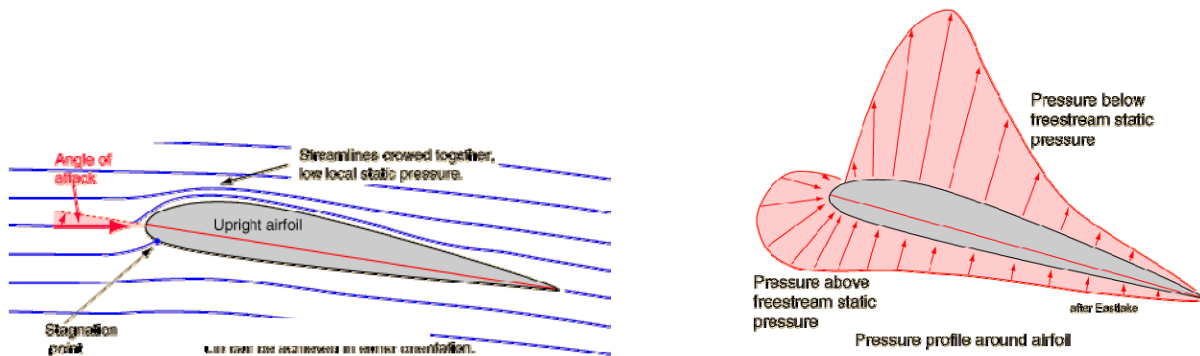


# Forsøgsvejledning vindtunnel

**Formål:** At måle trykfordelingen på en vingesektion og integrerer denne over arealet for at finde opdriftskraften. At lære om sammenhængen mellem hastighed, tryk og kraft. At få et indtryk om hvad man kan bruge matematik til.

**Baggrund:** En vinge genererer opdrift når der blæser en vind henover den. Generelt vil hastigheden på oversiden af vingen være højere end på undersiden.



Figur 1: Strømlinjer og trykfordeling på en vingeprofil. Vingens chorde er den røde streg, der går gennem vingen. (hyperphysics.phy-astr.gsu.edu)

Sammenhængen mellem hastighed og tryk er givet ved Bernoullis lov:

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

hvor P er det statiske tryk  $\rho$  er luftens massefylde og V er fristrøms-hastigheden. Dvs. Hvis hastighed lokalt er høj må trykket på denne position være tilsvarende lavt. Trykket kan måles ved brug af små plasticslanger der forbinder til trykudtag på overfladen af vingeprofilen med manometerrør hvor trykket kan aflæses. Vingeprofilen er udstyret total 19 trykudtag der er placeret på 0, 7.5, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70 og 80% af chorden på både over og undersiden (se bilag).

Opdriftskraften kan findes ved at integrerer trykfordelingen over vingens areal:

$$F = \int PdA$$

Denne integration kan foretages på flere måder: 1. Plot trykfordelingen som funktion af chordelængden på et ternet papir. Tæl antallet af firkanter under kurven. Gang dette med vingeprofilens længde. 2. Brug numerisk integration (fx Simpson's metode).

## Procedure:

1. Installer vingen i vindtunnelen og forbind trykudtagene med manometerrørene.
2. Nulstil hastighedsvisningen på displayet (kalibrering )
3. Tænd for vindtunnel. Indstil hastigheden til 25 m/s
4. Indstil angrebsvinklen til 4 grader.
5. Aflæs væskestanden i samtlige manometerrør (Dette kan med fordel skrive in i excel med det samme).
6. Aflæs temperaturen i lokalet samt evt. lufttrykket. (Hvad tror i at i skal bruge dette til?)

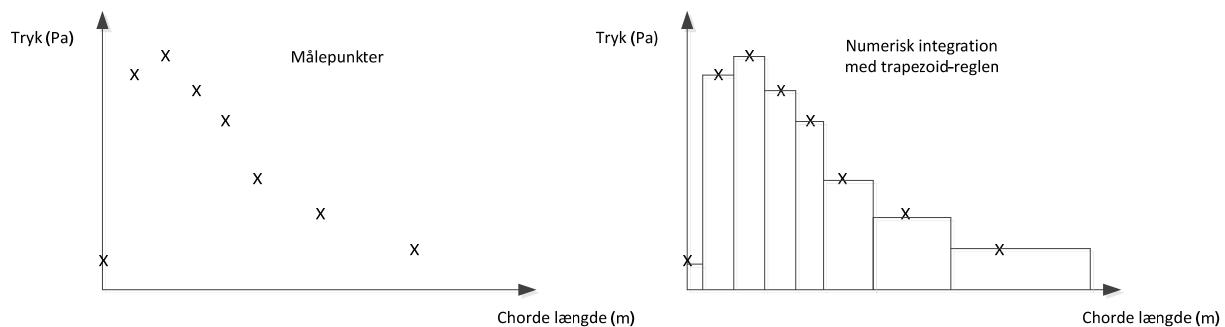
## Resultatbehandling:

1. Foretag omregningen fra Inch til meter. 1 inch = 2,54 cm = 0,0254 m
2. Foretag omregningen fra meter væskesøjle til Pascal. Det hydrostatiske tryk er givet ved:

$$P = \rho gh$$

Hvor P er trykket,  $\rho$  er væskens massefylde, g er tyngdeaccelerationen og h er højden af væskesøjlen.

3. Plot trykket for både vingens underside og overside som funktion af chordens længde. Chordens længde er 3,5 Inch. Vingens længde er 29 cm.
4. Foretag en numerisk integration af de fremkommende kurver. Hvis i ikke har lært om integration så kommer den detaljerede fremgangsmåde her hvor den mere simple rektangulære metode er anvendt:
  - a. Det vi prøver på er at bestemme arealet under den kurve der er udspændt af målepunkterne. Målepunkterne kan forbindes ved brug af mere eller mindre avancerede funktioner (fx prøv af brug polyfit-funktionen i excel). Den simpleste version af kurven vil være at forstille sig den som stykvis lineare, dvs. forestil jer kurven som et søjlediagram.



- b. Opdel kurven i segmenter som der går mellem midtpunkterne mellem to målepunkter som vist på tegningen.
- c. Gang det målte tryk med længden af ovennævnte segmenter (for at bestemme arealet under kurven)
- d. Læg resultatet sammen for samtlige segmenter for at finde det totale areal under kurven.
- e. Gang dette resultat med længde af vingen for at finde den kraft der virker normalt på chorden (chorde længde  $\times$  vings længde = vings areal).
- f. Gentag denne procedure for undersiden af vingen også.
- g. Kraften der virker på undersiden af vingen trækkes fra kraften der virker på oversiden af vingen for at finde den totale opdriftskraft.

### Liste over appendiks:

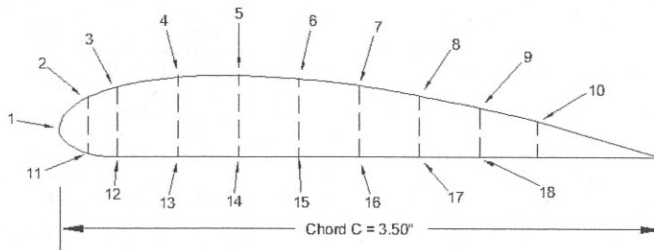
- Data sheet for experiment 6
- Clark Y14 Pressure Tap Locations

# AEROLAB SUBSONIC WIND TUNNEL LABORATORY MANUAL

## DATA SHEET FOR EXPERIMENT 6

Date \_\_\_\_\_

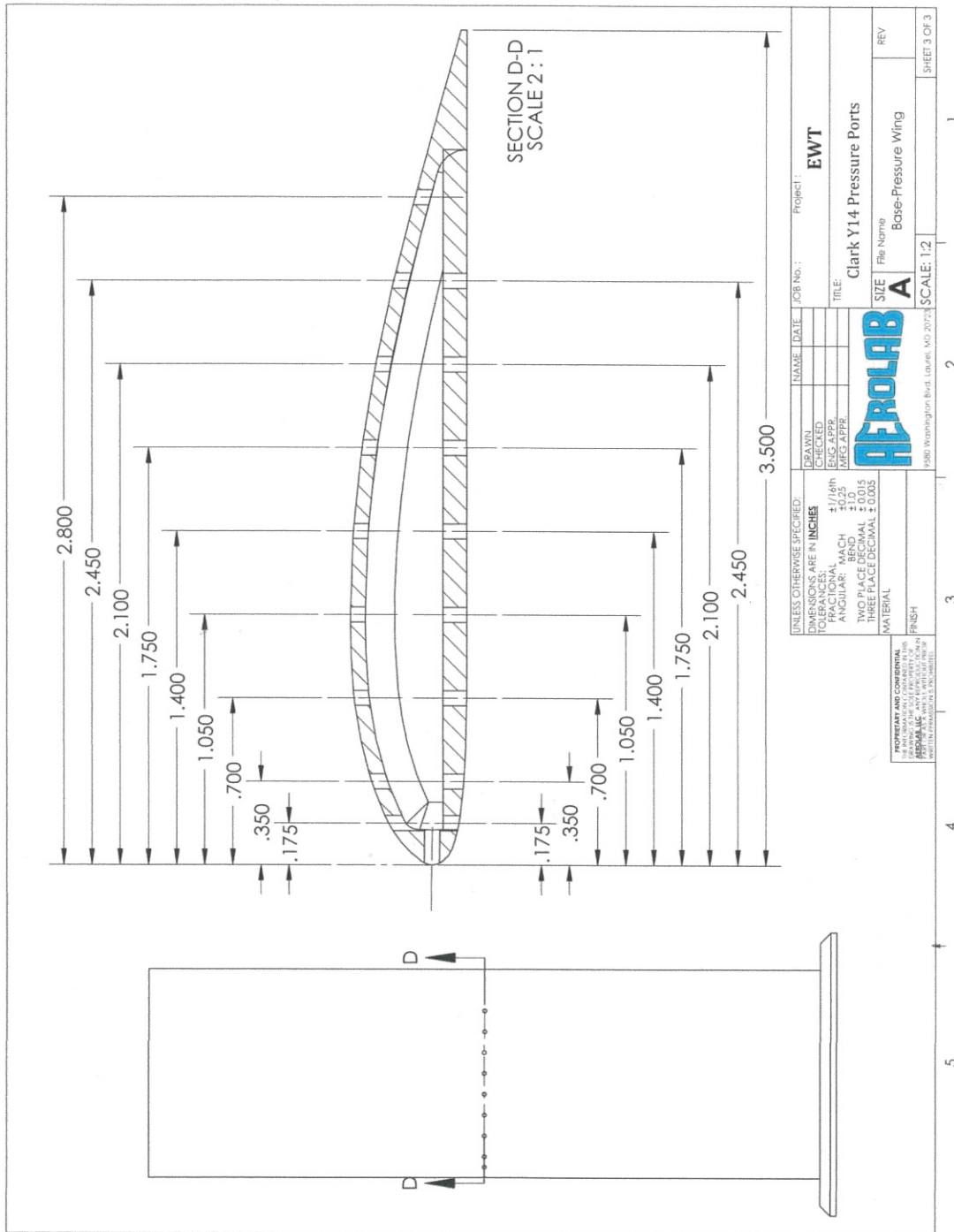
Test Section Airspeed \_\_\_\_\_



Station Number	% of chord	PRESSURE DATA			
		$\alpha_1 =$	$\alpha_2 =$	$\alpha_3 =$	$\alpha_4 =$
1	0				
2	5				
3	10				
4	20				
5	30				
6	40				
7	50				
8	60				
9	70				
10	80				
11	5				
12	10				
13	20				
14	30				
15	40				
16	50				
17	60				
18	70				

See Figure 1 for wing cross section and dimensions

# AEROLAB SUBSONIC WIND TUNNEL LABORATORY MANUAL



**Figure 1 | Clark Y14 Pressure Tap Locations**