์ตและหางดิ่ง แสดงตามตารางที่ 3.6 และมิติของหางดิ่งแสดงดังรูปที่ 3.27

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.6 ค่าตัวแปรของคานาร์ดและหางดิ่ง

	คานาร์ด	หางดิ่ง
Area	$0.57 \text{ m}^2$	$0.67 \text{ m}^2$
Half Span( $b$ )	$0.65 \text{ m}$	$0.58 \text{ m}$
Root chord	$0.54 \text{ m}$	$0.73 \text{ m}$
Tip chord	$0.33 \text{ m}$	$0.44 \text{ m}$
$\bar{C}$	$0.44 \text{ m}$	$0.59 \text{ m}$
$\bar{Y}$	$0.3 \text{ m}$	$0.26 \text{ m}$



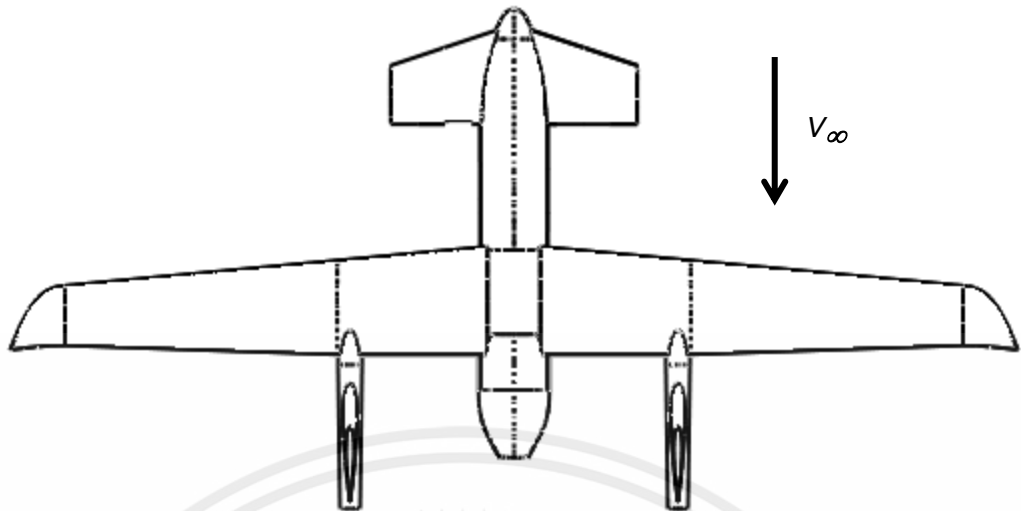
รูปที่ 3.27 แพนอากาศหางดิ่งของ Canard H shape

ทำการขึ้นรูปสามมิติด้วยโปรแกรม Solidworks แสดงดังรูปที่ 3.28 ถึง 3.31

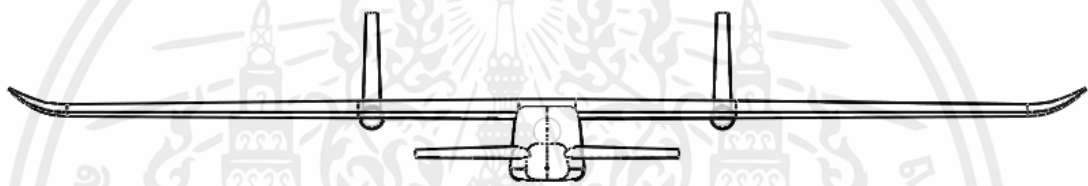


รูปที่ 3.28 Canard Split shape

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงที่มาของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.29 ด้านบนของ Canard Split shape



รูปที่ 3.30 ด้านหน้าของ Canard Split shape

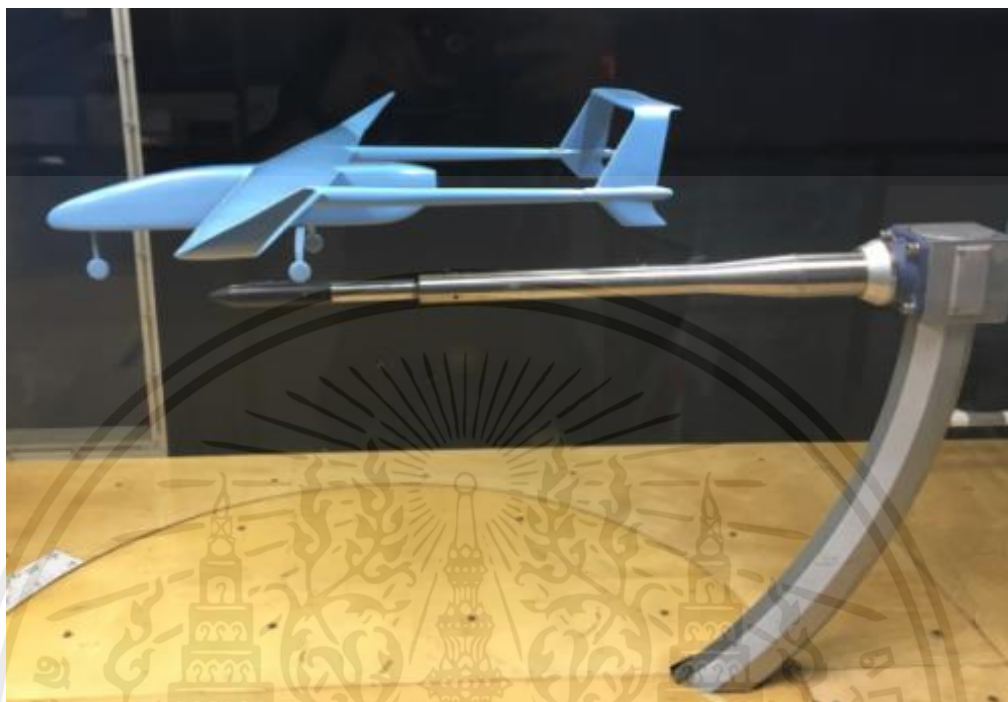


รูปที่ 3.31 ด้านข้างของ Canard Split shape

### 3.4 การเปรียบเทียบผลการจำลองกับการทดลองอ้างอิง (CFD Validation)

Desai (2003) อธิบายการจำลองพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณจะต้องทำการเปรียบเทียบผลการจำลองกับการทดลองอ้างอิง เพื่อให้สามารถตั้งค่าการจำลองที่ถูกต้องและได้ค่าที่แม่นยำใกล้เคียงกับการทดลองอ้างอิงหรือความเป็นจริงมากที่สุด งานวิจัยนี้ได้อ้างอิงผลการทดสอบจากโครงการเอกสารนี้เป็นพัฒนาเพิ่มประสิทธิภาพโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับขนาดกลางของกองทัพอากาศ โดยทำการทดสอบอุโมงค์ลมแบบความเร็วลมต่ำกว่าเสียง มีความกว้างของชุดทดสอบไม่เกิน 1.4 เมตร ทำการวัดค่าแรงยกและแรงต้านของอากาศยานไร้คนขับ TSII ที่มีชุดพวงหางแบบ U คว่ำ แสดงดังรูปที่ 3.32

และนำค่าพารามิเตอร์ที่ถูกต้องมาใช้ตั้งค่าการจำลองอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณในงานวิจัยนี้ ดังแสดงในตารางที่ 3.7

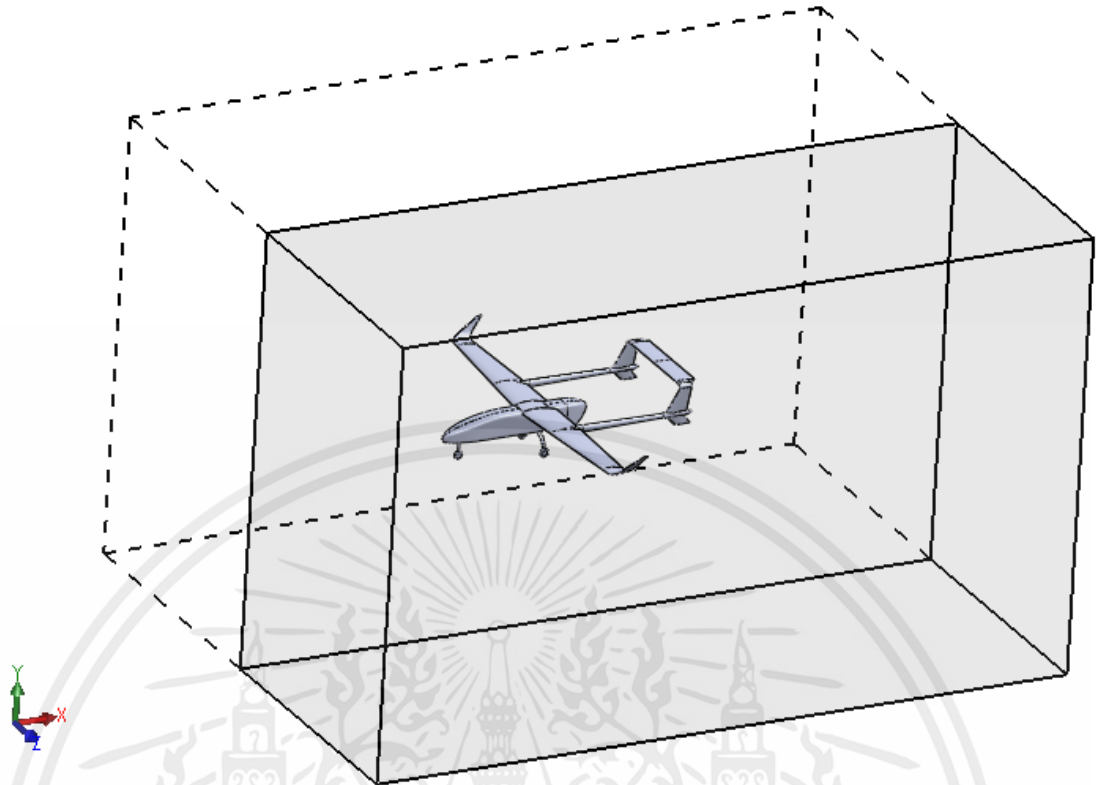


รูปที่ 3.32 การทดสอบอุโมงค์ลมของอากาศยานไร้คนขับ TSII ที่มีชุดพวงหางแบบ U คว่า

ตารางที่ 3.7 ค่าพารามิเตอร์ที่ใช้ในการวิเคราะห์ CFD

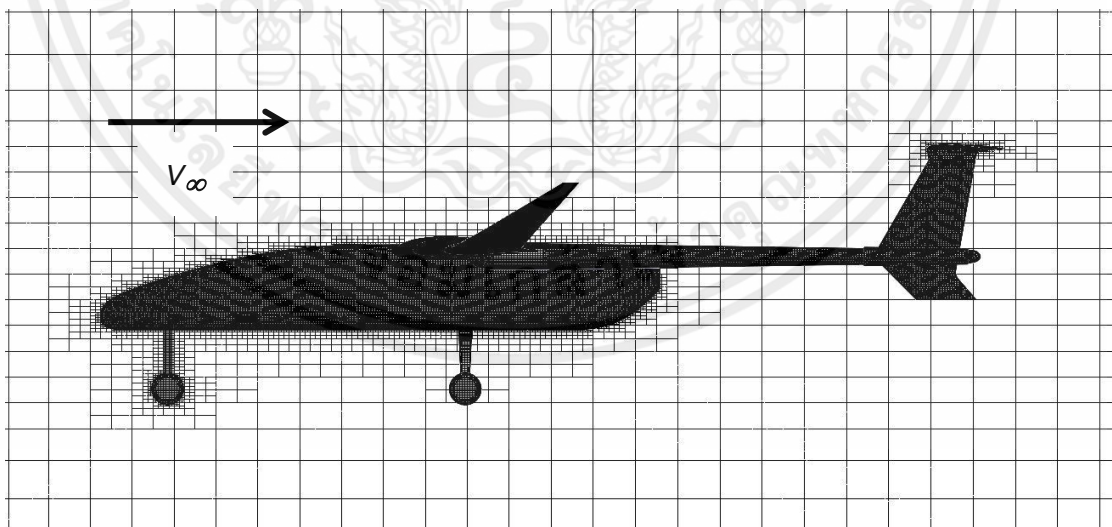
CFD Parameter	Value	Unit
Analysis type	External Flow	-
Density	1.225	$kg/m^3$
Velocity in X direction	40	$m/s$
Velocity in Y direction	0	$m/s$
Velocity in Z direction	0	$m/s$
Turbulence intensity	0.15 %	-
Flow type	Turbulent only/Steady	-

กำหนดขอบเขตพื้นที่ในการคำนวณ (Computational domain) และทำการคำนวณแบบสมมาตรครึ่งลำเพื่อลดเวลาในการประมวลผล โดยมีความ กว้าง(Z) x ยาว(X) x สูง(Y) เท่ากับเอกสารนี้เป็น 5x13x8 เมตร แสดงดังรูปที่ 3.33 งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.33 ขอบเขตพื้นที่ในการคำนวณ (Computational domain)

จำนวน mesh ที่เหมาะสมเท่ากับ 3 ล้านเซลล์ โดยเพิ่มความละเอียดให้ครอบคลุมชิ้นงาน โดยเฉพาะชั้นขีตผิว แสดงดังรูปที่ 3.34



รูปที่ 3.34 รูปแบบ mesh ของแบบจำลอง TSII ที่มีชุดพวงหางแบบ U คำว่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

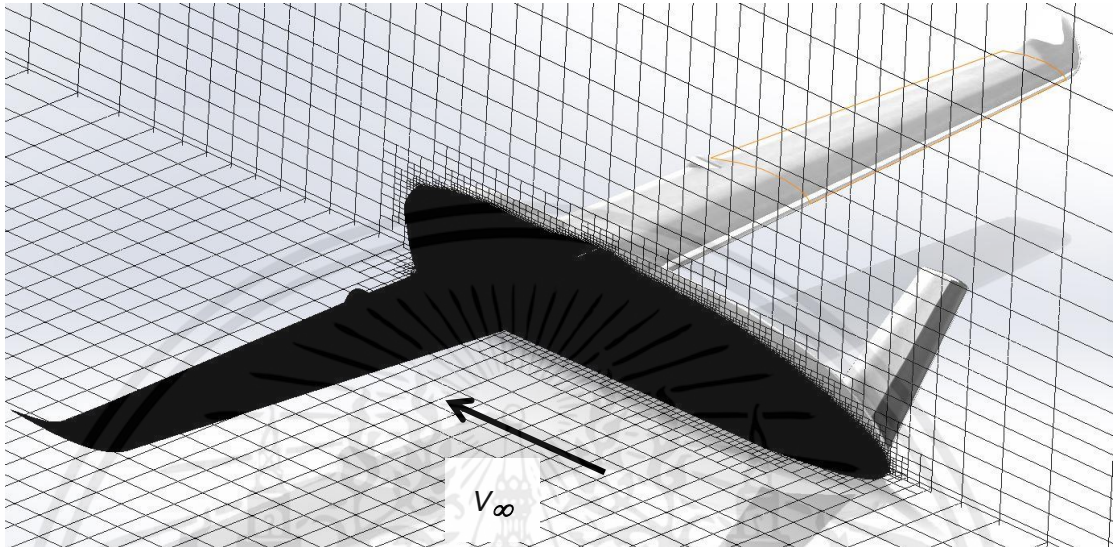
กำหนดเป้าหมายของการจำลองโดยคิดจากแรงที่กระทำทั้งลำ ได้แก่

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังมีเหตุผลแบบลงมือทำ และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

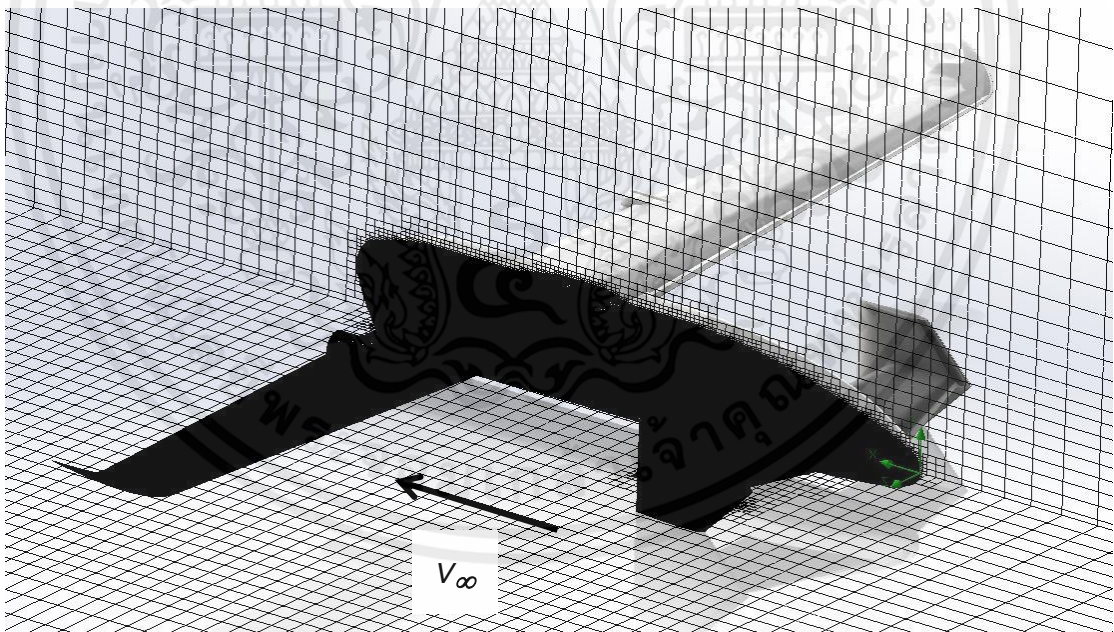
- I. แรงยก (force Y) คือแรงตามแนวแกน Y (ทิศทางตั้งฉากกับกระแสลมสัมพัทธ์)
- II. แรงต้าน (force X) คือแรงตามแนวแกน X (ทิศทางขนานกับกระแสลมสัมพัทธ์)

### 3.5 การจำลองอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD Simulation)

วิธีการจำลองจากข้อ 3.4 นำมาใช้กับงานวิจัยนี้เพื่อทำการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของไหลของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ดทั้ง 3 แบบ แสดงดังในรูปที่ 3.35 ถึง 3.37

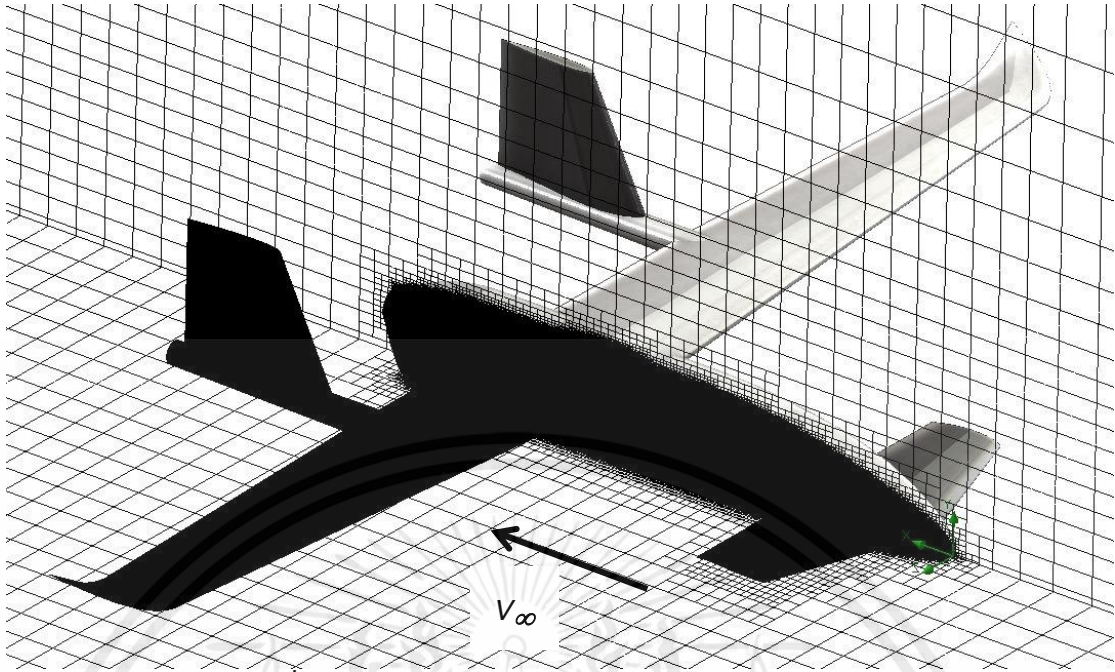


รูปที่ 3.35 รูปแบบ mesh ของ Canard V shape

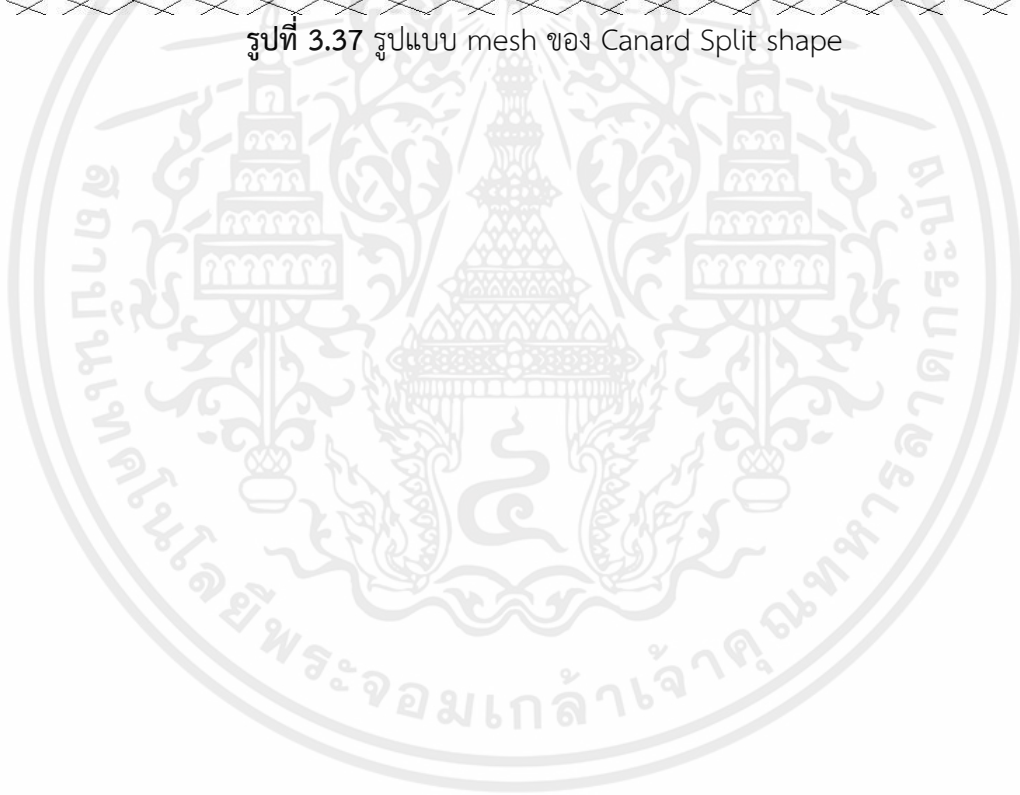


รูปที่ 3.36 รูปแบบ mesh ของ Canard H shape

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.37 รูปแบบ mesh ของ Canard Split shape



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

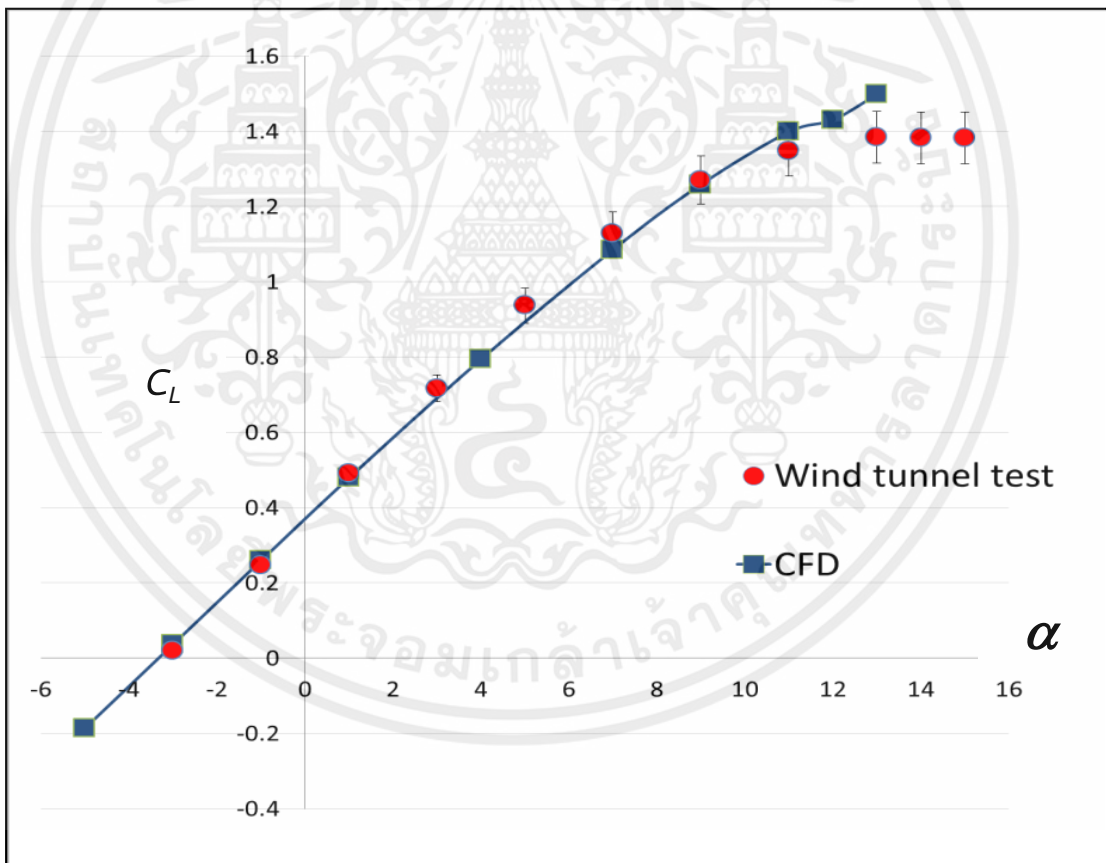
## บทที่ 4

### ผลและการวิเคราะห์ผลการจำลอง

#### 4.1 ผลการศึกษาจำนวน Mesh ที่ทำให้ผลการวิเคราะห์แม่นยำ

วิธีการเปรียบเทียบการจำลองกับการทดลองอ้างอิงเพื่อหาจำนวน mesh ที่เหมาะสม จากโครงการพัฒนาเพิ่มประสิทธิภาพโครงสร้างอากาศยานไรคนซ์ขนาดกลางของกองทัพอากาศ ผลที่ได้จากการจำลองอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ แสดงดังรูปที่ 4.1 และ 4.2

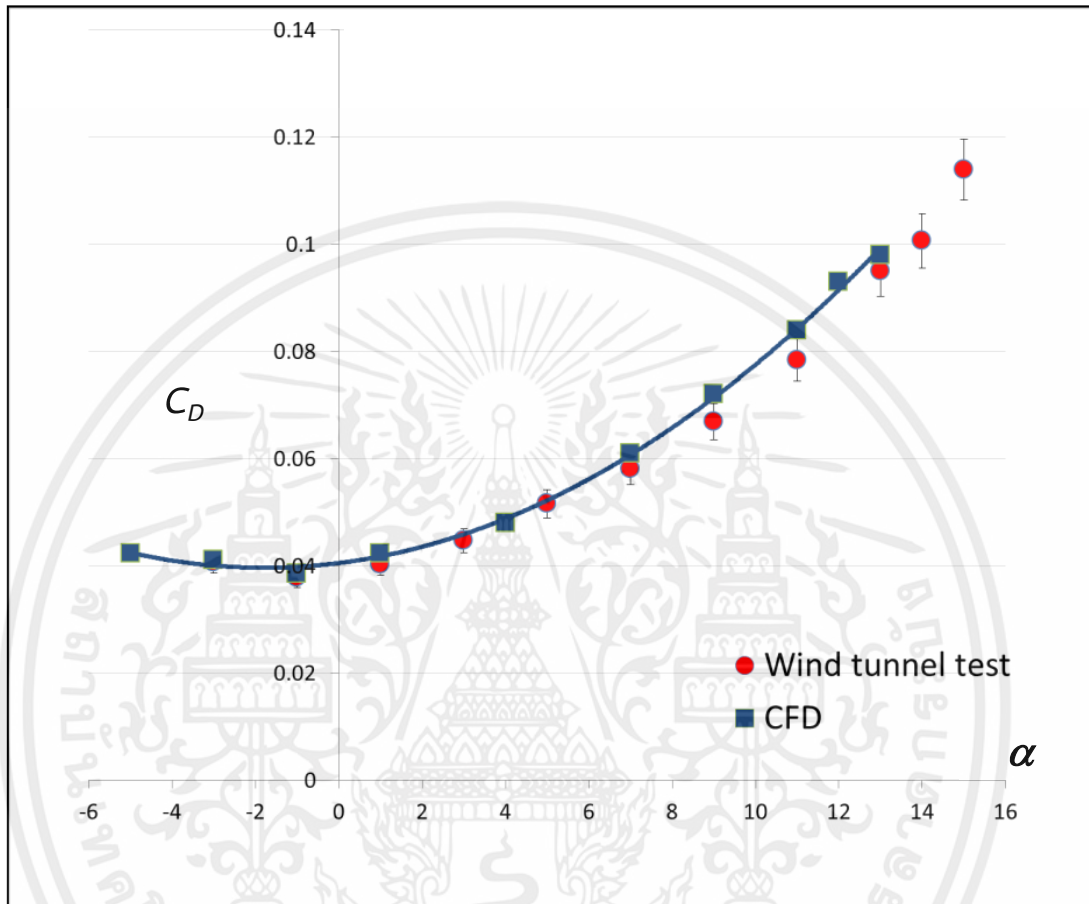
รูปที่ 4.1 แสดงผลการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) ต่อมุมปะทะ ( $\alpha$ ) ของการทดลองอ้างอิง (จุดวงกลมสีแดง) กับการจำลอง (จุดสี่เหลี่ยมสีน้ำเงิน) ที่มีจำนวน mesh เท่ากับ 3 ล้านเซลล์ จากกราฟแสดงให้เห็นว่าการจำลองมีค่า  $C_L$  ใกล้เคียงกับการทดลองอ้างอิง ซึ่งเป็นค่าที่ยอมรับได้



รูปที่ 4.1 กราฟเปรียบเทียบค่า  $C_L$  ต่อ  $\alpha$  ของการทดลองอ้างอิงและการจำลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 4.2 แสดงผลการเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) ต่อมุมปะทะ ( $\alpha$ ) ของการทดลองอ้างอิง (จุดวงกลมสีแดง) กับการจำลอง จากกราฟแสดงให้เห็นว่า ค่า  $C_D$  มีค่าใกล้เคียงกับการทดลองอ้างอิง ซึ่งเป็นค่าที่ยอมรับได้



รูปที่ 4.2 กราฟเปรียบเทียบค่า  $C_D$  ต่อ  $\alpha$  ของการทดลองอ้างอิงและการจำลอง

จากผลการจำลองในรูปที่ 4.1 และ 4.2 จำนวน mesh เท่ากับ 3 ล้านเซลล์ ค่า  $C_L$  และ  $C_D$  ต่อ  $\alpha$  มีค่าใกล้เคียงผลการทดลองอ้างอิง ดังนั้นสามารถยอมรับได้ว่าวิธีการจำลองอากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณที่จำลองขึ้นมีความน่าเชื่อถือ และเลือกวิธีการจำลองนี้ไปใช้ในงานวิจัยต่อไป

#### 4.2 ผลการศึกษาแบบอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด

จากผลการจำลองของอากาศยานไร้คนขับแบบ TSII, Canard V shape, H shape และ Split shape ที่ความเร็วทำการกิจ 35 เมตรต่อวินาที ณ มุมปะทะ -4 ถึง 10 องศา จะเห็นได้ว่าค่า  $C_L/C_D$  มากที่สุดของ TSII เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 4 องศา, Canard V shape ที่มุมปะทะ 4 องศา, Canard H shape เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 4 องศา และ Canard Split shape เกิดขึ้นที่มุมปะทะ 2 องศา ดังแสดงค่าในตารางที่ 4.1 ถึง 4.4

ตารางที่ 4.1 ผลการจำลองของ TSII

TSII				
$\alpha$	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$	$C_L^{3/2}/C_D$
-4	-0.100	0.033	-3.061	-
-2	0.088	0.028	3.217	0.957
0	0.292	0.030	9.595	5.182
2	0.448	0.031	14.222	9.514
4	0.625	0.039	16.024	12.672
6	0.846	0.056	14.995	13.789
8	1.014	0.073	13.838	13.937
10	1.160	0.089	13.042	14.045

ตารางที่ 4.2 ผลการจำลองของ Canard V shape

V shape				
$\alpha$	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$	$C_L^{3/2}/C_D$
-4	-0.049	0.023	-2.103	-
-2	0.116	0.023	5.059	1.725
0	0.298	0.023	12.862	7.018
2	0.472	0.028	16.791	11.530
4	0.644	0.037	17.419	13.973
6	0.809	0.050	16.089	14.474
8	0.945	0.065	14.532	14.130
10	1.114	0.087	12.748	13.455

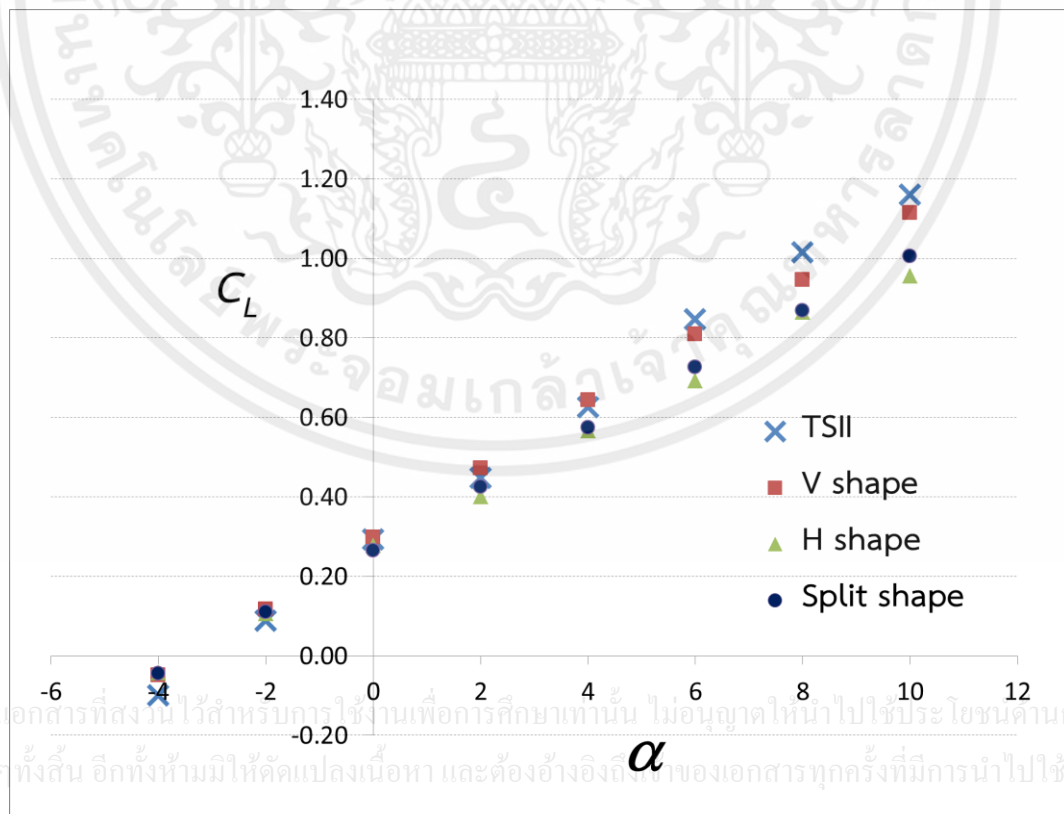
ตารางที่ 4.3 ผลการจำลองของ Canard H shape

H shape				
$\alpha$	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$	$C_L^{3/2}/C_D$
-4	-0.044	0.027	-1.633	-
-2	0.106	0.022	4.902	1.596
0	0.278	0.025	11.091	5.844
2	0.401	0.029	13.623	8.622
4	0.566	0.040	14.233	10.704
6	0.691	0.054	12.894	10.719
8	0.864	0.069	12.466	11.585
10	0.956	0.089	10.710	10.470

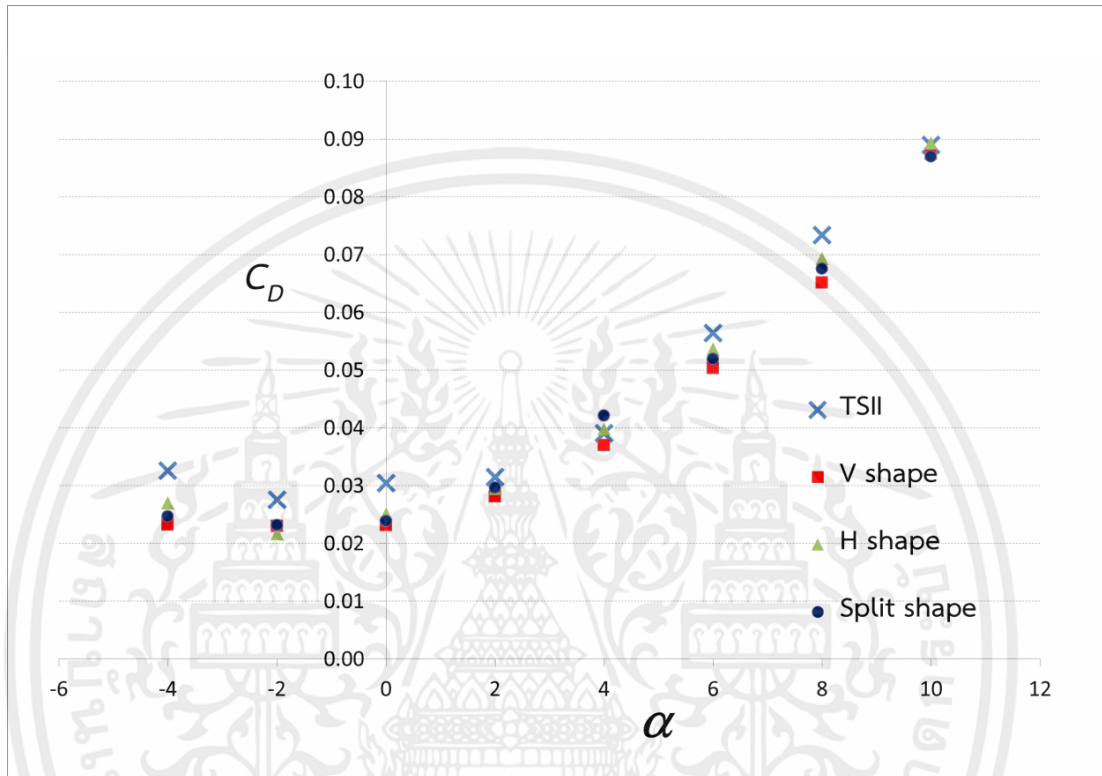
ตารางที่ 4.4 ผลการจำลองของ Canard Split shape

Split shape				
$\alpha$	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$	$C_L^{3/2}/C_D$
-4	-0.044	0.025	-1.790	-
-2	0.109	0.023	4.727	1.564
0	0.264	0.024	11.098	5.707
2	0.424	0.030	14.351	9.350
4	0.574	0.042	13.629	10.323
6	0.727	0.052	14.007	11.939
8	0.868	0.067	12.863	11.982
10	1.005	0.087	11.557	11.584

รูปที่ 4.3 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) ต่อมุมปะทะ ( $\alpha$ ) เห็นได้ว่า V shape (จุดสี่เหลี่ยม) และ TSII (จุดกากบาท) มีค่า  $C_L$  ใกล้เคียงกันในช่วงมุมปะทะ 0 ถึง 6 องศา แบบ TSII มีค่า  $C_L$  มากกว่าแบบอื่นๆ ที่มุมปะทะสูงขึ้นและมีค่าต่ำกว่าแบบอื่นๆ ที่มุมปะทะ 0 ถึง -4 คานาร์ด H shape (จุดสามเหลี่ยม) และ Split shape (จุดวงกลม) มีค่า  $C_L$  ใกล้เคียงกันในช่วงมุมปะทะต่ำ แต่ในช่วงมุมปะทะตั้งแต่ 6 องศาขึ้นไป คานาร์ด H shape มีค่าต่ำกว่าแบบอื่นๆ

รูปที่ 4.3 กราฟเปรียบเทียบค่า  $C_L$  ต่อ  $\alpha$  ของแต่ละแบบ

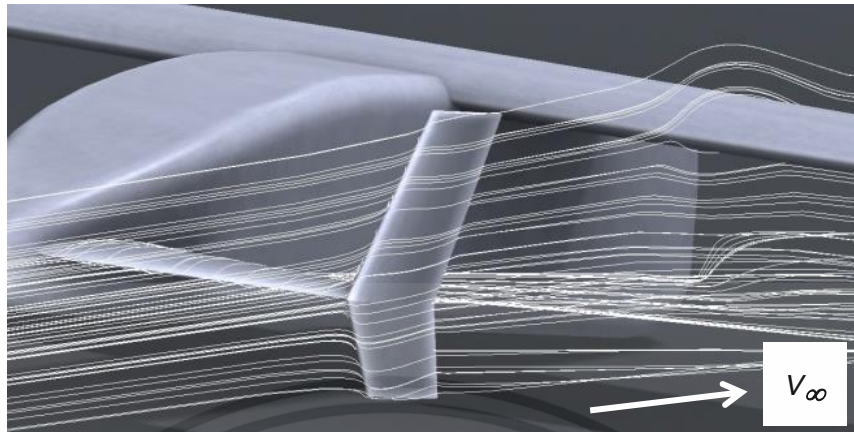
รูปที่ 4.4 แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) ต่อมุมปะทะ ( $\alpha$ ) เห็นได้ว่าค่า  $C_D$  ของคานาร์ต V shape มีค่าต่ำสุดในทุกมุมปะทะ แต่แบบ TSII มีค่า  $C_D$  เฉลี่ยมากที่สุดอย่างเห็นได้ชัด ส่วนคานาร์ต H shape และ Split shape มีค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน ( $C_D$ ) ใกล้เคียงกัน มากกว่า V shape แต่น้อยกว่าแบบ TSII



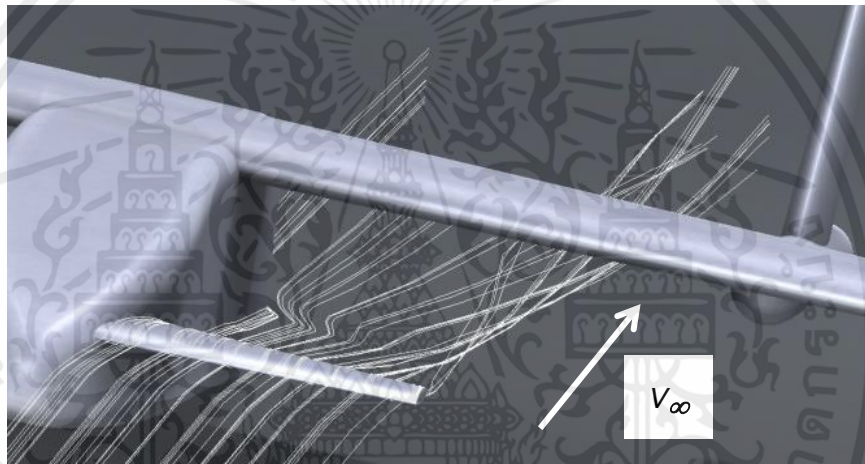
รูปที่ 4.4 กราฟเปรียบเทียบค่า  $C_D$  ต่อ  $\alpha$  ของแต่ละแบบ

รูปที่ 4.5 แสดงค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ ( $C_L/C_D$ ) ต่อมุมปะทะ ( $\alpha$ ) ของแต่ละแบบ เห็นได้ว่าคานาร์ต V shape ให้ค่า  $C_L/C_D$  เฉลี่ยมากกว่าแบบอื่นๆ อย่างเห็นได้ชัด ส่วนค่า  $C_L/C_D$  ของคานาร์ต H shape และ Split shape มีค่าเฉลี่ยใกล้เคียงกับแบบ TSII





รูปที่ 4.7 การไหลของกระแสอากาศผ่านคานาร์ด H shape ที่มุม 4 องศา



รูปที่ 4.8 การไหลของกระแสอากาศผ่านคานาร์ด Spilt shape ที่มุม 4 องศา

#### 4.3 การศึกษาน้ำหนักเบื้องต้นของอากาศยานไร้คนขับแบบคานาร์ด

เมื่อนำชุดพวงทางซึ่งมีน้ำหนัก 15 กิโลกรัมของ TSII ออก ทำให้น้ำหนัก TSII ลดลงจาก 166 กิโลกรัม เหลือ 151 กิโลกรัม และเมื่อนำคานาร์ดมาติดตั้ง ต้องทำการคาดคะเนน้ำหนักของอากาศยานที่มีคานาร์ดแต่ละแบบเบื้องต้นเพื่อนำไปสู่การคำนวณระยะเวลาทำการบิน โดยการคำนวณน้ำหนักเบื้องต้นของคานาร์ดและหางตั้ง สามารถทำได้จากสมการที่ (4.1) ถึง (4.2)

$$W_C = 0.53 \times S_C \times MTOW^{0.2} \times (\lambda_C + 0.5) \quad (4.1)$$

โดยที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานภายในของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเผยแพร่และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$W_C$  คือ น้ำหนักของคานาร์ดทั้งสองข้าง, kg  
 $S_C$  คือ พื้นที่คานาร์ดอ้างอิง,  $m^2$   
 $MTOW$  คือ น้ำหนักอากาศยานสูงสุดก่อนขึ้นบิน, kg  
 $\lambda_C$  คือ อัตราส่วนความเร็วของคานาร์ด

จากสมการ (4.1) จะสังเกตได้ว่ามีค่า  $MTOW$  เป็นค่าที่ได้มากจากการออกแบบอากาศยานแนวคิด (Conceptual design) แต่เนื่องจากคานาร์ดแต่ละแบบใช้ TSII เป็นต้นแบบการวิจัย จึงควรใช้ค่า  $MTOW$  ของ TSII มาใช้ในการคาดคะเนน้ำหนักขั้นต้นก่อน ในการออกแบบขั้นละเอียดนั้น จะมีเรื่องของวัสดุ และสามารถหาน้ำหนักที่ถูกต้องแม่นยำมากยิ่งขึ้น

$$W_{VT} = 0.32 \times S_{VT}^{0.85} \times MTOW^{0.3} \times (\lambda_{VT} + 0.5) \times N_{VT}^{0.7} \quad (4.2)$$

โดยที่

- $W_{VT}$  คือ น้ำหนักของหางตั้ง,  $kg$
- $S_{VT}$  คือ พื้นที่หางตั้งอ้างอิง,  $m^2$
- $MTOW$  คือ น้ำหนักอากาศยานสูงสุดก่อนขึ้นบิน,  $kg$
- $\lambda_{VT}$  คือ อัตราส่วนความเร็วของหางตั้ง
- $N_{VT}$  คือ จำนวนของหางตั้ง

$$W_{CV} = W_C \cdot \cos^2(\Gamma) + W_{VT} \cdot \sin^2(\Gamma) \quad (4.3)$$

โดยที่

- $W_{CV}$  คือ น้ำหนักของคานาร์ด V shape,  $kg$
- $\Gamma$  คือ มุมยกของคานาร์ด,  $degree$

จากสมการที่ (4.1) ถึง (4.3) จะได้น้ำหนักของคานาร์ดรวมกับหางตั้ง น้ำหนักของ boom หาได้จากการใช้วิธีบัญญัติไตรยางศ์ จากน้ำหนัก boom เดิมเท่ากับ 10 กิโลกรัม มีความยาว 10 เมตร เมื่อ boom ของ Split shape มีความยาว 0.85 เมตร ดังนั้นจะมีน้ำหนัก 4.25 เมตร แสดงดังตารางที่ 4.5 และน้ำหนักรวมของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ดแต่ละแบบ แสดงดังตารางที่ 4.6

ตารางที่ 4.5 น้ำหนักของคานาร์ด หางตั้งและ boom

น้ำหนักคานาร์ดและหางตั้ง (kg)				
Shape	Canard	หางตั้ง	Boom	รวม
V	5.283	5.275	-	5.281
H	5.283	5.275	-	10.558
Split	5.283	8.543	4.250	18.076

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไมอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.6 น้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ดแต่ละแบบ

น้ำหนักสุทธิ (kg)	
Shape	น้ำหนักรวม
V	156.281
H	161.558
Split	169.076

จากตารางที่ 4.6 จะเห็นได้ว่าน้ำหนักของ Canard V shape น้อยกว่า TSII เท่ากับ 9.72 กิโลกรัม ส่วน Canard H shape น้อยกว่า TSII เท่ากับ 4.44 กิโลกรัม แต่ Canard Split shape มีน้ำหนักมากกว่า TSII เท่ากับ 3.08 กิโลกรัม น้ำหนักสุทธิของแต่ละแบบนี้จะถูกนำไปคำนวณในหัวข้อ 4.4 ต่อไป

#### 4.4 การศึกษาการใช้เชื้อเพลิงเบื้องต้นของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด

การคำนวณหาน้ำหนักเชื้อเพลิงที่ถูกใช้ไปในแต่ละช่วงของการบิน (Mission profile) ในรูปที่ 1.2 สามารถหาได้จาก Weight fraction ( $W_i / W_{i-1}$ ) ของการบินในแต่ละช่วงที่มีค่าไม่เท่ากัน เมื่อกำหนดให้  $W_i$  คือน้ำหนักของอากาศยานสุดท้ายในช่วง  $i$  และ  $W_{i-1}$  คือน้ำหนักของอากาศยานก่อนเข้าช่วง  $i$  ดังนั้น Weight fraction ของอากาศยานที่ใช้เชื้อเพลิงจะมีค่าไม่เกิน 1 เสมอ น้ำหนักก่อนบินของอากาศยานแต่ละแบบ ก่อนช่วง Warmup and takeoff แสดงในตารางที่ 4.7 ในบางช่วงค่า Weight fraction ได้จากค่าสถิติจากอดีต ในช่วง Descent จะใช้ค่าเดียวกับ Landing แสดงดังรูปที่ 4.9 ส่วนในช่วงอื่นๆ หาได้จากสมการที่ (4.4) และ (4.5) (Raymer. 2012)

	$(W_i / W_{i-1})$
Warmup and takeoff	0.970
Climb	0.985
Landing	0.995

รูปที่ 4.9 Weight fraction ของแต่ละช่วงการบิน

ช่วง Cruise in/out

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \left[ \frac{-R \cdot C_{bhp}}{550 \cdot \eta_p \cdot (L/D)} \right] \quad (4.4)$$

โดยที่

$R$  คือ ระยะทางบิน, ft  
 $C_{bhp}$  คือ Specific fuel consumption, lb/(s·hp) ตามรูปที่ 4.10  
 $\eta_p$  คือ ประสิทธิภาพใบพัด  
 $L/D$  คือ Lift to Drag ratio ในช่วง cruise หรือค่า  $L/D_{\text{maximum}}$

Propeller: $C = C_{bhp} V / (550 \eta_p)$ Typical $C_{bhp}$ and $\eta_p$	Cruise	Loiter
Piston-prop (fixed pitch)	0.4/0.8	0.5/0.7
Piston-prop (variable pitch)	0.4/0.8	0.5/0.8
Turboprop	0.5/0.8	0.6/0.8

รูปที่ 4.10 ค่า Specific fuel consumption ของเครื่องยนต์ประเภทต่างๆ

ช่วง Loiter 
$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp \left[ \frac{-E \cdot V \cdot C_{bhp}}{550 \cdot \eta_p \cdot (L/D)} \right] \quad (4.5)$$

- โดยที่
- $E$  คือ ระยะเวลาบินในช่วง loiter, s
  - $C_{bhp}$  คือ Specific fuel consumption,  $lb/s \cdot hp$  ตามรูปที่ 4.10
  - $\eta_p$  คือ ประสิทธิภาพใบพัด
  - $L/D$  คือ Lift to Drag ratio ในช่วง loiter มีค่าเท่ากับ  $0.866x L/D_{\text{maximum}}$

เมื่อกำหนดให้  $\eta_p$  มีค่าเท่ากับ 0.8 และระยะทางบินในช่วง cruise เท่ากับ 100 กิโลเมตร ระยะเวลา loiter ในช่วงแรก 6 ชั่วโมง และช่วงก่อนลงจอด 20 นาที ค่า  $L/D$  ของอากาศยานแบบ คานาร์ดแต่ละแบบแสดงในตารางที่ 4.2 ถึง 4.4 นำมาคำนวณในสมการ (4.4) และ (4.5) จะได้อัตราการใช้เชื้อเพลิงของแต่ละช่วงบินแสดงดังตารางที่ 4.7 ถึง 4.9 โดย  $W_{fi}$  คือเชื้อเพลิงที่ถูกใช้ในแต่ละช่วง ตารางการแปลงหน่วยในภาคผนวก ก

ตารางที่ 4.7 การใช้เชื้อเพลิงในแต่ละช่วงการบินของ TSII

Mission Profile	Weight fraction	Remain Weight	Used fuel	
	$W_i/W_{i-1}$	$W_i$ (lb)	$W_{fi}$ (lb)	%
Taxi and Take off	0.970	353.75	10.941	10.86%
climb and Accelerate	0.985	348.44	5.306	5.27%
Cruise in(100km)	0.980	341.61	6.835	6.78%
Loiter	0.806	275.19	66.414	65.90%
Cruise out	0.980	269.80	5.398	5.36%
Loiter(20 minutes)	0.988	266.57	3.221	3.20%
Descent	0.995	265.24	1.333	1.32%
Land	0.995	263.92	1.326	1.32%
Net fuel			100.775	100.00%

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.8 การใช้เชื้อเพลิงในแต่ละช่วงการบินของ Canard V shape

Mission Profile	Weight fraction	Remain Weight	Used fuel	
	Wi/Wi-1		Wi (lb)	Wfi (lb)
Taxi and Take off	0.970	334.20	10.336	11.51%
climb and Accelerate	0.985	329.19	5.013	5.58%
Cruise out(100km)	0.982	323.25	5.945	6.62%
Loiter	0.820	264.95	58.297	64.92%
Cruise back	0.982	260.16	4.785	5.33%
Loiter(20 minutes)	0.989	257.31	2.859	3.18%
Descent	0.995	256.02	1.287	1.43%
Land	0.995	254.74	1.280	1.43%
Net fuel			89.801	100.00%

ตารางที่ 4.9 การใช้เชื้อเพลิงในแต่ละช่วงการบินของ Canard H shape

Mission Profile	Weight fraction	Remain Weight	Used fuel	
	Wi/Wi-1		Wi (lb)	Wfi (lb)
Taxi and Take off	0.970	345.49	10.685	9.99%
climb and Accelerate	0.985	340.31	5.182	4.84%
Cruise out(100km)	0.978	332.80	7.506	7.02%
Loiter	0.784	260.90	71.897	67.22%
Cruise back	0.978	255.15	5.755	5.38%
Loiter(20 minutes)	0.987	251.72	3.427	3.20%
Descent	0.995	250.46	1.259	1.18%
Land	0.995	249.21	1.252	1.17%
Net fuel			106.964	100.00%

ตารางที่ 4.10 การใช้เชื้อเพลิงในแต่ละช่วงการบินของ Canard Split shape

Mission Profile	Weight fraction	Remain Weight	Used fuel	
	Wi/Wi-1		Wi (lb)	Wfi (lb)
Taxi and Take off	0.970	356.23	11.018	10.05%
climb and Accelerate	0.985	350.89	5.344	4.87%
Cruise out(100km)	0.978	343.21	7.677	7.00%
Loiter	0.786	269.61	73.607	67.13%
Cruise back	0.978	263.71	5.899	5.38%
Loiter(20 minutes)	0.987	260.19	3.513	3.20%
Descent	0.995	258.89	1.301	1.19%
Land	0.995	257.60	1.294	1.18%
Net fuel			109.652	100.00%

จากตารางที่ 4.7 ถึง 4.10 เมื่อพิจารณาช่วงเวลาทำภารกิจ (Loiter) เป็นเวลา 6 ชั่วโมงของแต่ละอากาศยาน จะสังเกตเห็นได้ว่า Canard V shape มีการใช้เชื้อเพลิงน้อยที่สุด 58.3 ปอนด์ คิดเป็นร้อยละ 64.92 ของเชื้อเพลิงทั้งหมด 89.8 ปอนด์ ซึ่ง TSII ใช้เชื้อเพลิง 66.41 ปอนด์ คิดเป็นร้อยละ 65.9 ของเชื้อเพลิงทั้งหมด 100.77 ปอนด์ ส่วนใน Canard H shape และ Split shape ใช้เชื้อเพลิงทั้งหมดที่มากกว่าและอัตราการใช้เชื้อเพลิงในช่วงทำภารกิจมากกว่า TSII อีกด้วย

#### 4.5 ระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด

จากการวิเคราะห์หาค่าของโพลีโนเมียลของไหลเชิงคำนวณและน้ำหนักของคานาร์ดรูปแบบต่างๆ เนื่องจากงานวิจัยนี้พิจารณาหาค่าระยะเวลาทำการบินเฉพาะในช่วงทำภารกิจ (Loiter) จึงใช้ค่า  $C_L/C_D$  ที่มากที่สุดของแต่ละแบบตามหลักการออกแบบอากาศยานของ Gundlach (2014) นำมาหาค่า  $C_L^{3/2}/C_D$  ตามสมการที่ (4.4) และใช้น้ำหนักของอากาศยานในช่วงก่อนบินทำภารกิจ (Cruise out,  $W_1$ ) และหลังทำการบิน (Loiter,  $W_2$ ) ของแต่ละแบบตามตารางที่ 4.7 ถึง 4.10 โดยอากาศยานใช้เครื่องยนต์เดียวกัน บินที่ความสูงเดียวกัน ดังนั้นสามารถกำหนดประสิทธิภาพ ( $\eta_p$ ), Break specific fuel consumption (BSFC) และความหนาแน่น ( $\rho$ ) ของทุกแบบเป็นค่าคงที่เดียวกัน ระยะเวลาบินของคานาร์ดแต่ละแบบที่ได้ ตามสมการที่ (4.4) เปรียบเทียบกับ TSII จะเห็นได้ว่า Canard V shape จะมีค่ามากที่สุด คานาร์ด H shape มีค่ามากกว่าเล็กน้อย และคานาร์ด Split shape มีค่าน้อยกว่าค่อนข้างมาก แสดงดังตารางที่ 4.11 ตารางการแปลงหน่วยแสดงในภาคผนวก ก

$$E = \frac{\eta_p}{BSFC} \cdot \sqrt{2\rho(S_W + S_C)} \cdot \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \cdot \left( \frac{1}{\sqrt{W_2}} - \frac{1}{\sqrt{W_1}} \right) \quad (4.4)$$

โดยที่

$E$	คือ ระยะเวลาทำการบิน, s
$BSFC$	คือ Break specific fuel consumption, lb/(s·hp)
$\eta_p$	คือ ประสิทธิภาพของใบพัด
$\rho$	คือ ความหนาแน่นของอากาศ, lb/ft <sup>3</sup>
$S_W$	คือ พื้นที่ปีกอ้างอิง, ft <sup>2</sup>
$S_C$	คือ พื้นที่คานาร์ดอ้างอิง, ft <sup>2</sup>
$W_1$	คือ น้ำหนักอากาศยานเริ่มต้นภารกิจ Loiter, lb
$W_2$	คือ น้ำหนักอากาศยานหลังจบภารกิจ Loiter, lb

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.11 ผลการเปรียบเทียบระยะเวลาการบิน

เปรียบเทียบเวลา		
รูปแบบ	ระยะเวลา (ชม.)	ร้อยละ
TSII	6.04	0.00%
V	7.07	16.93%
H	6.38	5.49%
Split	5.44	-10.06%

จากการวิเคราะห์ข้างต้น สามารถสรุปได้ว่าคานาร์ต V shape มีค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ ( $C_L/C_D$ ) มากกว่าแบบอื่นๆ คือ 17.42 มีผลทำให้ระยะเวลาทำการเพิ่มมากขึ้นถึงร้อยละ 16.93 หรือ 1 ชั่วโมง เมื่อเทียบกับ TSII ส่วนคานาร์ต H shape มีผลทำให้ระยะเวลาทำการบินมากกว่า TSII เล็กน้อยที่ร้อยละ 5.49 หรือประมาณ 30 นาที แต่คานาร์ต Split shape ระยะเวลาทำการบินมีค่าน้อยกว่า TSII ร้อยละ 10.06 หรือประมาณ 20 นาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5

### สรุปผลและข้อเสนอแนะ

#### 5.1 สรุปผล

งานวิจัยนี้ทำการศึกษาเพื่อเพิ่มระยะเวลาทำการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบมีหาง TSII ในช่วงบินทำภารกิจ โดยการแทนที่ชุดพวงหางเป็นแบบคานาร์ด และทำการวิเคราะห์อากาศพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ น้ำหนักและอัตราการใช้เชื้อเพลิงเบื้องต้น จากการวิเคราะห์รูปแบบของอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ดทั้ง 3 แบบ คือ V shape, H shape และ Split shape พบว่าอากาศยานไร้คนขับที่มีคานาร์ด V shape มีประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ดีที่สุดส่งผลให้น้ำหนักรวมเบื้องต้นน้อยที่สุด และมีผลทำให้ระยะเวลาบินนานขึ้น จากผลการวิจัยสามารถสรุปได้ว่าอากาศยานไร้คนขับ TSII สามารถเพิ่มระยะเวลาทำการบินได้โดยการแทนที่ชุดพวงหางด้วยการติดตั้ง Canard V shape ผลการวิจัยนี้ควรทำการศึกษาเรื่องเสถียรภาพและประสิทธิภาพในขั้นตอนถัดไป

#### 5.2 ข้อเสนอแนะ

5.2.1 ควรทำการศึกษาปัจจัยในการออกแบบคานาร์ดที่มีผลกระทบต่อค่าอากาศพลศาสตร์ อาจส่งผลให้ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์เพิ่มขึ้นได้

5.2.2 ควรทำการศึกษาเสถียรภาพของอากาศยานแบบคานาร์ดแต่ละแบบ เพื่อมีผลกระทบต่อการบังคับควบคุม

5.2.3 ควรทำศึกษาน้ำหนักที่แท้จริงของคานาร์ดและหางดิ่งที่ออกแบบ เพื่อให้ได้ค่าระยะเวลาการบินที่แม่นยำมากยิ่งขึ้น

## บรรณานุกรม

ศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีการบินและอวกาศ กองทัพอากาศ. 2562. โครงการพัฒนาเพิ่มประสิทธิภาพโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับขนาดกลาง

Ali Z. M., Kuntjoro W. and Wisnoe W. 2012. "The Effect of Canard to the Aerodynamic Behavior of Blended Wing Body Aircraft" **Applied Mechanics and Materials**. (225) : 38-42

Anderson, J.D. 2005. **Fundamental of Aerodynamics**. 4<sup>th</sup> ed. Singapore: Mcgraw Hill

Blair, B.G. and Linwood, W.M. 1973. "Canard-Wing Lift Interference Related to Maneuvering Aircraft at Subsonic Speeds." **NASA TM X-2897**.

Coiro, D.P. and Nicolosi, F. 2002. "Design of a Three Surfaces R/C Aircraft Model" **Acta Polytechnica**. 42(1) : 44-52

Desai, S.S. 2003. "Relative Role of Computational Fluid Dynamics and Wind Tunnel Testing in the Development of Aircraft" **Current Science**. Vol 84. India

Favier, D. 2010. "The Role of Wind Tunnel Experiment in CFD Validation" **Encyclopedia of Aerospace Engineering**. John Wiley & Sons.

Fielding, J.P. 1999. **Introduction to Aircraft Design**. Cambridge: Cambridge University Press

Gundlach J. 2014. **Design Unmanned Aircraft Systems**. 2<sup>nd</sup> ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Gudmundsson, S. 2013. **General Aviation Aircraft Design**. Oxford : Butterworth Heinemann

Kumar, N. and Kumar, G. 2018. "Conceptual Design of UAV at Low Reynolds Number and High Payload Lifting Canard" 11(7) : ISSN 2278-0181

Mayer, J.E. 2017. "State of the Art of Airworthiness Certification" STO-MP-AVT-273

Mochizuki, S. and Yamada, G. 2017. "Aerodynamic Characteristics and Flow Field of Delta Wings with the Canard" **MATEC Web of Conferences**. 2018

Rasmussen, M.L. 1959. "The Effect of a Canard Surface on the Total Lift of an Unswept Wing in Subsonic Flow" Master of Science, Oregon State College.

เอกสารนี้เป็น Raymer, D.P. 2012. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 3<sup>rd</sup>, 5<sup>th</sup> ed. การค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้ง Washington D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics. การนำไปใช้

Roskam, J. 1997. **Airplane Design**. Kansas : DAR corporation.

SolidWorks Corporation. 2018. "Fluid Flow Analysis".

Wells, P.D. Horvath, B.L. and Mccullers L.A. 2017. "The Flight Optimization System Weights Estimation Method" NASA/TM-2017-219627. Volume I



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาคผนวก ก  
การเปลี่ยนหน่วย Imperial System เป็น SI System

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ ก.1 การเปลี่ยนหน่วย

Quantity	English unit	Symbol	Metric equivalent	Reciprocal
Length	1 foot	ft	30.48 cm	0.0328084
	1 inch	in.	25.4 mm	0.0393701
Area	1 square foot	ft <sup>2</sup>	$9.29030 \times 10^2 \text{ cm}^2$	$0.0107639 \times 10^{-2}$
	1 square inch	in. <sup>2</sup>	$6.4516 \times 10^2 \text{ mm}^2$	$0.155000 \times 10^{-2}$
Volume	1 cubic foot	ft <sup>3</sup>	0.0283168 m <sup>3</sup>	35.3147
Mass	1 pound (avdp)	lb	0.45359237 kg	2.20462
Density	1 pound per cubic foot	lb/ft <sup>3</sup>	16.0185 kg/m <sup>3</sup>	0.062428
Velocity	1 foot per second	ft/s	0.3048 m/s	3.28084
Force	1 poundal	pdl	0.138255 N	7.23301
Work, energy	1 foot-poundal	ft pdl	0.0421401 J	23.7304
Power	1 horsepower	hp	745.7 W	0.00134102
Temperature	degree F	°F	$5(t - 32)/9^\circ\text{C}$	—



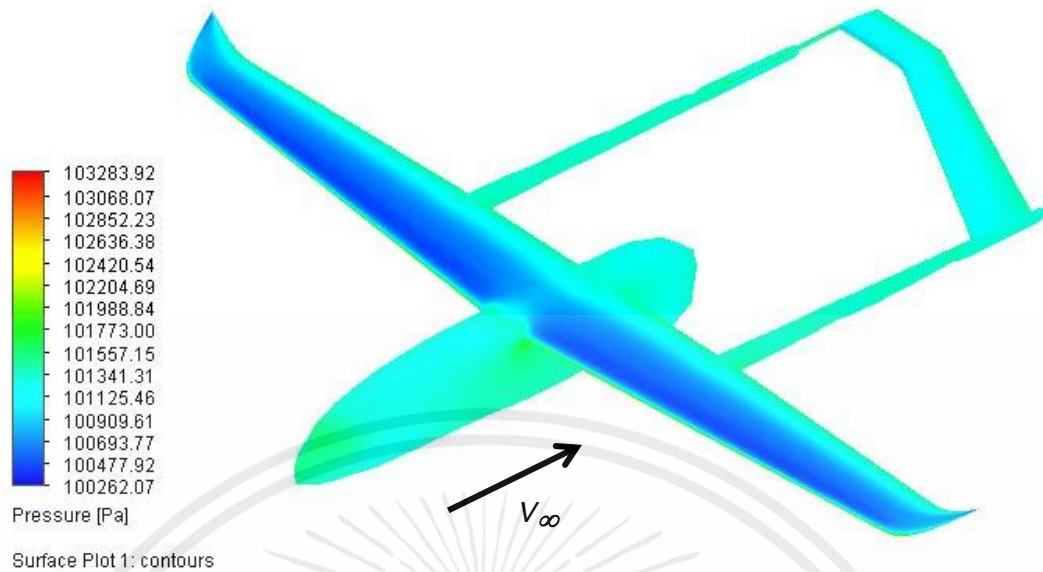
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



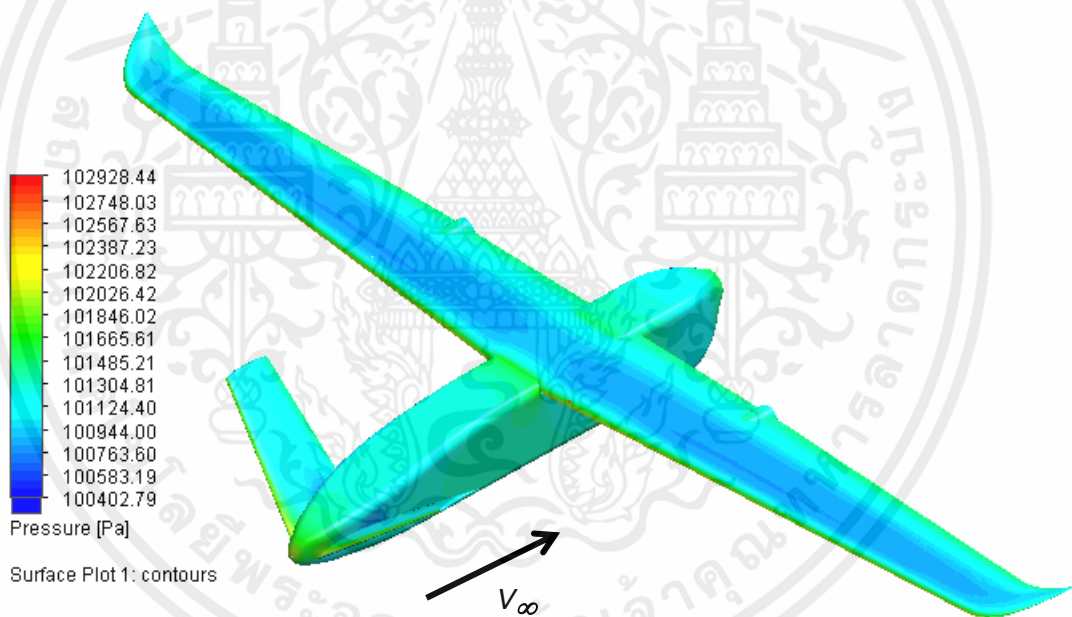
ภาคผนวก ข

คอนทัวร์ความดันบนผิวของอากาศยานที่ทำการจำลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

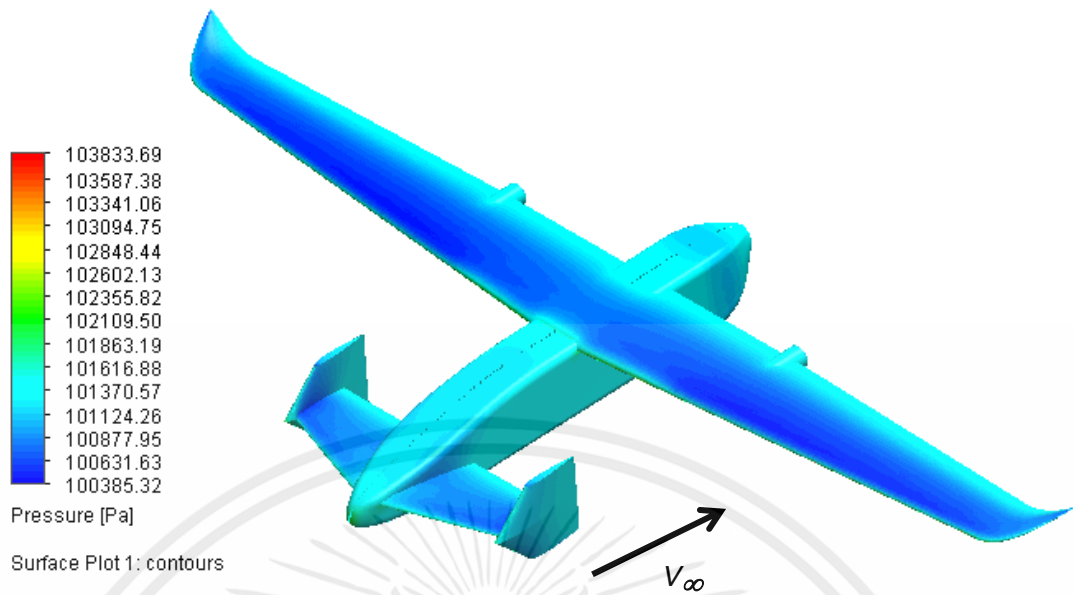


รูปที่ ข.1 คอนทัวร์ความดันบนผิวของ TSII

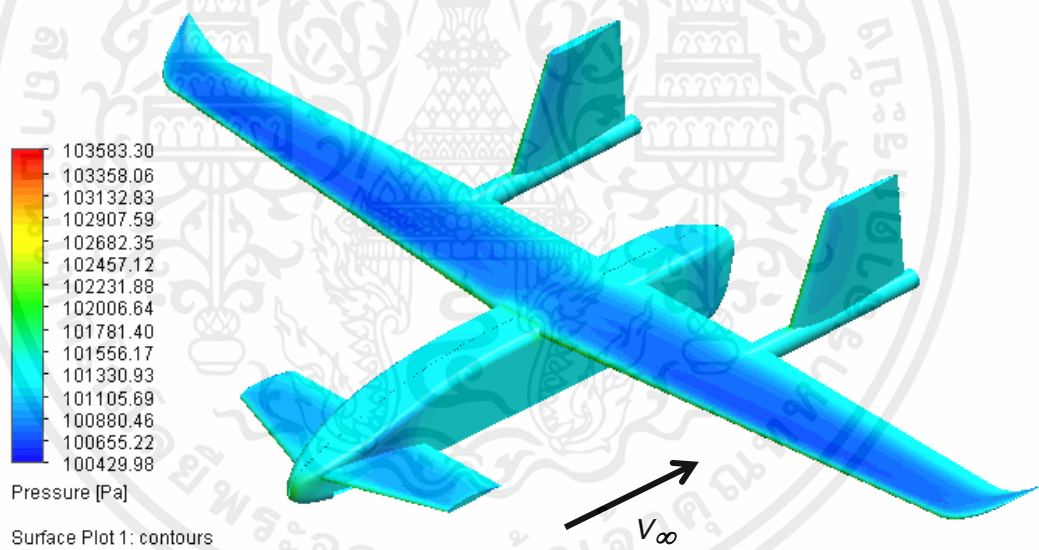


รูปที่ ข.2 คอนทัวร์ความดันบนผิวของ Canard V shape

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ ข.3 คอนทัวร์ความดันบนผิวของ Canard H shape



รูปที่ ข.4 คอนทัวร์ความดันบนผิวของ Canard Split shape

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ประวัติผู้เขียน

ชื่อนามสกุล เรืออากาศเอกเจษฎา ชมดารา  
 วัน เดือน ปีเกิด 19 มีนาคม พ.ศ. 2530  
 ที่อยู่ 5/43 ถนนบางกรวย-ไทรน้อย 26 ตำบลวัดชลอ อำเภอบางกรวย  
 จังหวัดนนทบุรี 11130

### ประวัติการศึกษา

พ.ศ. 2555 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมอากาศยาน  
 Republic of Korea Air Force Academy

### ประสบการณ์การทำงานและงานวิจัย

พ.ศ. 2555 – ปัจจุบัน ตำแหน่งนายทหารระบบอากาศยานและเครื่องบินเป่าอากาศ  
 กองสนับสนุนการวิจัยอากาศยาน  
 ศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์เทคโนโลยีการบินและอวกาศ กองทัพอากาศ  
 พ.ศ. 2560 โครงการวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับแบบไร้หางต้นแบบขนาดเล็ก  
 เพื่อปฏิบัติการกิจในทางยุทธวิธี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้