

UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

Modellazione e controllo laterale e longitudinale di un Boeing 747

Corso di Laurea in Ingegneria Informatica



DIPARTIMENTO
DI INGEGNERIA
DELL'INFORMAZIONE

Relatore: Sandro Zampieri
Laureando: Matteo Cuzzolin

Panoramica

1. Descrizione Sistema Boeing 747
2. Modellazione
3. Analisi
 - 3.1 Moti Longitudinali
 - 3.2 Moti Lateralali
4. Controllo
 - 4.1 Controllo Moti Longitudinali
 - 4.2 Controllo Moti Lateralali



Equazioni Cardinali del Moto

- Studio della dinamica del sistema a partire dalle **equazioni di Newton**.
- **Linearizzazione** utilizzando le **derivate di stabilità** e assumendo **piccoli segnali**.
- Si assume **assenza di accoppiamento** tra i moti longitudinali e laterali.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.00643 & 0.0253 & 0 & -32.174 & 0 \\ -0.0941 & -0.624 & 820.02 & 0 & 0 \\ -0.0002021 & -0.001398 & -0.8418 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 830 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 9.652 \\ -32.7 & 0 \\ -2.073 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{bmatrix}$$

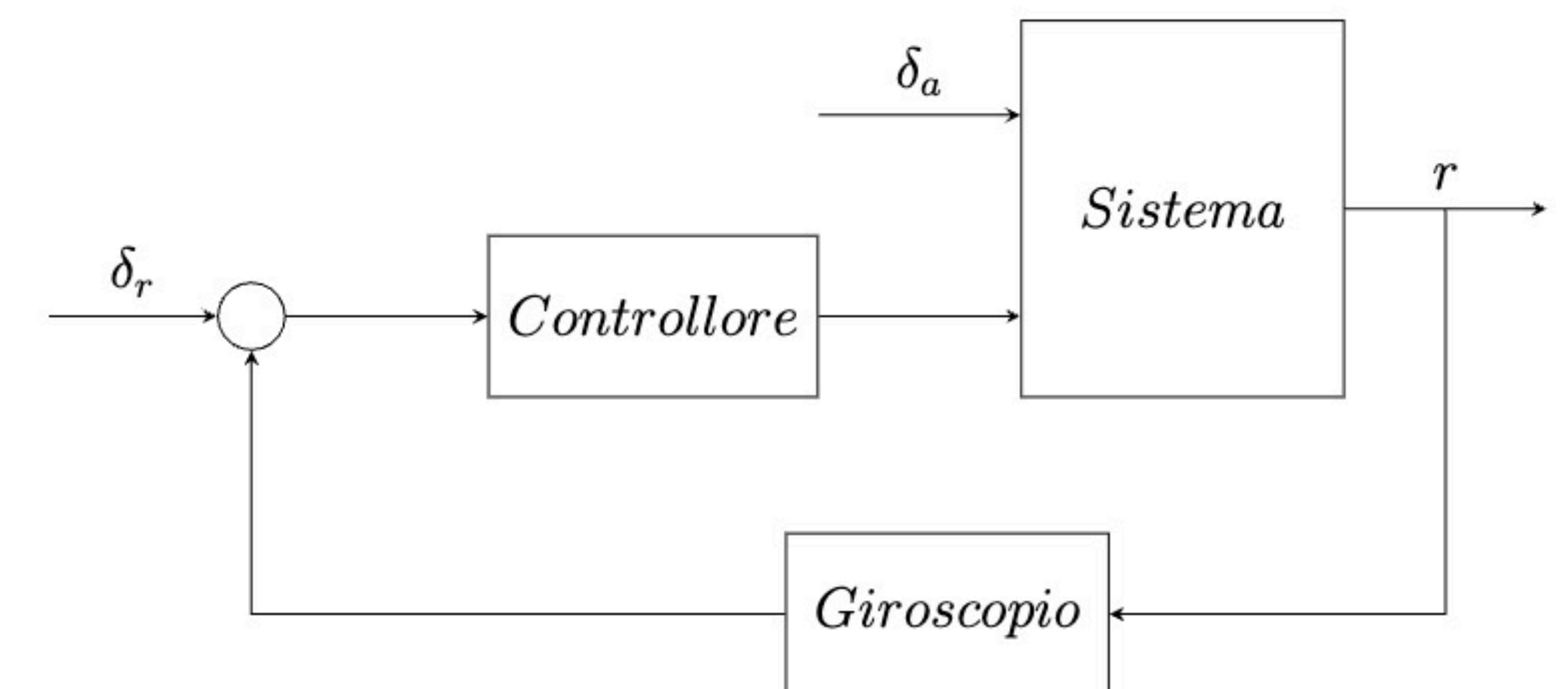
Equazioni moti longitudinali

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \\ \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0558 & -1 & 0.0802 & 0.0416 \\ 0.598 & -0.115 & -0.0318 & 0 \\ -3.05 & 0.388 & -0.465 & 0 \\ 0 & 0.0805 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ p \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.00729 & 0 \\ -0.475 & 0.00775 \\ 0.153 & 0.143 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_a \end{bmatrix}$$

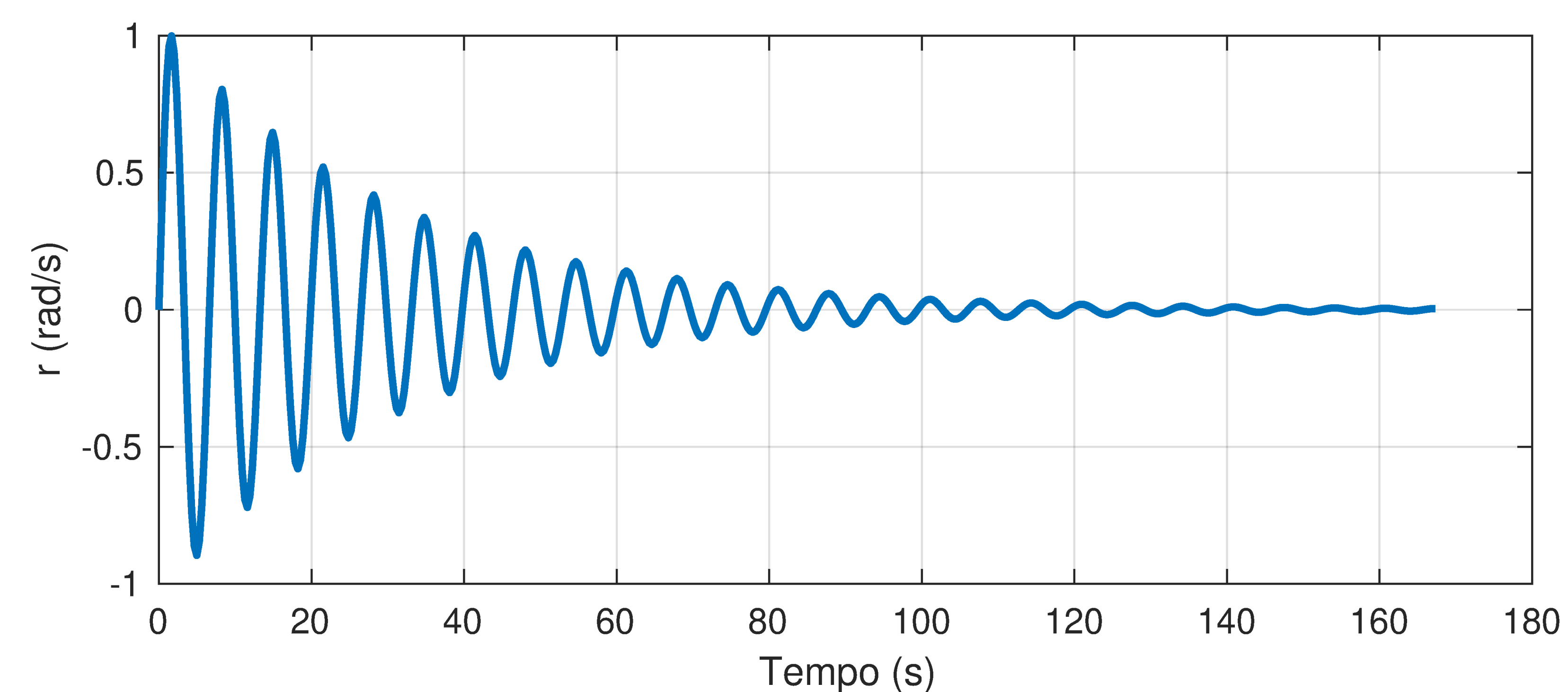
Equazioni moti laterali

Modo Dutch Roll

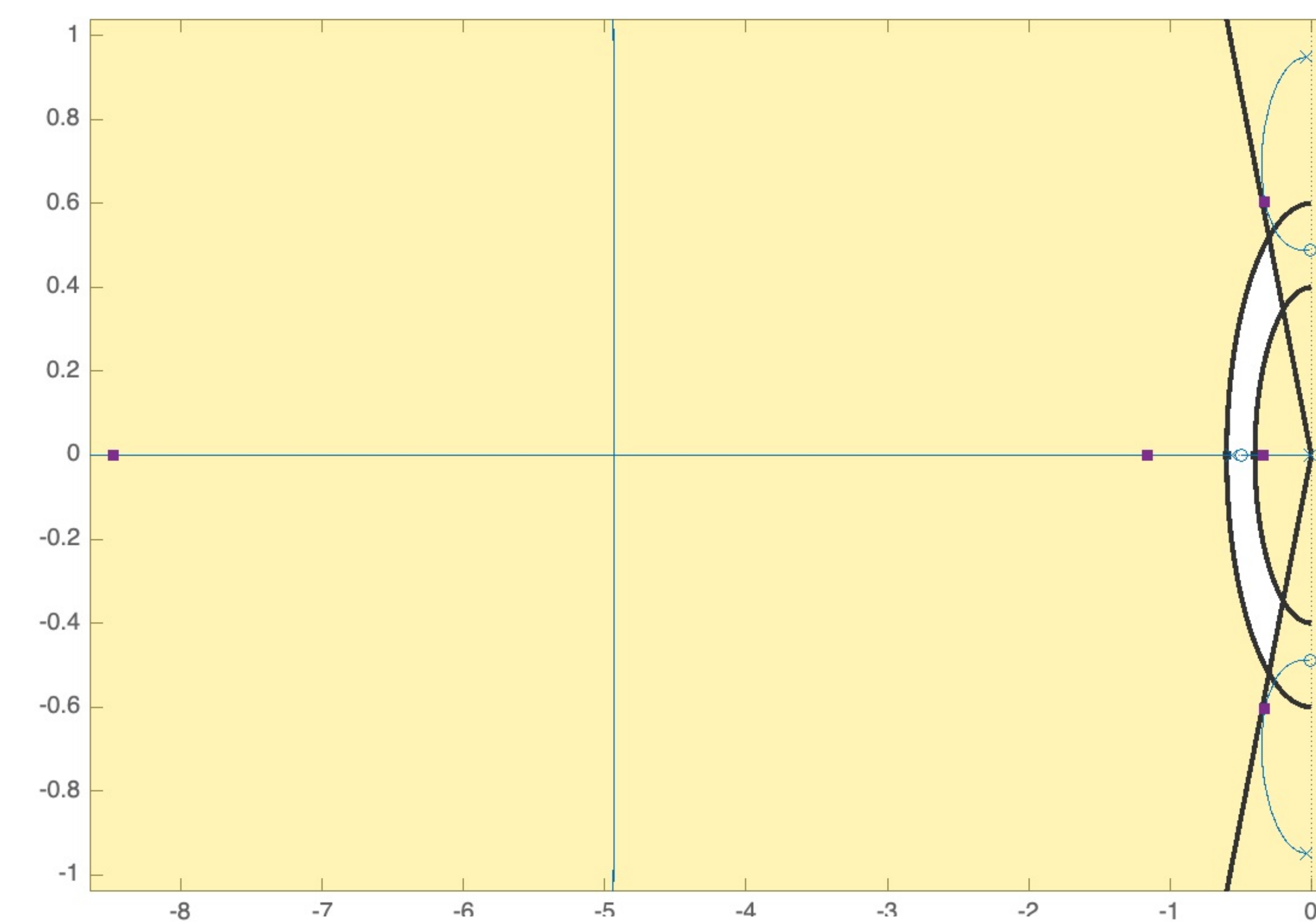
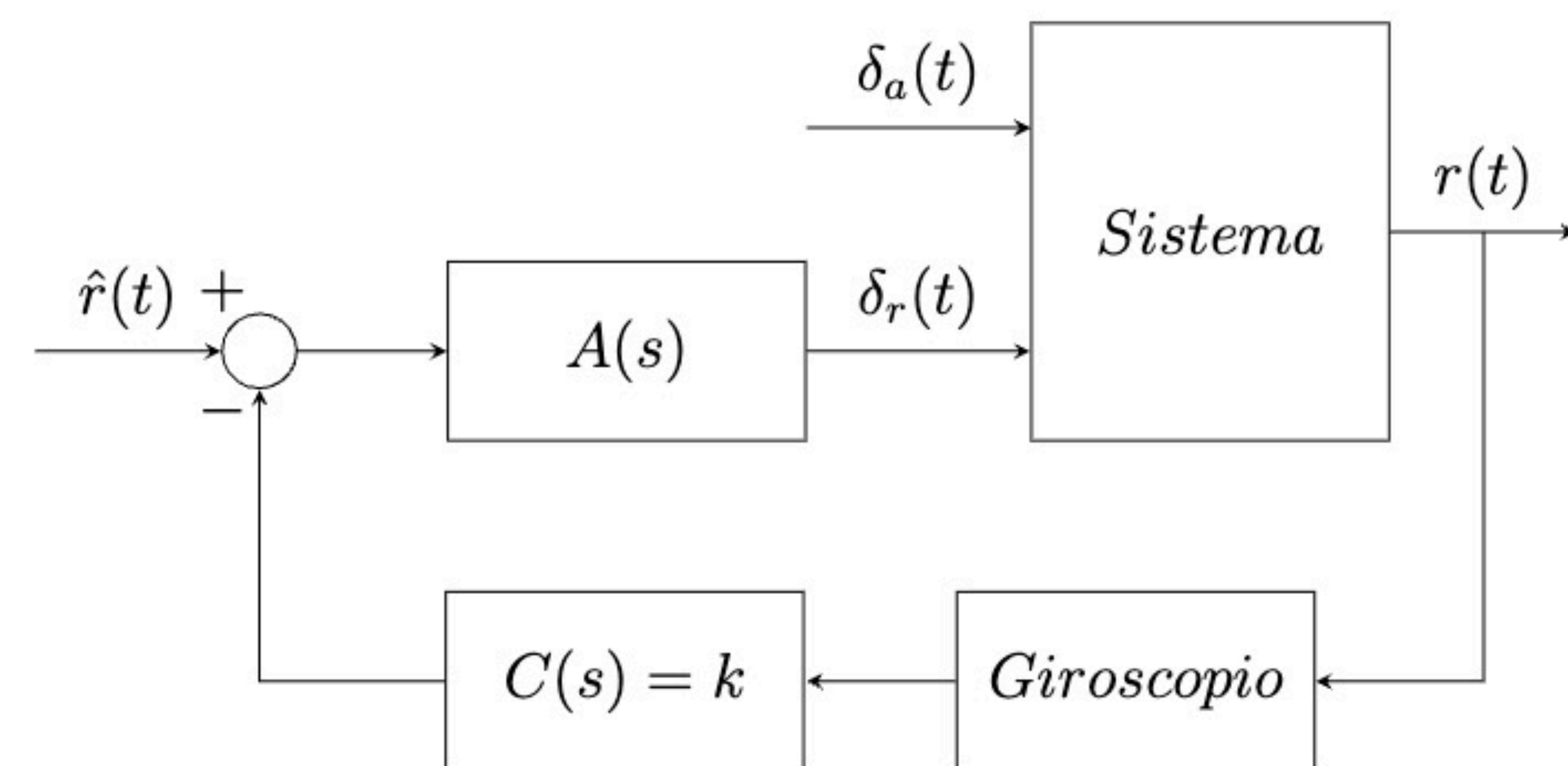
- Un **moto oscillatorio** che coinvolge simultaneamente rollio, imbardata e derapata.
- Nel controllo laterale viene impiegato solamente il **timone**.



$$W_{\delta_r \rightarrow r}(s) = -0.475 \frac{(s + 0.4987)(s + 0.0116 \pm j0.4881)}{(s + 0.5630)(s + 0.0073)(s + 0.0328 \pm j0.9478)}$$

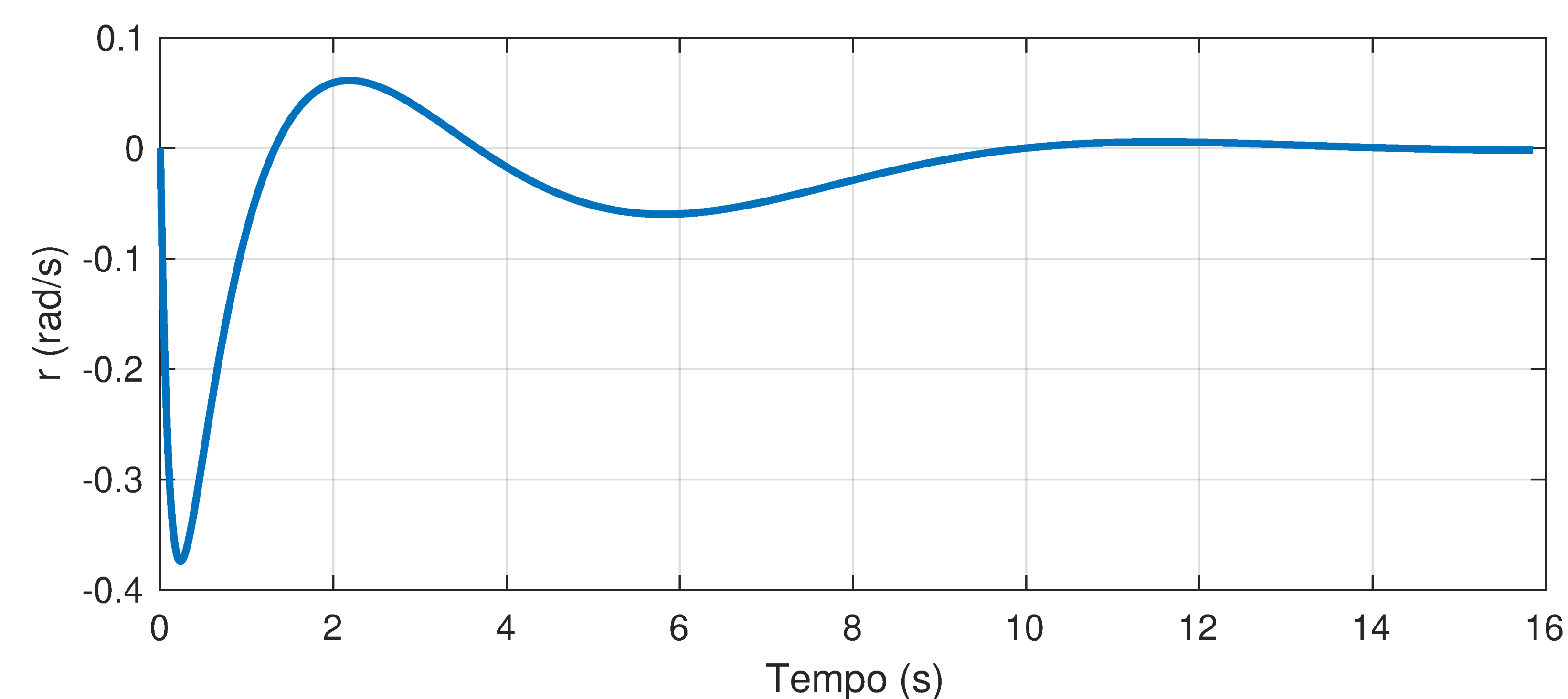


Controllore Proporzionale

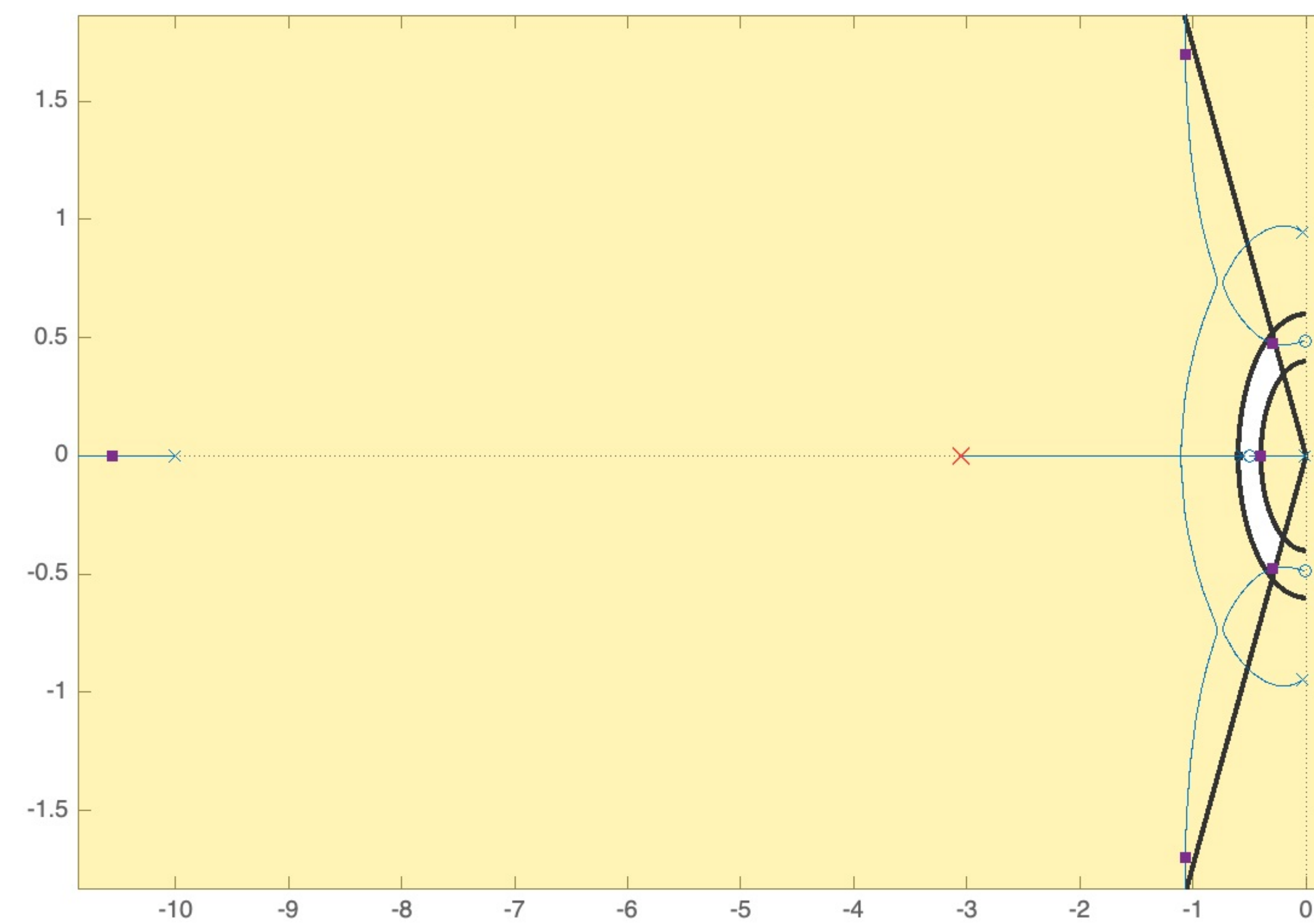


$$C_1(s) = -2.6981$$

- Con un semplice controllore proporzionale è possibile raggiungere prestazioni vicine alle specifiche ($\zeta > 0.5$, $\omega_n \approx 0.5$ rad/s)
- In particolare, $\zeta = 0.479$, $\omega_n = 0.686$ rad/s

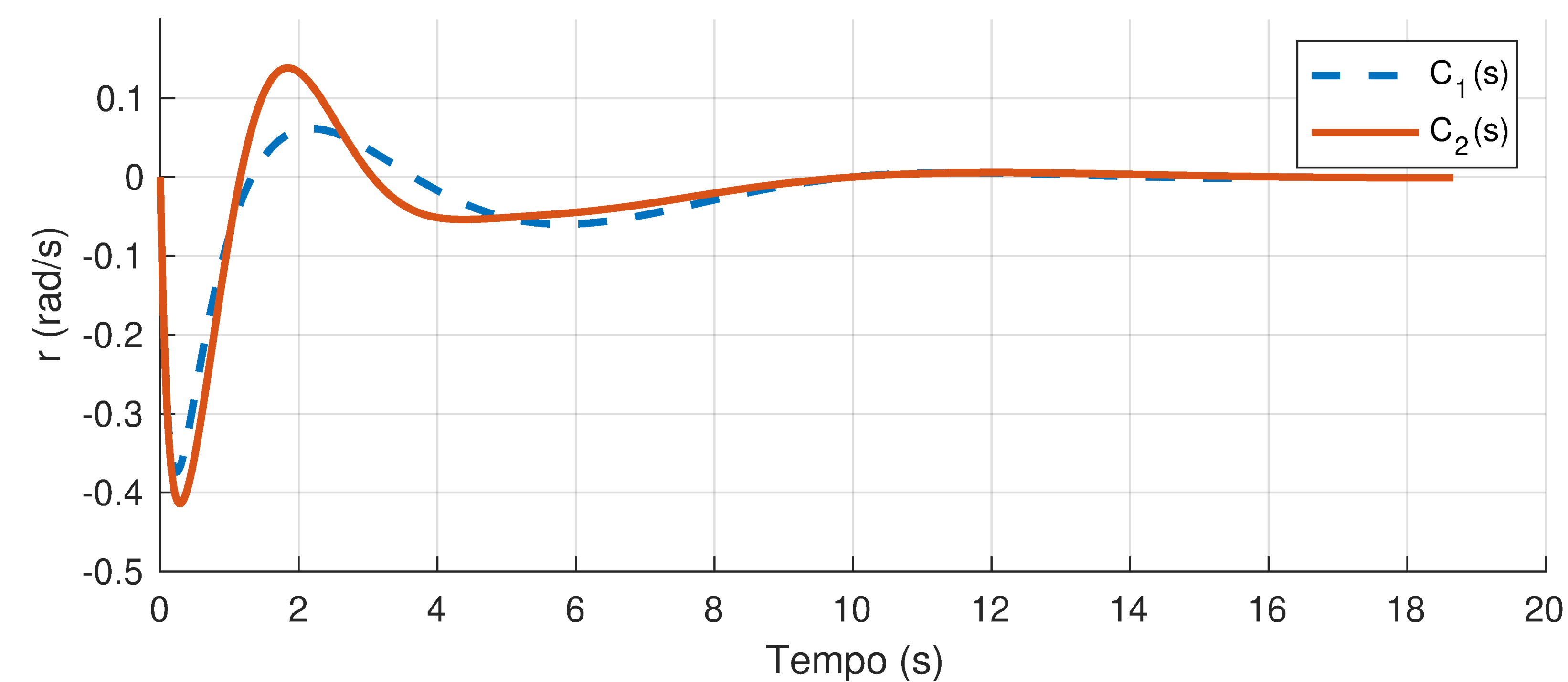


Controllore a Singolo Polo



$$C_2(s) = -\frac{9.202}{s + 3.045}$$

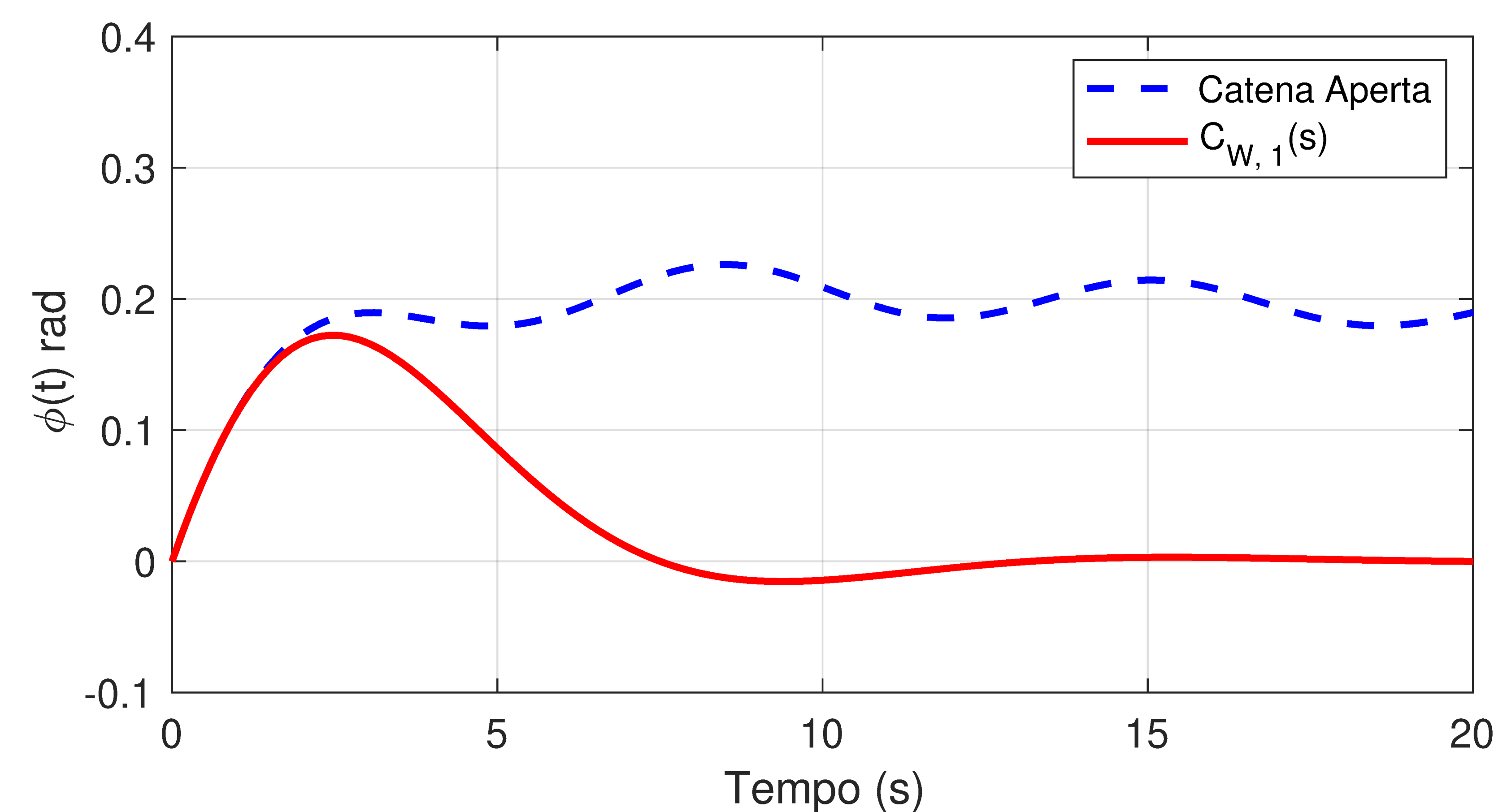
- Prestazioni che soddisfano i requisiti del problema, $\zeta = 0.527$, $\omega_n = 0.559$ rad/s



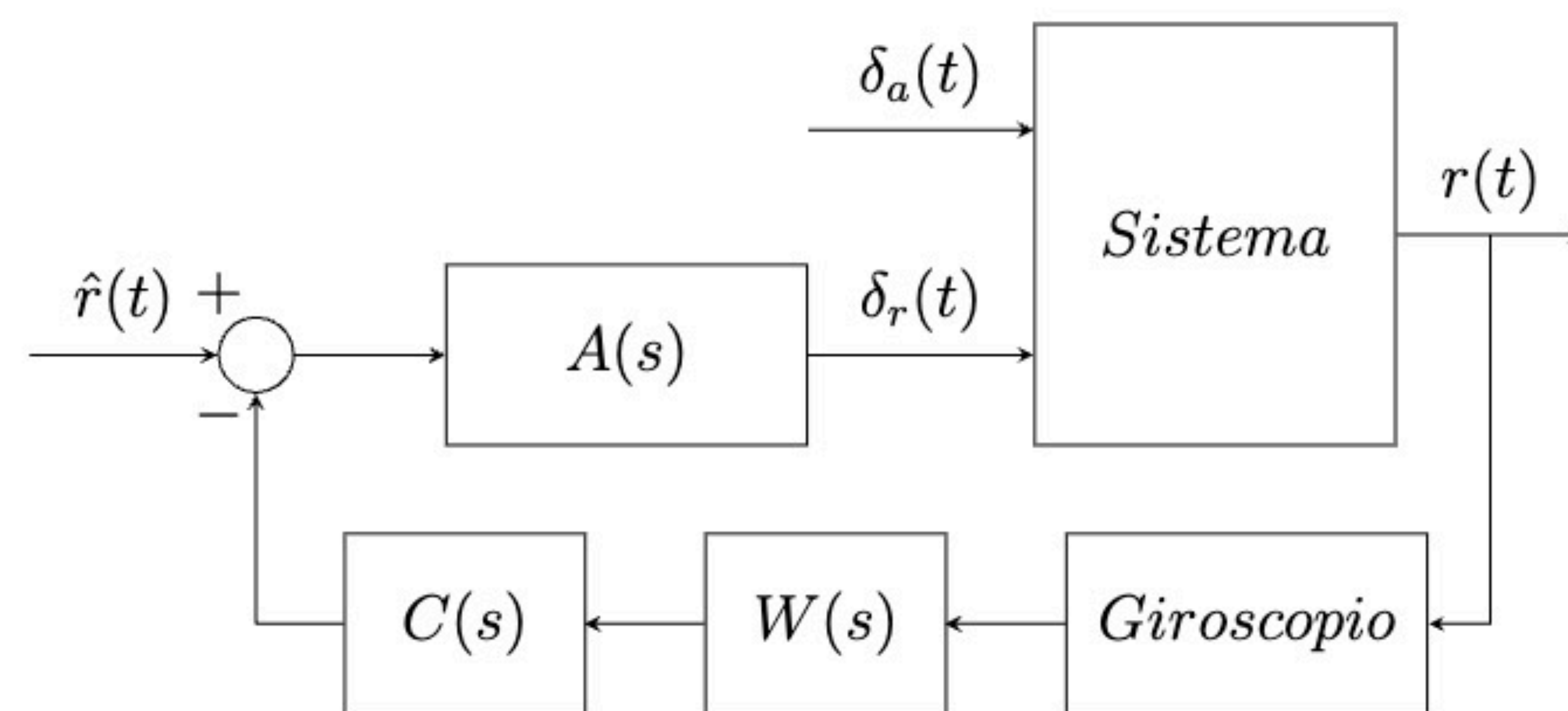
Effetti Negativi della Retroazione

- La funzione di trasferimento è stata **sovrastabilizzata** ed è ora difficile imporre un angolo di imbardata costante.
- In particolare è stato stabilizzato il **modo spiral** a cui i piloti sono abituati.

$$W_{\delta_r \rightarrow r}(s) = -0.475 \frac{(s + 0.4987)(s + 0.0116 \pm j0.4881)}{(s + 0.5630)(s + 0.0073)(s + 0.0328 \pm j0.9478)}$$

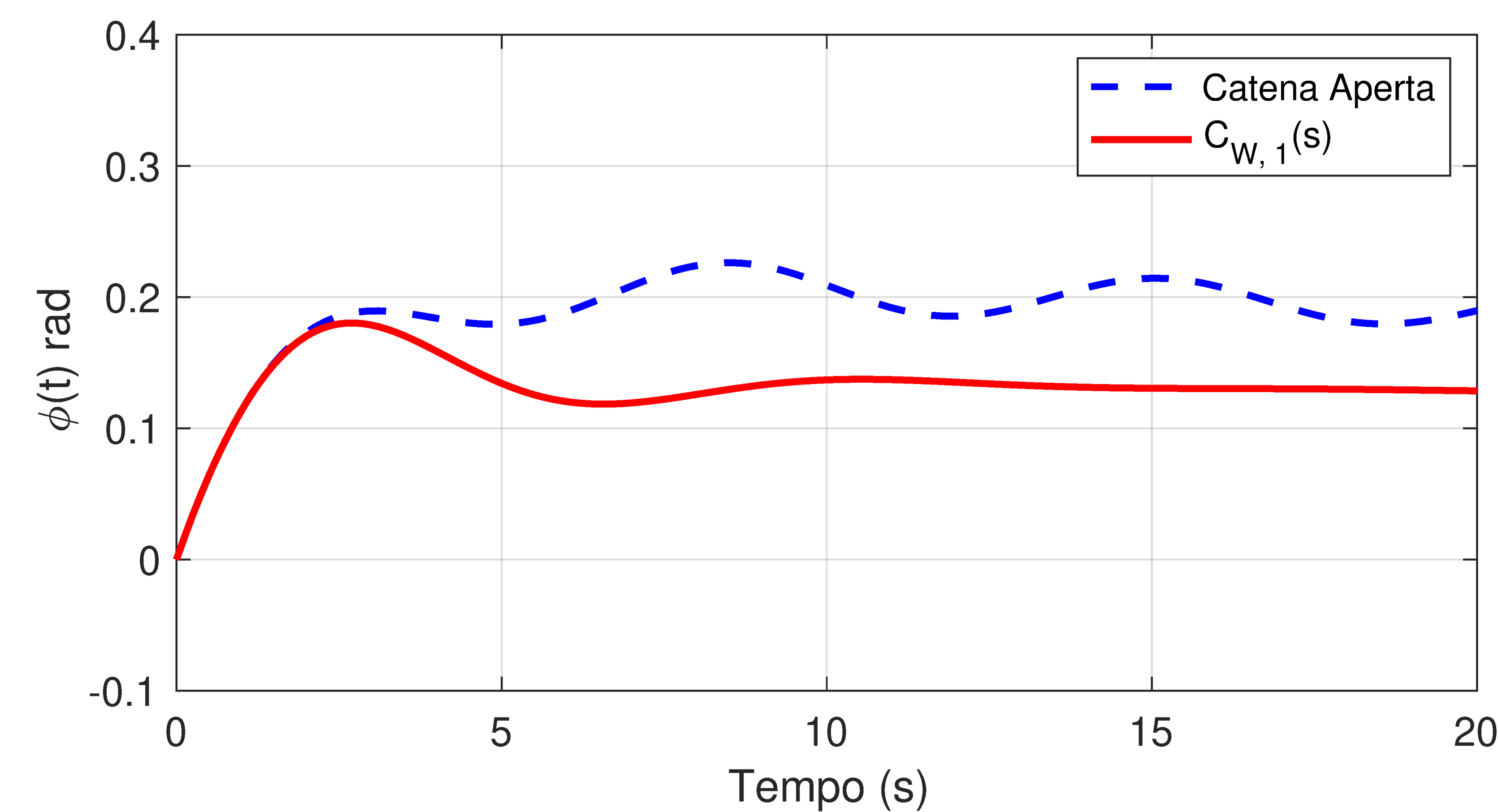


Filtro di Washout



$$W(s) = \frac{s}{s + \frac{1}{\tau}}$$

- Aggiungendo un **filtro passa-alto** $W(s)$ al feedback loop è possibile modificare la risposta agli input costanti.



Filtro di Washout

- Aumentando τ il filtro elimina **meno frequenze** \Rightarrow il controllore ha **più influenza**
 \Rightarrow migliori prestazioni nel **dinamico** (ma peggiore risposta agli ingressi costanti)

Controllore	τ	ζ	ω_n [rad/s]	t_r [s]	t_a [s]
$C_{W,1}(s) = -\frac{1.635}{1 + 0.59s}$	3	0.5	0.839	470	835
$C_{W,2}(s) = -\frac{2.106}{1 + 0.47s}$	5	0.503	0.689	663	1180
$C_{W,3}(s) = -\frac{2.614}{1 + 0.39s}$	10	0.5	0.608	1249	2128

