บทที่ 2

ทฤษฎีที่ใช้ในการสร้าง เครื่องวัดความเร็วลมที่ต่ำกว่าความเร็ว เสียงชนิดตัว เลข

2.1 คำนำ

ในการวิจัยครั้งนี้เป็นการวิจัยขั้นมูลฐาน เพื่อจะนำเอาความรู้ทางด้านเครื่องวัดอากาศยาน อากาศพลศาสตร์ วงจรบริดจ์แอมพิฟาย เออร์ วงจร เปลี่ยนสัญญาณจากอนาลอก เป็นดิจิตอล และการวัดด้วยระบบไมโคร มาใช้สร้าง เครื่องต้นแบบ เครื่องวัดความเร็วลมที่ต่ำกว่าความเร็ว เสียงชนิดตัว เลข

2.2 หลักการ เบื้องต้นของ เครื่องวัดความเร็วลม

เครื่องวัดความเร็วของอากาศยานที่ใช้อยู่ในกองทัพอากาศไทยปัจจุบันนี้มีอยู่ด้วยกัน 4 ชนิด [1]

2.2.1 Sensitive Aiespeed Indicator

2.2.2 True Aiespeed Indicator

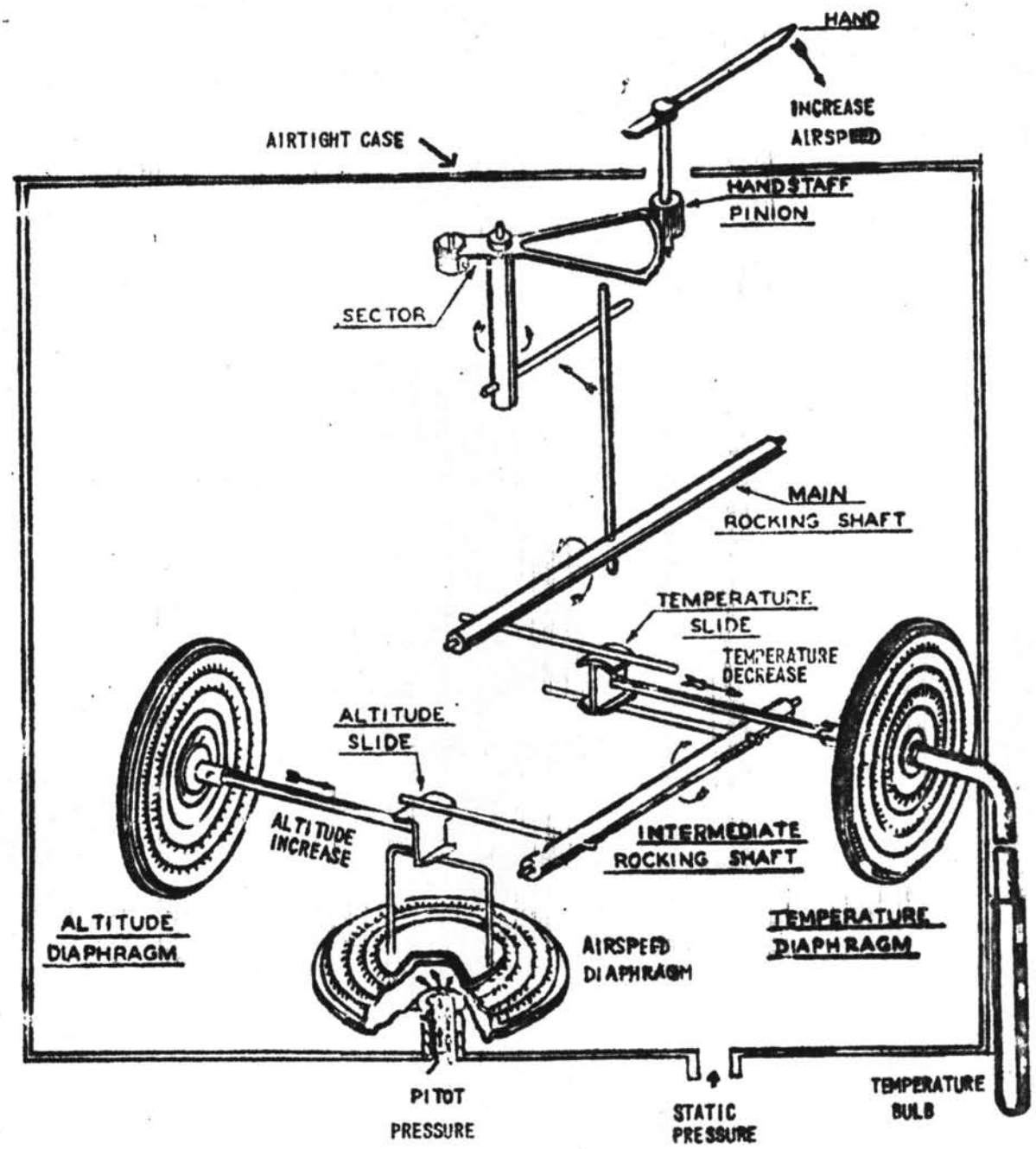
2.2.3 Transonic Machmeter

2.2.4 Maximum Allowable Airspeed Indicator

SENSITIVE AIRSPEED INDICATOR

เครื่องวัดแบบนี้เป็น เครื่องวัดที่ใช้ความดันรวม(Total Pressure) จากท่อปิโตท์กับความดันสแตติกของบรรยากาศที่อากาศยานกำลังบินผ่านอยู่ขณะนั้น ตัว เรือนของ เครื่องวัด เป็นชนิดแอร์ไทท์(Air tight)

[1] แผนกวิชาช่างอากาศ, เครื่องวัดประกอบการบิน(อัดสำเนา) หน้า 20-30.



รูปที่ 2.1 แสดง True Airspeed Indicator.

กลไกการทำงาน

ความดันรวมจากท่อทางปิโตท์จะ เข้าไปในไดอะแฟรม ส่วนความดันสแตติคส์จะ เข้าไปอยู่ในตัว เรือนรอบๆตลับไดอะแฟรม เมื่ออากาศยานบิน ความดันแตกต่างที่ เกิดขึ้นภายในตลับไดอะแฟรมจะดัน ลิงค์ (Link) ให้เคลื่อนที่ ทำให้ รอคคิงชาร์ป (Rocking Shaft) หมุน เซก เตอร์ (Sector) พี เนียน (Pinion) ซึ่ง เป็น เฟืองกินอยู่กับ เซก เตอร์ก็จะหมุน เข็มซึ่งมีแกนยึดกับพี เนียนก็จะหมุนชี้ไปบน เสกลหน้าปัด

TRUE AIRSPEED INDICATOR

ความดันของบรรยากาศจะ เปลี่ยนแปลง เมื่อระยะสูง และอุณหภูมิของบรรยากาศ เปลี่ยนไป ดังนั้นการวัดความ เร็วของอากาศยานด้วย Sensitive Airspeed Indicator จะมีความถูกต้อง เมื่อทำการวัดที่ระดับน้ำทะ เล เท่านั้น เพื่อแก้ปัญหาดังกล่าว จึงมีแอลติจูดแอนนิรอยด์ (Altitude Aneroid) และชุด เทม เพอ เร เจอร์ไดอะแฟรม (Temperature Diaphragm) เป็นตัวแก้ความผิดพลาด

กลไกการทำงาน

ความดันสแตติคส์จะ เข้าไปในตัว เรือนแบบแอร์ไทท์ ความดันปิโตท์จะ เข้าไปดันไดอะแฟรมและอำนวยให้อิน เตอร์มิ เดียดร็อคคิงชาร์ป (Intermedaite Rocking Shaft) หมุน เซก เตอร์และพี เนียน เช่น เดียวกับ Sensitive - Airspeed Indicator เมื่อระยะสูง เพิ่มขึ้นความดันลดลง แอลติจูดแอนนิรอยด์ขยายตัวทำให้แอลติจูดสไลด์ (Altitude Slide) เลื่อนตัวออก อิน เตอร์--มิ เดียดร็อคคิงชาร์ปก็ เปลี่ยนแปลงไป (สั้นกว่า เดิม) กลไก เครื่องวัดก็จะทำงาน เร็วขึ้น ซึ่ง เป็นการปรับแก้ความผิดพลาด เนื่องจากความสูง เปลี่ยนไปได้ ในทางตรงกันข้าม เมื่อระยะสูงลดลงกลไก เครื่องวัดจะทำงานช้าลง และ เมื่ออุณหภูมิลดลง ชุด เทม เพอ เร เจอร์ไดอะแฟรม (Temperature Diaphragm) ซึ่ง

ประกอบด้วยไดอะแฟรม(Diaphragm)ท่อแคปพิลลารี(Capillary Tube)และบัลบ์(Bulb)จะยุบตัวลงทำให้เทมเพอเรเจอร์สไลด์(Temperature Slide) เคลื่อนตัวสั้นเข้ามา กลไกเครื่องวัดก็จะทำงานช้าลง ในทางตรงกันข้าม เมื่ออุณหภูมิสูงขึ้นกลไกเครื่องวัดก็จะทำงานเร็วขึ้น

ดังนั้นเครื่องวัดความเร็วแบบนี้จึงสามารถชี้บอกความเร็วที่แท้จริงของอากาศยานได้โดยการใช้แอลติจูดแอนนิรอยด์ และ ชุด เทมเพอเรเจอร์ไดอะแฟรมเป็นตัวปรับแก้

TRANSONIC MACHMETER

ขณะที่อากาศยานทำการบินเท่ากับความเร็วของเสียงจะเกิดชอร์คเวบ(Shock Wave)ซึ่งเป็นอันตรายต่อโครงสร้างของอากาศยาน เพื่อให้สะดวกในการอ่านความเร็วจึงใช้วัดความเร็วเป็นอัตราส่วนของความเร็วที่แท้จริงต่อความเร็วของเสียง อัตราส่วนดังกล่าวนี้ถูกเรียกว่า มัคนัมเบอร์(Mach Number) กลไกการทำงาน

มีหลักการทำงานเช่นเดียวกับ True Airspeed Indicator จะต่างกันก็ที่สเกลหน้าปัดซึ่งบอกความเร็วเป็นมัคนัมเบอร์ นอกจากนี้เครื่องวัดชนิดนี้ยังมีเข็มบอกความเร็วสูงสุด ที่จะยอมให้ทำการบินได้ในบรรยากาศขณะนั้นโดยมีกลไกการทำงานดังนี้ ความดันสแตติคส์ที่เข้ามาอยู่ในตัวเรือนจะทำให้แอลติจูดแอนนิรอยด์ เปลี่ยนตลอดระยะความสูงที่เปลี่ยนแปลงไป แอลติจูดแอนนิรอยด์จะไปอำนวยให้ลีเวอร์(Lever)ของมัคร็อคคิงชาร์ป(Mach Rocking Shaft)เป็นกลไกอำนวยให้เข็มชี้บอกความเร็วสูงสุดที่ยอมให้ทำการบินได้ ณ ความสูงนั้นๆเปลี่ยนไปด้วย

MAXIMUM ALLOWABLE AIRSPEED INDICATOR

เป็นเครื่องวัดที่ออกแบบสำหรับอากาศยานที่มีความเร็วใกล้กับความเร็วเสียง เนื่องจากระยะสูงเพิ่มขึ้นความเร็วของเสียงจะลดลงและเครื่องวัดธรรมดาจะชี้น้อยกว่าความเร็วจริงถ้าไม่มีสิ่งใดคอยเตือนนักบินอาจทำการบินเท่ากับความเร็วเสียงซึ่งอาจจะเป็นอันตรายต่อโครงสร้างของอากาศยานได้ ดังนั้นเครื่องวัด

แบบนี้จึงมีมัคนัมเบอร์บนช่องสเกลหน้าปัดด้วย

กลไกการทำงาน

เหมือนกับเครื่องวัดแบบ Transonic Machmeter แต่สเกลหน้าปัดแทนที่จะเป็นมัคนัมเบอร์จะบอกความเร็วเป็นน็อต(Knot)นอกจากจะมีเข็มบอกความเร็วของอากาศยานและบอกความเร็วสูงสุดที่จะทำการบินได้แล้วยังมีช่องบอกมัคนัมเบอร์ ซึ่งอำนวยการทำงานด้วยเฟือง โดยอาศัยแอลติจูดแอนิรอยด์เป็นกลไกการทำงาน

2.3 ทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์เกี่ยวกับเครื่องวัดความเร็วลม[2]

เนื่องจากความดันของบรรยากาศในระยะสูงต่างๆกันจะขึ้นอยู่กับอุณหภูมิและความสูง

2.3.1 ความดันสแตติคส์ ความดันสแตติคส์มาตรฐานที่ระดับน้ำทะเลเท่ากับ 2,116 ปอนด์ต่อตารางฟุต หรือ 14.7 ปอนด์ ต่อตารางนิ้ว หรือ 29.92 นิ้วปรอท แต่ความดันสแตติคส์ที่ความสูง 40,000 ฟุต จะลดลง 19% ของระดับน้ำทะเล

F : ความดันสแตติคส์ของบรรยากาศ

F_{sl}: ความดันสแตติคส์มาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล

δ : อัตราส่วนของความดันสแตติคส์ของบรรยากาศกับความดันสแตติคส์มาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล

$\delta = F/F_{sl}$

2.3.2 อุณหภูมิ อุณหภูมิมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเลมีค่า 15 องศาเซนเซียส หรือ 288 องศาสัมบูรณ์

---

2 ATC MANNUAL "Flying Training Aerodynamics for Pilot" Headquarter Air Training Command Randolph AFB (Texas, number 51-3, 15 November 1963) page 2-4

T : อุณหภูมิของบรรยากาศ

T_{sl} : อุณหภูมิมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล

θ : อัตราส่วนของอุณหภูมิของบรรยากาศกับอุณหภูมิมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล

$$\theta = T/T_{sl} = \frac{c + 278}{288}$$

2.3.3 ความหนาแน่น ความหนาแน่นของอากาศ เป็นสิ่งสำคัญมากในการศึกษาทางด้านอากาศพลศาสตร์ ความหนาแน่นของอากาศที่ระดับน้ำทะเล เท่ากับ 0.0765 ปอนด์ต่อลบ.ฟุต หรือ มีความหนาแน่น 0.002378 สลักต่อลบ.ฟุต และที่ความสูง 40,000 ฟุต ความหนาแน่นของอากาศประมาณ 25% ของระดับน้ำทะเล

ρ : ความหนาแน่นของอากาศ

ρ_{sl} : ความหนาแน่นมาตรฐานของอากาศที่ระดับน้ำทะเล

σ : อัตราส่วนระหว่างความหนาแน่นของอากาศกับความหนาแน่นมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล

$$\sigma = \rho/\rho_{sl}$$

จากกฎของก๊าซจะได้ความสัมพันธ์ของความดัน อุณหภูมิ และความหนาแน่น เมื่อไม่มีการ เปลี่ยนสถานะ หรือการส่งผ่านความร้อน(Heat Transfer) จะได้ว่า ความหนาแน่นแปรผันตรงกับความดัน และแปรผกผันกับอุณหภูมิ

$$\text{Density Ratio} = \frac{\text{Pressure Ratio}}{\text{Temperature Ratio}}$$

$$\rho/\rho_{sl} = \frac{P}{P_{sl}} \cdot \frac{T_{sl}}{T}$$

$$\sigma = \delta/\theta$$

2.3.4 ความหนืด(Viscosity) ความหนืดของอากาศเป็นสิ่งสำคัญในเรื่องความหนืดในการเคลื่อนที่และแรงต้านทานสัมประสิทธิ์สัมบูรณ์ของความเร็วคือ อัตราส่วนระหว่างเชียริงสเตรสส์ (Shearing Stress) กับความหนืดของของไหล ตามปกติความหนืดของอากาศจะเป็นปฏิภาคกับส่วนกลับของอุณหภูมิ คืออุณหภูมิเพิ่มขึ้นความหนืดจะลดลง

μ : สัมประสิทธิ์สัมบูรณ์ของความหนืด

ν : ไคเนติควิสคอสซิตี

ρ : ความหนาแน่นของอากาศ

$$\nu = \mu / \rho$$

ไคเนติควิสคอสซิตีของอากาศมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเลมีค่า 0.0001576 ตารางฟุตต่อวินาที และที่ความสูง 40,000 ฟุต ไคเนติควิสคอสซิตีจะเพิ่มเป็น 0.0005059 ตารางฟุตต่อวินาที

2.3.5 หลักการของเบอร์นูลลี(Bernoulli)และการไหลของกระแสอากาศที่ตำแหน่งความเร็วต่ำกว่าความเร็วเสียง แรงภายนอกทางอากาศพลศาสตร์ทั้งหมดที่กระทำบนผิวของอากาศยานเป็นผลของแรงดันของกระแสอากาศ(Air Fressure)หรือแรงต้านทานของอากาศ(Air Friction)สำหรับอากาศยานที่มีความเร็วต่ำกว่าความเร็วของเสียงมากๆ แรงต้านทานของกระแสอากาศจะไม่มีความสำคัญนัก ดังนั้นแรงดันของอากาศพลศาสตร์(Fressure Force)จะคิดในรูปสมการ

ง่ายๆโดยตัดแรงต้านทานและความหนืดของกระแสอากาศออกเสีย การศึกษากระแสอากาศที่ต่ำกว่าความเร็วเสียงนั้น มีสมมุติฐานว่า กระแสอากาศมีลักษณะอัดตัวไม่ได้(Incompressible)ส่วนกระแส-อากาศที่เข้าใกล้ความเร็วของเสียงหรือสูงกว่าความเร็วของเสียง จะมีลักษณะอัดตัวได้(Compressible) สมการของเบอร์นูลลี นำกฎการเคลื่อนที่ของนิวตันที่ว่าในภาวะที่แรงไม่สมดุลย์จะทำให้เกิดความเร่งหรือความหน่วง และกฎของพลังงาน พลังงานรวมจะเท่ากับพลังงานจลน์ บวกพลังงานศักย์

(Totle Energy = Kinetic Energy + Fotential Energy)

ความดันสแตติคส์กับความเร็วมีความสัมพันธ์กันดังนี้

K.E.	:	พลังงานไคเนติคของอากาศ	-ฟุตปอนด์
ρ	:	ความหนาแน่นของอากาศ	-สลักต่อลบ.ฟุต (Slug/ft^3)
M	:	มวลของอากาศ	-สลัก
V	:	ความเร็วของกระแสอากาศ	-ฟุตต่อวินาที
P	:	ความดันสแตติคส์	-ปอนด์ต่อตร.ฟุต
P_{oi}	:	ความดันรวม	-ปอนด์ต่อตร.ฟุต
Q	:	ความดันไดนามิค	-ปอนด์ต่อตร.ฟุต
σ	:	อัตราส่วนของความหนาแน่นของบรรยากาศ กับความหนาแน่นของอากาศมาตรฐาน ที่ระดับน้ำทะเล	

$$K.E. = \frac{MV^2}{2}$$

$$\frac{K.E.}{ft^3} = 1/2 \left(\rho V^2 \right)$$

$$Q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$P_{oi} = P + Q$$

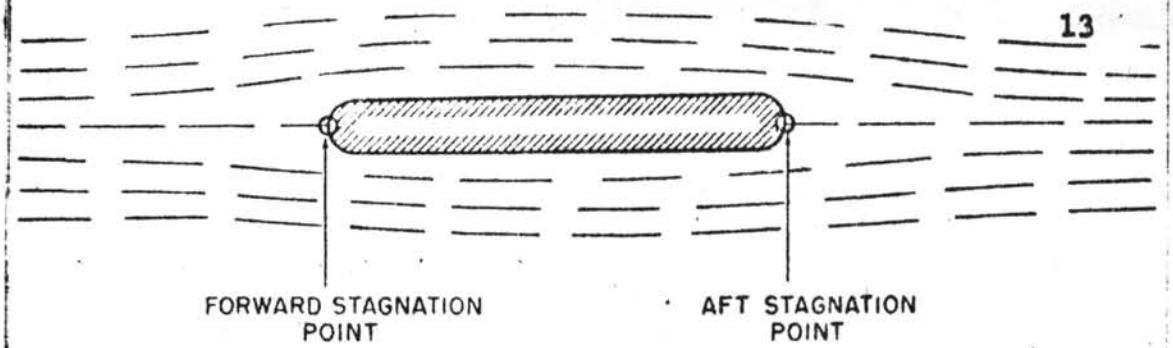
$$= P + \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$= P + 0.00339\, \sigma V^2$$

$$= P + \frac{1}{295}\, \sigma V^2$$

2.3.6 หลักในการวัดความเร็วลม ถ้านำเทหวัตถุที่มีรูปร่างสมมาตรกันเข้าไปในกระแสอากาศลักษณะการไหลของกระแสอากาศจะมีลักษณะดังรูปที่ 2.2 กระแสอากาศที่หัวของวัตถุจะไม่มีทางไหลออก และกระแสอากาศที่จุดนี้จะมีความเร็วเป็นศูนย์ กระแสอากาศที่ผ่านด้านหน้าของวัตถุจะมีทั้งความดันไดนามิคและความดันสแตติคส์รวมกัน ที่บริเวรรอบผิวของวัตถุกระแสอากาศจะถูกแบ่งออกโดยรอบ ความเร็วจะเพิ่มขึ้นจากศูนย์ที่จุดอับจนถึงความเร็วสูงสุดที่ผิวด้านข้างของวัตถุ และกระแสอากาศจะต่อเนื่องไปจนถึงจุดอับท้ายซึ่งจะมีความเร็วเป็นศูนย์เช่นกัน ความสำคัญของอากาศพลศาสตร์อยู่ที่จุดอับหรือจุดปะทะ การเปลี่ยนแปลงความดันสแตติคส์ของกระแสอากาศที่จุดปะทะจะมีค่าเท่ากับความดันไดนามิคดังแสดงในรูปที่ 2.3

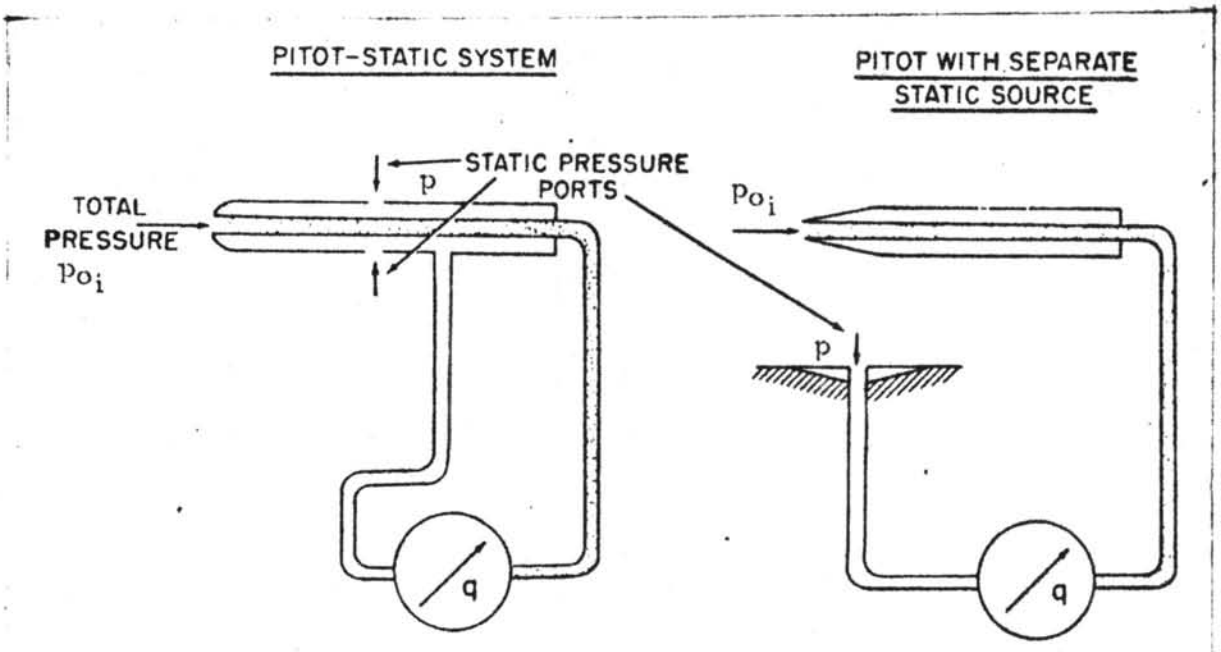
การวัดความดันไดนามิคของกระแสอากาศเป็นพื้นฐานที่สำคัญของการวัดความเร็วลม ในสภาวะต่างๆของการบินเครื่องวัดความเร็วไม่สามารถจะแสดงค่าของความเร็ว



AIRSTREAM AHEAD HAS AMBIENT STATIC PRESSURE AND DYNAMIC PRESSURE

STAGNATION PRESSURE IS AIRSTREAM TOTAL PRESSURE $p+q$

รูปที่ 2.2 *Flow Pattern on a Symmetrical Object*



PRESSURE INDICATED BY GAUGE IS DIFFERENCE BETWEEN TOTAL AND STATIC PRESSURE, $p_{o_i} - p = q$

รูปที่ 2.3 *Airspeed Measurement*

ที่แท้จริงได้ จึงต้องมีการแก้ไขความผิดพลาดด้วยวิธีการต่างๆดังนี้

1 The Indicated Airspeed (IAS)

เป็นเครื่องวัดความเร็วบางสภาวะของการบินคือทำการบินในบรรยากาศเหนือระดับน้ำทะเลเพียงเล็กน้อย ความผิดพลาดของเครื่องวัดจะเนื่องมาจากตัวเครื่องวัดเองและการติดตั้ง ค่าความแปรปรวนระหว่างความความเร็วที่ได้จากเครื่องวัดกับความเร็วที่แท้จริงมีค่าสูงมาก

2 The Calibrate Airspeed (CAS)

เป็นผลของ IAS ที่ได้แก้ความผิดพลาดที่เนื่องมาจากตัวเครื่องวัดและการติดตั้ง ความผิดพลาดของเครื่องวัดจะน้อยลงโดยการออกแบบอุปกรณ์และตัดอุปกรณ์ที่ไม่จำเป็นออก ซึ่งจะทำให้ง่ายต่อการบูรณะรักษา ส่วนความผิดพลาดเนื่องจากการติดตั้งจะมีผลต่อความดันสแตติคส์

3 The Equivalent Airspeed (EAS)

เป็นผลของ CAS ที่ได้แก้ความผิดพลาดที่เนื่องมาจากการอัดตัวได้ของอากาศและความสูง

4 The True Airspeed (TAS)

เป็นผลของ EAS ที่ได้แก้ความผิดพลาดที่เนื่องมาจากความหนาแน่นของอากาศในระยะสูงต่างๆ เครื่องวัดจะถูกกำหนดตามความดันไดนามิคที่สอดคล้องกับความเร็วของกระแสอากาศที่ระดับน้ำทะเลและความหนาแน่นที่เปลี่ยนตามความสูง ความสัมพันธ์ของ TAS กับ EAS มีดังนี้

EAS : Equivalent Airspeed

TAS : True Airseed

ρ : ความหนาแน่นของอากาศ

ρ_{sl} : ความหนาแน่นของอากาศมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล

σ : อัตราส่วนของความหนาแน่นของอากาศกับความหนาแน่นของอากาศมาตรฐานที่ระดับน้ำทะเล

$$(TAS)^2 \rho = (EAS)^2 \rho_{sl}$$

$$TAS = EAS \sqrt{\rho_{sl}/\rho}$$

$$= EAS \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

2.4 เทคนิคการเปลี่ยนค่าความต้านทานเป็นค่าทางโวลเตจ[3]

บริดจ์แอมพิฟายเออร์เป็นวงจรขยายสัญญาณแบบหนึ่งที่สามารถขยายสัญญาณที่เกิดจากการเปลี่ยนแปลงความต้านของบริดจ์อาร์ม(Bridge Arm) ข้างหนึ่งโดยให้ Output ออกมาเป็นค่าทางโวลเตจ วงจรแบบนี้เหมาะสำหรับการขยายสัญญาณที่เกิดจากการเปลี่ยนความต้านทานเป็นเปอร์เซนต์ที่น้อยมาก วงจรของบริดจ์แอมพิฟายแสดงดังรูปที่ 2.4

002436

---

3 สมุทร เลิศทวีสินธ์ ร.ต.ต. "การออกแบบและสร้างดิจิตอลเทอร์โมมิเตอร์" (วิทยานิพนธ์วิทยาศาสตรมหาบัณฑิต แผนกวิชาคอมพิวเตอร์ศาสตร์ บัณฑิตวิทยาลัย จุฬาลงกรณมหาวิทยาลัย ปี 2518)หน้า 5

$$V_2 = V \frac{R}{2R + \Delta R}$$

$$V_1 = V/2$$

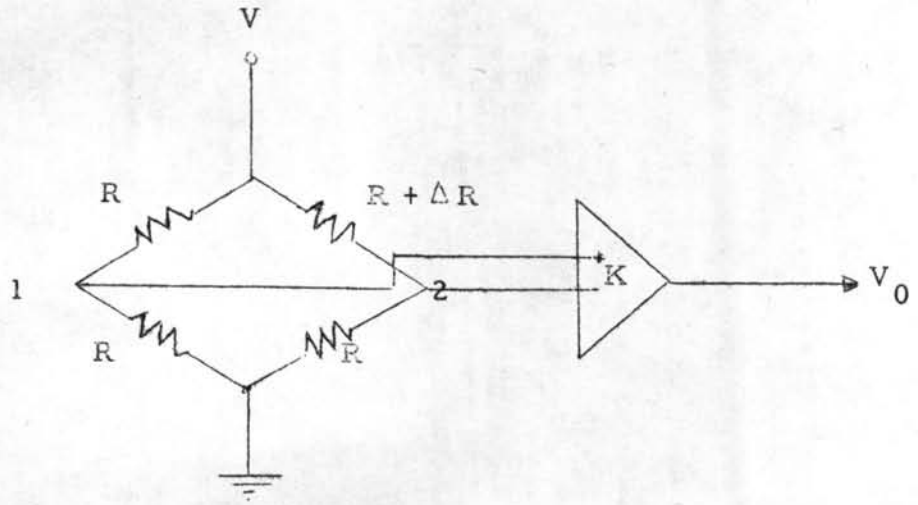
$$V_2 - V_1 = \frac{V}{4}\left(\frac{S}{1 + \frac{S}{2}}\right) \; ; S = \frac{\Delta R}{R}$$

$$V_0 = K(V_2 - V_1)$$

$$= -\frac{KV}{4}\left(\frac{S}{1 + \frac{S}{2}}\right)$$

$$V = -\frac{KVS}{4} \quad ; S \text{ น้อยกว่า } 1 \text{ มากๆ}$$

ดังนั้นจะเห็นว่า Output Volt เป็น Linear Function กับอัตราการเปลี่ยนแปลงของความต้านทาน (S) เมื่อตั้งให้ค่า K และ V เป็นค่าคงที่แล้วอัตราการเปลี่ยนแปลงของความต้านทาน (S) จะมีค่าน้อยมาก



รูปที่ 2.4 Bridge Amplifier Circuit

2.5 เทคนิคการเปลี่ยนค่าทางอนาลอกเป็นค่าทางดิจิตอล[4]

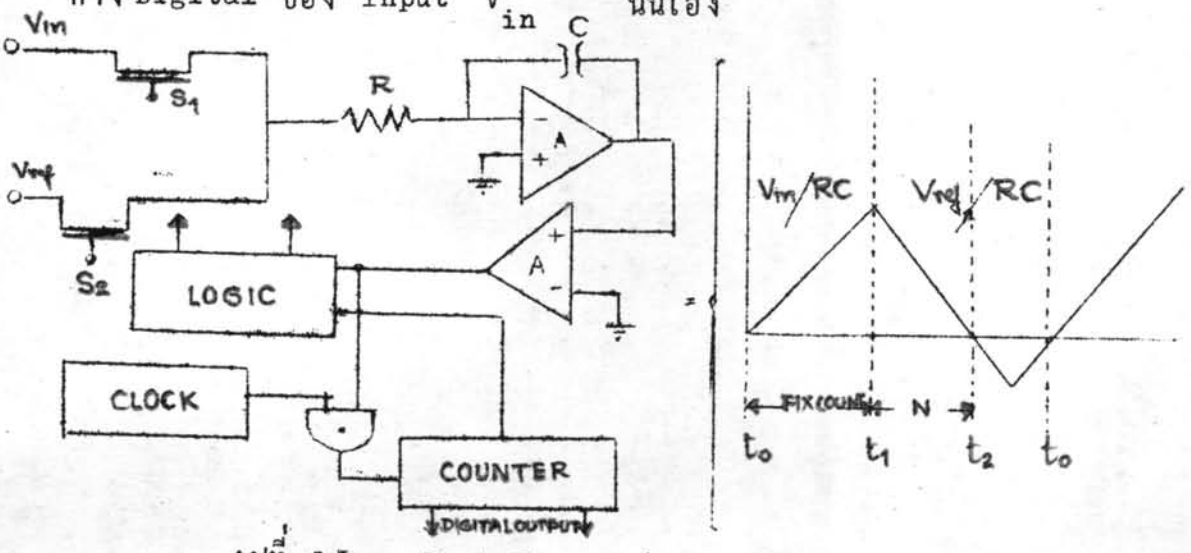
การเปลี่ยนค่าจากอนาลอกเป็นค่าทางดิจิตอลนั้นมีหลายวิธี โดยแบ่งเป็นแบบใหญ่ๆได้ 2 แบบ Open Loop Type และ Feedback Type โดยแบบ Open Loop นั้นจะแปลงเป็นดิจิตอลโค้ดโดยตรง เมื่อได้รับ Input Voltage ที่เป็นแบบ Synchronous Operation ส่วนแบบ Feedback จะแปลงเป็นดิจิตอลโค้ดชุดหนึ่งทันที แล้วจะแปลงแต่ละดิจิตอลโค้ดนั้นกลับไปเป็นอนาลอกอีกครั้งหนึ่ง เพื่อนำไปเปรียบเทียบกับ Input ว่าถูกต้องหรือไม่ ดังนั้นผลที่ได้ออกมาจึงเป็นค่า Digital Output ที่เกิดจากค่าอนาลอกที่ใกล้เคียงกับค่า Input มากที่สุด

สำหรับการออกแบบเครื่อง Digital Subsonic Airspeed Indicator ครั้งนี้จะใช้แบบ Dual Slope Integrater ซึ่งเป็น Feedback Type วิธีหนึ่ง ข้อดีของวิธีนี้ก็คือ Accuracy ของทั้งระบบขึ้นอยู่กับ Accuracy ของ Reference Voltage เพียงอย่างเดียว Block Diagram ของ Dual Slope Analog to Digital Converter แสดงอยู่ดังรูปที่ 2.5

---

[4] ดำเนิน แก้วชัย "การออกแบบและสร้างดิจิตอลโวลท์มิเตอร์" (วิทยานิพนธ์วิทยาศาสตรมหาบัณฑิต แผนกวิชาคอมพิวเตอร์ศาสตร์ บัณฑิตวิทยาลัย จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย ปี 2518) หน้า 9-10

ทฤษฎีการทำงานของ Dual Slope อาศัยหลักการของ Voltage To Time Principle จากรูปที่ 2.5 เริ่มแรกจะต้องมีค่า Know Reference Voltage (v_{ref}) เพื่อเอาไว้เปรียบเทียบกับ Unknow Input Voltage (Vin) โดยใช้วิธีเปรียบเทียบ Slope 2 ค่านี้ เริ่มแรกสวิช S_1 และ S_2 ซึ่งใช้ป้อน V_{in} และ V_{ref} จะเปิดอยู่ เมื่อสวิช S_1 ปิดทำให้ Integrator ถูกป้อนด้วย V_{in}, Output ของ Integrator มีค่า Slope เป็น + V_{in}/RC โดยเปลี่ยนจากค่าลบเป็นศูนย์และบวก การที่ Slope เปลี่ยนจากค่าลบเป็นบวกจะทำให้ Clock เริ่มทำงาน Counter ก็จะเริ่มนับไปจนถึงค่าสูงสุด (2^n) แล้วก็จะ Overflow และเริ่มเป็นศูนย์ใหม่ การที่ Counter กลับมาเป็นศูนย์นี้จะทำให้สวิช S_1 เปิดและสวิช S_2 ปิด Integrator จะถูกป้อนด้วย V_{ref} ทำให้ Output ของ Integrator มีค่า Slope เป็น - V_{ref}/RC Counter ก็ยังคงนับเรื่อยไปจนกว่า Slope จะเปลี่ยนจากค่าบวกเป็นศูนย์และลบแล้ว Counter จะหยุดนับ ค่าที่ได้นี้จะนำไปเปรียบเทียบที่ Comparater ส่วน Counter ยังคงเก็บค่าที่นับได้ไว้ ค่านี้ก็คือค่าทาง Digital ของ Input V_{in} นั่นเอง



รูปที่ 2.5 Dual Slope A/D Converter Block Diagram

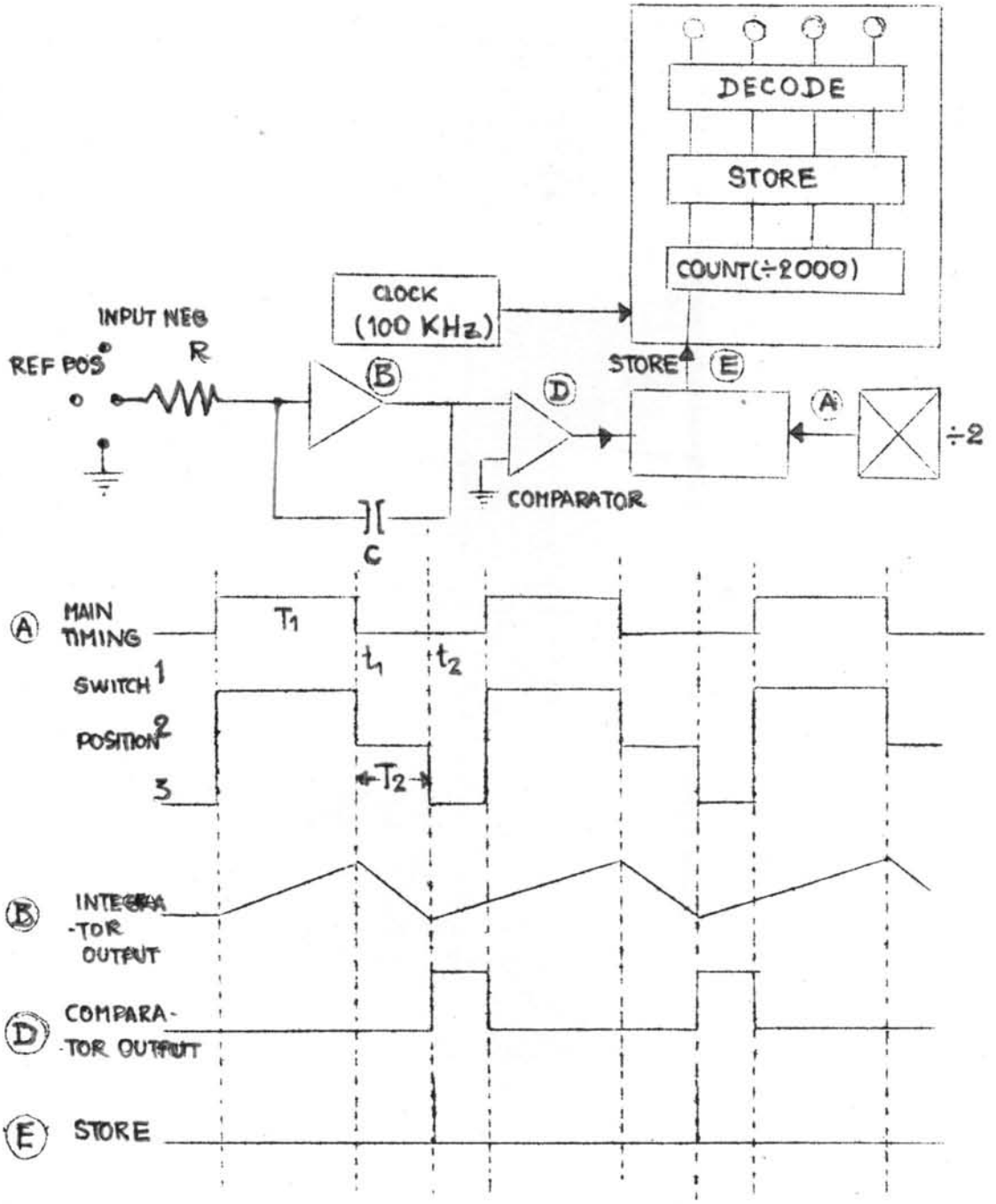
2.6 หลักการและแนวความคิดที่จะนำไปออกแบบสร้างเครื่องวัดความเร็วลม ชนิดตัวเลข

จากหลักการและทฤษฎีทางอากาศพลศาสตร์ การวัดความเร็วของอากาศยานคือ การวัดความแตกต่างของความดันรวมกับความดันสแตติคส์ของกระแสอากาศที่อากาศยานบินผ่านผลของความแตกต่างทั้งสองจะไปอำนวยชุดกลไกของเครื่องกำหนดสัญญาณ (Transducer)

เมื่อผลของความแตกต่างน้อยค่าของความต้านทานจะสูง และถ้าผลของความแตกต่างมากค่าของความต้านทานจะลดลง มีความสัมพันธ์กันเป็น Linear Function นำค่าความต้านทานที่ได้มาต่อเป็น Active Arm ในวงจรของ Bridge Amplifier เพื่อขยายสัญญาณ การเปลี่ยนแปลงของความต้านทานเป็นสัญญาณทาง Voltage ณ ที่ความเร็วหนึ่งๆ จะได้ Output Voltage ค่าหนึ่งที่มีความสัมพันธ์กับความเร็วค่านั้นๆ ที่ความเร็ว 0 ไมล์/ชม. จะได้ Voltage Output เป็น 0 Volt ดังนั้นที่ความเร็วค่าหนึ่งจะได้ Output Voltage ค่าหนึ่ง ซึ่งค่านี้จะเป็น Unkown Input Voltage ที่จะนำไปป้อนเข้า Analog to Digital Converter เพื่อแปลงค่า Analog Voltage ออกมาเป็นสัญญาณทาง Digital

จากรูปที่ 2.6 เริ่มแรก Capacitor (C) จะถูก discharged เต็มที่เมื่อป้อนค่า Unkown Voltage (V_{in}) จาก Bridge Amplifier เข้าสู่ Integrator จะถูก charged ด้วยอัตราที่คำนวณได้จาก V_{in} และ R เรื่อยไปจน Counter นับได้ 2000 (ค่า T_1 เป็นเวลา 20 Milliseconds) ในท้ายสุดของช่วงนี้ Voltage ที่คร่อม C (V_x) จะมีค่า $\frac{1}{RC}\int_0^{T_1} V_{in}\, dt$ หรือ $V_x = V_{in}\, T_1/RC$

เมื่อสับสวิชป้อน Reference Voltage(V_{ref}) ให้กับ Integrator จะทำให้ C ถูก discharge ด้วยอัตราที่คำนวณได้ จากค่า V_{ref} และ R



รูปที่ 2.6แสดงจังหวะการทำงานของวงจรอนาลอก เป็นดิจิตอล

เนื่องจากค่า Voltage ค่านี้ มีค่าสูงกว่า Voltage ที่ต้องการวัดมากทำให้ charged บน C ลดลงเร็วกว่าที่ถูกสร้างขึ้นมา และ charged ลดลงจนเป็น 0 ในเวลา T_2

$$V_x - \frac{1}{RC}\int_{t_1}^{t_2} V_{ref}\,dt = 0$$

$$V_x - V_{ref}\frac{T_2}{RC} = 0$$

$$V_{in}\frac{1}{RC} - V_{ref}\frac{T_2}{RC} = 0$$

$$T_1 \cdot V_{in} = T_2 \cdot V_{ref}$$

$$V_{in} = V_{ref} \cdot T_2/T_1$$

เมื่อมีสภาพ Voltage เป็น 0 จะทำให้ Comparator ควบคุม Control-Logic ให้ป้อน 0 Voltage input ให้แก่ Integrator เพื่อป้องกันไม่ให้ chaeged บน C มีการเปลี่ยนแปลง ในขณะเดียวกัน Control-Logic จะควบคุมให้ Counter เก็บค่าที่นับได้ไว้ ดังนั้นเวลาที่นับได้คือที่วัดได้ของ Unknown input voltage (V_{in}) ใน term ของ Reference Voltage (V_{ref}) ดังนั้น Reference Voltage จึงอาจจะเลือกให้มี range ที่เหมาะสมที่จะนำมาใช้งาน ส่วนประกอบต่างๆ ที่จะนำไปใช้ในการออกแบบสร้างเครื่องวัดความเร็วลมชนิดตัวเลข

1. Transducer ทำหน้าที่เปลี่ยนความดันแตกต่างระหว่างความดันปิโตท์และความดันสแตติคส์ ให้ออกมาเป็นสัญญาณทางไฟฟ้า (Voltage signal)

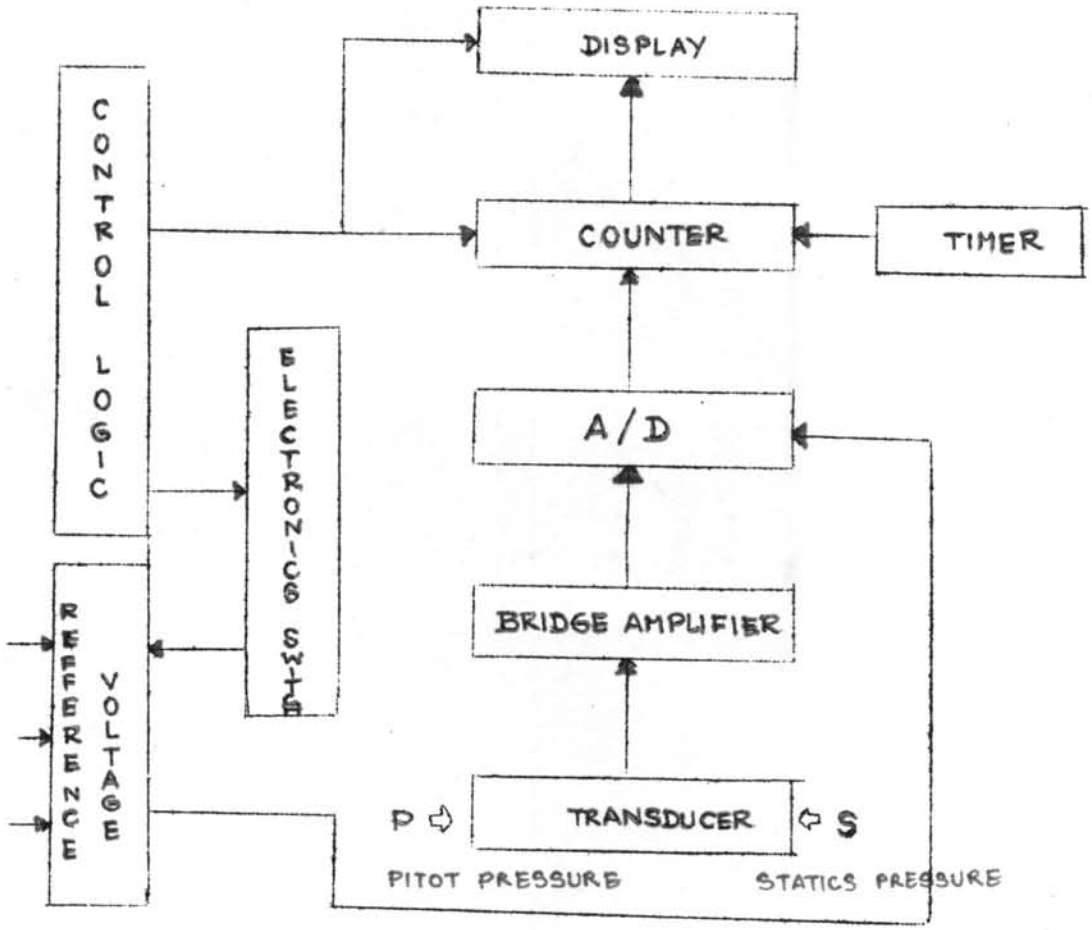
2. Bridge Amplifier ทำหน้าที่ขยายสัญญาณไฟฟ้าที่ได้จาก Transducer ให้มีกำลังสูงขึ้น

3. Analog to Digital Converter ทำหน้าที่แปลงค่า Voltage signal ให้เป็นค่าทาง Digital

4. Electronic switch ทำหน้าที่สับเปลี่ยนสวิชเพื่อป้อน Voltage signal,Reference Voltage และ 0 Voltage ให้กับ Integrator

5. Control Logic ส่วนนี้ทำการควบคุมสวิชปิดเปิดให้ป้อน Voltage ต่างๆ ให้แก่ Integrator และควบคุมการทำงานของ Counter

6. Display ส่วนนี้จะทำหน้าที่แสดงผลลัพธ์ต่างๆออกมาเป็นตัวเลข



รูปที่ 2.7 แสดงการทำงานของ Digital Subsonic Airspeed Indicator