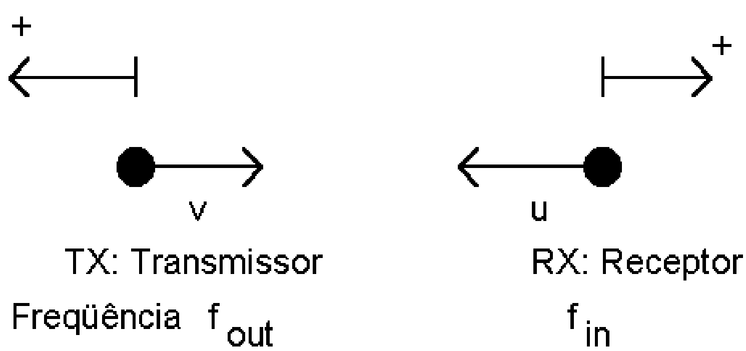
RADAR DOPPLER PARA AUXÍLIO À NAVEGAÇÃO INERCIAL

O radar Doppler permite a determinação da velocidade terrestre $\overset{e}{\mathbf{R}} = \mathbf{V_e}$ representada no sistema de coordenadas do corpo S_b, isto é, $\mathbf{V_{e,b}}$. O efeito Doppler foi postulado por Christian Doppler em 1842 e descrito formalmente por Armand Fizeau em 1848. A figura abaixo indica a direção positiva para deslocamento do transmissor (TX) e do receptor (RX) em uma geometria de afastamento um do outro. As velocidades *u* e *v* indicam que TX e RX estão a se aproximar um do outro. A freqüência emitida por TX é f_{out}, a qual é recebida por RX como f_{in} devido ao movimento relativo entre ambos. O comprimento de onda transmitido $\lambda = c/f_{out}$, sendo *c* a velocidade de propagação da onda no meio.

Efeito Doppler: geometria de afastamento entre TX e RX



A relação entre as freqüências associadas a TX e RX, f_{out} e f_{in} respectivamente, devido ao efeito Doppler:

$$f_{in} = f_{out}\left(\frac{1 - u/c}{1 + v/c}\right)$$

O desvio Doppler ν é a diferença de freqüência:

$$\nu = f_{in} - f_{out}$$

Quando TX e RX movem-se um em direção ao outro com $u = v = -V_R$ a relação entre freqüências torna-se:

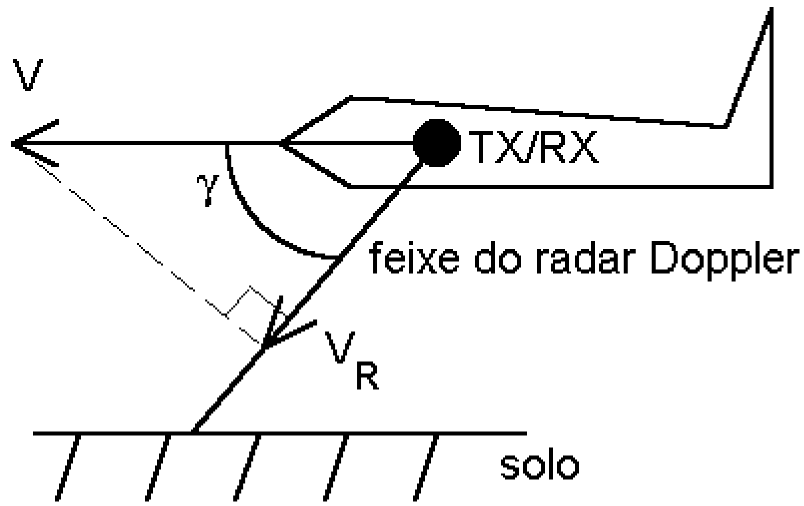
$$f_{in} = f_{out}\left(\frac{1 + V_R/c}{1 - V_R/c}\right) \Rightarrow f_{in} - \frac{V_R}{c} f_{in} = f_{out} + \frac{V_R}{c} f_{out} \Rightarrow f_{in} - f_{out} = \frac{V_R}{c}(f_{in} + f_{out})$$

$$f_{in} - f_{out} = \nu = \frac{V_R}{c}(\nu + f_{out} + f_{out}) \Rightarrow \nu(1 - \frac{V_R}{c}) \approx \nu = 2\frac{V_R}{c} f_{out}$$

e o desvio Doppler é então:

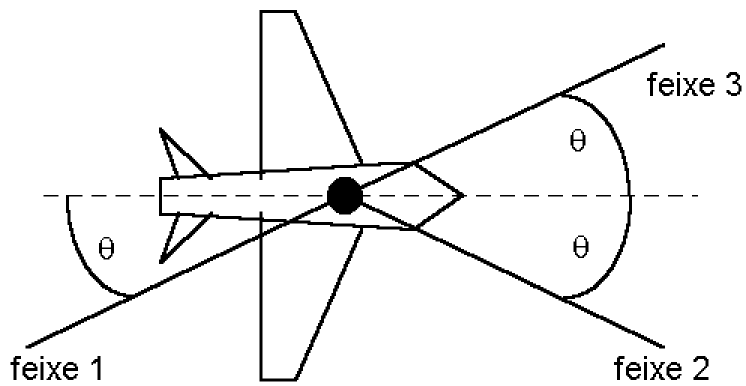
$$\nu = 2\frac{V_R}{\lambda}$$

A figura abaixo mostra no plano vertical uma aeronave que se move com velocidade V paralela ao solo. Embarcados estão ambos TX e RX e o movimento na direção do feixe de radar Doppler é $V_R = V.c\gamma$:



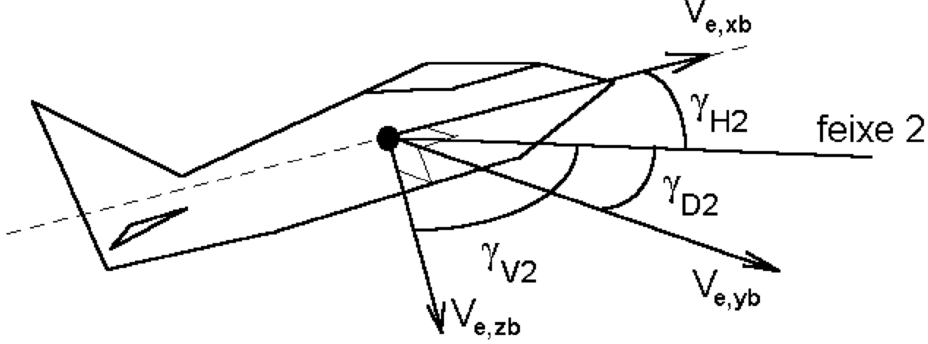
e o desvio Doppler correspondente é $\nu = 2\frac{V.c\gamma}{\lambda}$. A próxima figura mostra os três feixes de radar Doppler simetricamente dispostos em relação ao sistema de coordenadas do corpo S_b da aeronave e iluminando o solo adiante e à ré da aeronave, na chamada configuração Janus (divindade helênica com rosto na parte da frente e de trás da cabeça).

Configuração de feixes Janus - vista superior



A figura a seguir indica os componentes de $\mathbf{V}_{e,b}$ e a orientação do feixe 2 em relação a S_b.

Vista lateral - boreste (direita)



Os três feixes têm orientações simétricas em relação a S_b e, portanto, os ângulos $\gamma_{Hi}, \gamma_{Di}, \gamma_{Vi}, i = 1,2,3$ são idênticos para cada feixe em relação *às direções dos eixos* de S_b. Desta forma, a velocidade terrestre *descrita ao longo dos feixes de radar* $[V_{R1} \quad V_{R2} \quad V_{R3}]^T$ se relaciona com a descrição no sistema do corpo $\mathbf{V_{e,b}} = [V_{e,xb} \quad V_{e,yb} \quad V_{e,zb}]^T$ mediante:

$$\begin{bmatrix} V_{R1} \\ V_{R2} \\ V_{R3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -V_{e,xb} c\gamma_H + V_{e,yb} c\gamma_D + V_{e,zb} c\gamma_V \\ V_{e,xb} c\gamma_H + V_{e,yb} c\gamma_D + V_{e,zb} c\gamma_V \\ V_{e,xb} c\gamma_H - V_{e,yb} c\gamma_D + V_{e,zb} c\gamma_V \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c\gamma_H & c\gamma_D & c\gamma_V \\ c\gamma_H & c\gamma_D & c\gamma_V \\ c\gamma_H & -c\gamma_D & c\gamma_V \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{e,xb} \\ V_{e,yb} \\ V_{e,zb} \end{bmatrix}$$

Dado que, conforme já visto, $\nu_i = 2\dfrac{V_{Ri}}{\lambda}, i = 1,2,3$, as medidas de desvio Doppler ao longo de cada feixe são:

$$\begin{bmatrix} \nu_1 \\ \nu_2 \\ \nu_3 \end{bmatrix} = \frac{2}{\lambda} \begin{bmatrix} -c\gamma_H & c\gamma_D & c\gamma_V \\ c\gamma_H & c\gamma_D & c\gamma_V \\ c\gamma_H & -c\gamma_D & c\gamma_V \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{e,xb} \\ V_{e,yb} \\ V_{e,zb} \end{bmatrix} = \mathbf{AV_{e,b}}$$

Computada a inversa de $\boldsymbol{A}$, temos então o resultado desejado:

$$\begin{bmatrix} V_{e,xb} \\ V_{e,yb} \\ V_{e,zb} \end{bmatrix} = \frac{\lambda}{2} \begin{bmatrix} -\dfrac{1}{2c\gamma_H} & \dfrac{1}{2c\gamma_H} & 0 \\ 0 & \dfrac{1}{2c\gamma_D} & -\dfrac{1}{2c\gamma_D} \\ \dfrac{1}{2c\gamma_V} & 0 & \dfrac{1}{2c\gamma_V} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \nu_1 \\ \nu_2 \\ \nu_3 \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{cases} V_{e,xb} = \lambda(\nu_2 - \nu_1)/(4c\gamma_H) \\ V_{e,yb} = \lambda(\nu_2 - \nu_3)/(4c\gamma_D) \\ V_{e,zb} = \lambda(\nu_1 + \nu_3)/(4c\gamma_V) \end{cases}$$

Para fins de auxílio ao sistema de navegação inercial com mecanização NED, é necessário obter $\mathbf{V_{e,NED}}$ usando as medidas de desvio Doppler e, para tal, há que se determinar a atitude $\mathbf{D^b_{NED}}$, ou instalar o equipamento TX/RX do radar Doppler sobre plataforma estabilizada mecanicamente e alinhada com S_{NED}.

As vantagens do radar Doppler para auxílio à navegação inercial são:

a) Fornece fluxo contínuo de desvios Doppler e, portanto de $\mathbf{V_e}$;

b) Trata-se de sistema autônomo, não requerendo auxílio externo ao veículo, como estações de terra no caso de auxílio baseado em rádio-navegação, e opera nos pólos da Terra;

c) Velocidade média é acurada;

d) Opera em praticamente qualquer condição meteorológica, exceto em condições especiais de chuva;

e) Irradia potência relativamente pequena (por exemplo, em relação a um radar de mapeamento);

f) Não requer alinhamento inicial ou aquecimento previamente à operação;

h) Permite amortecer as oscilações de Schuler em INS causadas por bias nos acelerômetros (vide lista de exercício).

Como desvantagens podemos citar:

a) Requer conhecimento acurado da atitude para fins de integração com INS;

b) A exatidão na determinação de $\mathbf{V_e}$ degrada com o tempo se a atitude for determinada por meios puramente inerciais, cujos erros aumentam sem limite.

c) Operando de forma isolada não permite navegação acurada, por prover medidas instantâneas ruidosas.

A integração com a velocidade horizontal terrestre provinda da solução do INS é mecanizada como a seguir:

$$\dot{V}_N = A_{SN} + \frac{V_N}{R_N + h} V_D - (2\Omega \mathrm{sen}\lambda + \frac{V_E}{R_E + h} \mathrm{tg}\lambda) V_E + K_N (V_N - V_{N,\mathrm{Doppler}})$$

$$\dot{V}_E = A_{SE} + (2\Omega \mathrm{sen}\lambda + \frac{V_E}{R_E + h} \mathrm{tg}\lambda) V_N + (2\Omega \cos\lambda + \frac{V_E}{R_E + h}) V_D + K_E (V_E - V_{E,\mathrm{Doppler}})$$