

วิธีพานลวอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรงเชิงเส้นสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ 2 มิติ Linear Strength Vortex Panel Method for 2-D Incompressible Potential Flow

วรวิทย์ เงินท้วม¹, สุทธิดา คำทองสุข¹, อติชาติ ทองสมบัติ¹, อาทิตย์วิจิตรถาวรกุล¹, และ วรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดี^{1*}

¹ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ตำบลแสนสุข อำเภอเมืองชลบุรี จังหวัดชลบุรี 20131

*ติดต่อ: worapiro@eng.buu.ac.th, worapiro@gmail.com

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาเชิงทฤษฎีเกี่ยวกับการวิเคราะห์ความดันที่ผิวของวัตถุเชิง 2 มิติจากการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ 2 ชนิดคือ NACA0012 และ NACA4412 โดยใช้วิธีพานลวอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้นซึ่งวิธีดังกล่าวจะอาศัยการสร้างสมการอนุพันธ์สำหรับการไหลต่อเนื่อง แล้วอาศัยเงื่อนไขของ Kutta และระเบียบวิธีเชิงตัวเลข ในการหาคำตอบที่ต้องการจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้ จะทำการทดสอบผลลัพธ์โดยอาศัยแพนอากาศ NACA0012 และ NACA4412 แล้วเปรียบเทียบกับโปรแกรม X-Foil ที่พัฒนาโดย MIT โดยจากผลลัพธ์ที่ได้ จะพบว่า ความดันที่ผิวของแพนอากาศ NACA0012 และ NACA4412 ที่ได้จากวิธีพานลวอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้นจะให้ค่าที่ใกล้เคียงกับผลลัพธ์ที่ได้จากโปรแกรม X-Foil เป็นอย่างมากโดย 90% ของข้อมูล มีความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 5 เปอร์เซ็นต์ และจะลดลงเรื่อยๆ เมื่อใช้จำนวนพานลวอร์ที่มากขึ้น

คำหลัก: การไหลศักย์, แพนอากาศ, วิธีพานลวอร์เท็กซ์

Abstract

This research presents a theoretical study of linear strength vortex panel method for 2-D incompressible potential flow over airfoils of NACA0012 and NACA4412. The differential equation for describing the flow phenomena is developed and the numerical method is used for solving the problem. Moreover, the Kutta condition is applied for solving the differential equation. From the mathematical model, NACA0012 and NACA4412 are used to study for verification of the results. From the results, the linear strength vortex panel method gives a good prediction that agrees well with the X-Foil program. From 90% of the data, the percentage error of the pressure distribution is lower than 5% and it decreases with an increasing of number of panels.

Keywords: Airfoil, Potential flow, Vortex panel method

1. บทนำ

วิธีวอร์เท็กซ์พานลวอร์ที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้น (Linear strength vortex panel method) เป็นวิธีบาวดาร์เอเลเมนต์ (Boundary element method) ที่ได้จากการแก้สมการต่อเนื่องสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุเชิงสองมิติ โดยความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ในหนึ่งพานลวอร์จะมีค่าไม่คง โดยจะแปรเปลี่ยนในลักษณะเชิงเส้น วิธีนี้พัฒนาต่อมาจากวิธีพานลวอร์และวอร์เท็กซ์ (Source-and-vortex panel method) ซึ่งเป็นวิธีที่กำหนดให้ความแข็งแรงของวอร์และวอร์เท็กซ์ในพานลวอร์หนึ่งๆ มีค่าคงที่ และความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์สำหรับทุกพานลวอร์จะมีค่าเท่ากัน

ในปี พ.ศ. 2556 กิจจาและคณะ [1] ได้พัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับทำนายสมบัติของของไหลที่ไหลผ่านวัตถุเชิงสองมิติ โดยแบบจำลองดังกล่าวอยู่บนพื้นฐานของวิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานลวอร์ แต่ใช้วิธีทับซ้อนในการนำพานลวอร์ทั้งสองชนิดมารวมกัน ในปี พ.ศ. 2557 นันทพนธ์และคณะ [2] ได้พัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อเนื่องจากงานวิจัยของ กิจจาและคณะ [1] โดยใช้วิธีการกำหนดค่าความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ให้เท่ากัน แล้วอาศัยเงื่อนไขของ Kutta ในการแก้สมการ ในปี พ.ศ. 2558 จันทิพย์และคณะ [3] ได้พัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อเนื่องจากงานวิจัยของ นันทพนธ์และคณะ [2] โดยได้แปรเปลี่ยนความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ตามจำนวนพานลวอร์

อย่างไรก็ตาม ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ในพานเหล่านี้ๆ ยังคงมีค่าคงที่ และในปีเดียวกันนี้ พีรตย์และคณะ [4] ได้ศึกษาผลกระทบของความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ที่มีค่าแปรเปลี่ยนไปตามพานเหล่านี้ๆ ที่มีผลต่อการกระจายความดันบนผิวของแพนอากาศ จากงานวิจัยของคณะผู้วิจัยที่ได้ดำเนินการมาอย่างต่อเนื่อง [1-4] พบว่า แบบจำลองที่พัฒนาขึ้นนี้ให้ผลลัพธ์ใกล้เคียงกับผลลัพธ์ของ Mason [5] และผลลัพธ์จากโปรแกรม X-Foil [6] ซึ่งถูกพัฒนาโดย MIT นอกจากนี้วิธีพาน (Panel method) ยังถูกพัฒนาอย่างต่อเนื่องโดยคณะนักวิจัยอื่นๆ [7-12] โดยส่วนใหญ่จะเน้นไปที่การพัฒนาวิธีบาวดาร์รีเอลเมนต์ รวมถึงการพัฒนาเทคนิคต่างๆ ที่ใช้ในการแก้สมการต่อเนื่อง อย่างไรก็ตาม ในปัจจุบันนี้โปรแกรมที่อยู่บนพื้นฐานของวิธีพานเหล่านี้ได้รับความนิยมนมากที่สุด ก็คือ X-Foil ของ MIT ซึ่งเป็นโปรแกรมที่สามารถดาวน์โหลดได้ฟรีในเว็บไซต์ของ MIT นั่นเอง จากการทดสอบรันโปรแกรม X-Foil เพื่อหาค่า C_D และ C_L พบว่าค่าที่ได้จากโปรแกรม X-Foil รวมถึงแนวโน้มของค่าดังกล่าว ยังมีความแตกต่างจากผลการทดลองอยู่พอสมควร ทำให้การพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวิธีพานเหล่านี้ยังคงถูกวิจัยและพัฒนาอย่างต่อเนื่องจนถึงปัจจุบัน

ดังนั้น ในงานวิจัยนี้ จะเป็นการพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวิธีวอร์เท็กซ์พานเหล่านี้ๆ ความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้นซึ่งจะอาศัยเงื่อนไขของ Kutta และวิธีเชิงตัวเลขในการแก้สมการที่ได้ โดยคณะผู้วิจัยคาดหวังว่า แบบจำลองที่พัฒนาขึ้นนี้ จะให้ผลลัพธ์ที่ใกล้เคียงกับการทดลองมากกว่าแบบจำลองที่ตีพิมพ์ไปแล้วในอดีตของนักวิจัยท่านอื่นๆ รวมถึงจะเป็นแนวทางหนึ่งในการวิจัยและพัฒนาเพื่อสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อไป

2. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์

วิธีวอร์เท็กซ์พานเหล่านี้ๆ มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้น ได้จากการนำรูปแบบการไหลพื้นฐานวอร์เท็กซ์มาเรียงเป็นพาน โดยกำหนดให้ความแข็งแรงของ วอร์เท็กซ์ในพานเหล่านี้ๆ แปรเปลี่ยนในลักษณะเชิงเส้นจากนั้นจึงนำพานเหล่านี้ๆ ได้มาประกอบเป็นวัตถุเชิง 2 มิติ แล้วนำไปรวมกับการไหลสม่ำเสมอ ก็จะสามารถจำลองการไหลค้ำยกอัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุเชิง 2 มิติ ได้โดยจะมีสมการสำหรับศักย์ความเร็ว (Velocity potential function, ϕ) ดังนี้

$$\phi_i(x_i, y_i) = v_\infty x_i - \sum_{j=1}^m \int \frac{\gamma(s_j)}{2\pi} \theta_{ij} ds_j \quad \dots (1)$$

โดย $\gamma(s_j) = \gamma_j + (\gamma_{j+1} - \gamma_j) \frac{s_j}{L_j}$

เมื่อ V_∞ คือ ความเร็วของอากาศก่อนที่จะปะทะกับวัตถุ , $\gamma(s_j)$ คือ ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ที่ตำแหน่ง s_j โดย s_j เป็นตำแหน่งบนพาน j ที่คิดตามความยาวพาน , L_j คือ ความยาวของพาน j , γ_j คือ ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ที่ตำแหน่งเริ่มต้นของพาน j , γ_{j+1} คือ ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ที่ตำแหน่งสุดท้ายของพาน j

เมื่อหาอนุพันธ์ของสมการที่ 1 เทียบกับเวกเตอร์ปกติ (Normal vector) จะได้ความเร็วของของไหลในทิศทางเดียวกับเวกเตอร์ปกติ ซึ่งจะมีค่าเท่ากับศูนย์ ดังสมการต่อไปนี้

$$\frac{\partial \phi_i(x_i, y_i)}{\partial n_i} = 0 \quad \dots (2)$$

$$\sum_{j=1}^m \left(C_{n1ij} \frac{\gamma_j}{2\pi V_\infty} + C_{n2ij} \frac{\gamma_{j+1}}{2\pi V_\infty} \right) = -\cos \beta_i \quad \dots (3)$$

โดย

$$C_{n1ij} = 0.5DF + CG - C_{n2ij}$$

$$C_{n2ij} = D + 0.5QF/L_j - (AC + DE)G/L_j$$

$$A = -(x_i - X_j) \cos \theta_j - (y_i - Y_j) \sin \theta_j$$

$$B = (x_i - X_j)^2 + (y_i - Y_j)^2$$

$$C = \sin(\theta_i - \theta_j)$$

$$D = \cos(\theta_i - \theta_j)$$

$$E = (x_i - X_j) \sin \theta_j - (y_i - Y_j) \cos \theta_j$$

$$F = \ln \left(1 + \frac{L_j^2 + 2AL_j}{B} \right)$$

$$G = \tan^{-1} \left(\frac{EL_j}{B + AS_j} \right)$$

$$P = (x_i - X_j) \sin(\theta_i - 2\theta_j) + (y_i - Y_j) \cos(\theta_i - 2\theta_j)$$

$$Q = (x_i - X_j) \cos(\theta_i - 2\theta_j) - (y_i - Y_j) \sin(\theta_i - 2\theta_j)$$

เมื่อ x_i และ y_i คือ ค่า x และ y ที่จุดควบคุม (Control point) ของพาน i , X_j และ Y_j คือ ค่า x และ y ที่ตำแหน่ง

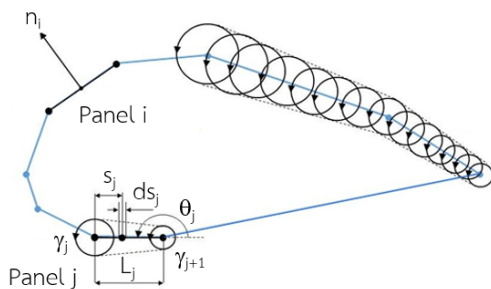
เริ่มต้นของพานเนล j , θ_i และ θ_j คือ มุมที่พานเนล i และ j กระทำกับแกน x , β_j คือ มุมที่เวกเตอร์ปกติของพานเนล j กระทำกับแกน x , γ_j และ γ_{j+1} คือ ความแข็งแรงวอร์เทกซ์ที่ตำแหน่งเริ่มต้นและตำแหน่งสุดท้ายของพานเนล j

จากสมการที่ 3 จะสามารถหาสัมประสิทธิ์อิทธิพล (Influence coefficient) และความแข็งแรงวอร์เทกซ์ได้ดังนี้

$$\begin{bmatrix} C_{n1(1,1)} & C_{n1(1,2)} & \dots & C_{n1(1,m)} \\ C_{n1(2,1)} & C_{n1(2,2)} & \dots & C_{n1(2,m)} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_{n1(m,1)} & C_{n1(m,2)} & \dots & C_{n1(m,m)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \\ \vdots \\ Y_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{n2(1,1)} & C_{n2(1,2)} & \dots & C_{n2(1,m)} \\ C_{n2(2,1)} & C_{n2(2,2)} & \dots & C_{n2(2,m)} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_{n2(m,1)} & C_{n2(m,2)} & \dots & C_{n2(m,m)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y_2 \\ Y_3 \\ \vdots \\ Y_{m+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos\beta_1 \\ -\cos\beta_2 \\ \vdots \\ -\cos\beta_m \end{bmatrix}$$

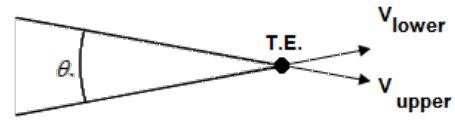
ทั้งนี้ เพื่อให้เข้าใจสมการที่ (1)–(3) ได้ง่ายขึ้น ในรูปที่ 1 จะแสดงลักษณะของพานเนลวอร์เทกซ์ที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้น โดยพานเนล i เป็นพานเนลที่กำลังพิจารณา ในขณะที่พานเนล j จะเป็น พานเนลอื่นๆ ที่ส่งอิทธิพลต่อพานเนล i

จากสมการที่ (2) และ (3) จะพบว่า ตัวแปรที่ไม่ทราบค่า จะมีทั้งหมดจำนวน $m+1$ คือ ความแข็งแรงวอร์เทกซ์ (Vortex strength) ที่ตำแหน่งเริ่มต้นและตำแหน่งสุดท้ายของแต่ละพานเนล นั่นเอง หรือ $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \dots, \gamma_{m+1}$ ในขณะที่มีสมการเพียง m สมการ



รูปที่ 1 พานเนลวอร์เทกซ์ที่ประกอบเป็นแพนอากาศ

ดังนั้น จึงต้องสร้างสมการเพิ่มอีก 1 สมการ เพื่อให้สามารถหาค่าความแข็งแรงวอร์เทกซ์ได้ โดยจะอาศัยเงื่อนไขของ Kutta ซึ่งจะกำหนดให้ความเร็วที่ด้านปลายของแพนอากาศด้านบนและด้านล่าง ซึ่งไหลไปตามพานเนลมีค่าเท่ากัน ดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 เงื่อนไขของ Kutta

จากรูปที่ 2 ตามเงื่อนไขของ Kutta จะได้ว่า

$$\vec{v}_{t,upper} \cdot \vec{e}_{t,upper} = \vec{v}_{t,lower} \cdot \vec{e}_{t,lower} \quad \dots (4)$$

โดย $\vec{e}_{t,upper}$ และ $\vec{e}_{t,lower}$ คือเวกเตอร์หนึ่งหน่วยที่ขนานกับพานเนลที่กำลังพิจารณา

เมื่อสามารถหาความแข็งแรงวอร์เทกซ์ได้แล้ว ก็จะสามารถหาความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านพานเนลต่างๆ ได้ โดยอาศัยการหาอนุพันธ์ของสมการที่ 1 เทียบกับเวกเตอร์สัมผัส (Tangent vector) ซึ่งจะได้ความเร็วของอากาศที่ผิวของแพนอากาศ ดังนี้

$$\frac{V_i}{V_\infty} = \cos(\theta_i - \alpha) + \sum_{j=1}^m \left(C_{t1ij} \frac{\gamma_j}{2\pi V_\infty} + C_{t2ij} \frac{\gamma_{j+1}}{2\pi V_\infty} \right) \quad \dots (5)$$

โดย

$$C_{t1ij} = 0.5CF - DG - C_{t2ij}$$

$$C_{t2ij} = C + 0.5PF/L_j + (AD - CE)G/L_j$$

เมื่อ α คือ มุมปะทะ (Angle of attack)

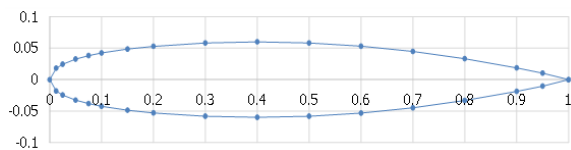
สำหรับการวิเคราะห์ความดันนั้น จะนำเสนอให้อยู่ในรูปของตัวแปรไร้มิติ คือ สัมประสิทธิ์ของความดัน หรือ C_p ซึ่งคำนวณได้จากสมการต่อไปนี้

$$C_{p,i} = 1 - \frac{V_i^2}{V_\infty^2} \quad \dots (6)$$

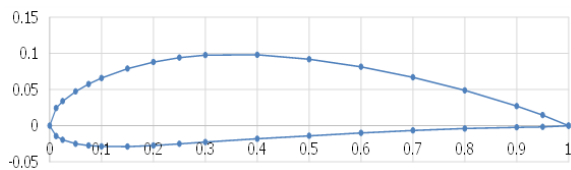
จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าว จะสามารถนำไปสู่การเขียนโปรแกรมภาษา BASIC ประกอบกับใช้โปรแกรม Microsoft Excel 365 ซึ่งจะช่วยให้การคำนวณทำได้อย่างแม่นยำและรวดเร็วยิ่งขึ้น

3. ผลลัพธ์และการวิเคราะห์

ในงานวิจัยนี้แผนอากาศที่ถูกใช้ในการศึกษาประกอบไปด้วย NACA 0012 และ NACA 4412 ดังแสดงในรูปที่ 3 โดยอาศัยข้อมูลค่าตัวของแผนอากาศสืบค้นได้จาก UIUC Airfoil Coordinates Database [13]ในการศึกษานั้น จะเริ่มต้นจากการสร้างวอร์เท็กซ์พานล ตามอาศัยค่าตัวที่ปรากฏอยู่ในฐานข้อมูลและจะสร้างพานลเสริมที่ปลายด้านท้ายของแผนอากาศ เพื่อกำจัดผลกระทบจากการไหลย้อนกลับที่พานลด้านปลาย



(ก) NACA 0012



(ข) NACA 4412

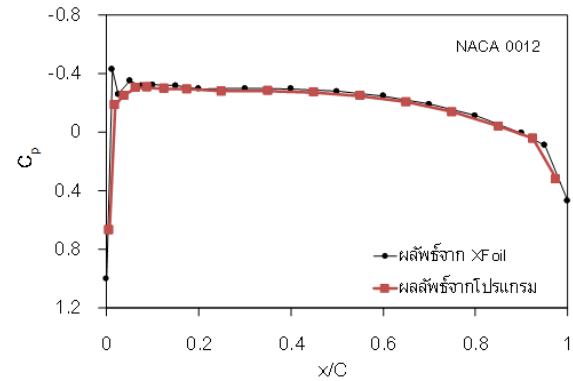
รูปที่ 3 รูปร่างของแผนอากาศที่ใช้ในการศึกษา

3.1 การเปรียบเทียบกับงานวิจัยในอดีต

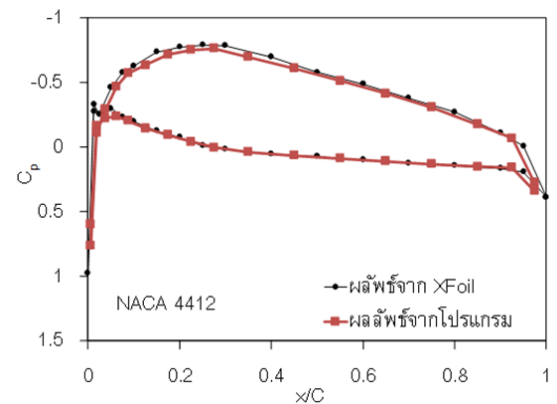
ความดันที่ผิวของแผนอากาศจะถูกนำเสนอให้อยู่ในรูปของตัวแปรไร้มิติ คือ สัมประสิทธิ์ของความดัน (Pressure coefficient) หรือ C_p ซึ่งมีค่าเป็นไปตามสมการที่ 6 ดังนี้

$$C_{p,i} = \frac{P - P_\infty}{0.5\rho v_\infty^2} \quad \dots (7)$$

ในรูปที่ 4 แสดงการเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่ได้กับโปรแกรม X-Foil สำหรับ NACA0012 และ NACA4412



(ก) NACA 0012



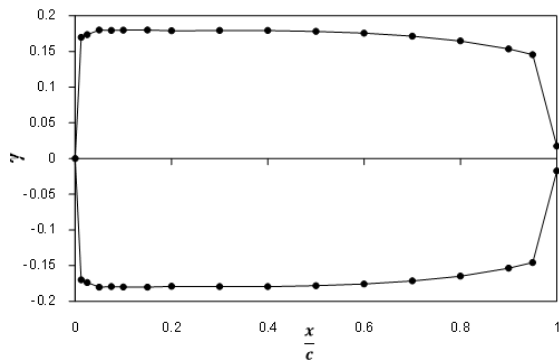
(ข) NACA 4412

รูปที่ 4 สัมประสิทธิ์ของความดันที่ตำแหน่งต่างๆ

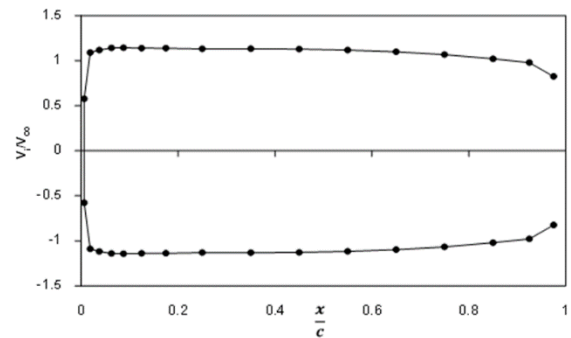
จากรูป จะพบว่า โปรแกรมที่พัฒนาขึ้น ให้ผลลัพธ์ใกล้เคียงกับ X-Foil เป็นอย่างยิ่ง โดยจะมี ค่าความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 5% ยกเว้นบริเวณส่วนหัวและส่วนท้ายของแผนอากาศ ที่มีความแตกต่างกันมากกว่า 5% ทั้งนี้ เนื่องจากในบริเวณดังกล่าว มีการเปลี่ยนแปลงความดันมากกว่าบริเวณอื่น อีกทั้ง ในการประยุกต์ใช้วิธีพานลให้แม่นยำมากขึ้นนั้น จำเป็นที่จะต้องใช้เทคนิคที่ซับซ้อนมากยิ่งขึ้น เช่น การต่อพานลออกไปในบริเวณด้านท้ายของแผนอากาศ เป็นต้น

3.2 ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์

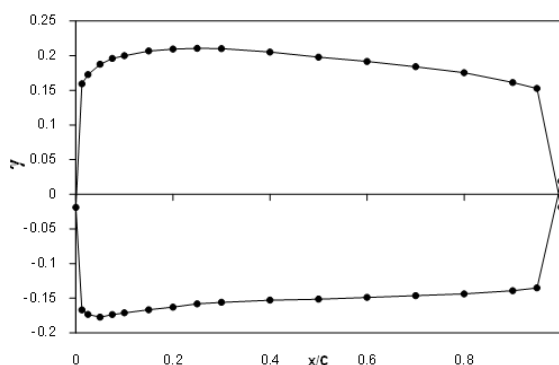
ในรูปที่ 5 แสดงความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่ตำแหน่งต่างๆ สำหรับ NACA0012 และ NACA4412 โดยกราฟด้านล่างจะแสดงค่าความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ที่ด้านล่างของแผนอากาศ ในขณะที่กราฟด้านบนจะแสดงค่าความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ที่ด้านบนของแผนอากาศ



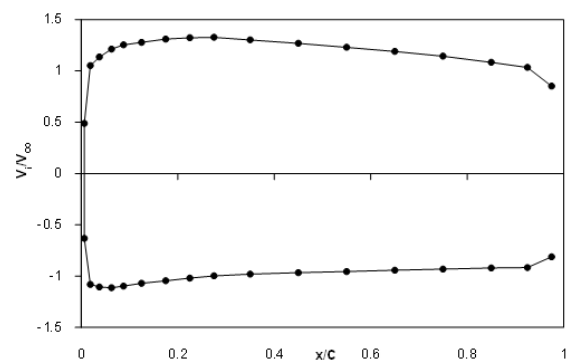
(ก) NACA 0012



(ก) NACA 0012



(ข) NACA 4412



(ข) NACA 4412

รูปที่ 5 ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่ตำแหน่งต่างๆ

รูปที่ 6 ความเร็วไร้หน่วยของอากาศที่ตำแหน่งต่างๆ

จากรูป จะพบว่า สำหรับแพนอากาศแบบสมมาตร คือ NACA0012 ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์จะมีค่าเท่ากับทั้งด้านบนและด้านล่าง โดยเครื่องหมาย - และ + จะแสดงทิศทางการหมุนของวอร์เท็กซ์ที่ต่างกัน ในขณะที่แพนอากาศแบบไม่สมมาตร คือ NACA4412 เมื่อไม่คิดเครื่องหมาย + และ - ซึ่งแสดง ทิศทางการหมุนของวอร์เท็กซ์แล้ว จะพบว่า ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่ด้านบนจะมีค่ามากกว่าความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่ด้านล่าง ทั้งนี้ เนื่องจาก เมื่ออากาศไหลผ่านแพนอากาศไปยังด้านบน จะมีการเปลี่ยนทิศทางการไหลมากกว่าการไหลไปยังด้านล่างของแพนอากาศนั่นเอง

จากรูป 6(ก) จะพบว่า ความเร็วของอากาศที่ด้านบนและด้านล่างของแพนอากาศจะมีค่าเท่ากัน เนื่องจาก เป็นแพนอากาศแบบสมมาตร โดยความเร็วจะเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วในบริเวณส่วนหัวของแพนอากาศและเมื่อผ่านส่วนหัวไปแล้ว ความเร็วจะค่อยๆ ลดลงเรื่อยๆ นอกจากนี้ จากรูปที่ 6(ข) จะพบว่า ความเร็วของอากาศที่ด้านล่าง จะมีค่าน้อยกว่าความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านแพนอากาศด้านบน ทั้งนี้ เนื่องจาก แพนอากาศด้านบนมีส่วนโค้งที่มากกว่าด้านล่าง รวมถึงอิทธิพลจากความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่มากกว่าด้วยนั่นเอง

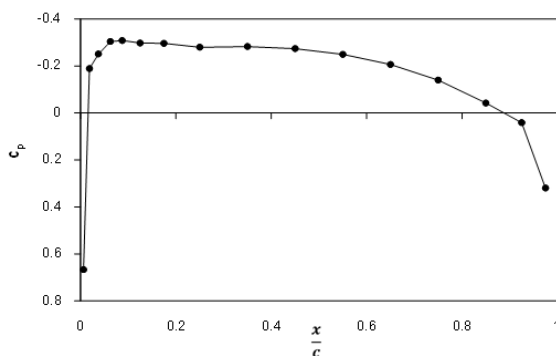
3.3 ความเร็วไร้หน่วยของอากาศ

ในรูปที่ 6 แสดงความเร็วไร้หน่วย (V/V_∞) ของอากาศที่ไหลผ่านแพนอากาศ NACA0012 และ NACA4412

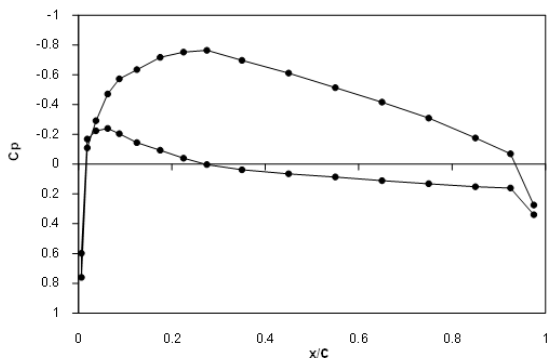
3.3 สัมประสิทธิ์ของความดัน

จากรูปที่ 7 แสดงสัมประสิทธิ์ของความดันของแพนอากาศ NACA0012 และ NACA4412 โดยสำหรับแพนอากาศแบบสมมาตรหรือ NACA0012 ดังแสดงในรูปที่ 7(ก) จะพบว่า สัมประสิทธิ์ของความดันของแพนอากาศที่ด้านบนและด้านล่าง จะมีค่าเท่ากัน โดยจะมีค่าลดลงในบริเวณส่วนหัวของแพนอากาศ โดยที่ จุดแสดงเนชั่น (Stagnation point) จะมีสัมประสิทธิ์ ความดันจะมีค่า

สูงที่สุด โดยจะมีค่าเท่ากับ 1 และเมื่ออากาศไหลผ่านบริเวณ ส่วนหางของแพนอากาศ สัมประสิทธิ์ความดันจะมีค่า เพิ่มขึ้นเรื่อยๆ แต่สำหรับแพนอากาศแบบไม่สมมาตรหรือ NACA4412 ดังแสดงในรูปที่ 7(ข) จะพบว่า สัมประสิทธิ์ของความดันที่ด้านล่างของแพนอากาศจะมีค่ามากกว่า สัมประสิทธิ์ของความดันที่ด้านบนของแพนอากาศ โดย ผลลัพธ์ดังกล่าวนี้ จะก่อให้เกิดแรงยกที่กระทำกับแพน อากาศนั่นเอง



(ก) NACA 0012



(ข) NACA 4412

รูปที่ 7 สัมประสิทธิ์ของความดัน

4. สรุป

ในงานวิจัยนี้ได้ศึกษาและสร้างแบบจำลองทาง คณิตศาสตร์เพื่อใช้ทำนายความดันที่ผิวของแพนอากาศ โดย อาศัยวิธีพานลอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิง เส้นแล้วอาศัยระเบียบวิธีเชิงตัวเลขในการหาคำตอบของ สมการ โดยจากการประยุกต์ใช้แบบจำลองดังกล่าวกับแพน อากาศ NACA 0012 และ NACA 4412 ได้ผลสรุปดังนี้

4.1 วิธีพานลอร์เท็กซ์ความแข็งแรงลอร์เท็กซ์คองที่ สามารถใช้ทำนายความดันที่ผิวของแพนอากาศทั้งชนิด สมมาตรและไม่สมมาตรได้อย่างมีประสิทธิภาพ ตามหลัก ทฤษฎีที่ปรากฏในปัจจุบันอีกทั้งยังให้ผลลัพธ์ตรงกับ โปรแกรมที่ใช้อยู่ในปัจจุบัน

4.2 สำหรับแพนอากาศแบบสมมาตร คือ NACA0012 จะพบว่า ความแข็งแรงลอร์เท็กซ์ ความเร็ว และความดันที่ ด้านบนและด้านล่างของแพนอากาศจะมีค่าเท่ากัน

4.3 สำหรับแพนอากาศแบบไม่สมมาตร คือ NACA4412 จะพบว่า ความแข็งแรงของลอร์เท็กซ์และ ความเร็วที่ด้านบนจะมีค่าสูงกว่าด้านล่าง ในขณะที่ ความดัน ที่ด้านล่างจะมีค่าสูงกว่าความดันที่ด้านบน

5. กิตติกรรมประกาศ

คณะผู้วิจัยขอขอบคุณ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ที่ได้ให้ทุนสนับสนุนงานวิจัยนี้ จน สามารถพัฒนาแบบจำลองขึ้นมาได้

6. เอกสารอ้างอิง

[1] กิจจา ภัทรทิพากร, ณัฐวุฒิ ม่วงศรีจันทร์, ณัฐวุฒิ วิทยานู กรณ์, วีระชาติ ไทยเสถียร, ธนกฤต กิจแสงภักดี, นฤรงค์ โด อัจฉริยะวงศ์, วรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดี, วิชิซอร์สและลอร์เท็กซ์ พานลอร์สำหรับการบินอวกาศอัตโนมัติผ่านวัตถุ 2 มิติ, การ ประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 27, 16-18 ตุลาคม 2556, โรงแรมดุสิต พัทยา, จังหวัดชลบุรี.

[2] นันทพนธ์บัวเสือ, กิจจา ภัทรทิพากร, ธนกฤต กิจแสง ภักดี, นฤรงค์ โดอัจฉริยะวงศ์, สุรศักดิ์กรางใจ, อรรถพันธ์ศรี ลัง และวรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดี, วิชิซอร์สและลอร์เท็กซ์พานลอร์ สำหรับการบินอวกาศอัตโนมัติผ่านแพนอากาศ 2 มิติ ,การ ประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 28, 15-17 ตุลาคม 2557, โรงแรมพูลแมน ขอนแก่น, จังหวัดขอนแก่น.

[3] จันทิพย์สุริวรรโณ, นันทพนธ์บัวเสือ, สุรศักดิ์กรางใจ, อรรถพันธ์ศรีลัง, พีรตณย์ฉาไสสง, ศักดิ์วิมลนันทะสีและวร เชษฐ์ภิรมย์ภักดี, วิธีพานลอร์ซึ่งความแข็งแรงลอร์สและลอร์ เท็กซ์มีค่าไม่คงที่สำหรับการไหลอวกาศอัตโนมัติผ่านแพน อากาศ 2 มิติ, การประชุมเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่ง



ประเทศไทยครั้งที่29, 1-3กรกฎาคม2558, โรงแรมเดอะกรีนเนอรีเขาใหญ่,จังหวัดนครราชสีมา.

[4] พีรณย์ฉาโรสง,นันทพนธ์บัวเสื่อ, สุรศักดิ์กรางใจ, อรรถพันธ์ศรีสิง, จันทิพย์สุริวรรณ, ศักดิ์วิมลนันทะสี, วรเชษฐภีร์มย์ภักดี, ผลกระทบของความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์ที่มีต่อวิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานสำหรับการไหลค้ำยกอัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ , การประชุมเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 29 , 1-3 กรกฎาคม 2558, โรงแรมเดอะกรีนเนอรีเขาใหญ่, จังหวัดนครราชสีมา.

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

[6] Xfoil software, Massachusetts Institute of Technology, 2013.

[7] Bal, S. (1999). A potential based panel method for 2-D hydrofoils,*Ocean Engineering*, Vol. 26, pp. 343–361.

[8] 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.

[9] 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.

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

[11] 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

[12] 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.

[13] UIUC Airfoil Coordinates Database, Department of Aerospace Engineering, University of Illinois, <http://aerospace.illinois.edu>, access on 1 November2013.