



รายงานวิจัยฉบับสมบูรณ์

โครงการอากาศยานพลศาสตร์และการออกแบบอากาศยานไร้คน  
ขนาดเล็กแบบ Multi-Mission

โดย ผศ.ดร.ชินภัทร ทิพโยภาส

พฤศจิกายน พ.ศ. 2558

สัญญาเลขที่ MRG5580235

## รายงานวิจัยฉบับสมบูรณ์

# โครงการ อากาศพลศาสตร์และการออกแบบอากาศยานไร้คน ขนาดเล็กแบบ Multi-Mission

ผศ.ดร.ชินภัทร ทิพย์โยภาส

ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

สนับสนุนโดยสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย

(ความเห็นในรายงานนี้เป็นของผู้วิจัย สกว.ไม่จำเป็นต้องเห็นด้วยเสมอไป)

## คำนำ

ตามที่สำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย สำนักงานคณะกรรมการอุดมศึกษาและมหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ได้ส่งเสริมให้เกิดงานวิจัยขึ้นกับบุคลากรของประเทศโดยได้ให้ทุนวิจัยกับนักวิจัยรุ่นต่างๆอย่างต่อเนื่อง งานวิจัยโครงการอวกาศพลศาสตร์และการออกแบบอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบ Multi-Mission นี้เป็นงานวิจัยหนึ่งภายใต้ทุนพัฒนานักวิจัยรุ่นใหม่ โดยมีจุดประสงค์หลักเพื่อเริ่มศึกษาและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่มีประสิทธิภาพและสามารถประกอบภารกิจหลายอย่างได้ โดยงานวิจัยนี้ได้ศึกษาผลกระทบและอิทธิพลทางอวกาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัดในอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก โดยรูปแบบที่ศึกษามี 2 ลักษณะคือแบบที่มีใบพัดด้านหน้าปีกและแบบที่มีใบพัดอยู่ด้านหลังปีก นอกจากผลการศึกษาทางวิชาการที่สามารถนำไปต่อยอดในอนาคตในการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กต่อไปแล้ว งานวิจัยนี้ยังสร้างความร่วมมือในการวิจัยระหว่างนักวิจัยของประเทศไทยและนักวิจัยของประเทศฝรั่งเศส ซึ่งจะช่วยในการพัฒนาวิจัยต่างๆที่จะเกิดขึ้นต่อไปในอนาคต

ทั้งนี้ด้วยข้อจำกัดบางประการจึงอาจทำให้ผลวิจัยนั้นยังไม่สามารถถูกนำไปพัฒนาต่อเป็นอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่นำไปประกอบภารกิจจริงได้ในวันนี้ แต่ผู้จัดทำหวังว่าข้อมูลนี้หรือบางส่วนของรายงานจะเป็นประโยชน์ในการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กใช้ภายในประเทศ เช่นภารกิจใน 3 จังหวัดชายแดนภาคใต้ต่อไป

ผู้จัดทำ

## สารบัญ

|                                                                                                                                                         |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| สารบัญ.....                                                                                                                                             | 4  |
| สารบัญภาพ .....                                                                                                                                         | 7  |
| สารบัญตาราง.....                                                                                                                                        | 9  |
| 1 บทนำ.....                                                                                                                                             | 10 |
| 1.1. วัตถุประสงค์.....                                                                                                                                  | 13 |
| 1.2. ขอบเขตของงานวิจัย.....                                                                                                                             | 13 |
| 2 ผลกระทบทางอากาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัด .....                                                                                                           | 15 |
| 3 อุปกรณ์และวิธีการ.....                                                                                                                                | 28 |
| การวิจัยอากาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัดในงานนี้ใช้วิธีการวิจัย 2 แบบคือ การทดลองและ<br>การวิเคราะห์คำนวณเชิงตัวเลข โดยอุปกรณ์ที่ใช้ในการวิจัยมีดังนี้ ..... | 28 |
| 3.1. อุปกรณ์ในการทดลอง.....                                                                                                                             | 28 |
| 3.1.1. อุโมงค์ลม .....                                                                                                                                  | 28 |
| 3.1.2. ชุดวัดค่า .....                                                                                                                                  | 28 |
| 3.1.3. แบบจำลอง.....                                                                                                                                    | 30 |
| 3.2. วิธีการทดลองด้วยอุโมงค์ลม.....                                                                                                                     | 35 |
| 3.3. ผลการสอบเทียบการวัด (CALIBRATION).....                                                                                                             | 42 |
| 3.4. การแก้ค่าจากผลกระทบจากกำแพงของอุโมงค์ลม (WALL CORRECTION EFFECT) ...                                                                               | 42 |
| 3.5. การหาส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน .....                                                                                                                    | 43 |
| 3.6. การทดสอบซ้ำ .....                                                                                                                                  | 44 |
| 3.7. ผลการทดลองกับ LIFTING LINE THEORY .....                                                                                                            | 44 |
| 3.8. วิธีการศึกษาด้วยวิธีเชิงคำนวณ.....                                                                                                                 | 45 |
| 3.9. การเลือก TURBULENT MODEL และการไหลตัวของ MESH ในการคำนวณด้วย CFD.                                                                                  | 46 |
| 4 ผลการทดลองด้วยอุโมงค์ลม .....                                                                                                                         | 50 |
| 4.1. ปีก (WING) .....                                                                                                                                   | 50 |
| 4.2. ใบพัด (PROPELLER).....                                                                                                                             | 51 |
| 4.3. ปีกติดใบพัดด้านหน้า (TRACTOR).....                                                                                                                 | 52 |

|                                                                                           |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| 4.4. ปีกแยกใบพัดด้านหน้า (SEPARATED WING AND PROPELLER IN TRACTOR CONFIGURATION).....     | 52 |
| 4.5. ปีกติดใบพัดด้านหลัง(PUSHER) .....                                                    | 53 |
| 4.6. ปีกแยกใบพัดด้านหลัง (SEPARATED WING AND PROPELLER IN PUSHER CONFIGURATION).....      | 53 |
| 4.7. ปีกและผลกระทบจากใบพัดของ TRACTOR (WING AND PROPELLER WASH EFFECT OF TRACTOR) .....   | 64 |
| 4.8. ปีกและผลกระทบจากใบพัดของPUSHER (WING AND PROPELLER WASH EFFECT OF PUSHER).....       | 67 |
| 4.9. การทำนายมุมร่วงหล่นของปีกติดใบพัด .....                                              | 70 |
| 4.10. ผลการทำนายค่าอากาศพลศาสตร์.....                                                     | 71 |
| 4.11. TRACTOR กับPUSHER.....                                                              | 72 |
| 5 ผลการคำนวณเชิงตัวเลข .....                                                              | 74 |
| 5.1. การกำหนดสภาวะให้กับใบพัด .....                                                       | 74 |
| 5.2. ACTUATOR DISK และ ACTUATOR VOLUME.....                                               | 75 |
| 5.3. การวิเคราะห์ผลกระทบของปีกต่อใบพัด (WING WASH EFFECT TO PROPELLER).....               | 75 |
| 5.4. การวิเคราะห์PRESSURE-JUMP (ANALYSIS OF PRESSURE-JUMP).....                           | 78 |
| 5.5. การวิเคราะห์ผลกระทบของใบพัดต่อปีก (PROPELLER WASH EFFECT TO WING).....               | 79 |
| 5.5.1. การกระจายตัวของความดันบนพื้นที่ปีก (Pressure Distribution on Wing Surface).....    | 79 |
| 5.5.2. ลักษณะการเคลื่อนตัวของความเร็วอากาศบนปีก (Magnitude Velocity on Wing Surface)..... | 80 |
| 5.6. กระแสอากาศที่ปลายปีก(WING-TIP VORTEX) .....                                          | 82 |
| 5.7. โครงสร้างของอากาศเมื่อเปิดใบพัด (FLOW STRUCTURE FOR THE PROP-ON).....                | 83 |
| 5.8. ผลของใบพัดการหมุนขึ้นและลง (BLADE UP AND DOWN EFFECT) .....                          | 85 |
| 5.9. ลักษณะการไหลของอากาศบนผิวปีก(SKIN FRICTION STREAMLINE).....                          | 86 |
| 6 สรุป .....                                                                              | 92 |
| 7 กิตติกรรมประกาศ .....                                                                   | 95 |

|                                                               |    |
|---------------------------------------------------------------|----|
| 8 เอกสารอ้างอิง.....                                          | 95 |
| ภาคผนวก .....                                                 | 97 |
| อุปกรณ์และเครื่องมือที่ใช้ในงานออกแบบทดสอบอากาศพลศาสตร์ ..... | 97 |
| ผลการทดลองอื่นๆ.....                                          | 98 |

## สารบัญภาพ

|           |                                                                                                               |    |
|-----------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| รูปที่ 2  | อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก MINI VERTIGO จาก ARIZONA UNIVERSITY และ MAVION จาก ISAE .....                        | 12 |
| รูปที่ 3  | อิทธิพลของการเพิ่มมุมปะทะต่อลักษณะอากาศที่ไหลผ่านปีกเมื่อ (A) ไม่มีใบพัด, (B) มีใบพัด .....                   | 16 |
| รูปที่ 4  | ตำแหน่ง TRANSITION POINT จากการจำลองการไหลในการทดลองโมเดลแบบ TRACTOR, CATALANO (2004) .....                   | 18 |
| รูปที่ 5  | การกระจายตัวของความดัน ที่จุด CENTER LINE ของปีกของโมเดลแบบ PUSHER .....                                      | 18 |
| รูปที่ 6  | ผลกระทบของใบพัดกับจุดแยกไหลของอากาศในชั้นชิดผิว (SEPARATION POINT) , 14 องศา .....                            | 19 |
| รูปที่ 7  | โมเดลเครื่องบินของ VELDHUIS แบบ 2 ใบพัด, VELDHUIS (2005) .....                                                | 20 |
| รูปที่ 8  | เส้นทางเดินอากาศ PATH LINE โดยโปรแกรม FLUENT .....                                                            | 20 |
| รูปที่ 9  | ความดันที่เปลี่ยนไปจากอิทธิพลของใบพัด ตลอดความยาวปีก 50% ของความยาวเส้นขยา โดยการทดลอง, VELDHUIS (2005) ..... | 21 |
| รูปที่ 10 | มุมปะทะที่ปีกเห็นจริงเมื่อเครื่องบิน VERTIGO ปรับมุมปะทะ โดยการคำนวณ .....                                    | 22 |
| รูปที่ 11 | รูปแบบและขนาดของ PUSHER-PROPELLER MAV, SUNGIN AND JON (2010) .....                                            | 22 |
| รูปที่ 12 | ACTUATOR DISK (A) การกำหนด BOUNDARY CONDITION (B) การกระจายตัวของความดัน .....                                | 23 |
| รูปที่ 13 | OIL FLOW PATTERN บนผิวปีกบนของ MAV, CHOI, S. AND J. AHH (2010) .....                                          | 23 |
| รูปที่ 14 | รูปแบบแรงต้านที่เกิดขึ้นที่มุมปะทะต่างๆ .....                                                                 | 24 |
| รูปที่ 15 | อากาศยานของ MIPTEAM และการจำลอง CFD, AGEEV (2011) .....                                                       | 25 |
| รูปที่ 16 | $C_L$ เทียบกับ AOA ของเครื่องบินโดย MIPTEAM .....                                                             | 25 |
| รูปที่ 17 | การกระจายตัวความดันบนผิวปีก และ SHEAR STRESS STREAMLINES ที่มุมปะทะ .....                                     | 26 |
| รูปที่ 18 | (A) ลักษณะกายภาพของเครื่องบิน MAV ของ AGREEV (B) L/D ของปีกที่มีใบพัดเทียบกับไม่มีใบพัด .....                 | 27 |
| รูปที่ 19 | WING-TIP VORTEX ของ MAV ที่มุมปะทะต่างๆ .....                                                                 | 27 |

|           |                                                                                               |    |
|-----------|-----------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| รูปที่ 20 | 3-D VORTEX TOPOLOGY (A) ใบพัดอย่างเดี่ยว (B) (C) ปีกและใบพัด, DENG <i>ET AL.</i> (2012) ..... | 27 |
| รูปที่ 21 | อุโมงค์ลมความเร็วต่ำระบบปิด (CLOSE-LOOP SUBSONIC WIND TUNNEL) .....                           | 28 |
| รูปที่ 22 | ชุดวัดค่าอากาศพลศาสตร์ 3 แกน .....                                                            | 29 |
| รูปที่ 23 | เครื่องวัดอุณหภูมิและความดันอากาศ และ PITOT TUBE .....                                        | 29 |
| รูปที่ 24 | อุปกรณ์ DATA ACQUISITION .....                                                                | 30 |
| รูปที่ 74 | ผังอุโมงค์ลม .....                                                                            | 97 |
| รูปที่ 75 | FORCE BALANCE และ ระบบปรับมุมปะทะ .....                                                       | 98 |

## สารบัญตาราง

|         |                                                                                                                                                                    |    |
|---------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| ตาราง 1 | ข้อมูลชุดขับเคลื่อนที่ใช้.....                                                                                                                                     | 31 |
| ตาราง 2 | การเทียบค่าความเร็วและอัตราการหมุนเป็นค่าไร้หน่วย.....                                                                                                             | 50 |
| ตาราง 3 | การเปรียบเทียบความเร็วในแนวแกนของ AV (AXIAL VELOCITY) กรณี A) ไม่มีปีก B) มีปีกข้างหลังโดยมีมุมปะทะ $0^\circ$ และ C) มีปีกข้างหลังโดยมีมุมปะทะ $60^\circ$ .....    | 76 |
| ตาราง 4 | การเปรียบเทียบความเร็วในแนวรัศมีของ AV (RADIAL VELOCITY) กรณี A) ไม่มีปีก B) มีปีกข้างหลังโดยมีมุมปะทะ $0^\circ$ และ C) มีปีกข้างหลังโดยมีมุมปะทะ $60^\circ$ ..... | 77 |

## 1 บทนำ

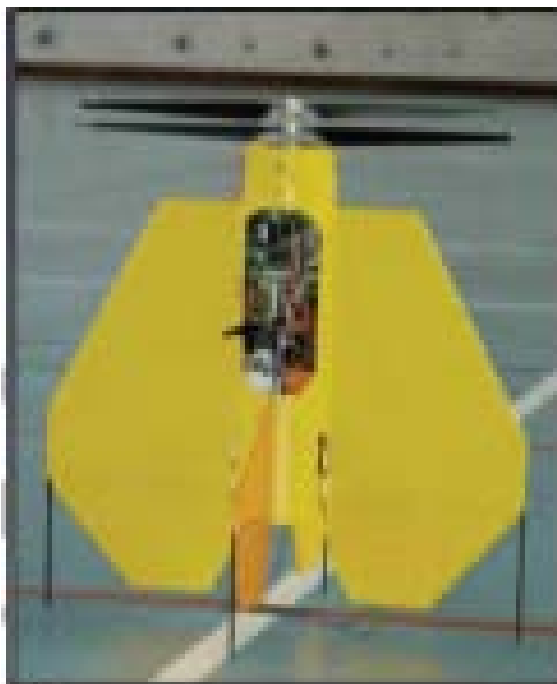
ปัจจุบันได้มีการนำอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Air Vehicles: UAVs) มาใช้ในการกิจต่างๆ มากมาย ทั้งทางทหารซึ่งใช้ในการบินสอดแนม บินสำรวจ หรือแม้กระทั่งบินติดอาวุธ ด้านพลเรือนก็ได้มีการนำอากาศยานไร้คนขับเข้ามาช่วยในการประกอบกิจการต่างๆ มากขึ้น เช่นการบินถ่ายภาพทางอากาศ การบินทำแผนที่ อากาศยานไร้คนขับนั้นมีหลายขนาดด้วยกัน ตั้งแต่ขนาดใหญ่ที่สามารถบรรทุกสิ่งของขนาดใหญ่ได้จนกระทั่งขนาดเล็กประมาณ 15 – 30 ซม. ที่เรียกว่า Micro Air Vehicle หรือ MAV โดย MAV นี้สามารถถูกแบ่งตามลักษณะการบินได้เป็น 3 ประเภทอันได้แก่ประเภทปีกตรึง ประเภทปีกหมุน และประเภทปีกกระพือ ซึ่งแต่ละแบบนั้นมีข้อดีและข้อด้อยดังต่อไปนี้

อากาศยานไร้คนขนาดเล็กประเภทปีกตรึง (Fixed Wing MAV) เป็นอากาศยานรูปแบบที่มีปีกยึดติดกับที่ เช่นเครื่องบินที่พบเห็นทั่วไป แรงยกจะเกิดได้จากการเคลื่อนที่ไปด้านหลังของอากาศยานผ่านอากาศทำให้ปีกสามารถสร้างแรงยกขึ้น หากไม่มีการเคลื่อนที่ไปด้านหลังก็จะไม่เกิดแรงยกตัวนี้ ดังนั้นอากาศยานประเภทนี้จะมีส่วนขับเคลื่อนจากใบพัดติดตั้งอยู่ในแนวแกนลำตัว ทำหน้าที่สร้างแรงขับเคลื่อนให้อากาศยานเองเคลื่อนที่ไปด้านหลังก่อน ดังนั้นข้อจำกัดของอากาศยานประเภทนี้คือต้องบินด้วยความเร็วสูง (เมื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานอีก 2 ประเภท) แต่ทั้งนี้อากาศยานประเภทนี้ใช้พลังงานที่น้อยกว่าประเภทปีกหมุนจึงมีระยะเวลาการบินที่ยาวนานกว่า เหมาะสำหรับการปฏิบัติงานในพื้นที่กว้าง ครอบคลุมขนาดใหญ่

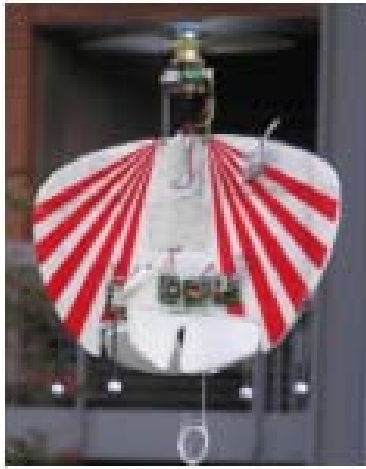
อากาศยานไร้คนขับประเภทปีกหมุน (Rotary Wing MAV) เป็นอากาศยานที่มีปีกขนาดใหญ่หมุนบนตัวอากาศยานหรือที่เรียกกันว่าใบพัดหรือ main rotor ในเฮลิคอปเตอร์นั่นเอง แรงยกตัวนี้เกิดขึ้นจากแรงยกที่เกิดจากการหมุนของใบพัด ดังนั้นอากาศยานแบบนี้จึงสามารถลอยตัวได้โดยไม่ต้องมีการเคลื่อนที่แต่ทั้งนี้เนื่องจากแรงยกตัวมาจากใบพัดทั้งหมดจึงใช้พลังงานมาก มีระยะเวลาการบินน้อยและความเร็วในการบินต่ำ ภารกิจที่เหมาะสมจึงเป็นภารกิจที่ต้องการบินในพื้นที่จำกัด ต้องการเฝ้าจุดเป้าหมายเป็นระยะเวลานาน

อากาศยานประเภทปีกกระพือ (Flapping Wing MAV) เป็นการเลียนแบบการสร้างแรงยกจากสัตว์ปีก กล่าวคือมีการกระพือของปีกเพื่อสร้างแรงขับเคลื่อนและแรงยก ข้อดีของอากาศยานประเภทนี้คือการเลียนแบบธรรมชาติจึงเชื่อว่าจะสามารถพลางตัวได้ดี ไม่เป็นที่สังเกตของฝ่ายตรงข้ามและยังมีงานวิจัยบางส่วนอ้างว่าจะประหยัดพลังงานกว่าอากาศยานแบบปีกหมุน แต่ทั้งนี้ก็ยังไม่ชัดเจนมากนัก ข้อด้อยอีกประการของอากาศยานประเภทนี้คือทฤษฎีและความรู้ทางด้านนี้ยังไม่ชัดเจนมากนัก ยังคงอยู่ในขั้นตอนการพัฒนาโดยเฉพาะในต่างประเทศ

โดยจะพบว่าอากาศยานแต่ละประเภทที่กล่าวมานั้นมีข้อดีและข้อด้อยที่ต่างกัน เหมาะกับการทำภารกิจคนละประเภท อย่างก็ในการทำจริงบางลักษณะนั้นจำเป็นต้องใช้ความสามารถของการบินหลายแบบในการทำภารกิจให้สำเร็จด้วยความรวดเร็ว เช่นจำเป็นต้องถูกปล่อยออกจากพื้นที่จำกัด แล้วบินออกไปสำรวจในพื้นที่กว้างหรือบินออกไปสำรวจยังเป้าหมายที่อยู่ไกลออกไป และสุดท้ายบินกลับมามลงจอดในพื้นที่แคบ ยกตัวอย่างเช่นการนำอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กนี้ไปประจำการในพื้นที่จังหวัดชายแดนภาคใต้ที่มีป่าทึบปกพาดโดยทหารที่ลาดตระเวนเมื่อสงสัยบริเวณข้างหน้าแต่เสี่ยงต่อชีวิตหากเดินไปสำรวจด้วยตนเอง อากาศยานไร้คนจึงสามารถเข้ามาช่วยงานได้ แต่เนื่องจากต้นไม้สูงยากต่อการขึ้นลงของอากาศยานแบบปีกตรึงจึงจำเป็นต้องใช้การขึ้นลงแนวตั้ง ดังเช่นอากาศยานแบบปีกหมุน จากนั้นบินไปยังเป้าหมายหรือบินสำรวจบริเวณต่างๆ ได้อย่างมีประสิทธิภาพเป็นเวลานาน จะเห็นว่าจำเป็นต้องรวมข้อดีของอากาศยานแบบปีกตรึงในด้านการประหยัดพลังงานและความเร็วในการบิน บวกกับข้อดีของอากาศยานแบบปีกหมุนในด้านของการขึ้นลงในที่จำกัดและความสามารถในการบินลอยนิ่งหรือเคลื่อนที่ช้าๆ เข้าด้วยกัน ด้วยเหตุนี้จึงได้มีการพัฒนาอากาศยานประเภทหลายภารกิจ (Multi-Mission UAV) ขนาดความกว้างปีก 60 ซม. ที่ชื่อ VertiGo โดยสถาบัน ISAE (ENSAE/SupAero) ขึ้นมาในปี ค.ศ. 2007 ดังรูปที่ 1 และต่อมา University of Arizona และ ISAE ก็ได้มีการพัฒนาอากาศยานไร้คนแบบ Multi-Mission นี้ให้มีขนาดเล็กลงเหลือ 30 ซม. ดังรูปที่ 2



รูปที่ 1 อากาศยานไร้คนขับ Vertigo UAV



รูปที่ 2 อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก MiniVertigo จาก Arizona University และ MAVion จาก ISAE

อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กที่เป็นปีกบินเหล่านี้ได้ถูกออกแบบให้มีการบินขึ้นและลงทั้งในแนวดิ่งและแนวราบได้ (Vertical Take Off and Landing, VTOL) หรือมีการบินอยู่กับที่เพื่อสอดส่องเป้าหมาย (Hovering) อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กเหล่านี้จะเปลี่ยนท่าทางการบินจากแนวดิ่งเป็นแนวระดับ (หรือในทางตรงข้าม) โดยการเอียงทั้งตัว (Tilt-body) ขณะทำการบินโดยอาศัยโมเมนต์ที่เกิดขึ้นจากการปรับพื้นบังคับที่หางหรือชายหลังของปีก สังเกตได้ว่าอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กเหล่านี้จะมีอัตราส่วนของขนาดใบพัดต่อความกว้างของปีกที่สูง เพื่อให้ปีกได้รับอิทธิพลจากอากาศด้านหลังใบพัดเกือบทั้งหมดของพื้นที่ปีกและพื้นบังคับแม้กระทั่งบินลอยตัวหรือลอยนิ่งในอากาศก็ยังมีกระแสอากาศไหลผ่านปีกและพื้นบังคับนี้จึงทำให้สามารถควบคุมอากาศยานแบบนี้ได้โดยตลอด แต่ด้วยอากาศเหนียวมาจากใบพัดที่ปะทะบนปีกอยู่ตลอดเวลาบินลอยนิ่งนั้นทำให้มีแรงกดซึ่งเกิดจากแรงต้านของปีกได้ใบพัดเช่นกันจึงทำให้ต้องอาศัยพลังงานมากในการบินลอยนิ่ง ทั้งแรงที่จะต้องต้านแรงจากแรงโน้มถ่วงของมวลอากาศยานเองและแรงต้านอากาศที่เกิดขึ้นอีกด้วย ดังนั้นจะเห็นได้ว่าผลกระทบเหนียวของใบพัดและปีกนั้นมีความสำคัญต่อการออกแบบอากาศยานแบบนี้มาก ในการออกแบบเครื่องบินขนาดเล็กมีความจำเป็นต้องทราบค่าอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นของปีกเมื่อมีการติดตั้งใบพัดเข้าไป รวมถึงการวางตำแหน่งของใบพัดก็เป็นส่วนหนึ่งที่ต้องให้ความสำคัญเพราะจะมีผลต่อการควบคุมลักษณะอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นกับตัวของเครื่องบินเป็นอย่างมากโดยเฉพาะเครื่องบินขนาดเล็กแบบปีกบินที่มีอัตราส่วนของใบพัดเท่ากับขนาดของความกว้างของปีก ซึ่งปีกจะได้รับผลกระทบมาจากใบพัดอย่างมาก จึงเป็นที่มาของการทำงานวิจัยศึกษาในการประมาณค่าอากาศพลศาสตร์รวมถึงมูร่ว่งหล่นของ Tractor และ Pusher ที่

เกิดขึ้นจากปฏิกิริยาที่เกิดขึ้นระหว่างปีกและใบพัด โดยผลที่ได้จะช่วยในการออกแบบอากาศยานให้  
ง่ายขึ้นโดยไม่ต้องมีการทดสอบในอุโมงค์ลมทุกครั้ง

ในงานวิจัยนี้จึงมุ่งศึกษาเปรียบเทียบผลกระทบของอากาศเหนียวจากใบพัดบนปีกทั้งจาก  
แบบที่ติดใบพัดไว้ด้านหน้า (Tractor Configuration) และแบบที่ติดใบพัดไว้ด้านหลัง (Pusher  
Configuration) เพื่อลดแรงต้านอากาศดังกล่าว การวิจัยจะทำการทดลองในอุโมงค์ลมเพื่อวิเคราะห์  
แรงและโมเมนต์ที่เกิดขึ้น มีการจำลองการไหลของอากาศเพื่อให้ได้ข้อมูลมาอธิบายปรากฏการณ์  
ของอากาศที่เกิดขึ้นจากปฏิสัมพันธ์ระหว่างปีกและใบพัดให้มากขึ้นโดยใช้ระเบียบวิธี  
พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics, CFD) เพื่อความเข้าใจลักษณะ  
อากาศไหลผ่านปีกที่มีความซับซ้อน ปีกที่ใช้จะเป็นแผนอากาศแบบ NACA 0012 รูปร่างสี่เหลี่ยมที่  
มีขนาดความยาวเส้นขนานและความกว้างของปีก เท่ากับ 0.3 เมตร ระบบขับเคลื่อนเป็นระบบไฟฟ้า

### 1.1. วัตถุประสงค์

เพื่อศึกษาปฏิกิริยาทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นระหว่างปีกและใบพัด ในอากาศยานขนาดเล็ก โดยใบพัดตั้งอยู่ที่ด้านหน้าชายหน้าปีก และด้านหลังชายหลังปีกโดยผลที่ได้คือ

- 1.เสนอแนวทางในการประมาณค่าอากาศพลศาสตร์และมุมร่วงหล่นของปีกที่ได้รับผลกระทบจากใบพัด
2. เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกที่ได้รับผลกระทบจากใบพัดในปีกแบบ Tractor และ Pusher
3. จำลองการไหลของอากาศที่เกิดขึ้นจากปฏิกิริยาของปีกและใบพัด

### 1.2. ขอบเขตของงานวิจัย

การศึกษาอิทธิพลของตำแหน่งใบพัด อันเป็นปัจจัยหนึ่งที่ส่งผลต่อค่าทางอากาศพลศาสตร์ที่เปลี่ยนแปลงไป และเพื่อเสนอแนวทางในการติดตั้งที่เหมาะสม และส่งผลต่อสมรรถนะทางการบินอย่างสูงสุด เพื่อให้บรรลุวัตถุประสงค์ตามเป้าหมายจำเป็นต้องมีขอบเขตของงานวิจัยดังนี้

1. การศึกษาอิทธิพลของตำแหน่งใบพัดจะพิจารณาในย่านที่อากาศที่มีความเร็วต่ำ ไม่มีการอัดตัว (Incompressible Flow) ซึ่งความหนาแน่นของอากาศจะมีค่าคงที่ เลขมัคจะต่ำกว่า 0.3

2. การศึกษาเลือกใช้ปีกตรึงแบบสมมาตรที่มีแผนอากาศ แบบ NACA 0012 โดยไม่มีความโค้งตัวของปีก และมีความหนาอยู่ที่ 12 เปอร์เซ็นต์ของความยาวเส้นขนาน ซึ่งเป็นแผนอากาศพื้นฐานที่สุด และมีอัตราส่วนสมมาตรเท่ากับ 1 การเลือกใช้ปีกที่มีอัตราส่วนสมมาตรต่ำ (Low Aspect Ratio) เนื่องจากเป็นคุณสมบัติอย่างหนึ่งที่ปีกในลักษณะนี้สามารถเปิดมุมปะทะได้มากกว่า หรือมีมุมร่วงหล่น (Stall Angle) ที่มากกว่าปีกที่มีสมมาตรสูง ทำให้เครื่องบินสามารถเอียงตัวได้ที่มุมปะทะสูงๆ ส่งผลดีต่อการทำภารกิจได้มากกว่า ดังกล่าวมาแล้วว่าเครื่องบินต้องการปรับเปลี่ยนโหมดการบินจากแนวระดับไปในแนวดิ่งได้

3. ใบพัดที่ใช้เป็นใบพัด Graupner รุ่น Super Nylon และมอเตอร์ไฟฟ้าแบบ Brushless ยี่ห้อ ALBATROSS รุ่น 2215-1700 KV

4. จำนวนรอบของมอเตอร์ที่จะทำการศึกษาคำนึงถึงรอบสูงที่สุดและต่ำที่สุดที่มอเตอร์สามารถทำได้โดยไม่เป็นถึงขีดจำกัดการวัดของเครื่องมือวัดแรงและ โมเมนต์ และใบพัดจะสามารถให้แรงจุดเพียงพอที่จะเอาชนะแรงต้านจากปีกที่มีแผนอากาศแบบ NACA 0012 โดยรอบการหมุนของใบพัดที่เป็นไปได้คือ 4,000- 8,000 รอบต่อวินาที

5. ความเร็วของลมที่มาปะทะ จะทำการศึกษาความเร็วต่ำที่มีค่าความเร็ว ตั้งแต่ 0-14 เมตรต่อวินาที ในการทดลองความเร็วจะเพิ่มขึ้นจาก 0 6 10 และ 14 เมตรต่อวินาที ซึ่งมีค่า Reynolds Number เท่ากับ 129,000-300,000 หรือ Advance Ratio (J) เท่ากับ 0.225-0.7 ในกรณีที่มีใบพัด ซึ่งอยู่ในช่วงขอบเขตของความเร็วของเครื่องบินขนาดเล็กที่เรียกว่า MAV (Micro Aerial Vehicle)

6. ตำแหน่งติดตั้งใบพัดจะมีที่ 0.14 ของความยาวเส้นขนาน จากด้านหน้าและหลังของปีก โดยจุดศูนย์กลางของใบพัดอยู่ในระดับเดียวกับเส้นขนาน

7. โมเดลจะถูกปรับมุมปะทะตั้งแต่  $0^{\circ}$ - $90^{\circ}$  เพื่อศึกษาการบินตั้งแต่ในแนวระดับไปจนถึงการบินในแนวดิ่ง

8. ในการติดตั้งโมเดลในอุโมงค์ลมจำเป็นต้องมีเสาติดตั้งโมเดล ยื่นเข้าไปในอุโมงค์ด้วยการทดสอบเป็นความเร็วต่ำซึ่งมีสมมุติฐานว่าเสาดังกล่าวก็ไม่มีอิทธิพลมากนัก

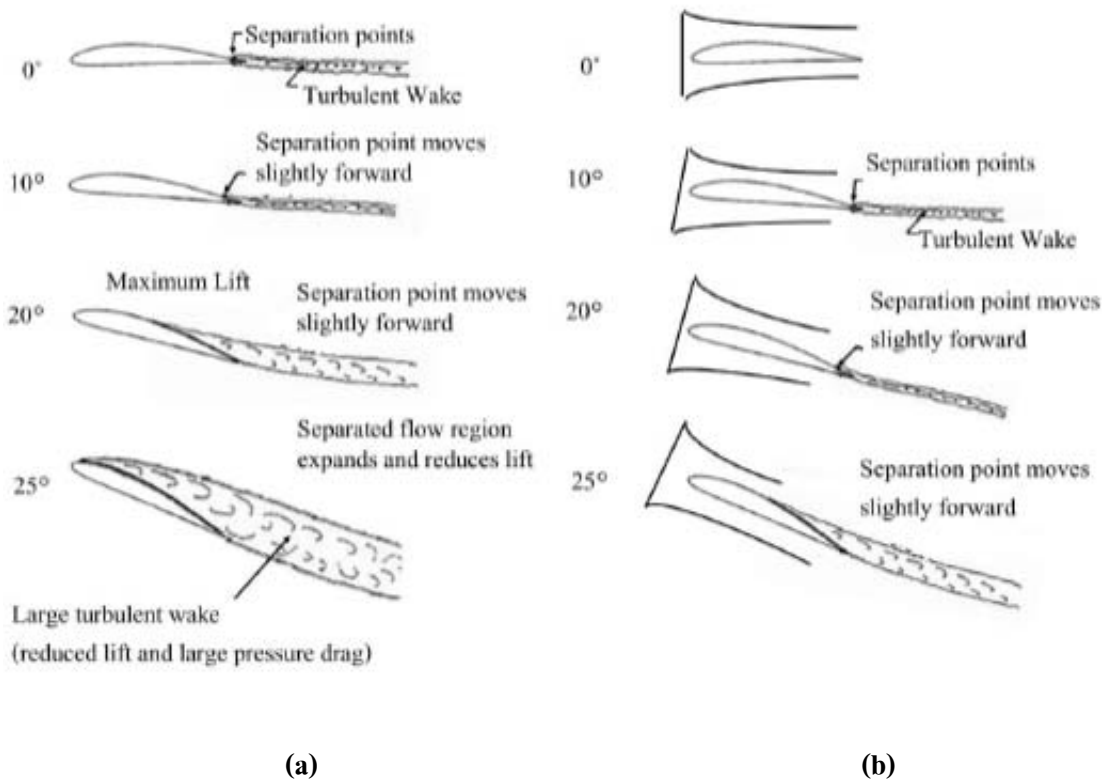
9. การจำลองการไหลด้วยโปรแกรมวิเคราะห์ผลทางอากาศพลศาสตร์ (CFD) กระทำในโมเดลแบบ Tractor เท่านั้นเนื่องจากข้อจำกัดของเวลา

10. ขนาดรูปร่างของปีก มอเตอร์ และใบพัดที่ใช้แสดงในหัวข้ออุปกรณ์และวิธีการ

## 2 ผลกระทบทางอากาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัด

เครื่องบินมีการออกแบบระบบขับเคลื่อนในตำแหน่งที่ต่างกันออกไป ซึ่งเป็นตำแหน่งที่เหมาะสมที่สุดสำหรับสภาพโดยรวมของรูปร่างเครื่องบินในแบบและภารกิจนั้นๆ ปัจจุบันนี้กลุ่มของอากาศยานไร้คนหรือเครื่องบินไร้คนขับขนาดเล็ก MAV หรือ Micro Air Vehicle ได้รับการพัฒนาอย่างมากและงานวิจัยชิ้นนี้เป็นงานวิจัยอีกชิ้นหนึ่งที่จะทำการศึกษาเครื่องบินขนาดเล็กนี้โดยจะทำการศึกษาเครื่องบินลักษณะแบบปีกบิน โดยการศึกษาปฏิกิริยาที่เกิดขึ้นระหว่างปีกและใบพัด ซึ่งตำแหน่งใบพัดจะวางตัวอยู่ 2 แบบ คือ ติดตั้งไว้หน้าชายหน้าปีก (Tractor) และแบบที่ติดตั้งไว้หลังปีก (Pusher) โดยในงานวิจัยที่จะทำการศึกษานี้เป็นเครื่องบินขนาดเล็กที่มีความสามารถในการบินขึ้นทั้งแนวราบและแนวตั้ง รวมถึงขณะทำการบิน กล่าวคือเครื่องบินที่ปรับมุมปะทะได้ถึง 90 องศา ซึ่งแน่นอนว่าด้วยความสามารถแบบนี้ย่อมทำการบินได้ดีขึ้นกว่าเครื่องบินทั่วไป อันเป็นคุณสมบัติพิเศษของเครื่องบินที่จะทำการศึกษา

หากพิจารณาอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นบนปีกของเครื่องบินประเภทหลายภารกิจที่มีขนาดของใบพัดใหญ่เมื่อเทียบกับความกว้างของปีก ดังนั้นจะพบว่าอากาศที่ไหลผ่านปีกส่วนใหญ่ได้รับอิทธิพลมาจากใบพัด ส่งผลให้ค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกเปลี่ยนไป จากตัวอย่างการศึกษาการเปลี่ยนแปลงของอากาศบริเวณชั้นขีดผิวของปีก ในภาพที่ 3(a) มุมปะทะใดๆ จะพบจุดแยกของชั้นขีดผิว หรือ Separation Point บนผิวปีกด้านบนอันเนื่องมาจากธรรมชาติการไหลของอากาศบนปีกเครื่องบินที่เกิดขึ้น แต่เมื่อมีการติดตั้งใบพัดบริเวณชายหน้าปีกดังภาพที่ 3(b) พบว่าจุดดังกล่าวหายไปหรือเลื่อนออกไปหลังของปีก หรือแม้แต่การเพิ่มมุมปะทะให้กับปีกที่ไม่มีใบพัดจะเห็นว่าจุดแยกของชั้นขีดผิว ค่อยๆ เลื่อนเข้ามาข้างหน้า แต่เมื่อติดตั้งใบพัดเข้าไป ใบพัดจะไปช่วยชะลอการเกิดขึ้นของจุดแยกของชั้นขีดผิว นั่นหมายความว่าใบพัดช่วยให้การไหลของอากาศไหลขีดผิวมากยิ่งขึ้นยาวออกไปตลอดความยาวของเส้นชยา (Chord) ใบพัดช่วยเลื่อนยังตำแหน่งของจุดเปลี่ยนแปลงการไหล (Transition point) จากราบเรียบไปเป็นปั่นป่วน ใบพัดช่วยควบคุมชั้นขีดผิวด้วยการหน่วงชั้นขีดผิวให้แยกตัวจากผิวของแผ่นอากาศช้าลง (Catalano, 2004) ผลกระทบที่เกิดขึ้นจากใบพัดดังกล่าว ทำให้ปีกมีแรงยกมากขึ้น ใบพัดมีแรงดูดเพิ่มมากขึ้น และมุมร่วงหล่น (Stall Angle) ถูกเลื่อนออกไป (Randall, 2012)



รูปที่ 3 อิทธิพลของการเพิ่มมุมปะทะต่อลักษณะอากาศที่ไหลผ่านปีกเมื่อ (a) ไม่มีใบพัด, (b) มีใบพัด

เนื่องจากเครื่องบินได้ถูกออกแบบให้มีความสามารถในการบินขึ้นและลงจอดทั้งในแนวราบและแนวตั้ง ขณะทำการบินก็สามารถเอียงตัวเองได้ ดังที่กล่าวมาข้างต้น จึงเป็นเหตุผลหนึ่งต้องอาศัยอากาศหลังใบพัดมาช่วยเลื่อนจุด Separation ให้ถอยห่างออกไปจากชายหน้าปีกและดึงชั้นขีดผิวให้เข้ามาใกล้ผิวปีกมากขึ้นโดยทำให้อากาศมีพลังงานมากขึ้นบริเวณชั้นขีดผิว ส่งผลให้เครื่องบินเปิดมุมปะทะได้มากขึ้นก่อนที่จะถึงมุมร่วงหล่น

ตำแหน่งการติดตั้งใบพัดก็มีความสำคัญต่ออากาศที่ไหลผ่านปีกเช่นกันตามเหตุผลที่กล่าวมาแล้ว ซึ่งถ้าหากแบ่งรูปแบบการติดตั้งใบพัดจะแบ่งได้ 2 แบบ คือ แบบที่ใบพัดวางอยู่ชายหน้าปีก (Tractor) และใบพัดตั้งอยู่ชายหลังปีก (Pusher) โดยอากาศที่ไหลผ่านปีกของทั้งสองแบบนี้ย่อมมีความแตกต่างกัน แบบ Tractor ลักษณะกายภาพของใบพัดจะไปขวางกระแสอากาศที่ผ่านปีกในทางกลับกันใบพัดแบบของ Pusher ก็จะได้รับผลกระทบจากปีก ดังนั้นหากเข้าใจปรากฏการณ์การไหลของอากาศที่เกิดขึ้น การวางตำแหน่งของใบพัดที่เหมาะสมก็จะดึงเอาสมรรถนะที่สูงของเครื่องบินมาใช้งานได้ ในที่นี้หมายถึงการชะลอหรือเลือกพฤติกรรมบางอย่างของกระแสอากาศที่ไหลผ่านปีกให้เกิดขึ้นมาได้ อาทิเช่นทำให้อากาศไหลกลับมาขีดผิวปีกให้มีความเร็วในชั้นขีดผิว เมื่อ

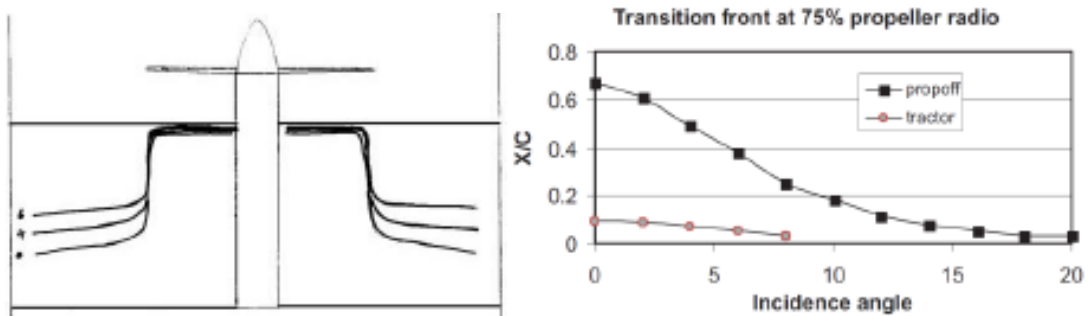
เปิดมุมปะทะสูงๆ หรืออีกนัยหนึ่งถ้าหากมีการวางตำแหน่งที่ไม่สมควรก็จะทำให้เครื่องบินมีค่า  
อากาศพลศาสตร์ที่ส่งผลในทางลบกว่าที่ควรจะได้รับ

ขณะที่เครื่องบินเปลี่ยนท่าทางการบิน (Transition Flight) อากาศที่ไหลผ่านจะมีความ  
ปั่นป่วน (Turbulent) ที่สูง และ Vortex ที่ข้างปีกก็เกิดขึ้นเช่นกัน จึงมีความจำเป็นที่ต้องอาศัย อากาศ  
ด้านหลังใบพัด (Prop wash) มาครอบคลุมพื้นที่ปีกทั้งหมด และเพื่อให้มั่นใจได้ว่า ปีกจะได้รับ  
อากาศด้านหลังใบพัดที่ถูกเพิ่มโมเมนตัม ดังนั้นขนาดของใบพัดต้องมีสัดส่วนเกือบเท่ากับ ความ  
กว้างของปีก (Span) สาเหตุที่ไม่ใช้ใบพัดที่เล็กกว่าปีกมากๆ เพราะต้องการให้อากาศไหลแนบชิด  
ปีกมากยิ่งขึ้น เครื่องบินมีแรงลุดที่เพียงพอ และปีกมีความเร็วเพิ่มมากขึ้น หากใบพัดใหญ่กว่าปีก  
มากอาจจะไม่ช่วยลด Vortex เพราะโดยธรรมชาติของอากาศหลังใบพัดจะมีการหมุนแบบ Swirl  
เกิดขึ้นและปีกจะไม่ได้รับอากาศที่ถูกเพิ่มโมเมนตัมโดยใบพัดทั้งหมด

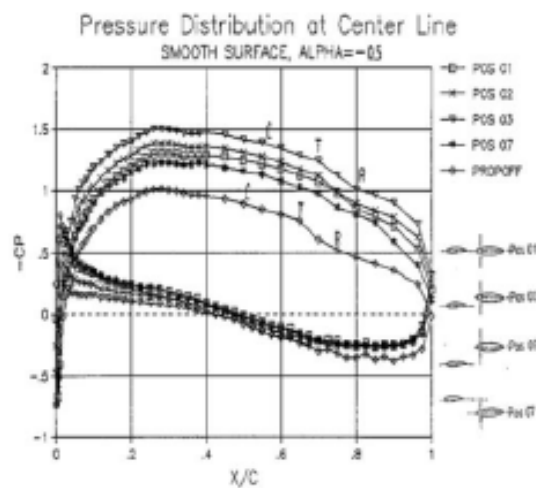
McCormick (1999) อธิบายอากาศพลศาสตร์ที่เปลี่ยนแปลงไปจากอิทธิพลของใบพัด อาทิ  
เช่น ปีกที่มีใบพัดอยู่ข้างหน้าชายหน้าปีกจะได้รับความเร็วแนวแกนที่เพิ่มขึ้น และเปลี่ยนทิศทางไป  
ทำให้มุมปะทะที่เกิดขึ้นจริงไม่เท่ากับมุมปะทะที่ปีกเครื่องบินกระทำจากอิทธิพลของอากาศ  
เนื่องจากการหมุนของใบพัดเพื่อสร้างแรงลุดให้กับปีกเครื่องบินนั้นจะสร้างความเร็วและมุมปะทะ  
ใหม่ให้กับปีก โดยใบพัดจะมีทิศทางความเร็ว 3 แบบ คือ ในแนวแกน (Axial Velocity), ความเร็ว  
ในแนวรัศมีของตัวใบพัด (Radial Velocity) และความเร็วในแนววงรอบของใบพัด (Tangential  
Velocity) อันส่งผลให้อากาศที่ไหลผ่านปีกเปลี่ยนแปลงไปเมื่อเทียบกับปีกที่ไม่มีใบพัด ทั้งยังส่งผล  
ต่อค่าแรงยกให้เพิ่มขึ้นและโมเมนต์ก็เปลี่ยนแปลงไปด้วยเช่นกัน

ในปี ค.ศ. 2004, Catalano ศึกษาปฏิสัมพันธ์ระหว่างปีกและใบพัดด้วยการทดสอบในอุโมงค์  
ลม ทั้งแบบ Pusher และ Tractor โดยมีการเลื่อนตำแหน่งใบพัดสูง กลาง ต่ำ จากเส้นชยาปีก และ  
ระยะใกล้ ระยะไกลจากชายปีก ทั้งนี้เพื่อศึกษาเพื่อหาตำแหน่งที่ของไหลเปลี่ยนจากราบเรียบไป  
เป็นปั่นป่วน หรือ Transition Point ที่เปลี่ยนไปหลังจาก มีใบพัดมาติดตั้ง ทั้งยังมีการศึกษาที่มุม  
ปะทะจาก  $-5^\circ$  ถึง  $20^\circ$  เพื่อให้เห็นการไหลของอากาศบนพื้นผิวปีกที่ชัดเจนได้มีการฉีดสารแนฟทา  
ลีน (Naphthalene) นอกจากนี้ Catalano ได้ศึกษาความเร็วที่เพิ่มขึ้นหลังใบพัดโดยใช้ Hot wire โดย  
ผลสรุปในของการศึกษาก็พบว่า ในกรณีของ Tractor จุดที่มีการเปลี่ยนแปลงการไหลแบบราบเรียบ  
ไปเป็นปั่นป่วนบนผิวปีกด้านบน เกิดเร็วขึ้นเนื่องจากอิทธิพลของอากาศด้านหลังใบพัดมีความ  
ปั่นป่วนอยู่ในตัวอยู่แล้วดังรูปที่ 4 ใน กรณีของ Pusher มีการศึกษาความดันสถิตบนพื้นผิวบนของ  
ปีกพบว่าลดลง ในขณะที่ผิวล่างอาจจะไม่มีความเปลี่ยนแปลงมากนักเมื่อมีใบพัดติดตั้งอยู่ อีกทั้งมี  
การเลื่อนตำแหน่งของใบพัด ให้อยู่สูงขึ้นไปจากแนวเส้นชยา 2 ระดับ คือ POS 02 และ POS 03  
โดยตำแหน่งสูงสุด (POS 03) จะ ให้ความดันผิวปีกบนลดน้อยที่สุดส่งผลให้ปีกสร้างแรงยกได้มาก

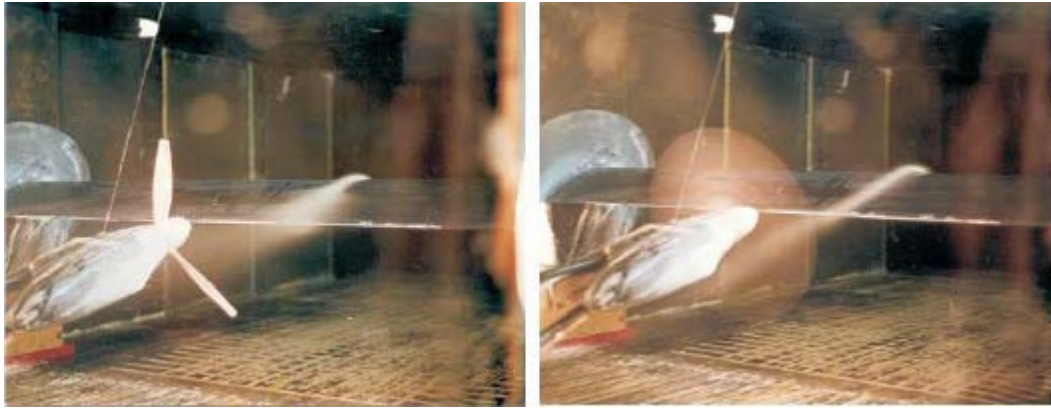
สุด ขณะที่การเลื่อนใบพัดต่ำกว่าเส้นขนาน POS 07 จะให้การกระจายตัวของความดันมากที่สุดส่งผลให้ปีกสร้างแรงยกได้น้อยที่สุด เมื่อเทียบกับตำแหน่งอื่นๆ เหตุผลเพราะใบพัดช่วยดึงอากาศกลับมาชิดผิวปีกบนได้น้อยกว่า อย่างไรก็ตามการที่มีใบพัดในตำแหน่งปกติ POS 01 หรือตำแหน่งที่เปลี่ยนไปก็ช่วยให้ปีกสร้างแรง ยกเพิ่มขึ้นมา และปีกจะมีความเร็วไหลผ่านที่เพิ่มขึ้นจากอิทธิพลของใบพัด นอกจากนี้มีการทดลองเพื่อยืนยันว่าใบพัดช่วยดึงอากาศให้กลับมาชิดผิวปีกมากยิ่งขึ้น



รูปที่ 4 ตำแหน่ง Transition Point จากการจำลองการไหลในการทดลองโมเดลแบบ Tractor, Catalano (2004)



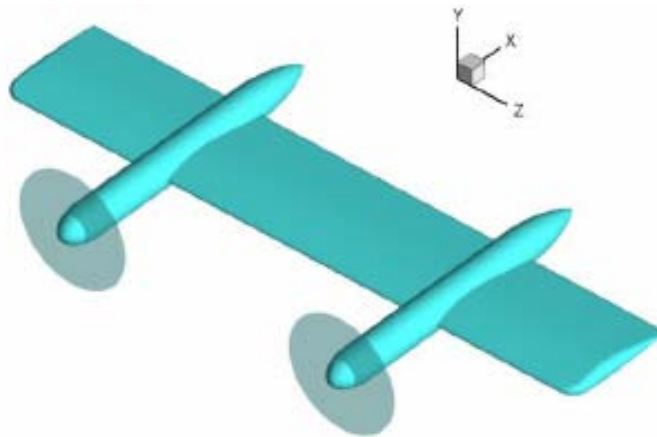
รูปที่ 5 การกระจายตัวของความดัน ที่จุด Center line ของปีกของโมเดลแบบ Pusher



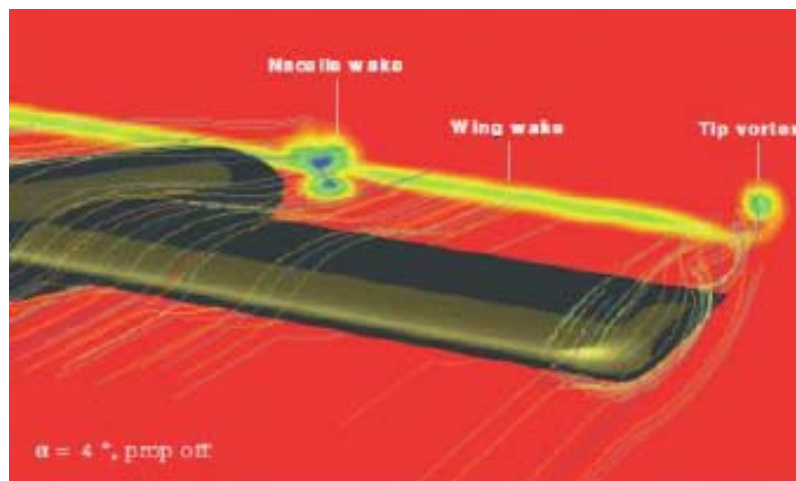
รูปที่ 6 ผลกระทบของใบพัดกับจุดแยกไหลของอากาศในชั้นชิดผิว (Separation Point) , 14 องศา

ต่อมาในปี ค.ศ. 2005 Veldhuis ใช้ระเบียบวิธีเชิงคำนวณเปรียบเทียบให้เห็นความแตกต่างของอากาศที่เกิดขึ้นก่อนและหลังติดตั้งใบพัดซึ่งโมเดลที่ใช้แสดงดังรูปที่ 7 เป็นปีกเครื่องบินชนิดปีกตรึงมีพัดใบอยู่ด้านหลังสองใบและมีส่วนยื่นสำหรับยึดใบพัด งานวิจัยนี้ได้ทำการศึกษาทิศทางการหมุนของใบพัดซึ่งมีทิศทางตามเข็มนาฬิกาเหมือนกัน ทวนเข็มนาฬิกาเหมือนกัน และหมุนในทิศทางที่ต่างกัน ซึ่งให้ผลทางอากาศพลศาสตร์ที่แตกต่างกันอย่างแน่นอน การหมุนวนของใบพัดที่ต่างกัน โดยด้านขวามือของเครื่องบินหมุนตามเข็มนาฬิกา และด้านซ้ายมือหมุนทวนเข็มนาฬิกาเมื่อมองจากด้านหน้าของเครื่องบิน จะช่วยลดปรากฏการณ์ของอากาศที่หมุนวนขึ้นมา หรือที่เรียกว่า Vortex อันเกิดมาจากผลต่างความดันของอากาศด้านบนและล่างของปีก ซึ่งสร้างแรงต้านกับเครื่องบินชนิดปีกตรึง

ในการศึกษาด้วยระเบียบวิธีเชิงคำนวณ Veldhuis ได้เสนอแนวคิดด้วยสามกระบวนการ คือ Vortex Lattice Method (VLM), Panel Method, และ Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation (RANS) โดยงานวิจัยนี้ได้ใช้ระเบียบวิธีเชิงคำนวณ Vortex Lattice และ Panel Method มาใช้หาค่าอากาศพลศาสตร์ของแต่ละหน้าตัดของใบพัดที่มีรูปร่างคล้ายกับแพนอากาศ ร่วมกับ BEMT หรือ Blade Element Momentum Theory ทำให้ทราบสถานะความดันกระโดด หรือ Pressure Jump ของใบพัด ซึ่งจะนำไปใช้กำหนด Boundary Condition ให้กับ Actuator Disk ของการศึกษาปรากฏการณ์ทางอากาศที่เกิดขึ้นจากปฏิสัมพันธ์ของปีกและใบพัดด้วยระเบียบวิธีการคำนวณด้วยสมการของ Navier-Stokes Equation ต่อไป ซึ่งวิธีการนี้จะช่วยให้เห็นภาพของอากาศที่ชัดเจน และง่ายต่อการวิเคราะห์ ทั้งยังเป็นสมการที่ครอบคลุมการคำนวณพฤติกรรมของอากาศที่เกิดขึ้นทั้งหมด โดยอาศัยโปรแกรมคำนวณ Fluent มาช่วยในการหาคำตอบ ดังตัวอย่างจากงานวิจัยของ Veldhuis ในรูปที่ 8 เป็นการเส้นทางเดินของอากาศไหลผ่านปีกไม่มีใบพัด ซึ่งมองเห็นการไหลของอากาศและมี Wing Tip Vortex ที่ปลายปีกเกิดขึ้น

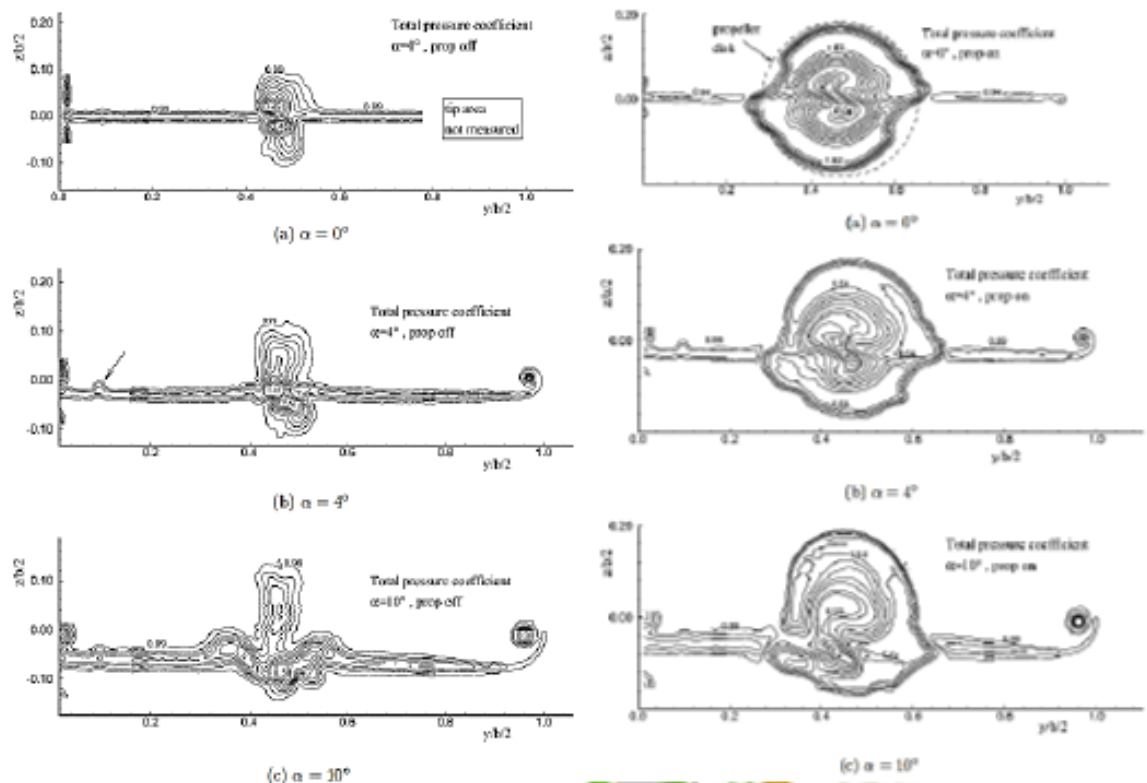


รูปที่ 7 โมเดลเครื่องบินของ Veldhuis แบบ 2 ใบพัด, Veldhuis (2005)



รูปที่ 8 เส้นทางเดินอากาศ Path line โดยโปรแกรม Fluent

ในรูปที่ 9 เป็นการแสดงผลจากการทดลองของการกระจายตัวความดันที่เกิดขึ้นตลอดความกว้างของปีก ที่ตำแหน่ง 50% ของความยาวเส้นขนาน โดยภาพที่ 9(a) เป็นผลกระทบจากส่วนอื่นที่ใช้ติดตั้งใบพัด (Nacelle) โดยใบพัดยังไม่ทำงาน และใบพัดทำงานในภาพที่ 9(b) มุมปะทะมีการปรับไปที่  $0^\circ$ ,  $4^\circ$  และ  $10^\circ$  วิเคราะห์ผลการทดลองดังกล่าวว่า การกระจายตัวของความดันที่ปีกเพิ่มขึ้นเมื่อมีการติดตั้งใบพัดเนื่องจากความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปีกมีค่าเพิ่มขึ้น และมีการกระจายตัวเป็นวงกว้างตามลักษณะการหมุนของใบพัดเป็นวงกลม อีกทั้งการกระจายตัวของความดันตลอดพื้นที่การหมุนของใบพัดในภาพที่ 9(b) ก็มีการเปลี่ยนแปลงซึ่งอาจจะไม่สูงมากนักเนื่องจากการทดลองมีมุมปะทะและความเร็วต่ำบริเวณปลายปีกยังเห็นการหมุนวนของอากาศ (Vortex) ที่เกิดขึ้น

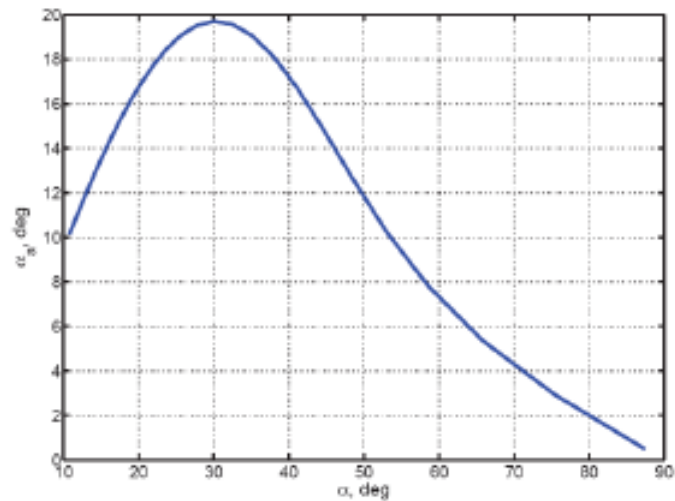


รูปที่ 9 ความดันที่เปลี่ยนไปจากอิทธิพลของใบพัด ตลอดความยาวปีก 50% ของความยาวเส้นขยา  
โดยการทดลอง, Veldhuis (2005)

สำหรับการศึกษาปฏิบัติการทางอากาศพลศาสตร์ระหว่างลำตัวเครื่องบินและใบพัดก็ได้มีการนำมาใช้กับเครื่องบินขนาดเล็กที่มีชื่อว่า Vertigo ในปี คริสต์ศักราช 2009 ดังรูปที่ 1 ซึ่งเป็นเครื่องบินที่มีการออกแบบมาให้เคลื่อนตัวออกและลงจอดในแนวดิ่ง โดย Bataille *et al.* จากสถาบันการบินและอวกาศ ISAE เมืองตูลุส ประเทศฝรั่งเศส Vertigo มีความสำเร็จในการบินเป็นที่เรียบร้อย

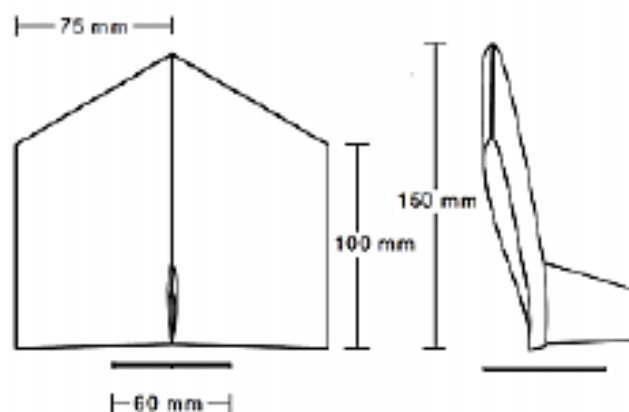
Vertigo เป็นตัวอย่างในการศึกษาอากาศที่ไหลผ่านเครื่องบิน โดยอากาศที่ไหลผ่านลำตัวแทบทั้งหมดถูกก่อกวนมาจากใบพัด เนื่องจากหากสังเกตขนาดความกว้างของปีกนั้นถูกรอบคลุมไปด้วยขนาดของใบพัด ทั้งยังส่งผลต่อมุมปะทะ โดยจากการทดลองเมื่อเปิดมุมปะทะให้กับเครื่องบินจะพบว่ามุมปะทะที่อากาศไหลเข้าปีกนั้นไม่เท่ากับมุมปะทะของเครื่องบิน ดังรูปที่ 10 แกนราบเป็นมุมปะทะที่เครื่องบินกระทำและแกนตั้งเป็นมุมปะทะจริงที่ปีกได้รับ การทำงานของใบพัดเป็นทั้ง Propeller และ Rotor ไปในตัว โดยการบินในแนวระดับใบพัดจะประพฤติตัวเป็น Propeller และการขึ้นลงแนวดิ่งหรือบินอยู่กับที่ (Hover) ใบพัดจะประพฤติตัวเป็น Rotor ซึ่งมีความน่าสนใจอยู่ที่ว่าหาก ตำแหน่งของใบพัดหรือระยะจากใบพัดถึงชายหน้าปีกไม่อยู่ในที่เหมาะสมก็

อาจจะไม่ได้ใช้สมรรถนะอันสูงสุดของเครื่องบินตัวนี้ที่จะทำได้ อันเนื่องมาจากการถ่ายเทน้ำหนักขณะทำการบิน หรือ อากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นก็ดี

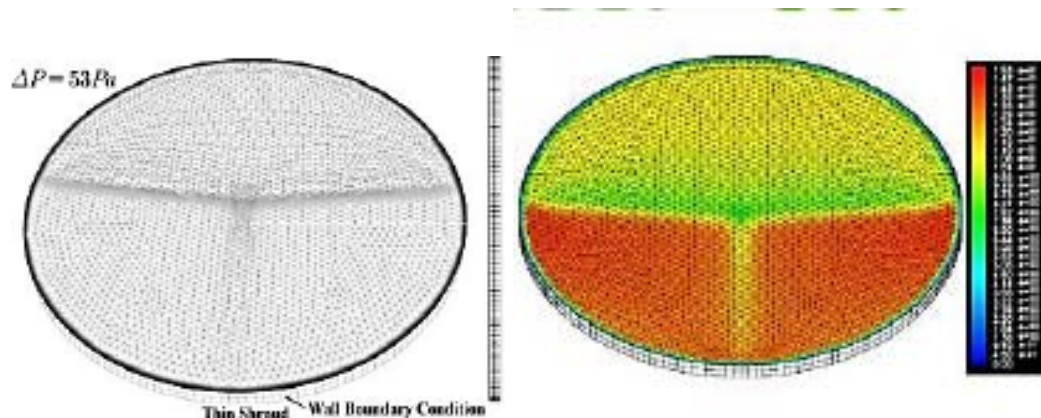


รูปที่ 10 มุมปะทะที่ปีกเห็นจริงเมื่อเครื่องบิน Vertigo ปรับมุมปะทะ โดยการคำนวณ

นอกจากเครื่องบิน Vertigo ที่มีรูปแบบปีกเป็น Tractor แล้วยังมีเครื่องบินจำนวนไม่น้อยแบบ Pusher ที่ได้รับการศึกษาค้นคว้า อาทิงานของ ในปี ค.ศ. 2010 มีการศึกษาลักษณะอากาศพลศาสตร์จากอิทธิพลของใบพัดที่อยู่ชายหลังปีก โดย Sungjin ดังรูปที่ 11 การศึกษาใช้เทคนิคของ Actuator Disk เพื่อจำลองใบพัดอย่างง่าย ดังรูปที่ 12

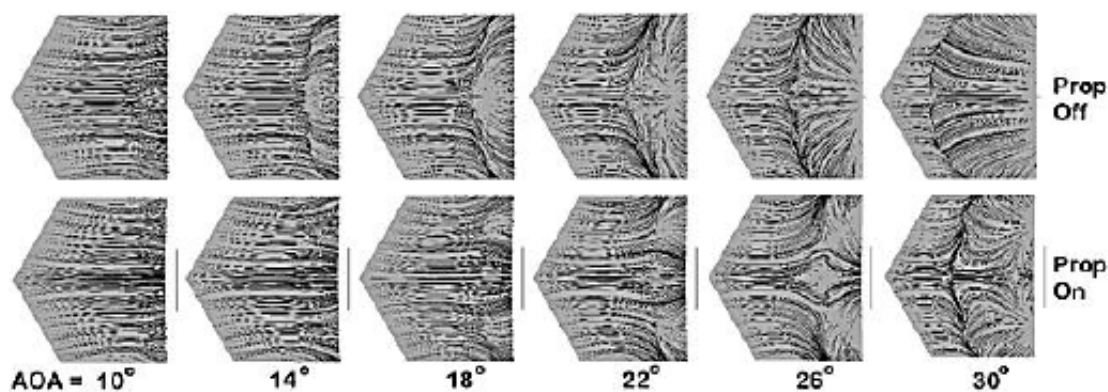


รูปที่ 11 รูปแบบและขนาดของ Pusher-Propeller MAV, Sungjin and Jon (2010)



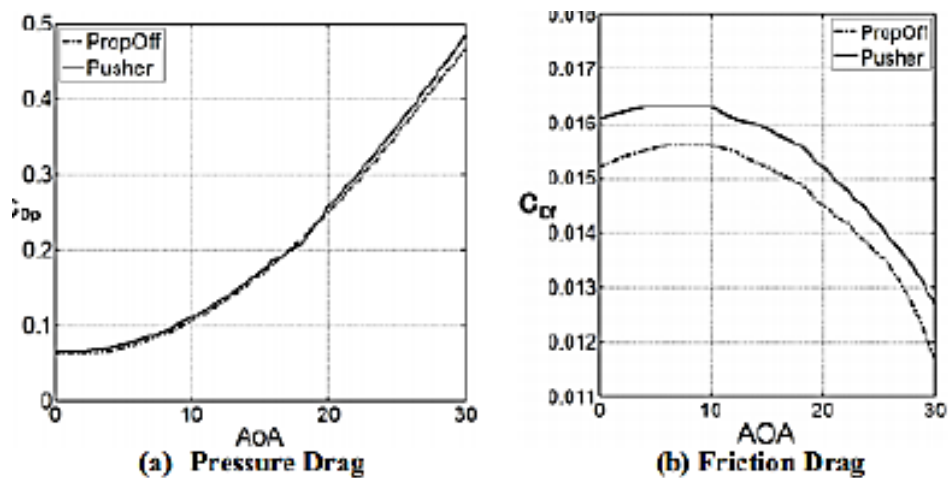
รูปที่ 12 Actuator Disk (a) การกำหนด Boundary Condition (b) การกระจายตัวของความดัน

จากผลการศึกษาจาก CFD และทำการทดลองโดยปล่อยน้ำมันให้ไหลบนผิวปีกบน (Oil Flow) ที่มุมปะทะต่างๆ ดังรูปที่ 13 ยังพบว่าอิทธิพลจากใบพัดยังช่วยหน่วงการเกิด Separation บนผิวปีกด้านบน และกระตุ้นให้อากาศที่เกิด Separation แล้วไหลชิดผิวอีกครั้งอันส่งผลให้แรงยกของปีกเพิ่มขึ้นมา โดยการหา Oil Flow นั้นพบว่าปีกปกติจะเกิด Separation ที่มุมปะทะ  $14^\circ$  เมื่อมีอิทธิพลจากพัดเข้ามาจะเห็นว่าจุด Separation ไปปรากฏอีกที่ ที่มุมปะทะ  $18^\circ$



รูปที่ 13 Oil Flow Pattern บนผิวปีกบนของ MAV, Choi, S. and J. Ahh (2010)

สำหรับค่าอากาศพลศาสตร์เปลี่ยนแปลงของปีกติดใบพัดเทียบกับปีกอย่างเดียวเพิ่มขึ้นเพียง 2-5% เท่านั้น แต่อย่างไรก็ตามข้อดีของการติดตั้งใบพัดไว้ด้านหลังจะส่งผลดีกับ ใบพัดในแง่ของเสถียรภาพในแนวด้านข้าง (Lateral Stability) (Catalano, 2004)



รูปที่ 14 รูปแบบแรงต้านที่เกิดขึ้นที่มุมปะทะต่างๆ

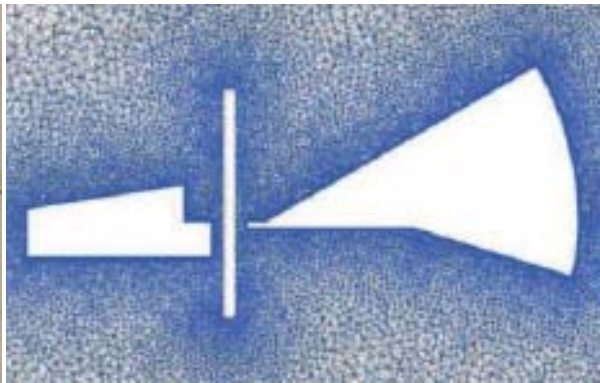
สำหรับปีกเมื่อมีการเพิ่มมุมปะทะขึ้นเรื่อยๆ แรงต้านก็จะเพิ่มขึ้นตาม โดยสาเหตุหลักมาจาก Pressure Drag ที่เพิ่มขึ้นตามมุมปะทะ แต่ Friction Drag กลับลดลงตามการเพิ่มมุมปะทะ เนื่องจาก กระแสเกิด Separated Flow ที่มากขึ้นตามการเพิ่มมุมปะทะดังผลการคำนวณทางพลศาสตร์ของไหลดังรูปที่ 14 แต่อย่างไรก็ตามปีกที่ติดใบพัดก็มีความแตกต่างจากปีกที่ไม่มีใบพัดอย่างมาก

ต่อมาในปี ค.ศ. 2011 ได้มีการนำใบพัดมาวางไว้ตรงกลางปีก ดังในภาพที่ 15(a) โดยอาศัยหลักการที่พื้นที่ปีกที่อยู่หน้าใบพัดจะสร้างแรงยกได้มากขึ้นเนื่องจากความเร็วอากาศเพิ่มขึ้นมาจากใบพัดและพื้นปีกด้านหลังจะไม่มีการปรากฏของ Separated flow เนื่องจากอากาศความเร็วอากาศหลังใบพัดที่สูงมาช่วยลำเลียงอากาศให้ไหลผ่านบนปีกไปได้ดีขึ้น วิธีการศึกษาก็เช่นเดียวกันกับข้างต้น โดยการจำลองใบพัดเป็น Actuator Disk ซึ่งหลักการนี้จะไม่คำนึงถึง อากาศที่หมุนวนเนื่องมาจากการหมุนของใบพัด (Swirling of Propeller)

กริดที่ใช้ในงานนี้เป็นกริดแบบไม่มีโครงสร้างดังรูปที่ 15(b) จำนวน 14 ล้านเซลล์ มี Y+ ที่ชั้นแรกของเซลล์ เท่ากับ 3.56 ใช้ Turbulent โมเดลแบบ SST k-w ทำให้ได้ผลค่า ค่าแรงยกเทียบกับมุมปะทะดังรูปที่ 16 จากผลการจำลองการไหลดังภาพที่ 17 เป็นการเปรียบเทียบที่มุมปะทะ 15° และ 40° ถึงแม้ว่าที่มุมปะทะ 40° เป็นมุม Stall แต่การไหลของอากาศบนผิวปีกบน (Top) ในพื้นที่ปีกด้านหลังใบพัด ยังคงไม่มี Separated flow ปรากฏขึ้น หากแต่ขอบเขตของ Wing tip Vortex กินพื้นที่ปีกเข้ามาทำให้ปีก Stall

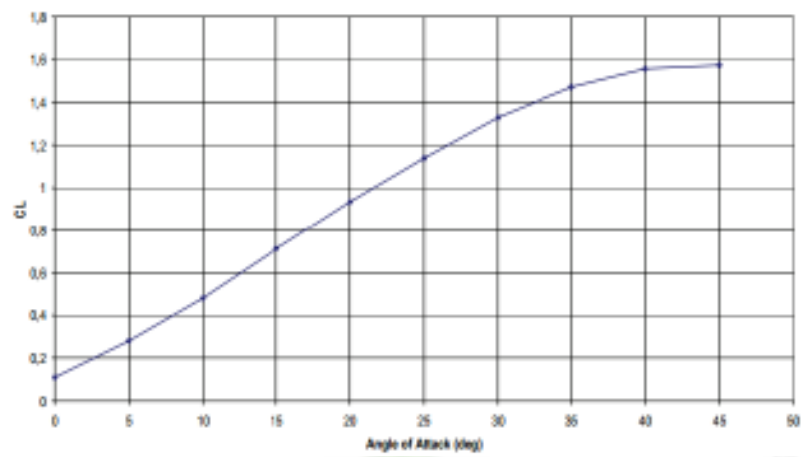


(a) ลักษณะกายภาพของเครื่องบิน โดย MIPTEAM



(b) กริดแบบไม่มีโครงสร้าง

รูปที่ 15 อากาศยานของ MIPTEAM และการจำลอง CFD, Ageev (2011)

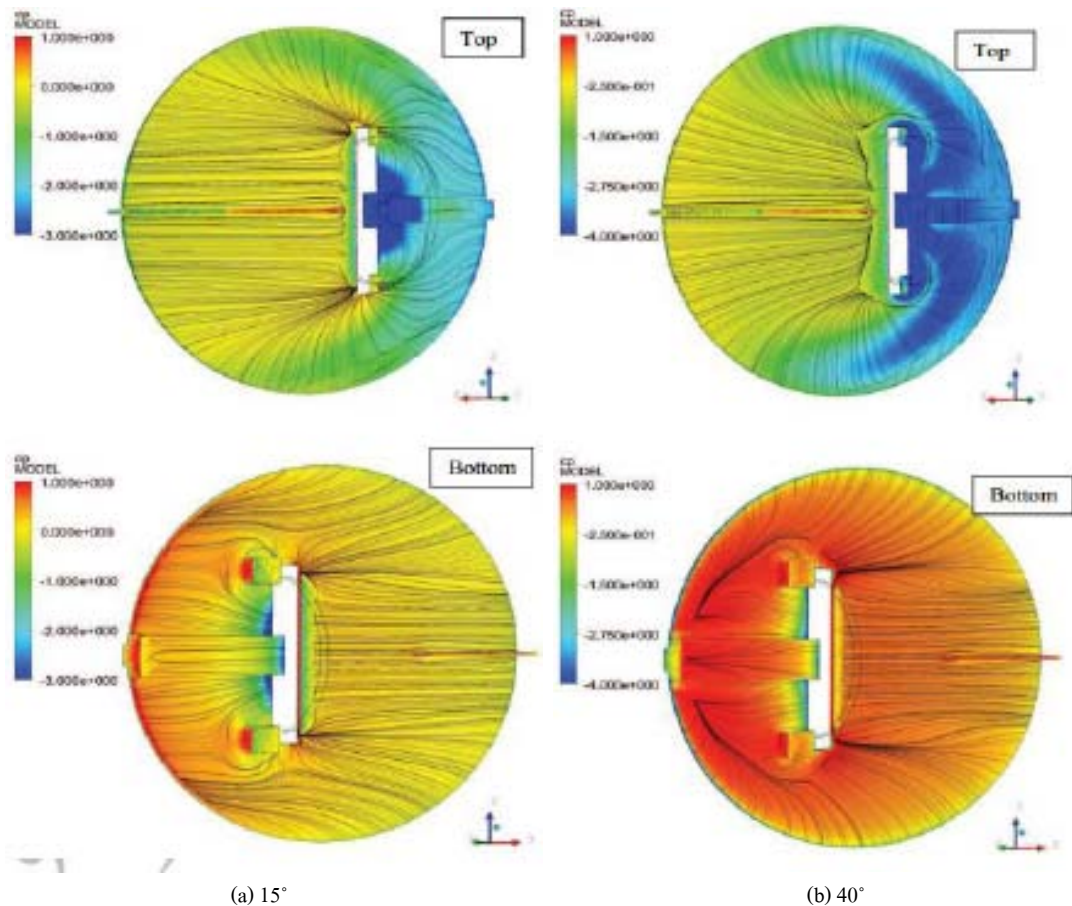


รูปที่ 16  $C_L$  เทียบกับ AOA ของเครื่องบินโดย MIPTEAM

และผลงานในปีล่าสุด 2012 ได้มีผู้ริเริ่มนาโบพดจริงๆ เข้ามาวิเคราะห์ใช้ การคำนวณทางพลศาสตร์ของไหล โดย Deng et al. ซึ่งค่อนข้างซับซ้อนและใช้เวลาในการคำนวณมากกว่าเมชที่ใช้เป็นแบบไม่มีโครงสร้างอาศัยหลักการของ Overset Grid ให้กริดมีการซ้อนทับกัน โดยมีโดเมนส่วนที่เป็นใบพัด และโดเมนส่วนที่เป็นปีก

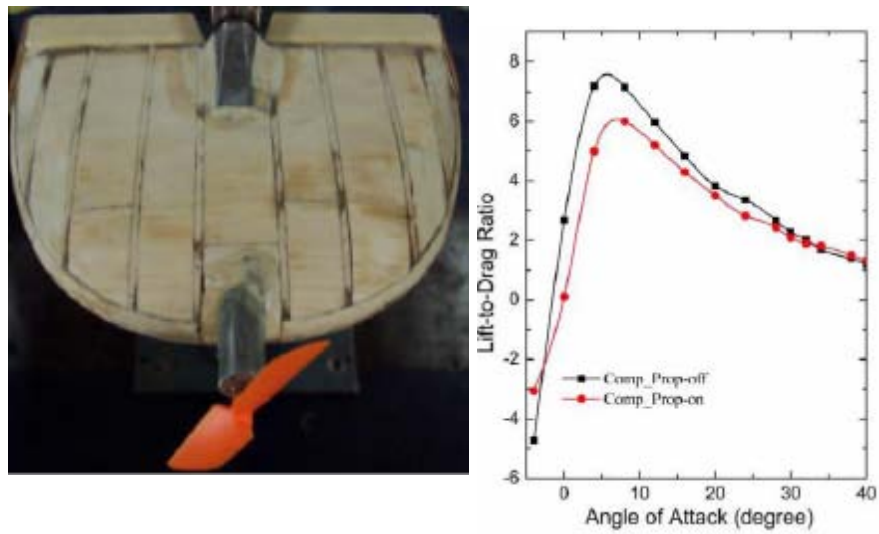
โมเดลที่ใช้เป็นแบบ Tractor ดังรูป 18(a) ซึ่งผลที่ได้ยังคงค้นพบเช่นเดียวกันว่าปีกที่มีใบพัดจะมีมุม Stall ที่สูงกว่าเนื่องจากความเร็วลมหลังใบพัดทำให้อากาศไหลผ่านบนปีกได้เร็วขึ้นกว่าเดิม จุด Separation จึงเกิดช้า นอกจากนี้ยังค้นพบว่า  $L/D$  ของปีกที่มีใบพัดนั้นมีค่าต่ำกว่า ดังรูป 18(b) เนื่องมาจากใบพัดจะไปเพิ่มความปั่นป่วนของอากาศบนผิวปีกให้มีระดับความเข้มข้นขึ้น ซึ่งทำให้

ทำให้แรงต้านผิว (Viscous Drag) เพิ่มมากขึ้นนั่นเอง แต่เมื่อมุมปะทะสูงขึ้นตั้งแต่  $30^\circ$  เป็นต้นไป พบว่า แรงต้านนั้นลดลง (สังเกต  $L/D$  กลับมาสูงขึ้น) เนื่องจากใบพัดไปชะลอการเกิด Separated flow

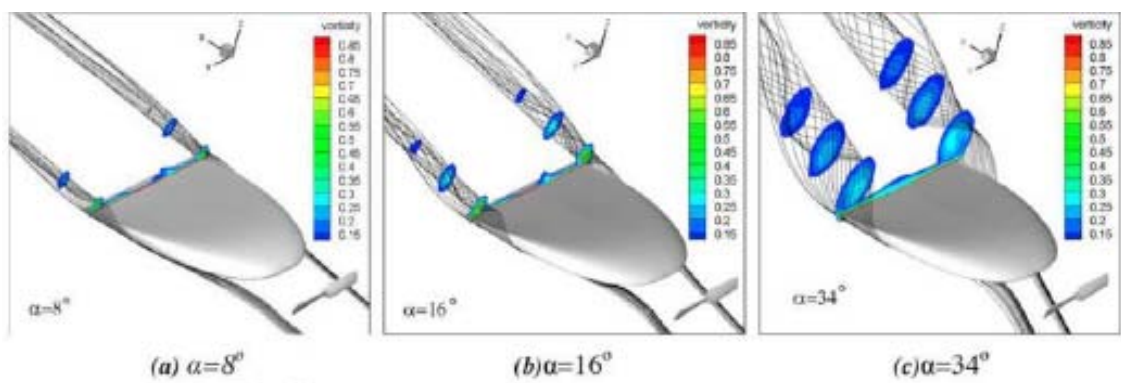


รูปที่ 17 การกระจายตัวความดันบนผิวปีก และ Shear stress streamlines ที่มุมปะทะ

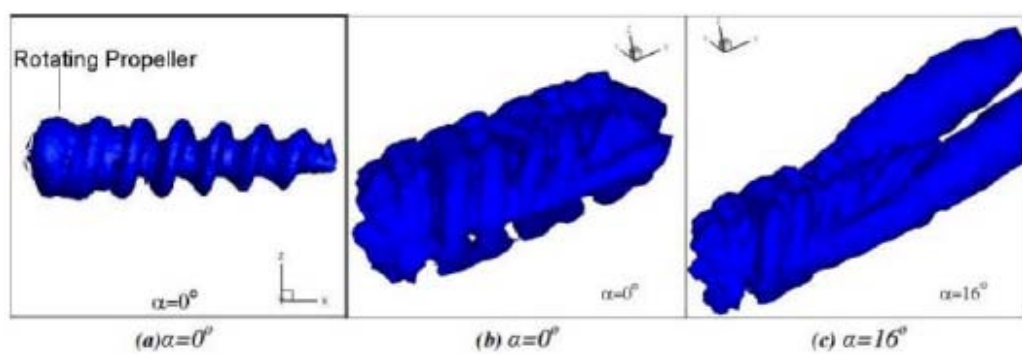
กระแสอากาศที่ไหลผ่านใบพัดที่มีการหมุนในสถานะที่ขึ้นกับเวลา Unsteady state ดังรูป 20(a) จะเห็นคลื่นหมุนวนด้านหลังใบพัด โดยจะมีขนาดที่เล็กลงตามระยะที่เพิ่มขึ้น ในรูป 20(b) (c) เมื่อเพิ่มมุมปะทะขึ้นจะเห็นว่า wake เกิดขึ้นมาจากส่วนของใบพัดและปีก โดยที่มุมปะทะต่ำๆ ปีกจะได้รับอิทธิพลมาจาก wake จากใบพัดเต็มๆ แต่ที่มุมปะทะสูงขึ้น Wake จาก Wing-tip vortex จะเกิดขึ้นมา ซึ่งเครื่องบิน MAV ส่วนใหญ่ที่มีใบพัดอยู่ด้านหน้าจะมีวงของกระแสไหลวน (Vortex Ring) ปรากฏขึ้นนั่นหมายความว่าใบพัดจะมีอิทธิตต่อปีกเป็นอย่างมาก



รูปที่ 18 (a) ลักษณะกายภาพของเครื่องบิน MAV ของ Agreev (b) L/D ของปีกที่มีใบพัดเทียบกับไม่มีใบพัด



รูปที่ 19 Wing-tip Vortex ของ MAV ที่มุมปะทะต่างๆ



รูปที่ 20 3-D Vortex Topology (a) ใบพัดอย่างเดียว (b) (c) ปีกและใบพัด, Deng *et al.* (2012)

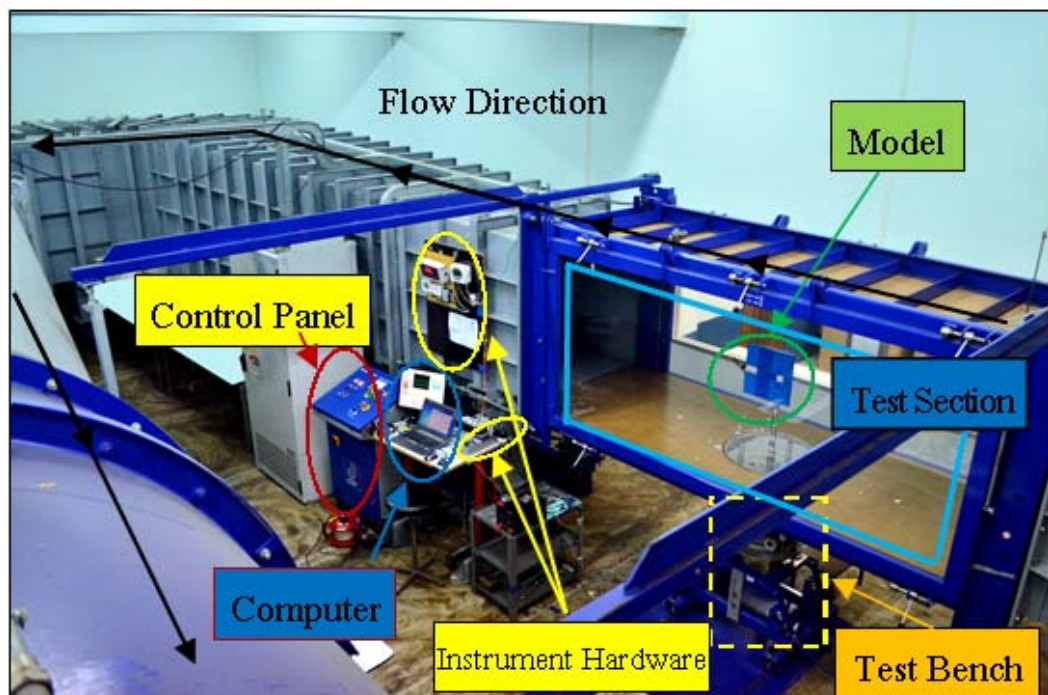
### 3 อุปกรณ์และวิธีการ

การวิจัยอากาศยานพลศาสตร์ของปีกและใบพัดในงานนี้ใช้วิธีการวิจัย 2 แบบคือ การทดลอง และการวิเคราะห์คำนวณเชิงตัวเลข โดยอุปกรณ์ที่ใช้ในการวิจัยมีดังนี้

#### 3.1. อุปกรณ์ในการทดลอง

##### 3.1.1. อุโมงค์ลม

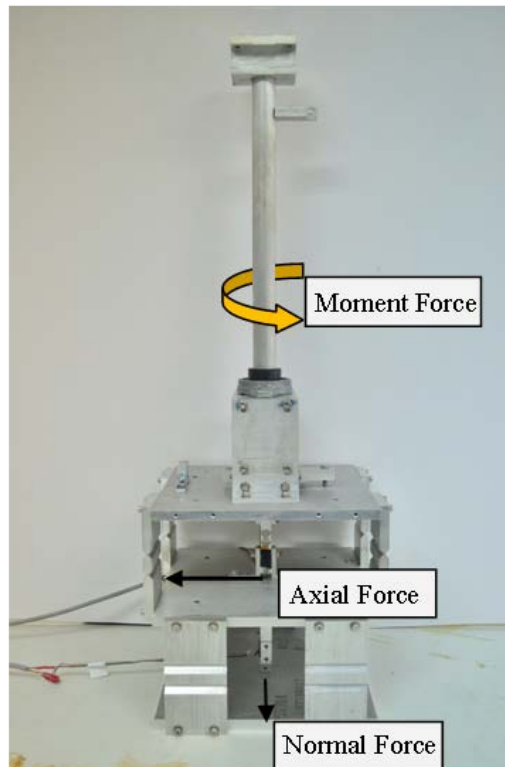
อุโมงค์ลมย่านความเร็วต่ำ ของภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ โดยมีขนาดส่วนทดสอบคือ กว้าง x ยาว x สูง เท่ากับ 1x1x3 เมตร ส่วน Contraction Ratio เท่ากับ 4 สามารถทำความเร็วได้มากที่สุดเท่ากับ 55 เมตรต่อวินาที



รูปที่ 21 อุโมงค์ลมความเร็วต่ำระบบปิด (Close-loop subsonic wind tunnel)

##### 3.1.2. ชุดวัดค่า

ส่วนที่ 1 เป็น ชุดวัดค่าแรงอากาศยานพลศาสตร์ (Force Balance) 3 แกน ที่ถูกพัฒนาขึ้นเพื่อใช้วัดแรงและโมเมนต์ทางอากาศยานพลศาสตร์ต่ำ โดยประกอบไปด้วย load cell จำนวน 3 ตัวโดยมีตำแหน่งติดตั้งดังแสดงในรูปที่ 22



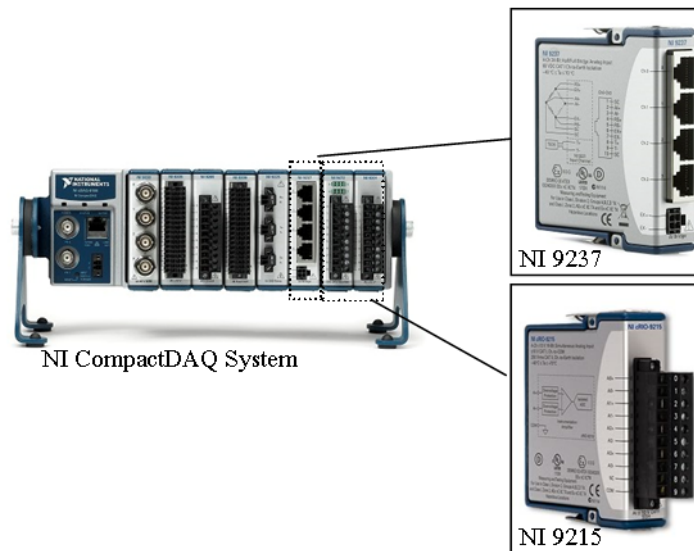
รูปที่ 22 ชุดวัดค่าอากาศพลศาสตร์ 3 แกน

อันดับที่ 2 คือ เครื่องวัดอุณหภูมิและความดันเพื่อใช้บอกลักษณะสถานะของอากาศ โดยที่นี้ใช้เครื่องมือจากบริษัท KIMO รุ่น CP300 และ Pitot Tube ในการวัดความดัน differential และอุณหภูมิของอากาศ



รูปที่ 23 เครื่องวัดอุณหภูมิและความดันอากาศ และ Pitot Tube

ลำดับสุดท้ายของการวัดคือ เครื่องมือวัดความต่างศักย์ของโพลเซลล์และรับสัญญาณจากชุดวัดความดันและอุณหภูมิซึ่งติดตั้งอยู่ในชุดวัดค่าอากาศพลศาสตร์ จากบริษัท National Instrument รุ่น NI 9237 และ NI 9215 ซึ่งสัญญาณจากเครื่องมือนี้จะถูกต่อเข้าไปอ่านและเก็บค่าด้วยคอมพิวเตอร์



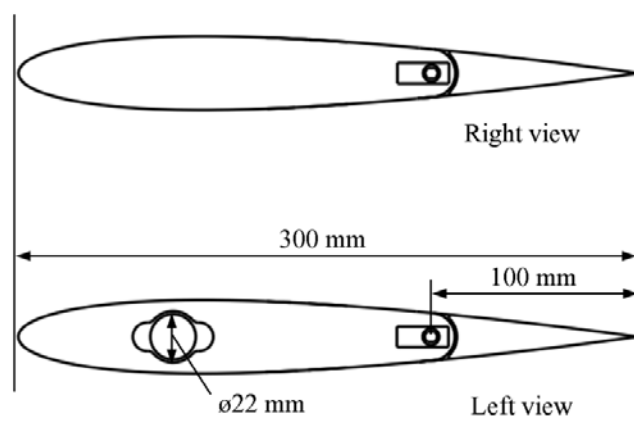
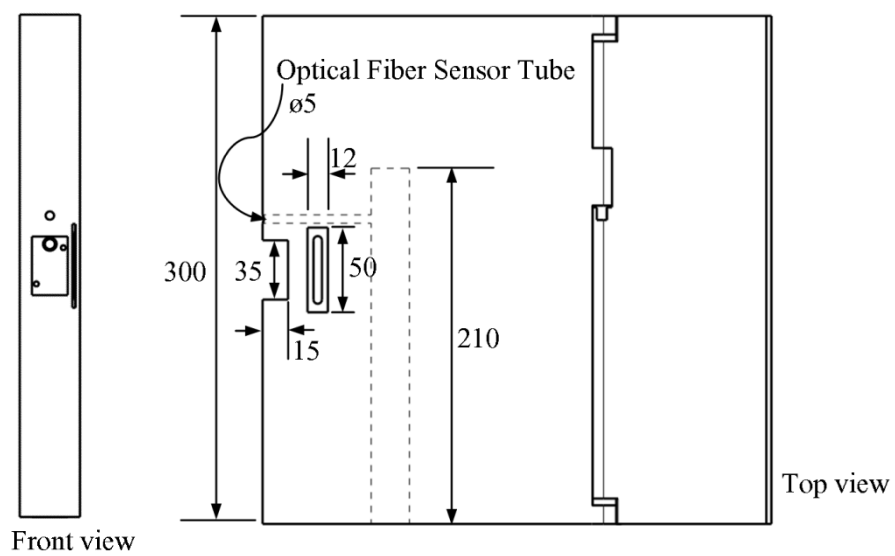
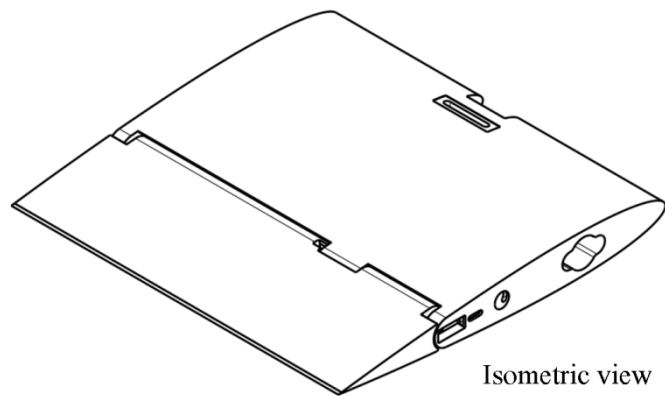
รูปที่ 24 อุปกรณ์ Data Acquisition

### 3.1.3. แบบจำลอง

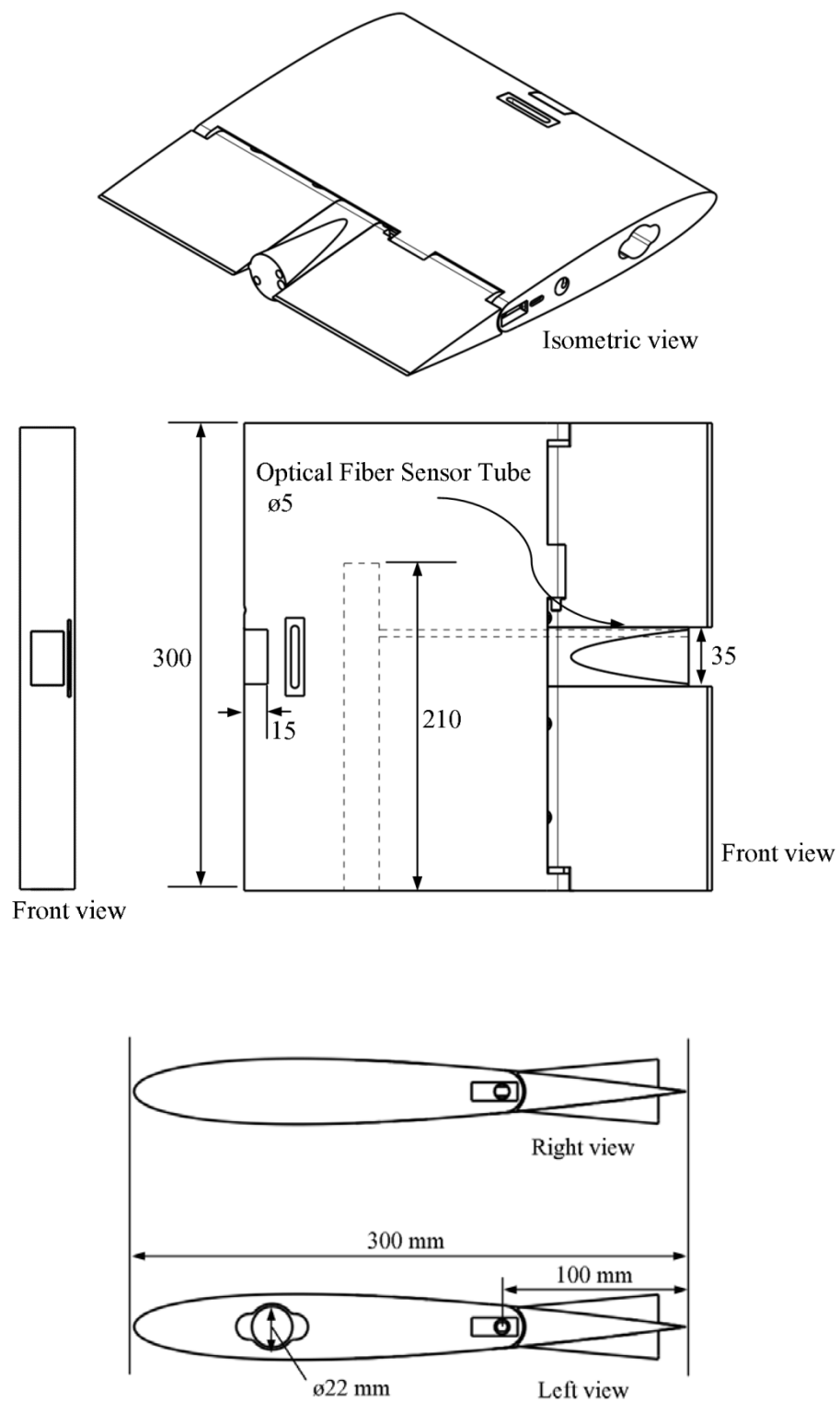
แบบจำลองนั้นจะประกอบไปด้วยตัวปั๊ม มอเตอร์และใบพัด โดยขั้นแรกแบบจำลอง CAD ได้ถูกออกแบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์จากนั้นแบบจำลองของปั๊มในงานวิจัยนี้ถูกทำขึ้นจากเครื่องพิมพ์ 3 มิติและทำการแต้ผิวให้เรียบอีกครั้งหนึ่งด้วยสีและกระดาษทรายก่อนที่จะนำไปประกอบกับมอเตอร์ต่อไป โดยคุณลักษณะของส่วนต่าง ๆ นั้นแสดงดังตารางที่ 1 และรูปที่ 25 – 28

ตาราง 1 ข้อมูลชุดขับเคลื่อนที่ใช้

|         |                                    |                              |
|---------|------------------------------------|------------------------------|
| มอเตอร์ | ประเภทมอเตอร์                      | : Brushless                  |
|         | ยี่ห้อและชื่อรุ่น                  | : ALBATROSSรุ่น 2215-1700 KV |
|         | อัตราการหมุนต่อความต่างศักย์       | :1700 รอบต่อนาที ต่อ 1 โวลต์ |
|         | แบตเตอรี่                          | : 3เซลล์ Li-Pol              |
|         | น้ำหนัก                            | : 70กรัม                     |
|         | ขนาด เส้นผ่านศูนย์กลาง × ความยาว   | : $\phi$ 28 x 49มิลลิเมตร    |
|         | เส้นผ่านศูนย์กลางเพลลา             | : $\phi$ 3มิลลิเมตร          |
| ใบพัด   | ยี่ห้อและชื่อรุ่น                  | :Graupner, Super Nylon       |
|         | จำนวนกลีบ                          | : 2 กลีบ                     |
|         | เส้นผ่าศูนย์กลางใบพัดและระยะ Pitch | : 8-6 นิ้ว                   |
|         | หน้าตัดโดยเฉลี่ยเป็นแผนอากาศแบบ    | : NACA 4414                  |
| ปีก     | แผนอากาศแบบ                        | : NACA0012                   |
|         | ความยาวเส้นขนาน                    | : 0.3 เมตร                   |
|         | ความยาว Span                       | :0.3 เมตร                    |
|         | ขึ้นรูปด้วยวิธีการแบบ              | : 3D Printer                 |



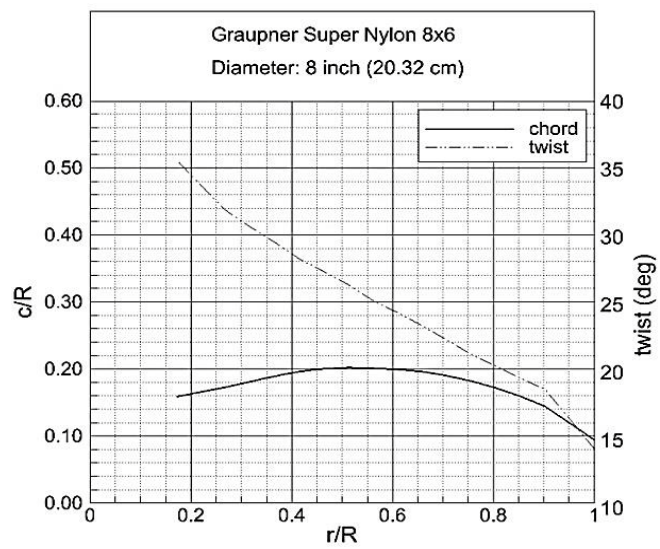
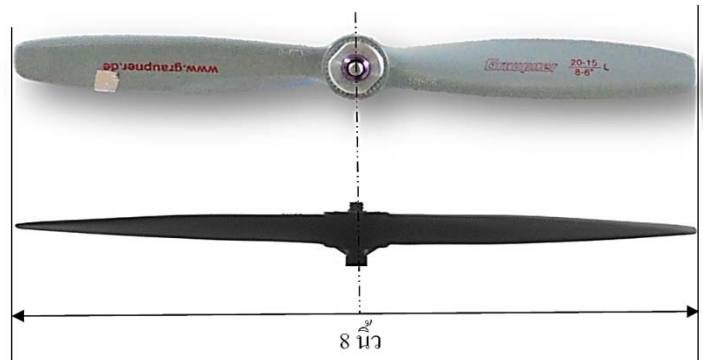
รูปที่ 25 ขนาดและรูปร่างของปีกที่มีใบพัดอยู่ด้านหน้าในมุมมองต่างๆ แสดงในหน่วยมิลลิเมตร



รูปที่ 26 ขนาดและรูปร่างของปีกที่มีใบพัดอยู่ด้านหลังในมุมมองต่างๆ แสดงในหน่วยมิลลิเมตร



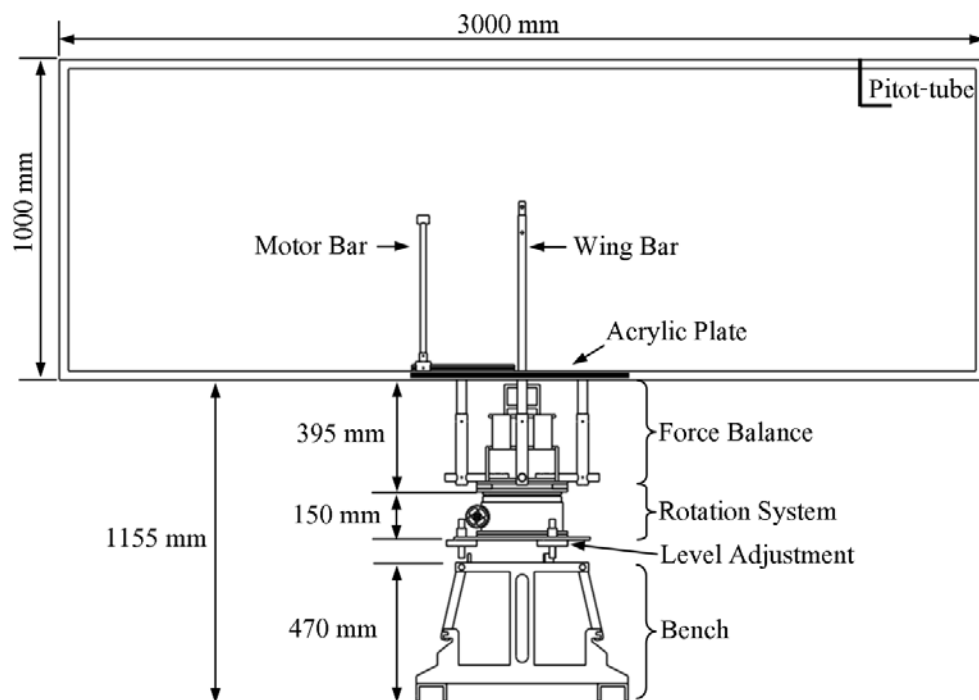
รูปที่ 27 ลักษณะกายภาพของ Brushless มอเตอร์จากALBATROSรุ่น 2215-1700 KV



รูปที่ 28 แสดงขนาดและลักษณะกายภาพของใบพัด

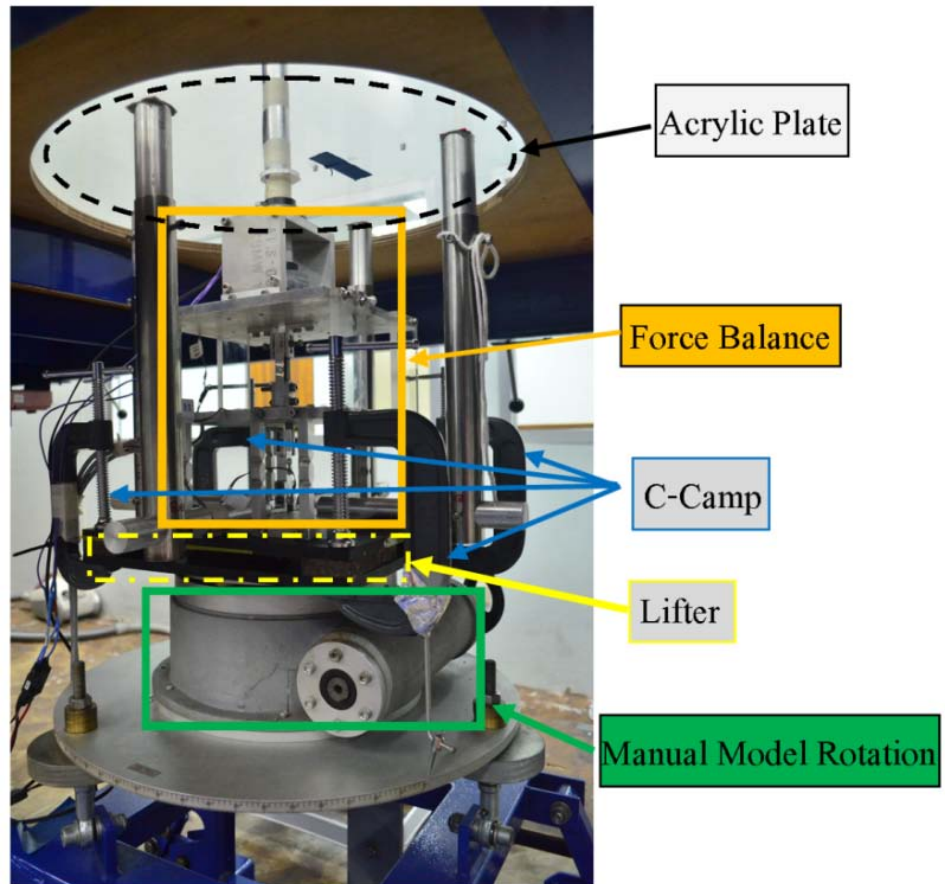
### 3.2. วิธีการทดลองด้วยอุโมงค์ลม

1. ศึกษารวบรวม ข้อมูล และทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับเครื่องบินขนาดเล็กชนิดปีกตรึงที่ใบพัด
2. ศึกษาวิธีการทดสอบใบพัด และปีก ในอุโมงค์ เพื่อตรวจหาค่าความคลาดเคลื่อนที่อาจเกิดขึ้นจากผนังของอุโมงค์ลม และคาดคะเนสาเหตุของความคลาดเคลื่อนที่จะเกิดขึ้นมาทั้งจากตัวเครื่องมือ และผู้กระทำการทดลอง
3. ออกแบบรูปร่างโมเดลทดสอบและเลือกใช้ระบบขับเคลื่อนแบบไฟฟ้า
4. ออกแบบการติดตั้งอุปกรณ์ทดลองในอุโมงค์ลม ซึ่งจะต้องใส่ใจกับขนาดและตำแหน่งของอุปกรณ์วัด เพราะจะทำให้การทดลองคลาดเคลื่อนได้



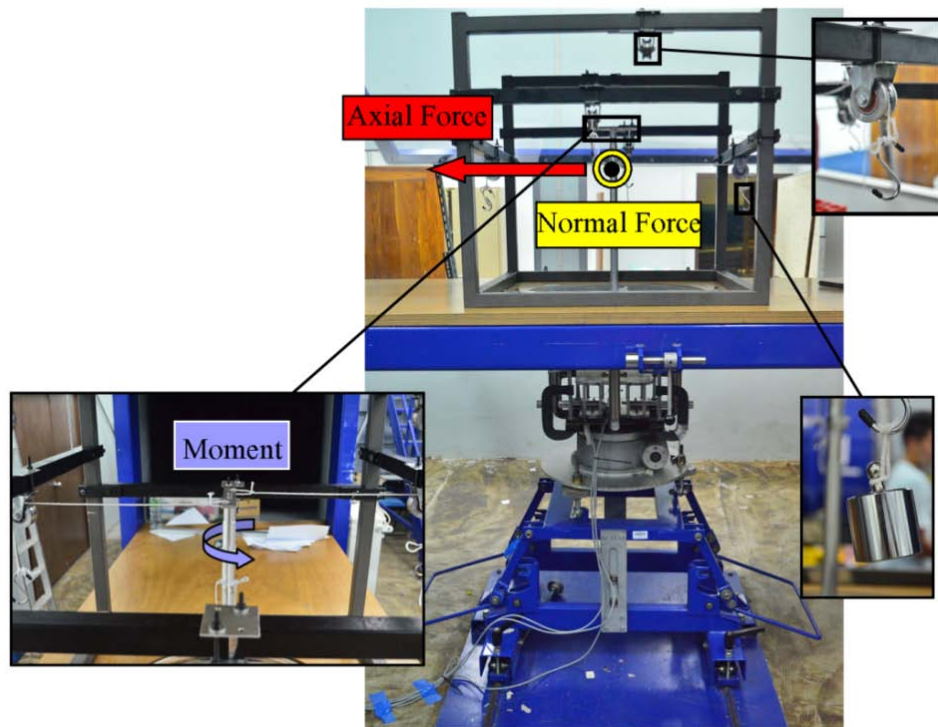
รูปที่ 29 การติดตั้งอุปกรณ์เครื่องมือวัด กับอุโมงค์ลม

5. เมื่ออุปกรณ์ติดตั้งที่ออกแบบไว้ในข้อที่ 4 ได้ถูกผลิตและสร้างขึ้นเรียบร้อยแล้ว จะต้องทำการติดตั้งโดยมีการเจาะอุโมงค์ลมเป็นวงกลมรัศมี 580 มิลลิเมตร
6. ประกอบอุปกรณ์เครื่องมือวัดโดยอุปกรณ์จะต้องวางอยู่ในแนวระดับอ้างอิงเดียวกัน เพื่อไม่ให้เกิดการเอนเอียงไปข้างใดข้างหนึ่ง และท้ายสุดนำแผ่นอะคริลิกมาแทนที่พื้นอุโมงค์ลมที่เจาะออกไป



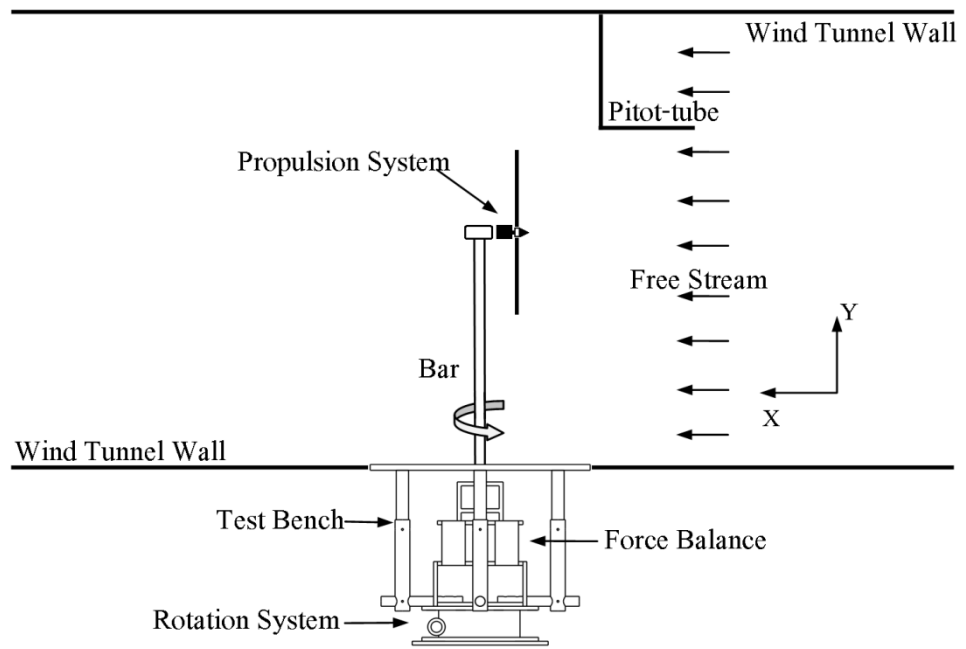
รูปที่ 30 อุปกรณ์ชุดเครื่องมือวัดค่าอากาศพลศาสตร์และชุดปรับมุมปะทะ ติดตั้งบนขาตั้ง

7. เมื่อเครื่องมือวัดพร้อม ก่อนใช้ต้องมีการตรวจวัดความแม่นยำ (Calibration) ของเครื่องมือก่อน โดยใช้ตุ้มถ่วงน้ำหนักมาตรฐานมาเทียบเคียงในการถ่วงน้ำหนัก รวมถึงมีการใช้รอกและโครงสร้างจับยึด

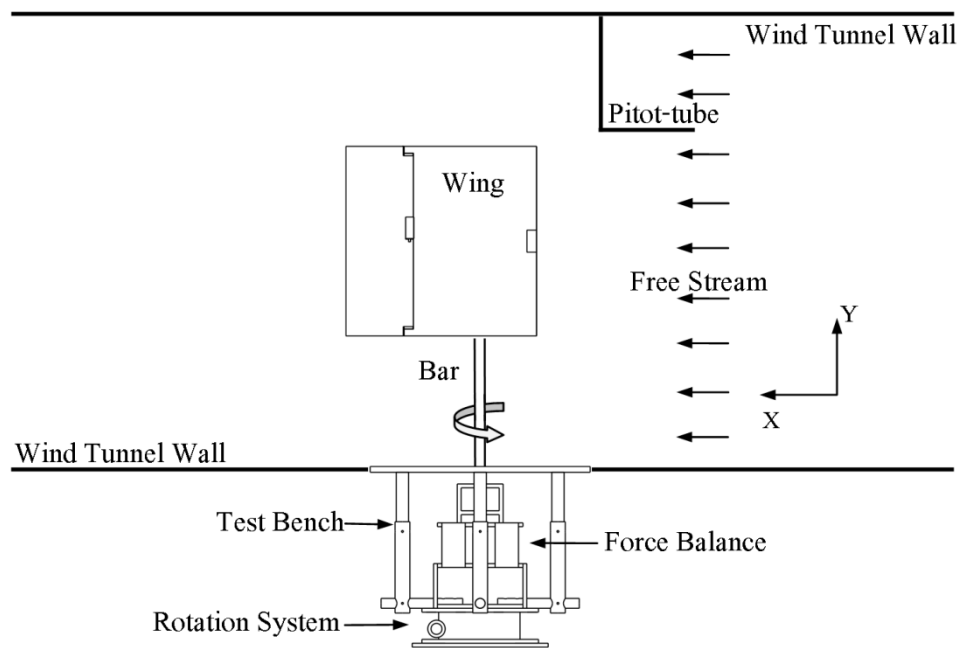


รูปที่ 31 โครงสร้างจับยึด เพื่อการตรวจสอบความแม่นยำของเครื่องมือ

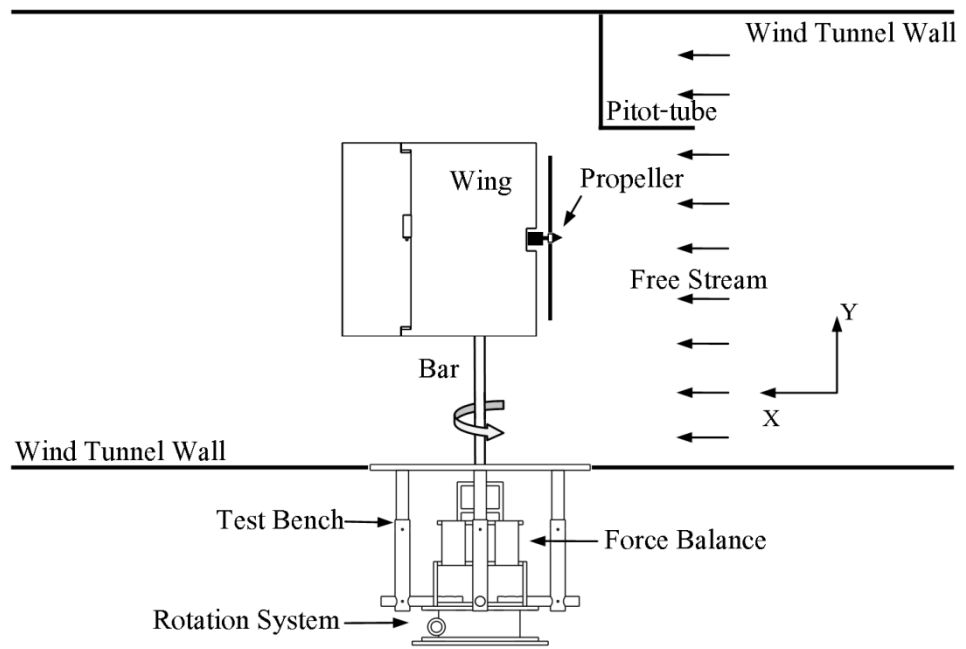
8. เมื่ออุปกรณ์เครื่องมือวัดทุกอย่างถูกติดตั้งอย่างถูกต้อง และความแม่นยำของเครื่องมือได้รับการตรวจสอบ จากนั้นเริ่มการทดสอบโมเดลในแต่ละชุดการทดสอบได้ โดยในการศึกษานี้จะมีชุดการทดลองทั้งหมด 6 ชุดการทดลอง แต่ละชุดการทดลองจะปรับมุมปะทะจาก  $0-90^\circ$  ที่ความเร็ว  $0-14$  เมตรต่อวินาที ดังรายละเอียดต่อไปนี้



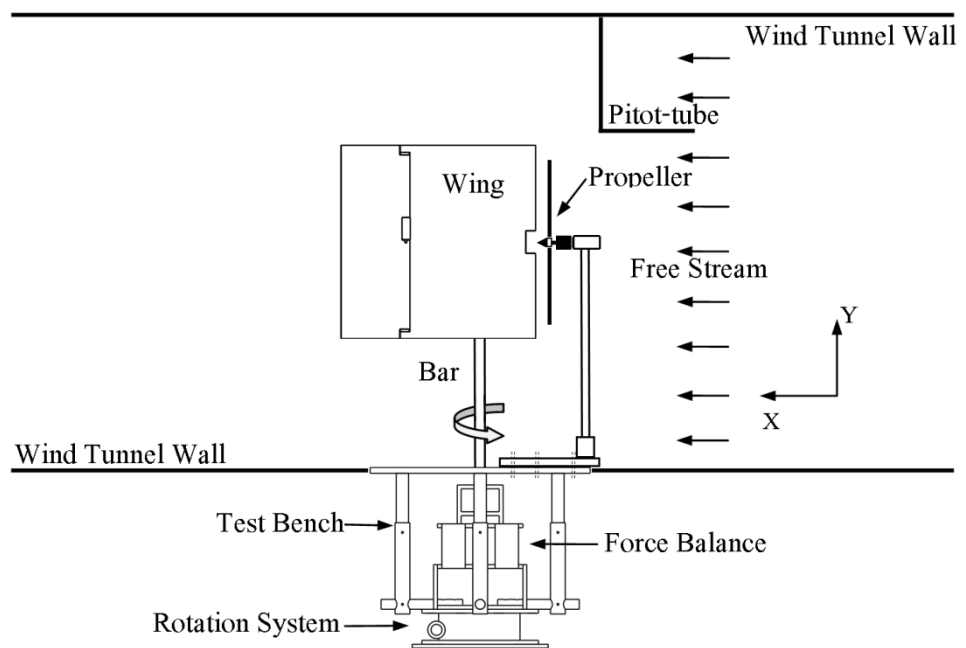
รูปที่ 32 ชุดการทดลองที่ 1 ทดสอบใบพัด



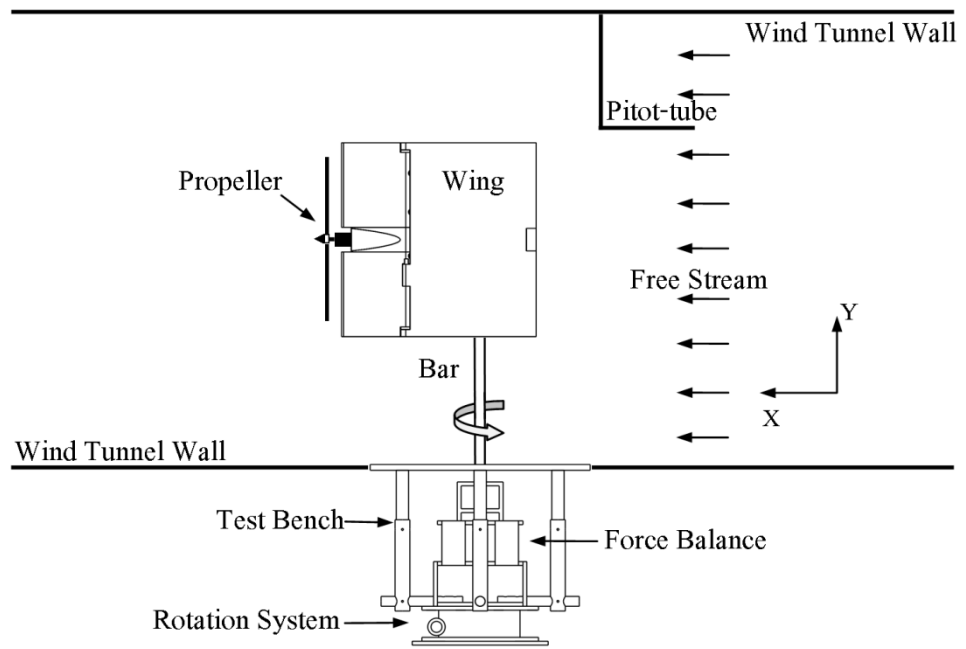
รูปที่ 33 ชุดการทดลองที่ 2 ทดสอบปีก



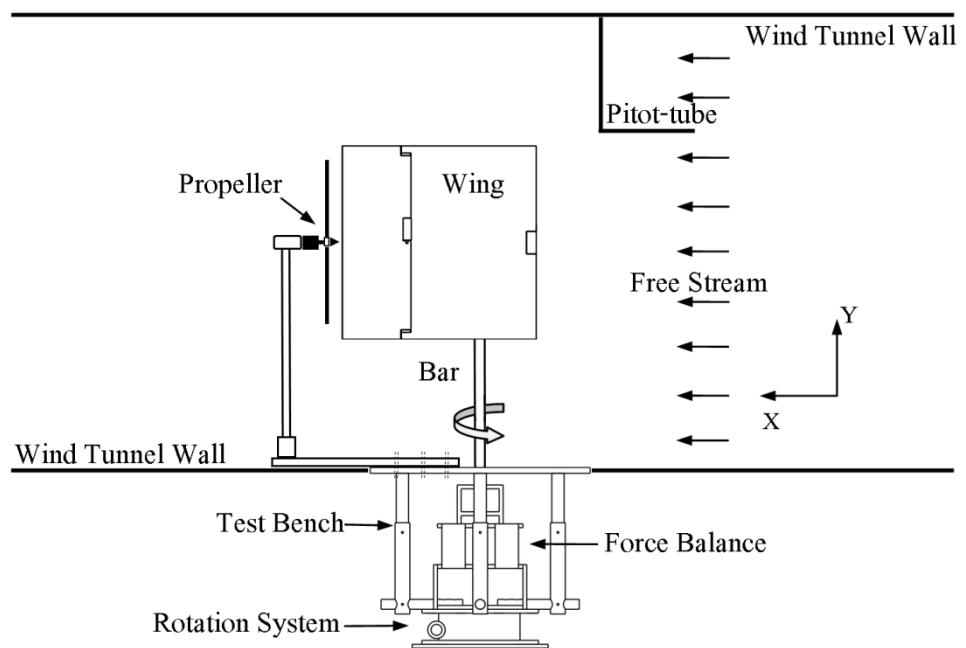
รูปที่ 34 ชุดการทดลองที่ 3 ปีก-ใบพัด (Tractor)



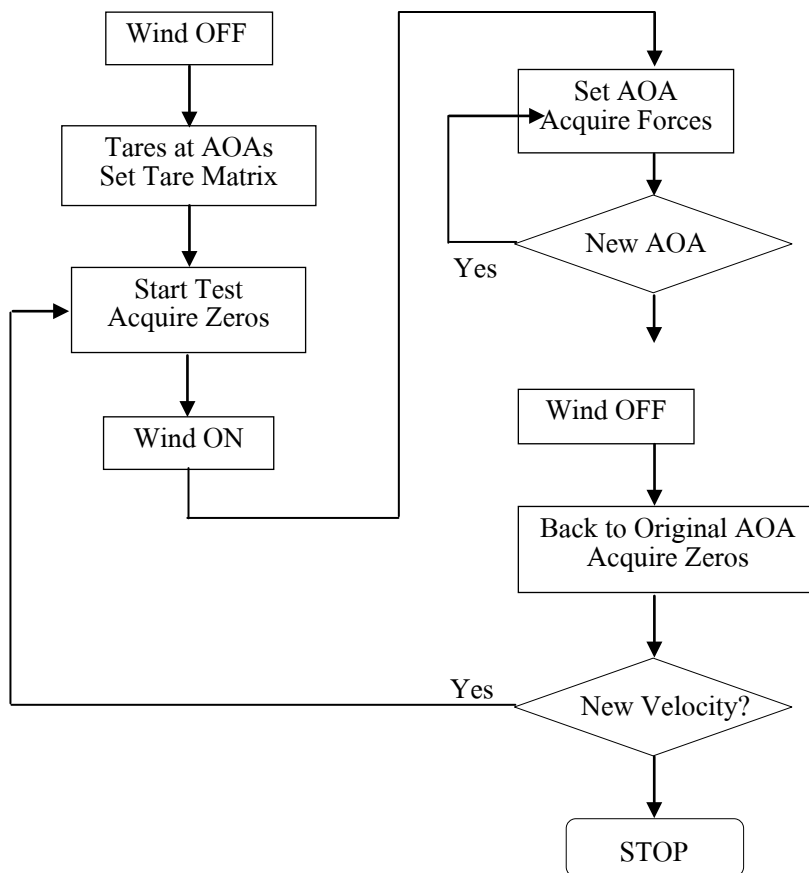
รูปที่ 35 ชุดการทดลองที่ 4 ปีก-ใบพัด แยกจากกันจากชายหน้าปีก



รูปที่ 36 ชุดการทดลองที่ 5 ปีก-ใบพัด (Pusher)



รูปที่ 37 ชุดการทดลองที่ 6 ปีก-ใบพัด แยกจากกัน จากชายหลังปีก

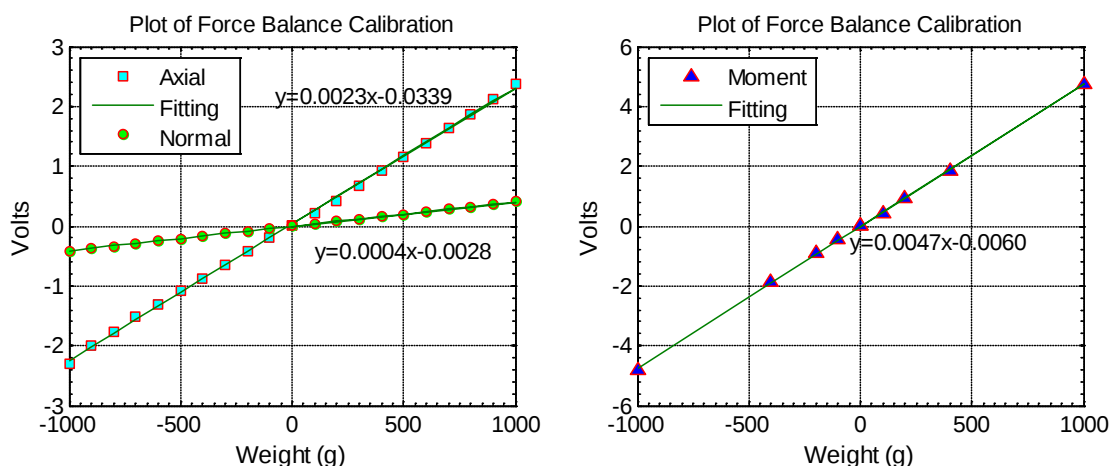


รูปที่ 38 กระบวนการทดสอบในอุโมงค์ลม

9. จัดเก็บและบันทึกค่าผลการทดสอบ อันประกอบไปด้วย แรง โมเมนต์ อุณหภูมิ ความดัน จำนวนรอบของใบพัดและศักย์กระแสไฟฟ้าที่ให้กับใบพัดเป็นต้น โดยมีผังการทดลองดังรูป 38
10. วิเคราะห์ผลการทดสอบทางอุโมงค์และหาเปอร์เซ็นต์ความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้น (Uncertainty)
11. วิเคราะห์ผลของ Wall Effect
12. สรุปผล

### 3.3. ผลการสอบเทียบการวัด (Calibratoin)

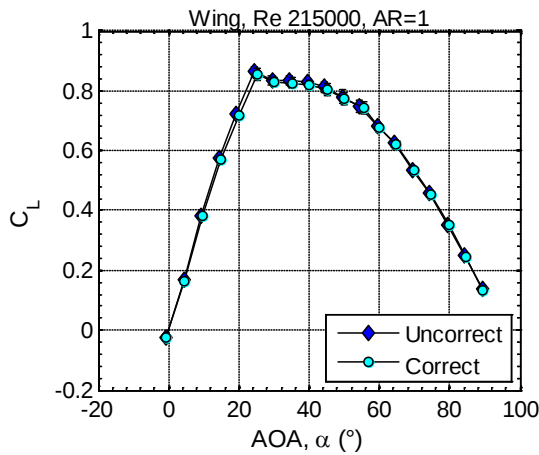
ก่อนการทดลองต้องมีการแปลงปริมาณทางฟิสิกส์ให้เป็นปริมาณทางไฟฟ้าโดยอุปกรณ์ NI ในรูป 39 ซึ่งให้ผลออกมาในช่วง  $\pm 10$  Volt จากนั้นจึงทำการเทียบค่าทางไฟฟ้ากับค่าแรงและโมเมนต์ที่เกิดขึ้นจริง



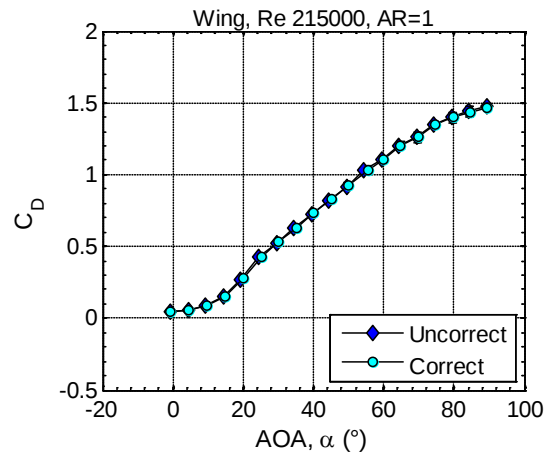
รูปที่ 39 เปรียบเทียบค่าปริมาณทางไฟฟ้ากับฟิสิกส์โดย  
(a) เป็นค่าของ Axial และ Normal (b) เป็นค่าของ Moment

### 3.4. การแก้ค่าจากผลกระทบจากกำแพงของอุโมงค์ลม (Wall Correction Effect)

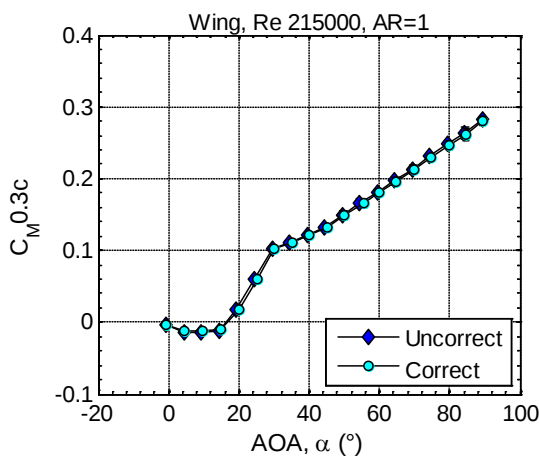
ค่าอากาศพลศาสตร์ที่ได้ออกมาจากการทดลองในอุโมงค์ลมจะต้องถูกนำมาแก้ไขค่าผลกระทบจากกำแพงของอุโมงค์ลมก่อนที่จะนำไปใช้ได้จริง เนื่องจากขนาดของหน้าตัดทดสอบจะมีกำแพงล้อมรอบ ซึ่งอาจจะส่งผลกระทบต่อโมเดล อีกทั้งการที่ติดตั้งโมเดลเข้าไปในอุโมงค์ลมจะทำให้การไหลของอากาศภายในอุโมงค์ลมได้รับผลกระทบ จึงจำเป็นต้องแก้ค่า ดังรูป 40(a)-(c) เป็นการเปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ก่อนและหลังจากการแก้ค่าจากผลกระทบของอุโมงค์ลมพบว่าไม่มีการเปลี่ยนแปลงมากนักเนื่องจากขนาดของหน้าตัดทดสอบใหญ่กว่าขนาดของโมเดลมากจึงไม่ได้ส่งผลกระทบต่อขึ้นทดสอบ แต่อย่างไรก็ตามผลจากการทดลองในงานวิจัยนี้ จะได้รับการแก้ค่าดังกล่าวก่อนทั้งหมดก่อนที่จะนำไปวิเคราะห์ต่อไป



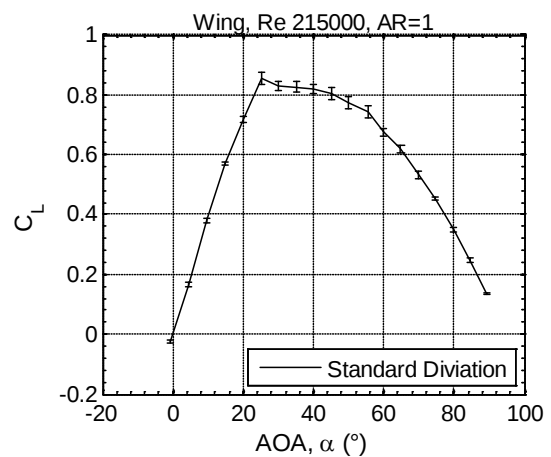
(a)



(b)



(c)



(d)

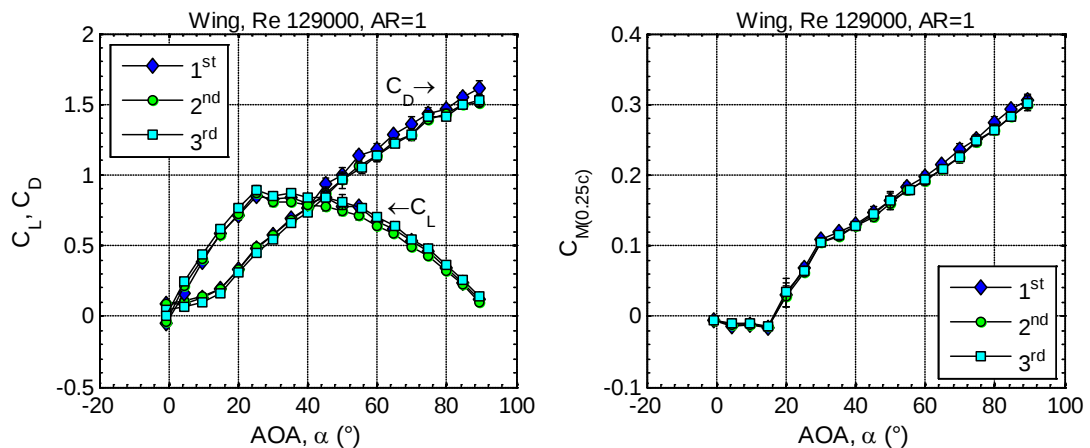
รูปที่ 40 การแก้ค่าอากาศพลศาสตร์จากผลกระทบของกำแพงของอุโมงค์ลมและ (d) แสดงค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของอากาศพลศาสตร์

### 3.5. การหาส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน

ค่าทดสอบที่ได้ต้องระบุส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานเพื่อบ่งบอกถึงขอบเขตของข้อมูลโดยอาศัยหลักทางสถิติ กำหนดให้ระดับความน่าเชื่อถืออยู่ที่ 95 % และจำนวนข้อมูลที่ใช้ในการทดลองคือ 10 ดังนั้นจะได้ค่าการกระจายตัวของ  $t=2.262$  แทนค่าในสมการ  $P_x = \frac{tS_x}{\sqrt{N}}$  และค่าจริงที่จะนำไปใช้คือ  $\bar{X} \pm P_x$

### 3.6. การทดสอบซ้ำ

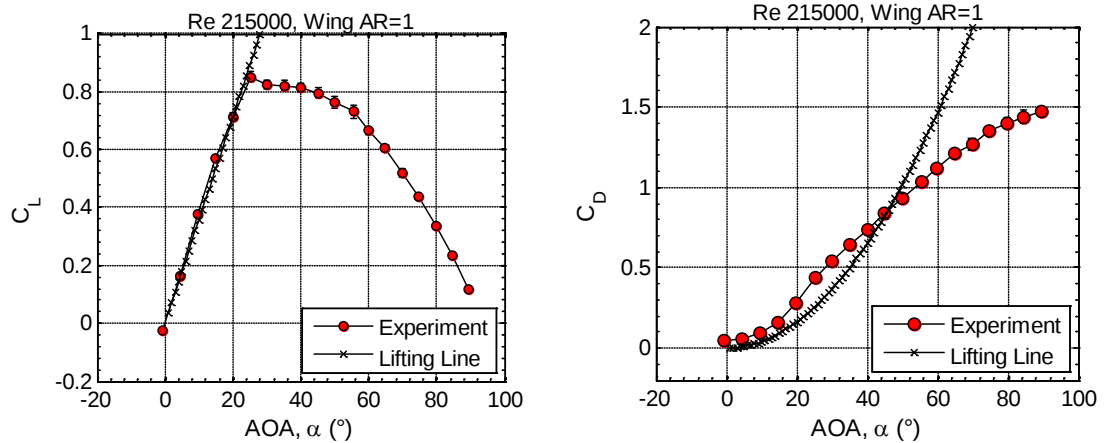
การทดลองซ้ำได้ถูกดำเนินการเพื่อเป็นการสอบสวนค่าที่ได้ออกมาว่าแม่นยำและเครื่องมือวัดไม่มีปัญหาซึ่งได้ทำการปรับมุมปะทะจาก  $0^\circ$ - $90^\circ$  เพิ่มขึ้นทีละ  $5^\circ$  ที่  $Re=129,000$  ทำซ้ำวน 3 ครั้ง ผลที่ได้แสดงดังรูป 41 พบว่าค่าไม่แตกต่างและผลการทดสอบมีความแม่นยำน่าเชื่อถือ



รูปที่ 41 การทดลองซ้ำโดย (a) ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก และแรงต้าน (b) ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์

### 3.7. ผลการทดลองกับ Lifting Line Theory

เพื่อเป็นการตรวจสอบค่าที่ได้จากการทดลองว่ามีความถูกต้องจึงได้นำมาเทียบกับผลการคำนวณด้วยวิธีของแบบ Prandtl's classical lifting line theory ซึ่งเป็นการคำนวณไม่คิดผลของความหนืดของอากาศกล่าวคือเป็น Inviscid flow ซึ่ง  $C_L$  ได้ผลที่ใกล้เคียงกันถึงมุม Stall ซึ่งเป็นปกติของการคำนวณด้วยวิธีนี้จะไม่ปรากฏจะ Stall ให้เห็นค่าที่ได้จะได้เฉพาะช่วงที่เป็นเส้นตรงเท่านั้นดังในรูป 42 (a) ส่วน  $C_D$  ในรูป 42 (b) ก็ได้แนวโน้มเดียวกันเมื่อเปิดมุมปะทะสูงขึ้น แต่อย่างไรก็ตามค่า  $C_D$  จะไม่เท่ากันเพราะการคำนวณได้ละทิ้งพจน์ของความหนืดออกไป



รูปที่ 42 เปรียบเทียบผลการทดลองกับการคำนวณ (a)  $C_L$  vs.  $AOA$  (b)  $C_D$  vs.  $AOA$

### 3.8. วิธีการศึกษาด้วยวิธีเชิงคำนวณ

การศึกษาด้วยระเบียบวิธีทางอากาศพลศาสตร์เชิงคำนวณในงานวิจัยชิ้นนี้ได้มีการใช้โปรแกรมทางวิศวกรรมศาสตร์เพื่อวิเคราะห์ลักษณะการไหลของอากาศที่เกิดขึ้นจากปฏิสัมพันธ์ของปีกและใบพัด ซึ่งมีความซับซ้อน ซึ่งที่ใช้โปรแกรมนั้น มี 3 โปรแกรมด้วยกัน

1. CATIA เป็นโปรแกรมขึ้นรูปของโมเดล
2. ANSYSICEM CFD ใช้เพื่อติเมช
3. ANSYS FLUENT ใช้เพื่อคำนวณหาค่าอากาศพลศาสตร์

โปรแกรมทั้งหมดจะถูกปฏิบัติการโดยคอมพิวเตอร์ที่มีประสิทธิภาพสูงและได้รับความร่วมมือจาก ISAE (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace) ซึ่งเป็นสถาบันการบินและอวกาศ จากเมืองตูลูส ประเทศฝรั่งเศสโดยรายละเอียดดังนี้

1. Intel(R) Core(TM) i7-3770 CPU 3.4 GHz
2. RAM 64.00 GB
3. 64-bit Operating System
4. Centos Linux Operation system from ISAE

โดยขั้นตอนทาง CFD ในงานวิจัยนี้สามารถจัดแบ่งได้ดังนี้

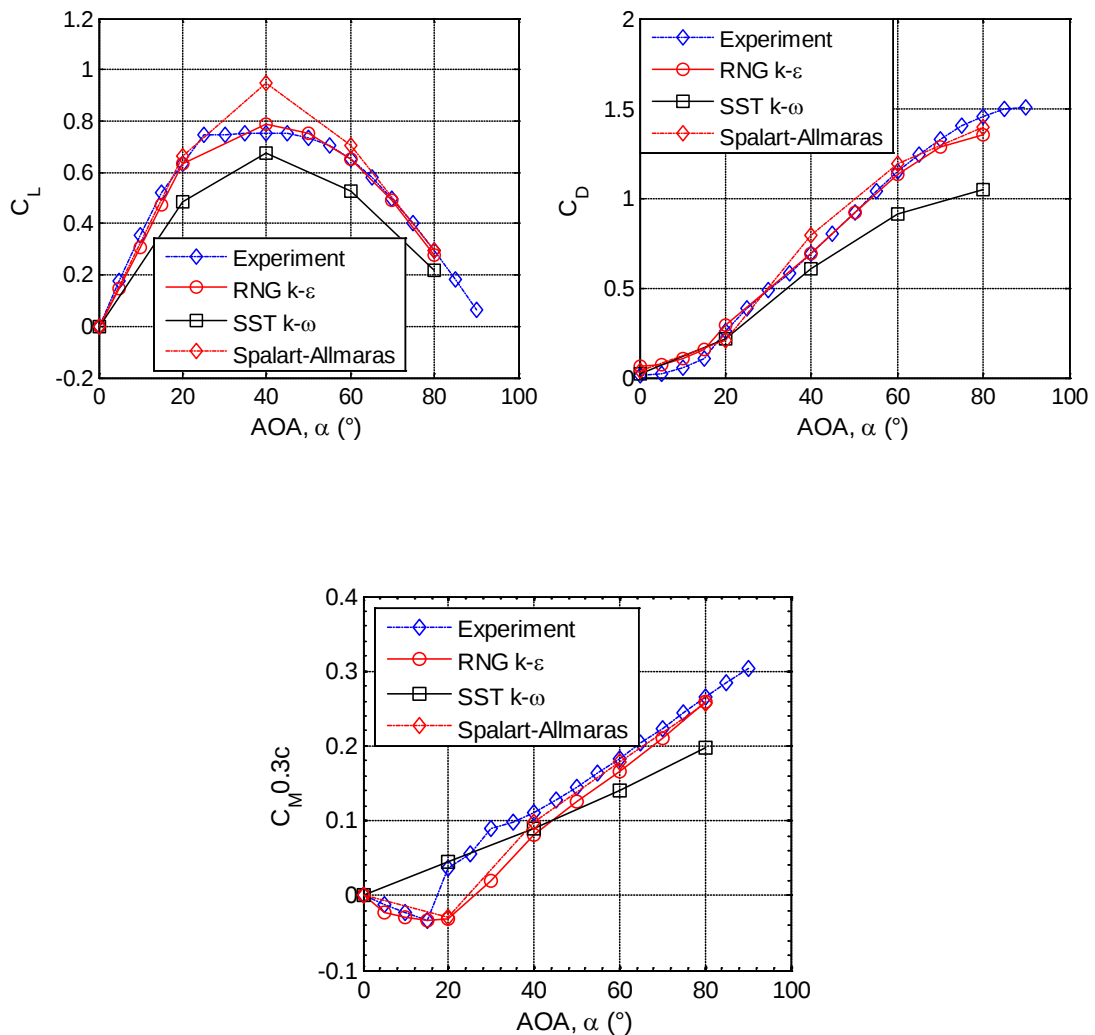
1. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งอ้างอิง
2. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งอ้างอิง

3. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
4. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
5. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
6. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
7. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
8. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
9. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
10. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
11. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง
12. ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง

หลังจากได้ผลการคำนวณแล้ว จะนำผลที่ได้ไปวิเคราะห์และเปรียบเทียบผลจากการทดลองต่อไป

### 3.9. การเลือก Turbulent Model และการไหลตัวของ Mesh ในการคำนวณด้วย CFD

การเลือกใช้ Turbulent Model มาแก้สมการพลศาสตร์ของไหล แบบ RANS นั้นมีความจำเป็นที่จะต้องเลือกใช้ให้ถูกและเหมาะสมกับกับสภาพของของไหลที่เกิดขึ้นกับกับปัญหา เพราะแต่ละโมเดลจะมี Assumption และค่าคงที่ไม่เหมือนกัน และความแม่นยำก็ต่างกันออกไปด้วย อาทิ k-Omega อาจจะเหมาะสมกับปัญหาที่มี Wall Effect เข้ามาเกี่ยวข้อง แต่หากปัญหาที่เป็นการวิเคราะห์การไหลของอากาศทั่วไปตามซึ่งหมายความว่าไม่ได้เป็นอากาศที่มาจากอุโมงค์ลม RNG k-epsilon อาจจะถูกรวบรวมมาใช้อย่างไรก็ตามเพื่อให้ได้ผลที่มีความแม่นยำและไม่ขาดการละเอียดที่จะวิเคราะห์ โดยใช้ Turbulent Models อื่นๆ การศึกษาความไวตัวของโมเดลจึงได้จัดทำขึ้น ซึ่งพบว่า RNG k-epsilon มีความแม่นยำของสัมประสิทธิ์แรงยกแรงต้านและโมเมนต์สูงสุดเมื่อเทียบกับโมเดลอื่นๆ ที่มุมปะทะต่างๆ ดังแสดงในรูป 43 ที่ความเร็ว 6 เมตร/วินาที

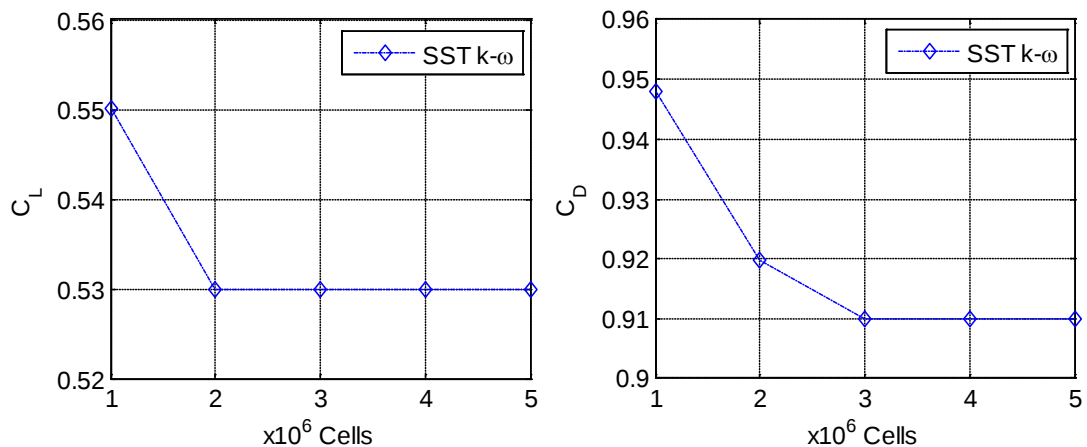


รูปที่ 43 ความไวของค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ a)  $C_L$  vs. AOA b)  $C_D$  vs. AOA และ c)  $C_M$  (0.3c) vs. AOA ที่ Turbulent Model ต่างๆ

การศึกษาอากาศพลศาสตร์ของไหลด้วยวิธีการแบบ RANS เป็นที่หลีกเลี่ยงไม่ได้ที่ต้องเผชิญกับการออกแบบและตีความให้กับปัญหา เนื่องการเป็นกระบวนการและวิธีการในการศึกษา และเป็นสิ่งที่โปรแกรม FLUENT เรียกหาก่อนที่จะทำการรันเพื่อจะแก้สมการ ซึ่งแน่นอนว่านอกจากการออกแบบการตีความเพื่อให้ได้คุณภาพและเหมาะสมกับปัญหาที่ศึกษาซึ่งได้กล่าวไปในหัวข้อข้างต้นแล้วมีความจำเป็นที่จะต้องศึกษาปริมาณเมชที่จะใช้อีกด้วย

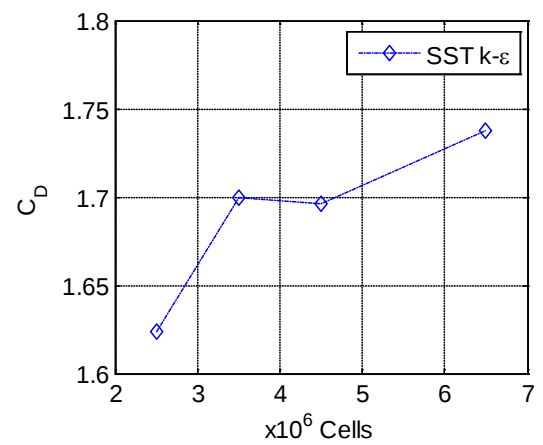
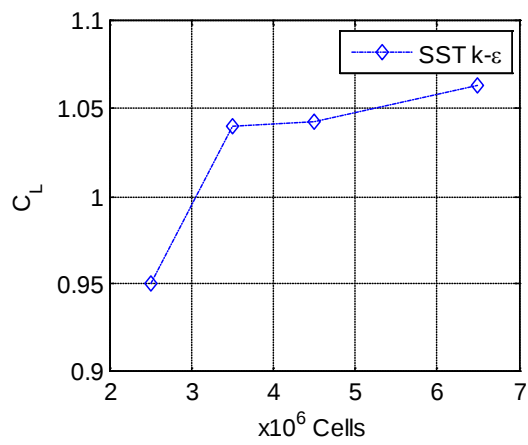
เนื่องจากการใช้เมชที่มากเกินไปจะส่งผลต่อทรัพยากรคอมพิวเตอร์ที่มีอยู่ให้ไม่สามารถทำการรันได้ หรือใช้เวลารันที่นานเกินไปควรมีทางเลือกที่ดีกว่าคือการลดปริมาณเมชลงแต่ไม่

ส่งผลอะไรต่อค่าอากาศพลศาสตร์หรือผลลัพธ์ที่ได้มา ซึ่งแน่นอนว่าปริมาณเมชที่มากขึ้น ก็จะได้รับ ความมั่นใจว่าจะได้ผลลัพธ์ที่แม่นยำ และถ้าใช้เมชที่น้อยลงใช้เวลาน้อยกว่า ดังนั้นการศึกษาจึง ทดลองใช้ปริมาณเมชตั้งแต่ 1,000,000-5,000,000 เซลล์ ซึ่งได้ผลการศึกษาโดยเปรียบเทียบค่า สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน กับปริมาณเมชที่เพิ่มขึ้นดังรูป 44 โดยการศึกษาที่กำหนดความเร็ว อากาศที่ 6 เมตร/วินาที Turbulent Model เป็น SST k-Omega ซึ่งพบว่าเมชที่ 2 ล้านเซลล์เป็นต้นไป ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่คงที่ และเมชที่ 3 ล้านเป็นต้นไปให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านที่คงที่ จึง สรุปว่าเมชที่ 3 ล้านเซลล์เป็นต้นไปจะเพียงพอและเหมาะสมที่สุดที่จะทำการศึกษาการไหลของการ พลศาสตร์ของปีกในงานวิจัยนี้ ส่วนจะได้สร้างเมชให้มีขนาดเท่ากับหรือมากกว่า 3 ล้านเซลล์ ก็ ขึ้นอยู่กับการออกแบบและตีเมช



รูปที่ 44 ความไว้วางใจของปริมาณเซลล์ กับสัมประสิทธิ์ a) แรงยก และ b) แรงต้าน ของปีก

สำหรับกรณีของปีกที่มีใบพัดก็ต้องทำการศึกษปริมาณที่เหมาะสมที่สุดเช่นกัน โดยการเพิ่ม ปริมาณเมชจาก 2,500,000-6,500,000 เซลล์ ความเร็วของอากาศคือ 6 เมตร/วินาที เลือกใช้ Turbulent Model แบบ SST k-Omega ซึ่งผลการเปลี่ยนแปลงของค่าสัมประสิทธิ์อากาศพลศาสตร์ แรงยกและแรงต้าน มีการเปลี่ยนแปลงน้อยลงตั้งแต่ปริมาณเมช 3 ล้านเซลล์เป็นต้นไปดังรูป 45



รูปที่ 45 ความไว้วางใจของปริมาณเซลล์ กับสัมประสิทธิ์ a) แรงยก และ b) แรงต้าน ของปีก-ใบพัด

## 4 ผลการทดลองด้วยอุโมงค์ลม

จากการทดสอบอุโมงค์ลมของชุดการทดลองทั้งหมด 6 ชุดการทดลองที่ความเร็วอากาศ 6 10 และ 14 เมตร/วินาที อัตราการหมุนของใบพัด 4000 6000 และ 8000 รอบต่อนาที ซึ่งหากคิดเป็นค่าไร้นหน่วยด้วย Re และ J จะได้ดังตาราง และได้ค่าอากาศพลศาสตร์ดังตารางที่ 2 ดังนี้

ตาราง 2 การเทียบค่าความเร็วและอัตราการหมุนเป็นค่าไร้นหน่วย

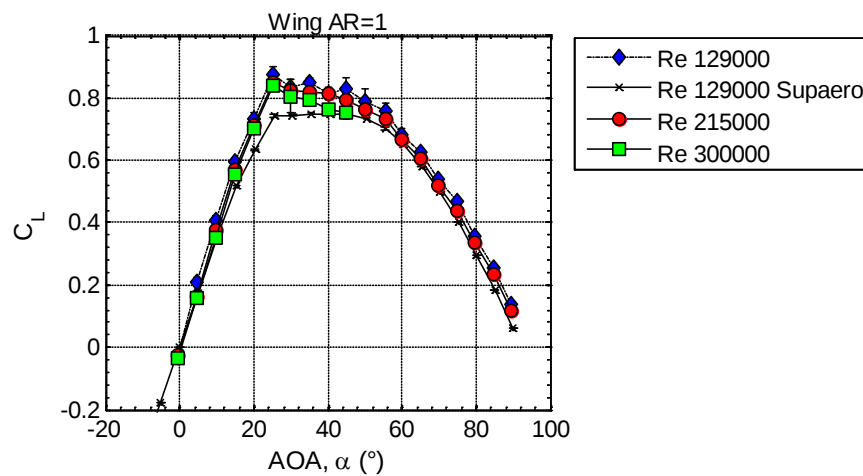
| V (m/s) | Re      | N (RPM) | J     |
|---------|---------|---------|-------|
| 6       | 129,000 | 8000    | 0.225 |
|         |         | 6000    | 0.300 |
| 10      | 215,000 | 8000    | 0.375 |
|         |         | 6000    | 0.500 |
| 14      | 300,000 | 8000    | 0.525 |
|         |         | 6000    | 0.700 |

ซึ่งสมการที่ใช้หาค่าสัมประสิทธิ์ต่างๆ ที่ใช้สามารถคำนวณมีดังนี้

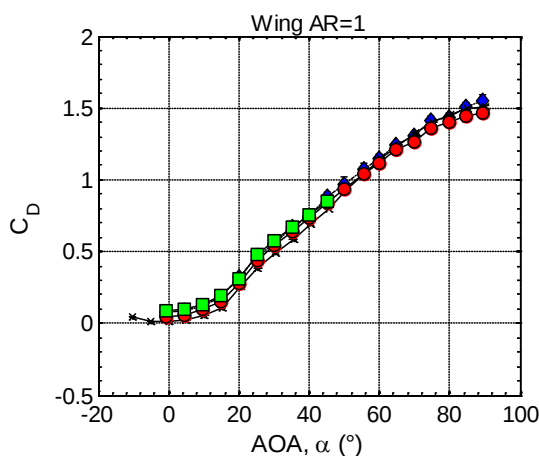
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, C_M = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S c}, C_x = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, \text{ และ } J = \frac{V}{nd}$$

### 4.1. ปีก (Wing)

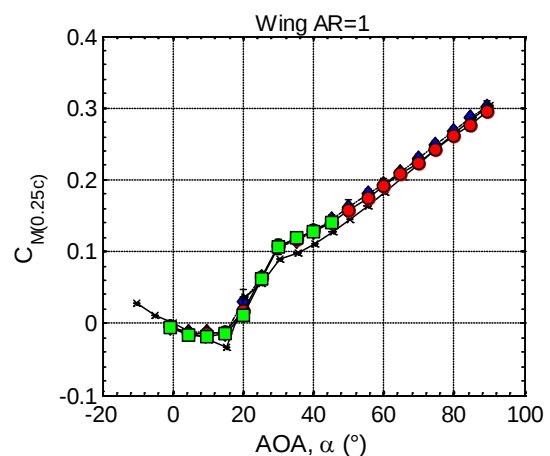
ปีกได้ถูกทดสอบในช่วง Re 129,000-300,000 พบว่าค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกไม่ขึ้นกับอัตราความเร็วของอากาศหรือ Re ที่เพิ่มขึ้น ดังแสดงในรูป 46 โดยค่าแรงยกเพิ่มเป็นเส้นตรงจนถึงมุมปะทะ 25° ปีกเริ่มเกิด Stall หลังจากที่มีมุมปะทะนี้ค่าแรงยกเริ่มลดลงเรื่อยๆ ส่วนแรงต้านและโมเมนต์ที่ตำแหน่ง 0.3 ของความยาวขงเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น ข้อสังเกตที่มีมุมปะทะ 0° ค่าแรงยกมีค่าเป็นศูนย์เนื่องจากปีกที่มีแผนอากาศสมมาตร แบบ NACA 0012



(a)



(b)



(c)

รูปที่ 46 เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกที่ความเร็วต่างๆ โดย (a) สัมประสิทธิ์แรงยก, (b) สัมประสิทธิ์แรงต้าน และ (c) สัมประสิทธิ์โมเมนต์ตำแหน่ง 30% ของความยาวเส้นขนาน

## 4.2. ใบพัด (Propeller)

ใบพัดได้ถูกทดสอบผลที่ได้ดังผลการทดลองในรูปที่ 47 ที่ความเร็วใดๆ การเพิ่มอัตราการหมุนจะทำให้แรงจลน์มีค่าเพิ่มขึ้นเป็นจำนวนจำนวนหนึ่งที่เท่ากันในมุมปะทะต่างๆ กัน ข้อสังเกตว่าเมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้นแรงจลน์จะเพิ่มขึ้นเนื่องจากความเร็วลมที่มาปะทะกับใบพัดในแนวตั้งฉากมีค่าลดลง ซึ่งสอดคล้องกับการทดลองที่อัตราการหมุนใดๆ หากลดความเร็วลมลง ค่าแรงจลน์จะเพิ่มขึ้น ส่วนค่าแรงในแนวรัศมีของใบพัด กับ โมเมนต์รอบแกนหมุนของแกนติดตั้งใบพัด นั้นมีค่าน้อยมากในทุกๆ มุมปะทะ

#### 4.3. ปีกติดใบพัดด้านหน้า (Tractor)

รูปที่ 48 แสดงผลการทดลองปีกที่ติดใบพัดด้านหน้า เมื่อมีการเพิ่มอัตราความเร็วที่ความเร็วใดๆ พบว่าค่าแรงยกมีค่าเพิ่มขึ้นและจุด Stall ก็ถูกเลื่อนออกไปส่วนที่มุมปะทะ  $0^\circ$  ค่าแรงยกยังคงเท่าเดิมเนื่องจากเป็นปีกแบบสมมาตร เมื่อมีการเพิ่มความเร็วที่อัตราการหมุนใดๆ พบว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกลดลงเนื่องจากความเร็วของอากาศเป็นสัดส่วนผกผันกับค่าสัมประสิทธิ์

ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านในมุมปะทะต่ำๆ ติดลบเนื่องจากแรงต้านมีทิศทางตรงข้ามกับแรงจุด ซึ่งการเพิ่มอัตราการหมุนก็เป็นจึงทำให้  $C_D$  ติดลบมากขึ้น สังเกตว่ามุมปะทะที่ค่า  $C_D$  เป็นศูนย์เป็นจุดที่ใบพัดจะไม่มีผลกับการสร้างแรงจุดให้กับโมเดลอีกต่อไป เช่น ที่  $J=0.225$  คือ มุมปะทะที่  $25^\circ$  และเช่นเดียวกับแรงยกที่เมื่อเพิ่มความเร็วอากาศจะทำให้ค่า  $C_D$  ลดลงเนื่องจากเป็นสัดส่วนผกผันกันที่  $J=0.525$  และ  $0.7$  พบว่าค่า  $C_D$  เป็นศูนย์ตั้งแต่มุมปะทะต่ำเนื่องจากโมเดลมีความเร็วลมที่สูงและใบพัดไม่สามารถเอาชนะด้วยแรงจุดที่มีอยู่ได้ซึ่งต้องเพิ่มรอบการหมุนจึงอาจจะเป็นชนะได้ สำหรับค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์เมื่อมีการเพิ่มอัตราการหมุนของใบพัด ที่ความเร็วลมใดๆ พบว่าไม่มีความแตกต่างกันมากนักเนื่องจากโมเมนต์เกิดขึ้นน้อย หรือแม้แต่ที่อัตราการหมุนของใบพัดใดๆ ที่มีความเร็วเพิ่มขึ้นก็ยังไม่มีการเปลี่ยนแปลง อาจสรุปได้ว่าการเพิ่มความเร็วในการหมุนของใบพัดและความเร็วลมไม่มีการส่งผลกระทบต่อค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์

#### 4.4. ปีกแยกใบพัดด้านหน้า (Separated Wing and Propeller in Tractor Configuration)

เพื่อต้องการดูค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกเมื่อตัดผลของแรงต่างๆ ที่เกิดขึ้นจากใบพัด และพิจารณาความเร็วด้านหลังใบพัดว่ามีผลต่ออากาศพลศาสตร์ของปีกอย่างไร จึงได้แยกใบพัดออกจากปีก ซึ่งได้ผลการทดลองรูป 49 โดยค่าของ  $C_L$  ที่ความเร็วลมใดๆ เมื่อมีการเพิ่มรอบการหมุนของใบพัดพบว่าในช่วงกราฟที่เป็นเส้นตรงหรือก่อนที่จะถึงมุม Stall นั้น ไม่มีความเปลี่ยนแปลงเนื่องจากการเพิ่มจำนวนรอบทำให้ความเร็วที่ไหลผ่านปีกมีความเร็วเพิ่มมากขึ้น แต่ขณะเดียวกันปีกที่ใช้ศึกษานั้นไม่มีความไวตัวกับความเร็วลมที่เพิ่มขึ้นดังที่กล่าวมาแล้วจึงได้ผลดังกล่าว แต่อย่างไรก็ตามมุมปะทะสูงขึ้นปีกที่อัตราเร็วรอบของใบพัดมากกว่าจะมีค่าแรงยกที่มากกว่าและจุด Stall ยังถูกเลื่อนออกไปด้วยเนื่องจากอัตรารอบที่สูงกว่าช่วยให้อากาศไหลผ่านซิดผิวปีกมากขึ้นที่มุมปะทะสูงๆ

สัมประสิทธิ์แรงต้านดังรูป 49 (d)-(f) ที่มุมปะทะก่อน Stall ก็มีแนวโน้มไปเป็นลักษณะเดียวกันคือ เมื่อมีการเพิ่มรอบการหมุนของใบพัดขึ้นที่ความเร็วลมใดๆ ค่าแรงต้านไม่มีการเปลี่ยนแปลง แต่หลังจากจุด Stall แรงต้านจะเพิ่มขึ้นสูงมากกว่าในกรณีของจำนวนรอบต่ำกว่า เหตุผลเพราะความเร็วลมที่ไหลผ่านปีกสูงกว่า สำหรับโมเมนต์เมื่อแปลงเป็นค่าสัมประสิทธิ์แล้ว

พบว่าไม่มีความไวต่อจำนวนรอบของใบพัดที่เพิ่มขึ้นนัก เว้นแต่ที่  $J = 0.225$  ในช่วงตั้งแต่  $40^\circ$  เป็นต้นไป คือตำแหน่งที่ให้ค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์มากที่สุด อาจเนื่องมาจากปีกสร้างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกได้มากกว่า

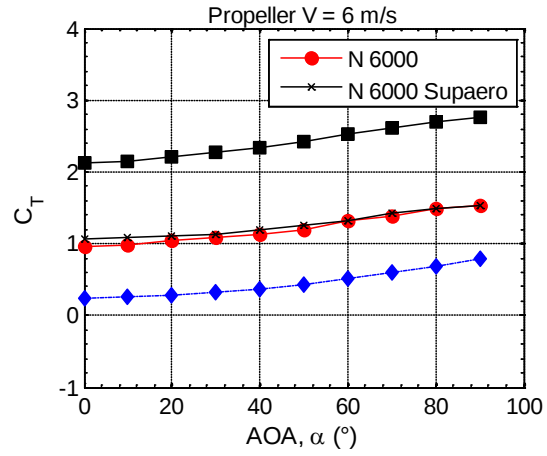
#### 4.5. ปีกติดใบพัดด้านหลัง(Pusher)

ใบพัดที่ติดอยู่ด้านหลังปีกที่ความเร็วลมใดๆ เมื่อมีการเพิ่มจำนวนรอบของใบพัดมากขึ้นในช่วงมุมปะทะต่างๆ ช่วง A ดังรูป 50(a)-(c) พบว่าไม่มีผลกับการสร้างแรงยก แต่หลังจากช่วงนี้การเพิ่มจำนวนรอบจะได้ค่าแรงยกที่มากกว่า เช่นเดียวกันกับกรณีของ Tractor แต่มุม Stall ในกรณีนี้เป็นจุดเดียวกันสำหรับแรงต้านที่ติดลบคือแรงดูดที่เกิดขึ้นมาและจำนวนรอบที่เพิ่มขึ้นก็ทำให้เครื่องบินมีแรงดูดเพิ่มขึ้นหรือค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านติดลบมากขึ้น นอกจากนี้ที่มุมปะทะที่มีค่า  $C_D$  เป็นศูนย์ เป็นจุดที่บ่งบอกว่าแรงดูดที่เกิดขึ้นนั้นไม่เพียงพอที่จะทำให้เครื่องบินบินไปข้างหน้าแล้ว และหลังจากมุมปะทะนี้เป็นต้นไปค่าแรงต้านจะเพิ่มขึ้น ในรูป 50 (f) พบว่าค่าเป็นศูนย์ตั้งแต่เริ่มมุมปะทะต่ำ เนื่องจากความเร็วลมที่สูงและจำนวนรอบต่ำเกินไป

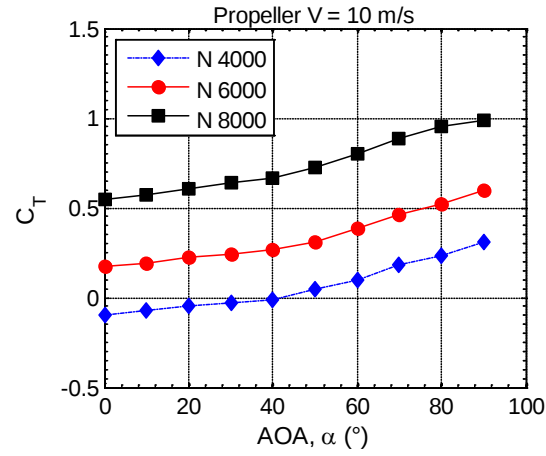
ที่รอบการหมุนใดๆ หากเพิ่มความเร็วลมมากขึ้นค่า  $C_D$  และ  $C_L$  นั้นลดลงเนื่องจากค่าสัมประสิทธิ์เป็นสัดส่วนผกผัน และท้ายสุดสำหรับ  $C_M$  ของปีกที่มีใบพัดอยู่หลัง ก็ไม่มีความไวต่อกับจำนวนรอบการหมุนและความเร็วที่เปลี่ยนแปลงไปเว้นแต่  $J=0.225$  เนื่องจากเป็นจุดที่มีความเร็วลมต่ำสุดและจำนวนรอบสูงสุดของการทดสอบจึงทำให้ได้  $C_L$  มากสุด และ  $C_D$  ต่ำสุด เมื่อเปรียบเทียบกับกราฟอื่นๆ ที่มุมปะทะเดียวกัน

#### 4.6. ปีกแยกใบพัดด้านหลัง (Separated Wing and Propeller in Pusher Configuration)

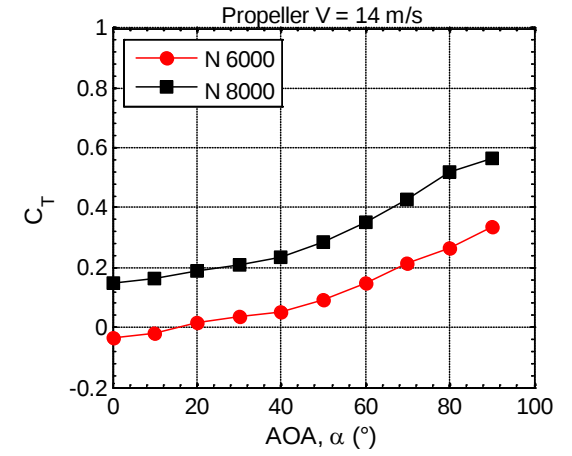
ในรูป 51 (a)-(c) การเพิ่มความเร็วลมและรอบการหมุนของใบพัด ไม่ได้สร้างความเปลี่ยนแปลงของ  $C_L$  สังเกตได้ว่าที่มุมปะทะเดียวกันมาค่า  $C_L$  ที่ใกล้เคียงกันถึงแม้ที่จุด Stall ก็ยังปรากฏว่าเป็นจุดเดียวกัน แต่สำหรับค่า  $C_D$  ในช่วงก่อน Stall เมื่อเพิ่มรอบการหมุนของใบพัดที่ความเร็วลมใดๆ พบว่าค่า  $C_D$  ไม่มีการเปลี่ยนแปลงอาจเนื่องมาจากการไหลของอากาศที่ไหลผ่านปีกไม่มีการเปลี่ยนแปลงเช่นกันโดยตั้งข้อสังเกตว่า การไหลค่อนข้างราบเรียบชิดไปกับผิวปีกตั้งแต่แรกอยู่แล้วด้วยอิทธิพลของใบพัด แต่หลังจาก Stall อากาศเริ่มเกิด Separation มากยิ่งขึ้น เมื่อเปิดมุมปะทะสูงขึ้น ถึงแม้ว่าจะเกิดปรากฏการณ์ดังกล่าวเหมือนกัน แต่ปีกที่มีจำนวนรอบของใบพัดมากกว่าจะทำให้ความเร็วลมไหลผ่านปีกสูงขึ้น สุดท้ายสัมประสิทธิ์แรงต้านก็เพิ่มขึ้นตามความเร็วที่เพิ่มขึ้นจึงทำให้เห็นว่าปีกที่มีจำนวนรอบมากกว่ามีค่า  $C_D$  สูงกว่า



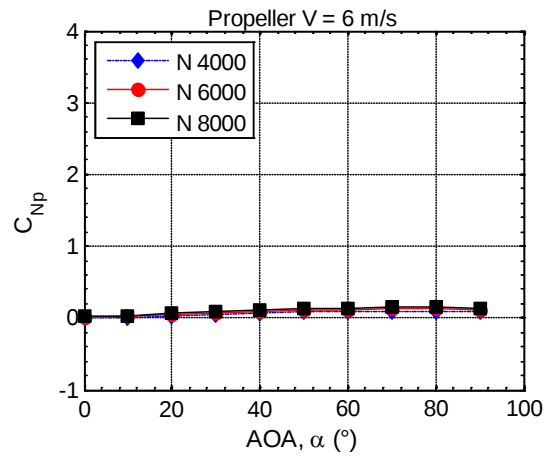
(a)



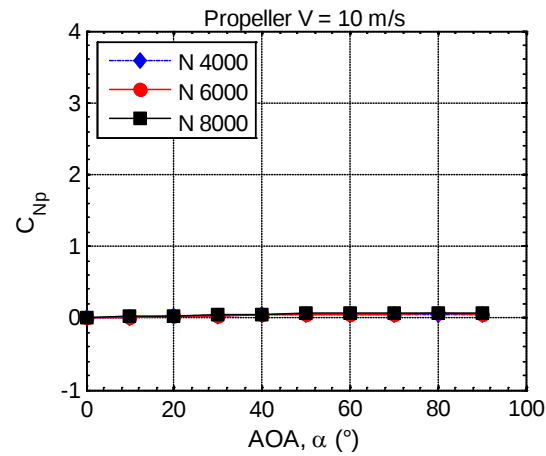
(b)



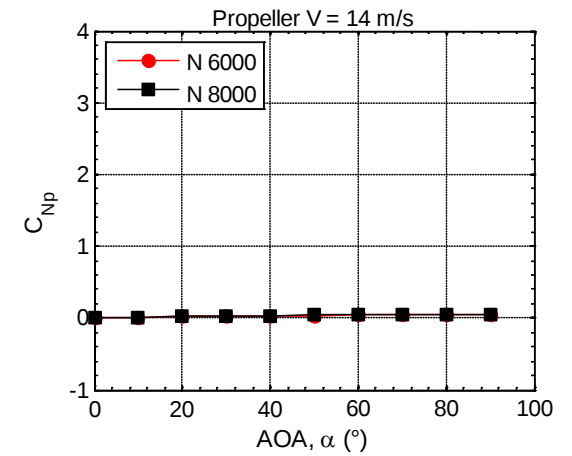
(c)



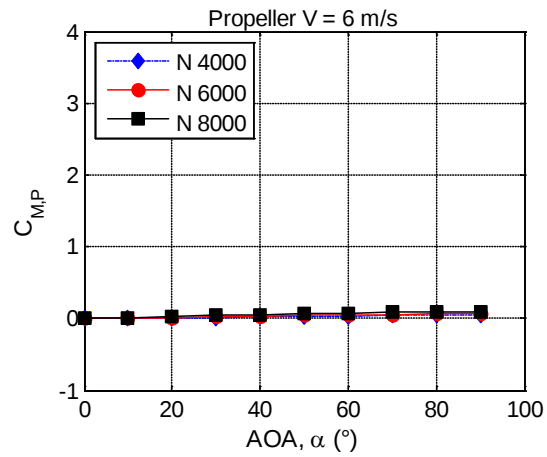
(d)



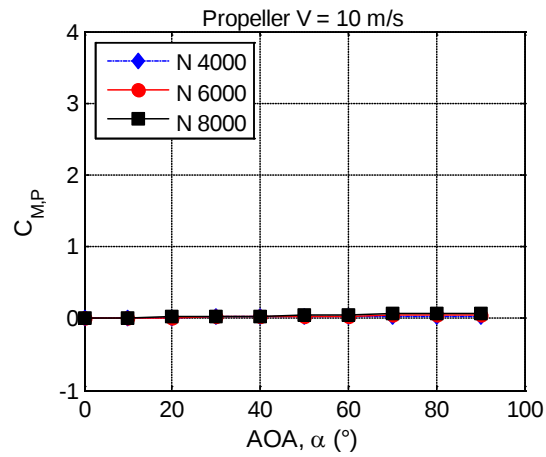
(e)



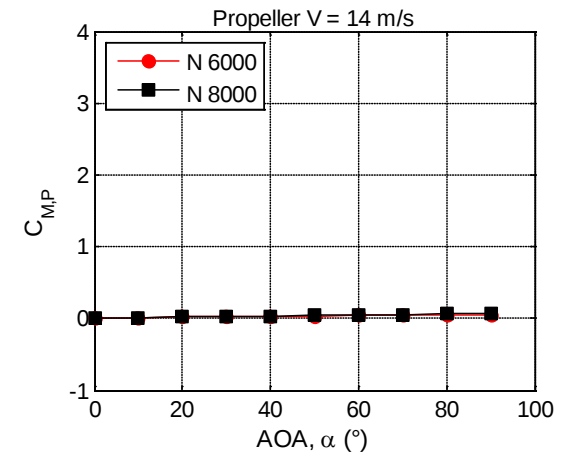
(f)



(e)



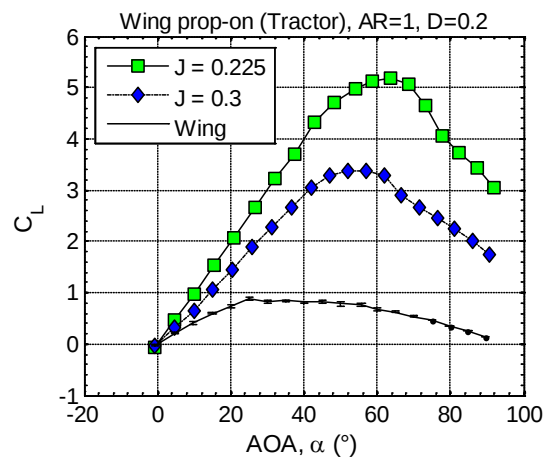
(f)



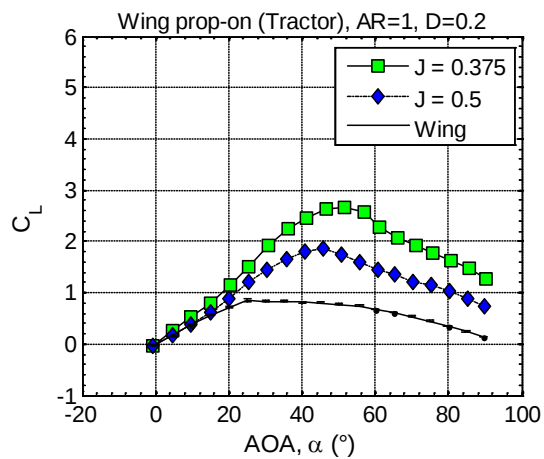
(g)

รูปที่ 47 เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของใบพัดที่ความเร็ว 6 10 14 เมตร/วินาที เมื่อปรับมุมปะทะ 0-90° โดย (a)-(c) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงจุด, (d)-(f) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงในแนวรัศมี (e)-(g) แสดงค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์

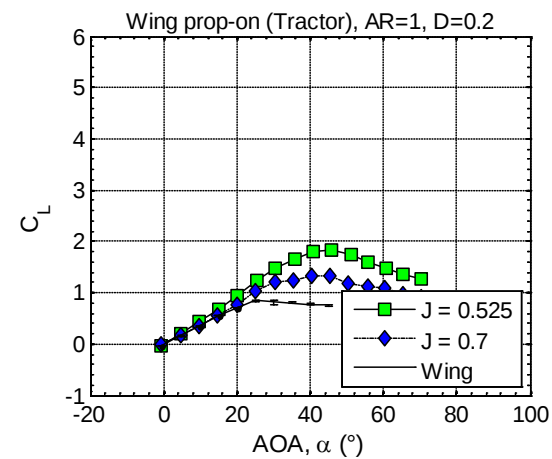
หมายเหตุ ในแต่ละกราฟจะมีความเร็วเดียวกันโดยทางซ้าย กลาง และขวา มีความเร็วจาก 6 10 และ 14 เมตร/วินาที ตามลำดับ



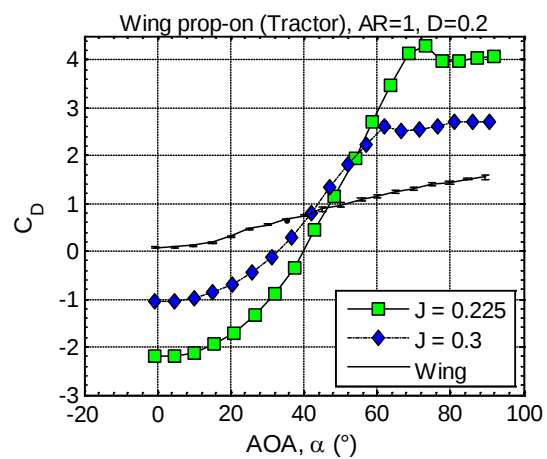
(a)



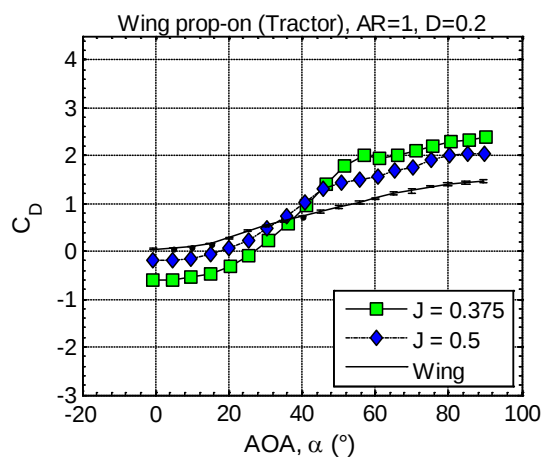
(b)



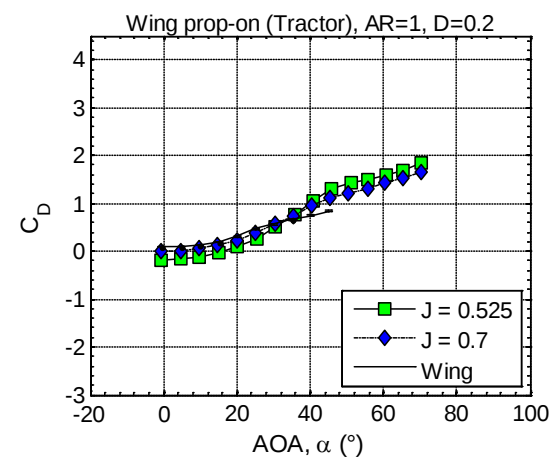
(c)



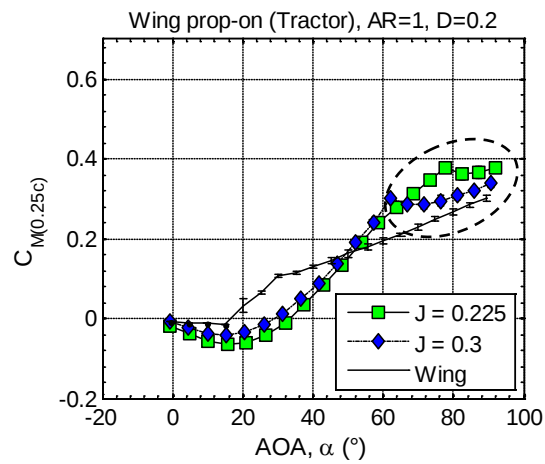
(d)



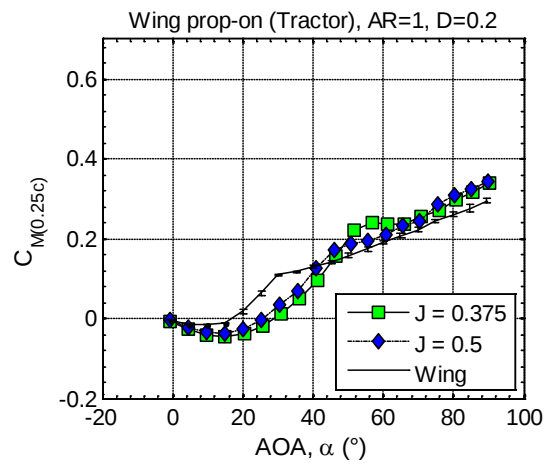
(e)



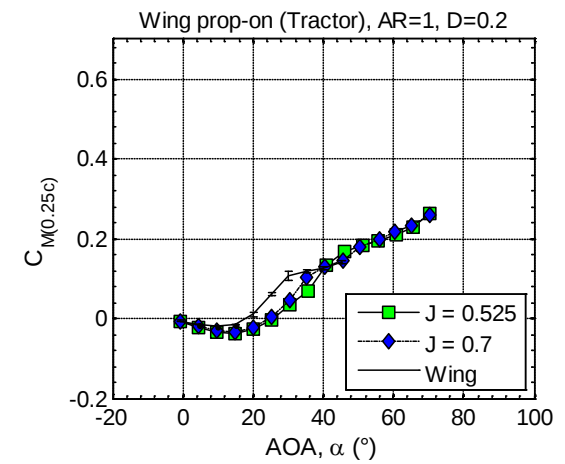
(f)



(e)



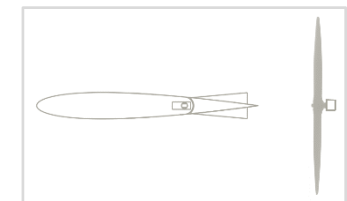
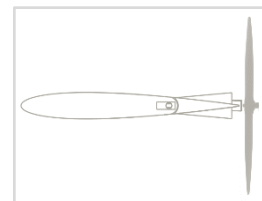
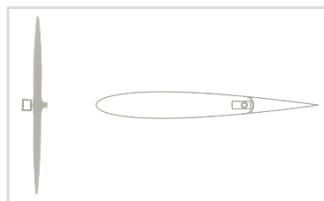
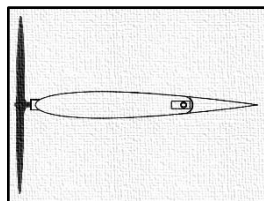
(f)

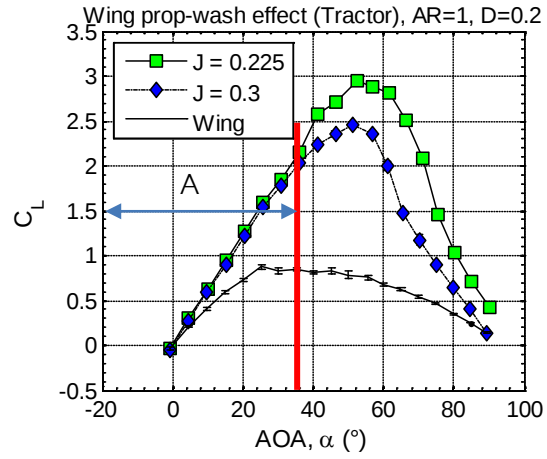


(g)

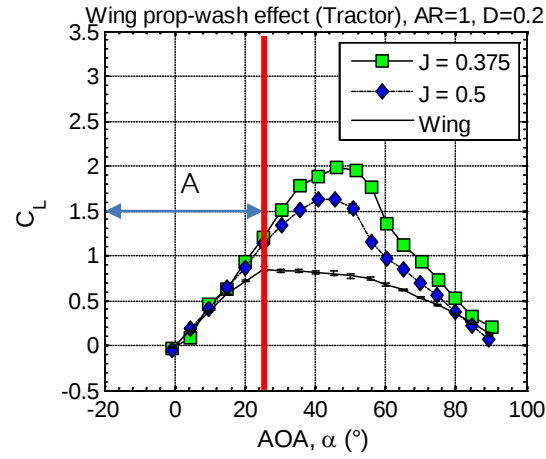
รูปที่ 48 เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกติดใบพัดด้านหน้าที่ความเร็ว 6 10 14 เมตร/วินาที เมื่อปรับมุมปะทะ 0-90° โดย (a)-(c) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยก, (d)-(f) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน, (e)-(g) แสดงค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ที่ 30% ของความยาวเส้นขนาน

หมายเหตุ ในแต่ละกราฟจะมีความเร็วเดียวกันโดยทางซ้าย กลาง และขวา มีความเร็วจาก 6 10 และ 14 เมตร/วินาที ตามลำดับ

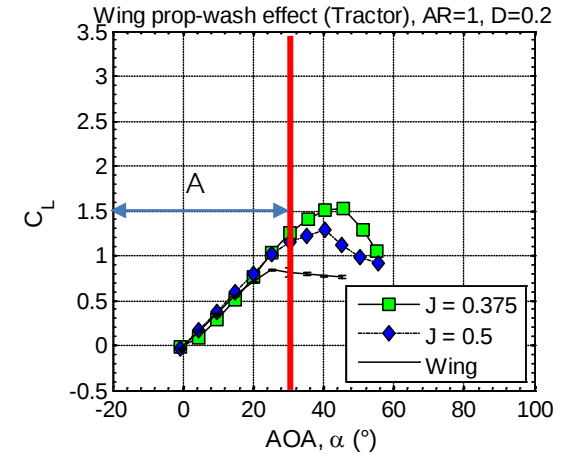




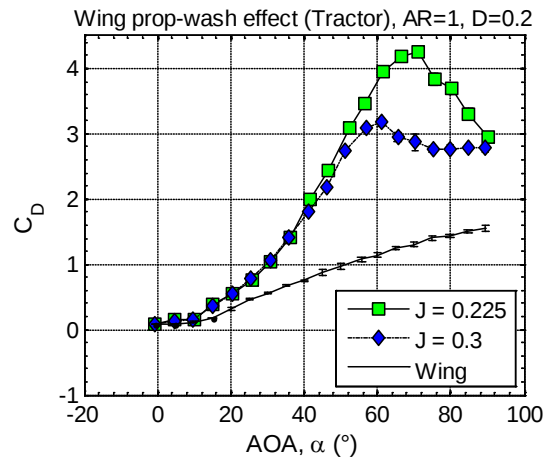
(a)



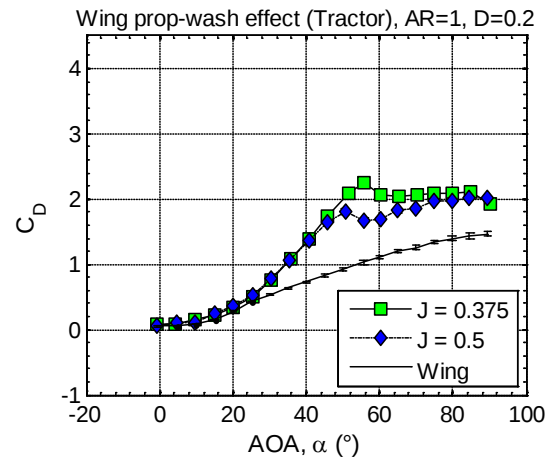
(b)



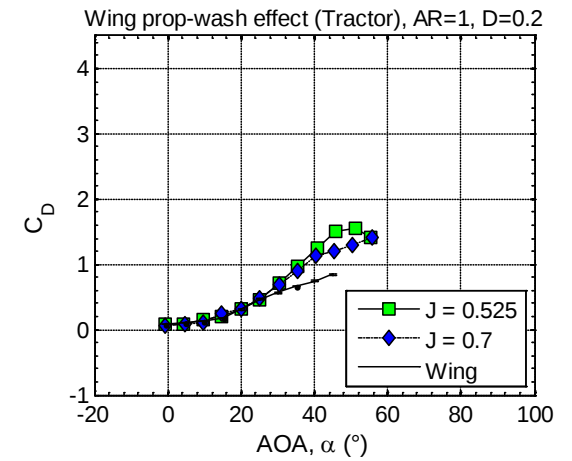
(c)



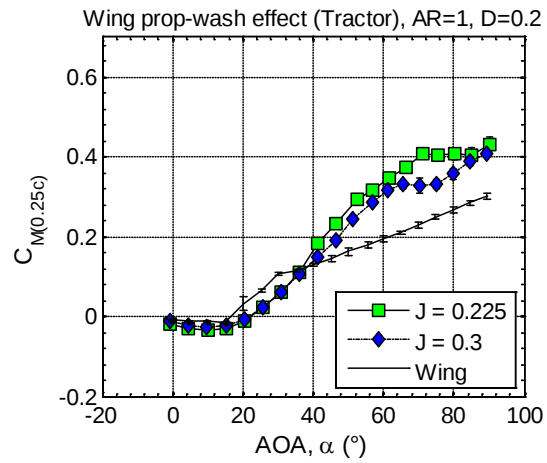
(d)



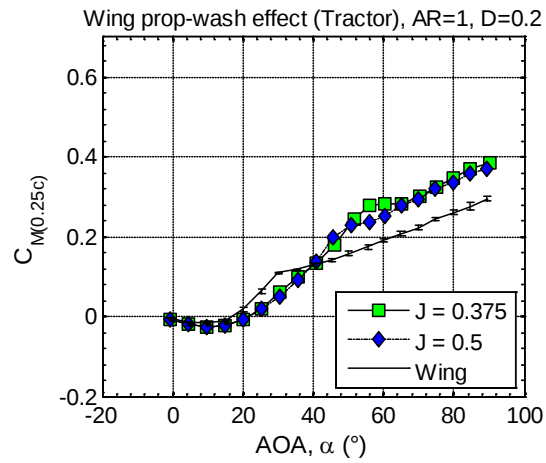
(e)



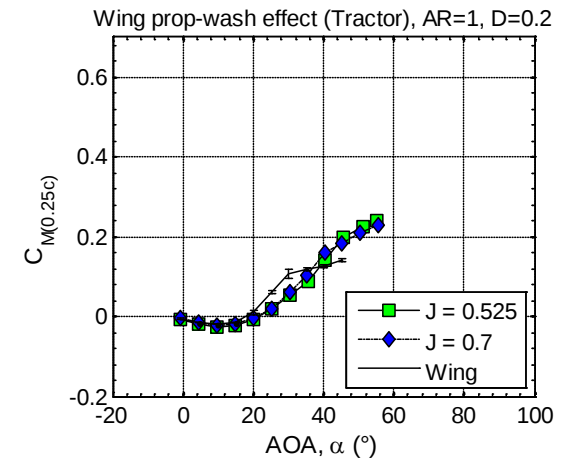
(f)



(e)



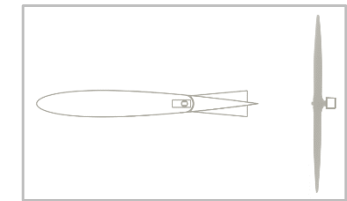
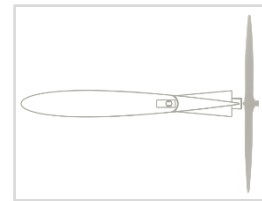
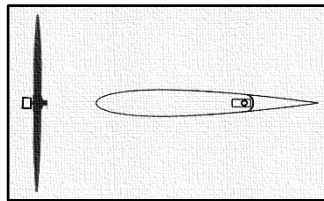
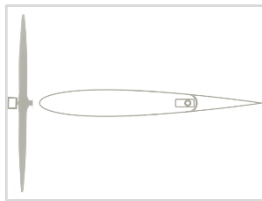
(f)

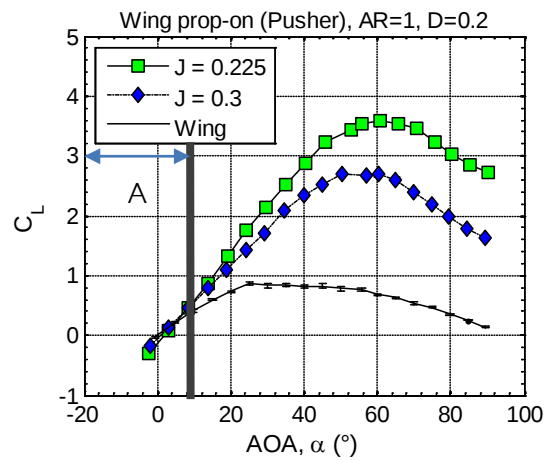


(g)

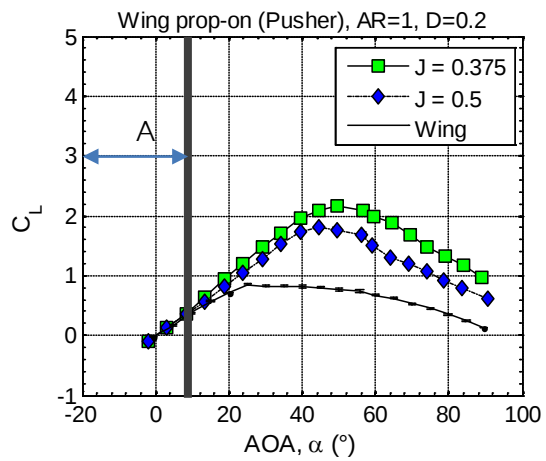
รูปที่ 49 เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกแยกใบพัดด้านหน้าที่ความเร็ว 6 10 14 เมตร/วินาที เมื่อปรับมุมปะทะ 0-90° โดย (a)-(c) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยก, (d)-(f) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน, (e)-(g) แสดงค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ที่ 30% ของความยาวเส้นขนาน

หมายเหตุ ในแต่ละกราฟจะมีความเร็วเดียวกันโดยทางซ้าย กลาง และขวา มีความเร็วจาก 6 10 และ 14 เมตร/วินาที ตามลำดับ

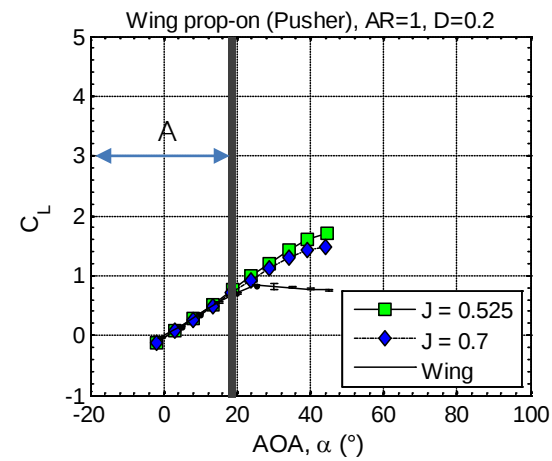




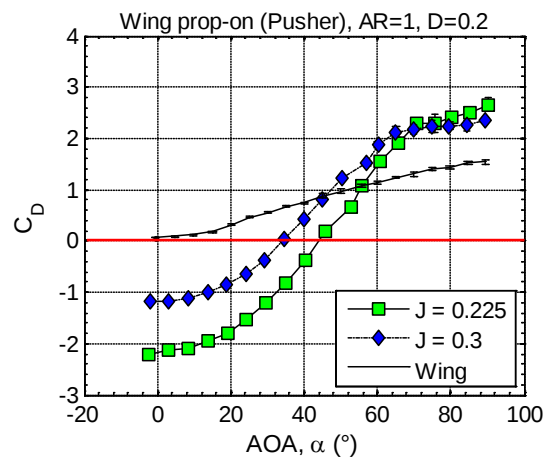
(a)



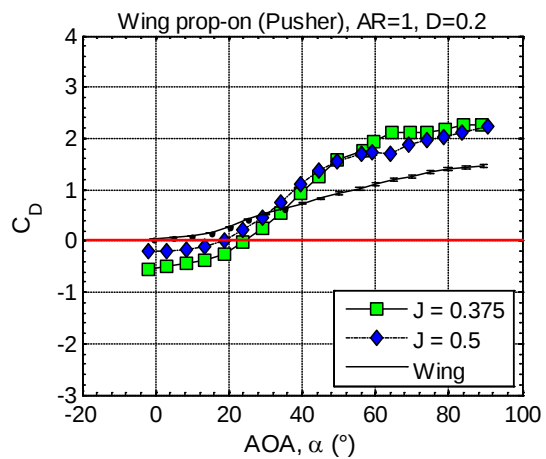
(b)



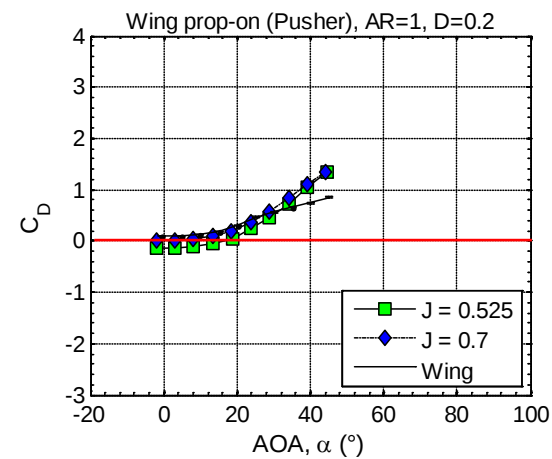
(c)



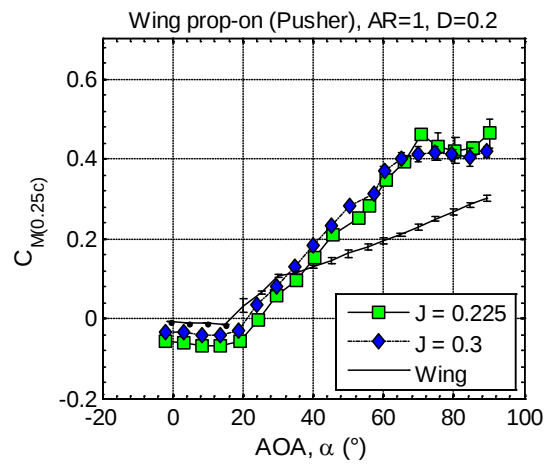
(d)



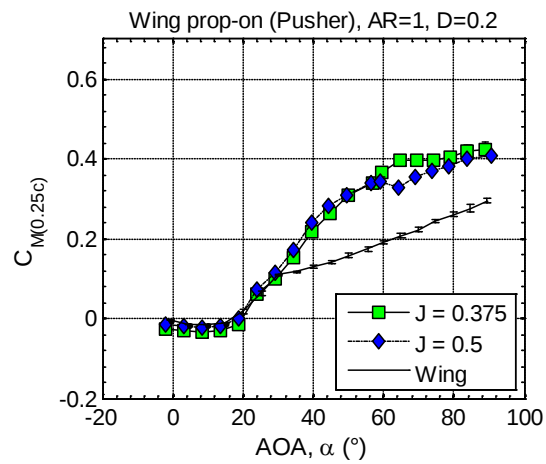
(e)



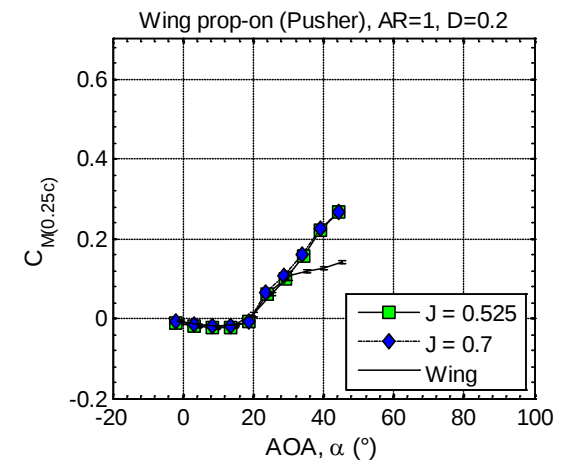
(f)



(e)



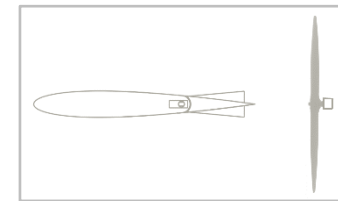
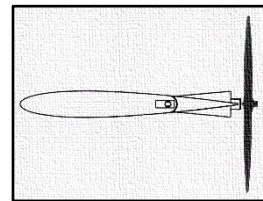
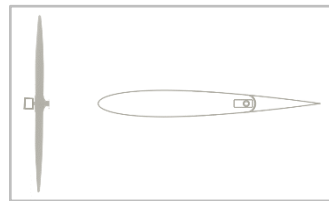
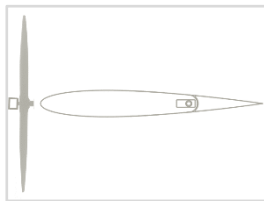
(f)

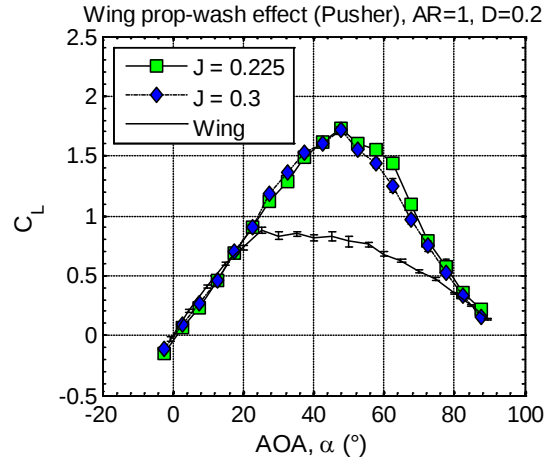


(g)

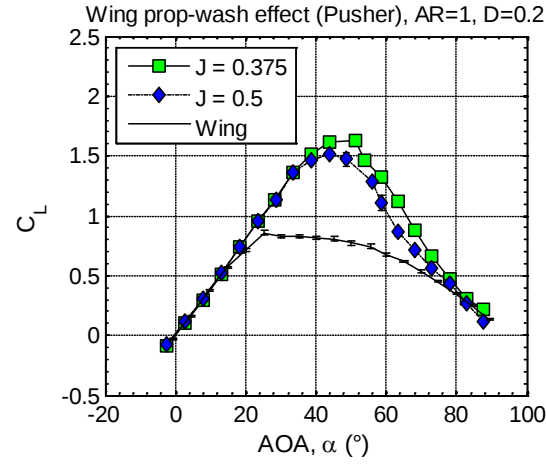
รูปที่ 50 เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกติดใบพัดด้านหลังที่ความเร็ว 6 10 14 เมตร/วินาที เมื่อปรับมุมปะทะ 0-90° โดย (a)-(c) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยก, (d)-(f) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน, (e)-(g) แสดงค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ที่ 30% ของความยาวเส้นขนาน

หมายเหตุ ในแต่ละกราฟจะมีความเร็วเดียวกันโดยทางซ้าย กลาง และขวา มีความเร็วจาก 6 10 และ 14 เมตร/วินาที ตามลำดับ

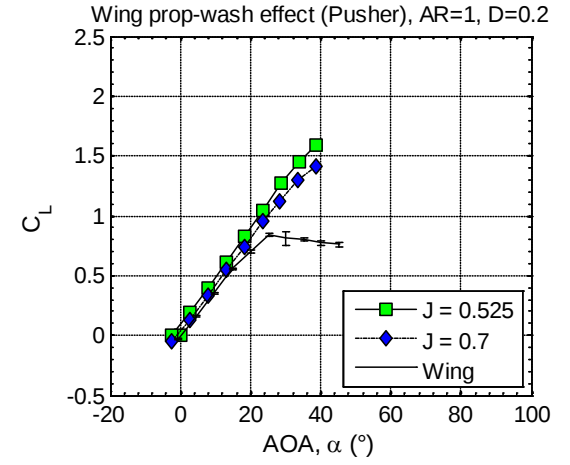




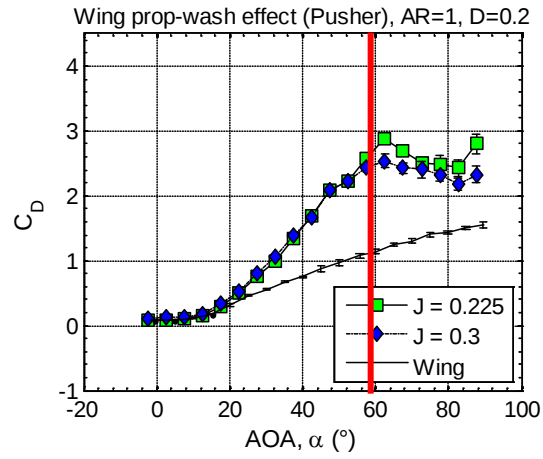
(a)



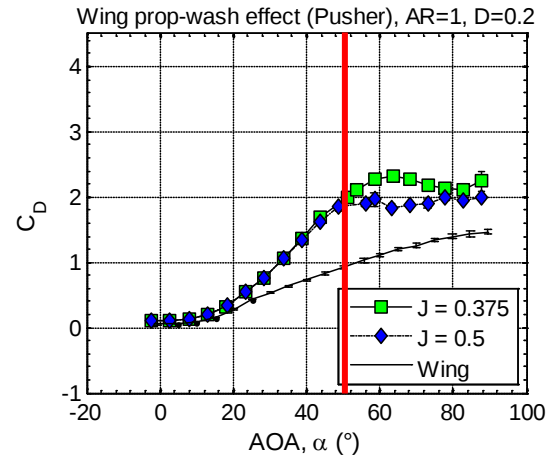
(b)



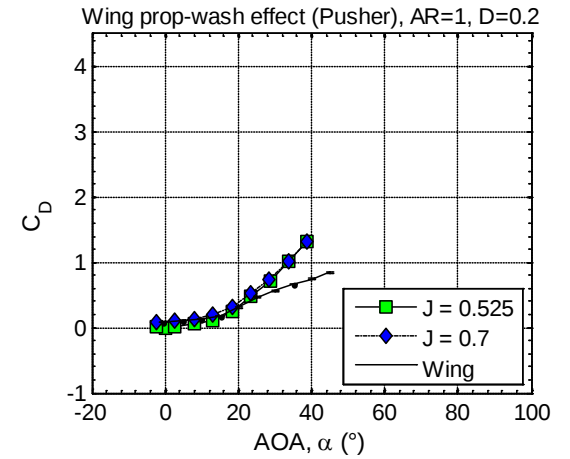
(c)



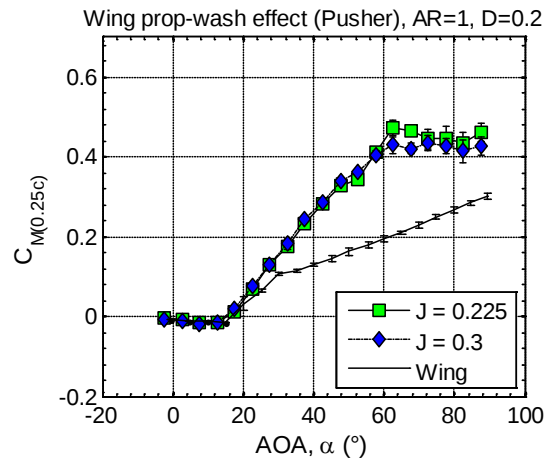
(d)



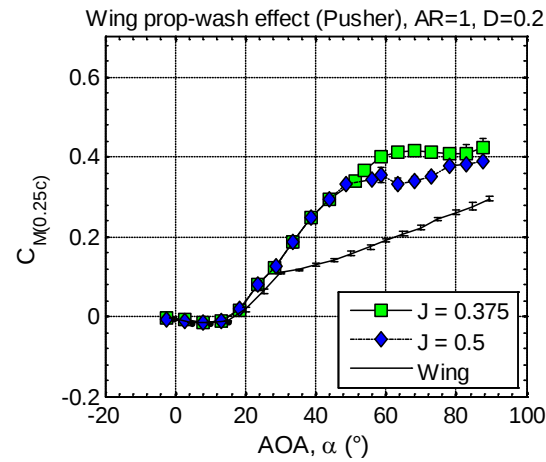
(e)



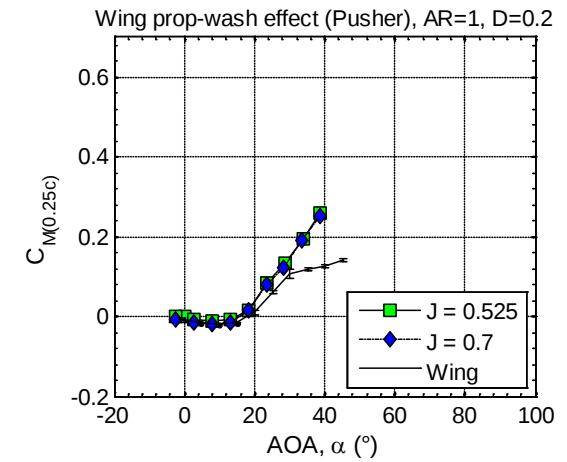
(f)



(e)



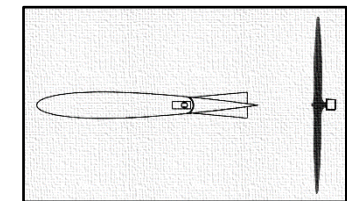
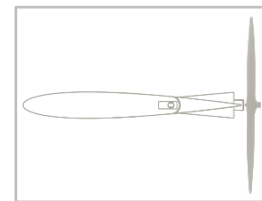
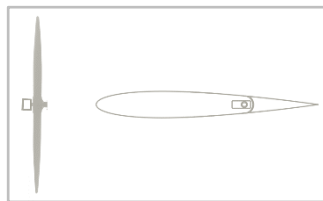
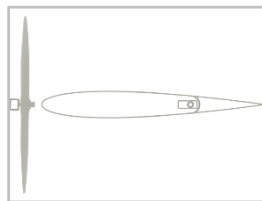
(f)



(g)

รูปที่ 51 เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกแยกใบพัดด้านหลังที่ความเร็ว 6 10 14 เมตร/วินาที เมื่อปรับมุมปะทะ 0-90° โดย (a)-(c) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยก, (d)-(f) แสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน, (e)-(g) แสดงค่าสัมประสิทธิ์โมเมนต์ที่ 30% ของความยาวเส้นขยา

หมายเหตุ ในแต่ละกราฟจะมีความเร็วเดียวกันโดยทางซ้าย กลาง และขวา มีความเร็วจาก 6 10 และ 14 เมตร/วินาที ตามลำดับ



#### 4.7. ปีกและผลกระทบจากใบพัดของ Tractor (Wing and Propeller Wash Effect of Tractor)

ในรูป 5 2(a)-(b) จากการศึกษาผลกระทบของ Prop-wash ที่มีต่อค่าสัมประสิทธิ์แรงยก พบว่าอิทธิพลของใบพัดหรือ Prop-wash นั้นมีต่อค่า  $C_L$  อย่างมากในช่วงหลังมุม Stall ของปีกจะเห็นว่าในช่วง 0-20 องศา ค่า  $C_{L \text{ prop-off}}$  มีค่าเท่ากับ  $C_{L \text{ wing}} + \Delta C_{L \text{ prop}}$  นั้นหมายความว่าใบพัดไม่ได้มีส่วนช่วยให้ปีกมีแรงยกที่เพิ่มขึ้น พิจารณาเส้นของ Prop wash หลังจากมุมปะทะสูงขึ้นจะเห็นได้ว่ามุม Stall ถูกเลื่อนออกไปจาก 25° ไปเป็น 50° เมื่อ  $J=0.375$  และ จาก 25° ไปเป็น 40° เมื่อ  $J=0.5$  อีกทั้งค่าแรงยกยังสูงขึ้นเป็นเท่าตัว และหลังจากมุม Stall ค่า  $C_L$  จึงค่อยๆ ลดลง เมื่อนำผลค่าแรงที่เกิดขึ้นจากใบพัดเข้ามารวมกับ Prop-wash จะได้เส้นของ  $C_{L \text{ total}}$  ซึ่งเป็นไปตามสมการ

$$C_{L \text{ total}} = C_{L \text{ wing}} + C_{L \text{ prop}} + \Delta C_{L \text{ prop} \rightarrow \text{wing}} + \Delta C_{L \text{ wing} \rightarrow \text{prop}}$$

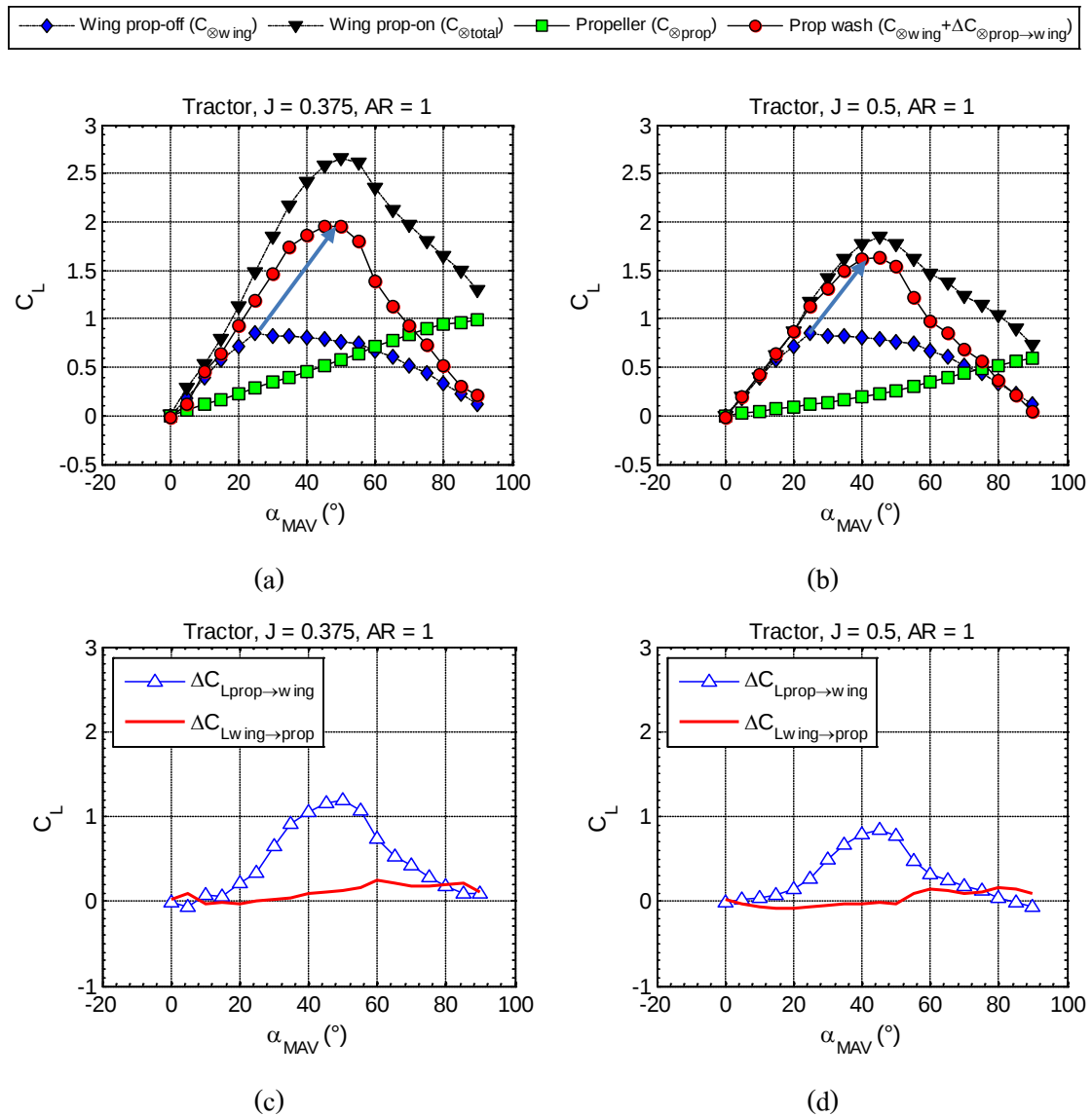
นอกจากนี้ผลของ  $\text{Max } C_L$  จะเพิ่มขึ้นเมื่อ  $J$  ลดลง เนื่องจากความเร็วรอบของใบพัดสูงขึ้น ผลของการศึกษานี้ยังยืนยันว่า Boundary layer นั้นเปลี่ยนไปโดยอิทธิพลของใบพัดช่วยดึงอากาศให้ไหลกลับมาชิดผิวปีกมากขึ้น โดยเฉพาะเมื่อจำนวนรอบการหมุนของใบพัดสูงขึ้น

เมื่อพิจารณาผลอิทธิพลของอากาศหลังใบพัดที่เข้าไปช่วยเพิ่มค่า  $C_L$  ให้กับปีก ส่วนอิทธิพลของปีกที่มีต่อใบพัดนั้นน้อยมากๆ ซึ่งได้ทำการทดลองและพิสูจน์ออกมาเช่นกัน สำหรับค่า  $C_D$  ก็เช่นกันที่ว่า อิทธิพลของลมใบพัด (Prop-wash) ไม่ได้ทำให้ปีกมีแรงต้านที่เปลี่ยนไป ในช่วง 0°-25° และเมื่อเพื่่อมุมปะทะมากขึ้นแรงต้านก็เพิ่มมากขึ้นและมากกว่าปีกปกติเนื่องจากปีกได้รับความเร็วลมที่เพิ่มมากขึ้นจากใบพัด และเมื่อคิดแรงที่เกิดขึ้นจากใบพัดเข้าไปแรงต้านก็จะเป็นลบ เนื่องจากทิศตรงข้ามกับแรงจุด จะเห็นว่าในช่วงมุมปะทะต่ำๆ ใบพัดสามารถเอาชนะแรงต้านที่เกิดขึ้นจากปีกได้ และเมื่อมุมปะทะสูงขึ้นปีกก็เริ่มมีแรงต้านมากขึ้นจนแรงจุดที่เกิดขึ้นนั้นไม่เพียงพอ และแรงต้านที่เกิดขึ้นทั้งหมดสามารถสรุปได้ดังสมการ

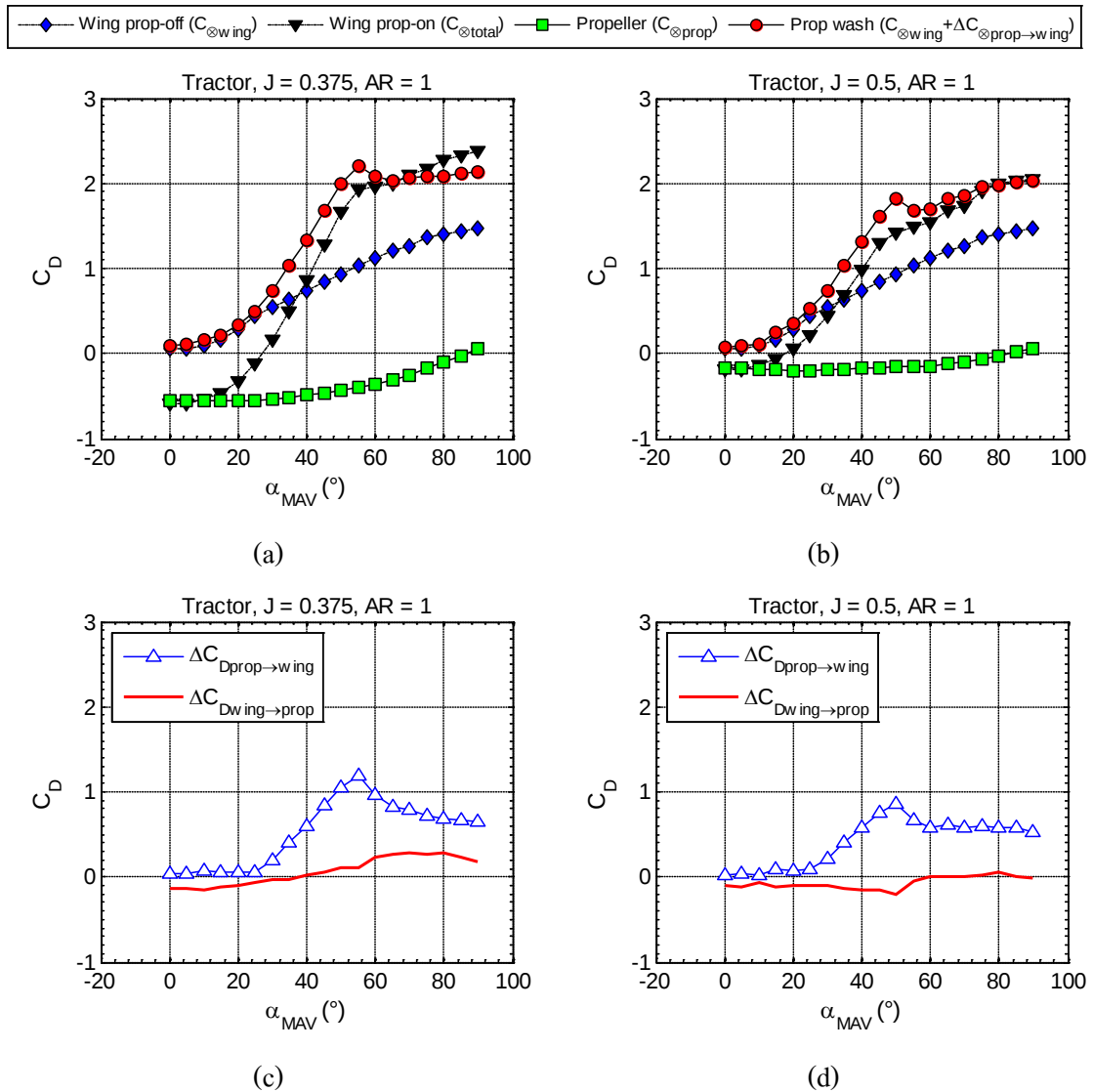
$$C_{X \text{ total}} = C_{D \text{ wing}} + C_{X \text{ prop}} + \Delta C_{D \text{ prop} \rightarrow \text{wing}} + \Delta C_{X \text{ wing} \rightarrow \text{prop}}$$

โดยสรุปอิทธิพลของอากาศใบพัดที่มีต่อแรงต้านปีกและปีกต่อใบพัดดัง ผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง (c)-(d) โดยอิทธิพลของอากาศหลังใบพัดในช่วง 0-25° เป็นช่วงก่อน Stall ของปีก พบว่ามีค่า  $C_D$  เป็นศูนย์ คือใบพัดไม่สามารถเปลี่ยนแปลงค่า  $C_D$  ของปีกได้ และเมื่อมุมปะทะเพิ่ม

อิทธิพลของอากาศหลังใบพัดก็เริ่มมีผล และหลังจากมุม Stall ของปีกติดใบพัดค่า  $C_D$  ก็เริ่มลดลง เนื่องจากปีก Stall แล้ว ส่วนอิทธิพลของปีกที่มีต่อใบพัดยังคงมีค่าน้อยมาก



รูปที่ 52 สัมประสิทธิ์แรงยก Tractor

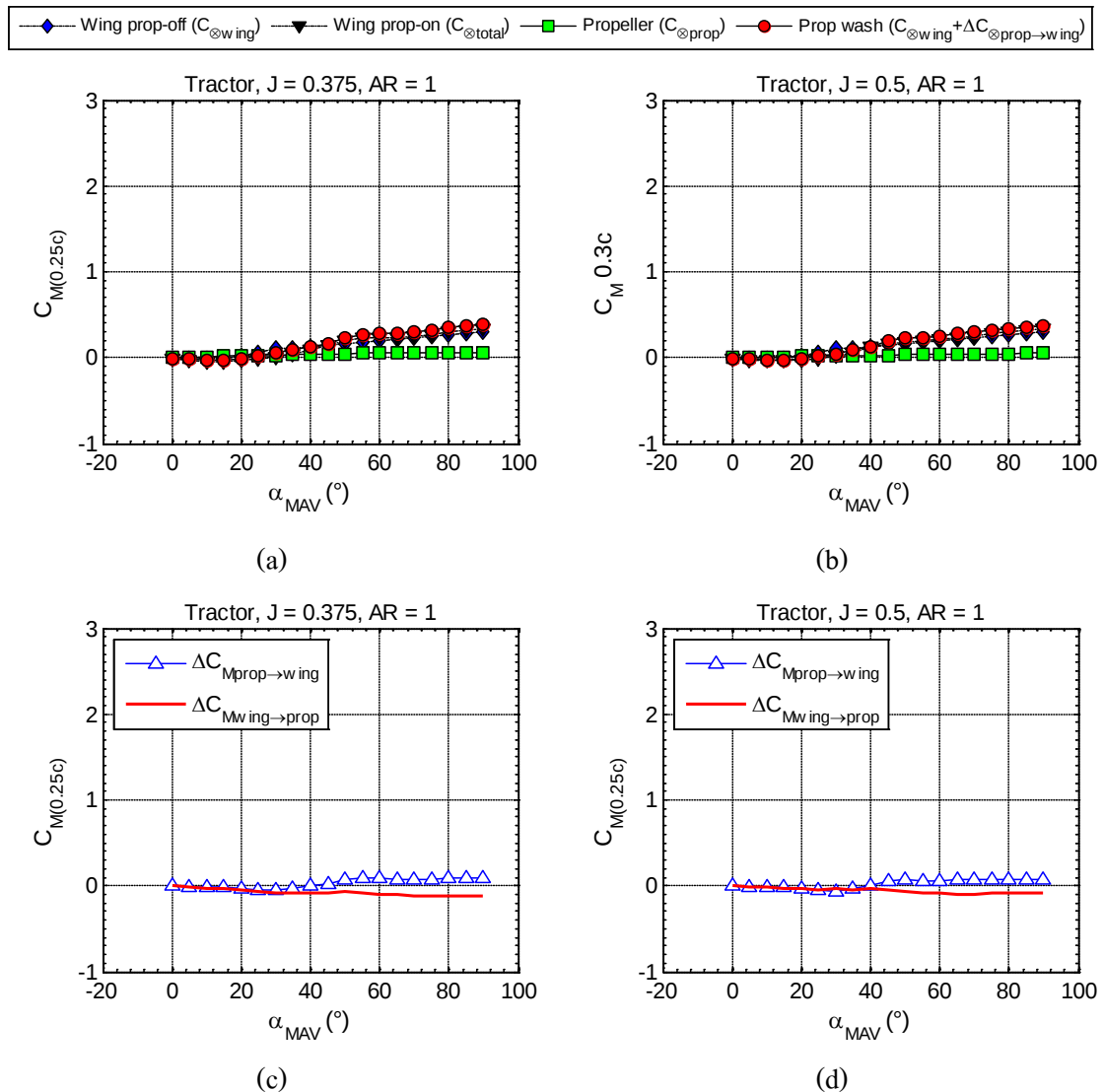


รูปที่ 53 สัมประสิทธิ์แรงต้าน Tractor

ปีกที่ได้รับอิทธิพลจากอากาศหลังใบพัดพบว่าไม่ได้มีค่า  $C_M$  ที่เปลี่ยนแปลงไปเลยถึงแม้ว่าปีกจะมีความเร็วลมไหลผ่านมากขึ้นแต่ผลที่ได้กล่าวมาแล้วข้างต้นพบว่าความเร็วลมไม่ได้มีผลต่อความไหวในการสร้างโมเมนต์ของปีก จึงได้ผลดังรูป 54 (a)-(b) และเนื่องมาจากบพัดสร้างโมเมนต์น้อยมากจึงเห็นว่า  $C_{Mprop}$  เข้าใกล้ศูนย์อย่างไรก็ตามโมเมนต์ที่เกิดขึ้นทั้งหมดสามารถอธิบายด้วยสมการ

$$C_{Mtotal} = C_{Mwing} + C_{Mprop} + \Delta C_{Mprop \rightarrow wing} + \Delta C_{Mwing \rightarrow prop}$$

ในรูป 54 (c)-(d) ยังแสดงให้เห็นว่าปีกได้รับอิทธิพลจากอากาศหลังใบพัดในการสร้างโมเมนต์น้อยมาก และขณะเดียวกันปีกก็มีอิทธิพลต่อใบพัดน้อยเช่นกัน



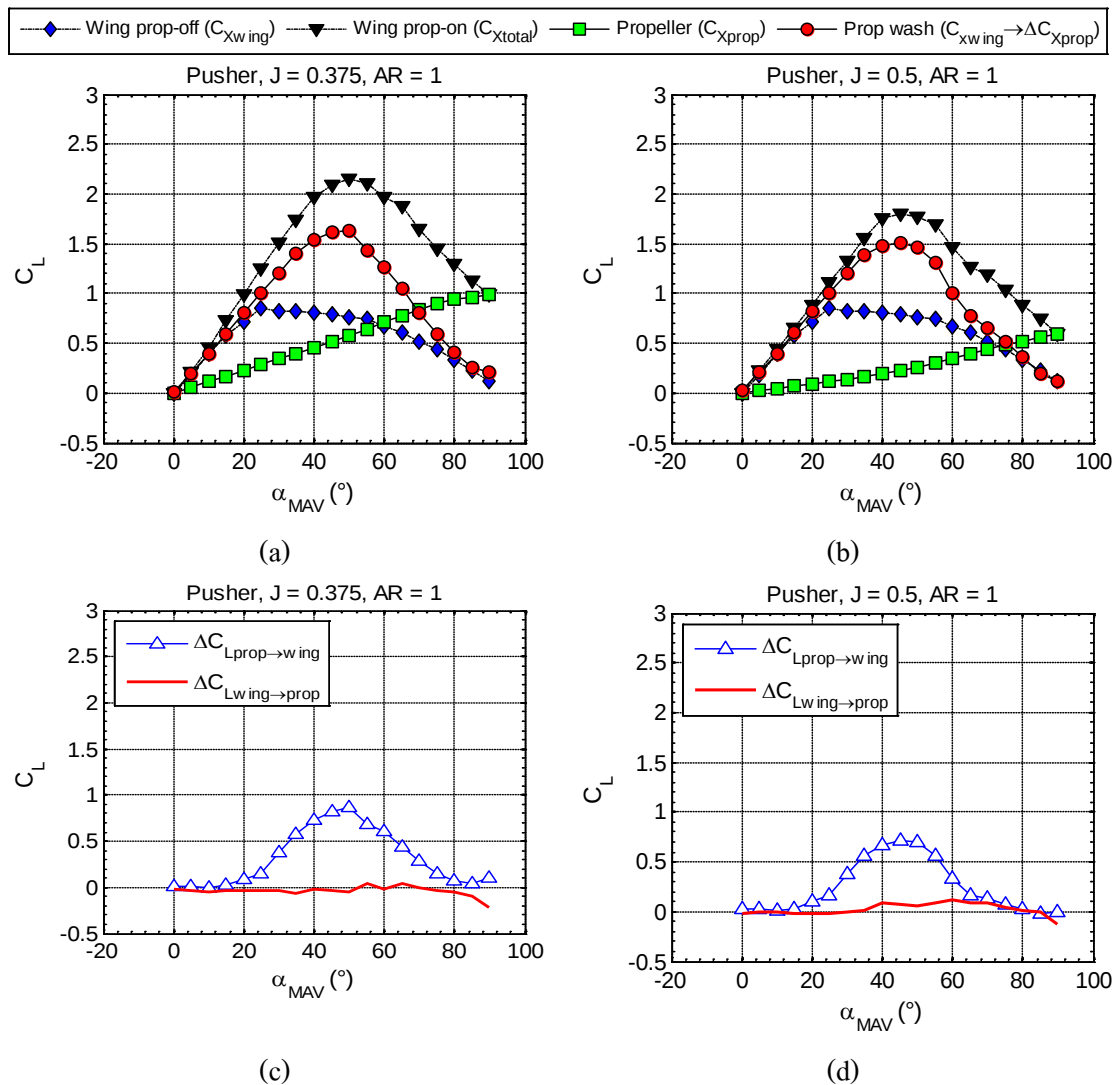
รูปที่ 54 สัมประสิทธิ์โมเมนต์ Tractor

#### 4.8. ปีกและผลกระทบจากใบพัดของPusher (Wing and Propeller Wash Effect of Pusher)

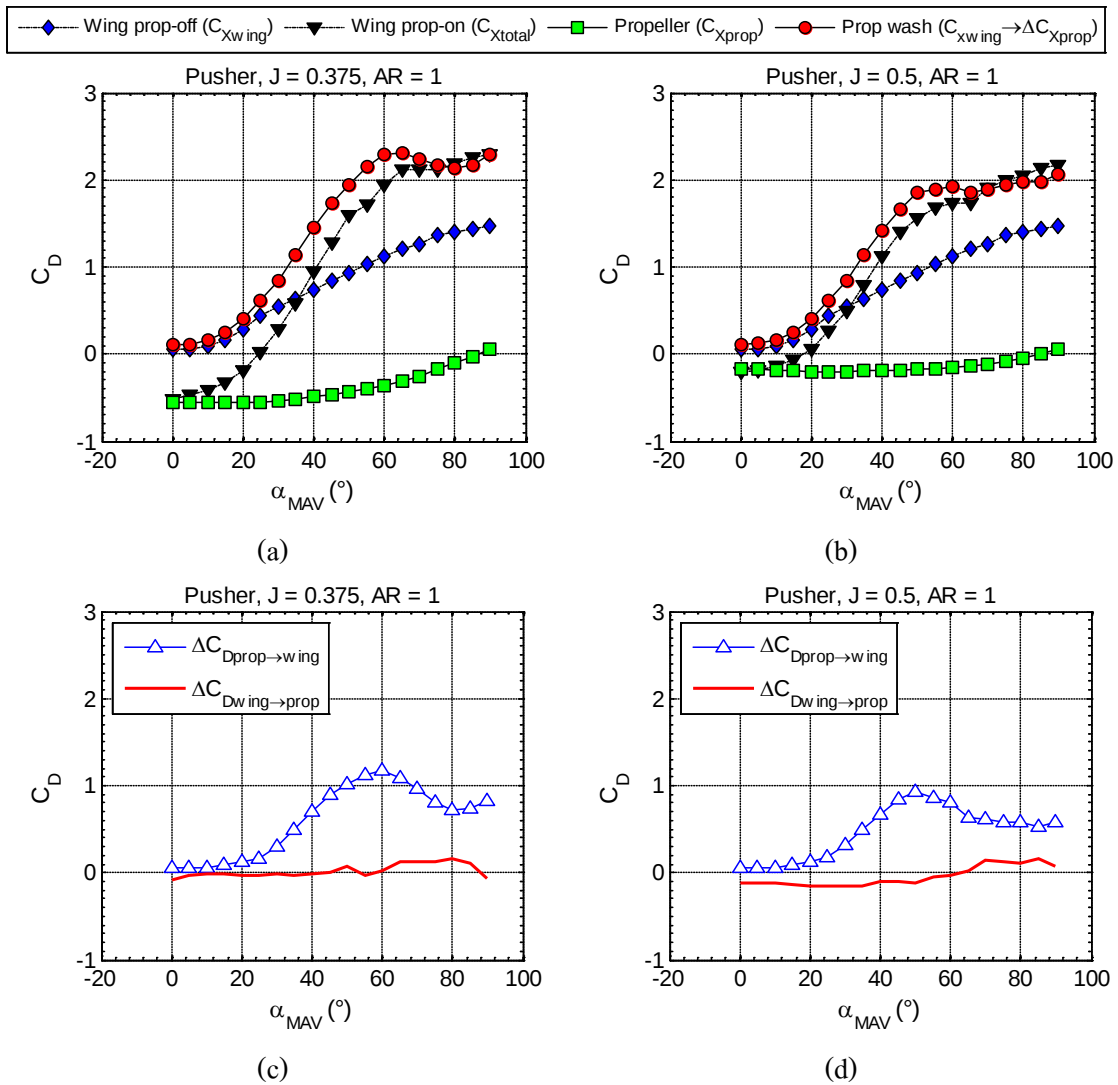
ในกรณีของ Pusher เมื่อปีกได้รับอิทธิพลจากอากาศหน้าใบพัดของใบพัดแล้ว ก็มีความเปลี่ยนแปลงไปเป็นลักษณะเดียวกันกับของ Tractor คือ ที่มุมปะทะต่ำๆ ( $0-20^\circ$ ) อากาศที่ไหลผ่านปีกจากอิทธิพลของใบพัดนั้นไม่มีผลกับการเปลี่ยนแปลงของแรงยก และแรงต้าน มุม Stall ก็ได้ถูกเลื่อนออกไปเป็นต้น ดังรูป 55 (a)-(b) อีกทั้งยังได้ข้อสังเกตเช่นเดียวกันคืออากาศด้านหน้าของ

ใบพัดได้ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลงค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกไปในทิศทางเดียวกันกับ Tractor และอิทธิพลของปีกที่มีต่อใบพัดก็น้อยเช่นกันดังรูป 55 (c)-(d) และรูป 56(c)-(d)

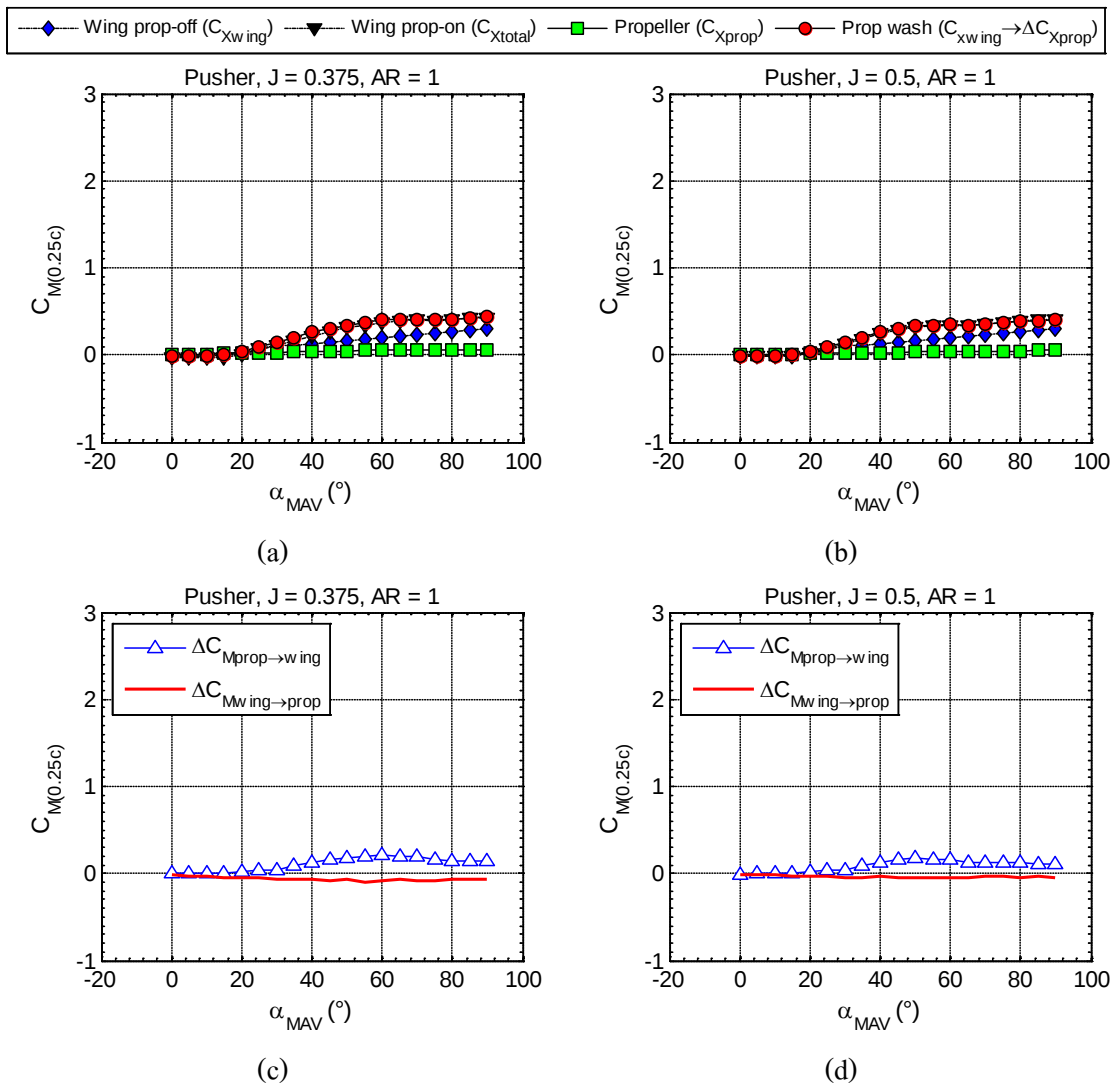
สำหรับโมเมนต์นั้นก็มีข้อแตกต่างพบว่าอากาศจากด้านหน้าใบพัดส่งเสริมให้ปีกสร้างโมเมนต์ได้มากขึ้นโดยตั้งแต่  $25^\circ$  องศาขึ้นไป สาเหตุเนื่องมาจากใบพัดอยู่ด้านหลังปีก หรือแม้แต่การติดใบพัดเข้ากับปีกก็พบว่า มี  $C_M$  มากกว่าปีกปกติ เพราะแรงดูดถูกย้ายไปดันมาจากทางด้านหลังของปีกดังในรูป 57 (a)-(b) และอิทธิพลของใบพัดที่มีต่อปีกและปีกต่อใบพัดก็ถูกแสดงดังรูป 57 (c)-(d) เช่นเดิมที่ปีกมีผลกับใบพัดน้อยมาก



รูปที่ 55 สัมประสิทธิ์แรงยก Pusher



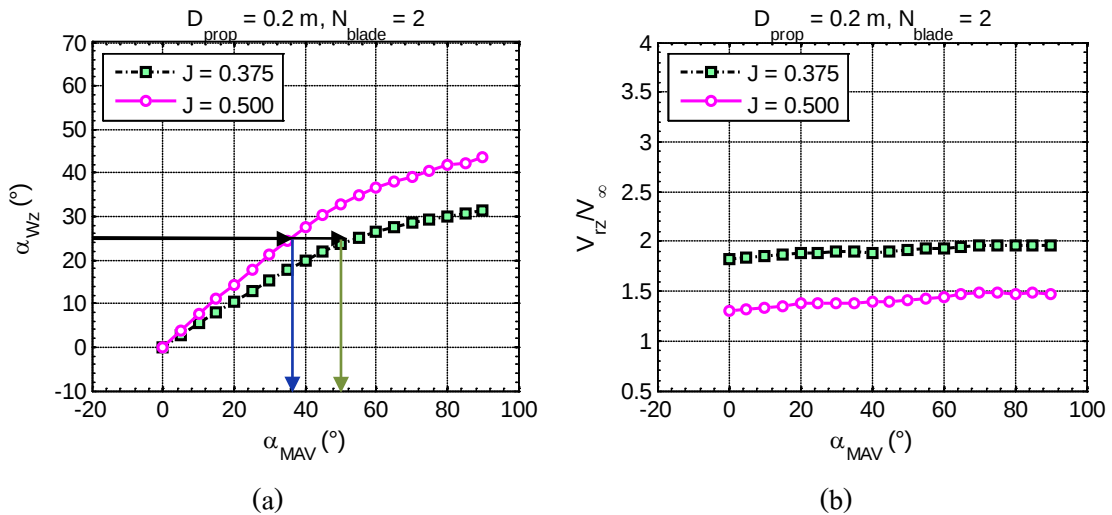
รูปที่ 56 สัมประสิทธิ์แรงต้านPusher



รูปที่ 57 สัมประสิทธิ์โมเมนต์ Pusher

#### 4.9. การทำนายมุมร่วงหล่นของปีกติดใบพัด

การนำนายมุมปะทะใหม่ที่เกิดขึ้นของปีกที่ได้รับอิทธิพลมาจากใบพัดอาศัยแนวคิดของ McCormick (1999) ซึ่งมุมปะทะใหม่ที่ปีกเจอเทียบกับมุมปะทะของเครื่องบินดังแสดงให้เห็นใน รูป 58 (a) โดยใช้ได้ทั้งกับ Tractor และ Pusher สำหรับอัตราส่วนความเร็วลมด้านหลังใบพัดส่วน ด้วยความเร็วลมของเครื่องบินที่มุมปะทะต่างๆ แสดงดังรูป 58 (b) ซึ่งเป็นความเร็วลมใหม่ที่ปีกเห็น ของในกรณี Tractor ซึ่งพบว่ามีความถี่ที่ลดลงทุกมุมปะทะ และลดลงเมื่อ  $J$  เพิ่มขึ้นเนื่องจาก จำนวนรอบของใบพัดลดลง



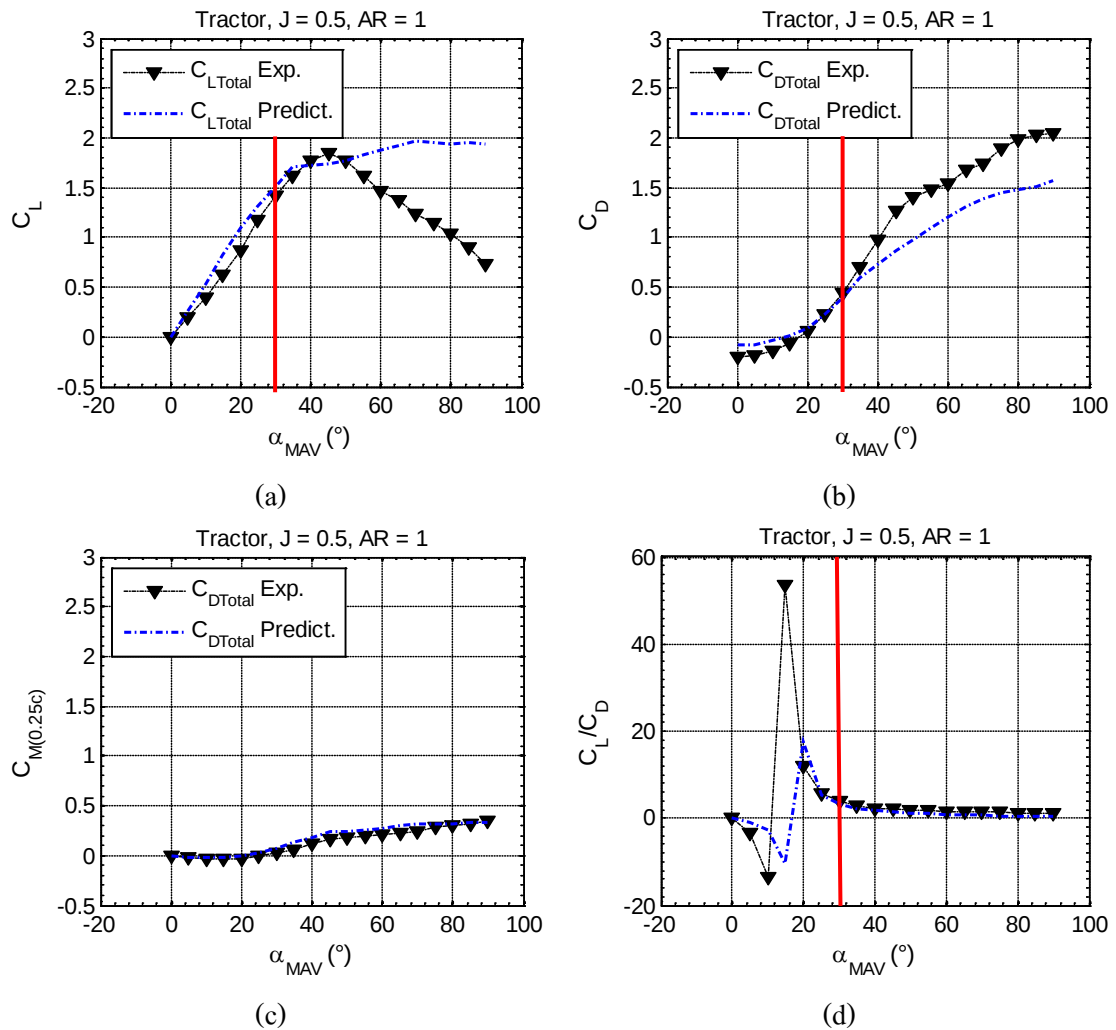
รูปที่ 58 (a) มุมปะทะที่ปีกเห็นเทียบกับมุมปะทะของเครื่องบิน (b) อัตราส่วนความเร็วลมหลังใบพัด ต่อความเร็วเครื่องบินที่มุมปะทะต่างๆ

#### 4.10. ผลการทำนายค่าอากาศพลศาสตร์

จากการทำนายค่าอากาศพลศาสตร์อาศัยหลักของ McCormick (1999) จะได้ดังรูป 59 โดยอาศัยข้อมูลจากการคำนวณความเร็วและมุมปะทะที่เปลี่ยนไปเมื่อปีกเครื่องบินได้รับผลกระทบจากใบพัด (Prop-wash) เมื่อทราบความเร็วและมุมปะทะใหม่ของปีกจึงไปหาค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกใหม่ซึ่งค่าที่ได้ใหม่นี้เป็นค่าของตัวแปร ( $C_{L_{wing}} + \Delta C_{L_{Xprop \rightarrow wing}}$ ) และค่าอากาศพลศาสตร์ของใบพัด ( $C_{L_{prop}}$ ) ก็หาได้จากข้อมูลในการทดลองของใบพัดอย่างเดียวโดยใช้มุมปะทะของเครื่องบินในขณะนั้นจริงๆ จากนั้นนำผลที่ได้ทั้งหมดกลับมาแทนค่าลงในสมการสมมุติฐาน โดยไม่สนใจพจน์ของ ( $\Delta C_{L_{Xwing \rightarrow prop}}$ ) เนื่องจากการพิสูจน์แล้วว่ามีความน้อยมาก

$$C_{L_{total}} = C_{L_{wing}} + C_{L_{prop}} + \Delta C_{L_{prop \rightarrow wing}} + \Delta C_{L_{wing \rightarrow prop}}$$

จะเห็นว่าที่มุมปะทะ  $0^\circ$ - $30^\circ$  ค่า  $C_L$  และ  $C_D$  ของการทำนายมีความใกล้เคียงกับการทดลอง แต่ไม่สำหรับที่มุมปะทะสูงขึ้น อย่างไรก็ตามจะสามารถหาความแม่นยำที่มุมปะทะ  $30^\circ$ - $90^\circ$  ได้จากการเทียบ  $C_L/C_D$  ที่มุมปะทะดังรูป 59 (d) สำหรับการทำนายโมเมนต์ก่อนข้างมีความแม่นยำทุกๆ มุมปะทะดังรูป 59 (c)

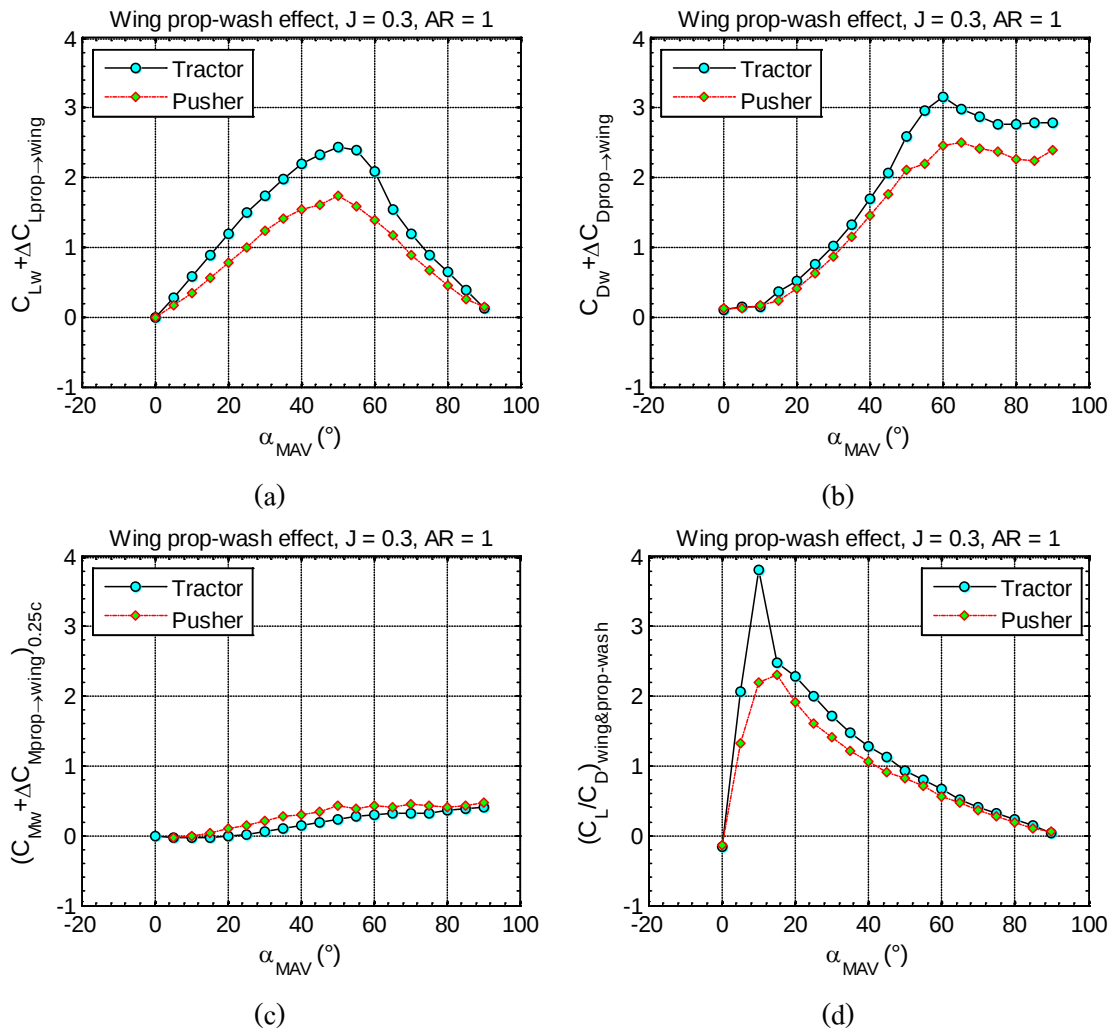


รูปที่ 59 เปรียบเทียบผลการทดลองกับผลจากการคำนวณ

#### 4.11. Tractor กับ Pusher

จากการเปรียบเทียบปีกแยกใบพัดอยู่หน้า (Tractor) และหลัง (Pusher) เมื่อใบพัดหมุนด้วยอัตราเร็ว 5000 รอบ/นาที ความเร็วลม 6 เมตร/วินาที หรือ  $J=0.3$  ดังรูป 60 การวางปีกไว้ข้างหน้าจะทำให้ค่า  $C_L$  ของปีกนั้นมีมากกว่ากรณีวางไว้ด้านหลัง ในทุกๆ มุมปะทะ แต่ขณะเดียวกัน  $C_D$  ของ Pusher กลับน้อยกว่า ดังในรูป (a) และ (b) ทั้งนี้ตั้งข้อสันนิษฐานว่า การที่ติดตั้งใบพัดไว้ด้านหน้านั้นปีกจะมีความเร็วไหลผ่านที่มากกว่า ทำให้อากาศที่ไหลแนบชิดผิวบนของปีกเมื่อเปิดมุมปะทะได้ดีกว่า และเพื่อเป็นการเปรียบเทียบหากรณีที่ดีที่สุดจึงทำการเทียบ  $C_L/C_D$  ในรูป 60 (d) พบว่า Tractor จะให้คุณสมบัติของค่าอากาศพลศาสตร์ดีกว่าในทุกๆ มุมปะทะ เมื่ออิทธิพลของปีกมีต่อใบพัด (Wing-wash effect) มีค่าน้อยมาก

สำหรับกรณีของโมเมนต์ในรูป 60 (c) ของทั้งสองกรณีไม่ค่อยมีความแตกต่างกันมากนัก และจะเป็นอย่างนี้สำหรับการติดปีกเข้ากับใบพัดเลยหากใบพัดมีค่าแรงตามแนวรัศมีน้อยมากๆ

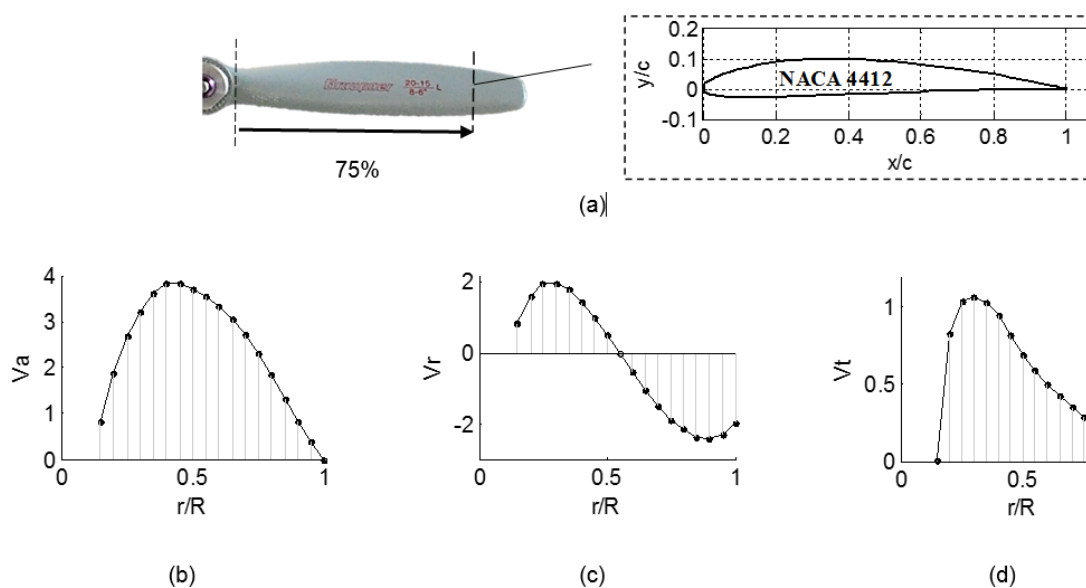


รูปที่ 60 เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ระหว่าง Tractor กับ Pusher เมื่อใบพัดแยกจากปีก

## 5 ผลการคำนวณเชิงตัวเลข

### 5.1. การกำหนดสถานะให้กับใบพัด

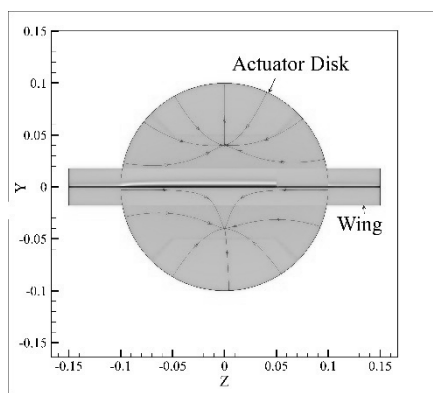
ผลการศึกษาจะทำการเปรียบเทียบผลของการไหลของอากาศผ่านปีกเมื่อมีใบพัดและไม่มีใบพัด ดังที่ได้กล่าวมาแล้วในขั้นตอนของกระบวนการว่าใบพัดจะถูกทำให้ง่ายต่อการศึกษาโดยมองว่าเป็นแผ่นวงกลมที่ขนาดเท่ากับรัศมีของใบพัด ซึ่งจะมีการกำหนดสถานะของใบพัดลงได้ โดยจะมี 2 วิธีการด้วยกันคือ Actuator Disk (AD) และ Actuator Volume (AV) โดยสถานะของ AD ได้กำหนดแรงขับเคลื่อนไว้คงที่เท่ากับ  $1.29 \text{ N}$  หรือความดันหน้าและหลัง Disk เท่ากับ  $41.08 \text{ Pa}$  และ AV ได้กำหนดสถานะความเร็วในแกนต่างๆที่ออกจากใบพัดโดยวิธีคำนวณมาจากแนวคิดของ Rosen (2008) ที่ทำนายความเร็วลมด้านหลังใบพัดโดยนำมาประยุกต์ใช้กับใบพัดของ Graupner 8"x6" ดังแสดงในรูปที่ 61



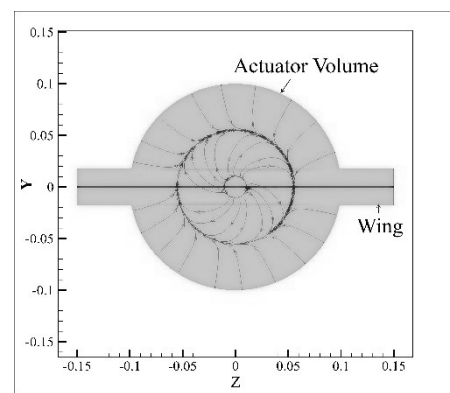
รูปที่ 61 Velocity profile ทั้ง 3 ของใบพัด Graupner 8"x6" ที่ความเร็วลม 6 เมตร/วินาที และ 5000 RPM (a) รูปร่างของใบพัดที่ 75 % ของความยาวรัศมีมีรูปร่างหน้าตัดคล้ายกับ NACA 4412 (b) ความเร็วตามแนวแกน (c) ความเร็วที่แนวรัศมี (d) ความเร็วในระนาบการหมุน

## 5.2. Actuator Disk และ Actuator Volume

ซึ่งผลที่ได้ออกมาจะแตกต่างกันดังในรูป 62 โดยการจำลองการใบพัดด้วยวิธี AV จะให้ผลที่ใกล้เคียงกับความเป็นจริงมากกว่า AD เพราะมีการพิจารณาความเร็วของใบพัดที่มีการหมุนวนด้วย ในขณะที่ AD จะมีอากาศที่มีความเร็วมากขึ้นไหลออกมาจากแผ่น Disk เท่านั้น และไหลเป็นไปในแนวระดัด



(a)



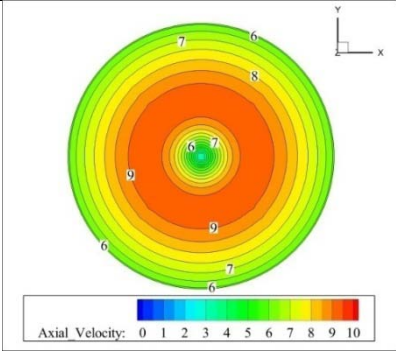
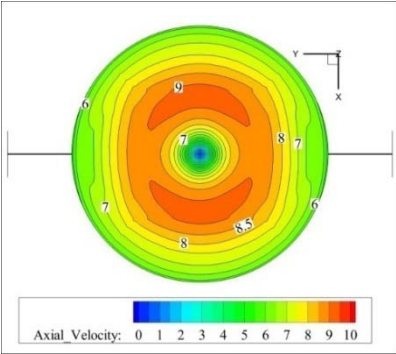
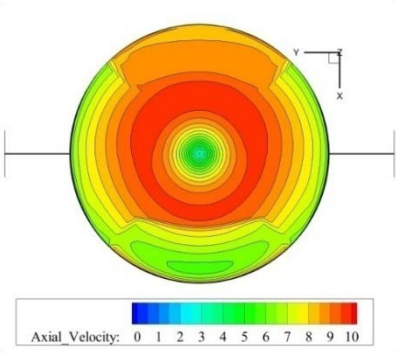
(b)

รูปที่ 62 Path line ของอากาศที่ไหลผ่าน (a) AD (b) AV

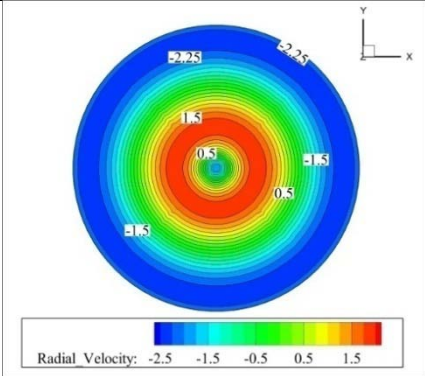
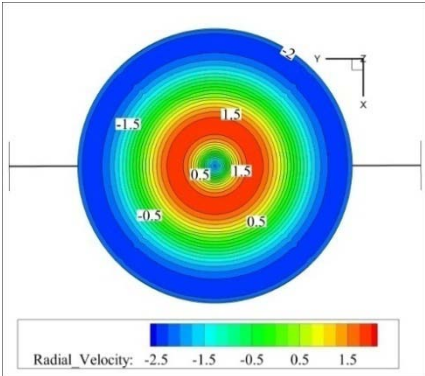
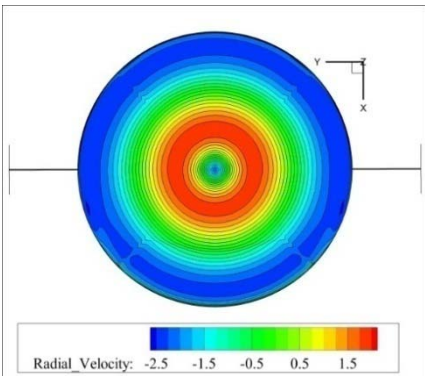
## 5.3. การวิเคราะห์ผลกระทบของปีกต่อใบพัด (Wing Wash Effect to Propeller)

ตามการทดลองที่ค้นพบ บว่าปีกจะส่งผลกระทบกลับมาสู่ใบพัดเมื่อมีการติดตั้งใบพัดอยู่ข้างหน้าปีก (Leading Edge) โดยได้ทำการเปรียบเทียบ Actuator Disk กรณีที่ไม่มีปีกและไม่มีปีกข้างหลัง โดยมีมุมปะทะ 0, 60 สำหรับกรณีที่ไม่มีปีก โดยเปรียบเทียบความเร็วทั้ง 3 แนวแกน คือ (Axial Velocity) ดังรูปในตารางที่ 3 ความเร็วในแนวรัศมี (Radial Velocity) ดังรูปในตารางที่ 4

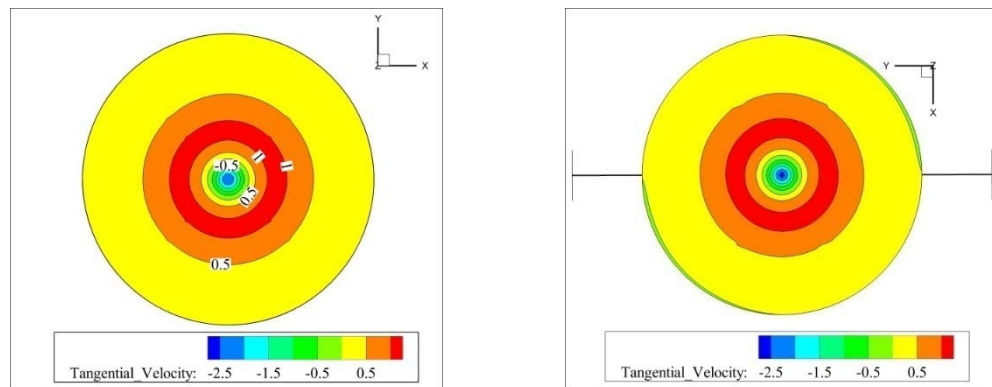
ตาราง 3 การเปรียบเทียบความเร็วในแนวแกนของ AV (Axial Velocity) กรณี a) ไม่มีปีก b) มีปีกข้างหลัง โดยมีมุมปะทะ  $0^\circ$  และ c) มีปีกข้างหลัง โดยมีมุมปะทะ  $60^\circ$

| โมเดล                                                                                                                                                                                  | คำอธิบาย                                                                                                                                                                                                                                                  |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|                                                                                                       | <p>ความเร็วในแนวแกนของใบพัดมีค่าคงที่ตลอดแนวองศาของการหมุนของใบพัด โดยแต่ละตำแหน่งของรัศมีของใบพัด มีค่าแตกต่างกันออกไป โดยค่ามากที่สุดคือ 9 เมตร/วินาทีตาม Condition ที่กำหนด</p>                                                                        |
| <p>(a) Isolated Propeller <math>J=0.36</math>, <math>D=0.2</math>, <math>\alpha=0^\circ</math></p>  | <p>เมื่อมีปีกอยู่ข้างหลังภาพแสดงให้เห็นว่าปีกมีผลกระทบกับใบพัดอย่างชัดเจน สังเกตว่าพื้นที่ที่มีความเร็วสูงสุด 9 เมตร/วินาทีนั้นลดลงและตรงใจกลางของใบพัดมีค่าเป็นศูนย์เนื่องจากใกล้กับ Leading Edge ของใบพัดทำให้มีอากาศจำนวนหนึ่งไหลย้อนกลับมาด้วย</p>    |
| <p>(b) Wing-wash Effect <math>J=0.36</math>, <math>D=0.2</math>, <math>\alpha=0^\circ</math></p>    | <p>เมื่อโมเดลเปิดมุมปะทะ องศา จะมี 60 ผลกระทบต่อความเร็วแนวแกนจะไม่คงที่ตลอดพื้นที่ของใบพัด และพื้นที่ด้านบนของใบพัด จะมีพื้นที่ที่มีความเร็วมากเพิ่มขึ้น และมากที่สุดเนื่องจากการเปิดมุมปะทะของโมเดล จึงมีความเร็วในแกน <math>-X</math> เกิดขึ้นด้วย</p> |
| <p>(c) Wing-wash Effect <math>J=0.36</math>, <math>D=0.2</math>, <math>\alpha=60^\circ</math></p>                                                                                      |                                                                                                                                                                                                                                                           |

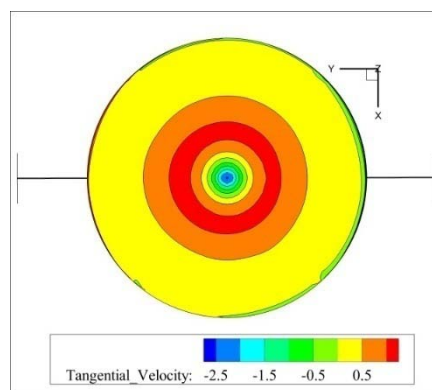
ตาราง 4 การเปรียบเทียบความเร็วในแนวรัศมีของ AV (Radial Velocity) กรณี a) ไม่มีปีก b) มีปีกข้างหลัง โดยมีมุมปะทะ  $0^\circ$  และ c) มีปีกข้างหลัง โดยมีมุมปะทะ  $60^\circ$

| โมเดล                                                                                                                                                                                 | คำอธิบาย                                                                                                                                                       |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
|                                                                                                      | <p>ความเร็วอากาศในแนวรัศมี มีการกระจายตัวของความเร็วอากาศตลอดความยาวใบพัด และคงที่ตามองศาของการหมุน (Azimuth Angle)</p>                                        |
| <p>(a) Isolated Propeller <math>J=0.36</math>, <math>D=0.2</math>, <math>\alpha=0^\circ</math></p>  | <p>เมื่อมีตัวปีกมาอยู่ข้างหลังใบพัด ไม่พบว่าปีกจะมีผลกระทบต่อความเร็วในแนวรัศมีของใบพัดแต่อย่างใด</p>                                                          |
| <p>(b) Wing-wash Effect <math>J=0.36</math>, <math>D=0.2</math>, <math>\alpha=0^\circ</math></p>   | <p>การเพิ่มมุมปะทะใบพัดเครื่องบิน ทำให้ความเร็วของอากาศตามแนวรัศมีของใบพัดมีการเปลี่ยนแปลงไปเพียงเล็กน้อย ในช่วงล่างของ Actuator Disk เนื่องจากเปิดมุมปะทะ</p> |
| <p>(c) Wing-wash Effect <math>J=0.36</math>, <math>D=0.2</math>, <math>\alpha=60^\circ</math></p>                                                                                     |                                                                                                                                                                |

สำหรับกระบอกอากาศที่สร้างขึ้นโดยใบพัดตั้งฉากกับทิศทางการหมุนนั้น พบว่าไม่มีอิทธิของปีกเข้ามาเกี่ยวข้องรวมถึงการเพิ่มมุมปะทะให้กับเครื่องบิน ก็ไม่มีความเปลี่ยนแปลงของความเร็วในแนวนี้แต่อย่างใด ดังรูป 63



a) Isolated Propeller  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  $\alpha=0^\circ$       b) Wing-wash Effect  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  $\alpha=0^\circ$



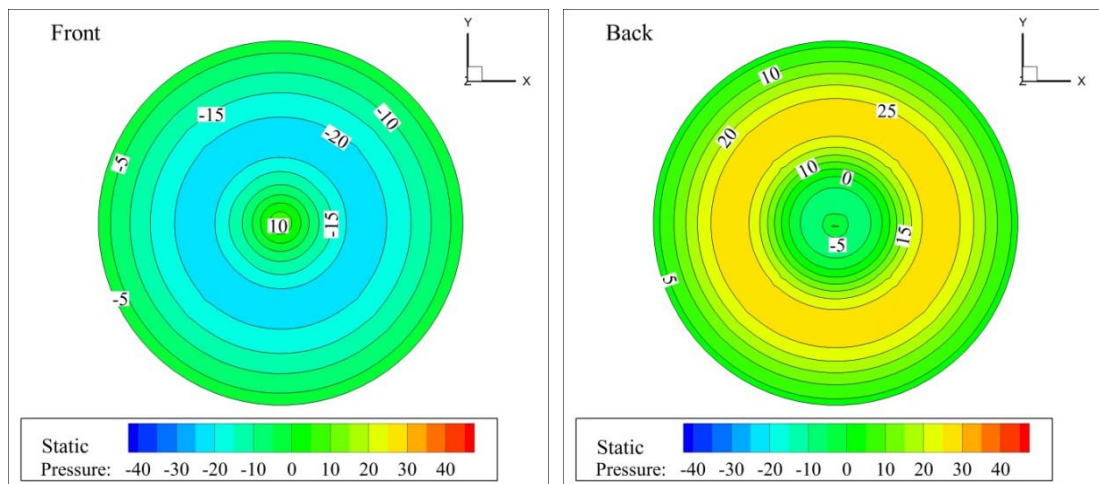
c) Wing-wash Effect  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  $\alpha=60^\circ$

รูปที่ 63 การเปรียบเทียบความเร็วในแนวตั้งฉากของ AV (Tangential Velocity)กรณี a) ไม่มีปีก b) มีปีกข้างหลังโดยมีมุมปะทะ  $0^\circ$  และ c) มีปีกข้างหลังโดยมีมุมปะทะ  $60^\circ$

#### 5.4. การวิเคราะห์ Pressure-jump (Analysis of Pressure-jump)

ในการศึกษาต้องการ Validation ใบพัดด้วยโดยเช็คผลต่างความดันที่เกิดขึ้นหน้าและหลังใบพัด ( $\Delta P$ ) ผลของ การกระจายตัวของความดัน (Pressure Distribution) แสดงดังรูป 64 พบว่าด้านหลังกามีความดันสถิตยมากกว่าด้านหน้าซึ่งตรงกับหลักการสร้างแรงดูดของใบพัด และเมื่อทำการ

Intrigrate ความดันที่เกิดขึ้นแล้วแปลงเป็นแรงจุด ( $\Delta P \times \text{Area}$ )จะได้แรงจุด 1.014N ซึ่งใกล้เคียงกับผลการทดสอบทางอุโมงค์ลม

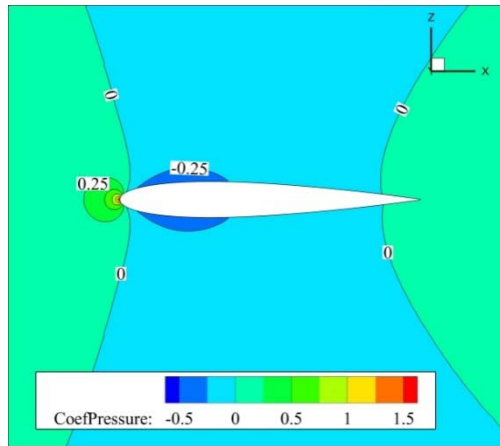


รูปที่ 64 Isolated Propeller  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  $\alpha=0^\circ$

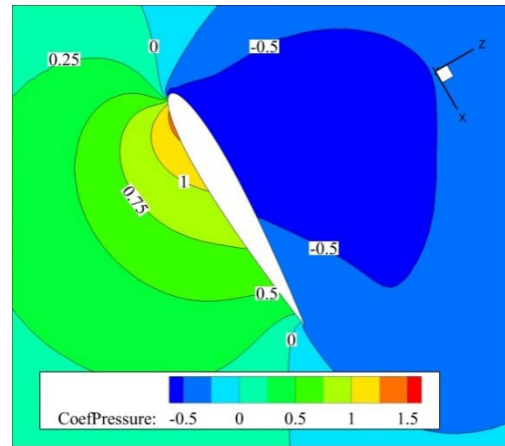
## 5.5. การวิเคราะห์ผลกระทบของใบพัดต่อปีก (Propeller Wash Effect to Wing)

### 5.5.1. การกระจายตัวของความดันบนพื้นที่ปีก (Pressure Distribution on Wing Surface)

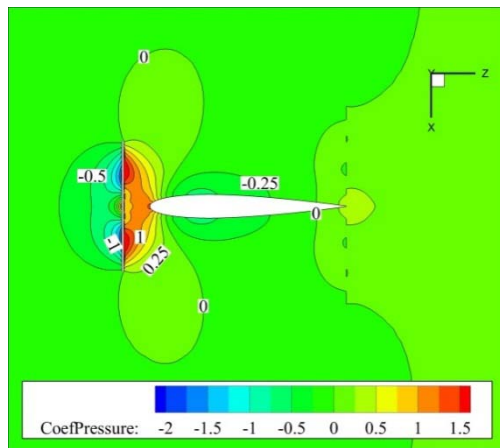
ในรูป 65 แสดงการกระจายตัวของความดันของปีก ณ ตำแหน่ง 50 % ของความยาวตามแนวปีก (0.5b) เนื่องจากปีกเป็น Symmetry Airfoil ดังนั้นความดันที่เกิดขึ้นทั้งบนและล่างจึงเท่ากันดังในรูป 65(a) และเมื่อมีอิทธิพลของใบพัดเข้ามาเกี่ยวข้อง ในรูป (c) โดยความดัน นั้นไม่เปลี่ยนแปลงไปจากกรณีที่ไม่มีใบพัด จึงเป็นสาเหตุที่ปีกสร้างแรงยกได้เท่าเดิม เมื่อปีกเปิดมุมปะทะมากขึ้นแรงเพิ่มขึ้นเนื่องมาจากผลต่างของความดันดังรูป 65 (b) เมื่อปีกได้ผลจาก Slipstream ของใบพัดในรูป 65(d) ทำให้ความดันของพื้นที่ปีกบนและปีกล่างต่างกันเยอะมากขึ้นเมื่อเทียบกับไม่มีผลจาก Slipstream ซึ่งส่งผลให้แรงยกของปีกเพิ่มขึ้นตามที่ได้รับค่ามากจากการทดลอง



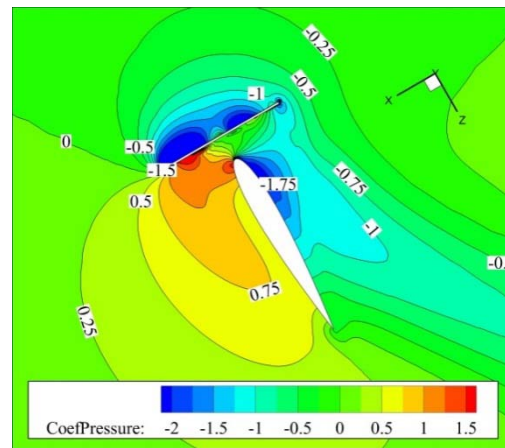
a) Isolated Wing  $V=6$  m/s,  $\alpha=0^\circ$



b) Isolated Wing  $V=6$  m/s,  $\alpha=60^\circ$



c) Wing Prop-on  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  $\alpha=0^\circ$



d) Wing Prop-on  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  $\alpha=60^\circ$

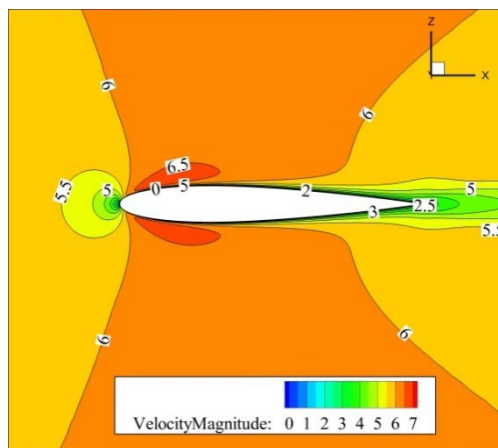
รูปที่ 65 สัมประสิทธิ์ความดันของปีกเมื่อมีผลกระทบจากใบพัด ที่มุมปะทะ  $0^\circ$  และ  $60^\circ$

### 5.5.2. ลักษณะการเคลื่อนตัวของความเร็วอากาศบนปีก (Magnitude Velocity on Wing Surface)

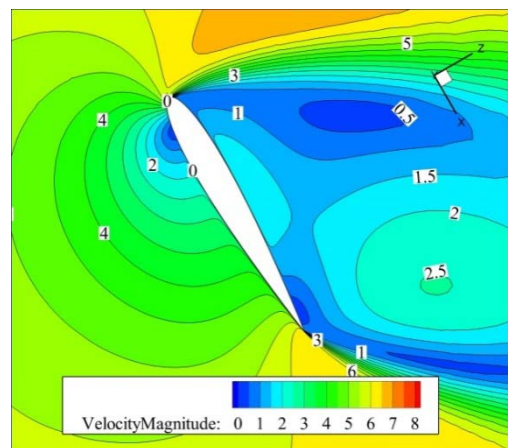
ขนาดของความเร็วบนปีกก็เช่นกันเนื่องจากเป็นแผนอากาศแบบสมมาตรจึงมีความเร็วไหลผ่านพื้นผิวบนและล่างที่เท่ากันดังรูป 66 (a) และเมื่อเปิดมุมปะทะไป  $60^\circ$  องศา พบการไหลแบบปั่นป่วนอย่างรุนแรงและจุดแยกไหลของอากาศ (Separation Point) เกิดขึ้นตั้งแต่ชายหน้าแผนอากาศ (Leading Edge) ดังผิดพลาด! ไม่พบแหล่งการอ้างอิง (b) และเมื่อมีผลของ Slipstream จาก

ใบพัด ดังรูป 66(c) เข้ามามีอิทธิพลทำให้ความเร็วที่ไหลผ่านปีกมีค่ามากขึ้นจนถึง 12 เมตรต่อวินาที

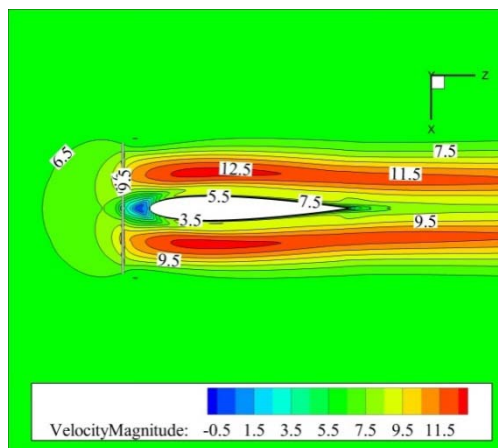
ในรูป 66 (d) เมื่อเทียบกับก่อนหน้าที่ยังไม่มีใบพัด จะเห็นว่าจุด Separation นั้นมีถูกเลื่อนออกไป และความเร็วที่ไหลผ่านปีกมีความมากขึ้น ซึ่งพิสูจน์ได้ว่าใบพัดจะช่วยพัฒนาลักษณะการไหลของอากาศรอบๆ ปีกให้ดีขึ้นซึ่งเพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ และการนี้ทำให้ปีกที่ต้อง Stall ยังคงบินอยู่ได้ มุมปะทะที่ทำให้ Stall ก็ถูกเลื่อนออกไป นั่นเป็นเพราะปีกได้เจอมุมปะทะและความเร็วใหม่จาก Slipstream ของใบพัด



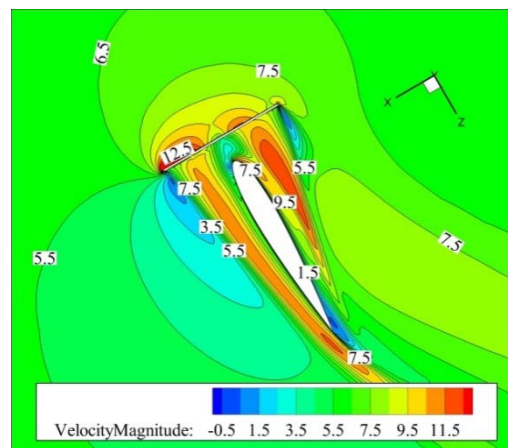
a) Isolated Wing  $V=6$  m/s,  $\alpha=0^\circ$



b) Isolated Wing  $V=6$  m/s,  $\alpha=60^\circ$



c) Wing Prop-on  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  $\alpha=0^\circ$

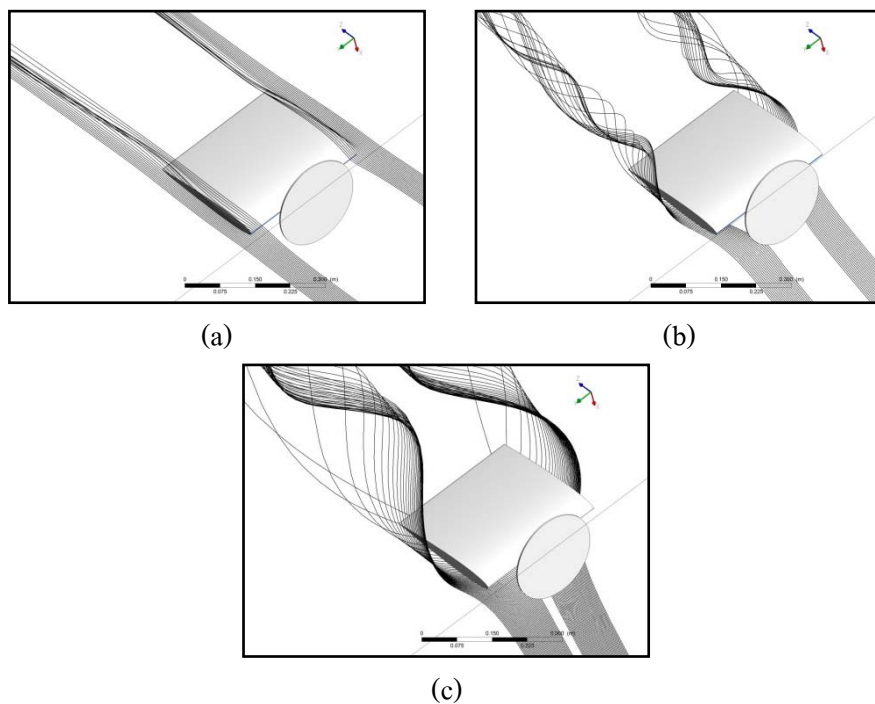


d) Wing Prop-on  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  $\alpha=60^\circ$

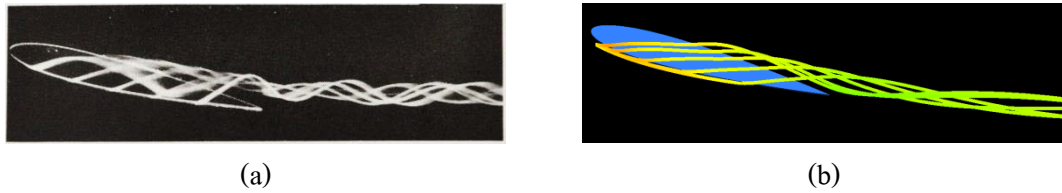
รูปที่ 66 ความเร็วของอากาศไหลผ่านปีกเมื่อมีผลกระทบจากใบพัด ที่มุมปะทะ  $0^\circ$  และ  $60^\circ$

## 5.6. กระแสอากาศที่ปลายปีก(Wing-tip vortex)

สำหรับปีกที่มีอัตราส่วนส่วนทอร์ชันต่ำ (Low-aspect-ratio wing) แรงยกที่เกิดขึ้นสามารถแบ่งเป็นสองส่วนคือ 2D ที่มีความสัมพันธ์ของแรงยกกับมุมปะทะเป็นเส้นตรงซึ่งขึ้นอยู่กับแต่ละแผนอากาศ และส่วนที่เป็น 3D ซึ่งความสัมพันธ์ดังกล่าวไม่เป็นเส้นตรงเนื่องจากกระแสไหลวนที่ปลายปีก หรือ Wing-tip vortex ซึ่งในรูป 67 แสดงรูปร่างหน้าตาของกระแสไหลวนที่เกิดขึ้นบนปีกที่มีใบพัดที่มุมปะทะ  $0^\circ$   $30^\circ$  และ  $60^\circ$  กระแสไหลวนเกิดจากปลายปีกโดยจะปรากฏขึ้นเป็นขนาดใหญ่บนผิวปีกด้านบน ความเข้ม (Strength) และขนาดของกระแสไหลวนจะเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะที่มากขึ้น ซึ่งสามารถมองเป็นพลังงานพิเศษที่จะไปรวมกับอากาศรอบๆ ปีก ทำให้อากาศเกิดการแยกไหล (Separation) ซ้ำลงไปอันซึ่งเป็นสาเหตุที่ว่าทำไมปีกที่มีอัตราส่วนส่วนทอร์ชันต่ำจึงมีมุมร่วง (Stall) ที่มากกว่าปีกทั่วไปนอกจากนี้เมื่อนำผลการจำลองการไหลไปเทียบกับการทดลองในรูป 68 พบว่าการจำลองการไหลก็มีประสิทธิภาพในการจำลองการไหลเช่นเดียวกับการทดลองจริง



รูปที่ 67 กระแสไหลวนของอากาศจากปลายปีก (Wing-tip vortex) เมื่อใบพัด คือ AV ที่มุมปะทะ  $0^\circ$   $30^\circ$  และ  $60^\circ$

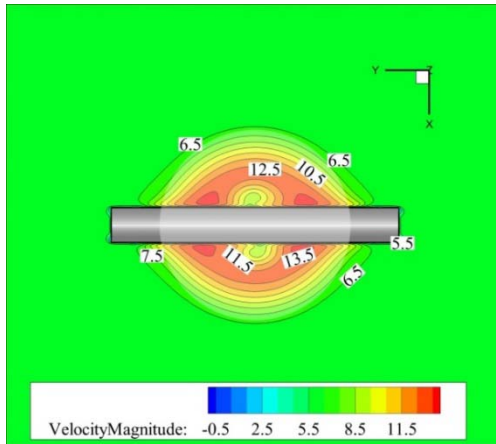


รูปที่ 68 แสดง Wing-tip vortex เทียบกับการทดลอง a) จากการทดลองโดย Josef (1992), b) ผลจาก FLUENT

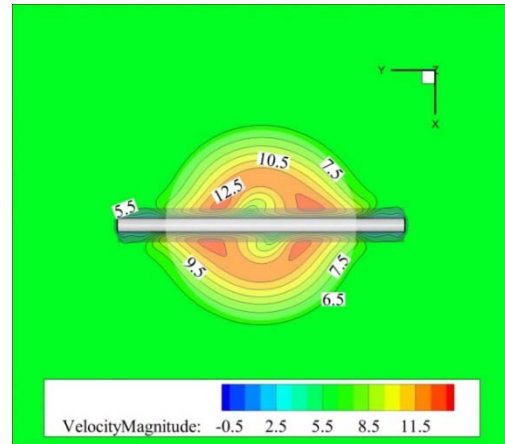
### 5.7. โครงสร้างของอากาศเมื่อเปิดใบพัด (Flow Structure for the Prop-on)

การแสดงผลของความเร็วของอากาศโดยรวม (Magnitude Velocity) ไม่ว่าจะเป็นตามในแนวแกนและแนวตัดขวาง (Cross Flow) โดยทำการเปรียบเทียบลักษณะของอากาศที่ไหลผ่านปีก ณ ตำแหน่ง  $0.25c$  และ  $0.5c$  ที่มุมปะทะ  $0^\circ$  และ  $60^\circ$  ในกรณีที่มีอิทธิจากใบพัด ในรูป 69 a) จะเห็นว่าบริเวณตรงกลางมีลักษณะเส้นแบ่งสีของ Contour ที่ปูดและเบ้ไปทางขวา แสดงถึงการหมุนของกระแสอากาศ (Swirl) หลังใบพัดซึ่งมีทิศทางการเข้มนาคีฬา ซึ่งกล่าวไว้ก่อนหน้านี้ โดยวงถัดออกมาเป็นความเร็วเริ่มสูงขึ้นเนื่องจากเป็นระยะที่ออกแบบให้ใบพัดสร้างประสิทธิภาพให้สูงสุด ( $\sim 0.5r/R$ ) และค่อยๆลดลงไปจนถึงดๆมา ทั้งนี้ยังพบว่า กระแสที่ไหลผ่านปีกจะมีสองส่วนคือส่วนที่ได้รับอิทธิอย่างมาจากใบพัดและได้รับน้อยหรือไม่ได้เลย โดยจะเห็นว่าปีกส่วนที่อยู่หลังใบพัดจะมีความเร็วที่เพิ่มขึ้นเนื่องจาก Induce Velocity และส่วนที่อยู่นอกขอบเขตรัศมีของใบพัดกลับมีความเร็วเท่ากับความเร็วของเครื่องบินหรือความเร็วที่กำหนดให้อากาศไหลผ่าน (Velocity Inlet) และเมื่อติดตามผลต่อไปในระยะ  $0.5c$  ดังรูป 69 b) ซึ่งไปพบความเปลี่ยนแปลงที่ไม่มากนักจากระยะก่อนหน้านี้ เนื่องมาจากใบพัดค่อนข้างมีกำลังสูงและปีกเป็น Symmetry Airfoil ไม่มีมุมปะทะ การไหลของอากาศจึงไม่เปลี่ยนแปลง เมื่อมีการให้มุมปะทะกับเครื่องบิน ในรูป 69 c) ในระยะ  $0.25c$  พบการเปลี่ยนแปลงข้างข้างสูงสำหรับอากาศที่ไหลผ่านพื้นผิว Upper และ Lower โดยผิวล่างมีการไหลที่ค่อนข้างเรียบไปกับผิว เนื่องจากอากาศที่ไหลผ่านซิดผิวของปีกมีความเร็วสูง และน้อยลงเมื่อห่างไกลจากพื้นผิว แต่ด้านบนพบความแปรปรวนของอากาศเนื่องจากปีกมีมุมปะทะที่สูงทำให้อากาศไม่สามารถไหลซิดติดไปกับผิวปีกได้ ทั้งยังมี Vortex ที่ขอบข้างของปีกเข้ามาอิทธิต่อการไหลผ่านปีกบน โดย Vortex ที่เกิดขึ้นมานี้เนื่องมาจากปีกมี Aspect Ratio ที่ต่ำและมีการเปิดมุมปะทะสูง แต่อย่างไรก็ตามบริเวณพื้นผิวปีกบนที่อยู่หลังใบพัดเท่านั้น ยังไม่ได้รับผลของ Vortex มากนัก เนื่องจากใบพัดมีกำลังสูงสามารถไล่ถ่วงอากาศที่มีความเร็วสูงผ่านไปได้ และเมื่อดูที่  $0.5c$  ดังรูป 69 d) Vortex มีขนาดใหญ่ขึ้นและเริ่มเข้ามาอิทธิพลกับปีกที่อยู่หลังใบพัด และอากาศที่ไหลซิดผิวปีกด้านล่างก็ลดลง อย่างไรก็ตาม Vortex เป็นสาเหตุของการเกิดแรงต้านของปีกและแรงยกก็

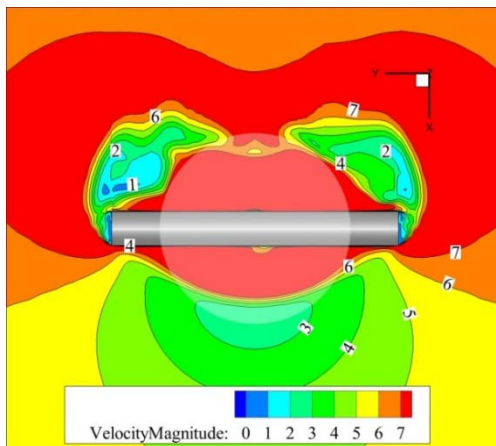
ลดลง โดยจะปรากฏอย่างรุนแรงที่มุมปะทะสูงๆ และรูปแบบปีก (Wing Platform) ของ MAV ที่มี Low AR อย่างนี้ยังต้องคำนึงถึงผลที่เกิดขึ้นของ Vortex ที่จะตามมาตามหลักพลศาสตร์ของไหล



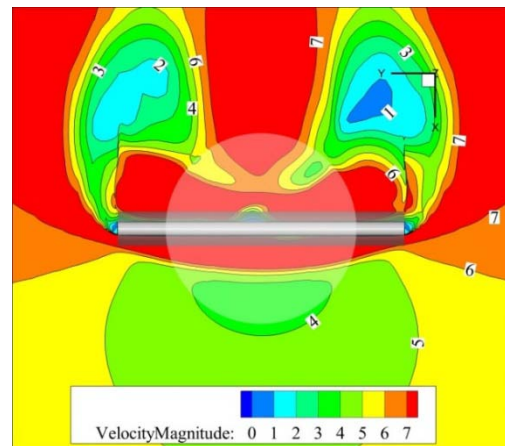
a) Wing Prop-on (AV)  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  
 $\alpha=0^\circ$ ,  $C=0.25c$



b) Wing Prop-on (AV)  $J=0.36$ ,  $D=0.2$ ,  
 $\alpha=0^\circ$ ,  $C=0.5c$



c) Wing Prop-on (AV)  $J=0.36$ ,  
 $D=0.2$ ,  $\alpha=60^\circ$ ,  $C=0.25c$

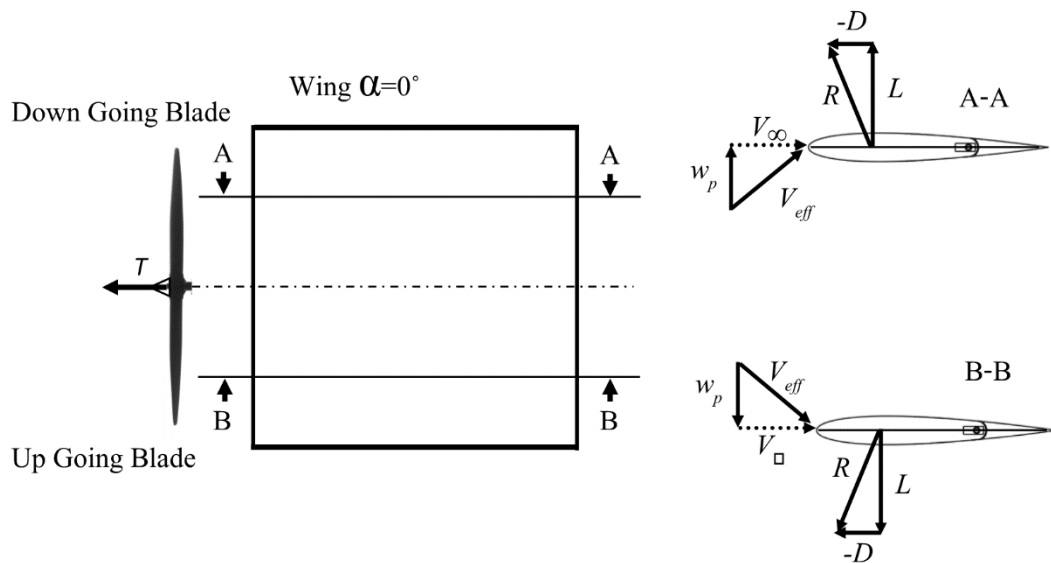


d) Wing Prop-on (AV)  $J=0.36$ ,  
 $D=0.2$ ,  $\alpha=60^\circ$ ,  $C=0.5c$

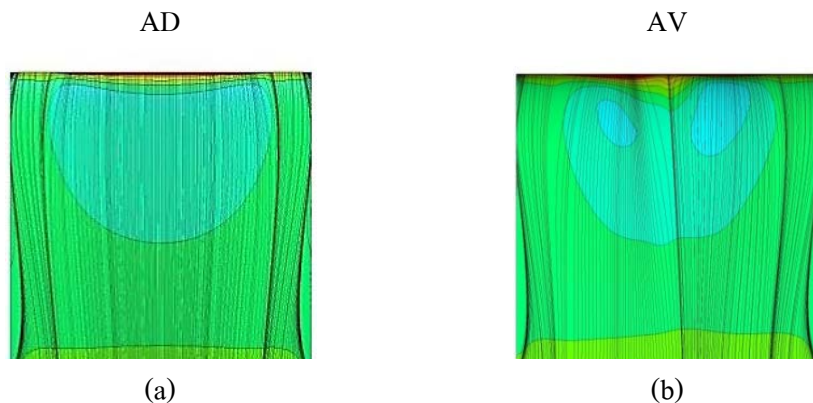
รูปที่ 69 เปรียบเทียบการความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านปีกเมื่อมองจากมุมด้านหน้าของใบพัดที่มุมปะทะ  $0^\circ$  และ  $60^\circ$

## 5.8. ผลของใบพัดการหมุนขึ้นและลง (Blade Up and Down Effect)

เนื่องจากใบพัดที่วางอยู่ด้านหน้าของชายหน้าปีก เมื่อมีการหมุนจะมีส่วนที่หมุนขึ้น (Up Going Blade) และส่วนที่หมุนลง (Down Going Blade) เมื่อมองจากด้านผิวบนของปีก ซึ่งในแต่ละขณะจะทำให้เวกเตอร์ลัพธ์ของความเร็วลมนั้นแตกต่างกันดังในรูป 70 โดยเมื่อใบพัดหมุนขึ้นจะมีความเร็วลมจากใบพัด ( $w_p$ ) พุ่งลงตามใบพัดตามหลังของ Blade Element Theory ซึ่งทำให้เวกเตอร์ความเร็วลมใหม่มาปะทะปีกจากผิวบน และในขณะเดียวกันใบพัดที่หมุนลงจะให้ผลตรงกันข้าม ผลจากการจำลองการไหลที่พิจารณาใบพัดเป็น  $AV$  ซึ่งพิจารณาความเร็วทั้ง 3 แกนให้ผลเป็นไปตามหลักการมากกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับ  $AD$  ดังรูป 71 แสดงผิวบนของปีก พบว่าพื้นที่ทางขวาจะมีความดันโดยเฉลี่ยน้อยกว่าทางด้านซ้ายเนื่องจากเป็นส่วนที่ใบพัดมีการเคลื่อนที่ลง และนอกจากนี้ผลดังกล่าวยังสอดคล้องกับทิศทางการหมุนของใบพัดตามที่กำหนดไว้ สำหรับผิวล่างนั้น ได้ผลที่เหมือนกับผิวบนเนื่องจากโมเดลเป็นปีกแบบสมมาตรและมีมุมปะทะ  $0^\circ$



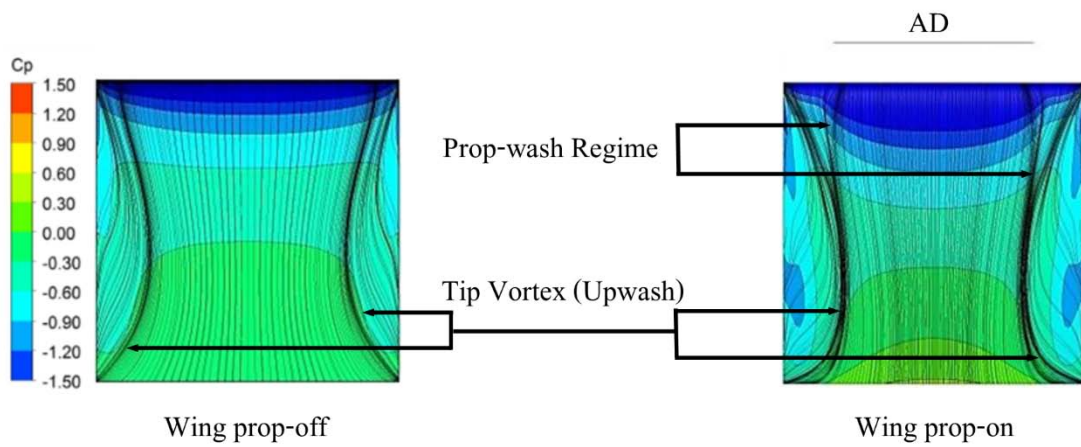
รูปที่ 70 ผลกระทบของ Slipstream swirl velocity ที่มีต่อการสร้างแรงของปีก ที่มุมปะทะ  $0^\circ$



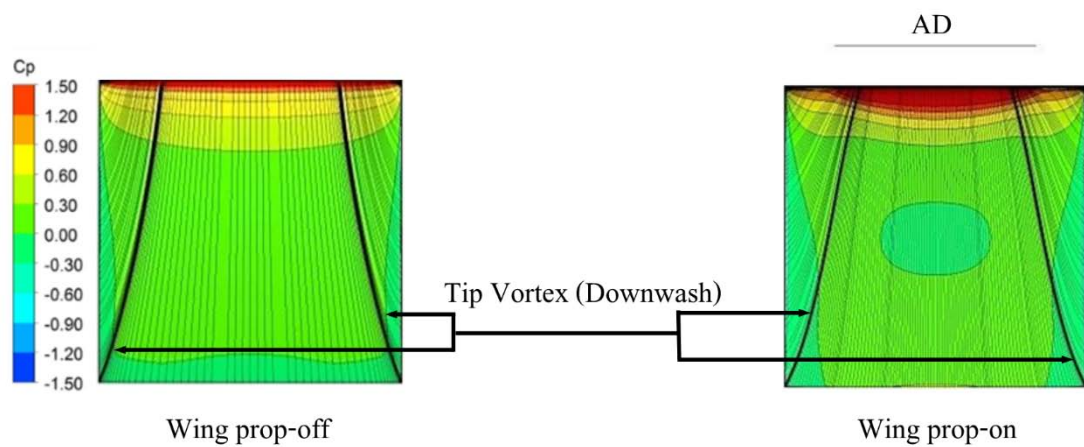
รูปที่ 71 เปรียบเทียบการข้อแตกต่างของ `a) AD และ b) AV บนผิวบนของปีก,  $\alpha = 0^\circ$

### 5.9. ลักษณะการไหลของอากาศบนผิวปีก (Skin Friction Streamline)

ลักษณะการไหลของอากาศโดยรอบๆ ปีกสามารถแสดงด้วย Skin Friction Streamline และสัมประสิทธิ์ความดันที่เกิดขึ้นแสดงด้วยแถบสีดังตัวอย่างในรูป 72 ที่มุมปะทะ  $20^\circ$  สังเกตว่าจะมีโซนที่เป็นกระแสไหลวนที่ปลายปีกเกิดขึ้นทั้งผิวบนและผิวล่าง โดยผิวบนจะเป็นการวนขึ้น (Upwash) และผิวล่างจะเป็นการวนลง (Downwash) นอกจากนี้ปีกที่ได้รับอิทธิพลจากใบพัด (Propwash) จะมีขอบเขต Streamline ที่แตกต่างออกไปจากปีกปกติทำให้ค่าสัมประสิทธิ์ความดันผิวบนลดลงและผิวล่างเพิ่มขึ้นดังแสดงเป็นแถบสี สำหรับที่มุมปะทะอื่นๆ ก็ได้ทำการศึกษาโดยปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นกับปีเครื่องบินก็คล้ายคลึงกับต่างกันที่ปริมาณ เช่น ขนาดของการแสไหลวน ขนาดของกระกระจายตัวความดัน หรือผลกระทบจากการหมุนขึ้นและลงของใบพัด เป็นต้น ดังนั้นจึงสรุปรูปภาพออกมาเพื่ออธิบายในแต่ละมุมปะทะดังรูปที่ 73

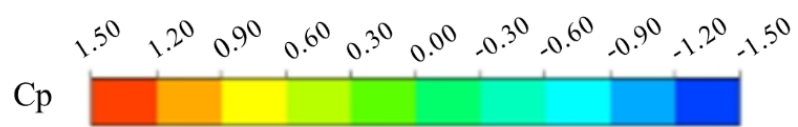
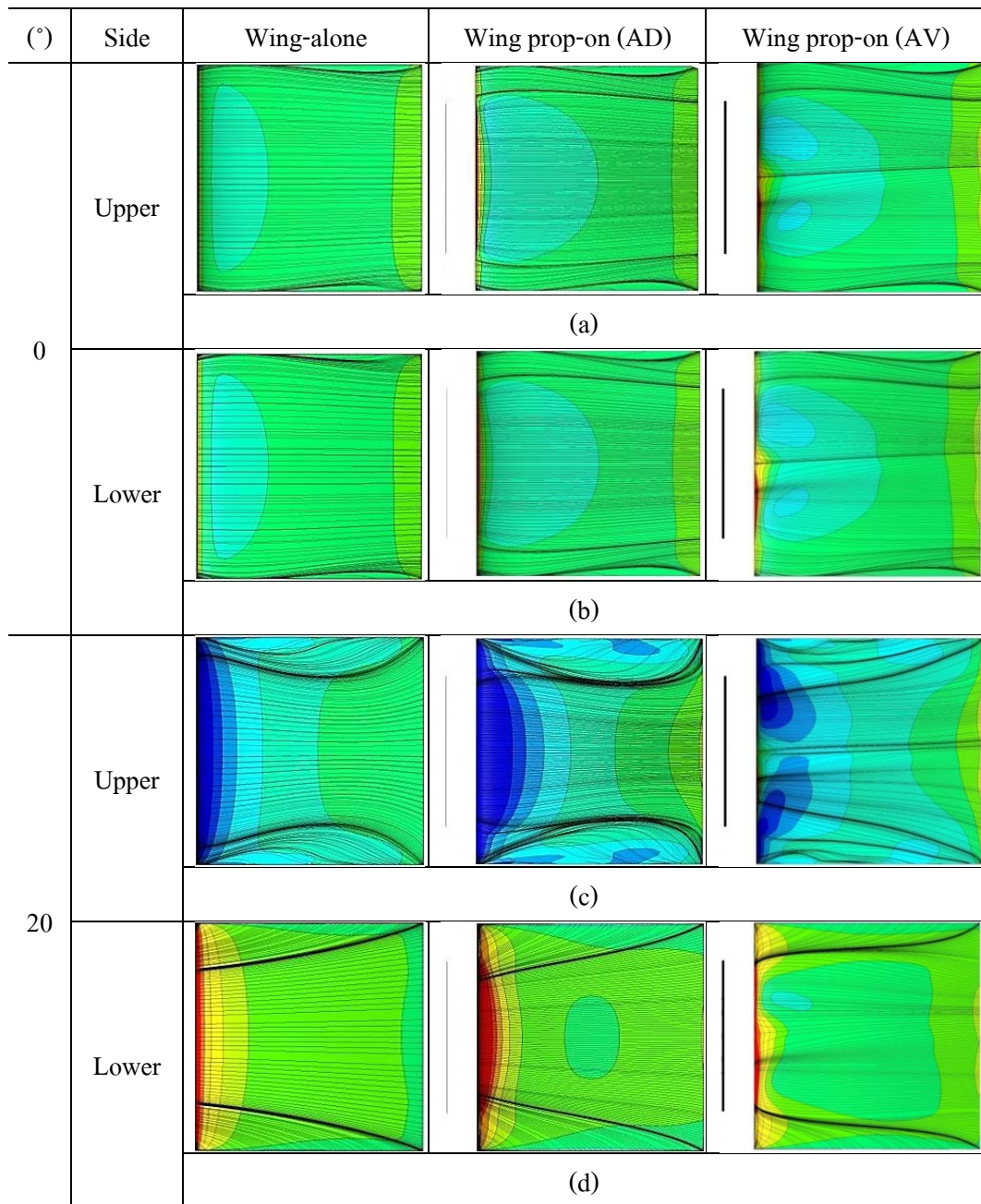


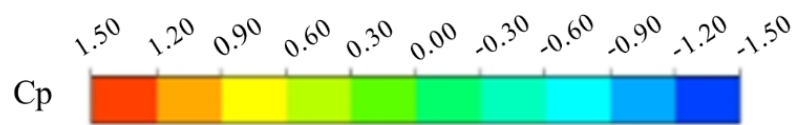
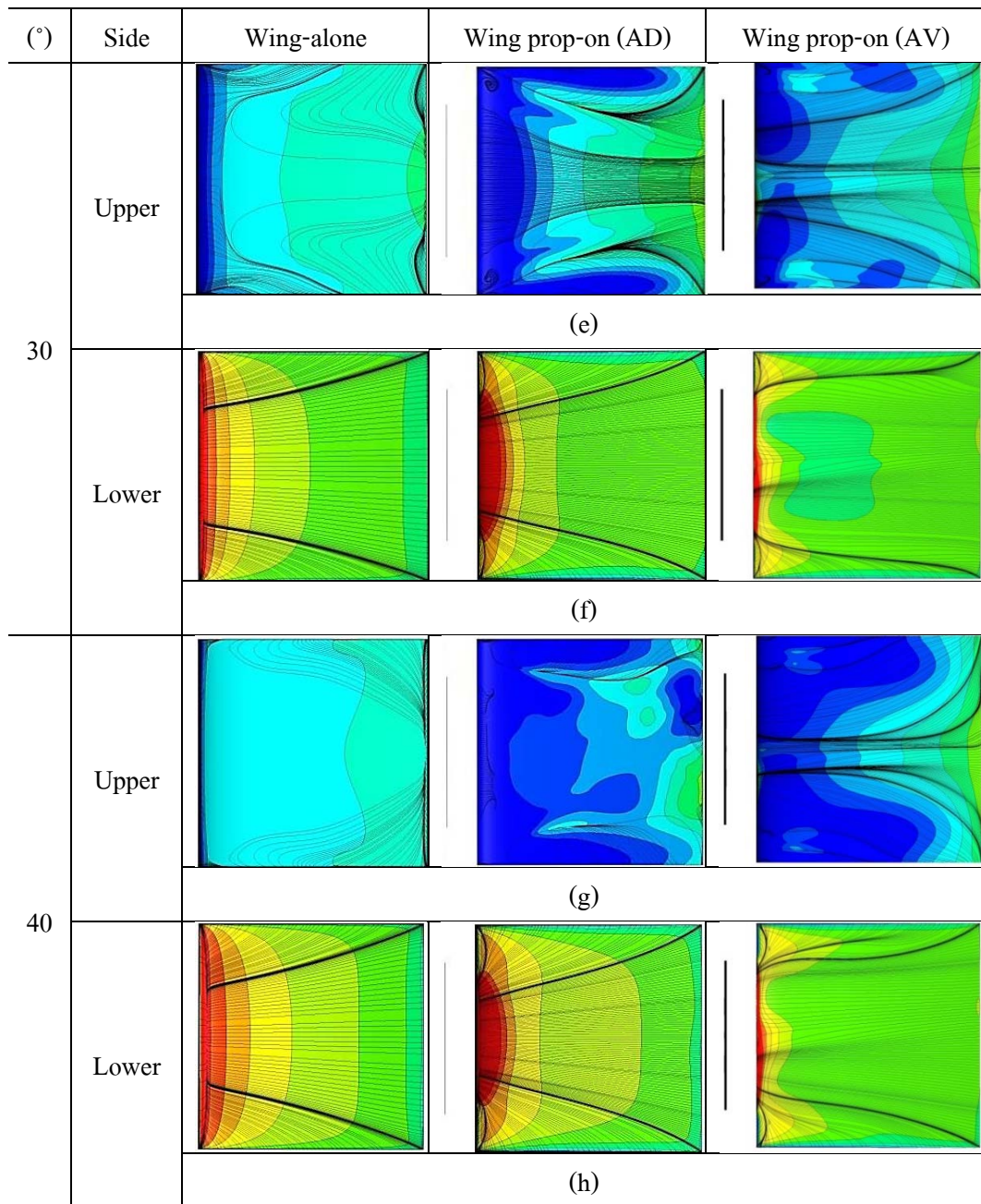
(a) Upper surface,  $\alpha = 20^\circ$

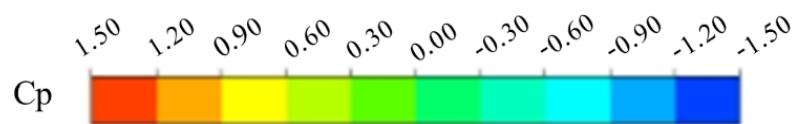
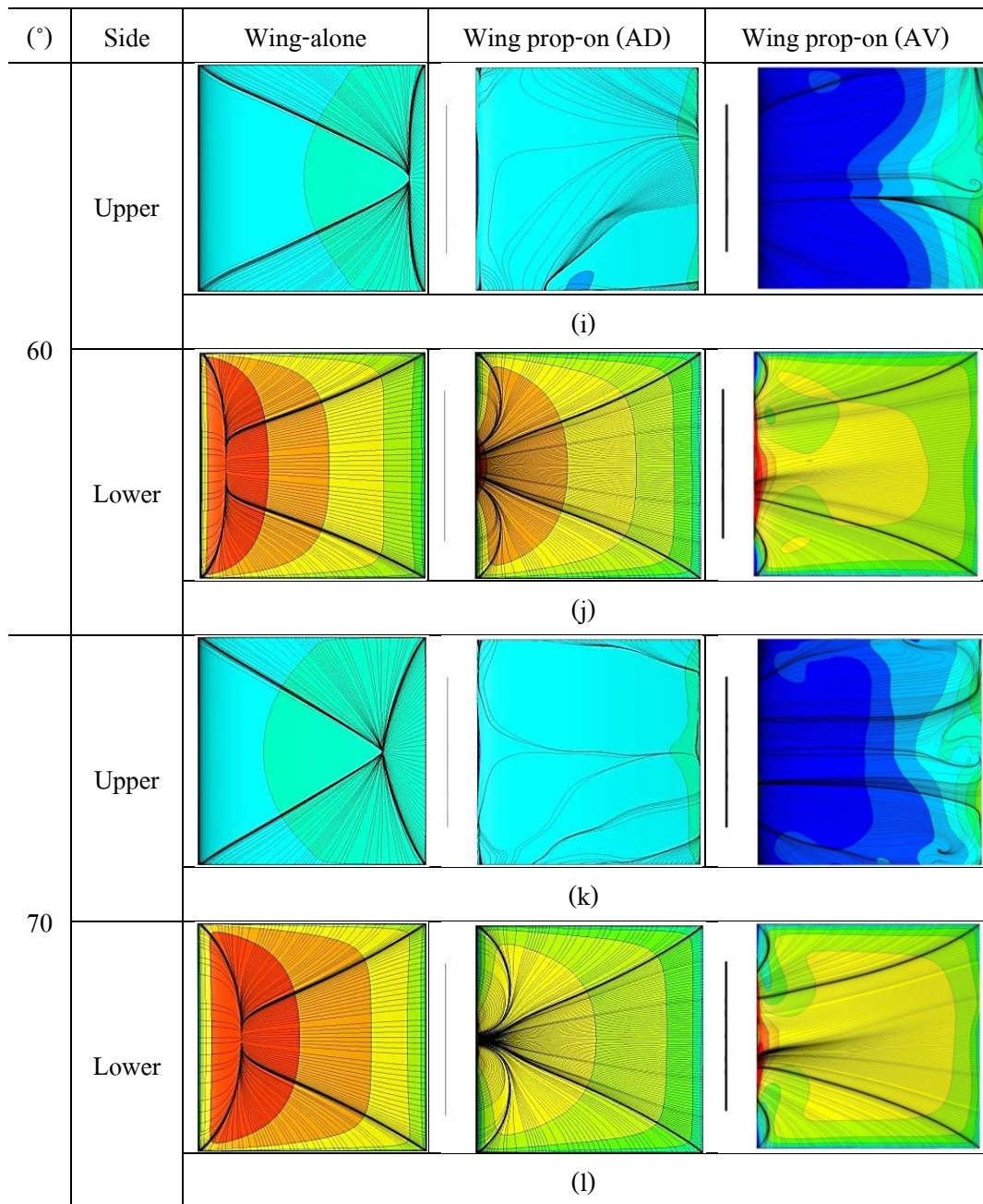


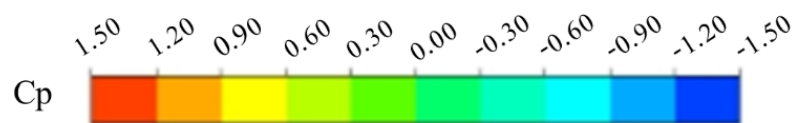
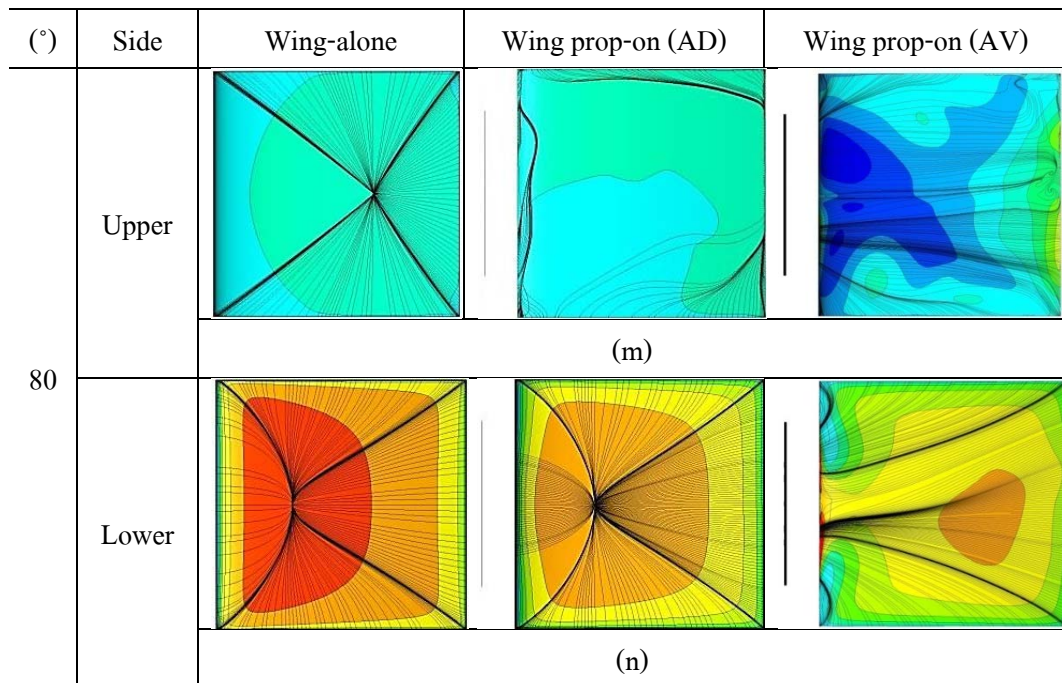
(b) Lower surface,  $\alpha = 20^\circ$

รูปที่ 72 Skin Friction Streamline และการกระจายตัวของความดัน,  $\alpha = 20^\circ$









รูปที่ 73 สรุป Skin Friction Streamline และการกระจายตัวของความดัน,  $\alpha=0^\circ-80^\circ$

## 6 สรุป

จากการศึกษาปฏิกิริยาหรือผลกระทบที่เกิดขึ้นของปีกและใบพัดในแบบ Tractor และ Pusher โดยปีกมีความยาว 30 ซม. อัตราส่วนสนทรรศน์ เท่ากับ 1 (aspect ratio) และขนาดของเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดเท่ากับ  $\frac{2}{3}$  ของความยาวปีก (Span) พบว่าใบพัดเพิ่มได้ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ของปีก โดยใบพัดไปปรับเปลี่ยนพฤติกรรมของอากาศที่ไหลผ่านปีก ซึ่งเรียกว่า Prop-wash Effect ทำให้ปีกสามารถสร้างแรงยกได้มากขึ้น และมุม Stall ก็ เพิ่มขึ้นเช่นกันเนื่องจากใบพัดช่วยให้อากาศบนผิวปีกบนมีพลังงานมากขึ้นมากเพียงพอที่จะยับยั้งการเกิด Separation ของอากาศบนผิวปีกได้ นอกจากนี้ตัวปีกเองก็ยังส่งผลกระทบต่อใบพัดซึ่งเรียกว่า Wing-wash Effect ทำให้ประสิทธิภาพของใบพัดนั้นเปลี่ยนแปลงไป โดยใบพัดที่ติดอยู่ด้านหลังปีกจะได้รับผลดีจากอากาศที่ไหลผ่านปีกมากกว่าใบพัดที่อยู่ด้านหน้า อย่างไรก็ตามปริมาณของ Wing-wash Effect นี้น้อยเมื่อเทียบกับ Prop-wash Effect จนบางงานวิจัยได้ละทิ้งพจน์นี้ไป แต่จากการศึกษาพบว่าค่าดังกล่าวมีความสำคัญไม่สามารถที่จะตัดทิ้งไปได้โดยเฉพาะหากใช้ในการทำนายค่าอากาศพลศาสตร์ของเครื่องบินทั้งลำ

การทำนายค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกติดใบพัดแบบ Tractor และ Pusher ให้ผลเป็นได้ใกล้เคียงกับผลการทดลองโดยหลักการและวิธีการต้องการเพียงค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัดเท่านั้น สำหรับ Tractor สามารถหามุมปะทะและความเร็วที่เปลี่ยนแปลงไปของปีกโดยใช้หลักของ McCorMick (1999) แต่อย่างไรก็ตามหากต้องการผลการทำนายที่แม่นยำมากขึ้นในแบบของ Tractor มีความจำเป็นต้องทราบค่าผลกระทบจาก Wing-wash Effect ที่มีต่อใบพัด สำหรับ Pusher มีข้อจำกัดที่ไม่ทราบค่าความเร็วลมด้านหน้าใบพัดที่แน่นอนและมีผลกับปีกจึงเสนอแนวทางใหม่โดยคำนวณค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกมาจาก Polhamus และ Lamar ก่อน และจากนั้นนำไปรวมกับค่าอากาศพลศาสตร์ของใบพัดก็จะสามารถทำนายค่าอากาศพลศาสตร์ของทั้งระบบได้แม่นยำ

สำหรับปีกที่มีผลกระทบจาก Prop-wash Effect แบบ Tractor และ Pusher ทำให้ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์นั้นเปลี่ยนแปลงไปเมื่อเทียบกับปีกอย่างเดียว โดยสรุปค่าที่สำคัญของการเปลี่ยนแปลงดังกล่าวดังนี้

1. ค่า Lift Curve Slope ( $a$ ) ของปีก (Wing) ไม่ขึ้นกับความเร็วของ Freestream ที่เพิ่มขึ้น แต่ปีกที่ติดใบพัดทั้งแบบ Tractor และ Pusher นั้นลดลงเมื่อค่า  $J$  เพิ่มขึ้น ค่า Lift Curve Slope ของ Wing-T สูงกว่าเพราะใบพัดหน้าปีกช่วยให้อากาศไหลผ่านได้เร็วขึ้นหา

ให้ได้แรงยกมากกว่าปีกปกติ แต่ Lift Curve Slope ของ Wing-P ไม่แตกต่างห่างจาก ปีกปกติมากนักเพราะใบพัดด้านหลังปีกไม่ได้ช่วยให้มีความเร็วเพิ่มมากนักเมื่อเทียบกับ

Tractor

2. มุม Stall ของปีกปกติและปีกติดใบพัดแบบ Pusher อยู่ที่  $45^\circ$  และ  $25^\circ$  ตามลำดับ โดยปีกปกติไม่ขึ้นกับ Freestream และปีกติดใบพัดแบบ Pusher ไม่ขึ้นกับ J เพราะเหตุผลในข้อ 1. ส่วนของปีกติดใบพัดแบบ Tractor ลดลงตามค่าของ J ที่เพิ่มขึ้น

3. ค่า K ที่เหมาะสมที่สุดของปีกปกติอยู่ที่ 0.45 ปีกติดใบพัดแบบ Tractor เพิ่มขึ้นตามค่า J และปีกติดใบพัดแบบ Pusher เริ่มคงที่เมื่อค่า  $J=0.375$  เป็นต้นไป โดยสังเกตว่า K ของ Tractor ต่ำสุดเนื่องจากกราฟจะเป็นพาราโบลาเบนออกจากแกน Y

4. ค่า  $C_{D0}$  ของปีกปกติ 0.078 ซึ่งไม่ขึ้นกับ Freestream ที่เพิ่มขึ้น ส่วนปีกติดใบพัดแบบ Tractor และ Pusher ให้ค่าลดลงเมื่อ J เพิ่มขึ้น

5. ค่า  $C_{Lmax}$  ของปีกปกติคงที่เมื่อ Freestream เพิ่มขึ้น ส่วนปีกติดใบพัดแบบ Tractor และ Pusher ลดลงตาม J ที่เพิ่มขึ้น โดยปีกที่ได้รับผลจาก Prop-wash จะให้ค่าเพิ่มขึ้นจากปีกปกติ เพราะความเร็วลมไหลผ่านปีกเพิ่มมากขึ้น

6. L/D ของปีกปกติจะให้ค่าที่ต่ำสุดเพราะ ปีกติดใบพัดจะมีอากาศไหลผ่านที่ได้รับผลจากใบพัดซึ่งมีความปั่นป่วนสูงทำให้มีแรงต้านเกิดสูงขึ้น

ด้วยผลสรุปจากค่าสำคัญทางอากาศพลศาสตร์ทำให้มองเห็นชัดเจนว่าปีกติดใบพัดแบบ Tractor จะทำให้ปีกได้รับประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์สูงกว่าแบบ Pusher โดยจะเห็นว่ามี Lift Curve Slope,  $C_{Lmax}$  และ  $(L/D)_{max}$  ที่สูงกว่า และมีค่า K,  $C_{D0}$  ต่ำกว่า แต่อย่างไรก็ตามมุม Stall ของปีกแบบ Tractor ยังไม่สูงเท่า Pusher อาจเนื่องมาจากอากาศไหลผ่านแนบชิดผิวปีกได้มากกว่า และมีความปั่นป่วนที่ต่ำกว่า

การคำนวณทางพลศาสตร์ของไหลเพื่อใช้จำลองการไหลของอากาศจากผลกระทบของใบพัด โดยใช้โปรแกรมคำนวณ FLUENT ที่มีพื้นฐานของโปรแกรมคือสมการ Navier Stoke Equation โดย RNG ให้ผลดีที่สุดสามารถมองเห็นพฤติกรรมของอากาศที่เปลี่ยนแปลงไปได้ค่อนข้างดี นอกจากนี้ในการศึกษานี้ได้ทำการจำลองใบพัดขณะทำการหมุนอย่างง่ายที่เหมือนกับ Actuator Disk (AD) และ Actuator Volume (AV) ซึ่งใช้ระยะเวลาในการคำนวณที่เร็วกว่าและหลีกเลี่ยงการออกแบบกริดที่ค่อนข้างซับซ้อน โดย AD จะมีการกำหนดผลต่างของความดันด้านหน้าและหลังใบพัดเพื่อให้มีแรงยกเกิดขึ้น และ AV จะกำหนดด้วยความเร็วในแนวแกน 3

แทนโดยคำนวณมาจาก Source Code ของ Rosen and Gur (2008) ท้ายที่สุด AV ให้ผลที่ใกล้เคียงกับใบพัดจริงมากที่สุด ผลของการจำลองการไหลของอากาศทำให้เห็นว่าปีกที่ได้รับผลกระทบจากใบพัดจะมีความเร็วลมไหลผ่านที่มากขึ้นและปีกจะมีมุมปะทะที่ลดลง จึงทำให้ปีกมีแรงดันเพิ่มขึ้นและมุม Stall ที่สูงขึ้นตามลำดับ นอกจากนี้ด้วยผลของ Prop-wash Effect ทำให้ชั้นขีดยาวของอากาศบนผิวปีกบนแนวขีดยาวมากขึ้นจึงทำให้แรงยกและมุม Stall ของปีกติดใบพัดมีค่ามากขึ้น

## 7 กิตติกรรมประกาศ

ผู้จัดทำโครงงานวิจัยนี้ขอขอบคุณหน่วยงานทั้ง 3 ได้แก่ สำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย สำนักงานคณะกรรมการอุดมศึกษาและมหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ ที่สนับสนุนทุนอุดหนุนวิจัยในโครงการนี้จนสำเร็จลุล่วงไปได้ นอกจากนี้ผู้จัดทำต้องขอขอบคุณภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์รวมถึงบุคคลากรและนิสิตในภาควิชาที่ได้ช่วยในงานวิจัยนี้ท้ายสุดงานวิจัยนี้ยังได้รับความช่วยเหลือจากสถาบัน ISAE เมืองตูลูสประเทศฝรั่งเศสอีกด้วย

## 8 เอกสารอ้างอิง

Ageev, N.D. 2011. Numerical Investigation of Disc-wing MAV with Propeller in a Wing STOL, *In Proceeding of the International Micro Air Vehicles Conference*, September 2011, Netherlands.

Anderson, J. D. 1995. **Computational Fluid Dynamics: The Basic with Applications.** McGraw-Hill, New York.

Anderson, J. D. 2005. **Fundamentals of Aerodynamics.** McGraw-Hill, New York.

Aviv, R. and G. Ohad. 2008. Novel Approach to Axisymmetric Actuator Disk Modeling. **AIAA Journal** 46 (11): 2914-2925.

Bataillé, B., J.M. Moschetta, D. Poinot, C. Bérard and A. Piquereau. 2009. Development of a VTOL Mini UAV for Multi-Tasking Missions. **The Aeronautical Journal** 113 (1140): 87-98.

Brandt, J.B. and M.S. Selig. 2011. Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers. *In Proceeding of the 49<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition.* 4-7 March 2011, AIAA. Orlando, Florida, USA.

Catalano, FM. 2004. On the Effects of an Installed Propeller Slipstream on Wing Aerodynamic Characteristics. **Acta Polytechnic** 44(3): 8-14.

Chinwicharnam, K., D. Gomez, J.M. Moschetta and C. Thipyopas. 2013. Aerodynamic Characteristics of a Low Aspect Ratio Wing and Propeller Interaction for a Tilt-Body MAV, *In Proceeding of the International Micro Air Vehicle Conference*, 17-20 September 2013, Toulouse, France.

Choi, S. and J. Ahn. 2010. A Computational Study on the Aerodynamic Influence of a Pusher Propeller on a MAV, *In Proceedings of the 40<sup>th</sup> Fluid Dynamics Conference and Exhibit.* 28 June – 1 July 2010. Chicago, Illinois, USA.

Deng, S., B.W. van Oudheusden, T. Xiao and H. Bijl 2012. A Computational Study on the Aerodynamic Influence of a Propeller on an MAV by Unstructured Overset Grid Technique and Low Mach Number Preconditioning, **The Open Aerospace Engineering Journal** 5: 11-21.

Gomez, D. 2013. **Study of the Sensitivity to the Lateral Wind of a Mini Unmanned Aerial Vehicle with VTOL Flight Capability**. PhD Thesis, ISAE.

Gomez, D, M. Serge., B. Emmanuel., G. Gilles and J.M. Mochetta. 2012. Wake Analysis of UAV Propeller at Incidence. *In Proceeding of the 47<sup>th</sup> International Symposium of Applied Aerodynamics*. 26-28 March 2012, Association Aeronautic Astronautics of France. Paris, France

Itasse, M., J.M. Moschetta, Y. Ameho and R. Carr. 2011. Equilibrium Transition Study for a Hybrid MAV. **International Journal of Micro Air Vehicles** 3(4): 229-246.

Josef, R., High Angle of Attack Aerodynamics, Springer-Verlag, New York, 1992

Lino, M. 2010. **Numerical Investigation of Propeller Wing Interaction Effects for a Large Military Transport Aircraft**. M.E. Thesis, TU Delft.

McCormick, B.W. 1999. **Aerodynamics of V/STOL Flight**. Dover Publications, New York

Mueller, T.J. 2001. **Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications**. AIAA Inc., Virginia.

Mueller, T.J., J.C. Kellogg, P.G. Ifju and S.V. Shkarayev. 2006. **Introduction to the Design of Fixed-Wing Micro Aerial Vehicles**. AIAA Inc., Virginia.

Pope, A., J.B. Barlow and W.H. Rae. 2011. **Low-Speed Wind Tunnel Testing**. John Wiley & Sons Inc., New York.

Randall, R., S. Shkarayev, G. Abate and B. Judson. 2012. Longitudinal Aerodynamics of Rapidly Pitching Fixed-Wing Micro Air Vehicle. **Journal of Aircraft** 49(2): 453-467.

Rosen, A. and O. Gur. 2008. Novel Approach to Axisymmetric Actuator Disk Modeling. **AIAA Journal** 46(11): 2914-2925.

Shkarayev, S. and C. Hoffmann. 2011. Longitudinal Aerodynamics of a Vertical Take off and Landing Micro Air Vehicle. **Journal of Aircraft** 48(1): 166-176.

Thipyopas, C. and J.M. Moschetta. 2010. Experimental Analysis of a Fixed-Wing VTOL MAV in Ground Effect. **International Journal of Micro Air Vehicles** 2(1): 33-54.

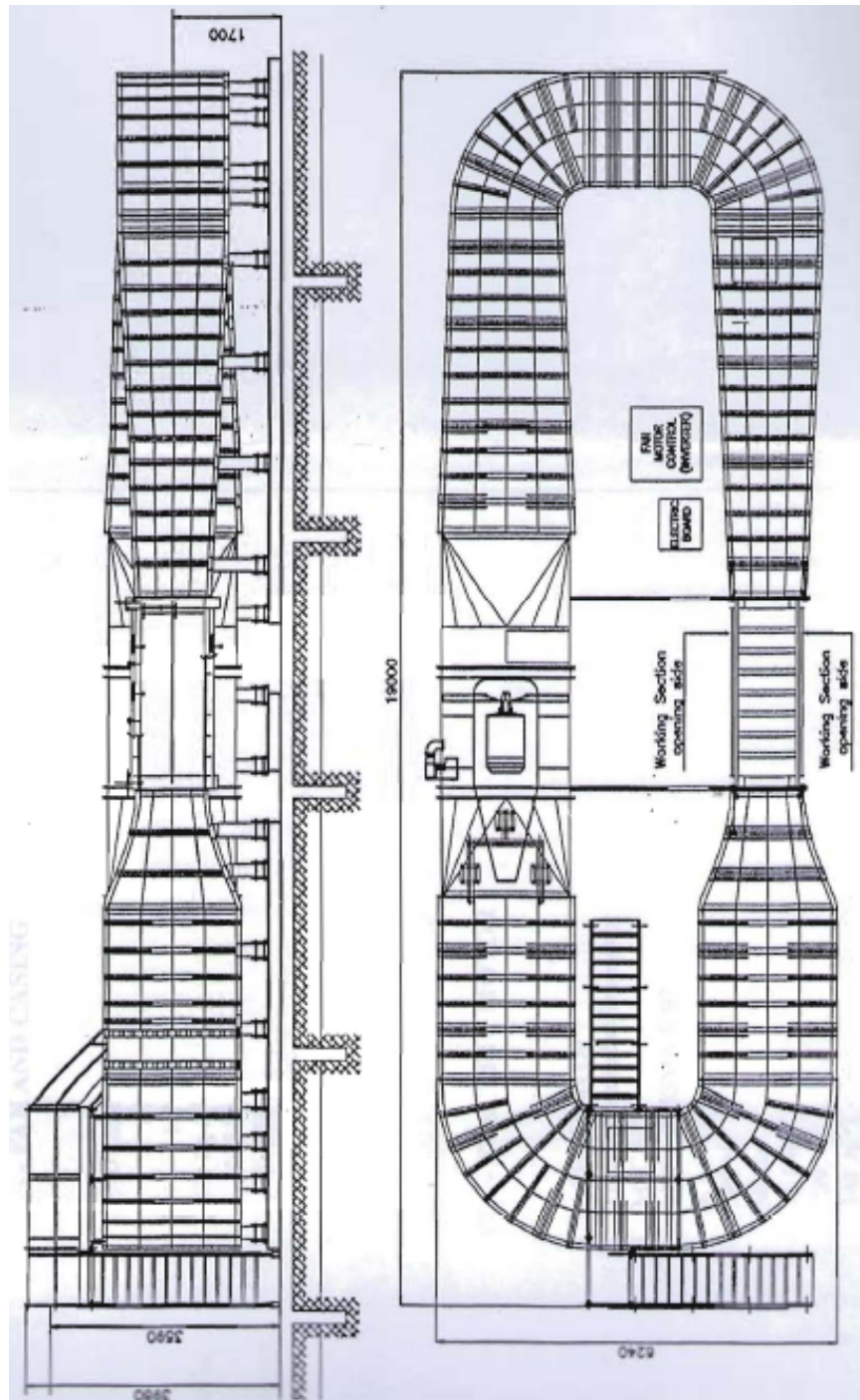
Tu, J., G.H. Yeoh and C. Liu. 2008. **Computational Fluid Dynamics A Practical Approach**. Butterworth-Heinemann, Burlington.

Veldhuis, L. 2005. **Propeller Wing Aerodynamic Interference**. Delft University of Technology Publisher, Netherlands

Zhao, H.W. 2009. **Development of a Dynamic Model of a Ducted Fan VTOL UAV**, M.E. Thesis, RMIT.

## ภาคผนวก

อุโมงค์ลมและเครื่องมือที่ใช้ในงานออกแบบทดสอบอากาศพลศาสตร์

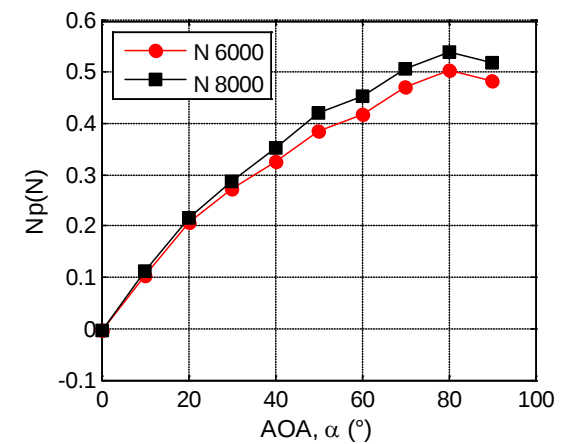
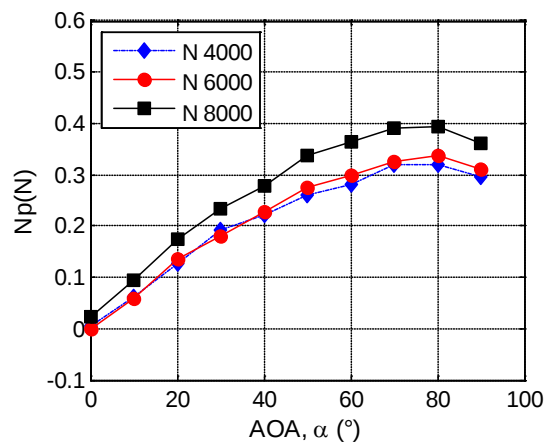
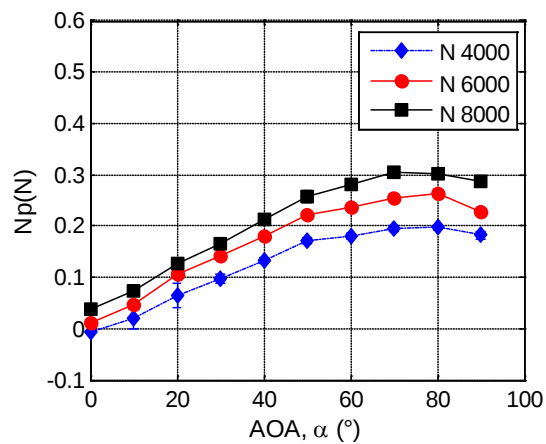
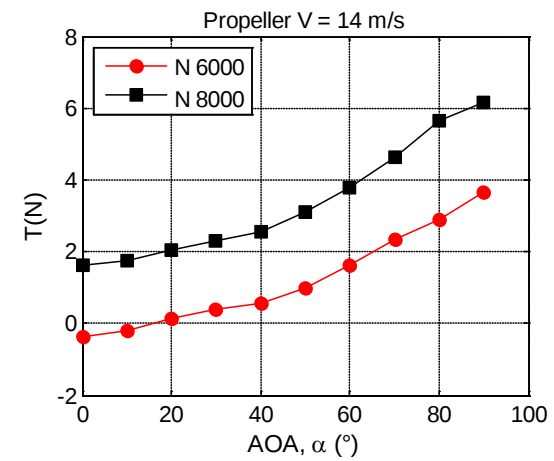
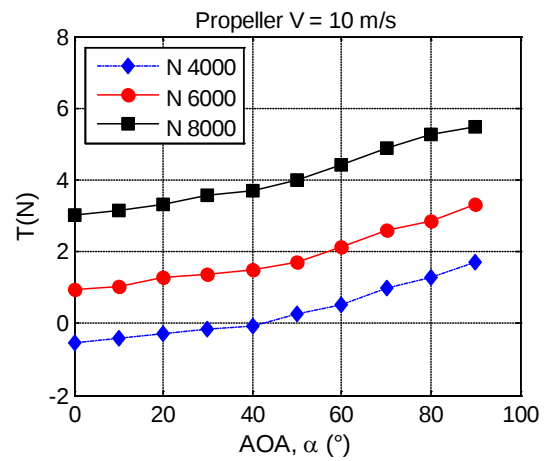
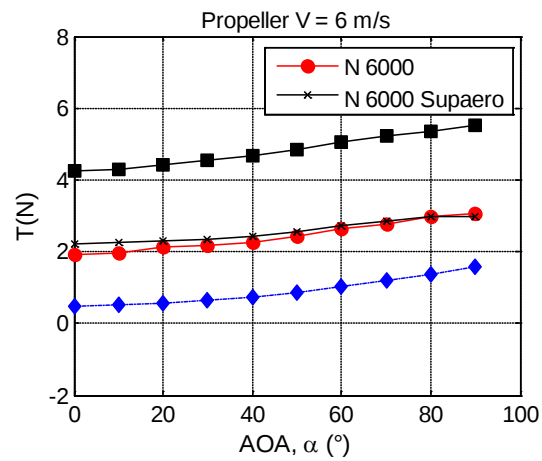


รูปที่ 74 ฟังอุโมงค์ลม

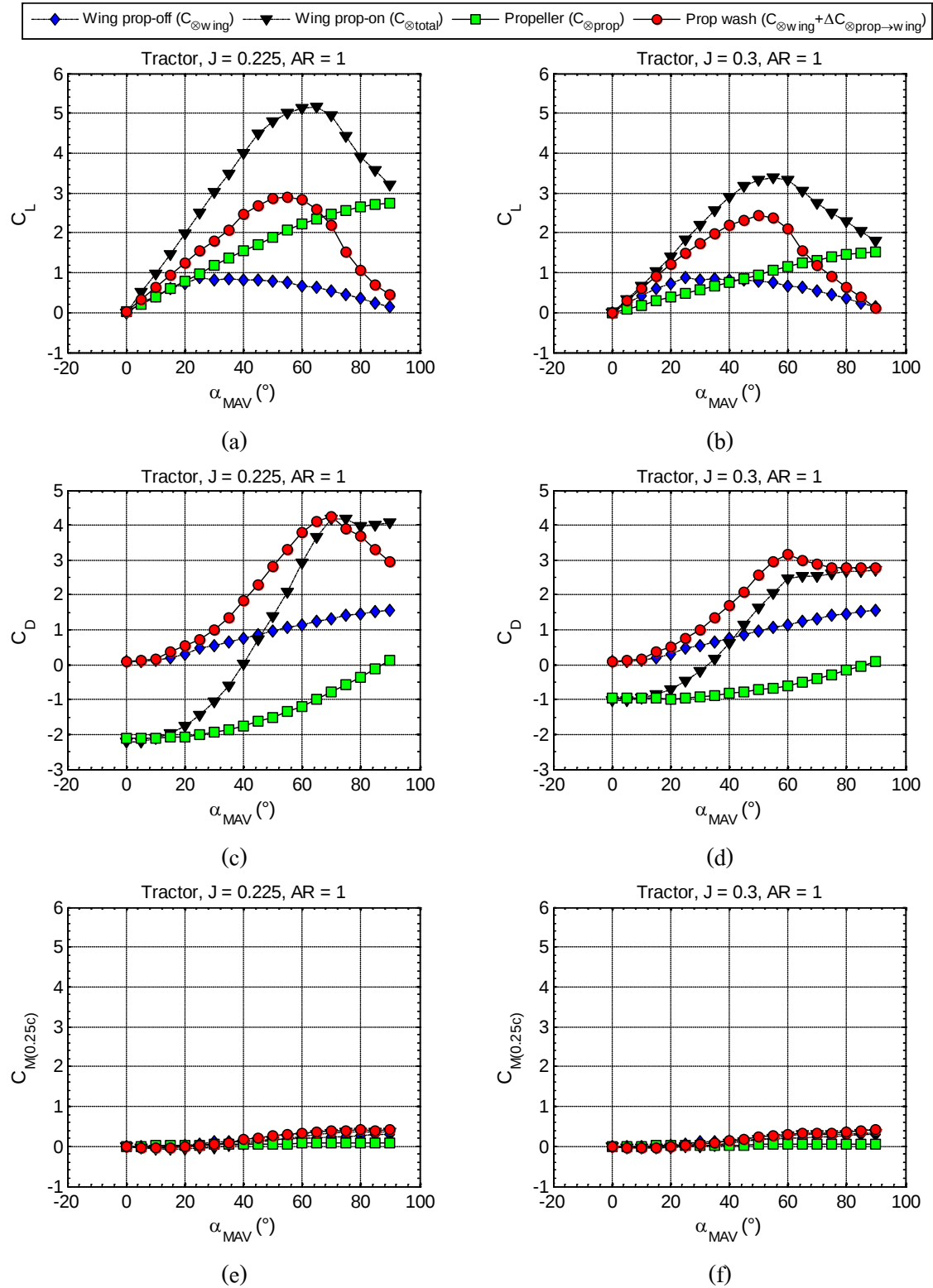


รูปที่ 75 Force Balance และ ระบบปรับมุมปะทะ

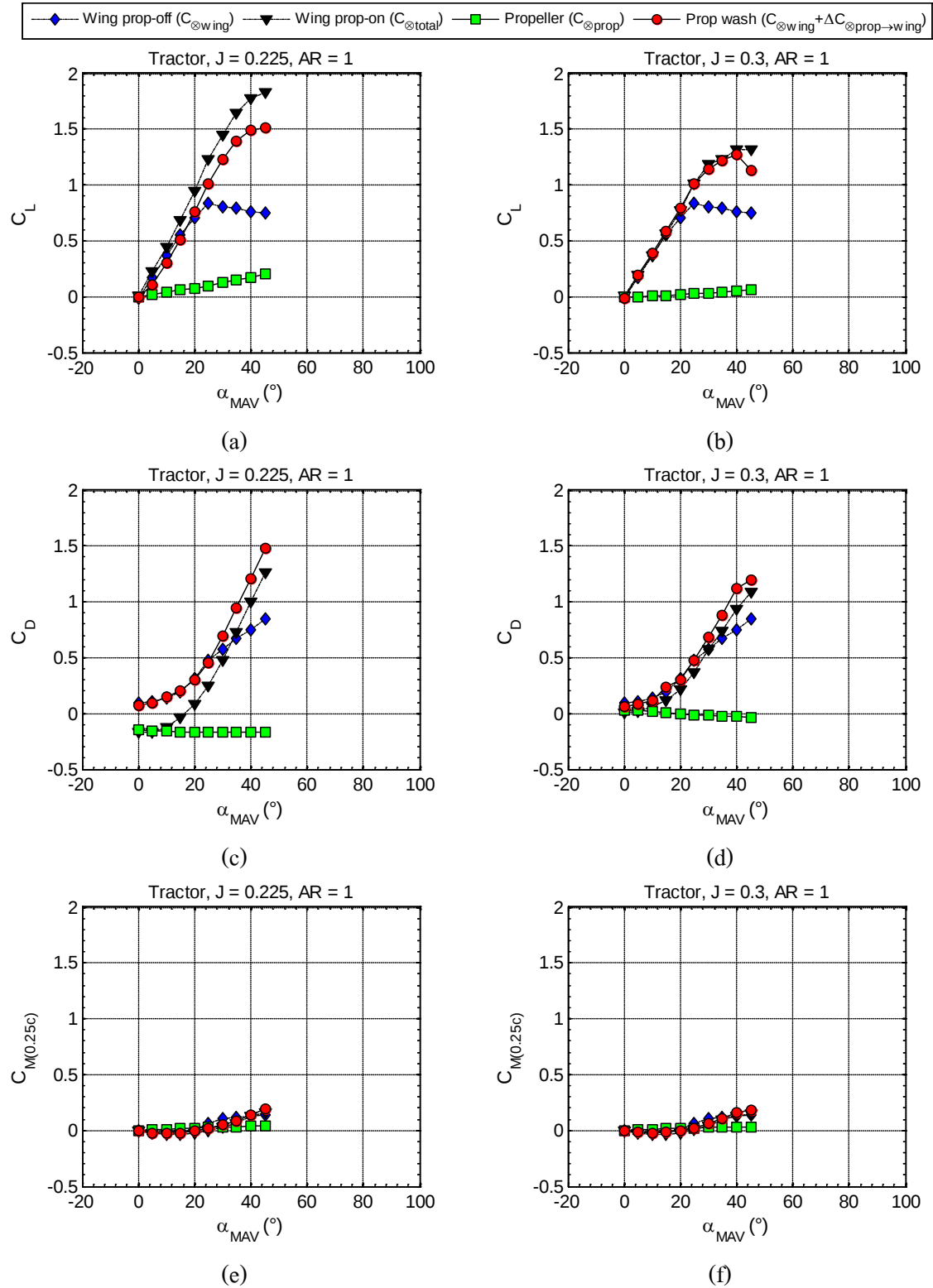
ผลการทดลองอื่นๆ



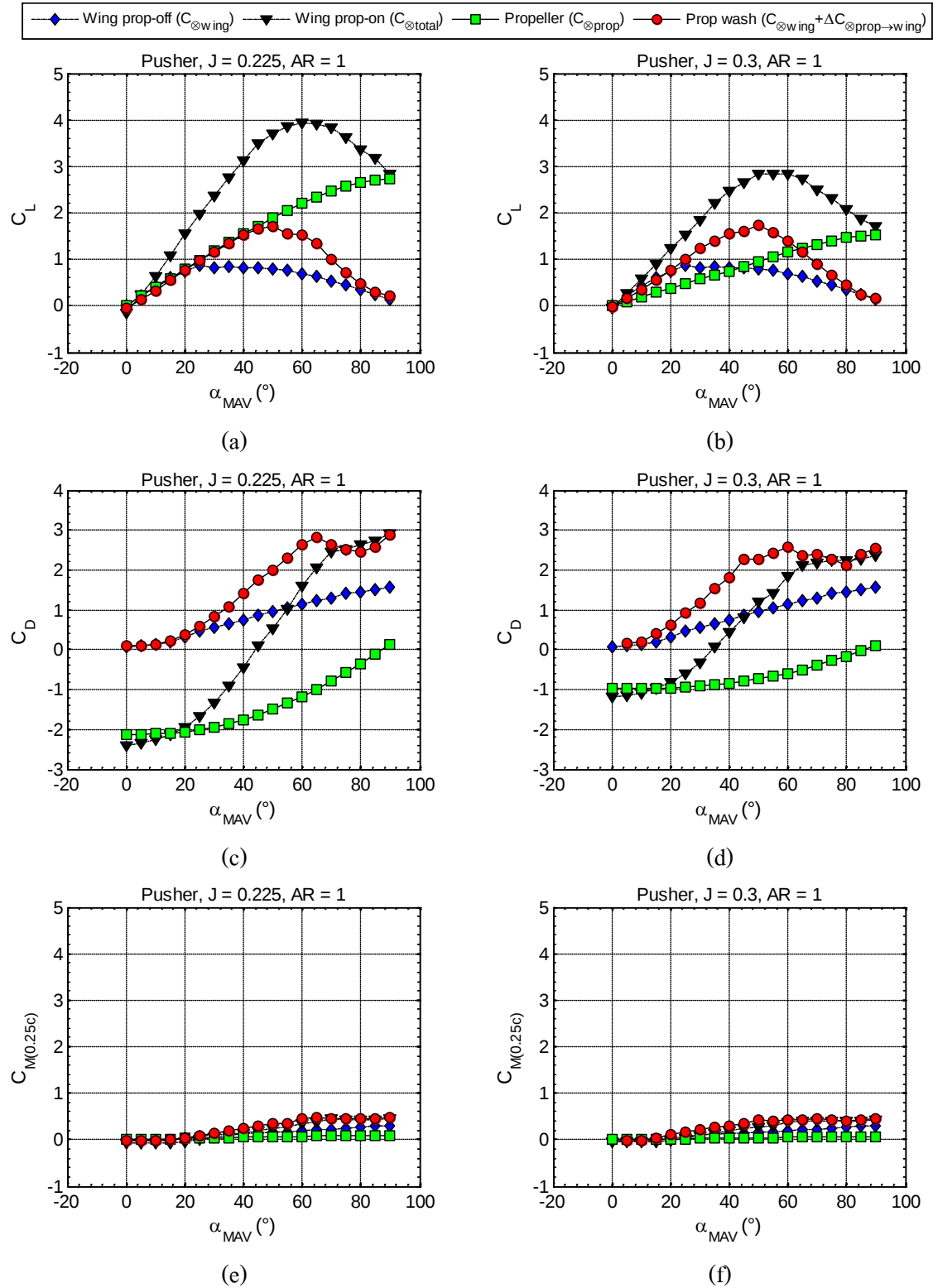
ค่าแรงทุดและแรงในแนวรัศมีของใบพัดแสดงในหน่วย นิวตัน



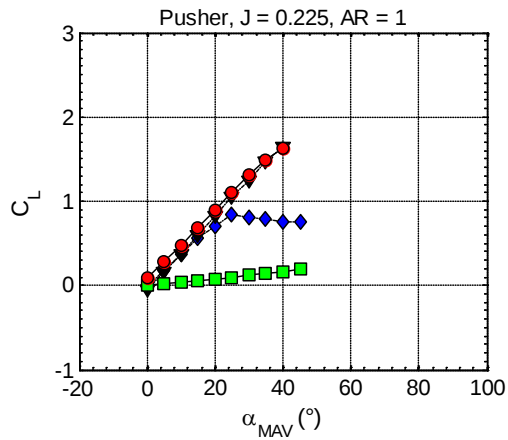
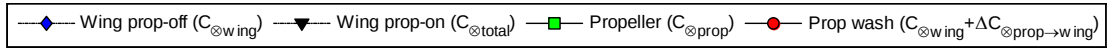
เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัดในโมเดลแบบ Tractor ที่  $V=6$  m/s



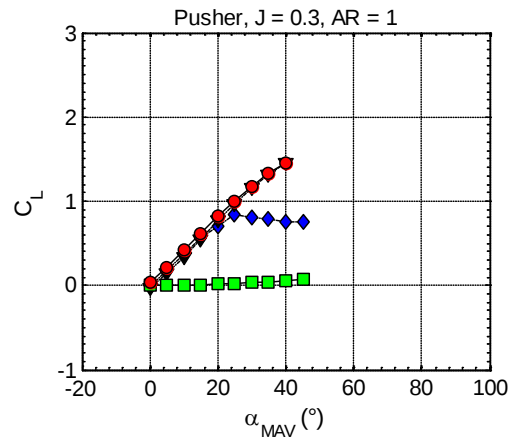
เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัดในโมเดลแบบ Tractor ที่  $V=14$  m/s



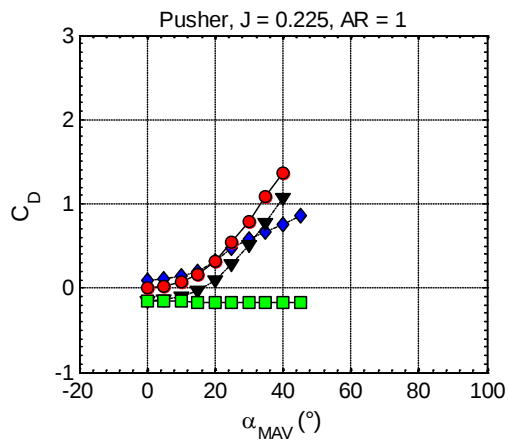
เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัดในโมเดลแบบ Pusher ที่  $V = 6 \text{ m/s}$



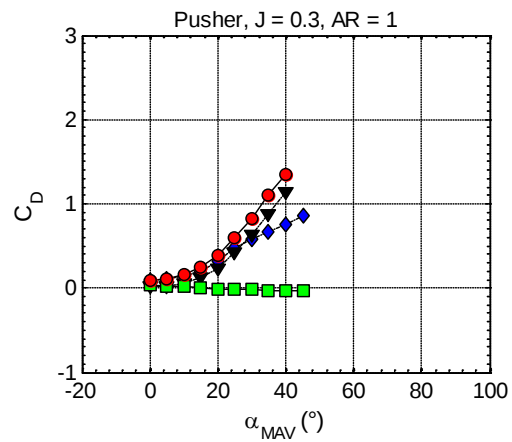
(a)



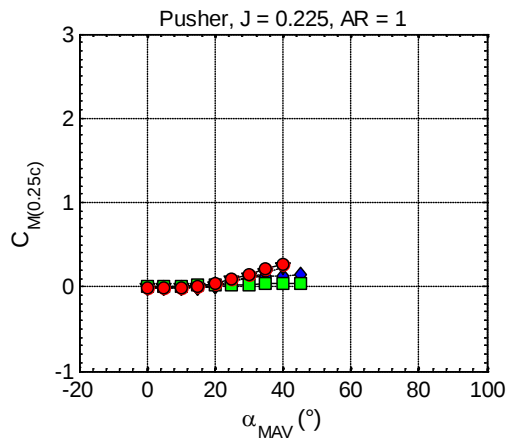
(b)



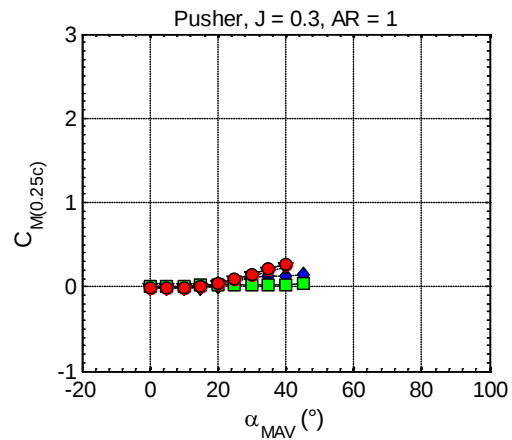
(c)



(d)



(e)



(f)

เปรียบเทียบค่าอากาศพลศาสตร์ของปีกและใบพัดในโมเดลแบบ Pusher ที่  $V=14 \text{ m/s}$

# **Aerodynamic Characteristics of a Low Aspect Ratio Wing and Propeller Interaction for a Tilt-Body MAV**

**Kwanchai Chinwicharnam, David Gomez Ariza, Jean-Marc Moschetta  
and Chinnapat Thipyopas**

Reprinted from

## **International Journal of Micro Air Vehicles**

Volume 5 · Number 4 · December 2013



**Multi-Science Publishing**  
**ISSN 1756-8293**

# Aerodynamic Characteristics of a Low Aspect Ratio Wing and Propeller Interaction for a Tilt-Body MAV

Kwanchai Chinwicharnam<sup>1</sup>, David Gomez Ariza<sup>2</sup>, Jean-Marc Moschetta<sup>3</sup>  
and Chinnapat Thipyopas<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Kasetsart University, Bangkok, Thailand 10400

<sup>2</sup>Faculty of Engineering, Kasetsart University, Bangkok, thailand, 10900

<sup>3</sup>Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, BP 54032,  
31055 Toulouse cedex 4, France

## ABSTRACT

An experimental investigation of the interaction of a propeller-wing configuration for a tilt body MAV VTOL was performed in the low speed wind tunnel. This study's primary objective is to present the effect of the interactions between a low aspect ratio wing and propeller for a range of incidence in transition between horizontal and vertical flight. During the transition from horizontal flight to vertical flight or vice versa, the flow patterns seen by the wing are the result of the combination between the free-stream and the propeller flow. This was reflected in the change of the aerodynamic forces and moments of the wing. The model is a tractor configuration propeller and with a wing of aspect ratio equal to one, the airfoil of the wing is a NACA 0012. All tests were conducted at low speeds in a range from 2 to 8 m/s. In order to simulate the transition flight of a tilt-body MAV VTOL a range of incidence from -10 to 90 degrees was used. The results show that the flow of the propeller certainly improves the aerodynamic characteristics of the wing, increasing the lift and delaying stall with respect to the flight path of the MAV.

## NOMENCLATURE

|          |                                                                   |
|----------|-------------------------------------------------------------------|
| $c$      | = Wing chord ( $m$ )                                              |
| $n$      | = Propeller rotation speed ( $rev/s$ )                            |
| $C_D$    | = Drag coefficient                                                |
| $C_L$    | = Lift coefficient                                                |
| $C_m$    | = Pitching moment coefficient                                     |
| $C_{Np}$ | = Lateral propeller force coefficient                             |
| $C_T$    | = Thrust coefficient                                              |
| $C_X$    | = Total longitudinal force coefficient                            |
| $D$      | = Drag ( $N$ )                                                    |
| $L$      | = Lift ( $N$ )                                                    |
| $J$      | = Advance ratio                                                   |
| $M$      | = Pitching moment ( $N.m$ )                                       |
| $l$      | = Installation propeller a head of wing leading edge ( $m$ )      |
| $r$      | = Radial position ( $m$ )                                         |
| $x_{LE}$ | = Moment reference point with respect to the leading edge ( $m$ ) |
| $S$      | = Wing area ( $m^2$ )                                             |
| $T$      | = Thrust ( $N$ )                                                  |
| $V$      | = Lateral free stream velocity ( $m/s$ )                          |
| $V_R$    | = Slipstream resulting velocity ( $m/s$ )                         |
| $w$      | = Induced velocity in dynamic propeller ( $m/s$ )                 |

$w_0$  = Static induced velocity ( $m/s$ )  
 $X$  = Total longitudinal force ( $N$ )  
 $\alpha_{MAV}$  = Model angle of attack ( $deg$ )  
 $\alpha_s$  = Slipstream angle of attack ( $deg$ )  
 $\alpha_w$  = effective wing angle of attack ( $deg$ )  
 $\rho$  = air density ( $kg/m^3$ )

## 1. INTRODUCTION

The interaction between wing and propeller is one of the main factors to be taken into account for improvement of the aerodynamic performance of MAV. In aerodynamic terms, for the case of a propeller at incidence the interaction between the propeller slipstream and the lateral free-stream has been shown to be a very challenging problem due to the complexity of this resultant flow. This has been shown by Ribner for full scale propeller in [1] and Gomez in [2] for MAV. Now if a wing is added, the complexity of the problem is increased by the influence of the wing over the propeller and the influence of the resultant combined flow of the propeller and the freestream over the wing. It has been shown by Catalano [3] that the position of propeller has an influence on the wing boundary layer characteristics such as: laminar flow extension and transition, laminar separation bubbles, and reattachment and turbulent separation. It was shown by Catalano that pusher propeller configuration inflow affects the wing characteristics more effectively than the tractor configuration. But it was also shown by Bataille in [4] that to have a good control of the tilt-body MAV, using the control surface of the tractor configuration outperformed the pusher configuration.

It has been shown by Veldhuis in [5] for the full scale aircraft and Hrishikeshavan in [6], Ageev in [7] and Shkarayev in [8], that for MAVs, the propeller slipstream produced a modified flow over the wing where the kinetic energy is increased, modifying the boundary layer characteristic by increasing the Reynolds number and changing the separation behavior.

Similar researches as the one perform by Randall in [9] and [10] have studied in detail the co-axial propeller slipstream effect on the lift and drag of the wing. The results show the slipstream effect on the stall delay, lift augmentation, drag increase, and reduced aerodynamic efficiency. This research studied and supported the Mini-Vertigo MAV. Itasse in [11] studied the characteristic longitudinal flight behavior during an equilibrium transition between vertical/horizontal flight modes. Part of the research focused on the enhancement of the longitudinal control of the MAVion (a tractor configuration MAV of ISAE). Deng et al. in [12] studied the propeller-wing interaction using both the experimental and numerical methods. It was found that the slipstream has a significant influence on the pressure distribution on the wing surface, as well as, explained the pattern of wing-tip vortex at different angles of attack with a rotary propeller. However, the test is limited to low angles of attack. Therefore, the aerodynamic part of wing and propeller interaction is essential to study and understand the performance of MAV during transition flight.

To further understand the behavior of the flow seen by the wing for a single propeller and to isolate the wing forces under the effect of the slipstream from the propeller forces, four different types of models were designed and studied. First an isolated propeller at incidence was tested. Second, an isolated wing was analyzed. Third, a combined propeller-wing model where both are connected was studied. Finally a model of the propeller-wing interaction where the propeller was isolated from the wing was used. For this third model just the wing aerodynamic forces and moments were measured. For all the models the effect of propeller wash or slipstream on the wing aerodynamics during transition flight was the focus of the study and just the fixed-wing tractor configuration was considered. Moreover, the wing down-wash effect over the propeller, which several researches neglected, has been considered in this paper.

## 2. EXPERIMENTAL SETUP

The model information is shown in Table 1 and Figure 1. The test was performed at the ISAE *SabRe* wind-tunnel. The model was tested from low incidence angle to high incidence angle; thus the range of the angle of attack ( $\alpha_{MAV}$ ) varies from -10 to 90 degrees. The model was also designed with a plain flap. The experiments were focused on low Reynolds number. Moreover, the installation of propeller position was also studied.

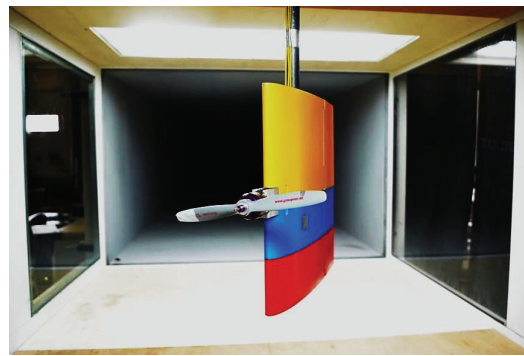


Figure 1. Model information and tractor configuration model in SabRe

Table 1. Model Information

| Information    | Value                |
|----------------|----------------------|
| Airfoil        | NACA 0012            |
| Wingspan       | 0.3 m                |
| Wing chord     | 0.3 m                |
| Platform shape | Rectangular          |
| Wing area      | 0.09 m <sup>2</sup>  |
| AR             | 1                    |
| Flap type      | Plain flap           |
| Flap area      | 0.03 m <sup>2</sup>  |
| Motor          | Brushless PJS 3D 550 |
| Propeller      | Graupner 8x6"        |

### 3. EXPERIMENTAL SETUP

The study of the wing propeller interaction was performed using the measurements of four different experimental models. First, a single isolated propeller was tested at different angles of attack ( $\alpha_p$ ) as shown by Gomez in [2]. A wing only model was started to be a baseline behavior of the wing. The third model was called MPROWM (Mounted propeller on wing model). The aerodynamic forces and moments measured in [2] are subtracted from the total measurements of MPROWM model to obtain the aerodynamic load and moments of the wing under the slipstream influence. Finally a fourth model call SPROWM (Separated propeller wing model) was used to investigate the wing down-wash effect over the propeller.

The MPROWM and SPROWM models were installed in the closed-circuit low speed wind tunnel of ISAE (*SabRe*). The test section dimensions are  $1.2m \times 0.8m$  and  $2.4m$ . The model was positioned vertically with respect to the flow of test section.

The propeller was moved using the aluminum motor support wedges as seen in Figure 1(b). The propeller was set at two different positions from the leading edge:  $7\%c$  and  $18\%c$ . The model was turned from  $-10$  to  $90$  degrees using an automatic position motor in order to simulate the angle of attack of the models. The flap deflections were in a range from  $-10$  to  $+20$  degrees. A digital servo mechanism inside the wing was used to deflect the flap. The propeller speeds were fixed at 5000 RPM and 6000 RPM. The free stream velocity was set in a range from 2 to 8 m/s.

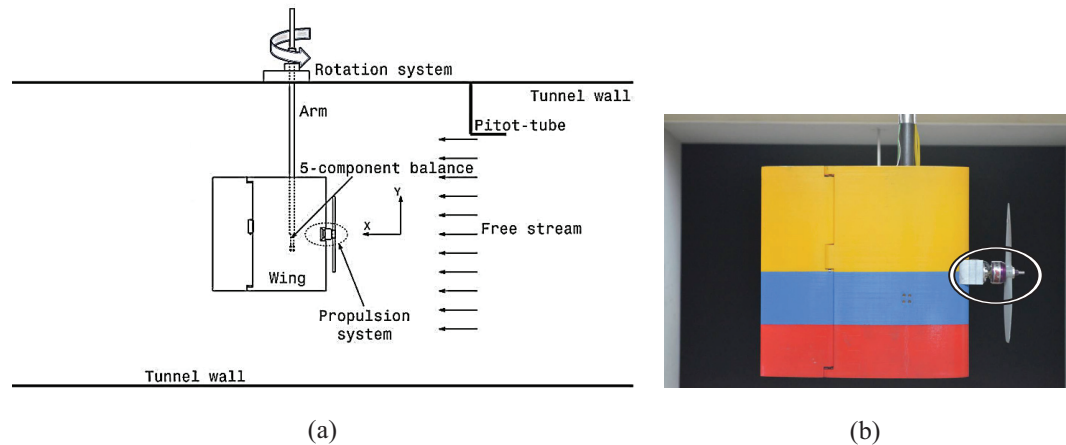


Figure 2. Model MPROWM a) Wind-tunnel tests set up , b) Actual model in the SabRe wind tunnel

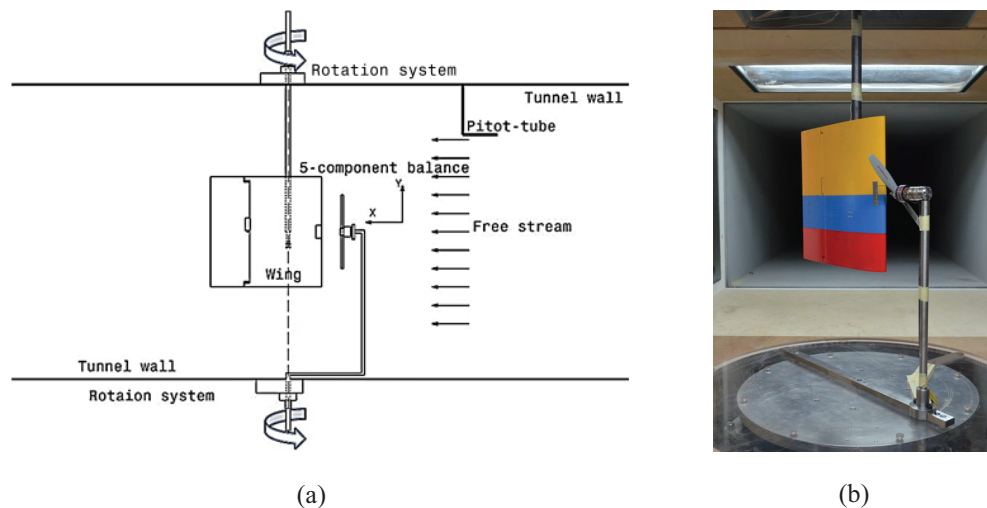


Figure 3. Model SPROWM a) Wind-tunnel tests set up b) Model in the SabRe wind tunnel

The isolated wing, MPROWM and SPROWM were installed at the SabRe wind tunnel shown in Figures 2a and 3a. The forces and moments were measured by the internal five-component Micro Sting Balance (Figure 3) which is limited to 10 N in terms of forces and 0.5 N-m in terms of moments. This balance is made of high strength 35NCD16 alloy steel. The calibration of this balance used in the current investigation follows the same parameter as the calibration performed by Thipyopas in [13].

The acquisition system for *SabRe* was developed by *DAEP* Laboratory and is composed of a *National Instruments* acquisition terminal, six *Celians* signal conditioners (power supply, signal amplification, filters), a control and acquisition computer and a National Instrument rack equipped with an interface *SCXI* module. A *Labview* based software was developed and used for the control of the experimental setup and for acquisition of the data.

The data was collected at a sampling frequency 1,000 Hz and recorded after 10 seconds of stabilization time. Moreover, 10 samples for each AOA were used in order to perform an statistical analysis of the data. Note: all of data has been corrected through the wind tunnel wall effects, which is the method of Pope [14].

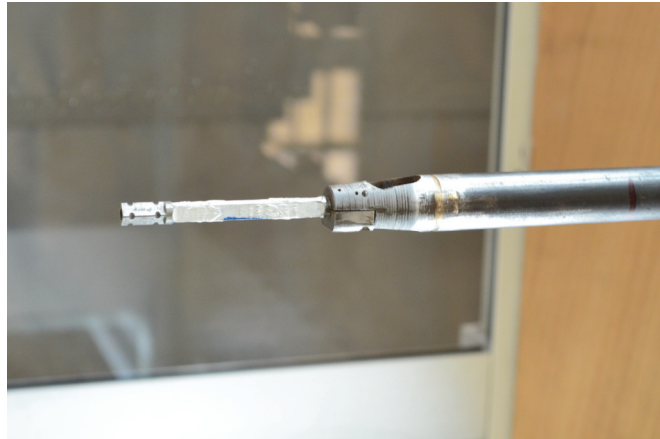


Figure 4. High Sensitive Micro String Balance MicroB

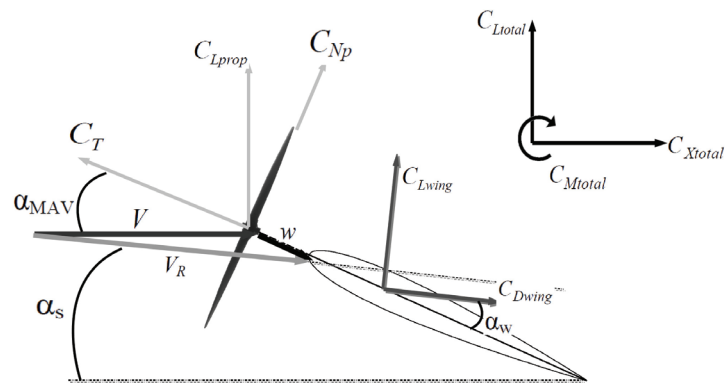


Figure 5. Free body diagram of MPROWM

### 3.1 Mounted Propeller on Wing Model (MPROWM) and theoretical model

The balance was installed inside the wing. A second calibration was performed including the model weight. The  $\alpha_{MAV}$  and flap deflection angle  $\delta_f$  were calibrated as well.  $\alpha_{MAV}$  was calibrated by the use of a portable laser positioning system.  $\delta_f$  was calibrated using a potentiometer and a protractor. The bias error observed during the calibration is very small and can be ignored.

The force conventions are considered in terms of the body axis as shown in Figure 5 and 6. In the combination of wing-propeller as shown in the MPROWM model; the resulting aerodynamic forces are generated by the combination of the single propeller forces, the wing forces, and the interaction effects between the propeller wash and the wing down-wash. The main effect of the propeller wash over the

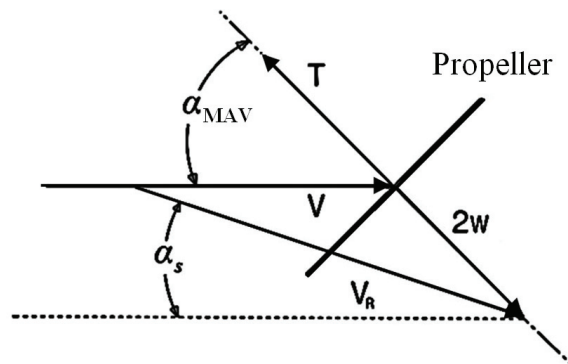


Figure 6. Velocity triangle of fully accelerated slipstream

wing is the increase of the Reynolds number and the change of the wing effective angle of attack ( $\alpha_w$ ). As a first approximation  $\alpha_w$  can be calculated using the method suggested by McCormick in [15] and shown in eqns (1-7).

The calculated modifications to  $\alpha_w$  and the resultant velocity vector shown in Figure 5 were performed using the measured experimental thrust. The results of eqn (7) for an advance ratio of  $J = 0.40$  and  $J = 0.48$  is shown in Figure 7a. Figure 7b show the ratio of the resultant velocity with respect to the free-stream velocity. The resultant velocity is calculated using eqn (5).

This theoretical result can be compared with the experimental results to analyze if the predicted behavior of the propeller slipstream matches the observed trends of the MPROWM experiment result.

$$T = 2\rho AV'w \quad (1)$$

$$V' = [(V \cos \alpha + w)^2 + (V \sin \alpha)^2]^{1/2} \quad (2)$$

$$w_0 = \left( \frac{T}{2\rho A} \right)^{1/2} \quad (3)$$

$$\left( \frac{w}{w_0} \right)^4 + 2 \left( \frac{w}{w_0} \right)^3 \frac{V}{w_0} \cos \alpha + \left( \frac{w}{w_0} \right)^2 \left( \frac{V}{w_0} \right)^2 = 1 \quad (4)$$

$$\left( \frac{V_R}{w_0} \right) = \sqrt{\left( \frac{V}{w_0} + 2 \frac{w}{w_0} \cos \alpha \right)^2 + \left( 2 \frac{w}{w_0} \sin \alpha \right)^2} \quad (5)$$

$$\alpha_s = \sin^{-1} \left( 2 \frac{w}{w_0} \frac{w_0}{V'} \sin \alpha \right) \quad (6)$$

$$\alpha_w = \alpha_{MAV} - \alpha_s \quad (7)$$

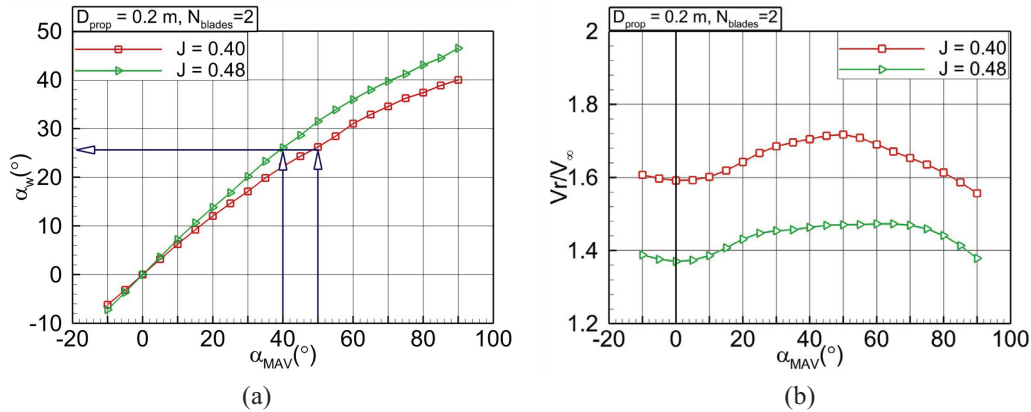


Figure 7. Propeller slipstream effect when  $J=0.40$  and  $0.48$ : (b) wing angle of attack

The wing angle of attack ( $\alpha_w$ ) in Figure 7a is smaller than the MAV  $\alpha_{MAV}$  due to the combination between free-stream velocity and the propeller induced velocity which generates the resultant velocity shown in Figure 7b. The wing effective angle of attack ( $\alpha_w$ ) increases as the advance ratio does. This can be explained by, first, the fact that the free-stream velocity is kept constant in function of  $\alpha_{MAV}$  and the change of  $J$  is due to the decrease in RPM as shown in Table 2. Second, from Figure 6 it can be deduced that if  $V$  is constant and  $w$  increases (as thrust increases) the propeller slipstream angle ( $\alpha_s$ ) will also increase with the model angle of attack ( $\alpha_{MAV}$ ). Taking into account eqn (7) it is seen in Figure 7a how the effective wing angle of attack will tend to decrease as the induced velocity is predominant

over the free-stream. This of course also means that smaller  $\alpha_w$  becomes, further the stall of the wing in function of  $\alpha_{MAV}$  will be delayed. Moreover, the resultant velocity increases as well which causes the wing to experience different Reynolds as  $\alpha_{MAV}$  and  $J$  increase .

This effect will be studied more in detail in the following sections, although the analysis would be focused on the behavior of the wing with respect to the model angle of attack  $\alpha_{MAV}$  . This was done because  $\alpha_{MAV}$  represents the angle of transition between horizontal and vertical flight .

## 4. RESULTS

The relation of free-stream velocity in variation of propeller rotation is considered in terms of advance ratio which is shown in Table 2. The aerodynamic coefficient in this paper can be calculated as:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 S c}, C_X = \frac{X}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, J = \frac{V}{nD}$$

Table 2. Advance ratio equivalences

| V (m/s) | RPM  | J    |
|---------|------|------|
| 6       | 5000 | 0.36 |
| 8       | 5000 | 0.4  |
| 8       | 6000 | 0.48 |

### 4.1 Wing and Propeller Wash Effect

#### 4.1.1 Lift coefficient study

In Figures 9a and 9b, the effect of the prop-wash over the lift coefficient for the MPROWM model can be observed. To obtain the prop-wash effect for the MPROWM model the generated lift coefficient contributions can be derived from eqn (8). By assuming that the effect of the wing down-wash over the propeller is negligible ( $\Delta C_{L_{wing \rightarrow prop}} = 0$ ) the propeller-wash effect ( $\Delta C_{L_{prop \rightarrow wing}}$ ) can be calculated from the measured values of  $C_{L_{total}}$ ,  $C_{L_{wing}}$  and  $C_{L_{prop}}$ . The total lift coefficient of the wing under the prop-wash effect ( $C_{L_{wing}} + \Delta C_{L_{prop \rightarrow wing}}$ ) is compared with respect to the total model lift and the unpowered wing lift in Figure 9a and 9b.

$$C_{L_{total}} = C_{L_{wing}} + C_{L_{prop}} + \Delta C_{L_{prop \rightarrow wing}} + \Delta C_{L_{wing \rightarrow prop}} \quad (8)$$

In Figures 9a and 9b it can be observed that the prop-wash has a strong stall-delay effect on the wing. The stall angle in terms of  $\alpha_{MAV}$  increases from 25 degrees to 50 degrees for  $J=0.4$  and 25 degrees to

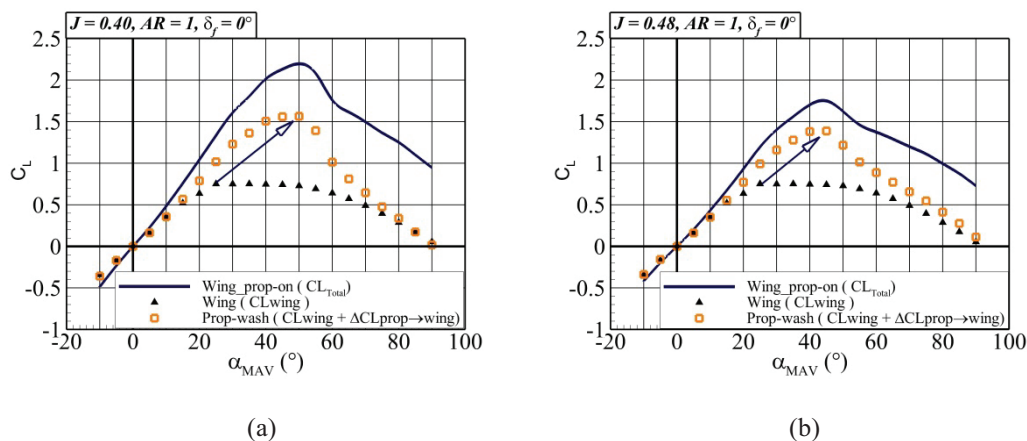


Figure 9. MPROWM Wing prop-on/off and propeller-wash effect in terms of lift coefficient vs.  $\alpha_{MAV}$ : a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

45 degrees for  $J=0.48$ . Moreover the results show that the maximum lift coefficient increases when the advance ratio decreases. This is due to the increase in induced velocity as the propeller generates more thrust. The maximum wing prop-on lift increases 200% and 175% of the wing lift coefficient by the propeller-wash effect ( $C_{L_{wing}} + \Delta C_{L_{prop \rightarrow wing}}$ ) for  $J=0.40$  and  $0.48$  respectively. These results confirm again that the propeller slipstream can develop the wing boundary layer characteristics such as laminar separation bubbles, reattachment and turbulent separation as is shown by Catalano in [3].

As seen before, the increase of the stall angle with respect to the free stream  $\alpha_{MAV}$  is a consequence of the change in the wing effective angle of attack  $\alpha_w$  in function of deflection of the slipstream produced by the free-stream ( $\alpha_s$ ). This makes  $\alpha_w$  strongly depending on the ratio  $V_\infty/w_o$ . So it can be seen that as the propeller axial induced velocity increases with respect to the free-stream velocity,  $\alpha_w$  will tend to be smaller.

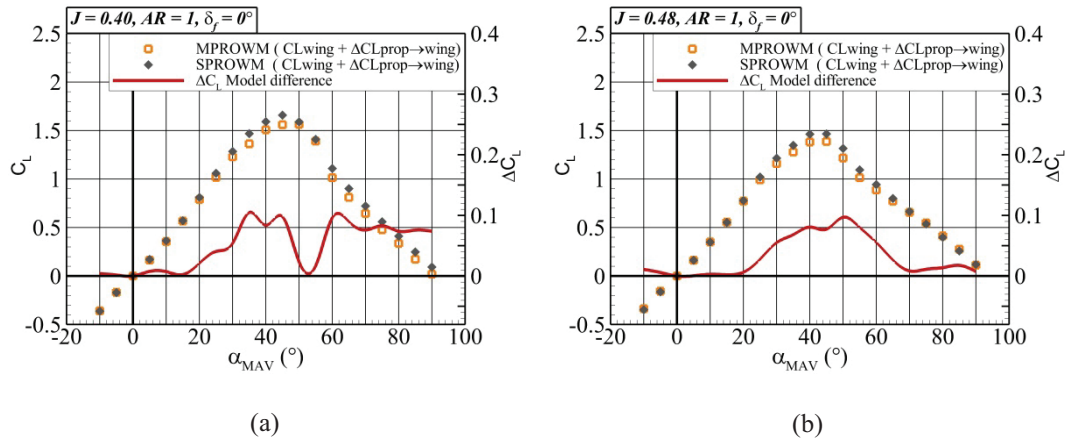


Figure 10 Comparison propeller-wash effect between MPROWM and SPROWM in terms of lift coefficient vs.  $\alpha_{MAV}$ : a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

It can be also be observed that the lift of the wing accounts for almost 40% the total lift of the model before stall. After the wing has stalled most of the lift is generated by the propeller. This behavior is of course expected, but it should be remarked that longer the stall of the wing is delayed less lifting power from the propeller will be required.

Part of this investigation has been also focused on the effect of the wing over the propeller. Figure 10a and 10b show the calculated prop-wash effect using MPROWM model vs. the measured prop-wash using the SPROWM model. The difference in the behavior of the lift coefficient for both models shows that neglecting the wing-wash effect over the propeller is a reasonable assumption.

Considering the lift difference  $\Delta C_L$  between the models, it seems that the MPROWM underestimate by less than 10% the lift coefficient before 20 degrees. Subsequently, the prop-wash has a strong effect on the model and its maximum is at 40-45 degrees, which is near the stall angle. To further support this conclusion, using the results of the SPROWM model in eqn (8) the wing-wash effect  $\Delta C_{L_{wing \rightarrow prop}}$  can be calculated. The results between the measured  $\Delta C_{L_{prop \rightarrow wing}}$  and the calculated  $\Delta C_{L_{wing \rightarrow prop}}$  can be observed in Figures 11a and 11b. It is shown that the effect of the down-wash of the wing over to propeller has a tendency to reduce the propeller lift but in comparison with the effect of the propeller over the wing the effect of the down-wash can be neglected for a first approximation to the MAV stability calculations.

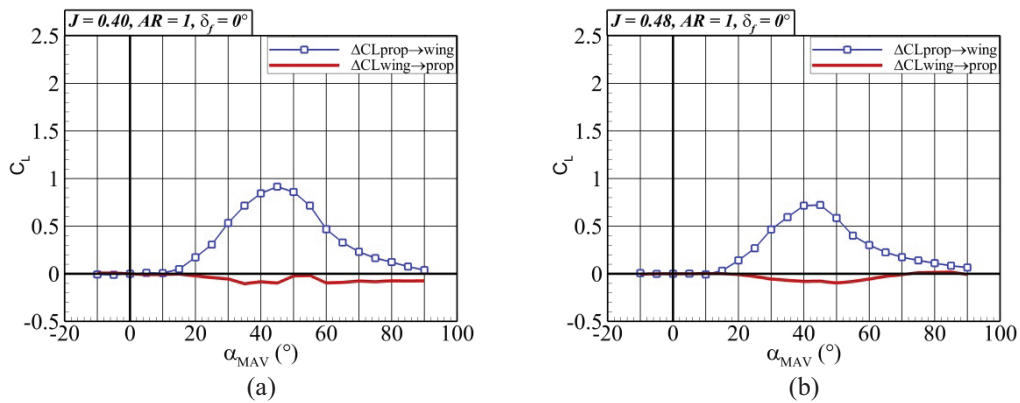


Figure 11 Propeller-wash and wing-wash effect in terms of lift coefficient vs.  $\alpha_{MAV}$ : a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

#### 4.1.2 Total Longitudinal Force Coefficient

Figures 12a and 12b show how the  $C_D$  of the unpowered wing and the  $C_D$  of the wing under the prop-wash influence in function of  $\alpha_{MAV}$ . For this case also wing-wash effect over the wing is ignored. It is seen that the total longitudinal force of the MAV  $C_{Xtotal}$  makes a transition at an angle of 25 degrees. This transition is produced when the horizontal component of the thrust is not strong enough to have a propulsive effect. After 25 degrees  $C_{Xtotal}$  is transform in pure drag.

Analyzing the propeller-wash effect over the drag of the wing it can be seen that drag increases between a maximum of 190% and 156% for  $J=0.40$  and  $J=0.48$  respectively. For the total model the maximum  $C_{Xtotal}$  is found at 90 degrees where for  $J=0.40$  it rises 25% and for  $J=0.48$  it rises 13% compare with the prop-wash wing drag. This clearly shows that the wing is also responsible for most of the drag produced by the model.

The total longitudinal force and wing drag can be separated in each part of MPROWM as in eqn (9).

$$C_{Xtotal} = C_{Dwing} + C_{Xprop} + \Delta C_{Dprop \rightarrow wing} + \Delta C_{Dwing \rightarrow prop} \quad (9)$$

The comparison of the propeller-wash effect between MPROWM and SPROWM in terms of drag coefficient is shown in Figures 13a and 13b. It is clear that in the MPROWM model, where  $\Delta C_{Dwing \rightarrow prop}$  is neglected, a good accuracy in terms of prediction of the drag coefficient is obtained. For high angles of attack, when the advance ratio is increased a difference can be noticeable. This difference remains at around 7%.

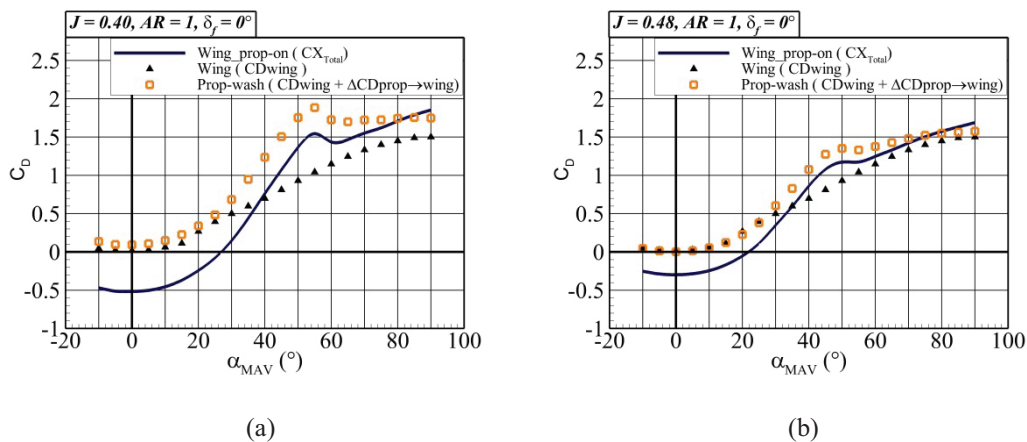


Figure 12 Wing prop-on/off and propeller-wash effect in terms of drag coefficient vs.  $\alpha_{MAV}$ : a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

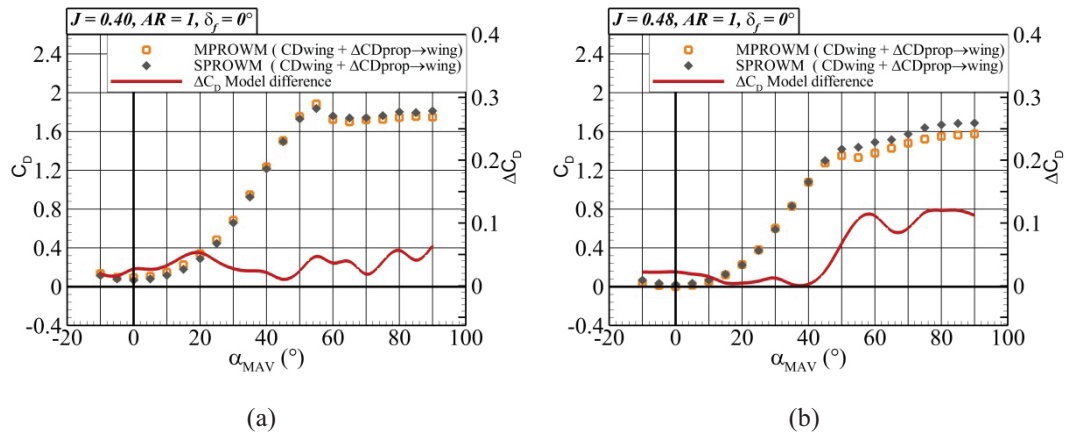


Figure 13 Comparison propeller-wash effect between MPROWM and SPROWM in terms of drag coefficient: a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

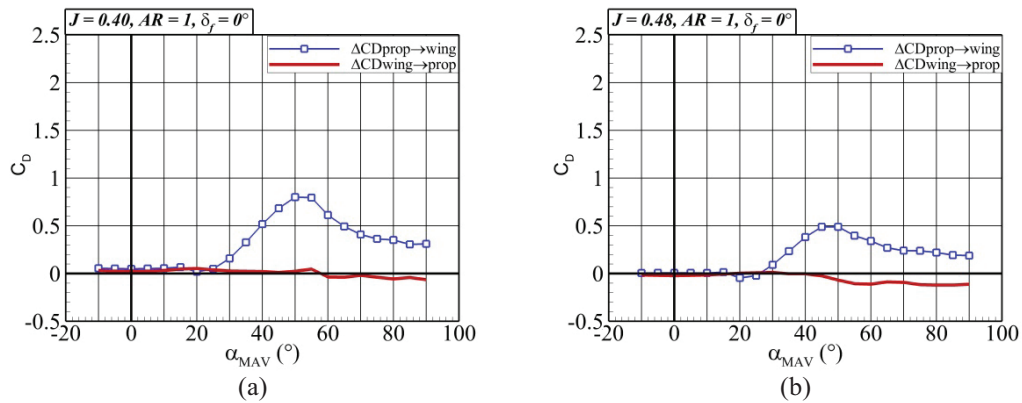


Figure 14 Propeller-wash and wing-wash effect in terms of drag coefficient vs.  $\alpha_{MAV}$ : a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

Figures 14a and 14b show that neither the propeller wash nor wing-wash interaction has an effect on each other between  $-10$  to  $25$  degrees. But after  $25$  degrees a remarkable effect of the prop-wash over the wing can be seen. For a  $J = 0.4$ , it is seen that the wing-wash effect does not have any major effect over the propeller. On the other hand for a  $J=0.48$ , it is seen that the wing-wash produces a small increment of the thrust of the propeller which can account for the difference between the models seen in Figures 13a and 13b. Again, it can be seen that even if at high advance ratios certain differences between the models can be observed, the fact of ignoring the wing-wash effect over the wing has shown to be a valid supposition also in terms of drag prediction.

#### 4.1.3 Pitching Moment Coefficient (LE)

The pitching moment is considered at the wing leading edge (LE), thus the negative values represent a pitch-down moment and the positive values a pitch-up moment. Figures 15a and 15b shows that the maximum  $C_{MLE}$  increases about 290% for  $J=0.40$  and 250% for  $J=0.48$  with respect to the unpowered configuration. It can be observed that before the stall of the unpowered configuration the slope of the linear part is the same for the powered and unpowered configurations.

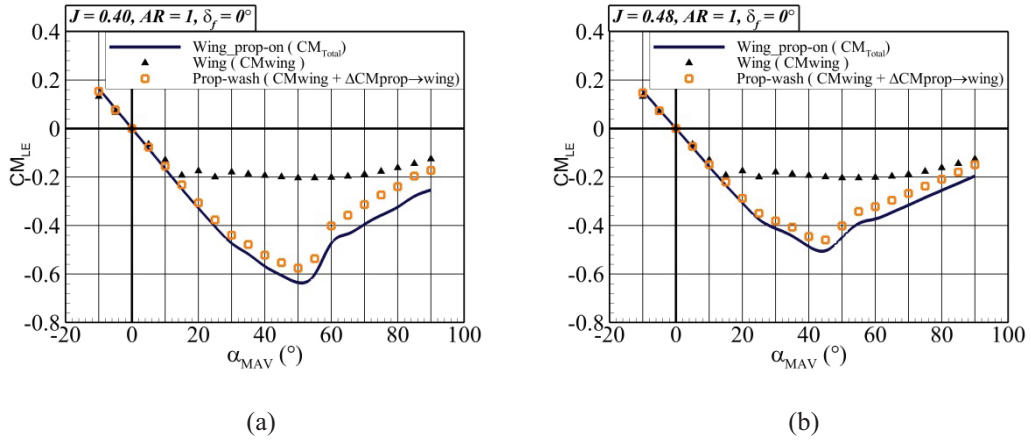


Figure 15. Wing prop-on/off and propeller-wash effect in terms of pitching coefficient vs.  $\alpha_{MAV}$ : a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

The MPROWM  $C_{MLE}$  can be separated by the contribution of each model element and its interactions:

$$C_{Mtotal} = C_{Mwing} + C_{Mprop} + \Delta C_{Mprop \rightarrow wing} + \Delta C_{Mwing \rightarrow prop} \quad (9)$$

where,  $C_{Mprop} = C_T r + C_{Np} x_{LE}$

It is shown in [2] that for a propeller at incidence the resultant propeller thrust  $C_T$  is not applied at the center of the propeller. This is due to the asymmetric distribution of the thrust over the propeller disk. But, due to the fact that the radius of the current propeller is really small and the fact that the total off-axis thrust does not displace more than 45% away from the center of the propeller, it is safe to assume that for this type of propeller the pitching moment produce by  $C_T r$  can be neglected. To predict the pitching moment of the wing under the effect of the prop-wash (for the MPROWM) the wing-wash effect is ignored again.

The effect of neglecting the wing-wash effect over the propeller on the pitching moment can be studied by comparing both experimental models MPROWM and SPROWM. As shown in Figures 16a and 16b it is observed that neglecting the effect of the wing wash over the propeller in order to calculate the prop-wash effect over the pitch moment has no major difference with respect to the measured experimental value (SPROWM model).

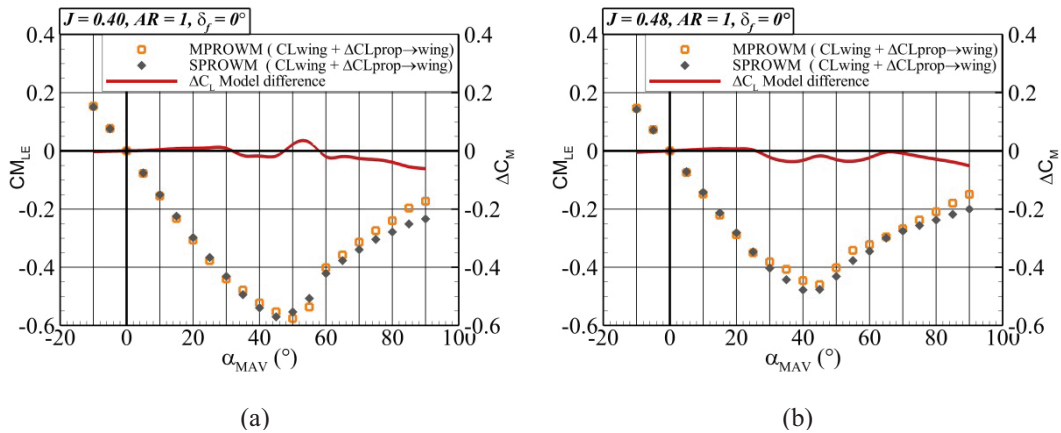


Figure 16. Comparison propeller-wash effect between MPROWM and SPROWM in terms of pitching moment coefficient at wing leading edge: a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

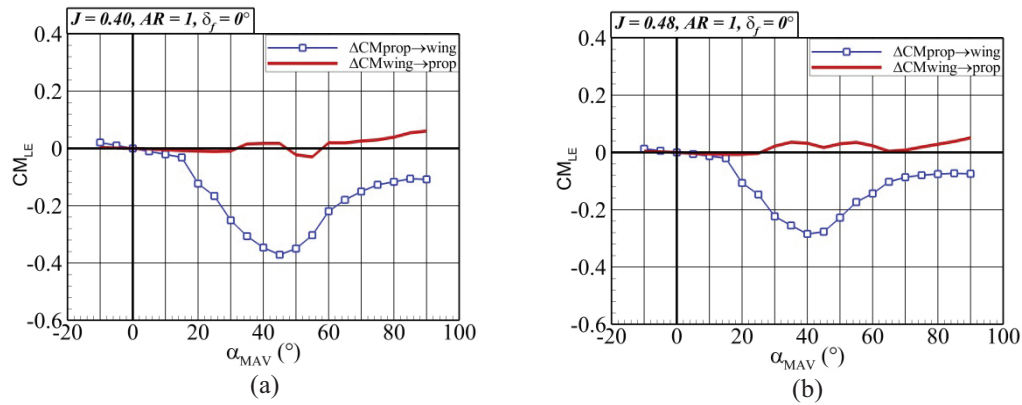


Figure 17. Propeller-wash and wing-wash effect in terms of pitching moment coefficient vs.  $\alpha_{MAV}$ :  
a)  $J=0.4$  b)  $J=0.48$

It can be observed in a and 17b that the wing-wash effect over the propeller tends to further increase the pitching up moment. This can be explained by the fact that the wing wash effect tends to increase the propeller angle of attack as explained in [5], and it is shown in [2] that the pitching moment of the propeller tends to increase with the angle of attack. It is clear again that the effect of the prop-wash  $\Delta C_{MLEprop \rightarrow wing}$  over the moment of the wing is more important in comparison with  $\Delta C_{MLEwing \rightarrow prop}$ .

## 4.2 Wing behavior in transition

Figures 18a to 18c show the behavior of the lift, drag and pitching moment coefficient curves in function of  $\alpha_w$ . The effect of the increased Reynolds number is reflected in the change of magnitude observed in the lift and drag coefficients. It should be noted that the Reynolds number increase is due to the increase in the resultant velocity as seen by the wing as observed in Figure 7b. It should be noted that as the advance ratio increases and the induced velocity of the propeller decreases the deflection of the slipstream also will increase. This increase in  $\alpha_s$  will of course increase  $\alpha_w$ . This is why it can be seen that the maximum  $\alpha_w$  for  $J = 0.48$  is around 50 degrees and for  $J = 0.4$  it is around 42 degrees (Note: The maximum  $\alpha_w$  is obtained for an  $\alpha_{MAV} = 90$  degrees). In Figure 18a the lift behavior of the wing can be analyzed. But first it should be remembered that the stall angle for the current wing in an unpowered configuration is around 25 degrees as shown in Figures 9a and 9b. Taking this into account, it is clear that from the point of view of the wing a delay in the stall angle is also observed. Of course, the magnitude of the delay is smaller in comparison with the stall delay with respect to  $\alpha_{MAV}$ . But in this case, it is seen more clearly how the increased circulation produced by the prop-wash delays the wing stall by controlling the separation of the boundary layer.

Analyzing closer Figure 18a, a very particular behavior can be observed. As the advance ratio increases the  $V_R$  decreases, which accounts for the magnitude reduction of the lift, drag and pitching moment coefficient. But a further stall delay is observed as the advance ratio increases. This behavior can be attributed to the embedded characteristics of low aspect ratio wings, where the vortical lift is predominant. So as  $V_R$  decreases, the vortical structures over the wing are not dissipated as fast. These vortical structures have a positive effect over the attachment of the boundary layer which is reflected in a stall delay.

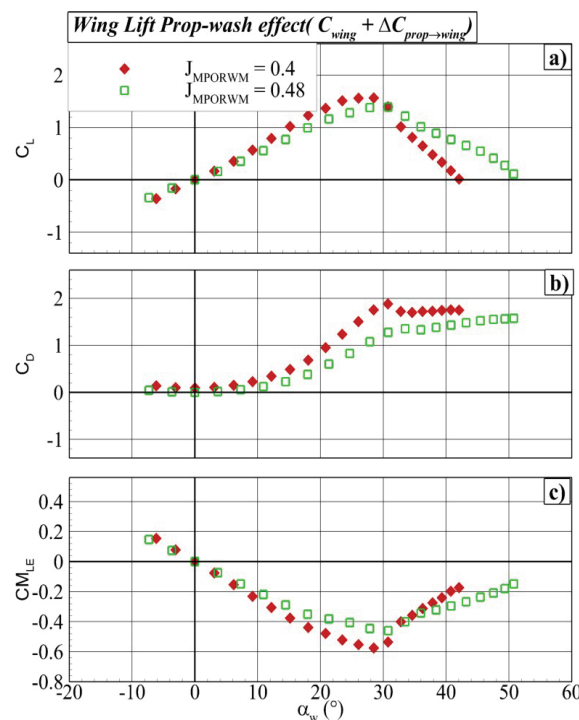


Figure 18. Propeller slipstream effect over a) lift , b) drag and c) pitching moment coefficients for  $J = 0.40$  and  $0.48$  vs. the effective wing angle of attack

### 4.3 Stream-wise Propeller Position Effect

The position of the propeller was changed from  $7\%$  to  $18\%$  of the mean aerodynamic chord with respect to the leading edge. This change of position was done to investigate the influence of the separation of the propeller from the wing over the behavior of the slipstream over the wing.

It was found that the slope over the stall of the wing for a propeller located at  $18\%c$  decreases immediately after stall but the propeller located at  $7\%c$  reduces gradually. This can be explained by the fact that if the propeller is closer to the wing, it can better control the flow around the wing and less deflection due to the lateral free stream will be experience.

As the propeller flow develops in the axial direction the  $V_R$  decreases, so the propeller position also has an impact over flow attachment over the wing surface. It is observed that for the small gains observed in terms of the lift coefficient a higher penalty in drag is paid as the propeller is closer to the wing. To understand the relation between the drag increase and the propeller proximity to the wing, it becomes necessary to study the topology of the flow in function of this parameter.

It can be concluded a priori that even with the drag penalties observed the best performance of the wing is obtained when the propeller is installed close to the wing. Previous studies as the one presented in [5] have shown the results for low  $\alpha_{MAV}$ . The current results show that a delay of the stall or even an improvement in the lift behavior of the wing can be obtained by reducing the distance between the propeller and the wing leading edge. It should be noted that there are small differences of RPM at very high angles of attack which are produced by the in-plane free-stream velocity component and the small effects of the wing down-wash over the up-going and down-going blades. But it is considered that the changes are so small that they can be neglected as an influence parameter in the comparison of the propeller position.

### 4.3 Flap Deflections Effect

Some studies of the flap deflections effect were performed for the MPROWM with a flap deflection range from  $-10$  to  $20$  degrees. In Figures 20a and 20b the behavior of the lift and drag coefficient for the power and unpowered flap is compared. As explained before the aerodynamic behavior of the wing is improved due to the influence of the prop-wash. The prop-wash develops the boundary layer on the wing surface and tends to keep a laminar flow at higher incidence angles. This also affects the flap

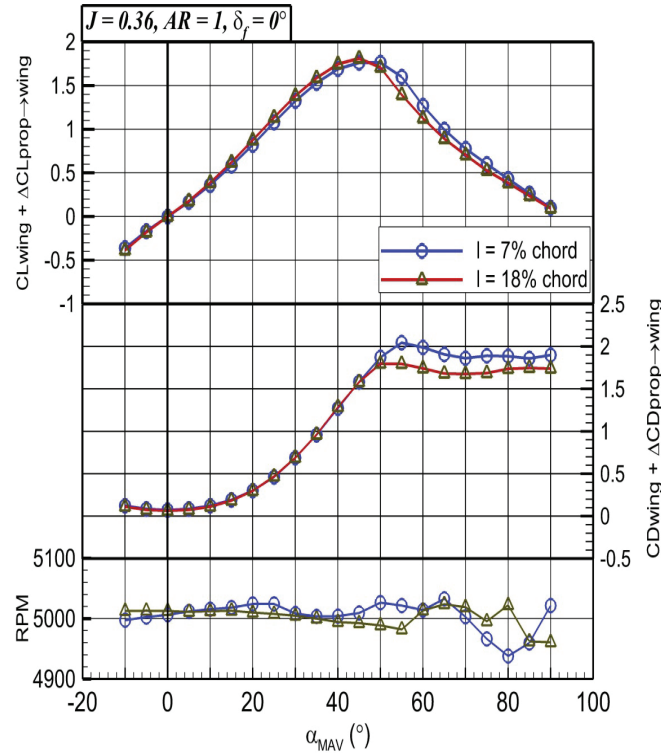


Figure 19. Propeller distance installation effect

behavior because as the separation of the boundary layer is delayed the flap can maintain its effectiveness. The increase in the wing  $C_L$  and  $C_D$  is consequent with the increase in magnitude observed for the unpowered configuration. A clear increase of the flap effectiveness at high angles of attack is observed. In the linear slope part the increase in  $C_{L\delta_f}$  for each 10 degrees is equal to 0.35 the increase of  $C_{D\delta_f}$  is equal to 0.25. Further studies of the deflection of the prop-wash produced by the flap and the behavior at extreme high angles is necessary to understand the loss of efficiency.

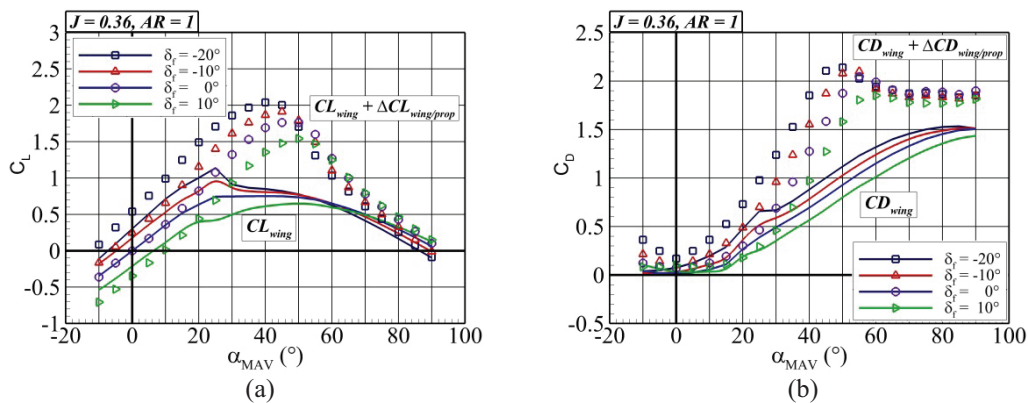


Figure 20. Flap deflection effect on the MPROWM: a) lift coefficient, b) total longitudinal force coefficient

## 5. CONCLUSIONS

Due to multi-function of MAVs, it can tilt body from horizontal to vertical flight, as well as hover. Thus it is important to know to aerodynamic characteristics which influence flight control while flying. In order to investigate the aerodynamic characteristics, the study was focused on the interaction between a wing and propeller. Additionally, this research has focused on the effect of the propeller with respect the leading edge of the wing. The models used in this research consist of a basic configuration of a

NACA 0012 low aspect ratio wing powered by a propeller. This was used to explain the aerodynamic performance and interaction between wing and propeller for tilt body MAVs.

- The models were tested in the *SabRe* wind tunnel and found that the MPROWM aerodynamic forces and moment are not only generated by the singular wing and propeller, but also the slipstream effect interactions with the wing.
- Moreover, the slipstream is divided into propeller-wash effect and wing-wash effect. The propeller-wash has the large effect, but the wing-wash over the propeller has a very small effect in comparison. The influence of propeller-wash on the wing develops the boundary layer and keeps a laminar flow at higher incident angle commonly found during transition. These effects increase the wing performance and delay stall angle.
- As the propeller is installed close to the wing leading edge minor improvements in the efficiency are observed in comparison with the farther position. This efficiency increase is observed because as the distance between the propeller and the wing leading edge is decreased, so is reduced the effect of the lateral flow over the propeller-wash.

The experimental data of this study can only explain the interaction between wing and propeller of tilt body MAVs in terms of aerodynamic loads and moments coefficients. Therefore the future work will use Computational Fluid Dynamic (CFD) methodology. In order to achieve the level of detail to describe the flow topology and behavior that occurs in the propeller-wing interaction, as well as, confirm the assumptions of experimental study about the flow, the numerical methodology uses the FLUENT. This intends to explain the propeller slipstream which is the main point of flow around the wing. The k- $\epsilon$  RNG turbulent model is applied. The main interest is that the RNG model in FLUENT provides an option to account for the effects of swirl or rotation. The Pressure-Velocity coupling solves to get the convergence by the SIMPLE C algorithm. The propeller is assumed to be an actuator disk. Moreover UDF is called for the actuator disk boundary condition which the velocity polynomial profile function of propeller is suggested by Rosen in [16]. A structured C-grid type is used and shown in Figure 21(a). The first case at zero AOA has been done and shows the axial velocity contour plot in Figure 21(b), which also found the axial velocity increases at propeller downstream.

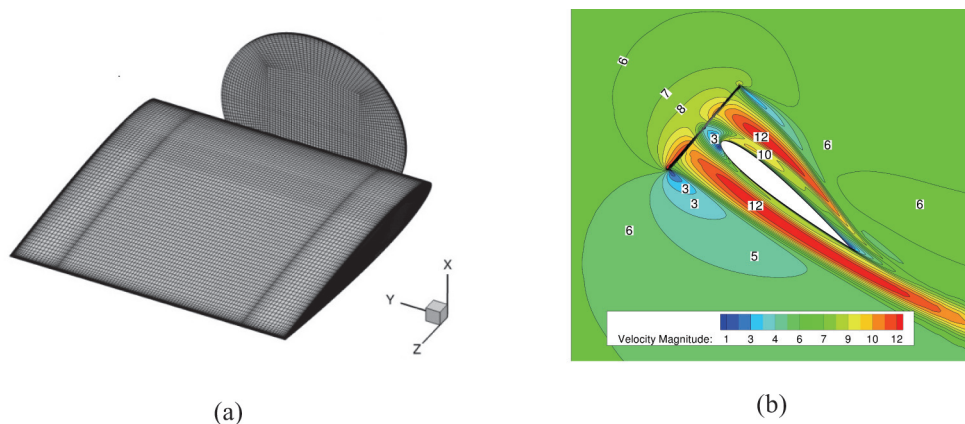


Figure 21. a) Structure C-grid of wing and actuator disk, b) Axial velocity contour plot when the MPROWM  $\alpha_{MAV} = 40$  degrees and free-stream velocity 6 m/s

## 5. ACKNOWLEDGMENTS

1st and 4th authors would like to thank the support of project by The Thailand Research Fund; TRF's Grant no. MRG5580235. The authors appreciate the help and contributions of R  mi Chanton, Sebastien Prothin and other members of the DAEP SUPAERO with the experimental setup preparation. Finally, the authors would like to thank Ryan Randall, his previous works helped and gave invaluable information.

## REFERENCE

- [1] Ribner, H. S., Propellers in yaw. *NACA Rept.* 820, 1943.
- [2] Gomez, D., *Study of the Sensitivity to the Lateral Wind of a Mini Unmanned Aerial Vehicle with VTOL Flight Capabilities*, PhD thesis, ISAE, 2013.
- [3] Catalano, F.M., On the Effects of an Installed Propeller Slipstream on Wing Aerodynamic characteristics, *Acta Polytechnica*, 2004, 44(3), 8–14.
- [4] Bataille, B., Moschetta, J.-M., Poinot, D., and Berard, C., Development of a VTOL Mini-UAV Multi-tasking Missions, *The aeronautical Journal*, 2009, 113(1140), 87–98.
- [5] Veldhuis, L., *Propeller Wing Aerodynamic Interference*, Delft University of Technology Netherlands, Netherlands, 2005.
- [6] Hrishikeshavan, V., Bogdanowicz, C., Chopra, I., Experimental Investigation of Performance of a Wing-Propeller System for a Quad-Rotor-Biplane Micro Air Vehicle, in: *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference*, AIAA, 2013
- [7] Ageev, N. D., Numerical investigation of disc-wing MAV with propeller in a wing slot, in: *Proceedings of the international Micro Air Vehicles conference*, Multi-science, 2011
- [8] Shkarayev, S., Hoffmann, C., Longitudinal aerodynamics of a vertical takeoff and landing micro air vehicle. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(1), 166–176.
- [9] Randall, R., Hoffmann, C.-A. and Shkarayev, S., Longitudinal Aerodynamics of a Vertical Take Off and Landing Micro Air Vehicle, *Journal of Aircraft*, 2011, 48(1), 166–176.
- [10] Randall, R., Shkarayev S., Abate G. and Judson B., Longitudinal Aerodynamics of Rapidly Pitching Fixed-wing Micro Air Vehicle, *Journal of Aircraft*, 2012, 49(2), 453–467.
- [11] Itasse, M., Moschetta, J.-M., Ameho, Y. and Carr, R., Equilibrium Transition Study for a Hybrid MAV, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2011, 3(4), 229–246.
- [12] Deng S., van Oudheusden, B.W., Xiao, T. and Bijl, H., A Computational Study on the Aerodynamic Influence of a Propeller on an Mav by Unstructured Overset Grid Technique and Low Mach Number Reconditioning, *The Open Aerospace Engineering Journal*, 2012, 5, 11–21.
- [13] Thipyopas, C. and Moschetta, J.-M., Experimental Analysis of a Fixed-wing VTOLMAV in ground effect, *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2010, 2(1), 33–54.
- [14] Pope, A., Barlow, J.B. and Rae, W.H., *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, 3<sup>rd</sup> edition, John Wiley & Sons Inc., New York, 2011.
- [15] McCormick, B. W., *Aerodynamics of V/STOL Flight*. Dover, New York, 1967.
- [16] Rosen, A. and Gur, O., Novel Approach to Axisymmetric Actuator Disk Modeling. *Journal of AIAA*, 2008, 46(11), 2914–2925.