

บรรณานุกรม

- จำลอง ลีมิตรกุล. (2534) [ม.ป.ท.: ม.ป.พ.]. การออกแบบเครื่องจักรกล 1.
- ประวิทย์ พงษ์อนันต์. [ม.ป.ป.]. เรียนรู้เรื่องเครื่องบิน. นนทบุรี: Thai Technics Global Service LP.
- วุฒิชัย เครื่องอมชา. (2539). การศึกษาวิธีการลดน้ำหนักของชิ้นส่วนตามแนวขวางกับกางปีกของอากาศยาน.
กรุงเทพมหานคร: มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์.
- อุทิศ อินทะจุบ. (2550). การวิเคราะห์และออกแบบทางแอโรอัสติกของโครงสร้างปีกเครื่องบินโดยใช้แบบจำลอง
แบบเวลาไม่ต่อเนื่อง. ขอนแก่น: มหาวิทยาลัยขอนแก่น.
- Balachandran, B. and Magrab, E.B. (2004). **Vibration**. USA: Thomson.
- Bisplinghoff, R.L., Ashley, H. and Halfman, R.L. (1955). **Aeroelasticity**. USA: Addison-Wesley.
- Bowman, K.B., Grandhi R.V. and Eastep, F.E. (1989). Structural optimization of lifting Surfaces with Divergence
and Control Reversal Constrains. **Structural Optimization**, 1, 153-161.
- Bret, S., Peter, I., Roberto, A. and Wei, S. (2008). Fixed membrane wings for micro air vehicles: Experimental
characterization, numerical modeling, and tailoring. **Progress in Aerospace Sciences**, 44, 258-294.
- Bureerat, S. (2001). **Multidisciplinary Optimization of Mechanical and Aerospace Systems**.
Ph.D. Dissertation, Manchester School of Engineering, University of Manchester.
- David, C., Tim, S., Frank, U. and Matt, M. [n.d.]. **Morphing Inflatable Wing Development for Compact Package
Unmanned Aerial Vehicles**. Denver: [n.p.].
- David, L. (2007). **Topology Optimization of an Elastic Airfoil**. [n.p.].
- Desta, A., Mathieu, L., Ryan, M., Michael, M., Ryan, S. and Cyril, T. (2004). **Virginia Tech Morphing Wing
Team Fall 2004 Final Report**. USA: Virginia Tech, Aerospace and Mechanical Engineering Departments.
- Dowell, Earl H. and Hall, Kenneth C. and Thomas, Jeffrey P. and Florea, Razvan and Epureanu, Bogdan I. and
Heeg, Jennifer. (1999). **Reduced Order Models in Unsteady Aerodynamics**. Collection of Technical
Pepers – AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference [n.p.].
- Lee, H.T., Kroo, I.M. and Bieniawski, S. (Apr. 2002). **Flutter Suspension for High Aspect Ratio Flexible Wings
Using Microflaps**. AIAA-2002-1717, 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural
Dynamics, and Materials Conference. Denver: [n.p.].
- Hall, K.C. (2426-2432, 1994). Eigenanalysis of Unsteady Flows About Airfoil, Cascades, and Wings.
AIAA Journal, 32(12).
- Harder, R.L. and Desmarais, R.N. (1972). Interpolation Using Surface Splines. **J.AIRCRAFT**, 9(2), 189-191.

บรรณานุกรม (ต่อ)

- Heeg, J. and Dowell, E.H. (1999). **Aerodynamic and Aeroelastic Insights Using Eigenanalysis**. AIAA-1999-1473, 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. USA: Missouri.
- Howoong, N., William, A. C. and Anastasios, S. L. (2006). **Aerodynamic Optimization of a Morphing Airfoil Using Energy as an Objective**. USA: Purdue University.
- Inthachub, U. and Bureerat, S. (2006). **Aeroelastic Analysis of and Aircraft Wing Structure-the Use of a Discrete-Time Model**. Khon Kaen: ME-NETT.
- John, B. (2006). **A Computational model for flexible wing based micro air vehicles**. USA: Texas Tech University.
- John, D. A, Jr. (1989). **Introduction to Flight**. 3rded. Singapore: McGraw-Hill.
- Katz, J. and Plotkin, A. (1991). **LOW-SPEED AERODYNAMICS from Wing Theory to Panel Methods**. Singapore: Mcgraw-Hill.
- Mercedes, C. R., Lucas G. H., Martin, R. W. and Benjamin, G. M. (2004). **Model Update of a Micro Air Vehicle (MAV) Flexible Wing Frame with Uncertainty Quantification**. USA: NASA.
- Michael, D. S. and William, A. C. (2006). **Aerodynamic Optimization of a Morphing Airfoil Using Energy as an Objective**. USA: Purdue University.
- _____. (2007). **Modeling and Optimization for Morphing Wing Concept Generation**. USA: Purdue University.
- _____. (2008). **Morphing Wing Weight Predictors and Their Application in a Template-Based Morphing Aircraft Sizing Environment II Part II: Morphing Aircraft Sizing Via Multi-Level Optimization**. USA: Purdue University.
- Michael, J. K. and James, R. R. (1993). **Aircraft Basic Science**. 7thed. Singapore: McGraw-Hill.
- NACA Airfoil Series**. Retrieved July 28, 2008, from : <http://www.aerospaceweb.org/question/airfoils/q0041.shtml>
- Navabalachandran, J., Horng L. J. and Leng, G. [n.d.], **Reverse Engineering and Aerodynamic Analysis of a Flying Wing UAV**. Singapore: National University of Singapore.

การเปรียบเทียบโปรแกรมทำนายความเร็วกระพือสำหรับอากาศยานความเร็วต่ำ

Comparing the Flutter Analysis Programs for the Low Speed Air-Vehicles

ศตวรรษ นันทะเสนีย์¹, สุวิน สลีสองสม¹ และ สุจินต์ บุรีรัตน์¹

¹ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยขอนแก่น อ.เมือง จ.ขอนแก่น 40002

* ติดต่อ: โทรศัพท์: (081) 0550228, E-mail: abstractqu@yahoo.com

บทคัดย่อ

การออกแบบปีกเครื่องบินเพื่อเพิ่มสมรรถนะทางการบินจะใช้การจำลองปีกเครื่องบินโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์โดยคำนึงถึงปรากฏการณ์แอโรอีลาสติก ซึ่งสามารถแบ่งออกได้เป็น 2 วิธี ตามการจำลองแรงอากาศพลศาสตร์ คือ วิธีการ Doublet Lattice Method (DLM) และ วิธีการ Vortex Lattice Method (VLM) ซึ่งเป็นวิธีการพื้นฐานที่มีใช้ในโปรแกรมที่มีจำหน่ายอยู่ทั่วไป 2 โปรแกรมก็คือ ZAERO และ MSC/NASTRAN เนื่องจากโปรแกรมทั้งสองเป็นโปรแกรมที่ได้รับความนิยมและมีราคาแพง ดังนั้นในการศึกษาวิจัยทางด้านอากาศยานจึงถูกจำกัดอยู่ในวงแคบ เพื่อแก้ปัญหาดังกล่าวจึงได้ทำการพัฒนาโปรแกรมวิเคราะห์ปรากฏการณ์แอโรอีลาสติกที่มีความแม่นยำใกล้เคียงกับโปรแกรมข้างต้น จึงกลายมาเป็นวัตถุประสงค์ของการวิจัยที่ต้องการเปรียบเทียบความแม่นยำของโปรแกรม ZAERO กับโปรแกรมที่ได้ทำการสร้างขึ้น 2 โปรแกรม คือ DLM และ discrete-time unsteady vortex ring method โดยทำการสร้างแบบจำลองโครงสร้างปีกเครื่องบิน 2 แบบเพื่อทำนายความเร็วกระพือ ซึ่งเป็นความเสียหายของโครงสร้างทางพลศาสตร์ จากการศึกษาพบว่าโปรแกรมที่พัฒนาขึ้นให้ผลการคำนวณค่าความเร็วกระพือใกล้เคียงกับโปรแกรมที่มีจำหน่ายอยู่ทั่วไป แต่ต้องใช้จำนวน panel ที่มาก

คำหลัก: ปรากฏการณ์แอโรอีลาสติก, ความเร็วกระพือ, Doublet Lattice Method, ZAERO

Abstract

The design of airplane wing for improving flight performance by using computer programming simulation of airplane wing and interesting in aeroelastic phenomena. The aeroelastic phenomena simulation can be separated by the result of aerodynamics force modeling into two categories are Doublet Lattice Method, DLM and Vortex Lattice Method, VLM. ZAERO and MSC/NASTRAN are commercial softwares that base on both methods. The softwares are popular and expensive. Therefore, it has a few authors studied in this field. To resolve the problem, the developing aeroelastic program that has accuracy seem like the commercial softwares. Hence, the objectives of this research to compare the programs i.e. ZAERO with the DLM and the discrete-time unsteady vortex ring method in two airplane constructed wing models using flutter speed parameter. The result of study is the developed programs has accuracy seem like the commercial software but used in large quantity of panel elements.

Keywords: Aeroelastic, Flutter Speed, Doublet Lattice Method, ZAERO

1. บทนำ

การออกแบบปีกเครื่องบินเพื่อเพิ่มสมรรถนะทางการบินและรักษาเสถียรภาพของโครงสร้างด้วยการจำลองปีกเครื่องบินในคอมพิวเตอร์โดยคำนึงถึงปรากฏการณ์แอโรอัสติก โดยการแยกออกตามการจำลองแรงอากาศพลศาสตร์ซึ่งสามารถแบ่งออกได้ 2 วิธี คือ วิธี Doublet Lattice Method (DLM) และ วิธี Vortex Lattice Method ซึ่งเป็นวิธีพื้นฐานที่มีใช้อยู่ในโปรแกรมสำเร็จรูปที่มีจำหน่ายอยู่ทั่วไป 2 โปรแกรม คือ ZAERO และ MSC/NASTRAN เนื่องจากโปรแกรมทั้งสองเป็นโปรแกรมที่ได้รับความนิยมและมีราคาแพง ดังนั้นในการศึกษาวิจัยทางด้านแอโรอัสติกในบ้านเราจึงถูกจำกัดอยู่ในวงแคบเพราะต้องใช้ค่าใช้จ่ายในการวิจัยที่ค่อนข้างสูง เพื่อแก้ปัญหาดังกล่าวจึงได้ทำการพัฒนาโปรแกรมวิเคราะห์ปรากฏการณ์แอโรอัสติกที่มีความแม่นยำใกล้เคียงกับโปรแกรมที่มีจำหน่ายอยู่ทั่วไป ได้แก่ โปรแกรม ZAERO กับโปรแกรมที่ได้ทำการสร้างขึ้น 2 โปรแกรม คือ DLM และ discrete-time unsteady vortex ring method เพื่อทำนายความเร็วกระพือ ซึ่งเป็นความเสียหายของโครงสร้างทางพลศาสตร์ โดยทำการสร้างแบบจำลองโครงสร้างปีกเครื่องบิน 2 แบบ แบบที่หนึ่งมีหน้าตัดแผนอากาศเป็นแบบสี่เหลี่ยม แบบที่สองมีหน้าตัดแผนอากาศเป็นแบบ Van de Vooren

2. ทฤษฎี

ในปัจจุบันได้มีความพยายามในการปรับปรุงสมรรถนะทางการบินของเครื่องบิน โดยอาศัยการยืดหยุ่นตัวของโครงสร้างหรือที่เรียกว่า Active Aeroelastic Aircraft Structure เป็นผลให้เกิดปรากฏการณ์แอโรอัสติก ซึ่งจะสร้างให้เกิดความไม่เสถียรของโครงสร้าง ปรากฏการณ์แอโรอัสติกทางพลศาสตร์ที่สำคัญก็คือความไม่เสถียรแบบกระพือ การกระพือเป็นความไม่เสถียรทางพลศาสตร์ของโครงสร้างที่เกิดจากการกวัดแกว่งขณะทำการบิน ความเร็ววิกฤติขณะที่เกิดความไม่เสถียรจะเรียกว่า ความเร็วกระพือ (flutter speed) ซึ่งงานวิจัยนี้จะใช้

ความเร็วกระพือในการเปรียบเทียบความแม่นยำของโปรแกรม ซึ่งการวิเคราะห์การกระพือของโครงสร้างเครื่องบิน จะประกอบด้วย 4 ส่วนคือ แบบจำลองโครงสร้าง แบบจำลองอากาศพลศาสตร์ การเชื่อมต่อแรงอากาศพลศาสตร์กับแบบจำลองโครงสร้าง และการวิเคราะห์การกระพือ ซึ่งสามารถอธิบายได้ดังนี้

2.1 Structural models

แบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์พลศาสตร์ของโครงสร้างเครื่องบินสามารถแสดงได้ดังนี้

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = \bar{F}(t) \quad (1)$$

เมื่อ M คือ mass matrix

C คือ เมทริกซ์ความหน่วง (ความหน่วงแบบหนืด)

K คือ เมทริกซ์ค่าความแข็ง

$\bar{F}(t)$ คือ เวกเตอร์แรงอากาศพลศาสตร์

\bar{u} คือ เวกเตอร์การกระจัดของโหนด

เวกเตอร์แรง $\bar{F}(t)$ สามารถแยกออกได้เป็น 2 ส่วนคือ แรงอากาศพลศาสตร์ที่เกิดจากการเปลี่ยนรูปของโครงสร้าง และแรงภายนอกตามลำดับ ดังนี้

$$\bar{F}(t) = \bar{F}_a(\bar{u}) + \bar{F}_e(t) \quad (2)$$

$\bar{F}_a(\bar{u})$ จะขึ้นอยู่กับ การเปลี่ยนรูปของโครงสร้าง $\bar{u}(t)$

จัดรูปสมการ (1) ใหม่ได้ดังนี้

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku - \bar{F}_a(\bar{u}) = \bar{F}_e(t) \quad (3)$$

เทอมทางซ้ายมือของสมการ (3) เป็นระบบกระตุ้นตัวเองซึ่งเป็นปัญหาความเสถียรของระบบพลศาสตร์ จัดรูปใหม่ได้ดังนี้

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku - \bar{F}_a(\bar{u}) = \bar{0} \quad (4)$$

การแก้ระบบสมการ (4) เป็นปัญหาค่าเริ่มต้น เพื่อหาขอบเขตความไม่เสถียรต้องใช้การคำนวณจำนวนมาก ดังนั้นวิธีการแก้ปัญหาดังกล่าวที่นิยมจะมีด้วยกัน 2 วิธี คือ วิธีอากาศพลศาสตร์ไม่คงตัวไม่เชิงเส้นบนโดเมนเวลาที่เรียกว่า Computational Fluid Dynamic, CFD และวิธีเปลี่ยนปัญหาไม่เชิงเส้นในสมการ (3) ไปเป็นปัญหาเชิงเส้น แสดงขอบเขตการกระพือโดยการ

แก้ปัญหาค่าเฉพาะเชิงซ้อน จำลองแรงอากาศพลศาสตร์ด้วยแบบจำลองแบบแผ่นเชิงเส้น (linear panel model) ซึ่งวิธีการดังกล่าวสามารถแบ่งออกได้เป็น 2 แบบ ก็คือ แบบจำลองแบบแผ่นไม่คงตัว (unsteady linear panel model) และแบบจำลองแบบแผ่นคงตัว (steady linear panel model) ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้ศึกษาเฉพาะแบบจำลองแบบแผ่นไม่คงตัว ได้แก่ วิธี DLM ซึ่งมีใช้อยู่ใน MSC/NASTRAN และ ZAERO และวิธี discrete time unsteady vortex ring method ซึ่ง Uthit และคณะ [2] ได้ทำการพัฒนาขึ้น ซึ่งจะได้กล่าวถึงหลักการของวิธีการต่างๆ ในหัวข้อต่อไป

การวิเคราะห์แอร์โอดนามิกส์ด้วยวิธีการ

จำลองแบบแผ่น (panel model) จะพิจารณาให้แพนอากาศมีขนาดบาง การไหลของอากาศผ่านปีกเครื่องบินแยกได้เป็น 2 ส่วน คือ ส่วนของแพนอากาศที่มีหน้าตัดสมมาตร แสดงความหนาของหน้าตัดแพนอากาศตามแนวคอร์ด (chord) โดยแรงกระทำจะมีเฉพาะแรงต้านซึ่งจะมีค่าน้อยมาก และส่วนของแพนอากาศแบบแผ่นที่เรียกว่าพื้นผิวแรงยก (lifting surface) ซึ่งจะมีรูปทรงเป็นเส้นโค้งตามแนวจุดกึ่งกลางของหน้าตัดจริง (mean camber line) จากข้อสมมติดังกล่าว แรงแอร์โอดนามิกส์ของปีกแพนอากาศจริงสามารถวิเคราะห์เฉพาะพื้นผิวแรงยกบนเส้นแคมเบอร์ได้

2.2. โปรแกรมที่มีพื้นฐานอยู่บนวิธี DLM

วิธี DLM เป็นการเชื่อมต่อพื้นผิวแรงยกในการไหลที่ความเร็วต่ำกว่าเสียง ซึ่งนำเสนอโดย Albanio และคณะ [3] และ Rodden และคณะ [4] วิธีนี้เป็นวิธีที่ขยายมาจากวิธี VLM ซึ่งสมมติให้พื้นผิวแรงยกวางขนานกับการไหล โดยแบ่งพื้นผิวแรงยกออกเป็นเพนเนลเล็กๆ รูปสี่เหลี่ยมคางหมู (boxes) จำนวน n_a เอลิเมนต์ ความดันยก (lifting pressures) กระทำที่ระยะ $1/4$ และจุดควบคุมอยู่ที่ $3/4$ ของเส้นคอร์ดที่จุดกึ่งกลางในทิศทางปีก (spanwise) ของแต่ละบ็อกซ์ โดยระยะและจุดดังกล่าวจะสอดคล้องกับ

เงื่อนไขขอบการไหลศักย์ (potential flow) ซึ่งไม่มีการไหลในทิศทางตั้งฉากกับผิววัตถุ

การวิเคราะห์ในวิธี DLM จะประยุกต์สมการ (4) ตามเงื่อนไขต่างๆ ได้แก่ การพิจารณาให้ระบบไม่มีความหน่วง, เพิ่มแรงอากาศพลศาสตร์ในระบบสมการ และ ใช้วิธี surface spline interpolation ในการเชื่อมเซตของเอลิเมนต์เพนเนลและเอลิเมนต์โครงสร้างให้สอดคล้องกัน สมการที่ได้จะเป็นดังนี้

$$M\ddot{\bar{u}} + K\bar{u} = qG_{cs}^T S_a [AIC][H_{cs} + ikG_{cs}] \bar{u} \quad (5)$$

เมื่อ $q = \frac{1}{2} \rho_{air} V^2$ คือ ความดันพลศาสตร์

G_{cs} คือ เมทริกซ์การเปลี่ยนรูป (transform matrix) ขนาด $n_a \times n$

S_a คือ เมทริกซ์แถวแยงมุมของพื้นที่เอลิเมนต์เพนเนล

[AIC] คือ เมทริกซ์สัมประสิทธิ์อิทธิพลอากาศพลศาสตร์ (an aerodynamic influence coefficient matrix)

H_{cs} คือ เมทริกซ์การเปลี่ยนรูปขนาด $n_a \times n$

i เป็นจำนวนจินตภาพ

$k = \frac{\omega L}{V}$ คือ ความถี่ลด (reduced frequency)

โดย ω คือ ความถี่ธรรมชาติ

L คือ ความยาวครึ่งหนึ่งของความกว้างปีก (semispan length)

V คือ ความเร็วลม

สำหรับการเคลื่อนที่แบบกวัดแกว่ง แทน $\bar{u} = \bar{u}_0 e^{i\omega t}$ และเพื่อหาขอบเขตการกระพือจะใช้วิธี k-method ซึ่งแทนความหน่วงเสมือนในระบบสมการพลศาสตร์โดยการคูณเมทริกซ์ K ด้วย $(1 + ig)$ (g คือ ค่าความหน่วงเสมือน หรือ artificial damping) จะได้ปัญหาค่าเฉพาะเชิงซ้อนของสมการ (5) ดังนี้

$$\left[B - \frac{(1 + ig)}{\omega^2} K \right] \bar{u}_0 = \bar{0} \quad (6)$$

เมื่อ $B = M + A_d$

$$A_d = \frac{L^2}{2k^2} G_{cs}^T S_a [AIC] [H_{cs} + ikG_{cs}]$$

แต่เนื่องจากแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ของโครงสร้างเครื่องบินปกติจะมีจำนวนอันดับความอิสระจำนวนมาก ขนาดของเมทริกซ์มวลและเมทริกซ์ค่าความแข็งจะมีขนาดใหญ่ด้วยเช่นกัน การแก้สมการ (6) จะต้องใช้การคำนวณจำนวนมาก เพื่อแก้ปัญหาดังกล่าวเราจะใช้วิธีการฐานนิยม (modal approach) ในการลดอันดับแบบจำลอง (reduced order model) ลง ซึ่งแสดงความสัมพันธ์ของระบบแกนปกติกับระบบแกนฐานนิยมได้ดังนี้

$$\ddot{u}_0 = [\Phi] \ddot{x} \quad (7)$$

เมื่อ $[\Phi]$ คือเมทริกซ์ฐานนิยม (modal matrix) ซึ่งมีเมทริกซ์หลักเป็นโหมดความถี่ธรรมชาติที่อันดับต่ำๆ ซึ่งสามารถหาได้จากปัญหาค่าเฉพาะ (eigenvalue problem) ของสมการ (1) โดยปกติจะใช้โหมดความถี่ธรรมชาติที่อันดับต่ำไม่เกิน 10 โหมดสำหรับการวิเคราะห์การกระพือของปีกเครื่องบิน เมื่อ \ddot{x} เป็นระบบแกนฐานนิยม แทน (7) ใน (6) และคูณเข้าข้างหน้าด้วย $[\Phi]^T$ จะได้ระบบสมการลดอันดับดังนี้

$$[B_g - \lambda K_g] \ddot{x} = \ddot{0} \quad (8)$$

เมื่อ $B_g = [\Phi]^T B [\Phi]$ คือ เมทริกซ์ฐานนิยม

$K_g = [\Phi]^T K [\Phi]$ คือ เมทริกซ์มวลฐานนิยม

$$\lambda = \frac{1 + ig}{\omega^2}$$

กระบวนการของวิธีการ k-method จะเริ่มต้นด้วยการเดาค่าความถี่ลด ที่แต่ละความถี่ลดจะคำนวณเมทริกซ์อากาศพลศาสตร์และแก้ปัญหาค่าเฉพาะ (14) ความถี่กระพือ ω_i ความเร็วอากาศ V_i และความหน่วงเสมือน g_i จะสอดคล้องกับค่าเฉพาะอันดับ i จะเป็นดังนี้

$$\omega_i = \frac{1}{\sqrt{\text{Re}(\lambda_i)}}, g_i = \frac{\text{Im}(\lambda_i)}{\text{Re}(\lambda_i)}, V_i = \frac{\omega_i L}{k} \quad (9)$$

แก้สมการสำหรับทุกๆ ค่า k พล็อตกราฟ V-g และ V- ω การกระพือจะเกิดขึ้นเมื่อเส้นกราฟ g ตัดกับแกน V ครั้งแรก

2.3 โปรแกรม ZAERO

โปรแกรม ZAERO เป็นโปรแกรมสำเร็จรูปสำหรับวิเคราะห์ปรากฏการณ์แอโรอีลาสติก ซึ่งการวิเคราะห์ภาวะอากาศพลศาสตร์จะมีพื้นฐานอยู่บนวิธีการเพเนล DLM โปรแกรมนี้แตกต่างจากวิธีการก่อนหน้าในส่วนการวิเคราะห์การกระพือ วิธีการหาผลเฉลยใหม่นี้ได้ถูกพัฒนาขึ้นโดย ZONA technology เรียกวิธีการนี้ว่า g-method วิธีการนี้เป็นรูปแบบทั่วไปของวิธีการ k-method และ P-k method ซึ่งสามารถสร้างรากการกระพือได้ไม่จำกัด ยิ่งกว่านั้นวิธีการนี้จะสร้างรากเกินที่เกิดจากรากอากาศพลศาสตร์ซึ่งเหนือกว่าวิธีการอื่น วิธีการ g-method ถูกพัฒนาขึ้นโดย Chen [5] เขาได้เสนอแนวคิดการรวมเทอมความหน่วงในสมการการกระพือ

2.4 Discrete time vortex ring method

Uthit และคณะ [2] ได้สร้างโปรแกรมวิเคราะห์ความเร็วกระพือซึ่งมีพื้นฐานอยู่บนวิธี Discrete time vortex ring method [6,7,8] เพื่อเป็นเครื่องมือในการวิจัยทางด้านการออกแบบโครงสร้างเครื่องบินโดยคำนึงถึงปรากฏการณ์แอโรอีลาสติก วิธีดังกล่าวจะประกอบด้วยห้าส่วนหลักๆ ดังนี้

ส่วนแรกเป็นส่วนของแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์รูปแบบสมการเป็นดังสมการ (1) เพื่อรวมกับสมการอากาศพลศาสตร์ไม่ต่อเนื่องกับเวลา ต้องจัดรูปสมการใหม่ เนื่องจากแบบจำลองไฟไนต์ปกติจะมีจำนวนอันดับความอิสระจำนวนมาก เมทริกซ์มวลและเมทริกซ์ค่าความแข็งจะมีขนาดใหญ่เช่นกัน การแก้สมการ (1) ต้องใช้การคำนวณจำนวนมาก จึงใช้วิธีการฐานนิยม (modal approach) แก้ปัญหา โดยลดอันดับแบบจำลอง (reduced order model) ซึ่งแสดงความสัมพันธ์ของระบบแกนปกติกับระบบแกนฐานนิยมได้ดังนี้

$$\ddot{u} = [\Phi] \ddot{x} \quad (10)$$

เมื่อ $[\Phi]$ คือเมทริกซ์ฐานนิยม (modal matrix) มีเมทริกซ์หลักเป็นโหมดความถี่ธรรมชาติที่อันดับต่ำๆ

สามารถหาได้จากปัญหาค่าเฉพาะ (eigenvalue problem) ของสมการ (1) โดยปกติจะใช้โหมดความถี่ธรรมชาติที่อันดับต่ำไม่เกิน 10 โหมดสำหรับวิเคราะห์การกระพือ แทน (10) กลับใน (1) และคูณข้างหน้าด้วย $[\Phi]^T$ จะได้ระบบสมการลดอันดับเป็น

$$\begin{bmatrix} M_g & C_g \\ 0 & M_g \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\bar{x}} \\ \dot{\bar{x}} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & K_g \\ -M_g & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\bar{x}} \\ \bar{x} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \bar{F}_g \\ 0 \end{Bmatrix} = \bar{0} \quad (11)$$

เมื่อ C_g คือ เมทริกซ์ความหน่วงฐานนิยม

เพื่อเปลี่ยนสมการ (11) ซึ่งอยู่ในรูปสมการต่อเนื่องกับเวลาไปเป็นสมการไม่ต่อเนื่องกับเวลา (discrete time equation) เพื่อรวมกับสมการอากาศพลศาสตร์ซึ่งจะได้อีกต่อไป สามารถทำได้โดยแทนผลต่างเข้าสู่ส่วนกลาง (central difference) ทำให้จัดรูปได้ดังนี้

$$[DEOM_2] \bar{q}^{n+1} + [DEOM_1] \bar{q}^n + \bar{F}^{n+1/2} = 0 \quad (12)$$

ส่วนที่สองสร้างแบบจำลองอากาศพลศาสตร์โดยใช้วิธี discrete time unsteady vortex ring method วิธีนี้จะสร้างสูตร unsteady vortex panel formulation จากงานของ Hall [6] โดยเอลิเมนต์เพเนลเป็นเวอร์เทจเอลิเมนต์ [8] วิธีนี้จะแบ่งพื้นผิวแรงยกและเวกเวอร์เทจ (wake vortex) ออกเป็นแผ่นสี่เหลี่ยมเล็ก (boxes) ซึ่งมีความยาวในทิศออร์ตเป็น Δx และมีทิศในแนวช่วงกว้างปีกเป็น Δy ขอบชายหน้าของเวอร์เทจอยู่ที่ระยะ $\Delta x/4$ ขอบชายหลังของเวอร์เทจอยู่ที่ $\Delta x/4$ ของบ็อกซ์ถัดไป จุดควบคุมอยู่ที่จุดกึ่งกลางบ็อกซ์ตามแนวช่วงกว้างปีก และระยะ $3/4$ ของบ็อกซ์ตามแนวออร์ต

สมการแสดงความสัมพันธ์ระหว่างเซอร์คูเลชันและการไหลตก (Circulation-Downwash) เป็นดังนี้

$$[CDR_2] \Gamma^{n+1} + [CDR_1] \Gamma^n = W^{n+1} \quad (13)$$

เมื่อ Γ^n คือ เวกเตอร์เซอร์คูเลชัน (circulation) สำหรับเวอร์เทจที่เวลา n

W^n คือ เวกเตอร์การไหลตก (downwash) ที่ตำแหน่งจุดควบคุมที่เวลา n

ความแตกต่างระหว่างผิวบนและผิวล่างของแต่ละเพเนลจะเป็นไปตามสมการเบอร์นูลลีไม่คงตัว (unsteady Bernoulli's equation) แสดงได้ดังนี้

$$\Delta P^{n+1/2} = [C2P_2] \Gamma^{n+1} + [C2P_1] \Gamma^n \quad (14)$$

ส่วนที่สามเนื่องจากแบบจำลองอากาศพลศาสตร์และแบบจำลองโครงสร้างมาจากวิธีการที่แตกต่างกันทำให้เซตของเอลิเมนต์เพเนลและเอลิเมนต์โครงสร้างโดยปกติจะไม่สอดคล้องกัน เพื่อเชื่อมต่อแรงดั่งกล่าวจะใช้เทคนิค surface spline interpolation จะได้ความสัมพันธ์ระหว่างการเคลื่อนที่ของปีกและการไหลตกเป็นดังนี้

$$W^{n+1} = [WDR] q^{n+1} \quad (15)$$

ความสัมพันธ์ของเซอร์คูเลชันและแรงกระทำที่โหนดหาได้จากสมการเบอร์นูลลีและวิธีงานเทียบเท่ากับภาวะ จะได้

$$F^{n+1/2} = [CNFR_2] \Gamma^{n+1} + [CNFR_1] \Gamma^n \quad (16)$$

ส่วนที่สี่ รวมสมการอากาศพลศาสตร์ การเชื่อมต่อแรงอากาศพลศาสตร์กับแบบจำลองโครงสร้าง เข้ากับแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์จะได้สมการสแตทสเปซเวลาไม่เนื่อง (discrete-time state space equation)

$$\begin{bmatrix} [CDR_2] & -[WDR] \\ [CNFR_2] & [DEOM_2] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma \\ q \end{Bmatrix}^{n+1} + \begin{bmatrix} [CDR_1] & [0] \\ [CNFR_1] & [DEOM_1] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma \\ q \end{Bmatrix}^n = \bar{0} \quad (17)$$

เพื่อลดอันดับของแบบจำลองอากาศพลศาสตร์จะพิจารณาให้ผลเฉลย Γ ของระบบประกอบด้วยสองส่วน คือ ส่วนขยายฐานนิยมซึ่งเป็นผลรวมของโหมดเฉพาะอากาศพลศาสตร์จำนวนน้อยๆ และส่วนของ static correction ซึ่งแสดงได้ดังนี้

$$\Gamma^n = X_n \bar{c}^n + \Gamma_s^n \quad (18)$$

เมื่อ $\Gamma_s^n = ([CDR_1] + [CDR_2])^{-1} W^n$

\bar{c} คือ แกนฐานนิยม

แทนสมการ (18) ในสมการ (17) และคูณข้างหน้าด้วย Y^T และใช้เงื่อนไข orthogonal จะได้

$$\begin{bmatrix} I_n & Y_n^T [-I + [CDR_2][CDR_2] + [CDR_1]^{-1}][WDR] \\ [CNFR_2]X_n & [DEOM_2] + [CNFR_2][CDR_2] + [CDR_1]^{-1}[WDR] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c \\ q \end{bmatrix}^{n+1} + \begin{bmatrix} -Z_n & Y_n^T [CDR_1][CDR_2] + [CDR_1]^{-1}[WDR] \\ [CNFR_1]X_n & [DEOM_1] + [CNFR_1][CDR_2] + [CDR_1]^{-1}[WDR] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c \\ q \end{bmatrix}^n = 0 \quad (19)$$

ส่วนที่ห้า การวิเคราะห์การกระพือจะคำนวณโดยแก้สมการก่อนหน้าเพื่อหาค่าเฉพาะของระบบที่มีอินพุตเป็นศูนย์ ความไม่เสถียรจะเกิดขึ้นเมื่อมีค่าเฉพาะอย่างน้อยหนึ่งค่าที่มีค่ามากกว่าศูนย์

3. การทดสอบเปรียบเทียบความเร็วกระพือ

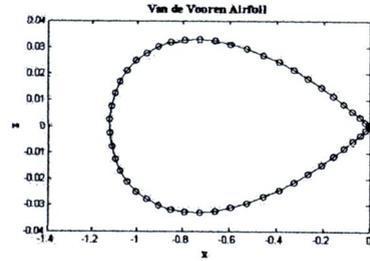
ในการเปรียบเทียบความแม่นยำ ของโปรแกรม DLM และ discrete-time unsteady vortex ring method กับโปรแกรม ZAERO โดยการสร้างแบบจำลองโครงสร้างปีกเครื่องบิน 2 แบบ โดยมีขั้นตอนการทดสอบดังนี้

3.1 การกำหนดข้อมูลโครงสร้างปีกเครื่องบิน

สร้างแบบจำลองโครงสร้างปีกเครื่องบิน 2 แบบ คือ แบบจำลอง A มีหน้าตัดแพนอากาศเป็นแบบสี่เหลี่ยม และแบบจำลอง B มีหน้าตัดแพนอากาศเป็นแบบ Van de Vooren ซึ่งแสดงดังรูปที่ 1 รายละเอียดแบบจำลองโครงสร้างปีกเครื่องบินสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 1 แบบจำลองโครงสร้างภายในปีกเครื่องบินแบบ A และ B สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 2

3.2 การสร้างแบบจำลองโครงสร้างปีกเครื่องบิน

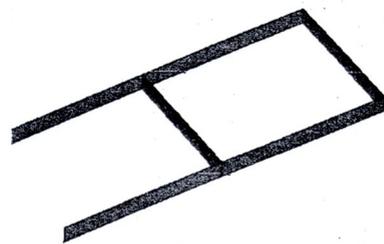
เนื่องจากโปรแกรมทั้งสามจะไม่มีส่วนของการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ ดังนั้นจึงต้องการข้อมูลรับเข้าเป็น จำนวนโหนด จำนวนโหนดที่ใช้ในการวิเคราะห์ความเร็วกระพือ ตำแหน่งของโหนด ความถี่ธรรมชาติของแต่ละโหนด และเวกเตอร์ค่าเฉพาะ ซึ่งข้อมูลต่างๆ เหล่านี้จะหาได้จากโปรแกรมไฟไนต์เอลิเมนต์ทั่วไป



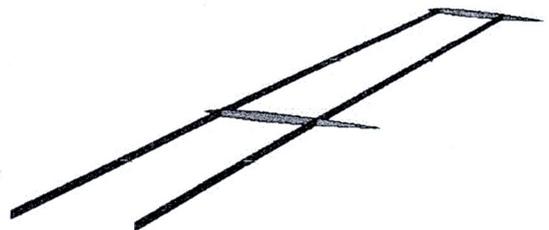
รูปที่ 1 แสดงหน้าตัดแพนอากาศแบบ Van de Vooren

ตารางที่ 1 แสดงข้อมูลโครงสร้างปีกเครื่องบินแบบ A และ B

ลำดับ	รายละเอียดข้อมูล	แบบจำลอง	
		A	B
1	ความยาวกึ่งกลางปีก, L(m)	1.5	1.5
2	ความยาวคอร์คโคนปีก, RC (m)	0.6	0.6
3	ความยาวคอร์คปลายปีก, TC (m)	0.6	0.3
4	มุมลู่หลัง, Λ	0°	30°
5	จำนวนริบ (ชิ้น)	2	2
6	จำนวนสปาร์ (ชิ้น)	2	2
7	ความหนาของริบและสปาร์ (m)	0.003	0.0015
8	ความหนาของผิวปีกบนและล่าง (m)	0.002	0.001
9	วัสดุทำโครงสร้างปีก	อะลูมิเนียม $E = 70 \times 10^9 \text{ N/m}^2$ $\nu = 0.34$ $\rho = 2700 \text{ kg/m}^2$	



(ก)



(ข)

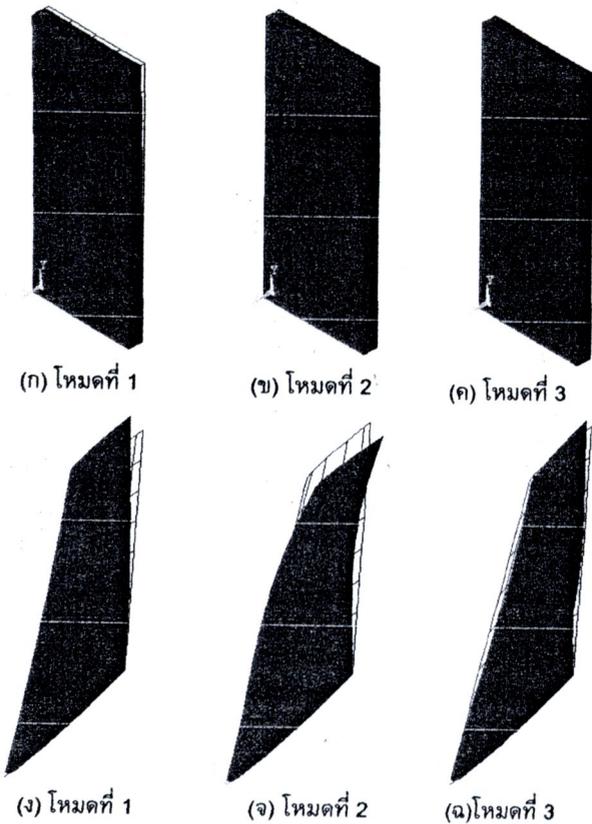
รูปที่ 2 แสดงโครงสร้างภายในปีกเครื่องบิน

(ก) แบบ A : (ข) แบบ B

ทำการสร้างแบบจำลองไฟไนต์เอลิเมนต์ของโครงสร้างปีกเครื่องบินทั้ง 2 แบบ โดยอาศัยข้อมูลในตารางที่ 1 ใช้เอลิเมนต์เป็น shell แบบ 4 โหนด แต่ละโหนดมีอันดับความอิสระเท่ากับ 6 กำหนดชนิดการวิเคราะห์เป็นแบบฐานนิยม จะได้ข้อมูลป้อนเข้าตามที่ต้องการ โดยแบบจำลองทั้งสองจะมีค่าความถี่ธรรมชาติที่โหมดต่างๆ 5 โหมดแรกเป็นดังตารางที่ 2 และมีรูปร่างโหมดแสดงได้ดังรูปที่ 3

ตารางที่ 2 แสดงค่าความถี่ธรรมชาติที่ 5 โหมดแรก ของแบบจำลองทั้งสอง

Mode no.	ความถี่ธรรมชาติ (rad/sec)	
	แบบจำลอง A	แบบจำลอง B
1	200.427	83.642
2	235.921	368.245
3	240.118	521.982
4	243.536	558.179
5	365.945	582.250



รูปที่ 3 แสดงรูปร่างโหมดของแบบจำลองโครงสร้างแบบ A (ก-ค) และแบบ B (ง-ฉ)

3.3 การสร้างการทดลอง

จากวัตถุประสงค์ของงานวิจัย ได้สร้างการทดลองเปรียบเทียบความเร็วกระพือที่คำนวณได้จากโปรแกรมทั้งสามที่ค่าตัวเลขมัดและจำนวนเอลิเมนต์เพนลหรือบ็อกซ์แตกต่างกันของโครงสร้างปีกเครื่องบินแบบจำลอง A และ B โดยกำหนดให้ N_{ch} คือ จำนวนกริด (grid) ตามแนวคอร์ด, N_{sp} จำนวนกริดตามแนวช่วงกว้างปีก ป้อนข้อมูลต่างๆในรูปไฟล์ข้อมูลนามสกุล inp วันโปรแกรมเพื่อหาความเร็วกระพือที่เงื่อนไขต่างๆกัน ซึ่งสามารถสรุปเป็นตารางการทดลองได้ดังตารางที่ 3 และ 4

ตารางที่ 3 แสดงความเร็วกระพือ ของแบบจำลอง A

Mach no.	Program	$N_{ch} \times N_{sp}$		
		5x6	7x6	9x6
0.3	ZAERO	99.827	121.842	129.195
	DLM	205.1	202	191.4
	discrete-time UVR	215	170	160
0.5	ZAERO	117.754	152.283	150.687
	DLM	205.1	202	191.4
	discrete-time UVR	215	170	160
0.7	ZAERO	139.492	138.660	138.495
	DLM	205.1	202	191.4
	discrete-time UVR	215	170	160

ตารางที่ 4 แสดงความเร็วกระพือ ของแบบจำลอง B

Mach no.	Program	$N_{ch} \times N_{sp}$		
		5x6	7x6	9x6
0.3	ZAERO	334.570	325.572	327.968
	DLM	341.1	351.2	368.9
	discrete-time UVR	460	177.7	335
0.5	ZAERO	319.924	307.103	311.488
	DLM	341.1	351.2	368.9
	discrete-time UVR	460	177.7	335
0.7	ZAERO	310.373	330.049	333.092
	DLM	341.1	351.2	368.9
	discrete-time UVR	460	177.7	335

นำค่าความเร็วกระพือของโปรแกรม DLM และ discrete-time unsteady vertex ring คำนวณหาร้อย

นำค่าความเร็วกระพือของโปรแกรม DLM และ discrete-time unsteady vertex ring คำนวณหาร้อยละความคลาดเคลื่อน (Error Percentage) โดยใช้โปรแกรม ZAERO เป็นโปรแกรมหลักในการเปรียบเทียบ สูตรมีดังนี้

$$\left(\frac{|([DLM] \text{ or } [discrete - time \text{ UVR}]) - [ZAERO]|}{ZAERO} \right) \times 100$$

ร้อยละความคลาดเคลื่อนที่แสดงในตารางที่ 5-6 ตารางที่ 5 แสดงร้อยละความคลาดเคลื่อนของโปรแกรม DLM และ discrete-time unsteady vertex ring จากโปรแกรม ZAERO ของแบบจำลอง A

Mach no.	Program	$N_{ch} \times N_{sp}$		
		5x6	7x6	9x6
0.3	DLM	105.46	65.79	48.15
	discrete-time UVR	115.37	39.52	23.84
0.5	DLM	74.18	32.65	27.02
	discrete-time UVR	82.58	11.63	6.18
0.7	DLM	47.03	45.68	38.20
	discrete-time UVR	54.13	22.60	15.53

ตารางที่ 6 แสดงร้อยละความคลาดเคลื่อนของโปรแกรม DLM และ discrete-time unsteady vertex ring จากโปรแกรม ZAERO ของแบบจำลอง B

Mach no.	Program	$N_{ch} \times N_{sp}$		
		5x6	7x6	9x6
0.3	DLM	1.95	7.87	12.48
	discrete-time UVR	37.49	45.42	2.14
0.5	DLM	6.62	14.36	18.43
	discrete-time UVR	43.78	42.14	7.55
0.7	DLM	9.90	6.41	10.75
	discrete-time UVR	48.21	46.16	0.57

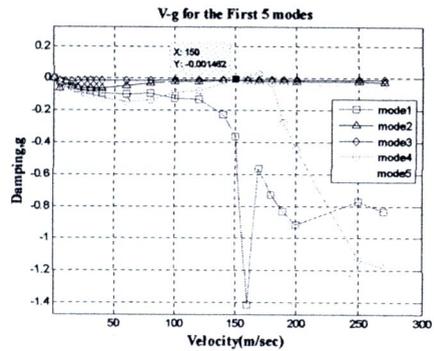
4. ผลการทดสอบเปรียบเทียบความเร็วกระพือ

ความเร็วกระพือที่ได้จากโปรแกรมทั้งสามสามารถแบ่งการแสดงผลออกได้เป็น 2 แบบ คือ แบบแรกโปรแกรม DLM และโปรแกรม ZAERO แสดงอยู่ในรูปกราฟ V-g และ V-f ซึ่งแสดงดังรูปที่ 4 แบบที่สองโปรแกรม discrete-time unsteady vertex ring แสดง

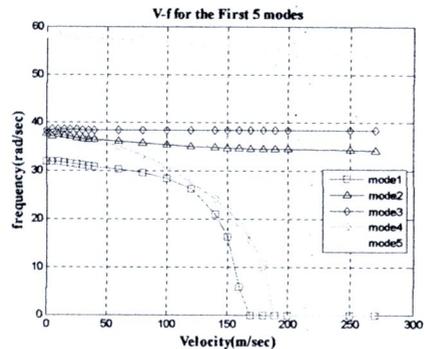
อยู่ในรูปกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าเฉพาะและความเร็ว แสดงได้ดังรูปที่ 5

จากตารางที่ 3.4-3.9 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างตัวเลขชี้คและจำนวนเพนลเอลิเมนต์ที่มีผลต่อความเร็วกระพือ ของแบบจำลอง A และ B สามารถสรุปเป็นข้อสังเกตได้ ดังนี้

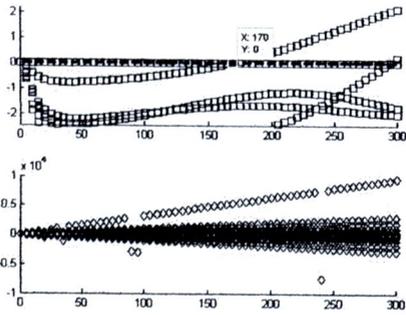
1. ค่าความเร็ววิกฤติที่คำนวณได้จากโปรแกรม ZAERO จะเปลี่ยนแปลงตามตัวเลขชี้คที่กำหนด ขณะที่อีก 2 โปรแกรมความเร็วกระพือจะไม่ได้เปลี่ยนแปลงตามตัวเลขชี้ค



รูปที่ 4 (ก) กราฟ V-g ของโปรแกรม DLM และ ZAERO



รูปที่ 4 (ข) กราฟ V-f ของโปรแกรม DLM และ ZAERO



รูปที่ 5 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าเฉพาะและความเร็วของโปรแกรม discrete-time unsteady vertex ring

2. จำนวนเพเนลเอลิเมนต์จะมีผลต่อผลการทำนายความเร็วกระพือของทั้ง 3 โปรแกรม โดยเฉพาะโปรแกรม discrete-time unsteady vertex ring จะมีการเปลี่ยนแปลงผลการทำนายความเร็วกระพือที่สูงเมื่อเทียบกับโปรแกรม DLM โดยโปรแกรม DLM จะมีผลการทำนายความเร็วกระพือเปลี่ยนแปลงรองลงมา โดยที่โปรแกรม ZAERO จะมีการเปลี่ยนแปลงผลการทำนายความเร็วกระพือต่ำสุด

3. จากการเปรียบเทียบค่าความเร็วกระพือของทั้ง 3 โปรแกรมจะพบว่าโปรแกรม discrete-time unsteady vertex ring ที่จำนวนเอลิเมนต์เพเนลสูงสุดจะให้ค่าการทำนายความเร็ววิกฤติใกล้เคียงกับโปรแกรม ZAERO มากที่สุด โดยมีร้อยละความคลาดเคลื่อนเป็น 0.57 ที่ 0.7 Mach ในแบบจำลอง B

5. สรุป

จากผลการศึกษาพบว่าโปรแกรมที่ได้ทำการสร้างขึ้นทั้ง DLM และ discrete-time unsteady vertex ring ให้ผลในการทำนายความเร็วกระพือที่พอใช้ได้โดยจะให้ผลการทำนายที่ดีขึ้นเมื่อใช้เอลิเมนต์เพเนลที่จำนวนสูงๆ โดยวิธีการ discrete-time unsteady vertex ring จะให้ผลการทำนายที่ดีกว่าโปรแกรม DLM ที่จำนวนเอลิเมนต์เพเนลสูง แต่ที่เอลิเมนต์เพเนลต่ำๆ โปรแกรม DLM จะให้ผลการทำนายที่ดีกว่าจึงเป็นผลให้สามารถนำโปรแกรมที่สร้างขึ้นไปใช้

วิเคราะห์การออกแบบโครงสร้างปีกเครื่องบินโดยคำนึงถึงปรากฏการณ์แอโรอีลาสติกได้ต่อไป

6. เอกสารอ้างอิง

- [1] Bisplinghoff, R.L., Ashley, H., and Halfmas, R.L., Aeroelasticity, Addison-Wesley, Reading, Mass.
- [2] Uthit I., and Sujin B., 2006. Aeroelastic Analysis of and Aircraft Wing Structure-the Use of a Discrete-Time Model. 20th ME-NETT, Khon Kaen, Thailand.
- [3] Albano, E., and Rodden, W. P., 1969. A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows. *AIAA J.*, Vol. 7, pp. 279-285.
- [4] Rodden, W. P., Giesing, J. P., and Kalman, T. P., 1972. Refinement of the Nonplanar Aspects of the Subsonic Doublet-Lattice Lifting Surface Method. *J. Aircraft*, Vol. 9, pp. 69-73.
- [5] ZAERO Theoretical Manual-Version 8.3.
- [6] Hall, K.C., 1994. Eigenanalysis of Unsteady Flows About Airfoils, Cascades, and Wings. *AIAA*, Vol.32 No.12, pp.2426-2432.
- [7] Lee, H.T. and Loo, I.M., and Bieniawski, S. 2002. Flutter Suppression for High aspect Ratio Flexible Wings Using Microflaps. Paper presented at the Conference on AIAA , Standford University.
- [8] Katz, J. and Plokin, A., 1991. Low-Speed Aerodynamics from Wing Theory to Panel Methods. Singapore: MCgraw-Hill.



