

การศึกษาการไหลแบบไม่คงตัวบนแผ่นบางโดยวิธี Doublet Lattice Method

Study of Unsteady Aerodynamics on Thin Plate Using Doublet Lattice Method

ณัฐวัฒน์ ฉันทคุณย์ และบุญชัย วัจจะตรากุล

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกลและการบิน – อวกาศ คณะ วิศวกรรมศาสตร์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าฯ พระนครเหนือ กรุงเทพฯ 10800

ติดต่อ: โทรศัพท์: (085) 0831467, E-mail: tomato_name_4@hotmail.com

บทคัดย่อ

จากงานวิจัยนี้นำเสนอการศึกษาการไหลของอากาศแบบไม่คงตัวบนแผ่นบาง โดยวิธี Doublet Lattice Method (DLM) จากวิธีดังกล่าวเป็นที่ยอมรับ ซึ่งเป็นวิธีการจำลองแรงทางอากาศพลศาสตร์แบบไม่คงตัว Unsteady Aerodynamic Forces ในย่านความเร็วต่ำ แต่วิธีดังกล่าวเป็นพื้นฐานของโปรแกรมสำเร็จรูป อย่างเช่น โปรแกรม MSC/NASTRAN และ ZAERO ที่มีราคาแพง และจากปัญหาจึงได้พัฒนาโปรแกรมขึ้นเพื่อใช้เปรียบเทียบกับโปรแกรมสำเร็จรูป ซึ่งผลที่ได้มีค่าใกล้เคียงกัน และสามารถนำไปเป็นแนวทางในการวิเคราะห์หาความเร็วกระพือต่อไป

คำสำคัญ: แอโรอีลาสติก แอโรไดนามิกส์แบบสภาวะไม่คงตัว

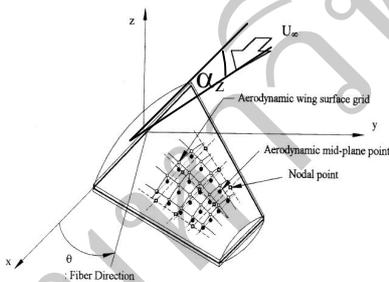
Abstract

This study featured unsteady aerodynamics through Doublet Lattice Method (DLM). This is a simulation of the unsteady aerodynamic forces in subsonic flow. The method was the basis of commercial software, such as MSC/NASTRAN and ZAERO, which were expensive. In the study, that programs were developed to calculate the aerodynamic forces as effectively as the commercial software. The result can be used as the guidelines to determine the flutter speed in the future studies.

Keywords: *aeroelastic, unsteady aerodynamics*

1. บทนำ

เนื่องจากปัจจุบันมีการออกแบบ ปีกเครื่องบินหลายรูปแบบ และหนึ่งในสิ่งสำคัญนั้นคือการเพิ่มสมรรถนะให้ได้ประสิทธิภาพที่ดีขึ้นโดยการจำลองปีกเครื่องบิน โดยการให้คอมพิวเตอร์ช่วยในการออกแบบจากการพัฒนาโปรแกรมขึ้นมาเพื่อจำลองแรงทางอากาศพลศาสตร์ โดยวิธี Doublet Lattice Method (DLM) จากวิธีดังกล่าวเป็นที่ยอมรับในการคำนวณหาแรงยกทางอากาศพลศาสตร์ ที่ย่านความเร็วต่ำ นั้นได้จำลองแผ่นบางเป็น 2 รูปแบบ แบบที่หนึ่งเป็นรูปทรงสี่เหลี่ยมจัตุรัส และแบบที่สองเป็นรูปทรงสี่เหลี่ยมคางหมู ซึ่งจากการศึกษาโปรแกรมที่พัฒนาขึ้นนั้นให้ผลการคำนวณแรงทางอากาศพลศาสตร์ใกล้เคียงกับผลที่ได้จาก โปรแกรม MSC/NASTRAN และ TORNADO แต่ผลการคำนวณนี้ยังขึ้นอยู่กับจำนวนความหนาแน่นของ panel ที่แบ่งบนผิวรูปร่างแบบจำลองของปีกเครื่องบิน ดังรูปภาพที่ 1



รูปภาพที่ 1 แสดง panel ที่แบ่งบนผิวบนปีก

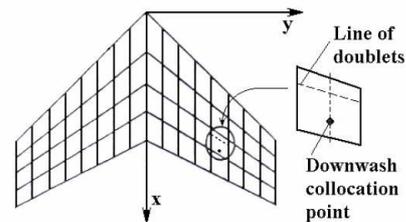
2. วัตถุประสงค์

จากการศึกษาวิจัยเพื่อต้องการเปรียบเทียบผลการคำนวณระหว่าง โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นมา กับโปรแกรมสำเร็จรูปดังกล่าว และจากการศึกษาพบว่า

โปรแกรมที่พัฒนาขึ้นให้ผลการคำนวณแรงทางอากาศพลศาสตร์ใกล้เคียงกับผลที่ได้จากโปรแกรมสำเร็จรูปภาพที่จำหน่ายอยู่ทั่วไป และสามารถนำไปเป็นแนวทางในการวิเคราะห์หาความเร็วของการกระพือต่อไป

3. โปรแกรมพื้นฐานแบบวิธี Doublet Lattice Method

วิธี DLM เป็นการคำนวณแรงทางอากาศพลศาสตร์ซึ่งถูกนำเสนอโดย Rodden และคณะ (1972) โดยวิธีดังกล่าวเป็นการนำมาขยายต่อจาก วิธี Vortex Lattice Method โดยพื้นฐานของ DLM จะประมาณศักยภาพการไหลศักย์ (potential flow) ให้สอดคล้องกับระยะที่จุด $1/4$ บนเส้น doublets และจุดควบคุมอยู่ที่ $3/4$ ของเส้นคอร์ดที่อยู่ตรงจุดกึ่งกลางบนแต่ละ panel ที่แบ่งบนพื้นผิวปีก ภายใต้เงื่อนไขขอบเขตการเปลี่ยนแปลงรูปร่างโครงสร้างของปีก ซึ่งการไหลจะขนานไปตามคอร์ดของปีกและไม่มีทิศการไหลในแนวตั้งฉากกับผิวดังรูปภาพที่ 2



รูปภาพที่ 2 ภาพแสดงตำแหน่งที่ $1/4$ และ จุดควบคุมที่ $3/4$ บนแต่ละ panel

การวิเคราะห์ในวิธี DLM พื้นฐานจากทฤษฎีแอโรไดนามิกส์แบบเชิงเส้น (Linearized Aerodynamic Theory) ภายใต้เงื่อนไขการรบกวนแกว่งเล็กน้อย (small-disturbance) โดยการคำนวณหาความดันแตกต่างกัน

ระหว่างพื้นผิวบนและล่างจะต้องประมาณค่าความเร่งศักย์ (acceleration potential) จากสมการดังนี้

$$\bar{w}_{(x,y,0)} = \frac{-1}{4\pi\rho U} \iint_s \Delta \bar{p} K((x-\xi), (y-\eta), 0) d\xi d\eta \quad (1)$$

สมการประมาณค่าความเร่งศักย์เขียนในรูปฟังก์ชันของ Kernel (Kernel function)

$$K(x_0, y_0, z_0) = \exp\left[\frac{-i\omega x_0}{U}\right] \frac{[K_1 T_1]}{r_1^2} \quad (2)$$

โดย

$$K_1 = r_1 \left[\frac{\partial I_0}{\partial r_1} \right] \text{ เป็นเทอมการกวัดแกว่ง} \quad (3)$$

ความสัมพันธ์ของฟังก์ชัน Kernel

$$r_1^2 = (\beta^2 y_0^2) \quad (4)$$

จากสมการที่ 1 จัดให้อยู่ในรูปเมทริกซ์

$$\bar{w}_i = \sum_{j=1}^n D_{ij} \bar{p}_j \quad (5)$$

\bar{w}_i คือ เงื่อนไขขอบเขตของผิวที่รูปร่างเปลี่ยนแปลงขณะเกิดการกวัดแกว่ง เพื่อให้สอดคล้องการไหลศักย์ (potential flow)

$$\bar{w}_i = \frac{w_{ij}}{U} = \frac{dh_{o_j}}{dx} + \frac{1}{U} \frac{dh_{o_j}}{dt} = \frac{dh_{o_j}}{dx} + i \frac{\omega}{U} h_{o_j} \quad (6)$$

ทางขวาเทอมแรกของสมการเงื่อนไขขอบเขต เรียกว่า Slow steady pitch angle

$$\theta = \frac{q(x-x_{cg})}{U} = \frac{ql}{2U} \frac{2(x-x_{cg})}{l} \equiv \frac{\partial h_o}{\partial x} \quad (7)$$

θ เรียกว่า pitch angle

q เรียกว่า pitch angle velocity

ส่วนเทอมที่สอง ถูกเรียกว่า Quasi-steady harmonic vertical translation

$$h_z = h_{o_z} e^{i\omega t} \Rightarrow h_z = i\omega h_z \equiv \alpha_z U \quad (8)$$

$$\alpha_z = i \frac{\omega}{U} h_z = i \frac{k}{l} h_z \quad (9)$$

$$k = \frac{\omega l}{U}$$

คือ ความถี่ลด (reduced frequency)

α_z คือ Angle of attack ระหว่างปีกกับความเร็วลม

ω คือ ความถี่ธรรมชาติ

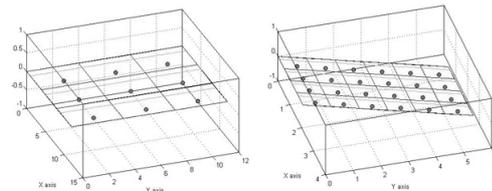
l คือ ความกว้างครึ่งหนึ่งของความยาวปีกทั้งหมด

U คือ ความเร็วลมอิสระ

สำหรับการเคลื่อนที่แบบกวัดแกว่ง แทนค่า $h_z = h_{o_z} e^{i\omega t}$:

4. ผลการทดสอบเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก

ในการเปรียบเทียบผลการคำนวณแบบวิธี DLM เขียนขึ้นจากโปรแกรม MATLAB กับ โปรแกรมที่ขยายต่อจากวิธี DLM เป็นแบบวิธี Quartic approximation, MSC/NASTRAN และ TORNADO โดยสร้างแบบจำลองมี 2 แบบ คือ ปีกจำลอง A เป็นปีกรูปทรงสี่เหลี่ยมจัตุรัส (rectangular plate) และแบบจำลอง B เป็นปีกรูปทรงสี่เหลี่ยมคางหมู (trapezoid plate) ซึ่งแสดงดังรูปภาพที่ 4 และมีรายละเอียดแบบจำลองโครงสร้างปีกซึ่งแสดงอยู่ในตารางที่ 1



(1)

(2)

รูปภาพที่ 4 แสดงแบบจำลอง (1) แบบ A : (2) แบบ B

ตารางที่ 1 แสดงข้อมูลรายละเอียดแบบจำลอง A และ B

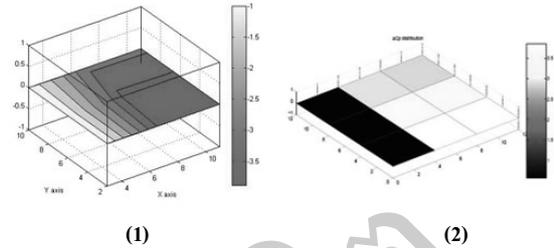
ลำดับ	รายละเอียด	แบบจำลอง	
		A	B
ขนาดทางเรขาคณิต			
1	คอร์ด (b)	12	0.053
2	อัตราส่วนขนาดปีก (aspect ratio)	2	2
3	ครึ่งความยาวปีก (half span)	24	0.14

4	ความยาวคอร์ดอ้างอิง (semi chord)	6	0.053
5	พื้นที่ผิวเปียก (reference surface)	144	0.0074
6	มุมคู่หลัง Λ	0°	15°
เงื่อนไขการบิน			
7	เลขมัค (Mach)	0.5	0.45
8	ความถี่ลด (reduced frequency)	1	0.0001

จากข้อมูลจากตารางที่ 1 แบบจำลอง A จะเปรียบเทียบกับโปรแกรมที่ขยายต่อจาก DLM เป็นวิธี Quartic approximation โดยจะคำนวณความแตกต่างของสัมประสิทธิ์ความดันระหว่างผิวบนและผิวล่างปีกแต่ละ panel ตามแนวคอร์ดของปีกขยายไปตามความยาวปีกดังรูปภาพที่ 5 จากรูปภาพที่ 4 (1) จะแบ่ง panel หรือ box กำหนดให้ N_{ch} คือจำนวน box เท่ากับ 3 ตามแนวคอร์ด, N_{sp} คือจำนวน box เท่ากับ 3 ตามความยาวปีก ซึ่งสามารถสรุปผลเป็นตารางการทดลองได้ดังตารางที่ 2

ตารางที่ 2 แสดงสัมประสิทธิ์ความดัน ของแบบจำลอง A

box	แบบจำลอง A			
	DLM		Quartic Approximation	
$N_{ch} \times N_{sp}$	Real(ΔC_p)	Image(ΔC_p)	Real(ΔC_p)	Image(ΔC_p)
1	-5.4902E-01	6.2682E+00	-5.6098E-01	5.7936E+00
2	-3.8862E+00	2.4495E+00	-3.5519E+00	2.3119E+00
3	-3.8736E+00	1.1745E+00	-3.5194E+00	1.0961E+00
4	-5.9146E-01	5.8092E+00	-5.9907E-01	5.3863E+00
5	-3.6405E+00	2.153E+00	-3.3429E+00	2.0434E+00
6	-3.6234E+00	1.0281E+00	-3.3065E+00	9.6176E-01
7	-5.8286E-01	4.5474E+00	-5.8574E-01	4.2488E+00
8	-2.8983E+00	1.4663E+00	-2.6908E+00	1.4079E+00
9	-2.8893E+00	7.1185E-01	-2.6648E+00	6.674E-01

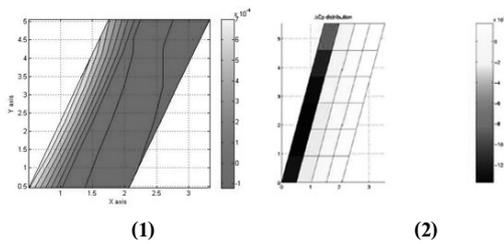


รูปภาพที่ 5 แสดงการกระจายตัวของสัมประสิทธิ์ความดันในแบบจำลอง A (1) DLM : (2) Quartic Approximation

เมื่อทดลองโดยการป้อนข้อมูลตามแบบจำลอง B ให้โปรแกรมค้นหาสัมประสิทธิ์ความดัน ซึ่งแสดงดังรูปภาพที่ 6 และนำผลไปคำนวณหาผลรวมของสัมประสิทธิ์แรงยกดังตารางที่ 3

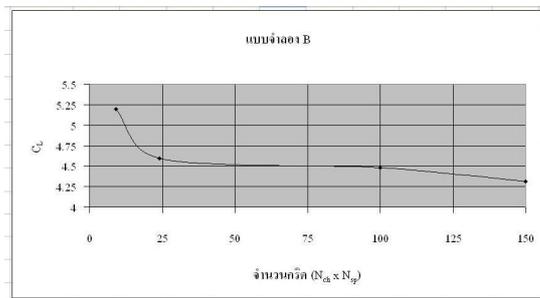
ตารางที่ 3 แสดงสัมประสิทธิ์แรงยก ของแบบจำลอง B

ลำดับ	แบบจำลอง B		
	โปรแกรม	$N_{ch} \times N_{sp}$	C_L
1	TORNADO	4 x 6	4.1858
2	MSC/NASTRAN	4 x 6	4.486
3	Quartic Approximation	4 x 6	4.5105
4	DLM	4 x 6	4.5958



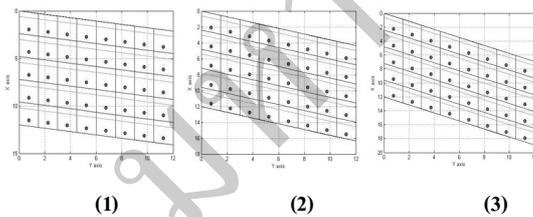
รูปภาพที่ 6 แสดงการกระจายตัวของสัมประสิทธิ์ความดันในแบบจำลอง B (1) DLM : (2) TORNADO

จากงานวิจัยได้สร้างการทดลองและศึกษาโปรแกรม DLM จึงทำการเปรียบเทียบจำนวน panel โดยเพิ่มความหนาแน่นของจำนวน panel ที่แบ่งพื้นผิวปีกทำให้ผลที่ได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าใกล้เคียงกับโปรแกรมสำเร็จรูป แสดงดังรูปภาพที่ 7

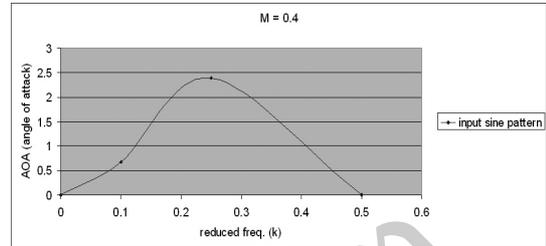


รูปภาพที่ 7 แสดงสัมประสิทธิ์แรงยกจากการเพิ่ม panel ของแบบจำลอง B

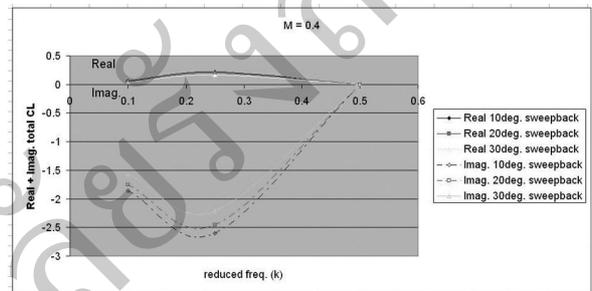
เพื่อที่จะนำวิธีการคำนวณหาแรงยกแบบ DLM ไปประยุกต์ใช้กับรูปแบบลมที่เข้ามาปะทะกับวัตถุ จากสมการที่ 9 โดยจะจำลองรูปแบบลมที่เข้ามาเป็นแบบ ลูกคลื่นแบบครึ่งรอบ (sine wave) จากรูปภาพที่ 9



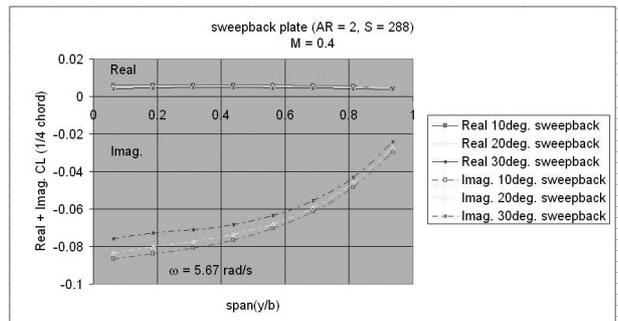
รูปภาพที่ 8 แสดงแบบจำลอง C มุมกวาดลูไปด้านหลัง (1) 10° (2) 20° (3) 30°



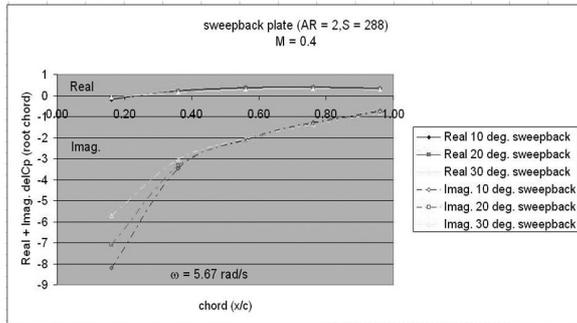
รูปภาพที่ 9 แสดงรูปแบบลมที่เข้ามาปะทะกับวัตถุแบบลูกคลื่น



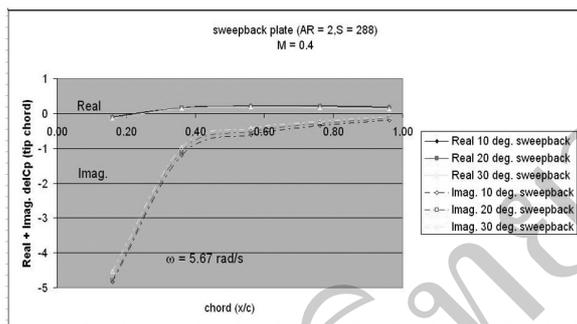
รูปภาพที่ 10 แสดงสัมประสิทธิ์แรงยกรวมของเทอมจำนวนจริงและจำนวนจินตภาพ ในแบบจำลอง C:(1), (2), (3)



รูปภาพที่ 11 แสดงสัมประสิทธิ์แรงยกตามความยาว (span) ของเทอมจำนวนจริงและจำนวนจินตภาพ ที่ $k = 0.25$, $\omega = 5.67$ rad/s



รูปภาพที่ 12 แสดงสัมประสิทธิ์ความดันตามความยาว (root chord) ของทอมจำนวนจริงและจำนวนจินตภาพ ที่ $k = 0.25$, $\omega = 5.67$ rad/s



รูปภาพที่ 13 แสดงสัมประสิทธิ์ความดันตามความยาว (tip chord) ของทอมจำนวนจริงและจำนวนจินตภาพ ที่ $k = 0.25$, $\omega = 5.67$ rad/s

5. การอภิปรายผล

จากตารางที่ 2 แสดงผลการเปรียบเทียบระหว่างค่าสัมประสิทธิ์ความดันแบบวิธี DLM ที่เขียนจากโปรแกรม MATLAB กับ วิธี Quartic Approximation จะมีค่าแตกต่างกันเนื่องจากวิธีดังกล่าวมีทำขยายจากแบบวิธี DLM โดยเพิ่มทอมการกวัดแกว่งตามความยาวปีกเข้าไปในสมการที่ 2 ซึ่งจะส่งผลต่อความแม่นยำในการประมาณศักยภาพความเร่งศักย์ (acceleration potential) ขณะที่วิธี DLM ไม่ได้ใส่ทอมนี้ในสมการดังกล่าว และจากตารางที่

3 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างโปรแกรมกับการคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกโดยจำนวน panel คงที่ ทำให้เห็นว่าเพื่อให้ได้ค่าความแม่นยำใกล้เคียงกับโปรแกรมสำเร็จรูป จำเป็นจะต้องเพิ่มจำนวน panel แบบวิธี DLM ให้มากขึ้น ดังแสดงในรูปภาพที่ 7 แบบวิธี DLM การกำหนดรูปแบบลมที่เข้ามาปะทะกับวัตถุจากรูปภาพที่ 9 สามารถคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยกสอดคล้องกับมุมปะทะที่เพิ่มตามที่แสดงอยู่ในทอมของจินตภาพจากรูปภาพที่ 10-13

6. บทสรุป

จากผลการศึกษาพบว่าแบบวิธี DLM ที่เขียนขึ้นจากโปรแกรม MATLAB เพื่อให้ได้ผลการคำนวณที่แม่นยำขึ้นจำเป็นต้องเพิ่มทอมการกวัดแกว่ง (K_2) เนื่องจากในทอมนี้มีตัวแปร (r_2) สำหรับคำนวณระยะห่างระหว่างตำแหน่งการไหลศักย์ (potential flow) กับผิววัตถุที่เปลี่ยนแปลงในแนวตั้ง (\bar{W}_i) เพื่อใช้ในการคำนวณหาแรงยกบนพื้นผิววัตถุ รวมถึงเพิ่มจำนวนความหนาแน่นของ panel ให้มากขึ้นเพื่อเพิ่มผลการคำนวณให้มีความแม่นยำมากขึ้นเมื่อเทียบกับจำนวนของ panel ต่ำๆ จากการคำนวณแรงยกบนพื้นผิวแบบวิธี DLM สามารถทำให้กำหนดรูปแบบของลมที่เข้ามาปะทะกับวัตถุได้จากที่แสดงดังรูป และสามารถนำไปเป็นแนวทางในการวิเคราะห์หาความเร็วของการกระเพื่อมต่อไป

7. เอกสารอ้างอิง

Rodden WP, Giesing JP, Kalman TP. (1972). Refinement of The Nonplanar Aspects of the Subsonic Doublet-Lattice Lifting Surface Method. *J Aircraft*. 69-73.