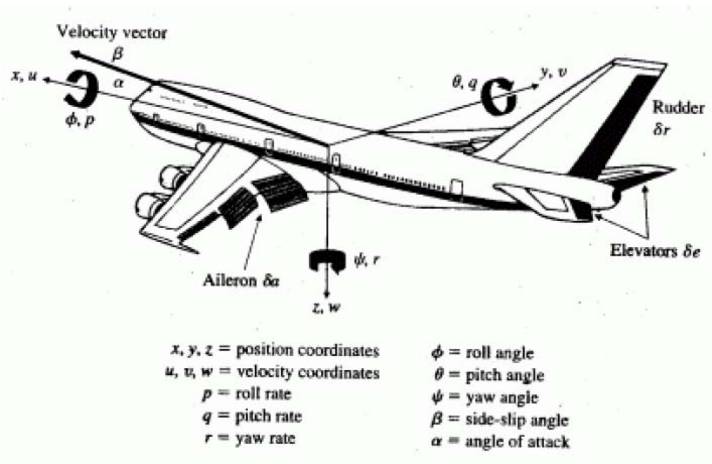
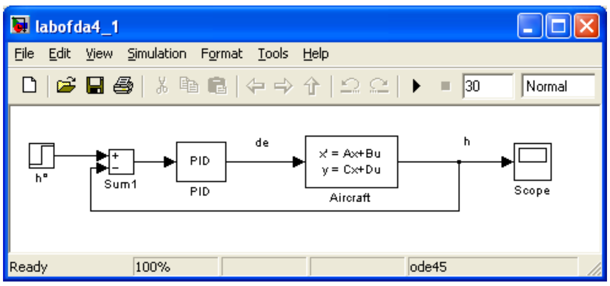
L.I.N.F.A. Laboratorio Informatico-Numerico di Fondamenti di Automatica
Prof. Paolo Rocco
Controllo automatico dell'altitudine in un Boeing 747

Sistema di coordinate:



Descrizione del processo:
Le equazioni lineari di moto del corpo rigido per un Boeing 747 sono dell'ottavo ordine, ma sono in prima approssimazione separabili in due gruppi del quarto ordine. Il primo gruppo (β,r,p,ϕ) rappresenta il moto laterale, consistente in rollio (ϕ, p), imbardata (r) e movimento laterale, associato all'angolo di *side-slip* β. Il secondo (u,w,q,θ) rappresenta il moto longitudinale, consistente in moto assiale (u), verticale (w) e di beccheggio (θ e q). Possibili variabili di controllo per il moto laterale sono gli angoli del timone (δr) e degli alettoni (δa), per il moto longitudinale l'angolo di inclinazione dell'equilibratore (δe) e la manetta (*throttle*).
In questa esercitazione ci si concentrerà sul progetto di un **controllore automatico dell'altitudine (altitude hold autopilot).**

Specifiche:
L'altitudine prescritta deve essere mantenuta con una tolleranza pari a ±50 ft. I poli dominanti in anello chiuso dovrebbero avere smorzamento ξ intorno a 0.5 e pulsazione naturale ω_n inferiore a 1 rad/sec. Si userà quale variabile di controllo l'angolo equilibratore δe, mentre sarà da considerare misurabile l'altitudine.



Modello lineare del moto longitudinale: (per moto orizzontale a 20000 ft, velocità nominale Mach 0.8).

Posto $\boldsymbol{x} = [u \quad w \quad q \quad \theta \quad h]^T$, $y = h$ si ha:

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}} &= \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{b}\delta e \\ y &= \boldsymbol{c}\boldsymbol{x}\end{aligned}, \text{ con } \boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} -0.00643 & 0.0263 & 0 & -32.2 & 0 \\ -0.0941 & -0.624 & 820 & 0 & 0 \\ -0.000222 & -0.00153 & -0.668 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 830 & 0 \end{bmatrix}, \; \boldsymbol{b} = \begin{bmatrix} 0 \\ -32.7 \\ -2.08 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \; \boldsymbol{c} = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 1]$$

(u e w in ft/s, θ in rad, q in rad/s, h in ft, δe in rad. h è l'altitudine).

a) dopo avere definito le tre matrici, creare, con il comando **b747=tf(ss(A,b,c,0))**, il sistema dinamico in Matlab.
b) con il comando **damp** ricavare i poli del sistema. Oltre al polo in s=0, si individueranno due modi vibratori, uno a bassa frequenza (*phugoid mode*) ed uno a frequenza molto più alta (*short-period mode*).
c) utilizzando gli opportuni comandi, si visualizzino poli e zeri del sistema, si traccino le risposte allo scalino e all'impulso, e si traccino i diagrammi di Bode e polari.
d) Si supponga ora di chiudere un anello misurando l'altitudine ed intervenendo direttamente sull'angolo δe. Con l'istruzione **margin(-b747)**, si valutano i margini di stabilità del sistema in anello chiuso (l'inversione di segno è dovuta al fatto che il sistema presenta guadagno negativo). Il sistema in anello chiuso dovrebbe essere instabile ($\varphi_m < 0$).
e) Progettare un regolatore PD $R(s)=K_P + sK_D$ sull'errore di altitudine. Una volta assegnati dei valori di tentativo a KP e KD, per tracciare i diagrammi di Bode della f.d.t. d'anello utilizzare l'istruzione Matlab **margin(series(b747,tf(-[KD KP],1)))**. Sugg.: posto lo zero del PD alla pulsazione 0.1, ossia K_D=10K_P, si diminuisca K_P fino ad ottenere un buon margine di fase)
f) In Simulink, con lo schema sopra riportato, o in Matlab con l'istruzione **step(feedback(series(b747,tf(-[KD KP],1)),1))**, simulare la risposta in anello chiuso ad un gradino di riferimento di altitudine.