

วิธีพานลวอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรงเชิงเส้นสำหรับทำนายผลกระทบของมุมปะทะที่มีต่อการกระจายความดันบนแพนอากาศ NACA4412

Linear strength vortex panel method for prediction of the effect of angle of attack on the pressure distribution of NACA4412

วชิรวิทย์ เงินท้วม¹, สุทธิดา คำทองสุข¹, อติชาติ ทองสมบัติ¹, ศุภกิจรัฐคงกระพันธ์¹, และ วรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดี^{1*}

¹ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ตำบลแสนสุข อำเภอเมืองชลบุรี จังหวัดชลบุรี 20131

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

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาเชิงทฤษฎีเกี่ยวกับอิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อการกระจายความดันบนผิวของแพนอากาศ NACA4412 โดยใช้วิธีพานลวอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้นซึ่งวิธีดังกล่าวจะอาศัยการสร้างสมการอนุพันธ์แล้วอาศัยเงื่อนไขของ Kutta และระเบียบวิธีเชิงตัวเลข ในการหาคำตอบที่ต้องการ จากผลลัพธ์ที่ได้จะพบว่า 94% ของข้อมูลจะให้ผลลัพธ์ที่แตกต่างจากโปรแกรม X-Foil ไม่เกิน 5% โดยเมื่อมุมปะทะมีค่าเพิ่มขึ้นความแข็งแรงของลวอร์เท็กซ์ที่ด้านบนของแพนอากาศจะมีค่าเพิ่มขึ้นความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านแพนอากาศด้านบนจะมีค่าเพิ่มขึ้นและผลลัพธ์ของแรงดันจะมีค่าเพิ่มขึ้นและจะมีทิศทางพุ่งขึ้น ในขณะที่ เมื่อมุมปะทะมีค่าลดลง ความแข็งแรงของลวอร์เท็กซ์ที่ด้านล่างของแพนอากาศจะมีค่าเพิ่มขึ้น ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านแพนอากาศด้านล่างจะมีค่าเพิ่มขึ้น และผลลัพธ์ของแรงดันจะมีค่าเพิ่มขึ้นและจะมีทิศทางพุ่งลง

คำหลัก:แพนอากาศ, มุมปะทะ, วิธีพานลวอร์เท็กซ์, NACA4412

Abstract

This research presents a theoretical study of the effect of angle of attack on the pressure distribution of NACA4412 by the linear strength vortex panel method. The differential equation for describing the flow phenomena is developed and a numerical method is used for solving the problem. Moreover, the Kutta condition is applied for solving the differential equation. From the results, 94% of the data from the mathematical model agree well with the X-Foil. For the effect of angle of attack, when angle of attack increases, the vortex strength at top flow increases, the velocity at top flow increases, and the pressure difference between top flow and bottom flow increases too. The direction of pressure is upward. When angle of attack decrease, the vortex strength at bottom flow increases, the velocity at bottom flow increases, and the pressure difference between top flow and bottom flow increases too. The direction of pressure is downward.

Keywords: Airfoil, Angle of attack, NACA4412, Vortex panel method

1. บทนำ

แพนอากาศ NACA4412 นิยมใช้เป็นชิ้นส่วนในอุปกรณ์ต่างๆ ไม่ว่าจะเป็นกังหันลมขนาดเล็ก เครื่องร่อนต่างๆ โดยในการใช้แพนอากาศจำเป็น ที่จะต้องรู้การกระจายความดันที่ผิวของแพนอากาศ เพื่อนำไปสู่การคำนวณแรงยกที่ต้องการ วิธีลวอร์เท็กซ์พานที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิง

เส้น (Linear strength vortex panel method) เป็นวิธีแบบวิธีเอลิเมนต์ (Boundary element method) ที่ได้จากการแก้สมการต่อเนื่องสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุเชิงสองมิติที่สามารถใช้ทำนายความดันที่ผิวของแพนอากาศได้อย่างมีประสิทธิภาพ โดยจะใช้พานลวอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรงแตกต่างกันซึ่งจะแปรเปลี่ยนใน

ลักษณะเชิงเส้น มาเรียงต่อกันเป็นพานελ วิธีนี้ พัฒนาต่อ
เนื่องมาจากวิธีซอร์สและวอร์เทกซ์ (Source-and-vortex
panel method) ซึ่งเป็นวิธีที่กำหนดให้ความแข็งแรงของ
ซอร์สและวอร์เทกซ์ในพานελหนึ่งๆ มีค่าคงที่ และความ
แข็งแรงของวอร์เทกซ์สำหรับทุกพานελจะมีค่าเท่ากัน

ในปี พ.ศ. 2556 กิจจาและคณะ [1] ได้พัฒนา
แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับทำนายสมบัติของของ
ไหลที่ไหลผ่านวัตถุเชิงสองมิติ โดยแบบจำลองดังกล่าวอยู่บน
พื้นฐานของวิธีซอร์สและวอร์เทกซ์พานελ แต่ใช้วิธีทับซ้อน
ในการนำพานελทั้งสองชนิดมารวมกัน ในปี พ.ศ. 2557
นันทพณ์และคณะ [2] ได้พัฒนาแบบจำลองทาง
คณิตศาสตร์ต่อเนื่องจากงานวิจัยของกิจจาและคณะ [1]
โดยใช้วิธีการกำหนดค่าความแข็งแรงของวอร์เทกซ์ให้เท่ากัน
แล้วอาศัยเงื่อนไขของ Kutta ในการแก้สมการ ในปี พ.ศ.
2558 จันทิพย์และคณะ [3] ได้พัฒนาแบบจำลองทาง
คณิตศาสตร์ต่อเนื่องจากงานวิจัยของนันทพณ์และคณะ [2]
โดยได้แปรเปลี่ยนความแข็งแรงของวอร์เทกซ์ตามจำนวน
พานελ อย่างไรก็ตาม ความแข็งแรงของวอร์เทกซ์ในพานελ
หนึ่งๆ ยังคงมีค่าคงที่ และในปีเดียวกันนี้ พีรคณย์และคณะ
[4] ได้ศึกษาผลกระทบของความแข็งแรงของวอร์เทกซ์ที่มีค่า
แปรเปลี่ยนไปตามพานελต่างๆ ที่มีผลต่อการกระจายความ
ดันบนผิวของแพนอากาศ ในปี พ.ศ.2562 วชิรวิทย์และคณะ
[5] ได้พัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อจากงานวิจัย
ของจันทิพย์และคณะ [3] โดยในงานวิจัยของวชิรวิทย์และ
คณะ [5] จะแปรเปลี่ยนความแข็งแรงของวอร์เทกซ์ใน 1
พานελ ให้เป็นลักษณะเชิงเส้น จากนั้น จึงนำพานελเหล่านั้น
มาประกอบกันเป็นวัตถุจากงานวิจัยของคณะผู้วิจัยที่ได้
ดำเนินการมาอย่างต่อเนื่อง [1-5] พบว่า แบบจำลองที่
พัฒนาขึ้นนี้ ให้ผลลัพธ์ใกล้เคียงกับผลลัพธ์ของ Mason [6]
และผลลัพธ์จากโปรแกรม X-Foil [7] ซึ่งถูกพัฒนาโดย MIT
นอกจากนี้วิธีพานελ (Panel method) ยังถูกพัฒนาอย่าง
ต่อเนื่องโดยคณะนักวิจัยอื่นๆ [8-13] โดยส่วนใหญ่จะเน้นไป
ที่การพัฒนาวิธีบาวดาร์เอเลเมนต์ รวมถึงการพัฒนาเทคนิค
ต่างๆ ที่ใช้ในการแก้สมการต่อเนื่อง อย่างไรก็ตาม ในปัจจุบันนี้
โปรแกรมที่อยู่บนพื้นฐานของวิธีพานελที่ได้รับความนิยม
มากที่สุด ก็คือ X-Foil ของ MIT

ดังนั้น ในงานวิจัยนี้ จะเป็นการพัฒนาแบบจำลองทาง
คณิตศาสตร์สำหรับวิธีวอร์เทกซ์พานελที่มี ความ
แข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้น เพื่อศึกษาอิทธิพลของมุมปะทะ
ที่มีต่อการกระจายความดันบนผิวของ แพนอากาศ
NACA4412

2. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์

วิธีวอร์เทกซ์พานελที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยน
เชิงเส้น ได้จากการนำรูปแบบการไหลพื้นฐานวอร์เทกซ์มา
เรียงเป็นพานελ โดยกำหนดให้ความแข็งแรงของ วอร์
เทกซ์ในพานελหนึ่งๆ แปรเปลี่ยนในลักษณะเชิงเส้นจากนั้น
จึงนำพานελที่ได้มาประกอบเป็นวัตถุเชิง 2 มิติ แล้วนำไป
รวมกับการไหลสม่ำเสมอ ก็จะสามารถจำลองการไหลศักย์
อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุเชิง 2 มิติ ได้โดยจะมีสมการสำหรับศักย์
ความเร็ว (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 ความแข็งแรงของวอร์เทกซ์ที่ตำแหน่ง s_j
โดย s_j เป็นตำแหน่งบนพานελ j ที่คิดตามความยาวพานελ ,
 L_j คือ ความยาวของพานελ j , γ_j คือ ความแข็งแรง
วอร์เทกซ์ที่ตำแหน่งเริ่มต้นของพานελ j , γ_{j+1} คือ ความ
แข็งแรงวอร์เทกซ์ที่ตำแหน่งสุดท้ายของพานελ j

เมื่อหาอนุพันธ์ของสมการที่ 1 เทียบกับเวกเตอร์ปกติ
(Normal vector) จะได้ความเร็วของของไหลในทิศทาง
เดียวกับเวกเตอร์ปกติ ซึ่งจะมีค่าเท่ากับศูนย์ ดัง
สมการต่อไปนี้

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

โดย

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

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

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

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

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

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

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

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

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

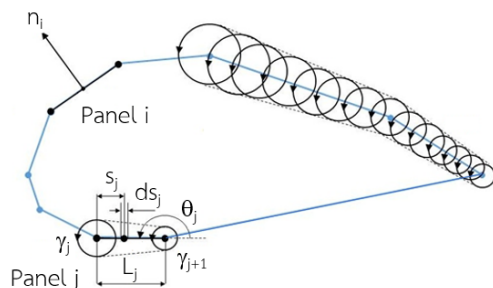
$$P = (x_i - X_j) \sin(\theta_i - 2\theta_j) + (y_i - Y_j) \cos(\theta_i - 2\theta_j)$$

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

$$(y_i - Y_j) \sin(\theta_i - 2\theta_j)$$

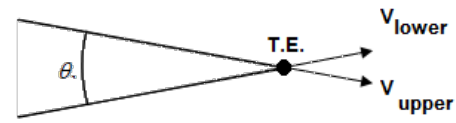
เมื่อ x_i และ y_i คือ ค่า x และ y ที่จุดควบคุม (Control point) ของพาดานะ i , X_j และ Y_j คือ ค่า x และ y ที่ตำแหน่งเริ่มต้นของพาดานะ j , θ_i และ θ_j คือ มุมที่พาดานะ i และ j กระทบกับแกน x , β_j คือ มุมที่เวกเตอร์ปกติของพาดานะ j กระทบกับแกน x , γ_j และ γ_{j+1} คือ ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ที่ตำแหน่งเริ่มต้นและตำแหน่งสุดท้ายของพาดานะ j

ทั้งนี้ เพื่อให้เข้าใจสมการที่ 1 และ 2 ได้ง่ายขึ้น ในรูปที่ 1 จะแสดงลักษณะของพาดานะวอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้น โดยพาดานะ i เป็นพาดานะที่กำลังพิจารณา ในขณะที่พาดานะ j จะเป็น พาดานะอื่นๆ ที่ส่งอิทธิพลต่อพาดานะ i



รูปที่ 1 พาดานะวอร์เท็กซ์ที่ประกอบเป็นแพนอากาศ

จากสมการที่ (2) จะพบว่า ตัวแปรที่ไม่ทราบค่า จะมีทั้งหมดจำนวน $m+1$ คือ ค่าความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ (Vortex strength) ที่ตำแหน่งเริ่มต้นและตำแหน่งสุดท้ายของแต่ละพาดานะ นั่นเอง หรือ $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \dots, \gamma_{m+1}$ ในขณะที่มีสมการเพียง m สมการ ดังนั้น จึงต้องสร้างสมการเพิ่มอีก 1 สมการ เพื่อให้สามารถหาค่าความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ได้ โดยจะอาศัยเงื่อนไขของ Kutta ซึ่งจะกำหนดให้ความเร็วที่ด้านปลายของแพนอากาศด้านบนและด้านล่าง ซึ่งไหลไปตามพาดานะ มีค่าเท่ากัน ดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 เงื่อนไขของ Kutta

จากรูปที่ 2 ตามเงื่อนไขของ Kutta จะได้ว่า

$$\vec{v}_{t,upper} \cdot \vec{e}_{t,upper} = \vec{v}_{t,lower} \cdot \vec{e}_{t,lower} \quad \dots (3)$$

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

เมื่อสามารถหาความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ได้แล้ว ก็จะสามารถหาความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านพาดานะต่างๆ ได้ โดยอาศัยการหาอนุพันธ์ของสมการที่ 1 เทียบกับเวกเตอร์สัมผัส (Tangent vector) ซึ่งจะได้ความเร็วของอากาศที่ผิวของแพนอากาศ ดังนี้

$$\frac{V_i}{V_\infty} = \cos(\theta_i - \alpha) + \sum_{j=1}^m \left(C_{n1ij} \frac{\gamma_j}{2\pi V_\infty} + C_{n2ij} \frac{\gamma_{j+1}}{2\pi V_\infty} \right) \quad \dots (4)$$

โดย

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

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

เมื่อ α คือ มุมปะทะ (Angle of attack)

สำหรับการวิเคราะห์ความดันนั้น จะนำเสนอให้อยู่ในรูปของตัวแปรไร้มิติ คือ สัมประสิทธิ์ของความดัน หรือ C_p ซึ่งคำนวณได้จากสมการต่อไปนี้

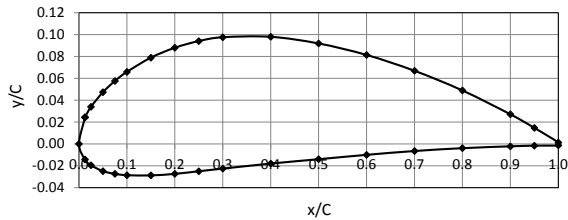
$$C_{p,i} = 1 - \frac{V_i^2}{V_\infty^2} \quad \dots (5)$$

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าว จะสามารถนำไปสู่การเขียนโปรแกรมภาษา BASIC ประกอบกับใช้โปรแกรม Microsoft Excel 365 ซึ่งจะช่วยให้การคำนวณทำได้ง่ายและรวดเร็วยิ่งขึ้น

3. ผลลัพธ์และการวิเคราะห์

ในงานวิจัยนี้จะศึกษาผลกระทบของมุมปะทะที่มีต่อความแข็งแรงวอร์เท็กซ์, ความเร็ว และความดัน ที่ผิวของ

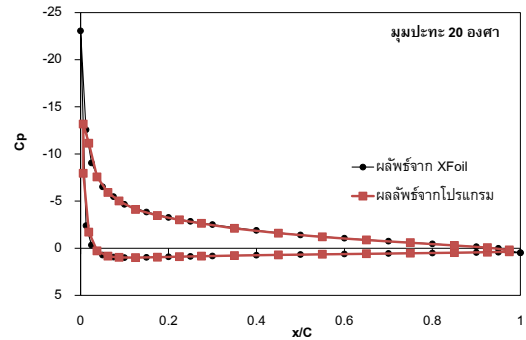
แผนอากาศ NACA4412 [14] โดยอาศัยวิธีวอร์เท็กซ์พานล
ที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้น สำหรับ รูปที่
3 แสดงขนาดของแผนอากาศ NACA4412



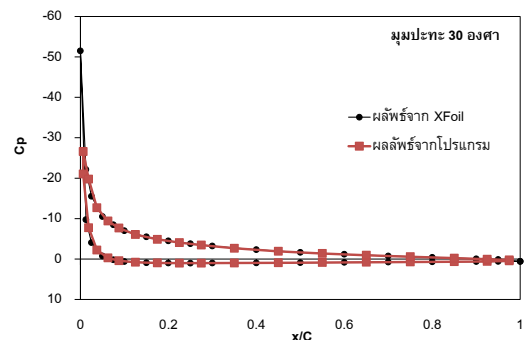
รูปที่ 3 แผนอากาศ NACA4412

3.1 การเปรียบเทียบกับงานวิจัยในอดีต

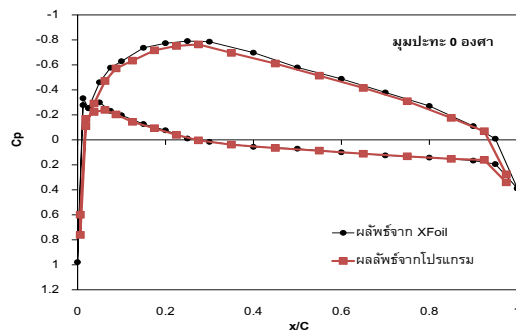
ในรูปที่ 4 แสดงการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์
ความดันของแผนอากาศ NACA4412 ที่ได้จาก
โปรแกรมกับผลลัพธ์ที่ได้จากโปรแกรม X-Foil ที่ มุม
ปะทะเท่ากับ -5° , -10° , 0° , 10° , 20° , 30° ตามลำดับ



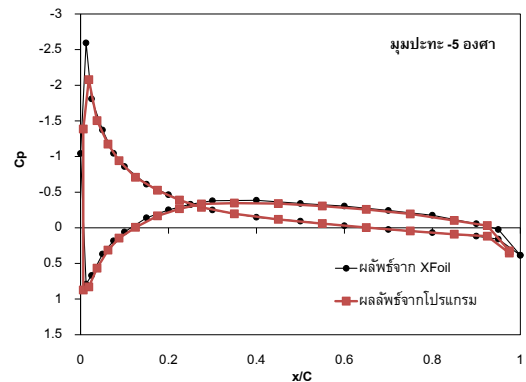
(ค) มุมปะทะ 20°



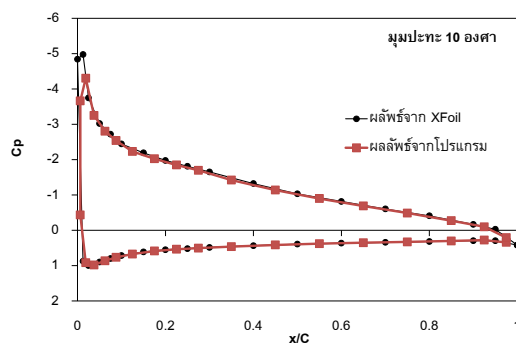
(ง) มุมปะทะ 30°



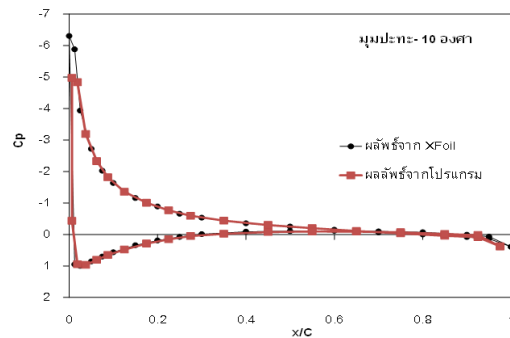
(ก) มุมปะทะ 0°



(จ) มุมปะทะ -5°



(ข) มุมปะทะ 10°



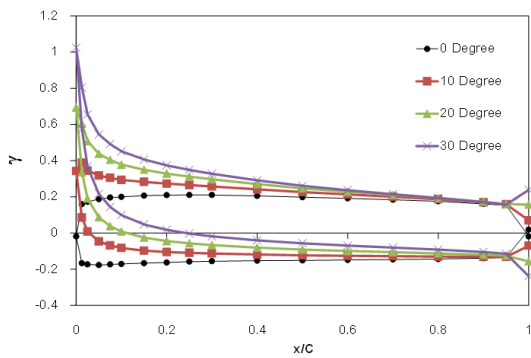
(ฉ) มุมปะทะ -10°

รูปที่ 4 การเปรียบเทียบกับโปรแกรม X-Foil

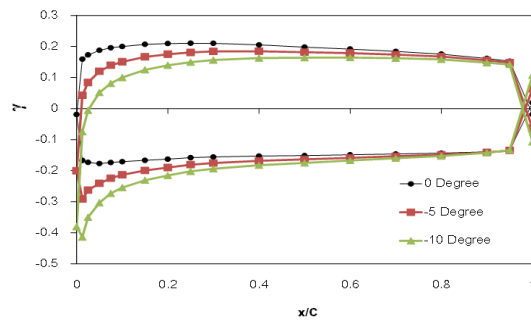
จากรูป จะพบว่า 94% ของข้อมูลทั้งหมด มีความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 5% อย่างไรก็ตาม โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นนี้ ยังคงมีรายละเอียดแตกต่างจากโปรแกรม X-Foil โดยโปรแกรม X-Foil จะมีความแม่นยำมากกว่า ดังนั้น คณะผู้วิจัย จึงพยายามพัฒนาโปรแกรมให้มีศักยภาพเทียบเท่าหรือใกล้เคียงกับโปรแกรม X-Foil ให้มากที่สุด

3.2 อิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความแข็งแรงวอร์เท็กซ์

ในรูปที่ 5 แสดงอิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ โดยความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ด้านล่างของแพนอากาศจะมีค่าติดลบ ในขณะที่ ความแข็งแรงด้านบนจะมีค่าเป็นบวก จากรูป 5(ก) จะพบว่า เมื่อมุมปะทะมีค่าเพิ่มขึ้น ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์จะมีค่าเพิ่มขึ้น ทำนองเดียวกันกับรูปที่ 5(ข) เมื่อมุมปะทะมีค่าติดลบมากขึ้น ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์จะมีค่าเพิ่มขึ้นเช่นกัน ทั้งนี้ เนื่องจาก เมื่อมุมปะทะเพิ่มขึ้น อากาศที่ไหลผ่านแพนอากาศจะมีการเปลี่ยนแปลงความเร็วที่มากขึ้นไปด้วยนั่นเอง



(ก) มุมปะทะ 0°, 10°, 20°, 30°

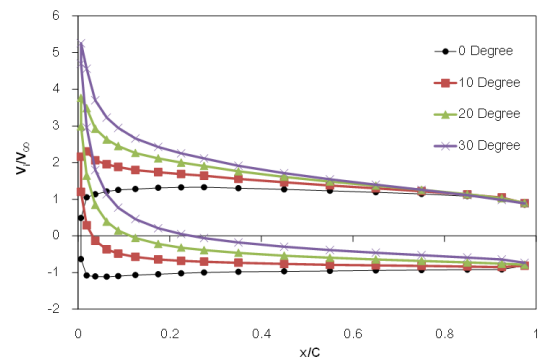


(ข) มุมปะทะ 0°, -5°, -10°

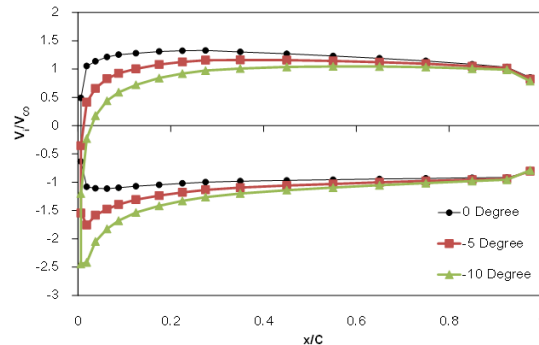
รูปที่ 5 อิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความแข็งแรงวอร์เท็กซ์

3.3 อิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความเร็ว

ในรูปที่ 6 แสดงอิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความเร็วของอากาศ โดยจากรูป จะกำหนดให้ ความเร็วที่ด้านล่างมีเครื่องหมายลบ ในขณะที่ความเร็วด้านบนจะมีเครื่องหมายบวก จากรูปที่ 6(ก) จะพบว่า เมื่อมุมปะทะมีค่าเพิ่มขึ้น ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านแพนอากาศด้านบนจะมีค่าเพิ่มขึ้นตามไปด้วย ในทางตรงกันข้ามกัน จากรูปที่ 6(ข) ความเร็วของอากาศที่ด้านล่างจะลดลง ในขณะที่ความเร็วของแพนอากาศที่ด้านล่างจะมีค่าเพิ่มขึ้น นอกจากนี้ จุดสแตกเนชั่นจะเปลี่ยนไป จากเดิมอีกด้วย โดยสังเกตได้จากตำแหน่งที่มีความเร็วเท่ากับ ศูนย์



(ก) มุมปะทะ 0°, 10°, 20°, 30°



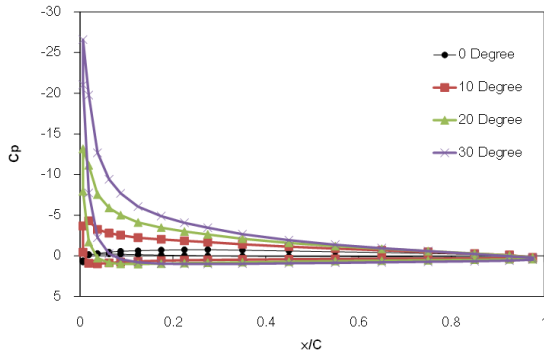
(ข) มุมปะทะ 0°, -5°, -10°

รูปที่ 6 อิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความเร็ว

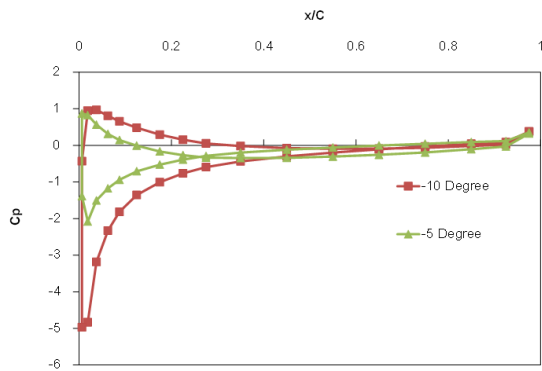
3.4 อิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความดัน

ในรูปที่ 7 แสดงอิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความดันที่ผิวของแพนอากาศโดยจากรูปที่ 7(ก) จะพบว่า เมื่อมุมปะทะมีค่าเพิ่มขึ้น ความดันที่ผิวของแพนอากาศด้านบนและด้านล่างจะมีค่าลดลง แต่ผลต่างของความดันระหว่างด้านบนและด้านล่างของแพนอากาศจะมีค่าเพิ่มขึ้น ซึ่งผลลัพธ์ดังกล่าวจะทำให้แรงยกของแพน

อากาศมีค่าเพิ่มขึ้นด้วย ในทำนองเดียวกันกับรูปที่ 7(ข) เมื่อมุมปะทะมีค่าติดลบมากขึ้น แรงยกซึ่งมีทิศทางพุ่งลงจะมีค่าเพิ่มขึ้นเช่นกัน



(ก) มุมปะทะ 0° , 10° , 20° , 30°



(ข) มุมปะทะ 0° , -5° , -10°

รูปที่ 7 อิทธิพลของมุมปะทะที่มีต่อความดัน

4. สรุป

ในงานวิจัยนี้ได้ศึกษา อิทธิพลของมุมปะทะของแพนอากาศ NACA4412 ที่มีต่อการกระจายความดันที่ผิวของแพนอากาศ โดยอาศัยวิธีวอร์เท็กซ์พานที่มี ความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้นซึ่งได้ผลลัพธ์ ดังนี้

4.1 วิธีวอร์เท็กซ์พานที่มีความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้นสามารถใช้ทำนายการกระจาย ความดันที่ผิวของแพนอากาศ NACA4412 ได้ใกล้เคียงกับโปรแกรม X-Foil

4.2 เมื่อมุมปะทะมีค่าเพิ่มขึ้น ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่ด้านบนของแพนอากาศจะมีค่าเพิ่มขึ้น ในขณะที่เมื่อมุมปะทะมีค่าลดลง ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่ด้านล่างของแพนอากาศจะมีค่าเพิ่มขึ้น

4.3 เมื่อมุมปะทะมีค่าเพิ่มขึ้น ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านแพนอากาศด้านบนจะมีค่าเพิ่มขึ้น ในขณะที่ ถ้ามุม

ปะทะมีค่าลดลง ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านแพนอากาศด้านล่างจะมีค่าเพิ่มขึ้น

4.4 ผลต่างของความดันที่ผิวของแพนอากาศด้านบนและด้านล่างจะเพิ่มขึ้นตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น โดยถ้ามุมปะทะมีค่าเป็นบวก ผลลัพธ์ของแรงดันจะมีค่าพุ่งขึ้น ในขณะที่เมื่อมุมปะทะมีค่าเป็นลบ ผลลัพธ์ของแรงดันจะมีค่าพุ่งลง

5. กิตติกรรมประกาศ

คณะผู้วิจัยขอขอบคุณ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ที่ได้ให้ทุนสนับสนุนงานวิจัยนี้ จนสามารถพัฒนาแบบจำลองขึ้นมาได้

6. เอกสารอ้างอิง

- [1] กิจจา ภัทรทิพากร, ณัฐวุฒิ ม่วงศรีจันทร์, ณัฐวุฒิ วิทยานุกรณ์, วีระชาติ ไทยเสถียร, ธนกฤต กิจแสงภักดี, นฤรงค์ โตอัจฉริยะวงศ์, วรเชษฐ์ภิรมย์ภักดี, วิชิซอร์สและวอร์เท็กซ์พานสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุ 2 มิติ, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 27, 16-18 ตุลาคม 2556, โรงแรมดุสิต พัทยา, จังหวัดชลบุรี.
- [2] นันทพนธ์บัวเสื่อ, กิจจา ภัทรทิพากร, ธนกฤต กิจแสงภักดี, นฤรงค์ โตอัจฉริยะวงศ์, สุรศักดิ์กรางใจ, อรรถพันธ์ศรีลิ่ง และวรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดี, วิชิซอร์สและวอร์เท็กซ์พานสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ , การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 28, 15-17 ตุลาคม 2557, โรงแรมพูลแมน ขอนแก่น, จังหวัดขอนแก่น.
- [3] จันทิพย์สุริวรรโณ, นันทพนธ์บัวเสื่อ, สุรศักดิ์กรางใจ, อรรถพันธ์ศรีลิ่ง, พีรตณย์ฉาไสสง, ศักดิ์วิมลนันทะสีและวรเชษฐ์ภิรมย์ภักดี, วิธีพานลซึ่งความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์มีค่าไม่คงที่สำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ, การประชุมเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 29, 1-3 กรกฎาคม 2558, โรงแรมเดอะกรีนเนอรี่เขาใหญ่, จังหวัดนครราชสีมา.
- [4] พีรตณย์ฉาไสสง, นันทพนธ์บัวเสื่อ, สุรศักดิ์กรางใจ, อรรถพันธ์ศรีลิ่ง, จันทิพย์สุริวรรโณ, ศักดิ์วิมลนันทะสี, วรเชษฐ์ภิรมย์ภักดี, ผลกระทบของความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์ที่มีต่อวิชิซอร์สและวอร์เท็กซ์พานสำหรับการไหลศักย์



อัตร้าไม่ไ้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ , การประชุมเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 29 , 1-3 กรกฎาคม 2558, โรงแรมเดอะกรีนเนอริ้เขาใหญ่, จังหวัดนครราชสีมา.

[5] วชิรวิทย์เงินท้วม, สุทธิดาต้าทองสุข, อติชาติทองสมบัติ, อาทิตย์วิจิตรถาวรกุล, และวรเชษฐ์ภริรมย์ภักดี, วิธิพานลวอ์เท้กซ์ที่ม่ความแข็งแรงแปรเปลี่ยนเชิงเส้นสำหรับการไหลค้ก้ออัตร้าไม่ไ้ผ่านวัตถุ 2 มิติ , การประชุมเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 33, 2-5กรกฎาคม 2562, โรงแรมเซ็นทาราและคอนเวนชันเซ็นเตอร์, จังหวัดอุดรธานี.

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

[7] XFOIL software, Massachusetts Institute of Technology, 2013.

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

[9] 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.

[10] 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.

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

[12] 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

[13] 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.

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