บทที่ ๔

การใช้เครื่องคอมพิวเตอร์แผนแบบโครงสร้าง ทอ.๕

การแก้ปัญหาจะกระทำในขอบเขตของข้อ ๑.๓ เพื่อหาแรงเฉือน (shear force), moment และ torsion ที่กระทำต่อปีกของเครื่องบินที่จุดต่าง ๆ แล้วจึงหาค่า shear flow และshear stressที่เกิดกับผิวปีกและกงปีก เนื่องจากการกระทำของpure torque การแก้ปัญหานี้ใช้เครื่องคอมพิวเตอร์ Wang-2200 ของกองทัพอากาศช่วยในการวิจัย

Load ที่จำเป็นจะต้องนำมาพิจารณาในการแผนแบบโครงสร้างนั้นมี ๒ ชนิด คือ

๑. Live load (หรือAir load) เป็น load ที่เกิดโดยธรรมชาติของการบิน คือเกิดจากลักษณะท่าบินต่าง ๆ ซึ่งเป็นผลโดยตรงมาจากการบังคับของเครื่องบิน รวมถึง load เนื่องจากกระแสลมกระโชค (gust) ด้วย

๒. Dead load ได้แก่น้ำหนักที่เพิ่มเติมเข้าไปกับเครื่องบิน เช่น อาวุธต่าง ๆ, นักบิน, เชื้อเพลิง, ผู้โดยสาร เป็นต้น

Live load ทำให้เกิดtorsionต่อโครงสร้างมาก ส่วน dead load นั้นมีผลต่อ torsion ของปีกน้อยมาก จึงใช้live load เท่านั้นในการพิจารณาหาค่าtorsion และการพิจารณานี้คิดในขณะที่อยู่ในสภาวะน้ำหนักปกติ (normal gross weight) เท่านั้น

จากการวิเคราะห์ของกลุ่มอากาศพลศาสตร์นั้น จะหาแรงต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นกับเครื่องบินทั้งทางทฤษฎี และปฏิบัติการทดลองในอุโมงค์ลม แล้วสร้างข้อกำหนดของเครื่องบินแบบนี้ภายใต้สภาวะต่าง ๆ สำหรับ ทอ.๕ นั้น ได้ V-n diagram ตามผนวก ก. จากdiagram นี้จะเห็นว่ามีจุดที่critical อยู่คือ ที่จุด C' และ G' ที่จุด C นั้น load ที่กระทำเป็น ๖ เท่าของแรงโน้มถ่วงของโลก หรือมีค่าเป็น + 6gและจุดG' เป็น-4g ในการแผนแบบนั้น เราจะให้เกณฑ์ปลอดภัย

(factor of safety) เพื่อความมั่นใจในความปลอดภัยมากขึ้น ซึ่ง factor of safety คือ "In order to provide for a separation between the limit loads and the load at which the structure fails" [10] สำหรับ ทอ.๕ ให้เกณฑ์ปลอดภัยเป็น ๑.๕ เราจะได้แรงสูงสุดที่กระทำต่อโครงสร้างเป็น ๑.๕ คือ 9g และต่ำสุดเป็น -4g 1.5 = -6g.

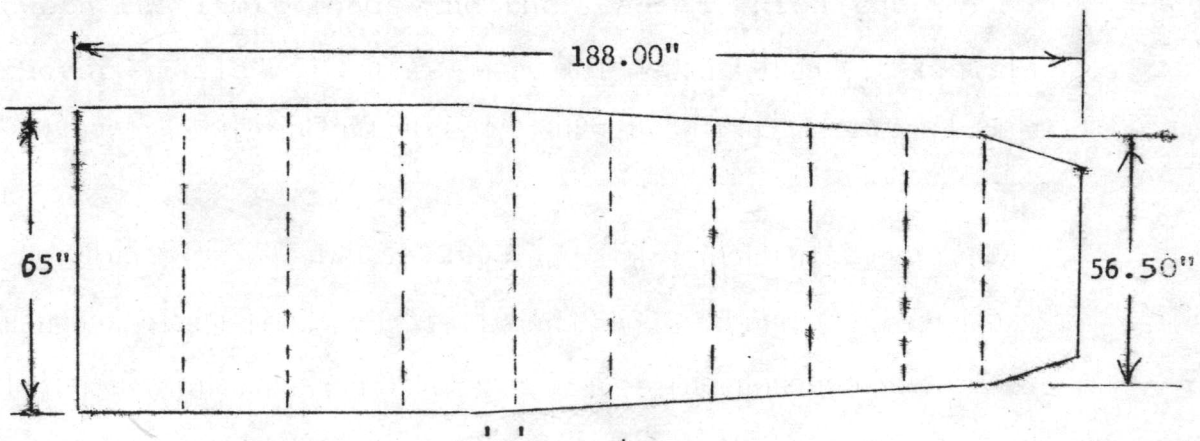
ในการวิจัยโดยใช้WANG-2200 นั้น เนื่องจากเป็นเครื่องขนาดเล็ก มีหน่วยความจำเพียง 16 K ภาษาที่ใช้ ใช้ภาษา BASIC ภาษาเดียว จำเป็นต้องใช้โปรแกรมขนาดเล็กแยกคำนวณเป็นส่วน ๆ แล้วหาผลในขั้นสุดท้ายอีกทีหนึ่ง โดยแยกพิจารณาเป็น

๑. หาแรงเฉือน, moment และ torsion

๒. หา shear flow และ shear stress

๔.๑ หาแรงเฉือน, moment และ torsion

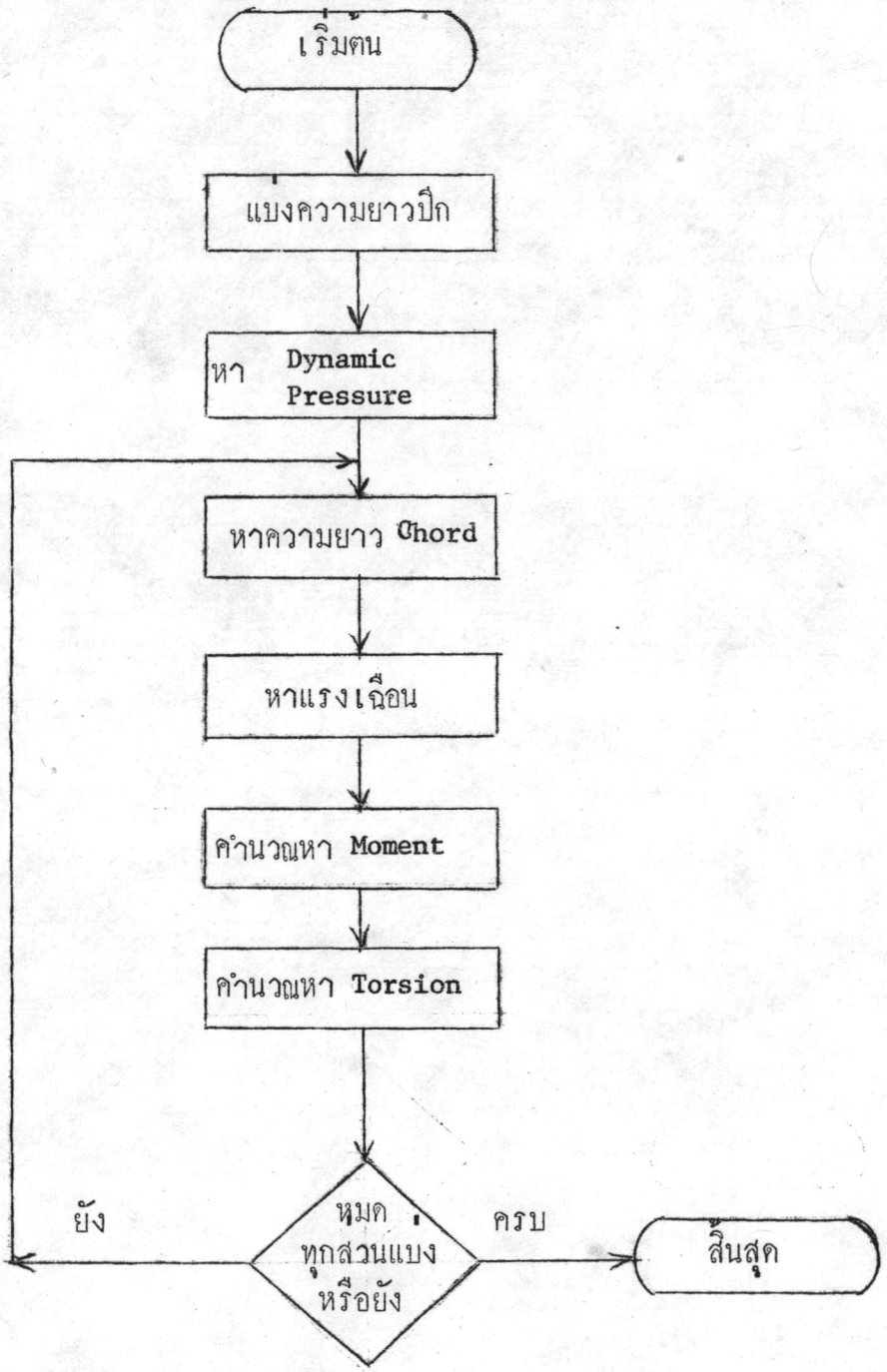
แบ่งความยาวปีกออกเป็น ๑๒ ส่วนตามรูป ๔.๑ นำข้อมูลที่ได้จากกลุ่มอากาศพลศาสตร์ในตารางที่ ๔.๑ มาใช้คำนวณ ขั้นตอนของการคำนวณแสดงได้ด้วยผังดังนี้



รูป ๔.๑ แสดงการแบ่งส่วนของปีก

---

10. Robert M.Rivello, op.cit., p.3


เริ่มต้น
แบงความยาวปีก
หา Dynamic Pressure
หาความยาว Chord
หาแรงเฉือน
คำนวณหา Moment
คำนวณหา Torsion
หมดทุกสวนแบงหรือยัง
ยัง
ครบ
สิ้นสุด

I16408421

ในการเขียนโปรแกรมเพื่อใช้คอมพิวเตอร์ช่วยในการวิจัยนั้น เราสมมุติค่าต่าง ๆ ดังนี้

A = ความยาวจากแนวกึ่งกลางลำตัวถึงส่วนที่ถูกแบ่ง

B = สัมประสิทธิ์ของแรงในแนวดิ่ง

C = ความยาว chord

T = ๓๓ % ของ chord

D = Dynamics pressure = $\frac{1}{2} \rho V^2$ = 0.8705 $lb/ft^2/sec.$

เมื่อ ρ = 0.002378 $slug/ft^3$

$V_C = V_{G'}$ = 220 ไมล์ต่อชั่วโมง

H = แรงที่เกิดในทางดิ่งในแต่ละส่วน

S = แรงเฉือนเป็นปอนด์

R = Moment ในแต่ละส่วน

TM = Moment ที่เกิดกับปีก เป็น ปอนด์–นิ้ว

X = Torsion

ตาราง ๔.๑ แสดงค่าทางอากาศพลศาสตร์ (ที่จุด C)

ความยาวปีก (A)	ความยาว chord (C)	สัมประสิทธิ์ (B)	33 % chord (T)	Cartroid (P)
188.00	56.50	0	4.52	5
183.30	56.85	0.3993	4.56	2.346
178.60	57.13	0.5427	4.57	2.346
169.20	57.90	0.7093	4.63	4.692
150.40	59.30	0.9000	4.74	9.37
131.60	60.71	0.9984	4.86	9.37
112.80	62.11	1.0387	4.97	9.37
94.00	63.51	1.1059	5.08	9.37
75.20	64.91	1.1092	5.19	9.37
56.40	65.00	1.1539	5.20	9.39
37.60	65.00	1.1779	5.20	9.40
18.80	65.00	1.2027	5.20	9.40
0	65.00	1.2125	5.20	9.40

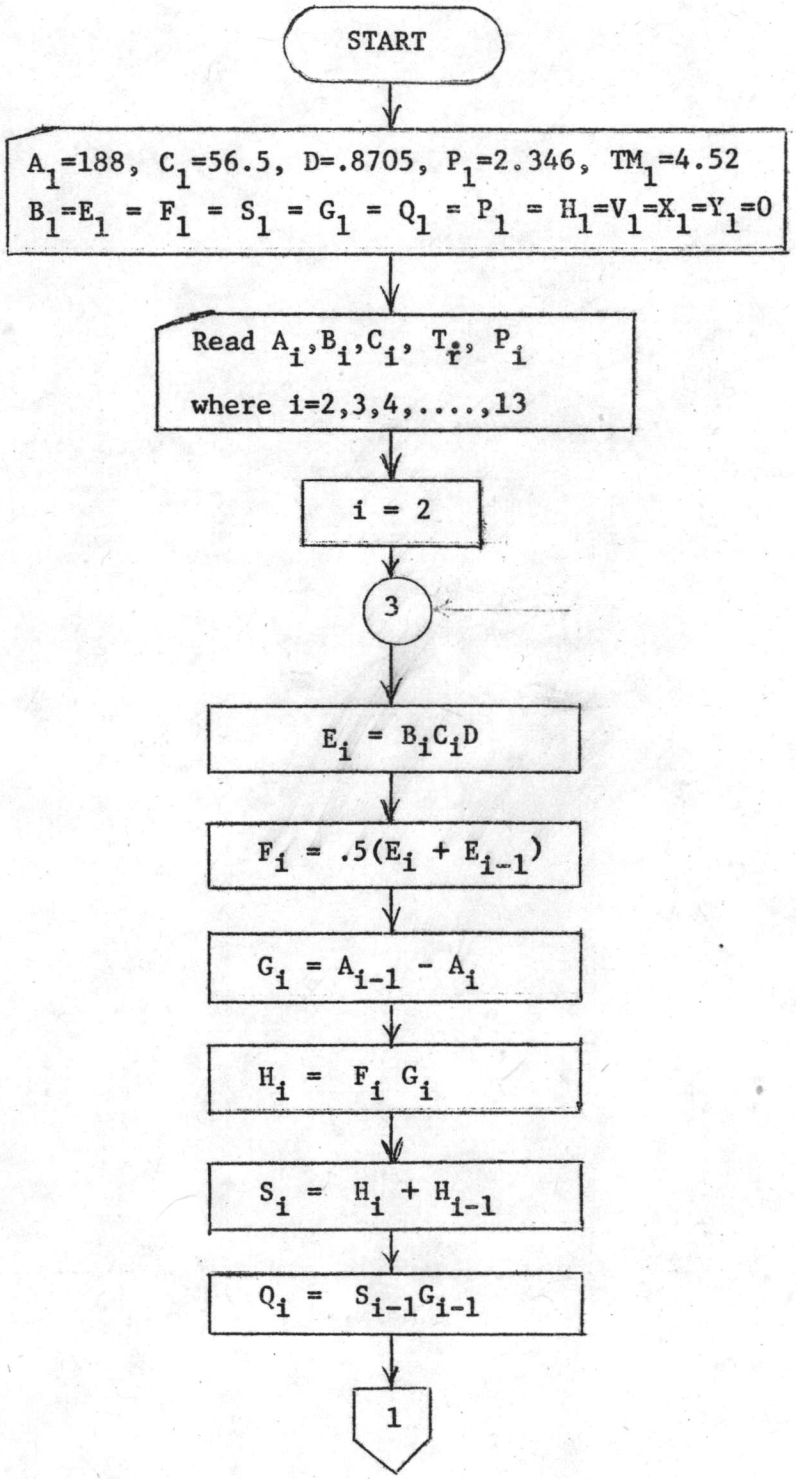
สำหรับที่จุด G' นั้น ค่าต่าง ๆ นอกจากสัมประสิทธิ์ (B) เท่านั้นที่เปลี่ยนแปลง ซึ่งค่า B แสดงไว้ในตาราง ๔.๒

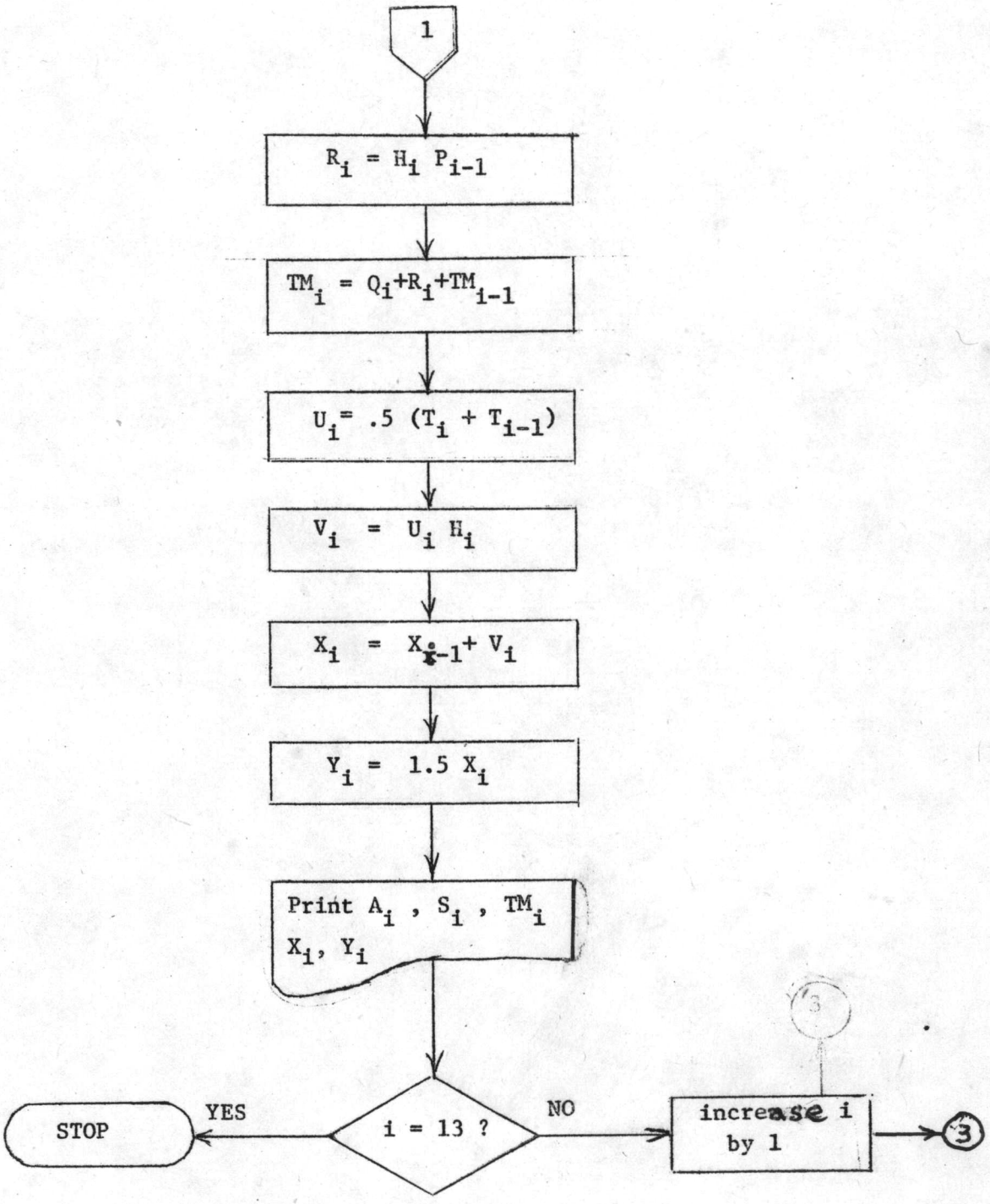
ตาราง ๔.๒ แสดงค่าทางอากาศพลศาสตร์ (ที่จุด G')

ความยาวปีก (A)	สัมประสิทธิ์ (B)
188.00	0
183.30	-.0313
178.60	-.0467
169.20	-.0687
150.40	-.0980
131.60	-.1121
112.80	-.1126
94.00	-.1152
75.20	-.0993
56.40	-.0917
37.60	-.0882
18.80	-.0861
0	-.0849

การคำนวณหาค่าแรงเฉือน, moment และ torsion ทำโดยให้คอมพิวเตอร์คำนวณเป็น loop 12 loop ตามผังที่แสดงต่อไปนี้

๔.๒.๑ ผังแสดงการหาค่าแรงเฉือน, moment และ torsion

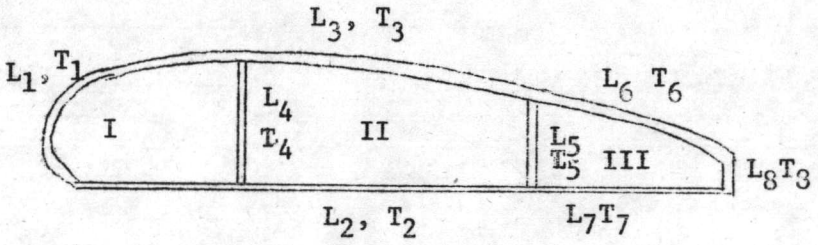



1
$R_i = H_i P_{i-1}$
$TM_i = Q_i + R_i + TM_{i-1}$
$U_i = .5 (T_i + T_{i-1})$
$V_i = U_i H_i$
$X_i = X_{i-1} + V_i$
$Y_i = 1.5 X_i$
Print A_i , S_i , TM_i
X_i, Y_i
3
STOP
YES
i = 13 ?
NO
increase i by 1
3

๔.๒ การหา shear flow และ shear stress

การหา shear flow นั้น โครงสร้างของ ทอ.๕ กงปีกเป็นแบบ 3 cells ถ้าเรากำหนดให้ L แทนความยาวของโครงสร้างที่เราพิจารณา

T แทนความหนาของโครงสร้างนั้น



รูป ๔.๒ แสดงโครงสร้างปีกชนิด 3 cell

พิจารณาจากรูป ๔.๒ จะเห็นว่ารูปร่างของกงปีกนั้น ผิวปีกซึ่งอยู่รอบนอกกับความหนาของกงปีกเองเป็นตัวที่ต้องพิจารณา ค่า shear flow ที่เกิดขึ้น สมการที่นำมาพิจารณาเพื่อคำนวณนั้น คือ

$$q_i = \frac{M_t}{2A_i} \quad [11]$$

เมื่อ i = จำนวน

q_i = shear flow ที่ cell i

A_i = พื้นที่ภายใน cell i

M_t = torsion

และใช้สมการที่ (15) ในวิทยานิพนธ์นี้เข้าร่วมพิจารณาด้วย

---

11. E.F.Bruhn. Analysis and Design of Airplane Structures. 1965. Ohio, Tri-state Offset Company. p.A 15.2

ข้อมูลที่ใช้คำนวณได้มาจาก ผนวก ค ซึ่งเป็นผลการคำนวณโดยคอมพิวเตอร์ ได้แก่ค่าของ Torsion และข้อมูลในตารางต่อไปนี้ ซึ่งได้จากการวิจัยของกลุ่มอากาศพลศาสตร์ เกี่ยวกับความหนาและรูปร่างปีก เมื่อมี moment กระทำ

ตาราง ๔.๓ ความหนาของผิวปีกและกงปีก

ตำแหน่ง RIB	Nose Rib			Middle Rib		
	T_1	A_1	A_2	T_3	T_2	$T_4 = T_5$
86.00	.032	63.71	134.72	.063	.05	
94.50	.032	68.26	124.10	.063	.05	
108.50	.032	66.72	122.56	.063	.05	
112.50	.032	62.55	119.98	.063	.05	
122.00	.032	61.55	112.77	.040	.032	
132.50	.032	58.60	111.11	.040	.032	104
145.60	.025	55.16	102.31	.032	.025	
154.40	.025	50.88	97.99	.032	.025	
165.20	.025	50.74	99.34	.032	.025	
176.00	.025	47.16	135.35	.032	.025	

	TAIL RIB
ตำแหน่ง	$T_6 = T_7 = T_8$
0-74	.04
74-122	.032
122-176	.025

ตาราง ๔.๔ ความยาวของพื้นผิว

ตำแหน่ง	L_1	L_2	L_3	L_4	L_5	L_6	L_7	L_8
0-74	28	24	24	8	7.38	9.5	9.5	3.5
74-121.88	26.5	22.5	22.5	7.5	7	8	8.5	4
121.88-122.13	26.5	22.5	22.5	7.5	7	5.5	5.5	5.5
122.13-176	24.5	21.25	21.25	6.13	5.75	5.5	5.5	4.75

เมื่อได้ข้อมูลและสมการแล้ว จะได้สมการ Simulteneous ๓ สมการ ๓ ตัวเปลี่ยน

ซึ่งจัดอยู่ในรูปของ Matrix ได้คือ

$$[B][X] = [C]$$

เมื่อ $B(1,1) = 2A_1$

$B(1,2) = 2A_2$

$B(1,3) = 2A_3$

$B(2,1) = \frac{1}{A_1}\left(\frac{L_1}{T_1}\right) - \frac{L_4}{A_2 T_4}$

$B(2,2) = -\frac{L_4}{A_1 T_4}$

$B(2,3) = \frac{L_5}{A_2 T_5}$

$B(3,1) = \frac{1}{A_1}\left(\frac{L_1}{T_1} + \frac{L_4}{T_4}\right)$

$B(3,2) = \frac{L_5}{A_3 T_5} - \frac{L_4}{A_1 T_4}$

$B(3,3) = 0$

และ $C(1,1) = T_1$

$$C(2,1) = \frac{1}{A_2}\left(\frac{L_2}{T_2} + \frac{L_3}{T_3} + \frac{L_4}{T_4} + \frac{L_5}{T_5}\right)$$

$$C(3,1) = \frac{1}{A_3}\left(\frac{L_7}{T_7} + \frac{L_5}{T_5} + \frac{L_6}{T_6} + \frac{L_8}{T_8}\right)$$

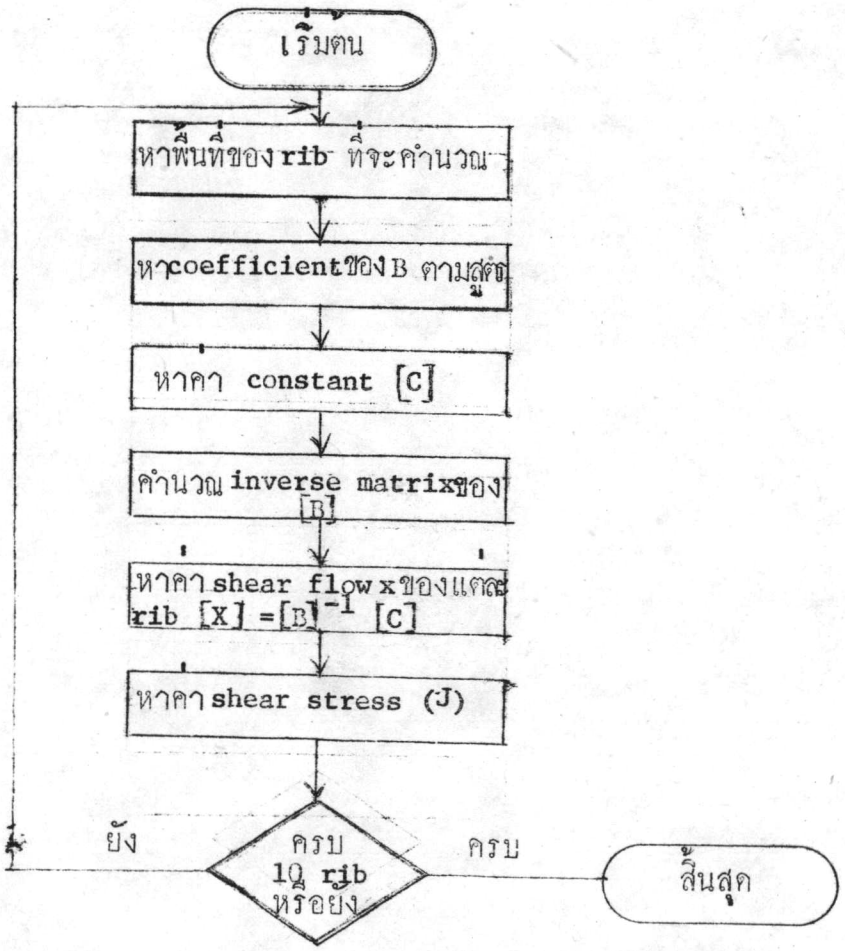
$[D]$ inverse matrix $[B]$

$$[X] = [D]\ [C]$$

shear stress

$$\sigma_{xs} = \frac{M_t}{2A\ t}$$

๔.๔.๑ ผังแสดงการคำนวณ shear flow และ shear stress



โปรแกรมและผลที่ได้แสดงไว้ตามผนวก ค.

ตาราง ๔.๕ คุณสมบัติของวัสดุ 7075 Aluminum alloy [12]

thickness (inches)	shearing stress (ksi)
0.015-0.039	47
0.040-0.249	47

เปรียบเทียบผลจากการคำนวณในผนวก ค. และตาราง ๔.๕ วัสดุ 7075 aluminum alloy ขนาดความหนาตามกำหนดในตาราง ๔.๓ ซึ่งใช้ทำโครงสร้างปีกเครื่องบิน ทอ.๕ ได้

12. E.F. Bruhn, Ibid, p.B2.21