

ผลกระทบของความแข็งแรงซอร์สและวอร์เท็กซ์ที่มีต่อวิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนลสำหรับ
การไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านแพนอากาศ 2 มิติ

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

พีรณย์ ฉาโรสง, นันทพนธ์ บัวเสื่อ, สุรศักดิ์ กรวงใจ, อรรถพันธ์ ศรีลิ่ง, จันทิพย์ สุริวรรโณ, ศักดิ์วิมล นันทะสี,
วรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดี*

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยบูรพา ตำบลแสนสุข อำเภอเมือง จังหวัดชลบุรี 20131

*ติดต่อ: worapiro@gmail.com, 0818048996

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ เป็นการศึกษาเชิงทฤษฎีเกี่ยวกับอิทธิพลของความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ที่มีต่อวิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนล สำหรับการไหลของอากาศผ่านแพนอากาศ 2 ชนิด คือ NACA0015 และ NACA4412 ซึ่งมีมุมปะทะอยู่ในช่วง -10 จนถึง 30 องศา โดยในการศึกษานี้ จะอาศัยการสร้างพานเนลซอร์สที่มีลักษณะเป็นไปตามแพนอากาศที่จะศึกษา โดยพานเนลซอร์ส ดังกล่าวนี้นี้ จะมีความแข็งแรงซอร์สไม่คงที่ จากนั้น จึงนำมาพานเนลซอร์สที่ได้ มารวมเข้ากับพานเนลวอร์เท็กซ์ที่มีความแข็งแรง คงที่ แล้วจึงนำพานเนลผสมที่ได้ ไปรวมกับการไหลแบบยูนิฟอร์ม ก็สามารถจำลองการไหลของของไหลผ่านแพนอากาศ ทั้งสองชนิดได้ ในงานวิจัยนี้ จะสร้างเงื่อนไขขึ้นมาใหม่ เพื่อใช้ในการแก้สมการที่ได้จากวิธีพานเนลผสมดังกล่าว โดยจาก ผลลัพธ์ที่ได้ จะพบว่า ถ้าอาศัยเงื่อนไขของ Kutta แบบจำลองที่สร้างขึ้นนี้ จะให้สัมประสิทธิ์ความดันใกล้เคียงกับผลลัพธ์ จากโปรแกรม X-Foil เป็นอย่างมาก แต่จะมีความแตกต่างจากผลการทดลองพอสมควร อย่างไรก็ตาม ถ้าอาศัยเงื่อนไขใหม่ ที่สร้างขึ้น จะพบว่า แบบจำลองที่สร้างขึ้นนี้ จะให้ค่าสัมประสิทธิ์ของแรงยกใกล้เคียงกับผลการทดลองเป็นอย่างมาก

คำหลัก: การไหลศักย์, แพนอากาศ, วิธีซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนล

Abstract

This research presents a theoretical study about the effect of vortex strength on the 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. In this present study, the source panels are generated from the airfoil boundary and then, it is combined with the vortex panels and the uniform flow, respectively. Moreover, the new condition is presented for solving the equations from the panel method. From the results, with the Kutta condition, it can be found that the presented model gives a good prediction that agrees well with the X-Foil program. However, the comparisons with the experimental data of lift coefficient show the high percent of error. Contrarily, from the presented condition, it can be found that the results from the mathematical model agree well with the experimental data.

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

TSF-44

1. บทนำ

วิธีซอร์สและวอร์เทกพาเนล (Source-and-Vortex panel method) เป็นวิธีหนึ่งที่สามารถใช้ในการทำนายสมบัติของของไหลที่ไหลผ่านแพนอากาศชนิดต่างๆ ได้ โดยวิธีซอร์สและวอร์เทกพาเนล จะอาศัยการสร้างพาเนลตามผิวโค้งของแพนอากาศ โดยพาเนลดังกล่าวนี้ จะเป็นพาเนลของซอร์สผสมกับพาเนลของวอร์เทก จากนั้นจึงนำไปรวมกับการไหลแบบยูนิฟอร์ม ก็สามารถจำลองการไหลของของไหลผ่านแพนอากาศดังกล่าวได้ ในปี พ.ศ. 2556 กิจจาและคณะ [1] ได้พัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับทำนายสมบัติของของไหลที่ไหลผ่านวัตถุเชิงสองมิติ โดยแบบจำลองดังกล่าวอยู่บนพื้นฐานของวิธีซอร์สและวอร์เทกพาเนล แต่ใช้วิธีทับซ้อนในการนำ พาเนลทั้งสองชนิดมารวมกัน ในปี พ.ศ. 2557 นันทพันธ์และคณะ [2] ได้พัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อเนื่องจากงานวิจัยของกิจจาและคณะ [1] โดยใช้วิธีการกำหนดค่าความแข็งแรงของวอร์เทกให้เท่ากัน แล้วอาศัยเงื่อนไขของ Kutta ในการแก้สมการจากผลลัพธ์ที่ได้ พบว่า แบบจำลองที่พัฒนาขึ้นนี้ ให้ผลลัพธ์ตรงกับ Mason [3] แต่ยังคงมีความแตกต่างจากโปรแกรม X-Foil [4] ที่ถูกพัฒนาโดย MIT นอกจากนี้ วิธีพาเนล (Panel method) ยังถูกพัฒนาอย่างต่อเนื่องโดยคณะนักวิจัยอื่นๆ [5-10] โดยส่วนใหญ่จะเน้นไปที่การพัฒนาวิธีบาวดาร์รีเอเลเมนต์ รวมถึงการพัฒนาเทคนิคต่างๆ ที่ใช้ในการแก้สมการต่อเนื่อง อย่างไรก็ตามในปัจจุบันนี้ โปรแกรมที่อยู่บนพื้นฐานของวิธีพาเนลที่ได้รับความนิยมมากที่สุด ก็คือ X-Foil ของ MIT ซึ่งเป็นโปรแกรมที่สามารถดาวโหลดได้ฟรีในเว็บไซต์ของ MIT นั้นเอง จากการทดสอบรันโปรแกรม X-Foil เพื่อหาค่า C_D และ C_L พบว่า ค่าที่ได้จากโปรแกรม X-Foil รวมถึงแนวโน้มของค่าดังกล่าว ยังมีความแตกต่างจากผลการทดลองอยู่มาก ทำให้การพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวิธีพาเนลก็ยังคงถูกวิจัยอย่างต่อเนื่องจนถึงปัจจุบัน

ดังนั้น ในงานวิจัยนี้ จะเป็นการพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับวิธีซอร์สและวอร์เทกพาเนล โดยจะอาศัยพาเนลซอร์สที่มีความแข็งแรงไม่คงที่ และพาเนลวอร์เทกที่มีความแข็งแรงคงที่ แต่จะไม่อาศัยเงื่อนไขของ Kutta ในการแก้สมการ โดยในงานวิจัยนี้ จะศึกษาถึงอิทธิพลของความแข็งแรงวอร์เทกที่มีต่อการทำนาย

สัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศ เพื่อให้ผลลัพธ์ที่ได้มีความใกล้เคียงกับผลการทดลองมากยิ่งขึ้น โดยแพนอากาศที่จะใช้ในการศึกษา ครั้งนี้ ได้แก่ NACA 0015 และ NACA 4412 ที่มีมุมปะทะในช่วง -10 จนถึง 30 องศา

2. วัตถุประสงค์

2.1 เพื่อพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ คือ วิธีซอร์สและวอร์เทกพาเนล เพื่อใช้ในการทำนายคุณสมบัติของของไหลที่ผิวของวัตถุเชิง 2 มิติ

2.2 เพื่อศึกษาอิทธิพลของความแข็งแรงวอร์เทกที่มีต่อการทำนายสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศชนิด NACA0015 และ NACA4412 ที่มีมุม -10 จนถึง 30 องศา

3. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์

วิธีซอร์สและวอร์เทกพาเนล ได้จากการนำรูปแบบการไหลพื้นฐานซอร์สมาเรียงต่อกันเป็นพาเนล แล้วนำไปรวมกับพาเนลของวอร์เทก จากนั้น จึงรวมการไหลแบบสม่ำเสมอหรือการไหลแบบยูนิฟอร์มเข้าไปอีกทีหนึ่ง ก็จะสามารถจำลองการไหลของของไหลผ่านวัตถุเชิง 2 มิติได้

เมื่อนำซอร์สมาเรียงต่อกันเป็นพาเนล แล้วนำไปรวมเข้ากับพาเนลของวอร์เทก ก็จะได้ฟังก์ชันโพเทนเชียลของซอร์สและวอร์เทกพาเนล เป็นไปตามสมการดังนี้

$$\phi_i(x_i, y_i) = \frac{\lambda}{2\pi} \int \ln r_{ds} + \frac{\gamma}{2\pi} \int \theta_{ds} \quad \dots (1)$$

จากนั้น เมื่อนำซอร์สและวอร์เทกพาเนลที่ได้มาเรียงต่อกันเพื่อจำลองรูปร่างของวัตถุใดๆ แล้วจึงนำการไหลสม่ำเสมอผสมเข้ากับซอร์สและวอร์เทกพาเนลที่เรียงต่อกันเป็นวัตถุดังกล่าว ก็จะได้สมการสำหรับฟังก์ชันโพเทนเชียล ดังนี้

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

เนื่องจาก การไหลผ่านวัตถุเป็นการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ ดังนั้น เมื่อหาอนุพันธ์ของสมการที่ 2 เทียบกับเวกเตอร์ปกติ (Normal vector) จึงมีค่าเท่ากับศูนย์ดังต่อไปนี้

TSF-44

$$0 = v_{\text{inf}} \cos \beta_i + \sum_{j=1}^m \frac{\lambda_j}{2\pi} \int \frac{\partial}{\partial n_i} \ln r_{ij} ds_j + \sum_{j=1}^m \frac{\gamma}{2\pi} \int \frac{\partial}{\partial n_i} \theta_{ij} ds_j \quad \dots (3)$$

จากสมการที่ 3 จะสามารถเขียนให้อยู่ใน
รูปแบบง่ายๆ ได้ดังนี้

$$\sum_{j=1}^m I_{ij} \lambda'_j + \sum_{j=1}^m K_{ij} \gamma' = -\cos \beta_i \quad \dots (4)$$

โดยที่

$$I_{ij} = \int \frac{\partial}{\partial n_i} \ln r_{ij} ds_j = \int_a^b \frac{(x_i - x_j) \left(\frac{\partial x_i}{\partial n_i} \right) + (y_i - y_j) \left(\frac{\partial y_i}{\partial n_i} \right)}{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j \quad \dots (5)$$

$$K_{ij} = \int \frac{\partial}{\partial n_i} \theta_{ij} ds_j = \int_a^b \frac{1}{\left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right)^2 + 1} \times \left[\frac{(x_i - x_j) \frac{\partial y_i}{\partial n_i} - (y_i - y_j) \frac{\partial x_i}{\partial n_i}}{(x_i - x_j)^2} \right] ds_j \quad \dots (6)$$

$$\lambda'_j = \frac{\lambda_j}{2\pi} \quad \dots (7) \quad \text{และ} \quad \gamma' = \frac{\gamma}{2\pi} \quad \dots (8)$$

สมการที่ 5 สามารถถูกเขียนให้อยู่ในรูปของสมการ
เมตริกซ์ได้ดังนี้

$$\begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} & I_{14} & \dots & I_{1m} \\ I_{21} & I_{22} & I_{23} & I_{24} & \dots & I_{2m} \\ I_{31} & I_{32} & I_{33} & I_{34} & \dots & I_{3m} \\ I_{41} & I_{42} & I_{43} & I_{44} & \dots & I_{4m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ I_{m1} & I_{m2} & I_{m3} & I_{m4} & \dots & I_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \lambda'_1 \\ \lambda'_2 \\ \lambda'_3 \\ \lambda'_4 \\ \vdots \\ \lambda'_m \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14} & \dots & K_{1m} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24} & \dots & K_{2m} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} & K_{34} & \dots & K_{3m} \\ K_{41} & K_{42} & K_{43} & K_{44} & \dots & K_{4m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ K_{m1} & K_{m2} & K_{m3} & K_{m4} & \dots & K_{mm} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma' \\ \gamma' \\ \gamma' \\ \gamma' \\ \vdots \\ \gamma' \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\cos \beta_1 \\ -\cos \beta_2 \\ -\cos \beta_3 \\ -\cos \beta_4 \\ \vdots \\ -\cos \beta_m \end{Bmatrix} \quad \dots (9)$$

ในการแก้สมการที่ 9 จะเป็นจะต้องอาศัยเงื่อนไข
เพิ่มขึ้นอีก 1 เงื่อนไข ซึ่งโดยปกติ จะอาศัยเงื่อนไขของ
Kutta ซึ่งจะทำให้ผลลัพธ์ที่ได้ใกล้เคียงกับโปรแกรม
X-Foil ของ MIT ที่ใช้อยู่ในปัจจุบันเป็นอย่างมาก
อย่างไรก็ตาม หากเปรียบเทียบกับผลการทดลอง พบว่า

ค่าที่ได้แตกต่างกันมากพอสมควร ดังนั้น ในงานวิจัยนี้
จะศึกษาถึงค่าความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่มีผลกระทบต่อ
ตัวแปรสำคัญจากการทดลอง ซึ่งในการศึกษานี้ จะมุ่งไปที่
สัมประสิทธิ์แรงยก หรือ C_D นั้นเอง โดยจะอาศัย
การแปรเปลี่ยนค่าความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ แล้วพิจารณา
ผลลัพธ์ คือ สัมประสิทธิ์ของแรงยก ให้มีค่าใกล้เคียงกับ
การทดลองมากที่สุด

จากสมการที่ 9 จะสามารถคำนวณความเร็วของ
ของไหลที่ตำแหน่งต่างๆ ได้ดังนี้

$$\frac{v_x}{v_{\text{inf}}} = 1 + \lambda'_j \sum_{j=1}^m \int \frac{(x_i - x_j)}{j(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j + \gamma'_j \sum_{j=1}^m \int \frac{-(y_i - y_j)}{j(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j \quad \dots (10)$$

$$\frac{v_y}{v_{\text{inf}}} = \lambda'_j \sum_{j=1}^m \int \frac{(y_i - y_j)}{j(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j + \gamma'_j \sum_{j=1}^m \int \frac{(x_i - x_j)}{j(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} ds_j \quad \dots (11)$$

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2} \quad \dots (12)$$

สำหรับการวิเคราะห์ความดันนั้น จะนำเสนอให้อยู่ใน
รูปของตัวแปรไร้หน่วย คือ สัมประสิทธิ์ของความดัน หรือ
 c_p ซึ่งคำนวณได้จากสมการต่อไปนี้

$$c_p = 1 - \left(\frac{V_x^2}{V_{\text{inf}}^2} + \frac{V_y^2}{V_{\text{inf}}^2} \right) \quad \dots (13)$$

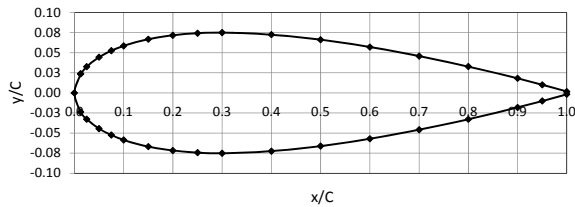
จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าว จะสามารถ
นำไปสู่การเขียนโปรแกรมภาษา BASIC ประกอบกับใช้
โปรแกรม Microsoft Excel 365 ซึ่งจะช่วยให้การคำนวณ
ทำได้ง่ายและรวดเร็วขึ้น

4. ผลลัพธ์และการวิเคราะห์

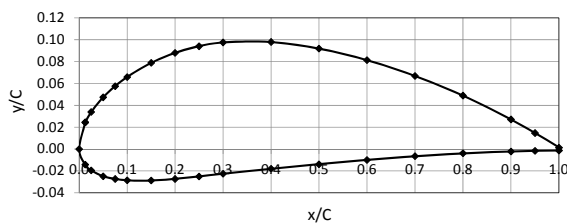
ในงานวิจัยนี้ แพนอากาศที่ถูกใช้ในการศึกษา
ประกอบไปด้วย NACA 0015 และ NACA 4412 ดังแสดง
ในรูปที่ 3 โดยอาศัยข้อมูลลำดับของแพนอากาศสืบค้น
ได้จาก UIUC Airfoil Coordinates Database [11] โดยมุม
ปะทะ (Angle of attack) ที่ใช้ในการศึกษา คือ -10, 0, 10,

TSF-44

20, 30 องศาในการศึกษานั้น จะเริ่มต้นจากการสร้าง
ซอร์สและวอร์เท็กซ์พานเนล ตามอาศัยคู่ลำดับที่ปรากฏอยู่ใน
ฐานข้อมูล



(1.1) NACA 0015



(1.2) NACA 4412

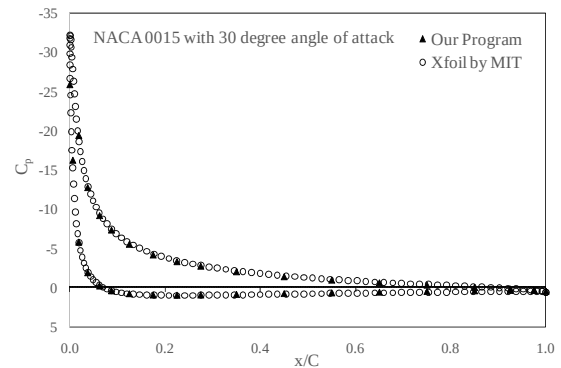
รูปที่ 1 รูปร่างของแพนอากาศที่ใช้ในการศึกษา

ความดันที่ผิวของแพนอากาศจะถูกนำเสนอให้อยู่ใน
รูปของตัวแปรไร้หน่วย คือ สัมประสิทธิ์ของความดัน
(Pressure coefficient) หรือ c_p ซึ่งมีค่าเป็นไปตาม
สมการที่ 14 ดังนี้

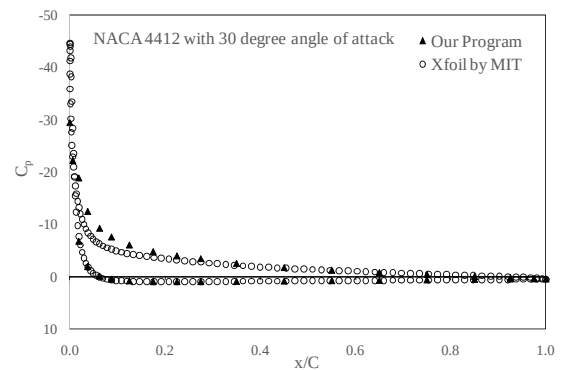
$$c_p = \frac{P - P_{inf}}{0.5 \rho v_{inf}^2} \quad \dots (14)$$

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 2 แสดงการเปรียบเทียบผลลัพธ์ที่ได้กับ
โปรแกรม X-Foil ซึ่งถูกพัฒนาโดย Massachusetts
Institute of Technology [2] ในปี ค.ศ. 2013 สำหรับ
NACA 0015 ซึ่งมีมุมปะทะต่างๆ กัน ตั้งแต่ 0 องศา
จนถึง 10 องศา โดยจากผลลัพธ์ที่ได้จะพบว่า ค่าที่ได้มีค่า
ใกล้เคียงกันอย่างมาก



(2.1) NACA0015



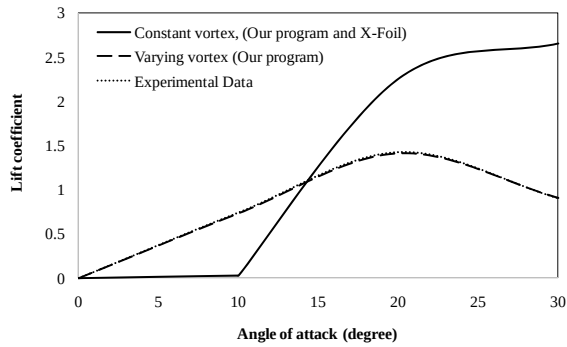
(2.2) NACA4412

รูปที่ 2 การเปรียบเทียบกับ X-Foil

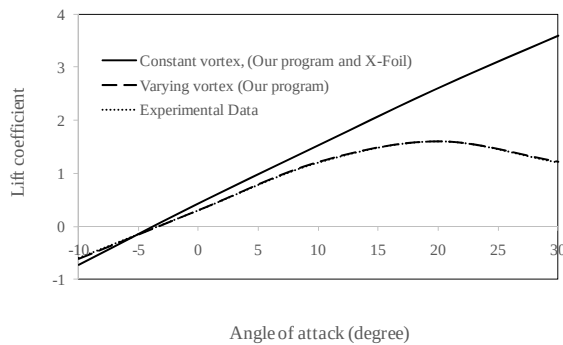
ในงานวิจัยที่ผ่านมา นันทพนธ์ [2], Mason [3]
และ X-Foil [4] จะกำหนดค่าความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ให้คงที่
แล้วอาศัยเงื่อนไขของ Kutta เพื่อสร้างสมการให้ได้จำนวน
เท่ากับจำนวนตัวแปรอิสระทั้งหมด ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้
มีความแตกต่างจากผลลัพธ์จากการทดลองมากพอสมควร
ดังนั้น ในการทดลองนี้ จะศึกษาเพื่อหาความแข็งแรง
วอร์เท็กซ์ที่ให้ผลลัพธ์ตรงกับผลการทดลอง โดยจะมุ่งไปที่
สัมประสิทธิ์ของแรงยก

ในรูปที่ 3 แสดงการเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยก
ของแพนอากาศ NACA0015 และ NACA4412 ระหว่าง
ผลลัพธ์ที่ได้จากโปรแกรม โดยอาศัยการกำหนดค่า
ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ให้เป็นไปตามเงื่อนไขของ Kutta ซึ่ง
จะได้ผลลัพธ์เท่ากับโปรแกรม X-Foil และการหาค่าความ
แข็งแรงวอร์เท็กซ์เพื่อให้ผลลัพธ์หรือสัมประสิทธิ์แรงยก
มีค่าเท่ากับผลการทดลอง โดยจากรูปจะพบว่า จะมี
ความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ค่าหนึ่งๆ ที่ให้สัมประสิทธิ์
แรงยกตรงกับผลการทดลอง

TSF-44

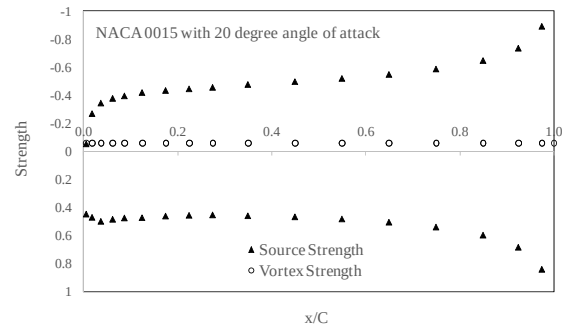


(3.1) NACA0015

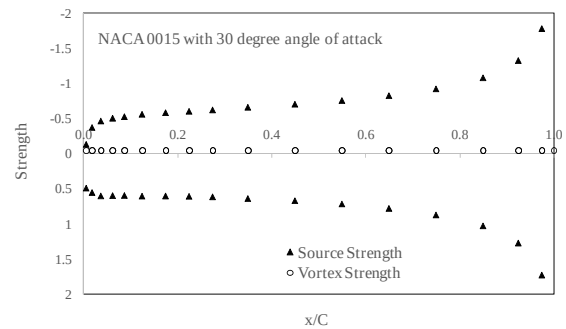


(3.2) NACA4412

รูปที่ 3 การเปรียบเทียบกับผลการทดลอง

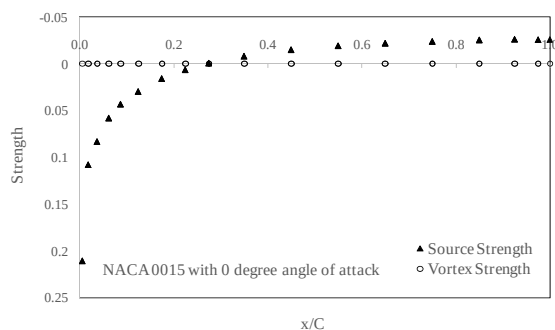


(4.3) มุมปะทะ 20 องศา

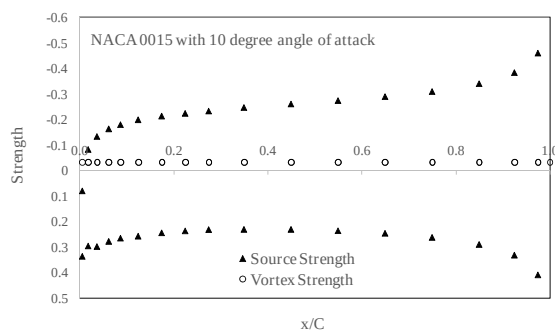


(4.4) มุมปะทะ 30 องศา

รูปที่ 4 ความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์สำหรับ NACA0015



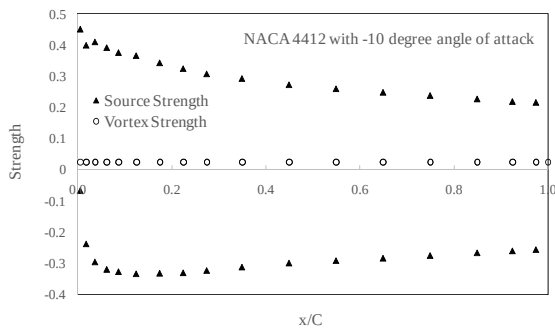
(4.1) มุมปะทะ 0 องศา



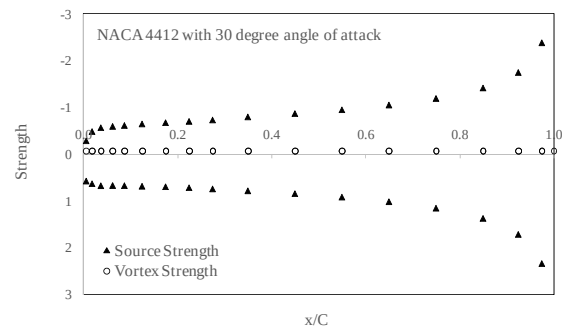
(4.2) มุมปะทะ 10 องศา

ในรูปที่ 4 และ 5 จะแสดงค่าความแข็งแรงของซอร์สและความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่ผลลัพธ์หรือสัมประสิทธิ์แรงยกเป็นไปตามรูปที่ 3 หรือตรงกับการทดลองนั่นเอง โดยจากรูปจะพบว่า ความแตกต่างของความแข็งแรงของซอร์สจะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ ตามมุมปะทะที่เพิ่มขึ้น โดยความแข็งแรงของซอร์สด้านบนจะมีค่าที่ติดลบ ในขณะที่ความแข็งแรงของซอร์สด้านล่างจะเป็นบวก ซึ่งค่าที่เป็นลบจะหมายถึง ลักษณะของพาเนลซิงค์ นั่นเอง นอกจากนี้ ที่มุมปะทะหนึ่งๆ แล้ว ความแข็งแรงของซอร์สหรือความแข็งแรงซิงค์จะเพิ่มขึ้นจากด้านหน้าไปยังด้านหลัง ทำให้บริเวณด้านหลังของแพนอากาศเกิดการไหลที่รุนแรงขึ้น โดยหากเปรียบเทียบกับงานวิจัยที่ผ่านๆ มาแล้ว จะพบว่า สิ่งที่แตกต่างกัน ก็คือความแข็งแรงของซอร์สในรูปที่ 4 และ 5 นี้ จะมีอัตราการเปลี่ยนแปลงจากด้านหน้าไปยังด้านหลังที่สูงกว่าปกติ นั่นเอง ซึ่งค่าที่เพิ่มขึ้นดังกล่าวนี้ จะให้สัมประสิทธิ์แรงยกใกล้เคียงกับผลการทดลองมากกว่า

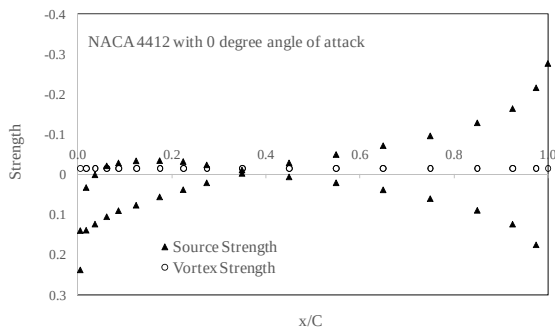
TSF-44



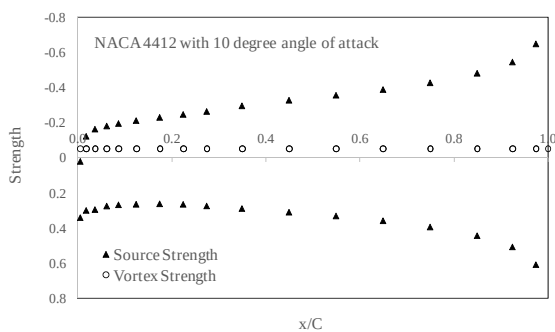
(5.1) มุมปะทะ -10 องศา



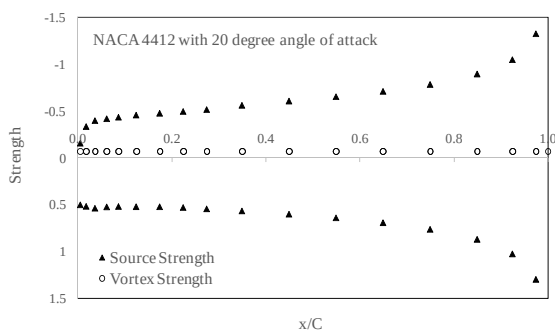
(5.5) มุมปะทะ 30 องศา



(5.2) มุมปะทะ 0 องศา



(5.3) มุมปะทะ 10 องศา



(5.4) มุมปะทะ 20 องศา

รูปที่ 5 ความแข็งแรงของซอร์สและวอร์เท็กซ์สำหรับ NACA4412

นอกจากนี้ จะพบว่า ความแข็งแรงวอร์เท็กซ์จะมีค่าติดลบ โดยมีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับความแข็งแรงซอร์ส นั่นก็คือ ถ้ากำหนดการหมุนวนของทุกพานเซลล์ให้มีค่าเท่ากันแล้ว จะพบว่า อิทธิพลของความแข็งแรงซอร์สจะปรากฏเด่นชัดขึ้นมากกว่าความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์นั่นเอง

จากผลลัพธ์ดังกล่าวนี้ จะเป็นข้อมูลในเบื้องต้นที่ทำให้ทราบลักษณะการเปลี่ยนแปลงของความแข็งแรงซอร์สและค่าความแข็งแรงของวอร์เท็กซ์ที่เหมาะสมสำหรับการทำนายสัมประสิทธิ์ของแรงยกของแพนอากาศชนิดต่างๆ

5. สรุป

ในงานวิจัยนี้ ได้ศึกษาและสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เพื่อศึกษาอิทธิพลของความแข็งแรงซอร์สและความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ ที่ทำให้สัมประสิทธิ์แรงยกที่ได้มีค่าใกล้เคียงกับการทดลองมากที่สุด สำหรับแพนอากาศ NACA 0015 และ NACA 4412 โดยได้ผลลัพธ์ดังนี้

5.1 จากแบบจำลองที่สร้างขึ้น เมื่อกำหนดใช้เงื่อนไขของ Kutta จะสามารถทำนายสัมประสิทธิ์ของความดันของของไหลที่กระทำกับผิวของแพนอากาศได้อย่างถูกต้องตามทฤษฎี โดยให้ผลลัพธ์ที่ตรงกับโปรแกรมที่ใช้อยู่ในปัจจุบัน

5.2 เมื่อกำหนดความแข็งแรงวอร์เท็กซ์ให้มีค่าคงที่ และมีค่าน้อยมากๆ แล้ว จะพบว่า ความแข็งแรงซอร์สหรือความแข็งแรงซิงค์ที่มีลักษณะเพิ่มขึ้นจากด้านหน้าไปยังด้านหลัง จะให้สัมประสิทธิ์แรงยกใกล้เคียงกับการทดลองเป็นอย่างมาก

TSF-44

5.3 สำหรับแผนอากาศที่มีมุมปะทะเพิ่มขึ้น จะพบว่า อัตราการเพิ่มของความแข็งแรงของชอร์สจะมีค่าเพิ่มขึ้นตามไปด้วย

6. กิตติกรรมประกาศ

คณะผู้วิจัยขอขอบคุณ คณะวิศวกรรมศาสตรมหาวิทยาลัยบูรพา ที่ได้ให้ทุนสนับสนุนงานวิจัยนี้จนสามารถพัฒนาแบบจำลองขึ้นมาได้

7. รายการสัญลักษณ์

C	ระยะคอรัล (m)
i	ลำดับของพาเนลจากด้านบนหรือด้านล่าง
m	จำนวนพาเนล
n	แกนปกติซึ่งตั้งฉากกับพาเนล
r	ระยะห่างระหว่างพาเนล (m)
s	ความยาวของพาเนล (m)
v	ความเร็ว ($m\ s^{-1}$)
v_{inf}	ความเร็วก่อนปะทะแผนอากาศ ($m\ s^{-1}$)
x	ระยะในแนวราบ (m)
Z_L	จำนวนพาเนลด้านล่าง
Z_U	จำนวนพาเนลด้านบน
θ	มุมของการไหลเทียบกับแกน x
β	มุมระหว่างแกน x กับแกน n
ϕ	ฟังก์ชันศักย์ของการไหล
λ	ความแข็งแรงของชอร์ส
γ	ความแข็งแรงของวอร์เทกซ์

8. เอกสารอ้างอิง

- [1] กิจจา ภัทรทิพากร, ณัฐวุฒิ ม่วงศรีจันทร์, ณัฐวุฒิ วิทยานุกรณ์, วีระชาติ ไทยเสถียร, ธนกฤต กิจแสงภักดิ์, นฤรงค์ โตอัจฉริยะวงศ์, วรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดิ์, วิชิชอร์สและวอร์เทกพาเนลสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านวัตถุ 2 มิติ, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 27, 16-18 ตุลาคม 2556, โรงแรมดุสิต พัทยา, จังหวัดชลบุรี.
- [2] นันทพนธ์ บัวเสื่อ, กิจจา ภัทรทิพากร, ธนกฤต กิจแสงภักดิ์, นฤรงค์ โตอัจฉริยะวงศ์, สุรศักดิ์ กราใจ, อรรถพันธ์ ศรีลัง และวรเชษฐ์ ภิรมย์ภักดิ์, วิชิชอร์สและวอร์เทกซ์

พาเนลสำหรับการไหลศักย์อัดตัวไม่ได้ผ่านแผนอากาศ 2 มิติ, การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 28, 15-17 ตุลาคม 2557, โรงแรมพูลแมน 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 for 2-D hydrofoils, *Ocean Engineering*, Vol. 26, pp. 343–361.
- [6] 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.
- [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.