

การประยุกต์ใช้โปรแกรมภาษาเบสิกกับชิ้นงาน CNC รูปแพนเออากาศ

APPLICATION OF BASIC PROGRAMMING FOR CNC MACHINING OF  
AIRFOIL SHAPE.

บุญชู เลีลาจรจิต  
BOONCHU LEELAKAJHONJIT

วิทยานิพนธ์แบบส่วนบุคคลของการศึกษาคณะศึกษาศาสตร์ศรีนครินทรวิโรฒราชวิทยาลัย  
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล  
บัณฑิตวิทยาลัย  
สำนักเทคโนโลยีพระจอมเกล้าจากุณทหารลาดกระบัง  
พ.ศ. ๒๕๔๖  
ISBN 974-324-066-7

การประยุกต์ใช้โปรแกรมภาษาเบสิกกับชิ้นงาน CNC รูปแพนอากาศ

APPLICATION OF BASIC PROGRAMMING FOR CNC MACHINING OF  
AIRFOIL SHAPE.

บุญชู ลีลาขจรจิต

BOONCHU LEELAKAJOHNJIT

เลขหมู่.....  
เลขทะเบียน: 44095  
วัน, เดือน, ปี 28 ต.ค. 2545

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

บัณฑิตวิทยาลัย

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2545

ISBN 974-324-066-7

**APPLICATION OF BASIC PROGRAMMING FOR CNC MACHINING OF  
AIRFOIL SHAPE.**

**BOONCHU LEELAKAJHONJIT**

**A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT  
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF  
MASTER OF ENGINEERING IN MECHANICAL ENGINEERING  
SCHOOL OF GRADUATE STUDIES  
KING MONKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG**

**2002**

**ISBN 974-324-066-7**

**COPYRIGHT 2002**

**SCHOOL OF GRADUATE STUDIES**

**KING MONKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG**

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การประยุกต์ใช้โปรแกรมภาษาเบสิกกับชิ้นงาน CNC รูปแพนอากาศ	
นักศึกษา	นาย บุญชู สีลาขจรจิต	
รหัสประจำตัว	42062037	
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต	
สาขาวิชา	วิศวกรรมเครื่องกล	
พ.ศ.	2545	
อาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์	รศ. ทวี เทศเจริญ	
อาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์ร่วม	รศ. อัครเดช สีนรุภัก	

### บทคัดย่อ

ชิ้นงานรูปแพนอากาศ (airfoil) เป็นชิ้นงานที่จะพบบันมากในงานทางด้านพลศาสตร์ของไหล (fluid dynamics) เช่น ปีกเครื่องบิน , แพนหาง , หรือ ใบพัดต่างๆ (ใบพัดเครื่องสูบ, ใบพัดเทอร์ไบน์, ฯลฯ) ในงานที่ต้องการประสิทธิภาพ, ความถูกต้อง และ ความเที่ยงตรงสูง มักจะต้องผลิตชิ้นงานประเภทนี้ด้วยเครื่องจักร CNC การศึกษาวิจัยนี้จึงมุ่งที่จะหาทางเลือกใหม่ในการผลิตชิ้นงานรูปแพนอากาศด้วยเครื่องจักร CNC นั่นคือ การใช้โปรแกรมภาษาเบสิกมาช่วยในการสร้างโปรแกรมชิ้นงานรูปแพนอากาศสำหรับเครื่อง CNC จากการศึกษาสามารถทำการสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศแบบต่างๆ ได้คือ แพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขและห้าตัวเลข, แพนอากาศจากวิธีตัวแปรเชิงซ้อน (complex variable method) หรือวิธี conformal mapping, และ แพนอากาศจากวิธีคิวบิกสไปล์อินเทอร์โพลชัน ตลอดจนสามารถประยุกต์หลักการทางคอมพิวเตอร์กราฟฟิกมาใช้ในการคัดเลือกรูปแบบของแพนอากาศไปใช้ประโยชน์ในด้านต่างๆ ได้

<b>Thesis Title</b>	Application of BASIC Programming for CNC Machining of Airfoil shape.
<b>Student</b>	Mr. Boonchu Leelakajohnjit
<b>Student ID.</b>	42062037
<b>Degree</b>	Master of Engineering
<b>Programme</b>	Mechanical engineering
<b>Year</b>	2002
<b>Thesis Advisor</b>	Assoc. Prof. Thavee Teschareon
<b>Thesis Co-Advisor</b>	Assoc. Prof. Akradech Sindhuphak

### **ABSTRACT**

Many studies in the field of fluid dynamics are dealing with airfoil shapes. Highly efficient, accurate, and precise airfoil shapes are usually made by CNC machine. This study investigates for an alternative method of utilizing the BASIC programming for manipulating CNC machine in development of airfoil sections. NACA 4- and 5-digit airfoil shapes, airfoil shapes from complex variable method or conformal mapping method, and airfoil shapes from cubic spline interpolation method can be achieved. By mean of computer graphics, we are able to modify these airfoil shapes for many applications.

# กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงได้อย่างดีด้วยคำแนะนำ, การสนับสนุน และ การให้กำลังใจจากคณาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์ คือ รศ. อัครเดช สิ้นธุภักดิ์ และ รศ. ทวี เทศเจริญ ผู้วิจัยรู้สึกซาบซึ้งในความอนุเคราะห์จากท่านทั้งสองและขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูงมา ณ ที่นี้

ผู้วิจัยขอขอบพระคุณ ดร.พีระศักดิ์ วรรณทโรสถ ผู้ว่าการ สถาบันวิจัยวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีแห่งประเทศไทย (วท.) ที่ให้ความอนุเคราะห์ในการใช้เครื่องจักร เครื่องมือ และอุปกรณ์สำหรับการวิจัย ขอขอบพระคุณ ดร. นงลักษณ์ ปานเกิดดี รองผู้อำนวยการวิจัยและพัฒนา, นางสาวสุมาลัย ศรีกำไลทอง อติศรัทธาการผู้อำนวยการฝ่ายวิศวกรรม, นายมนัส อาคมะพันธ์ อติศรัทธาการผู้อำนวยการห้องปฏิบัติการวิศวกรรมการออกแบบ, และ นายบุญสืบ ราชรัตนรักษ์ นักวิชาการประจำฝ่ายวิศวกรรม ที่ได้ให้ความอนุเคราะห์ในการประสานงานและอำนวยความสะดวกในด้านต่างๆจนโครงการสามารถสำเร็จลุล่วงมาได้ด้วยดี และ ในท้ายที่สุดนี้ผู้วิจัยขอขอบพระคุณบัณฑิตวิทยาลัย ที่ได้ให้ทุนสนับสนุนการทำวิทยานิพนธ์ครั้งนี้

คุณค่าและประโยชน์อันพึงมีจากวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ ผู้วิจัยขอบแต่คุณพ่อคุณแม่ผู้ให้กำเนิดและเป็นครูคนแรกของผู้วิจัย, ดร. ชม กิมปาน บูรพาจารย์ผู้วางรากฐานการเขียนโปรแกรมภาษาเบสิกแก่ผู้วิจัย, Mr. Shyh-Maw Tsay แห่ง PIDC(Precision Instrument Development Center) ประเทศไต้หวัน ผู้ให้แนวคิดเกี่ยวกับการนำโปรแกรมภาษาเบสิกมาประยุกต์ใช้ในงานเครื่องจักร CNC, ครู-อาจารย์ทุกท่านที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ให้แก่ผู้วิจัยตั้งแต่เด็กจนเติบโต, และผู้มีพระคุณทุกท่าน ส่วนความบกพร่องทั้งหลายถ้ามีผู้วิจัยขอน้อมรับไว้แต่เพียงผู้เดียว

บุญชู ติลาขจรจิต

# สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VII
สารบัญรูป.....	VIII
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา.....	2
1.3 สมมติฐานของการศึกษา.....	3
1.4 ประวัติและการพัฒนาเครื่องควบคุมเชิงเลขแบบใช้คอมพิวเตอร์.....	3
1.5 ประวัติและการพัฒนาแพนอากาศ.....	7
1.6 ขอบเขตของการวิจัย.....	16
1.7 ขั้นตอนของการศึกษา.....	16
บทที่ 2 ทฤษฎีและแนวคิดพื้นฐาน ในเครื่องควบคุมเชิงเลข และ เทหวัตถุในของไหล.....	18
2.1 ความนำ.....	18
2.2 ระบบแกนเครื่องจักร.....	23
2.3 ระบบพิกัดตำแหน่ง.....	25
2.4 ระบบการบ่งบอกตำแหน่งมีดตัด.....	27
2.5 ระบบพิกัดอ้างอิง.....	28
2.6 เลขฐานต่างๆ.....	29
2.7 ระบบรหัสของเทป.....	29
2.8 ทฤษฎีการไหลพื้นฐาน.....	33

# สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 3 การสร้างแผนอากาศชนิดต่างๆ.....	48
3.1 เรขาคณิตของหน้าตัดรูปทรงแผนอากาศ(Airfoil section geometry).....	48
3.2 วิธีรวมค่าการกระจายของแคมเบอร์ และความหนาของแผนอากาศ.....	50
3.3 แผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลข.....	52
3.4 แผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข.....	54
3.5 แผนอากาศที่มีการปรับปรุง.....	55
3.6 แผนอากาศจากการ Mapping.....	57
3.7 แผนอากาศจากการประมาณด้วยวิธีคิวบิกสไปล์อินเทอร์โพลชัน.....	63
3.8 การประยุกต์ใช้ชิ้นงานรูปแผนอากาศ.....	66
บทที่ 4 วิธีการทดลองและผลลัพธ์.....	70
4.1 วิธีการทดลอง.....	70
4.2 การสร้างชิ้นงานรูปแผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขและห้าตัวเลข.....	72
4.3 การสร้างชิ้นงานรูปแผนอากาศแบบ Joukowski airfoil .....	86
4.4 การสร้างชิ้นงานรูปแผนอากาศจากวิธีคิวบิกสไปล์อินเทอร์โพลชัน.....	95
4.5 การดัดแปลงชิ้นงานรูปแผนอากาศและการประยุกต์ใช้ชิ้นงานรูปแผนอากาศ ในการทำใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง .....	107
4.6 การประยุกต์ใช้ชิ้นงานรูปแผนอากาศในการทำใบพัดชนิดไหลตามแกน.....	128
บทที่ 5 วิจารณ์และสรุปผล.....	141
5.1 วิจารณ์และสรุปผล.....	141
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	141
เอกสารอ้างอิง.....	143
ภาคผนวก .....	146
ภาคผนวก ก. เทคนิคการเขียน G-Code เครื่องจักร CNC ด้วยภาษาเบสิก.....	146
ภาคผนวก ข. รหัสแอสกี (ASCII) .....	149

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
ภาคผนวก ค. รหัส G-Code สำหรับใช้ในการทำโปรแกรมชิ้นงาน CNC .....	155
ภาคผนวก ง. การชดเชยขนาดของมีดตัดและการเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์เข้ากับเครื่องจักร .....	158
ประวัติผู้เขียน.....	159

# สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
ตารางที่ 2.1 การให้โค้ดตัวอักษรของชุดรหัส EIA.....	30
ตารางที่ 3.1 ค่าคงที่สำหรับชุดของเส้นแอมเบอร์เฉลี่ยหมายเลขต่างๆในแผนอากาศ ชุดอนุกรมห้าตัวเลข .....	54
ตารางที่ 4.1 ตารางอธิบายไฟล์เวิร์คและ โปรแกรม “NACA634.BAS” .....	79
ตารางที่ 4.2 แสดงการเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้กับข้อมูลมาตรฐาน แผนอากาศ NACA0012 (ความยาวคอर्ड = 100) .....	81
ตารางที่ 4.3 แสดงการเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้กับข้อมูลมาตรฐาน แผนอากาศ NACA23012 (ความยาวคอर्ड = 100) .....	84
ตารางที่ 4.4 ตารางอธิบายไฟล์เวิร์คและ โปรแกรม “J_SKI422.BAS”.....	91
ตารางที่ 4.5 ตารางอธิบายไฟล์เวิร์คและ โปรแกรม “SPLI_c03.BAS”.....	102
ตารางที่ 4.6 แสดงการเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้กับข้อมูลมาตรฐาน แผนอากาศ NACA2412 (ความยาวคอर्ड = 100) .....	105
ตารางที่ 4.7 ตารางอธิบายไฟล์เวิร์คและ โปรแกรม “NAC1A145.BAS”.....	116
ตารางที่ 4.8 แสดงการเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้กับข้อมูลมาตรฐาน แผนอากาศ NACA2412 (ความยาวคอर्ड = 100) .....	118
ตารางที่ 4.9 ตารางอธิบายไฟล์เวิร์คและ โปรแกรม “N_5C159P.BAS” .....	136
ตารางที่ ผ2.1 รหัสแอสกี (ASCII) .....	149

# สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
รูปที่ 1.1 แสดงแนวคิดของ Direct Numerical Control (DNC).....	5
รูปที่ 1.2 แสดงแนวคิดเครือข่ายคอมพิวเตอร์ในแบบ distributive numerical control.....	6
รูปที่ 1.3 การสร้างคอนทัวร์รูปแผนอากาศ.....	8
รูปที่ 1.4ก. พัฒนาการของรูปทรงแผนอากาศ.....	9
รูปที่ 1.4ข. พัฒนาการของรูปทรงแผนอากาศ(ต่อ).....	10
รูปที่ 1.5 แสดงตัวอย่างรูปแบบของแผนอากาศตระกูลต่างๆ.....	12
รูปที่ 2.1 ภาคตัดกรวยซึ่งเป็นกลุ่มของรูปทรงเรขาคณิตที่ได้จากการใช้ระนาบตัดกับ กรวยกลม .....	18
รูปที่ 2.2 กลุ่มรูปทรงเรขาคณิตจากภาคตัดกรวย (a) วงกลม, (b) วงรี, (c) พาราโบลา, (d) ไฮเพอร์โบลา .....	22
รูปที่ 2.3 การกำหนดแกนเชิงเส้นทั้งสามตามกฎมือขวา.....	24
รูปที่ 2.4 การกำหนดทิศทางการหมุนตามกฎห้วแม่มือ.....	24
รูปที่ 2.5 แสดงแกนหลักทั้งสามแกนในระบบพิกัดคาร์ทีเซียน .....	25
รูปที่ 2.6 ระบบพิกัดเชิงขั้ว .....	26
รูปที่ 2.7 ระบบพิกัดทรงกระบอก .....	27
รูปที่ 2.8 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างระบบพิกัดเชิงขั้วและระบบพิกัดคาร์ทีเซียน .....	27
รูปที่ 2.9 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างระบบพิกัดเชิงขั้วและระบบพิกัดคาร์ทีเซียนเมื่อ จุดกำเนิดมีได้อยู่ที่เดียวกัน .....	27
รูปที่ 2.10 แสดงจุดอ้างอิงที่มักนิยมใช้กันในเครื่องจักร CNC .....	28
รูปที่ 2.11 แสดงจุดอ้างอิงที่มักนิยมใช้กันในเครื่องกลึง CNC .....	29
รูปที่ 2.12 แสดงการเปรียบเทียบของลักษณะการเจาะรูสำหรับรหัส EIA และ รหัส ASCII.....	32
รูปที่ 2.13 ภาพแสดงชื่อเรียกทอมต่างๆของการไหลผ่านแผนอากาศเดี่ยว.....	34
รูปที่ 2.14 รูปแบบการไหลพื้นฐานต่างๆ (a) Uniform flow, (b) Line sources, (c) Line vortex, (d) Doublet .....	36
รูปที่ 2.15 การ mapping การไหลแบบ uniform flow ในระนาบ x-y ไปยังระนาบ $x'-y'$ โดยอาศัยการแปลงค่าของฟังก์ชัน $Z = Z'^2$ .....	42

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
รูปที่ 2.16 การ mapping วงกลมในระนาบ $x'-y'$ ไปเป็นวงรีในระนาบ $x-y$ โดย Joukowski transformation $Z = Z' + b^2/Z'$ .....	44
รูปที่ 2.17 การ mapping วงกลมสองวงในระนาบ $x'-y'$ ไปเป็นส่วนโค้งของวงกลมและรูปแพนอากาศในระนาบ $x-y$ โดย Joukowski transformation $Z = Z' + b^2/Z'$ .....	44
รูปที่ 2.18 การให้ชื่อส่วนต่างๆสำหรับการวิเคราะห์การกระจายเชิงกลูลาวิธีที่ผิวหน้าวัตถุในของไหล (วิธี panel method) .....	47
รูปที่ 2.19 แสดงการนิยามการให้ชื่อของ nodes และ panels .....	47
รูปที่ 3.1 แสดงองค์ประกอบของปีกเครื่องบิน .....	49
รูปที่ 3.2 แสดงชื่อส่วนต่างๆของแพนอากาศ .....	49
รูปที่ 3.3 แสดงการรวมค่าการกระจายของแคมเบอร์กับความหนา .....	51
รูปที่ 3.4 แสดงลักษณะการนิยามการให้ค่าสัญลักษณ์ตัวเลขของแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลข .....	53
รูปที่ 3.5 แสดงนิยามการให้ค่าสัญลักษณ์ตัวเลขของแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข .....	55
รูปที่ 3.6 แสดงนิยามการให้ค่าสัญลักษณ์ตัวเลขของแพนอากาศ NACA แบบหกตัวเลข .....	56
รูปที่ 3.7 การไหลรอบทรงกระบอกกลม .....	58
รูปที่ 3.8 การแปลงค่าโดยการ mapping จากระนาบ $Z$ ไปยังระนาบ $w$ ด้วยฟังก์ชัน $w = z + (1/z)$ .....	60
รูปที่ 3.9 รูปแพนอากาศ Joukowski airfoil ที่ได้จากการ mapping จากระนาบ $Z$ ไปยัง $w$ ด้วยฟังก์ชัน $w = z + (1/z)$ .....	61
รูปที่ 3.10 การ mapping จากวงกลมที่มีจุดศูนย์กลางอยู่บนแกนจำนวนจริง .....	62
รูปที่ 3.11 การ mapping จากวงกลมที่มีจุดศูนย์กลางอยู่นอกแกนจำนวนจริง .....	62
รูปที่ 3.12 โพล์ซาร์ตสำหรับวิธีควมิตสไปลน์อินเทอร์โพลชัน .....	65
รูปที่ 3.13 การหมุนรอบแกนบนระนาบ $x-y$ .....	66
รูปที่ 3.14 รูปทรงเรขาคณิตของชิ้นงานที่เหมาะสมกับการนำหลักการหมุนแกนมาใช้ .....	68

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
รูปที่ 4.1 แสดงการเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์เข้ากับเครื่องจักร CNC โดยตรงผ่าน RS-232-C communication port ของเครื่องจักร CNC สมัยใหม่ .....	70
รูปที่ 4.2 แสดงขั้นตอนการศึกษาวิจัย .....	71
รูปที่ 4.3 แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขและห้าตัวเลข .....	72
รูปที่ 4.4 ภาพกราฟฟิกแสดงเส้นทางเดินมีดตัดของชิ้นงานแพนอากาศ NACA 0012 ในชุดอนุกรมสี่ตัวเลขที่ผลิตขึ้นจาก CL-Data ของโปรแกรม NACA634.BAS .....	82
รูปที่ 4.5 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศ NACA 0012 ในชุดอนุกรมสี่ตัวเลขที่ผลิตขึ้นจาก CL-Data ของโปรแกรม NACA634.BAS .....	82
รูปที่ 4.6 ภาพกราฟฟิกแสดงเส้นทางเดินมีดตัดของชิ้นงานแพนอากาศ NACA 23012 ในชุดอนุกรมห้าตัวเลขที่ผลิตขึ้นได้จาก CL-file ของโปรแกรม NACA634.BAS.....	85
รูปที่ 4.7 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศ NACA 23012 ในชุดอนุกรมห้าตัวเลขที่ผลิตขึ้นจาก CL-Data ของโปรแกรม NACA634.BAS.....	85
รูปที่ 4.8 แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานแพนอากาศจากวิธี conformal mapping .....	72
รูปที่ 4.9 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้เทคนิคการคำนวณแบบ Transformation ใน J_SKI422.BAS โดย $rz = 1.53$ , $h = 0.5$ , $k = 0$ .....	93
รูปที่ 4.10 ภาพกราฟฟิกแสดงเส้นทางเดินมีดตัดของชิ้นงานแพนอากาศแบบมีอู้งโค้งจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้เทคนิคการคำนวณแบบ Transformation ใน J_SKI422.BAS โดย $rz = 1.53$ , $h = 0.5$ , $k = 0.5$ .....	93
รูปที่ 4.11 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้เทคนิคการคำนวณแบบ Transformation ใน J_SKI422.BAS โดย $rz = 1.53$ , $h = 0.5$ , $k = 0$ .....	94
รูปที่ 4.12 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศแบบมีอู้งโค้งจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้เทคนิคการคำนวณแบบ Transformation ใน J_SKI422.BAS โดย $rz = 1.53$ , $h = 0.5$ , $k = 0.5$ .....	94

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
รูปที่ 4.13 แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานแพนอากาศด้วยวิธี ควมิตสไปลน์อินเทอร์โปเลชัน .....	95
รูปที่ 4.14 แสดงตัวอย่างภาพกราฟฟิกชิ้นงานแพนอากาศจาก CL-file ของ โปรแกรมที่ใช้ การคำนวณด้วยวิธีควมิตสไปลน์อินเทอร์โปเลชันใน SPLI_c03.BAS .....	106
รูปที่ 4.15 แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานใบพัดชนิดแรงเหวี่ยง หนีศูนย์กลางบนเครื่องจักร CNC .....	107
รูปที่ 4.16 ภาพกราฟฟิกด้านบน (ระนาบ XY) แสดงเส้นทางเดินมีดตัดของใบพัดชนิด แรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางที่สร้างขึ้นจาก โปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศที่มี โปรแกรมย่อย (sub-routine) สำหรับการหมุนแกนใน NAC1A145.BAS .....	119
รูปที่ 4.17 ใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางที่สร้างขึ้นจาก โปรแกรมสร้างชิ้นงานรูป แพนอากาศที่มีโปรแกรมย่อย (sub-routine) สำหรับการหมุนแกนใน NAC1A145.BAS .....	120
รูปที่ 4.18 ภาพกราฟฟิกแสดงภาพด้านหน้า (XZ) และภาพด้านบน (XY) ของเส้น ทางเดินมีดตัดของชิ้นงานแพนอากาศจาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อ- ขยาย (scaling) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดกัด .....	123
รูปที่ 4.19 แสดงภาพด้านหน้าของตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศจาก CL-Data ที่ประยุกต์ ใช้การย่อขยาย (scaling) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดกัด .....	123
รูปที่ 4.20 ภาพกราฟฟิกสามมิติแสดงเส้นทางเดินมีดตัดของแพนอากาศ NACA 2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อขยาย (scaling) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณ เส้นทางเดินมีดกัด .....	124
รูปที่ 4.21 ภาพด้านหน้าและด้านบนของแพนอากาศ NACA2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ ใช้การย่อขยาย (scaling) และการหมุน (rotating) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณ เส้นทางเดินมีดกัด .....	126
รูปที่ 4.22 ภาพกราฟฟิกสามมิติแสดงเส้นทางเดินมีดตัดของแพนอากาศ NACA2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อขยาย (scaling) และการหมุน (rotating) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดกัด .....	127

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
รูปที่ 4.23 ภาพกราฟฟิคด้านหน้า (XZ) และด้านบน (XY) แสดงเส้นทางเดินมีดตัด แพนอากาศ NACA2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อขยาย (scaling) และการหมุน (rotating) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดกัด .....	127
รูปที่ 4.24 แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานใบพัดชนิด ไหลตามแกนบนเครื่องจักร CNC .....	128
รูปที่ 4.25 ภาพกราฟฟิคด้านบน (ระนาบ XY) แสดงเส้นทางเดินมีดตัดของใบพัด ชนิดไหลตามแกนที่สร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศ .....	138
รูปที่ 4.26 ภาพกราฟฟิคด้านหน้า (ระนาบ XZ) แสดงเส้นทางเดินมีดตัดของใบพัดชนิดไหลตาม แกนที่สร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศ .....	139
รูปที่ 4.27 ภาพกราฟฟิคสามมิติ (XYZ) แสดงเส้นทางเดินมีดตัดของใบพัดชนิดไหลตามแกนที่ สร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศ .....	139
รูปที่ 4.28 ใบพัดชนิดไหลตามแกนที่แต่ละใบสร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูป แพนอากาศ .....	140
รูปที่ ผ1.1 ตัวอย่างโปรแกรมภาษาเบสิกที่ใช้ช่วยในการสร้าง CL file (ในที่นี้สำหรับรูปวงรี) .....	147
รูปที่ ผ1.2 แสดงตัวอย่างการปรับปรุงแก้ไข CL file ที่ได้จากการ run โปรแกรมในรูปที่ ผ1 ให้เข้ากับเครื่องจักร CNC .....	147
รูปที่ ผ1.3 ภาพถ่ายชิ้นงานจีฟังก์ที่ได้จากการทดสอบการทำงาน .....	148
รูปที่ ผ4.1 การชดเชยระยะขนาดของมีดตัดในจุดเปลี่ยนแนวการเคลื่อนที่ .....	158
รูปที่ ผ4.2 รูปถ่ายแสดงการเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล(PC) เข้ากับพอร์ตเชื่อมต่อของเครื่อง จักรโดยตรง (พอร์ตอนุกรม RS-232_C) .....	159

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

โครงการวิจัยนี้จะเป็นการศึกษาการนำโปรแกรมภาษาเบสิก ซึ่งเป็น โปรแกรมที่มีผู้ใช้งานกันมากโปรแกรมหนึ่ง สามารถเสาะหาได้ง่ายและมีราคาไม่สูงมากนักมาใช้ช่วยในการทำโปรแกรมขึ้นงานสำหรับเครื่องจักรควบคุมเชิงตัวเลขด้วยคอมพิวเตอร์ (Computer Numerical Control : CNC) ซึ่งวิธีการนี้อาจจะนำไปใช้เป็นระบบหลักของหน่วยงาน หรือนำไปใช้เตรียมความพร้อมของบุคลากรให้มีความคุ้นเคยกับระบบ CAD/CAM ก่อน เพื่อให้สามารถเรียนรู้ระบบ CAD/CAM สมัยใหม่ได้รวดเร็วยิ่งขึ้น เครื่องจักรควบคุมเชิงตัวเลข (Numerical Control : NC) หรือ เครื่องจักรควบคุมเชิงตัวเลขด้วยคอมพิวเตอร์ (CNC) เป็นเครื่องจักรที่มีราคาแพงมาก โดยเฉพาะอย่างยิ่งสำหรับประเทศที่ต้องพึ่งพาการนำเข้าเครื่องจักรเป็นส่วนใหญ่อย่างประเทศไทย เครื่องจักรประเภทนี้มีต้นกำเนิดการวิจัยและพัฒนามาจากศาสตร์ต่างๆหลากหลายสาขาวิชา การพัฒนาปรับปรุงและการใช้งานให้ได้ประสิทธิภาพจึงต้องมีบุคลากรที่มีความรู้และประสบการณ์ในหลายๆด้านด้วยกัน ดังนั้น การหาบุคลากรหรือการฝึกอบรมบุคลากรเพื่อมาปฏิบัติงานจึงเป็นภาระที่หนักมาก ปัจจุบันได้มีการนำระบบ CAD/CAM เข้ามาช่วยให้ทำงานได้ง่ายขึ้น แต่อย่างไรก็ตาม ระบบเหล่านี้ก็ยังคงมีราคาแพงและต้องอาศัยระยะเวลาในการเรียนรู้เพื่อที่จะใช้งานอีกด้วย การเสาะหาระบบ CAD/CAM ที่มีราคาถูก สามารถหาได้ง่ายมาฝึกใช้งานก่อนจะเป็นการช่วยลดภาระค่าใช้จ่ายในการเตรียมบุคลากรทางด้านนี้ลงได้มาก

ในยุคโลกาภิวัตน์ที่นำไปสู่ตลาดการค้าไร้พรมแดนนั้นการแข่งขันทางด้านเทคโนโลยี เป็นสิ่งที่หลีกเลี่ยงไม่ได้ ในระบบการผลิตก็เช่นกัน คงไม่สามารถที่จะหลีกเลี่ยงการใช้เครื่องจักรกลที่มีความถูกต้องและแม่นยำสูง, มีความคล่องตัวต่อการผลิตหรือมีความยืดหยุ่นสูงต่อการเปลี่ยนแปลงรูปแบบและปริมาณการผลิตเช่นเครื่องจักร CNC ได้ การศึกษานี้จะเป็นตัวเชื่อมต่อให้ผู้ที่เกี่ยวข้องสามารถเข้าใจถึงพื้นฐานการทำงานและการพัฒนาของเครื่องจักรกล CNC และ ระบบ CAD/CAM ได้ดียิ่งขึ้น เพื่อให้ผู้ที่จำเป็นจะต้องรับเทคโนโลยีเหล่านี้มีทางเลือกมากขึ้น ในการที่จะนำเทคโนโลยีเหล่านี้มาใช้งาน และเป็นแนวทางให้ผู้ที่มีความรู้ความเชี่ยวชาญในสาขาต่างๆ สามารถนำความรู้ที่มีอยู่มาช่วยกันปรับปรุงและพัฒนาการใช้งานทางด้านเครื่องจักรกล CNC ได้ โดยอาศัยโปรแกรมภาษาเบสิกเป็นตัวเชื่อมโยงหรือเป็นสื่อกลาง

Joseph H. Noggle ได้ชักชวนให้มีการส่งเสริมการทำงานด้วยการเขียน โปรแกรมคอมพิวเตอร์ โดยชี้ให้เห็นถึงข้อดีต่างๆดังนี้

- 1.) การเขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์ภาษาต่างๆ จะมีความคล่องตัวและยืดหยุ่นมากกว่าโปรแกรมสำเร็จรูป ทำให้สามารถทำงานต่างๆตามที่ต้องการได้ ไม่ต้องถูกจำกัดอยู่เฉพาะในรูปแบบที่โปรแกรมสำเร็จรูปได้จัดเตรียมไว้ให้แล้วเท่านั้น
- 2.) การเรียนรู้การเขียนโปรแกรมจะทำให้ท่านเข้าใจได้ดีขึ้นว่าคอมพิวเตอร์ทำงานได้อย่างไร มีจุดแข็งตรงไหน มีจุดอ่อนอะไรบ้าง บทเรียนเหล่านี้จะมีค่ายิ่ง แม้เมื่อท่านไปใช้โปรแกรมสำเร็จรูป เพราะว่า แม้แต่โปรแกรมสำเร็จรูปที่ดีเยี่ยมนั้น ก็อาจไม่ทำงานหรือให้คำตอบที่ผิดพลาดได้ในสภาวะการทำงานบางอย่าง นอกจากนี้ในโปรแกรมสำเร็จรูปมักจะมีส่วนที่อนุญาตให้ผู้ใช้งานสามารถเขียนโปรแกรมใช้งานเพิ่มเติมได้ ดังนั้น ถ้าท่านเข้าใจหลักการของการเขียนโปรแกรมจะช่วยให้ท่านสามารถดึงศักยภาพการทำงานของโปรแกรมสำเร็จรูปที่มีอยู่มาใช้ประโยชน์ได้กว้างขวางยิ่งขึ้น คู่มีค่ายิ่งขึ้น
- 3.) ถึงแม้ท่านจะมีซอฟต์แวร์โปรแกรมสำเร็จรูปที่ดีใช้งานอยู่แล้ว ถ้าท่านมีความรู้เกี่ยวกับการเขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์ก็จะมีส่วนช่วยอย่างมากที่จะทำให้ท่านติดต่อสื่อสารกับซอฟต์แวร์สำเร็จรูปเหล่านั้น ได้ดียิ่งขึ้น จะช่วยให้ท่านเข้าใจและเรียนรู้การใช้งานซอฟต์แวร์เหล่านั้น ได้อย่างรวดเร็วและลึกซึ้งมากยิ่งขึ้น
- 4.) มีงานโดยทั่วไปจำนวนมาก ที่เนื้อหาส่วนใหญ่ของงานมีลักษณะพื้นฐานไม่ซับซ้อนมากนัก ซึ่งการเขียนโปรแกรมจะช่วยให้สามารถทำงานสำเร็จจุดลงได้ดีกว่าและเร็วกว่าการทำงานของซอฟต์แวร์สำเร็จรูปที่ถูกกำหนดกรอบขั้นตอนการทำงานไว้แน่นอนเปลี่ยนแปลงไม่ได้

## 1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา

- เพื่อศึกษาแนวทางในการนำโปรแกรมภาษาเบสิกมาประยุกต์ใช้ในการเขียนโปรแกรมชิ้นงานสำหรับเครื่องจักร CNC
- เพื่อศึกษาแนวทางการสร้างชิ้นงานที่มีหน้าตัดรูปแพนอากาศด้วยเครื่องจักร CNC
- เพื่อส่งเสริมและสร้างทางเลือกในการพัฒนาระบบ CAD/CAM
- เพื่อเพิ่มศักยภาพการทำงานของเครื่องจักร CNC
- เพื่อเป็นพื้นฐานของการสร้างชิ้นส่วน/อุปกรณ์ เพื่อการวิจัยและพัฒนาทางด้านพลศาสตร์ของไหล(fluid dynamics)
- เพื่อส่งเสริมการศึกษาทางการโปรแกรมชิ้นงานเครื่องจักร CNC
- เพื่อเพิ่มศักยภาพการโปรแกรมชิ้นงานเครื่องจักร CNCด้วยมือ

### 1.3 สมมติฐานของการศึกษา

เครื่องจักรควบคุมเชิงตัวเลขด้วยคอมพิวเตอร์ เป็นเครื่องจักรที่จะทำงานได้ก็ต่อเมื่อได้รับคำสั่งเท่านั้น ในการใช้งานเครื่องจักรจะต้องออกคำสั่งที่ถูกต้อง และจะต้องส่งคำสั่งเหล่านั้นสื่อไปให้เครื่องจักรได้รับรู้และเข้าใจให้ได้อย่างถูกต้องด้วย เนื่องจากเครื่องจักรกลควบคุมเชิงตัวเลขด้วยคอมพิวเตอร์จำนวนมากจะสามารถรับแลกเปลี่ยนข้อมูลในลักษณะของแฟ้มข้อมูลรหัสแอสกี (ASCII text file) ได้ ในขณะเดียวกันโปรแกรมภาษาเบสิกเป็นโปรแกรมที่สามารถคำนวณงานทางคณิตศาสตร์และส่งข้อมูลออกมาในลักษณะของแฟ้มข้อมูลรหัสแอสกีได้ ดังนั้น เราจึงสามารถใช้โอกาสนี้มาทำประโยชน์ โดยการ ใช้โปรแกรมภาษาเบสิกทำการคำนวณข้อมูลเส้นทางเดินของมิลคัตค (CL-data : Cutter Location data) สำหรับชิ้นงาน แล้วส่งถ่ายข้อมูลเหล่านี้ไปให้เครื่องจักรได้รับทราบในรูปแบบของแฟ้มข้อมูลรหัสแอสกี ซึ่งจะทำให้เครื่องจักรสามารถทำชิ้นงานออกมาตามที่เราร้องการได้

### 1.4 ประวัติและการพัฒนา เครื่องควบคุมเชิงตัวเลขแบบใช้คอมพิวเตอร์

#### 1.4.1 การควบคุมเชิงตัวเลข

การควบคุมเชิงตัวเลข (Numerical Control หรือ NC) นั้น Electronic Industries Association ได้ให้นิยามไว้ว่า “การควบคุมเชิงตัวเลข คือ ระบบซึ่งมีส่วนของการควบคุมที่สามารถทำงานด้วยการใส่ข้อมูลตัวเลขหรือตัวอักษรระลงไปได้โดยตรง ระบบจะต้องแปลค่าส่วนของข้อมูลเหล่านี้ไปใช้งานได้อย่างอัตโนมัติ” หรืออาจกล่าวให้ชัดเจนขึ้นอีกได้ว่า ระบบควบคุมเชิงตัวเลขเป็นระบบอัตโนมัติที่สามารถโปรแกรมได้ อันมีความสามารถรอบด้าน ซึ่งเครื่องมือกล จะถูกควบคุมด้วยชุดรหัสคำสั่งที่ประกอบด้วยตัวอักษร ตัวเลข และสัญลักษณ์ต่างๆ

#### 1.4.2 ประวัติความเป็นมาของการควบคุมเชิงตัวเลข

ความคิดเกี่ยวกับการ โปรแกรมข้อมูลเพื่อควบคุมอุปกรณ์อาจย้อนกลับไปถึงคริสต์ศตวรรษที่สิบสี่ แต่แนวคิดที่เป็นรูปร่างจริงๆ อาจจะเริ่มขึ้นราว ค.ศ. 1725 ในประเทศอังกฤษ ที่ซึ่งการแกะรูถูกนำมาควบคุมรูปแบบของการถักผ้าด้วยเครื่องจักร ในปี ค.ศ. 1808 Joseph M. Jacquard ได้ใช้การ์ด โลหะแผ่นแกะรูเพื่อควบคุมรูปแบบกระสวนของเครื่องทอผ้าอย่างอัตโนมัติ ในราว ค.ศ. 1863 M. Fourmeaux ได้จดสิทธิบัตรเปียโนที่เล่นเองได้โดยอัตโนมัติ โดยให้อากาศวิ่งผ่านม้วนกระดาษทรงกระบอกกลมแกะรู ขนาดประมาณ  $4\frac{1}{2}$  นิ้ว เพื่อควบคุมกลไกของคีย์บอร์ดให้ทำงานตามลำดับที่ได้โปรแกรมไว้ ในปี ค.ศ. 1926 Max Schenker ชาวสวิดเซอร์แลนด์ ได้จดสิทธิบัตรเครื่องกลึงอัตโนมัติซึ่งใช้การ์ดแกะรูในการเก็บข้อมูล อุปกรณ์นี้สามารถโปรแกรมข้อมูลตัวเลขให้ควบคุมเครื่องกลึงได้ทั้งทิศทางและอัตราเร็ว

### 1.4.3 กำเนิดของเครื่องจักรควบคุมเชิงตัวเลข

ในปี ค.ศ. 1947 John Parsons ผู้ได้รับการยกย่องว่าเป็น บิดาแห่งเครื่องจักรควบคุมเชิงตัวเลข ได้ทำการทดลองแนวความคิดเกี่ยวกับการใช้ข้อมูลเส้นโค้งสามแกนในการควบคุมการเคลื่อนที่ของเครื่องมือกลสำหรับการตัดเฉือนชิ้นงานอากาศยานที่ซับซ้อน เขาประสบความสำเร็จในการสาธิตการตัดเฉือนเส้นคอนทัวร์ทางคณิตศาสตร์แก่กองทัพอากาศ(สหรัฐอเมริกา) ในเดือนธันวาคม ค.ศ. 1948 ในเดือนมิถุนายน ค.ศ. 1949 เขาก็ได้รับทุนทำโครงการวิจัยจากกองทัพอากาศ สำหรับการพัฒนา เครื่องจักรตัดเฉือนรูปร่างเส้นคอนทัวร์อัตโนมัติ หลังจากนั้นไม่นาน Parsons ก็ได้ทำสัญญาความร่วมมือกับ Survomechanisms laboratory ของสถาบันเทคโนโลยีแห่งแมทซาชูเซตส์ (Massachusetts Institute of Technology; MIT) ให้ช่วยพัฒนางานบางส่วนด้วย

ในปี ค.ศ. 1951 MIT ก็ได้รับทุนจากทางกองทัพอากาศจนเป็นผลให้สร้างเครื่องจักรกลควบคุมเชิงตัวเลขเครื่องแรก นั่นคือ Cincinnati hydrotel vertical-spindle milling machine ขึ้นมา เป็นผลสำเร็จในปี ค.ศ. 1952 หน่วยควบคุมเครื่องจักร (Machine Control Unit; MCU) ทำจากหลอดสุญญากาศ (electron vacuum tubes) ซึ่งทำให้ต้องการพื้นที่มากกว่าส่วนของตัวเครื่องมือกล หน่วยควบคุมนี้รับข้อมูลการตัดเฉือนจากเทปเจาะรูปแบบ binary-coded ในการสร้างการเคลื่อนที่ของแกนทั้งสามในลักษณะของการอินเทอร์โพลเลชันแบบเชิงเส้น

ในปี ค.ศ. 1955 คณะกรรมการย่อยสาขาการควบคุมเชิงตัวเลขได้ถูกจัดตั้งขึ้นโดยคณะกรรมการ Airframe manufacturing equipment committee ของสมาคม Aerospace Industries Association; AIA) เพื่อศึกษา NC ที่อยู่ในระหว่างการพัฒนา คณะกรรมการย่อยนี้ได้ให้คำแนะนำแก่ทางกองทัพอากาศไว้สองประการ คือ เครื่องจักรในยุคต่อมาจะเป็นเครื่องจักรที่มีระบบควบคุมเชิงตัวเลข และ ประการที่สอง ควรจะต้องมีการจัดทำมาตรฐานสำหรับระบบควบคุมเชิงตัวเลข ต่อมาทางกองทัพอากาศจึงได้ให้ทุนจำนวน 35 ล้านดอลลาร์สำหรับการสร้างเครื่องกัดควบคุมเชิงตัวเลขจำนวน 100 เครื่อง แล้วส่งไปให้บรรดาผู้ผลิตชิ้นส่วนสำหรับการผลิตเครื่องบินและจรวด ส่วนงานทางด้านการจัดทำมาตรฐาน ได้พุ่งความสนใจไปสู่ ฮาร์ดแวร์ และซอฟต์แวร์ ในสามแนวทางด้วยกันคือ: ชนิดและรูปแบบของตัวกลางสำหรับป้อนข้อมูลเข้าในการควบคุม (control input medium), รูปแบบของระบบที่ใช้ในการอินเทอร์โพลเลชัน, และ ภาษาที่ใช้ในการโปรแกรมชิ้นงาน

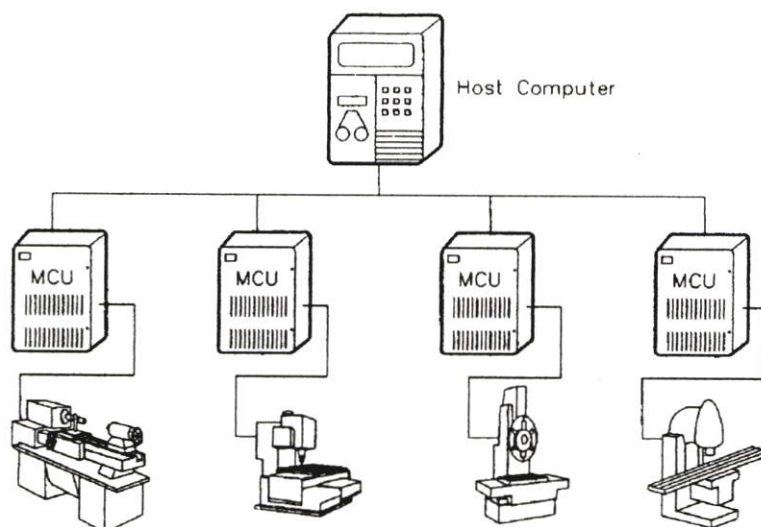
### 1.4.4 การพัฒนาภาษาที่ใช้ในการโปรแกรม

หลังจากประสบความสำเร็จในการพัฒนาเครื่องจักร NC เครื่องแรกแล้ว สถาบัน MIT ก็ได้เริ่มงานทางด้านภาษาสำหรับการทำโปรแกรม NC ในคอมพิวเตอร์ที่เรียกว่า Automatically Programmed Tool (APT) ขึ้นในปี ค.ศ. 1954 และได้มีการพัฒนาเรื่อยมา จนปัจจุบัน APT ได้

กลายเป็นมาตรฐานของภาษาสำหรับการทำโปรแกรม NC ในการตัดเฉือนชิ้นงานที่มีรูปร่างซับซ้อน ระบบ CAD/CAM สำหรับ NC ในปัจจุบันส่วนใหญ่ก็ตั้งอยู่บนรากฐานของ APT

#### 1.4.5 Direct Numerical Control

ในราวกลางคริสต์ทศวรรษที่ 1960s Cincinnati Milacron และ General Electric ได้ตอบรับแนวคิดเกี่ยวกับ direct numerical control (DNC) ซึ่งเป็นการใช้เครื่องจักร NC จำนวนหนึ่งมาควบคุมโดยตรงด้วยคอมพิวเตอร์กลางที่เครื่องจักรเหล่านี้ต่อเชื่อมอยู่ รูป 1.1 แสดงแนวคิดของ DNC โดยคอมพิวเตอร์กลางจะถูกใช้สำหรับการโปรแกรม, การบริการต่างๆ, การควบคุม, และการทำกระบวนการตัดเฉือนต่างๆ ให้กับกลุ่มเครื่องจักร NC ที่ต่อเชื่อมอยู่ การใช้งานและฟังก์ชันต่างๆยังคงค่อนข้างจะจำกัดมากสำหรับระบบนี้



รูปที่ 1.1 แสดงแนวคิดของ Direct Numerical Control (DNC)

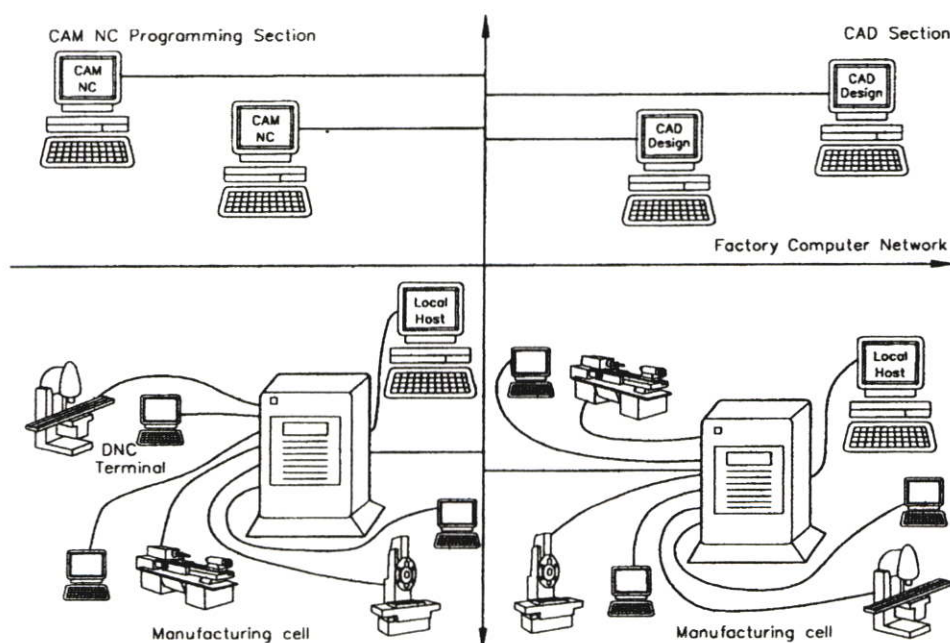
#### 1.4.6 การควบคุมเชิงตัวเลขด้วยคอมพิวเตอร์ (Computer Numerical Control; CNC)

แทนที่จะใช้การควบคุมระยะไกลตามแนวคิดของ DNC ความคิดเกี่ยวกับการควบคุมเชิงตัวเลขด้วยคอมพิวเตอร์เป็นการนำคอมพิวเตอร์เข้ามาติดตั้งไว้ในเครื่องจักร NC แต่ละตัว การกำเนิดมินิคอมพิวเตอร์ที่ใช้แผงวงจรรวม (integrated-circuit minicomputers) และหลอดรังสีคาโทด (cathode ray tubes; CRTs) ราคาถูก ได้ช่วยนำแนวคิดเกี่ยวกับ CNC มาสู่โลกของความเป็นจริง คอมพิวเตอร์นี้จะถูกนำมาติดตั้งไว้ใน MCU เพื่อควบคุมเครื่องจักรแต่ละตัว ปัจจุบันเครื่องจักร NC เกือบทุกตัวจะเป็นแบบ CNC ซึ่งเทคโนโลยีคอมพิวเตอร์ในปัจจุบันได้ช่วยให้ระบบ CNC ยก

ระดับการจัดเก็บข้อมูลต่างๆ ให้แก่เครื่องจักร ทำให้ทำงานได้สะดวกและมีกำลังของหน่วยความจำมากขึ้นสำหรับการจัดเก็บโปรแกรมชิ้นงาน

#### 1.4.7 Distributive Numerical Control

คุณลักษณะที่ต้องการสำหรับระบบ CNC ที่สำคัญสองประการคือ ความสามารถในการรันโปรแกรมชิ้นงานจากหน่วยความจำ และ ความสามารถในการจัดเก็บ โปรแกรมชิ้นงานต่างอันหลากหลายไว้ในหน่วยความจำได้ ทำให้เครื่องจักร CNC สามารถทำงานได้เป็นอิสระจากคอมพิวเตอร์ส่วนกลาง ซึ่งการนี้ก็ได้ช่วยให้คอมพิวเตอร์กลางมีความเป็นอิสระมากขึ้น และสามารถไปทำงานในระบบงานอื่นๆ ได้ จากความสามารถต่างๆ เหล่านี้ของ CNC และความก้าวหน้าต่างๆ ทางด้านเทคโนโลยีของคอมพิวเตอร์, ด้านการควบคุมแบบโปรแกรมได้ (programmable controllers), และ ด้านระบบเครือข่ายการสื่อสารข้อมูล, ทำให้เกิดรูปแบบใหม่อีกอันหนึ่งของการควบคุมเชิงตัวเลข นั่นคือ distributive numerical control ซึ่งได้ปรากฏขึ้นราวต้นคริสต์ทศวรรษที่ 1980s ในระบบนี้ เครือข่ายคอมพิวเตอร์จะถูกนำมาใช้ในการจัดลำดับการทำงานของเครื่องจักร CNC ได้จำนวนหนึ่ง (ดังในรูป .2) นอกเหนือไปจากการดาวน์โหลดโปรแกรมชิ้นงานต่างๆ ให้แก่เครื่องจักร NC แล้ว ระบบนี้สามารถทำหน้าที่ในด้านอื่นๆ ที่สำคัญได้ด้วย เช่น การวางแผนการผลิต, การแบ่งงานให้เครื่องจักรทำงานได้สมดุลย์กัน, แสดงสถานะการทำงานของเครื่องจักรและข้อมูลการควบคุมต่างๆ, และสร้างข้อมูลสำหรับงานการจัดการด้านต่างๆ



รูปที่ 1.2 แสดงแนวคิดเครือข่ายคอมพิวเตอร์ในแบบ distributive numerical control

### 1.4.8 CAD/CAM ในการโปรแกรม NC

เทคโนโลยีสมัยใหม่ได้ช่วยเกื้อหนุนงานออกแบบทางด้านวิศวกรรมและงานผลิตเป็นอย่างมากในด้านลดค่าใช้จ่ายทางการออกแบบและการผลิต, ลดภาระการสต็อกวัตถุดิบและผลิตภัณฑ์, ลดเวลาสูญเสียเปล่าในการผลิต ขณะเดียวกันยังเพิ่มความสามารถในการผลิตและคุณภาพผลิตภัณฑ์ขึ้นมาอีกด้วย ความคิดภายใต้กรอบของ CAD/CAM คือการใช้ฐานข้อมูลทางเทคนิคอันเดียวกันโดยบุคลากรทั้งในด้านการออกแบบ และการผลิต ในระหว่างการพัฒนาผลิตภัณฑ์และการผลิตเชิงพาณิชย์

ในการประยุกต์ใช้งานทางด้าน NC ระบบ CAD จะถูกนำมาใช้ในการกำหนดรูปทรงเรขาคณิตของชิ้นงาน, และ ระบบ CAM จะใช้ข้อมูลรูปทรงเรขาคณิตเหล่านี้ในการสร้างเส้นทางเดินของมีดตัด นั่นคือ ข้อมูลจุดศูนย์กลางทางเดินของมีดตัดนั่นเอง งานของ CAM ในด้านอื่นๆ ประกอบด้วย การวางแผนกระบวนการ, เทคโนโลยีกลุ่ม (group technology), การควบคุมการผลิต, และ การวางแผนความต้องการวัตถุดิบ การใช้งาน CAD/CAM ในการโปรแกรม NC ได้รับความนิยมเมื่อไม่กี่ปีมานี้ ระบบซอฟต์แวร์ CAD/CAM สำหรับ NC ได้ถูกพัฒนาขึ้นมา มากกว่า 60 ระบบ ส่วนใหญ่ระบบเหล่านี้จะทำงานบนไมโครคอมพิวเตอร์ มีบ้างบางส่วนที่ต้องใช้งานบนมินิคอมพิวเตอร์ หรือ แม้แต่บนเมนเฟรมก็มี

## 1.5 ประวัติและการพัฒนาแพนอากาศ

### 1.5.1 แพนอากาศ (AIRFOILS)

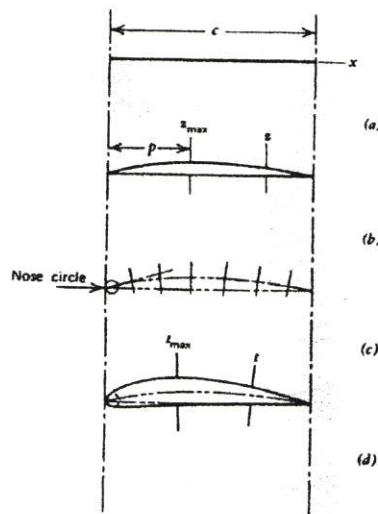
มีการทดลองและการวิเคราะห์จำนวนมากที่ได้ทุ่มเทลงไปที่ให้การพัฒนาแพนอากาศ งานส่วนใหญ่ในด้านนี้ได้กระทำโดย NACA (The National Advisory Committee for Aeronautics) ซึ่งต่อมาได้เปลี่ยนเป็นองค์การ NASA (The National Aeronautics and Space Administration) ของสหรัฐอเมริกา

ในช่วงระหว่างคริสต์ทศวรรษที่ 1950s และ 1960s ที่มีความก้าวหน้าทางเทคโนโลยีแพนอากาศค่อนข้างน้อย แต่อัตราเร็วของเครื่องบินในช่วงนี้ได้เข้าใกล้ และเกินกว่าอัตราเร็วของเสียง จึงได้มีการหันกลับมาสนใจทบทวน แพนอากาศกันใหม่ ในช่วงกลางคริสต์ทศวรรษ 1960s แพนอากาศที่เรียกว่า Supercritical airfoils ได้ปรากฏขึ้นในระหว่างช่วงเวลานี้ โดยส่วนใหญ่จะนำโดย Richard T. Whitcomb จากเหตุการณ์เหล่านี้ แพนอากาศความเร็วต่ำตระกูลใหม่ที่พัฒนาขึ้นมาโดยองค์การ NASA เพื่อที่จะใช้กับเครื่องบินในเชิงพาณิชย์ ทั่วไป จึงได้ชื่อว่า GAW (General Aviation – Whitcomb)

ต่อมามีการใช้โค๊ดคอมพิวเตอร์มาใช้ออกแบบแพนอากาศ และได้ถูกดัดแปลงไปใช้ในงานที่ต้องการเฉพาะอย่างได้เพิ่มขึ้นเป็นอย่างมาก ตัวอย่างเช่น ผู้ผลิตเฮลิคอปเตอร์จำนวนมากได้ออกแบบใบพัดที่มีรูปร่างหน้าตัดแพนอากาศขึ้นใช้เอง แพนอากาศเหล่านี้จะถูกออกแบบให้สามารถ

หน่วยผลกระทบของการอัดตัวได้ออกไป ขณะที่ยังคงสามารถดำรงค่าแรงยกสูงสุดที่สูงๆ และมีค่า Pitching moment ที่ต่ำๆ ไว้ได้อยู่

การสร้างแผนอากาศตามมาตรฐานของ NACA ได้แสดงไว้ในรูป 1.3 อันดับแรก ดังในรูป 1.3a เส้นคอร์ด C จะถูกวาดออกมา ต่อมาดังในเส้นแคมเบอร์จะถูกเขียนลงเข้ากับเส้นคอร์ดนี้ ดังในรูป 1.3b โดยมีความสูง  $Z$  เป็นฟังก์ชันของระยะทางจากขอบนำ ต่อมาดังในรูป 1.3c ค่าครึ่งความหนาแผนอากาศ ณ ตำแหน่งต่างๆ จะถูกใส่ลงไปที่ตั้งด้านบนและด้านล่างของเส้นแคมเบอร์ โดยที่จะมีวงกลมเล็กๆ ของ nose circle ที่มีศูนย์กลางอยู่บนเส้นสัมผัสที่ผ่านขอบนำติดตั้งไว้ด้วย และในท้ายที่สุดลากเส้นเชื่อม โครงร่างรอบนอกเพื่อให้เกิดเป็นรูปแผนอากาศขึ้นมา



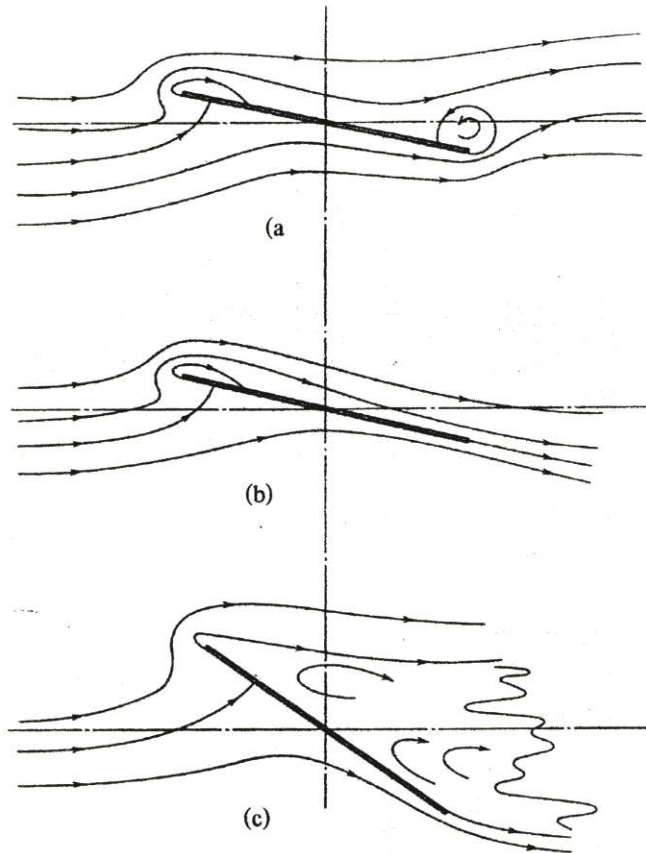
รูปที่ 1.3 การสร้างคอนทัวร์รูปแผนอากาศ

แผนอากาศตระกูลแรกๆ ของ NACA จะถูกกล่าวถึงในลักษณะดังที่ได้ บรรยายข้างต้นนี้ โดยเส้นแคมเบอร์และการกระจายของความหนาจะเป็นฟังก์ชันทางพีชคณิตของตำแหน่งบนเส้นคอร์ด อย่างไรก็ตามรายละเอียดของขนาดและตำแหน่งของค่าต่างๆ เหล่านี้ในรูปของตารางก็เป็นที่หาได้เช่นกัน

ความก้าวหน้าทางด้านการพัฒนารูปร่างของแผนอากาศสามารถแสดงออกมาได้อย่างอิงจากรูป 1.4ก และ 1.4ข ซึ่งถือว่าประวัติศาสตร์การพัฒนาแผนอากาศก็มีลักษณะคล้ายคลึงกัน โดยพิจารณาถึง แผ่นเพลทบางเรียบเป็นอันดับแรก

เริ่มจากรูป 1.4ก(a) ซึ่งถ้ามุมปะทะของแผ่นเพลทบางเรียบ เพิ่งจะมีค่ายกขึ้นจากศูนย์ การไหลจะปรากฏขึ้นชั่วขณะดังรูป เนื่องจากมันเกือบจะสมมาตร ในทางปฏิบัติจึงไม่เกิดแรงยกขึ้นบนแผ่นเพลท อย่างไรก็ตาม เนื่องจากความหนืด การไหลที่ขอบตามจึงไม่สามารถหมุนกลับขึ้นที่ด้านบนได้อีกต่อไป นอกจากนั้นมันยังปรับรูปแบบการไหลไปดังรูป 1.4ก(b) ณ ที่นี้การไหลจะเกือบ

เป็นเส้นสัมผัสกับขอบตาม สภาวะนี้เป็นที่รู้จักในนาม Kutta condition ซึ่งตั้งขึ้นเป็นเกียรติแก่นักวิทยาศาสตร์ชาวเยอรมัน, W.M. Kutta ผู้ซึ่งเสนอสภาวะของขอบตามที่จะทำนายถึงแรงยกของแพนอากาศตามทฤษฎี ในรูป 1.4ก(b) จะสังเกตได้ว่า มีเส้น streamline อันหนึ่งที่แยกการไหลด้านบน

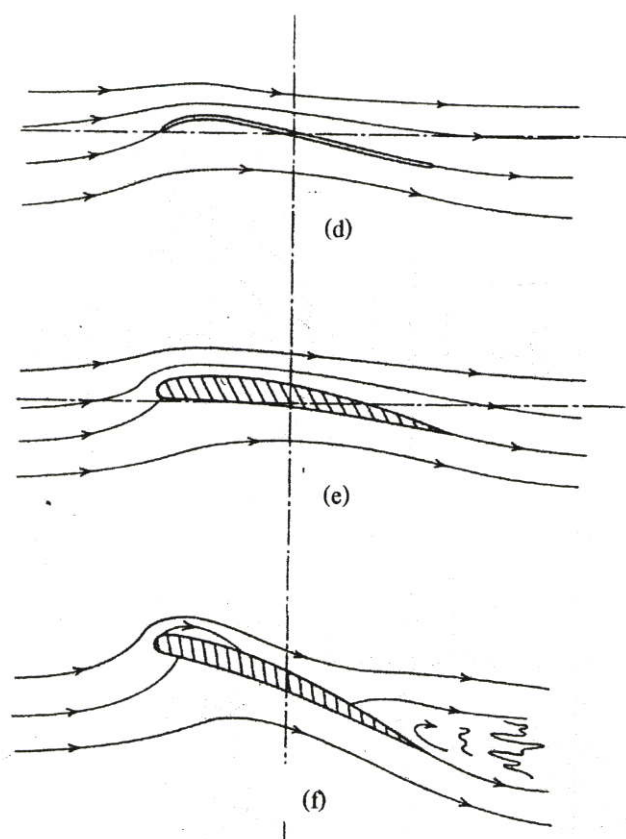


**รูปที่ 1.4ก** พัฒนาการของรูปทรงแพนอากาศ. (a) แผ่นเพลทเรียบขณะเริ่มเฉยรับมุมปะทะ ไม่มีแรงยก (b) แผ่นเพลทเรียบที่มุมปะทะสำหรับการสร้างแรงยก. (c) แผ่นเพลทเรียบขณะเกิดการไหลแยก(separation)ขึ้นที่ขอบนำและทำให้เกิดการสูญเสียแรงยก (stall).

และด้านล่างออกจากกัน ตามเส้นแบ่ง “dividing streamline” นี้ การไหลจะมาหยุดนิ่งที่จุด “stagnation point” ซึ่งมันจะบรรจบกับผิวหน้าด้านล่างของแผ่นเพลทเป็นมุมฉากใกล้ ๆ กับขอบนำ ขณะที่มันไหลต่อไปตามเส้นนี้ มันไม่สามารถเกาะติดกับผิวหน้าของแผ่นเพลทได้อีกต่อไป เนื่องจากมีการหักมุมอย่างทันทีทันใดที่ปลายแผ่นเพลท มันจึงแยกตัวออกจากแผ่นเพลท อย่งไรก็ตามเมื่อมันไหลต่อไป มันจะเลี้ยวกลับเข้ามาแตะกับแผ่นเพลทใหม่อีกครั้ง หลังจากที่ไหลผ่านขอบนำไปได้ระยะหนึ่ง ทั้งนี้เนื่องมาจากแรงผลักดันของกระแสการไหลหลัก ผลของรูปแบบการไหลที่ไม่สมมาตรนี้ทำให้อุณหภูมิของของไหลถูกเร่งขึ้นที่ด้านบนของแผ่นเพลท และถูกหน่วงไว้ที่ด้าน

ล่างแผ่นเพลา ดังนั้นจากสมการของเบอร์นูลลี (Bernoulli's equation) แรงดันอากาศที่ด้านบนจึงลดลงและเพิ่มขึ้นที่ด้านล่างของเพลา ความแตกต่างของความดันนี้ทำให้เกิดแรงยกขึ้นในเพนอากาศ

ถ้ามุมปะทะของแผ่นเพลาเพิ่มมากเกินไป การไหลที่แยกตัวออกไปจากขอบนำจะไม่สามารถกลับเข้ามาแตะกับผิวหน้าด้านบนได้อีก ดังในรูป 1.4(c) เมื่อเกิดปรากฏการณ์นี้ขึ้น บริเวณแยกตัวขนาดใหญ่จะทำให้การไหลไม่เป็นระเบียบที่ผิวด้านบนทำให้เกิดการเพิ่มแรงดันขึ้นที่ผิวหน้านั้น ดังนั้นทำให้เกิดการสูญเสียแรงยกเกิดขึ้น พฤติกรรมของเพนอากาศอันนี้เรียกว่า “stall” ซึ่งเป็นผลให้เกิดขีดจำกัดของสัมประสิทธิ์แรงยก  $C_l$  ขึ้น นั่นคือ  $C_{l,max}$  ซึ่งเป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดในการไหลแบบแยกตัวที่ผิวด้านบนของเพนอากาศ



**รูปที่ 1.4** พัฒนาการของรูปทรงเพนอากาศ. (d) แผ่นเพลาเรียบที่ถูกตัดโค้งที่ปลายขอบนำเพื่อป้องกันการเกิดการไหลแยก. (e) เพนอากาศที่มีความหนาและค่าแคมเบอร์เพื่อหน่วงการเกิด stall. (f) เพนอากาศที่เกิดการไหลแยกขึ้นที่ปลายขอบตาม

เพื่อที่จะปรับปรุงสถานะอันนี้ เราอาจจะทำเคิร์ฟ (curve) ขึ้นที่ขอบนำของแผ่นเพลาให้ใกล้เคียงกันกับกระแสดวงกลมในบริเวณนั้นยิ่งขึ้น ดังในรูป 1.4(d) รูปปร่างนี้จะคล้ายคลึงกันกับที่พี่น้องตระกูลไรท์ได้นำไปใช้ การนี้จะช่วยแก้ปัญหาการแยกตัวของการไหล ซึ่งเป็นที่คาดกัน

ของทุกคน แต่ก็มีความว่องไวต่อมุมปะทะและสามารถใช้ได้กับมุมปะทะเฉพาะที่ใกล้เคียงกัน กับที่ออกแบบไว้เท่านั้น อย่างไรก็ตาม ถ้าเพิ่มความหนาเข้าไปในแผ่นเพลทที่คัดโค้งเป็นแคมเบอร์นี้ และทำให้ขอบนำโค้งกลม สมรรถนะของแพนอากาศก็จะถูกปรับปรุงให้ดีขึ้นในช่วงของมุมปะทะช่วงหนึ่งได้ การแยกตัวที่ขอบนำจะถูกกีดกันไม่ให้เกิดขึ้นได้โดยง่าย ดังนั้น ในเชิงคุณภาพ เราสามารถหารูปร่างของแพนอากาศขึ้นมาได้แล้ว แคมเบอร์และความหนาที่ไม่ต้องนำมาคิดในการสร้างแรงยก (แรงยกจะเกิดขึ้นกับแผ่นเรียบก็ได้) แต่สำหรับการทำให้เกิดแรงยกสูงสุดที่พื้นที่ปีกขนาดหนึ่ง ๆ จะรับภาระได้ก็ต้องนำแคมเบอร์กับความหนานี้มาใช้พิจารณาแทนพื้นที่

กระนั้นก็ตามแพนอากาศที่มีค่าแคมเบอร์และความหนานั้นก็มีขีดจำกัดเช่นกันดังในรูป 1.4ข(ก) ขณะที่มุมปะทะเพิ่มขึ้น การไหลก็สามารถแยกตัวได้โดยเริ่มที่ขอบตาม และจุดแยกตัวนี้จะขยายเลื่อนไปข้างหน้าเมื่อมุมปะทะคงเพิ่มสูงขึ้นไปเรื่อย ๆ

มุมที่ทำให้เกิดการไหลแยกตัวจากขอบนำหรือขอบตามนี้จะขึ้นกับตัวเลขเรโนลด์และรูปทรงเรขาคณิตของแพนอากาศ แพนอากาศหนาที่ขอบนำมีความโค้งมนมากกว่ามีแนวโน้มที่ทำให้การแยกตัวถูกเลื่อนออกไป ซึ่งค่านี้จะดีขึ้นเมื่อค่าตัวเลขเรโนลด์สูงขึ้นด้วยเช่นกัน

การแยกตัวที่ขอบนำจะทำให้เกิดการไหลแยกตัวตลอดแพนอากาศและจะทำให้เกิดการสูญเสียแรงยกอย่างทันทีทันใด ในอีกด้านหนึ่ง การแยกตัวที่ขอบตามจะขึ้นกับมุมปะทะเป็นสำคัญ และทำให้เกิดการ stalling เพิ่มขึ้นอย่างมาก

## 1.5.2 แพนอากาศตระกูลต่าง ๆ (AIRFOIL FAMILIES)

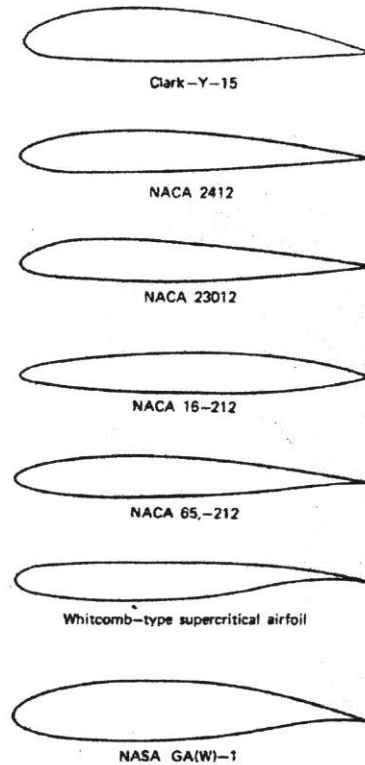
### 1.5.2.1 NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลข (NACA Four-Digit Series)

ประมาณปี ค.ศ. 1932 NACA ได้ทำการทดสอบรูปร่างแพนอากาศชุดอนุกรมหนึ่ง ที่เรียกว่า ชุดอนุกรมสี่ตัวเลข โดยมีแคมเบอร์และการกระจายตัวของความหนาสำหรับรูปหน้าตัดนี้อยู่ในรูปของสมการดังใน Abbott and Doenhoff 1958.<sup>1</sup> การกระจายตัวเหล่านี้ไม่ได้ถูกเลือกโดยตั้งอยู่บนพื้นฐานทางทฤษฎีใด ๆ แต่ได้ถูกสร้างเป็นสูตรขึ้นเพื่อประมาณขนาดของหน้าตัดปีกที่มีประสิทธิภาพที่ใช้กันอยู่ในเวลานั้น เช่นหน้าตัดแบบ Clark-Y ที่รู้จักกันคืออยู่ในขณะนั้น

รูปทรงเรขาคณิตของแพนอากาศตระกูลสี่ตัวเลขนี้จะถูกกำหนดด้วยตัวเลขสี่ตัวตามชื่อ ดังนี้ : ตัวเลขตัวแรก จะเป็นค่าแคมเบอร์สูงสุดในรูปเปอร์เซ็นต์ ของคอร์ด(C) ; ตัวเลขที่สองเป็นตำแหน่งของค่าแคมเบอร์สูงสุดในรูปต่อสิบของความยาวคอร์ด ; และตัวเลขสองตัวสุดท้ายเป็นขนาดของความหนาสูงสุดในรูปต่อร้อยหรือเปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ด ตัวอย่างเช่น

<sup>1</sup> Abbott, Ira H., and von Doenhoff, Albert E., 1958. *Theory of Wing Sections (including a summary of airfoil data)*, Dover Publications, New York, U.S.A.

แพนอากาศ 4412 จะเป็นแพนอากาศที่มีความหนา เป็น 12% ของคอร์ด โดยมีขนาดของแคมเบอร์ เป็น 4% อยู่ที่ตำแหน่ง 0.4 C จากขอบนำ



รูปที่ 1.5 แสดงตัวอย่างรูปแบบของแพนอากาศตระกูลต่างๆ

### 1.5.2.2 NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข (NACA Five-Digit Series)

แพนอากาศของ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข ได้ถูกพัฒนาขึ้นในราวค.ศ. 1935 โดยใช้ลักษณะการกระจายตัวของความหนาเช่นเดียวกับชุดอนุกรมสี่ตัวเลข แต่เส้นแคมเบอร์จะถูกกำหนดแตกต่างกันออกไป อย่างไรก็ตามเพื่อที่จะเคลื่อนตำแหน่งของแคมเบอร์สูงสุดไปไว้ด้านหน้าเพื่อเพิ่มค่า  $C_{l_{max}}$  ซึ่งในความเป็นจริงแล้ว เมื่อเทียบความหนาและแคมเบอร์ที่เท่ากัน ค่า  $C_{l_{max}}$  สำหรับแพนอากาศชุดอนุกรมห้าตัวเลขจะสูงกว่าชุดอนุกรมสี่ตัวเลขอยู่ประมาณ 0.1 ถึง 0.2 การจัดระบบตัวเลขสำหรับชุดอนุกรมห้าตัวเลขจะไม่ตรงตัวเหมือนกันในชุดอนุกรมสี่ตัวเลข ตัวเลขตัวแรกเมื่อคูณด้วย 3/2 จะให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ออกแบบไว้ในสัดส่วนต่อสลิปของแพนอากาศ สองตัวเลขถัดมาคือสองเท่าของตำแหน่งแคมเบอร์สูงสุดในรูปร้อยละหรือเปอร์เซ็นต์ของคอร์ด ตัวเลขสองตัวสุดท้ายจะให้ค่าร้อยละหรือเปอร์เซ็นต์ของความหนา ตัวอย่างเช่น แพนอากาศ 23012 จะเป็นแพนอากาศที่มีความหนา 12% มีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในการออกแบบ ( $C_l$ ) ขนาด 0.3 และมี

ค่าแคมเบอร์สูงสุดอยู่ที่ 15% ของความยาวคอร์ดจากขอบนำ แพนอากาศนี้ได้แสดงไว้ในรูป 1.7 ด้วยเหมือนกัน

### 1.5.2.3 NACA อนุกรมเลข 1 (NACA 1-Series หรือ Series 16)

แพนอากาศ NACA อนุกรมเลข 1 ได้พัฒนาขึ้นราว ค.ศ. 1939 เป็นอนุกรมชุดแรกที่ตั้งอยู่บนพื้นฐานทางทฤษฎี แพนอากาศอนุกรมเลข 1 ส่วนมากจะมีแรงดันต่ำสุดอยู่ที่ 0.6 C และมักจะเรียกเป็น แพนอากาศอนุกรม 16 เส้นแคมเบอร์สำหรับแพนอากาศเหล่านี้ถูกออกแบบมาเพื่อสร้างให้เกิดความแตกต่างของแรงดันสม่ำเสมอตลอดความยาวคอร์ด ในทฤษฎีของแพนอากาศบางความดันแตกต่างกันจะขึ้นกับการกระจายของ vorticity ตามความยาวคอร์ดที่สม่ำเสมอ

ในการทำงานที่สัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_l$ ) ตามการออกแบบ แพนอากาศอนุกรม 16 จะสร้างการยกในขณะที่หลีกเลี่ยงการเกิดหย่อมความกดอากาศต่ำมากอันเนื่องมาจากบริเวณหย่อมความเร็วสูงด้วย ดังนั้น แพนอากาศจึงถูกนำมาประยุกต์ใช้กันมาก สำหรับการทำให้ปีกทั้งของเรือและอากาศยาน สำหรับการทำให้ปีกเรือ บริเวณหย่อมความดันต่ำมักจะไม่ใช่ที่ต้องการเนื่องจะทำให้เกิดควิเตชัน (cavitation) ส่วนในอากาศยาน แพนอากาศอนุกรมเลข 16 นี้จะช่วยหน่วงผลความเสียหายหรือสิ่งไม่พึงประสงค์ที่เป็นผลลัพธ์มาจากการเกิดช็อคเวฟ (shock wave) ที่เกิดเป็นหย่อม ๆ ในบริเวณที่มีความเร็วสูง

แพนอากาศชุดอนุกรมเลข 1 จะใช้ตัวเลข 5 ตัว ในการบอกหมายเลขแพนอากาศด้วยเช่นกัน ตัวแรกจะบ่งถึงชุดอนุกรม ตัวที่สองจะบ่งตำแหน่งที่เกิดแรงดันต่ำสุดในรูปต่อสปีของความยาวคอร์ด ตามมาด้วย ซิก และ ตัวเลขตัวแรกก็ตามมาจะเป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_l$ ) ที่ออกแบบในรูปต่อสปี และเช่นเดียวกันกับแพนอากาศอื่น ๆ ตัวเลขสองตัวสุดท้าย จะเป็นค่าของความหนาในรูปเปอร์เซ็นต์ของคอร์ด แพนอากาศ 16-212 ได้แสดงไว้ในรูป 1.5

### 1.5.2.4 NACA ชุดอนุกรมเลข 6 (NACA 6-Series)

แพนอากาศชุดอนุกรมหมายเลขหกนี้ถูกออกแบบมาเพื่อให้ได้ค่าสมรรถนะทางด้านแรงดูด, ความสามารถในการอัดตัว, และ  $C_{lmax}$  ตามต้องการ ความต้องการเหล่านี้ค่อนข้างจะซับซ้อน และยังปรากฏว่าแรงกระตุ้นให้เกิดการพัฒนาแพนอากาศเหล่านี้ มีสาเหตุหลักมาจากความต้องการที่จะให้ได้แรงดูดที่ต่ำ การกระจายแรงดันตามแนวคอร์ดอันเนื่องมาจากผลของความหนาและแคมเบอร์ร่วมกันนั้นเป็นการคงสภาพการไหลแบบลามินาร์ไว้ให้มากที่สุด คือจากส่วนหน้าของแพนอากาศไปจนครอบคลุมช่วงค่าของ  $C_l$  ส่วนที่อยู่นอกช่วงนี้ ค่า  $C_d$  และ  $C_{lmax}$  จะไม่แตกต่างจากแพนอากาศอื่น ๆ มากนัก

เส้นแคมเบอร์เฉลี่ย (mean camber lines) ที่ใช้ในแผนอากาศชุดอนุกรมเลข 6 จะมีภาวะที่คงที่ค่าหนึ่งไปจนถึงค่าที่  $x/c = a$  หลังจากนั้นไปแล้วภาวะจะลดลงในลักษณะเป็นเส้นตรง ถ้า  $a = 1$  เส้นเฉลี่ยนี้ก็จะสอดคล้องกับภาวะการรับแรงแบบสม่ำเสมอ ดังของแผนอากาศชุดอนุกรม 16 นั่นเอง

มีความยุ่งยากอย่างมากเกี่ยวกับระบบการให้ตัวเลขสำหรับแผนอากาศชุดอนุกรม หมายเลขหกนี้ อนุกรมรุ่นล่าสุดได้กำหนดไว้ดังจะยกมาเป็นตัวอย่างได้ดังนี้คือ

$$\text{NACA } 65_1\text{-212} \quad a = 0.6$$

ในที่นี้เลข 6 จะหมายถึงชุดของอนุกรม เลข 5 เป็นตำแหน่งที่เกิดแรงดันต่ำสุด ในรูปต่อสปีชของความยาวคอर्ड สำหรับความหนาและการกระจายตัว; และตัวห้อย 1 แสดงให้ทราบว่าค่าแรงดูดต่ำจะต้องยังคงไว้ตลอดช่วงค่า  $C_l$  ที่มากกว่าหรือน้อยกว่าค่าที่ออกแบบเท่ากับ 0.1 ซึ่งค่า  $C_l$  ของแผนอากาศนี้ที่ออกแบบไว้คือ 0.2 โดยดูจากเลข 2 ที่อยู่หลังเส้นขีดคั่นตัวเลข และเช่นเดียวกันกับแผนอากาศชุดอนุกรมอื่น ๆ ตัวเลขสองตัวสุดท้าย แทน ร้อยละหรือเปอร์เซ็นต์ของความหนาอัตราส่วน  $a$  ถ้าไม่กำหนดมาให้ก็เป็นที่รู้กันว่าเท่ากับ 1 แผนอากาศ 65<sub>1</sub>-212 ได้แสดงอยู่ในรูป 1.5

### 1.5.2.5 การพัฒนาแผนอากาศสมัยใหม่ (Modern Airfoil Developments)

ชุดอนุกรมที่เป็นระบบของแผนอากาศเหล่านี้ได้เป็นพื้นฐานนำไปสู่การออกแบบแผนอากาศพิเศษเฉพาะงานเพื่อให้เหมาะสมกับความต้องการในการใช้งานเฉพาะอย่าง แผนอากาศเหล่านี้อาจถูกสังเคราะห์ด้วยการใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ชั้นสูงมาช่วยก็ได้ ตัวอย่างแผนอากาศเฉพาะงานได้แก่ supercritical airfoil แผนอากาศนี้จะมีขอบนำที่โค้งมนอย่างดี และมีผิวด้านบนที่ค่อนข้างจะราบเรียบและมีขอบตามที่ค่อนข้างจะหลุบต่ำ สำหรับค่าความหนาคงที่ขนาดประมาณ 12% ที่ได้ทำการทดสอบในอุโมงค์ลมพบว่าจะทำให้ drag-divergence Mach number เพิ่มขึ้นราว 15% เมื่อเทียบกับแผนอากาศชุดอนุกรมเลข 6 นอกจากนี้ขอบนำที่โค้งมนอย่างดีได้ช่วยปรับปรุงค่า  $C_l$  ที่ความเร็วต่ำ ๆ ได้ดีกว่าชุดอนุกรมเลข 6 ที่มีขอบนำแหลมกว่า

สมรรถนะที่ดีกว่าของแผนอากาศแบบ supercritical airfoil คือแผนอากาศปกติจะทำให้เกิด shock wave อย่างรุนแรงได้ที่กระแสดการไหลอิสระขนาดประมาณ 0.7 Mach number แต่แผนอากาศแบบ supercritical airfoil ทำให้เกิด shock wave ที่รุนแรงน้อยกว่าในกระแสดการไหลอิสระขนาดประมาณ 0.8 Mach number เลข Mach number ของกระแสดการไหลอิสระ (free stream) ที่เหนี่ยวนำให้เกิดแรงดูดมหาศาลจาก shock wave นี้เรียกว่า drag-divergence Mach number และความเร็วของค่า Mach number ของกระแสดการไหลอิสระก่อนที่ก่อให้เกิดหย่อมการไหลเหนือเสียงขึ้นบนแผนอากาศเล็กน้อยนี้เรียกว่า critical Mach number

ถึงแม้ว่าแผนอากาศแบบ supercritical airfoil นี้อาจจะเป็นที่รู้จักกันมาก่อนแล้ว แต่การพัฒนาที่ถือได้ว่าได้รับผลสำเร็จมากที่สุด ในแผนอากาศสมัยใหม่นี้ถือว่าเป็นรูปแบบจากงานของ R.T. Whitcomb แผนอากาศแบบ Whitcomb type supercritical airfoil ได้แสดงไว้แล้วในรูป 1.5

จากการทดสอบที่ความเร็วต่ำ แผนอากาศ supercritical airfoil มีค่า  $C_{L_{max}}$  ก่อนข้างดี ขณะเดียวกัน ก็ให้ค่า  $C_d$  ก่อนข้างดีที่สัมประสิทธิ์แรงยกขนาดปานกลาง เป็นผลให้มีการศึกษาหาแผนอากาศตระกูลใหม่จากแผนอากาศ supercritical airfoil นี้เพื่อมาใช้งานที่ความเร็วต่ำ ๆ นั่นคือ ชุดแผนอากาศสำหรับการบินเชิงพาณิชย์ทั่วไป (general Aviation airfoils) โดยมีชื่อว่า GA (W) ซึ่งมาจาก "General Aviation (Whitcomb)" ซึ่งแผนอากาศ GA (W) -1 เป็นแผนอากาศลำดับสุดท้าย ในรูปที่ 1.5 ซึ่งจากรายงานพบว่า มีค่า  $C_{L_{max}}$  สูงกว่าแผนอากาศชุดอนุกรมเลข 65 แบบเก่าประมาณ 30% และมีค่า  $C_d$  สูงกว่าราว 0.6 และมีค่าแรงจูงต่ำกว่าชุดอนุกรมที่มีการไหลแบบลามินาร์สมัยเก่า ที่ความเร็วมาตรฐาน

จากการสังเกตพบว่าสมรรถนะของแผนอากาศ GA (W) -1 ขึ้นกับค่า Reynolds number อย่างมาก โดยเฉพาะอย่างยิ่ง  $C_{L_{max}}$  ซึ่งจะเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วตามค่าเรโนลด์นัมเบอร์จาก 2-6 ล้าน NASA จึงได้เปลี่ยนรูปแบบสำหรับกำหนดเรียกแผนอากาศ GA (W) ใหม่โดยในปัจจุบันจะใช้ อักษร LS (Lowspeed) หรือ MS (medium speed) แล้วตามด้วยตัวเลขสี่ตัว

ตัวอย่างเช่นแผนอากาศ GA (W) -1 จะเรียกชื่อใหม่เป็น LS (1) - 0417 โดย (1) เป็นชื่อชุด 04 จะเป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่ออกแบบนั่นคือ 0.4 และ 17 เป็นค่าร้อยละของอัตราส่วนความหนา

แผนอากาศ GA (W) นี้เมื่อนำไปใช้ในเครื่องบินพาณิชย์ทั่วไปพบว่าจะมีปัญหาอยู่บ้าง อย่างไรก็ตาม แผนอากาศ supercritical airfoils จะถูกพบใช้กันอย่างกว้างขวางในงานขนส่งความเร็วต่ำกว่าเสียงในช่วงความเร็วสูง ๆ

Eppler Code เป็นอีกวิธีการหนึ่งซึ่งประยุกต์ใช้งานการแก้ปัญหาการออกแบบแบบย้อนกลับ (inverse design problem) ในการแก้ปัญหาแบบย้อนกลับนี้แทนที่จะทำนายสนามความเร็วรอบ ๆ รูปร่างแผนอากาศ สนามความเร็วจะถูกกำหนดขึ้นมาก่อนแล้วค่อยนำไปหารูปร่างของแผนอากาศเพื่อให้ได้รูปแบบความเร็วที่ต้องการ Eppler Code จึงจะเป็นการหารูปร่างแผนอากาศโดยอาศัยวิธีการที่เรียกว่า conformal-mapping technique การทำ conformal mapping จะถูกต่อเชื่อมเข้ากับ ใค้คของวิธีการทำนายชั้นขอบเขตในระหว่างกระบวนการออกแบบแผนอากาศวิธีนี้ช่วยให้ได้แผนอากาศที่เหมาะสมจากการใช้รูปร่างจากจุดได้โดยยังคงมีการยืนยันถึงเกรเดียนแรงดัน (pressure gradients) ที่ผิวหน้าด้านบนและด้านล่าง

ในปี ค.ศ. 1977 Eppler Code ได้ถูกนำมาใช้โดย Somers เพื่อนำมาใช้ในการออกแบบ แพนอากาศที่มีชื่อว่า NASA NLF (1)–0416 เพื่อใช้สำหรับเครื่องบินเชิงพาณิชย์ทั่วไป ขนาดเบาที่ทันสมัยเครื่องยนต์เดี่ยวมีวัตถุประสงค์หลายอันด้วยกันที่กำหนดมาให้สำหรับการออกแบบ ได้แก่ ในช่วงการไหลแบบลามินาร์กว้าง พร้อมทั้งมีค่า  $C_f$  สูงสุด อย่างน้อยต้องเท่ากับแพนอากาศ NASA ที่ดีที่สุดที่ไม่มีการไหลแบบลามินาร์ ปัจจุบันนี้จากความต้องการเหล่านี้  $C_{f,max}$  จะไม่ได้รับผลจากการที่ การไหลแบบลามินาร์กลายเป็นการไหลแบบปั่นป่วน (turbulent) จะต้องไม่มาจกผลกระทบด้าน ความหนืดผิว ประการที่สองสัมประสิทธิ์แรงดูดที่สอดคล้องกันกับค่า  $C_f$  ในการบินจะคล้ายคลึง กันกับค่าที่ได้จากแพนอากาศชุดอนุกรมเลข 6 ประการสุดท้าย ค่าสัมประสิทธิ์แรงดูดที่  $C_f$  เท่ากับ 1.0 ต้องต่ำกว่าค่าที่ได้จากแพนอากาศในปัจจุบัน

จากการตั้งวัตถุประสงค์เหล่านี้ไว้ในใจ ข้อกำหนดสี่ประการจึงถูกตั้งไว้ให้แก่งานการ ออกแบบ ประการแรกการขยายของเกรเดียนแรงดันที่ฟิงจะ ได้บนผิวบนที่ค่า  $C_f$  ขณะทำการบินจะ ตั้งไว้ที่ 30% ของคอร์ด นี้เพื่อรักษาสภาพให้คล้ายกับผลลัพธ์จากการทดลองที่ปรากฏอยู่ในปัจจุบัน ประการที่สองความหนาสูงสุดของแพนอากาศอย่างน้อยจะถูกตั้งไว้ที่ 12%ของความยาวคอร์ดเพื่อ ผลทางด้านโครงสร้าง ประการที่สามสัมประสิทธิ์โมเมนต์พิทช์ (Pitching moment coefficient) ที่ ประมาณหนึ่งในสี่ของความยาวคอร์ดจะต้องมีค่าลบไม่เกิน  $-0.1\%$  และประการสุดท้ายแพนอากาศ จะต้องไม่ใช่ flap (เป็นแพนอากาศชิ้นเดียวกันตลอด)

## 1.6 ขอบเขตของการวิจัย

การศึกษาวิจัยนี้เป็นการศึกษาวិธีการที่จะนำโปรแกรมภาษาเบสิกมาประยุกต์ใช้ในการทำ โปรแกรมชิ้นงาน NC ในลักษณะของเพิ่มข้อมูลสำหรับตำแหน่งเส้นทางเดินของมิดคัต (Cutter Location Data File หรือ CL-Data File) สำหรับการผลิตชิ้นงานรูปแพนอากาศ (airfoil) ด้วยเครื่องจักรควบคุมเชิงตัวเลขด้วยคอมพิวเตอร์ (เครื่องจักร CNC)

## 1.7 ขั้นตอนของการศึกษา

ในการศึกษาวิจัยนี้ได้ใช้โปรแกรมภาษาเบสิกทำการคำนวณรูปทรงทางเรขาคณิตของแพนอากาศประเภทต่างๆ จากนั้นโปรแกรมภาษาเบสิกนี้จะนำข้อมูลพิกัดรูปทรงเรขาคณิตเหล่านี้ มาปรับปรุงเป็นโปรแกรมชิ้นงานสำหรับเครื่องจักร CNC หรือ สร้างเป็นเพิ่มข้อมูลสำหรับ ตำแหน่งเส้นทางมิดคัตนั่นเอง กรรมวิธีนี้อาจกล่าวได้ว่าเป็นส่วนหนึ่งของกระบวนการจัดทำ โพสต์โพรเซสซิง (postprocessing) ด้วยโปรแกรมภาษาเบสิกก็ได้ เนื่องจากกระบวนการเหล่านี้ ได้กระทำขึ้นบนคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคลซึ่งมิได้ต่อเชื่อมกับเครื่องคอมพิวเตอร์ของเครื่องจักร CNC ดังนั้น จึงสามารถทำงานแบบ offline postprocessing ได้ ทำให้การทำงานในส่วนนี้ไม่รบกวนเวลา

ในการทำงานผลิตของเครื่องจักร CNC จึงเหมาะสมสำหรับอุตสาหกรรมขนาดกลางและขนาดย่อมที่ยังไม่มีระบบเครือข่ายเครื่องจักร CNC เป็นของตนเอง (แต่การส่งถ่ายข้อมูลของกรรมวิธีนี้ได้ใช้รหัสแอสกีเป็นหลัก ซึ่งรหัสแอสกีนี้ถูกออกแบบมาเพื่อรองรับการแลกเปลี่ยนข้อมูลสารสนเทศของเครือข่ายต่างๆ จึงสามารถตัดแปลงไปทำงานร่วมกับระบบเครือข่ายได้โดยง่าย) โปรแกรมจีนงานหรือเพิ่มข้อมูลเส้นทางเดินมีคตัดที่ได้จากกรรมวิธีนี้จะถูกส่งออกมาเก็บไว้ในลักษณะของเพิ่มข้อมูลรหัสแอสกี (ASCII text file) เพื่อรอการส่งถ่ายเข้าเครื่องจักร CNC ในภายหลัง

เนื่องจากเพิ่มข้อมูลเส้นทางเดินมีคตัดเหล่านี้มีเฉพาะข้อมูลพิกัดตำแหน่งเท่านั้น จะต้องนำมาปรับปรุงส่วนหัวและส่วนท้ายของ โปรแกรมเพื่อให้เข้ากันได้กับเครื่องจักร CNC แต่ละเครื่อง ในกรณีนี้ได้กระทำการปรับปรุงแก้ไข โปรแกรมจีนงานเหล่านี้บนเวิร์ด Notepad ของระบบปฏิบัติการวินโดว '95 หรือ '98 จากนั้นทำการส่งถ่ายโปรแกรมที่ได้ปรับปรุงแล้วนี้ไปยังคอมพิวเตอร์ของเครื่องจักร CNC ผ่านการต่อเชื่อมทางพอร์ทอนุกรม (series port) หรือ พอร์ทแบบ RS-232-C แล้วทำการทดลองผลิตชิ้นงานแพนอากาศจากโปรแกรมจีนงานเหล่านี้

นอกจากนี้แล้วยังได้มีการศึกษาการทดลองนำ โปรแกรมจีนงานที่ได้เหล่านี้ไปประยุกต์ใช้ในงานต่างๆ เช่น การทดลองผลิตใบพัดชนิดไหลตามแนวรัศมี (radial flow impeller) และ ใบพัดชนิดไหลตามแกน (axial flow impeller) ด้วย โดยอาศัยศักยภาพทางด้านการคำนวณและความสามารถทางด้านคอมพิวเตอร์กราฟฟิกของภาษาเบสิก

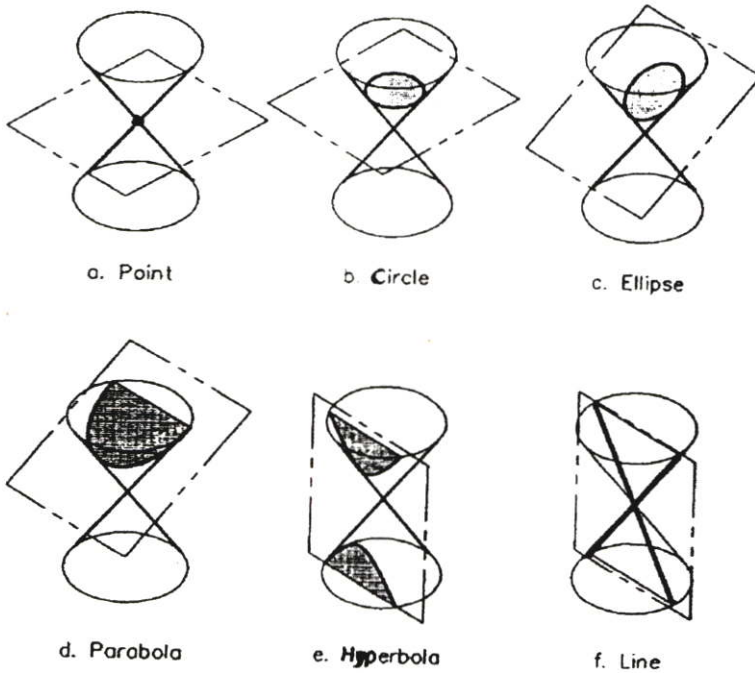
---

## บทที่ 2

### ทฤษฎีและแนวคิดพื้นฐาน ในเครื่องควบคุมเชิงเลข และ เทหัตถุในของไหล

#### 2.1 คณิตศาสตร์ในเครื่องควบคุมเชิงเลข

ตามประวัติแล้วเครื่องจักร NC ถูกพัฒนาขึ้นมาโดยมีวัตถุประสงค์ที่จะทำการตัดเนื้อชิ้นงานที่มีรูปทรงเรขาคณิตที่ซับซ้อน หรือเป็นเส้นคอนทัวร์ทางคณิตศาสตร์ต่างๆ ในที่นี้จึงขอทบทวนคณิตศาสตร์เกี่ยวกับรูปทรงทางเรขาคณิตไว้พอเป็นสังเขป เนื่องจากรูปทรงเรขาคณิตจำพวกรูปหลายเหลี่ยมต่างๆก็จะทำการอินเทอร์โพลชันแบบเส้นตรงในเครื่องจักร NC ได้อยู่แล้ว ในที่นี้จึงขอก้าวถึงคณิตศาสตร์ที่เกี่ยวกับภาคตัดกรวยเป็นสำคัญเท่านั้น ในรูปที่ 2.1 เป็นการสร้างกลุ่มของเส้นเคิร์ฟต่างๆที่ได้จากการใช้ระนาบตัดผ่านกรวยคู่ที่หันจุดยอดเข้าหากันและมีแกนอยู่ในแนวเส้นตรงเดียวกัน ดังนี้



รูปที่ 2.1 ภาคตัดกรวยซึ่งเป็นกลุ่มของรูปทรงเรขาคณิตที่ได้จากการใช้ระนาบตัดกับกรวยกลม

- จุด(Point) เป็นรอยที่เกิดจากการที่ระนาบตัดตัดผ่านจุดยอด(vertex)ของกรวย (รูป 2.1 a)
- วงกลม(Circle) เป็นรูปที่เกิดจากการที่ระนาบการตัดตัดผ่านกรวยในลักษณะที่ขนานกับฐานของกรวย (รูป 2.1 b)

- วงรี(Ellipse) เป็นรูปที่เกิดจากการที่ระนาบตัดตัดเฉียงเป็นมุมกับกรวย แต่ไม่ผ่านฐานของกรวย (รูป 2.1 c)
- พาราโบลา (Parabola) เป็นรูปที่เกิดจากการที่ระนาบการตัด ตัดผ่านกรวยเฉียงเป็นมุมและตัดผ่านฐานของกรวย (รูป 2.1 d)
- ไฮเพอร์โบลา (Hyperbola) เป็นรูปที่เกิดจากระนาบการตัดตัดผ่านกรวยในลักษณะที่ขนานกับแกนของกรวย (รูป 2.1 e)
- เส้นตรง (Line) เป็นรูปที่เกิดการที่ระนาบการตัด ผ่านจุดยอดกรวยและขนานกับแกนของกรวย(รูป 2.1 f)

ในทางคณิตศาสตร์ ภาคตัดกรวยเหล่านี้อาจแทนออกมาให้อยู่ในรูปของสมการทั่วไปอันดับสองที่มีตัวแปรสองตัวคือ  $x$  และ  $y$  ดังนี้

$$Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F = 0$$

โดยที่  $A, B, C, D, E, F$  เป็นค่าคงที่

ถ้า  $B^2 - 4AC < 0$  เส้นเคิร์ฟจะเป็นวงรี, วงกลม, จุด, หรือไม่มีเส้นเคิร์ฟ

ถ้า  $B^2 - 4AC > 0$  เส้นเคิร์ฟจะเป็นไฮเพอร์โบลา, หรือ เส้นตรง

ถ้า  $B^2 - 4AC = 0$  เส้นเคิร์ฟจะเป็นพาราโบลา, หรือ เส้นตรงสองเส้นที่ขนานกัน, เส้นตรงหนึ่งเส้น, หรือ ไม่มีเส้นเคิร์ฟ

สำหรับนิยามของเส้นเคิร์ฟเหล่านี้ที่เฉพาะเจาะจงลงไปกว่านี้จะกล่าวในรายละเอียดต่อไป

### 2.1.1 วงกลม

วงกลม คือ เซตของจุดบนระนาบซึ่งมีระยะจากจุดคงที่จุดหนึ่งเป็นระยะทางที่เท่ากันเสมอ

ในระบบพิกัดคาร์ทีเซียน สมการวงกลมที่มีจุดศูนย์กลางอยู่ที่จุดกำเนิด มีรัศมีเท่ากับ  $r$  คือ

$$x^2 + y^2 = r^2$$

รูปมาตรฐานสำหรับวงกลมที่มีจุดศูนย์กลางอยู่ที่จุด  $C(h, k)$  และ รัศมี  $r > 0$  คือ

$$(x - h)^2 + (y - k)^2 = r^2$$

### 2.1.2 วงรี

คือ เซตของจุดทุกจุดบนระนาบ ซึ่งผลบวกของระยะทางจากจุดใดๆ ในเซตนี้ไปยังจุดคงที่สองจุดมีค่าคงตัวเสมอ และมีค่ามากกว่าระยะทางระหว่างจุดคงที่สองจุดนั้น

สมการของวงรีที่มีโฟกัสอยู่ที่  $F(c, 0)$  และ  $F'(-c, 0)$  เมื่อ  $c > 0$  และผลบวกของระยะทางจากจุดบนวงรีไปยังจุดโฟกัสทั้งสองเท่ากับ  $2a$  ซึ่ง  $0 < 2c < 2a$  คือ

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1$$

เมื่อ

$$b = \sqrt{a^2 - c^2} \quad ; \quad a > b > 0$$

โดยสมการของวงรีที่มีจุดศูนย์กลางที่  $C(h, k)$  แกนเอกขนานกับแกน  $x$  โฟกัสอยู่ที่  $F(h+c, k)$  และ  $F'(h-c, k)$  เมื่อ  $c > 0$  และผลบวกของระยะทางจากจุดบนวงรีไปยังจุดโฟกัสทั้งสองเท่ากับ  $2a$  ซึ่ง  $0 < 2c < 2a$  คือ

$$\frac{(x-h)^2}{a^2} + \frac{(y-k)^2}{b^2} = 1$$

เมื่อ

$$b = \sqrt{a^2 - c^2} \quad ; \quad a > b > 0$$

### 2.1.3 พาราโบลา

พาราโบลา คือ เซตของจุดทุกจุดบนระนาบ ซึ่งอยู่ห่างจากเส้นคงที่เส้นหนึ่งและจุดที่อยู่คงที่จุดหนึ่งเป็นระยะทางที่เท่ากันเสมอ

จุดคงที่ เรียกว่า โฟกัส (focus) ของพาราโบลา มักจะเขียนแทนด้วย  $F$

เส้นตรงคงที่ เรียกว่า ไคเรตริกซ์ (directrix)

เส้นตรงที่ลากผ่านโฟกัสและไปตั้งฉากกับไคเรตริกซ์ เรียกว่า แกนของพาราโบลา (axis of a parabola)

จุดที่กราฟตัดกับแกนเรียกว่า จุดยอด (vertex) ของพาราโบลา มักจะเขียนแทนด้วย  $V$

เส้นคอร์ดที่ลากผ่านโฟกัสและตั้งฉากกับแกนเรียกว่า ลาดัสเรกตัม (latus rectum) ของพาราโบลา

สมการของพาราโบลาที่มีจุดยอดอยู่ที่จุด  $(0, 0)$  มีโฟกัสที่  $(c, 0)$  เมื่อ  $c > 0$  และไคเรตริกซ์มีสมการเป็น  $x = -c$  คือ

$$y^2 = 4cx$$

สำหรับสมการพาราโบลาที่มีแกนขนานกับแกน  $x$ , จุดยอดอยู่ที่  $(h, k)$ , และ โฟกัสอยู่ที่  $(h+c, k)$  เมื่อ  $c > 0$  คือ

$$(y - k)^2 = 4c(x - h)$$

#### 2.1.4 ไฮเพอร์โบลา

ไฮเพอร์โบลา คือ เซตของจุดทุกจุดบนระนาบ ซึ่งผลต่างของระยะทางจากจุดใดๆ ในเซตนี้ไปยังจุดคงที่สองจุดมีค่าคงตัวเสมอ

จุดคงที่สองจุด เรียกว่า โฟกัสของไฮเพอร์โบลา เขียนแทนด้วย  $F, F'$

จุดกึ่งกลางระหว่างโฟกัสทั้งสอง เรียกว่า จุดศูนย์กลางของไฮเพอร์โบลา เขียนแทนด้วย  $c$

จุดที่เส้นตรงผ่านจุดโฟกัสทั้งสองตัดกับกราฟ เรียกว่า จุดยอดของไฮเพอร์โบลา เขียนแทนด้วย  $V, V'$

ส่วนของเส้นตรงที่เชื่อมจุดยอด เรียกว่า แกนตามขวาง (transverse axis) ของไฮเพอร์โบลา ซึ่งเท่ากับ  $2a$

ส่วนของเส้นตรง  $RS$  เรียกว่า แกนตั้งขุค (conjugate axis) ของไฮเพอร์โบลา ซึ่งมักจะกำหนดให้มีค่าเท่ากับ  $2b$

คอร์ดที่ตั้งฉากกับแกนตามขวาง ณ จุดโฟกัส เรียกว่า ลาดัสเรกตัม (latus rectum) ของไฮเพอร์โบลา

เส้นตรงที่เขียนกำกับรูปไฮเพอร์โบลา เรียกว่า เส้นกำกับ (asymptote)

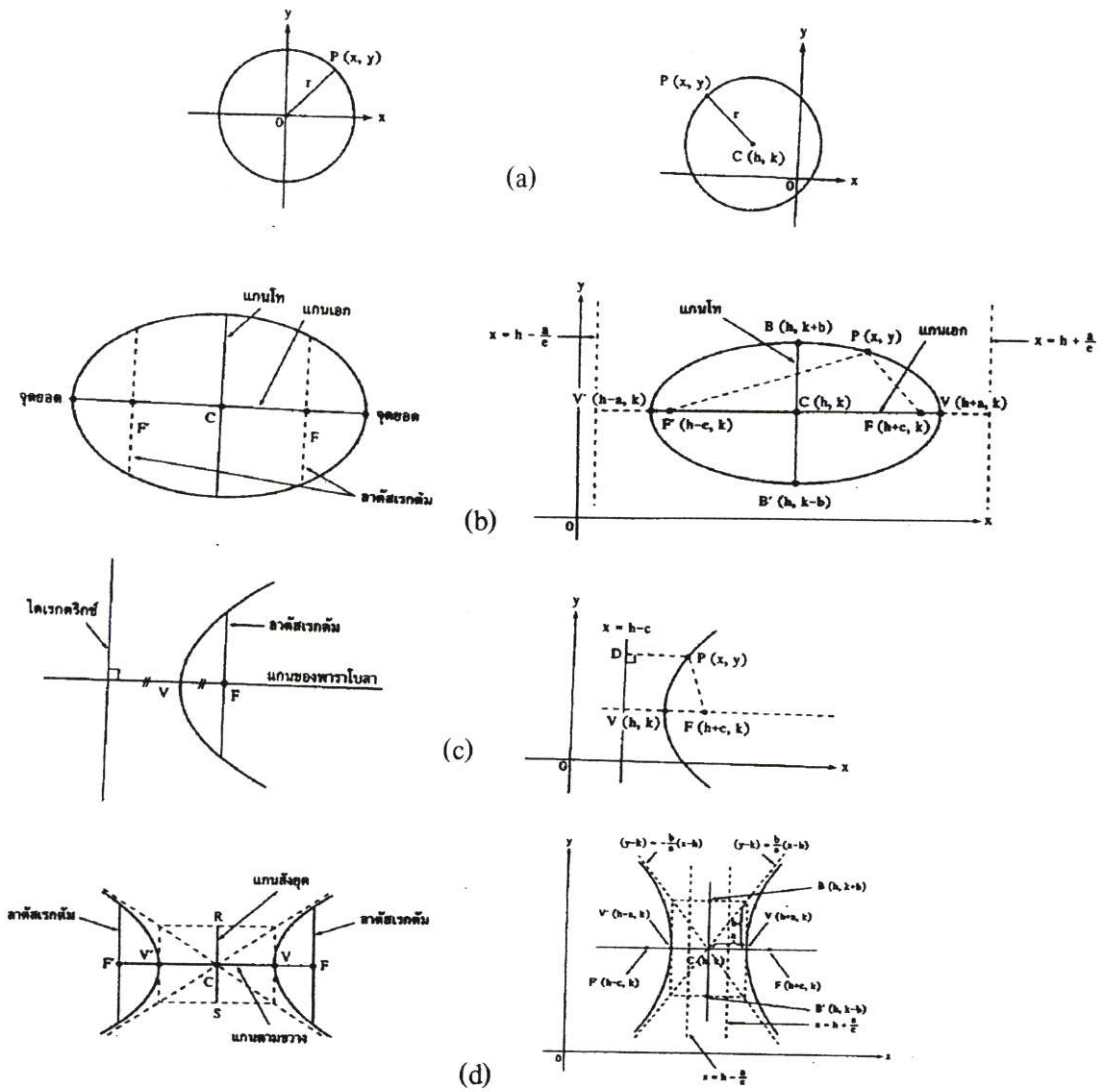
เส้นตรงที่ลากผ่านจุดโฟกัสทั้งสองของไฮเพอร์โบลา เรียกว่า แกนमुखสำคัญ (principle axis) ของไฮเพอร์โบลา

สมการของไฮเพอร์โบลาชนิดจุดศูนย์กลางอยู่ที่จุด  $(0, 0)$  ที่มีจุดโฟกัสของไฮเพอร์โบลาอยู่ที่  $F(c, 0)$  และ  $F'(-c, 0)$  เมื่อ  $c > 0$  และผลต่างของระยะทางจากจุดใดๆ บนไฮเพอร์โบลาไปยังจุดโฟกัสทั้งสองเท่ากับ  $2a$  ซึ่ง  $0 < 2a < 2c$  คือ

$$\frac{x^2}{a^2} - \frac{y^2}{b^2} = 1$$

เมื่อ

$$b = \sqrt{c^2 - a^2}$$



รูปที่ 2.2 กลุ่มรูปทรงเรขาคณิตจากภาคตัดกรวย (a) วงกลม, (b) วงรี, (c) พาราโบลา, (d) ไฮเพอร์โบลา

สมการของไฮเพอร์โบลานิคจุดศูนย์กลางอยู่ที่  $(h, k)$  แกนตามขวางขนานกับแกน  $x$  โฟกัสอยู่ที่  $F(h+c, k)$  และ  $F'(h-c, k)$  เมื่อ  $c > 0$  และผลต่างของจุดใดๆ บนไฮเพอร์โบล่าไปยังจุดโฟกัสทั้งสองเท่ากับ  $2a$  ซึ่ง  $0 < 2c < 2a$  คือ

$$\frac{(x-h)^2}{a^2} - \frac{(y-k)^2}{b^2} = 1$$

เมื่อ

$$b = \sqrt{c^2 - a^2}$$

## 2.2 ระบบแกนเครื่องจักร (Machine axis)

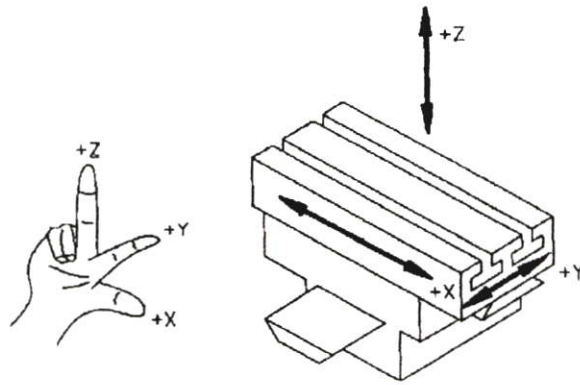
Lin 1994 ได้กล่าวว่า เครื่องมือกลแต่ละเครื่องจะมีการเคลื่อนที่ของแกนอยู่ 2 แบบด้วยกัน คือแบบเชิงเส้นตรง (Linear motion) และ แบบหมุน (rotary motion) การเคลื่อนที่เชิงเส้น เครื่องจักรจะเคลื่อนไปเป็นเส้นตรงขนานกับแกนอ้างอิง (reference axis) การเคลื่อนที่แบบหมุนจะเป็นการหมุนรอบแกนอ้างอิง สมาคมอุตสาหกรรมอิเล็กทรอนิกส์ (EIA) ได้สร้างมาตรฐานสำหรับกำหนดแกนของเครื่องจักร CNC ไว้ใน EIA-267-B มาตรฐานนี้ได้กำหนดแกนต่างๆ ไว้ 14 แกนด้วยกัน ประกอบด้วยแกนเชิงเส้น 9 แกน และแกนหมุน 5 แกน แกนเชิงเส้นของเครื่องจักรอาจจะประกอบด้วยแกนเชิงเส้นปฐมภูมิ (Primary linear axes) 3 แกน แกนเชิงเส้นทุติยภูมิ (Secondary linear axes) 3 แกน, และแกนเชิงเส้นตติยภูมิ (Tertiary linear axes) 3 แกน ในแกนหมุน จะประกอบด้วยแกนหมุนปฐมภูมิ (Primary rotary axes) 3 แกน และแกนหมุนทุติยภูมิ 2 แกน (Secondary rotary axes) แต่โดยทั่วไปเครื่องจักร CNC ส่วนใหญ่จะประกอบด้วยแกนเชิงเส้นเพียง 3 แกน และแกนหมุน 1 แกน สำหรับการจัดวางตำแหน่งชิ้นงาน

### 2.2.1 แกนเชิงเส้นปฐมภูมิ : X, Y, และ Z

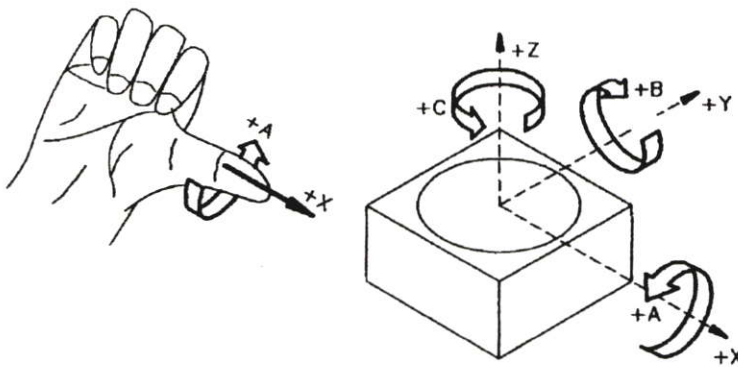
แกนเชิงเส้นปฐมภูมิมักจะถูกกำหนดเป็นแกน X, Y, และ Z การกำหนดแกนเหล่านี้บนเครื่องจักร CNC จะใช้กฎของระบบพิกัดแบบมือขวา ดังในรูป 2.3

### 2.2.2 แกนหมุนปฐมภูมิ : A, B, และ C

แกนหมุนปฐมภูมิ จะถูกกำหนดชื่อเป็น A, B และ C โดยใช้เป็นการชี้ทิศทางของการหมุนรอบแกน X, Y และ Z ตามลำดับ ดังรูปที่ 2.4 ซึ่งทิศทางการหมุนจะใช้กฎหัวแม่มือของมือขวา



รูปที่ 2.3 การกำหนดแกนเชิงเส้นทั้งสามตามกฎมือขวา



รูปที่ 2.4 การกำหนดทิศทางการหมุนตามกฎหัวแม่มือ (thumb rule)

### 2.2.3 แกนเชิงเส้นทุติยภูมิ : U, Y, และ W

เครื่องจักร CNC บางเครื่องอาจจะมีการเคลื่อนที่ของแกนเชิงเส้นเพิ่มเติม แกนเชิงเส้นทุติยภูมิ U จะขนานกับแกน X, แกน V จะขนานกับแกน Y และแกน W จะขนานกับแกน Z

### 2.2.4 แกนหมุนทุติยภูมิ : D และ E

ตัวอักษร D และ E จะถูกนำมาใช้แทนแกนหมุนทุติยภูมิ ซึ่งแกนหมุนนี้อาจจะขนานกับแกนหมุน A, B หรือ C, หรือเป็นแกนพิเศษก็ได้

### 2.2.5 แกนเชิงเส้นตติยภูมิ : P, Q, และ R

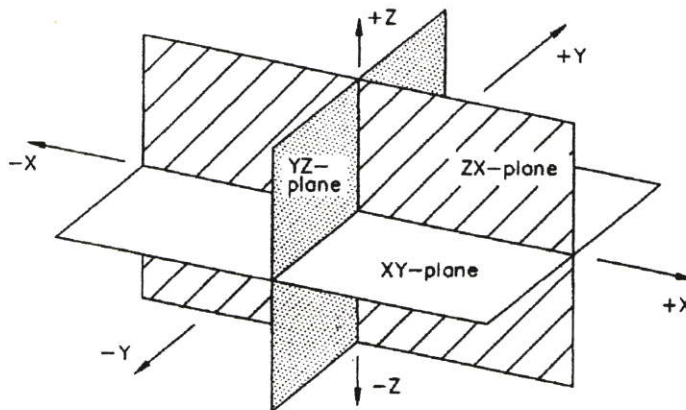
เครื่องจักร CNC ที่ซับซ้อนมากๆ อาจจะมีจุดของแกนเคลื่อนที่เชิงเส้น จุดที่ 3 ขนานกับแกนเชิงเส้นปฐมภูมิก็ได้ ตัวอักษร P, Q และ R จะแทนแกนเชิงเส้น ตติยภูมิที่ขนานกับแกน X, Y, และ Z ตามลำดับ

## 2.3 ระบบพิกัดตำแหน่ง (Coordinate systems)

หลักการทำให้โปรแกรมชิ้นงาน NC คือการนำเครื่องมือตัดเคลื่อนไปรอบๆ ชิ้นงานเพื่อสร้างรูปทรงเรขาคณิตของชิ้นงานมา ในการนี้ผู้โปรแกรมชิ้นงานต้องวางแผนว่าจะทำชิ้นงานอย่างไร ปฏิบัติการตัดเฉือนอะไรที่ควรจะใช้ และลำดับของปฏิบัติการอย่างไร จะเลือกใช้เครื่องมือตัดอะไร และจะใช้เครื่องจักรอะไร การแปลงข้อมูลเหล่านี้ไปเป็นโปรแกรมชิ้นงานต้องอาศัยระบบพิกัดตำแหน่ง ในเครื่องจักร CNC จะมีระบบพิกัดตำแหน่งที่แสดงถึงลักษณะของชิ้นงานอยู่สองแบบด้วยกันคือระบบพิกัดคาร์ทีเซียน (Cartesian coordinate system) และระบบพิกัดเชิงขั้ว (Polar coordinate system)

### 2.3.1 ระบบพิกัดคาร์ทีเซียน

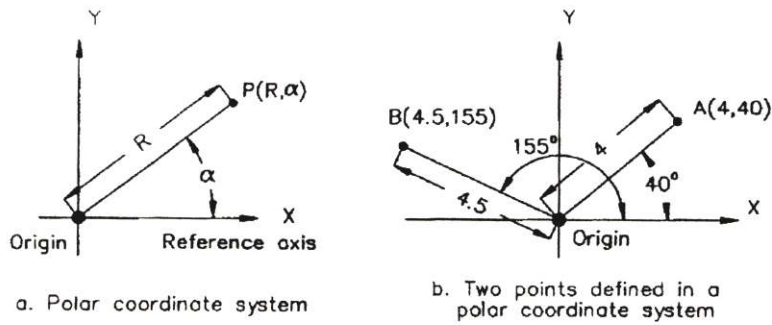
ระบบพิกัดคาร์ทีเซียน หรือระบบพิกัดฉาก (rectangular coordinate system) เป็นระบบที่กำหนดตำแหน่งของจุดใดๆ ตามแกนสามอันซึ่งตั้งฉากซึ่งกันและกัน โดยมีระนาบ X,Y,ZX, และ YZ หลักดังในรูป 2.5 โดยส่วนใหญ่ระนาบ XY มักจะเป็นระนาบของโต๊ะที่วางชิ้นงาน



รูปที่ 2.5 แสดงแกนหลักทั้งสามแกนในระบบพิกัดคาร์ทีเซียน

### 2.3.2 ระบบพิกัดเชิงขั้ว (The Polar Coordinate System)

ในระบบพิกัดเชิงขั้วจะบอกตำแหน่งเป็นค่ารัศมีอันหนึ่งวัดจากจุดอ้างอิง และค่ามุมอันหนึ่งที่รัศมีอันนี้ทำกับแกนอ้างอิง ดังในรูป 2.6a จุดอ้างอิงนี้มักจะเป็นจุดกำเนิดของระบบพิกัดฉาก และแกนอ้างอิงมักจะเป็นแกน X บวกของระบบพิกัดฉาก ค่ามุมจะเป็นบวกเมื่อวัดทวนเข็มนาฬิกา และมีค่ามุมเป็นลบเมื่อวัดตามเข็มนาฬิกา การบอกค่าในระบบเชิงขั้วนี้มักจะแบ่งเป็น  $(R, \theta)$  โดย R แทนรัศมี,  $\theta$  แทนค่ามุม ดังในรูป 2.6b



### รูปที่ 2.6 ระบบพิกัดเชิงขั้ว

สำหรับระบบพิกัดเชิงขั้วที่มีขนาดมิติทางแกน Z ด้วยนั้น เราจะเรียกว่าเป็นระบบพิกัดทรงกระบอก (Cylindrical coordinate system) โดยจะมีการกำหนดจุดเป็น  $(R, \theta, Z)$  ตัวอย่างเช่น จุด A ในรูป 2.7 จะกำหนดเป็น  $(5, 45, 7)$

ระบบพิกัดทรงกระบอกจะมีประโยชน์มากในการประมาณระบบเฮลิคอลลินเทอร์โปเลชัน (helical interpolation) ซึ่งการหมุนมักจะอยู่ในระนาบ XY และการเคลื่อนที่เชิงเส้นมักจะอยู่ในแกน Z

ในทางคณิตศาสตร์ ระบบพิกัดเชิงขั้วและระบบพิกัดคาร์ทีเซียนจะมีความสัมพันธ์กันดังในรูป 2.8 นั่นคือ

$$X = R \cos\theta$$

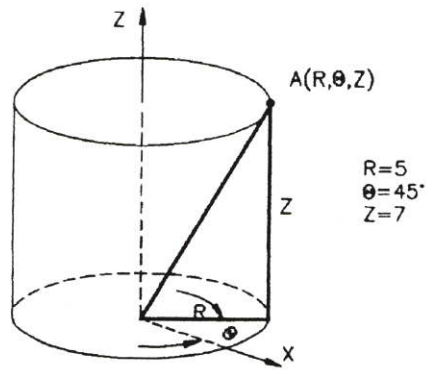
$$Y = R \sin\theta$$

$$Z = Z$$

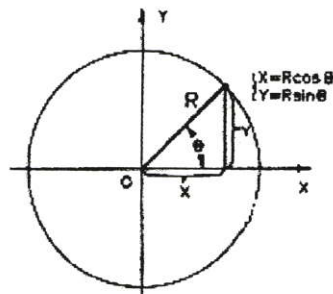
ในกรณีที่จุดกำเนิดของระบบพิกัดอ้างอิงไม่ได้อยู่ที่เดียวกับจุดกำเนิดของระบบพิกัดคาร์ทีเซียน ความสัมพันธ์ของระบบพิกัดทั้งสองอาจเขียนออกมาอยู่ในรูปของ 2.9 นั่นคือ

$$X = X_c + R \cos\theta$$

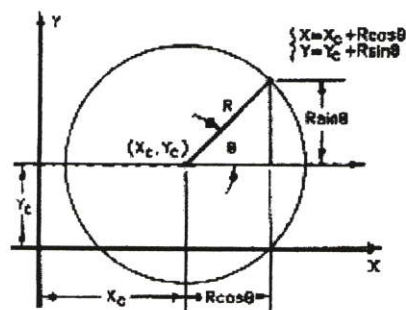
$$Y = Y_c + R \sin\theta$$



รูปที่ 2.7 ระบบพิกัดทรงกระบอก



รูปที่ 2.8 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างระบบพิกัดเชิงขั้วและระบบพิกัดคาร์ทีเซียน



รูปที่ 2.9 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างระบบพิกัดเชิงขั้วและระบบพิกัดคาร์ทีเซียน เมื่อจุดกำเนิดไม่ได้อยู่ที่เดียวกัน

## 2.4 ระบบการบ่งบอกตำแหน่งมิดตัด

ในการทำโปรแกรมชิ้นงาน CNC จะมีวิธีการบ่งบอกตำแหน่งสองวิธีด้วยกัน คือ

- 1.) ระบบการบอกตำแหน่งแบบสัมบูรณ์ (Absolute Positioning System) ในระบบนี้ตำแหน่งต่าง ๆ จะเป็นบ่งออกมาเป็นค่าที่เทียบกับจุดอ้างอิงเดิมเสมอ

2.) ระบบการบอกตำแหน่งแบบส่วนเพิ่ม (Incremental Positioning System) ระบบนี้ค่าตำแหน่งที่บ่งบอกจะเป็นค่าที่อ้างอิงจากจุดก่อนหน้าหนึ่งจุดเสมอ

## 2.5 ระบบพิกัดอ้างอิง

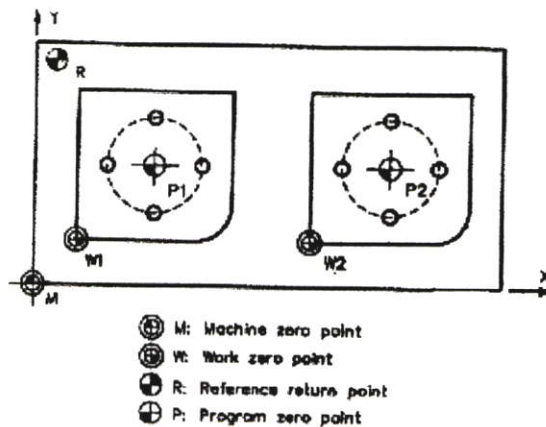
ในการ โปรแกรม NC จะต้องมีจุดอ้างอิงอย่างน้อยหนึ่งจุด เพื่อใช้คำนวณหาค่าพิกัดตำแหน่งต่าง ๆ จุดอ้างอิงเหล่านี้จะถือเป็นจุดศูนย์อ้างอิง (Zero point) ซึ่งอาจแบ่งออกได้เป็นสี่แบบด้วยกัน

1) จุดศูนย์อ้างอิงของเครื่องจักร (Machine reference zero point) จุดกำเนิดนี้เป็นจุดกำเนิดของระบบพิกัดของเครื่องจักร จุดนี้จะเปลี่ยนแปลงไม่ได้

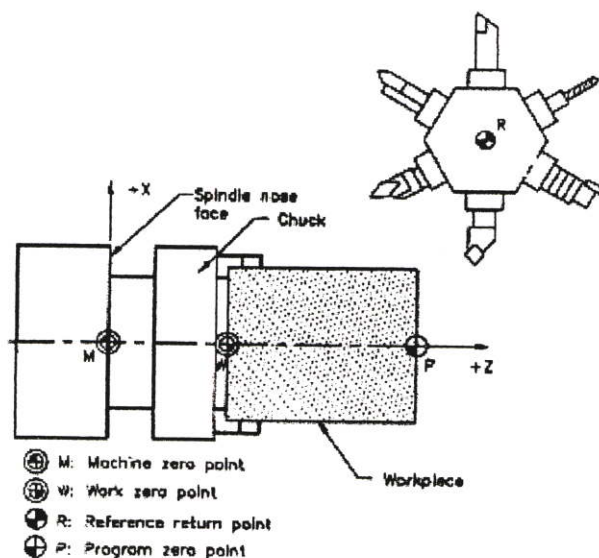
2) จุดอ้างอิงสำหรับการกลับที่เดิม (Reference Return points) จุดเหล่านี้จะเป็นจุดที่กำหนดไว้ล่วงหน้าอย่างถูกต้อง เพื่อให้แต่ละแกนเคลื่อนที่กลับมาซึ่งอาจใช้ลิมิตสวิทช์ตั้งระยะไว้ได้ เพื่อให้สปีดเคลหรือโต๊ะจับชิ้นงานกลับมาประจำที่ตำแหน่งนี้

3) จุดศูนย์อ้างอิงของชิ้นงาน (Work reference zero point) จะเป็นจุดกำเนิดของระบบพิกัดของชิ้นงาน อาจมีการกำหนดจุดศูนย์ของชิ้นงานมากกว่า 1 จุด ก็ได้บนโต๊ะจับชิ้นงานของเครื่องจักร จุดสำหรับการติดตั้งอาจอยู่ที่จุดศูนย์ของชิ้นงานก็ได้

4) จุดศูนย์อ้างอิงของโปรแกรม (Program reference zero points) ตำแหน่งจุดอ้างอิงเหล่านี้ อาจกำหนดหรือเลือกใช้โดยผู้เขียน โปรแกรมได้ ซึ่งอาจมีมากกว่าหนึ่งจุดอยู่ใน โปรแกรมเดียวกัน ตัวอย่างของการกำหนดจุดอ้างอิงเหล่านี้ได้แสดงไว้ในรูป 2.10 และ 2.11



รูปที่ 2.10 แสดงจุดอ้างอิงที่มักนิยมใช้กันในเครื่องจักร CNC



รูปที่ 2.11 แสดงจุดอ้างอิงที่มักนิยมใช้กันในเครื่องกลึง CNC

## 2.6 เลขฐานต่างๆ (NUMBER BASES)

ระบบเลขฐานสิบเป็นระบบที่เราใช้กันอยู่ในโลกปัจจุบันนี้ ในทางทฤษฎีเราอาจใช้เลขฐานจำนวนใด ๆ ก็ได้ แต่ที่นิยมใช้กันจะได้แก่ เลขฐานสิบ (decimal) ใช้เลข 0 ถึง 9 เลขฐานสอง (binary) ใช้เลข 0 หรือ 1 เลขฐานแปด (octal) ใช้เลข 0 ถึง 7 และเลขฐานสิบหก (hexadecimal) ใช้เลข 0 ถึง 9 และ A ถึง F

## 2.7 ระบบรหัสของเทป NC (NC TAPE CODING SYSTEM)

ถ้าสำหรับเครื่องจักร NC มีระบบรหัสของเทป หรือ ระบบรหัส NC ที่ใช้กันอยู่อย่างแพร่หลายสองระบบด้วยกันคือ ระบบ EIA และระบบ ASCII (American Standard Code for Information Interchange) ระบบทั้งสองนี้จะใช้เทปขนาด 1 นิ้ว มี 8 ช่องและใช้ระบบ BCD สำหรับข้อมูลเชิงตัวเลข

### 2.7.1 ระบบรหัสของเทปแบบ EIA

ระบบการให้รหัสแบบ EIA จัดทำขึ้นโดย EIA ตามมาตรฐาน RS-244-B ระบบรหัสนี้ใช้กันอย่างแพร่หลายในอเมริกาเหนือก่อนที่จะมีการจัดทำรหัส ASCII ขึ้นเป็นระบบรหัสขนาด 7 บิตที่อยู่ในรูปแบบของ เทปแบบ 8 ช่อง รหัส EIA ที่สมบูรณ์ที่ได้แสดงไว้ในรูป 2.12 (Kief และ Olling, 1985 ; Su-Chen Jonathan Lin, 1994) พอจะสรุปได้ดังนี้

- 1) ตัวเลข 1-9 จะใช้ 4 ช่องแรก (ช่อง 1 ถึง 4) มาแทนตัวเลขด้วยรหัสเลขฐานสอง
- 2) การตรวจสอบภาวะคู่หรือคี่ (Parity check) ช่องที่ห้าจะเป็นบิตที่ใช้ตรวจสอบภาวะคี่ (odd-parity check bit) ช่องนี้จะถูกนำมาใช้เพื่อให้จำนวนรูเจาะในแต่ละแถวมีจำนวนเป็นเลขคี่ และจะไม่ถูกนำมาใช้คิคำนวณในระบบเลขฐานสอง
- 3) เลขศูนย์ (Digit zero) ช่องที่ 6 จะถูกใช้แทนเลขศูนย์และสมมูลย์กับเลขฐานสิบ 16
- 4) ตัวอักษร (A-Z) ช่องที่ 6 และ 7 จะถูกนำมาใช้ร่วมกับช่องที่ 1 ถึง 4 เพื่อแทนตัวอักษรภาษาอังกฤษทั้ง 26 ตัว ตลอดจนอักขระพิเศษและสัญลักษณ์ต่าง ๆ เพื่อให้เจาะงขึ้น ตัวอักษรจะถูกแทนโดยใช้รหัสตัวเลข 1-9 ร่วมกับช่องที่ 6 และ/หรือ ช่องที่ 7 ดังรายละเอียดในตารางที่ 2.2
- 5) เครื่องหมายลบ ช่องที่ 7 จะถูกกำหนดให้เป็นเครื่องหมายลบและมีค่าสมมูลย์กับเลขฐานสิบคือ 32
- 6) จุดสิ้นสุดบล็อก (End of block) ช่อง 8 จะถูกนำมาใช้แทนการสิ้นสุดของบล็อก

**ตารางที่ 2.1** การให้โค้ดตัวอักษรของชุดรหัส EIA

รูเจาะในช่องที่ 6 และ 7 ร่วมกับ ค่าตัวเลข:	รูเจาะในช่องที่ 7 ร่วมกับ ค่าตัวเลข:	รูเจาะในช่องที่ 6 ร่วมกับ ค่าตัวเลข:
1 = a	1 = j	
2 = b	2 = k	2 = s
3 = c	3 = l	3 = t
4 = d	4 = m	4 = u
5 = e	5 = n	5 = v
6 = f	6 = o	6 = w
7 = g	7 = p	7 = x
8 = h	8 = q	8 = y
9 = I	9 = r	9 = z

## 2.7.2 ระบบรหัสเทปแบบ ASCII

รหัส ASCII ถูกพัฒนาขึ้นมาโดย American National Standards Institute (ANSI) จากความพยายามที่จะสร้างระบบรหัสอื่นหนึ่งที่เป็นมาตรฐานนานาชาติสำหรับกระบวนการสารสนเทศและระบบการสื่อสารทั้งหลาย รหัส ASCII (EIA RS-358) ถูกสร้างขึ้นเป็นระบบรหัสเทปเจาะแบบ 8 ช่องขนาด 1 นิ้ว เพื่อใช้สำหรับภาคราชการ, การโทรศัพท์, การโทรเลข, คอมพิวเตอร์, และอุตสาหกรรมอื่น ๆ เพื่ออำนวยความสะดวกในการนำคอมพิวเตอร์มาใช้ในการควบคุมเชิงตัวเลข EIA จึงได้ดัดแปลงรหัส ASCII เพื่อมาสร้างเป็นเซ็ทย่อยสำหรับรหัส ASCII (RS-358-B)

ชุดอักขระ ASCII ที่ได้แสดงไว้ในรูป 2.12 พอจะสรุปได้ดังนี้

- 1) บิตภาวะคู่หรือคี่ (Parity bit) ช่องที่ 8 (บิตที่สำคัญที่สุด) จะถูกนำมาใช้สำหรับการตรวจสอบภาวะคู่ (even-parity check)
- 2) ตัวเลข (1-9) จะคล้ายกับรหัส EIA ใช้ช่องที่ 1 ถึง 4 มาแทนตัวเลขโดยช่องที่ 1 เป็นบิตที่มีนัยสำคัญน้อยที่สุด แต่ตัวเลขในรหัส ASCII จะมีการเจาะรูที่ช่องที่ 5 และ 6
- 3) ตัวอักษร (A-Z) ตัวอักษรทั้งหลายจะใช้การเจาะรูในช่องที่ 7 โดยช่องที่ 8 ใช้สำหรับการตรวจสอบภาวะคู่ ช่องที่ 1 ถึง 5 จะถูกนำมาใช้แทนตัวอักษรทั้ง 26 ตัวในภาษาอังกฤษ

รหัส ASCII จะใช้กันได้กับ รหัส ISO (International Standards Organization) ตัวอักษรและตัวเลขจะแทนด้วยรหัสที่เหมือนกันในระบบทั้งสอง ดังนั้นในหลาย ๆ กรณี รหัส ASCII และรหัส ISO จะถูกนำมาใช้แทนกันได้โดยไม่มี ความแตกต่าง



## 2.8 ทฤษฎีการไหลพื้นฐาน

Moran (1984:32) ได้สรุปสมการความต่อเนื่องที่เกี่ยวข้องในการไหลแบบอัดตัวไม่ได้ ชนิดไม่มีการหมุนวน (incompressible irrotational flow) รอบแพนอากาศสมมาตรที่ไม่มีแรงยก ไว้ ดังนี้

$$\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = 0 \quad \dots\dots\dots(2.1a)$$

$$\nabla^2 \phi = \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \quad \dots\dots\dots(2.1b)$$

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}, \quad v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad \dots\dots\dots(2.1c)$$

โดยการเลือกตัวแปร ( $V = ui + vj$ ,  $\phi$ , หรือ  $\psi$ ) ที่เหมาะสมมาใช้งาน สมการการเคลื่อนที่ อาจแทนได้ด้วยสมการเบอร์นูลลี (Bernoulli's equation) คือ

$$p + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) = \text{ค่าคงที่} \quad \dots\dots\dots(2.2)$$

และ จากสภาวะที่ไม่มีการหมุนวน (irrotationality) เราอาจเขียนออกมาได้เป็น

$$\frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial v}{\partial x} \quad \dots\dots\dots(2.3a)$$

$$u = \frac{\partial \phi}{\partial x}, \quad v = \frac{\partial \phi}{\partial y} \quad \dots\dots\dots(2.3b)$$

$$\nabla^2 \psi = \frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = 0 \quad \dots\dots\dots(2.3c)$$

สำหรับการไหลแบบ uniform flow ชนิดอัดตัวไม่ได้แบบสองมิติที่ไม่มีการหมุนวนรอบ เทหวัตถุใดก็ตาม สมการที่ 2.1 ถึง 2.3 ยังคงนำมาใช้ได้เช่นกัน แต่สิ่งที่จะทำให้การไหลอันหนึ่งแตกต่างออกไปจากการไหลอีกอันหนึ่งก็คือ สภาวะขอบเขต (boundary conditions) ในบริเวณที่อยู่ไกลออกไปจากวัตถุ ความเร็วก็จะมีลักษณะคล้ายกันกับการไหลแบบ uniform flow ดังนั้น

$$(u, v) \rightarrow (V_\infty \cos \alpha, V_\infty \sin \alpha) \quad \text{เมื่อ } x^2 + y^2 \rightarrow \infty \quad \dots\dots\dots(2.4a)$$

$$\phi \rightarrow V_\infty x \cos \alpha + V_\infty y \sin \alpha \quad \text{เมื่อ } x^2 + y^2 \rightarrow \infty \quad \dots\dots\dots(2.4b)$$

$$\Psi \rightarrow V_{\infty} y \cos \alpha - V_{\infty} x \sin \alpha \quad \text{เมื่อ } x^2 + y^2 \rightarrow \infty \quad \dots\dots(2.4c)$$

ในที่นี้  $\alpha$  จะเป็นมุมปะทะ (angle of attack), ซึ่งจะถูกนิยามเป็น ความเอียงของเวกเตอร์ความเร็วที่อนันต์ (infinity) เมื่อเทียบกับเส้นอ้างอิงของเทหวัตถุ สำหรับเพนอากาศ เส้นอ้างอิงนี้ มักจะใช้เส้นคอร์ด ดังในรูป 2.13

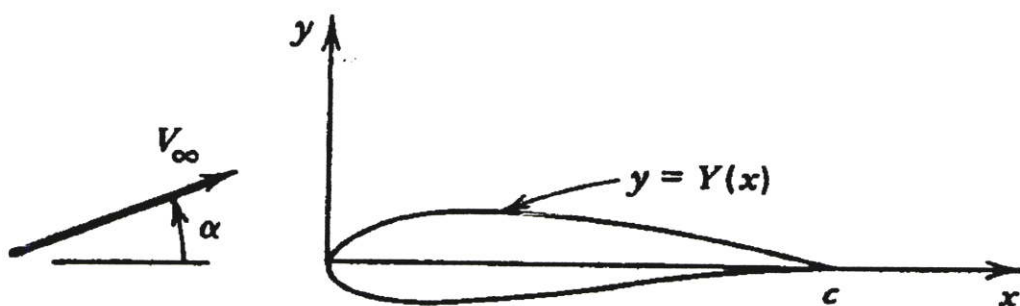
สุดท้ายเราจะให้การไหลนั้นถูกสมมติให้ขนานสัมผัสแนบไปกับผิวของเทหวัตถุ ถ้าวัตถุถูกจัดวางไว้ที่  $y = Y(x)$  ดังในรูป 2.13 สภาวะของการไหลแบบสัมผัสนี้อาจเขียนออกมาได้เป็น

$$v/u = dY/dx \quad \text{ที่ } y = Y(x) \quad \dots\dots(2.5a)$$

$$\mathbf{n} \cdot \nabla \phi = \partial \phi / \partial \mathbf{n} = 0 \quad \text{ที่ } y = Y(x) \quad \dots\dots(2.5b)$$

$$\Psi = \text{constant} \quad \text{ที่ } y = Y(x) \quad \dots\dots(2.5c)$$

ในสมการ 2.5b นี้  $\mathbf{n}$  เป็นเวกเตอร์หนึ่งหน่วย (unit vector) ที่ตั้งฉากกับผิวหน้าของเทหวัตถุนั้น



Nomenclature for flow past an isolated airfoil.

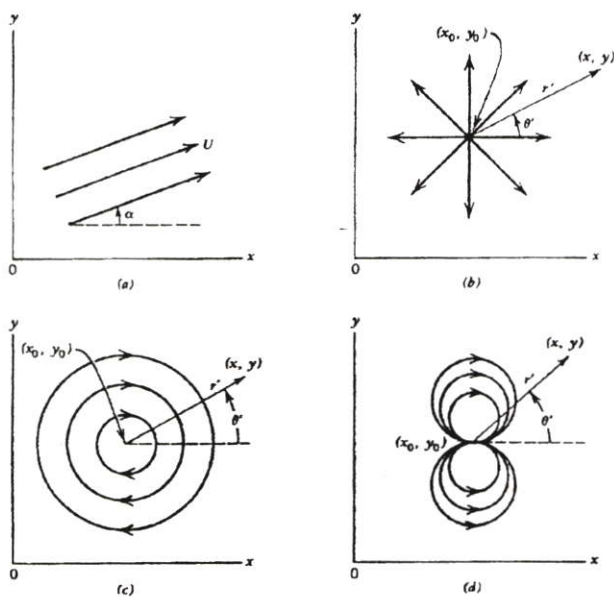
รูปที่ 2.13 ภาพแสดงชื่อเรียกเทอมต่างๆของการไหลผ่านเพนอากาศเดี่ยว

### 2.8.1 การศึกษาการไหลแบบย้อนกลับ (Inverse Method) วิธีที่ 1 : Superposition of Elementary Flows

วิธีการหาคำตอบโดยตรง เช่นการหาคำตอบของสมการที่เข้ากันได้กับ เซ็ตของสภาวะขอบเขตที่สมมติขึ้น การแก้ปัญหาแบบการหาค่าของเขตเป็นสิ่งปกติสำหรับการศึกษา Potential flows ตัวอย่างเช่น ในปัญหาของการไหลแบบ Uniform flow ผ่านวัตถุที่มีรูปร่างตามที่กำหนดให้ ผลเฉลยของสมการลาปลาซดูเหมือนว่าจะเข้ากันได้กับทั้งสภาวะการไหลแบบ Uniform flow ที่อยู่ห่างไกลออกไป และสภาวะการไหลที่สัมผัสกับผิวหน้าของวัตถุ อย่างไรก็ตามการแก้ปัญหาโดยใช้วิธีหาคำตอบโดยตรง (direct method) นี้ อาจจะไม่สามารถหาคำตอบการแก้ปัญหาโดยใช้วิธีหาคำตอบโดยตรง (direct method) นี้ อาจจะไม่สามารถหาคำตอบได้อย่างง่ายดาย เสมอไป แม้ว่าจะเป็นความจริงที่ว่า สมการอนุพันธ์ที่มีอยู่ในการศึกษาจะเป็นสมการเชิงเส้นก็ตาม ดังนั้น บางครั้งจึงต้องใช้การศึกษาการแก้ปัญหาที่แตกต่างออกไป นั่นคือการใช้ วิธีย้อนกลับ (inverse method) เพื่อแก้ไขปัญหาในการไหล

Chow (1979:84) กล่าวว่า สมการลาปลาซ ที่ครอบคลุม stream function สำหรับการไหลแบบ potential flow สองมิติแบบง่าย ๆ ที่ผลเฉลยพื้นฐานของสมการนี้สามารถหาออกมาได้โดยง่าย นั้น ผลเฉลยแต่ละอันเหล่านี้จะแทนคุณสมบัติทางกายภาพของการไหลแบบ potential flow พื้นฐาน เพราะว่าผลรวมของการรวมเชิงเส้นของจำนวนผลเฉลยใดๆ ของสมการอนุพันธ์เชิงเส้นก็เป็นผลเฉลยของสมการเดิมด้วยเหมือนกัน ดังนั้น ผลเฉลยจำนวนมากจึงสามารถสร้างขึ้นมาได้ การไหลบางอันจึงแทนได้ด้วยการรวมเชิงเส้นของผลเฉลยต่างๆ ที่จำลองขึ้นมาใช้แทนการเคลื่อนที่ของวัตถุที่มีรูปร่างต่างๆ ผ่านของไหล ด้วยเหตุนี้ในวิธีแบบ inverse method แทนที่จะหาผลเฉลยสำหรับการไหลผ่านวัตถุที่มีรูปร่างกำหนดไว้แล้ว จะเป็นการหาผลเฉลยรอบๆ วัตถุต่างๆ ผ่านการรวมการไหลพื้นฐานแบบต่างๆ ที่ถูกนำมาจัดแจงเข้าด้วยกัน จากรูปแบบการไหลแบบต่างๆ เหล่านี้ วัตถุที่มีรูปร่างใกล้เคียงกับที่ต้องการจะสามารถถูกสร้างขึ้นมาได้โดยผ่านการรวมการไหลพื้นฐานที่เหมาะสม

มีการไหลสองมิติพื้นฐานอยู่ที่แบบด้วยกันที่มักพบในกลศาสตร์ของไหลนั้นคือ : uniform flow, the line source (or sink), the line vortex, และ the doublet ซึ่ง stream function ของการไหลเหล่านี้จะกล่าวถึงต่อจากนี้ และ รูปแบบการไหลได้แสดงไว้ในรูป 2.14



รูปที่ 2.14 รูปแบบการไหลพื้นฐานต่างๆ (a) Uniform flow. (b) Line sources. (c) Line vortex. (d) Doublet.

a. Uniform flow  $\psi = U(y \cos \alpha - x \sin \alpha) \dots\dots\dots(2.6)$

b. Line source  $\psi = \frac{\Lambda}{2\pi} \tan^{-1} \frac{y - y_0}{x - x_0}$   
 $= \frac{\Lambda}{2\pi} \theta' \dots\dots\dots(2.7)$

c. Line vortex  $\psi = \frac{\Gamma}{2\pi} \ln [(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2]^{1/2}$   
 $= \frac{\Gamma}{2\pi} \ln r' \dots\dots\dots(2.8)$

d. Doublet  $\psi = -\frac{\kappa}{2\pi} \frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}$   
 $= -\frac{\kappa}{2\pi} \frac{\sin \theta'}{r'} \dots\dots\dots(2.9)$

สมการ (2.6) เป็น stream function สำหรับการไหลแบบ Uniform flow ที่มีความเร็ว  $U$  ที่ทำมุม  $\alpha$  กับแกน  $x$

Stream function (2.7) บ่งถึง source ที่อยู่ที่จุด  $(x_0, y_0)$  ที่มีค่าความแรงเป็น  $\Lambda$  ซึ่งหมายถึง ปริมาตรของของไหลต่อหนึ่งหน่วยเวลาไหลออกมาที่หนึ่งหน่วยความยาวของ Line source ดังนั้นค่า  $\Lambda$  ที่เป็นลบจึงหมายถึง line sink ความเร็วของไหลตามเส้น streamline ที่พุ่งออกมาจากจุดศูนย์กลางของ source จะมีขนาด  $\Lambda / 2\pi r'$ , โดยที่  $r'$  เป็นระยะรัศมีจากจุดศูนย์กลาง ซึ่งชี้ให้เห็นว่าอัตราเร็วการไหลจะเป็นอนันต์ เมื่อ  $r'$  มีค่าเข้าใกล้ศูนย์

Stream function ที่แสดงไว้ในสมการ (2.8) จะให้รูปแบบการไหลเป็นวงกลมของ line Vortex ที่มีจุดศูนย์กลางอยู่ที่  $(x_0, y_0)$  ความเร็วสัมผัส (tangential velocity) จะมีขนาด  $\Gamma / 2\pi r'$ , ซึ่งเป็นค่าคงที่ตามเส้น stream line ที่กำหนดให้ ผลคูณของวง streamline วงกลมกับความยาวตามเส้น Streamline วงกลมนี้จะเท่ากับการหมุนวน (circulation)  $\Gamma$ , ซึ่งจะใช้เป็นตัวบ่งถึงความแรงของการไหลแบบ Vortex flow ในทางอากาศพลศาสตร์การหมุนวนตามเข็มนาฬิกามีค่าเป็นบวก และอีกเช่นเดียวกันอัตราเร็วที่ศูนย์กลางของ Vortex จะไม่มีขีดจำกัด

เมื่อ source ที่มีความแรง  $\Lambda$  ณ จุด  $(x_0 + \Delta x, y_0)$  ถูกรวมเข้ากับ sink ที่มีความแรง  $-\Lambda$  ที่อยู่ ณ จุด  $(x_0 - \Delta x, y_0)$  จะเกิดสนามการไหลใหม่ขึ้น นอกจากนี้ถ้าเราให้  $x$  เข้าใกล้ศูนย์ขณะที่ทำให้ผลคูณ  $2 \Delta x \Lambda$  คงที่เท่ากับ  $K$ , จะได้ Stream function (2.9) เป็น doublet ออกมาที่จุด  $(x_0, y_0)$  Streamlines ต่างๆ จะเป็นวงกลมที่ผ่านจุด  $(x_0, y_0)$  โดยมีจุดศูนย์กลางอยู่บนเส้นตรง  $x = x_0$  รูปแบบการไหลอันนี้อาจทำจากการ superimposing vortex ที่  $(x_0, y_0 + \Delta y)$  เข้ากับ Vortex ที่มีทิศทางการหมุนตรงข้ามที่อยู่ ณ จุด  $(x_0, y_0 - \Delta y)$  โดยค่า  $\Delta y$  มีค่าเข้าใกล้ศูนย์,  $K$  จะถูกเรียกว่าเป็นค่าความแรงของ doublet ความเร็วที่ศูนย์กลางของ doublet จะมีค่าสูงมาก

นอกจาก uniform flow แล้วการไหลที่เหลืออีก 3 อันที่กล่าวแล้วจะมีคุณสมบัติเหมือนกันตรงที่ความเร็วจะมีค่าอนันต์ เมื่อเข้าใกล้จุดศูนย์กลาง ด้วยเหตุอันนี้บางครั้ง บรรดาการไหลเหล่านี้จะถูกเรียกว่า ซิงกูลาริตี (Singularities) สิ่งเหล่านี้ถูกจัดจะไม่ก่อให้เกิดความยุ่งยากทางคณิตศาสตร์ถ้าจุดซิงกูลาร์เหล่านี้้อยู่ภายในบริเวณของส่วนเนื้อวัตถุ ตัวอย่างเช่น เมื่อ source ถูกติดตั้งลงใน uniform stream การไหลจะเสมือนมีวัตถุครึ่งตัวเกิดขึ้น ถ้า doublet ถูกใส่ลงแทน source ในการไหลนั้น ก็จะเหมือนมีทรงกระบอกกลม เกิดขึ้นอยู่ในกระแสการไหลนั้น ซิงกูลาริตีในแต่ละกรณีจะถูกปิดล้อมด้วยขอบเขตของวัตถุแข็งเกร็ง และการไหลภายนอกวัตถุก็จะเป็นอิสระจากผลกระทบของซิงกูลาริตี

## 2.8.2 การศึกษาการไหลแบบย้อนกลับ (Inverse Method) วิธีที่ 2 : Conformal Mapping

Chow (1979:118) ได้พิจารณาการไหล potential flows สองมิติที่สภาวะคงที่ ได้เห็นว่าองค์ประกอบของความเร็วสามารถหาออกมาได้จากทั้ง Velocity potential หรือ stream function โดยทั้งสองกรณีนี้จะเข้ากันได้กับสมการลาปลาซ ความสัมพันธ์ดังกล่าวจะขอกกล่าวถึงอีกครั้งดังนี้ จากสมการ (2.1c) และ (2.3b) เมื่อเขียนออกมาในรูประบบพิกัด คาร์ตเซียน, จะได้เป็น

$$u = \frac{\partial \phi}{\partial x} = \frac{\partial \psi}{\partial y} \quad \dots\dots\dots(2.10)$$

$$v = \frac{\partial \phi}{\partial y} = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad \dots\dots\dots(2.11)$$

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \quad \dots\dots\dots(2.12)$$

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = 0 \quad \dots\dots\dots(2.13)$$

ถ้า  $\phi$  = ค่าคงที่ และ  $\psi$  = ค่าคงที่ เส้นเคอร์พจะถูกเรียกว่า เส้น equipotential lines และเส้น streamlines ตามลำดับ จุดที่เส้น equipotential lines ตัดกับเส้น streamline นั้นเวกเตอร์ที่ตั้งฉากกับเส้นเคอร์พทั้งสองจะตั้งฉากซึ่งกันและกัน เนื่องจาก

$$\begin{aligned} \nabla \phi \cdot \nabla \psi &= \frac{\partial \phi}{\partial x} \frac{\partial \psi}{\partial x} + \frac{\partial \phi}{\partial y} \frac{\partial \psi}{\partial y} \\ &= (u)(-v) + (v)(u) = 0 \end{aligned}$$

ดังนั้น เส้น equipotential lines และ streamlines ของการไหลแบบสองมิติจะทำให้เกิดชุดของเส้นเคอร์พที่ตั้งฉากกันเสมอในระนาบ  $x$ - $y$  ยกเว้นที่จุด stagnation points ซึ่งทิศทางของนอร์มัลเวกเตอร์ไม่สามารถนิยามออกมาได้

ถ้าเราให้ตัวแปรเชิงซ้อน  $Z = x + iy$  มาคัดแปลงใช้งานในรูปของ velocity potential และ stream function จะได้

$$w_{(z)} = \phi_{(x,y)} + i\psi_{(x,y)} \quad \dots\dots\dots(2.14)$$

ถ้า  $w$  เป็น Single-valued function ของ  $Z$  ดังที่สมมติอยู่ในรูปแบบข้างต้น และ ถ้าอนุพันธ์อันดับหนึ่ง  $\partial w / \partial z$  เป็นจริงในทุกพื้นที่ที่ครอบคลุมของการไหล แล้วอนุพันธ์ที่จุดใดๆ ในพื้นที่นี้สามารถคำนวณออกมาได้โดยไม่ต้องสนใจว่า increment ของ  $Z$  จะมีแนวโน้มว่าจะเป็นศูนย์

อย่างไร ถ้าให้  $\Delta z = \Delta x + i \Delta y$  เป็น increment ดังกล่าว ในการหาอนุพันธ์เรา อาจเลือกให้  $\Delta y$  เท่ากับศูนย์ และ  $\Delta x$  เข้าใกล้ศูนย์ ด้วยแนวทางอันนี้เราจะได้  $\Delta z = \Delta x$  และ

$$\begin{aligned} \frac{\partial w}{\partial z} &= \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{\phi_{(x+\Delta x, y)} - \phi_{(x, y)} + i\psi_{(x+\Delta x, y)} - i\psi_{(x, y)}}{\Delta x} \\ &= \frac{\partial \phi}{\partial x} + i \frac{\partial \psi}{\partial x} \end{aligned} \dots\dots\dots(2.15)$$

หรือในอีกแนวทางหนึ่ง เราอาจเลือกให้  $\Delta x$  เท่ากับศูนย์ และ  $\Delta y$  เข้าใกล้ศูนย์ ดังนั้น  $\Delta z = i \Delta y$  และ

$$\begin{aligned} \frac{\partial w}{\partial z} &= \lim_{\Delta y \rightarrow 0} \frac{\phi_{(x, y+\Delta y)} - \phi_{(x, y)} + i\psi_{(x, y+\Delta y)} - i\psi_{(x, y)}}{\Delta y} \\ &= -i \frac{\partial \phi}{\partial y} + \frac{\partial \psi}{\partial y} \end{aligned} \dots\dots\dots(2.16)$$

จาก (2.15) และ (2.16) เราจะได้

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} = \frac{\partial \psi}{\partial y} \quad \text{และ} \quad \frac{\partial \phi}{\partial y} = - \frac{\partial \psi}{\partial x} \dots\dots\dots(2.17)$$

สมการเหล่านี้เราเรียกว่า Cauchy – Riemann conditions ซึ่งเป็นสภาวะที่สำคัญสำหรับการปรากฏขึ้นจริงของอนุพันธ์ของฟังก์ชัน  $w(z)$  แต่สภาวะเหล่านี้ก็เข้ากันกับสมการ (2.10) และ (2.11) จาก potential flow อย่างอัตโนมัติ ซึ่งหมายความว่า  $\phi + i\psi$  อันเป็นฟังก์ชันด้านขวามือของสมการ (2.14) เป็น analytic function ของ  $Z$  ถ้าฟังก์ชันสามารถหาค่าได้ในบริเวณใกล้เคียงของจุดนั้น แต่ไม่ใช่ที่จุดนั้น จุดนี้เราจะเรียกว่า จุดซิงกูลาร์ (singular point) หรือ ซิงกูลาริตี (singularity) ของฟังก์ชันนั้น นอกจากนี้ สมการ (2.12) และ (2.13) สามารถหาได้จากการลดรูปของทั้ง  $\psi$  และ  $\phi$  จาก Cauchy – Riemann condition ในสมการ (2.17) ซึ่งชี้ให้เห็นว่า ทั้งส่วนจำนวนจริงและส่วนจำนวนจินตภาพ ของ analytic function จะเข้ากันได้กับสมการลาปลาซ

ในทางกลับกัน ถ้าเราเลือก analytic function  $w(z)$  ใดๆ ส่วนของจำนวนจริงและจำนวนจินตภาพของฟังก์ชันจะเสมือนเป็น velocity function และ stream function ของการไหลแบบ potential flow ในระนาบ  $x$ - $y$  โดยอัตโนมัติ

ฟังก์ชัน  $w$  ที่แสดงไว้ใน (2.14) จะถูกเรียกเป็น complex potential ซึ่งอนุพันธ์จะเกี่ยวข้องกับองค์ประกอบความเร็วตามความสัมพันธ์ดังต่อไปนี้ ซึ่งนำมาจากสมการ (2.15) หรือ (2.16) คือ

$$\frac{dw}{dz} = u - iv \quad \dots\dots\dots(2.18)$$

ดังนั้น ขนาดของเวกเตอร์ความเร็วจึงหาได้จากค่าสัมบูรณ์ของสมการข้างต้น  
ถ้าเราพิจารณา analytic function ง่ายๆ

$$w(z) = Uz e^{-i\alpha} \quad \dots\dots\dots(2.19)$$

ซึ่ง  $U$  และ  $\alpha$  เป็นค่าคงที่ หลังจากแยกเป็นส่วนจำนวนจริงและจำนวนจินตภาพแล้ว สมการ (2.19) จะกลายเป็น

$$w = U(x \cos\alpha + y \sin\alpha) + iU(y \cos\alpha - x \sin\alpha)$$

จำนวนจินตภาพก็จะเป็น stream function ของ uniform flow ดังที่บรรยายอะไรโดยสมการ (2.10) และ รูป 2.15 และส่วนจำนวนจริงจะแทน velocity potential และ ด้านขวามือของสมการ (2.19) จะแทน complex potential ของการไหลแบบ uniform flow ในการหาองค์ประกอบความเร็วของของไหล เราจะใช้สมการ (2.18) ในการหา  $u = U \cos\alpha$  และ  $v = U \sin\alpha$  ทำนองเดียวกันฟังก์ชัน  $(\Lambda/2\pi) \log(z - z_0)$ ,  $(i \Gamma / 2\pi) \log(z - z_0)$ , และ  $K / 2\pi(z - z_0)$  จะเป็น complex potentials ของ source, vortex, และ doublet จากสมการ (2.7) ถึง (2.9) ตามลำดับ โดยที่  $Z_0 = x_0 + i y_0$  ฟังก์ชันเหล่านี้ แต่ละอันจะมี singular point ที่  $Z_0$  โดยที่อนุพันธ์อันดับแรกของฟังก์ชัน (หรือความเร็ว) จะไม่มีขีดจำกัด

เราจะมากล่าวถึงวิธี inverse method อีกอันหนึ่ง ซึ่งเราสามารถสร้างการไหลแบบ potential flows ได้เป็นจำนวนมาก คราบเท่าที่เราสามารถเขียนออกเป็น analytic functions หลักการ superposition ของการไหลพื้นฐานก็ยังคงสามารถนำมาประยุกต์ใช้ในการสร้างการไหลแบบใหม่ ตัวอย่างเช่น ผลรวมของ  $Uz$  ซึ่งเป็น complex potential ของ uniform horizontal flow, และ  $K / 2\pi z$  ซึ่งเป็น complex potential ของ doublet ที่จุด origin จะเป็นตัวแทนของ complex potential ของ uniform flow ที่ไหลผ่านทรงกระบอกกลมที่มีรัศมี  $\sqrt{K / 2\pi U}$  ที่มีจุดศูนย์กลางอยู่ที่จุด origin

มีวิธีการที่ทรงคุณค่ามากอีกอันหนึ่ง ซึ่งเรียกว่า method of conformal mapping ซึ่งถูกนำมาใช้ในการสร้างรูปแบบการไหลใหม่ๆ โดยการ mapping การไหลที่ทราบแล้วในระนาบ  $x - y$  ไปยังระนาบ  $x' - y'$  อันใหม่ผ่านกระบวนการแปลงค่าต่างๆ

ระหว่างระบบพิกัดสองชุด ตัวอย่างเช่น complex potential  $w(z)$  ในสมการ (2.14) เป็นที่ทราบกันแล้วสำหรับการไหลที่ให้ ถ้าให้ตัวแปร  $Z' (= x' + iy')$  เกี่ยวพันกับ  $z$  ผ่านความสัมพันธ์

$$Z = f(z') \quad \dots\dots\dots(2.20)$$

โดยที่  $f$  เป็น analytic function ของ  $z'$  จากการใช้สมการ (2.20)  $w$  จะกลายเป็น analytic function ของ  $z'$  เนื่องจากอนุพันธ์

$$\frac{dW}{dz'} = \frac{dW}{dz} \frac{dz}{dz'} \quad \dots\dots\dots(2.21)$$

เป็นจริง, จากการปรากฏขึ้นจริงของอนุพันธ์ทั้งสองทางด้านขวามือของสมการ (2.21) หลังจากแปลงรูปไปบนระนาบ  $\phi$  complex potential อาจถูกจัดกลุ่มเข้าเป็นส่วนของจำนวนจริง และจำนวนจินตภาพ ตามระบบพิกัดอันใหม่ เพื่อว่า

$$w[f(z')] = \phi'(x', y') + i\psi'(x', y') \quad \dots\dots\dots(2.22)$$

สิ่งที่ตามมาก็คือ จากคุณสมบัติของ analytic functions ที่  $\phi'$  และ  $\psi'$  ต้องเข้ากันกับสถานะ Cauchy-Riemann conditions, และ ดังนั้น ต้องปฏิบัติตัวตามสมการลาปลาซด้วย

$$\frac{\partial^2 \phi'}{\partial x'^2} + \frac{\partial^2 \phi'}{\partial y'^2} = 0$$

$$\frac{\partial^2 \psi'}{\partial x'^2} + \frac{\partial^2 \psi'}{\partial y'^2} = 0$$

ดังนั้นเส้น  $\phi' =$  ค่าคงที่ และ  $\psi' =$  ค่าคงที่ ยังคงตั้งฉากซึ่งกันและกันอยู่เสมอในระนาบ  $x' - y'$  และ (2.22) จะแทน complex potential ของการไหลในระนาบ  $x' - y'$

นอกจากนี้ เนื่องจาก สมการ (2.14) และ (2.22) จะแทน complex function อันเดียวกัน เราจะต้องมี

$$\phi(x, y) = \phi'(x', y')$$

$$\psi(x, y) = \psi'(x', y')$$

ยกเว้นแต่เพียงว่า อาจมีค่าคงที่รวมเข้ามาปรากฏขึ้นอยู่ในสมการเหล่านี้ ดังนั้น ให้การแปลงค่าของสมการ (2.20) เส้น streamline  $\psi = C$  และ เส้นตั้งฉาก equipotential line  $\phi = k$  ในระนาบ  $x-y$  จะถูก map ไปเป็น เส้น streamline  $\psi' = C$  และ เส้น equipotential line  $\phi' = k$  ในระนาบ  $x'-y'$  ตามลำดับ เส้นเคอร์รับทั้งสองนี้ถึงแม้ว่าจะมีรูปร่างบิดเบี้ยวไปแต่ยังคงตั้งฉากซึ่งกันและกันอยู่เสมอหลังจากผ่านกระบวนการแปลงค่าแล้ว ด้วยเหตุนี้การ mapping นี้จึงถูกเรียกว่าเป็น conformal

เพื่อแสดงถึงการใช้งานกรวิธีนี้ ให้เรามาพิจารณา complex potential

$$\begin{aligned} w_{(z)} &= U_z \\ &= U_x + iU_y \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(2.23)$$

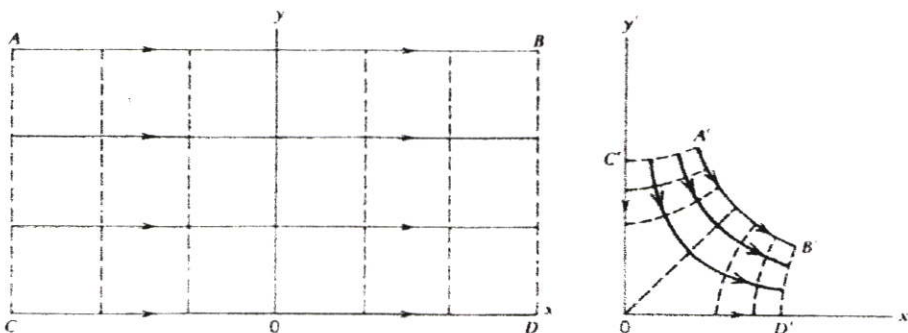
ซึ่งถ้าเป็นของ Uniform Stream ที่มีอัตราเร็ว  $U$  ไหลไปตามแกนบวกโดยการเลือกรูปแบบเฉพาะขึ้นมาเราจะได้

$$Z = Z'^2 \quad \dots\dots\dots(2.24)$$

สำหรับการแปลงค่าสมการ (2.20) complex potential จะกลายเป็น

$$\begin{aligned} w(z') &= UZ'^2 \\ &= U(x'^2 - y'^2) + i2U x'y' \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(2.25)$$

ดังนั้น streamlines  $y = c$  และ equipotential lines  $x = k$  ในระนาบ  $x-y$  จะถูก mapped ไปเป็น streamlines  $2x'y' = C$  และ equipotential lines  $x'^2 - y'^2 = k$  ในระนาบ  $x'-y'$  ตามลำดับ ดังเส้นทึบและเส้นประในรูป 2.15



**รูปที่ 2.15** การ mapping การไหลแบบ uniform flow ในระนาบ  $x-y$  ไปยังระนาบ  $x'-y'$  โดยอาศัยการแปลงค่าของฟังก์ชัน  $Z = Z'^2$

โดยทั่วไปฟังก์ชันทางค่านวของสมการ (2.20) อาจขยายไปเป็นชุดอนุกรมที่มีกำลังเป็นบวกและกำลังเป็นลบของ  $z'$  และด้วยเหตุนี้การแปลงค่าของสมการ (2.24) จึงเป็นเพียงกรณีเฉพาะของอนุกรมที่ขยายออกมาเท่านั้น ถ้าเทอมทั้งสองของกรณีเฉพาะเหล่านี้ถูกรวมเข้ามาอยู่ในอนุกรม เราจะได้ความสัมพันธ์ คือ

$$Z = Z' + \frac{a^2}{Z'} \dots\dots\dots(2.26)$$

สมการนี้เรียกว่า Joukowski transformation ภายใต้การแปลงค่านี้ complex potential ของสมการ (2.23) จะกลายเป็น

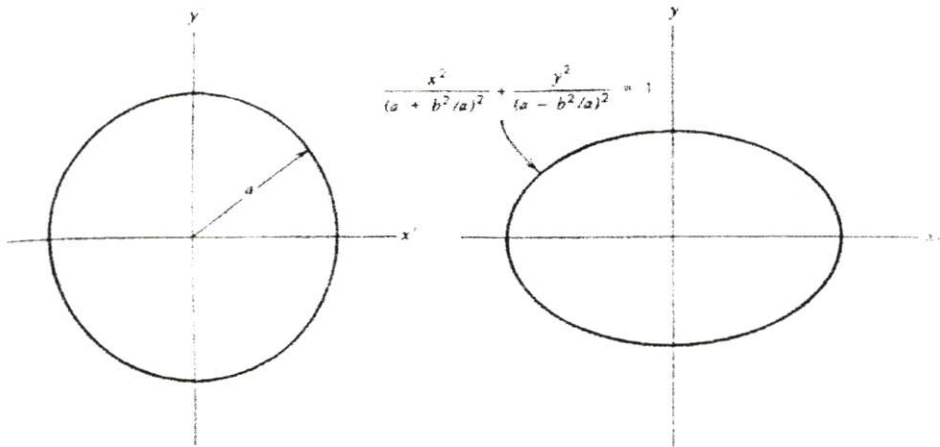
$$w_{(z')} = U \left( Z' + \frac{a^2}{Z'} \right) \dots\dots\dots(2.27)$$

ซึ่งเป็น complex potential สำหรับ uniform flow ที่ไหลผ่านทรงกระบอกกลมที่มีรัศมี  $a$  ซึ่งเป็นผลลัพธ์อันเดียวกันกับที่ได้ก่อนหน้านี้ โดยการเติม complex potential ของ uniform flow เข้ากับ doublet

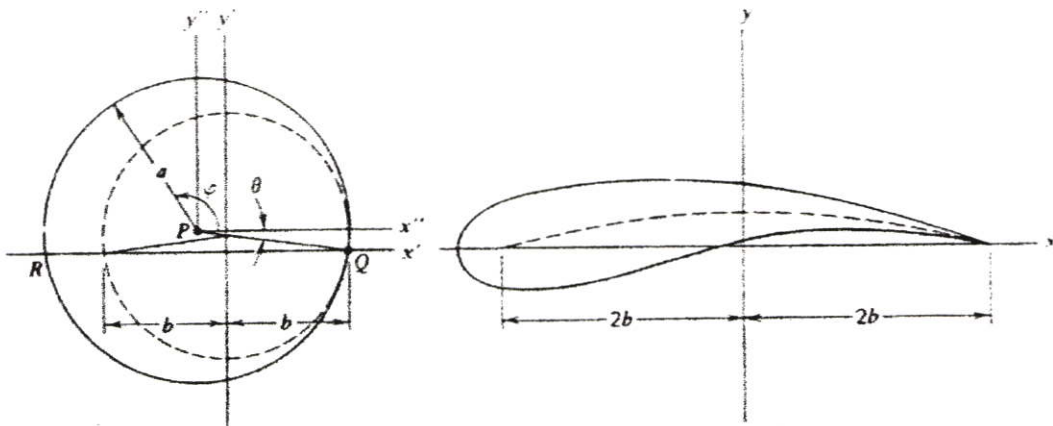
การแปลงค่าแบบ Joukowski transformation อาจจะเป็นการเปลี่ยนแปลงค่าที่มีการใช้กันมากที่สุดในการแก้ปัญหาของการไหลแบบ potential flow ตัวอย่างเช่น การแปลงค่าของ

$$Z = Z' + \frac{b^2}{Z'} \dots\dots\dots(2.28)$$

โดยที่  $b^2 < a^2$  จะ map วงกลมที่มีรัศมี  $a$  ที่มีจุดศูนย์กลางอยู่ที่กำเนิดของระบบพิกัด  $x' - y'$  ไปเป็นวงรี ในระนาบ  $x - y$  (รูป 2.16) การแปลงค่าอันเดียวกันนี้ วงกลมสองวงที่มีจุดสัมผัสในสัมผัสกันบนแกน  $X$  บวกที่  $X = b$ , พร้อมทั้งมีจุดศูนย์กลางของวงกลมอันหนึ่งอยู่บนแกน  $y'$  และจุดศูนย์กลางของวงกลมอีกอันหนึ่งอยู่นอกแกน  $x$  จะถูก mapped ไปเป็นส่วนโค้งที่เรียกว่า Joukowski airfoil ในระนาบ  $x-y$  ดังในรูป (2.17)



รูปที่ 2.16 การ mapping วงกลมในระนาบ  $x'-y'$  ไปเป็นวงรีในระนาบ  $x-y$  โดย Joukowski transformation  $z = z' + b^2/z'$



รูปที่ 2.17 การ mapping วงกลมสองวงในระนาบ  $x'-y'$  ไปเป็น ส่วนโค้งของวงกลมและรูปแพนอากาศในระนาบ  $x-y$  โดย Joukowski transformation  $z = z' + b^2/z'$

### 2.8.3 การศึกษาการไหลของของไหลผ่านวัตถุด้วยวิธี Panel Method

วิธีการหลายๆ อันที่ผ่านมาได้ถูกนำมาใช้สำหรับการแก้ปัญหาของการไหลแบบ uniform flow ผ่านวัตถุต่างๆ Chow (1979:134) ได้กล่าวว่า วัตถุที่ไม่ได้กำหนดรูปร่างอาจสร้างขึ้นได้ (ตามหัวข้อที่ 2.8.1) โดยการรวมแบบเชิงเส้น ของการไหลแบบ uniform flow เข้ากับ sources, sinks, doublets, และ vortices ในการสร้างวัตถุที่มีความสมมาตรเชิงแกน (หรือวัตถุ ที่สมมาตรแบบสองมิติ) ของรูปทรงที่กำหนดให้ โดยการกระจาย ชิงกูลาริตี ไปตามแกนที่สมมาตร วิธีของ Von Kármán ได้ให้แนวทางสำหรับขั้นตอนการหาความแรงของชิงกูลาริตีที่ตำแหน่งต่างๆ ที่กำหนดให้ นอกจากนี้ วิธี Conformal mapping ที่ได้กล่าวแล้วก็เป็นอีกวิธีหนึ่งที่ใช้สร้างวัตถุที่มีรูปร่างแบบต่างๆ ได้โดยการแปรการแปลงค่าระหว่างระบบพิกัดทั้งสอง

ในทางปฏิบัติ มักจะต้องคำนวณ การไหลรอบๆ วัตถุที่มีรูปร่างซับซ้อน เช่น เครื่องบินที่มีทั้งปีกและหางตลอดจนเครื่องยนต์ต่างๆ ปัญหาเหล่านี้ซึ่งไม่สามารถแก้ได้ด้วยวิธีต่างๆ ดังที่ได้กล่าวแล้วข้างต้นอย่างได้ผลเป็นที่น่าพอใจ ได้กระตุ้นให้วิศวกรทางด้านอากาศยานพัฒนาวิธี Panel method ขึ้น เพื่อใช้จัดการกับวัตถุที่มีรูปร่างๆ ต่างๆ วิธีนี้ผิวหน้าของวัตถุที่อยู่ในความสนใจจะถูกคลุมด้วยพื้นที่เล็กๆ จำนวนหนึ่งซึ่งเรียกว่า panels ซึ่งแต่ละ panel จะถูกกระจายไว้ด้วยชิงกูลาริตี(Singularities) ชนิดใดชนิดหนึ่ง ที่มีความหนาแน่นที่สม่ำเสมอ แต่ยังไม่ได้ออกมา ชิงกูลาริตี ที่กระจายอยู่นี้จะถูกใช้ในการ โนมน์น้ำวกระแไหลที่เข้ามาเพื่อว่ามันจะได้หมุนไปรอบๆ วัตถุ โดยทั่วไป Source หรือ doublet panels จะถูกนำมาใช้กับผิวหน้าของวัตถุที่ไม่มีแรงยก ส่วน vortex panels มักจะถูกใช้กับผิวหน้าของวัตถุที่มีแรงยก สิ่งที่ต้องคำนึงไว้เสมอคือ การไหลที่เข้ามาสู่วัตถุจะต้องขนาน แนบสัมผัสไปกับ Panel ทุกๆ อันที่ตำแหน่งเฉพาะต่างๆ ซึ่งจะให้ชุดของสมการที่จะถูกนำมาใช้ในการคำนวณ ความหนาแน่นของ ชิงกูลาริตีที่อยู่บน panels เหล่านั้น ดังนั้น การไหล (ประกอบด้วย การไหลแบบ uniform flow และการไหลที่เหนี่ยวนำมาจากชิงกูลาริตีบน panel จำนวนนั้น) จะถูกหาค่าออกมาได้ และความเร็วกับแรงดันที่จุดต่างๆ ของสนามการไหลจะสามารถคำนวณออกมาได้ วิธี panel method สามารถประยุกต์ใช้ได้เป็นอย่างดีไม่เพียงแต่กับปัญหาการไหลที่เกี่ยวข้องกับวัตถุแบบสองมิติและสามมิติ ของวัตถุที่มีรูปร่างซับซ้อนเท่านั้น แต่ปัญหาที่เกี่ยวกับการไหลภายใน และการไหลแบบ nonuniform flow และ unsteady flows ก็สามารถนำไปใช้ได้ด้วยเช่นกัน

วิธี panel method นี้ Moran (1984:103) ได้นำเสนอรูปแบบของกรรมวิธีนี้อยู่หลายรูปแบบด้วยกัน แต่ในที่นี้จะขอกกล่าวถึงเฉพาะวิธีที่ตั้งอยู่บนพื้นฐานของการไหลแบบ potential flow วิธีหนึ่ง ซึ่งเป็นของผู้บุกเบิกงานทางด้านนี้ในยุคแรกๆ คือ Hess และ Smith วิธีนี้จะใช้การกระจาย sources และ vortices มาเป็นหลักในการพิจารณา โดยอาศัยหลักการของ superposition เราจะได้ potential ของการไหลดังนี้

$$\phi = \phi_{\infty} + \phi_s + \phi_v \quad \dots\dots\dots(2.29)$$

โดยที่

$$\begin{aligned} \phi_{\infty} &= V_{\infty} x \cos \alpha + V_{\infty} y \sin \alpha \quad \dots\dots\dots(2.29a) \\ &= \text{potential ของ uniform flow ที่ความเร็ว } \infty \end{aligned}$$

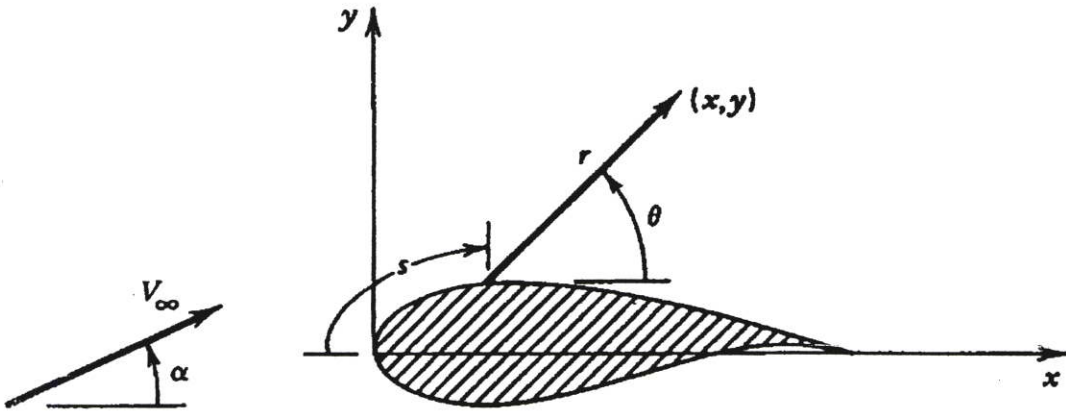
$$\begin{aligned} \phi_s &= \int \frac{q(s)}{2\pi} \ln r \, dS \quad \dots\dots\dots(2.29b) \\ &= \text{potential ของ source distribution ที่มีความแรง } q(s) \text{ ต่อหน่วยความยาว} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \phi_v &= -\int \frac{\gamma(s)}{2\pi} \theta \, dS \quad \dots\dots\dots(2.29c) \\ &= \text{potential ของ vortex distribution ที่มีความแรง } \gamma(s) \text{ ต่อหน่วยความยาว} \end{aligned}$$

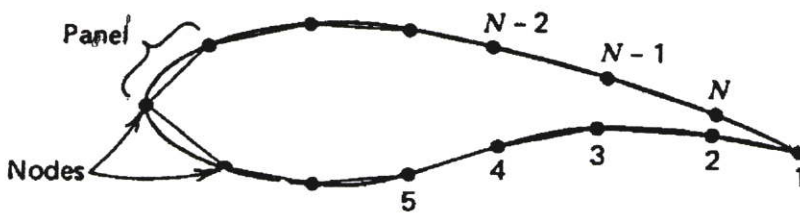
ซึ่งการอินทิเกรตจะกระทำบนผิวหน้าของเทหวัตถุ ดังในรูป 2.18 โดย S เป็นระยะทางที่วัดไปตามผิวหน้า และ  $(r, \theta)$  เป็นระบบพิกัดเชิงขั้ว ของจุดในสนามการไหล  $(x, y)$  ที่สัมพันธ์กับระยะ S บนผิวหน้าของเทหวัตถุ

เนื่องจากการหาอินทิกรอลของสมการ 2.29 นี้ค่อนข้างยุ่งยาก จึงมีการกำหนดจุดต่างๆลงบนคอนทัวร์ของเทหวัตถุ เป็นจำนวน N จุด จุดเหล่านี้จะเรียกว่า nodes แล้วทำการเชื่อมจุดที่อยู่ติดกันเหล่านี้ด้วยเส้นตรง ซึ่งเส้นตรงเหล่านี้จะกลายเป็น panels ของกรรมวิธีนี้ potential ของการไหลจากสมการ 2.29 ก็จะสามารถจัดรูปออกมาได้เป็น

$$\begin{aligned} \phi &= (V_{\infty} x \cos \alpha + V_{\infty} y \sin \alpha) + \sum_{j=1}^N \int_{\text{Panel } j} \left[ \frac{q(s)}{2\pi} \ln r - \frac{\gamma(s)}{2\pi} \theta \right] dS \\ &\quad \dots\dots\dots(2.30) \end{aligned}$$



รูปที่ 2.18 การให้ชื่อส่วนต่างๆสำหรับการวิเคราะห์การกระจายเชิงกลาริตีที่ผิวหน้าวัตถุในของไหล  
(วิธี panel method)



รูปที่ 2.19 แสดงการนิยามการให้ชื่อของ nodes และ panels

## บทที่ 3

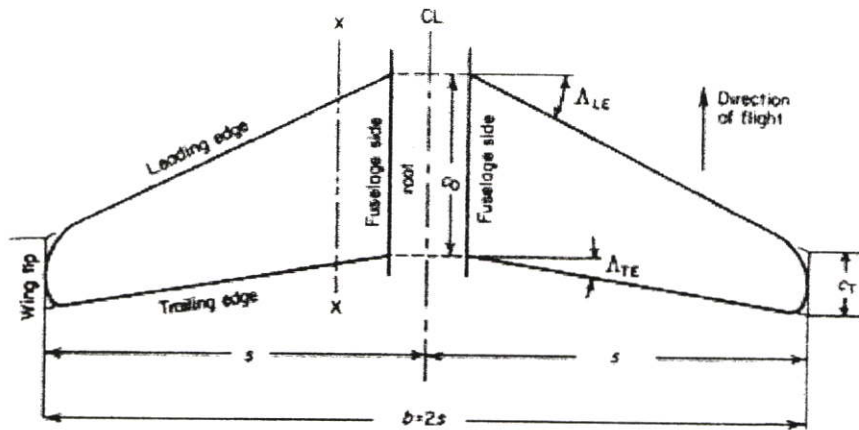
# การสร้างแผนอากาศชนิดต่างๆ

### 3.1 เรขาคณิตของหน้าตัดรูปทรงแผนอากาศ (Airfoil section geometry)

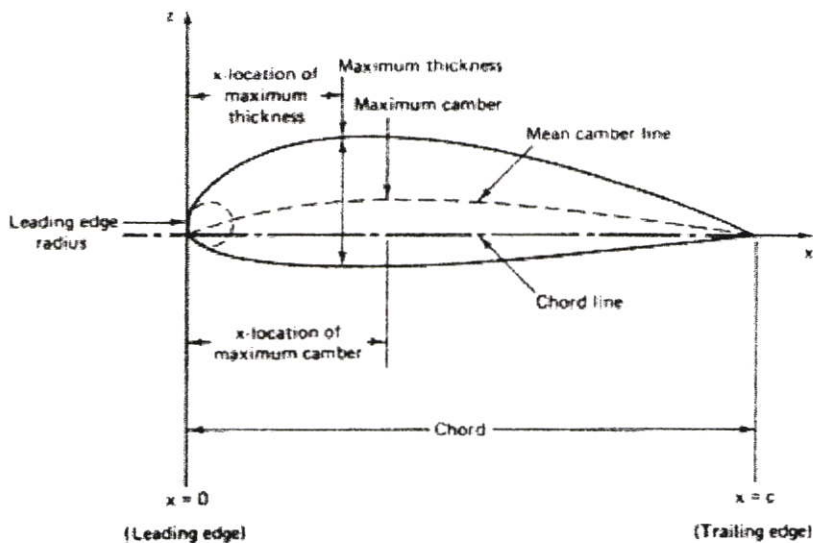
ในสมัยก่อน การพัฒนารูปร่างหน้าตัดของปีก หรือแผนอากาศเกือบจะทั้งหมดนั้นจะกระทำจากประสบการณ์หรือจากการทดลอง การทดสอบในยุคต้นๆ ได้ชี้ว่าต้องมีขอบนำที่โค้งมนและมีขอบตามทีแหลม ในเครื่องบินสมัยแรกๆ เมื่อต้องการปรับปรุงปีกก็ไม่มีรูปแบบมาตรฐาน จะมีก็ทฤษฎีที่เกี่ยวกับปีกเพียงเล็กน้อย ทำให้ต้องมีการทดสอบปีกรูปร่างต่างๆเป็นจำนวนมาก จากกรรมวิธีการแก้ปัญหาในแวนนี่ พบว่ารูปร่างที่มีประสิทธิภาพดีขึ้นมากเป็นของชุดอนุกรม Eiffel และ RAF ยุคต้นๆ ซึ่งสามารถใช้เป็นตัวอย่างที่ดีได้

ความเจริญของการพัฒนาทฤษฎีเกี่ยวกับปีกมีแนวโน้มที่จะแยกปัญหาเกี่ยวกับรูปร่างหน้าตัดของปีกออกจากผลกระทบต่างๆที่มาจากรูปแปลนของปีก และได้นำไปสู่การทดลองเกี่ยวกับรูปร่างหน้าตัดของปีก หรือแผนอากาศที่เป็นระบบมากยิ่งขึ้น การทดสอบต่างๆ ที่ได้กระทำขึ้นที่ Göttingen ในระหว่างสงครามโลกครั้งที่หนึ่ง ได้ให้ความสำคัญอย่างมากในการพัฒนาแผนอากาศสมัยใหม่ ตั้งแต่นั้นจนกระทั่งราวสงครามโลกครั้งที่สอง แผนอากาศที่ใช้กันอยู่ส่วนมากนั้นจะเป็นงานที่แตกออกมาจากจากงานที่ Göttingen ไม่มากนักน้อย ในปัจจุบันนี้ แผนอากาศตระกูลต่างๆจะถูกทำการทดสอบในห้องปฏิบัติการของประเทศต่างๆ, แต่งานที่โดดเด่นที่สุดต้องยกให้เป็นของ NACA การศึกษาค้นคว้าของ NACA ได้จัดทำให้เป็นระบบมากยิ่งขึ้นไปอีก โดยแยกผลกระทบของการกระจาย ค่าแคมเบอร์เฉลี่ยและค่าความหนา ออกจากกัน และงานการทดลองที่นี้ก็กระทำขึ้นที่สภาวะของเลขเรย์โนลด์ (Reynold number) สูงกว่าที่เคยกระทำกันมาในที่อื่นๆ แผนอากาศที่ใช้กันอยู่โดยปกติในปัจจุบันจึงเป็นของ NACA หรือได้ทดสอบโดย NACA มาแล้ว และเนื่องจากรูปร่างหน้าตัดของ NACA ได้เริ่มจัดกลุ่มเข้าเป็นรูปแบบของตระกูลต่างๆที่แน่นอน จึงเห็นควรที่จะชักชวนกันมาให้ความสนใจต่อรายละเอียดของแผนอากาศ NACA โดยในที่นี้จะเน้นเฉพาะที่ชุดอนุกรมสี่ตัวเลข และชุดอนุกรมห้าตัวเลขเป็นหลัก เนื่องจากมีการกำหนดรายละเอียดโดยขึ้นกับคุณลักษณะทางรูปทรงเรขาคณิตค่อนข้างมากเหมาะต่อการนำมาศึกษาเกี่ยวกับการผลิตด้วยเครื่องจักร CNC

ถ้าหากปีกที่วางอยู่ในแนวระดับถูกตัดด้วยระนาบ  $X-X$  ดังในรูป 3.1 ซึ่งเป็นระนาบในแนวตั้งขนานไปกับเส้น center line ของเครื่องบิน รูปของภาคตัดปีกที่ได้ก็อาจจะเป็นไปตามรูป 3.2 ซึ่งในรูปจะแสดงเป็นปีกที่มีความโค้งมนและผิวล่างไม่เท่ากัน หรือเป็นปีกที่มีค่าแคมเบอร์



รูปที่ 3.1 แสดงองค์ประกอบของปีกเครื่องบิน



รูปที่ 3.2 แสดงชื่อส่วนต่างๆของแพนอากาศ

สำหรับปีกใช้ในความเร็วดำกว่าเสียงจะมีภาคตัดปีกที่มีขอบนำที่มนโค้ง ความหนาของภาคตัดจะค่อยๆหนาขึ้น จนถึงค่าความหนาที่มากที่สุด ณ ตำแหน่งหนึ่ง โดยทั่วไปแล้วความหนามากที่สุดจะอยู่ที่ตำแหน่งประมาณ  $1/4$  ถึง  $1/2$  ของความยาวทั้งหมดของภาคตัด และ เมื่อเลยจากจุดที่มีความหนาสุดนี้ไปรูปร่างของหน้าตัดก็จะเรียวบางลงจนถึงขอบตามของภาคตัดปีก ถ้าปีกเป็นแบบที่มีชายหน้าโค้งมนก็มักจะมีการกำหนดรัศมีของความโค้งไว้ให้ ส่วนขอบตามจะเป็นปลายแหลมหรือมีความโค้งที่แน่นอนอันหนึ่งก็ได้ ส่วนมากจะเป็นปลายแหลมและถ้ามีความโค้งมนก็

จะมีรัศมีที่น้อยมาก รัศมีความโค้งของขอบนำอาจจะมีค่าอยู่ในช่วงประมาณ 1% ของความยาวคอร์ด การโค้งมนของขอบนำจะมีผลต่อลักษณะการร่วงหล่น(stall)ของปีก

**3.1.1 เส้นคอร์ด (Chord line)** เส้นตรงที่เชื่อมต่อระหว่างขอบนำ (leading edge) กับขอบตาม (trailing edge) จะเรียกว่า เส้นคอร์ด (chord line)

ตำแหน่งที่เส้นคอร์ดตัดกับขอบนำจะใช้เป็นจุดเริ่มต้นของพิกัดแกนคู่หนึ่ง โดยให้แกน  $x$  เป็นแกนตามเส้นคอร์ด และแกน  $y$  เป็นแกนที่ตั้งฉากกับเส้นคอร์ด พิกัด  $y$  เหนือเส้นคอร์ดจะให้ เป็นค่าบวก รูปทรงของภาคตัดปีกที่มีอยู่มากมายหลายแบบนั้น ตามปกติจะให้เป็นการวางพิกัด โดยอ้างอิงเทียบกับแกน  $x$  และ  $y$  นี้

**3.1.2 เส้นแคมเบอร์ (Camber line)** เมื่อลากเส้นเชื่อมจากผิวบนของภาคตัดปีกไปยังผิวล่างของภาคตัดปีกโดยตั้งฉากกับเส้นคอร์ดแล้ว เส้นทางเดิน (locus) ของจุดกึ่งกลางเส้นเชื่อมผิวบนและผิวล่างนี้จะเป็นเส้นเส้นหนึ่ง เรียกว่า เส้นแคมเบอร์ (camber line) หากเป็นภาคตัดปีกแบบสมมาตรแล้ว เส้นแคมเบอร์ก็จะทับกับเส้นคอร์ดพอดี หากเป็นปีกแบบมีอุ้งโค้งทั้งผิวบนและผิวล่างแล้ว เส้นแคมเบอร์จะโค้งไปด้วย เส้นแคมเบอร์นี้มีความสำคัญต่อลักษณะอากาศพลศาสตร์ของภาคตัดปีก ปีกที่มีแคมเบอร์หรือคือปีกที่ไม่สมมาตรนี้จะสามารถทำให้เกิดแรงยกอยู่ได้แม้ว่ามุมปะทะจะเป็นศูนย์ก็ตาม (มุมปะทะ คือ มุมที่เส้นคอร์ดทำกับแนวการไหลของกระแสอากาศอิสระ) ปีกที่มีแคมเบอร์นี้จะให้แรงยกเป็นศูนย์เมื่อมีมุมปะทะเป็นลบที่ค่าหนึ่ง ปีกที่มีแคมเบอร์มากโดยทั่วไปก็ให้แรงยกสูง แต่ก็เหมาะกับการบินที่ความเร็วต่ำ เพราะถ้าหากความเร็วสูงแล้ว อาจจะทำให้เกิดความเร็วเฉพาะจุด (local speed) ที่ผิวบนของปีกเกินกว่าความเร็วเสียงได้ ถึงแม้ว่าการบินนั้นจะกระทำที่ความเร็วต่ำกว่าเสียงอยู่ก็ตาม

ความสูงของเส้นแคมเบอร์จากเส้นคอร์ดอาจจะแปรเปลี่ยนไปตามตำแหน่งบนแกน  $x$  และมักจะกำหนดเทียบเป็นเปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ด ตามปกติภาคตัดปีกจะมีค่าแคมเบอร์นี้ตั้งแต่ 0(ปีกสมมาตร) จนถึง 5% ของคอร์ด หากค่าใหญ่กว่านี้มักจะมีใช้อยู่ในภาคตัดของปีกใบพัดกังหันเพราะมีอิทธิพลของปีกใบพัดกังหันใบถัดไปช่วยป้องกันการแยกตัวของอากาศจากผิวใบพัดกังหัน (separation flow) ได้

### 3.2 วิธีรวมค่าการกระจายของแคมเบอร์และความหนาแพนอากาศ

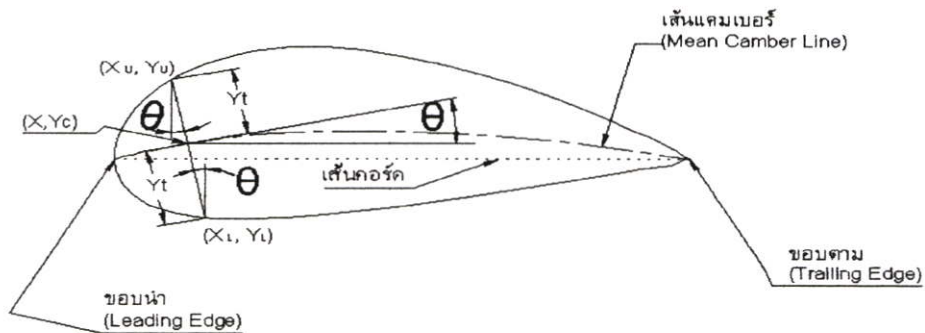
แพนอากาศที่มีอุ้งโค้งของบรรดาแพนอากาศตระกูล NACAทั้งหลายที่นำมาพิจารณากันจะได้มาจากการรวมค่าการกระจายของแคมเบอร์ เข้ากับค่าการกระจายของความหนาของแพนอากาศ กระบวนการนี้ได้แสดงไว้ในรูป 3.3 พิกัดของแพนอากาศที่มีค่าแคมเบอร์ได้มาจากการวางค่าการกระจายความหนาลงตั้งฉากกับเส้นแคมเบอร์ ค่าแอบซิสซา (abscissas), ออร์ดิเนต

(ordinates), และ ความชัน (slopes) ของเส้นแคมเบอร์ จะกำหนดเป็น  $x_c$ ,  $y_c$ , และ  $\tan\theta$  ตามลำดับ ถ้าให้  $x_U$  และ  $y_U$  แทนค่าแอบซิสซาและ ออร์ดิเนต ของผิวบนแพนอากาศ ตามลำดับ และให้  $y_t$  เป็นค่าความหนา ณ ตำแหน่งต่างๆ บนคอร์ด เราจะได้พิกัดของผิวบนของแพนอากาศตามความสัมพันธ์ต่อไปนี้

$$\left. \begin{aligned} x_U &= x - y_t \sin\theta \\ y_U &= y_c + y_t \cos\theta \end{aligned} \right\} \dots\dots(3.1a)$$

ในทำนองเดียวกัน พิกัดผิวล่าง ( $x_L$ ,  $y_L$ ) ของแพนอากาศจะได้จากความสัมพันธ์ต่อไปนี้

$$\left. \begin{aligned} x_L &= x + y_t \sin\theta \\ y_L &= y_c - y_t \cos\theta \end{aligned} \right\} \dots\dots(3.1b)$$



**รูปที่ 3.3** แสดงการรวมค่าการกระจายของแคมเบอร์กับความหนา

จุดศูนย์กลาง สำหรับรัศมีของขอบนำได้มาจากการลากเส้นผ่านจุดปลายของคอร์ดที่ขอบนำ โดยมีค่าความชันเท่ากับเท่ากับค่าความชันของเส้นแคมเบอร์ที่จุดนั้น จุดศูนย์กลางจะอยู่ห่างจากขอบนำเท่ากับรัศมีของขอบนำเมื่อวัดไปตามเส้นที่ลากนี้ วิธีการสร้างนี้อาจทำให้ผิวของปีกบางส่วนอยู่เกินขอบนำออกไปได้เพราะบางครั้งค่าความชันที่ขอบนำในทางทฤษฎีเท่ากับอนันต์ จึงมีการกำหนดให้รัศมีที่ผ่านจุดปลายของคอร์ดสำหรับแคมเบอร์ประเภทนี้ไว้ที่ค่าความชันของเส้นแคมเบอร์ที่ตำแหน่ง  $x/c = 0.005$  เนื่องจากค่าความชันจะเพิ่มขึ้นช้าๆ จนกระทั่งถึงค่า  $x/c$  น้อยๆ ที่เข้าใกล้ศูนย์เท่านั้น ดังนั้น ค่าความชันนี้จึงถูกจำกัดไว้ได้ที่ค่า  $x/c$  เข้าใกล้ศูนย์มากๆ และมักจะละเลยไม่ต้องสนใจกันก็ได้ในการออกแบบแพนอากาศในทางปฏิบัติ

### 3.3 แพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลข

#### 3.3.1 การกระจายความหนา

เมื่อมีการจัดทำแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขนั้น เป็นที่พบกันว่า การกระจายตัวของความหนาของแพนอากาศที่มีประสิทธิภาพดี เช่น Göttingen 398 และ Clark Y นั้น เกือบจะเหมือนกันทีเดียว ถ้านำมาหักค่าแคมเบอร์ออกไป(เส้นเฉลี่ยเป็นเส้นตรง)และนำมาทำให้สัดส่วนความหนาสูงสุดเท่ากัน การกระจายความหนาของของหน้าตัดแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขนั้นถูกเลือกขึ้นมาให้ใกล้เคียงกันกับแพนอากาศเหล่านี้ และสามารถแสดงออกมาได้ดังสมการต่อไปนี้ :

$$\pm y_t = (t/0.2)(0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4) \quad \dots\dots\dots(3.2)$$

โดยที่  $t$  = ความหนาสูงสุด ซึ่งจะแทนออกมาในรูปสัดส่วนต่อความยาวคอร์ด  
รัศมีของขอบนำ (leading-edge radius) คือ

$$r_t = 1.1019 t^2 \quad \dots\dots\dots(3.3)$$

เป็นที่สังเกตว่า จากสมการ 3.2 และ 3.3 นั้น ออร์ดิเนตที่จุดใดๆจะเป็นสัดส่วนโดยตรงกับอัตราส่วนความหนา (thickness ratio) และ รัศมีของขอบนำจะแปรตามกำลังสองของอัตราส่วนความหนา

#### 3.3.2 เส้นแคมเบอร์

เส้นแคมเบอร์ หรือ เส้นแคมเบอร์เฉลี่ย (mean camber line) เป็นเส้นเฉลี่ยระหว่างผิวบนและผิวล่างของแพนอากาศ เพื่อที่จะทำการศึกษาได้อย่างเป็นระบบถึงผลกระทบของความแปรปรวนของค่าแคมเบอร์และรูปร่างของเส้นแคมเบอร์ จึงได้กำหนดให้รูปร่างของเส้นแคมเบอร์สามารถนำมาวิเคราะห์อย่างเป็นระบบได้ โดยใช้เส้นโค้งพาราโบลาสองอันมาสัมผัสกันที่ออร์ดิเนตสูงสุดของเส้นแคมเบอร์ สมการที่ใช้กำหนดเส้นแคมเบอร์คือ

$$y_c = (m/p^2)(2px - x^2) \quad \text{สำหรับเส้นแคมเบอร์จากขอบนำถึงจุดที่มีค่าแคมเบอร์สูงสุด} \quad \dots\dots(3.4 a)$$

$$y_c = [m/(1-p)^2][(1-2p)+2px-x^2] \quad \text{สำหรับแคมเบอร์เฉลี่ยหลังจุดที่มีค่าแคมเบอร์สูงสุด} \quad \dots\dots(3.4 b)$$

โดยที่  $m$  = ค่าแคมเบอร์สูงสุดของเส้นแคมเบอร์ในรูปสัดส่วนต่อความยาวคอร์ด

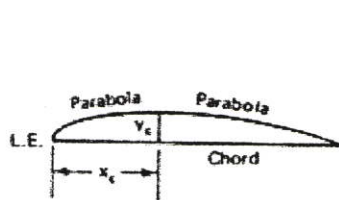
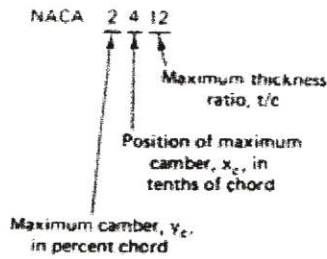
$p$  = ตำแหน่งบนคอร์ดที่เป็นที่ตั้งจุดที่มีค่าแคมเบอร์สูงสุด

โปรดสังเกตว่าออร์ดิเนตของทุกจุดบนเส้นแคมเบอร์เฉลี่ยจะแปร โดยตรงตามค่าแคมเบอร์สูงสุด หรือออร์ดิเนตสูงสุดของเส้นแคมเบอร์

3.3.3 ระบบการให้ตัวเลข

ระบบการให้ตัวเลขของแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขขึ้นกับรูปทรงทางเรขาคณิตเป็นสำคัญ ตัวเลขตัวแรกจะบ่งถึงค่าแคมเบอร์สูงสุด  $y_c$  ในรูปเปอร์เซ็นต์ของคอร์ด ตัวเลขที่สองแทนตำแหน่งของค่าแคมเบอร์สูงสุดที่อยู่ห่างจากขอบนำในรูปต่อสิบของความยาวคอร์ด ตัวเลขสองตัวสุดท้ายจะเป็นตัวชี้ความหนาสูงสุดของหน้าตัดในรูปเปอร์เซ็นต์ของคอร์ด ยกตัวอย่างเช่น แพนอากาศ NACA 2415 จะมีค่าแคมเบอร์สูงสุดขนาด 2 เปอร์เซ็นต์ อยู่ที่ 0.4 ของความยาวคอร์ดจากขอบนำ และ มีความหนาสูงสุดขนาด 15 เปอร์เซ็นต์ของความยาวคอร์ด

หน้าตัดที่สมมาตรจะถูกกำหนดโดยใช้เลขศูนย์ที่ตัวเลขสองตัวแรก เช่น แพนอากาศ NACA 0015 จะเป็นแพนอากาศสมมาตรของผิวบนและผิวล่าง และมีการกระจายความหนาตามกลุ่มหรือตระกูลของแพนอากาศนี้



แคมเบอร์ของชุดอนุกรมสี่ตัวเลขจะเป็นพาราโบลา 2 เส้นสัมผัสกันที่ค่าแคมเบอร์สูงสุด ( $y_c$ )

รูปที่ 3.4 แสดงลักษณะการนิยามการให้ค่าสัญลักษณ์ตัวเลขของ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลข

### 3.4 แพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข

#### 3.4.1 การกระจายความหนา

การกระจายความหนาของแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลขก็เหมือนกันกับแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขดังที่ได้กล่าวแล้ว

#### 3.4.2 เส้นแคมเบอร์

ผลลัพธ์จากการทดสอบแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขจำนวนมากชี้ให้เห็นว่า สัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดจะเพิ่มขึ้นถ้าตำแหน่งของค่าแคมเบอร์สูงสุดถูกเลื่อนไปไว้ข้างหน้าหรือไปข้างหลังจากจุดกึ่งกลางคอร์ด การเลื่อนค่าแคมเบอร์สูงสุดไปไว้ข้างหลังมักจะไม่เป็นที่นิยมเนื่องจากจะทำให้เกิดสัมประสิทธิ์โมเมนต์พิทช์ (pitching-moment coefficients) ที่มีค่าสูงมาก แต่เพราะว่ารูปแบบของเส้นแคมเบอร์ของแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขไม่เหมาะที่จะนำค่าแคมเบอร์สูงสุดไปไว้ที่ตำแหน่งด้านหน้ามากๆ ได้ จึงได้มีการพัฒนาชุดของเส้นแคมเบอร์ขึ้นมาใหม่ และเป็นผลให้เกิดแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข

เส้นแคมเบอร์เฉลี่ยของชุดอนุกรมห้าตัวเลขนี้ จะถูกกำหนดโดยสมการสองสมการเพื่อให้ได้รูปร่างที่ลดค่าความโค้ง (curvatures) ลงแบบก้าวหน้าจากขอบนำไปยังด้านท้าย ค่าความโค้งจะลดลงจนเป็นศูนย์ที่จุดหลังตำแหน่งที่มีค่าแคมเบอร์สูงสุดเพียงเล็กน้อย และยังคงมีค่าเป็นศูนย์ไปเรื่อยจนกระทั่งถึงขอบตาม สมการสำหรับเส้นแคมเบอร์ คือ

$$y_c = (1/6)k_1[x^3 - 3mx^2 + m^2(3 - m)x] \quad \text{จาก } x=0 \text{ ถึง } x=m \quad \dots(3.5 \text{ a})$$

$$y_c = (1/6)k_1m^3(1-x) \quad \text{จาก } x = m \text{ ถึง } x = c = 1 \quad \dots(3.5 \text{ b})$$

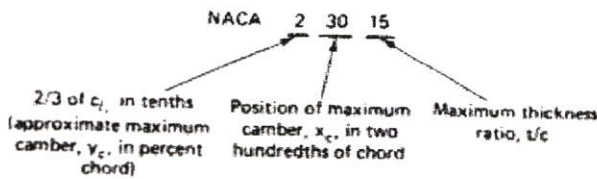
ค่า  $m$  จะถูกกำหนดเพื่อชี้ถึงชุดอนุกรมห้าตัวเลข  $p$  แสดงตำแหน่งบนคอร์ดที่มีค่าแคมเบอร์สูงสุด(เช่น 0.05c, 0.10c ฯลฯ) ค่า  $k_1$  เป็นค่าเริ่มแรกที่ใช้คำนวณเพื่อให้ได้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในการออกแบบเท่ากับ 0.3 ค่า  $p$ ,  $m$ , และ  $k_1$  จะแสดงไว้ในตารางที่ 3.1 ดังต่อไปนี้

ตารางที่ 3.1 ค่าคงที่สำหรับชุดของเส้นแคมเบอร์เฉลี่ยหมายเลขต่างๆ ในแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข

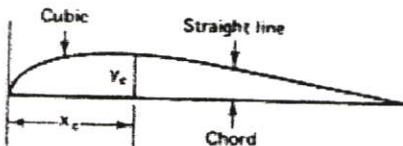
ชื่อเส้นแคมเบอร์เฉลี่ย	ตำแหน่งของแคมเบอร์ $p$	$m$	$k_1$
210	0.05	0.0580	361.4
220	0.10	0.1260	51.64
230	0.15	0.2025	15.957
240	0.20	0.2900	6.643
250	0.25	0.3910	3.230

### 3.4.3 ระบบการให้ตัวเลข

สำหรับแผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข ระบบการให้ตัวเลขจะขึ้นกับคุณลักษณะทางทฤษฎีทั้งในด้านอากาศพลศาสตร์และด้านรูปทรงเรขาคณิตรวมกัน ตัวเลขตัวแรกจะบ่งถึงปริมาณของแคมเบอร์ในรูปของปริมาณสัมพัทธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในการออกแบบ ; เป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในรูปหนึ่งในสิบของ  $(3/2)$  เท่าของตัวเลขตัวแรก ตัวเลขตัวที่สองและตัวที่สามจะใช้กำหนดตำแหน่งบนคอร์ดของแคมเบอร์สูงสุดจากขอบนำในรูปเปอร์เซ็นต์ของคอร์ด โดยจะมีค่าเป็นครึ่งหนึ่งของตัวเลขทั้งสองนี้ ตัวเลขสองตัวสุดท้ายจะชี้ถึงความหนาของแผนอากาศในรูปเปอร์เซ็นต์ของคอร์ด ขอยกตัวอย่าง เช่น แผนอากาศ NACA23012 จะมีค่าสัมประสิทธิ์แรงยกในการออกแบบเท่ากับ 0.3 มีค่าแคมเบอร์สูงสุดอยู่ที่ 15 เปอร์เซ็นต์ของคอร์ด, และมีค่าอัตราส่วนความหนาเป็น 12 เปอร์เซ็นต์ของคอร์ด



แคมเบอร์ของชุดอนุกรมห้าตัวเลขก่อนถึงค่าแคมเบอร์สูงสุด ( $Y_c$ ) จะเป็นฟังก์ชันกำลังสาม หลังค่า  $Y_c$  จะเป็นฟังก์ชันเส้นตรง

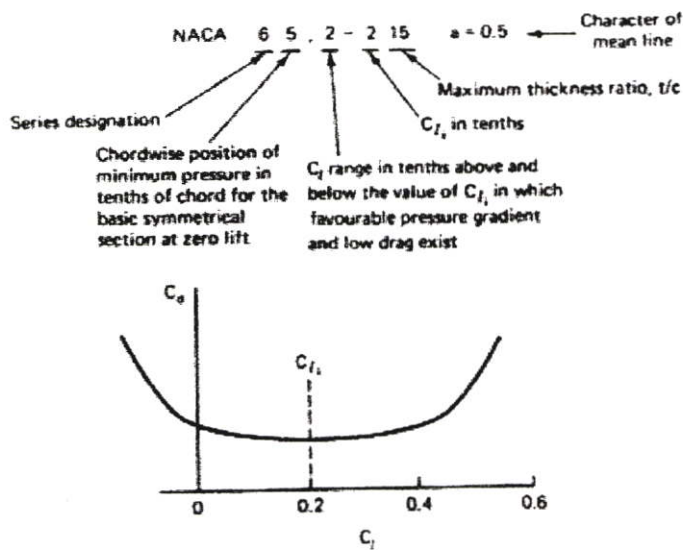


รูปที่ 3.5 แสดงนิยามการให้ค่าสัญลักษณ์ของแผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมห้าตัวเลข

### 3.5 แผนอากาศที่มีการปรับปรุง

ยังมีกลุ่มของแผนอากาศ NACA หลักเหล่านี้แต่มีการปรับปรุงเพื่อให้เหมาะสมขึ้นอีก เรียกว่า modified series ซึ่งจะแสดงด้วยตัวอย่างคีย์ชุดอนุกรมเลขสี่ตัวอีกครั้งดังนี้ เช่น NACA0010-64 จะเห็นว่าเดิมด้วยขีดและตามด้วยตัวเลขอีกสองตัว ซึ่งจะอธิบายความหมายได้ดังนี้ เลข 6 จะเป็นการบอกค่ารัศมีความโค้งมนของขอบนำซึ่งในที่นี้มีค่าเป็น 6% ของคอร์ด (ถ้าเป็นศูนย์แสดงว่าขอบนำเป็นมุมแหลม) เลข 4 แสดงตำแหน่งที่มีความหนามากที่สุดของภาคตัดซึ่งในที่นี้อยู่ที่ 40% ของคอร์ดจากขอบนำ ดังนี้เป็นต้น รูปที่ 3.6 จะอธิบายด้วยตัวอย่างถึงความหมาย

ของเลขตำแหน่งต่างๆของชื่อภาคตัดปีก NACA แบบหกตัวเลข จะสังเกตได้อีกอย่างว่า ในกรณีภาคตัดแบบหกตัวเลขนั้นจะมีการบอกค่า  $C_{L_1}$  ซึ่งเป็นค่า ideal lift coefficient ที่เป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่น้อยที่สุดคูณด้วย 10 ซึ่งเป็นค่าเลขตัวที่ 4 ของภาคตัดแบบหกตัวเลขนี้ ส่วนเลขตัวที่สามของภาคตัดแบบนี้จะเป็นค่าช่วงของสัมประสิทธิ์แรงยกคูณด้วย 10 ที่ผิดไปจากค่า  $C_{L_1}$  โดยที่ยังให้ค่าการแจกแจงความดันที่เหมาะสมอยู่ ทั้งยังให้แรงดันที่ยังต่ำอยู่ ปีก NACA แบบหกตัวเลขทดลองได้ผลดีในห้องปฏิบัติการทดลอง แต่การใช้งานจริงจะต้องคำนึงถึงคุณภาพของผิวปีก เพราะภาคตัดปีกแบบนี้เป็นปีกสำหรับการไหลแบบลามินาร์(laminar) ซึ่งผิวปีกต้องมีความเรียบผิวสูง จะพบที่ใช้อยู่ในปีกเครื่องบินสมรรถนะสูงเท่านั้น



รูปที่ 3.6 แสดงนิยามการให้ค่าสัญลักษณ์ตัวเลขสำหรับแผนอากาศ NACAแบบหกตัวเลข

สำหรับการสร้างโปรแกรมขึ้นงานแผนอากาศที่นอกเหนือไปจากแผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขและห้าตัวเลขนั้น ขอเสนอแนะให้นำพิกัดผิวบนและผิวล่างจากตารางค่าพิกัดมาตรฐานมาทำการประมาณด้วยวิธี คิวบิกสไปล์อินเทอร์โพลชันดังจะได้กล่าวถึงในรายละเอียดต่อไป

### 3.6 แพนอากาศจากการ MAPPING

การแก้ปัญหาในการทำงานบางอย่างเราอาจนำคุณสมบัติของปริภูมิมาใช้ประโยชน์ได้ การแปลงค่าจากปริภูมิเวกเตอร์ (vector space) อันหนึ่งไปเป็นปริภูมิเวกเตอร์อีกอันหนึ่งเป็นวิธีการที่รู้จักกันดี แกนของระบบพิกัดฉาก เราอาจถือว่าเป็นเวกเตอร์สองอันที่ตั้งฉากกัน จึงอาจพิจารณาว่าเป็นระบบของปริภูมิเวกเตอร์สองมิติได้ หากค่าบนแกน  $x$  ของระบบพิกัดฉากเป็นจำนวนจริง (real number) ค่าบนแกน  $y$  เป็นจำนวนจินตภาพ (imaginary number) ปริภูมิเวกเตอร์นี้ ก็จะมีค่าเป็นจำนวนเชิงซ้อนได้ ในการแก้ปัญหาทงกายภาพนั้นบางครั้งจะกระทำได้ง่ายขึ้น หากจัดแจงออกมาให้อยู่ในรูปของฟังก์ชันจำนวนเชิงซ้อน (complex function)

#### 3.6.1 Conformal Mapping

การแปลงค่า (transformation) ในรูปของฟังก์ชัน

$$w = Z + (1/Z) \quad \dots\dots\dots(3.6)$$

ถูกนำมาใช้อย่างกว้างขวางสำหรับศึกษาปัญหาทางด้านทฤษฎีของการไหล รูปแบบพิกัดเชิงขั้วของฟังก์ชัน (3.6) คือ

$$w = r(\cos t + i \sin t) + (1/r)(\cos t - i \sin t)$$

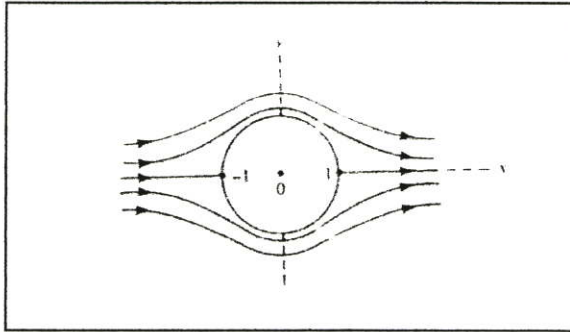
ดังนั้น ถ้าเราคิดว่าฟังก์ชันนี้เปรียบเสมือนเป็น complex potential แล้ว เราจะได้ว่า velocity potential และ stream function ของฟังก์ชันนี้ตามลำดับคือ

$$\phi_{(r,t)} = (r + (1/r)) \cos t$$

และ 
$$\psi_{(r,t)} = (r - (1/r)) \sin t \quad \dots\dots\dots(3.7)$$

ถ้าให้ทรงกระบอกกลมยาวรัศมีหนึ่งหน่วย ถูกใส่ลงในของไหลชนิดอัดตัวไม่ได้ ที่มีการไหลคงตัวและไม่มีการหมุน (steady, irrotational flow of an incompressible fluid) โดยมีระนาบของภาคตัดขวางของการไหลตั้งฉากกับแกนของทรงกระบอก ดังในรูป 3.7 ถ้าจัดให้สมการ (3.7) เท่ากับค่าคงที่ จะให้เส้น streamlines ของการไหลดังนี้ :-

$$(r - (1/r)) \sin t = C$$



### รูปที่ 3.7 การไหลรอบทรงกระบอกกลม

สำหรับกรณีพิเศษเจาะจง, ถ้าให้  $C=0$  แล้ว แสดงว่า  $r=1$  หรือ  $\sin t=0$  (นั่นคือ  $t=0$  หรือ  $\pi$ ) ดังนั้น เราจะได้เส้น streamline ที่เป็นส่วนหนึ่งของแกนจำนวนจริง โดย  $|x| \geq 1$  และ วงกลมหนึ่งหน่วย เมื่อเราให้  $C$  แปรค่าไปในจำนวนจริง เราจะได้เส้น streamlines ทั้งหมดของการไหลดังในรูป 3.7

ถ้าเราให้ความเร็วของการไหลเป็น conjugate จากอนุพันธ์ของ complex potential จะได้ว่า

$$V = 1 - (1/Z)^2 \quad \dots\dots\dots(3.8)$$

จะเห็นได้ชัดว่า  $V=0$  ที่  $Z = \pm 1$  ที่จุดทั้งสองนี้ จะถูกเรียกว่า stagnation point ของการไหล เราจะได้ค่าความเร็ว  $V$  สูงสุดที่จุด  $Z = \pm i$  สำหรับจุดที่อยู่ห่างไกลจากทรงกระบอก เช่น จุดที่มีค่า  $|Z|$  มากๆ นั้น จากสมการที่ (3.6) และ (3.8) จะเห็นได้ชัดว่าจะมีการเคลื่อนที่ของการไหลเข้าใกล้การไหลแบบ uniform flow นั่นคือ

$$w \cong Z \quad \text{และ} \quad V \cong 1$$

ดังนั้น เราจะเห็นได้แล้วว่า การแปลงค่าของสมการ (3.6) อาจถูกนำมาใช้บรรยายการไหลรอบๆทรงกระบอกกลมได้

ถ้าเราศึกษาต่อไปโดยใช้คุณสมบัติของการ mapping ทั่วๆ ไป ของสมการที่ (3.7) จะพบว่า องค์ประกอบจำนวนจริง และ จำนวนจินตภาพ ของฟังก์ชัน คือ

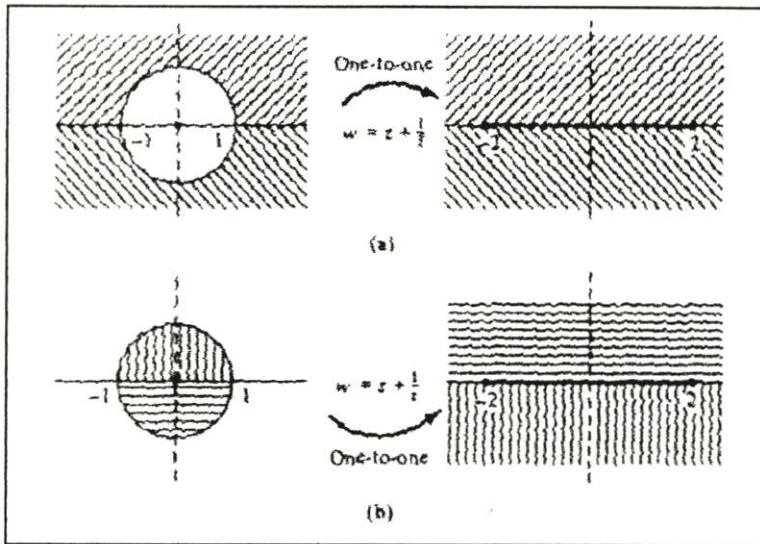
$$u = (r + (1/r)) \cos t \quad \text{และ} \quad v = (r - (1/r)) \sin t$$

ถ้าใช้การจัดรูปทางพีชคณิตเข้ามาจัดแจง จะได้สมการ

$$\frac{u^2}{[r + (1/r)]^2} + \frac{v^2}{[r - (1/r)]^2} = 1$$

ซึ่งเราอาจจะแจกแจงคุณสมบัติของการ mapping ฟังก์ชันนี้ออกมาได้ภายใต้การพิจารณา  
ภาวะต่างๆ ดังนี้

- (ก.) วงกลม  $|Z| = r$  จากระนาบ  $Z$  จะถูก map ไปเป็นวงรีในระนาบ  $w$  โดยทั้งสองจะมี  
จุดศูนย์กลางอยู่ที่จุดกำเนิดของแต่ละระนาบ
- (ข.) วงรีทั้งหลายที่กล่าวแล้วจากข้อ (ก.) จะมีจุดโฟกัสร่วมกันอยู่ที่  $u = \pm 2$
- (ค.) วงกลมที่มีรัศมี  $r = 1$  และจุดศูนย์กลางอยู่ที่จุดกำเนิด จะเป็นวงกลมที่เป็นช้อยกเว้น  
สำหรับข้อ (ก.) กล่าวคือ มันจะถูก map ไปเป็นส่วนหนึ่งของแกน  $u$  โดยอยู่ใน  
ช่วง  $-2 \leq u \leq 2$  อย่างไรก็ตาม ในการนี้ บางท่านอาจจะมองว่าเป็นวงรีที่ถูกคัง  
รีดเป็นเส้นตรงก็ได้ ดังในรูป 3.8(a)
- (ง.) พื้นที่ในระนาบ  $Z$  ที่อยู่นอกวงกลมหนึ่งหน่วยจะถูก map ไปเป็นระนาบ  $w$  ได้ทั้ง  
หมดในลักษณะ หนึ่งต่อหนึ่ง หรือ ตัวต่อตัว (one-to-one fashion) โดยครึ่งบนของ  
ระนาบ  $Z$  จะไปอยู่ที่ครึ่งบนของระนาบ  $w$  และ ครึ่งล่างของระนาบ  $Z$  จะไปอยู่ที่  
ครึ่งล่างของระนาบ  $w$  ดังในรูป 3.8(a)
- (จ.) พื้นที่ภายในวงกลมหนึ่งหน่วย ยกเว้นที่  $Z = 0$  จะถูก map ไปบนระนาบ  $w$  ใน  
ลักษณะหนึ่งต่อหนึ่ง โดยครึ่งวงกลมบนของระนาบ  $Z$  จะไปอยู่ที่ครึ่งล่างของระนาบ  
 $w$  และ ครึ่งวงกลมล่างของระนาบ  $Z$  จะถูก map ไปเป็นครึ่งบนของระนาบ  $w$  ดัง  
ในรูป 3.8(b)



รูปที่ 3.8 การแปลงค่าโดยการmapping จากระนาบ  $Z$  ไปยังระนาบ  $w$  ด้วยฟังก์ชัน  $w = Z + (1/Z)$

(ฉ.) ทุกจุดของระนาบ  $w$ , ยกเว้นที่  $w = \pm 2$  เป็น image ของจุดสองจุดจากระนาบ  $Z$  ซึ่งการนี้เห็นได้ชัดจากสมการ (1) ซึ่งเราจะได้

$$Z = \left(\frac{1}{2}\right) \left(w \pm (w^2 - 4)\right)^{1/2}$$

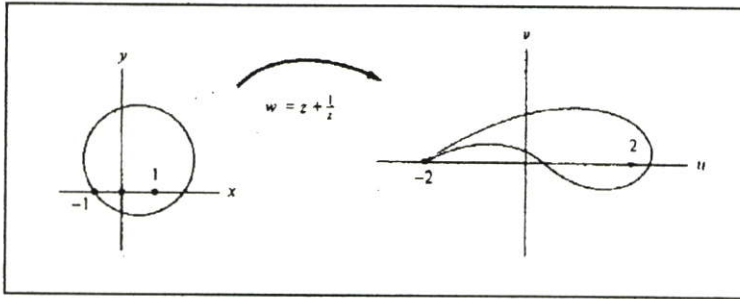
(ช.) จากข้อเท็จจริงส่วนใหญ่ข้างต้นเราจะเห็นได้ว่า

$$w_{(Z)} = w_{(1/Z)} = Z + (1/Z),$$

ซึ่งบางท่านอาจจะเห็นด้วยว่ามีวงกลมสองวงที่จุดศูนย์กลางอยู่ที่จุดกำเนิด และมีรัศมีอยู่ในรูปของความสัมพัทธ์

$$r_1 = 1/r_2$$

จะถูก map ไปเป็นวงรีรูปเดียวกันในระนาบ  $w$  อย่างไม่ก็ตาม วงกลมอันที่มีรัศมีเล็กกว่าจะถูก map ตามสมการ (1) ไปในลักษณะที่มีเครื่องหมายตรงข้ามตามคุณสมบัติข้อ (จ.) ดังกล่าวข้างต้น



รูปที่ 3.9 รูปแผนอากาศ Joukowski airfoil ที่ได้จากการ mapping จากระนาบ  $Z$  ไปยังระนาบ  $w$  ด้วยฟังก์ชัน  $w = Z + (1/Z)$

การแปลงค่าตามสมการที่ (3.6) จะ conformal ทุกที่ ยกเว้นที่  $Z = \pm 1$  ; นี่เป็นความจริงเนื่องจากค่าอนุพันธ์ที่ได้จาก

$$w' = 1 - (1/Z^2) ,$$

จะไม่เป็นศูนย์ ยกเว้นที่จุด  $Z = \pm 1$  การไม่มี conformality ของจุดเหล่านี้ทำให้เกิดบทบาทที่โดดเด่นในการประยุกต์ใช้ที่สำคัญอันหนึ่งคือการนำการแปลงค่านี้ไปใช้ในทางด้านอากาศพลศาสตร์ จะเห็นได้ว่าภายใต้สมการ (3.6) วงกลมที่ผ่านจุด  $Z = -1$  และมีจุด  $Z = 1$  อยู่ภายใน จะถูกแปลงไปเป็นรูปที่มีรูปร่างคล้ายแผนอากาศดังในรูป 3.9 ซึ่งแผนอากาศที่ได้มาในลักษณะนี้ จะเรียกว่า Joukowski airfoil โดยจะมีปลายหางที่แหลมของขอบตามอยู่ที่จุด  $w = -2$  (โปรดสังเกตว่า ที่  $w = -2$  นี้ เป็น image ของจุด  $Z = -1$  ซึ่งเป็น หนึ่งในสองจุดที่ความเป็น conformality ของสมการ (1) ถูกทำลายไป หรือคือจุดวิกฤติ (critical point) นั่นเอง) สมการที่ (3.6) นี้ บางครั้งเรียกเป็น Joukowski transformation

### 3.6.2 หลักการทำโปรแกรมภาษาเบสิกสำหรับช่วยในการจัดทำโปรแกรมขึ้นงานแผน

#### อากาศจากการแปลงค่าแบบ CONFORMAL MAPPING

ดังที่ได้กล่าวแล้วในหัวข้อก่อนว่า การใช้คุณสมบัติการ mapping ของสมการที่ (1) เราจะต้องประกอบจำนวนจริงและจำนวนจินตภาพของฟังก์ชันเป็น

$$u = (r + (1/r)) \cos t$$

$$v = (r - (1/r)) \sin t$$

**3.6.2.1 ตัวอย่าง Joukowski Transformation**

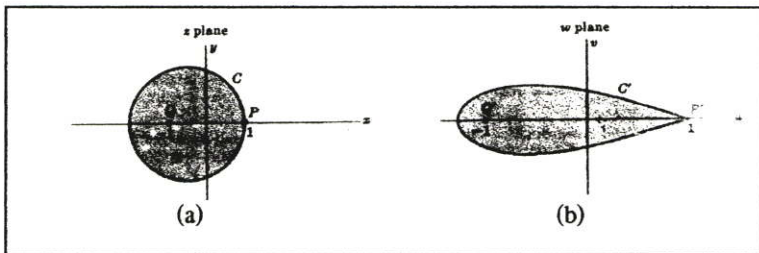
เราสามารถนำค่า  $u, v$  ข้างต้นนี้มาพล็อตเป็นรูปแผนอากาศได้โดยใช้เป็นค่าบนแกน  $x$  และ  $y$  ของเครื่องจักร CNC ตามลำดับ แต่ในการจัดรูปฟังก์ชันเพื่อให้เหมาะสมสวยงามหรือเพื่อให้ได้รูปร่างแผนอากาศตามที่ต้องการ อาจมีการนำค่าคงที่มาคูณเข้ากับสมการที่ (3.6) ได้ เช่น

$$w = f(Z) = \left(\frac{1}{2}\right) \left( Z + \frac{1}{Z} \right) \dots\dots\dots(3.9)$$

สมการนี้ก็จัดเป็นรูปแบบของ Joukowski transformation อันหนึ่ง ถ้าสมมติ วงกลม  $C$  ในระนาบ  $Z$  ผ่านจุด  $Z = 1$  และมีจุด  $Z = -1$  อยู่ภายในวงกลม ดังในรูป 3.10(a) image ของวงกลม  $C$  ในระนาบ  $w$  ภายใต้การแปลงค่านี้(สมการที่(3.9))จะได้รูปร่างแผนอากาศออกมาดังในรูป3.10(b) สำหรับการแปลงค่านี้เราได้

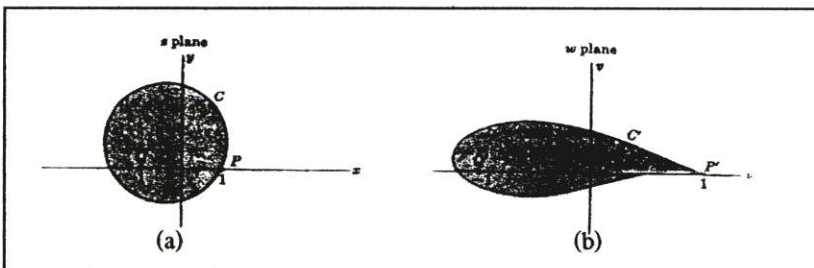
$$dw/dZ = \left(\frac{1}{2}\right) \left( 1 - \frac{1}{Z^2} \right)$$

ซึ่ง  $dw/dZ = 0$  ที่  $Z = 1$  จุด  $Z = 1$  จึงเป็นจุดวิกฤติ (critical point) image ของจุดนี้ในระนาบ  $w$  จะอยู่ที่จุด  $w = 1$  ซึ่งเป็นขอบตาม (trailing edge) ของรูปแผนอากาศนั่นเอง



**รูปที่ 3.10** การ mapping จากวงกลมที่มีจุดศูนย์กลางอยู่บนแกนจำนวนจริง

สำหรับวงกลม  $C$  ในระนาบ  $Z$  นี้ มีจุดศูนย์กลางอยู่บนแกนจำนวนจริง (แกน  $x$ ) การ mapping จึงได้รูปแผนอากาศแบบสมมาตร ดังในรูป 3.10 ถ้าหากจุดศูนย์กลางไม่อยู่บนแกนจำนวนจริงการ mapping จะได้รูปแผนอากาศแบบมีอุ้งโค้งดังในรูป 3.11



**รูปที่ 3.11** การ mapping จากวงกลมที่มีจุดศูนย์กลางอยู่นอกแกนจำนวนจริง



โดยที่  $a_{2,1} = a_{2,n} = 0$

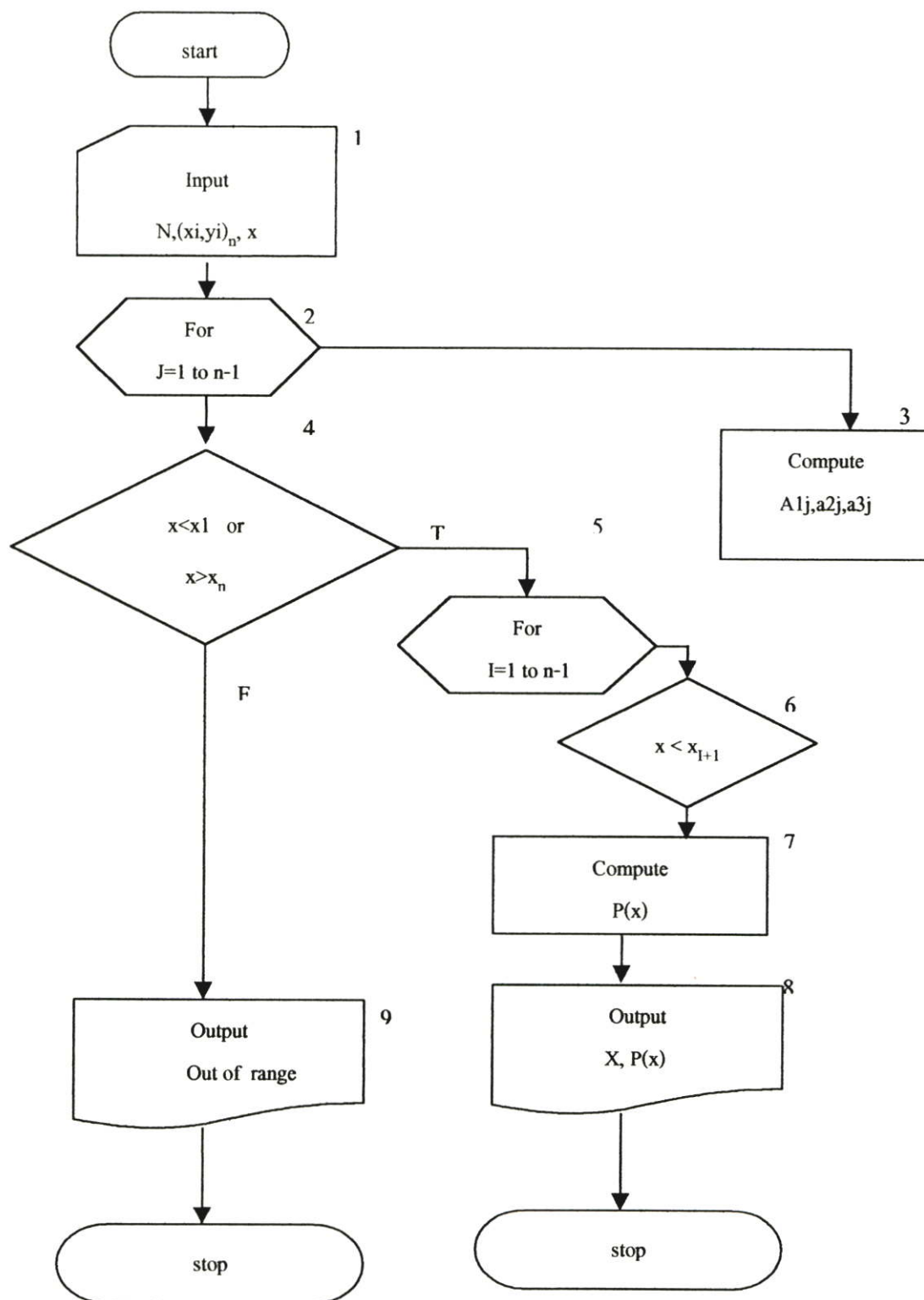
$$a_{3,i} = (1/(3h_i))(a_{2,i+1} - a_{2,i}); i = 1, 2, \dots, n-1 \quad \dots\dots\dots(3.12)$$

$$a_{1,i} = [y_i, y_{i+1}] - (h_i/3)(2a_{22} + a_{22}); i = 1, 2, \dots, n-1 \quad \dots\dots(3.13)$$

$$\text{และ } h_i = x_{i+1} - x_i; i = 1, 2, \dots, n-1 \quad \dots\dots\dots(3.14)$$

อนึ่งการหาค่า  $a_{2,2}, a_{2,3}, \dots, a_{2,n-1}$  ในสมการ (3.11) อาจทำได้ง่ายๆโดยใช้วิธีแยกส่วนแบบปรับปรุงใหม่ของคลอเลสกี เมื่อได้ค่า  $a_{2,2}, a_{2,3}, \dots, a_{2,n-1}$  แล้วเราจะหาค่า  $P(\infty)$  ที่  $x = \infty$  ได้จากสมการที่ (3.10) คือถ้า  $\infty \in [x_i, x_{i+1}]$  เราจะได้  $P(\infty) = P_i(\infty)$

สำหรับพล็อตชาร์ตแสดงขั้นตอนการเขียนโปรแกรมสำหรับการทำคิวบิคสไปลน์อินเทอร์โพลชันได้แสดงไว้ในรูป 3.12



รูปที่ 3.12 โพลีชาร์ตสำหรับวิธีควมิกสไปลนอินเทอร์โพลชัน

### 3.8 การประยุกต์ใช้ชิ้นงานรูปแปดเหลี่ยม

แปดเหลี่ยมนอกจากจะใช้ทำเป็นหน้าตัดของปีกเครื่องบินแล้ว ยังมีการนำไปใช้ประโยชน์ในงานทางด้านพลศาสตร์ของไหลได้เป็นจำนวนมาก แต่ในที่นี้จะขอยกตัวอย่างเพียงแค่การนำไปประยุกต์ใช้ในการทำใบพัดต่างๆเท่านั้น คือ ใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางหรือไหลตามแนวรัศมี (centrifugal impeller or radial flow impeller) และ ใบพัดชนิดไหลตามแกน (axial flow impeller)

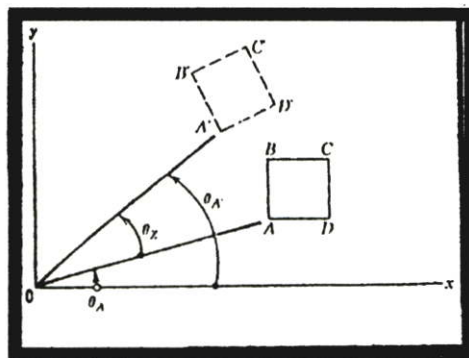
#### 3.8.1 ใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง

พัดลมแบบแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง หรือเครื่องสูบลมแบบแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง (centrifugal fans, compressors and pumps) ที่มักเรียกกันว่าปั๊มปีโฮยโขง เป็นอุปกรณ์ที่มีใช้กันมาเป็นเวลากว่าร้อยปีแล้ว ของไหลของอุปกรณ์เหล่านี้จะไหลในแนวรัศมีเป็นหลัก โดยทั่วไป อุปกรณ์ประเภทนี้จะมีประสิทธิภาพต่ำกว่าอุปกรณ์ชนิดไหลตามแกนที่ถูกออกแบบให้ใช้ทำงานในหน้าที่เดียวกัน แต่ในงานที่มีการไหลของมวลน้อยๆ ประสิทธิภาพของอุปกรณ์ชนิดไหลตามแกนจะตกลงอย่างมาก และใบพัดจะมีขนาดเล็กและทำให้มีขนาดที่ถูกต้องได้ลำบาก อุปกรณ์ประเภทแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางจึงมีข้อได้เปรียบในแง่ที่ว่า เป็นอุปกรณ์ที่ค่อนข้างจะสร้างได้ง่ายกว่าและมีราคาถูกกว่า ใบพัดแบบแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง (centrifugal impeller) ถือเป็นชิ้นส่วนที่สำคัญมากอันหนึ่งของอุปกรณ์ประเภทนี้ เพราะจะเป็นตัวถ่ายทอดกำลังงานจากเพลลาไปสู่ของไหล คุณภาพของใบพัดจึงมีผลต่อประสิทธิภาพของอุปกรณ์เป็นอย่างมาก

ในที่นี้จะแสดงตัวอย่างการนำชิ้นงานรูปแปดเหลี่ยมมาประยุกต์ใช้เป็นครีบของใบพัดแบบแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง โดยใช้หลักการหมุนแกนมาช่วยดังนี้

##### 3.8.1.1 การหมุนแกน (Axis Rotation)

เราได้ทราบถึงการประยุกต์ใช้งานทางด้านเมตริกซ์ของการแปลงค่ามาใช้ในการแปลงค่าเวกเตอร์ทางเรขาคณิตอันหนึ่งไปเป็นเวกเตอร์ทางเรขาคณิตอีกอันหนึ่ง สำหรับตัวอย่างการใช้งานแบบการหมุนนี้ เราสามารถพิจารณาได้จากชิ้นงานในรูปที่ 3.13



รูปที่ 3.13 การหมุนรอบแกนบนระนาบ x-y

ถ้าสมมติว่าชิ้นงานรูปสี่เหลี่ยมจัตุรัส ABCD บนระนาบ xy ที่ได้แสดงไว้ในรูปที่ 3.13 ถูกเคลื่อนย้ายแบบหมุนไป (rotate) รอบแกน z ไปเป็นมุม  $\theta_z$  ซึ่งจะไปอยู่ในตำแหน่งของรูปสี่เหลี่ยมจัตุรัส  $A'B'C'D'$  ของรูปที่ 3.13 นี้ ที่นี้พิกัดตำแหน่งของ  $A'B'C'D'$  จะถูกคำนวณออกมาในรูปของพิกัด A,B,C, และ D ตลอดจนมุม  $\theta_z$  ได้ถ้ามีการหมุนรอบจุดกำเนิดเพียงอย่างเดียวโดยไม่มีการกระทำอื่นใดอีก ความยาวของ OA และ OA' จะเท่ากัน ในกรณีนี้ เพื่อให้เข้าใจง่ายขึ้น หากพิจารณาในแง่ความสัมพันธ์ระหว่างระบบพิกัดฉาก กับระบบพิกัดเชิงขั้ว (Polar coordinate system) เราจะได้ว่า

$$\begin{aligned} X_{A'} &= OA' \cos \theta_{A'} \\ &= OA \cos (\theta_A + \theta_z) \\ &= OA \cos \theta_A \cos \theta_z - OA \sin \theta_A \sin \theta_z \\ &= X_A \cos \theta_z - Y_A \sin \theta_z \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{และ } Y_{A'} &= OA' \sin \theta_{A'} \\ &= OA \sin (\theta_A + \theta_z) \\ &= OA \cos \theta_A \sin \theta_z + OA \sin \theta_A \cos \theta_z \\ &= X_A \sin \theta_z + Y_A \cos \theta_z \end{aligned}$$

ในเชิงเมตริกซ์ สมการข้างต้นเขียนได้เป็น

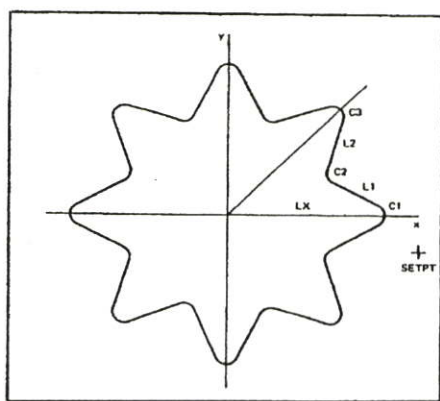
$$\begin{pmatrix} X_{A'} \\ Y_{A'} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta_z & -\sin \theta_z \\ \sin \theta_z & \cos \theta_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_A \\ Y_A \end{pmatrix} \quad \dots(3.15)$$

หากชิ้นงานนี้ส่วนของชิ้นงานที่ไม่ได้อยู่ในระนาบ xy แต่ลอยขนานอยู่กับระนาบนี้ เป็นระยะทาง  $Z_A$  บนระนาบ xy การหมุนของสี่เหลี่ยมจัตุรัส ABCD รอบแกน z จะไม่เปลี่ยนค่าพิกัด Z ของมุมทั้งสี่ ตลอดจนส่วนที่ลอยอยู่เหนือระนาบด้วย ดังนั้นจึงอาจกล่าวได้ว่า  $Z_{A'} = Z_A$  สมการเมตริกซ์ที่ (3.15) นี้ จึงอาจขยายออกไปอยู่ในรูป

$$\begin{pmatrix} X_{A'} \\ Y_{A'} \\ Z_{A'} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta_z & -\sin \theta_z & 0 \\ \sin \theta_z & \cos \theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{pmatrix} \quad \dots(3.16)$$

### 3.8.1.2 โปรแกรมย่อยสำหรับการหมุนแกน (Sub – routine for axis rotation)

ชิ้นงานที่มีความสมมาตรเชิงมุม (angular symmetry) ถ้าจุดกำเนิดของระบบพิกัดอยู่ที่จุดศูนย์กลางของชิ้นงาน ดังในรูปที่ 3.14 เราจะเห็นว่าเป็นรูปร่างที่ซ้ำๆ กันอยู่ 8 ส่วน หมุนไปรอบๆ จุดศูนย์กลาง มันเป็นงานที่ยุ่งยากเกินความจำเป็นที่จะต้องเขียนคำสั่งบรรยายลักษณะทางเรขาคณิตเกินกว่าส่วนใดส่วนหนึ่งในแปดส่วนของชิ้นงานนี้ เราสามารถเขียนคำสั่งบรรยายรูปทรงเรขาคณิตของชิ้นงานและคำสั่งการเคลื่อนที่ของมีดตัดเพียงหนึ่งของชิ้นงานนี้ แล้วใช้หลักการหมุนแกน ทำชิ้นส่วนนี้ซ้ำไปเรื่อยๆ รอบแกนของจุดศูนย์กลาง จนกระทั่งได้ชิ้นงานเต็มรูปได้



รูปที่ 3.14 รูปทรงเรขาคณิตของชิ้นงานที่เหมาะสมกับการนำหลักการหมุนแกนมาใช้

การทำเช่นนี้จะช่วยให้ประหยัดทั้งเวลาและพลังงานในการที่จะต้องเขียนบรรยายลักษณะรูปทรงทางเรขาคณิตของชิ้นงานส่วนที่เหลือไปที่ละส่วนจนครบทั้ง 8 รูปเต็มชิ้นงาน ในการเตรียมโปรแกรมชิ้นงาน CNC ด้วยคอมพิวเตอร์ เช่น การเขียนโปรแกรมชิ้นงานด้วยภาษาเบสิก เราสามารถสร้างโปรแกรมย่อยขึ้นมาทำงานในลักษณะการหมุนแกนแบบนี้ได้ โดยถ้าเป็นการหมุนรอบแกน Z เราจะทำโปรแกรมย่อยมาจากสมการย่อยที่ (3.15) ได้ดังตัวอย่างต่อไปนี้

#### SUBROUTINE Z.Rotate

```
100 REM *SUBROUTINE Z.Rotate - Transform (x1,y1)To (x2,y2)
110 REM BY ROTATING ABOUT Z -AXIS BY C3 DEGREES.
120 REM Z IS OUTWARD, NORMAL TO THE SCREEN
130 REM C3 IS POSITIVE IF ROTATION IS COUNTER-CLOCKWISE
140 X2= COS(C3) * X1 - SIN(C3) * Y1
150 Y2 = SIN(C3) * Y1 + COS(C3) * X1
160 RETURN
```

เมื่อนำโปรแกรมย่อยมารวมเข้ากับโปรแกรมทำรูปร่างชิ้นงานแพนอากาศจะได้ออกมาดังโปรแกรม “NAC1A145.BAS “ ซึ่งจะได้กล่าวถึงต่อไป

### 3.8.2 ใบพัดชนิดไหลตามแกน

ในบรรดาเครื่องจักรเทอร์โบ (turbomachines) ที่มีการเพิ่มแรงดันของของไหล เครื่องจักรชนิดไหลตามแกน (axial-flow type) นับว่าเป็นเครื่องจักรที่มีปัญหามากที่สุดประเภทหนึ่งสำหรับการออกแบบ เพราะถึงแม้ว่าการออกแบบที่ระมัดระวังเป็นอย่างดีจะทำให้ได้ประสิทธิภาพสูงกว่าแบบการไหลในแนวรัศมี (radial flow type) และแบบการไหลผสม (mixed-flow type) ก็ตาม แต่ถ้าสภาพการไหลเปลี่ยนแปลงไปจากค่าที่ออกแบบเพียงเล็กน้อยก็อาจก่อให้เกิดผลกระทบต่อสมรรถนะการทำงานได้อย่างมาก

ในวิธีการออกแบบบางกรณี ซึ่งมีซี่ใบพัดอยู่กันห่างๆ อาจพิจารณาสมมติซี่ใบพัดแต่ละใบของเครื่องจักรแบบนี้เป็นแพนอากาศเดี่ยวที่อยู่อิสระ ในบางกรณีที่มีซี่ใบพัดอยู่กันอย่างหนาแน่นอาจพิจารณาเป็นแถวของแพนอากาศวางเรียงต่อกัน

ในยุคแรกๆ นั้นใบพัดประเภทนี้มักจะมีประสิทธิภาพต่ำกว่า 40 เปอร์เซ็นต์ แต่ต่อมาเมื่อมีการนำหลักการพื้นฐานทางทฤษฎีของแพนอากาศเข้ามาประยุกต์ใช้ ก็สามารถทำประสิทธิภาพได้ 90 % เป็นอย่างน้อย

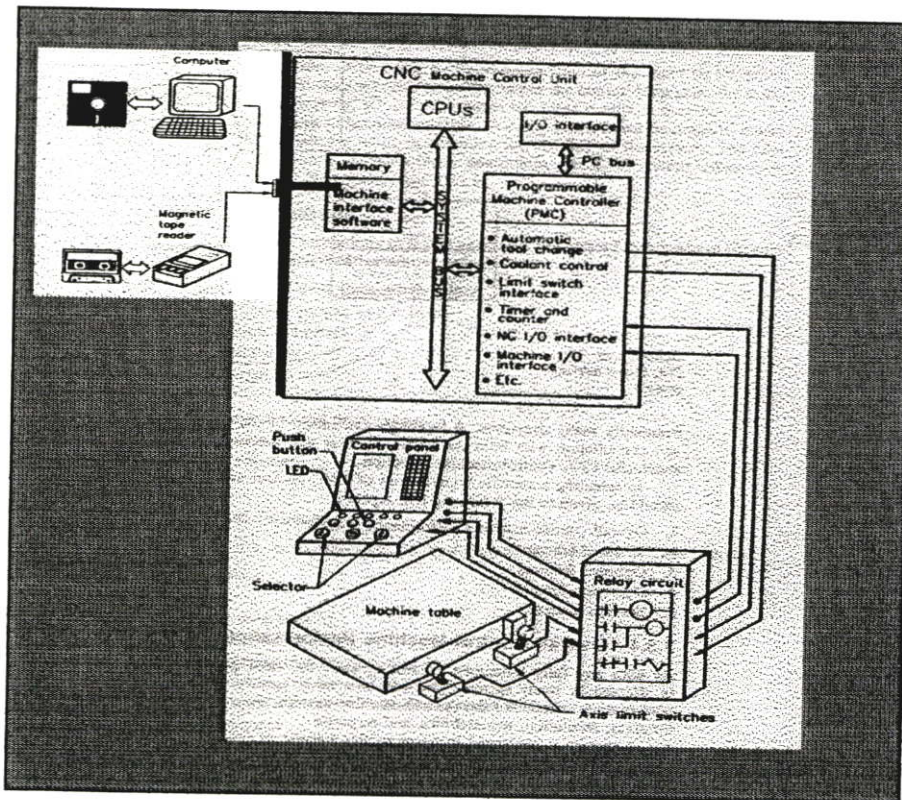
การทำโปรแกรมชิ้นงานที่ผ่านมาเป็น การสร้างคอนทัวร์รูปแพนอากาศในลักษณะที่ทำงานอยู่ขณะที่ค่า  $Z$  คงที่ แม้ว่าแต่ละค่าความสูง  $Z$  รูปร่างจะมีค่าเปลี่ยนแปลงไปก็ตาม จึงถือว่าเป็นการทำงานในลักษณะสองมิติ หรือ ในลักษณะที่แปลงงานสามมิติลงมาเป็นงานสองมิติซึ่งทำให้โปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานรูปแพนอากาศง่ายขึ้นและเพิ่มข้อมูลเส้นทางเดินมีดตัดกระชับขึ้น แต่ในบางกรณีเราไม่สามารถทำเช่นนี้ได้ เราจำเป็นต้องมีค่า  $Z$  ซึ่งแปรเปลี่ยนไปตลอดเวลาเข้ามาเกี่ยวข้องกับด้วย จึงจำเป็นที่จะต้องทำงานในลักษณะของงานสามมิติอย่างสมบูรณ์แบบ ตัวอย่างเช่น ในการทำใบพัดแต่ละใบของใบพัดชนิดไหลตามแกนนี้ จะมีการเขียนค่า  $Z$  สำหรับให้มีดตัดเดินตัดเฉือนลึกลงไปในวัตถุที่อยู่ด้วย โปรแกรมจะคำนวณลักษณะรัศมีของคุมเพลลาใบพัด (hub radius) ไว้ด้วย โดยพิจารณาว่าเป็นวงกลมที่เกิดอยู่ในระนาบ  $xz$  เพิ่มข้อมูลเส้นทางเดินมีดตัดจึงต้องมีทั้งข้อมูลสำหรับค่า  $x$ ,  $y$ , และ  $z$  ทั้งสามตัวในแต่ละบรรทัดหรือในแต่ละบล็อก NC

## บทที่ 4

# วิธีการทดลองและผลลัพธ์

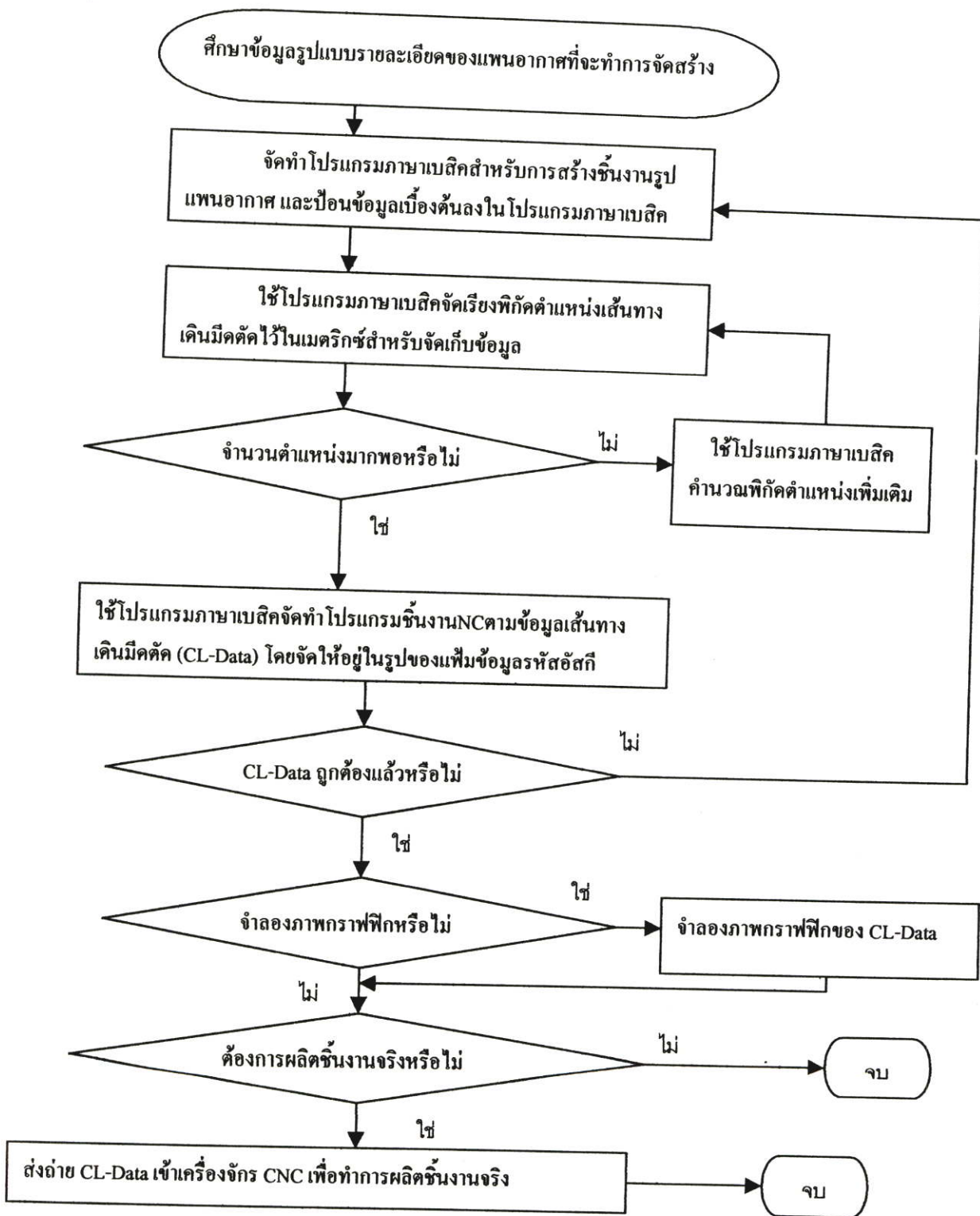
### 4.1 วิธีการทดลอง

ในการทดลองนี้ได้ทำการศึกษาโดยจัดทำโปรแกรมภาษาเบสิกสำหรับทำการคำนวณตำแหน่งพิกัดเส้นทางเดินของมีดตัดสำหรับแปนอากาศขึ้นมา จำนวนพิกัดตำแหน่งนี้จะต้องมากพอที่จะทำให้คอนทัวร์รูปแปนอากาศที่ได้มีความถูกต้อง, สวยงาม และความกลมกลืน เหมาะแก่การที่จะนำไปใช้งาน สำหรับงานทั่วไป จำนวนจุดพิกัดตำแหน่งตั้งแต่ 50 จุดขึ้นไปถือว่าใช้ได้ จากนั้นโปรแกรมภาษาเบสิกจะสร้างแฟ้มข้อมูลโปรแกรมชิ้นงาน NC ตามข้อมูลเส้นทางเดินมีดตัด (Cutter Location Data File หรือ CL-Data) ขึ้นมา แล้วส่งออกมาเก็บไว้ในลักษณะของแฟ้มข้อมูลรหัสฮัสกี (ASCII text file) หลังจากตรวจสอบความถูกต้องเรียบร้อยแล้วจะทำการส่งถ่าย CL-Data เหล่านี้ ไปยังเครื่องจักร CNC ผ่านพอร์ต RS-232-C ของเครื่องจักร CNC โดยตรง ดังรูป 4.1



รูปที่ 4.1 แสดงการเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์เข้ากับเครื่องจักร CNC โดยตรงผ่าน RS-232-C communication port ของเครื่องจักร CNC สมัยใหม่

แผนผังการทำงานของการศึกษาทดลองนี้พอจะสรุปได้ดังนี้

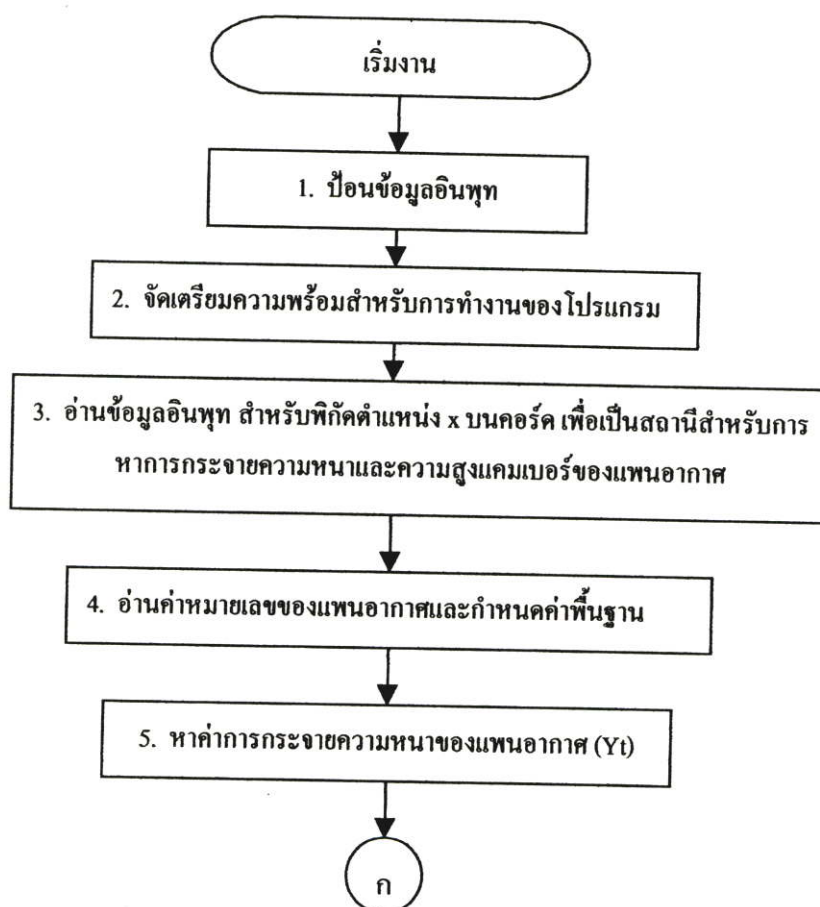


รูปที่ 4.2 แสดงขั้นตอนการศึกษาวิจัย

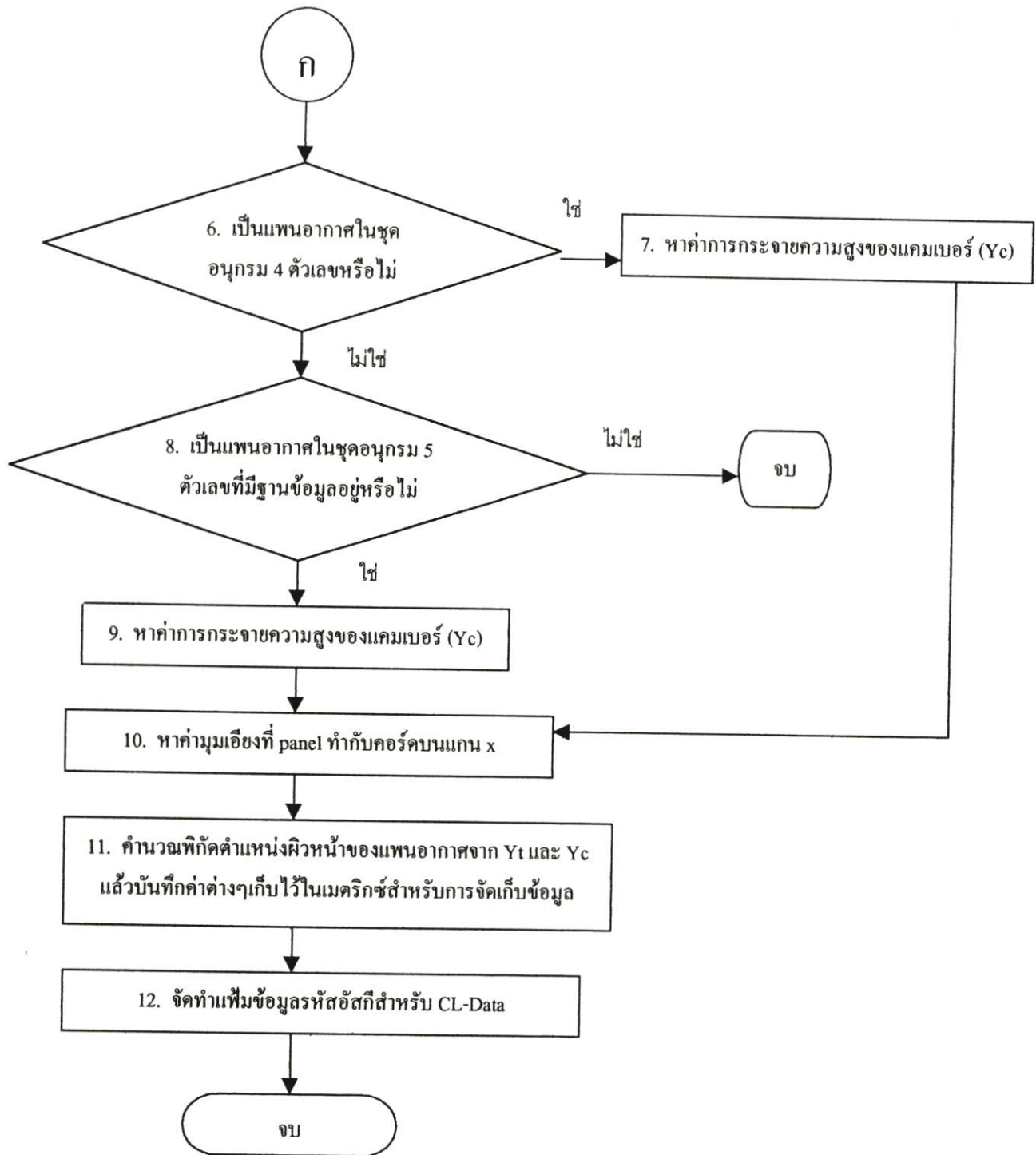
## 4.2 การสร้างชิ้นงานรูปแผนอากาศ NACA ชุดอนุกรม 4 ตัวเลข และ 5 ตัวเลข

แผนอากาศ NACA ชุดอนุกรม 4 ตัวเลข และ 5 ตัวเลข เป็นแผนอากาศมาตรฐานที่มีสูตรสำเร็จสำหรับการกระจายความหนาและความสูงแคมเบอร์อยู่แล้ว ในการศึกษานี้ได้กำหนดพิกัดตำแหน่งมีดตัดบนคอนทัวร์รูปแผนอากาศในลักษณะที่คล้ายคลึงกันกับการออกแบบรูปทรงของวัตถุในการไหลของของไหลด้วยวิธี panel method พิกัดตำแหน่ง  $x$  บนเส้นคอร์ดจะถูกกำหนดขึ้นเป็นสถานีสำหรับการหาค่าการกระจายความหนาและความสูงแคมเบอร์ เมื่อหาค่าการกระจายทั้งสองนี้ได้แล้วก็นำมาหาค่าพิกัดตำแหน่งของผิวหน้ารูปแผนอากาศ โดยเริ่มจากที่ผิวหน้าด้านล่างจากขอบตามไปหาขอบนำ แล้วต่อด้วยผิวหน้าด้านบนจากขอบนำไปสิ้นสุดที่ขอบตาม

### 4.2.1 บล็อกไดอะแกรม



รูปที่ 4.3 แสดงขั้นตอนการทำงานของ โปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานแผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขและห้าตัวเลข



รูปที่ 4.3(ต่อ) แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขและห้าตัวเลข

#### 4.2.2 โปรแกรมภาษาเบสิกสำหรับการจัดสร้างรูปแผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัว เลขและห้าตัวเลข

```

10 'REM NACA634.BAS
15 INPUT "File Name for Output CI-file Data"; File1$
20 INPUT "Input NACA Number"; NACA
30 NSTATION = 55: 'INPUT "Number of Stations "; NSTATION
60 Lc = 100: 'INPUT "Length of Chord "; Lc
80 DIM X(1000), Y(1000)
85 DIM SUPPER(200), SLOWER(200)
90 PI = 3.141592658#
92 OPEN File1$ FOR OUTPUT AS #1
94 PRINT #1, " "; File1$
95 PRINT #1, " ' from NACA634.BAS : for NACA 4- OR 5-DIGIT AIRFOIL"
100 PRINT "NACA634.BAS"
'105 LPRINT "NACA634.BAS"
110 PRINT "NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD ="; Lc
'115 LPRINT "NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD ="; Lc
117 PRINT #1, " ' NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD ="; Lc

130 'LOWER & UPPER SURFACE STATIONS
140 DATA 100.000, 99.500, 99.000, 98.500, 98.000
142 DATA 97.500, 97.000, 96.000, 95.000, 94.000
144 DATA 93.000, 92.500, 92.000, 91.000, 90.000
146 DATA 87.500, 85.000, 82.500, 80.000, 77.500
148 DATA 75.000, 70.000, 65.000, 60.000, 55.000
150 DATA 50.000, 45.000, 40.000, 35.000, 30.000
152 DATA 25.000, 22.500, 20.000, 17.500, 15.000
154 DATA 12.500, 10.000, 9.000, 8.000, 7.500
156 DATA 7.000, 6.000, 5.000, 4.000, 3.000
158 DATA 2.500, 2.000, 1.500, 1.250, 1.000
159 DATA 0.750, 0.500, 0.250, 0.100, 0.000

160 DATA 0.000, 0.100, 0.250, 0.500, 0.750
161 DATA 1.000, 1.250, 1.500, 2.000, 2.500
162 DATA 3.000, 4.000, 5.000, 6.000, 7.000

```

```
164 DATA 7.500, 8.000, 9.000, 10.000, 12.500
166 DATA 15.000, 17.500, 20.000, 22.500, 25.000
168 DATA 30.000, 35.000, 40.000, 45.000, 50.000
170 DATA 55.000, 60.000, 65.000, 70.000, 75.000
172 DATA 77.500, 80.000, 82.500, 85.000, 87.500
174 DATA 90.000, 91.000, 92.000, 92.500, 93.000
176 DATA 94.000, 95.000, 96.000, 97.000, 97.500
178 DATA 98.000, 98.500, 99.000, 99.500, 100.000

190 RT = 2 * NSTATION
192 R2 = NSTATION
200 FOR I = 1 TO RT
210 READ ST0
220 ST1 = ST0 / Lc
222 IF I > R2 THEN 235
230 SLOWER(I) = ST1: GOTO 240
235 J = I - R2
237 SUPPER(J) = ST1
240 NEXT I

380 NPOINTS = NSTATION 'NLOWER
390 SIGN = -1
400 NSTART = 0
410 FOR NSURF = 1 TO 2
420 FOR N = 1 TO NPOINTS
430 IF SIGN > 0 THEN 460
440 L = SLOWER(N)
450 GOTO 470
460 L = SUPPER(N)
470 I = NSTART + N
480 GOSUB 1000 'BODY
490 NEXT N
500 NPOINTS = NSTATION 'NUPPER
510 SIGN = 1
520 NSTART = NSTATION 'NLOWER
530 NEXT NSURF
540 NODTOT = 2 * NSTATION 'NLOWER + NUPPER
```

```

550 X(NODTOT + 1) = X(1)
560 Y(NODTOT + 1) = Y(1)
580 GOSUB 3000
590 PRINT "M= "; M, : PRINT "P= "; P, : PRINT "T= "; T
'595 LPRINT "M= "; M, : LPRINT "P= "; P, : LPRINT "T= "; T
597 CLOSE #1
600 END

1000 'BODY
1010 Z = L
1020 GOSUB 2000      'NACA4
'1030 IF Z <= 0 THEN 4500
'1035 IF Z <= .005 THEN 5000
1040 X(I) = Lc * Z - SIGN * Yt * SIN(Theta)
1050 Y(I) = Lc * Yc + SIGN * Yt * COS(Theta)
1060 RETURN
1070 END

2000 'NACA4DIGIT
2010 IEPS = NACA / 1000
2020 IEPS1 = INT(IEPS)
2030 M = IEPS1 * .01      'Maximum Camber Height (Yc_max)
2040 PT1 = IEPS - IEPS1
2050 PT2 = PT1 * 10
2060 IPTMAX = INT(PT2)
2070 P = IPTMAX * .1      'Chordwise Position of Maximum Camber
2080 T1 = NACA / 100: 'PT2 - IPTMAX      'Maximum Thickness
2090 T2 = INT(T1)
2100 T = T1 - T2      'T=MAX. THICKNESS / CHORD
2110 IF IEPS < 10 THEN 2300
2120 IF T2 = 210 THEN 4000
2130 IF T2 = 220 THEN 4100
2140 IF T2 = 230 THEN 4200
2150 IF T2 = 240 THEN 4300
2160 IF T2 = 250 THEN 4400
2165 PRINT : PRINT
2170 PRINT "**** Sorry! The current NACA number is not in our data base."

```

```

2180 PRINT " Please run another NACA number.": PRINT
2190 END

2300 'NACA 4- OR 5-DIGIT AIRFOIL
2310 IF Z < 1E-10 GOTO 2400
2320 Yt1 = (10 * T * Lc) * (.2969 * SQR(Z) - (.126 * Z) - (.3516 * (Z ^ 2)) + (.2843 * (Z ^ 3)) -
      (.1015 * (Z ^ 4)))
2340 Yt = Yt1 / 2
2400 IF M = 0 THEN 2700
2405 IF NACA > 9999 THEN 2800
2410 IF Z > P THEN 2500
2420 Yc = (M / (P ^ 2)) * (2 * P * Z - (Z ^ 2))
2430 DYcDX = 2 * (M / (P ^ 2)) * (P - Z)
2440 GOTO 2600
2500 Yc = (M / ((1 - P) ^ 2)) * ((1 + Z - 2 * P) * (1 - Z))
2510 DYcDX = 2 * (M / ((1 - P) ^ 2)) * (P - Z)

2600 Theta = ATN(DYcDX)
2610 RETURN
2700 Yc = 0
2710 Theta = 0
2720 RETURN
2800 IF Z > P THEN 2900
2810 W = Z / P
2820 Yc = M * W * ((W ^ 2) - (3 * W) + 3 - P)
2830 DYcDX = M * 3 * W * (1 - W) / P
2840 GOTO 2600
2900 Yc = M * (1 - Z)
2910 DYcDX = -M
2920 GOTO 2600
2930 END

3000 'PLOTXY
3005 NN = 100
3010 FOR I = 1 TO NODTOT + 1
3100 NN = NN + 1: x1 = X(I): y1 = Y(I)
3110 x2 = x1 * 1000: y2 = y1 * 1000

```

```
3120  x3 = INT(x2): y3 = INT(y2)
3130  x4 = x3 / 1000: y4 = y3 / 1000
3140  X = x4: Y = y4
3150  PRINT #1, CHR$(78); NN, CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y
3160  NEXT I
3170  RETURN
3200  END

4000  'Mean Line = " # 210 "
4010  P = .058
4020  M = 60.2333 * (P ^ 3)
4030  GOTO 2300: 'RETURN

4100  'Mean Line = " # 220 "
4110  P = .126
4120  M = 8.6067 * (P ^ 3)
4130  GOTO 2300: 'RETURN

4200  'Mean Line = " # 230 "
4210  P = .2025
4220  M = 2.6595 * (P ^ 3)
4230  GOTO 2300: 'RETURN

4300  'Mean Line = " # 240 "
4310  P = .29
4320  M = 1.1072 * (P ^ 3)
4330  GOTO 2300: 'RETURN

4400  'Mean Line = " # 250 "
4410  P = .391
4420  M = .5383 * (P ^ 3)
4430  GOTO 2300: 'RETURN
4440  END
```

---

## 4.2.3 อธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม

ตารางที่ 4.1 ตารางอธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม “ NACA634.BAS “

ไฟล์ชาร์ต	โปรแกรม	คำอธิบาย
#1	10-60, 130-178 และ 4000-4440	ใส่ข้อมูลอินพุต
#2	80-117	จัดเตรียมความพร้อมสำหรับการทำงานของโปรแกรม
#3	190-240	อ่านข้อมูลอินพุตสำหรับพิกัดตำแหน่ง x บนคอร์คเพื่อเป็น สถานีสำหรับการหาค่าการกระจายความหนาและความสูง แคมเบอร์ของแพนอากาศ
#4	2000-2165	อ่านค่าหมายเลขของแพนอากาศและกำหนดค่าพื้นฐาน
#5	2300-2400	หาค่าการกระจายความหนาของแพนอากาศ ( $Y_t$ )
#6,8	2405 และ 2170-2180	แยกชุดอนุกรมของแพนอากาศและให้แสดงกรณีที่ป้อนอิน พุตผิด
#7,9	2410-2420	หาค่าการกระจายความสูงแคมเบอร์ของแพนอากาศ ( $Y_c$ )
#10	2600-2720, 2830-2840 และ 2910	หาค่ามุมเอียงของ panel เทียบกับคอร์คบนแกน x
#11	380-600 และ 1000-1010	คำนวณพิกัดตำแหน่งผิวหน้าของแพนอากาศจาก $Y_t$ และ $Y_c$ จากผิวล่างที่ขอบตาม ไปยังขอบนำ และต่อด้วยผิวบนจากขอบ นำไปสิ้นสุดที่ขอบตาม แล้วบันทึกค่าต่างๆเก็บไว้ใน เมตริกซ์สำหรับการจัดเก็บข้อมูล
#12	3000-3200	จัดทำแฟ้มข้อมูลรหัสอัปเดตสำหรับ CL-File

#### 4.2.4 ผลลัพธ์การทดสอบการใช้งานของโปรแกรม “NACA634.BAS”

4.2.4.1 ตัวอย่างโปรแกรมจั่นงาน NC ตาม CL-Data สำหรับแผนอากาศ NACA  
ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขที่ได้จากการทำงานของโปรแกรมภาษาเบสิก

' T\_0012\_1.dat

' from NACA634.BAS : for NACA 4- OR 5-DIGIT AIRFOIL

' NACA Number = 12      LENGTH OF CHORD = 100

N 101	G01	X 100	Y-.127
N 102	G01	X 99.5	Y-.196
N 103	G01	X 99	Y-.266
N 104	G01	X 98.5	Y-.335
N 105	G01	X 98	Y-.404
N 106	G01	X 97.5	Y-.472
N 107	G01	X 97	Y-.54
N 108	G01	X 96	Y-.674
N 109	G01	X 95	Y-.807
N 110	G01	X 94	Y-.938
.....	....	.....	.....
.....	....	.....	.....
.....	....	.....	.....
.....	....	.....	.....
.....	....	.....	.....
N 200	G01	X 93	Y 1.067
N 201	G01	X 94	Y .937
N 202	G01	X 95	Y .806
N 203	G01	X 96	Y .673
N 204	G01	X 97	Y .539
N 205	G01	X 97.5	Y .471
N 206	G01	X 98	Y .403
N 207	G01	X 98.5	Y .334
N 208	G01	X 99	Y .265
N 209	G01	X 99.5	Y .195
N 210	G01	X 100	Y .126
N 211	G01	X 100	Y-.127

4.2.4.2 การเปรียบเทียบข้อมูลแผนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน

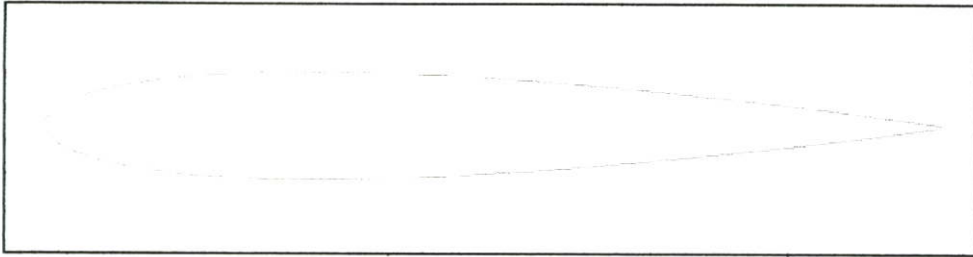
ตารางที่ 4.2 แสดงการเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน

แผนอากาศ NACA0012 (ความยาวคอร์ด = 100)

ตำแหน่ง station (x)	ผิวบน (upper surface) ; $y_u$		ผิวล่าง (lower surface) ; $y_l$	
	ค่าที่คำนวณได้	ค่ามาตรฐาน <sup>Y</sup>	ค่าที่คำนวณได้	ค่ามาตรฐาน <sup>Y</sup>
0		0		0
0.5	1.153	-	-1.153	-
1.25	1.893	1.894	-1.894	-1.894
2.5	2.614	2.615	-2.615	-2.615
5.0	3.554	3.555	-3.555	-3.555
7.5	4.199	4.200	-4.200	-4.200
10	4.682	4.683	-4.683	-4.683
15	5.345	5.345	-5.346	-5.345
20	5.737	5.737	-5.738	-5.737
25	5.941	5.941	-5.942	-5.941
30	6.001	6.002	-6.002	-6.002
40	5.803	5.803	-5.804	-5.803
50	5.294	5.294	-5.295	-5.294
60	4.563	4.563	-4.564	-4.563
70	3.663	3.664	-3.664	-3.664
80	2.623	2.623	-2.624	-2.623
90	1.447	1.448	-1.448	-1.448
95	0.806	0.807	-0.807	-0.807
100	0.126	0.126	-0.127	-0.126

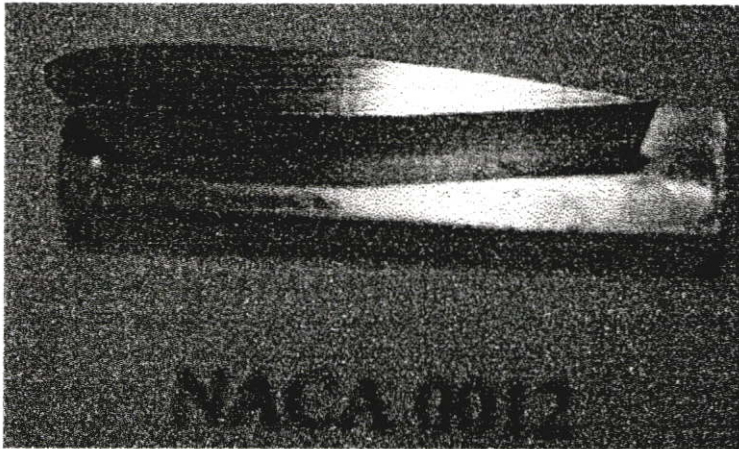
<sup>Y</sup> ที่มา : Abbott, Ira H., and von Doenhoff, Albert E., 1958. *Theory of Wing Sections (including a summary of airfoil data)*, Dover Publications, New York, U.S.A. หน้า 321

#### 4.2.4.3 ตัวอย่างภาพกราฟฟิคที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data



รูปที่ 4.4 ภาพกราฟฟิคแสดงเส้นทางเดินมีดค้ของชิ้นงานแพนอากาศ NACA0012 ใน ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขที่ผลิตขึ้นจาก CL- Data ของ โปรแกรม NACA634.BAS

#### 4.2.4.4 ตัวอย่างภาพชิ้นงานที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL- Data



รูปที่ 4.5 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศ NACA0012 ในชุดอนุกรมสี่ตัวเลขที่ผลิตขึ้นจาก CL- Data ของ โปรแกรม NACA634.BAS



#### 4.2.4.6 การเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน

ตารางที่ 4.3 แสดงการเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน

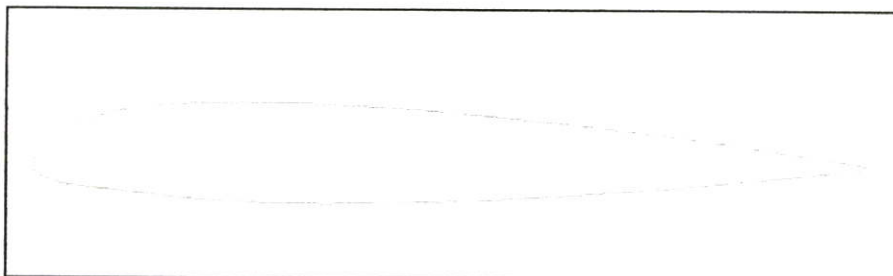
ของ NACA23012 (ความยาวคอร์ด = 100)

ตำแหน่ง station (x)	ผิวบน (upper surface) ; $y_u$		ผิวล่าง (lower surface) ; $y_l$	
	ค่าที่คำนวณได้*	ค่ามาตรฐาน <sup>Y</sup>	ค่าที่คำนวณได้*	ค่ามาตรฐาน <sup>Y</sup>
0	0.555	0	-0.057	0
0.5	1.383	-	-1.06	-
1.25	2.288	2.67	-1.521	-1.23
2.5	3.349	3.61	-1.924	-1.71
5.0	4.808	4.91	-2.365	-2.26
7.5	5.782	5.80	-2.663	-2.61
10	6.456	6.43	-2.926	-2.92
15	7.209	7.19	-3.461	-3.50
20	7.503	7.50	-3.97	-3.97
25	7.594	7.60	-4.291	-4.28
30	7.547	7.55	-4.459	-4.46
40	7.133	7.14	-4.476	-4.48
50	6.405	6.41	-4.185	-4.17
60	5.455	5.47	-3.674	-3.67
70	4.334	4.36	-2.995	-3.00
80	3.071	3.08	-2.176	-2.16
90	1.672	1.68	-1.224	-1.23
95	0.918	0.92	-0.695	-0.70
100	0.125	(0.13)	-0.127	(-0.13)
100	-	0	-	0

\* ปรับปรุงโดยอินเทอร์โพลेटมาจากค่าคำนวณด้วยวิธีคิวบิกสไปลน์

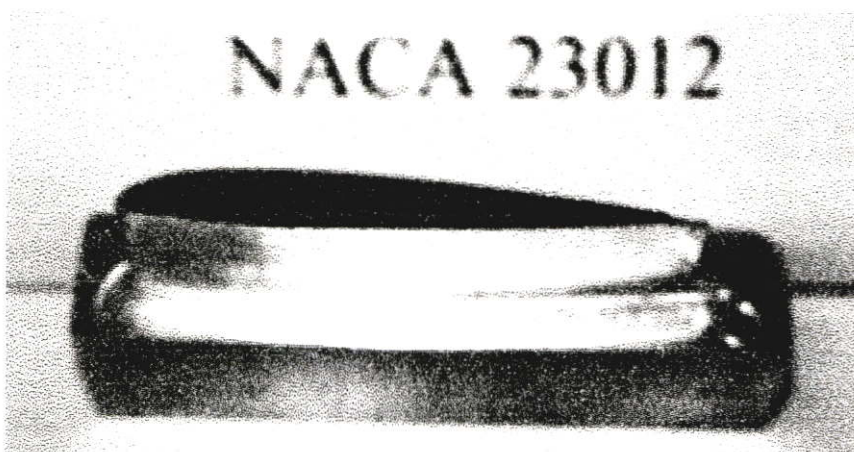
<sup>Y</sup> ที่มา : Abbott, Ira H., and von Doenhoff, Albert E., 1958. *Theory of Wing Sections (including a summary of airfoil data)*, Dover Publications, New York, U.S.A. หน้า 413

#### 4.2.4.7 ตัวอย่างภาพกราฟฟิคที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-File



รูปที่ 4.6 ภาพกราฟฟิคแสดงเส้นทางเดินมีดคัตของชิ้นงานแพนอากาศ NACA23012 ในชุดอนุกรมห้าตัวเลขที่ผลิตขึ้นจาก CL-Data ของโปรแกรม NACA634.BAS

#### 4.2.4.8 ตัวอย่างภาพชิ้นงานที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data



รูปที่ 4.7 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศ NACA23012 ในชุดอนุกรมห้าตัวเลขที่ผลิตขึ้นจาก CL-Data ของโปรแกรม NACA634.BAS

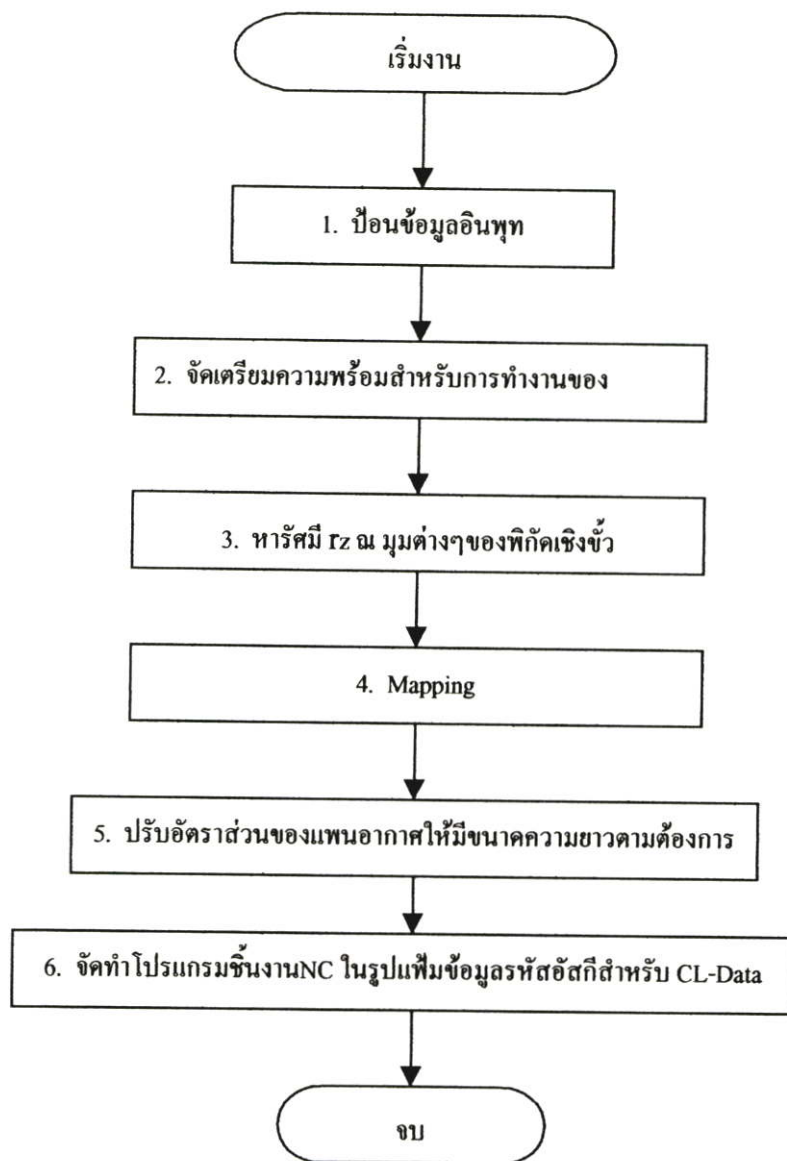
### 4.3 การสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศแบบ Joukowski airfoil

การศึกษาทดลองนี้ได้นำหลักการ conformal mapping ที่อาศัยฟังก์ชันตัวแปรเชิงซ้อนมาทำการสร้างคอนทัวร์รูปแพนอากาศผ่านการแปลงค่าที่เรียกว่า Joukowski transformation โดยใช้โปรแกรมภาษาเบสิกมาทำการคำนวณ

การจัดทำรูปร่างแพนอากาศในขั้นแรกจะหาค่ารัศมี  $r_z$  สำหรับระบบพิกัดเชิงขั้วของวงกลมในระนาบ  $Z$  ก่อน ดัง sub-routine ในบรรทัดที่ 500-570 โดยค่า  $h$  และ  $k$  เป็นค่าเยื้องศูนย์ (offset) ของจุดศูนย์กลางวงกลมจากจุดกำเนิด ตามแกน  $x$  และ  $y$  ตามลำดับ ดังนั้น ถ้า  $k$  มีค่าเป็นศูนย์จะได้รูปแพนอากาศที่สมมาตร ถ้า  $k$  มีค่าไม่เป็นศูนย์จะได้แพนอากาศแบบมีอุ้งโค้ง

บรรทัดที่ 1500-1700 เป็น sub-routine สำหรับการแปลงค่า ค่า  $v$  จะคูณด้วย  $-1/4$  เพื่อให้ได้รูปร่างแพนอากาศที่เหมาะสมกับชิ้นงานวัตถุที่มีขนาด  $1" \times 5"$  และเพื่อให้ได้ชิ้นงานที่มีขนาดความยาวเท่ากับ 100 มิลลิเมตร sub-routine ในบรรทัดที่ 3000-3100 จึงถูกนำมาใช้เป็นตัวปรับขนาด โดยค่าลบที่คิดมานั้นก็เพื่อความเหมาะสมของการจัดวางตำแหน่งทิศทางการเดินมีดตัด

### 4.3.1 บล็อกไดอะแกรมสำหรับแผนอากาศแบบ Joukowski airfoil



รูปที่ 4.8 แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานแผนอากาศจากวิธี conformal mapping

### 4.3.2 โปรแกรมภาษาเบสิกสำหรับการจัดสร้างรูปแผนอากาศแบบ Joukowski airfoil

```

5   'J_SKI422.BAS
6   'for Joukowski Airfoil
10  INPUT "N=", n
20  INPUT "a =", a
30  INPUT "h =", h 'offset of X-origin
35  INPUT "k =", k 'offset of y-origin
40  INPUT "File Name for Output CL-FILE Data"; File1$
50  OPEN File1$ FOR OUTPUT AS #1
53  PRINT #1, ""; File1$
54  PRINT #1, " from J_SKI422.bas"
55  PRINT #1, "rz = "; a, " h = "; h, " k = "; k
56  PRINT #1, " n = "; n
60  nc = n: Nt = n + 1
70  DIM a(nc), r(Nt), xw(Nt), yw(Nt)
75  DIM X1(Nt), X2(Nt), Y1(Nt)
80  deg = 360 / nc: d1 = 0
90  rad = 3.1416 / 180
100 co = deg * rad
110 t = 0
120 FOR i = 1 TO nc: 'STEP .01
130   IF d1 > 360 THEN 310
170   GOSUB 500
190   t = t + co: d1 = d1 + deg
200 NEXT i
310 GOSUB 1500
320 xw(Nt) = xw(1): yw(Nt) = yw(1)
330 FOR i = 1 TO Nt
340   AA = xw(i)
345   IF i = 1 THEN xmax = AA
348   IF i = 1 THEN xmin = AA
350   IF AA > xmax THEN xmax = AA
355   IF AA < xmin THEN xmin = AA
360 NEXT i

```

362 GOSUB 3000

390 Nf = 100

400 FOR i = 1 TO Nt

410 Nnf = Nf + i

420 PRINT #1, CHR\$(78); Nnf; CHR\$(71); CHR\$(48); CHR\$(49), CHR\$(88); X1(i),  
CHR\$(89); Y1(i)

430 NEXT i

440 CLOSE #1

450 GOTO 11000

500 '=====Z-radius=====

510 rz = a

520 xz = rz \* COS(t): xz1 = xz + h

530 xz2 = xz1 \* xz1

540 yz = rz \* SIN(t): yz1 = yz + k

550 yz2 = yz1 \* yz1

560 r(i) = SQR(xz2 + yz2)

570 RETURN

1500 '=====Equation=====

1503 t = 0: d1 = 0

1505 FOR i = 1 TO Nt

1506 IF d1 > 360 THEN 1700

1508 w = r(i)

1510 u1 = (1 / 1) \* (w + (1 / w)) \* COS(t)

1520 u2 = u1 \* 1000

1530 u3 = INT(u2)

1540 x = u3 / 1000

1610 v1 = -(1 / 4) \* (w - (1 / w)) \* SIN(t)

1620 v2 = v1 \* 1000

1630 v3 = INT(v2)

1640 y = v3 / 1000

1650 xw(i) = x: yw(i) = y

1660 t = t + co: d1 = d1 + deg

1670 NEXT i

```
1700 RETURN

3000 La = xmax - xmin
3010 FOR i = 1 TO Nt
3020 X2(i) = xw(i) - xmin
3030 xx1 = X2(i) * (100 / La)
3040 yy1 = yw(i) * (100 / La)
3050 xx2 = xx1 * 1000: yy2 = yy1 * 1000
3060 xx3 = INT(xx2): yy3 = INT(yy2)
3070 X1(i) = xx3 / 1000: Y1(i) = yy3 / 1000
3080 NEXT i
3090 RETURN
3100 END

11000 END
```

---

### 4.3.3 อธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม

ตารางที่ 4.4 ตารางอธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม “J\_SKI422.BAS “

ไฟล์ชาร์ต	โปรแกรม	คำอธิบาย
#1	10-40	ใส่ข้อมูลอินพุท
#2	50-120	จัดเตรียมความพร้อมสำหรับการทำงานของโปรแกรม
#3	500-700	หาขนาด rz ที่มุมต่างๆของระบบพิกัดเชิงขั้ว
#4	1500-1700	หาพิกัดตำแหน่งในระบบพิกัดคาร์ทีเซียนจากการทำ conformal mapping
#5	320-360 และ 3000-3100	ปรับอัตราส่วนขนาดของแผนอากาศที่ได้จาก #4 ให้ได้ขนาดความยาวตามต้องการ
#6	390-440	จัดทำเพิ่มข้อมูลรหัสอัสมิสำหรับ CL-File

### 4.3.4 ผลลัพธ์การทดสอบการใช้งานของโปรแกรม “J\_SKI422.BAS ”

#### 4.3.4.1 ตัวอย่างโปรแกรมจีนงาน NC จาก CL-Data ที่ได้จากการทำงานของ

โปรแกรมภาษาเบสิก

แผนอากาศแบบสมมาตร

```
'422J_04.dat
' from J_SKI422.bas
'rz = 1.53  h = .5  k = 0
'n = 100
N 101 G01  X 100  Y 0
N 102 G01  X 99.889  Y-.553
N 103 G01  X 99.513  Y-1.084
N 104 G01  X 98.894  Y-1.592
N 105 G01  X 98.054  Y-2.101
.....
.....
.....
N 195 G01  X 95.666  Y 3.051
N 196 G01  X 96.971  Y 2.564
```

```

N 197 G01  X 98.054  Y 2.078
N 198 G01  X 98.894  Y 1.569
N 199 G01  X 99.513  Y 1.061
N 200 G01  X 99.889  Y .53
N 201 G01  X 100     Y 0

```

แผนอากาศแบบมีอุ้งโค้ง

```
'422J_03.dat
```

```
' from J_SK1422.bas
```

```
'rz = 1.53  h = .5   k = -.5
```

```
'n = 100
```

```

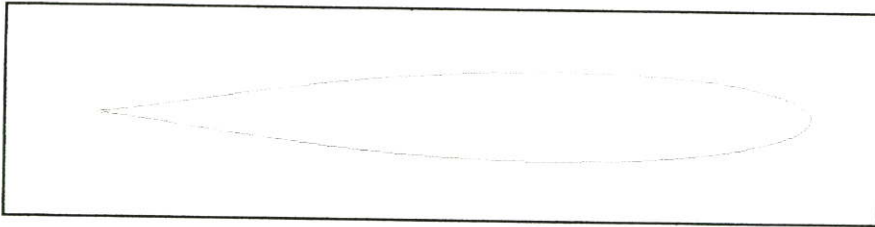
N 101 G01  X 99.717  Y 0
N 102 G01  X 99.218  Y-.543
N 103 G01  X 98.481  Y-1.064
N 104 G01  X 97.504  Y-1.563
N 105 G01  X 96.289  Y-2.018

.....
.....
.....

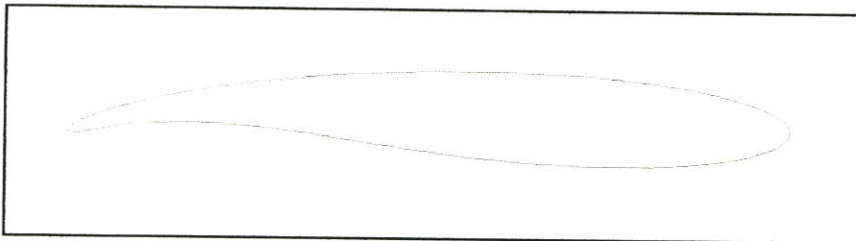
N 195 G01  X 97.483  Y 3.471
N 196 G01  X 98.502  Y 2.885
N 197 G01  X 99.262  Y 2.299
N 198 G01  X 99.761  Y 1.714
N 199 G01  X 100     Y 1.128
N 200 G01  X 100     Y .542
N 201 G01  X 99.717  Y 0

```

#### 4.3.4.2 ตัวอย่างภาพกราฟฟิคที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data

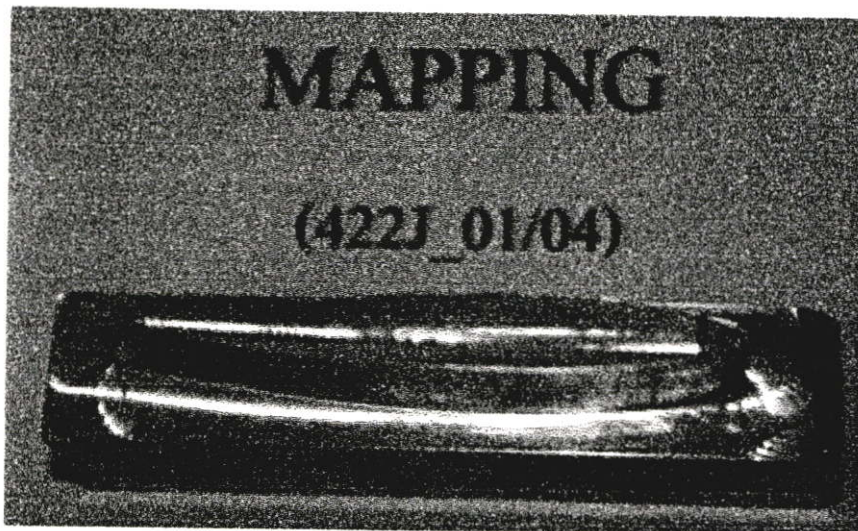


**รูปที่ 4.9** ภาพกราฟฟิคแสดงเส้นทางเดินมีคตัดของชิ้นงานแพนอากาศจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้เทคนิคการคำนวณแบบ Transformation ใน J\_SKI422.BAS โดย  $rz = 1.53$ ,  $h = 0.5$ ,  $k = 0$

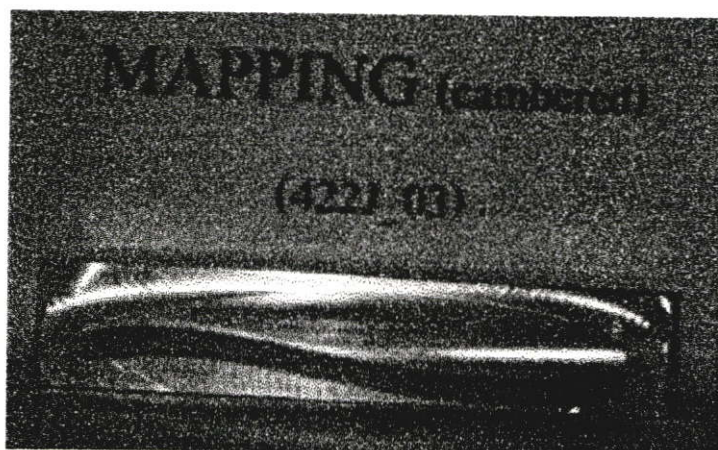


**รูปที่ 4.10** ภาพกราฟฟิคแสดงเส้นทางเดินมีคตัดของชิ้นงานแพนอากาศแบบมีอู้งโค้งจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้การคำนวณแบบ Transformation ใน J\_SKI422.BAS โดย  $rz = 1.53$ ,  $h = 0.5$ ,  $k = 0.5$

#### 4.3.4.4 ตัวอย่างภาพชิ้นงานที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data



รูปที่ 4.11 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้การคำนวณแบบ Transformation ใน J\_SKI422.BAS โดย  $rz = 1.53$ ,  $h = 0.5$ ,  $k = 0$

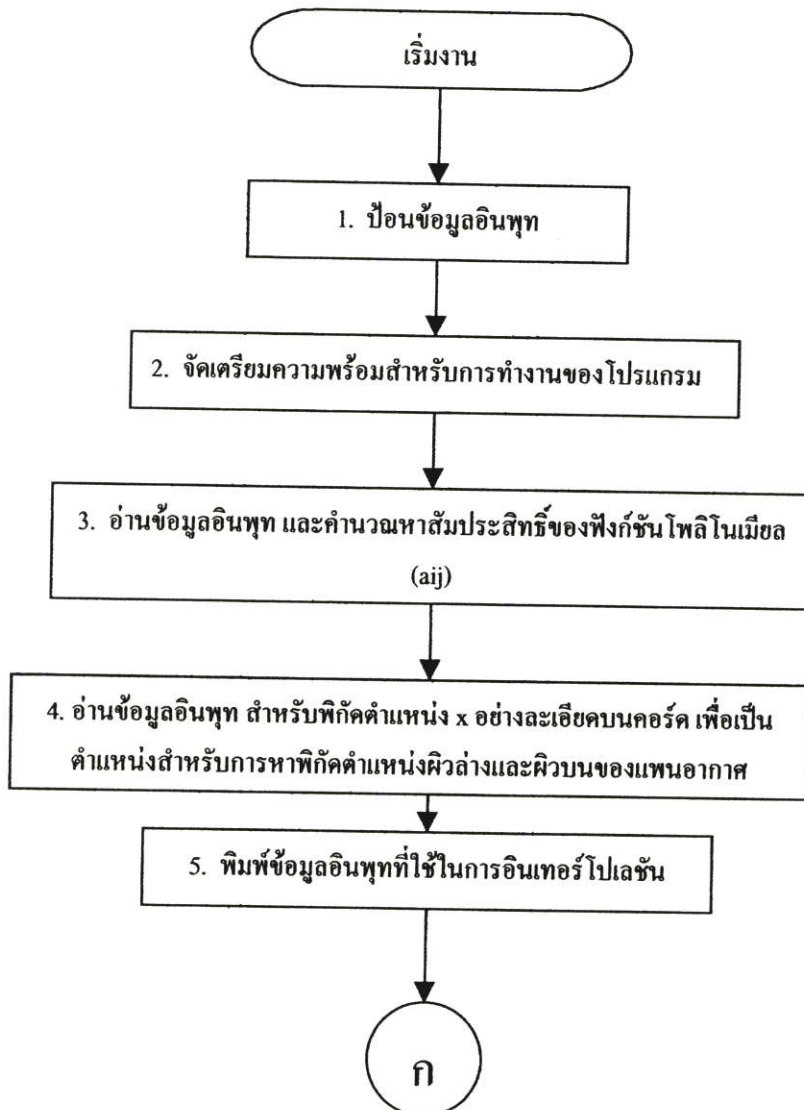


รูปที่ 4.12 แสดงตัวอย่างชิ้นงานแพนอากาศแบบมีอู้งโค้งจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้การคำนวณแบบ Transformation ใน J\_SKI422.BAS โดย  $rz = 1.53$ ,  $h = 0.5$ ,  $k = 0.5$

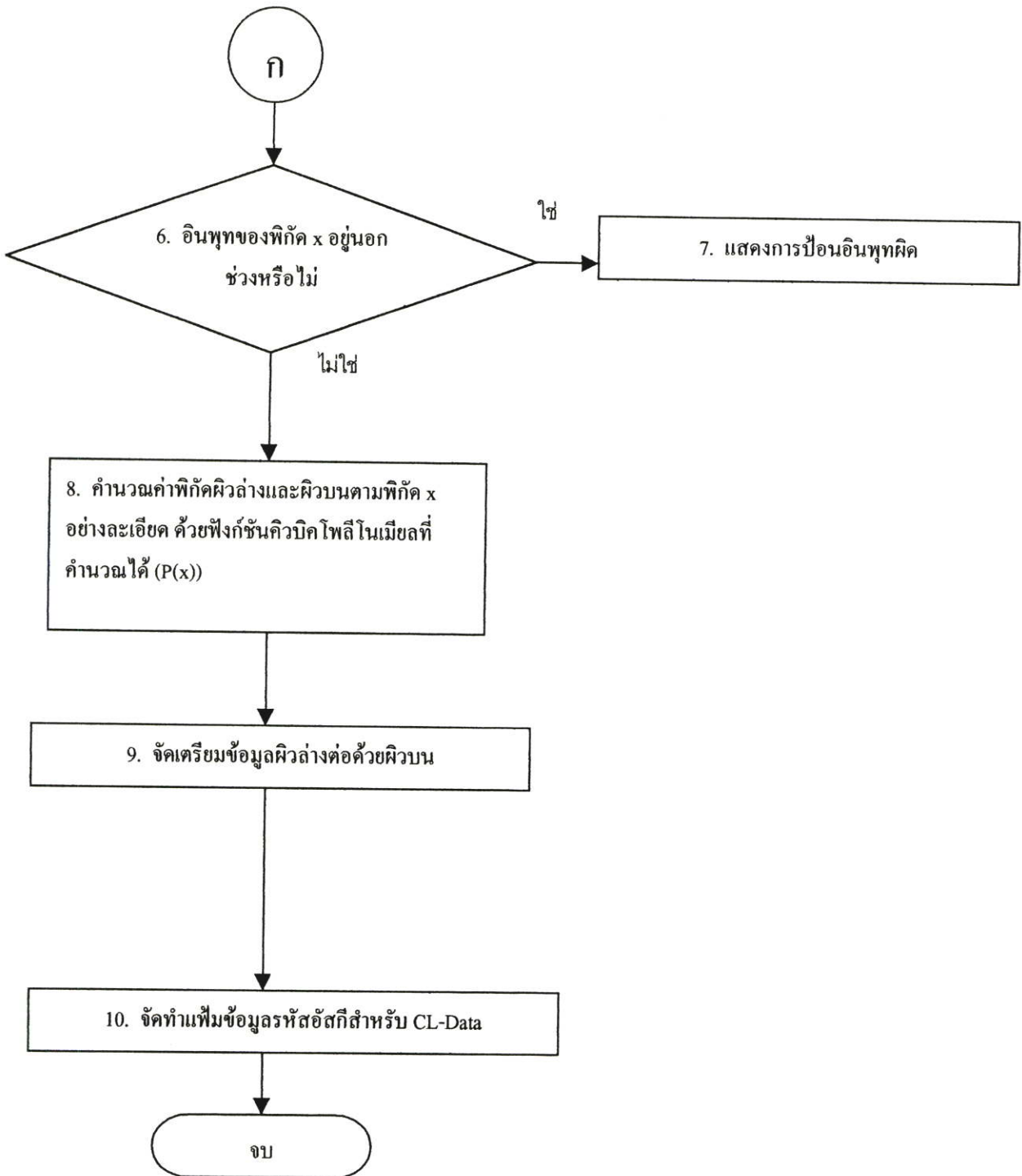
#### 4.4 การสร้างชิ้นงานรูปแผนอากาศจากวิธีคิวบิกสไปลน์อินเทอร์โพลชัน

ในกรณีที่เรามีข้อมูลเฉพาะจุดที่ผิวบนและผิวล่างของแผนอากาศเพียงบางตำแหน่งไม่สามารถทำให้เครื่องจักร CNC เดินมีดตัดได้อย่างกลมกลืน กรณีนี้เราอาจใช้วิธีที่เรียกว่า คิวบิกสไปลน์อินเทอร์โพลชัน (cubic spline interpolation) มาทำการประมาณค่าฟังก์ชันในระหว่างจุดของข้อมูลเหล่านี้ แล้วพิกัดตำแหน่ง  $x$  บนคอร์ดให้ละเอียดขึ้น จากนั้นนำค่าพิกัด  $x$  มาหาพิกัด  $y$  ที่อยู่บนผิวของแผนอากาศด้วยฟังก์ชันโพลีโนเมียลที่หาได้ โดยวิธีนี้จะทำให้ได้รายละเอียดของเส้นทางเดินมีดตัดที่มีลักษณะเรียบและต่อเนื่องที่แต่ละจุดของข้อมูล

##### 4.4.1 บล็อกไดอะแกรม



รูปที่ 4.13 แสดงขั้นตอนการทำงานของ โปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานแผนอากาศด้วยวิธีคิวบิกสไปลน์อินเทอร์โพลชัน



รูปที่ 4.13(ต่อ) แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานแพนอากาศด้วยวิธีควิบิกสไปลน์อินเทอร์โพลชัน

#### 4.4.2 โปรแกรมสร้างเส้นทางเดินรูปแพนอากาศด้วยวิธีคิวบิกสไปล์อินเทอร์โพลชัน

```

100 ' SPLI_c03.BAS
110 ' cubic spline interpolation airfoil
115 INPUT "File Name for Output Data :"; File1$
116 OPEN File1$ FOR OUTPUT AS #1
118 PRINT #1, " "; File1$
119 PRINT #1, " "
120 'DEFDBL A, D, S, W-Y: DEFINT I-N
130 Z$ = "####.### "
140 READ N
145 NNn = 100
150 DIM Tx(N), Ay(N), D(N), A1(N), A2(N), A3(N)
151 DIM TxL(N), AyL(N), TxU(N), AyU(N)
170 PRINT #1, "" from SPLI_c03.BAS"
180 PRINT "* input data *"
182 PRINT " I      t      a"
190 GOSUB 2000: REM ININITIALIZE
200 PRINT #1, " "
210 GOSUB 3000
220 CLOSE #1
230 END

1250 'Cubic Spline Interpolation
1260 J = 2: GOSUB 1500
1270 D(1) = 2 * W1 * Tx(1) + W2: D(2) = 2 * W1 * Tx(2) + W2
1280 FOR J = 3 TO N - 1
1290   GOSUB 1500
1300   D(J) = 2 * W1 * Tx(J) + W2
1310 NEXT J
1320 D(N) = 2 * W1 * Tx(N) + W2
1330 FOR J = 1 TO N - 1
1340   A1(J) = D(J) * (Tx(J + 1) - Tx(J))
1350   A2(J) = 3 * Ay(J + 1) - D(J + 1) * (Tx(J + 1) - Tx(J)) - 3 * Ay(J) - 2 * A1(J)
1360   A3(J) = Ay(J + 1) - Ay(J) - A1(J) - A2(J)

```

```

1370 NEXT J
1380 IF T < Tx(1) OR T >= Tx(N) THEN PRINT : PRINT "* out of range *": END
1390 FOR I = 1 TO N - 1
1400 IF T < Tx(I + 1) THEN 1420
1410 NEXT I
1420 W = (T - Tx(I)) / (Tx(I + 1) - Tx(I))
1430 S = Ay(I) + W * (A1(I) + W * (A2(I) + W * A3(I)))
1440 RETURN
1490 END
1500 '
1510 W2 = (Ay(J) - Ay(J - 1)) / (Tx(J) - Tx(J - 1))
1520 W1 = (Ay(J + 1) - Ay(J)) / (Tx(J + 1) - Tx(J)) - W2
1530 W1 = W1 / (Tx(J + 1) - Tx(J - 1))
1540 W2 = W2 - W1 * (Tx(J) + Tx(J - 1))
1550 RETURN
1560 END

2000 REM Initializing
2010 NACA = 2412: 'INPUT "Input NACA Number"; NACA
2020 NSTATION = 55: 'INPUT "Number of Stations "; NSTATION
2030 Lc = 100: 'INPUT "Length of Chord "; Lc
2040 DIM X(1000), Y(1000)
2042 DIM XL(NSTATION), YL(NSTATION), XU(NSTATION), YU(NSTATION)
2045 DIM XsL(NSTATION), YsL(NSTATION), XsU(NSTATION), YsU(NSTATION)
2050 PRINT #1, " ' Cubic-Spline Interpolation Airfoil"
2052 PRINT "Cubic-Spline Interpolation :(Spli_C03.bas)"
2060 PRINT "NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD ="; Lc
2070 PRINT #1, " ' NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD ="; Lc
2072 PRINT #1, "'* input data *"
2074 PRINT #1, "' I t a"
2080 NDATA = N

2090 DATA 18 : 'Number of lower/upper surface data
2100 'LOWER & UPPER SURFACE INITIAL COORDINATE DATA
2110 DATA 0.000,0, 1.250,-1.65, 2.500,-2.27, 5.000,-3.01, 7.500,-3.46
2112 DATA 10.000,-3.75, 15.000,-4.10, 20.000,-4.23, 25.000,-4.22, 30.000,-4.12

```

```
2114 DATA 40.000,-3.80, 50.000,-3.34, 60.000,-2.76, 70.000,-2.14, 80.000,-1.50
2116 DATA 90.000,-0.82, 95.000,-0.48, 100.000,0

2120 DATA 0.000,0, 1.250,2.15, 2.500,2.99, 5.000,4.13, 7.500,4.96
2122 DATA 10.000,5.63, 15.000,6.61, 20.000,7.26, 25.000,7.67, 30.000,7.88
2124 DATA 40.000,7.80, 50.000,7.24, 60.000,6.36, 70.000,5.18, 80.000,3.75
2126 DATA 90.000,2.08, 95.000,1.14, 100.000,0

2130 'X-VALUE FOR LOWER & UPPER SURFACE STATIONS

2140 DATA 0.0001, 0.100, 0.250, 0.500, 0.750
2141 DATA 1.000, 1.250, 1.500, 2.000, 2.500
2142 DATA 3.000, 4.000, 5.000, 6.000, 7.000
2144 DATA 7.500, 8.000, 9.000, 10.000, 12.500
2146 DATA 15.000, 17.500, 20.000, 22.500, 25.000
2148 DATA 30.000, 35.000, 40.000, 45.000, 50.000
2150 DATA 55.000, 60.000, 65.000, 70.000, 75.000
2152 DATA 77.500, 80.000, 82.500, 85.000, 87.500
2154 DATA 90.000, 91.000, 92.000, 92.500, 93.000
2156 DATA 94.000, 95.000, 96.000, 97.000, 97.500
2158 DATA 98.000, 98.500, 99.000, 99.500, 99.999

2160 DATA 0.0001, 0.100, 0.250, 0.500, 0.750
2161 DATA 1.000, 1.250, 1.500, 2.000, 2.500
2162 DATA 3.000, 4.000, 5.000, 6.000, 7.000
2164 DATA 7.500, 8.000, 9.000, 10.000, 12.500
2166 DATA 15.000, 17.500, 20.000, 22.500, 25.000
2168 DATA 30.000, 35.000, 40.000, 45.000, 50.000
2170 DATA 55.000, 60.000, 65.000, 70.000, 75.000
2172 DATA 77.500, 80.000, 82.500, 85.000, 87.500
2174 DATA 90.000, 91.000, 92.000, 92.500, 93.000
2176 DATA 94.000, 95.000, 96.000, 97.000, 97.500
2178 DATA 98.000, 98.500, 99.000, 99.500, 99.999

2200 FOR I = 1 TO NDATA
2210 READ TxL(I), AyL(I)
2215 NEXT I
```

```
2220 FOR I = 1 TO NDATA
2225  READ TxU(I), AyU(I)
2230 NEXT I

2240 FOR I = 1 TO N
2242  Tx(I) = TxL(I): Ay(I) = AyL(I)
2245 NEXT I
2248 GOSUB 4000
2250 FOR I = 1 TO NSTATION
2260  READ XsL(I)
2270 NEXT I
2280 FOR II = 1 TO NSTATION
2290  T = XsL(II)
2300  GOSUB 1250
2310  XL(II) = T: YL(II) = S
2320 NEXT II

2440 FOR I = 1 TO N
2442  Tx(I) = TxU(I): Ay(I) = AyU(I)
2445 NEXT I
2448 GOSUB 4000
2450 FOR I = 1 TO NSTATION
2460  READ XsU(I)
2470 NEXT I
2480 FOR II = 1 TO NSTATION
2490  T = XsU(II)
2500  GOSUB 1250
2510  XU(II) = T: YU(II) = S
2520 NEXT II

2600 NPOINTS = NSTATION      'NLOWER
2610 SIGN = -1
2620 NSTART = NSTATION + 1
2630 FOR NSURF = 1 TO 2
2640  FOR I = 1 TO NPOINTS
2650    IF SIGN > 0 THEN 2680
2655    NI = NSTART - I
2660    X(NI) = XL(I): Y(NI) = YL(I)
```

```
2670   GOTO 2700
2680   NI = NSTART + I
2690   X(NI) = XU(I); Y(NI) = YU(I)
2700   NEXT I
2705   NPOINTS = NSTATION   'NUPPER
2710   SIGN = 1
2720   NSTART = NSTATION   'NLOWER
2730   NEXT NSURF
2740   NODTOT = 2 * NSTATION   'NLOWER + NUPPER
2750   RETURN
2760   END

3000 'PLOTXY
3010 FOR I = 1 TO NODTOT
3100   NNn = NNn + 1: x1 = X(I): y1 = Y(I)
3110   x2 = x1 * 1000: y2 = y1 * 1000
3120   x3 = INT(x2): y3 = INT(y2)
3130   x4 = x3 / 1000: y4 = y3 / 1000
3140   X = x4: Y = y4
3150   PRINT #1, CHR$(78); NNn, CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89);
      Y
3160 NEXT I
3170 RETURN
3200 END

4000 PRINT "'-----"
4010 PRINT #1, "'-----"
4020 FOR I = 1 TO N
4030   PRINT USING "### "; I; : PRINT USING Z$; Tx(I); Ay(I)
4040   PRINT #1, "' ";
4050   PRINT #1, I, Tx(I), Ay(I)
4060 NEXT I
4070 RETURN
4080 END

-----
```

### 4.4.3 อธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม

ตารางที่ 4.5 ตารางอธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม “SPLI\_c03.BAS”

ไฟล์ชาร์ต	โปรแกรม	คำอธิบาย
#1	140-190 และ 2000-2230	อ่านข้อมูลอินพุต
#2-3	1250-1370	คำนวณค่าสัมประสิทธิ์ $(a_{ij})_{3 \times n}$
#4,6	2240-2270 และ 2440-2470	จัดเตรียมข้อมูลอินพุตพิกัดตำแหน่ง $x$ ที่ต้องการใช้หาค่าผิว (พิกัด $y$ ) ของแพนอากาศ
#5	4000-4060	พิมพ์ข้อมูลอินพุต
#8-9	1390-1430 และ 2280-2320 และ 2480-2520	คำนวณค่า $P(x)$ ; หาค่าพิกัด $x, y$ ที่ผิวของแพนอากาศ
#7	1380	ให้แสดงกรณีที่ป้อนอินพุตผิด
#9	2600-2740	จัดเตรียมข้อมูลผิวล่างด้วยผิวบน
#10	3000-3160	แสดงผลที่เอาท์พุต (พิมพ์ CL-file)

### 4.4.4 ผลลัพธ์การทดสอบการใช้งานของโปรแกรม “SPLI\_c03.BAS”

4.4.4.1 ตัวอย่างโปรแกรมชิ้นงาน NC จาก CL-Data ที่ได้จากการทำงานของโปรแกรมภาษาเบสิก

```
' Sp2412_1.dT
```

```
' from SPLI_c03.BAS
```

```
' Cubic-Spline Interpolation Airfoil
```

```
' NACA Number = 2412    LENGTH OF CHORD = 100
```

'\* input data \*

' I	t	a
' 1	0	0
' 2	1.25	-1.65
' 3	2.5	-2.27
' 4	5	-3.01
' 5	7.5	-3.46
' 6	10	-3.75
' 7	15	-4.1
' 8	20	-4.23
' 9	25	-4.22
' 10	30	-4.12
' 11	40	-3.8
' 12	50	-3.34
' 13	60	-2.76
' 14	70	-2.14
' 15	80	-1.5
' 16	90	-0.82
' 17	95	-0.48
' 18	100	0

' 1	0	0
' 2	1.25	2.15
' 3	2.5	2.99
' 4	5	4.13
' 5	7.5	4.96
' 6	10	5.63
' 7	15	6.61
' 8	20	7.26
' 9	25	7.67
' 10	30	7.88
' 11	40	7.8
' 12	50	7.24
' 13	60	6.36
' 14	70	5.18

' 15	80	3.75
' 16	90	2.08
' 17	95	1.14
' 18	100	0

N 101	G01	X 99.999	Y-.001
N 102	G01	X 99.5	Y-.055
N 103	G01	X 99	Y-.108
N 104	G01	X 98.5	Y-.159
N 105	G01	X 98	Y-.209
N 106	G01	X 97.5	Y-.258
N 107	G01	X 97	Y-.305
N 108	G01	X 96	Y-.396
N 109	G01	X 95	Y-.48
N 110	G01	X 94	Y-.557
.....	....	.....	.....
.....	....	.....	.....
.....	....	.....	.....
N 202	G01	X 95	Y 1.14
N 203	G01	X 96	Y .928
N 204	G01	X 97	Y .708
N 205	G01	X 97.5	Y .594
N 206	G01	X 98	Y .479
N 207	G01	X 98.5	Y .363
N 208	G01	X 99	Y .243
N 209	G01	X 99.5	Y .123
N 210	G01	X 99.999	Y 0

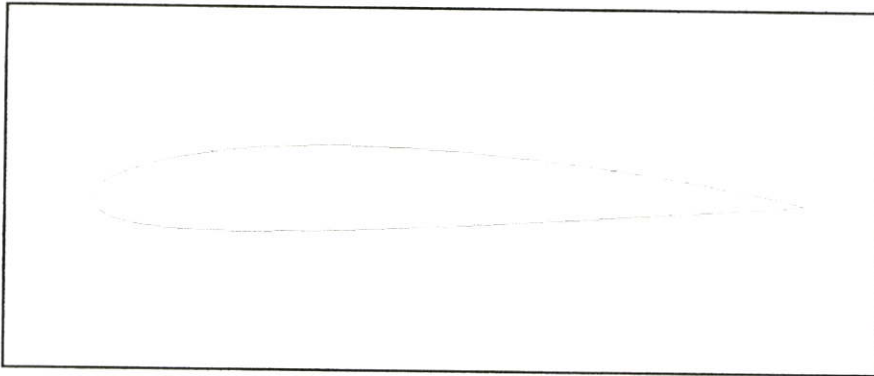
4.4.4.2 การเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน  
**ตารางที่ 4.6** แสดงการเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน  
 แพนอากาศ NACA2412 (ความยาวคอร์ด = 100)

ตำแหน่ง station (x)	ผิวบน (upper surface) ; $y_u$		ผิวล่าง (lower surface) ; $y_l$	
	ค่าที่คำนวณได้	ค่ามาตรฐาน $Y$	ค่าที่คำนวณได้	ค่ามาตรฐาน $Y$
0	0	0	-0.001	0
0.5	1.017	-	-0.784	-
1.25	2.15	2.15	-1.65	-1.65
2.5	2.99	2.99	-2.27	-2.27
5.0	4.13	4.13	-3.01	-3.01
7.5	4.96	4.96	-3.46	-3.46
10	5.63	5.63	-3.75	-3.75
15	6.61	6.61	-4.10	-4.10
20	7.26	7.26	-4.23	-4.23
25	7.67	7.67	-4.22	-4.22
30	7.88	7.88	-4.12	-4.12
40	7.80	7.80	-3.80	-3.80
50	7.24	7.24	-3.34	-3.34
60	6.36	6.36	-2.76	-2.76
70	5.18	5.18	-2.14	-2.14
80	3.75	3.75	-1.50	-1.50
90	2.08	2.08	-0.82	-0.82
95	1.14	1.14	-0.48	-0.48
100	0	0	-0.001	0

$Y$  ที่มา : Abbott, Ira H., and von Doenhoff, Albert E., 1958. *Theory of Wing Sections (including a summary of airfoil data)*, Dover Publications, New York, U.S.A. หน้า 410

จะเห็นว่าค่าที่คำนวณและค่ามาตรฐานจะมีค่าที่เท่ากันทุกประการ เนื่องจากเป็นจุดครึ่ง สำหรับอินเทอร์โพลชันแบบคิวบิกสไปไลน์ ยกเว้นที่จุดปลายของผิวบนและผิวล่างซึ่งเป็นจุดปลายของคอนทัวร์ ซึ่งเป็นจุดอ่อนของวิธีการอินเทอร์โพลชันแบบนี้ที่จะต้องพึงสังวรไว้เสมอ

#### 4.4.4.3 ตัวอย่างภาพกราฟฟิกที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data

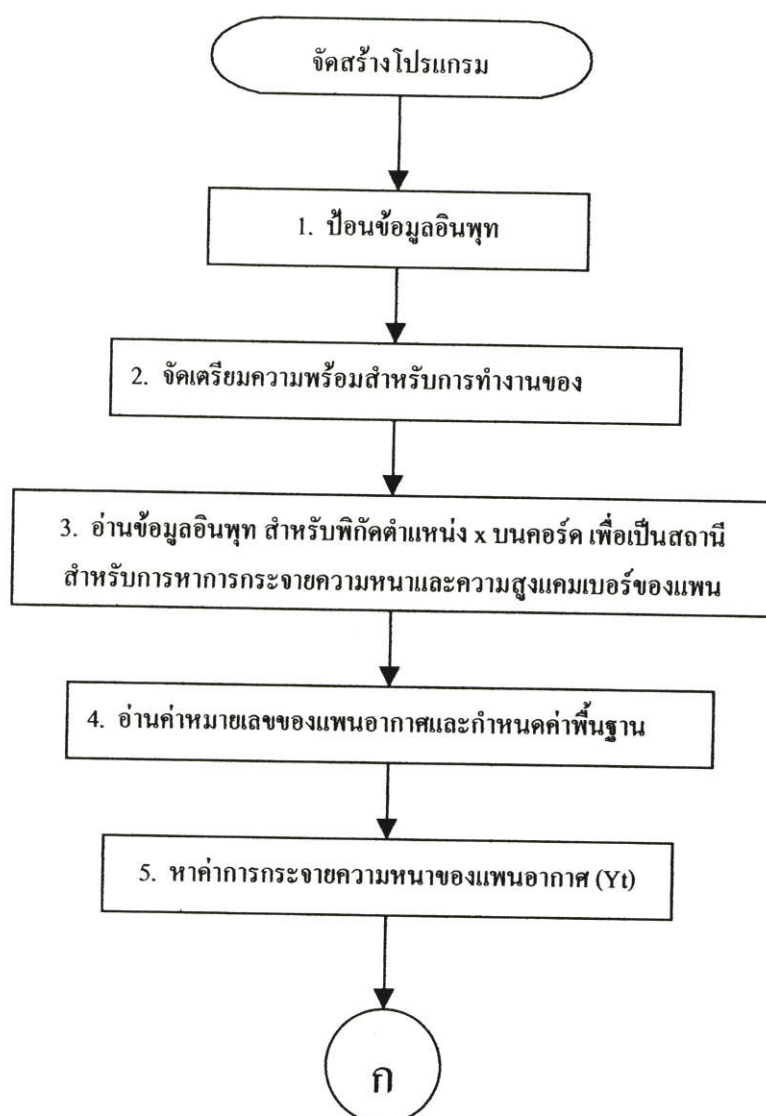


**รูปที่ 4.14** แสดงตัวอย่างภาพกราฟฟิกชิ้นงานแพนอากาศจาก CL-Data ของโปรแกรมที่ใช้การคำนวณด้วยวิธีคิวบิกสไปไลน์อินเทอร์โพลชัน ใน SPLI\_c03.BAS

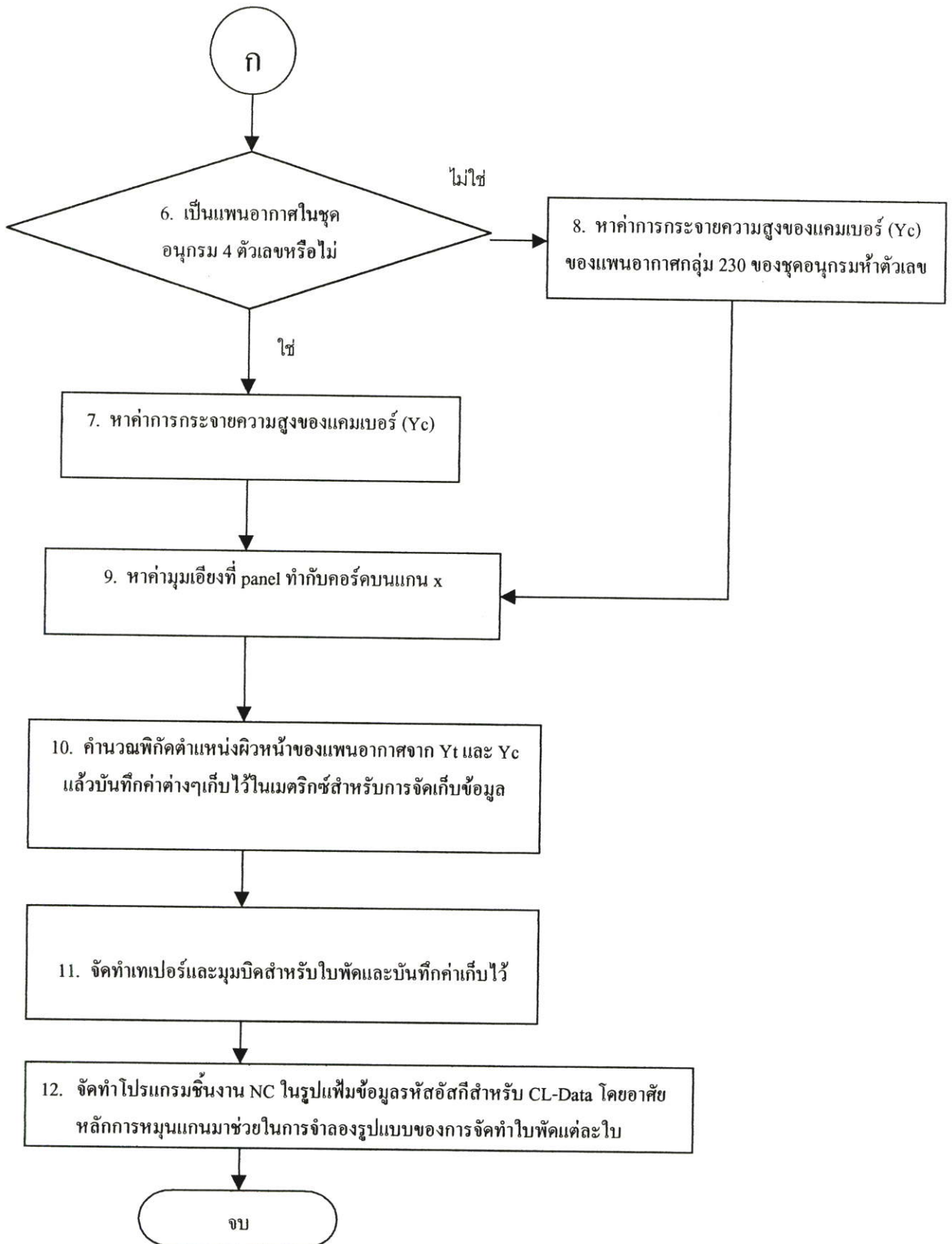
#### 4.5 การตัดแปลงชิ้นงานรูปแพนอากาศและการประยุกต์ใช้ชิ้นงานรูปแพนอากาศในการทำใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง

ปกติแล้วแพนอากาศสำหรับทำใบพัดมักจะใช้แพนอากาศชุดอนุกรม C (C-Series) หรือชุดอนุกรม F (F-Series) หรือเป็นส่วนโค้งของวงกลมมาประกบกัน กล่าวคือมักจะเป็นประเภทที่มีขอบนำค่อนข้างแหลม แต่ในที่นี้ได้้นำหน้าตัดแพนอากาศ NACA2412 มาใช้ในการศึกษาเพื่อให้เห็นความต่อเนื่องในการตัดแปลงโปรแกรม โดยให้สามารถเปรียบเทียบกับโปรแกรมการทำชิ้นงานรูปแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลขและห้าตัวเลข

##### 4.5.1 บล็อกไดอะแกรมของการจัดทำโปรแกรม



รูปที่ 4.15 แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง บนเครื่องจักร CNC



รูปที่ 4.15(ต่อ) แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง บนเครื่องจักร CNC

#### 4.5.2 โปรแกรมภาษาเบสิกสำหรับแสดงการประยุกต์ใช้งานรูปแผนอากาศในการทำใบ พัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง

```

10 'REM NAC1A145.BAS
15 INPUT "File Name for Output Cl-file Data"; File1$
20 NACA = 2412: 'INPUT "Input NACA Number"; NACA
30 NSTATION = 55: 'INPUT "Number of Stations "; NSTATION
60 HLC = 40: 'INPUT "Length of Chord at Hub Radius "; HLC
65 TLC = 40: 'INPUT "Length of Chord at Tip Radius "; TLC
70 ZT = 25: 'INPUT "Span ="; ZT
72 'INPUT "Taper Half Angle ="; GAMMA
74 Hpitch = -45: 'INPUT "Hub Pitch Angle "; Hpitch
76 Tpitch = -45: 'INPUT "Tip Pitch Angle "; Tpitch
80 DIM X(300), Y(300), XX(300), YY(300), ZZ(300)
83 DIM xxk(1000), yyk(1000), xxk1(1000), yyk1(1000)
85 DIM SUPPER(200), SLOWER(200), u1(500), v1(500)
90 NN = 100: NNk = 0: NNk1 = 0: pi = 3.141592658#
92 OPEN File1$ FOR OUTPUT AS #1
94 PRINT #1, " "; File1$
95 PRINT #1, " " from NAC1A145.BAS : for NACA 2412 "
100 PRINT "NAC1A145.BAS"
'105 LPRINT "NAC1A145.BAS"
110 PRINT "NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD (hub) ="; HLC, "(tip) ="; TLC
'115 LPRINT "NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD (hub) ="; HLC, "(tip) ="; TLC
117 PRINT #1, " " NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD (hub) ="; HLC, "(tip) ="; TLC
118 PRINT #1, " " Span ="; ZT, "Hub pitch = "; Hpitch, "Tip pitch = "; Tpitch
120 Lc = 100: RRo = 75
130 'LOWER & UPPER SURFACE STATIONS
140 DATA 100.000, 99.500, 99.000, 98.500, 98.000
142 DATA 97.500, 97.000, 96.000, 95.000, 94.000
144 DATA 93.000, 92.500, 92.000, 91.000, 90.000
146 DATA 87.500, 85.000, 82.500, 80.000, 77.500
148 DATA 75.000, 70.000, 65.000, 60.000, 55.000
150 DATA 50.000, 45.000, 40.000, 35.000, 30.000

```

```

152 DATA 25.000, 22.500, 20.000, 17.500, 15.000
154 DATA 12.500, 10.000, 9.000, 8.000, 7.500
156 DATA 7.000, 6.000, 5.000, 4.000, 3.000
158 DATA 2.500, 2.000, 1.500, 1.250, 1.000
159 DATA 0.750, 0.500, 0.250, 0.100, 0.000

160 DATA 0.000, 0.100, 0.250, 0.500, 0.750
161 DATA 1.000, 1.250, 1.500, 2.000, 2.500
162 DATA 3.000, 4.000, 5.000, 6.000, 7.000
164 DATA 7.500, 8.000, 9.000, 10.000, 12.500
166 DATA 15.000, 17.500, 20.000, 22.500, 25.000
168 DATA 30.000, 35.000, 40.000, 45.000, 50.000
170 DATA 55.000, 60.000, 65.000, 70.000, 75.000
172 DATA 77.500, 80.000, 82.500, 85.000, 87.500
174 DATA 90.000, 91.000, 92.000, 92.500, 93.000
176 DATA 94.000, 95.000, 96.000, 97.000, 97.500
178 DATA 98.000, 98.500, 99.000, 99.500, 100.000
189 'u1(1) = 40 + HLc: v1(1) = 0: X(1) = u1(1): Y(1) = v1(1)
190 RT = (2 * NSTATION)
192 R2 = NSTATION
200 FOR I = 1 TO RT
210 READ ST0
220 ST1 = ST0 / Lc
222 IF I > R2 THEN 235
230 SLOWER(I) = ST1: GOTO 240
235 J = I - R2
237 SUPPER(J) = ST1
240 NEXT I

380 NPOINTS = NSTATION      'NLOWER
390 SIGN = -1
400 NSTART = 0
410 FOR NSURF = 1 TO 2
420 FOR N = 1 TO NPOINTS
430 IF SIGN > 0 THEN 460
440 L = SLOWER(N)

```

```

450   GOTO 470
460   L = SUPPER(N)
470   I = NSTART + N
480   GOSUB 1000   'BODY
490   NEXT N
500   NPOINTS = NSTATION   'NUPPER
510   SIGN = 1
520   NSTART = NSTATION   'NLOWER
530   NEXT NSURF
540   NODTOT = (2 * NSTATION)   'NLOWER + NUPPER
550   X(NODTOT + 1) = X(1): u1(NODTOT + 1) = u1(1)
560   Y(NODTOT + 1) = Y(1): v1(NODTOT + 1) = v1(1)

580 'GOSUB 3000
590 PRINT "M= "; M, : PRINT "P= "; P, : PRINT "T= "; T
'595 LPRINT "M= "; M, : LPRINT "P= "; P, : LPRINT "T= "; T
600 GOSUB 6000
610 GOSUB 7000
700 CLOSE #1
800 END

1000 'BODY
1010 z0 = L
1020 GOSUB 2000   'NACA4DIGIT
1030 xtmax = P * Lc: ytmax = M * Lc
1040 X(I) = Lc * z0 - SIGN * Yt * SIN(THETA)
1050 Y(I) = Lc * Yc + SIGN * Yt * COS(THETA)
1051 '---->Do not change Line Number
1053 scale1 = HLc / Lc
1055 u1(I) = scale1 * (X(I)): v1(I) = scale1 * (Y(I))
1057 '---->
1060 RETURN
1070 END

2000 'NACA4DIGIT
2010 IEPS = NACA / 1000

```

```

2020 IEPS1 = INT(IEPS)
2030 M = IEPS1 * .01      'Maximum Camber Height (Yc_max)
2040 PT1 = IEPS - IEPS1
2050 PT2 = PT1 * 10
2060 IPTMAX = INT(PT2)
2070 P = IPTMAX * .1      'Chordwise Position of Maximum Camber
2080 T1 = NACA / 100: 'PT2 - IPTMAX      'Maximum Thickness
2090 T2 = INT(T1)
2100 T = T1 - T2      'T=MAX. THICKNESS / CHORD
2110 rI = 1.019 * (T ^ 2)'rI = Leading edge radius

2310 IF z0 < -1E-10 GOTO 2400
2320 Yt1 = (10 * T * Lc) * (.2969 * SQR(z0) - (.126 * z0) - (.3516 * (z0 ^ 2)) + (.2843 * (z0 ^ 3)) - (.1015
      * (z0 ^ 4)))
2340 Yt = Yt1 / 2
2400 IF M = 0 THEN 2700
2410 IF z0 > P THEN 2500
2420 Yc = (M / (P ^ 2)) * (2 * P * z0 - (z0 ^ 2))
2430 DYcDX = 2 * (M / (P ^ 2)) * (P - z0)
2440 GOTO 2600
2500 Yc = (M / ((1 - P) ^ 2)) * ((1 + z0 - 2 * P) * (1 - z0))
2510 DYcDX = 2 * (M / ((1 - P) ^ 2)) * (P - z0)
2520 'IF z0 >= 1 THEN 4000
2600 THETA = ATN(DYcDX)
2610 IF z0 < rI THEN 5000
2690 RETURN
2700 Yc = 0
2710 THETA = 0
2720 RETURN
2730 END

3000 'PLOTXY
3005 NN = 100
3010 FOR I = 1 TO NODTOT + 1
3100  NN = NN + 1: X1 = u1(I): Y1 = v1(I)
3110  X2 = X1 * 1000: Y2 = Y1 * 1000

```

```

3120  X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
3130  X4 = X3 / 1000: Y4 = Y3 / 1000
3140  X = X4: Y = Y4
3150  PRINT #1, CHR$(78); NN, CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y
3160  NEXT I
3170  NN = NN + 1: X1 = X(NODTOT + 1): Y1 = Y(NODTOT + 1)
3180  X2 = X1 * 1000: Y2 = Y1 * 1000
3190  X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
3200  X4 = X3 / 1000: Y4 = Y3 / 1000
3210  X = X4: Y = Y4
3220  PRINT #1, CHR$(78); NN, CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y
3230  RETURN
3250  END

5000 'LEADING EDGE RADIUS
5010  Xi1 = z0
5020  THETA2 = 2 * THETA: THETAi = 180 - THETA2
5030  Yi1 = r1 * SIN(THETAi)
5040  Yi = Yc + (SIGN * Yi1)
5050  X(I) = Lc * Xi1: Y(I) = Lc * Yi
5060  GOTO 1051

6000 'TAPER & SKEW
'6005  'rough cut:-
6010  Pitch = Hpitch: 'delZ = 25
6050  FOR I = 1 TO (NODTOT + 1)
6060    X1 = 3 * u1(I): Y1 = 3 * v1(I)
6070    Alpha = Pitch * (pi / 180)
6080    us = X1: vs = Y1
6090    Uus = us * COS(Alpha) - vs * SIN(Alpha)
6100    Vvs = us * SIN(Alpha) + vs * COS(Alpha)
6110    X2 = Uus * 1000: Y2 = Vvs * 1000
6120    X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
'6125  '---->R
6130    X = (X3 / 1000) + 30.2: Y = Y3 / 1000
6140    NN = NN + 1

```

```

6155   NNk1 = NNk1 + 1: xxk1(NNk1) = X: yyk1(NNk1) = Y
6160   NEXT I
'6165   PRINT #1, " '-----"
'6170   NEXT j
6180   PRINT #1, " '====="

6410   Pitch1 = Tpitch: 'delZ = 12.5
6540   FOR I = 1 TO (NODTOT + 1)
6550     X11 = u1(I)
6551     'X1 = X11 * SCALE
6552     Y11 = v1(I)
6553     'Y1 = Y11 * SCALE

6600   '=====*** SKEWNESS (Pitch Angle) ***=====
6615     Alpha = Pitch * (pi / 180)
6640     us = X11: vs = Y11

6650     Uus = us * COS(Alpha) - vs * SIN(Alpha)
6660     Vvs = us * SIN(Alpha) + vs * COS(Alpha)

'6670     XX(I) = Uus + Rrm: YY(I) = Vvs
'6680     Uur = XX(I) * COS(Gamma) - YY(I) * SIN(Gamma)
'6690     Vvr = XX(I) * SIN(Gamma) + YY(I) * COS(Gamma)

6800     X2 = Uus * 1000: Y2 = Vvs * 1000
6810     X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
6820     X = X3 / 1000: Y = Y3 / 1000
'6830     NN = NN + 1
'6840     PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y,
        CHR$(90); z
'6843     IF j > 0 THEN 6850
'6844   '-----> R
6845     NNk = NNk + 1: xxk(NNk) = X + 30.2: yyk(NNk) = Y
6850     NEXT I
'6860     PRINT #1, " '-----"
'6890   NEXT j
'6900   PRINT #1, " '====="
6910   RETURN
6920   END

```

```

7000 '====*** Radial Blade ***=====
7015 Beta = 45 * (pi / 180)
7020 FOR k = 0 TO 7
7030   Beta1 = k * Beta
7040     FOR I = NNk1 TO 1 STEP -1
7045       us1 = xxk1(I): vs1 = yyk1(I)
7150       Uus1 = us1 * COS(Beta1) - vs1 * SIN(Beta1)
7160       Vvs1 = us1 * SIN(Beta1) + vs1 * COS(Beta1)
7170       X2 = Uus1 * 1000: Y2 = Vvs1 * 1000
7180       X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
7190       X = X3 / 1000: Y = Y3 / 1000
7192       XXi = X ^ 2: YYi = Y ^ 2: RR2 = RRo ^ 2
7194       RR1 = XXi + YYi
7196       IF RR2 - RR1 < 0 THEN 7220
7200       NN = NN + 1
7210       PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y
7220     NEXT I
7235   FOR J = (NODTOT + 1) TO 1 STEP -1
7240     us = xxk(J): vs = yyk(J)
7250     Uus = us * COS(Beta1) - vs * SIN(Beta1)
7260     Vvs = us * SIN(Beta1) + vs * COS(Beta1)
7270     X2 = Uus * 1000: Y2 = Vvs * 1000
7280     X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
7290     X = X3 / 1000: Y = Y3 / 1000
7300     NN = NN + 1
7310     PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y
7320   NEXT J
7340 NEXT k
7350 PRINT #1, "=====
7360 RETURN
7370 END

```

---

## 4.5.3 อธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม

ตารางที่ 4.7 ตารางอธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม “ NACIAI45.BAS “

ไฟล์ชาร์ต	โปรแกรม	คำอธิบาย
#1	15-76, 120-178	ใส่ข้อมูลอินพุต
#2	80-118	จัดเตรียมความพร้อมสำหรับการทำงานของโปรแกรม
#3	190-240	อ่านข้อมูลอินพุตสำหรับพิกัดตำแหน่ง x บนคอร์ดเพื่อเป็น สถานีสำหรับการหาค่าการกระจายความหนาและความสูง แคมเบอร์ของแพนอากาศ
#4	2000-2110	อ่านค่าหมายเลขของแพนอากาศและกำหนดค่าพื้นฐาน
#5	2310-2340	หาค่าการกระจายความหนาของแพนอากาศ ( $Y_t$ )
#6	2400-2410	ตรวจสอบว่าเป็นชุดอนุกรมที่ตัวเลขหรือไม่
#7	2420-2440	หาค่าการกระจายความสูงแคมเบอร์ของแพนอากาศ ( $Y_c$ )
#8	2500-2520	หาค่าการกระจายความสูงแคมเบอร์ ( $Y_c$ ) ของชุดอนุกรมห้าตัว เลข กลุ่ม 230
#9	2600-2720	หาค่ามุมเอียงของ panel เทียบกับคอร์คบนแกน x
#10	380-560 และ 1000-1060	คำนวณพิกัดตำแหน่งผิวหน้าของแพนอากาศจาก $Y_t$ และ $Y_c$ จากผิวล่างที่ขอบตามไปยังขอบนำ และต่อด้วยผิวบนจากขอบ นำไปสิ้นสุดที่ขอบตาม แล้วบันทึกค่าต่างๆเก็บไว้ใน เมตริกซ์สำหรับการจัดเก็บข้อมูล
#11	6000-6910	ดัดแปลงรูปทรงของแพนอากาศด้วยการทำเทเปอร์(เทียบเท่า กับการทำ scaling ในงานทางด้านคอมพิวเตอร์กราฟฟิก) และ/หรือ การทำมุมบิด (skewness) แล้วบันทึกค่าต่างๆเก็บไว้ใน เมตริกซ์สำหรับการจัดเก็บข้อมูล
#12	7000-7360	ประยุกต์ใช้รูปแพนอากาศ โดยวางเรียงเป็นใบพัดแบบแรง เหวี่ยงหนีศูนย์กลางโดยใช้หลักการหมุนแกน (rotation ในงาน คอมพิวเตอร์กราฟฟิก) มาช่วย แล้วจัดทำเป็นแฟ้มข้อมูลรหัส อัสกีของ CL-File ออกมา

โปรแกรมนี้นี้ แสดงให้เห็นว่าสามารถนำโปรแกรมมาช่วยจัดรูปแบบการทำ scaling และ rotation ของงานทางด้านคอมพิวเตอร์กราฟฟิกได้

#### 4.4.4 ผลลัพธ์การทดสอบการใช้งานของโปรแกรม “NACIA145.BAS”

4.4.4.1 ตัวอย่างโปรแกรมชิ้นงาน NC จาก CL-Data ที่ได้จากการทำงานของโปรแกรมภาษาเบสิก

```
' la145_f6.dat
' from NACIA145.BAS : for NACA 2412
' NACA Number = 2412   LENGTH OF CHORD (hub)= 40 (tip) = 40
' Span = 25 Hub pitch = -45   Tip pitch = -45
```

```
=====
N 212 G01  X 74.83  Y-31.79
N 213 G01  X 70.762 Y-27.321
N 214 G01  X 66.553 Y-22.918
N 215 G01  X 62.21  Y-18.647
N 216 G01  X 57.72  Y-14.529
N 217 G01  X 55.414 Y-12.535
N 218 G01  X 53.062 Y-10.593

.....
.....
.....
.....
.....

N 1561 G01 X 21.103  Y-58.53
N 1562 G01 X 21.131  Y-58.933
N 1563 G01 X 21.159  Y-59.335
N 1564 G01 X 21.187  Y-59.738
N 1565 G01 X 21.216  Y-60.142
N 1566 G01 X 21.23   Y-60.343
N 1567 G01 X 21.245  Y-60.544
N 1568 G01 X 21.259  Y-60.747
N 1569 G01 X 21.274  Y-60.948
N 1570 G01 X 21.288  Y-61.15
N 1571 G01 X 21.303  Y-61.352

=====
```

#### 4.4.4.2 การเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน

ตารางที่ 4.8 แสดงการเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน

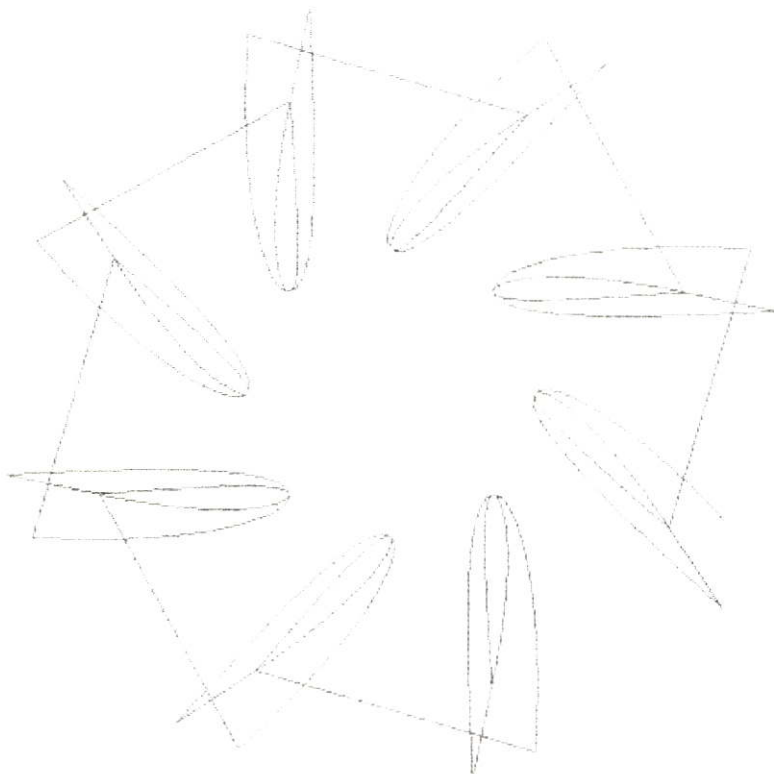
แพนอากาศ NACA2412 (ความยาวคอร์ด = 100)

ตำแหน่ง station (x)	ผิวบน (upper surface) ; $y_u$		ผิวล่าง (lower surface) ; $y_l$	
	ค่าที่คำนวณได้ <sup>1</sup>	ค่ามาตรฐาน <sup>2</sup>	ค่าที่คำนวณได้ <sup>1</sup>	ค่ามาตรฐาน <sup>2</sup>
0	0.001	0	-0.001	0
0.5	1.427	-	-1.044	-
1.25	2.159	2.15	-1.652	-1.65
2.5	2.986	2.99	-2.269	-2.27
5.0	4.130	4.13	-3.006	-3.01
7.5	4.967	4.96	-3.459	-3.46
10	5.629	5.63	-3.761	-3.75
15	6.607	6.61	-4.103	-4.10
20	7.260	7.26	-4.228	-4.23
25	7.669	7.67	-4.221	-4.22
30	7.878	7.88	-4.129	-4.12
40	7.803	7.80	-3.804	-3.80
50	7.242	7.24	-3.347	-3.34
60	6.350	6.36	-2.779	-2.76
70	5.177	5.18	-2.155	-2.14
80	3.749	3.75	-1.502	-1.50
90	2.071	2.08	-0.829	-0.82
95	1.134	1.14	-0.483	-0.48
100	(0.129)	0	(-0.126)	0

<sup>1</sup> ปรับปรุงโดยอินเทอร์โพลेटมาจากค่าคำนวณด้วยวิธีคิวบิกสไปลน์ ที่มุมปะทะของคอร์ดเป็นศูนย์

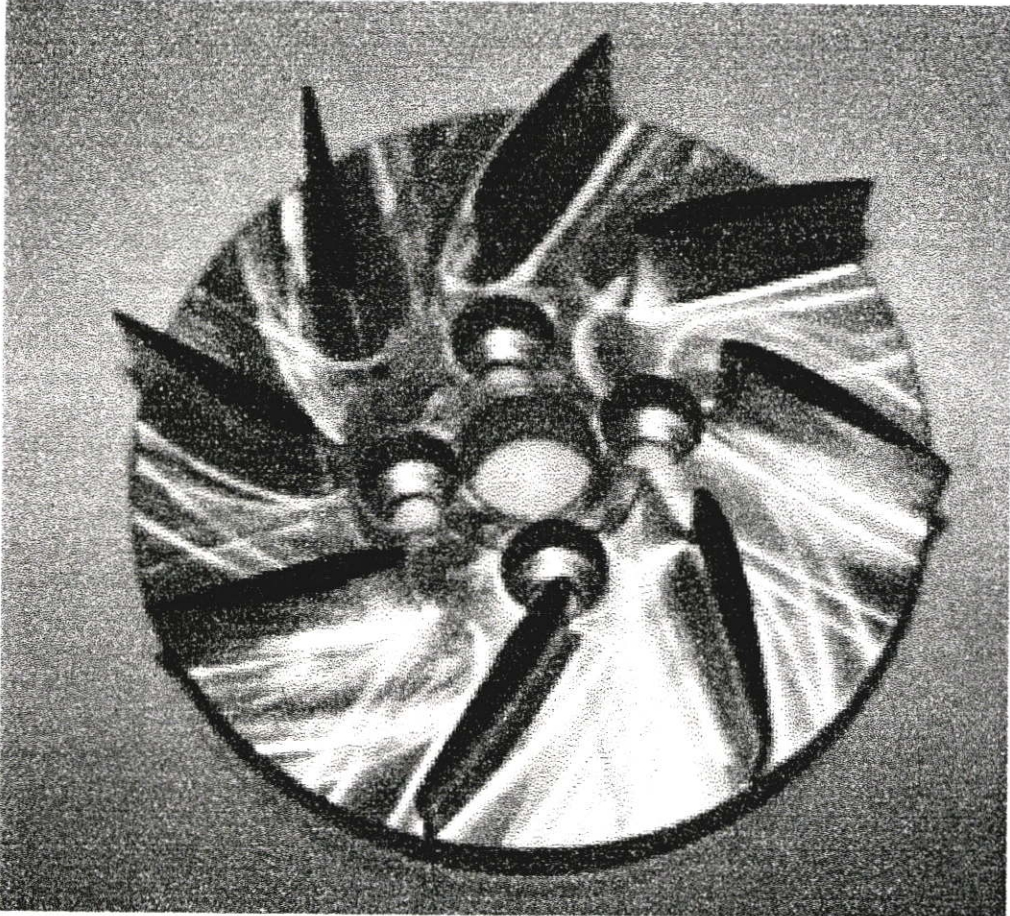
<sup>2</sup> ที่มา: Abbott, Ira H., and von Doenhoff, Albert E., 1958. *Theory of Wing Sections (including a summary of airfoil data)*, Dover Publications, New York, U.S.A. หน้า 410

#### 4.4.4.3 ตัวอย่างภาพกราฟฟิคที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data



**รูปที่ 4.16** ภาพกราฟฟิคด้านบน (ระนาบ XY) แสดงเส้นทางเดินมีคัตของใบพัดชนิดแรงเหวี่ยง  
หนีศูนย์กลางที่สร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างงานรูปแผนอากาศที่มีโปรแกรมย่อย  
(sub-routine) สำหรับการหมุนแกน ใน NAC1A145.BAS

#### 4.4.4.4 ตัวอย่างภาพชิ้นงานที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data



รูปที่ 4.17 ใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางที่สร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศ  
ที่มีโปรแกรมย่อย (sub-routine) สำหรับการหมุนแกน ใน NAC1A145.BAS

#### 4.5.5 ผลการประยุกต์กรรมวิธีทางคอมพิวเตอร์กราฟิกมาใช้ในการตัดแปลงชิ้นงานรูป แพนอากาศ

การนำกรรมวิธีทางคอมพิวเตอร์กราฟิกมาตัดแปลงรูปทรงของแพนอากาศในที่นี้ จะศึกษาด้วยการทำเทเปอร์(เทียบเท่ากับการทำ scaling ในงานทางด้านคอมพิวเตอร์กราฟิก) และ/หรือ การทำมุมบิด (skewness) โดยนำค่าข้อมูลของรูปทรงมาตรฐานตามปกติที่หาได้มาผ่านกระบวนการต่างๆตามต้องการ แล้วบันทึกค่าข้อมูลที่ผ่านมาผ่านกระบวนการต่างๆเหล่านี้แล้วเก็บไว้ในเมตริกซ์สำหรับการจัดเก็บข้อมูลต่างหาก หรือพิมพ์ออกมาจัดเก็บเป็นแฟ้มข้อมูลเส้นทางเดินมีดตัด ตัวอย่างการตัดแปลงทำเทเปอร์หรือ scaling จากโปรแกรม NAC1A145.BAS ทำได้โดยการปรับปรุง sub-routine ที่ 6000 ดังนี้

```

6000 *TAPER & SKEW
6005 'rough cut:-
6010 Pitch = Hpitch: delZ = 25
6020 NZ = ZT / delZ: Xac = Hlc / 4: Xc = 0
6030 FOR j = 0 TO NZ
'6040 z = 0: '(J * delZ)
6050 FOR I = 1 TO (NODTOT + 1)
6060 X1 = 1.1 * (u1(I) - Xc): Y1 = 1.4 * v1(I)
6070 Alpha = Pitch * (pi / 180)
6080 us = X1: vs = Y1
6090 Uus = us * COS(Alpha) - vs * SIN(Alpha)
6100 Vvs = us * SIN(Alpha) + vs * COS(Alpha)
6110 X2 = Uus * 1000: Y2 = Vvs * 1000
6120 X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
'6125 '---->R
6130 X = (X3 / 1000): Y = Y3 / 1000: '(X_old=(X3/1000)+30.2)
6140 NN = NN + 1
6150 PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y
6153 IF j > 0 THEN 6160
6155 NNk1 = NNk1 + 1: xxk1(NNk1) = X: yyk1(NNk1) = Y
6160 NEXT I
6165 PRINT #1, " '-----"
6170 NEXT j
6180 PRINT #1, " '=====
```

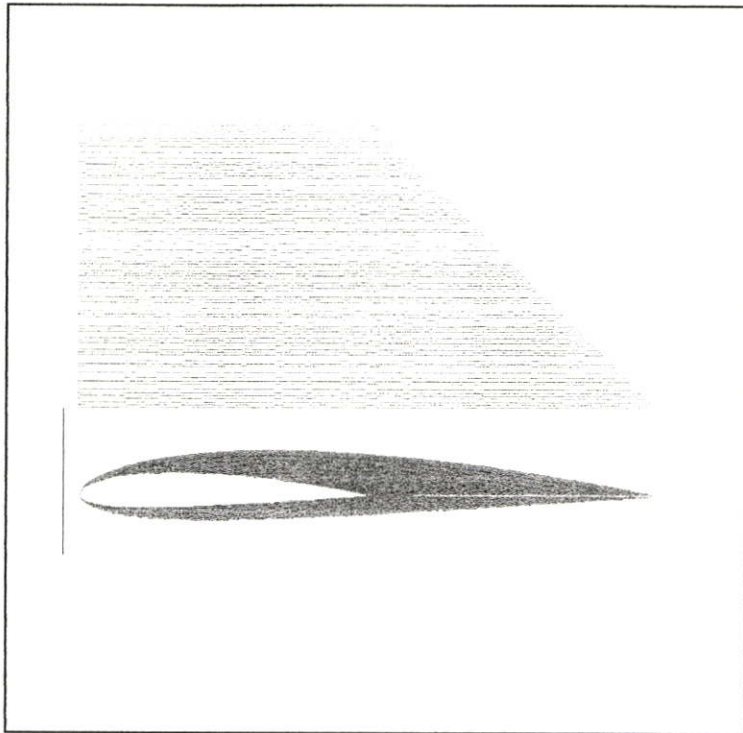
```

6400 '=====*** TAPER or SCALING ***=====
6410 Pitch1 = Tpitch: delZ = 1
6420 NZ = ZT / delZ
6430 dPitch = (Hpitch - Tpitch) / NZ
6440 SC0 = TLc / Hlc
6500 FOR j = 0 TO NZ
6510   z = -(j * delZ): Pitch = Pitch1 + (j * dPitch)
6520   SC = ZT - (-z): SC1 = SC / ZT
6530   SC2 = SC1 * (1 - SC0): SC3 = (1 - SC2): SCALE = SC3
6540   FOR I = 1 TO (NODTOT + 1)
6550     X11 = u1(I) - Xc
6551     X1 = X11 * SCALE
6552     Y11 = v1(I)
6553     Y1 = Y11 * SCALE

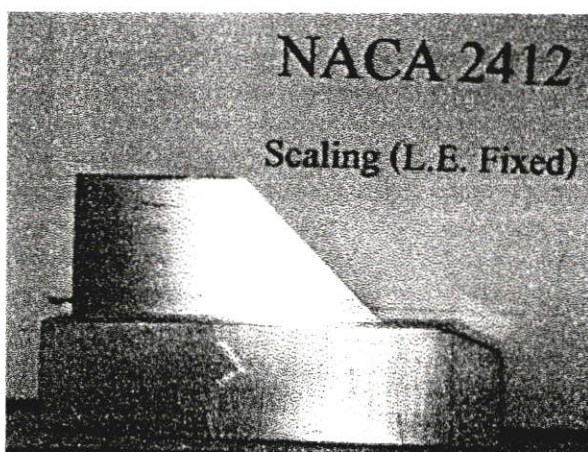
6600 '=====*** SKEWNESS (Pitch Angle) ***=====
6615   Alpha = Pitch * (pi / 180)
6640     us = X1: vs = Y1

```

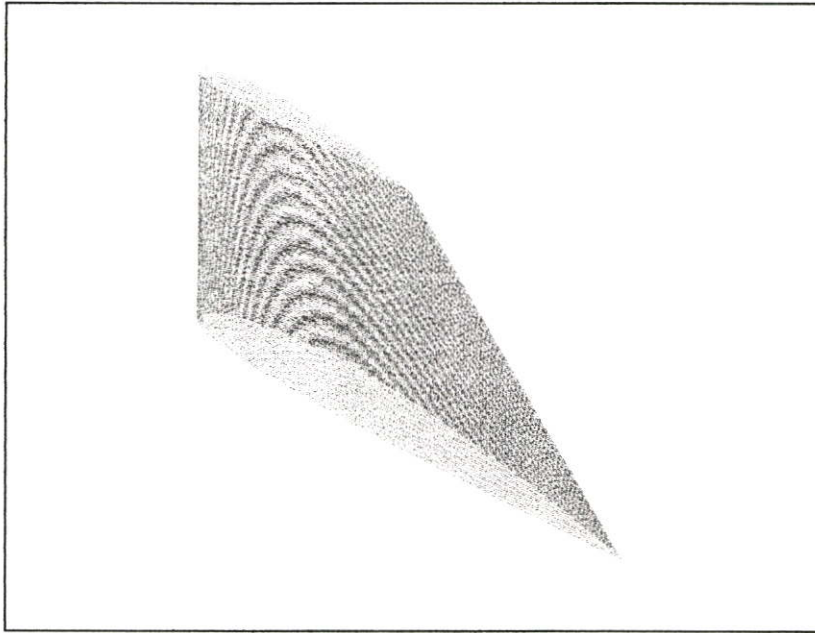
ค่า SC0 ในบรรทัดที่ 6440 เป็นอัตราส่วนการย่อ/ขยาย หรือความเรียวของเทเปอร์  
 ค่า Xc ในบรรทัดที่ 6550 เป็นศูนย์กลางของการย่อ/ขยาย ซึ่งในที่นี้มีค่าเท่ากับ 0 หรืออยู่ที่ x=0 บน  
 คอร์ด



**รูปที่ 4.18** ภาพกราฟฟิกแสดงภาพด้านหน้า(XZ) และภาพด้านบน(XY) ของเส้นทางเดินมีดตัดของแพนอากาศ NACA2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อขยาย (scaling) เข้ากับโปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดกัด



**รูปที่ 4.19** แสดงภาพด้านหน้าของแพนอากาศจาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อขยาย (scaling) เข้ากับโปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดกัด



**รูปที่ 4.20** ภาพกราฟฟิคสามมิติแสดงเส้นทางเดินมีดตัดของแพนอากาศ NACA2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อขยาย (scaling) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดตัด

ตัวอย่างการตัดแปลงทำเทเปอร์พร้อมกับการบิด(skewness) จากโปรแกรม NAC1A145.BAS สามารถกระทำขึ้นด้วยการปรับปรุง sub-routine ที่ 6000 ได้เช่นเดียวกัน ดังนี้

```

6000 TAPER & SKEW
6005 'rough cut:-
6010 Pitch = Hpitch: delZ = 25
6020 NZ = ZT / delZ: Xac = Hlc / 4: Xc = P * Hlc
6030 FOR j = 0 TO NZ
'6040 z = 0: -(J * delZ)
6050 FOR I = 1 TO (NODTOT + 1)
6060 X1 = 1.1 * (u1(I) - Xc): Y1 = 1.4 * v1(I)
6070 Alpha = Pitch * (pi / 180)
6080 us = X1: vs = Y1
6090 Uus = us * COS(Alpha) - vs * SIN(Alpha)
6100 Vvs = us * SIN(Alpha) + vs * COS(Alpha)
6110 X2 = Uus * 1000: Y2 = Vvs * 1000
6120 X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
'6125 '---->R
6130 X = (X3 / 1000): Y = Y3 / 1000: '(X_old=(X3/1000)+30.2)
6140 NN = NN + 1

```

```

6150 PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y
6153 IF j > 0 THEN 6160
6155 NNk1 = NNk1 + 1: xxk1(NNk1) = X: yyk1(NNk1) = Y
6160 NEXT I
6165 PRINT #1, " '-----"
6170 NEXT j
6180 PRINT #1, " '======"

6400 '=====*** TAPER or SCALING ***=====
6410 Pitch1 = Tpitch: delZ = 1
6420 NZ = ZT / delZ
6430 dPitch = (Hpitch - Tpitch) / NZ
6440 SC0 = TLc / Hlc
6500 FOR j = 0 TO NZ
6510 z = -(j * delZ): Pitch = Pitch1 + (j * dPitch)
6520 SC = ZT - (-z): SC1 = SC / ZT
6530 SC2 = SC1 * (1 - SC0): SC3 = (1 - SC2): SCALE = SC3
6540 FOR I = 1 TO (NODTOT + 1)
6550 X11 = u1(I) - Xc
6551 X1 = X11 * SCALE
6552 Y11 = v1(I)
6553 Y1 = Y11 * SCALE

6600 '=====*** SKEWNESS (Pitch Angle) ***=====
6615 Alpha = Pitch * (pi / 180)
6640 us = X1: vs = Y1

6650 Uus = us * COS(Alpha) - vs * SIN(Alpha)
6660 Vvs = us * SIN(Alpha) + vs * COS(Alpha)

'6670 XX(I) = Uus + Rrm: YY(I) = Vvs
'6680 Uur = XX(I) * COS(Gamma) - YY(I) * SIN(Gamma)
'6690 Vvr = XX(I) * SIN(Gamma) + YY(I) * COS(Gamma)

6800 X2 = Uus * 1000: Y2 = Vvs * 1000
6810 X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
6820 X = X3 / 1000: Y = Y3 / 1000
6830 NN = NN + 1

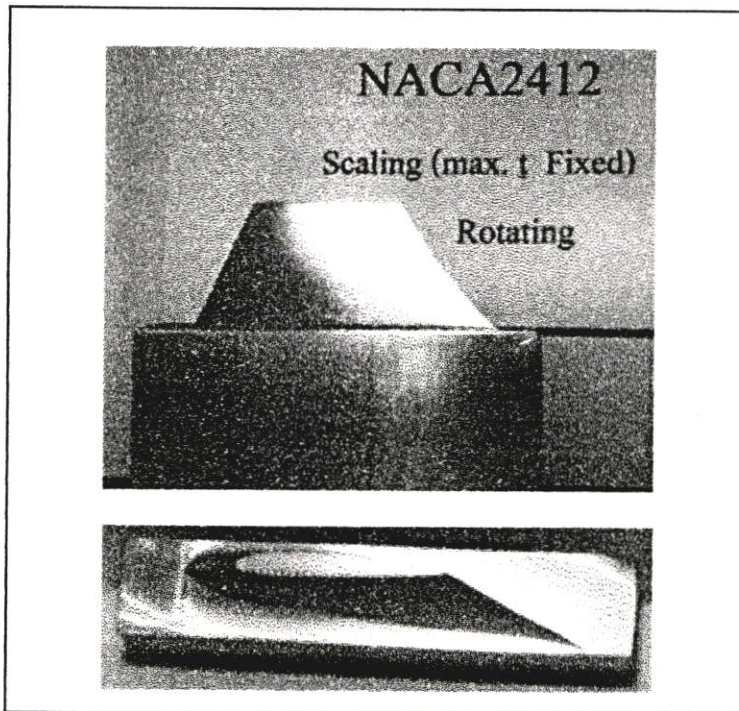
```

```

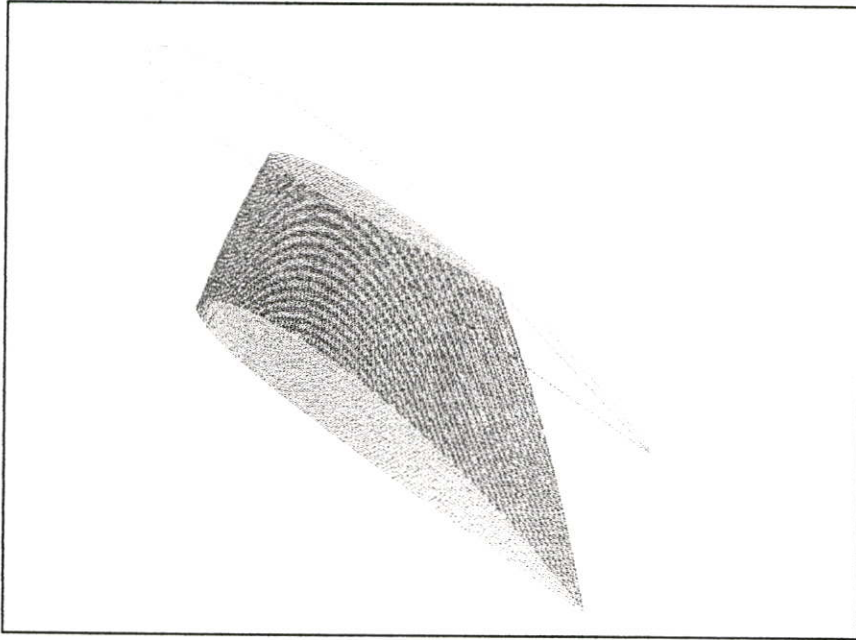
6840 PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); X, CHR$(89); Y, CHR$(
(90); z
6843 IF j > 0 THEN 6850
'6844 '-----> R
6845 NNk = NNk + 1: xxk(NNk) = X + 30.2: yyk(NNk) = Y
6850 NEXT I
6860 PRINT #1, " '-----"
6890 NEXT j
6900 PRINT #1, " '====="
6910 RETURN
6920 END

```

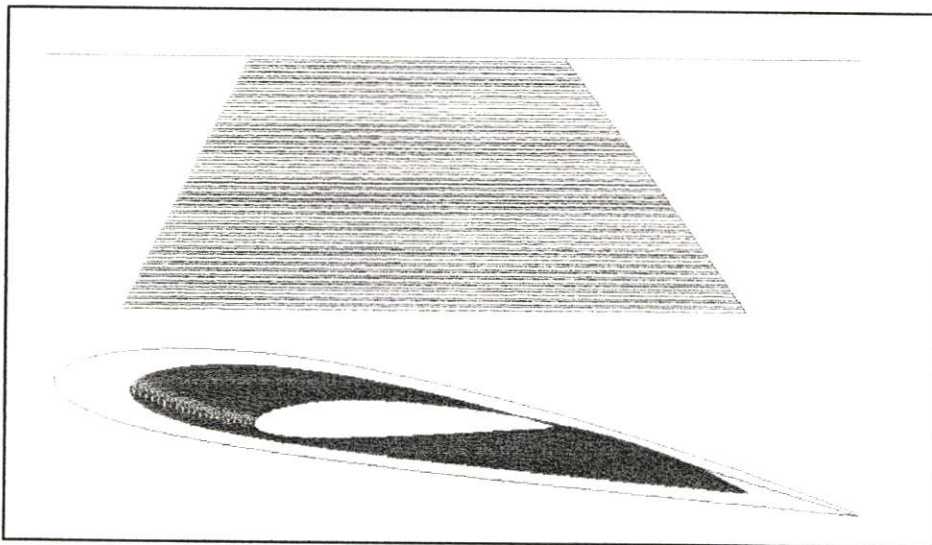
ค่า SC0 ในบรรทัดที่ 6440 เป็นอัตราส่วนการย่อ/ขยาย หรือความเร็วของเทเปอร์  
 ค่า Xc ในบรรทัดที่ 6550 เป็นศูนย์กลางของการย่อ/ขยาย ซึ่งในที่นี้เป็นตำแหน่งที่มีค่าแอมเบอร์สูง  
 สุด (สัดส่วนต่อความยาวคอร์ดมีค่าเท่ากับ P) ค่า Alpha ในบรรทัดที่ 6510 และ 6615 เป็นมุมบิด  
 โดยHpitch เป็นค่ามุมของคอร์ดที่โคนใบพัดที่กระทำกับแกน x ส่วน Tpitch เป็นค่ามุมของคอร์ด  
 ที่ปลายใบพัดที่กระทำกับแกน x



รูปที่ 4.21 ภาพด้านหน้าและด้านบนของแพนอากาศ NACA2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การ  
 ย่อขยาย (scaling) และการหมุน (rotating) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดัก



รูปที่ 4.22 ภาพกราฟฟิกสามมิติแสดงเส้นทางเดินมีดตัดของแพนอากาศ NACA2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อขยาย (scaling) และการหมุน (rotating) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดกัด

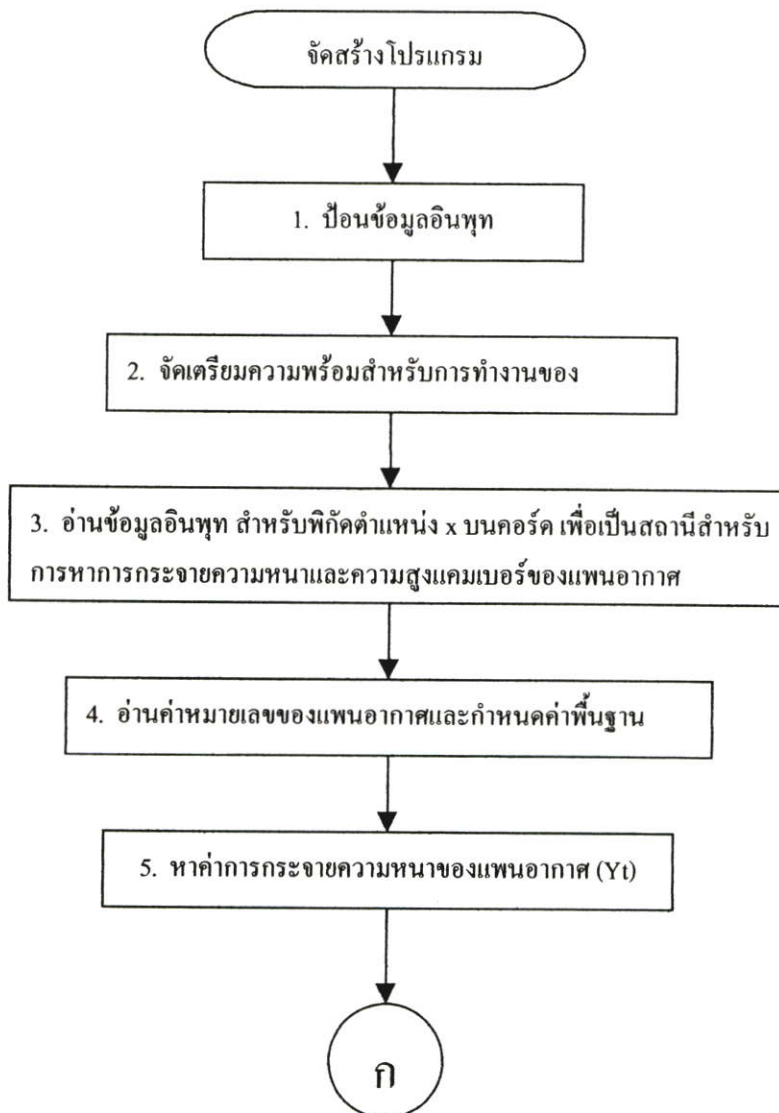


รูปที่ 4.23 ภาพกราฟฟิกด้านหน้า(XZ) และด้านบน(XY) แสดงเส้นทางเดินมีดตัดแพนอากาศ NACA2412 จาก CL-Data ที่ประยุกต์ใช้การย่อขยาย (scaling) และการหมุน (rotating) เข้ากับ โปรแกรมคำนวณเส้นทางเดินมีดกัด

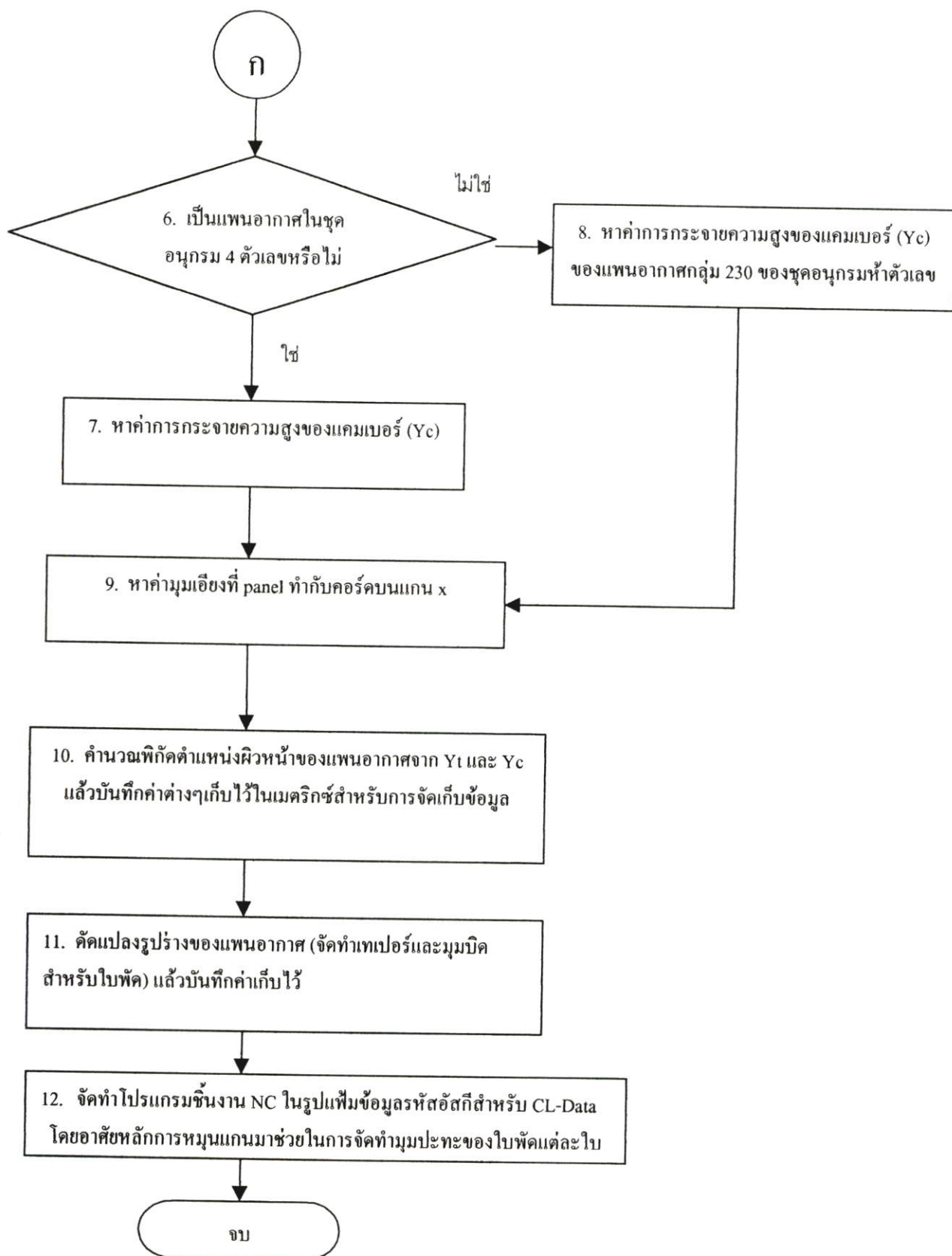
#### 4.6 การประยุกต์ใช้ชิ้นงานรูปแพนอากาศในการทำใบพัดชนิดไหลตามแกน

โปรแกรมนี้ ได้ทำการศึกษาการเขียนคำสั่งการทำงานของเครื่องจักร CNC เพิ่มเติม คือ มีคำสั่งสำหรับการจัดการเกี่ยวกับการป้อนมิติตัดในแนวแกน Z ด้วย

##### 4.6.1 บล็อกไดอะแกรมของการจัดทำโปรแกรม



รูปที่ 4.24 แสดงขั้นตอนการทำงานของ โปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานใบพัดชนิดไหลตามแกน บนเครื่องจักร NC



รูปที่ 4.24(ต่อ) แสดงขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมสำหรับทำชิ้นงานใบพัดชนิดไหลตามแกนบนเครื่องจักร NC

#### 4.6.2 โปรแกรมภาษาเบสิกสำหรับแสดงการประยุกต์ใช้งานรูปแผนอากาศในการทำใบพัดชนิดไหลตามแกน

```

10 'REM N_5C159P.BAS
14 'offset for Cutter diameter of 10 mm.
15 INPUT "File Name for Output Cl-file Data"; File1$
20 NACA = 2412: 'INPUT "Input NACA Number"; NACA
30 NSTATION = 55: 'INPUT "Number of Stations "; NSTATION
40 Rh = 25: 'INPUT "Hub Radius ";Rh
45 Rt = 50: 'INPUT "Tip Radius ";Rt
50 Hlc = 40: 'INPUT "Length of Chord at Hub Radius "; HLC
55 TLc = 40: 'INPUT "Length of Chord at Tip Radius "; TLc

70 ZT = (Rt - Rh): ' "Span = Tip radius - Hub radius"
74 Hpitch = -45: 'INPUT "Hub Pitch Angle ";Hpitch
76 Tpitch = -45: 'INPUT "Tip Pitch Angle ";Tpitch
80 DIM x(300), Y(300), XX(300), Yy(300), ZZ(300)
83 DIM xxk(1000), yyk(1000), xxk1(1000), yyk1(1000)
85 DIM SUPPER(200), SLOWER(200), U1(500), V1(500)
87 DIM Zet(300)
90 NN = 100: NNk = 0: NNk1 = 0: pi = 3.141592658#
92 OPEN File1$ FOR OUTPUT AS #1
94 PRINT #1, " "; File1$
95 PRINT #1, " ' from N_5C159P.BAS for NAC1A148.BAS : on NACA 2412 "
100 PRINT "N_5C159P.BAS"
'105 LPRINT "N_5C159P.BAS"
110 PRINT "NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD (hub) ="; Hlc, "(tip) ="; TLc
'115 LPRINT "NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD (hub) ="; HLC, "(tip) ="; TLc
117 PRINT #1, " ' NACA Number ="; NACA, "LENGTH OF CHORD (hub) ="; Hlc, "(tip) ="; TLc
118 PRINT #1, " ' Span ="; ZT, "Hub pitch ="; Hpitch, "Tip pitch ="; Tpitch
119 PRINT #1, " ' ***** already offset for Cutter diameter = 10 mm. *****

120 Lc = 100: RRo = 75
130 'LOWER & UPPER SURFACE STATIONS
140 DATA 100.000, 99.500, 99.000, 98.500, 98.000
142 DATA 97.500, 97.000, 96.000, 95.000, 94.000

```

```
144 DATA 93.000, 92.500, 92.000, 91.000, 90.000
146 DATA 87.500, 85.000, 82.500, 80.000, 77.500
148 DATA 75.000, 70.000, 65.000, 60.000, 55.000
150 DATA 50.000, 45.000, 40.000, 35.000, 30.000
152 DATA 25.000, 22.500, 20.000, 17.500, 15.000
154 DATA 12.500, 10.000, 9.000, 8.000, 7.500
156 DATA 7.000, 6.000, 5.000, 4.000, 3.000
158 DATA 2.500, 2.000, 1.500, 1.250, 1.000
159 DATA 0.750, 0.500, 0.250, 0.100, 0.000

160 DATA 0.000, 0.100, 0.250, 0.500, 0.750
161 DATA 1.000, 1.250, 1.500, 2.000, 2.500
162 DATA 3.000, 4.000, 5.000, 6.000, 7.000
164 DATA 7.500, 8.000, 9.000, 10.000, 12.500
166 DATA 15.000, 17.500, 20.000, 22.500, 25.000
168 DATA 30.000, 35.000, 40.000, 45.000, 50.000
170 DATA 55.000, 60.000, 65.000, 70.000, 75.000
172 DATA 77.500, 80.000, 82.500, 85.000, 87.500
174 DATA 90.000, 91.000, 92.000, 92.500, 93.000
176 DATA 94.000, 95.000, 96.000, 97.000, 97.500
178 DATA 98.000, 98.500, 99.000, 99.500, 100.000

190 Rt = (2 * NSTATION)
192 R2 = NSTATION
200 FOR I = 1 TO Rt
210 READ ST0
220 ST1 = ST0 / Lc
222 IF I > R2 THEN 235
230 SLOWER(I) = ST1: GOTO 240
235 J = I - R2
237 SUPPER(J) = ST1
240 NEXT I

380 NPOINTS = NSTATION 'NLOWER
390 SIGN = -1
400 NSTART = 0
```

```

410 FOR NSURF = 1 TO 2
420   FOR N = 1 TO NPOINTS
430     IF SIGN > 0 THEN 460
440     L = SLOWER(N)
450     GOTO 470
460     L = SUPPER(N)
470     I = NSTART + N
480     GOSUB 1000   'BODY
490   NEXT N
500   NPOINTS = NSTATION   'NUPPER
510   SIGN = 1
520   NSTART = NSTATION   'NLOWER
530 NEXT NSURF
540 NODTOT = (2 * NSTATION)   'NLOWER + NUPPER
550 x(NODTOT + 1) = x(1): U1(NODTOT + 1) = U1(1)
560 Y(NODTOT + 1) = Y(1): V1(NODTOT + 1) = V1(1)
570 Zet(NODTOT + 1) = Zet(1)

590 PRINT "M= "; M, : PRINT "P= "; P, : PRINT "T= "; T
'595 LPRINT "M= "; M, : LPRINT "P= "; P, : LPRINT "T= "; T
600 GOSUB 6000
610 GOSUB 7000
700 CLOSE #1
800 END

1000 'BODY
1010 z0 = L
1020 GOSUB 2000   'NACA4DIGIT
1030 xtmax = P * Lc: ytmax = M * Lc
1040 x(I) = Lc * z0 - SIGN * Yt * SIN(THETA)
1050 Y(I) = Lc * Yc + SIGN * Yt * COS(THETA)
1051 '---->Do not change Line Number
1053 scale1 = Hlc / Lc
1055 U1(I) = scale1 * (x(I)): V1(I) = scale1 * (Y(I))
1056 Zet(I) = THETA
1057 '---->

```

```

1060 RETURN
1070 END

2000 'NACA4DIGIT
2010 IEPS = NACA / 1000
2020 IEPS1 = INT(IEPS)
2030 M = IEPS1 * .01      'Maximum Camber Height (Yc_max)
2040 PT1 = IEPS - IEPS1
2050 PT2 = PT1 * 10
2060 IPTMAX = INT(PT2)
2070 P = IPTMAX * .1      'Chordwise Position of Maximum Camber
2080 T1 = NACA / 100      'Maximum Thickness
2090 T2 = INT(T1)
2100 T = T1 - T2          'T=MAX. THICKNESS / CHORD
2310 IF z0 < -1E-10 GOTO 2400
2320 Yt1 = (10 * T * Lc) * (.2969 * SQR(z0) - (.126 * z0) - (.3516 * (z0 ^ 2)) + (.2843 * (z0 ^ 3)) -
      (.1015 * (z0 ^ 4)))
2340 Yt = Yt1 / 2
2400 IF M = 0 THEN 2700
2410 IF z0 > P THEN 2500
2420 Yc = (M / (P ^ 2)) * (2 * P * z0 - (z0 ^ 2))
2430 DYcDX = 2 * (M / (P ^ 2)) * (P - z0)
2440 GOTO 2600
2500 Yc = (M / ((1 - P) ^ 2)) * ((1 + z0 - 2 * P) * (1 - z0))
2510 DYcDX = 2 * (M / ((1 - P) ^ 2)) * (P - z0)
2600 THETA = ATN(DYcDX)
2690 RETURN
2700 Yc = 0
2710 THETA = 0
2720 RETURN
2730 END

6000 'TAPER & SKEW
6010 Pitch = Hpitch: 'delZ = 25
'6410 Pitch1 = Tpitch

```

```

6540  FOR I = 1 TO (NODTOT + 1)
6550    X11 = U1(I)
6551    'X1 = X11 * SCALE
6552    Y11 = V1(I)
6553    'Y1 = Y11 * SCALE
6600    '=====*** SKEWNESS (Pitch Angle) ***=====
6615    Alpha = Pitch * (pi / 180)
6640    us = X11: vs = Y11
6650    Uus = us * COS(Alpha) - vs * SIN(Alpha)
6660    Vvs = us * SIN(Alpha) + vs * COS(Alpha)
6800    X2 = Uus * 1000: Y2 = Vvs * 1000
6810    X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
6820    x = X3 / 1000: Y = Y3 / 1000
'6844 '-----> R
6845    NNk = NNk + 1: xxk(NNk) = x + 30.2: yyk(NNk) = Y
6850  NEXT I
6910 RETURN
6920 END

7000  '=====*** Radial Blade (determine Z) ***=====
7010  Beta = 45 * (pi / 180): Zi = ZT: Rc = 5
7015  NN = NN + 1
7016  PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(52); CHR$(49)
7020  FOR k = 1 TO ZT
7600    Beta1 = 0 * Beta
7730    FOR J = (NODTOT + 1) TO 1 STEP -1
7740      us = xxk(J): vs = yyk(J)
7750      Uus = us * COS(Beta1) - vs * SIN(Beta1)
7760      Vvs = us * SIN(Beta1) + vs * COS(Beta1)
7770      X2 = (41.5 - Uus) * 1000: Y2 = Vvs * 1000
7780      X3 = INT(X2): Y3 = INT(Y2)
7790      x = X3 / 1000: Y = Y3 / 1000
7795      GOSUB 8500
7800      IF J > NSTATION THEN Xc = x - Rofx
7810      IF J = NSTATION THEN Xc = x
7840      IF J < NSTATION THEN Xc = x + Rofx

```

```
7850     IF J = 1 OR J = (NODTOT + 1) THEN Xc = x
7860     alfa1 = 625 - (Xc ^ 2): alfa2 = SQR(alfa1)
7870     w1 = alfa2 - 50: w2 = w1 * 1000: w3 = INT(w2): w4 = (w3 / 1000) + Zi
7900     NN = NN + 1
7910     PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49), CHR$(88); x, CHR$(89); Y, CHR$(90); w4
7920     NEXT J
8120     Zi = Zi - 1
8130     NEXT k
8135     NN = NN + 1
8136     PRINT #1, CHR$(78); NN; CHR$(71); CHR$(52); CHR$(48)

8140 PRINT #1, "===== "
8150 RETURN
8160 END

8500 'Cutter Offset
8510 IF J = NODTOT + 1 THEN CetOld = 0
8520 CetNew = Zet(J)
8530 CET1 = (CetNew + CetOld) / 2
8540 CET2 = (CetNew - CetOld) / 2
8550 Rof = Rc * (SIN(CET1) / COS(CET2))
8555 Rofx = ABS(Rof)
8560 CetOld = Zet(J)
8570 RETURN
```

---

## 4.6.3 อธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม

ตารางที่ 4.9 ตารางอธิบายไฟล์ชาร์ตและโปรแกรม “N\_5C159P.BAS”

ไฟล์ชาร์ต	โปรแกรม	คำอธิบาย
#1	10-76, 120-178	ใส่ข้อมูลอินพุต
#2	80-119	จัดเตรียมความพร้อมสำหรับการทำงานของโปรแกรม
#3	190-240	อ่านข้อมูลอินพุตสำหรับพิกัดตำแหน่ง x บนคอร์ดเพื่อเป็น สถานีสำหรับการหาค่าการกระจายความหนาและความสูง แคมเบอร์ของแพนอากาศ
#4	2000-2100	อ่านคำหมายเลขของแพนอากาศและกำหนดค่าพื้นฐาน
#5	2310-2340	หาค่าการกระจายความหนาของแพนอากาศ ( $Y_t$ )
#6	2400-2410	ตรวจสอบว่าเป็นชุดอนุกรมที่ตัวเลขหรือไม่
#7	2420-2440	หาค่าการกระจายความสูงแคมเบอร์ของแพนอากาศ ( $Y_c$ )
#8	2500-2520	หาค่าการกระจายความสูงแคมเบอร์ ( $Y_c$ ) ของชุดอนุกรมห้าตัว เลข กลุ่ม 230
#9	2600-2720	หาค่ามุมเอียงของ panel เทียบกับคอร์ด
#10	380-570 และ 1000-1060	คำนวณพิกัดตำแหน่งผิวหน้าของแพนอากาศจาก $Y_t$ และ $Y_c$ จากผิวล่างที่ขอบตามไปยังขอบนำ และต่อด้วยผิวบนจากขอบ นำไปสิ้นสุดที่ขอบตาม แล้วบันทึกค่าต่างๆเก็บไว้ใน เมตริกซ์สำหรับการจัดเก็บข้อมูล
#11	6000-6910	คัดแปลงรูปทรงของแพนอากาศด้วยการทำเทเปอร์ และ/หรือ การทำมุมบิด (skewness) แล้วบันทึกค่าต่างๆเก็บไว้
#12	7000-8560	คำนวณมุมเอียงของใบพัด, คำนวณพิกัดในแนวแกน Z ตาม พิกัดตำแหน่ง x, y กับ ระยะรัศมีความโค้งที่ออกมาจากมุม เพลลา และ ทำการชดเชยขนาดมิดดัด และจัดทำเป็นแฟ้มข้อมูลรหัสอัศจรรย์ของ CL-File ออกมา

#### 4.6.4 ผลลัพธ์การทดสอบการใช้งานของโปรแกรม “N\_5C159P.BAS”

4.6.4.1 ตัวอย่าง โปรแกรมขึ้นงาน NC จาก CL-Data ที่ได้จากการทำงานของโปรแกรมภาษาเบสิก

```
' N5c59p01.dat
' from N_5C159P.BAS for NAC1A148.BAS : on NACA 2412
' NACA Number = 2412   LENGTH OF CHORD (hub)= 40   (tip) = 40
' Span = 25   Hub pitch = -45   Tip pitch = -45
' ***** Z already offset for Cutter diameter = 10 mm. *****

N 101 G41
N 102 G01   X-16.946   Y-28.318   Z-6.62
N 103 G01   X-17.023   Y-28.252   Z-7.007
N 104 G01   X-16.912   Y-28.082   Z-6.899
N 105 G01   X-16.8    Y-27.913   Z-6.79
N 106 G01   X-16.689   Y-27.744   Z-6.684
N 107 G01   X-16.576   Y-27.576   Z-6.577

.....
.....
.....
.....
.....

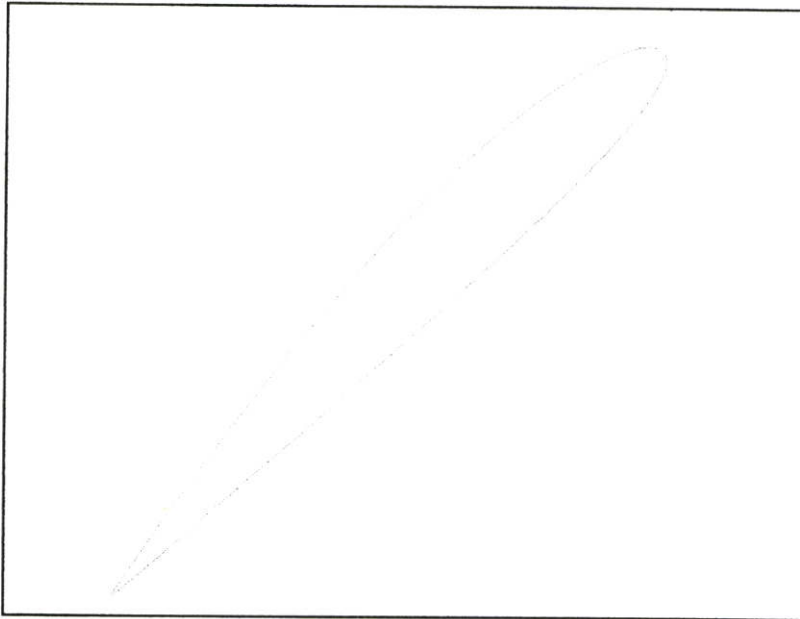
N 2870 G01   X-16.029   Y-27.524   Z-29.558
N 2871 G01   X-16.181   Y-27.656   Z-29.678
N 2872 G01   X-16.334   Y-27.788   Z-29.803
N 2873 G01   X-16.487   Y-27.921   Z-29.929
N 2874 G01   X-16.64    Y-28.053   Z-30.057
N 2875 G01   X-16.793   Y-28.186   Z-30.188
N 2876 G01   X-16.946   Y-28.318   Z-30.62
N 2877 G40
```

---

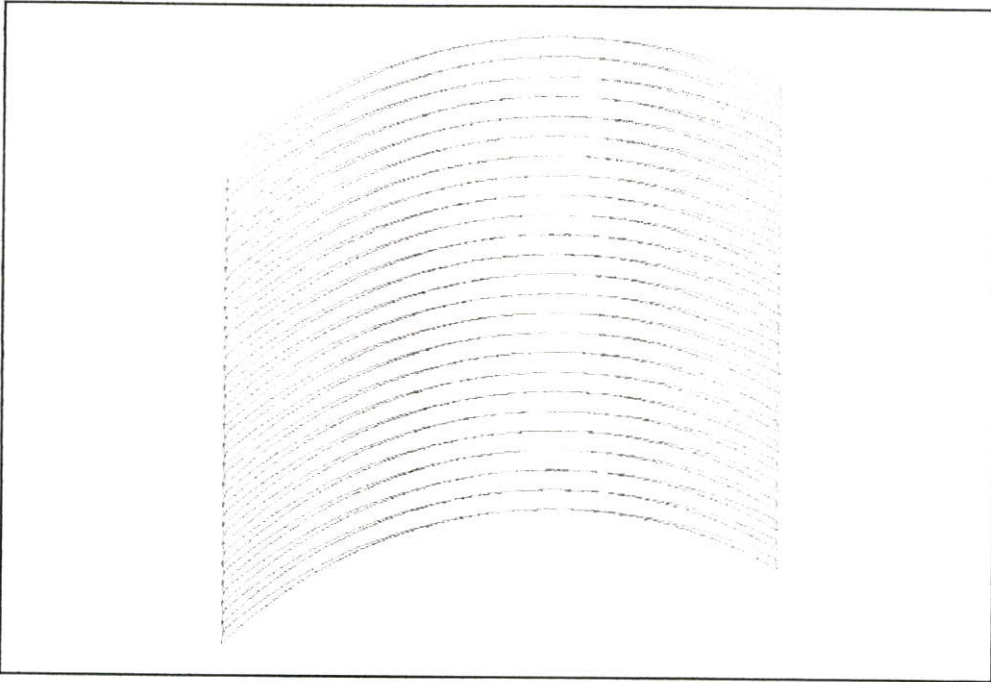
#### 4.6.4.2 การเปรียบเทียบข้อมูลจาก CL-Data ที่คำนวณได้ กับข้อมูลมาตรฐาน

การเปรียบเทียบในหัวข้อนี้จะเหมือนกันกับของใบพัดชนิดไหลตามแนวรัศมี คือ ไม่สามารถเปรียบเทียบได้โดยตรง เพราะไม่มีข้อมูลมาตรฐานมาอ้างอิง จะเปรียบเทียบได้เฉพาะรูปมาตรฐานก่อนการดัดแปลงเท่านั้น เนื่องจากรูปมาตรฐานเป็นแผนอากาศ NACA2412 เหมือนกัน และ ใช้สูตรสำหรับการรูปทรงชุดเดียวกัน ดังนั้น ค่าการเปรียบเทียบจึงเหมือนกันกับของใบพัดชนิดไหลตามแนวรัศมีหรือใบพัดชนิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางทุกประการ

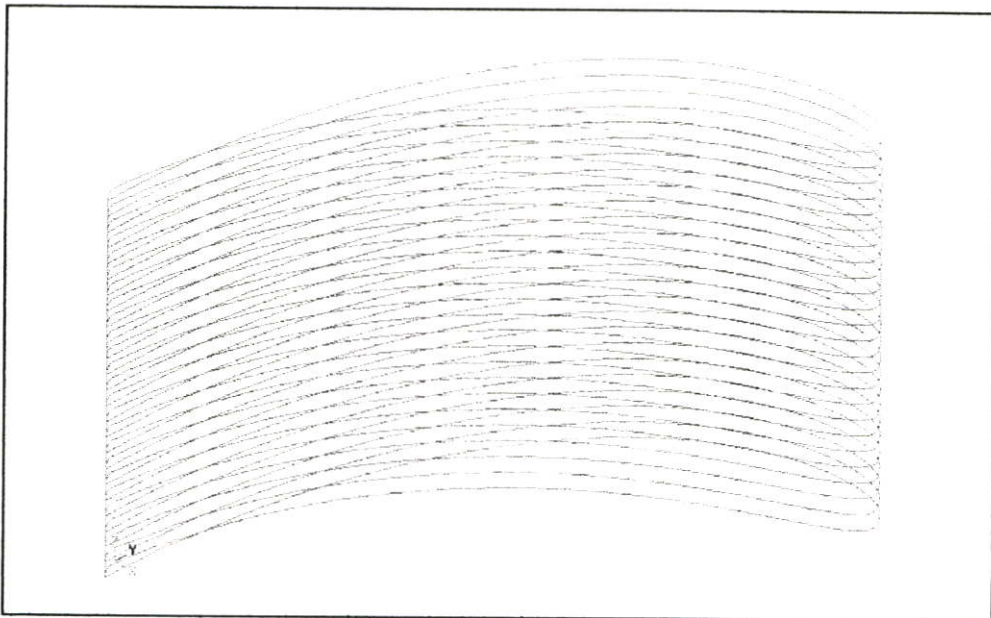
#### 4.6.4.3 ตัวอย่างภาพกราฟฟิคที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data



รูปที่ 4.25 ภาพกราฟฟิคด้านบน (ระนาบ XY) แสดงเส้นทางเดินมีดตัดของใบพัดชนิดไหลตามแกนที่สร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแผนอากาศ

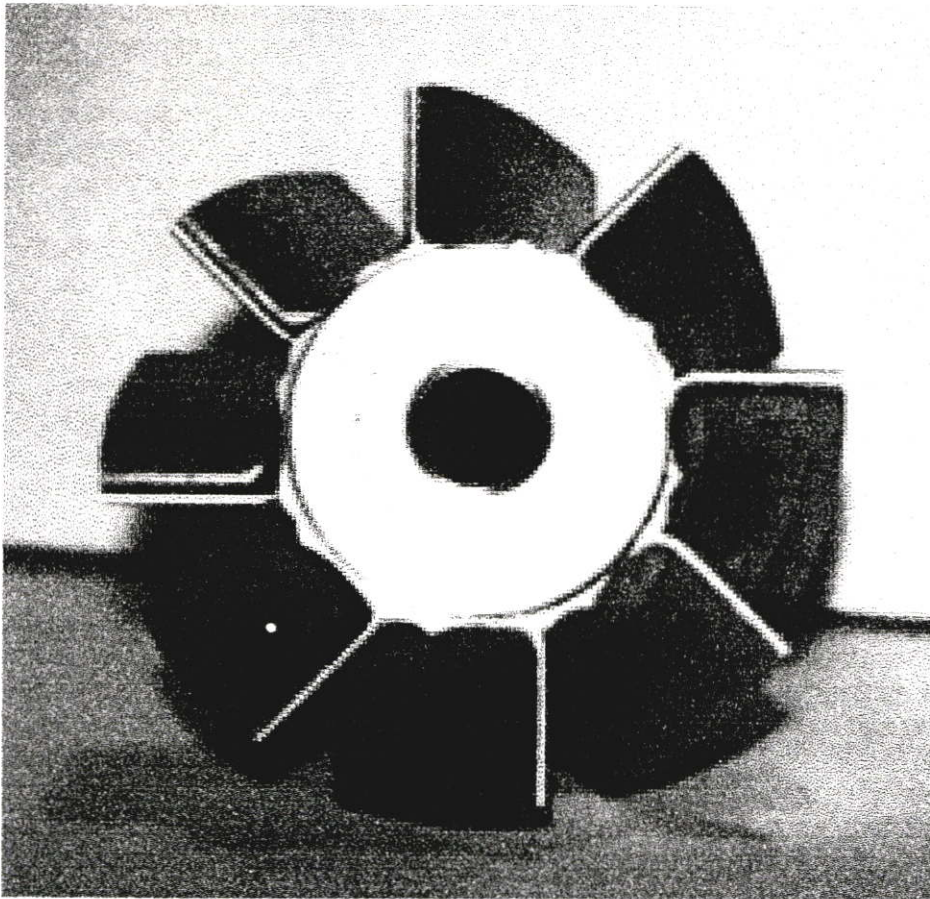


รูปที่ 4.26 ภาพกราฟฟีกด้านข้าง (ระนาบ XZ) แสดงเส้นทางเดินมีดตัดของใบพัดชนิดไหลตามแกนที่สร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศ



รูปที่ 4.27 ภาพกราฟฟีกสามมิติ (XYZ) แสดงเส้นทางเดินมีดตัดของใบพัดชนิดไหลตามแกนที่สร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแพนอากาศ

#### 4.6.4.4 ตัวอย่างภาพชิ้นงานที่ได้จากการทดสอบการทำงานจาก CL-Data



รูปที่ 4.28 ใบพัดชนิดไหลตามแกนที่แต่ละใบสร้างขึ้นจากโปรแกรมสร้างชิ้นงานรูปแผนอากาศ

---

## บทที่ 5

# วิจารณ์และสรุปผล

### 5.1 วิจารณ์และสรุปผล

ชิ้นงานรูปแพนอากาศเป็นชิ้นงานที่มีรูปแบบเฉพาะตัว และมักจะใช้ในงานเฉพาะอย่างที่ต้องการความถูกต้องเที่ยงตรงสูง การประยุกต์ใช้โปรแกรมภาษาเบสิกมาช่วยในการจัดสร้างชิ้นงานเหล่านี้บนเครื่องจักร CNC จึงเป็นทางเลือกอีกอันหนึ่งที่จะช่วยให้สร้างชิ้นงานในลักษณะนี้ได้

ชิ้นงานแพนอากาศ NACA ชุดอนุกรมสี่ตัวเลข กำหนดสัญลักษณ์จากลักษณะรูปทรงทางเรขาคณิตทั้งหมด จึงสามารถใช้โปรแกรมที่สร้างขึ้นเป็นโปรแกรมมาตรฐานสำหรับสร้างชิ้นงานในชุดอนุกรมนี้ได้ ส่วนชุดอนุกรมห้าตัวเลข จะทำได้เฉพาะกลุ่มที่มีข้อมูลอยู่ คือกลุ่มที่มีหมายเลขเส้นแคมเบอร์เฉลี่ยเป็น 210, 220, 230, 240, และ 250 เท่านั้น เนื่องจากมีการกำหนดคุณสมบัติอื่นๆ นอกเหนือไปจากลักษณะรูปทรงเรขาคณิต ส่วนชุดอนุกรมอื่นๆ ก็เช่นกัน จะมีการกำหนดคุณสมบัติอื่นๆ นอกเหนือไปจากรูปทรงเรขาคณิต ชุดอนุกรมเหล่านี้สามารถนำข้อมูลรูปทรงเรขาคณิตจากตารางมาตรฐานต่างๆ มาจัดทำรายละเอียดของรูปทรงเพิ่มเติมเพื่อให้เครื่องจักร CNC สามารถนำไปจัดสร้างได้โดยอาศัยการประมาณด้วยวิธีคิวบิกสไปลน์อินเทอร์โพลชัน

แพนอากาศในลักษณะเดียวกันกับ Joukowski airfoil สามารถใช้หลักการการทำรูปแพนอากาศจากการ conformal mapping มาช่วยในการสร้างได้

ในการจัดสร้างชิ้นงานแพนอากาศ หรือการนำหน้าตัดรูปแพนอากาศไปใช้ทำชิ้นส่วนต่างๆ เมื่อคำนวณรูปทรงตามคุณสมบัติในการออกแบบที่ต้องการได้แล้ว อาจนำข้อมูลเหล่านั้นมาทำการจัดสร้างชิ้นงานได้ด้วยกรรมวิธีแบบ mapping (หากที่มาของงานสามารถเข้ากันได้กับรูปแบบของ Kutta-Joukowski airfoil หรือ ปฏิบัติตัวเข้ากันได้กับกฎหรือสภาวะของ Kutta & Joukowski) หรือ นำข้อมูลทางรูปทรงเรขาคณิตที่หาได้มาจัดทำรายละเอียดเพิ่มเติมโดยอาศัยการประมาณด้วยวิธีคิวบิกสไปลน์อินเทอร์โพลชัน

ข้อมูลพิกัดตำแหน่งสำหรับวิธี panel method สามารถดัดแปลงมาใช้เป็นข้อมูลสำหรับเส้นทางเดินมีดตัดได้ การทำโปรแกรมชิ้นงานด้วยโปรแกรมภาษาเบสิกจึงเป็นประโยชน์อย่างมากในการสร้างชิ้นงาน อุปกรณ์หรือเทวดตุในของไหลที่ออกแบบด้วยวิธี panel method

### 5.2 ข้อเสนอแนะ

ชิ้นงานตัวอย่างที่ทำขึ้นจากการศึกษาวิจัยนี้ได้กระทำขึ้นบนเครื่องจักร CNC ชนิดห้าแกนทั้งสิ้น กรรมวิธีการทำโปรแกรมชิ้นงานด้วยโปรแกรมภาษาเบสิกนี้จึงสามารถทำงานเข้ากันได้กับ

เครื่องจักร CNC ชนิดห้าแกนได้เป็นอย่างดี จึงน่าจะส่งเสริมให้มีการพัฒนาเป็นทางเลือกสำหรับการทำโปรแกรมชิ้นงาน NC แก่เครื่องจักร CNC ชนิดห้าแกน เครื่องจักร CNC ชนิดห้าแกน เป็นเครื่องจักรที่มีความยืดหยุ่นและความคล่องตัวสูงมากในการผลิต ระบบ CAD/CAM ที่จะสามารถดึงศักยภาพการทำงานของเครื่องจักรชนิดนี้ออกมาใช้ให้เกิดประโยชน์อย่างเต็มที่จึงหายาก ที่พบมักจะยังไม่ใคร่สมบูรณ์นัก ระบบ CAD/CAM ในปัจจุบันส่วนใหญ่จะสร้างขึ้นมาให้ทำงานได้กับงานสองแกนหรือสามแกนเท่านั้น ในการทำงานแบบห้าแกนมักจะเป็นส่วนที่ต้องจัดหาเพิ่มเติมหรือออปชัน (option) ที่สามารถใช้กับงานเฉพาะอย่างเท่านั้น หรือเป็นระบบ CAD/CAM ที่เปิดกว้างไว้ให้สามารถเขียนโปรแกรมเสริมเข้าไปในระบบเพื่อให้สามารถทำงานพิเศษเฉพาะอย่างชนิดต่างๆ ได้ ในการดึงศักยภาพการทำงานของเครื่องจักร CNC ซึ่งมีความคล่องตัวในการทำงานสูงที่มีแกนมากกว่าสามแกนมาใช้ประโยชน์ให้เต็มที่จึงมักหลีกเลี่ยงไม่พื้นที่จะต้องนำการเขียนโปรแกรมมาช่วยในการใช้งานเนื่องจากเป็นเทคนิคที่มีความยืดหยุ่นในการทำงานมากที่สุด ปัจจุบัน ระบบ CAM ที่จะรองรับการทำงานของเครื่องจักร CNC ชนิดห้าแกนยังถือว่าเป็นงานที่อยู่ในระหว่างการพัฒนา และเป็นหัวข้องานวิจัยที่น่าสนใจมาก กรรมวิธีการสร้างโปรแกรมชิ้นงาน CNC ด้วยโปรแกรมภาษาเบสิกนี้จึงควรที่จะต้องมีการศึกษาพัฒนาต่อไปเพื่อเพิ่มแนวทางสำหรับการพัฒนาระบบ CAM ให้แก่เครื่องจักร CNC ชนิดสี่แกนและห้าแกน

คิวบิกสไปลน์อินเทอร์โพลชันมีข้อเสียตรงที่ไม่สามารถนำจุดปลายสุดของเส้นโค้งเข้ามาใช้ในการหาค่าของฟังก์ชันได้ ทำให้ข้อมูลเอาต์พุตไม่สะดวกในการกำหนดค่าที่จุดปลายทั้งสองของเส้นโค้ง ดังนั้น ควรมีการศึกษาเกี่ยวกับการใช้ประโยชน์คิวบิกโพลีโนเมียลในรูปแบบอื่นๆ เพิ่มเติม เช่น Hermite form, Bezier form, และ B-Spline form เพื่อนำมาใช้ในการจำลองค่าของเส้นโค้ง (curve) และ ผิวหน้า (surface) สำหรับงานทางด้าน CAD/CAM

ข้อมูลรหัสแอสกีสามารถใช้ในการแลกเปลี่ยนข้อมูลสารสนเทศจึงควรที่จะมีการศึกษาเพิ่มเติมเกี่ยวกับการจัดการฐานข้อมูลเพื่อให้ข้อมูลเส้นทางเดินมีดตัดเหล่านี้สามารถนำไปใช้เป็นฐานข้อมูลสำหรับการวิเคราะห์ทางด้านวิศวกรรมได้ ซึ่งจะเป็นแนวทางสำหรับการพัฒนาระบบ CAD/CAM/CAE ต่อไป

ควรมีการศึกษาเพิ่มเติมเกี่ยวกับการนำข้อมูลเส้นทางเดินมีดตัดเหล่านี้ไปต่อเชื่อม (interface) เข้ากับซอฟต์แวร์สำเร็จรูปทางด้าน CAD/CAM อื่นๆ

ควรมีการศึกษาเพิ่มเติมเกี่ยวกับการประยุกต์ใช้ในการสร้างชิ้นงานรูปแบบอื่นๆ โดยเฉพาะอย่างยิ่งในชิ้นงานรูปแบบอิสระ (free form) ต่างๆ

## เอกสารอ้างอิง

- [ 1.] บุญชู ถีลาขจรจิต และคณะ. 2542. “เทคนิคการเขียน G-code เครื่องจักร CNC ด้วยภาษาเบสิก.” วิศวกรรมลาดกระบัง. 16(3) : 49-54.
- [ 2.] เบญจดา พิทักษ์รักษากุล และคณะ. 2542. “การพัฒนาโปรแกรม G-code เครื่องจักร CNC ด้วยภาษา BASIC.” หน้า 204-209. ใน การสัมมนาวิชาการวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทยครั้งที่ 13. เล่มที่ 2/2. : ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 3.] สัมพันธ์ ไชยเทพ. 2505. อากาศพลศาสตร์เบื้องต้น. : คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเชียงใหม่.
- [ 4.] จเร สุวัฒน์ปัญญา. 2521. การคำนวณเชิงตัวเลขด้วย BASIC. กรุงเทพฯ : ภาควิชาอิเล็กทรอนิกส์ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 5.] ผ่องพรรณ รัตนวันวันต์. ม.ป.ป. เรขาคณิตวิเคราะห์. กรุงเทพฯ. : สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 6.] เลิศ สิทธิโกศล. 2544. เรขาคณิตวิเคราะห์ และ Calculus II. พิมพ์ครั้งที่ 2. กรุงเทพฯ. : สกายบุ๊กส์.
- [ 7.] กมล เอกไทยเจริญ. ม.ป.ป. พีชคณิตเชิงเส้น. กรุงเทพฯ. : บริษัท ไฮเอ็ดพับลิชชิง จำกัด.
- [ 8.] จงกล งามวิวิทย์. 2533. การควบคุมเชิงตัวเลข. กรุงเทพฯ. : ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 9.] ทวี เทศเจริญ. 2535. การออกแบบเครื่องมือกล. กรุงเทพฯ. : ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 10.] ประทีป บัญญัติสินพรัตน์. 2539. การเขียนโปรแกรมภาษา BASIC. กรุงเทพฯ. : คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 11.] ชม กิมปาน. 2521. การคำนวณแบบดิจิทัล และการเขียนโปรแกรม. เล่มที่ 1. กรุงเทพฯ. : คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 12.] ดวงพร ศรีวัฒนา และ สุวัฒน์ ศรีธนะรัตน์. 2529. เทคนิคการเขียนโปรแกรมภาษาเบสิกขั้นสูงของ IBM PC. กรุงเทพฯ. : สำนักวิจัยและบริการคอมพิวเตอร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 13.] พีรศักดิ์ ศรีกังวาล. 2531. เรียนภาษาเบสิกขั้นสูง. กรุงเทพฯ. : บริษัท ซีเอ็ดดูเคชั่น จำกัด.

- [ 14.] ประภาส อุดคคกิมำพันธุ์. 2536. “การออกแบบและพัฒนาเครื่องควบคุมเชิงเลขแบบใช้คอมพิวเตอร์.” วิทยำนิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณจติ สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า บัณจติวิทยาลัย. สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 15.] สุรำทิพย์ จิวัธยำกุล. 2536. “ระบบซอฟต์แวร์เพื่อการใช้งานเครื่องมือกลควบคุมอัตโนมัติด้วยคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล.” วิทยำนิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณจติ สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า บัณจติวิทยาลัย. สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.
- [ 16.] Kuethe A.M. and Chow C.Y. 1986. **Foundations of Aerodynamics.** : John Wiley & Sons, Inc.
- [ 17.] Saunders G.H. 1975. **Dynamics of Helicopter Flight.** : John Wiley & Sons, Inc.
- [ 18.] Abbott I.H. and Doenhoff A.E.V. 1959. **Theory of Wing Sections.** : Dover Publications, Inc.
- [ 19.] Kral I.H. 1986. **Numerical Control Programming in APT.** : Prentice-Hall.
- [ 20.] Anderson J.D. 1985. **Fundamentals Aerodynamics.** : McGraw-Hill Book Co.
- [ 21.] Anderson J.D. 2000. **Introduction to Flight.** : The McGraw-Hill Co. Inc.
- [ 22.] Moran J. 1984. **An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics.** : John Wiley & Sons, Inc.
- [ 23.] Rao J.S. 1994. **Turbomachine Unsteady Aerodynamics.** : Wiley Eastern Ltd.
- [ 24.] Shevell R.S. 1989. **Fundamentals of Flight.** : Prentice-Hall Inc.
- [ 25.] Houghton E.L. and Carpenter P.W. 1993. **Aerodynamics for Engineering Students.** : Hodder and Stoughton Ltd.
- [ 26.] McCormick B.W. 1995. **Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics.** : John Wiley & Sons Inc.
- [ 27.] Archer R.D. and Saarlasm M. 1996. **An Introduction to Aerospace Propulsion.** : Prentice-Hall Inc.
- [ 28.] Mises R.V. 1959. **Theory of Flight.** : Dover Publications Inc.
- [ 29.] Cumptsy N.A. 1989. **Compressor Aerodynamics.** : Longman Group UK Ltd.
- [ 30.] Pao Y.C. 1984. **Elements of Computer-Aided Design and Manufacturing.** : John Wiley & Sons, Inc.
- [ 31.] Kundra T.K. et al. 1985. **Numerical Control and Computer Aided Manufacturing.** : Tata McGraw-Hill Publishing, Co., Ltd.

- [ 32.] Rapello R.G. 1986. **Essentials of Numerical Control.** : Prentice-Hall.
- [ 33.] Lin S.C.J. 1994. **Computer Numerical Control: Essentials in Programming and Networking.** : Delmar Publishers Inc.
- [ 34.] Madison J. 1996. **CNC Machining Handbook.** : Industrial Press, Inc.
- [ 35.] Senadhera S.D.R. 1993. "A Geometric Modelling and Five-Axis Machining Algorithm for Centrifugal Impellers." Master Thesis of Asian Institute of Technology.
- [36.] Nakamura S. 1996. **Numerical Analysis and Graphical Visualization with MATLAB.** : Prentice –Hall, Inc.
- [ 37.] Noggle J.H. 1992. **QuickBasic Programming for Scientists and Engineers.** : CRC Press, Inc.
- [ 38.] Park C.S. 1985. **Interactive Microcomputer Graphics.** : Addison-Wesley Publishing, Co.
- [ 39.] Dewey B.R. 1988. **Computer Graphics for Engineers.** : Harper & Row, Publishers, Inc.
- [ 40.] Chow C.Y. 1979. **An Introduction to Computational Fluid Mechanics.** : John Wiley & Sons, Inc.
- [ 41.] Morgan H.L. Jr. 1975. "A Computer Program for the Analysis of Multielement Airfoils in Two-dimensional Subsonic, Viscous Flow." 713-747. **In Aerodynamic Analyses Requiring Advanced Computers.** Part II. A Conference held at Langley Research Center in Hampton, Virginia on March 4-6, 1975. Washington D.C. : National Aeronautics and Space Administration.
- [ 42.] Bohez E.L.J. 1995. **CNC for Complex Surface Design & Manufacturing.** Bangkok : Asian Institute of Technology.
- [ 43.] Sonthipermpoon K. 1998. "Adaptive Non-linear Grid Tool Path Optimization for Five-axis Machining." Ph.D. dissertation, Asian Institute of Technology.
-

# ภาคผนวก

## ภาคผนวก ก.

### เทคนิคการเขียน G-Code เครื่องจักร CNC ด้วยภาษาเบสิก

เทคนิคแบบง่ายในการใช้โปรแกรมภาษาเบสิกช่วยทำโปรแกรมชิ้นงาน

เทคโนโลยีทางด้านคอมพิวเตอร์และเครื่องจักร CNC ได้มีการพัฒนาให้ดีขึ้นเป็นอย่างมาก ทำให้ภาษาระดับที่สูงขึ้นมาเช่นโปรแกรมภาษาเบสิกสามารถนำมาใช้ติดต่อสื่อสารกับเครื่องจักร CNC ได้ (แต่เดิมนั้นในการโปรแกรมชิ้นงานที่ใช้คอมพิวเตอร์ช่วย จะถูกเขียนขึ้นมาในรูปอนุกรมของกระตุมความ ซึ่งลำดับ (sequence) โครงสร้าง เนื้อหา จะถูกกำหนดขึ้นมาโดยใช้ภาษาที่มีกฎไวยากรณ์อย่างละเอียด)

ด้วยความจริงที่ว่า เครื่องจักร NC ได้ถูกพัฒนามาเป็นเครื่องจักร CNC กันแล้ว และ คอมพิวเตอร์ของเครื่องจักร CNC ได้ถูกพัฒนาขึ้นให้มีความจุและความสามารถในการทำงานเพิ่มเติมขึ้นจากเดิมเป็นอันมาก ดังนั้น ประยุกต์การต่างๆ ที่ใช้กับคอมพิวเตอร์จึงสามารถนำมาประยุกต์ใช้กับเครื่องจักร CNC ได้เป็นจำนวนมาก ทำให้เกิดการพัฒนาระบบ CAD, CAM และ CAE ขึ้นอย่างรวดเร็ว แต่อย่างไรก็ตาม ปัจจุบันซอฟต์แวร์ที่ช่วยให้ระบบ CAD/CAM ทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพยังมีราคาแพงอยู่ และ บางครั้งยังต้องอาศัยการฝึกฝนและอบรมทักษะการใช้งานเป็นระยะเวลายาวนาน และส่วนใหญ่โพสต์โปรแกรมเมอร์ของเครื่องจักรจะไม่เหมือนกัน กล่าวคือ ถึงแม้จะเป็นเครื่องจักรยี่ห้อเดียวกัน แต่รุ่นต่างกัน ก็อาจใช้โพสต์โปรแกรมเมอร์ที่ต่างกันก็ได้ บางครั้งทำให้เกิดความสับสนแก่ผู้ใช้งานมาก ดังนั้น การอาศัยโปรแกรมภาษาเบสิกมาใช้ประโยชน์โดยใช้ประกอบกับการเขียนโปรแกรมด้วยมือน่าจะเป็นอีกทางเลือกหนึ่งที่น่าสนใจยิ่งสำหรับการทำโปรแกรมชิ้นงาน

จากการที่เราพบว่าหน่วยอินพุตของเครื่องจักร CNC มักจะติดต่อสื่อสารได้ด้วยรหัส ASCII และขณะเดียวกันโปรแกรมภาษาเบสิกก็สามารถส่งข้อมูลออกไปภายนอกในรูปแบบของรหัส ASCII ได้ ดังนั้น ในการอินเทอร์โพลชั่นเส้นโค้งหรือเส้นทางเดินต่างๆ สำหรับชิ้นงาน เราสามารถใช้โปรแกรมภาษาเบสิกทำการคำนวณเส้นทางเดินของเครื่องมือตัดสำหรับชิ้นงานนั้น โดยแบ่งซอยเป็นเส้นตรงเส้นสั้นๆตามความละเอียดที่ต้องการ จากนั้นเขียนตำแหน่งเส้นทางเดินออกมาเป็นรหัส ASCII เพื่อจะได้จัดส่งไปยังเครื่องจักร CNC ในรูปของบล็อกคำสั่ง NC เป็นบรรทัดๆได้ โดยการเก็บบันทึกข้อมูลตำแหน่งเหล่านี้ลงในแฟ้มข้อมูลซึ่งจะเปรียบเสมือนเป็นแฟ้มข้อมูลตำแหน่งของทางเดินเครื่องมือตัด ( CL data file ) ต่อจากนี้เราสามารถส่งถ่ายบล็อกข้อมูลเหล่านี้ลงในฮาร์ดดิสก์ของคอมพิวเตอร์ของเครื่องจักร CNC แล้วทำการแก้ไขปรับปรุงโปรแกรมด้วยมือ เช่น ปรับแต่งคำสั่งเริ่มต้นเพื่อให้เครื่องจักร CNC รู้จักแฟ้มข้อมูลนี้อย่างถูกต้อง เพิ่มเติมฟังก์ชันเพื่อการจัดเตรียม หรือ ฟังก์ชันเพื่อการอื่น เช่น รายละเอียดของการเข้ารหัสความเร็วและอัตราการป้อนส่งของเพลลา ฯลฯ ลงไปในโปรแกรมเส้นทางเดินของเครื่องมือตัดนี้ เพื่อให้เข้ากับระบบของ MCU ของเครื่องจักร CNC ที่ใช้งานอยู่ในรูปที่ ๘1.1 เป็นตัวอย่างโปรแกรมภาษาเบสิกที่ใช้ในการสร้างรูปวงรี รูปที่ ๘1.2 แสดงตัวอย่างการปรับปรุงแก้ไข ให้เข้ากับเครื่องจักรที่ใช้งานอยู่ โดยข้อความที่อยู่ในกรอบเส้นประเป็นส่วนที่เขียนเพิ่มเติมด้วยมือ ซึ่งในขั้นตอนนี้ อาจจะกระทำหลังถ่ายโอน file ลงในเครื่องจักร CNC (อาจทำการแก้ไขด้วยโปรแกรมเวิร์ค เช่น Note Pad ให้ก่อนถ่ายโอนข้อมูลเข้าเครื่องจักร CNC ก็ได้) สำหรับรูปนี้เป็นกรปรับปรุงโปรแกรมเพื่อให้เข้ากับเครื่องจักร CNC ซึ่งในการทดสอบการทำงานได้ทำการทดลองกัดบนชิ้นงานซี่คังที่ได้ออกมาในรูปที่ ๘1.3

```

10 INPUT "N=", N
20 INPUT "a =", a
30 INPUT "b =", b
40 INPUT "File Name for Output CL-FILE Data": FILE1$
50 OPEN FILE1$ FOR OUTPUT AS #1
60 nc = N
70 DIM a(nc)
80 deg = 360 / nc: d1 = 0
90 rad = 3.1416 / 180
100 co = deg * rad
110 zet = 0
120 FOR i = 1 TO nc STEP .01
130 IF d1 > 360 THEN 210
140 t = zet
150 pn = 1000 * i
160 nn = INT(pn)
170 GOSUB 500
180 PRINT #1, CHR$(78); nn; CHR$(71); CHR$(48); CHR$(49),
CHR$(88); x, CHR$(89); y
190 zet = zet + co; d1 = d1 + deg
200 NEXT i
210 CLOSE #1
220 GOTO 1000
500 '====Equation====
510 x1 = a * COS(t)
520 x2 = x1 * 1000
530 x3 = INT(x2)
540 x = x3 / 1000
610 y1 = b * SIN(t)
620 y2 = y1 * 1000
630 y3 = INT(y2)
640 y = y3 / 1000
700 RETURN
1000 END

```

รูปที่ ผ.1 ตัวอย่างโปรแกรมภาษาเบสิกที่ช่วยในการสร้าง  
CL file (ในที่มีสำหรับรูปวงรี)

**Manual editing**

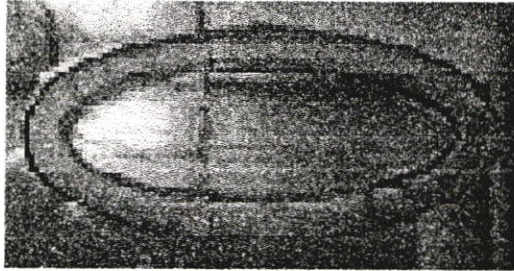
```

%PM
;test_8
N10 G90
N15 G17
N16 G54
N20 M6 T1
N30 M3 S1500
N40 G0 X0 Y0 Z100 A0 B0
N50 G1 X25 Y0 Z100 F500
N60 G1 Z0 F100
N 1000 G1 X 25 Y 0 Z-2 F50
N 1010 G1 X 24.996 Y .174 F100
N 1020 G1 X 24.984 Y .348
N 1030 G1 X 24.965 Y .523
" " " " "
" " " " "
" " " " "
" " " " "
" " " " "
N 4530 G1 X 24.813 Y -1.219
N 4540 G1 X 24.863 Y -1.046
N 4550 G1 X 24.904 Y -.872
N 4560 G1 X 24.939 Y -.698
N 4570 G1 X 24.965 Y -.524
N 4580 G1 X 24.984 Y -.349
N 4590 G1 X 24.996 Y -.175
N 4600 G1 X 25 Y 0
N4610 G0 Z100
N4620 X0 Y0
N4630 M05
N4640 M30

```

**Manual editing**

รูปที่ ผ.2 แสดงตัวอย่างการปรับปรุงแก้ไข CL file ที่ได้จากการ  
การ run โปรแกรมในรูปที่ ผ.1 ให้เข้ากับเครื่องจักร  
CNC



รูปที่ ศ1.3 ภาพถ่ายชิ้นงานซีดีที่ได้จากการทดสอบการทำงาน

---

## ภาคผนวก ข.

## รหัสแอสกี

ตารางที่ ผ2.1 รหัสแอสกี (ASCII)

รหัสแอสกี	ตัวอักษร	รหัสแอสกี	ตัวอักษร
000	blank (null)	020	ท
001	☺	021	ธ
002	☹	022	■
003	♥	023	↓
004	♦	024	
005	♣	025	
006	♠	026	—
007	•	027	—
008	■	028	┌
009	○	029	—
010	◉	030	▲
011	♂	031	▼
012	♀	032	blank (space)
013	♪	033	!
014	♫	034	“
015	⊙	035	#
016	▲	036	\$
017	▼	037	%
018		038	&
019		039	,

ตารางที่ ผ2.1 รหัสแอสกี (ต่อ)

รหัสแอสกี	ตัวอักษร	รหัสแอสกี	ตัวอักษร
040	(	066	B
041	)	067	C
042	*	068	D
043	+	069	E
044	,	070	F
045	-	071	G
046	.	072	H
047	/	073	I
048	0	074	J
049	1	075	K
050	2	076	L
051	3	077	M
052	4	078	N
053	5	079	O
054	6	080	P
055	7	081	Q
056	8	082	R
057	9	083	S
058	:	084	T
059	;	085	U
060	<	086	V
061	=	087	W
062	>	088	X
063	?	089	Y
064	@	090	Z
065	A	091	[

ตารางที่ ผ2.1 รหัสแอสกี (ต่อ)

รหัสแอสกี	ตัวอักษร	รหัสแอสกี	ตัวอักษร
092	\	118	v
093	]	119	w
094	^	120	x
095	_	121	y
096	`	122	z
097	a	123	{
098	b	124	
099	c	125	}
100	d	126	~
101	e	127	Δ
102	f	128	Ç
103	g	129	ü
104	h	130	é
105	i	131	â
106	j	132	ä
107	k	133	à
108	l	134	á
109	m	135	ç
110	n	136	ê
111	o	137	ë
112	p	138	è
113	q	139	ï
114	r	140	î
115	s	141	ì
116	t	142	À
117	u	143	Á

ตารางที่ ผ2.1 รหัสแอสกี (ต่อ)

รหัสแอสกี	ตัวอักษร	รหัสแอสกี	ตัวอักษร
144	É	170	┌
145	æ	171	1/2
146	Æ	172	1/4
147	ô	173	ı
148	ö	174	«
149	ò	175	»
150	û	176	░
151	ù	177	▒
152	ÿ	178	▓
153	ö	179	
154	ù	180	├
155	¢	181	┤
156	£	182	├
157	¥	183	┤
158	pts	184	├
159	f	185	┤
160	á	186	
161	í	187	├
162	ó	188	┤
163	ú	189	├
164	ñ	190	┤
165	Ñ	191	┌
166	<u>a</u>	192	└
167	<u>o</u>	193	├
168	é	194	┤
169	┌	195	└

ตารางที่ ผ2.1 รหัสแอสกี (ต่อ)

รหัสแอสกี	ตัวอักษร	รหัสแอสกี	ตัวอักษร
196	—	222	█
197	+	223	█
198	⌈	224	α
199	⌋	225	β
200	⌌	226	γ
201	⌍	227	η
202	⌎	228	Σ
203	⌏	229	σ
204	⌐	230	μ
205	⌑	231	τ
206	⌒	232	φ
207	⌓	233	θ
208	⌔	234	Ω
209	⌕	235	δ
210	⌖	236	∞
211	⌗	237	∅
212	⌘	238	ε
213	⌙	239	∩
214	⌚	240	≡
215	⌛	241	±
216	⌜	242	≥
217	⌝	243	≤
218	⌞	244	∫
219	█	245	∫
220	█	246	+
221	█	247	×

ตารางที่ ผ2.1 รหัสแอสกี (ต่อ)

รหัสแอสกี	ตัวอักษร	รหัสแอสกี	ตัวอักษร
248	°	252	n
249	•	253	z
250	.	254	█
251	√	255	(Blank 'FF')

## ภาคผนวก ก.

## รหัส G-Code สำหรับใช้ในการทำโปรแกรมใช้งาน CNC

G Words are Preparatory Functions that vary from CNC Control to Control. The following is a list of G codes that are commonly defined for Turning-Center and Milling-Center Formats.

- G00** Rapid Positioning Command.
- G01** Linear Interpolation; Straight-line cutting motion, F\_\_\_\_ Feedrate to be specified.
- G02** Circular Cutting Motion, Clockwise (CW); Helical Interpolation, additional Axis required.
- G03** Circular cutting motion, Counterclockwise (CCW); Helical Interpolation, additional Axis required.
- G04** Dwell Command (followed by P\_\_\_\_, specifies Pause length in seconds)
- G05** X Mirror Image
- G06** Y Mirror Image
- G07** XY-Axis Exchange; Imaginary Axis Interpolation
- G09** Cancels Mirror Image and XY Exchange; Exact Stop
- G10** Programmable Work Coordinate System Offset
- G17** X-Y Plane Selection
- G18** X-Z Plane Selection
- G19** Y-Z Plane Selection
- G20** Inch Mode
- G21** Metric Mode
- G22** Stroke Check before Axis Feed
- G25** Subroutine Program Call
- G27** Reference Point Verify; Jump Instruction
- G28** Reference Point Return Command; Machine Zero Return; 1st Reference Point
- G30** 2nd/3rd/4th Reference Point Return
- G31** Skip Function
- G32** Threading Command
- G38** Tool-Diameter Offset
- G39** Tool-Diameter Offset
- G40** Cutter-Radius-Compensation Cancel
- G41** Cutter-Radius-Compensation LEFT
- G42** Cutter-Radius-Compensation RIGHT
- G43** Tool-Length-Compensation; Tool Offset
- G44** Tool Offset
- G45** Tool-Offset-Expansion Command; Tool-Length Offset
- G46** Tool-Length Offset
- G48** Tool-Length Offset
- G49** Cancel Tool-Length Compensation
- G50** Program Zero Designation
- G51** Alternate Mirror Image
- G52** Local Coordinate System
- G53** Automatic Coordinate System Setting; Machine Coordinate System Setting
- G54** Fixture Offsets; Work Coordinate System Offsets.
- G60** Unidirectional Positioning
- G61** Exact Stop Mode
- G62** Automatic Corner Override
- G63** Tapping Mode
- G64** Cutting Mode
- G65** Magnetic-Tape/Floppy-Disk Operation
- G66** Activation of RS 232 Interface
- G68** Coordinate Rotation
- G69** Coordinate Rotation
- G73** through **G79** Subroutines (individualized per Control)
- G80** through **G89** Hole-machining Subroutines (individualized per Control)
- G90** Absolute Positioning Mode
- G91** Incremental Positioning Mode
- G92** Program Zero Designator; Coordinate System Setting
- G94** Feedrate, Inches per Minute; Feed per Minute
- G95** Feedrate, Revolutions per Minute
- G96** Constant Surface Speed, Spindle Mode
- G97** RPM Spindle Mode

The Letter Address "M" represents a succession of Miscellaneous Functions.

"M" words can vary from Control to Control; some manufacturers assign standardized

"M" words mixed with their own selection. Also check machine manuals.

**M00 Program Stop**

**M01 Optional Stop**

**M02 End of Program**

**M03 Spindle ON in Clockwise Direction**

**M04 Spindle ON in Counterclockwise Direction**

**M05 Spindle Stop**

**M06 Tool-Change Command**

**M07 Mist Coolant ON**

**M08 Flood Coolant ON**

**M09 Coolants OFF (all)**

**M17 Return to Main Program**

**M19 Spindle Orient Command, Automatic Tool-Changer Requirement**

**M21 Mirror Image X-Axis**

**M22 Mirror Image Y-Axis**

**M23 Mirror Image OFF**

**A**

Milling Center: Rotary Axis Designation. Typically, A-Axis is given as the name for a Rotary Table.

5-Axis Milling Center: Angular pivoting Axis of a milling head, parallel to the Y-Axis.

Turning Center:

Grinding Center: A-Axis controls a multirange steady rest for contour controlled grinding.

**B**

Milling Center: Rotary Axis Designation. Typically, B-Axis is the name assigned for a Rotary Indexer.

5-Axis Milling Center: Angular pivoting Axis of a milling head, parallel to the X-Axis.

Turning Center:

Grinding Center:

**C**

Milling Center: Spindle Axis Orientation. Automatic Tool Changers require the spindle to be in positive orientation to align tool-holder drive keys.

Turning Center: Multiaxis Turning Centers require C-Axis or Spindle (headstock) orientation for alternate axis operations, a C+, C- direction of rotation, Clockwise—Counterclockwise.

Grinding Center: Workhead Spindle Orientation, contour controlled.

**D**

Usually reserved in most Controls for Offset purposes.

**E**

Turning Center: Used in many Controls to specify the Thread Pitch when executing a Threading Operation. Six decimal places of accuracy may be given after an "E."

**F**

Used in all Controls to specify the desired Feedrate in a motion command. Rates vary from machine to machine, Milling, Boring: IMP; Turning: SFM, etc.

**G**

Preparatory Functions. See full list of G Codes in this chapter.

**H**

Usually reserved in all Controls for Offset purposes; Tool-Length Compensation

**I**

Defines the X-Axis Arc Center. Depending on the Control, "I" can designate the Absolute X coordinate of an Arc Center, or the Incremental measurement from the current cutter location to the Arc Center.

**J**

Defines the Y-Axis Arc Center. Depending on the Control, "J" can designate the Absolute Y coordinate of an Arc Center, or the Incremental measurement from the current cutter location to the Arc Center.

**K**

As with I and J, "K" defines the Z-Axis Arc Center when using circular interpolation in the XZ plane or the YZ plane.

**L**

Normally reserved in Controls for Subroutines and special programming features, such as its use in multiaxis Grinding and Turning.

**M**

Miscellaneous Functions. Typically, "M" words turn On and Off machine switches, such as the spindle, coolants, etc. See the complete list of "M" word functions in this chapter.

**N**

A Sequence Number. Most conventional CNC formats use sequence numbers for program command identification, each program line assigned a number.

**O**

Program Number. The "O" word is used at the beginning of a program. The assignment of a number, normally between 0001 and 9999, identifies an individual program.

**P**

Period of Dwell time, or Pause. All Axes affected by a dwell command, in Conventional format, are instructed of the length of dwell time by "P" followed by 3, 4, or 5 digits. Example: 2 1/4 seconds = P2250 (No decimal used).

**R**

Arc Radius. Some Controls require that the circular motion command includes the Radius measurement for Arcs being machine.

**S**

Spindle Speed. By entering into the Control an "S" word followed by the RPM or SFM, the spindle (or Headstock spindle) rotates at the specified rate. Some Controls require a "+" or "-" before the rotation rate to identify Clockwise or Counterclockwise rotation of the spindle.

**T**

Tool Station. For CNC Controls instructing Automatic Tool Changers & Turrets, the "T" word designates which Tool is desired.

**U**

Grinding Machines: Designates the U-Axis, an axial positioning gage for probing diameters of the work face. Target dimensional positioning is used on most U-Axis system components.

**V**

Turning & Grinding Centers: V-Axis capabilities enable the Tailstock to move perpendicular to the Spindle Plane for correction of cylindrical errors under Control command.

**W**

Grinding Center: W-Axis movement enables the longitudinal positioning of the Absolute Diameter Measuring head using target positioning.

**X**

Milling Center: X-Axis designation, typically, the longest "table axis" perpendicular to the Y- & Z-axes.

Turning Center: X-Axis designation, typically, the longest "cross-slide axis," perpendicular to Spindle Plane and Z-Axis movement. It is normally the axis used to control diameters machined.

Grinding Center: X-Axis designation, typically, controlling the wheelslide angling into & away from work, and controlling ground diameters.

**Y**

Milling Center: Y-Axis designation, typically, the "saddle" or cross-axis perpendicular to the X-Axis with shorter travel.

Grinding Center: Y-Axis designation, typically, controlling the Absolute Diameter Measuring head opening and closing movements.

**Z**

Milling Center: Z-Axis designation, typically, controlling movement of the spindle perpendicular to the X- and Y-Axes.

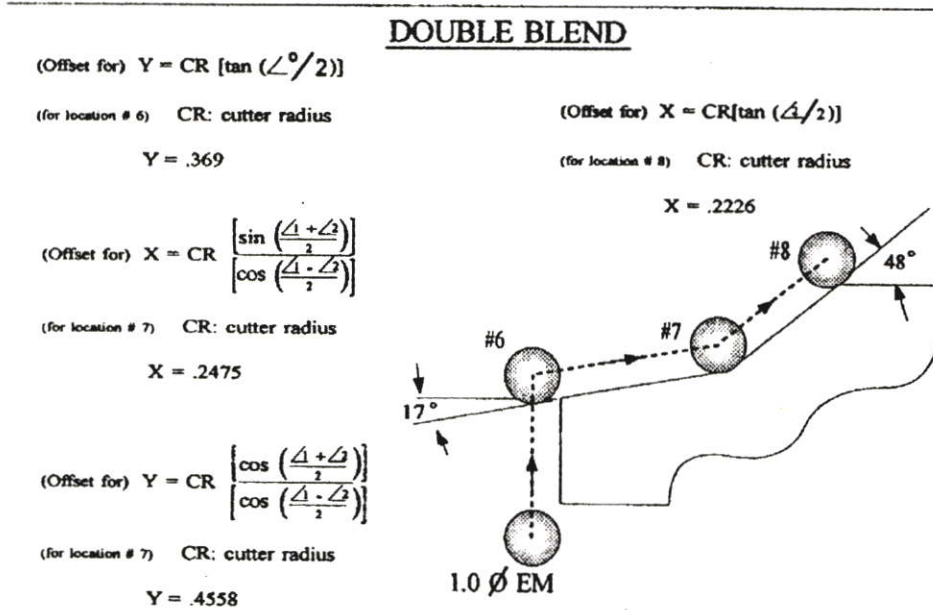
Turning Center: Z-Axis designation, typically controlling movement of the Turret or Tailstock in or away.

Grinding Center: Z-Axis designation, typically, controlling movement of the entire workslide in toward and away from the workhead spindle, under contour controlled power.

## ภาคผนวก ง.

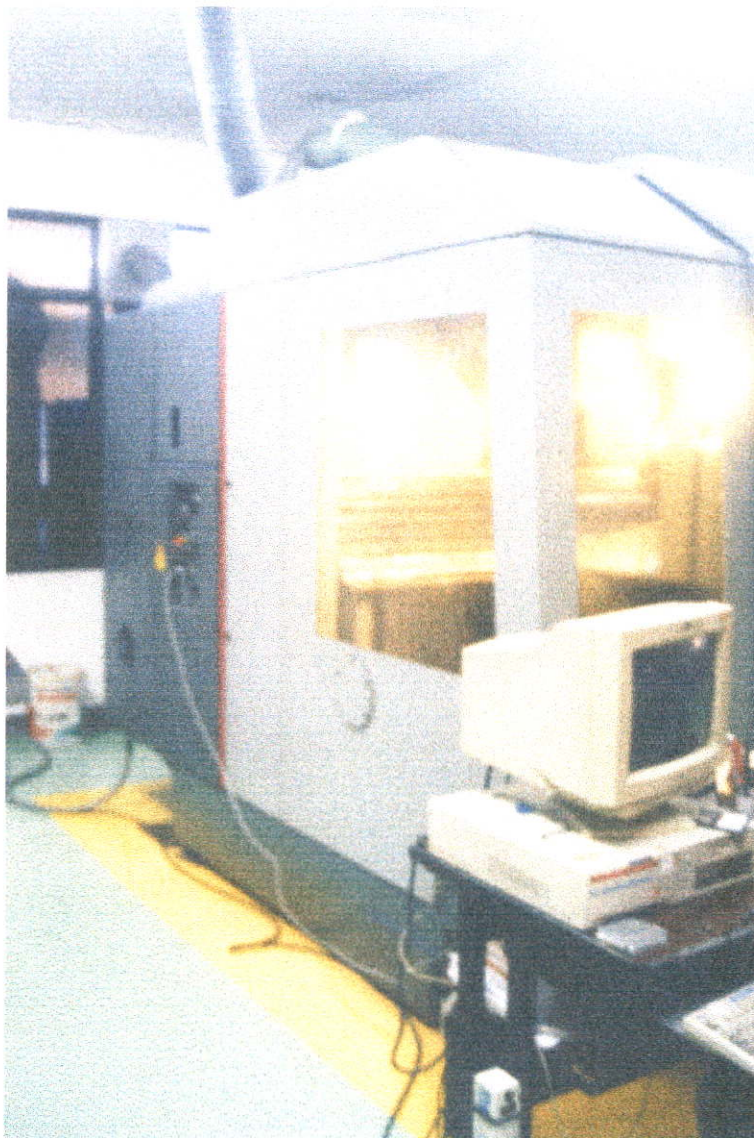
แสดงการชดเชยขนาดของมีดตัด และการเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับเครื่องจักร

### 4.1 การชดเชยระยะขนาดของขนาดมีดตัด



รูปที่ ผ4.1 การชดเชยระยะขนาดของมีดตัดในจุดเปลี่ยนแนวการเคลื่อนที่  
ที่มา : James Madison. 1996. "CNC Machining Handbook." หน้า 227.

## 4.2 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับเครื่องจักร



รูปที่ ผ4.2 รูปถ่ายแสดงการเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล(PC) เข้ากับเครื่อง CNC ชนิดห้าแกนที่พอร์ตเชื่อมต่อของเครื่องจักร โดยตรง (พอร์ตอนุกรม RS-232-C)

## ประวัติผู้เขียน

นายบุญชู ลีลาขจรจิต เกิดเมื่อวันที่ 18 ตุลาคม 2503 ที่กรุงเทพฯ สำเร็จการศึกษา  
วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (เครื่องกล) จากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ปี  
การศึกษา 2527 หลังจากสำเร็จการศึกษาแล้วได้เข้าร่วมงานกับ บริษัท บางกอกสปริงอินดัสเตรียล  
จำกัด ได้เข้าร่วมงานกับ สถาบันวิจัยวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีแห่งประเทศไทย (วท.) ซึ่งเป็นรัฐ  
วิสาหกิจภายใต้สังกัดของ กระทรวงวิทยาศาสตร์ เทคโนโลยีและสิ่งแวดล้อม ได้รับการบรรจุเข้า  
เป็นพนักงานเมื่อปี 2532 ปัจจุบันดำรงตำแหน่งนักวิชาการ 7 ประจำฝ่ายบริการอุตสาหกรรมและที่  
ปรึกษา กลุ่มถ่ายทอดเทคโนโลยี

### การฝึกอบรมพิเศษ

- 2535 “การนำเศษกระดาษกลับมาใช้ใหม่ (Recycling of Waste Paper)” ที่ Industrial Products  
Research Institute (IPRI) ประเทศญี่ปุ่น โดยทุนสหประชาชาติ(UNIDO)
- 2541 “โครงการผลิตงานความเที่ยงตรงสูง (Precision Machining Program)” ที่ Precision  
Instrument Development Center (PIDC) ประเทศไต้หวัน โดยทุน วท. และ ISIT  
(International Scientific Instrument Technology Program)

### สิ่งตีพิมพ์และผลงานทางวิชาการ

- 2532 การผลิตน้ำมันทานตะวันในระดับโรงงานขนาดเล็กและการวิเคราะห์กากเพื่อเป็นอาหาร  
สัตว์
- 2534 การศึกษาคุณภาพน้ำทิ้งจากกระบวนการผลิตกระดาษสา
- 2537 การปรับปรุงกรรมวิธีการผลิตกระดาษสา
- 2538 การผลิตเยื่อเคมีจากปอแก้วด้วยวิธีโซดาออกซิเจน
- 2540 การใช้น้ำดำจากการผลิตเยื่อกระดาษเพื่อใช้เป็นแหล่งธาตุอาหาร โฟแทสเซียมสำหรับการ  
เจริญเติบโตของพืชในเรือนทดลอง
- การผลิตเยื่อเคมีจากปอแก้วด้วยวิธีแอนทราควิโนน
- 2541 กระดาษหนังสือพิมพ์จากไม้สา
- 2542 การพัฒนาโปรแกรม G-code เครื่องจักร CNC ด้วยภาษาเบสิก
- 2543 การพัฒนาเครื่องอบแห้งผลิตภัณฑ์ทางการเกษตรและเภสัชกรรม  
การประยุกต์ใช้โปรแกรมภาษาเบสิกกับชิ้นงาน CNC รูปแพนอากาศ