

Das Winddreieck

Wolf Scheuermann

Lufthansa Flight Training GmbH, Bremen

Einleitung

Das Winddreieck beschreibt mittels ebener Geometrie den vektoriellen Zusammenhang zwischen horizontaler Windgeschwindigkeit V_w , Flugzeuggeschwindigkeit **TAS** und Geschwindigkeit über Grund **GS**:

$$GS = TAS + V_w$$

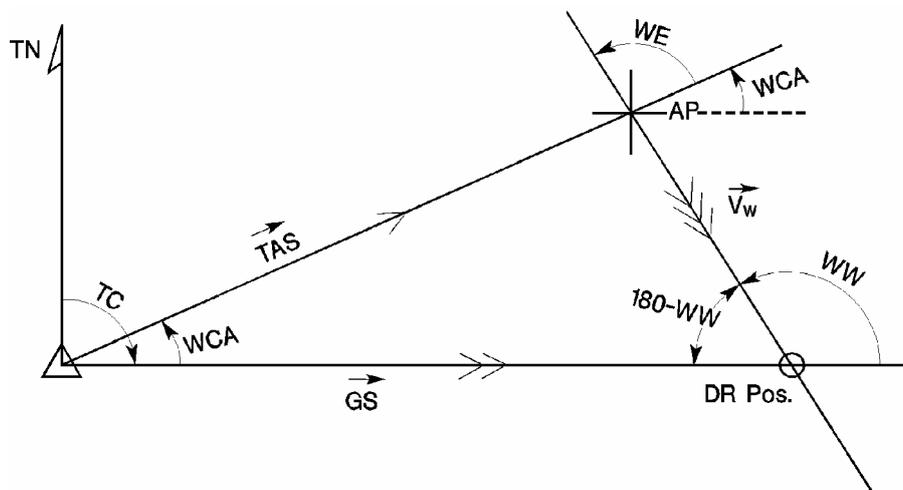


Bild 1: Winddreieck

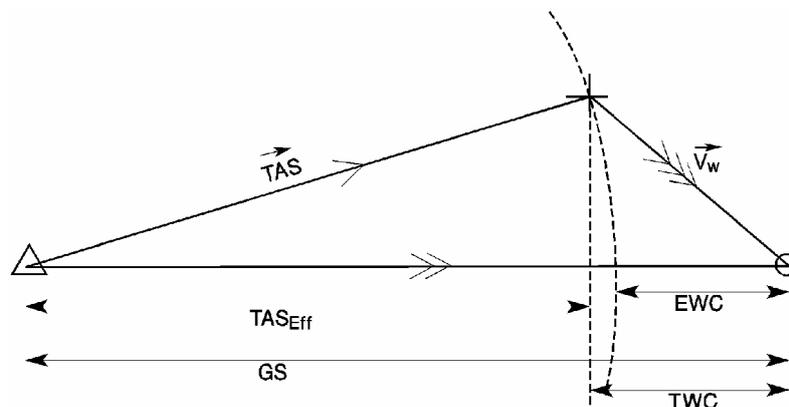
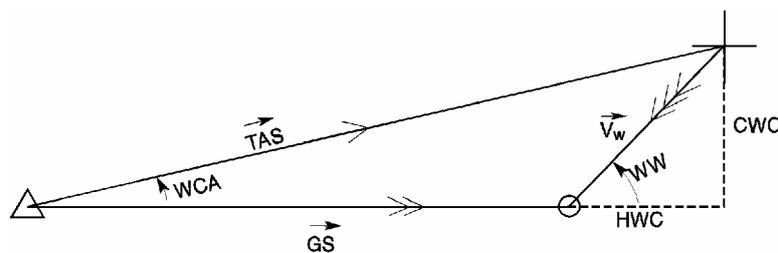


Bild 2: Windkomponenten

Geschwindigkeiten werden in Seemeilen pro Stunde oder Knoten [$1 \text{ kt} = 1 \text{ NM/h} = 1852 \text{ m} / 3600 \text{ sec} = 0.51444 \text{ m/s}$] angegeben. Dabei ist die Seemeile: $1 \text{ NM} = 1852 \text{ m}$. Die dargestellten Zusammenhänge gelten auch bei konsistenter Verwendung anderer Geschwindigkeitseinheiten.

Grundbegriffe

(nach DIN 13 312)

Abhängig von den zur Berechnung zur Verfügung stehenden Daten kann man drei Winddreiecke unterscheiden:

1. Das *Preflight Winddreieck* mit den während der Flugplanung zur Verfügung stehenden Daten. Liefert für die Flugdurchführung wichtige Daten.
2. Das *Inflight Winddreieck* mit den im Fluge gemessenen Daten zur Bestimmung der aktuellen Windgeschwindigkeit.
3. Das *Postflight Winddreieck* zur Bestimmung des weiteren Verlauf des Fluges.

| | | |
|----------------------|---|---|
| True North | TN | geografisch Nord, zum geografischen Nordpol führende Tangente an den Ortsmeridian in der lokalen Horizontalebene, horizontale Bezugsrichtung |
| True Airspeed | TAS | Betrag der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges nach Betriebshandbuch relativ zur Luft |
| Ground Speed | GS $GS = TAS_{\text{eff}} + WC$ $GS \approx TAS + WC$ | Betrag der Geschwindigkeit des Flugzeuges über Grund |
| Wind Speed | V $V = \sqrt{(CWC^2 + WC^2)}$ | Betrag der Windgeschwindigkeit Höhenwind: $V_{\text{aloft}} \approx 2 \cdot V_{\text{ground}}$ |
| Wind Direction | W | Winkel zwischen TN und der Richtung aus der der Wind kommt Höhenwind: $W_{\text{aloft}} \approx W_{\text{ground}} + 30^\circ$ (Nordhemisphäre) |
| Wind Vector | $\mathbf{Ww} = (W, V)$ | wird üblicherweise angegeben: W/V Beispiel: 320/10 bedeutet: Wind aus 320° true mit 10 kt |
| True Airspeed Vector | $\mathbf{TAS} = (TAS, TH)$ | beschreibt die Bewegung des Flugzeuges durch die Luft |
| Ground Speed Vector | $\mathbf{GS} = (GS, TC)$ bzw. $\mathbf{GS} = (GS, TT)$ | beschreibt die Bewegung des Flugzeuges über Grund |

| | | |
|-------------------------|--|--|
| Air Position | AP | Position des Flugzeuges relativ zur umgebenden Luftmasse |
| Dead Reckoning Position | DR Pos | Koppelposition des Flugzeuges über Grund |
| Position Fix | FIX | beobachtete Position des Flugzeuges über Grund |
| True Heading | TH $TH=TC+WCA$ | Winkel zwischen TN und der Rechtvorausrichtung des Flugzeuges (Aircraft Center Line) |
| True Course | TC $TC=TH+De$ | Winkel zwischen TN und der der Navigationskarte entnehmbaren beabsichtigten Richtung des Weges über Grund (Course Line) |
| True Track | TT $TT=TH+DA$ $TT=TC+Da$ | Winkel zwischen TN und der im Fluge ermittelten Richtung des Weges über Grund (Track Line) |
| Wind Angle | $wa=W-TC$ [oder: ww] | Winkel zwischen der Richtung des beabsichtigten oder des tatsächlichen Weges über Grund und der Richtung aus der der Wind kommt; links oder rechts bis maximal 180° |
| Relative Wind Angle | $we=wa-WCA$ $we=W-TH$ | Windeinfallswinkel. Winkel zwischen der Vorausrichtung der Flugzeuglängsachse und der Richtung aus der der Wind kommt |
| Wind Correction Angle | WCA $WCA=\arcsin(CWC/TAS)$ bzw. $\sin(WCA)=CWC/TAS$ | Winkel zwischen der Richtung des beabsichtigten Weges über Grund (Course Line) und der Vorausrichtung der Flugzeuglängsachse |
| Maximum WCA | WCA_{max} | maximal möglicher WCA, wenn $CWC=V$ |
| True Airspeed effective | $TAS_{eff}=TAS \cdot \cos(WCA)$ bzw. $TAS_{eff}=TAS \cdot \cos(DA)$ $TAS_{eff}=\sqrt{(TAS^2-CWC^2)}$ $TAS_{eff} \approx TAS$ | Betrag der Komponente der Eigengeschwindigkeit in Richtung der Fortbewegung des Flugzeuges über Grund |
| Drift expected | $De=-WCA$ | Winkel der erwarteten Winddrift, wird durch den WCA kompensiert. |

| | | |
|--------------------------|--|--|
| Drift additional | Da | Winkel zwischen der Richtung des beabsichtigten Weges über Grund und der Richtung des tatsächlichen Weges über Grund. |
| Drift Angle | $DA=De+Da$ | Winkel zwischen der Vorausrichtung der Flugzeuglängsachse und der tatsächlichen Richtung des Weges über Grund. |
| Cross Wind Component | $CWC=V \cdot \sin(wa)$ $CWC=TAS \cdot \sin(DA)$ | senkrecht zur Richtung des Weges über Grund stehende Komponente des Windes |
| Wind Component | $WC=-V \cdot \cos(wa)$ | zusammenfassender Begriff für HWC oder TWC |
| Head Wind Component | HWC | längs des Weges über Grund stehende Komponente des Windes bis zu einem w_a von 90° (vorlich) |
| Tail Wind Component | TWC | längs des Weges über Grund stehende Komponente des Windes bei einem w_a zwischen 90° und 180° (achterlich) |
| Equivalent Windcomponent | EWC | Nonsense! Ist schwer zu berechnen, macht keinen Sinn und ist überflüssig. |

Vorzeichenkonvention

| | |
|---|---|
| Wind von links, bzw. Korrektur nach links | - |
| Wind von rechts, bzw. Korrektur nach rechts | + |

Das Preflight Winddreieck

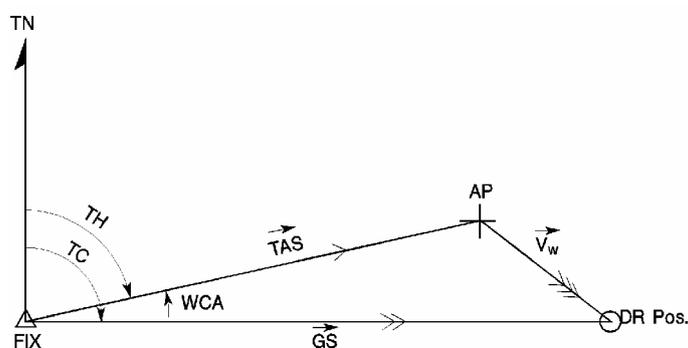


Bild 3: Preflight Winddreieck

Das Preflight Winddreieck wird bei der Flugplanung berechnet, um insbesondere die GS zu bestimmen. Außer dem Windvektor sind nur Komponenten von **TAS**- und **GS**-Vektor gegeben:

Gegeben:
TC, TAS, W/V

Gesucht:
TH, WCA, GS

Näherungsformeln:

Für kleine WCA ($<15^\circ$) gilt: $TAS_{eff} \approx TAS$

Faustformel für den Sinus:

$$\sin(0^\circ) = 0.0$$

$$\sin(10^\circ) = 0.2$$

$$\sin(90^\circ) = 1.0$$

$$\sin(\alpha) \approx \alpha/100 + 0.2, \text{ wenn } 10^\circ < \alpha < 90^\circ$$

1:60-Regel, One in 60 Rule:

Bei 1° Steuerfehler hat ein Flugzeug nach 60 NM Flug eine Querablage vom geplanten Flugweg (Cross Track Error XTK) von 1 NM. Abgeleitet aus:

$$\alpha \text{ in Radiant} \approx \alpha[^\circ] \cdot \pi/180^\circ \approx \alpha[^\circ] \cdot 1/60^\circ, \text{ da } \pi/180 \approx 3/180 = 1/60$$

Für kleine Winkel α ($<15^\circ$) gilt: $\sin(\alpha) \approx \alpha$ in Radiant, bzw. $\sin(\alpha) \approx \alpha[^\circ]/60^\circ$

$$WCA/60 \approx \sin(WCA) = CWC/TAS$$

TAS/60 ist i.a. in einem Flugmanöver konstant.

→ $WCA \approx CWC/(TAS/60)$, bzw. da $CWC = V \cdot \sin(wa)$

$$WCA \approx V/(TAS/60) \cdot \sin(wa) \quad \text{oder mit } WCA_{max} \approx V/(TAS/60)$$

$$WCA = WCA_{max} \cdot \sin(wa)$$

Programm:

INPUT: W/V, TC, TAS

$$wa = W - TC$$

$$CWC = V * \sin(wa)$$

$$WCA = \arcsin(CWC / TAS)$$

$$WC = -V * \cos(wa)$$

$$TAS_{eff} = \sqrt{TAS^2 - CWC^2}$$

$$GS = TAS_{eff} + WC$$

OUTPUT: WCA, GS

Beispiel:

Gegeben:

TC=133° z.B. der Kurslinie (Course Line) in der Karte entnommen

TAS=160kt dem Betriebshandbuch des Flugzeuges entnommen

Boden W/V=230/12 z.B. Bodenwind entsprechend der Wettervorhersage

→ geschätzter Höhenwind: W/V=260/24

Gesucht:

TH, WCA, GS

Exakte Berechnung:

$wa = W-TC = 260^\circ - 133^\circ = 127^\circ$, Komplementärwinkel $180^\circ - wa = 53^\circ$

$CWC = V \cdot \sin(wa) = 24kt \cdot \sin(127^\circ) = +19kt$, d.h. Crosswind von rechts

$WCA = \arcsin(CWC/TAS) = \arcsin(19/160) = +7^\circ$, d.h. Flugzeugnase nach rechts

$TH = TC + WCA = 133^\circ + 7^\circ = 140^\circ$

$WC = -V \cdot \cos(wa) = -24kt \cdot \cos(127^\circ) = +14kt$, d.h. $TWC = 14kt$

$TAS_{eff} = TAS \cdot \cos(WCA) = 160kt \cdot \cos(7^\circ) = 158kt$

$GS = TAS_{eff} + TWC = 158kt + 14kt = 173kt$

Berechnung mit Faustformeln:

Zuerst eine Überlegung zur Windsituation:

Höhenwind versetzt nach $W+180^\circ = 260^\circ + 180^\circ = 080^\circ$, verglichen mit dem $TC=133^\circ$ kommt der Wind also von rechts hinten \rightarrow TWC und WCA nach rechts, also positives Vorzeichen!

Mit etwas Übung können unsere Piloten folgende Rechnung im Kopf durchführen:

$wa = 133^\circ - 080^\circ \approx 130^\circ - 080^\circ = 50^\circ \rightarrow \sin(wa) = \sin(50^\circ) \approx 0.7$, $\cos(50^\circ) = \sin(90^\circ - 50^\circ) = \sin(40^\circ) \approx 0.6$, da $\cos(\alpha) = \sin(90^\circ - \alpha)$

$TAS/60 = 160/60 \approx 180/60 = 3 \rightarrow WCA_{max} \approx V/(TAS/60) \approx 24/3 = 8^\circ$

$WCA = WCA_{max} \cdot \sin(wa) \approx 8^\circ \cdot 0.7 \approx +6^\circ$

$TH = TC + WCA \approx 133^\circ + 6^\circ = 139^\circ$

$CWC = V \cdot \sin(wa) \approx 24kt \cdot 0.7 \approx 16kt$

$TWC = V \cdot \cos(wa) = V \cdot \sin(90^\circ - wa) = 24kt \cdot \sin(90^\circ - 50^\circ) = 24kt \cdot \sin(40^\circ) \approx 24kt \cdot 0.6 = +14kt$

$GS \approx TAS + TWC \approx 160kt + 14kt = 174kt$

Der Vergleich mit den Ergebnissen der exakten Rechnung zeigt i.a. bei Winkeln eine Genauigkeit von $\pm 1^\circ$ und bei Geschwindigkeiten von $\pm 3kt$ (2σ).

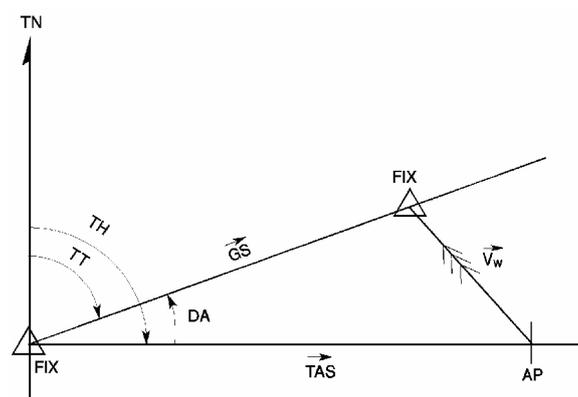
Das Inflight Winddreieck

Bild 4: Inflight Winddreieck

Das Inflight Winddreieck wird im Fluge berechnet, um den aktuellen Wind W/V zu bestimmen. Es ist die vektorielle Subtraktion $Vw = GS - TAS$:

Gegeben:
TT, GS, TAS, TH

Gesucht:
DA, W/V

Programm:

INPUT: TAS, TH, TT, GS

```

DA = TH-TT
TASeff = TAS*cos(DA)
WC = GS-TASeff
CWC = TAS*sin(DA)
V = sqrt(CWC^2+WC^2)
wa = arcsin(CWC/V)+180
W = wa+TT

```

OUTPUT: DA, W/V

Beispiel:

Ausgehend von den Daten der Flugplanung (den Ergebnissen der Berechnung des Preflight Winddreiecks) werden aktuelle Daten der Bewegung über Grund ermittelt (TT, GS). Damit soll der aktuelle Wind berechnet werden.

Gegeben:

| | |
|-----------|---|
| TAS=160kt | wie in der Flugplanung festgelegt |
| TH=140° | wie bei der Flugplanung berechnet |
| TT=130° | TT wird z.B. anhand einer Positionsbestimmung ermittelt |
| GS=170kt | GS wird anhand derselben Positionsbestimmung ermittelt |

Gesucht:
DA, W/V

Exakte Rechnung:

Überlegungen zur Windsituation:
TT<TH → Wind kommt von rechts.
GS>TAS → Tailwind.

$DA = TH - TT = 140^\circ - 130^\circ = 10^\circ$ Rechts
 $TAS_{eff} = TAS \cdot \cos(DA) = 160kt \cdot \cos(10^\circ) = 158kt$
 $WC = GS - TAS_{eff} = 170kt - 158kt = 12kt$
 $CWC = TAS \cdot \sin(DA) = 160kt \cdot \sin(10^\circ) = 28kt$
 $V = \sqrt{CWC^2 + WC^2} = \sqrt{28^2 + 12^2}kt = 30kt$

$wa = \arcsin(CWC/V) = \arcsin(28/30) = 69^\circ \triangleq 180^\circ - 69^\circ = 111^\circ$, Windwinkel zeigt sonst Richtung an in die der Wind setzt!

$wa = W - TT \rightarrow W = wa + TT = 111^\circ + 130^\circ = 241^\circ$
Somit ist der aktuelle Wind: W/V = 241/30

Bemerkung:

Dieses Winddreieck wird im Flugbetrieb nicht mit Faustformeln näherungsweise berechnet.

Das Postflight Winddreieck

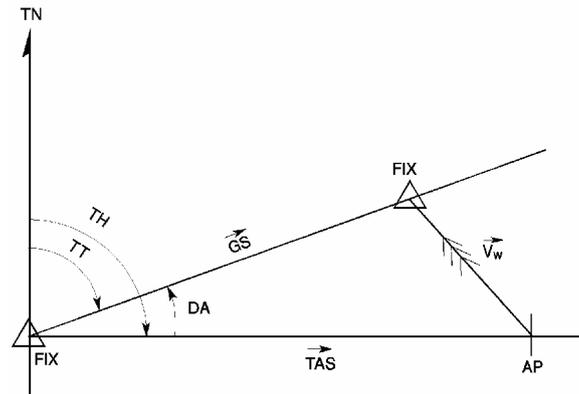


Bild 5: Postflight Winddreieck

Das Postflight Winddreieck wird berechnet, um den zu erwartenden Groundspeed Vector **GS** mit dem ermittelten aktuellen Wind **W/V** zu bestimmen, wenn z.B. der Fluglotse (Air Traffic Control ATC) ein **TH** vorgibt (dieses Verfahren heißt: Radar Vectors). Hierbei handelt es sich um die vektorielle Addition $\mathbf{GS} = \mathbf{TAS} + \mathbf{V}_w$:

Gegeben:
TH, TAS, W/V

Gesucht:
DA, TT, GS

Programm:

INPUT: TAS, TH, W/V

```
we = W-TH
DA = arcsin(sin(we) * V/TAS)
CWC = -TAS*sin(DA)
WC = +/-sqrt(V^2-CWC^2)
TT = TH+DA
TASeff = TAS*cos(DA)
GS = TASeff+WC
```

OUTPUT: DA, TT, GS

Beispiel:

Gegeben:
TAS = 160kt immer noch die während der Flugplanung festgelegte TAS
TH = 200° neues TH, z.B. von ATC angewiesen
W/V = 241/30 der mit Hilfe des Inflight Winddreiecks bestimmte aktuelle Wind

Gesucht:
DA, TT, GS

Exakte Berechnung:

Überlegung zur Windsituation:

Wind kommt von vorne Steuerbord (rechts) → HWC, DA nach links (negatives Vorzeichen), CWC von rechts.

$$W_e = W - TH = 241^\circ - 200^\circ = 41^\circ$$

$$\text{Sinussatz} \rightarrow \sin(DA) / \sin(w_e) = V / TAS \rightarrow$$

$$DA = \arcsin(\sin(w_e) \cdot V / TAS) = \arcsin(\sin(41^\circ) \cdot 30 / 160) = 7^\circ \text{ links} = -7^\circ$$

$$CWC = -TAS \cdot \sin(DA) = -160 \text{kt} \cdot \sin(-7^\circ) = +19 \text{kt}$$

$$HWC = -\sqrt{V^2 - CWC^2} = -\sqrt{30^2 - 19^2} = -23 \text{kt}$$

$$TT = TH + DA = 200^\circ - 7^\circ = 207^\circ$$

$$TAS_{\text{eff}} = TAS \cdot \cos(DA) = 160 \text{kt} \cdot \cos(-7^\circ) = 159 \text{kt}$$

$$GS = TAS_{\text{eff}} + WC = 159 \text{kt} - 23 \text{kt} = 136 \text{kt}$$

Bemerkung:

Dieses Winddreieck wird im Flugbetrieb nicht mit Faustformeln näherungsweise berechnet.

Die Piloten verwenden stattdessen den Rechenschieber AVIAT:

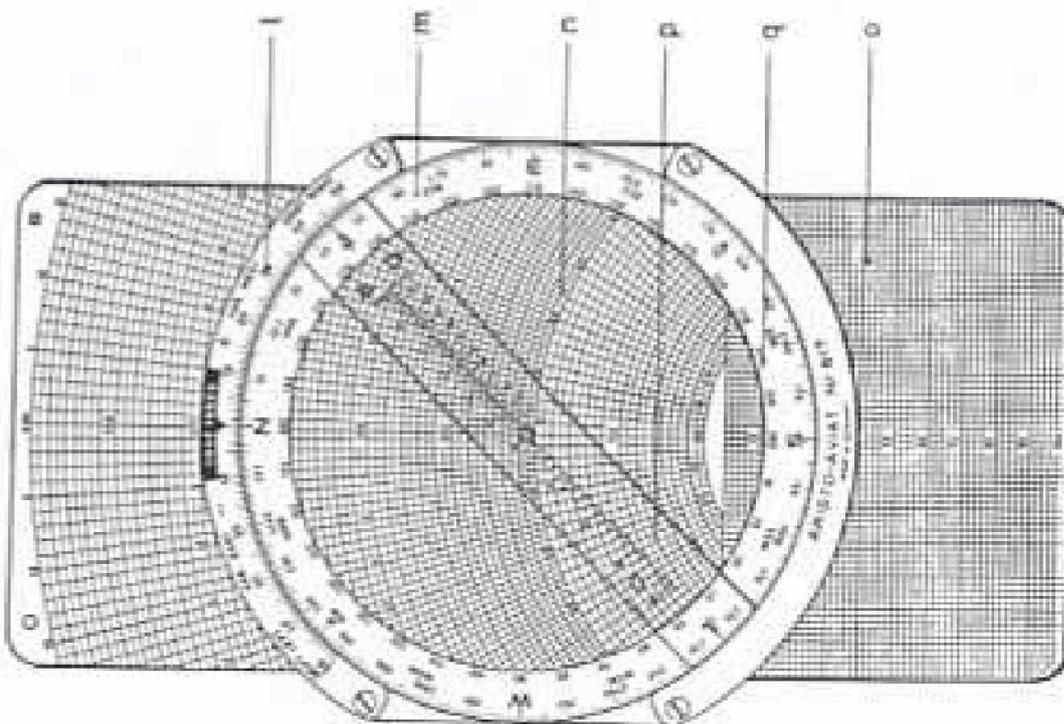


Fig. 2a Rear Face of AVIAT AVIAT 613-617-647