

การศึกษาเปรียบเทียบลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของปีกที่ติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีกโดยวิธี  
พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Comparative Study of Aerodynamic Characteristics of Wings with Wingtip  
Devices Using CFD

โสภณ อุดม<sup>1\*</sup>, บุญชัย วัจจะตรากุล<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ห้องปฏิบัติการด้านการออกแบบและการจำลองอากาศยาน ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์  
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

\*ติดต่อ: yoo\_7738@hotmail.com

**บทคัดย่อ**

งานวิจัยนี้นำเสนอผลการศึกษาเปรียบเทียบทางอากาศพลศาสตร์ของปีกที่ติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีก(Wingtip) โดยมีปีกเครื่องบิน Cessna172N เป็นปีกอ้างอิงเพื่อทำการศึกษาลักษณะของการติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีกกับ ค่า  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_L/C_D$  และโมเมนต์ดัดที่โคนปีกโดยทำการศึกษาเปรียบเทียบอุปกรณ์ปลายปีก 3 แบบคือ 1 Span-extension 2 Multi-winglet 3 Vertical-winglet ซึ่งทั้ง 3 แบบมีพื้นที่ปีกเพิ่มขึ้นจากเดิม20% ทำการวิเคราะห์ผลการดำเนินงานด้วยพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (CFD) ด้วยโปรแกรม ANSYS FLUENT โดยใช้แบบจำลอง  $k-\omega SST$  จากการศึกษาพบว่า Multi-Winglet ให้ผลทางอากาศพลศาสตร์ได้ดีที่สุดแต่ Vertical-Winglet ให้ค่าโมเมนต์ดัดที่โคนปีกน้อยที่สุดซึ่งมีผลต่อความเบาของน้ำหนักปีกดังนั้นการเลือกใช้อุปกรณ์ปลายปีกควรคำนึงถึงผลทางอากาศพลศาสตร์ควบคู่ไปกับเหตุผลด้านความแข็งแรงประกอบในการเลือกใช้งาน

**คำหลัก:** แรงต้านเหนี่ยวนำ, Winglet, Wingtip, อากาศพลศาสตร์, พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

**Abstract**

This paper presents the comparative study of aerodynamics of wingtip devices by using the wing of Cessna 172N as a baseline to see the effects of installed wingtip devices on  $C_L$ ,  $C_D$ , and bending moment at the wing root. In this study, three types of wingtip devices are investigated as follows: 1) Span-extension 2) Vertical-winglet 3) Multi-winglet. All wingtip devices have wetted areas equal to 20% of the wing wetted area, and the  $k-\omega SST$  model was used for CFD analysis. The results showed that the Multi-Winglet provided the best aerodynamic efficiency, but the Vertical-Winglet gave the minimum bending moment at the wing root which might lead to a lighter weight. Therefore, to select the optimum wingtip device, the tradeoff between aerodynamics and structure weight must be considered.

## 1. บทนำ

เครื่องบินโดยสารในปัจจุบันนิยมติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีก (Wingtip) เพื่อลดแรงต้านเหนียวน้ำ (Induced Drag) อันเกิดจากกระแสการไหลวนของอากาศที่ปลายปีก (Wingtip Vortex) ซึ่งอากาศหมุนวนทำให้อากาศถูกเหนียวน้ำลงด้านล่าง (Downwash) ซึ่งแรงต้านเหนียวน้ำของเครื่องบินโดยสารในขณะทำการบินเดินทางอาจมากถึง 40% ของแรงต้านรวมและ 80% ในขณะขึ้นเครื่อง (take off) การติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีกมีผลโดยตรงกับสมรรถนะการบินโดยรวมของเครื่องบิน ช่วยให้ประหยัดน้ำมันเชื้อเพลิง และเพิ่มระยะทางการบิน อุปกรณ์ปลายปีกมีรูปลักษณะแตกต่างกันไปตามแนวคิดที่ใช้ออกแบบเช่น 1.Vertical-Winglet (การพับปลายปีกไปในทิศทางด้านบน) โดยงานวิจัยของ Arvind. P, Ayush.O [1] บ่งบอกถึงประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์  $C_L / C_D$  เพิ่มขึ้น 8.9% โดยที่ปลายปีกพับขึ้น 55 องศา ในงานวิจัยนี้ใช้ชื่อว่า Parabolic Wing 2.Span-extension [2] (การเพิ่มความยาวของปีก) หรือการเพิ่มอัตราส่วนความยาวต่อพื้นที่ของปีก ซึ่งทำให้อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านเพิ่มมากกว่าการใช้ Vertical-Winglet เนื่องจากแรงยกที่เพิ่มบริเวณปลายปีกมีทิศทางตั้งฉากกับปีก ในขณะที่แรงยกที่เพิ่มขึ้นของ Vertical-Winglet อยู่ในทิศทางทำมุมเอียงกับปีกแต่ในขณะเดียวกันโครงสร้างของปีกก็ต้องแข็งแรงมากขึ้นเพื่อรองรับโมเมนต์ดัดที่โคนปีกที่เพิ่มขึ้นซึ่งทำให้น้ำหนักโครงสร้างของปีกเพิ่มขึ้นมากกว่าการใช้ Vertical-Winglet 3.แนวคิดการใช้ลักษณะของปลายปีกนกที่แยกออกเป็นซี่ๆออกแบบเป็น Multi-Winglet โดยงานวิจัยของ Martin Berens[3] ออกแบบ Multi-Winglet ที่ให้ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ดีที่สุด เมื่อเปรียบเทียบกับปีกที่ไม่ติดตั้ง Multi-Winglet โดยได้  $C_L / C_D$  เพิ่มขึ้น 10% และเช่นเดียวกัน Multi-Winglet ก็ทำให้โมเมนต์ดัดที่โคนปีกเพิ่มขึ้นด้วย ซึ่งงานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อเปรียบเทียบแนวคิดดังกล่าวโดยใช้เงื่อนไขที่ขนาดพื้นที่เพิ่มขึ้นเท่าๆกันของปีกทั้ง 3 แบบ ทำการศึกษาด้วยการจำลองปีกเครื่องบิน Cessna172N ติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีกและใช้การคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหล (CFD) ในการวิเคราะห์เปรียบเทียบ

## 2. ทฤษฎี

ขณะที่เครื่องบินทำการบินอยู่จะเกิดการสร้างแรงยกและการกระจายตัวของแรงยกบนปีกของเครื่องบินซึ่งความดันสูงที่ด้านล่างปีกจะดันอากาศขึ้นสู่ด้านบน ทำให้อากาศด้านล่างเคลื่อนที่ไปยังปลายปีก ส่วนอากาศด้านบนเคลื่อนที่เข้าด้านในเกิดเป็นอากาศหมุนวนและอากาศจะถูกเหนียวน้ำลงด้านล่างทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงทิศทางของแรงยกในทิศทางเอียงถอยหลังทำให้เกิดแรงต้านเหนียวน้ำ (Induced drag) โดยที่แรงต้านเหนียวน้ำเป็นเพียงส่วนหนึ่งของแรงต้านรวมที่เกิดขึ้นบนปีกซึ่งสามารถเขียนให้อยู่ในรูปของสัมประสิทธิ์แรงต้านรวมคือ

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (1)$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (3)$$

$C_D$  -สัมประสิทธิ์แรงต้านรวม

$C_{D_0}$  -สัมประสิทธิ์แรงต้านเมื่อไม่มีแรงยก

$C_{D_i}$  -สัมประสิทธิ์แรงต้านเหนียวน้ำ

$C_L$  -สัมประสิทธิ์แรงยก

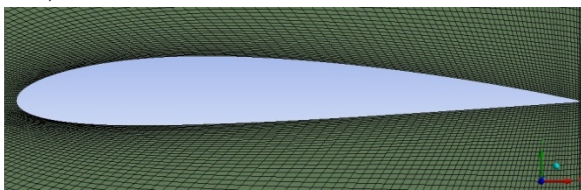
เมื่อเครื่องบินสร้างแรงยกจะทำให้เกิดแรงต้านตามมา เรียกว่า แรงต้านเนื่องจากแรงยก จากสมการ (2)  $C_{D_i}$  จะเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วเมื่อ  $C_L$  เพิ่มขึ้น อย่างไรก็ตามการติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีกถึงแม้ว่าจะช่วยในการลด  $C_{D_i}$  แต่ในขณะเดียวกัน  $C_{D_0}$  ก็เพิ่มขึ้นเช่นกันซึ่งจะส่งผลโดยตรงกับ  $C_D$  ของเครื่องบิน สำหรับงานวิจัยนี้จะพิจารณาในด้านประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์เปรียบเทียบกับค่าสัมประสิทธิ์แรงยก  $C_L$  และสัมประสิทธิ์แรงต้านรวม  $C_D$  และ ค่าโมเมนต์ดัด ทำการศึกษาด้วยวิธีการคำนวณเชิงพลศาสตร์ของไหล (CFD)

## 3. วิธีดำเนินงานวิจัย

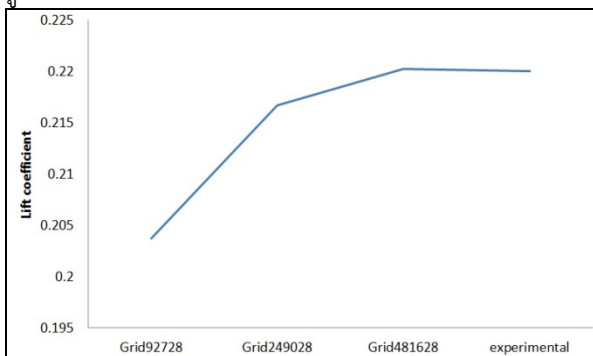
การดำเนินงานวิจัยนี้จะแบ่งออกเป็น 2 กรณี คือ 1. การจำลองแพนอากาศ NACA2412 แล้วทำการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองกับผลของอุโมงค์ลม 2. จำลองปีกของเครื่องบิน Cessna SKYHAWK 1978 Model 172N เป็นปีกอ้างอิงและติดตั้ง อุปกรณ์ปลายปีก 3 แบบเพื่อเปรียบเทียบผลทางอากาศพลศาสตร์กับปีกอ้างอิงด้วยโปรแกรม ANSYS FLUENT กำหนดการไหลเป็นแบบปั่นป่วน  $k-\omega SST$  ศึกษาที่  $Re$  5,400,000 5,700,000

### 3.1 แบบจำลองแพนอากาศ

สร้างแบบจำลองแพนอากาศ NACA 2412 ที่ความยาว Chord 1 m และสร้างโดเมนห่างจากผิวของแพนอากาศ 12m กำหนด Grid ทดสอบที่ค่า  $y^+$  อยู่ระหว่าง 30 ถึง 300 ดังรูป 1 โดยใช้สมการแบบจำลองความปั่นป่วน  $k-\omega SST$  ที่ค่า  $Re$  5,700,000 ทำการทดสอบความไม่ขึ้นตรงกับ Grid ของคำตอบ (Grid Independence) ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกจากการจำลองเทียบกับผลอุโมงค์ลม [4] แสดงรูปที่ 2 โดยได้จำนวน Grid ที่เหมาะสมในการจำลองคือ 481,628



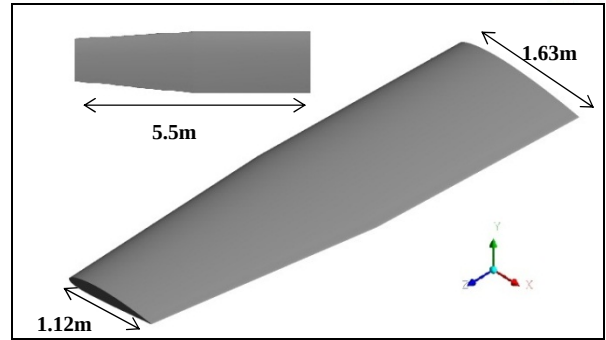
รูปที่ 1 Gridทดสอบแบบแพนอากาศ NACA 2412



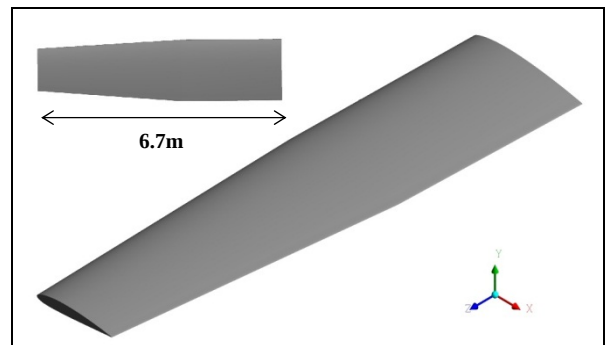
รูปที่ 2 สัมประสิทธิ์แรงยกต่อจำนวนGridของแพนอากาศ

### 3.2แบบจำลองปีกCessna172N

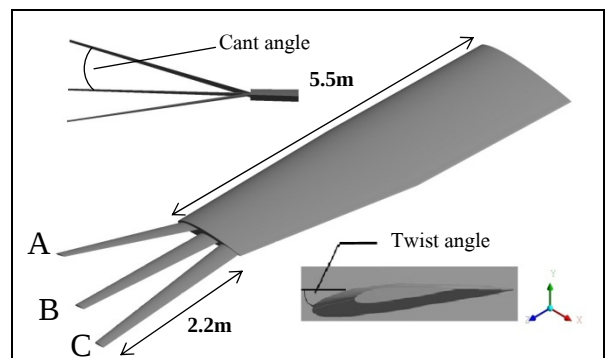
แบบจำลองที่ใช้ในงานวิจัยนี้เป็นปีกของเครื่องบิน Cessna SKYHAWK 1978 Model 172N [5] และปีกที่ติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีก 3 แบบโดยใช้สมการแบบจำลองความปั่นป่วน  $k-\omega SST$  ที่ค่า  $Re$  5,400,000โดยที่มีพื้นที่ปีกเพิ่มขึ้น20% จากปีกอ้างอิงดังรูปที่ 3 , 4 , 5 , 6



รูปที่ 3 ปีกอ้างอิง Cessna Model 172N



รูปที่ 4 ปีกแบบ Span extension

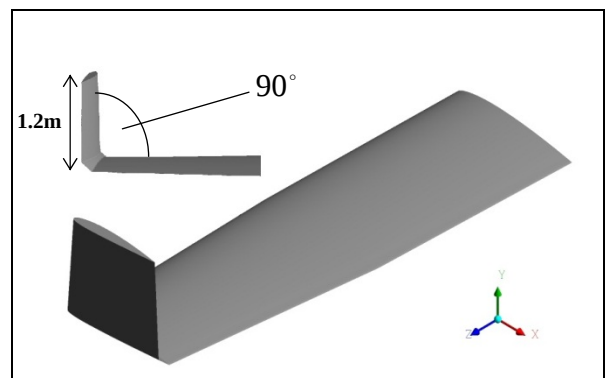


รูปที่ 5 ปีกแบบ Multi-winglet

Winglet A , cant angle =  $15^\circ$  , twist angle =  $-10^\circ$

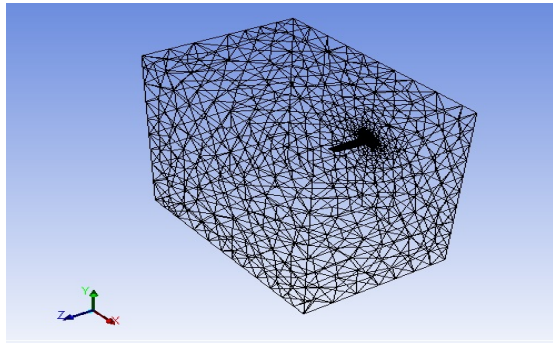
Winglet B , cant angle =  $0^\circ$  , twist angle =  $-5^\circ$

Winglet C , cant angle =  $-10^\circ$  , twist angle =  $0^\circ$

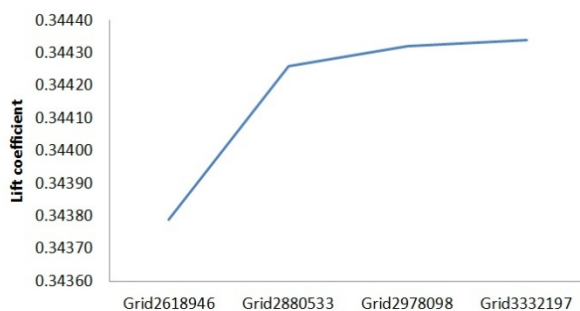


รูปที่ 6 ปีกแบบ Vertical-winglet

ปีกมีลักษณะสมมาตรจึงทำการวิเคราะห์เพียงครึ่งหนึ่งของความยาวปีก แสดงในรูปที่ 7 เพื่อลดจำนวน Grid ทำการทดสอบความไม่ขึ้นตรงของ Grid กับคำตอบ (Grid Independence) ที่  $Re\ 5,400,000$  จำนวน Grid ที่เหมาะสมเท่ากับ 2,978,098 แสดงในรูปที่ 8 กำหนดการไหลเป็นแบบอัดตัวได้โดยใช้สมการแบบจำลองความปั่นป่วน  $k-\omega SST$



รูปที่ 7 Gridทดสอบของปีก Cessna 172N

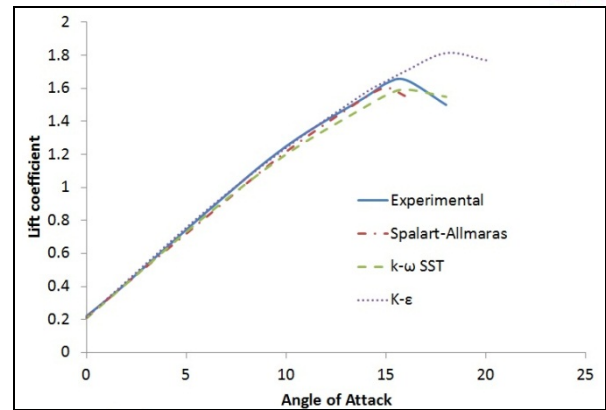


รูปที่ 8 ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อจำนวนGridของปีก Cessna 172N

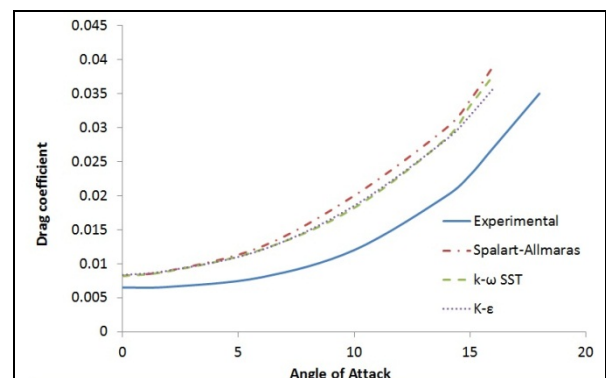
#### 4. ผลการวิจัยและการวิจารณ์ผล

##### 4.1 ผลการวิจัยกรณีศึกษาแพนอากาศ NACA2412

โดยเปรียบเทียบค่า  $C_L$ ,  $C_D$  ที่ได้จาก CFD ด้วยแบบจำลอง Spalart-Allmaras และ  $k-\omega SST$  และ  $k-\epsilon$  กับผลอุโมงค์ลม [4] จากรูปที่ 9 แบบจำลอง Spalart-Allmaras และ  $k-\omega SST$  ให้ค่า  $C_L$  ใกล้เคียงผลอุโมงค์ลมมากที่สุดและรูปที่ 10 แสดงให้เห็นว่าที่มุมปะทะเริ่มสูงขึ้นค่าที่ได้จาก CFD ให้ผลคลาดเคลื่อนไปจากผลการทดลองมากขึ้นซึ่งอาจเกิดจากข้อมูลการทดลองที่ไม่ครบถ้วนแต่ทั้งนี้ค่าที่ได้จาก CFD จะเห็นว่ามีแนวโน้มที่สอดคล้องกับผลการทดลอง โดยที่แบบจำลอง  $k-\omega SST$  ให้ผลความคลาดเคลื่อนของ  $C_L$  อยู่ที่ 3.4% และ  $C_D$  มีแนวโน้มสอดคล้องกับผลอุโมงค์ลมมากที่สุดจึงเลือกใช้แบบจำลอง  $k-\omega SST$  ในการวิจัยปีก Cessna 172N ต่อไป

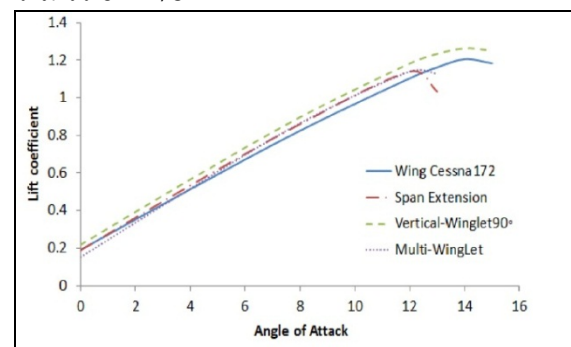


รูปที่ 9 กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของผลอุโมงค์ลมเปรียบเทียบกับ CFD ของแพนอากาศ NACA 2412

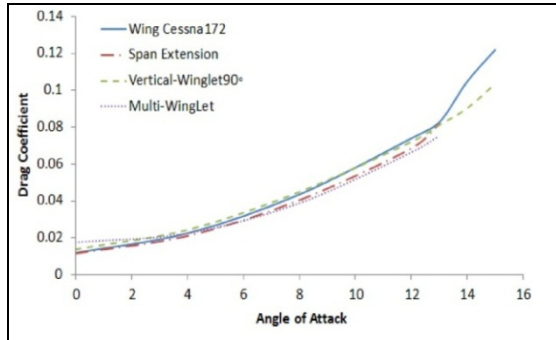


รูปที่ 10 กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านของผลอุโมงค์ลมเปรียบเทียบกับ CFD ของแพนอากาศ NACA 2412

4.2 ผลการวิจัยกรณีศึกษาปีก Cessna 172N ที่ติดตั้งและไม่ได้ติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีก ที่  $Re\ 5,400,000$  ความเร็ว 62 m/s



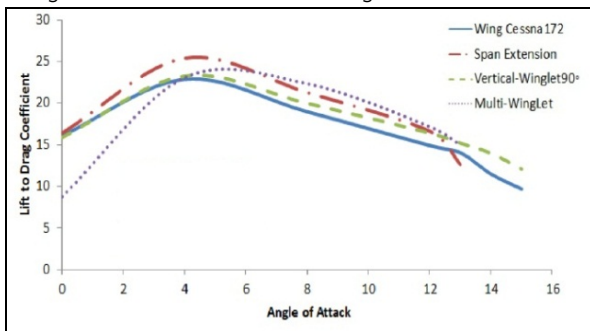
รูปที่ 11 กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของปีกเครื่องบิน Cessna 172N ที่ติดตั้งและไม่ได้ติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีก



รูปที่ 12 กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน

พิจารณาที่มุมปะทะต่ำที่ 0-4 องศา จากรูป 11 แสดงค่า  $C_L$  ของปีกทั้ง 3 แบบโดยปีกแบบ Vertical-winglet ให้ค่า  $C_L$  เพิ่มขึ้นจากปีกอ้างอิงมากที่สุดคิดเป็น 12.14% แต่ปีกแบบ Span-extension, Multi-winglet กลับให้ค่า  $C_L$  เริ่มต้นที่ 0 องศาต่ำกว่าปีกอ้างอิงโดยค่า  $C_L$  เริ่มเพิ่มมากขึ้นกว่าปีกอ้างอิงที่มุมปะทะ 4 องศาขึ้นไป และจากรูป 12 แสดงให้เห็นค่า  $C_D$  ที่ลดลงโดยปีกแบบ Span-extension สามารถลดค่า  $C_D$  ได้ตั้งแต่มุมปะทะ 0-4 องศาขึ้นไปได้ทันที แต่ Vertical-winglet, Multi-winglet ที่มุมปะทะต่ำกลับให้ค่า  $C_D$  มากกว่าปีกอ้างอิงเนื่องมาจากการเพิ่มขึ้นของ  $C_{D_0}$

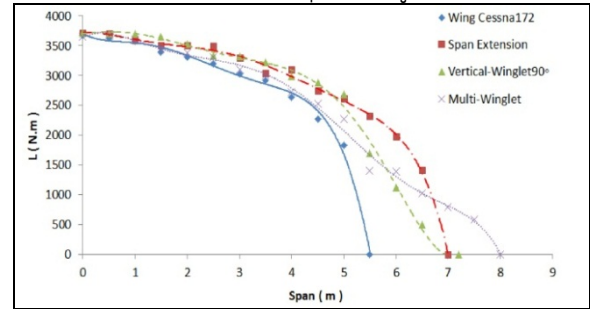
ที่มุมปะทะสูง 6-12 องศาจากรูปที่ 11 แสดงให้เห็นว่า  $C_L$  ของปีกทั้ง 3 แบบเพิ่มขึ้นจากปีกอ้างอิงเหมือนกันโดยปีกแบบ Span-extension เพิ่มขึ้น 3.74% Vertical-winglet เพิ่มขึ้น 7.9% Multi-winglet เพิ่มขึ้น 4.06% และจากรูปที่ 12 แสดงค่า  $C_D$  โดยปีกแบบ Span-extension ให้ค่า  $C_D$  ลดลง 7.20% Vertical-winglet ลดลง 2.57% Multi-winglet ลดลง 10.6%



รูปที่ 13 กราฟแสดงค่าสัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้าน

เมื่อพิจารณาประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์  $C_L / C_D$  ดังรูปที่ 13 พบว่าที่มุมปะทะ 0 - 4 องศา ปีกแบบ Span-extension ให้ค่า  $C_L / C_D$  เพิ่มขึ้นเล็กน้อยและปีกแบบ Vertical-winglet กับ Multi-winglet ให้ค่า

$C_L / C_D$  น้อยกว่าปีกอ้างอิง แต่เมื่อพิจารณาที่มุมปะทะ 12 องศา Multi-winglet กลับให้ค่า  $C_L / C_D$  เพิ่มขึ้นจากปีกอ้างอิงมากที่สุดคิดเป็น 15.08% ตามด้วย Span-extension 11.43% และ Vertical-winglet 9.96% เพราะฉะนั้นแล้วการติดอุปกรณ์ปลายปีกทั้ง 3 แบบจึงเหมาะสมกับการใช้ที่มุมปะทะสูง 6 องศาขึ้นไป

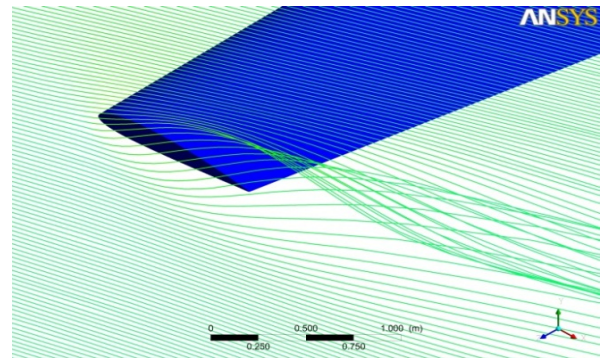


รูปที่ 14 กราฟแสดงการกระจายตัวของแรงยกบนปีกที่มุมปะทะ 12 องศา

ตารางที่ 1 แสดงค่าโมเมนต์ดัดที่โคนปีกที่ความเร็ว 62m/s

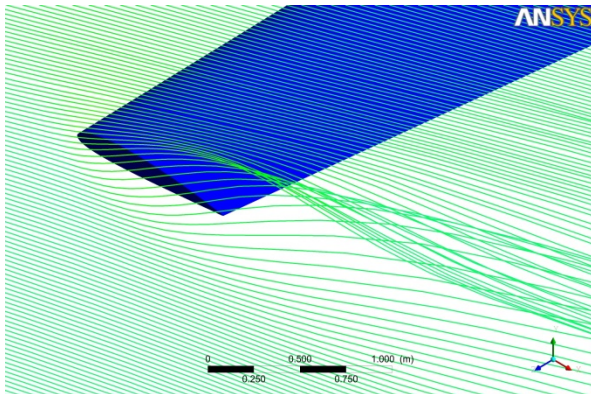
| Angle of attack | โมเมนต์ดัดที่โคนปีก(kN.m) |                |                  |               |
|-----------------|---------------------------|----------------|------------------|---------------|
|                 | Cessna 172                | Span-extension | Vertical-winglet | Multi-winglet |
| 0°              | 6.2                       | 8.9            | 8.9              | 5.1           |
| 4°              | 18.1                      | 27.3           | 23.6             | 26.5          |
| 8°              | 29.5                      | 44.8           | 37.5             | 46.7          |
| 12°             | 39.2                      | 58.6           | 48.1             | 61.1          |

ปีก Cessna172N ไม่ติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีกจากรูป 14 แสดงให้เห็นการกระจายตัวของแรงยกที่สูงบริเวณก่อนถึงปลายปีกและลดลงทันทีที่ปลายปีกและรูปที่ 15 แสดงให้เห็น Vortex ที่มีขนาดใหญ่บริเวณปลายปีก ทำให้เกิดกระแสอากาศไหลลงที่เรียกว่า Downwash มีค่ามากส่งผลให้แรงยกบริเวณปลายปีกมีที่ค่าน้อย



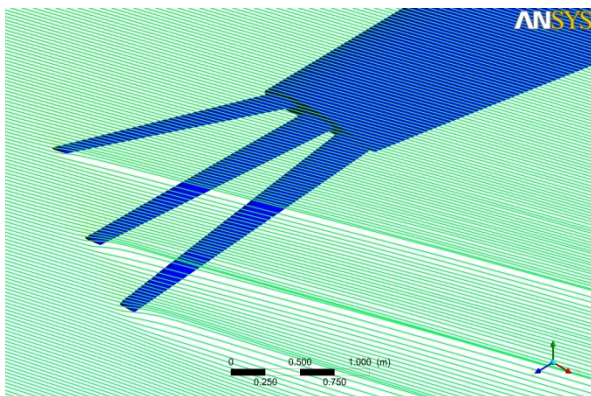
รูปที่ 15 ปีก Cessna 172N ที่ไม่ได้ติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีก

Span-extension ให้ลักษณะการกระจายตัวของแรงยกที่ปลายปีกคล้ายคลึงกับปีกอ้างอิงแต่มีช่วงการกระจายตัวยาวกว่าตามระยะของ Span โดยรูป 16 แสดงให้เห็นขนาดของ Vortex ที่เล็กลงเมื่อเทียบกับปีกอ้างอิงส่งผลให้ Downwash ลดลงทำให้แรงยกที่ปลายปีกเพิ่มขึ้นแต่ด้วยความยาวปีกที่เพิ่มขึ้นทำให้โมเมนต์ดัดที่โคนปีกเพิ่มตามแสดงในตาราง 1



รูปที่ 16 ปีก Cessna 172N ที่เพิ่ม Span extension

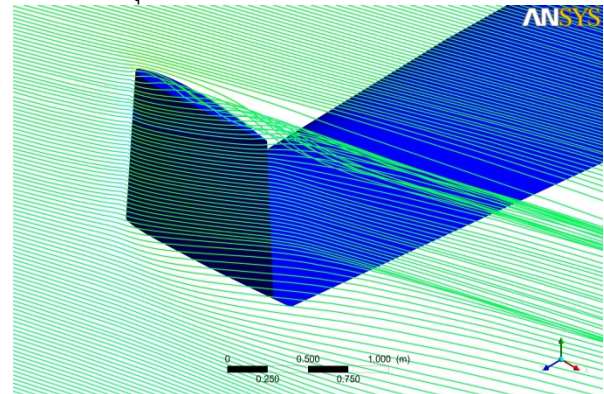
Multi-winglet จากรูปที่ 14 แสดงให้เห็นถึงแรงยกที่เพิ่มขึ้นบริเวณปลายปีกโดยมีการกระจายตัวของแรงยกเป็นลักษณะคล้ายรูปวงรีและรูปที่ 17 แสดงให้เห็นการกระจายตัวของ Vortex ที่ผิวปีกหลักไปที่ปลายปีกมีขนาดเล็กลงมากกว่าปีกแบบอื่นส่งผลถึง Downwash ที่ลดลงและการเพิ่มขึ้นของแรงยกที่ปลายปีกแต่ด้วยความยาวปลายปีกที่มากกว่าปีกแบบอื่นทำให้โมเมนต์ดัดเพิ่มขึ้นมากแสดงในตาราง 1 จึงเสียเปรียบปีกแบบอื่นในด้านโครงสร้างความแข็งแรง



รูปที่ 17 ปีก Cessna 172N ที่ติดตั้ง Multi-winglet

Vertical-winglet ให้ลักษณะการกระจายตัวของแรงยกใกล้เคียงรูปวงรีคล้ายกับ Multi-Winglet แสดงในรูปที่ 14 แต่มีระยะการกระจายตัวสั้นกว่าและรูป 18 แสดงให้เห็น Vortex ที่กระจายตัวจากปีกหลักไปที่ปลาย

ปีกเป็นแนวตั้งโดยมีขนาด Vortex ที่เล็กลงและ Downwash น้อยลงแต่ค่า  $C_L / C_D$  ยังน้อยกว่า Multi-winglet แต่จากความยาวปีกที่สั้นจึงทำให้ค่าโมเมนต์มีค่าน้อยแสดงในตารางที่ 1 ส่งผลให้ในด้านความแข็งแรงได้เปรียบที่สุด



รูปที่ 18 ปีก Cessna 172N ที่ติดตั้ง Vertical-winglet

## 5. สรุปผลการวิจัย

การติดตั้งอุปกรณ์ปลายปีกทั้ง 3 รูปแบบต่างให้ค่าประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์เพิ่มขึ้นจากปีกอ้างอิง โดยเฉพาะที่มุมปะทะ 12 องศา Multi-winglet ให้ประสิทธิภาพดีที่สุด รองมาคือ ปีกแบบ Span-extension และสุดท้ายคือ Vertical-winglet อย่างไรก็ตามถ้าพิจารณาในด้านความแข็งแรงแล้ว Vertical-winglet ทำให้เกิดโมเมนต์ดัดเพิ่มขึ้นน้อยที่สุดต่อมาเป็น Span-extension และ Multi-winglet ซึ่งการเพิ่มขึ้นของโมเมนต์ดัดจะส่งผลต่อน้ำหนักโครงสร้างของปีกมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับว่าโครงสร้างปีกเดิมได้ถูกออกแบบให้สามารถรับโมเมนต์ดัดที่เพิ่มขึ้นได้หรือไม่ถ้าได้มีการติดตั้ง Wingtip device ไม่ว่าแบบใดจะช่วยเพิ่มประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ได้ แต่ถ้าต้องการออกแบบโครงสร้างปีกใหม่ให้มีความแข็งแรงมากขึ้นเพื่อที่จะสามารถรองรับโมเมนต์ดัดที่เพิ่มขึ้นจากการติดตั้ง Wingtip device จะทำให้น้ำหนักโครงสร้างโดยรวมเปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้นซึ่งอาจจะทำให้ความได้เปรียบทางอากาศพลศาสตร์นั้นลดลงหรือไม่คุ้มค่าในการติดตั้งอุปกรณ์ดังกล่าว

## 6. เอกสารอ้างอิง

[1] Arvind P, Ayush O. "Application of CFD Simulation in the Design of a Parabolic Winglet on NACA 2412"

[2] ผศ.ดร. บุญชัย วัจจะตรากุล. เรื่อง Induced Drag,  
<http://mae.eng.kmutnb.ac.th/th/files/bulletin> เข้าดู  
เมื่อวันที่ 25/12/57

[3] Martin Berens. “ Potential of Multi-Winglet  
Systems to Improve Aircraft Performance”  
*Technical University Berlin*, 2008

[4] Abbott IH, Von Doenhoff AE (1959). *Theory of  
Wing Sections*. Dover Publishing, New York

[5] Jane, Fred T. and Jackson, Paul (eds.). *Jane’s  
All The World’s Aircraft*. 100th ed. London:  
Jane’s Information Group. 2013.

[6] Douvi C.E., Tsavalos L.A., Margaris P.D.,  
“*Evaluation of the turbulence models for the  
Simulation of the flow over a National Advisory  
Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil* ,  
University of Patras, 2012

[7] Cosin R., Catalano F.M., Correa L.G.N., Entz  
R.M.V., “*Aerodynamic Analysis of Multi Winglets  
For Low Speed Aircraft*”. University of Sao Paulo

[8] Anderson . J . D. “*Fundamentals of  
Aerodynamics . Fourth Edition*” .McGraw-Hill.  
2005