

วิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนลสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ Source-and-Vortex Panel Method for Incompressible Potential Flow over 2-D Airfoils

นนทพันธ์ บัวเลื้อ, กิจจา ภัทรทิพากร, ธนกฤต กิจแสงภักดิ์, นฤรงค์ โตอัจฉริยะวงศ์, สุรศักดิ์ กรางใจ,
อรรถพันธ์ ศรีลัง และวรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดิ์*

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ตำบลแสนสุข อำเภอเมือง จังหวัดชลบุรี 20131

*ติดต่อ: worapiro@gmail.com, 0818048996

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ เป็นการศึกษาเชิงทฤษฎีเกี่ยวกับการวิเคราะห์ความเร็วและความดันที่ผิวของวัตถุเชิง 2 มิติ จากการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ 4 ชนิด คือ NACA0015, NACA0018, NACA4412 และ NACA6712 โดยใช้วิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนลซอร์ส โดยซอร์สเป็นรูปแบบการไหลมาตรฐานที่มีลักษณะการไหลออกจากจุดหนึ่ง ในขณะที่วอร์เท็กซ์เป็นรูปแบบการไหลมาตรฐานที่มีลักษณะการไหลวนรอบจุดหนึ่ง เมื่อนำซอร์สและวอร์เท็กซ์มารวมกันและเรียงต่อกันเป็นพานเนล แล้วรวมเข้ากับรูปแบบการไหลแบบสม่ำเสมอ ก็จะสามารถจำลองการไหลของของไหลผ่านวัตถุได้ จากผลลัพธ์ที่ได้ จะพบว่า แบบจำลองที่ศึกษาและสร้างขึ้นนี้ ให้ผลลัพธ์ใกล้เคียงกับงานวิจัยก่อนหน้า

คำหลัก: การไหลศักย์, ซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนล, แพนอากาศ

Abstract

This research presents a theoretical study on source-and-vortex panel method for incompressible potential flows over airfoil profiles: NACA0015, NACA0018, NACA4412 and NACA6712. The source and vortex is a standard flow model for the external flow. The source is the flow from a point and the vortex is the rotating flow around a point. When the source and vortex are integrated to a panel and combined with the standard flow pattern of uniform, the potential flow over two-dimensional body can be simulated. From the simulation, the results from mathematical model agree well with those from published literatures.

Keywords: Airfoil, Potential flow, Source-and-Vortex Panel

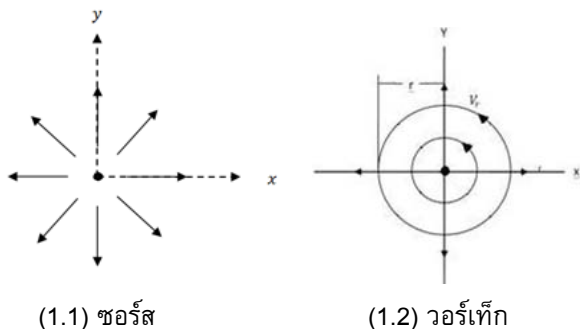
1. บทนำ

ซอร์ส (Source) และ วอร์เท็กซ์ (Vortex) เป็นรูปแบบการไหลมาตรฐานที่ได้จากการแก้สมการอนุพันธ์ที่อธิบายการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุ 2 มิติ โดยซอร์สจะเป็นลักษณะการไหลออกจากจุดหยุดนิ่งจุดหนึ่ง ในขณะที่วอร์เท็กซ์จะเป็นลักษณะการไหลวนเป็นวงกลมรอบจุดหยุดนิ่งจุดหนึ่ง เมื่อนำ

ซอร์สมาเรียงต่อกันพานเนล แล้วนำซอร์สพานเนลที่ได้รวมเข้ากับรูปแบบการไหลสม่ำเสมอ (Uniform) ก็จะสามารถจำลองลักษณะการไหลของของไหลผ่านวัตถุเชิง 2 มิติได้ นอกจากนี้ เมื่อนำซอร์สรวมเข้ากับวอร์เท็กซ์ แล้วนำมาเรียงต่อกันเป็นพานเนล ก็จะได้ซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนล (Source-and-vortex panel) แล้วเมื่อนำซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนลที่ได้ รวมเข้ากับ

TSF-195

รูปแบบการไหลสม่ำเสมอ ก็จะสามารถจำลองลักษณะการไหลของของไหลผ่านวัตถุเชิง 2 มิติได้ โดยเวอร์เท็กซ์ที่เพิ่มเข้าไปนั้น จะช่วยให้สามารถทำนายลักษณะการไหลที่มีการหมุนวนได้แม่นยำมากยิ่งขึ้น



รูปที่ 1 รูปแบบการไหลพื้นฐานซอร์สและเวอร์เท็กซ์

จากการสืบค้นข้อมูลงานวิจัยในอดีตจนถึงปัจจุบันพบว่า มีนักวิจัยหลายกลุ่ม [1-5] ที่ได้ศึกษาและพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนพื้นฐานของวิธีพานอล โดยมีทั้งแบบจำลองสำหรับวัตถุ 2 มิติ และ 3 มิติ โดยมีเทคนิคในการใช้งานต่างกันไป นอกจากนี้ในปี พ.ศ. 2556 ก็จาและคณะ ได้สร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวิธีซอร์สและเวอร์เท็กซ์พานอล โดยอาศัยวิธีทับซ้อน (Superposition) ในการแก้สมการ และได้ศึกษาอิทธิพลของความแข็งแรงของซอร์สและความแข็งแรงของเวอร์เท็กซ์ที่มีผลต่อสัมประสิทธิ์ของความดัน จากการศึกษาดังกล่าวพบว่า ผลลัพธ์ที่ดีที่สุด มีความคลาดเคลื่อนไปจากผลการทดลองในอดีต ประมาณ 20% แต่มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน

ดังนั้น ในงานวิจัยนี้ จะเป็นการพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวิธีซอร์สและเวอร์เท็กซ์พานอล เพื่อใช้ในการทำนายความดันอากาศที่กระทำกับแพนอากาศชนิดต่างๆ ได้แก่ NACA 0015, NACA 0018, NACA 4412, NACA 6712 โดยคณะผู้วิจัยคาดหวังว่า แบบจำลองที่พัฒนาขึ้นนี้จะนำไปสู่การพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ดีกว่าแบบจำลองที่ตีพิมพ์ไปแล้วในอดีตของนักวิจัยท่านอื่นๆ โดยจะศึกษาถึงการผสมรูปแบบการไหล

มาตรฐานอื่นๆ และเงื่อนไขที่ทำให้เกิดการหมุนวนต่อไปในอนาคต

2. ทฤษฎี

ในการพิจารณาการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ใน 2 มิติ จะเริ่มจากการพิจารณา รูปแบบการไหลพื้นฐาน 3 รูปแบบ คือ สมการการไหลแบบสม่ำเสมอซึ่งมีความเร็วของของไหลเป็น V_{inf} การไหลแบบซอร์ส และการไหลแบบเวอร์เท็กซ์ ดังต่อไปนี้

2.1 การไหลแบบสม่ำเสมอ

การไหลแบบสม่ำเสมอ เป็นการไหลที่ความเร็วของของไหลในหน้าตัดหนึ่งๆ มีค่าเท่ากันทั้งหมด โดยสมการศักย์ของการไหล (Potential function) จะเป็นไปตามสมการที่ 1

$$\phi = V_{inf} x \quad \dots (1)$$

2.2 การไหลแบบซอร์ส

การไหลแบบซอร์ส เป็นการไหลออกจากจุดหยุดนิ่งจุดหนึ่งในแนวรัศมีทุกทิศทาง ดังแสดงในรูปที่ 1.1 โดยสมการศักย์ของการไหลจะเป็นไปตามสมการที่ 2

$$\phi = \frac{\lambda}{2\pi} \ln r \quad \dots (2)$$

2.3 การไหลแบบเวอร์เท็กซ์

การไหลแบบเวอร์เท็กซ์ เป็นการไหลหมุนวนเป็นวงกลมรอบจุดหยุดนิ่งจุดหนึ่ง ดังแสดงในรูปที่ 1.2 โดยสมการศักย์ของการไหลจะเป็นไปตามสมการที่ 3

$$\phi = \frac{\gamma}{2\pi} \theta \quad \dots (3)$$

จากรูปแบบการไหลพื้นฐานทั้ง 3 รูปแบบ เมื่อนำซอร์สรวมเข้ากับเวอร์เท็กซ์ แล้วนำมาเรียงต่อกันเป็นพานอล ก็จะได้รูปแบบการไหลที่มีชื่อเรียกว่า ซอร์ส

TSF-195

และวอร์เท็กซ์พานเนล และเมื่อนำพานเนลของการไหลมาเรียงต่อกันเป็นรูปวัตถุใดๆ แล้วรวมเข้ากับการไหลแบบสม่ำเสมอ ก็จะสามารถใช้จำลองลักษณะการไหลของของไหลผ่านวัตถุใดๆ ได้

3. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์

ในการจำลองการไหลของของไหลผ่านวัตถุใดๆ สามารถทำได้โดยใช้วิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนล ซึ่งได้จากการนำรูปแบบการไหลพื้นฐานซอร์สรวมเข้ากับรูปแบบการไหลพื้นฐานวอร์เท็กซ์ แล้วนำมาเรียงเป็นพานเนล จากนั้น จึงนำรูปแบบการไหลสม่ำเสมอเข้ามารวมด้วยอีกครั้งหนึ่ง

จากสมการที่ 2 และ 3 ซึ่งเป็นสมการศักย์ของการไหลของซอร์สและวอร์เท็กซ์ ตามลำดับ เมื่อนำซอร์สรวมเข้ากับวอร์เท็กซ์ แล้วนำซอร์สและวอร์เท็กซ์ที่ได้ มาเรียงต่อกันเป็นพานเนล 1 พานเนล ก็จะสามารถหาสมการศักย์ของการไหลของซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนล 1 พานเนล ได้ดังนี้

$$\phi_i(x_i, y_i) = \frac{\lambda}{2\pi} \int \ln r ds + \frac{\gamma}{2\pi} \int \theta ds \quad \dots (4)$$

จากนั้น เมื่อนำซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนลที่ได้มาเรียงต่อกันเพื่อจำลองรูปร่างของวัตถุใดๆ แล้วจึงนำการไหลสม่ำเสมอผสมเข้ากับซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนลที่เรียงต่อกันเป็นวัตถุดังกล่าว ก็จะสามารถจำลองการไหลของของไหลผ่านวัตถุใดๆ ได้โดยสมการศักย์ของการไหลที่ได้ จะเป็นไปตามสมการที่ 5

$$\phi_i(x_i, y_i) = v_{\infty} x + \sum_{j=1}^m \frac{\lambda_j}{2\pi} \int \ln r_{ij} ds_j + \sum_{j=1}^m \frac{\gamma_j}{2\pi} \int \theta_{ij} ds_j \quad \dots (5)$$

เนื่องจาก การไหลผ่านวัตถุเป็นการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ ดังนั้น เมื่อหาอนุพันธ์ของสมการที่ 5 เทียบกับเวกเตอร์ปกติ (Normal vector) จึงมีค่าเท่ากับศูนย์ ดังต่อไปนี้

$$0 = v_{\infty} \cos \beta_i + \sum_{j=1}^m \frac{\lambda_j}{2\pi} \int \frac{\partial}{\partial n_i} \ln r_{ij} ds_j + \sum_{j=1}^m \frac{\gamma_j}{2\pi} \int \frac{\partial}{\partial n_i} \theta_{ij} ds_j \quad \dots (6)$$

จากสมการที่ 6 จะสามารถเขียนให้อยู่ในรูปแบบง่าย ๆ ได้ดังนี้

$$\sum_{j=1}^m I_{ij} \lambda'_j + \sum_{j=1}^m K_{ij} \gamma'_j = -\cos \beta_i \quad \dots (7)$$

โดยที่

$$I_{ij} = \int \frac{\partial}{\partial n_i} \ln r_{ij} ds_j = \int_a^b \frac{(x_i - x_j) \left(\frac{\partial x_i}{\partial n_i} \right) + (y_i - y_j) \left(\frac{\partial y_i}{\partial n_i} \right)}{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j \quad \dots (8)$$

$$K_{ij} = \int \frac{\partial}{\partial n_i} \theta_{ij} ds_j = \int_a^b \frac{1}{\left[\frac{(y_i - y_j)^2}{(x_i - x_j)^2} + 1 \right]} \times \left[\frac{(x_i - x_j) \frac{\partial y_i}{\partial n_i} - (y_i - y_j) \frac{\partial x_i}{\partial n_i}}{(x_i - x_j)^2} \right] ds_j \quad \dots (9)$$

$$\lambda'_j = \frac{\lambda_j}{2\pi} \quad \dots (10) \quad \text{และ} \quad \gamma'_j = \frac{\gamma_j}{2\pi} \quad \dots (11)$$

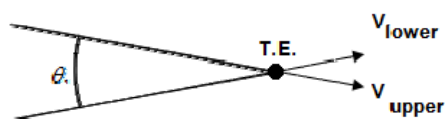
สมการที่ 7 สามารถถูกเขียนให้อยู่ในรูปของสมการเมทริกซ์ได้ดังนี้

$$\begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} & I_{14} & \dots & I_{1m} \\ I_{21} & I_{22} & I_{23} & I_{24} & \dots & I_{2m} \\ I_{31} & I_{32} & I_{33} & I_{34} & \dots & I_{3m} \\ I_{41} & I_{42} & I_{43} & I_{44} & \dots & I_{4m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ I_{m1} & I_{m2} & I_{m3} & I_{m4} & \dots & I_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \lambda'_1 \\ \lambda'_2 \\ \lambda'_3 \\ \lambda'_4 \\ \vdots \\ \lambda'_m \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14} & \dots & K_{1m} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24} & \dots & K_{2m} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} & K_{34} & \dots & K_{3m} \\ K_{41} & K_{42} & K_{43} & K_{44} & \dots & K_{4m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ K_{m1} & K_{m2} & K_{m3} & K_{m4} & \dots & K_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma'_1 \\ \gamma'_2 \\ \gamma'_3 \\ \gamma'_4 \\ \vdots \\ \gamma'_m \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\cos \beta_1 \\ -\cos \beta_2 \\ -\cos \beta_3 \\ -\cos \beta_4 \\ \vdots \\ -\cos \beta_m \end{Bmatrix} \quad \dots (12)$$

ในการแก้สมการที่ 12 เพื่อหาความแข็งแรงของซอร์สและความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์นั้น จำเป็นที่จะต้องอาศัยเงื่อนไขของ Kutta ซึ่งจะเป็นความสัมพันธ์

TSF-195

ระหว่างความเร็วด้านบนและด้านล่างที่ปลายวัตถุ
ดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 เงื่อนไขของ Kutta

จากรูปที่ 2 และเงื่อนไขของ Kutta จะได้ว่า

$$V_{t,upper} = V_{t,lower} \quad \dots (13)$$

$$\vec{v}_{upper} \cdot \vec{e}_{t,upper} = -\vec{v}_{lower} \cdot \vec{e}_{t,lower} \quad \dots (14)$$

โดย $\vec{e}_{t,upper}$ และ $\vec{e}_{t,lower}$ คือเวกเตอร์หนึ่งหน่วยที่
ขนานกับพาดเส้นที่กำลังพิจารณา โดยมีทิศทาง
ตามเข็มนาฬิกา

V_{upper} และ V_{lower} หาได้จากสมการต่อไปนี้

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2} \quad \dots (15)$$

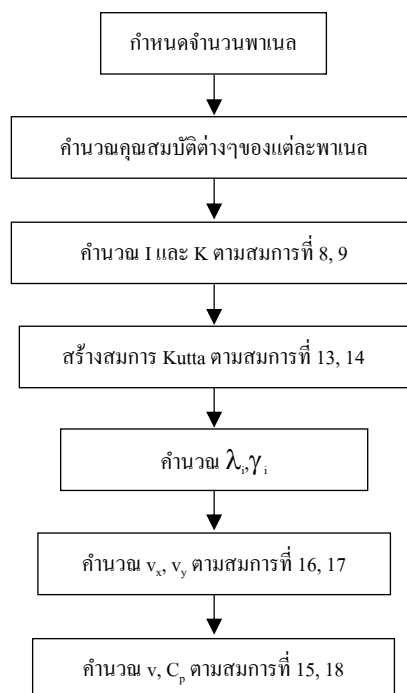
โดยที่

$$\frac{v_x}{v_{inf}} = 1 + \lambda' \sum_{j=i}^m \int \frac{(x_i - x_j)}{j(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j + \gamma' \sum_{j=i}^m \int \frac{-(y_i - y_j)}{j(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j \quad \dots (16)$$

$$\frac{v_y}{v_{inf}} = \lambda' \sum_{j=i}^m \int \frac{(y_i - y_j)}{j(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j + \gamma' \sum_{j=i}^m \int \frac{(x_i - x_j)}{j(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j \quad \dots (17)$$

ในการวิเคราะห์ความดันนั้น จะนำเสนอความดัน
อยู่ในรูปของตัวแปรไร้หน่วย คือ สัมประสิทธิ์ของ
ความดัน หรือ c_p ซึ่งคำนวณได้จากสมการต่อไปนี้

$$c_p = 1 - \left(\frac{V_x^2}{V_{inf}^2} + \frac{V_y^2}{V_{inf}^2} \right) \quad \dots (18)$$



รูปที่ 3 แผนภาพการคำนวณ

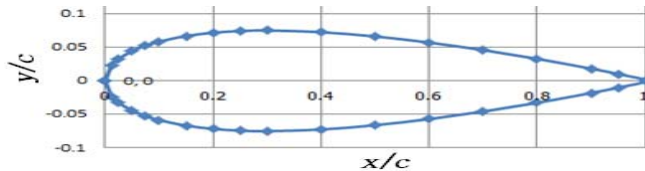
จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าว
จะสามารถนำไปสู่การเขียนโปรแกรมภาษา BASIC
ประกอบกับใช้โปรแกรม Microsoft Excel 365 ซึ่งจะ
ช่วยให้การคำนวณทำได้ง่ายและรวดเร็ว
ยิ่งขึ้น โดยลำดับการคำนวณจะเป็นไปตามที่แสดง
ในรูปที่ 3

4. ผลลัพธ์และการวิเคราะห์

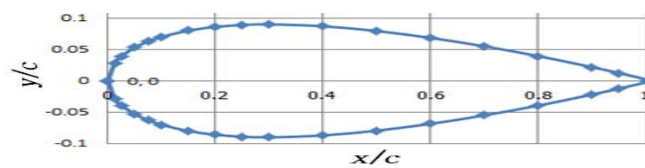
ในงานวิจัยนี้ จะวิเคราะห์ความเร็วและความดันที่
ผิวของแพนอากาศ 4 ชนิด ได้แก่ NACA 0015,
NACA 0018, NACA 4412, NACA 6712 โดยอาศัย
ข้อมูลของแพนอากาศจาก UIUC Airfoil Coordinates
Database [7] จากนั้น จะสร้างซอร์สและเวิร์กบุ๊ก

TSF-195

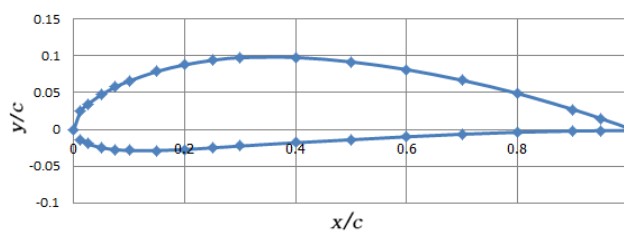
พาเนล เพื่อจำลองแผนอากาศดังกล่าว ดังแสดง
ในรูปที่ 4 โดยเงื่อนไขของ Kutta จะถูกนำมาใช้
ควบคุมลักษณะการไหลที่ปลายของแผนอากาศ
แต่ละชนิด



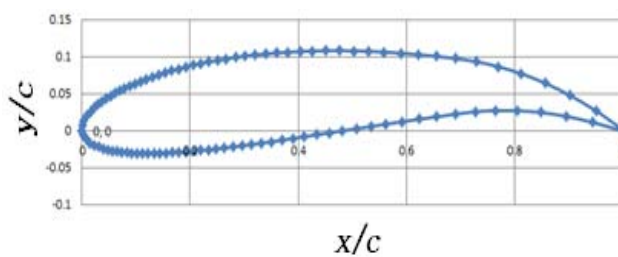
(3.1) NACA 0015



(3.2) NACA 0018



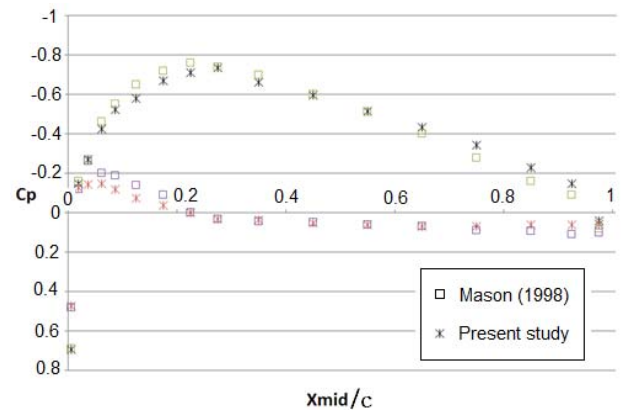
(3.3) NACA 4412



(3.4) NACA 6712

รูปที่ 4 การจำลองแผนอากาศด้วยพาเนล

4.1 การเปรียบเทียบกับงานวิจัยในอดีต

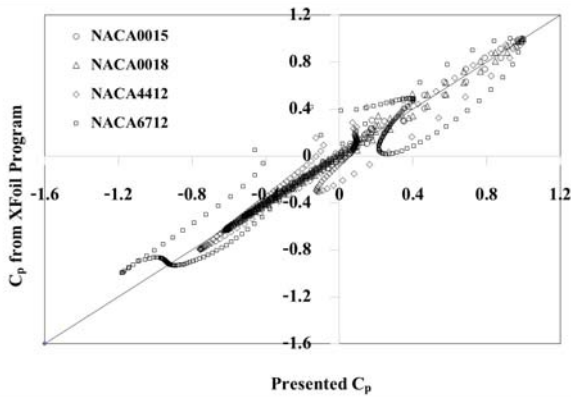


รูปที่ 5 การเปรียบเทียบกับผลลัพธ์ของ Mason

รูปที่ 5 แสดงการเปรียบเทียบกับผลการคำนวณ
ของ Mason [8] โดยจะพบว่า ผลลัพธ์ที่ได้มี
ความใกล้เคียงกันมาก แต่ก็มี ความแตกต่างกัน
ในบางตำแหน่ง ทั้งนี้ สาเหตุที่ผลลัพธ์ในบางตำแหน่ง
มีความแตกต่างกันนั้น ก็เนื่องมาจาก การใช้จำนวน
พาเนล รวมถึงการระบุตำแหน่งในแผนอากาศที่
แตกต่างกัน โดยในการศึกษานี้ จะอ้างอิงการระบุ
ตำแหน่งของแผนอากาศโดยใช้ฐานข้อมูลของ
UIUC Airfoil Coordinates Database [7]

รูปที่ 6 แสดงการเปรียบเทียบกับผลลัพธ์จาก
โปรแกรม XFOil [9] ซึ่งเป็นโปรแกรมของ MIT ที่เปิด
ให้ใช้ได้ฟรี และเป็นโปรแกรมที่ให้ผลลัพธ์ใกล้เคียงกับ
ผลการทดลองเป็นอย่างมาก โดยจากรูป จะพบว่า
ถ้าแผนอากาศเป็นแบบสมมาตร ผลลัพธ์ที่ได้จะ
ใกล้เคียงกันอย่างมาก โดยจะมีความคลาดเคลื่อนไม่
เกิน 3% แต่ถ้าแผนอากาศเป็นแบบไม่สมมาตร
ความคลาดเคลื่อนจะเพิ่มขึ้น โดยเฉพาะ NACA 6712
ซึ่งมีความโค้งมากกว่านั้น จะให้ผลลัพธ์ที่แตกต่างกัน
มาก โดยค่าเฉลี่ยของ ความแตกต่างจะอยู่ที่ 23%
ทั้งนี้ ก็เนื่องมาจาก โปรแกรม XFOil [9] ได้อาศัย
เงื่อนไขที่ปลายหางของแผนอากาศที่แตกต่างกับการ
ศึกษาในครั้งนี้

TSF-195

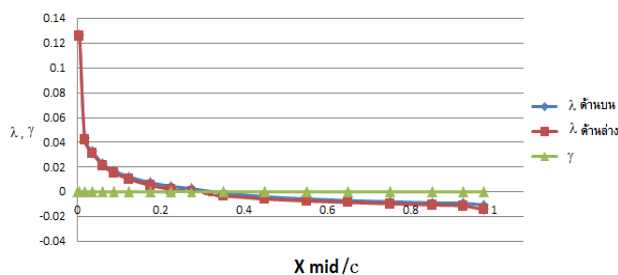


รูปที่ 6 การเปรียบเทียบกับโปรแกรม XFOIL

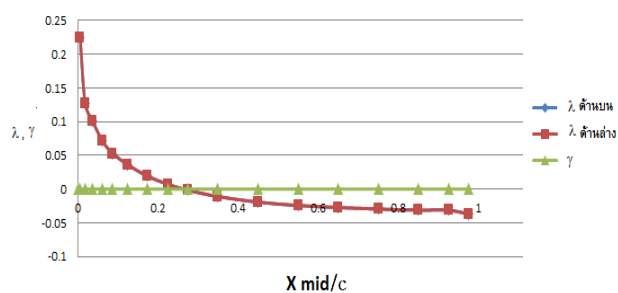
อย่างไรก็ตาม ในการศึกษาครั้งนี้ จะเป็นพื้นฐานในการพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และโปรแกรมให้มีประสิทธิภาพเทียบเท่ากับโปรแกรม XFOIL ในอนาคต จากนั้น จะพัฒนาวิธีพารามิเตอร์ต่อไป โดยอาศัยรูปแบบการไหลอื่นๆ มาผสมเข้าไปด้วย

4.1 ความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์

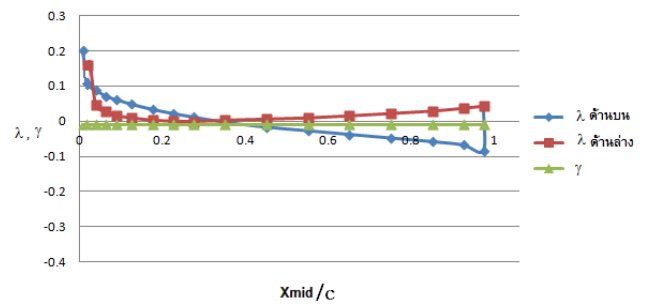
จากการจำลองแผนอากาศด้วยซอร์สและวอร์เท็กซ์พาดแสดงในรูปที่ 4 และการสมการที่ 12 พร้อมด้วยเงื่อนไขของ Kutta จะสามารถหาความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์ที่พาดต่างๆ ได้ดังแสดงในรูปที่ 7



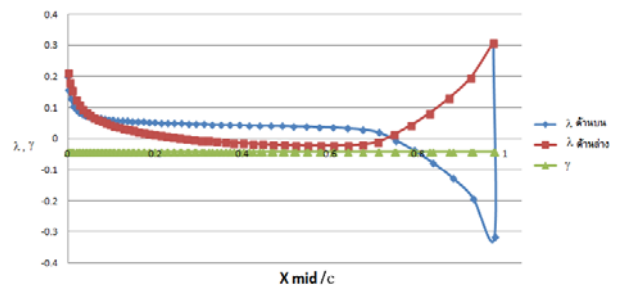
(4.1) NACA 0015



(4.2) NACA 0018



(4.3) NACA 4412



(4.4) NACA 6712

รูปที่ 7 ความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์

จากรูปที่ 7.1 และ 7.2 จะพบว่า ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์จะมีค่าเท่ากับศูนย์ เนื่องจาก แผนอากาศ NACA 0015 และ NACA 0018 เป็นแผนอากาศสมมาตรนั่นเอง ส่วนแผนอากาศ NACA 4412 และ NACA 6712 จากรูปที่ 7.3 และ 7.4 จะมีความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์เท่ากับ -0.02 และ -0.042 ตามลำดับ โดยจะสังเกตได้ว่า แผนอากาศ NACA 6712 จะมีความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์มากที่สุดโนบรรดาแผนอากาศทั้ง 4 ชนิด เนื่องจากแผนอากาศ NACA 6712 มีลักษณะโค้งที่ก่อให้เกิดการหมุนวนของอากาศมากกว่านั่นเอง

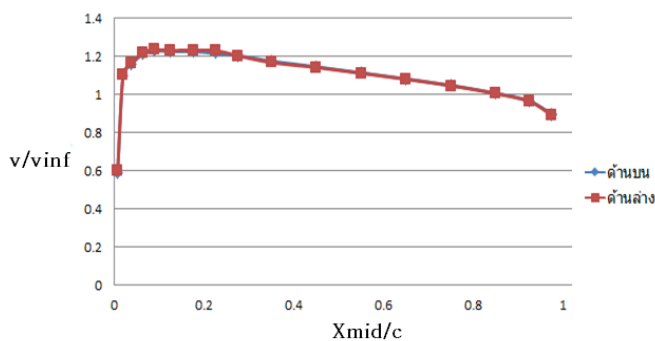
ส่วนความแข็งแรงของซอร์สนั้น สามารถพิจารณาได้จากลักษณะส่วนหัวของแผนอากาศ โดยแผนอากาศที่มีความหนาที่บริเวณส่วนหัวมากกว่า จะมีความแข็งแรงของซอร์สมากตามไปด้วย โดยสังเกตได้จากรูปที่ 7.2 แผนอากาศ NACA 0018 จะมีความแข็งแรงของซอร์สสูงที่สุดโนบรรดาแผนอากาศทั้ง 4 ชนิด เนื่องจากแผนอากาศ NACA 0018 มีความหนาระยะส่วนหัวสูงที่สุดนั่นเอง ส่วนความแข็งแรงของซอร์สที่มีค่าเป็นลบในบริเวณ

TSF-195

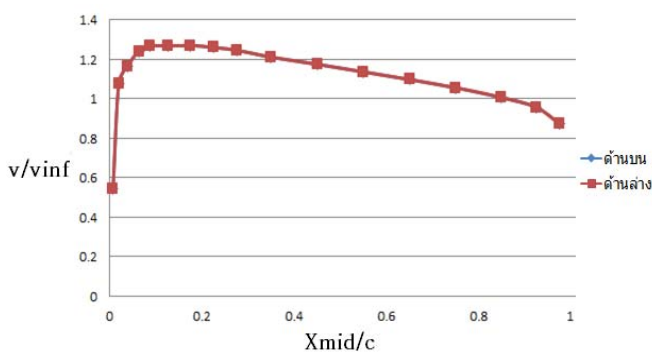
ส่วนท้ายของแพนอากาศนั้น จะเป็นลักษณะของซิงค์พานเนล (Sink panel) หรือเป็นการไหลเข้าสู่พานเนล นั้นเอง

4.2 การวิเคราะห์ความเร็ว

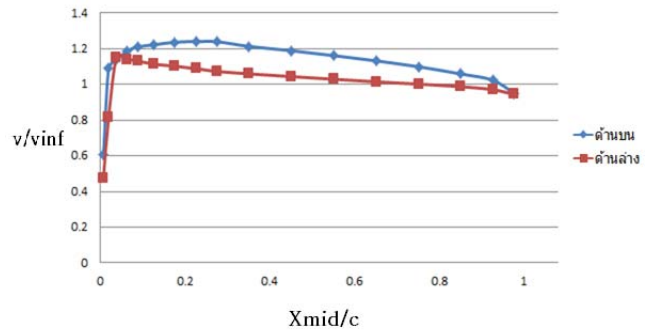
รูปที่ 5 แสดงความเร็วของอากาศที่ผิวของแพนอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ จากรูปที่ 8.1 และ 8.2 จะพบว่า ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านด้านบนและด้านล่างจะมีค่าเท่ากัน เนื่องจากแพนอากาศ NACA 0015 และ NACA 0018 เป็นแพนอากาศสมมาตรนั่นเอง นอกจากนี้ เมื่ออากาศไหลเข้ามาปะทะกับแพนอากาศ ความเร็วของอากาศจะมีค่าเท่ากับศูนย์ เนื่องจากตำแหน่งดังกล่าวเป็นจุดสแตกเนชัน (Stagnation point) จากนั้น เมื่ออากาศไหลเข้าสู่บริเวณส่วนหัวของแพนอากาศ ความเร็วของอากาศจะมีค่าเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ เนื่องจากพื้นที่การไหลของอากาศลดน้อยลงนั่นเอง



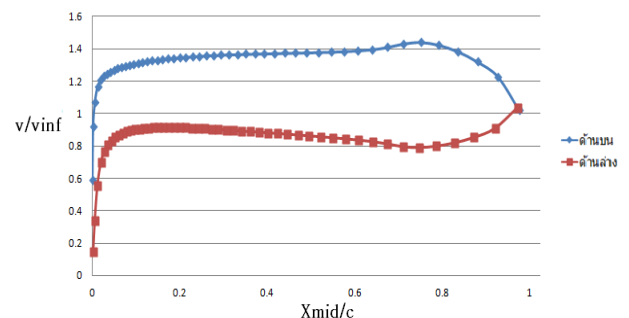
(5.1) NACA 0015



(5.2) NACA 0018



(5.3) NACA 4412



(5.4) NACA 6712

รูปที่ 8 ความเร็วของอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ

อย่างไรก็ตาม จุดสแตกเนชันนี้ จะไม่ปรากฏในการศึกษาในครั้งนี้ เนื่องจาก ในการทำให้จุดสแตกเนชันปรากฏขึ้นมา นั้น จะต้องใช้พานเนลที่ตั้งฉากกับทิศทางการไหลเป็นพานเนลแรกสุดที่บริเวณส่วนหัว ซึ่งพานเนลในลักษณะดังกล่าวจะต้องการพื้นที่เยอะมาก ทำให้ความละเอียดในการวิเคราะห์ต่างๆ ลดน้อยลงไปด้วย

เมื่ออากาศไหลเข้าสู่ส่วนท้ายของแพนอากาศ ความเร็วของอากาศจะมีค่าลดลง เนื่องจากพื้นที่ของการไหลมีค่าเพิ่มขึ้นนั่นเอง

นอกจากนี้ หากพิจารณารูปที่ 8.3 และ 8.4 ซึ่งเป็นแพนอากาศชนิดไม่สมมาตรแล้ว จะพบว่า ความเร็วของอากาศที่ด้านบนจะมีค่าสูงกว่าความเร็วของแพนอากาศที่ด้านล่าง เนื่องจาก พื้นผิวด้านบนของแพนอากาศจะมีลักษณะความโค้งมากกว่าด้านล่างนั่นเอง

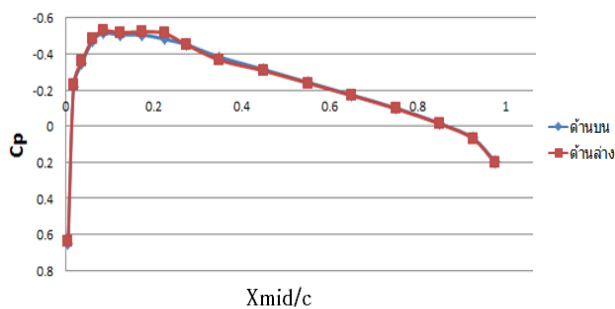
4.3 การวิเคราะห์ความดัน

TSF-195

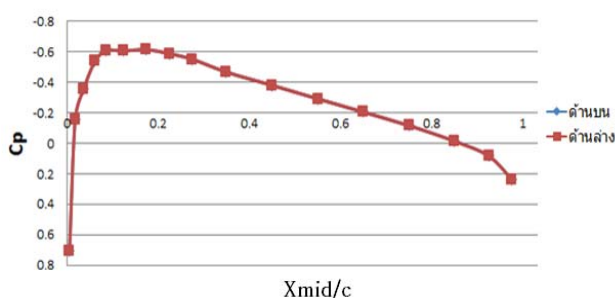
ความดันที่ผิวของแพนอากาศจะถูกนำเสนอให้อยู่ในรูปของตัวแปรไร้มิติ คือ สัมประสิทธิ์ของความดัน (Pressure coefficient) หรือ c_p ซึ่งมีค่าเป็นไปตามสมการที่ 19 ดังนี้

$$c_p = \frac{P - P_{\infty}}{0.5 \rho v_{\infty}^2} \quad \dots (19)$$

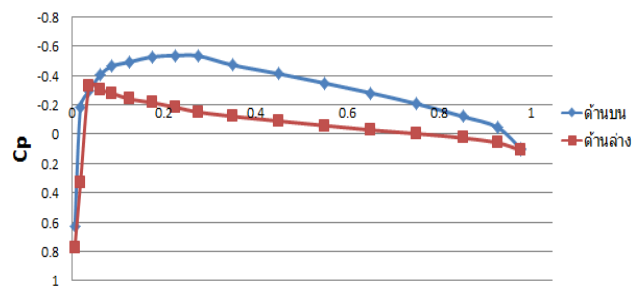
ในรูปที่ 9 แสดง c_p ที่ตำแหน่งต่างๆ โดยแกน y ซึ่งแสดงค่า c_p จะมีค่าเพิ่มขึ้นจากด้านบนลงด้านล่าง จากรูปที่ 9.1 และ 9.2 จะพบว่า ความดันที่ผิวด้านบนและผิวด้านล่างของแพนอากาศชนิดสมมาตรที่ตำแหน่งเดียวกัน จะมีค่าเท่ากัน โดยแพนอากาศ NACA 0015 จะมีความดันที่ผิวสูงกว่าแพนอากาศ NACA 0018 เนื่องจากแพนอากาศ NACA 0015 มีพื้นที่หน้าตัดน้อยกว่า จึงทำให้อากาศมีการเปลี่ยนแปลงความดันน้อยกว่า โดยเมื่ออากาศไหลเข้าสู่ส่วนหัวของแพนอากาศ ความดันของอากาศจะลดลงเรื่อยๆ และเมื่ออากาศไหลเข้าสู่ส่วนหาง ความดันของอากาศจะค่อยๆ เพิ่มขึ้นเรื่อยๆ



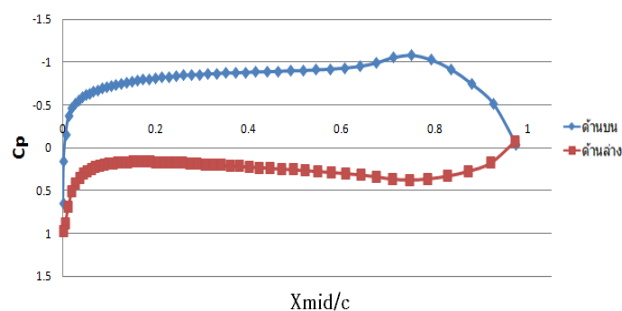
(7.1) NACA 0015



(7.2) NACA 0018



(7.3) NACA 4412



(7.4) NACA 6712

รูปที่ 9 c_p ที่ตำแหน่งต่างๆ

อย่างไรก็ตาม เมื่อพิจารณาความดันในแนวราบที่อากาศกระทำกับแพนอากาศจากรูปที่ 9.1 - 9.4 จะพบว่า ความดันรวมที่อากาศกระทำกับส่วนหัวของแพนอากาศจะมีค่ามากกว่าความดันรวมที่อากาศกระทำกับส่วนหางของแพนอากาศ โดยผลลัพธ์ดังกล่าวนี้ จะทำให้เกิดแรงต้าน (Drag force) ที่อากาศกระทำกับแพนอากาศนั่นเอง

จากรูปที่ 9.3 และ 9.4 จะพบว่า ความดันของอากาศที่กระทำกับแพนอากาศด้านล่างจะมีค่ามากกว่าความดันด้านบน เนื่องจากพื้นผิวด้านบนของแพนอากาศ จะมีการพื้นที่ตั้งฉากและพื้นผิวสัมผัสที่ก่อให้เกิดการลดลงของความดันมากกว่าพื้นผิวที่อยู่ด้านล่าง นอกจากนี้ การที่ความดันด้านล่างของแพนอากาศมีค่ามากกว่าความดันด้านบนนั้น ยังเป็นผลให้เกิดแรงยก (Lift force) ที่อากาศกระทำกับแพนอากาศอีกด้วย

5. สรุป

TSF-195

ในงานวิจัยนี้ ได้ศึกษาและสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เพื่อใช้ทำนายความเร็วและความดันที่ผิวของแพนอากาศ โดยอาศัยวิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานелจากการประยุกต์ใช้แบบจำลองดังกล่าวกับแพนอากาศ NACA 0015, NACA 0018, NACA 4412 และ NACA 6712 ได้ผลสรุปดังนี้

5.1 แบบจำลองที่สร้างขึ้น สามารถใช้ทำนายความเร็วและความดันที่ผิวของแพนอากาศทั้งชนิดสมมาตรและไม่สมมาตรได้อย่างมีประสิทธิภาพตามหลักทฤษฎีที่ปรากฏในปัจจุบัน แต่อย่างไรก็ตามสำหรับแพนอากาศแบบไม่สมมาตรนั้น จะมีความคลาดเคลื่อนอยู่พอสมควร

5.2 สำหรับแพนอากาศสมมาตร ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์จะมีค่าเท่ากับศูนย์ ซึ่งทำให้สามารถประยุกต์ใช้วิธีซอร์สพานелที่มีความง่ายกว่ากันอย่างมาก ในการทำนายความเร็วและความดันที่ผิวของแพนอากาศแบบสมมาตรได้

5.3 สำหรับแพนอากาศแบบไม่สมมาตร ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์จะขึ้นอยู่กับลักษณะความโค้งของแพนอากาศ โดยแพนอากาศที่มีความโค้งมากกว่า จะมีความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์มากกว่า

5.4 แพนอากาศที่มีความโค้งมากกว่า จะมีความแตกต่างระหว่างความเร็วและความดันระหว่างผิวด้านบนและด้านล่างมากกว่า ซึ่งเป็นผลให้เกิดแรงยกมากกว่าตามไปด้วย แต่ก็อาจมีผลทำให้เกิดการกวนของอากาศซึ่งทำให้แพนอากาศเสียเสถียรภาพได้

6. กิตติกรรมประกาศ

คณะผู้วิจัยขอขอบคุณ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ที่ได้ให้ทุนสนับสนุนงานวิจัยนี้ จนสามารถพัฒนาแบบจำลองขึ้นมาได้

7. รายการสัญลักษณ์

c	ระยะคอรัต (m)
n	แกนปกติซึ่งตั้งฉากกับพานเนล
r	ระยะห่างระหว่างพานเนล (m)

s	ความยาวของพานเนล (m)
v	ความเร็ว ($m s^{-1}$)
v_{inf}	ความเร็วก่อนปะทะแพนอากาศ ($m s^{-1}$)
x	ระยะในแนวราบ (m)
θ	มุมของการไหลเทียบกับแกน x
β	มุมระหว่างแกน x กับแกน n
ϕ	ฟังก์ชันศักย์ของการไหล
λ	ความแข็งแรงของซอร์ส
γ	ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์

8. เอกสารอ้างอิง

- [1] Bal, S. (1999). A potential based panel method for 2-D hydrofoils, *Ocean Engineering*, Vol. 26, pp. 343–361.
- [2] Kim, G.D., Lee, C.S., Kerwin, J.E. (2007). A B-spline based higher order panel method for analysis of steady flow around marine propellers, *Ocean Engineering*, Vol. 34, pp. 2045–2060.
- [3] Tarafder, Md.S., Suzuki, K. (2008). Numerical calculation of free-surface potential flow around a ship using the modified Rankine source panel method, *Ocean Engineering*, Vol. 35, pp. 536–544.
- [4] Yao, J. (2010). Calculation of ship squat in restricted waterways by using a 3D panel method, *9th International Conference on Hydrodynamics 2010*, Shanghai, China.
- [5] Chen, Z.M. (2012). A vortex based panel method for potential flow simulation around a hydrofoil, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 28, pp. 378–391.
- [6] กิจจา ภัทรทิพการ, ณัฐวุฒิ ม่วงศรีจันทร์, ณัฐวุฒิ วิทยานุกรณ, วีระชาติ ไทยเสถียร, ธนกฤต กิจแสงภักดี, นฤรงค์ โตอัจฉริยะวงศ์, วรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดี, วิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนลสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุ 2 มิติ, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 27, 16-18 ตุลาคม 2556, มหาวิทยาลัยบูรพา, จังหวัดชลบุรี.

TSF-195

[7] UIUC Airfoil Coordinates Database, Department of Aerospace Engineering, University of Illinois, <http://aerospace.illinois.edu>, access on 1 November 2013.

[8] William Mason, Applied computational aerodynamics, Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Tech. University, 1998.

[9] XFOil software, Massachusetts Institute of Technology, 2013.