

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA
Sede di Forlì

Corso di Laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA
In Meccanica del Volo

MODELLAZIONE E SIMULAZIONE
DELL'INTERAZIONE SUOLO-CARRELLO
PER VELIVOLI AD ALA FISSA

CANDIDATO

Giacomo Poluzzi

RELATORE

Emanuele Luigi de Angelis

Indice

Sommario pag.1

1. Introduzione pag.2

2. Teoria pag.4

2.1 Pneumatico pag.4

2.1.1 Reazione del terreno pag.4

2.2 Ammortizzatore pag.5

2.2.1 Forza Idraulica pag.6

2.2.2 Forza Pneumatica pag.7

2.3 Modello d'attrito pag.8

2.4 Sistemi di riferimento pag.10

2.5 Cinematica del corpo rigido pag.11

2.6 Calcolo posizione montante pag.12

2.7 Equazioni del moto pag.13

2.8 Sistema di sterzo pag.15

2.9 Sistema di guida automatica pag.18

2.9.1 Beam rider pag.18

2.9.2 Homing loop pag.19

2.9.3 Controllore PD pag.20

3. Risultati pag.21

3.1 Drop test pag.21

3.2 Drop test con velocità iniziale non nulla pag.27

3.3 Test guida automatica pag.33

4. Conclusioni pag.39

5. Bibliografia pag.40

Sommario

L'obiettivo della presente tesi è di illustrare lo sviluppo di un modello numerico che permetta di descrivere il comportamento di un carrello triciclo ad utilizzo aeronautico, dove ciascuna gamba è composta da uno pneumatico e da un ammortizzatore oleopneumatico. Per simulare al meglio l'interazione tra la ruota della gamba e il suo suolo, è stato introdotto un modello d'attrito.

Successivamente è stato aggiunto un modello in grado di descrivere il comportamento del velivolo durante le manovre a terra, nello specifico un sistema sterzante tramite la ruota anteriore, automatizzato tramite l'implementazione di un controllore PD, sfruttando il sistema di guida noto come "Beam rider".

La validazione è stata effettuata tramite il software Matlab-Simulink. Sono stati simulati due drop test, il primo con velocità nulla e il secondo con velocità iniziale non nulla. E' stata simulata una manovra di rullaggio dove il velivolo si allinea ad una retta verticale che idealmente rappresenta la linea di mezzeria della pista d'atterraggio.

1. Introduzione

La definizione del sistema carrello è uno degli aspetti principali nel progetto di un velivolo. In questo contesto, le prove sperimentali di drop-test sono fondamentali per la valutazione dei carichi sui carrelli, nelle varie fasi di funzionamento. In prima analisi le prove sperimentali possono però essere sostituite da simulazioni effettuate mediante software di calcolo; non solo ne nasce un vantaggio in termini di costi e tempi, ma ci permette di effettuare un primo dimensionamento dei componenti. Uno degli aspetti principali nella simulazione di drop test è la caratterizzazione del comportamento degli pneumatici. La modellazione matematica degli pneumatici è stata oggetto di una intensa ricerca nel campo automobilistico e sono stati sviluppati diversi modelli. In campo aeronautico, il lavoro di ricerca risulta più complesso e dispendioso che in campo automobilistico, a causa degli elevati carichi verticali, delle dimensioni degli pneumatici e delle elevate velocità operative.

Troviamo tracce di studi sul comportamento dei carrelli già dagli anni 50 con analisi su dati sperimentali; infatti parte del dimensionamento degli orifizi, volumi, area dell'ammortizzatore sono state tratte da un report di quell'epoca: 'Analysis of landing-gear behavior' di B. Hilwitzky e F. Cook.

Un aspetto non trascurabile nella simulazione di drop test, è la fase immediatamente successiva al contatto con il terreno, ovvero quando intercorrono fenomeni d'attrito tra lo pneumatico e il terreno. Le prime ricerche su tali fenomeni vengono fatte risalire a Leonardo da Vinci; capì che la forza d'attrito è indipendente dall'area di contatto ed è invece proporzionale al carico verticale. Successivamente vi furono diversi studi in materia come quelli effettuati da Charles Augustin de Coulomb sui corpi in movimento. Tuttavia erano modelli piuttosto grezzi, non sufficienti a descrivere un fenomeno tanto complesso. Il modello utilizzato nel seguente lavoro è di largo utilizzo nelle simulazioni, in quanto assolve ad uno dei maggiori problemi computazionali: il calcolo di una velocità esattamente nulla. Il modello di Karnopp assolve tale problema introducendo una banda di velocità a cavallo dello zero, dove la velocità stessa si può considerare nulla.

Le manovre a terra necessitano di un sistema sterzante. Il sistema studiato prende il nome di "Nose-Wheel Steering System". E' un tipico sistema "steer by wire" dove grazie ad input meccanico, trasformato in uno elettrico, la centralina regola le valvole presenti nel collettore dello sterzo. Queste ultime vanno a modulare pressione e flusso così che tramite l'attuatore l'angolo di sterzata sia lo stesso del comando a monte.

In questo lavoro si vuole sviluppare un sistema di guida automatico per la fase

di rullaggio. La prima necessità è un sistema di guida che calcoli la traiettoria, necessaria al raggiungimento di un punto prefissato. Il sistema preso in esame è il “Beam rider”, appartenente al campo missilistico. Rappresenta uno dei sistemi di guida più semplici e, per questo, più utilizzati nel campo militare. La prima implementazione è di matrice inglese con il “Brakemine”, missile terrararia sviluppato verso la fine della seconda guerra mondiale. Il funzionamento è semplice: il missile si allinea ad un raggio laser puntato verso l'obiettivo. Tuttavia richiede sistemi di puntamento piuttosto complessi per garantire una buona precisione, soprattutto se l'obiettivo è in movimento.

Il sistema fornisce un'informazione che da sola non permette di effettuare la manovra voluta. E' necessario un regolatore che, in base all'informazione ottenuta dal sistema di guida, calcoli lo sterzo necessario per effettuare tale manovra. E' stato scelto un controllore PD, sistema retro-azionato basato sulla grandezza dell'errore rispetto alla condizione desiderata e su come esso varia nel tempo. Storicamente il primo sistema a guida automatica con controllore PID (rispetto al PD sfrutta anche i valori precedenti dell'errore) viene fatto risalire a Minorsky che sperimentò la guida automatica con controllore PID nel 1922 sulla USS New Mexico, ottenendo un grandioso successo ma poiché il personale di bordo si oppose strenuamente alla guida automatica, l'apparato fu rimosso.

Il mondo aeronautico è da sempre molto attento all'innovazione e il campo dell'automazione ha sempre trovato grande spazio nei più svariati ambiti. L'importanza di demandare alcuni compiti risulta essere fondamentale per ridurre il carico di lavoro del pilota; lampante è l'esempio dell'elicottero che risulterebbe ingovernabile senza l'ausilio dei sistemi automatici. E' noto di come entri anche nel campo del controllo del traffico aeronautico, dove la necessità di una pianificazione in tempo reale dei flussi di traffico, atta a prevenire collisioni, rende essenziale l'avvalersi di sistemi automatizzati, garantendo un notevole aumento della sicurezza di volo. Per piccoli velivoli come i droni esistono già esemplari completamente autonomi che operano nel campo delle consegne; per quanto riguarda i velivoli di linea sono in sviluppo modelli che prevederanno un unico pilota.

Le simulazioni sono state ottenute mediante l'utilizzo combinato dei software Matlab e Simulink, permettendo di creare funzioni e input sfruttando le librerie già predefinite Simulink ed effettuare un'analisi tramite Matlab. Entrambi trovano grande spazio nell'ambiente della ricerca per precisione e praticità d'uso. Matlab ha diverse funzioni legate all'analisi numerica che risultano molto pratiche in campo aerodinamico. Simulink presenta librerie che permettono di effettuare simulazioni in ambienti molto vicini al caso reale, indispensabili nel campo della meccanica del volo.

2. Modellazione matematica

Viene ora illustrato come sono stati modellati i vari componenti e le equazioni implementate.

2.1 Pneumatico

Lo pneumatico viene modellato come un corpo in grado di deformarsi in base al carico verticale e viene ipotizzato con velocità angolare sempre nulla. Viene trascurato l'effetto smorzante intrinseco.

Reazione del terreno 2.1.1

Si suppone sempre perpendicolare al terreno con retta d'azione sempre passante per il centro della ruota.

Il modello di reazione proposto è lineare, dipendente dalla deformazione verticale dello pneumatico:

$$R_v = k * \delta * w_2 \quad (1)$$

Con δ schiacciamento verticale dello pneumatico, w_2 peso dello pneumatico e k costante positiva arbitraria.

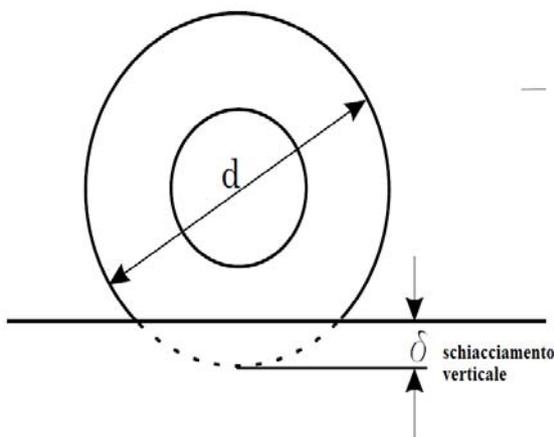


Figura 2.2.1: Schiacciamento Pneumatico

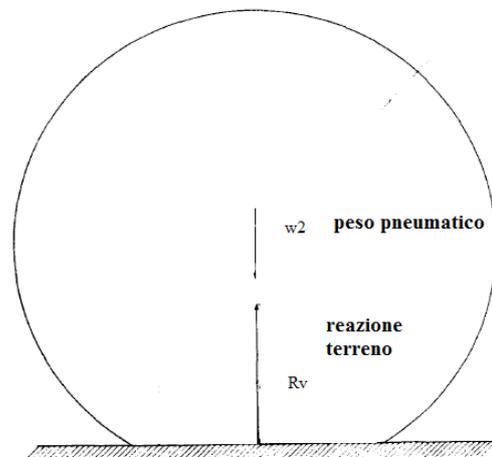


Figura 2.2.2: Forze agenti sulla ruota

2.2 Ammortizzatore

Nella figura viene illustrato un tipico ammortizzatore oleopneumatico. La camera più in basso contiene il fluido idraulico, mentre l'altra contiene aria in pressione. Il cilindro più esterno contiene un tubo forato, il quale sostiene una piastra munita di un piccolo orifizio. Causa lo scorrimento del fluido idraulico attraverso esso, si produce una caduta di pressione che oppone resistenza al moto; nel caso preso in considerazione l'area dell'orifizio viene assunta costante.

La compressione dell'ammortizzatore genera un aumento nella pressione dell'aria contenuta nell'altra camera, così da generare un'ulteriore forza che si oppone al moto.

Introduciamo φ come l'angolo tra l'asse verticale del velivolo e l'asse verticale dell'ammortizzatore.

Quest'ultimo è supposto sempre perpendicolare al velivolo ($\cos\varphi=1$).

Viene poi supposta nulla la portanza.

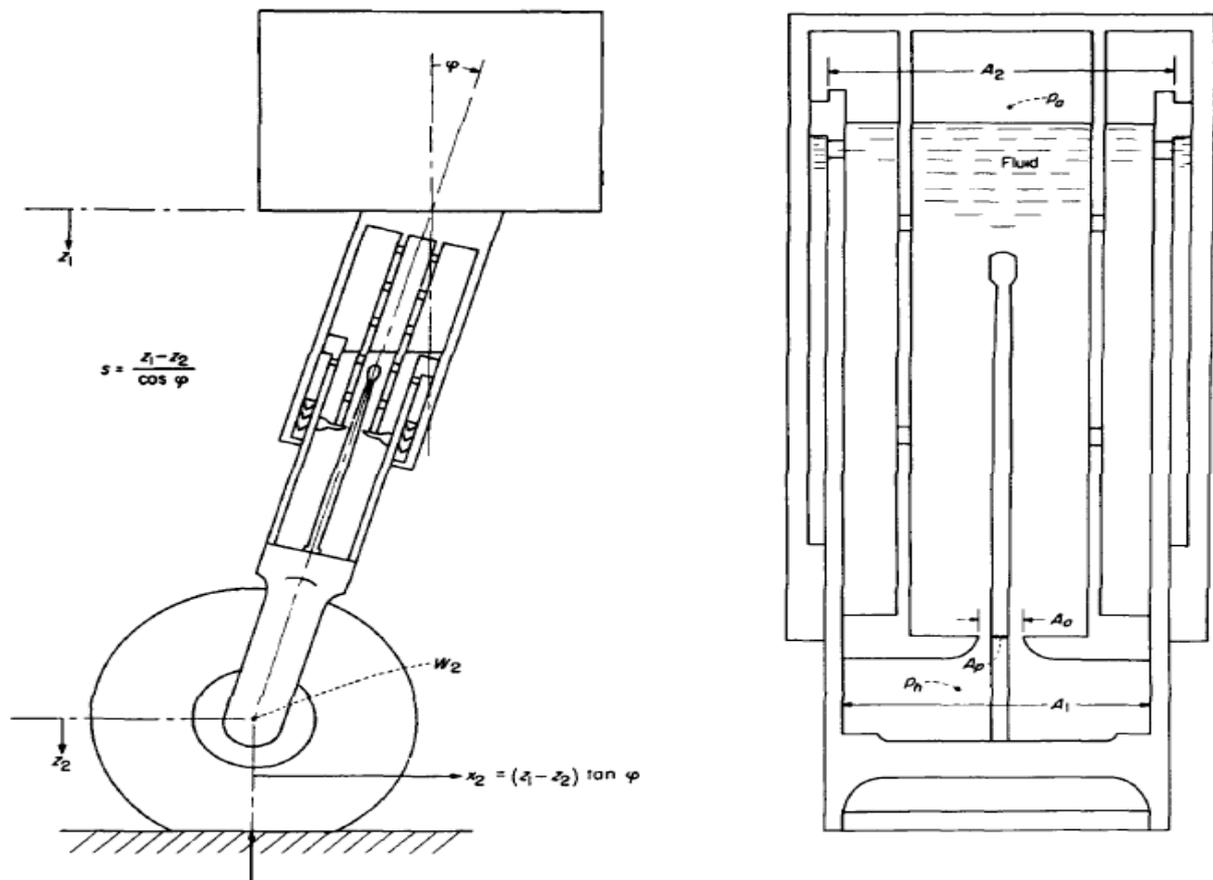


Figura 2.2.1: Geometria Oleopneumatico

Definiamo con s la differenza tra la posizione del montante del velivolo sopra la gamba e il baricentro della ruota, con \dot{s} la sua derivata.

Analizziamo ora le forze legate all'ammortizzatore:

Forza Idraulica 2.2.1

La forza che si manifesta causa lo scorrimento del fluido nell'orifizio.
Il risultato è che la forza di smorzamento dipende dal quadrato della velocità dell'ammortizzatore.

Possiamo ricavarla sfruttando la portata attraverso l'orifizio:

$$Q = C_d * A_n * \sqrt{\frac{2}{\rho} * (p_h - p_a)} \quad (2)$$

Dove sono:

C_d coefficiente di scarico

A_n area dell'orifizio

ρ densità del fluido

p_h pressione idraulica nella camera inferiore

p_a pressione dell'aria nella camera superiore

In riferimento alla figura 2.2.1 definiamo area idraulica:

$$A_h = A_1 - A_p \quad (3)$$

Dove sono:

A_1 area della sezione trasversale interna

A_p area della sezione trasversale del perno

Da considerazioni sulla continuità, possiamo scrivere:

$$Q = A_h * \dot{s} \quad (4)$$

E' facile quindi ricavare la forza moltiplicando per l'area su cui agisce la forza;
Conoscendo inoltre il verso della velocità si ottiene:

$$F_h = \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|} * \rho * \frac{A_h^3}{2 * (C_d * A_n)^2} * \dot{s}^2 \quad (5)$$

Forza Pneumatica 2.2.2

La forza che si manifesta causa la pressurizzazione dell'aria nella camera superiore.

L'aria in pressione nella camera superiore genera una forza determinabile da una relazione politropica:

$$\frac{p_a}{p_{a_0}} = \left(\frac{v_0}{v} \right)^n \quad (6)$$

Dove sono:

p_{a_0} e v_0 rispettivamente pressione e volume dell'aria nella camera superiore per una completa estensione dell'ammortizzatore

p_a e v rispettivamente pressione e volume dell'aria nella camera superiore

Inoltre, in riferimento alla figura 2.2.1, definiamo area pneumatica:

$$A_a = A_2 \quad (7)$$

Dove sono:

A_2 area della sezione trasversale esterna

Isolando p_a nel membro di sinistra ed esplicitando v , possiamo ricavare la forza risultante moltiplicando per l'area dove essa agisce, ovvero A_a :

$$F_p = p_{a_0} * A_a * \left(\frac{v_0}{v_0 - A_a * s} \right)^n \quad (8)$$

Possiamo supporre che il coefficiente politropico valga circa 1.2.

Sia la forza pneumatica, sia la forza idraulica sono supposte applicate al centro della ruota.

2.3 Modello d'attrito

Lo studio dell'attrito è, in genere, un argomento alquanto complesso, essendo un fenomeno molto variabile a seconda dell'ambiente di lavoro. Per questo motivo ancora oggi non si è riusciti a definire in modo completo tali fenomeni.

Uno dei maggiori problemi dalla computazione dell'attrito è la ricerca del punto in cui la velocità sia nulla.

Il modello di Karnopp presenta un campo di velocità a cavallo dello zero in cui la forza di attrito statico può variare da un valore minimo ad uno massimo. Non si cerca un punto ma un intorno, assolvendo a tale problema. All'esterno di questa regione l'attrito è funzione della velocità, mentre all'interno si considera nulla la velocità di scorrimento tra le superfici a contatto dei due corpi. In questa regione la forza di attrito dipende da una funzione delle altre forze presenti nel sistema che sono necessarie per mantenere a zero la velocità. Non vengono presi in considerazione i fenomeni di isteresi.

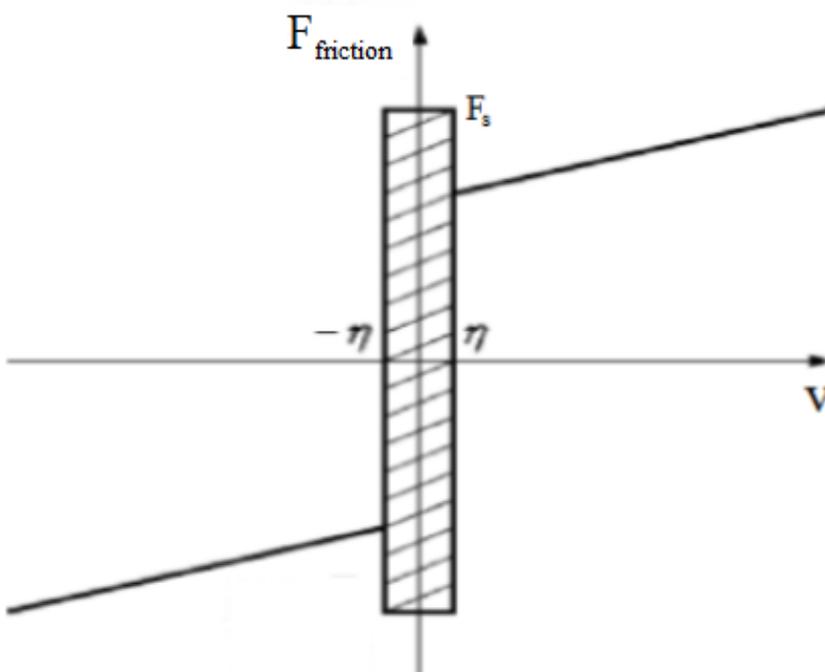


Figura 2.3.1: Modello di Karnopp

Definita una certa soglia di velocità η , nel caso la velocità v del corpo preso in considerazione sia maggiore di tale soglia, la forza d'attrito è esprimibile:

$$F_{friction} = -F_c * \text{sign}(v) - F_v * v, \quad F_c = \mu_d * R_v \quad (9), (10)$$

Dove sono:

F_c forza d'attrito coulombiano
 F_v coefficiente d'attrito viscoso
 μ coefficiente d'attrito coulombiano
 R_v reazione vincolare del terreno

Nel nostro caso abbiamo un pneumatico su asfalto, possiamo quindi trascurare il termine viscoso dell'aria.

Nel caso la velocità sia sotto tale soglia viene semplicemente definito in funzione delle forze esterne applicate al pneumatico agenti nel piano a cui appartiene la velocità:

$$F_{friction} = -F_{ext} \quad (11)$$

con

$$|F_{friction}| \leq F_s, \quad F_s = \mu_s * R_v \quad (12), (13)$$

ossia il massimo della forza d'attrito è rappresentato dalla forza d'attrito statica F_s .

Stabilire i valori esatti di coefficienti e intorni esulano dallo scopo di questo lavoro, perciò verranno utilizzati parametri forniti da precedenti report.

La forza d'attrito viene supposta agente nel baricentro della ruota, sempre parallela al suolo e alla velocità dello pneumatico.

2.4 Sistemi di riferimento

Introduciamo gli assi terra e gli assi corpo.

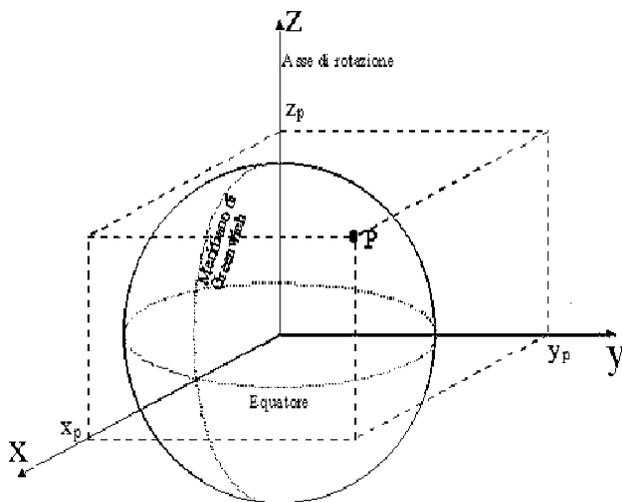


Figura 2.4.1: Assi Terra

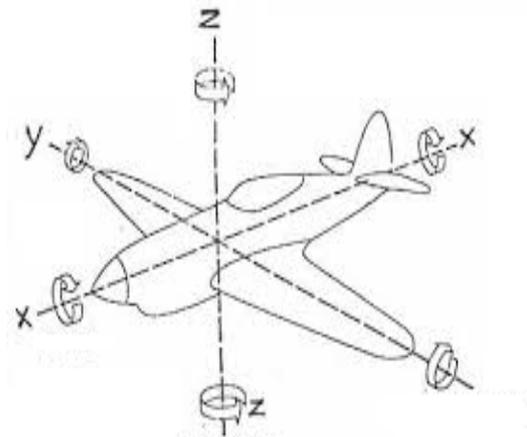


Figura 2.4.2: Assi Corpo

Gli angoli che intercorrono tra gli assi corpo e gli assi terra vengono definiti come angoli di Eulero secondo la sequenza '3-2-1':

- Φ per l'asse x
- Θ per l'asse y
- Ψ per l'asse z

Tramite tali angoli posso esprimere grandezze tipiche degli assi terra e proiettarle sugli assi corpo.

2.5 Cinematica del corpo rigido

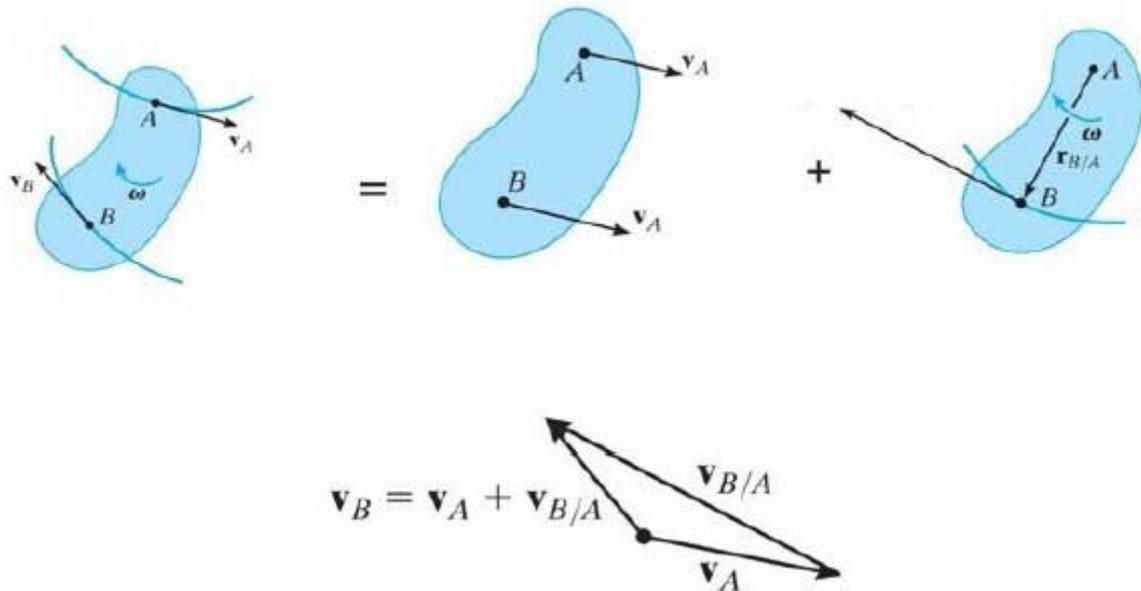


Figura 2.5.1: Cinematica del corpo rigido

Sotto l'ipotesi di corpo rigido (ovvero le distanze tra i punti appartenenti ad esso non variano) è possibile scrivere la legge:

$$\vec{v}_B = \vec{v}_A + \vec{\omega} \wedge \vec{r}_{B/A} \quad (14)$$

Con \vec{v}_B, \vec{v}_A velocità puntuali, $\vec{\omega}$ velocità angolare del corpo e $\vec{r}_{B/A}$ vettore posizione di B rispetto ad A.

Possiamo applicarla al nostro velivolo, considerando come A il baricentro e B il punto dove è agganciato l'ammortizzatore, ovvero il montante otteniamo:

$$\vec{v}_m = \vec{v}_g + \vec{\omega} \wedge \vec{p}g \quad (15)$$

Si suppone che il montate sia sullo stesso livello del baricentro, ovvero le uniche componenti in $\vec{p}g$ non nulle siano x e y, utilizzando gli assi corpo. Per semplicità la velocità laterale e longitudinale dello pneumatico verranno fatte corrispondere al quella del montate corrispondente.

2.6 Calcolo posizione del montante

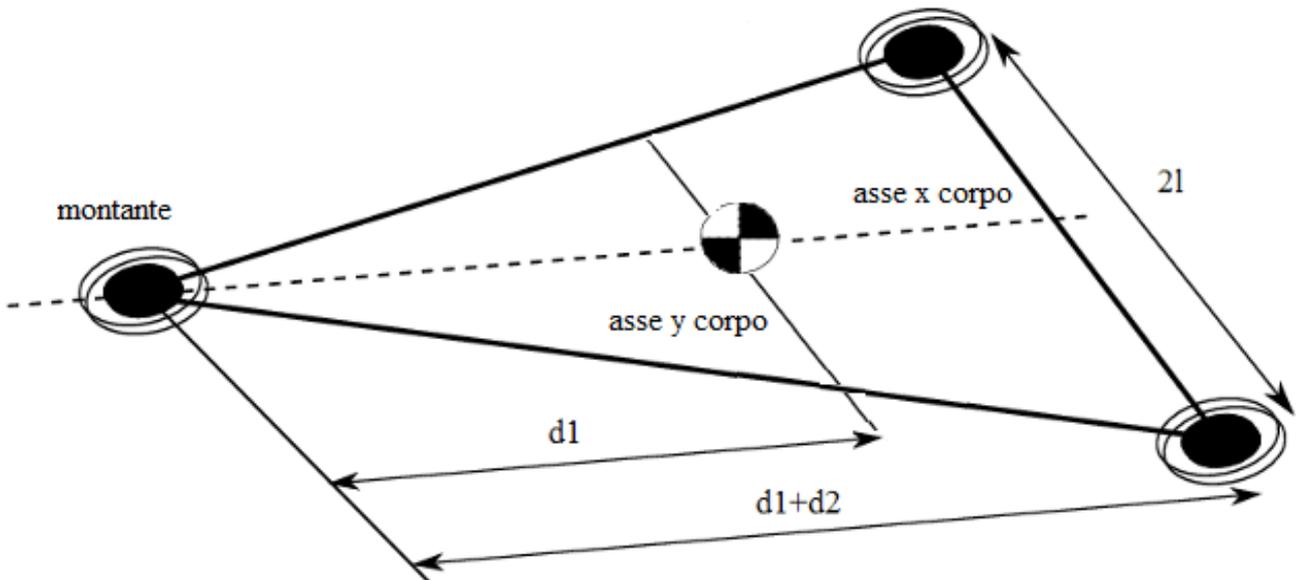


Figura 2.6.1: Schema longitudinale velivolo

Tramite gli angoli di Eulero è possibile calcolare l'esatta posizione verticale del montante, sfruttando la posizione verticale del baricentro del velivolo h_g :

$$h = h_g + l * \sin(\phi) + d * \sin(\Theta) \quad (16)$$

Con l e d in grado di assumere valori negativi se non concordi con gli assi corpo.

Il montante anteriore giace sull'asse x corpo, rappresentato nell'immagine dalla linea tratteggiata.

2.7 Equazioni del moto

Indichiamo con $\vec{F}a_n$, $F_{friction_n}$, $R\vec{v}_n$ la forza ammortizzante, la forza d'attrito e la reazione vincolare agenti su una generica gamba del carrello. L'equazione che regola il moto di una generica ruota n è:

$$m_2 * \ddot{x}_{r_n} = \vec{w}_2 + R\vec{v}_n + \vec{F}a_n + F_{friction_n} \quad (17)$$

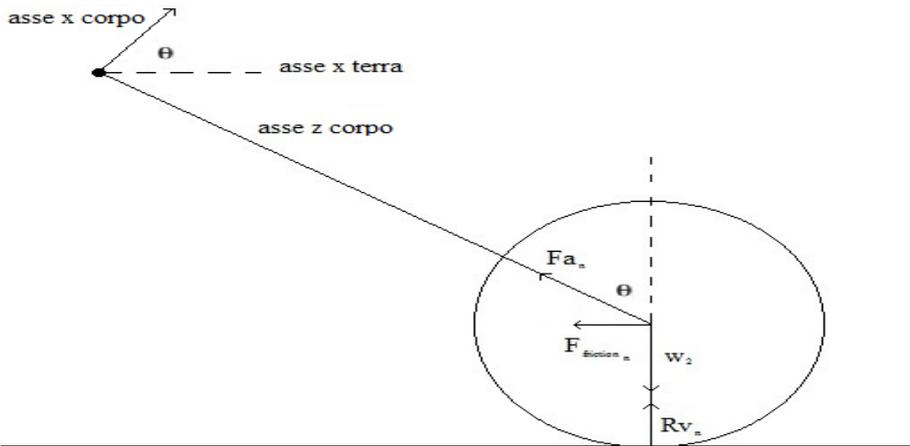


Figura 2.7.1: Diagramma generale assi x-z

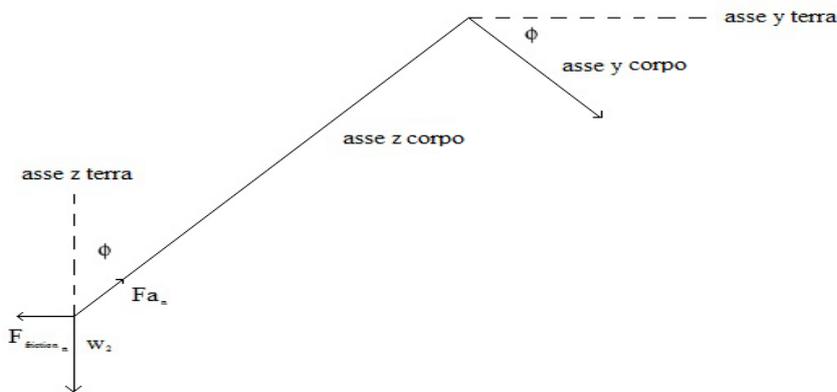


Figura 2.7.2: Diagramma generale assi x-y

Espressa per l'asse z corpo del velivolo

$$m_2 * \ddot{z}_n = (\vec{w}_2 + R\vec{v}_n + F_{friction_n})_{z \text{ body}} + p_{a_0} * A_a * \left(\frac{v_0}{v_0 - A_a * s_n} \right)^n + \frac{\dot{s}_n}{|\dot{s}_n|} * \rho * A_h^3}{2 * (C_d * A_n)^2} * s_n^2 \quad (18)$$

Dove sono:

$$s_n = h_g + l * \sin(\phi) + d * \sin(\Psi) - z_n$$

$$\dot{s}_n = v_{m,n}^{\vec{}} - \dot{z}_n$$

(19), (20)

Conoscendo istante per istante le posizioni del baricentro del velivolo e della ruota, posso ricavare sia $\vec{F}a_n$ che $\vec{R}v_n$.

E' quindi necessario studiare il moto del velivolo. Dalla meccanica del corpo rigido, posso ricavare h_g , \vec{v}_g , $\vec{\omega}$ e gli angoli di Eulero.

Le forze agenti sul velivolo sono:

$$R_{velivolo}^{\vec{}} = \vec{w}_1 - \Sigma \vec{F}a_n + \Sigma R\vec{e}s_n \quad (21)$$

Con $R\vec{e}s_n$ andiamo ad indicare le componenti di $\vec{R}v_n$, $F_{friction_n}^{\vec{}}$ non parallele all'asse z corpo, agenti direttamente sul velivolo.

Trascurando il peso delle ruote, il momento agente totale è:

$$M_{tot} = \Sigma (-\vec{F}a_n + R\vec{e}s_n) \wedge \vec{b}_n \quad (22)$$

Dove \vec{b}_n rappresenta il vettore posizione tra il baricentro del velivolo e quello della ruota, considerando quindi lo schiacciamento dell'oleopneumatico.

2.8 Sistema di sterzo

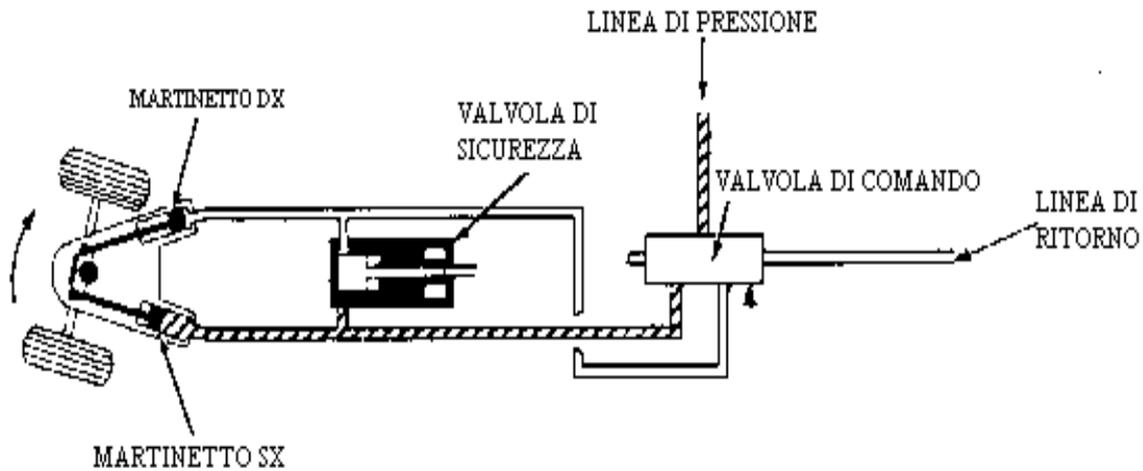


Figura 2.8.1: "Nose wheel steering"

Ipotizziamo il velivolo sterzi tramite la movimentazione della ruota anteriore, realizzata tramite azionamento idraulico, comandabile per mezzo di un sistema meccanico, da un volantino e dalle pedaliere. Il circuito idraulico comprende: due martinetti idraulici collegati al collare d'orientamento, una valvola di comando ed eventuali dispositivi, quali restrittori e accumulatori per evitare l'oscillazione delle ruote. Ruotando il volantino di guida si sposta un cassetto nell'interno della valvola di comando e si consente al fluido idraulico di agire nei due martinetti, che, tramite il collare d'orientamento, collegato a sua volta al compasso antitorcente, realizzano lo spostamento del ruotino nello stesso senso in cui è stato ruotato il volantino. Lo spostamento del ruotino determina, attraverso un dispositivo d'inseguimento, costituito da cavi che collegano il collare alla valvola di comando, la chiusura della valvola stessa non appena il ruotino raggiunge la posizione settata dal pilota, con conseguente arresto dell'orientamento.

Per questo lavoro è stato scelto di trascurare l'inerzia di tale sistema e di studiarne solamente la cinematica; il fine è creare una funzione che mi dia come output un momento imbarcante, da utilizzare in un sistema automatizzato per le manovre di rullaggio, escludendo dallo studio le problematiche legate al sistema di sterzo.

Per simulare il comportamento laterale del velivolo durante le manovre a terra, si utilizza un modello “bicycle” a due gradi di libertà, ovvero si ipotizza che il carrello triciclo si comporti come se avesse solamente due pneumatici.

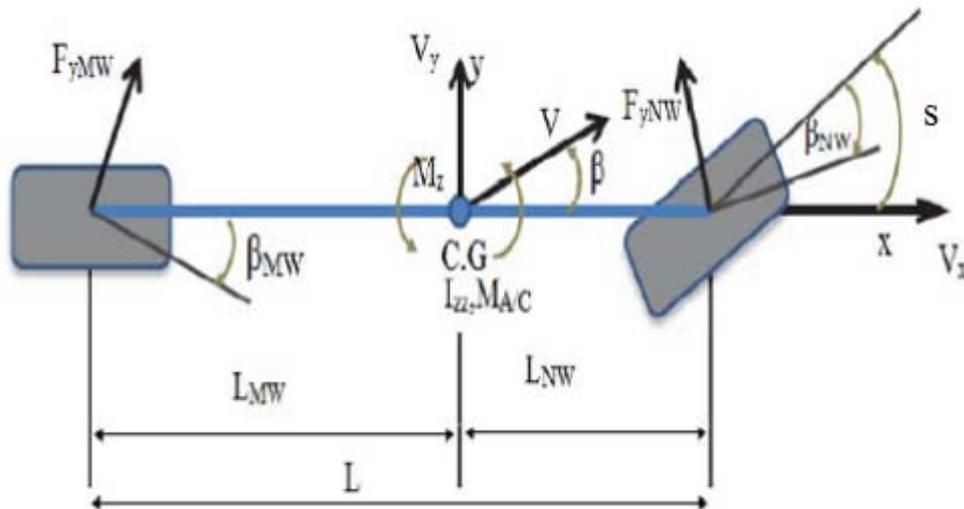


Figura 2.8.2: Diagramma modello bicycle

Nella figura sopra M_{AC} indica la massa del velivolo, L_{MW} e L_{NW} sono le distanze tra baricentro e pneumatici, s l'angolo di sterzata di input, β_{MW} e β_{NW} gli angoli di side slip posteriore e anteriore.

Esprimendo l'equazione dei momenti

$$M_z = L_{NW} * F_{yNW} - L_{MW} * F_{yMW} \quad (23)$$

Per basse velocità è possibile scrivere:

$$\beta_{NW} = s - (V_y + r * L_{NW}) / V_x \quad (24)$$

$$\beta_{MW} = -(V_y - r * L_{MW}) / V_x \quad (25)$$

Dove r indica la velocità angolare di rotazione del velivolo.

Introducendo la rigidità laterale (CS) come parametro proprio dello pneumatico, posso esprimere la forza laterale come

$$F_{yNW} = CS_N * \beta_{NW} \quad (26)$$

$$F_{yMW} = CS_M * \beta_{MW} \quad (27)$$

Ora conoscendo il parametro CS e ricavando le velocità dalla dinamica del corpo rigido, necessito unicamente di conoscere il valore dell'angolo di sterzata s per ricavare M_z .

Se l'obiettivo finale è realizzare un sistema di guida automatica per le manovre di rullaggio, necessito di un sistema in grado di stabilire quale sia il valore di s istante per istante. Tale valore deve dipendere dalla manovra desiderata; nel caso si voglia raggiungere un preciso punto dello spazio, è necessario un sistema di guida che si occupi di stabilire quale traiettoria far seguire al mio velivolo. L'input della funzione di sterzo è di tipo angolare perciò abbiamo scelto di utilizzare sistemi di guida presi dal campo missilistico, i quali forniscono, per l'appunto, un'informazione angolare.

2.9 Sistemi di guida automatica

2.9.1 Beam rider

Il Beam rider è una tecnica di guida ispirata al campo missilistico, basata su un raggio laser puntato sempre verso l'obiettivo. Il raggio rappresenta la traiettoria che il mio velivolo dovrà seguire

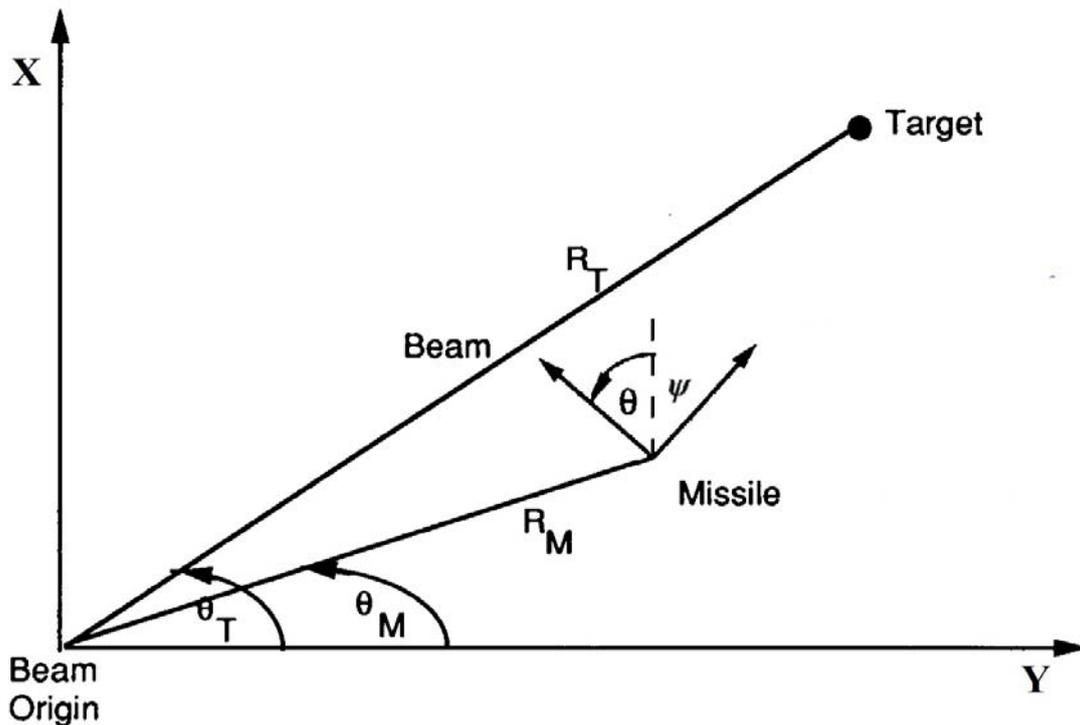


Figura 2.9.1: Diagramma Beam rider

L'informazione necessaria per far coincidere le due traiettorie è una differenza tra angoli. Individuata l'origine del raggio e definito un sistema di coordinate è possibile calcolare gli angoli sottostanti ai vettori posizione.

$$\Theta_T = \tan_{-1}(x_T/y_T) \quad (28)$$

$$\Theta_M = \tan_{-1}(x_M/y_M) \quad (29)$$

L'angolo da compensare è esprimibile come:

$$\theta = \theta_M - \theta_T \quad (30)$$

2.9.2 Homing loop

Per completezza si è scelto di confrontare i risultati ottenuti con un altro sistema di guida automatica missilistico, ovvero “*homing loop*”. A differenza del beam riding non sfrutta una traiettoria predefinita ma stabilisce quella più diretta per raggiungere il bersaglio, in base alle reciproche posizioni.

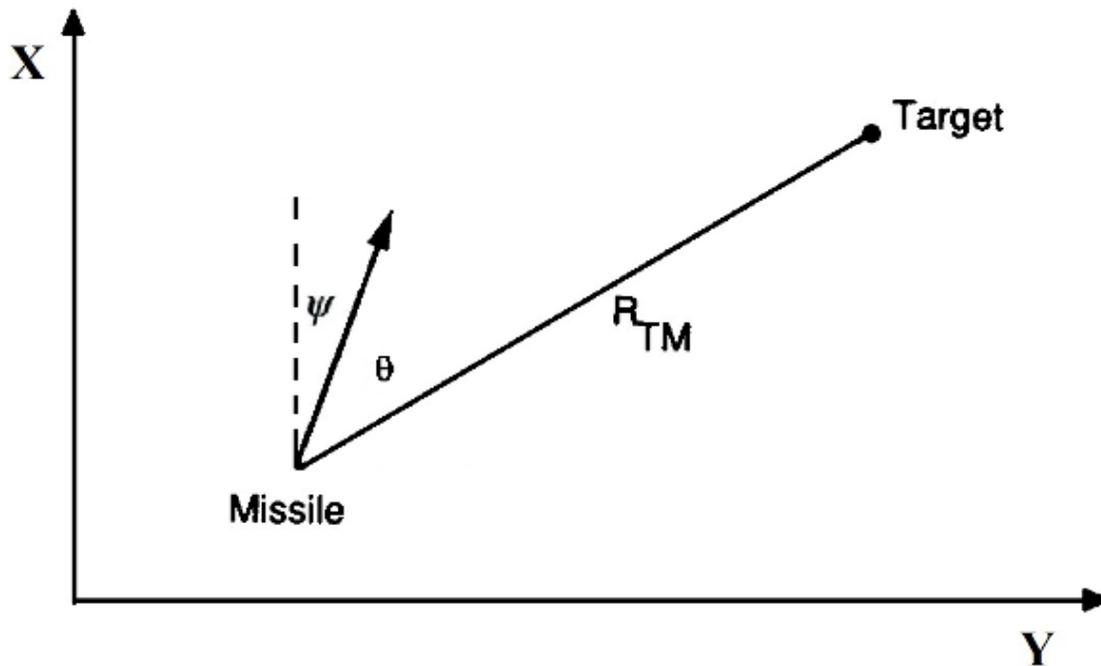


Figura 2.9.2: Diagramma Homing loop

L'informazione angolare elaborata dovrà far sì che la traiettoria del missile coincida con R_{TM} .

L'angolo da compensare è esprimibile come:

$$\theta = \tan^{-1}[(x_T - x_M)/(y_T - y_M)] \quad (31)$$

È necessario un sistema di controllo per calcolare lo sterzo utile ad inseguire tale angolo dato in output dai sistemi di guida, infatti tale angolo fornisce unicamente informazioni riguardo le posizioni reciproche tra velivolo e target, trascurando l'assetto e la velocità angolare del velivolo.

2.9.3 Controllore PD

La scelta è ricaduta su un controllore PD, ovvero un sistema di controllo in retroazione di cui l'uscita è basata su quanto grande è l'errore e su quanto velocemente esso varia.

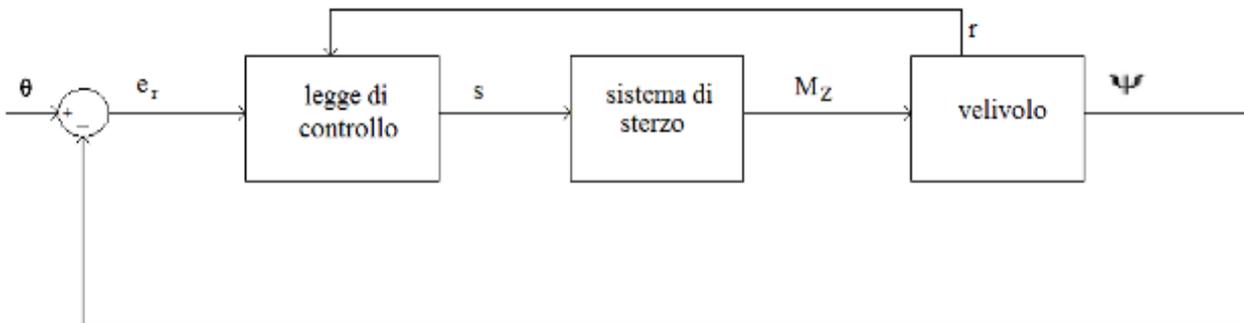


Figura 2.9.3: Struttura controllore PD

Possiamo esprimere l'errore tramite:

$$e_r = \theta - \Psi \quad (32)$$

dove Ψ è l'angolo di imbardata del velivolo.

Per quanto riguarda la sua derivata possiamo approssimarla alla velocità angolare d'imbardata del velivolo, evitando di effettuare una derivazione numerica.

La legge di controllo è esprimibile come:

$$s = k_1 * e_r - k_2 * r \quad (33)$$

Dove sono:

k_1 e k_2 costanti positive

r velocità angolare d'imbardata

Ovviamente verrà effettuata quella che viene definita "taratura", ovvero si stabilirà il valore delle costanti in maniera tale da aver le minor oscillazioni possibili.

3. Risultati

I parametri dell'aereo

- Peso w_1 : 2000 lb
- Peso Ruota w_2 : 150 lb
- Distanza longitudinale baricentro-carrello posteriore d_2 : 7 ft
- Distanza longitudinale baricentro-carrello anteriore d_1 : 7 ft
- Distanza laterale baricentro-carrello posteriore l : 5 ft
- Raggio ruota: 1 ft
- lunghezza iniziale ammortizzatore: 2 ft

Per quanto riguarda la scelta dei parametri dell'ammortizzatore si fa riferimento ai dati riportati in 'Analysis of landing-gear behavior' di Milwitzky B. e Cook F.

3.1 Drop test

Condizioni iniziali velivolo

- Altezza del baricentro del velivolo h_g iniziale: 5 ft
- Angolo di beccheggio Φ iniziale: 0 rad
- Velocità iniziale nulla

Parametri attrito

- μ_s : 0.3
- μ_d : 0.05
- Soglia di velocità η : 0.01 ft/s

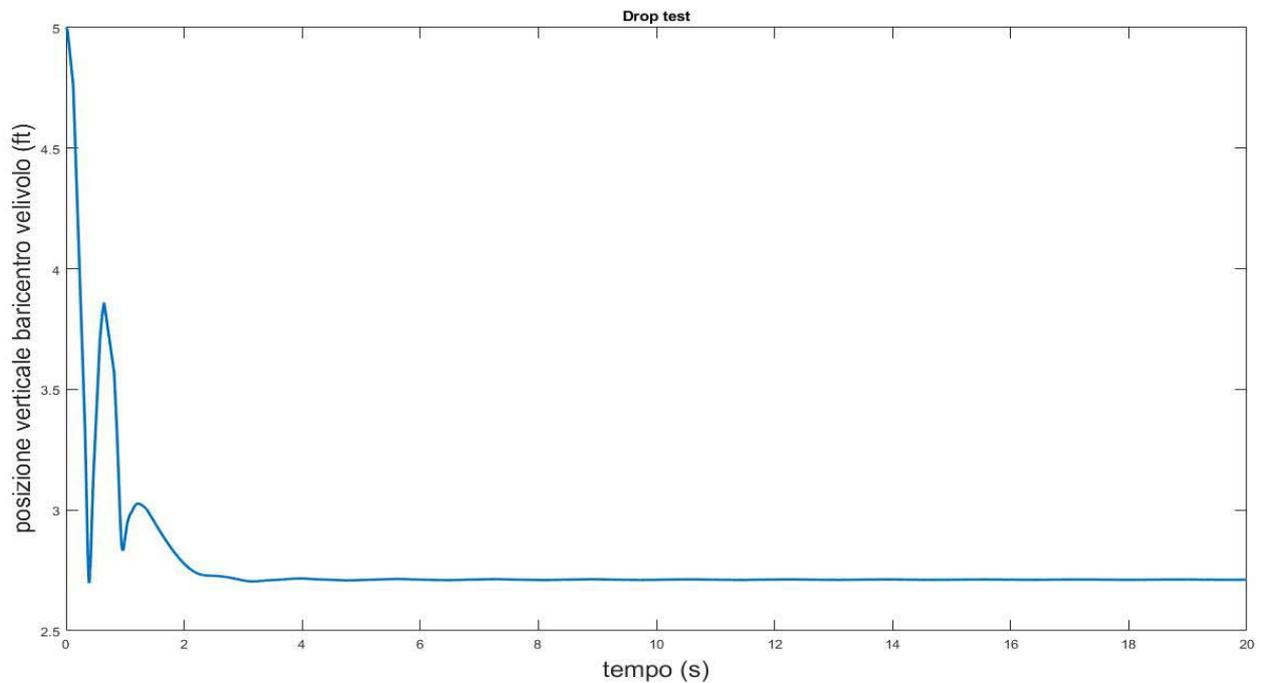


Figura 3.1.1: Grafico posizione verticale baricentro velivolo

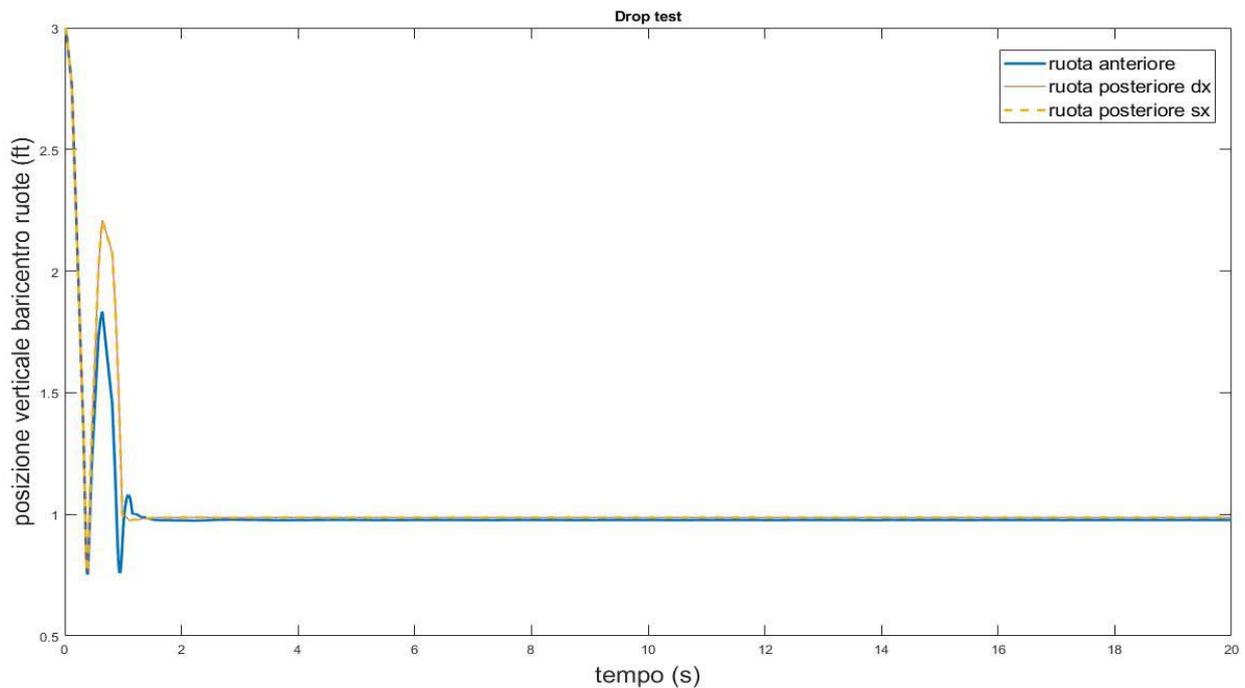


Figura 3.1.2: Grafico posizione verticale baricentro ruote

L'impatto con il suolo avviene dopo circa 0.2 s. Il baricentro del velivolo presenta oscillazioni verticali massime di circa 1 ft, causa la presenza di alcuni rimbalzi. Le deflessioni massime si registrano durante i due impatti della ruota anteriore e risultano pari circa al 20% del diametro. Successivamente la deflessione dei pneumatici si mantiene sostanzialmente costante, con lo pneumatico anteriore maggiormente deflesso.

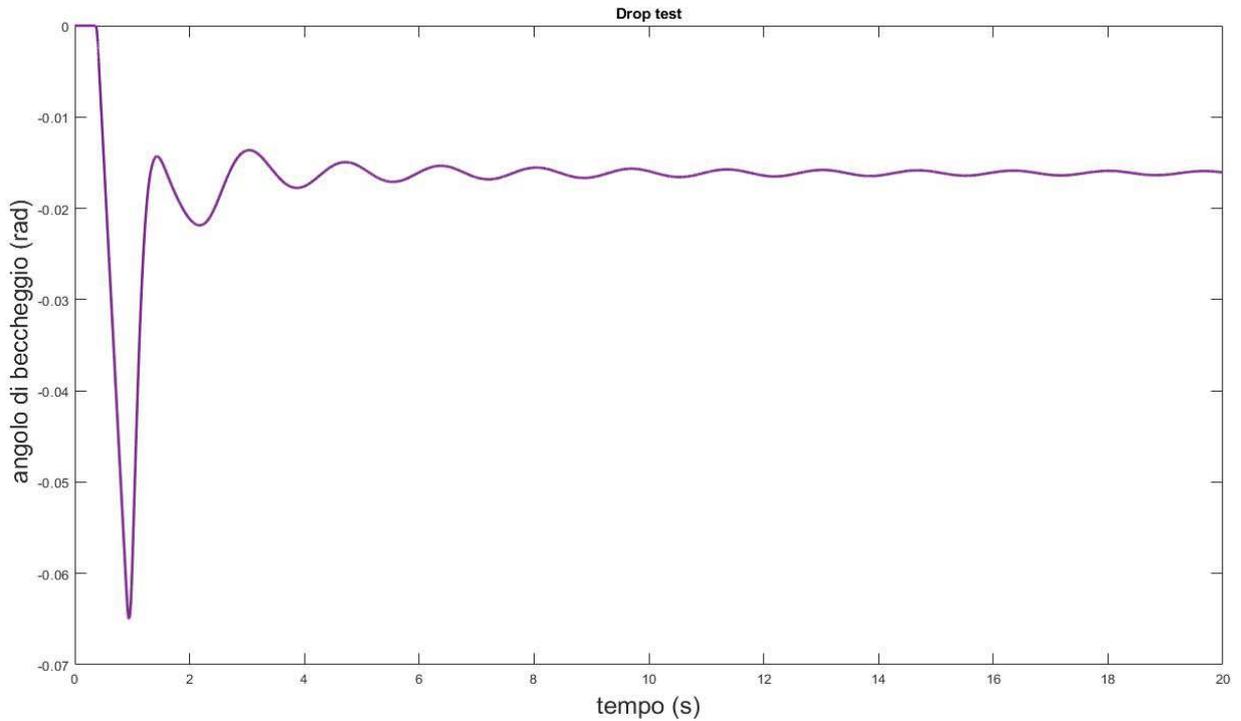


Figura 3.1.3: Grafico angolo di beccheggio

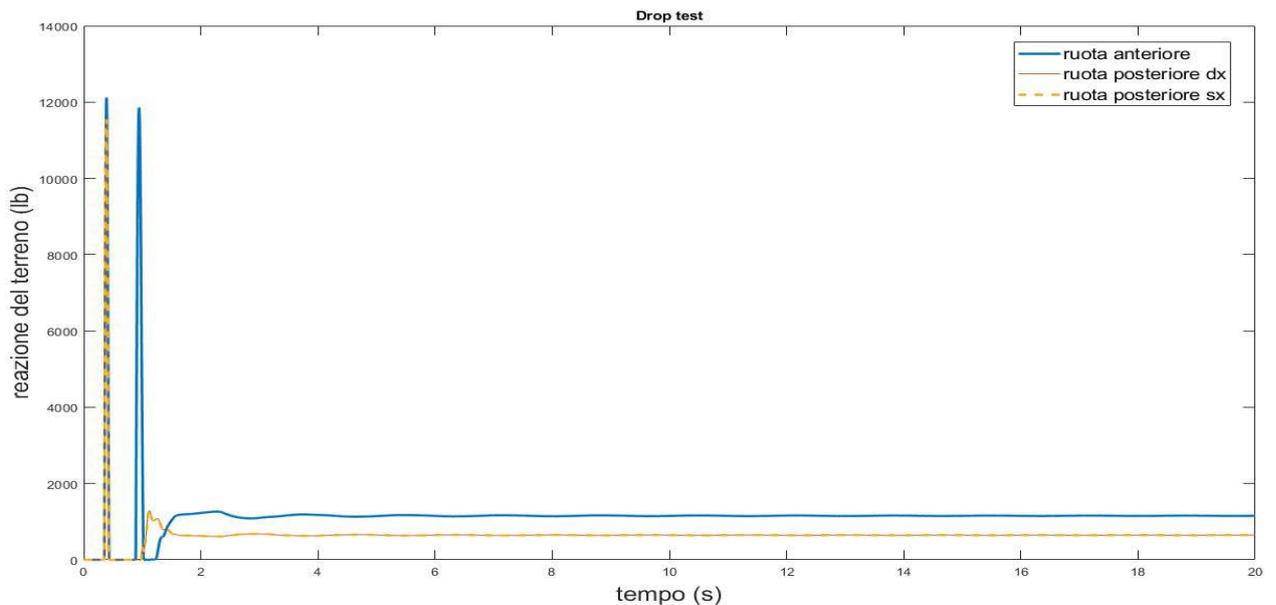


Figura 3.1.4: Grafico reazione vincolare terreno

Dal grafico della reazione vincolare possiamo vedere come la ruota anteriore compia due rimbalzi prima di stabilizzarsi, mentre le posteriori rimbalzano un'unica volta. Il primo impatto delle gambe posteriori produce un momento picchiante sul velivolo. Successivamente il velivolo impatta con la ruota anteriore producendo un momento a cabrare per poi assestarsi con un angolo di beccheggio negativo di circa -0.017 rad, così da deflettere maggiormente lo

pneumatico anteriore, aumentare la reazione vincolare prodotta e quindi bilanciare il momento prodotto dalle gambe posteriori.

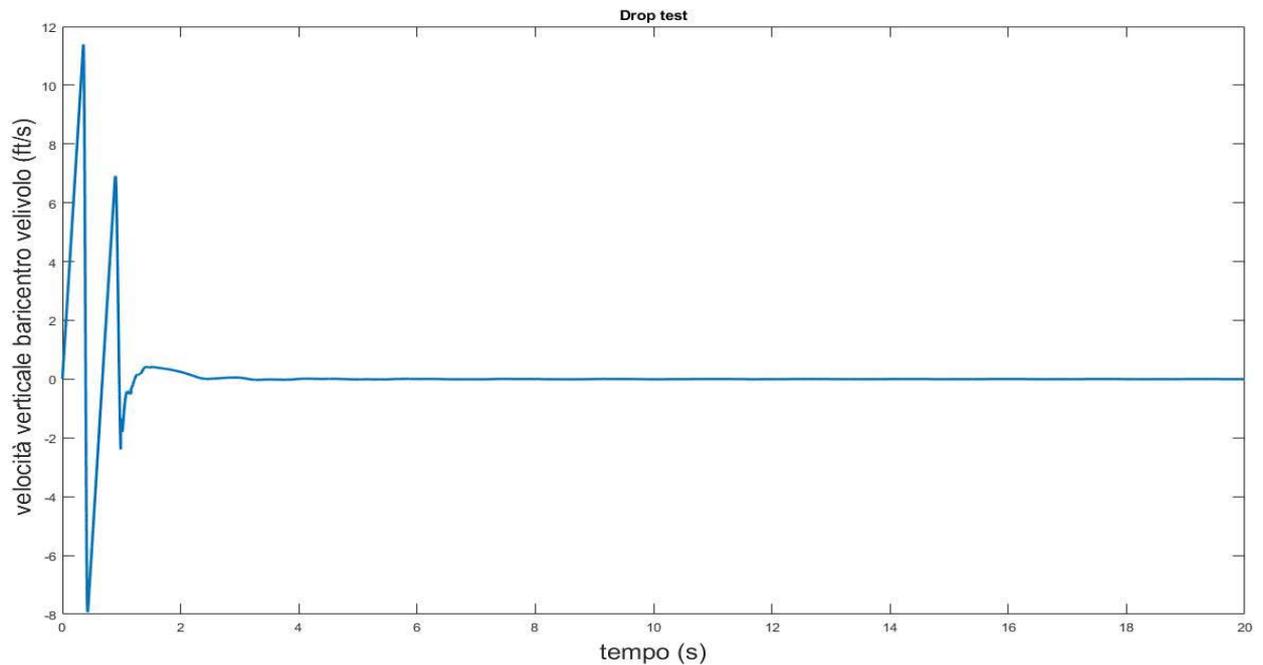


Figura 3.1.5: Grafico velocità verticale baricentro velivolo

Il velivolo tocca terra con una velocità verticale pari circa a 11 ft/s. Prima di stabilizzarsi, dopo 4 secondi, sono presenti oscillazioni di ampiezza massima pari a 19 ft/s.

Esprimendo con verso positivo lo schiacciamento dell'ammortizzatore analizziamo i seguenti grafici

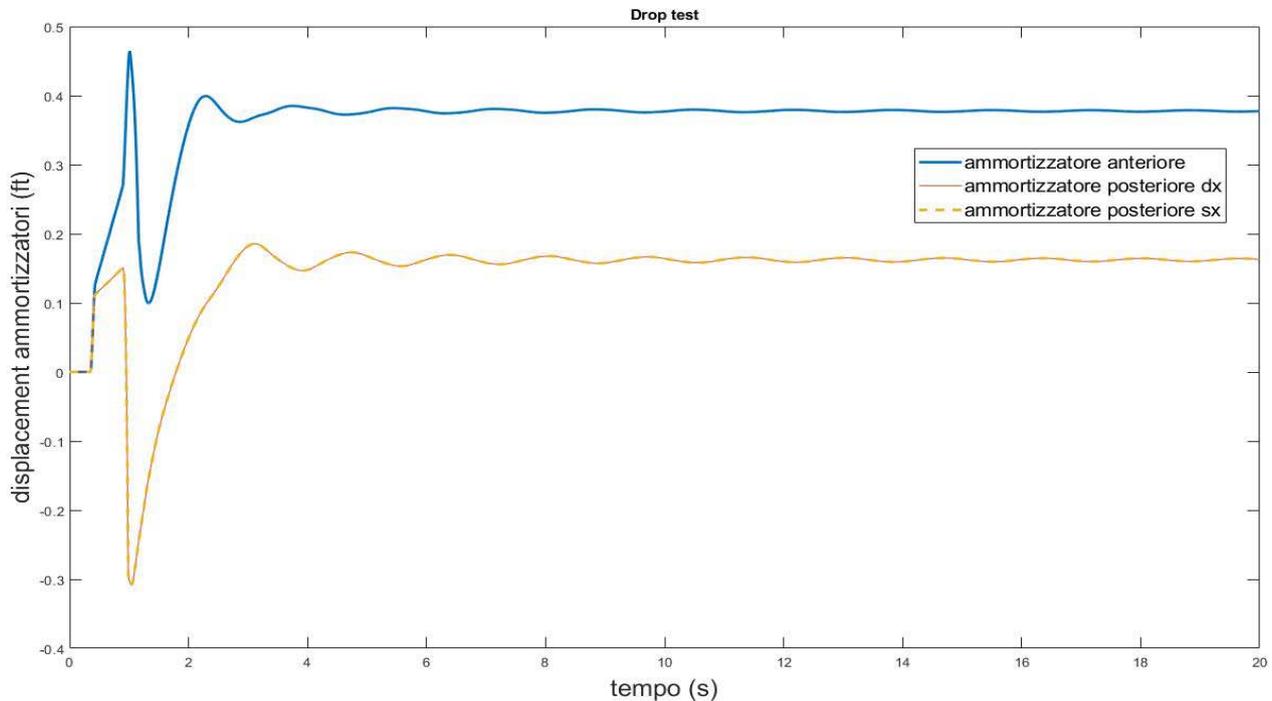


Figura 3.1.6: Grafico displacement ammortizzatore

Dopo il primo rimbalzo la gamba anteriore continua la compressione; le gambe posteriori invece si allungano. Queste ultime presentano maggiori oscillazioni prima di assestarsi; raggiunta la stabilità risultano meno compresse rispetto alla gamba anteriore. Si registra una compressione massima pari circa a 0.45 ft della gamba anteriore ed un allungamento massimo pari a 0.3 ft delle gambe posteriori.

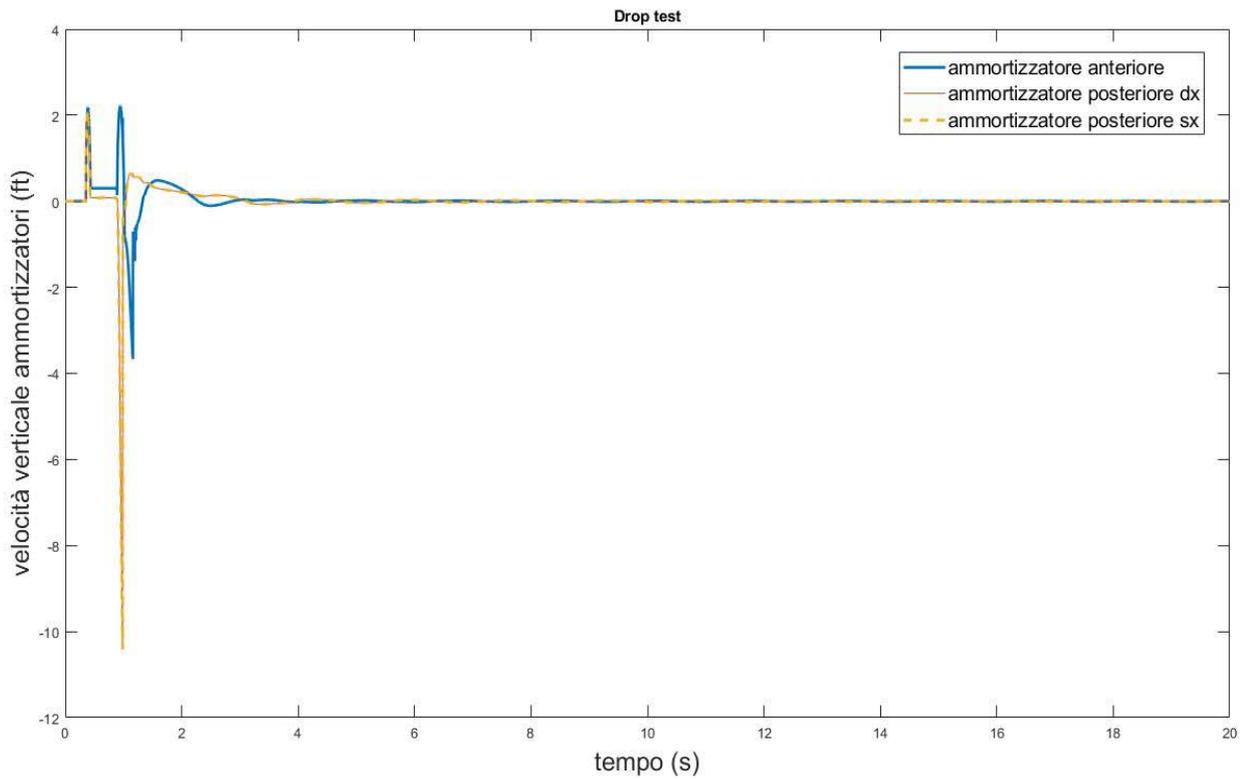


Figura 3.1.7: Grafico velocità verticale ammortizzatore

La massima velocità è stata registrata dopo il primo impatto, quando le gambe posteriori si allungano con una velocità pari circa a 10 ft/s; la velocità in compressione massima si registra nei due impatti della gamba anteriore, con una velocità poco maggiore di 2 ft/s.

3.2 Drop test con velocità iniziale non nulla

Condizioni iniziali

- Velocità iniziale (lungo x body): 20 ft/s
- Altezza baricentro h_g velivolo: 5 ft
- Angolo di beccheggio Φ iniziale: 0.088 rad

Parametri attrito

- μ_s : 0.3
- μ_d : 0.05
- Soglia di velocità η : 0.01 ft/s

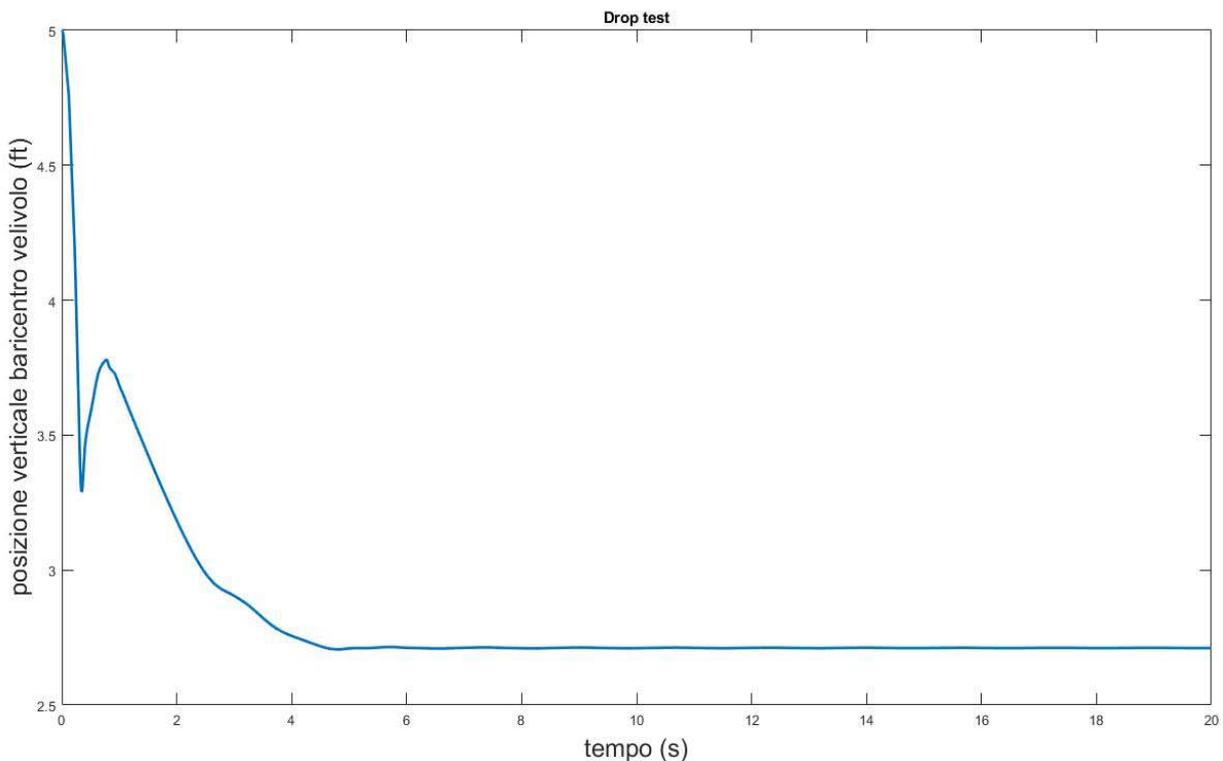


Figura 3.2.1: Grafico posizione verticale baricentro velivolo

Nella fase precedente all'impatto con il suolo abbiamo una minima risalita, causata dalla velocità residua e dall'angolo di beccheggio positivo. Dopo l'impatto il baricentro risale fino oltre i 3.5 ft di altezza. Nella fase successiva sono presenti minori oscillazioni rispetto al caso piatto.

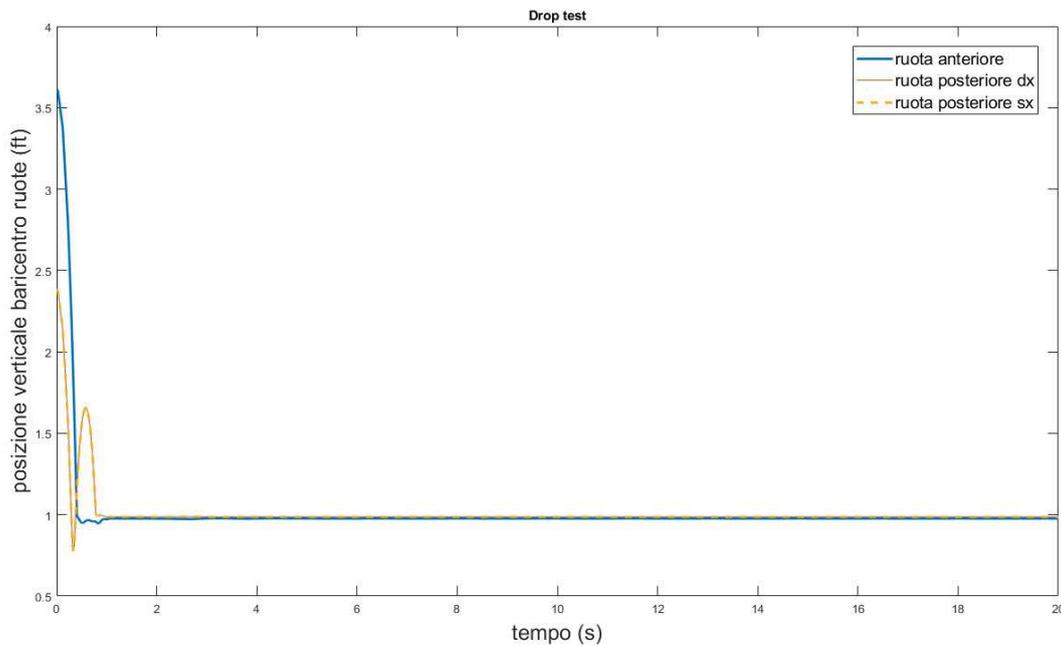


Figura 3.2.2: Grafico posizione verticale baricentro ruote

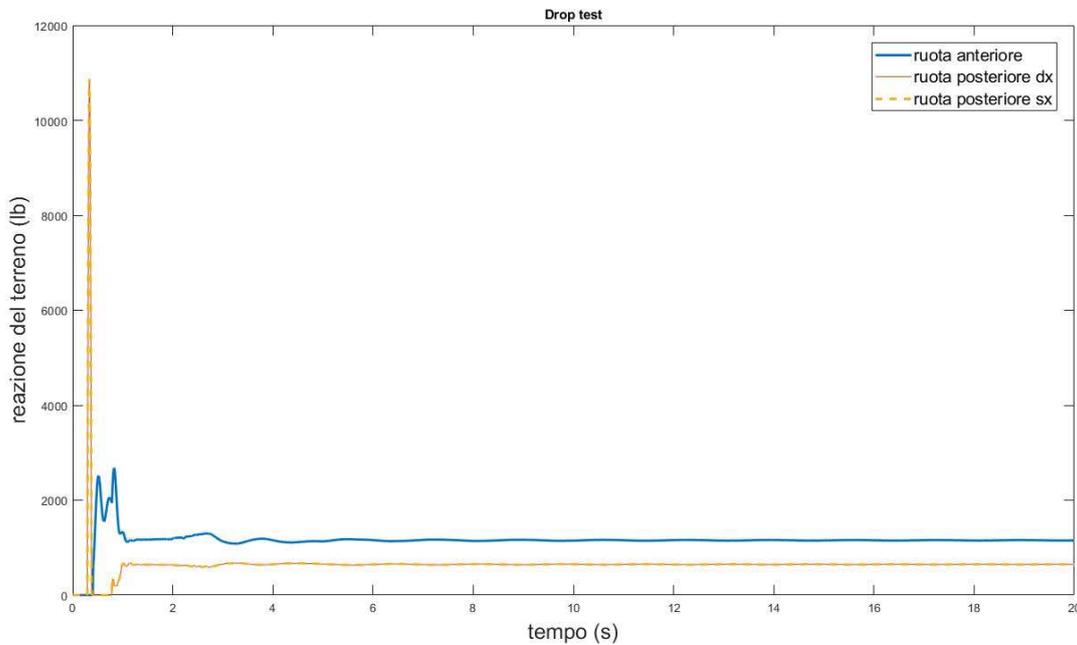


Figura 3.2.3: Grafico reazione vincolare terreno

L'impatto avviene con le ruote posteriori producendo un rimbalzo. La deflessione massima viene raggiunta dai pneumatici posteriori durante il primo impatto e risulta esseri pari circa al 20%. Rispetto al caso piatto non ci sono rimbalzi della ruota anteriore.

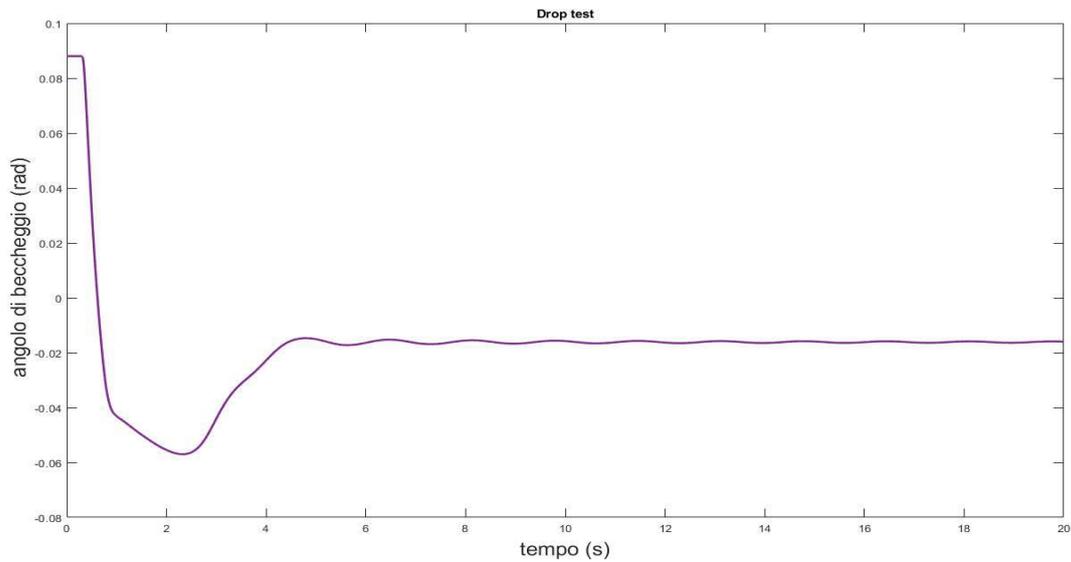


Figura 3.2.4: Grafico angolo di beccheggio velivolo

L'angolo di beccheggio presenta minori oscillazioni rispetto al caso piatto.

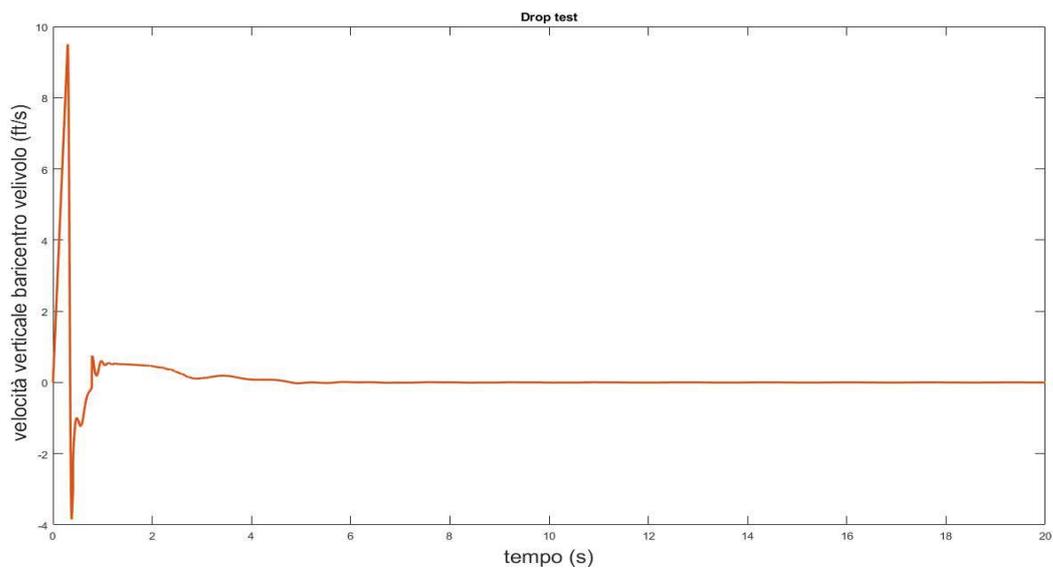


Figura 3.2.5: Grafico velocità verticale baricentro velivolo

La velocità con cui il velivolo tocca il suolo è minore rispetto al caso precedentemente analizzato; le oscillazioni durante la fase di assestamento risultano minori.

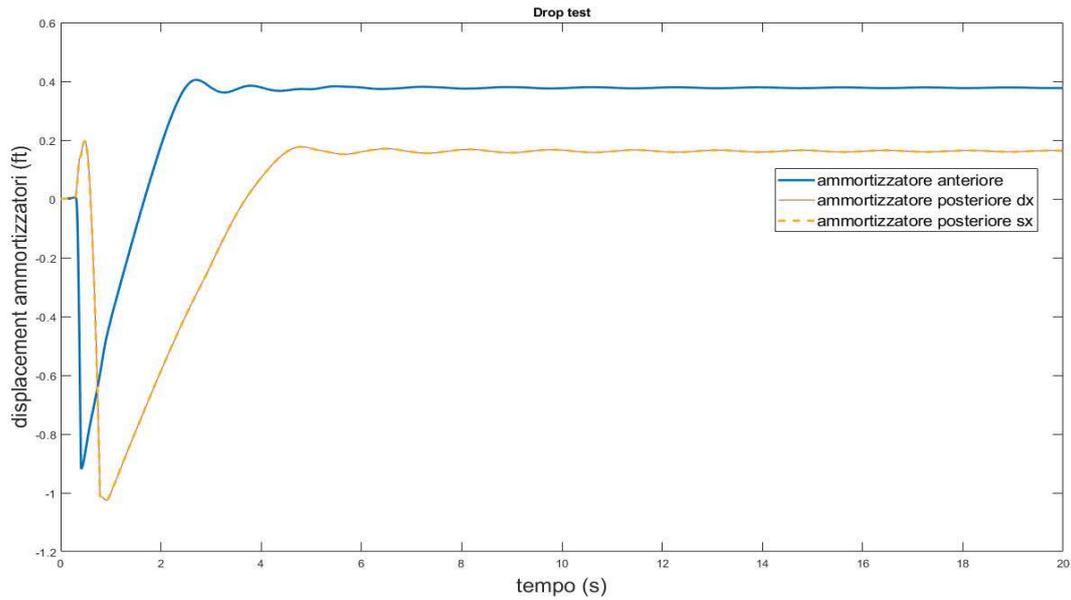


Figura 3.2.6: Grafico displacement ammortizzatore

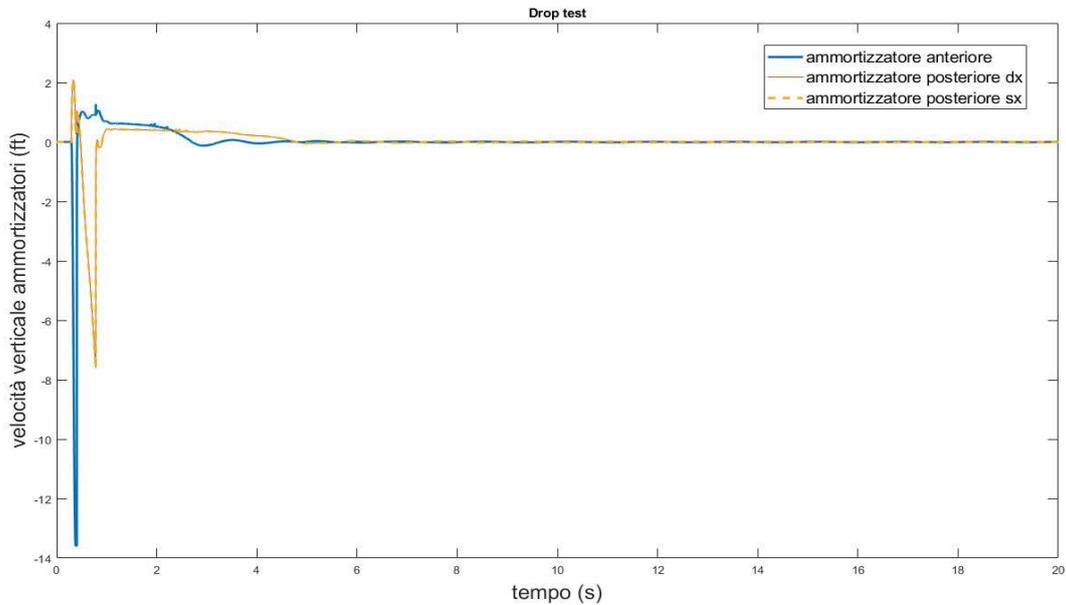


Figura 3.2.7: Grafico velocità verticale ammortizzatore

L'ammortizzatore anteriore si allunga dopo l'impatto delle ruote posteriori presentando un allungamento massimo maggiore rispetto al caso piatto, così come le gambe posteriori. Il picco di velocità si raggiunge durante l'allungamento della gamba anteriore dopo il primo impatto con un valore di circa 14 ft/s.

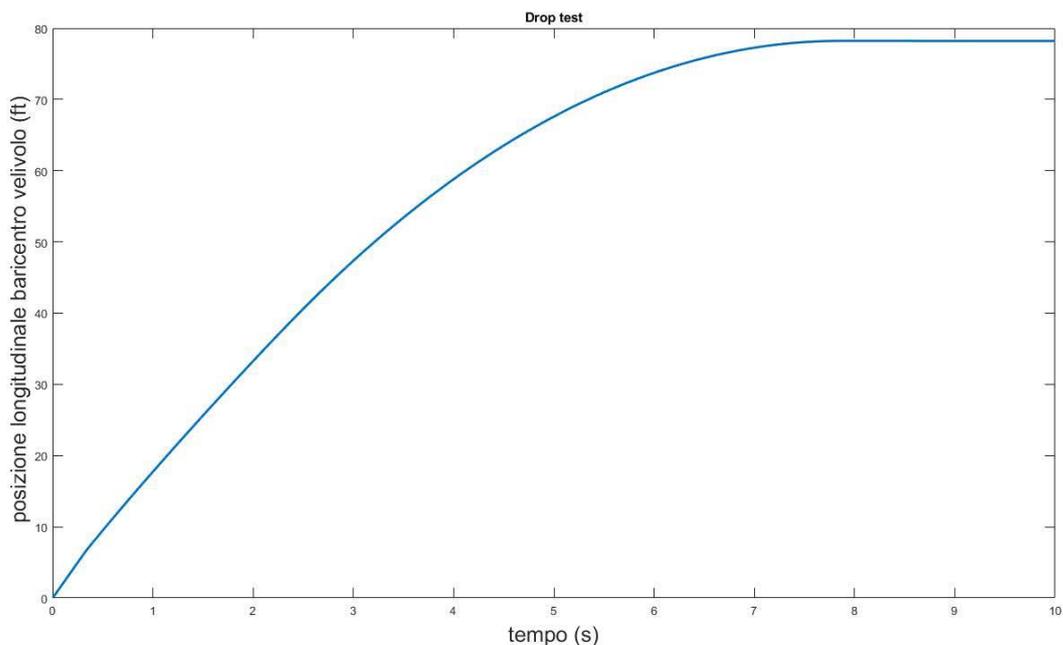


Figura 3.2.8: Grafico posizione longitudinale baricentro velivolo

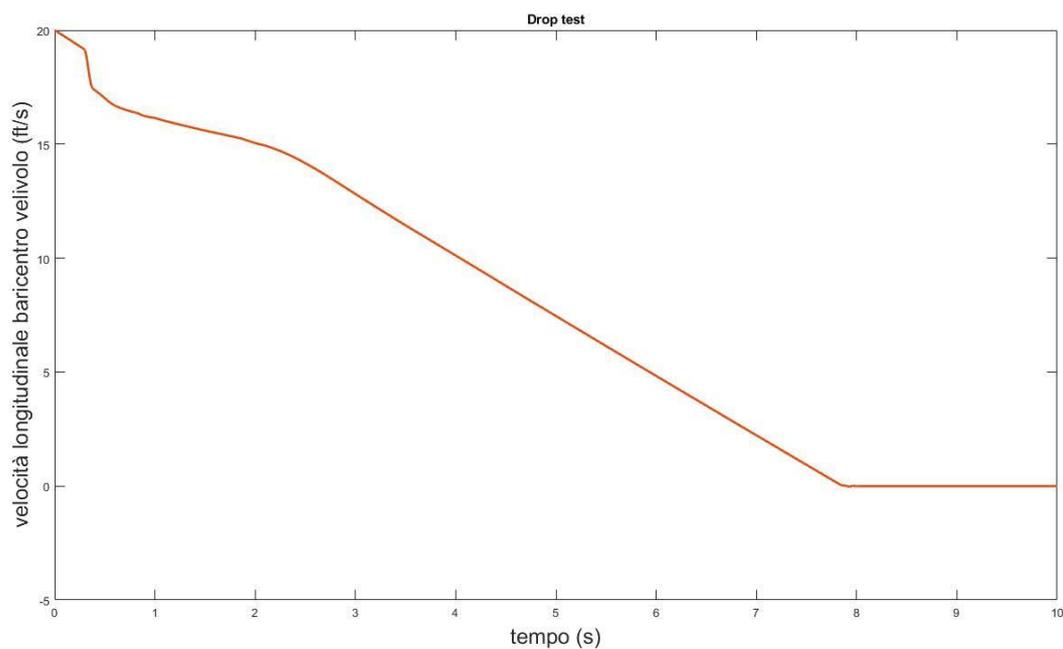


Figura 3.2.9: Grafico velocità longitudinale baricentro velivolo

La velocità longitudinale si azzerava nell'arco di circa 7 secondi, dopo l'impatto con il suolo. Si può notare come la velocità scenda a zero senza particolari oscillazioni.

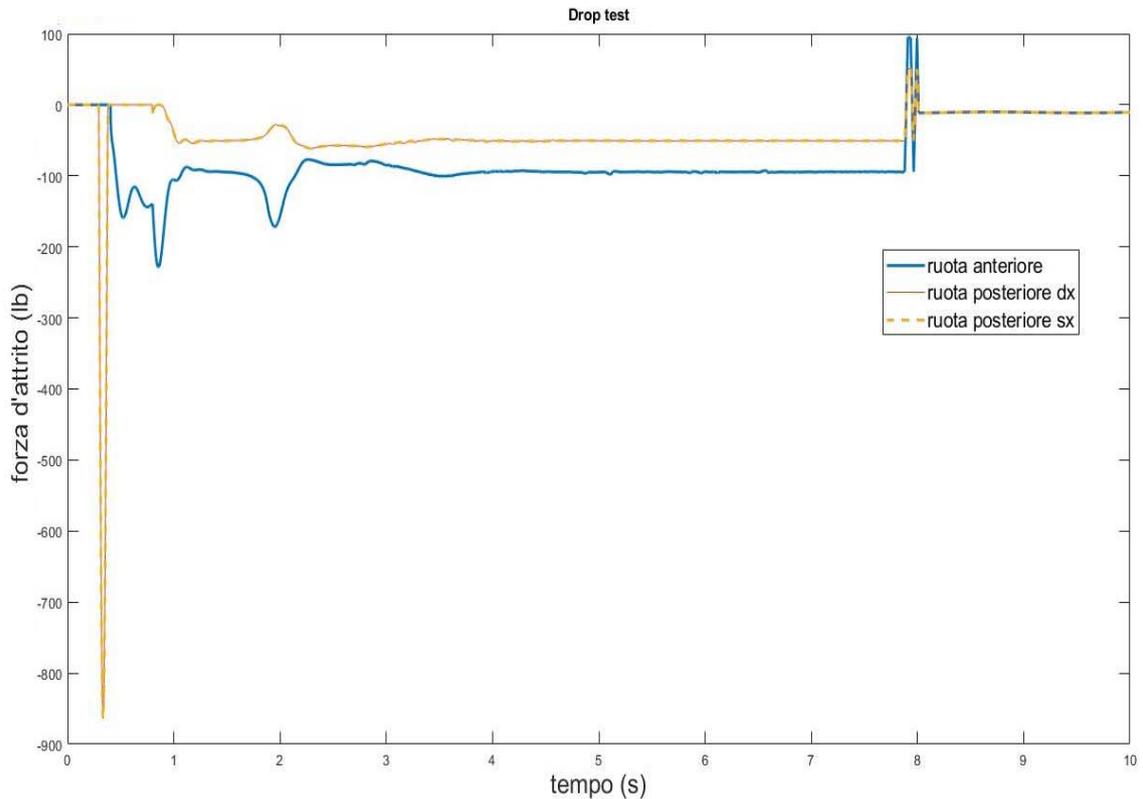


Figura 3.2.10: Grafico forza d'attrito agente sulle ruote

L'attrito agente sulle ruote posteriori presenta un massimo di circa 800 lb al momento dell'impatto con il suolo. Possiamo notare che i picchi della reazione vincolare coincidono con i massimi della forza d'attrito. Nella fase finale possiamo vedere l'effetto della soglia di velocità che crea alcune oscillazioni, prima di stabilizzarsi ad un valore diverso da zero.

3.3 Test guida automatica

Parametri pneumatico

- rigidità del pneumatico posteriore in curva CS_M : 1000 lb/rad
- rigidità del pneumatico anteriore in curva CS_N : 500 lb/rad

Parametri attrito

- μ_s : 0.3
- μ_d : 0.05
- Soglia di velocità η : 0.01 ft/s

Parametri velivolo

- velocità costante lungo asse x corpo: 20 ft/s
- posizione iniziale (0,20)
- angolo massimo di sterzata δ_{fMAX} : 0.4 rad
- distanza baricentro-pneumatico posteriore L_{MW} : 7 ft
- distanza baricentro-pneumatico anteriore L_{NW} : 7 ft

Le tarature effettuate sulle due leggi di guida

- Beam rider $s = 5 * ((\theta_M - \theta_T) - \Psi) - 10 * r$
- Homing loop $s = 5 * (\lambda - \Psi) - 5 * r$

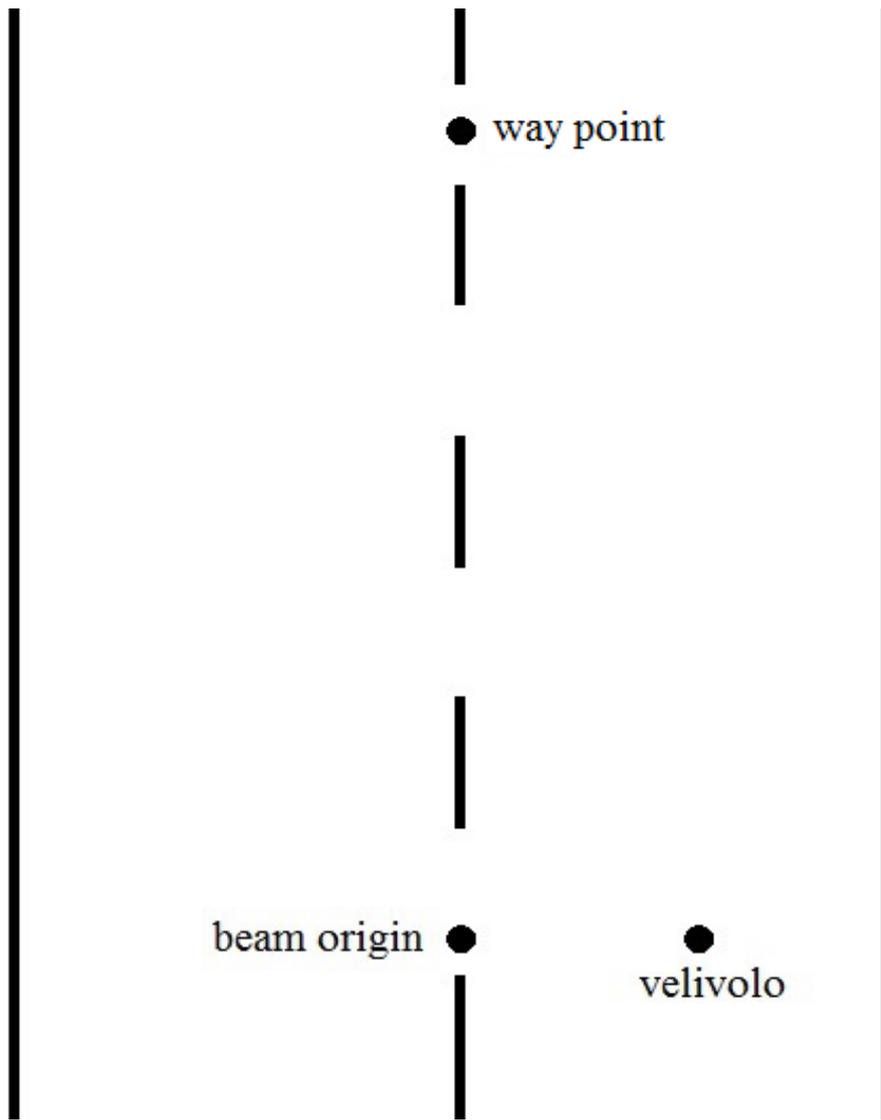


Figura 3.3.1: Schema iniziale

La linea di mezzeria viene fatta coincidere con l'asse x terra, il beam origin posto a (0,0) e il way point a (300,0).

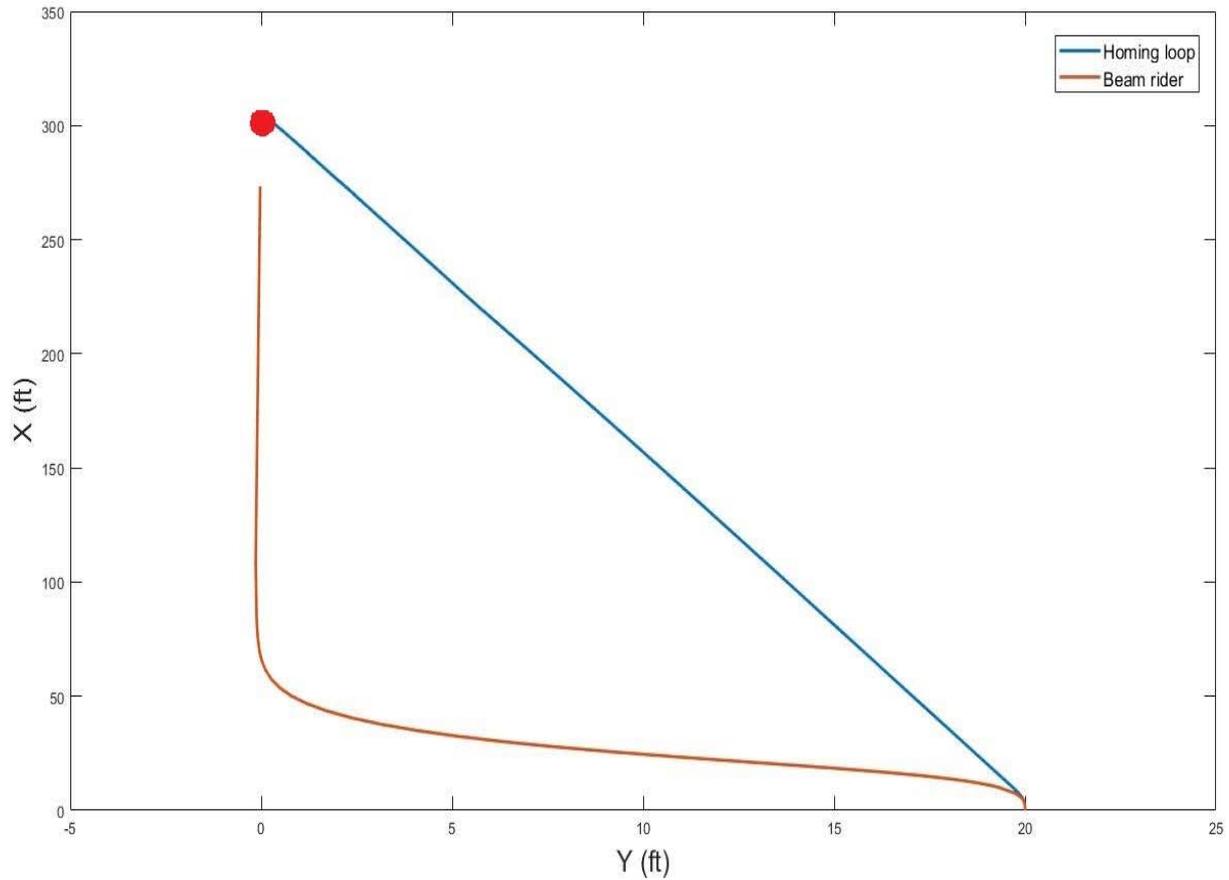


Figura 3.3.2: Traiettorie seguite dal baricentro del velivolo tramite i due modelli di guida

In nessuno dei due sistemi di guida sono presenti oscillazioni apprezzabili nella traiettoria seguita. Notiamo che il velivolo tramite l'Homing loop si allineerà alla linea di mezzeria solamente quando avrà raggiunto il punto prestabilito; risulta però essere più rapido nel raggiungere il way point.

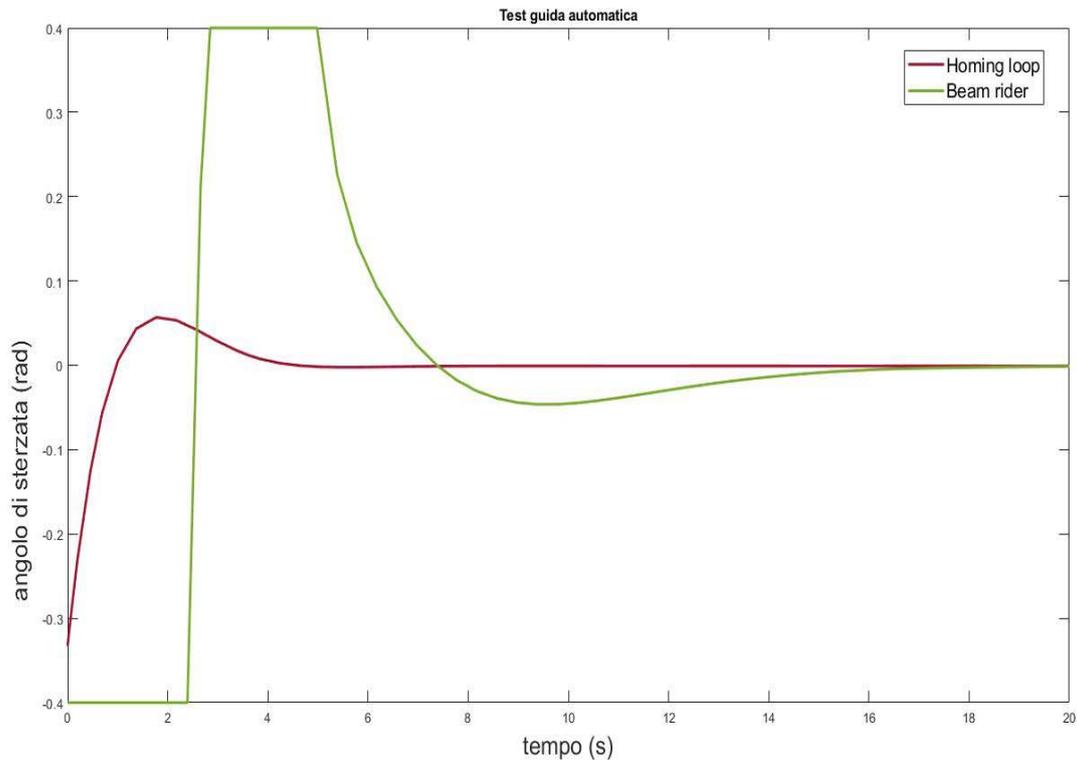


Figura 3.3.3: angolo di sterzo

Tramite l'Homing loop completo la manovra di allineamento in circa 5 secondi, non raggiungendo mai la saturazione. Il Beam rider è più lento, eseguendo la manovra in circa 15 secondi e raggiungendo la saturazione dello sterzo per 2 volte, causa la necessità di effettuare due curve particolarmente strette.

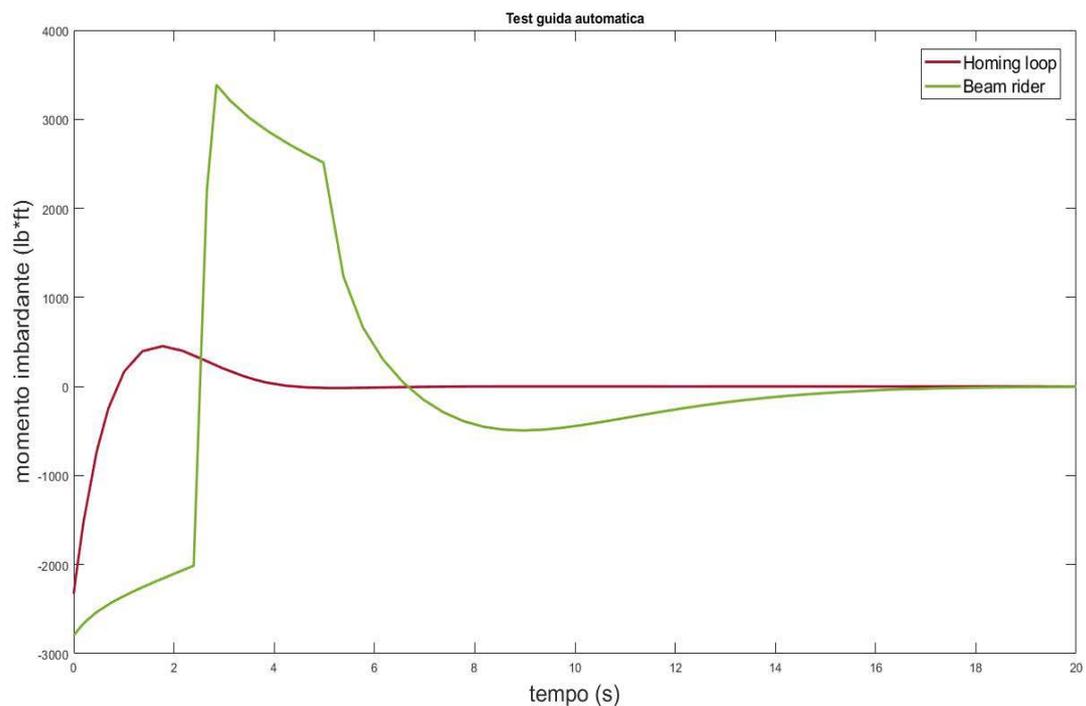


Figura 3.3.4: momento sterzante applicato all'asse z corpo del velivolo

L'Homing loop segue l'andamento tipico del controllore PD, mostrando un andamento proporzionale al suo angolo di sterzata. Il Beam rider, negli istanti in cui l'angolo richiesto supera la soglia massima, non segue l'andamento del suo angolo di sterzata ma va a dipendere dalla velocità del velivolo.

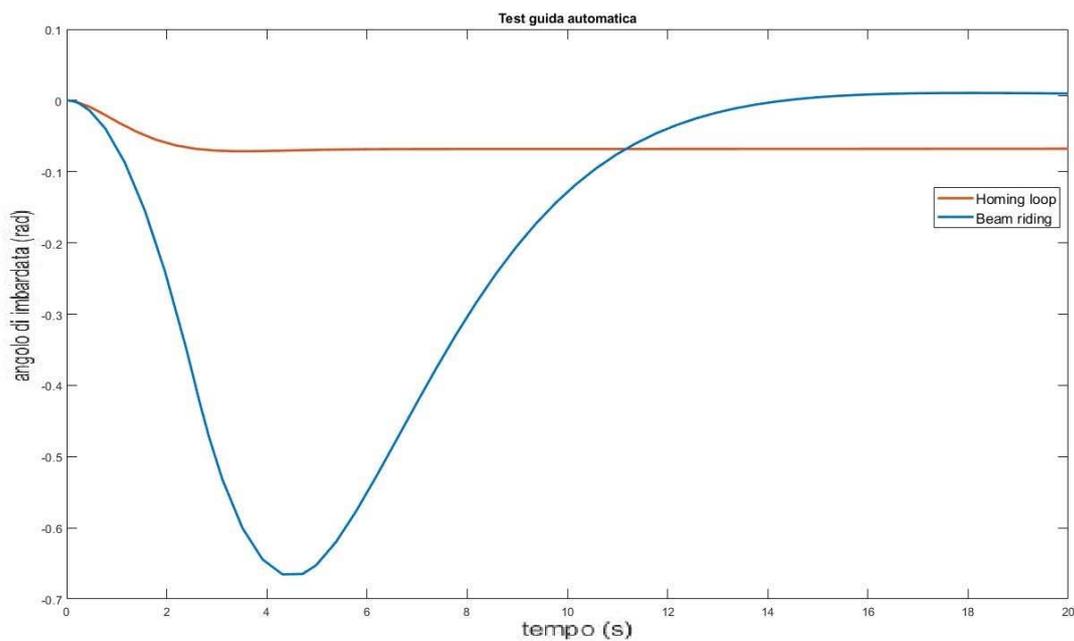


Figura 3.3.5: Grafico angolo di beccheggio

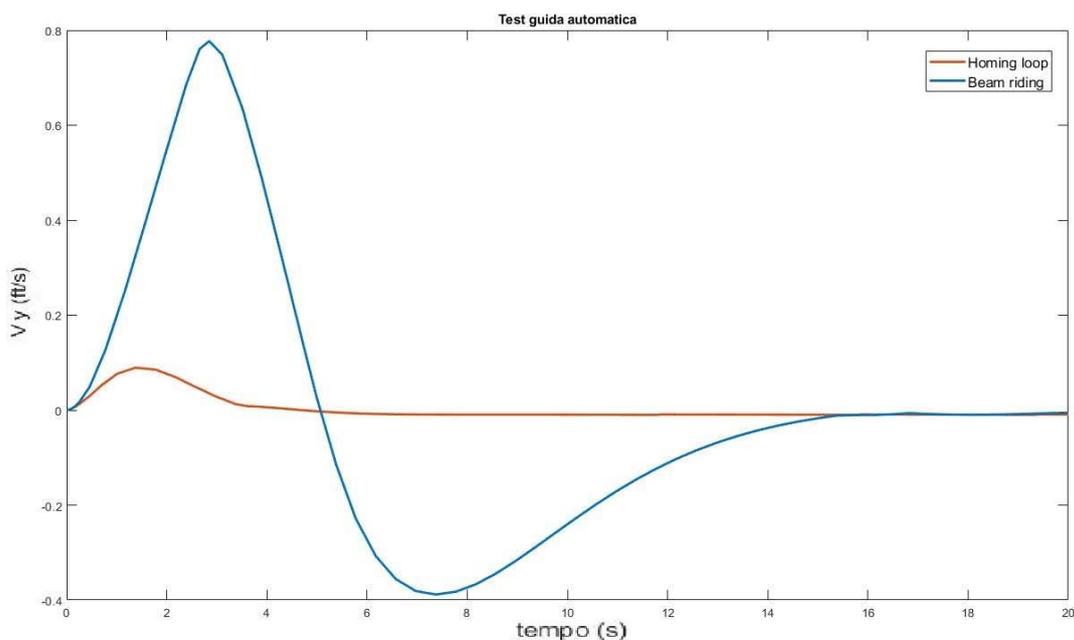


Figura 3.3.6: Grafico velocità laterale espressa in assi corpo

Utilizzando l'Homing loop l'angolo di imbardata si assesta ad un valore diverso da zero, nell'altro caso dopo diversi secondi ci troviamo allineati alla mezzeria con angolo di imbardata e velocità laterale sostanzialmente nulle. Sono comunque presenti errori di lieve entità in entrambi i casi.

4. Conclusioni

In entrambi i drop test otteniamo un comportamento dell'ammortizzatore verosimile, con range di schiacciamenti e velocità possibili; anche nei picchi i risultati si mantengono in un ordine di grandezza accettabile. Nel secondo test, nonostante si è cercato di aumentare il carico sull'ammortizzatore, sono stati comunque ottenuti risultati coerenti. Gli assetti che assume il velivolo nelle varie fasi sono compatibili con il comportamento reale dei corpi, per cui possiamo considerare valido il set di equazioni utilizzato.

Nel drop test con velocità non nulla possiamo notare come la velocità longitudinale non presenti alcuna oscillazione successivamente all'azzeramento, quindi possiamo ritenere assolto lo scopo per cui è stato impiegato il modello di Karnopp.

Il problema principale è nella modellazione dello pneumatico e dall'interazione che esso ha con l'asfalto. Applicando un modello di reazione lineare che va a considerare solo il peso dello pneumatico, trascuriamo diversi aspetti come la pressione di gonfiaggio, il materiale, la struttura e l'effetto smorzante dello stesso. L'interazione tra gomma e suolo è ancora oggetto di studio, durante la rotazione della ruota i fenomeni d'attrito risultano particolarmente complessi. La scelta di bloccare lo pneumatico produce moto traslatorio, ma realmente si configura un moto rototraslatorio in cui, causa la deformazione verticale del pneumatico, convivono sia fenomeni d'attrito statici che dinamici.

La funzione ricavata dalla cinematica dello sterzo durante la simulazione di rullaggio presenta valori accettabili con un comportamento del velivolo plausibile. Nel caso del Beam riding otteniamo buoni risultati con oscillazioni non apprezzabili nell'allinearsi alla linea di mezzzeria. La taratura del controllore è stata effettuata per certi valori di velocità e certe caratteristiche del pneumatico e per creare un modello valido universalmente saranno necessari ulteriori studi. Infatti vista la saturazione dello sterzo, potrebbero esserci problemi nell'affrontare tale manovra a velocità più elevate, in quanto esse non sono prese in esame dal controllore scelto. L'Homing presenta ottime caratteristiche in fatto di velocità di esecuzione di allineamento alla traiettoria stabilita come più veloce, ma di fatto inutile se si tratta di un allineamento ad una traiettoria definita a monte; quello che si ottiene con l'Homing non è un allineamento ma una semplice migrazione verso il punto scelto. Un'immediata soluzione per aumentare la velocità d'esecuzione e problemi legati alla saturazione è aumentare la capacità angolare massima di sterzo. Il controllore PD ha mostrato un discreto funzionamento e l'approssimazione effettuata sulla derivata dell'errore risulta lecita e funzionale.

5. Bibliografia

- (1) B. Milwitzky, F. Cook, "Analysis of landing-gear behavior", NACA Rep. 1154, 1953.
- (2) B. Milwitzky, F. Cook, "Effect of interaction on landing-gear behavior and dynamic loads in a flexible airplane structure", NACA Rep. 1278, 1955.
- (3) C. Casarosa, "Meccanica del volo", Pisa University Press, 2013.
- (4) Pacejka H.B., Bakker E., "The Magic Formula Tyre Model, in Tyre Models for Vehicle Dynamics Analysis", suppl. n.21 to Vehicle System Dynamics, 1991.
- (5) A. Shabana "Dynamics of multibody system", Cambridge University press, 1998.
- (6) M. Pavan, J. Jaidev Vyas, E. Balamurugan, "Modelling and simulation of aircraft nose wheel steering system", 39^o National Systems Conference, Noida, India, 2015.
- (7) R. Romano, C. Garcia, "Karnopp Friction Model Identification for a Real Control Valve", 17^o World Congress The International Federation of Automatic Control Seoul, Corea del Sul, 2008.
- (8) W. Levin, "Control System Applications", CRC Pres, 1996.
- (9) H. Olsson, K.J. Åström, C. Canudas de Wit, M. Gäfvert, P. Lischinsky, "Friction Models and Friction Compensation", 1998.
- (10) P. Zarchan, "Tactical And Strategic Missile Guidance", American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- (11) Böhm F., Willumeit H.P., "Tyre models for vehicle dynamic analysis", Supplement n.27 to Vehicle System Dynamics, Vol.27, 1997.