



วิธีพาเนลซึ่งความแข็งแรงซอร์สและวอร์เท็กมีค่าไม่คงที่สำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่าน แพนอากาศ 2 มิติ

Panel Method of Varying Source and Vortex Strengths for Incompressible Potential Flow over 2-D Airfoils

<u>จันทิพย์ สุริวรรโณ</u>, นันทพนธ์ บัวเสือ, สุรศักดิ์ กรางใจ, อรรถพันธ์ ศรีลัง, พีรดนย์ ฉาไธสง, ศักดิ์วิมล นันทะสี, วรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดิ์*

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ตำบลแสนสุข อำเภอเมือง จังหวัดชลบุรี 20131 *ติดต่อ: worapiro@gmail.com, 0818048996

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ เป็นการศึกษาเชิงทฤษฏีเกี่ยวกับการวิเคราะห์ความเร็วและความดันที่ผิวของวัตถุเชิง 2 มิติ จากการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ 2 ชนิด คือ NACA0015 และ NACA4412 ซึ่งมีมุมปะทะอยู่ในช่วง -10 จนถึง 30 องศา โดยใช้วิธีซอร์และวอร์เท็กพาเนล 2 วิธี คือ วิธีกำหนดความแข็งแรงของวอร์เท็กให้มีค่าเท่ากันทุกพาเนล และวิธี กำหนดความแข็งแรงของวอร์เท็กให้แต่ละพาเนลไม่ค่าเท่ากัน โดยทั้งสองวิธีจะเป็นไปตามเงื่อนไขของ Kutta สำหรับวิธีที่ สองนั้น จะต้องอาศัยเทคนิคในการสร้างความสัมพันธ์ระหว่างความแข็งแรงของวอร์เท็กแต่ละพาเนลในการเพิ่มจำนวน สมการให้เท่ากับตัวแปรอิสระ จากผลลัพธ์ที่ได้ จะพบว่า วิธีแรกนั้น จะให้สัมประสิทธิ์ความดันใกล้เคียงกับผลลัพธ์จาก โปรแกรม X-Foil เป็นอย่างมาก โดยมีความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 3 เปอร์เซ็นต์ และจะลดลงเรื่อย ๆ เมื่อใช้จำนวนพาเนลที่ มากขึ้น แต่เมื่อเปรียบเทียบกับผลการทดลองแล้ว จะพบว่า วิธีที่สองนั้น จะให้ผลลัพธ์ที่ใกล้เคียงกับผลการทดลองมากกว่า วิธีแรกและโปรแกรม X-Foil นอกจากนี้ ยังได้นำเสนอค่าความแข็งแรงของวอร์เท็กที่พาเนลต่าง ๆ สำหรับวิธีที่สองไว้ใน บทความวิจัยนี้ด้วย

คำหลัก: การไหลศักย์, แพนอากาศ, วิธีซอร์สและวอร์เท็กพาเนล

Abstract

This research presents a theoretical study on two source-and-vortex panel methods for incompressible potential flows over airfoil profiles of NACA0015 and NACA4412 with the angle of attack of -10 to 30 degree. The first method is that the vortex strengths of all panels are equal and the other method is that the vortex strengths of all panels are unequal. The Kutta condition is applied to both methods. Moreover, for the second method, the linear function is used to predict the vortex strengths for making up the necessary equations. From the results, the first method gives a good prediction that agrees well with the X-Foil program. The percentage error is lower than 3% and it decreases with an increasing of number of panels. However, the comparisons with the experimental data of lift coefficient show that the second methods give the better prediction. Additionally, the vortex strengths of all panels by the second method are shown in this literature.

Keywords: Airfoil, Potential flow, Source-and-vortex panel method

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29 1-3 กรกฎาคม 2558 จังหวัดนครราชสีมา



1. บทนำ

วิธีซอร์สและวอร์เท็กพาเนล (Source-and-Vortex panel method) เป็น วิธีบาวดารี่เอเลเมนต์ (Boundary element method) ที่ได้จากการแก้สมการต่อเนื่องสำหรับ การไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุเชิงสองมิติ ในปี พ.ศ. กิจจาและคณะ [1] ได้พัฒนาแบบจำลองทาง 2556 ู คณิตศาสตร์สำหรับทำนายสมบัติของของไหลที่ไหลผ่าน ้วัตถุเชิงสองมิติ โดยแบบจำลองดังกล่าวอยู่บนพื้นฐานของ วิธีซอร์สและวอร์เท็กพาเนล แต่ใช้วิธีทับซ้อนในการนำ พาเนลทั้งสองชนิดมารวมกัน ในปี พ.ศ. 2557 นันทพนธ์ ได้พัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และคณะ [2] ต่อเนื่องจากงานวิจัยของกิจจาและคณะ [1] โดยใช้วิธีการ กำหนดค่าความแข็งแรงของวอร์เท็กให้เท่ากัน แล้วอาศัย ในการแก้สมการ จากผลลัพธ์ที่ได้ เงื่อนไขของ Kutta พบว่า แบบจำลองที่พัฒนาขึ้นนี้ ให้ผลลัพธ์ตรงกับ Mason [3] แต่ยังมีความแตกต่างจากโปรแกรม X-Foil [4] ที่ถูก พัฒนาโดย MIT นอกจากนี้ วิธีพาเนล (Panel method) ยังถูกพัฒนาอย่างต่อเนื่องโดยคณะนักวิจัยอื่นๆ [5-10] โดยส่วนใหญ่จะเน้นไปที่การพัฒนาวิธีบาวดารรึ่เอเลเมนต์ รวมถึงการพัฒนาเทคนิคต่างๆ ที่ใช้ในการแก้สมการ ต่อเนื่อง อย่างไรก็ดี ในปัจจุบันนี้ โปรแกรมที่อยู่บน ้พื้นฐานของวิธีพาเนลที่ได้รับความนิยมมากที่สุด ก็คือ X-Foil ของ MIT ซึ่งเป็นโปรแกรมที่สามารถดาวโหลดได้ฟรี ในเว็บไซต์ของ MIT นั่นเอง จากการทดสอบรันโปรแกรม X-Foil เพื่อหาค่า C_D และ C_L พบว่า ค่าที่ได้จากโปรแกรม X-Foil รวมถึงแนวโน้มของค่าดังกล่าว ยังมีความแตกต่าง จากผลการทดลองอยู่มาก ทำให้การพัฒนาแบบจำลอง ทางคณิตศาสตร์สำหรับวิธีพาเนลก็ยังคงถูกวิจัยอย่าง ต่อเนื่องจนถึงปัจจุบัน

ดังนั้น ในงานวิจัยนี้ จะเป็นการพัฒนาแบบจำลองทาง คณิตศาสตร์สำหรับวิธีซอร์สและวอร์เท็กพาเนล โดยจะมี ทั้งการกำหนดค่าความแข็งแรงของวอร์เท็กให้คงที่และ แปรเปลี่ยนค่าความแข็งแรงวอร์เท็กแต่ละพาเนล แล้ว อาศัยเงื่อนไขของ Kutta และวิธีเชิงตัวเลขในการแก้ สมการที่ได้ แพนอากาศที่จะใช้ในการศึกษาครั้งนี้ ได้แก่ NACA 0015 และ NACA 4412 ที่มุมปะทะในช่วง -10 จนถึง 30 องศา โดยคณะผู้วิจัยคาดหวังว่า แบบจำลองที่ พัฒนาขึ้นนี้ จะให้ผลลัพธ์ที่ใกล้เคียงกับการทดลอง มากกว่าแบบจำลองที่ตีพิมพ์ไปแล้วในอดีตของนักวิจัย ท่านอื่นๆ รวมถึงจะเป็นแนวทางหนึ่ง ที่นำเสนอเทคนิคใน การกำหนดค่าความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กที่ เหมาะสม

2. ทฤษฎี

ในการพิจารณาการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ใน 2 มิติ จะเริ่มจากการพิจารณา รูปแบบการไหลพื้นฐาน 3 รูปแบบ คือ สมการการไหลแบบสม่ำเสมอซึ่งมีความเร็ว ของของไหลเป็น V_{inf}, การไหลแบบซอร์ส และ การไหล แบบวอร์เท็ก ดังต่อไปนี้

2.1 การไหลแบบสม่ำเสมอ

การไหลแบบสม่ำเสมอ เป็นการไหลที่ความเร็วของ ของไหลในหน้าตัดหนึ่ง ๆ มีค่าเท่ากันทั้งหมด โดยสมการ ศักย์ของการไหล (Potential function) จะเป็นไปตาม สมการที่ 1

$$\phi = v_{\inf} x \qquad \dots (1)$$

2.2 การไหลแบบซอร์ส

การไหลแบบซอร์ส เป็นการไหลออกจากจุดหยุดนิ่ง จุดหนึ่งในแนวรัศมีทุกทิศทาง โดยสมการศักย์ของ การไหลจะเป็นไปตามสมการที่ 2

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

2.3 การไหลแบบวอร์เท็ก

การไหลแบบวอร์เท็ก เป็นการไหลหมุนวนเป็น วงกลมรอบจุดหยุดนิ่งจุดหนึ่ง โดยสมการศักย์ของ การไหลจะเป็นไปตามสมการที่ 3

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

จากรูปแบบการไหลพื้นฐานทั้ง 3 รูปแบบ เมื่อนำ ซอร์สมารวมเข้ากับวอร์เท็ก แล้วนำมาเรียงต่อกันเป็น พาเนล ก็จะได้รูปแบบการไหลที่มีชื่อเรียกว่า ซอร์สและ วอร์เท็กพาเนล และเมื่อนำพาเนลของการไหลมาเรียงต่อ กันเป็นรูปวัตถุใดๆ แล้วรวมเข้ากับการไหลแบบสม่ำเสมอ ก็จะสามารถใช้จำลองลักษณะการไหลของของไหลผ่าน วัตถุนั้นๆ ได้



การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29 1-3 กรกฎาคม 2558 จังหวัดนครราชสีมา

TSF-09

3. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์

วิธีซอร์สและวอร์เท็กพาเนล หรือวิธีบาวดารี่ เอเลเมนต์ ได้จากการนำรูปแบบการไหลพื้นฐานซอร์สรวม เข้ากับรูปแบบการไหลพื้นฐานวอร์เท็ก แล้วนำมาเรียงเป็น พาเนล จากนั้น จึงนำรูปแบบการไหลสม่ำเสมอเข้ามา รวมเข้าไปด้วย ก็จะสามารถจำลองการไหลศักย์อัดตัว ไม่ได้ผ่านวัตถุเชิง 2 มิติ ได้

พิจารณาสมการที่ 2 และ 3 ซึ่งเป็นสมการศักย์ของ การไหลของซอร์สและวอร์เท็ก ตามลำดับ เมื่อนำ ซอร์สมารวมเข้ากับวอร์เท็ก แล้วนำซอร์สและวอร์เท็กที่ได้ มาเรียงต่อกันเป็นพาเนล 1 พาเนล ก็จะแสดงสมการศักย์ ของการไหลของซอร์สและวอร์เท็กพาเนล 1 พาเนล ได้ดังนี้

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

จากนั้น เมื่อนำซอร์สและวอร์เท็กพาเนลที่ได้ มาเรียงต่อกันเพื่อจำลองรูปร่างของวัตถุใดๆ แล้วจึงนำ การไหลสม่ำเสมอผสมเข้ากับซอร์สและวอร์เท็กพาเนลที่ เรียงต่อกันเป็นวัตถุดังกล่าว ก็จะสามารถจำลองการไหล ของของไหลผ่านวัตถุนั้นๆ ได้ โดยสมการศักย์ของ การไหลที่ได้ จะเป็นไปตามสมการที่ 5

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

เนื่องจาก การไหลผ่านวัตถุเป็นการไหลศักย์ อัดตัวไม่ได้ ดังนั้น เมื่อหาอนุพันธ์ของสมการที่ 5 เทียบ กับเวกเตอร์ปกติ (Normal vector) จึงมีค่าเท่ากับศูนย์ ดังต่อไปนี้

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

จากสมการที่ 6 จะสามารถเขียนให้อยู่ในรูปแบบ ง่ายๆ ได้ดังนี้

$$\sum_{j=1}^{m} I_{ij} \lambda'_{j} + \sum_{j=1}^{m} K_{ij} \gamma' = -\cos \beta_{i} \qquad \dots (7)$$

โดยที่

$$I_{ij} = \int \frac{\partial}{\partial n_i} \ln r_{ij} ds_j = \int_a^b \frac{\left(x_i - x_j\right) \left(\frac{\partial x_i}{\partial n_i}\right) + \left(y_i - y_j\right) \left(\frac{\partial y_i}{\partial n_i}\right)}{\left(x_i - x_j\right)^2 + \left(y_i - y_j\right)^2} ds_j \qquad \dots (8)$$
$$K_{ij} = \int \frac{\partial}{\partial n_i} \theta_{ij} ds_j = \int_a^b \left[\frac{1}{\left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j}\right)^2 + 1}\right] \times \left[\frac{\left(\left(x_i - x_j\right) \frac{\partial y_i}{\partial n}\right) - \left(\left(y_i - y_j\right) \frac{\partial x_i}{\partial n}\right)}{\left(x_i - x_j\right)^2}\right] ds$$
$$\dots (9)$$
$$\lambda'_j = \frac{\lambda_j}{2\pi} \qquad \dots (10) \qquad \text{uag} \qquad \gamma' = \frac{\gamma}{2\pi} \qquad \dots (11)$$

สมการที่ 7 สามารถถูกเขียนให้อยู่ในรูปของสมการ เมตริกซ์ได้ดังนี้

โดยในงานวิจัยของคณะผู้วิจัยที่ผ่านมา จะกำหนดให้ γ'₁ = γ'₂ = γ'₃ = ... = γ'_m และในการแก้ สมการที่ 12 เพื่อหาความแข็งแรงของซอร์สและความ แข็งแรงของวอร์เท็กนั้น จำเป็นที่จะต้องอาศัยเงื่อนไขของ Kutta ซึ่งจะเป็นความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วด้านบน และด้านล่างที่ปลายวัตถุ ดังแสดงในรูปที่ 1 **TSF-09**





จากรูปที่ 1 ตามเงื่อนไขของ Kutta จะได้ว่า

$$v_{t,upper} = v_{t,lower} \qquad \dots (13)$$

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

โดย $\vec{e}_{t,upper}$ และ $\vec{e}_{t,lower}$ คือเวกเตอร์หนึ่งหน่วยที่ขนาน กับพาเนลที่กำลังพิจารณา โดยมีทิศทางตามเข็มนาฬิกา v_{upper} และ v_{lower} หาได้จากสมการต่อไปนี้

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

โดยที่

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

$$\frac{v_{y}}{v_{\inf}} = \lambda'_{j} \sum_{j=i}^{m} \int \frac{(y_{i} - y_{j})}{j(x_{i} - x_{j})^{2} + (y_{i} - y_{j})^{2}} ds_{j}$$
$$+ \gamma'_{j} \sum_{j=i}^{m} \int \frac{(x_{i} - x_{j})}{j(x_{i} - x_{j})^{2} + (y_{i} - y_{j})^{2}} ds_{j} \qquad \dots (17)$$

อย่างไรก็ตาม จากสมการที่ 12 จะพบว่า จำนวนตัว แปรที่ไม่ทราบค่า คือ λ'₁, λ'₂, λ'₃, ... λ'_m และ γ'₁, γ'₂, γ'₃, ..., γ'_m มีจำนวนมากกว่าจำนวนสมการทั้งหมด (m+1) ดังนั้น ในงานวิจัยนี้ นอกจากจะศึกษาในกรณีที่ γ'₁ = γ'₂ = γ'₃ = ... = γ'_m = γ' แล้ว ยังจะมีการกำหนดค่า ความแข็งแรงของวอร์เท็ก (γ') ให้มีค่าเพิ่มขึ้นตามฟังก์ชั่น เชิงเส้นจากพาเนลด้านบนสุดจนถึงพาเนลด้านหลังสุดและ จากพาเนลด้านล่างสุดจนถึงพาเนลด้านหลังสุด นั่นก็คือ

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29 1-3 กรกฎาคม 2558 จังหวัดนครราชสีมา



โดย i_u = 0, 0, ..., 1, 2, 3, ..., Z_u และ i_u = 0, 0, ..., 1, 2, 3, ..., Z_L และ Z_u คือ จำนวนพาเนลด้านบน และ Z_L คือ จำนวนพาเนลด้านล่าง

สำหรับการวิเคราะห์ความดันนั้น จะนำเสนอให้อยู่ใน รูปของตัวแปรไร้หน่วย คือ สัมประสิทธิ์ของความดัน หรือ c_p ซึ่งคำนวณได้จากสมการต่อไปนี้

$$c_p = 1 - \left(\frac{\frac{v_x^2}{2} + \frac{v_y^2}{2}}{v_{inf}^2 + v_{inf}^2}\right) \qquad \dots (19)$$

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าว จะสามารถนำไปสู่การเขียนโปรแกรมภาษา BASIC ประกอบกับใช้โปรแกรม Microsoft Excel 365 ซึ่งจะช่วย ให้การคำนวณทำได้อย่างแม่นยำและรวดเร็วยิ่งขึ้น

4. ผลลัพธ์และการวิเคราะห์

ในงานวิจัยนี้ แพนอากาศที่ถูกใช้ในการศึกษา ประกอบไปด้วย NACA 0015 และ NACA 4412 ดังแสดง ในรูปที่ 2 โดยอาศัยข้อมูลคู่ลำดับของแพนอากาศสืบค้น ได้จาก UIUC Airfoil Coordinates Database [11] โดยมุม ปะทะ (Angle of attack) ที่ใช้ในการศึกษา คือ -10, 0, 10, 20, 30 องศา ในการศึกษานั้น จะเริ่มต้นจากการสร้าง ซอร์สและวอร์เท็กพาเนล ตามอาศัยคู่ลำดับที่ปรากฏอยู่ใน ฐานข้อมูล และจะสร้างพาเนลเสริมที่ปลายด้านท้ายของ แพนอากาศ เพื่อกำจัดผลกระทบจากการไหลย้อนกลับที่ พาเนลด้านปลาย







(2.2) NACA 4412



4.1 การเปรียบเทียบกับงานวิจัยในอดีต

ความดันที่ผิวของแพนอากาศจะถูกนำเสนอให้อยู่ใน รูปของตัวแปรไร้หน่วย คือ สัมประสิทธิ์ของความดัน (Pressure coefficient) หรือ c_p ซึ่งมีค่าเป็นไปตามสมการ ที่ 20 ดังนี้

$$c_p = \frac{P - P_{\text{inf}}}{0.5\rho v_{\text{inf}}^2} \qquad \dots (20)$$

ในปี พ.ศ. 2557 นันทพนธ์ [2] ซึ่งเป็นคณะผู้วิจัยชุด ที่แล้วจากมหาวิทยาลัยบูรพา ได้เปรียบเทียบผลลัพธ์ที่ได้ กับ Mason [3] ซึ่งพบว่า ผลลัพธ์ที่ได้มีค่าใกล้เคียงกัน แต่มีความแตกต่างจากผลลัพธ์จากโปรแกรม X-Foil [4] ถึง 23 เปอร์เซ็นต์

ดังนั้น คณะผู้วิจัยจึงพัฒนาโปรแกรมอย่างต่อเนื่อง จาก กิจจา [1], นันทพนธ์ [2] จนถึงงานวิจัยปัจจุบันนี้ โดยในรูปที่ 3 แสดงการเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่ได้กับ โปรแกรม X-Foil ซึ่งถูกพัฒนาโดย Massachusetts Institute of Technology [2] ในปี ค.ศ. 2013 สำหรับ NACA 0015 ซึ่งมีมุมปะทะต่างๆ กัน ตั้งแต่ 0 องศา จนถึง 30 องศา โดยจากผลลัพธ์ที่ได้จะพบว่า ค่าที่ได้มีค่า ใกล้เคียงกันอย่างมาก โดยมีความผิดพลาดไม่เกิน 3 เปอร์เซ็นต์ ในรูปที่ 4 แสดงการเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่ได้กับ โปรแกรม X-Foil สำหรับ NACA4412 ซึ่งมีมุมปะทะ เท่ากับ -10, 0, 10, 20, และ 30 องศา ตามลำดับ โดยจะ พบว่า



(3.1) มุมปะทะเท่ากับ 0 องศา



(3.2) มุมปะทะเท่ากับ 10 องศา



(3.3) มุมปะทะเท่ากับ 20 องศา

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29 1-3 กรกฎาคม 2558 จังหวัดนครราชสีมา





(3.4) มุมปะทะเท่ากับ 30 องศา

รูปที่ 3 การเปรียบเทียบกับ X-Foil สำหรับ NACA0015

ผลลัพธ์ที่ได้จากโปรแกรมที่พัฒนาขึ้นนี้ จะมีค่าใกล้เคียงกับ โปรแกรม X-Foil [4] เป็นอย่างมาก โดยจะมีความ คลาดเคลื่อนของ C_p สูงสุดไม่เกิน 1.8 แต่ถ้าใช้พาเนล เท่ากันแล้ว ผลลัพธ์ก็จะยิ่งมีค่าใกล้กันมากยิ่งขึ้น โดยจะมี ความคลาดเคลื่อนของ C_p สูงสุดไม่เกิน 0.2 แต่ก็จะใช้เวลา ในการรันโปรแกรมนานกว่ามากเช่นกัน









(4.4) มุมปะทะเท่ากับ 20 องศา



(4.5) มุมปะทะเท่ากับ 30 องศา



นอกจากนี้ ในรูปที่ 3 และ 4 จะพบว่า C_p ด้านล่างจะ มีค่ามากกว่าด้านบน ยกเว้น NACA0015 ที่มุมปะทะ 0 องศา ซึ่ง C_p ด้านบนและด้านล่างมีค่าเท่ากัน อีกทั้ง เมื่ออากาศไหลผ่านแพนอากาศทั้งสองชนิด ความดันจะ ลดลงอย่างรวดเร็ว (C_p ติดลบมากที่สุด) ในบริเวณส่วน โค้งด้านบนและด้านล่างสุดของแพนอากาศ **TSF-09**



ทั้งนี้ เนื่องจาก ในบริเวณดังกล่าว พื้นที่หน้าตัดของแพน อากาศซึ่งกีดขวางการไหลของอากาศจะมีค่ามากที่สุด ทำ ให้ความเร็วของอากาศมีค่าสูงที่สุดในบริเวณดังกล่าว และ เป็นผลให้ ความดันลดลงมากที่สุดนั่นเอง ในทำนอง เดียวกัน เมื่อแพนอากาศเอียงทำมุมกับแนวระดับหรือมี มุมปะทะเป็น 10, 20 และ 30 องศา จะทำให้จุดสแตก เนชั่น (Stagnation point) ซึ่ง C_p มีค่าเท่ากับศูนย์ เปลี่ยนไป โดยจากรูปที่ 3 และ 4 จะพบว่า จุดสแตกเนชั่น จะย้ายมาอยู่ด้านล่างของแพนอากาศเล็กน้อย ซึ่งจะส่งผล ให้พื้นที่การกีดขวางการไหลซึ่งพิจารณาเทียบกับจุดสแตก เนชั่นมีค่าเปลี่ยนไป บริเวณที่มีพื้นที่กีดขวางการไหล ดังกล่าวมากที่สุด ก็จะมีความเร็วมากที่สุด แต่จะมี C_p น้อยที่สุดนั่นเอง

4.2 การเปรียบเทียบกับผลการทดลอง

ในงานวิจัยที่ผ่านมา นันทพนธ์ [2], Mason [3] และ X-Foil [4] จะกำหนดค่าความแข็งแรงวอร์เท็กให้คงที่ แล้ว อาศัยเงื่อนไขของ Kutta เพื่อสร้างสมการให้ได้จำนวน เท่ากับจำนวนตัวแปรอิสระทั้งหมด ซึ่งในความเป็นจริง แล้ว ลักษณะการหมุนวนที่เกิดขึ้นในแต่ละพาเนลจะมี ความแตกต่างกัน ดังนั้น ในงานวิจัยนี้ จึงอาศัยเทคนิคใน การกำหนดค่าความแข็งแรงพาเนลให้มีลักษณะ แปรเปลี่ยนเป็นไปตามสมการเชิงเส้น แล้วศึกษาผลลัพธ์ที่ ได้เทียบกับโปรแกรมและผลการทดลองในอดีต

ในรูปที่ 5 แสดงการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก และสัมประสิทธิ์แรงต้านของแพนอากาศ NACA0015 ระหว่างผลลัพธ์ที่ได้จากการกำหนดค่าความแข็งแรงวอร์ เท็กคงที่ (โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นและ X-Foil) และการ กำหนดค่าความแข็งแรงวอร์เท็กแต่ละพาเนลมีค่าไม่ เท่ากัน (โปรแกรมที่พัฒนาขึ้น) กับผลการทดลองซึ่งใช้อยู่ ในปัจจุบัน

โดยจากรูปที่ 5.1 จะพบว่า สัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้ จากการกำหนดค่าวอร์เท็กไม่คงที่ จะให้ค่าที่ใกล้เคียงกับ ผลการทดลองมากกว่า อีกทั้งยังมีแนวโน้มเป็นไปใน ทิศทางเดียวกัน



(5.2) Drag coefficient





Angle of attack (degree)

(6.1) Lift coefficient







อย่างไรก็ตาม จากรูปที่ 5.2 จะพบว่า สัมประสิทธิ์ แรงต้านที่ได้จากโปรแกรมไม่ว่าจะเป็นโปรแกรมที่ พัฒนาขึ้นหรือ X-Foil มีค่าแตกต่างจากผลการทดลองเป็น อย่างมาก อีกทั้งแนวโน้มก็ไม่เป็นไปในทิศทางเดียวกัน ทั้งนี้ เนื่องจากแรงต้านที่เกิดขึ้นจริงที่แพนอากาศได้รับ มีทั้งแรงเสียดทานที่ผิวและความดันที่แตกต่างกันระหว่าง ด้านหน้ากับด้านหลัง ซึ่งวิธีพาเนลที่พัฒนาขึ้นนี้ รวมถึง X-Foil ยังไม่สามารถทำนายแรงเสียดทานที่ผิวได้ ทำให้ ผลลัพธ์ที่ได้มีความแตกต่างกันมาก อีกทั้งยังมีแนวโน้มที่ แตกต่าง

ในรูปที่ 6 ก็เช่นเดียวกัน สัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้จาก โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นโดยการแปรเปลี่ยนค่าความแข็งแรง วอร์เท็กซ์ให้ผลลัพธ์ที่ใกล้เคียงกับผลการทดลองมากกว่า X-Foil แต่เมื่อมุมปะทะมากกว่า 20 องศาขึ้นไปแล้ว จะพบว่า แนวโน้มจะแตกต่างกัน ทั้งนี้ เนื่องจากเมื่อมุม ปะทะของแพนอากาศเพิ่มมากขึ้น อากาศบริเวณด้านหลัง ของแพนอากาศจะเกิดการหมุนวนอย่างไร้รูปแบบ มากตามไปด้วย ซึ่งการหมุนวนในลักษณะนี้ จะทำให้ แพนอากาศเริ่มเข้าสู่สภาวะไร้เสถียรภาพมากยิ่งขึ้นนั่นเอง ในขณะที่ สัมประสิทธิ์แรงด้านที่ได้จากโปรแกรมและผล การทดลองนั้น มีความแตกต่างกันอย่างมาก ดังสาเหตุที่ ได้อธิบายไปแล้ว

จากรูปที่ 5 และ 6 ทำให้สามารถสังเกตได้ว่า วิธี พาเนลจะสามารถใช้ทำนายสัมประสิทธิ์แรงยกได้ดี ในช่วง ของมุมปะทะไม่เกิน 20 องศา แต่ไม่เหมาะสมที่จะใช้ใน การทำนายสัมประสิทธิ์แรงต้าน

4.3 ความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์

ในรูปที่ 7 และ 8 แสดงค่าความแข็งแรงซอร์สและ ค่าความแข็งแรงวอร์เท็กสำหรับ NACA0015 และ NACA4412 ตามลำดับ โดยจะสังเกตว่า แกน –y จะอยู่ ด้านบน ในขณะที่แกน +y จะอยู่ด้านล่าง เพื่อให้ค่า ด้านบนเป็นค่าของพาเนลที่อยู่ด้านบนของแพนอากาศ และค่าด้านล่างเป็นค่าของพาเนลที่อยู่ด้านล่างของแพน อากาศ ยกเว้นที่มุมปะทะเป็น -10 ค่าความแข็งแรง ด้านบนจะสูงกว่าด้านล่าง จึงใช้แกนตามปกติ

นอกจากนี้ จะพบว่า ค่าความแข็งแรงวอร์เท็กจะมี ค่าไม่คงที่ ซึ่งสังเกตได้จากรูปที่ 7 และ 8 โดยค่าความ แข็งแรงวอร์เท็กจะมีค่าเป็นศูนย์สำหรับพาเนลด้านหน้า และจะมีค่ามากขึ้น (เมื่อไม่สนใจเครื่องหมายบวกหรือลบ ซึ่งบ่งบอกถึงทิศทางการหมุน) จากพาเนลสูงสุดหรือต่ำสุด จนถึงพาเนลด้านหลังสุด แต่อย่างไรก็ตาม สำหรับ ความแข็งแรงวอร์เท็กในพาเนลเดียวกันแล้ว จะมีค่าคงที่







TSF-09

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29 1-3 กรกฎาคม 2558 จังหวัดนครราชสีมา













(8.3) มุมปะทะ 30 องศา

รูปที่ 8 ความแข็งแรงซอร์สและวอร์เท็กสำหรับ NACA4412

นอกจากนี้ จะพบว่า ความแข็งแรงซอร์สของ แพนอากาศด้านบนจะเป็นลบ ในขณะที่ความแข็งแรงซอร์ สของแพนอากาศด้านล่างจะเป็นบวก โดยค่าความ แข็งแรงที่เป็นลบจะหมายถึง ลักษณะของพาเนลจะเป็น ซินค์ (Sink panel) คือ เป็นพาเนลที่ดูดของไหลเข้าสู่ พาเนลนั่นเอง ส่วนความแข็งแรงวอร์เท็กก็เป็นไปใน ลักษณะเดียวกัน คือ ด้านล่างจะมีค่ามากกว่าด้านบน โดย ค่าที่เป็นบวกจะหมายถึงการหมุนตามกฏมือขวานั่นเอง

5. สรุป

ในงานวิจัยนี้ ได้ศึกษาและสร้างแบบจำลองทาง คณิตศาสตร์เพื่อใช้ทำนายความดันที่ผิวของแพนอากาศ โดยอาศัยวิธีซอร์สและวอร์เท็กพาเนล โดยแบบจำลองที่ สร้างขึ้นนี้ มีความแตกต่างจากงานวิจัยในอดีต โดยจะมี การแปรเปลี่ยนค่าความแข็งแรงวอร์เท็กให้เป็นไปตาม ฟังก์ชั่นเชิงเส้น จากการประยุกต์ใช้แบบจำลองดังกล่าว กับแพนอากาศ NACA 0015 และ NACA 4412 ได้ ผลสรุปดังนี้

5.1 สำหรับแบบจำลองที่ใช้ค่าวอร์เท็กคงที่ สามารถ ใช้ทำนายความดันที่ผิวของแพนอากาศทั้งชนิดสมมาตร และไม่สมมาตรได้อย่างมีประสิทธิภาพ ตามหลักทฤษฏีที่ ปรากฏในปัจจุบัน อีกทั้งยังให้ผลลัพธ์ตรงกับโปรแกรมที่ ใช้อยู่ในปัจจุบัน

5.2 สำหรับแบบจำลองที่ใช้ค่าวอร์เท็กแปรเปลี่ยน ตามฟังก์ชั่นเชิงเส้น สามารถใช้ทำนายความดันที่ผิวของ แพนอากาศและสัมประสิทธิ์แรงยกทั้งชนิดสมมาตรและไม่ สมมาตรได้อย่างมีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น โดยให้ผลลัพธ์ ดีกว่าแบบจำลองที่ใช้ค่าวอร์เท็กคงที่

5.3 สำหรับแพนอากาศสมมาตร ที่มุมปะทะเท่ากับ ศูนย์ ความแข็งแรงของวอร์เท็กจะมีค่าเท่ากับศูนย์ ซึ่งทำ ให้สามารถประยุกต์ใช้วิธีซอร์สพาเนลที่ใช้งานได้ง่ายกว่า กันเป็นอย่างมาก ในการทำนายความเร็วและความดันที่ ผิวของแพนอากาศแบบสมมาตรได้

5.4 สำหรับแพนอากาศแบบไม่สมมาตร รวมถึงแพน อากาศแบบสมมาตรที่มุมปะทะอื่น ๆ ความแข็งแรงของ วอร์เท็กจะขึ้นอยู่กับลักษณะความโค้งของแพนอากาศ จุดสแตกเนชั่น และมุมปะทะ โดยแพนอากาศที่มีความโค้ง มากกว่าจะมีความแข็งแรงของวอร์เท็กมากกว่า

6. กิตติกรรมประกาศ

คณะผู้วิจัยขอขอบคุณ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ที่ได้ให้ทุนสนับสนุนงานวิจัยนี้ จนสามารถพัฒนาแบบจำลองขึ้นมาได้ การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 29 1-3 กรกฎาคม 2558 จังหวัดนครราชสีมา



7. รายการสัญลักษณ์

- C ระยะคอร์ด (m)
- i ลำดับของพาเนลจากด้านบนหรือด้านล่าง
- m จำนวนพาเนล
- n แกนปกติซึ่งตั้งฉากกับพาเนล
- r ระยะห่างระหว่างพาเนล (m)
- s ความยาวของพาเนล (m)
- v ความเร็ว (m s⁻¹)
- v_{inf} ความเร็วก่อนปะทะแพนอากาศ (m s⁻¹)
- x ระยะในแนวราบ (m)
- Z_L จำนวนพาเนลด้านล่าง
- Z_u จำนวนพาเนลด้านบน
- θ มุมของการไหลเทียบกับแกน x
- β มุมระหว่างแกน x กับแกน n
- φ ฟังก์ชั่นศักย์ของการไหล
- λ ความแข็งแรงของซอร์ส
- γ ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์

8. เอกสารอ้างอิง

[1] กิจจา ภัทรทิพากร, ณัฐวุฒิ ม่วงศรีจันทร์, ณัฐวุฒิ วิทยานุกรณ์, วีระชาติ ไทยเสถียร, ธนกฤต กิจแสงภักดี, นฤรงค์ โตอัจฉริยะวงศ์, วรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดิ์, วิธีซอร์สและ วอร์เท็กพาเนลสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุ 2 มิติ, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่ง ประเทศไทย ครั้งที่ 27, 16-18 ตุลาคม 2556, โรงแรมดุสิต พัทยา, จังหวัดชลบุรี.

[2] นันทพนธ์ บัวเสือ, กิจจา ภัทรทิพากร, ธนกฤต กิจแสง ภักดี, นฤรงค์ โตอัจฉริยะวงศ์, สุรศักดิ์ กรางใจ, อรรถพันธ์ ศรีลัง และวรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดิ์, วิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์ พาเนลสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่ง ประเทศไทย ครั้งที่ 28, 15-17 ตุลาคม 2557, โรงแรมพูล แมน ขอนแก่น, จังหวัดขอนแก่น.

[3] William Mason, Applied computational aerodynamics, Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Tech. University, 1998. [4] XFoil software, Massachusetts Institute of Technology, 2013.

[5] Bal, S. (1999). A potential based panel method for2-D hydrofoils, *Ocean Engineering*, Vol. 26, pp. 343– 361.

[6] Kim, G.D., Lee, C.S., Kerwin, J.E. (2007). A Bspline based higher order panel method for analysis of steady flow around marine propellers, *Ocean Engineering*, Vol. 34, pp. 2045–2060.

[7] 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.

[8] Yao, J. (2010). Calculation of ship squat in restricted waterways by using a 3D panel method, 9th *International Conference on Hydrodynamics 2010*, Shanghai, China.

[9] 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 [10] Ezquerro, J.M., Lapuerta V., Simavillia A.L., Garcia, J.M. Aviles T. (2014). Panel method for mixed configurations with finite thickness and zero thickness, *Engineering Analysis with Boundary Elements*, Vol. 44, pp. 28-35.

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