

Manovre e stabilità

Laurea Ingegneria Aerospaziale, II anno, 6CFU

Docente
Agostino De Marco

Agostino De Marco: agostino.demarco@unina.it

Ricevimento: lunedì, 15:00 — 17:00; mercoledì, 11:00 — 13:00 (su appuntamento)

Riferimenti

- Anderson, J., [*Fundamentals of Aerodynamics*](#), McGraw-Hill, 2011.
- Pamadi, B., *Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes*, AIAA Press, 2004.
- Schlichting, H., and Truckenbrodt, E., *Aerodynamics of the Airplane*, McGraw-Hill Book Co., 1979.
- Stinton, D., *The Anatomy of the Airplane*, AIAA Press, 1998.
- Etkin, B., and Reid, L., [*Dynamics of Flight: Stability and Control*](#), J. Wiley & Sons, 1996.
- Nelson, R., [*Flight Stability and Automatic Control*](#), McGraw Hill, 1998.
- Abzug, M., and Larrabee, E., [*Airplane Stability and Control: A History of the Technologies that Made Aviation Possible*](#), Cambridge University Press, 2002.
- McCormick, B., [*Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*](#), J. Wiley & Sons, 1994.
- Cook, M., *Flight Dynamics Principles*, Elsevier, 2007.
- Lowry, J., *Performance of Light Aircraft*, AIAA Education Series, 1999.
- Perkins, C., and Hage, R., *Airplane Performance Stability and Control*, J. Wiley & Sons, 1949.
- Phillips, W. F., *Mechanics of Flight*, J. Wiley & Sons, 2004.
- Raymer, D., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Press, 1989.

Concetti introduttivi



Anatomia del velivolo

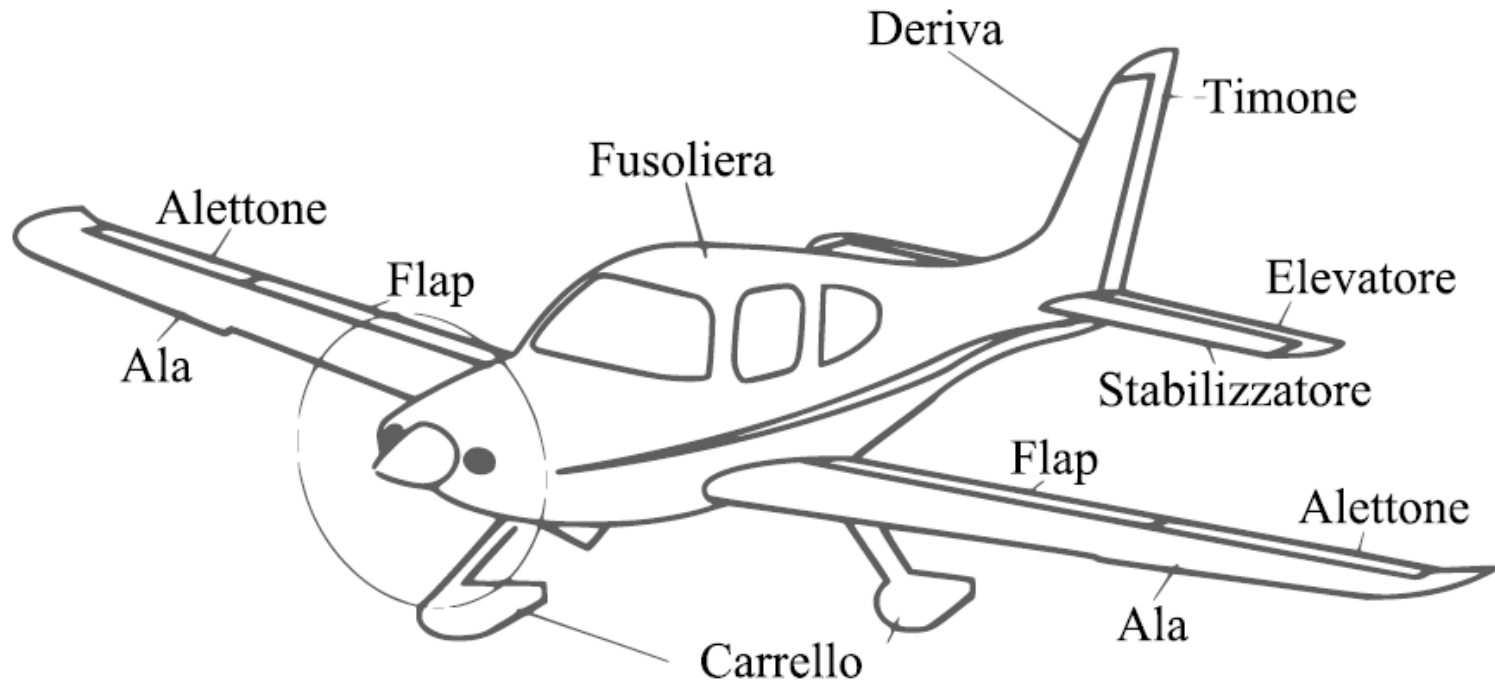


Figura 1.1 Anatomia di un velivolo di architettura tradizionale.

Anatomia del velivolo

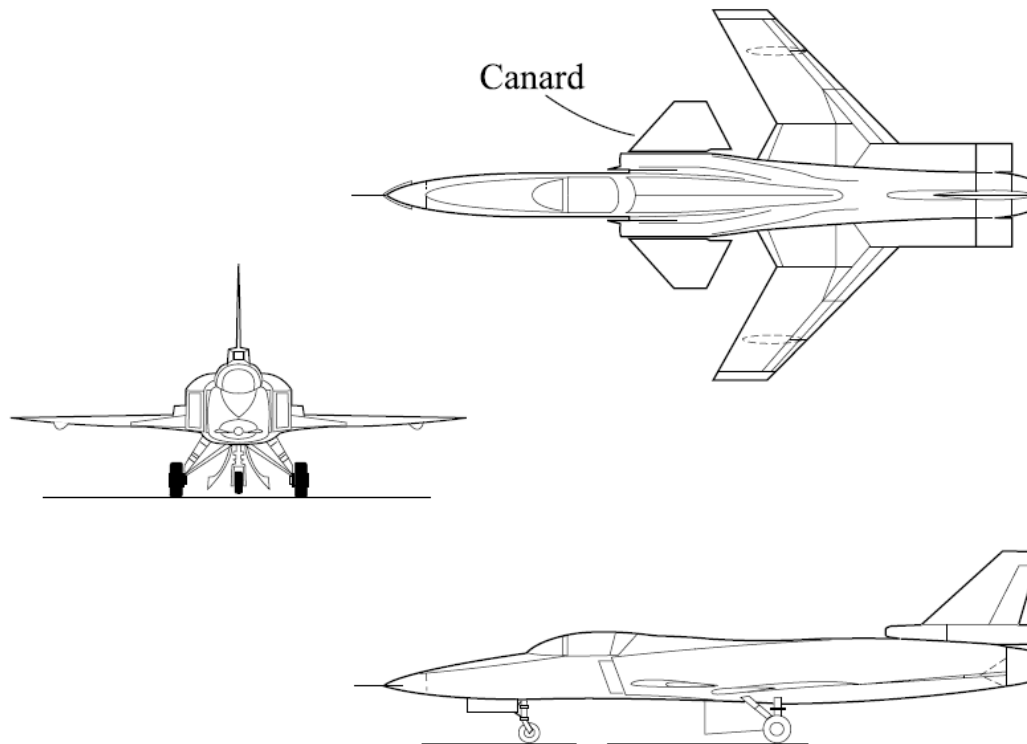
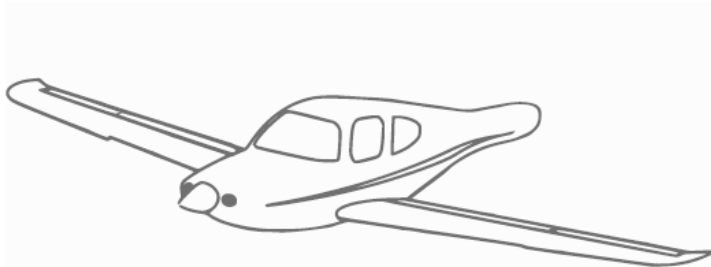


Figura 1.2 Un esempio di velivolo ad architettura non tradizionale, dotato di alette *canard* e di ali a freccia negativa, l'americano Grumman X29.

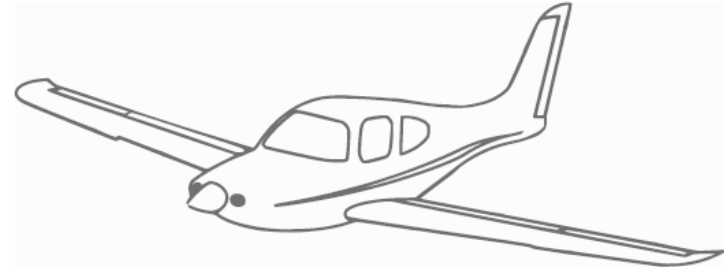
Anatomia del velivolo



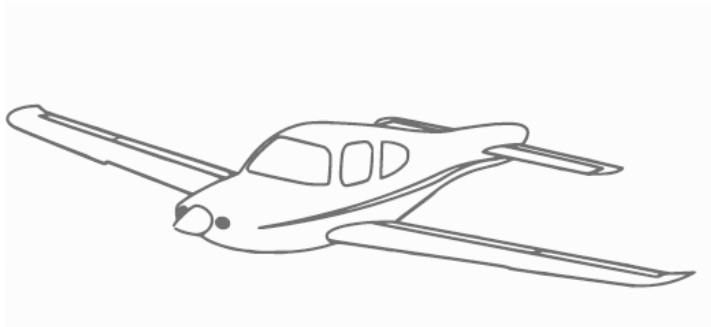
Scomposizione della configurazione aerodinamica, notazioni



(a) *wing-body* (WB)



(b) *wing-body-vertical tail* (WBV)



(c) *wing-body-horizontal tail* (WBH)



(d) Velivolo completo

Figura 1.3 Possibili sottoinsiemi di una configurazione aerodinamica

$$L = L_{WB} + L_H$$

$$L = L_{WB} + L_H + L_C$$

(con canard)

$$F_A = (F_A)_{WBV} + (F_A)_H + (F_A)_I$$

$$F_A = F_{A,WBV} + F_{A,H} + F_{A,I}$$

Notazioni, pedici multipli

$$\text{Esempio: } C_{\mathcal{M}_{CG}} = \left(C_{\mathcal{M}_{CG}}\right)_{WB} + K'_H \left(C_{\mathcal{M}_{ac}}\right)_H + K''_H (C_L)_H \frac{l_H}{c_W}$$

$C_{\mathcal{M}}$ indica un coefficiente adimensionale di momento,

$C_{\mathcal{M}_{CG}}$ indica il coefficiente di momento totale rispetto al baricentro (*center of gravity*, CG); detto anche $C_{\mathcal{M}_G}$,

$\left(C_{\mathcal{M}_{CG}}\right)_{WB}$ indica il contributo della combinazione ala-fusoliera,

$K'_H \left(C_{\mathcal{M}_{ac}}\right)_H$ indica un contributo dovuto all'impennaggio orizzontale,

$(\cdot)_{ac}$ indica che il polo considerato è il centro aerodinamico dell'elemento aerodinamico considerato, *aerodynamic center*,

$\left(C_{\mathcal{M}_{ac}}\right)_H$ conseguentemente indica il coefficiente di momento di beccheggio dell'impennaggio orizzontale rispetto al proprio centro aerodinamico,

K'_H rappresenta un termine necessario ad esprimere il precedente contributo rispetto a delle appropriate grandezze di riferimento,

$K''_H (C_L)_H l_H / c_W$ indica un secondo contributo dovuto all'impennaggio orizzontale, che eventualmente include anche un effetto di interferenza aerodinamica,

$(C_L)_H$ indica il coefficiente di portanza dell'impennaggio di coda,

l_H / c_W rappresenta una distanza adimensionale, presente per il fatto che la portanza dell'impennaggio orizzontale in coda ha un braccio rispetto al baricentro del velivolo,

K''_H rappresenta un termine adimensionale analogo a K'_H .

Concetti introduttivi

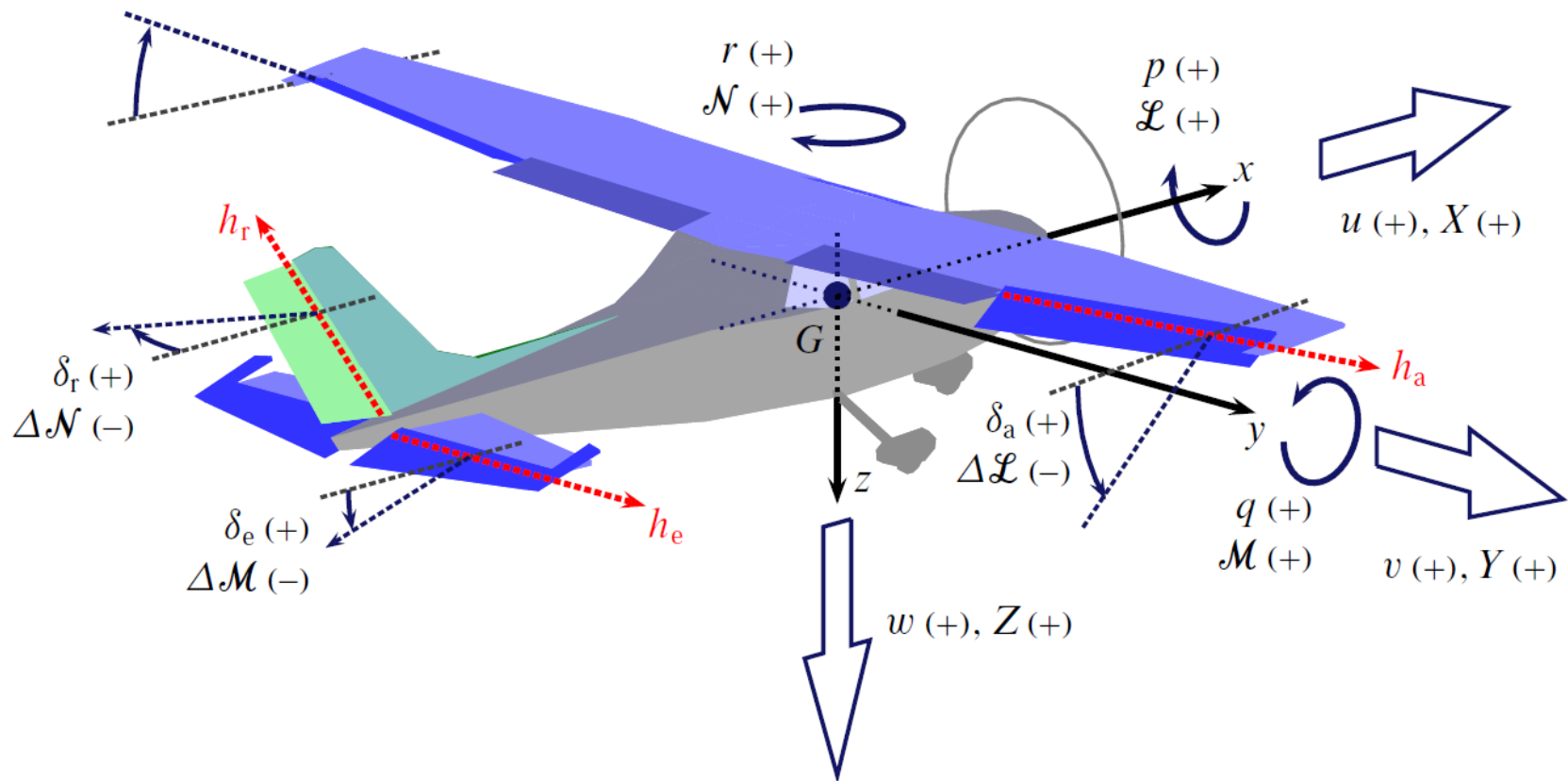
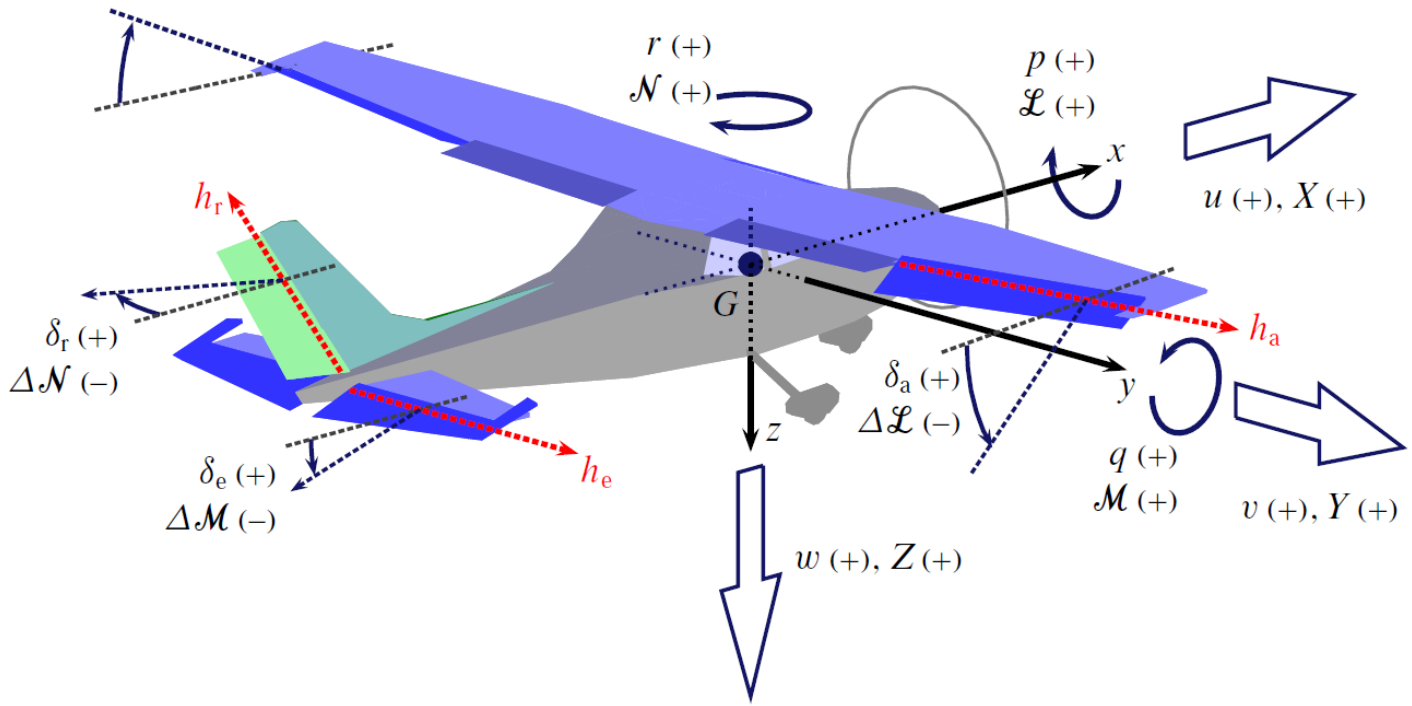


Figura 1.4 Sistema di assi velivolo e convenzioni sui segni.

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_T + \mathbf{F}_G$$

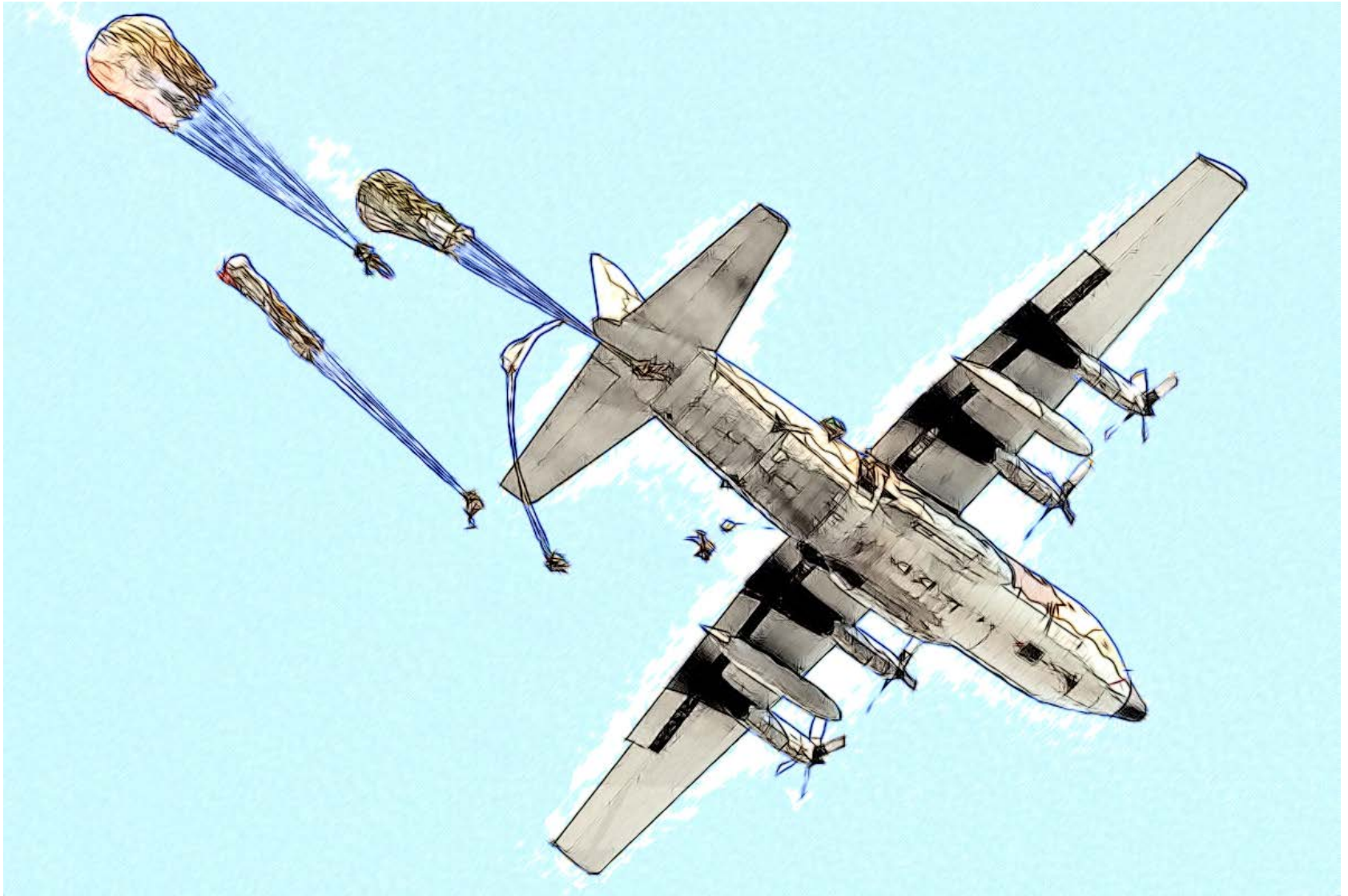
$$X = X_A + X_T + X_G, \quad Y = Y_A + Y_T + Y_G, \quad Z = Z_A + Z_T + Z_G$$

Concetti introduttivi



Le componenti negli assi velivolo (x, y, z) del vettore momento risultante $\mathcal{M}_C$ rispetto ad un prefissato polo C vengono indicate con le lettere maiuscole $\mathcal{L}_C$, $\mathcal{M}_C$ ed $\mathcal{N}_C$. Per i momenti c'è la consuetudine di utilizzare un carattere calligrafico e si diranno *momento di rollio* la componente $\mathcal{L}$ intorno all'asse x , *momento di beccheggio* la componente $\mathcal{M}$ intorno all'asse y e *momento di imbardata* la componente $\mathcal{N}$ intorno all'asse z . La convenzione sulla notazione calligrafica per le componenti del momento è dovuta al fatto che si voglia distinguerle dalle componenti di forza. Ad esempio, se la componente di rollio $\mathcal{L}$ fosse indicata con il simbolo “ L ” essa si confonderebbe con la portanza aerodinamica.

Concetti introduttivi



Velocità angolare istantanea

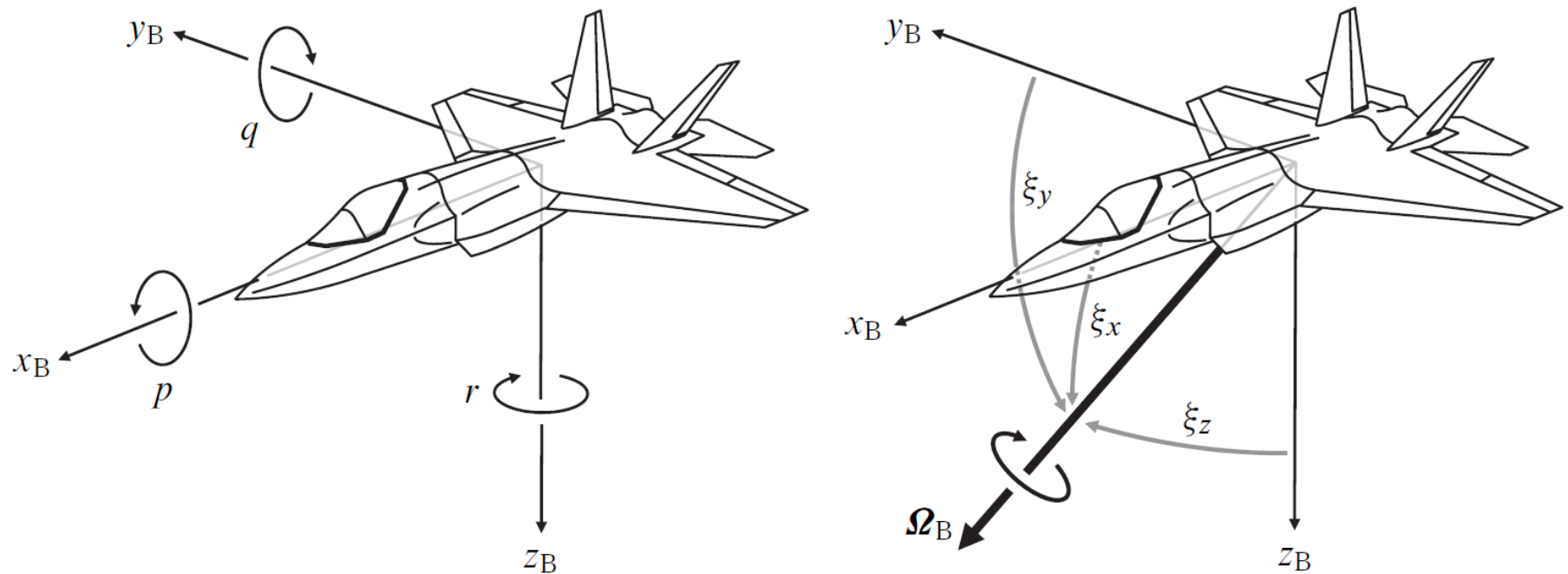
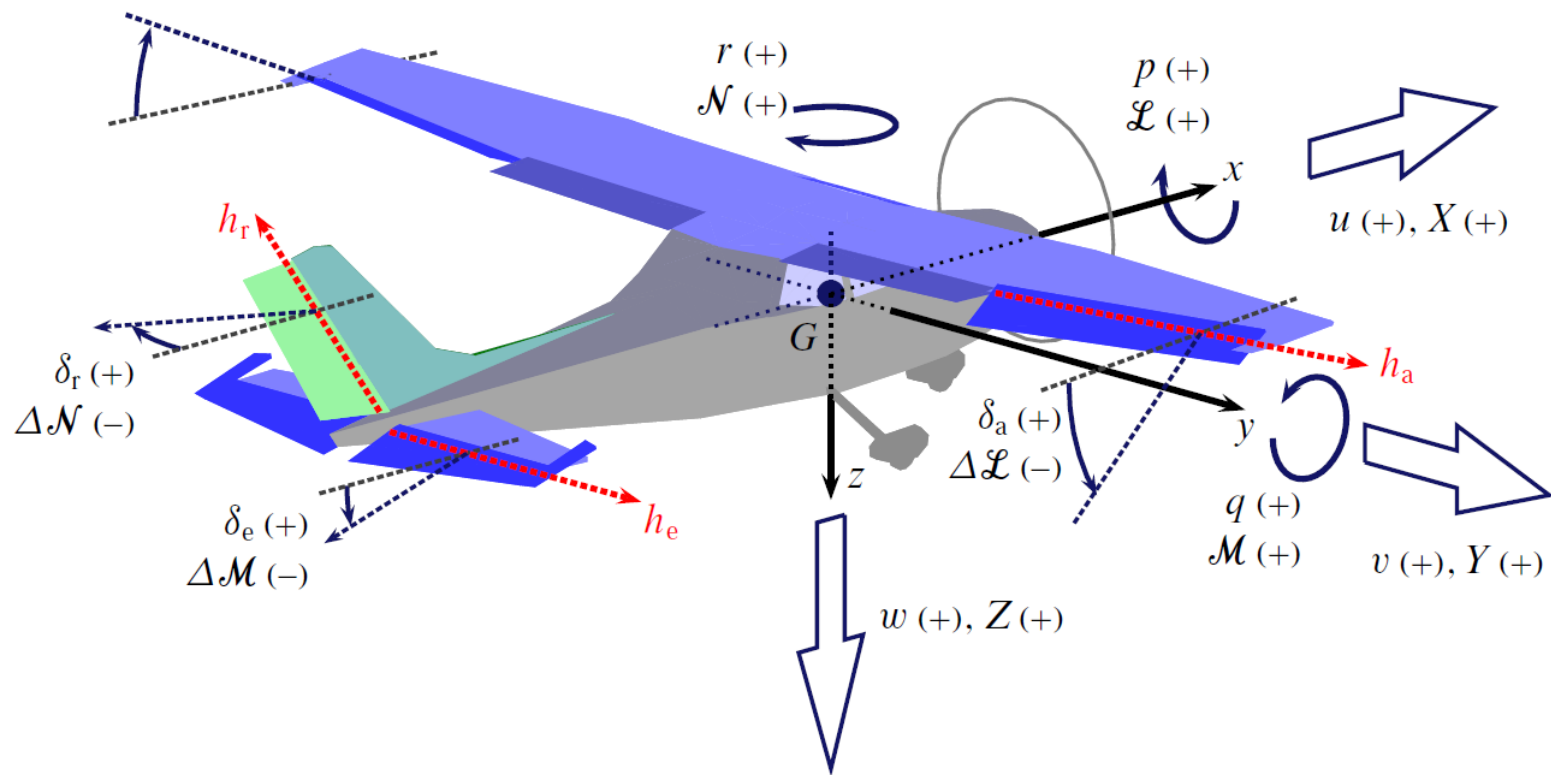


Figura 1.16 Vettore velocità angolare istantanea Ω_B e sue componenti nel riferimento degli assi velivolo. La retta individuata dagli angoli ξ_x , ξ_y e ξ_z all'istante generico t rappresenta l'asse mobile intorno a cui il velivolo compie una rotazione rigida istantanea di entità $\Omega_B dt$.

Velocità angolare istantanea



Convenzioni



$$\mathbf{V} = u \mathbf{i} + v \mathbf{j} + w \mathbf{k} = \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\Omega} = p \mathbf{i} + q \mathbf{j} + r \mathbf{k} = \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix}$$

$F_A + F_T + F_G$

$\mathcal{M}_A + \mathcal{M}_T$

Azioni esterne

(polo $\equiv$ baricentro)

Pressione dinamica

$$\bar{q} = \frac{1}{2}\rho V_t^2 = \frac{1}{2}\rho_{\text{SL}} V_e^2$$

ρ = densità atmosferica alla effettiva quota di volo

ρ_{SL} = densità atmosferica ideale, cioè secondo un modello convenzionale di atmosfera, all'altitudine corrispondente al livello del mare medio (*sea level*), detta anche ρ_0

V_t = velocità vera (*true airspeed*, TAS)

V_e = velocità equivalente (*equivalent airspeed*, EAS)

$\bar{q}$ = pressione dinamica di volo.

$$V_t = \sqrt{\frac{\rho_{\text{SL}}}{\rho}} V_e$$

Pressione dinamica – Esempio in Matlab

```
clear all; clc;
kts2ms = convvel(1, 'kts', 'm/s'); % → fattore di conversione da kts a m/s
V_TAS = 200*kts2ms % → una assegnata velocità del baricentro
V_TAS =
    102.8889

h = 5000; % → una assegnata quota di volo
[T, a, p, rho] = atmosisa(h); % → caratteristiche dell'aria atmosferica in
    quota
rho =
    0.7361

qbar = 0.5*rho*V_TAS^2 % → pressione dinamica
qbar =
    3.8963e+003

d2r = convang(1, 'deg', 'rad'); % → fattore di conversione da gradi a
    radianti
alpha_rad = 5*d2r; % → un assegnato angolo d'attacco
beta_rad = 2*d2r; % → un assegnato angolo di derapata

u = V_TAS*cos(beta_rad)*cos(alpha_rad); % formule (1.22)
v = V_TAS*sin(beta_rad);
w = V_TAS*cos(beta_rad)*sin(alpha_rad);
vV = [u; v; w] % → compone il vettore velocità del
    baricentro
vV =
    102.4349 % → detta anche forward velocity
     3.5908 % → detta anche sideslipping velocity
     8.9619 % → detta anche sinking velocity
```


Pressione dinamica – Esempio in Matlab

```
clear all; clc;
kmh2ms = convvel(1, 'km/h', 'm/s'); % → fattore di conversione da km/h a m/s
V_EAS = 150*kmh2ms; % → un'assegnata velocità equivalente,  $V_e$ 

% Calcola le caratteristiche dell'atmosfera al livello del mare
% secondo il modello: U.S. Standard Atmosphere, 1976
[T_SL, a_SL, p_SL, rho_SL] = atmoscoesa(0); % → accetta in input la quota in
metri
rho_SL =
    1.2250

h = 5000; % → una quota assegnata (m)

% Calcola le caratteristiche dell'atmosfera alla quota prestabilita
[T, a, p, rho] = atmoscoesa(h);

rho =
    0.7361

% calcola il rapporto tra le densità
density_ratio = rho/rho_SL
density_ratio =
    0.6009

% Calcola la velocità vera
V_TAS = V_EAS/sqrt(density_ratio)
V_TAS =
    53.7506

% Calcola la pressione dinamica  $\bar{q}$ , formula (1.11)
qbar = 0.5*rho*V_TAS^2
qbar =
    1.0634e+003
```

Comandi di volo e convenzioni sulle azioni di comando

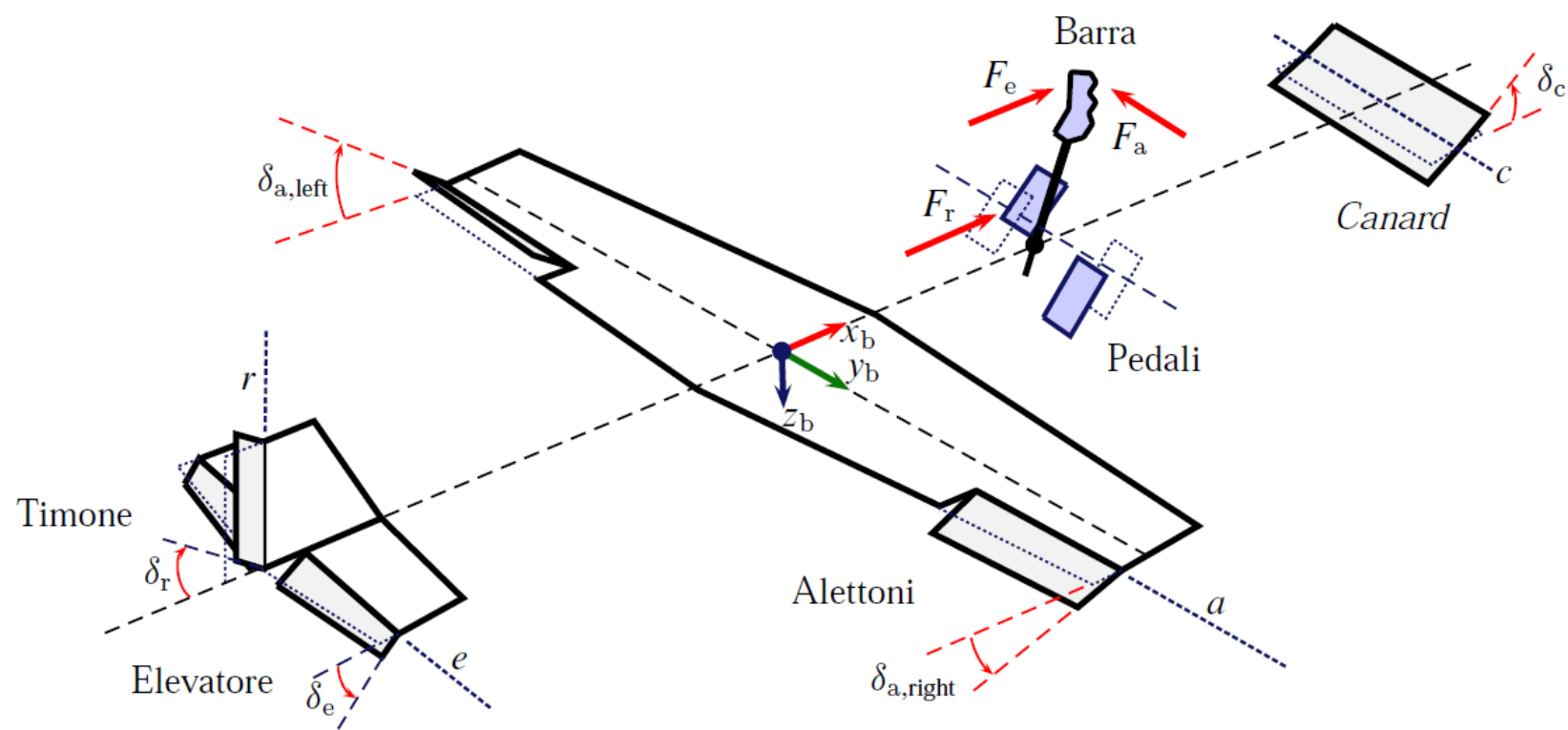
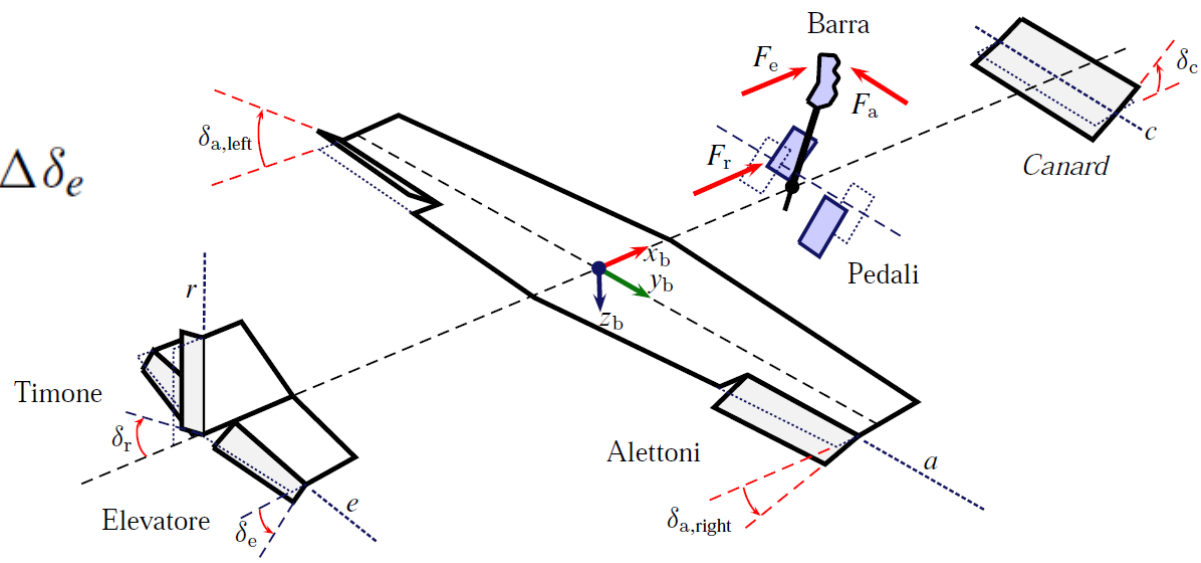


Figura 1.7 Forze positive applicate dal pilota secondo la convenzione europea e relazione con le convenzioni sui segni delle deflessioni delle superfici di governo.

Sensibilità dei comandi

$$\Delta \mathcal{M} = \left. \frac{\partial \mathcal{M}}{\partial \delta_e} \right|_{\bar{\delta}_e} \Delta \delta_e = \mathcal{M}_{\delta_e} \Delta \delta_e$$



$$\Delta \mathcal{L} = \left. \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \delta_a} \right|_{\bar{\delta}_a, \bar{\delta}_r} \Delta \delta_a + \left. \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \delta_r} \right|_{\bar{\delta}_a, \bar{\delta}_r} \Delta \delta_r$$

$$= \mathcal{L}_{\delta_a} \Delta \delta_a + \mathcal{L}_{\delta_r} \Delta \delta_r$$

Effetti incrociati

$$\Delta \mathcal{N} = \left. \frac{\partial \mathcal{N}}{\partial \delta_a} \right|_{\bar{\delta}_a, \bar{\delta}_r} \Delta \delta_a + \left. \frac{\partial \mathcal{N}}{\partial \delta_r} \right|_{\bar{\delta}_a, \bar{\delta}_r} \Delta \delta_r$$

$$= \mathcal{N}_{\delta_a} \Delta \delta_a + \mathcal{N}_{\delta_r} \Delta \delta_r$$

Organi di governo, comandi primari e secondari

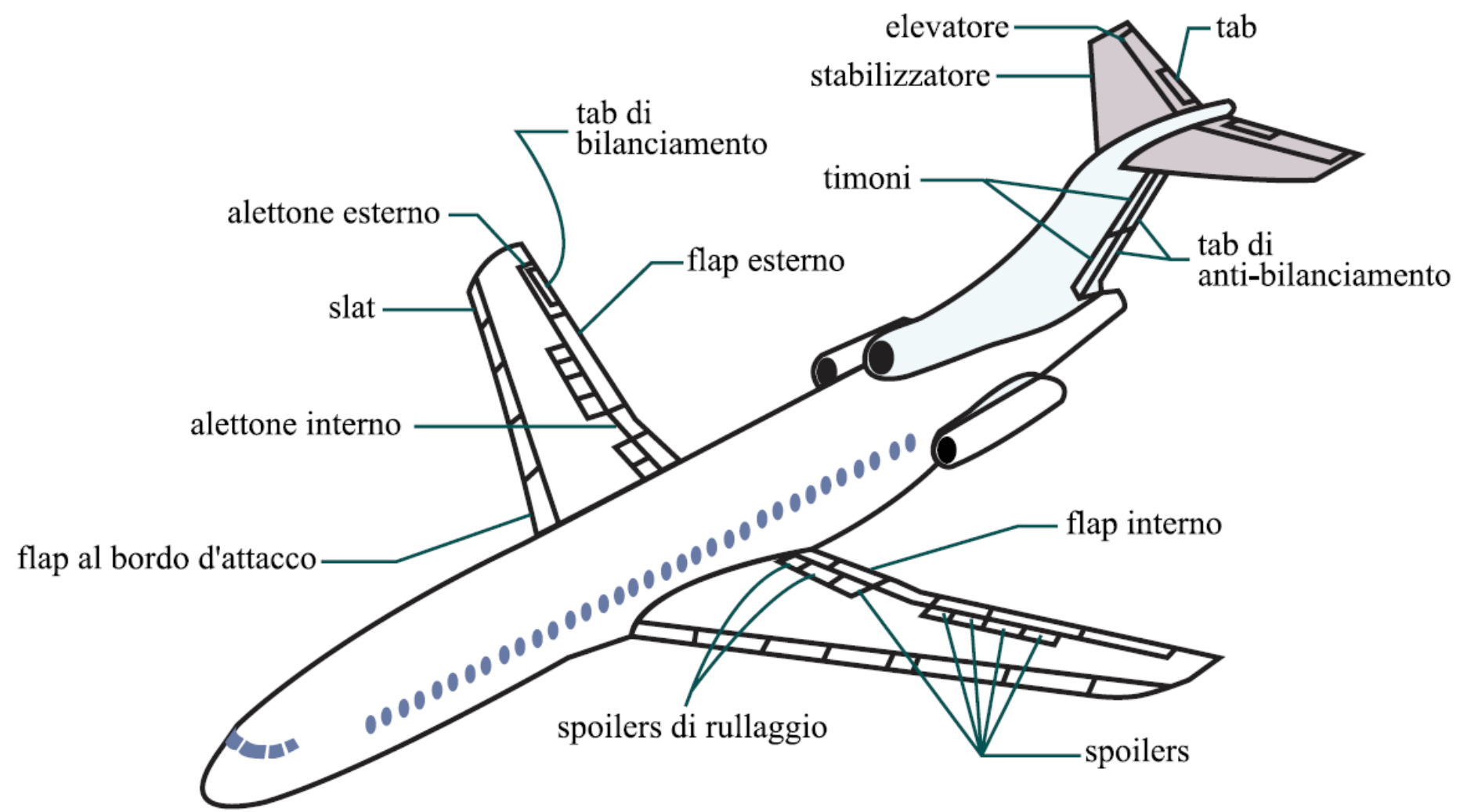
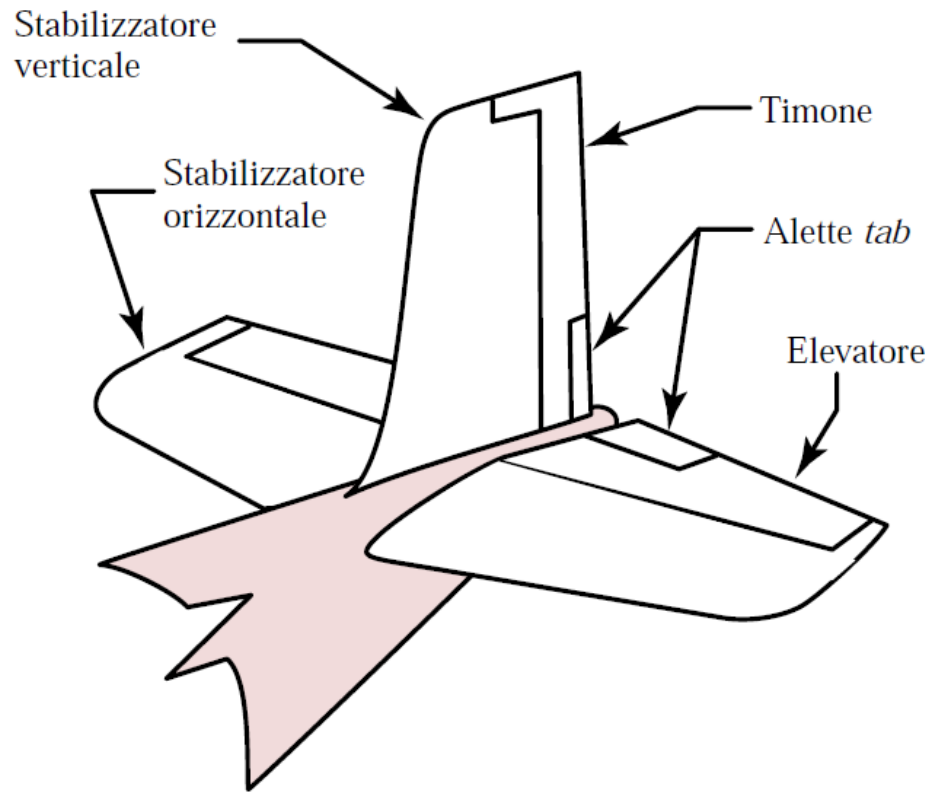
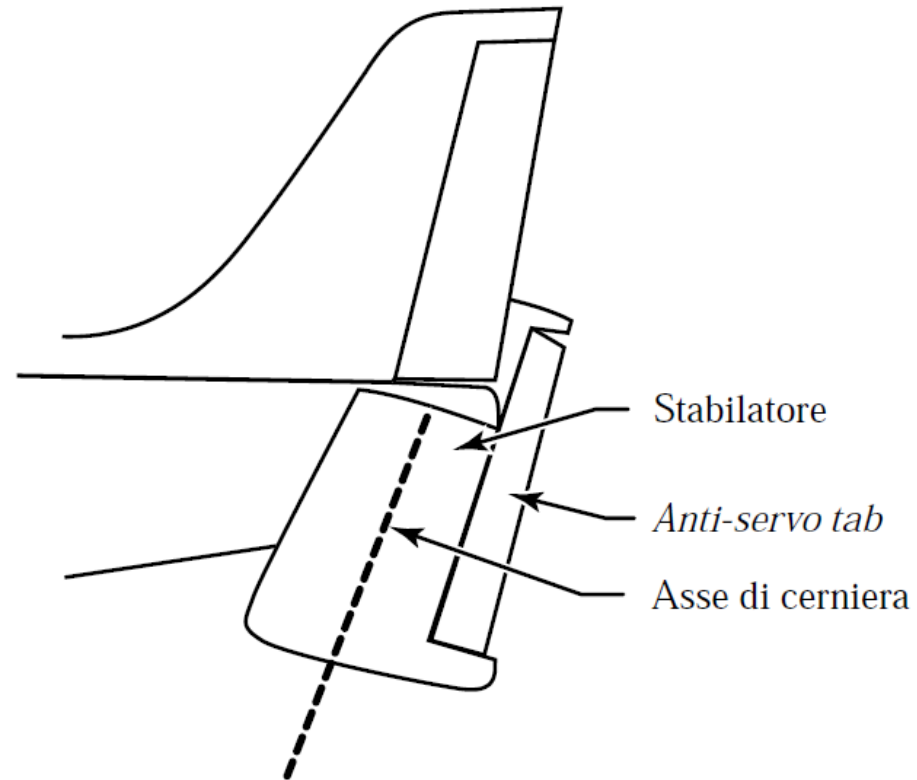


Figura 1.10 Superfici di governo di un velivolo da trasporto commerciale.

Impennaggi tradizionali



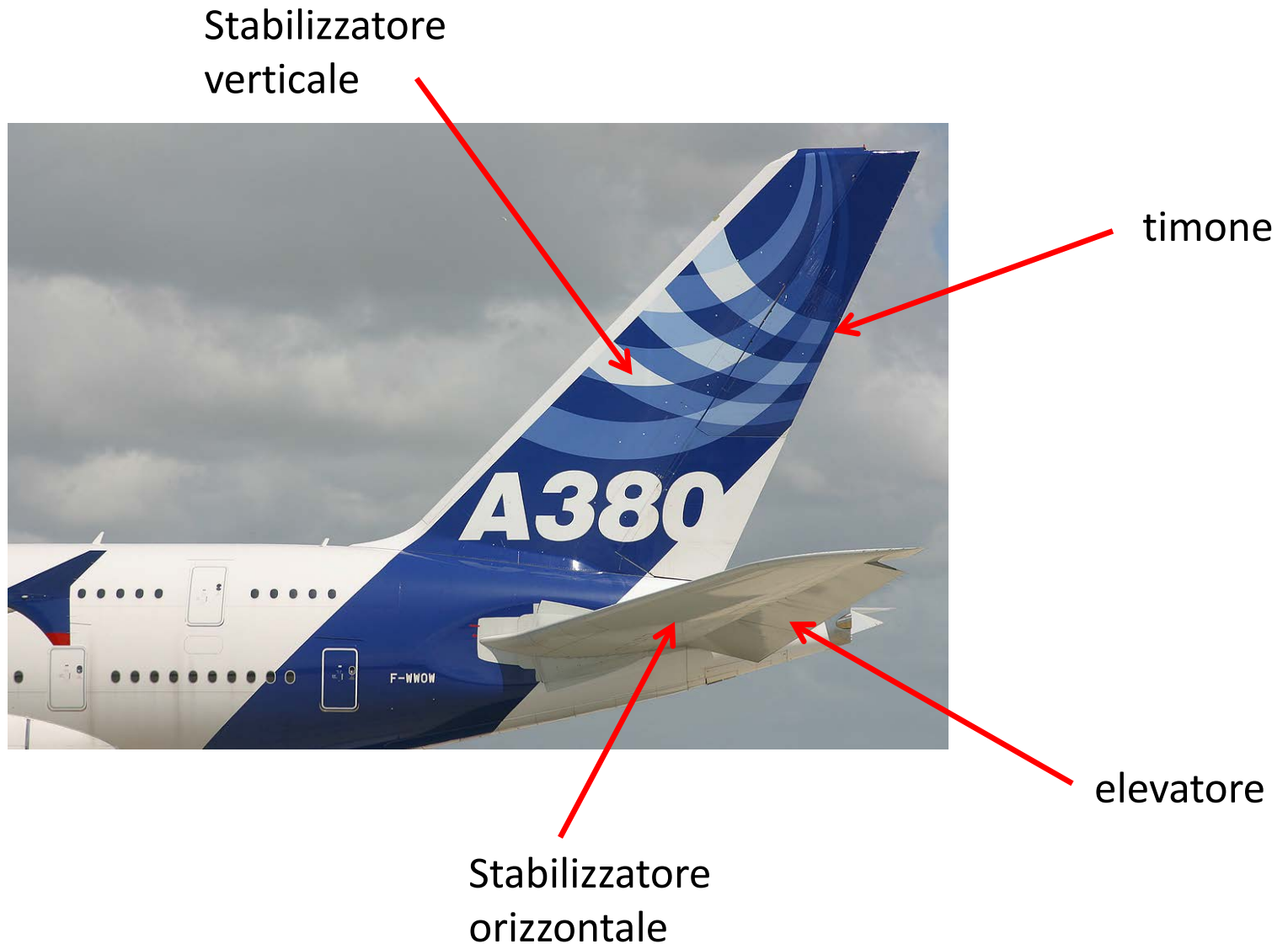
(a) Elevatore e timone di direzione.



(b) Stabilizzatore.

Figura 1.6 Tipici elementi funzionali di impennaggi di coda tradizionali.

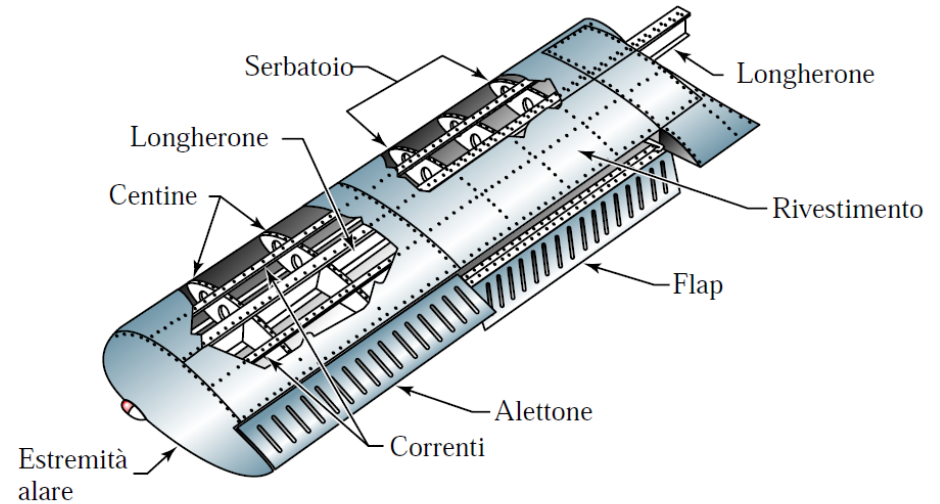
Impennaggi tradizionali



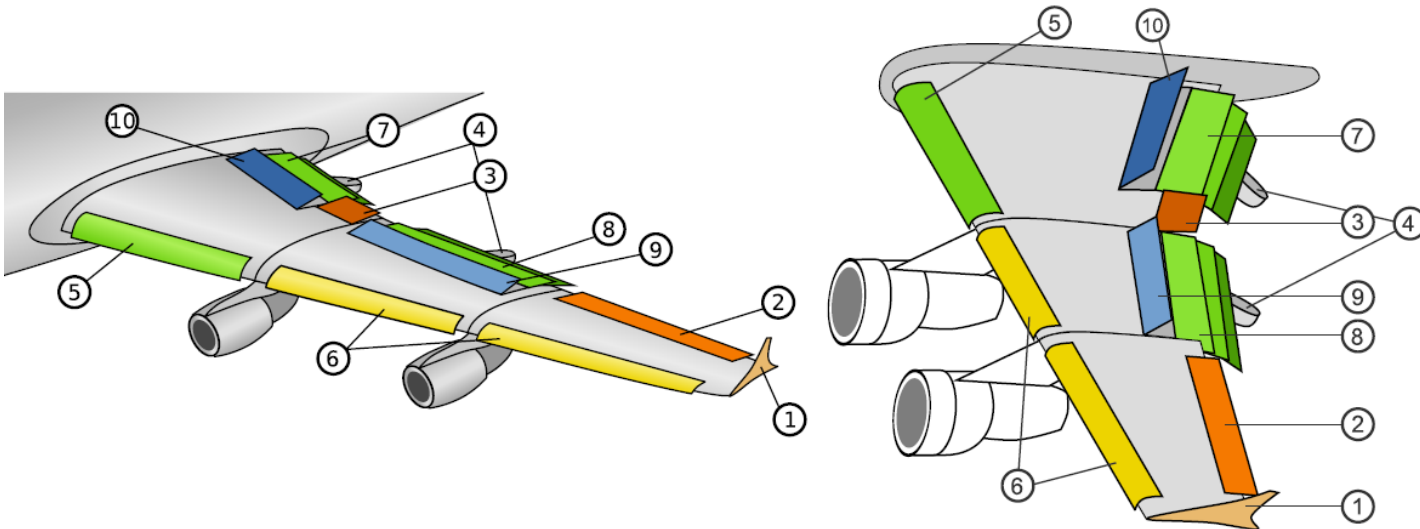
Alettoni, spoiler, ...



(a) Alettone di un tipico velivolo dell'aviazione generale.

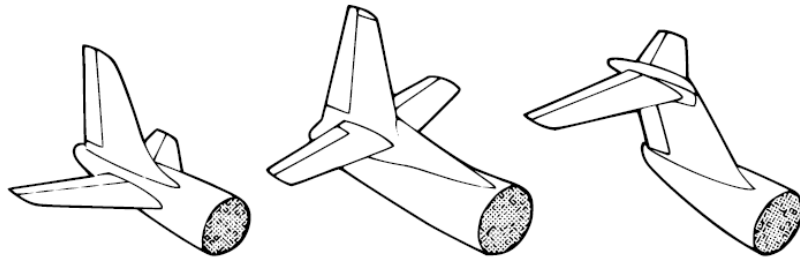


(b) Tipica struttura alare di un velivolo dell'aviazione generale.

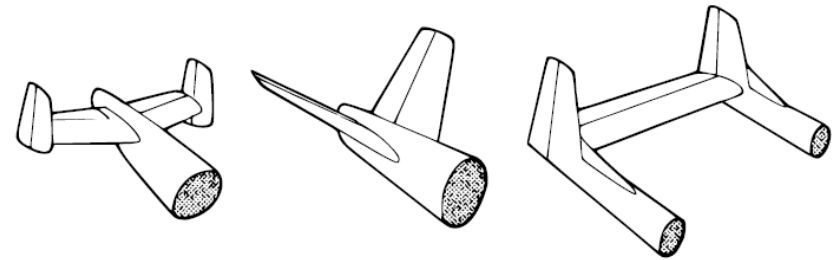


(c) Superfici di governo primarie e secondarie su un'ala di un velivolo da trasporto commerciale:
 ① winglet, ② alettone di bassa velocità, ③ alettone di alta velocità, ④ guide flap, ⑤ flap di tipo Krüger, ⑥ slats, ⑦ slotted flaps interni, ⑧ slotted flaps esterni, ⑨ spoilers, ⑩ spoilers-aerofreni.

Tipi di impennaggi non convenzionali



(a) I tipi di impennaggio di coda tradizionali.



(b) Alcuni tipi di impennaggio di coda non tradizionali.



(c) Il Beech 35 *Bonanza*, dotato di con impennaggio di coda a “V”.

Figura 1.9 Esempi di configurazioni architettoniche tradizionali e non tradizionali degli impennaggi di coda.

Tipi di impennaggi non convenzionali



Coefficienti di forza e momento

$$C_X = \frac{X}{\bar{q}S} \quad C_Y = \frac{Y}{\bar{q}S} \quad C_Z = \frac{Z}{\bar{q}S}$$
$$C_{\mathcal{L}} = \frac{\mathcal{L}}{\bar{q}Sb} \quad C_{\mathcal{M}} = \frac{\mathcal{M}}{\bar{q}Sc} \quad C_{\mathcal{N}} = \frac{\mathcal{N}}{\bar{q}Sb}$$

$\bar{q}$ = pressione dinamica = $\frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2 + w^2) = \frac{1}{2}\gamma p M^2$, detta anche q_∞ ,

ρ = densità dell'aria alla quota effettiva di volo,

p = pressione statica alla quota effettiva di volo,

M = numero di Mach di volo,

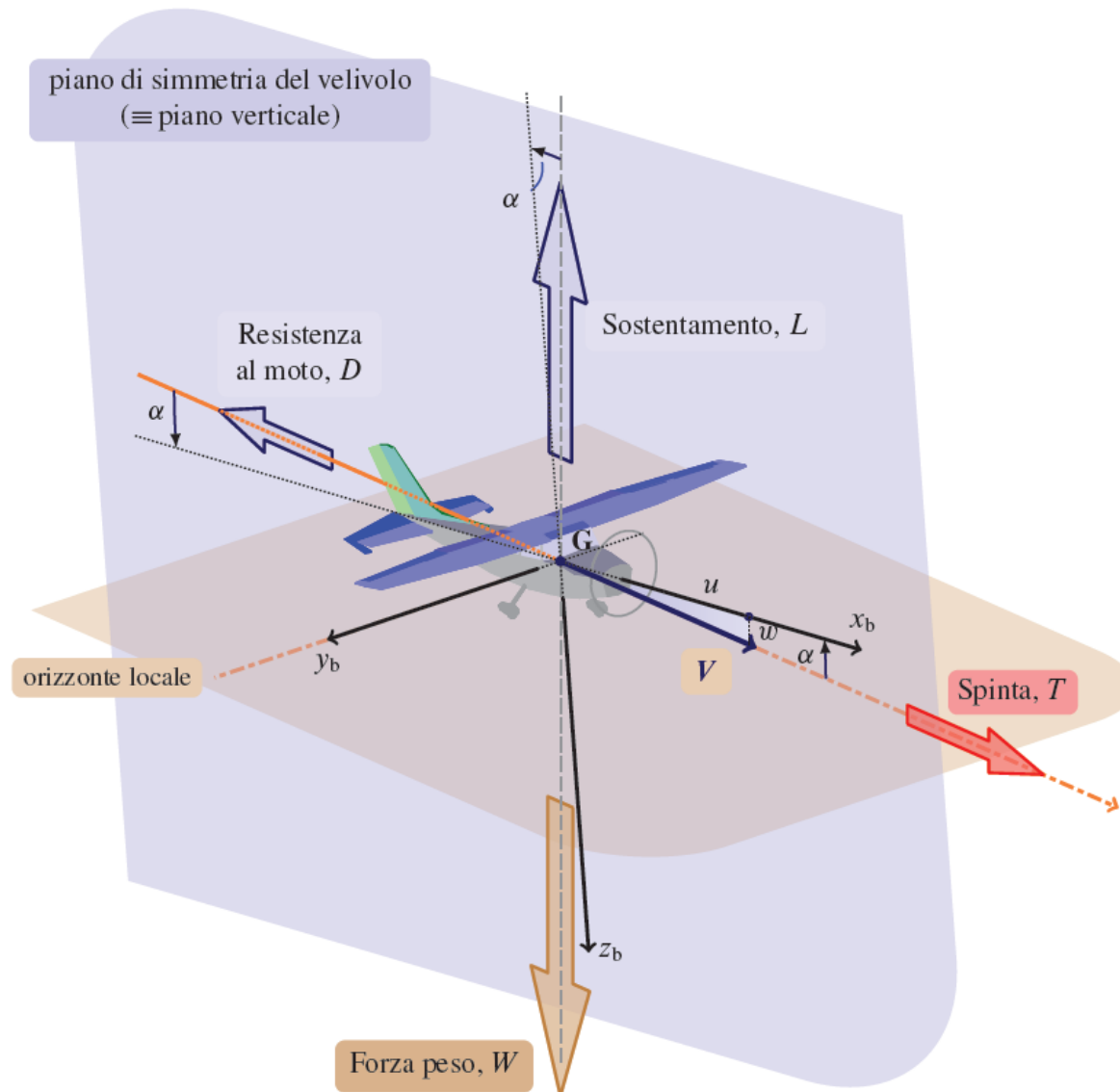
γ = rapporto dei calori specifici dell'aria (= 1,4),

S = superficie di riferimento, tipicamente la superficie della forma in pianta dell'ala,

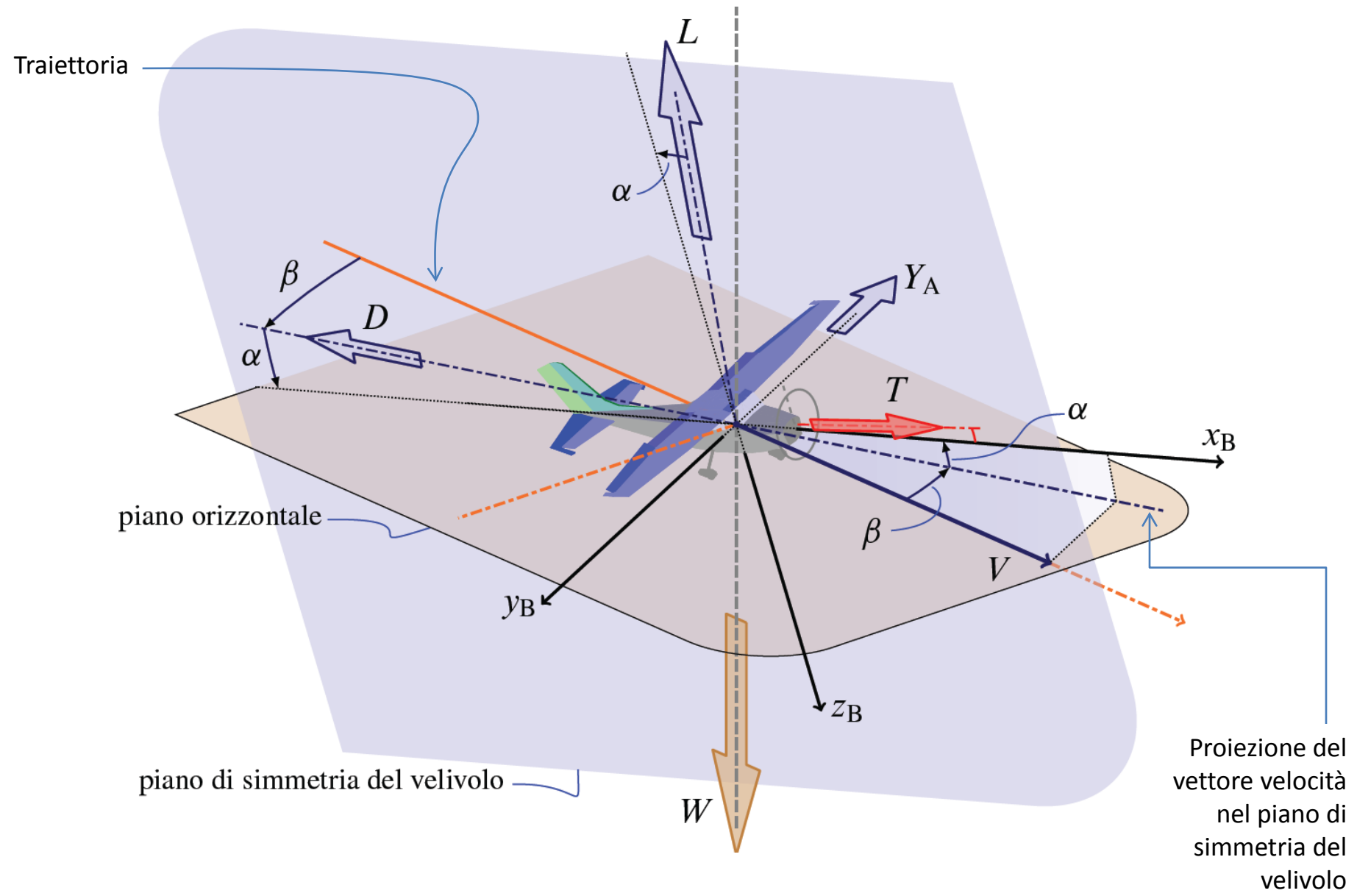
b = apertura alare di riferimento,

c = corda alare di riferimento, tipicamente la corda media aerodinamica dell'ala.

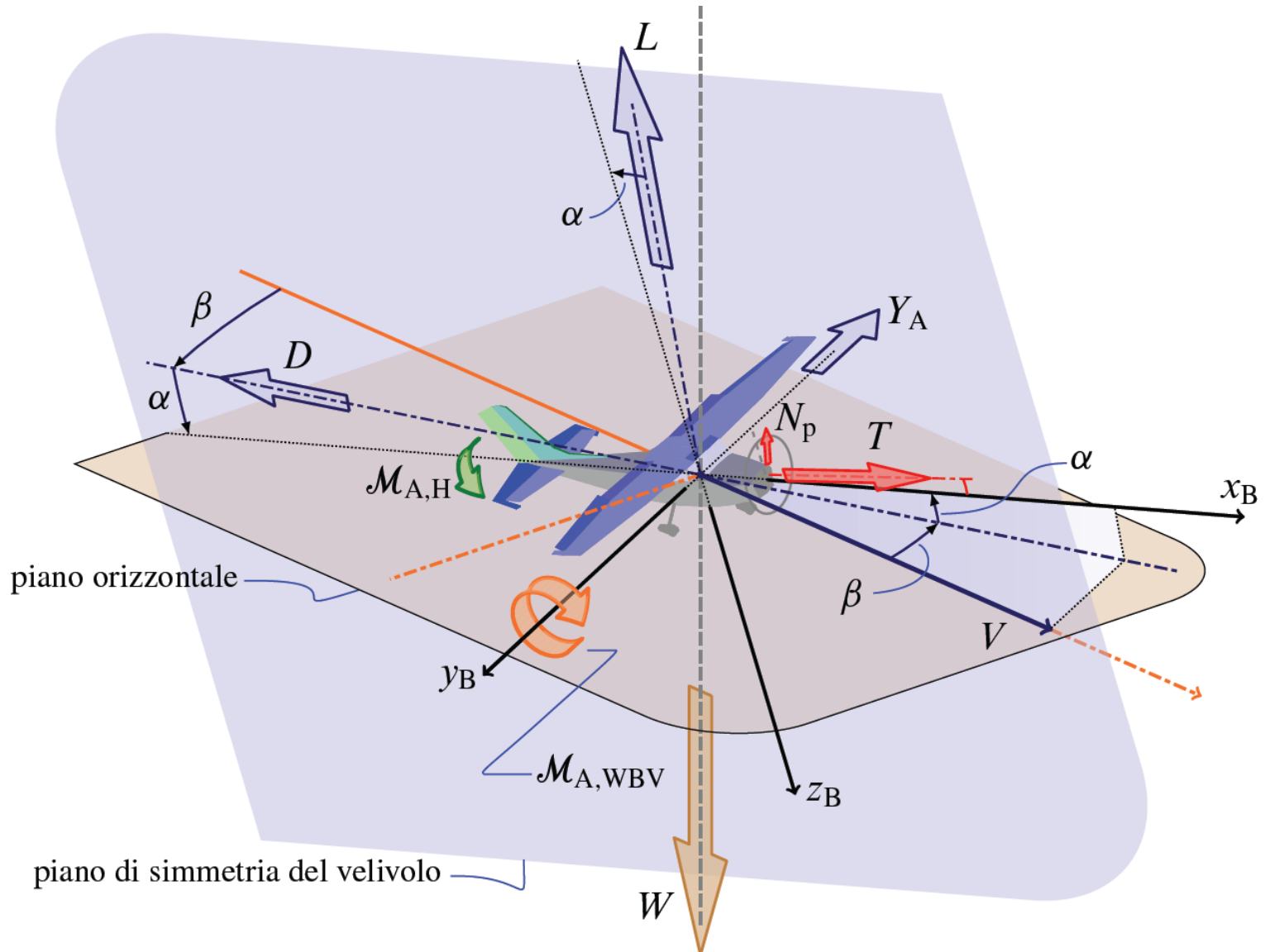
Le 4 forze della Meccanica del volo, volo simmetrico



Crabbing (volo asimmetrico)



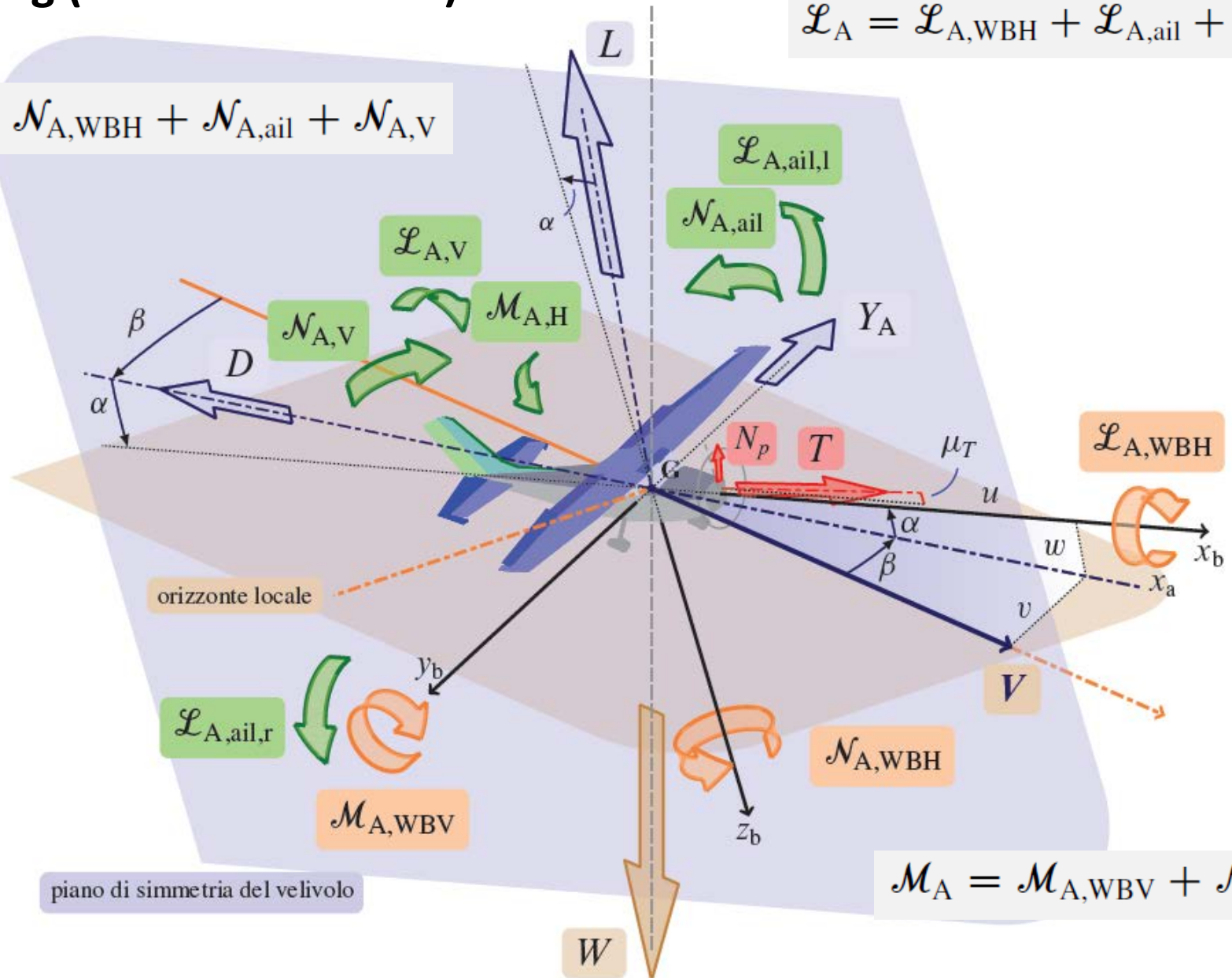
Crabbing (volo asimmetrico)



Crabbing (volo asimmetrico)

$$\mathcal{L}_A = \mathcal{L}_{A,\text{WBH}} + \mathcal{L}_{A,\text{ail}} + \mathcal{L}_{A,\text{V}}$$

$$\mathcal{N}_A = \mathcal{N}_{A,\text{WBH}} + \mathcal{N}_{A,\text{ail}} + \mathcal{N}_{A,\text{V}}$$



$$\mathcal{M}_A = \mathcal{M}_{A,\text{WBV}} + \mathcal{M}_{A,\text{H}}$$

Crabbing (volo asimmetrico)



Riduzione dei sistemi di forze

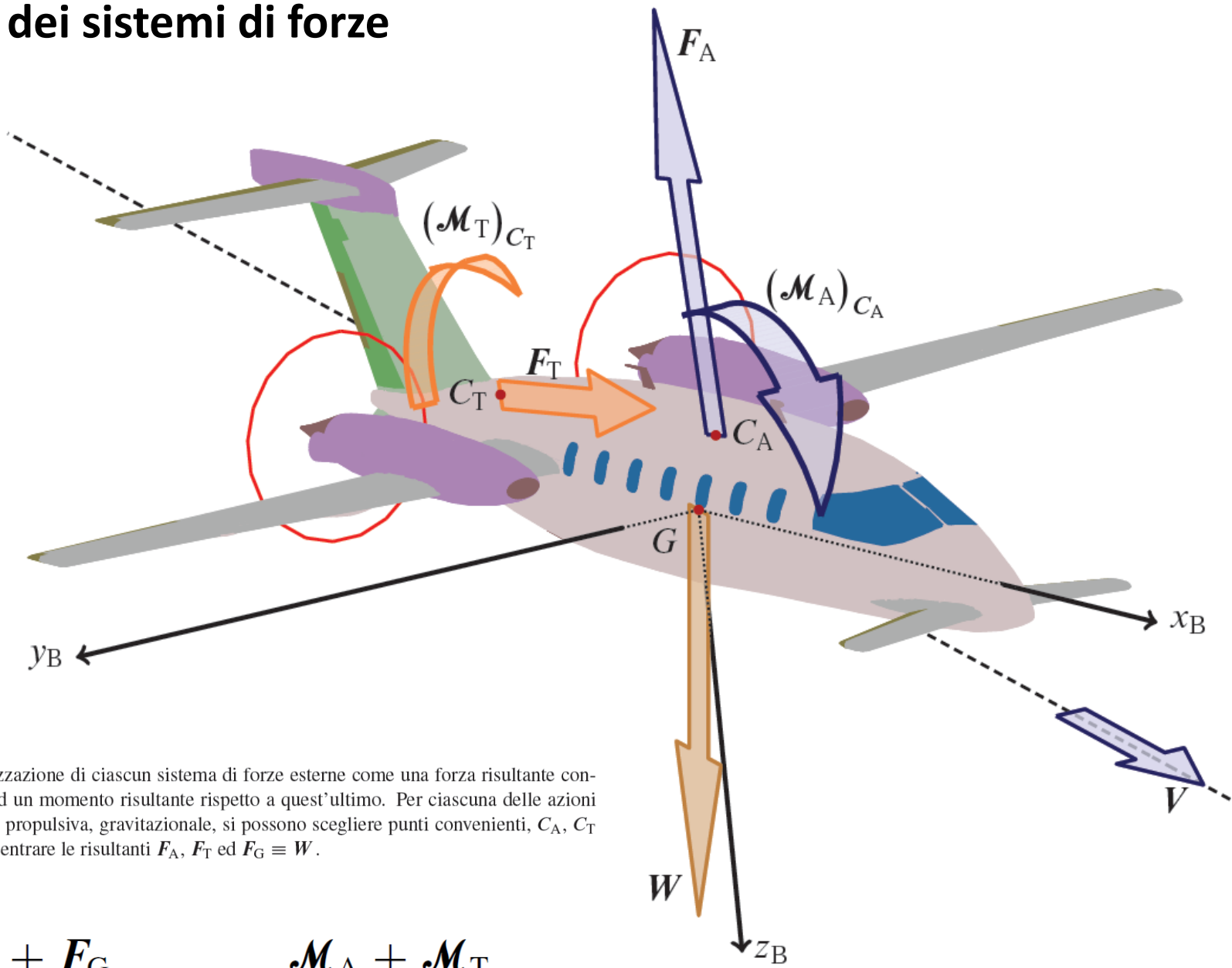


Figura 1.13 Schematizzazione di ciascun sistema di forze esterne come una forza risultante concentrata in un punto ed un momento risultante rispetto a quest’ultimo. Per ciascuna delle azioni esterne, aerodinamica, propulsiva, gravitazionale, si possono scegliere punti convenienti, C_A , C_T e $C_G \equiv G$, in cui concentrare le risultanti F_A , F_T ed $F_G \equiv W$.

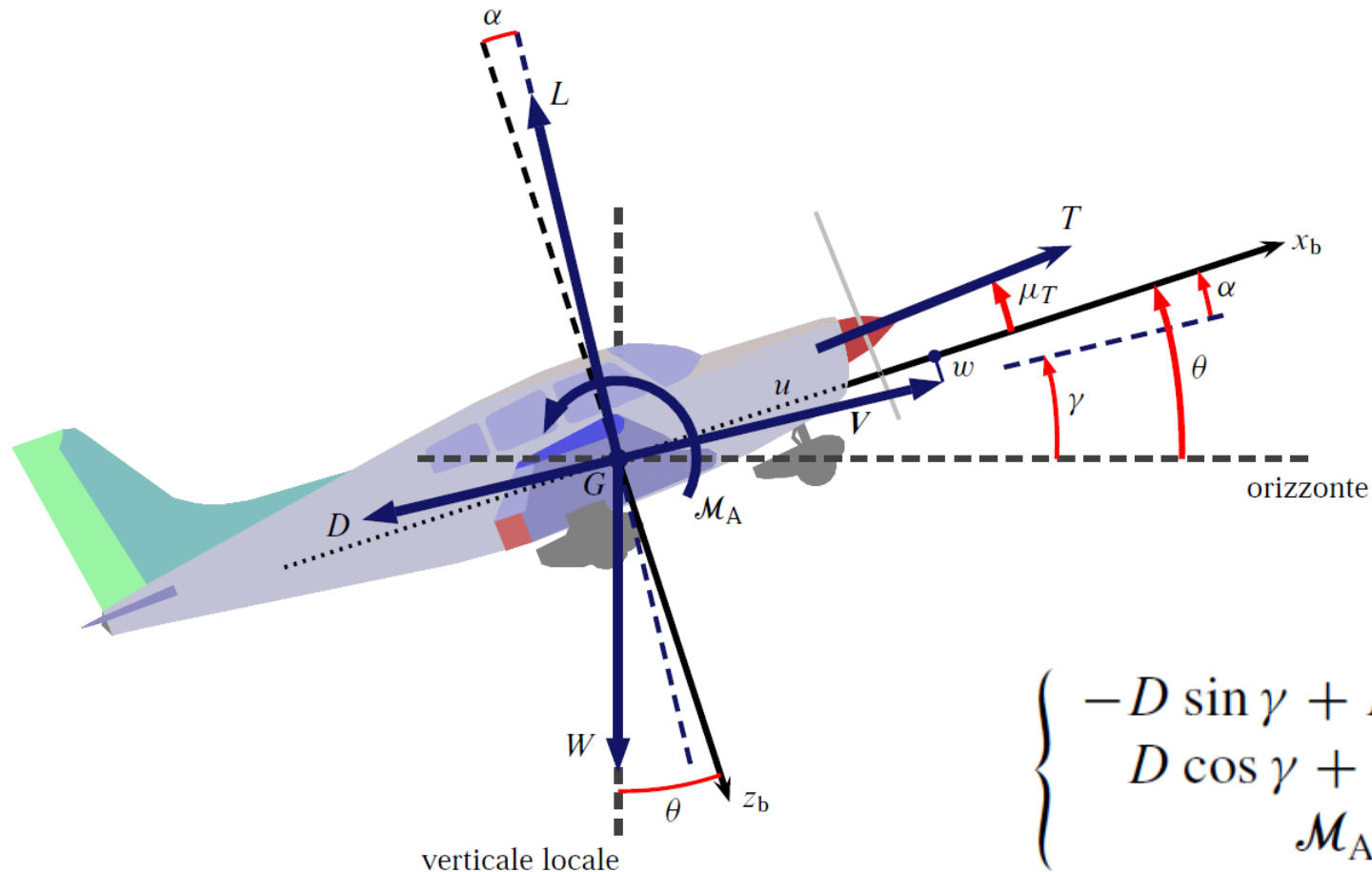
$$F_A + F_T + F_G$$

$$\mathcal{M}_A + \mathcal{M}_T$$

Volo equilibrato

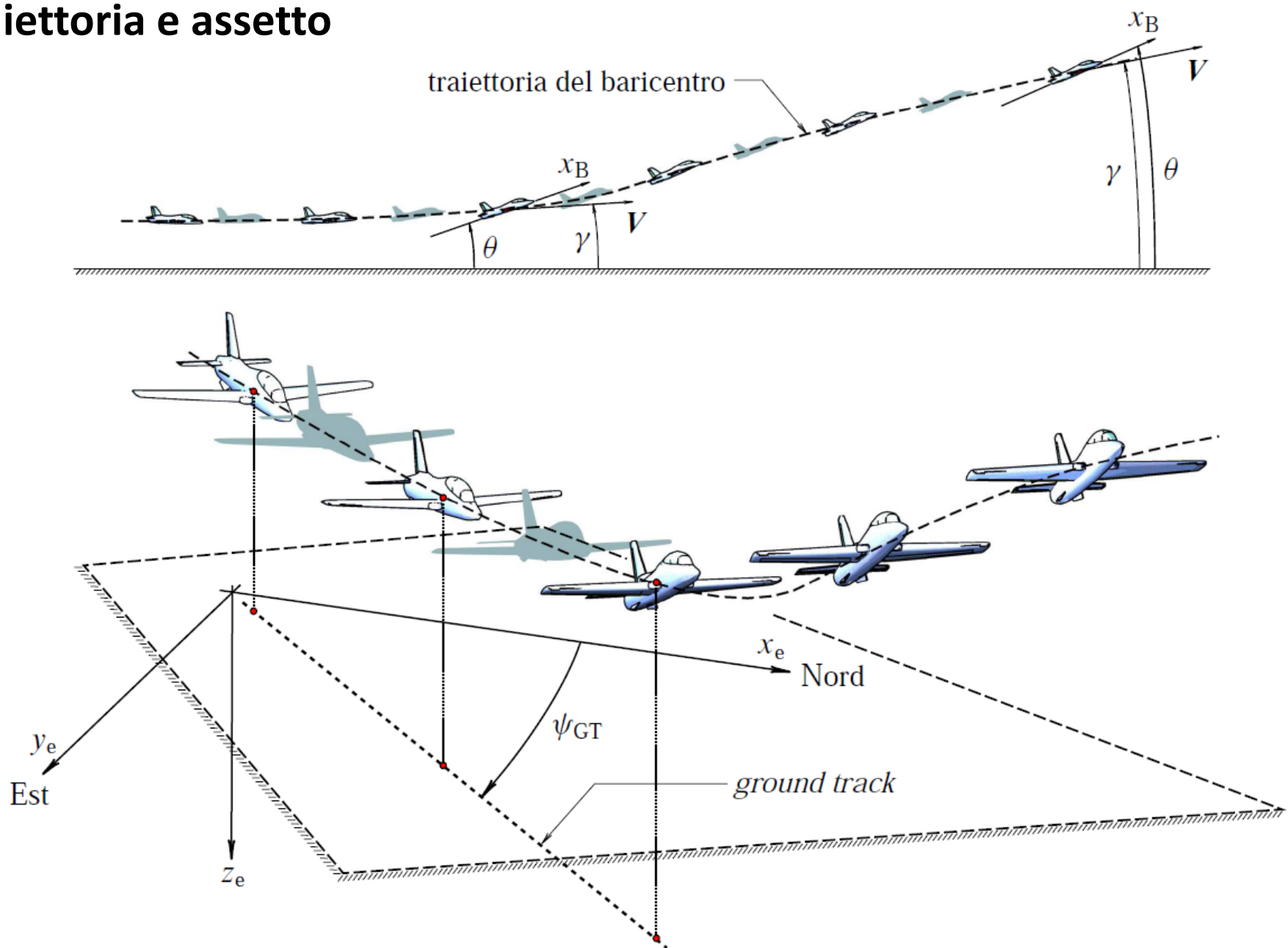
$$0 = (X_G + X_A + X_T) \mathbf{i} + (Y_G + Y_A + Y_T) \mathbf{j} + (Z_G + Z_A + Z_T) \mathbf{k}$$

$$\mathcal{L}_A + \mathcal{L}_T = 0, \quad \mathcal{M}_A + \mathcal{M}_T = 0, \quad \mathcal{N}_A + \mathcal{N}_T = 0$$



$$\begin{cases} -D \sin \gamma + L \cos \gamma = W \\ D \cos \gamma + L \sin \gamma = T \\ \mathcal{M}_A + \mathcal{M}_T = 0 \end{cases}$$

Traiettoria e assetto



Concetti introduttivi



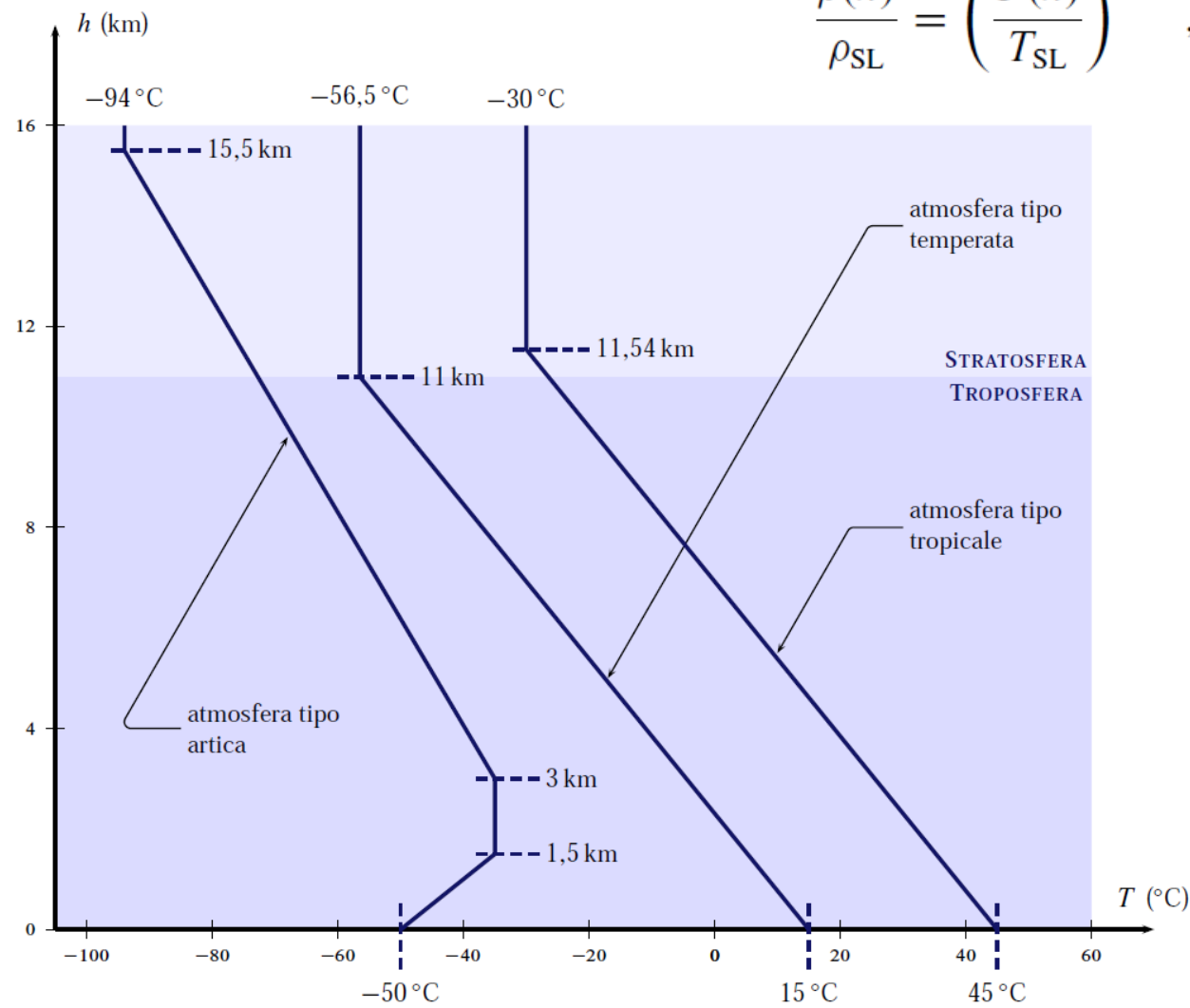
Concetti introduttivi



Modello di atmosfera, ISA

$$T(h) = T_{SL} - T_h h = 288 - 0,0065 h$$

$$\frac{\rho(h)}{\rho_{SL}} = \left(\frac{T(h)}{T_{SL}} \right)^{5,256}, \quad \frac{p(h)}{p_{SL}} = \left(\frac{T(h)}{T_{SL}} \right)^{4,256}$$



Modello di atmosfera, ISA

Tabella 1.1 Principali proprietà dell’atmosfera al livello del mare (*sea level*, SL) secondo il modello di atmosfera *standard* dell’*ICAO International Standard Atmosphere* (ISA), per una latitudine di 45°.

Grandezza	Sistema metrico	Sistema inglese
Pressione, p_{SL}	1013,25 N m ⁻²	2116,2 lb
Densità, ρ_{SL}	1,225 kg m ⁻³	0,002 377 slug ft ⁻³
Temperatura, T_{SL}	15,0 °C	518,67 °R 59,0 °F
Velocità del suono, a_{SL}	340,3 m s ⁻¹ 1225 km h ⁻¹	116,4 ft s ⁻¹
Viscosità dinamica, μ_{SL}	$5,7571 \cdot 10^{-9}$ N s m ⁻²	$3,7373 \cdot 10^{-7}$ lb s ft ⁻²
Gradiente ^a termico verticale, $(dT/dz_e)_{SL}$	$6,5 \cdot 10^{-3}$ °C m ⁻¹	
Gradiente ^a barico verticale, $(dp/dz_e)_{SL}$	11,72 Pa m ⁻¹	

^a Per definizione z_e decresce per quote crescenti: $h = -z_e$.

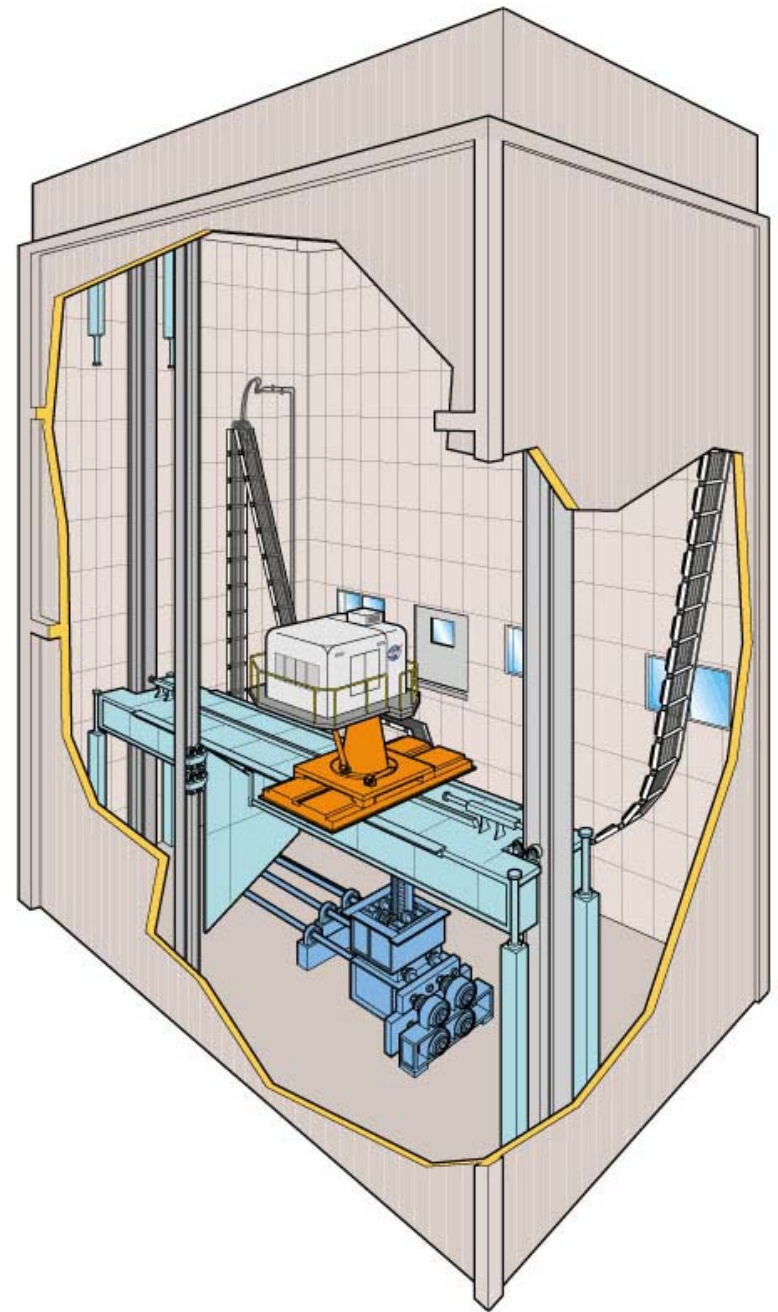
Concetti introduttivi



Volo in atmosfera



Volo simulato, NASA VMS



Interno cabina di un simulatore di volo, Level D



Interno cabina di un simulatore di volo, Level D



A380 simulator



Concetti introduttivi



Earth Centered Inertial, Earth Centered Earth Fixed

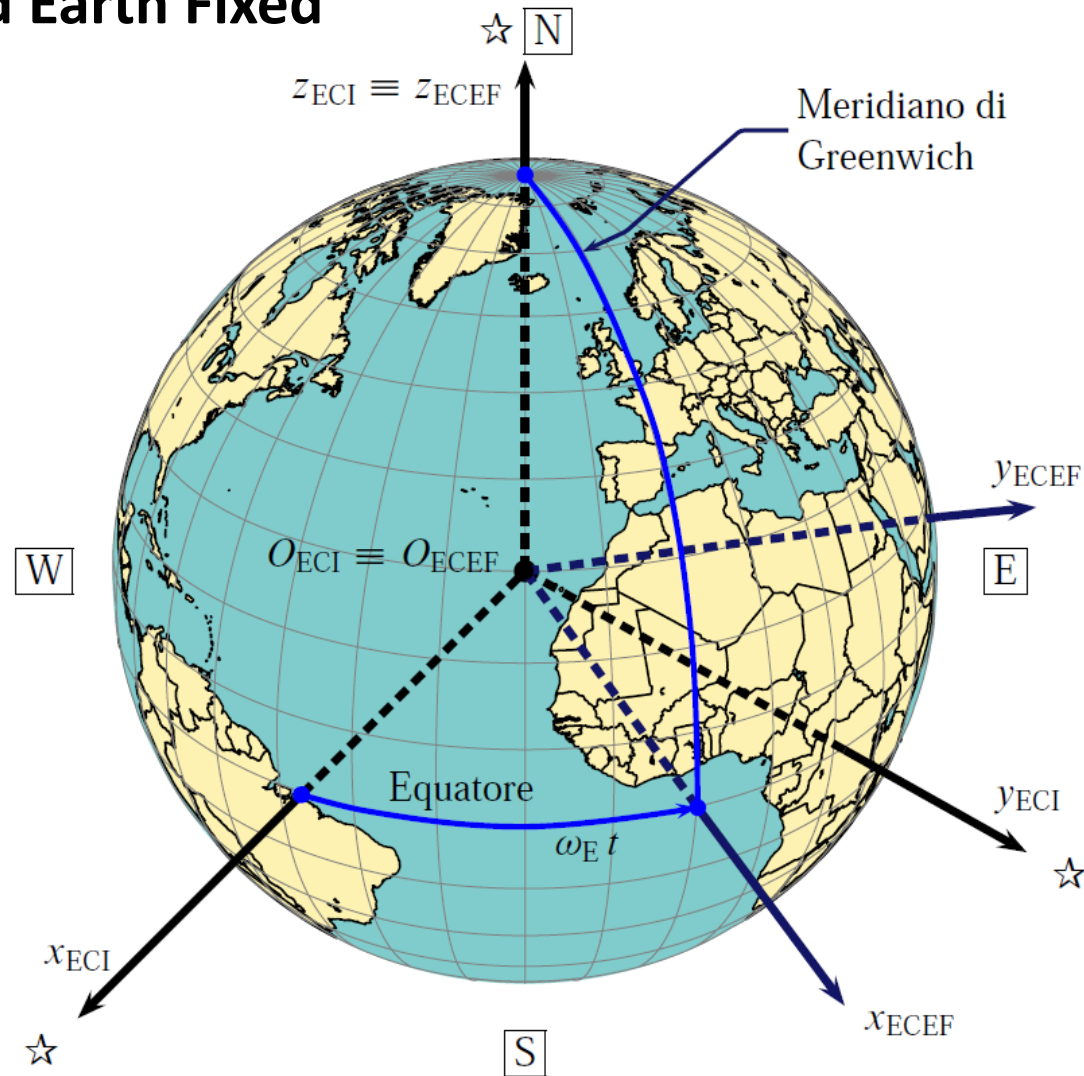


Figura 1.1 Riferimento inerziale $\mathcal{T}_{ECI}$ e riferimento solidale alla Terra $\mathcal{T}_{ECR}$.

Geodesia

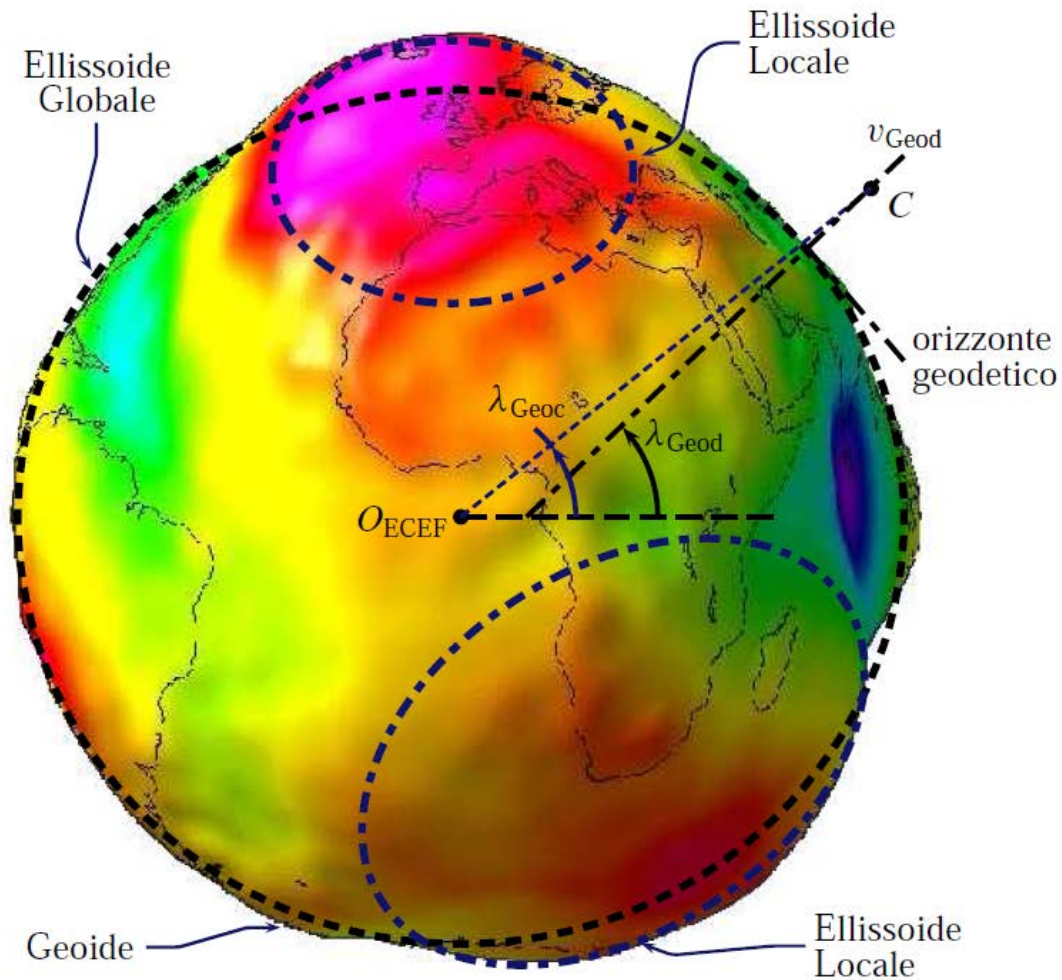


Figura 1.2 Geoide terrestre, ellissoide globale, ed ellissoidi locali. Nella rappresentazione tri-dimensionale i discostamenti dei punti del geoide dall'ellissoide globale sono amplificati di un fattore di ordine 10^5 .

Geoide, ellissoidi approssimanti

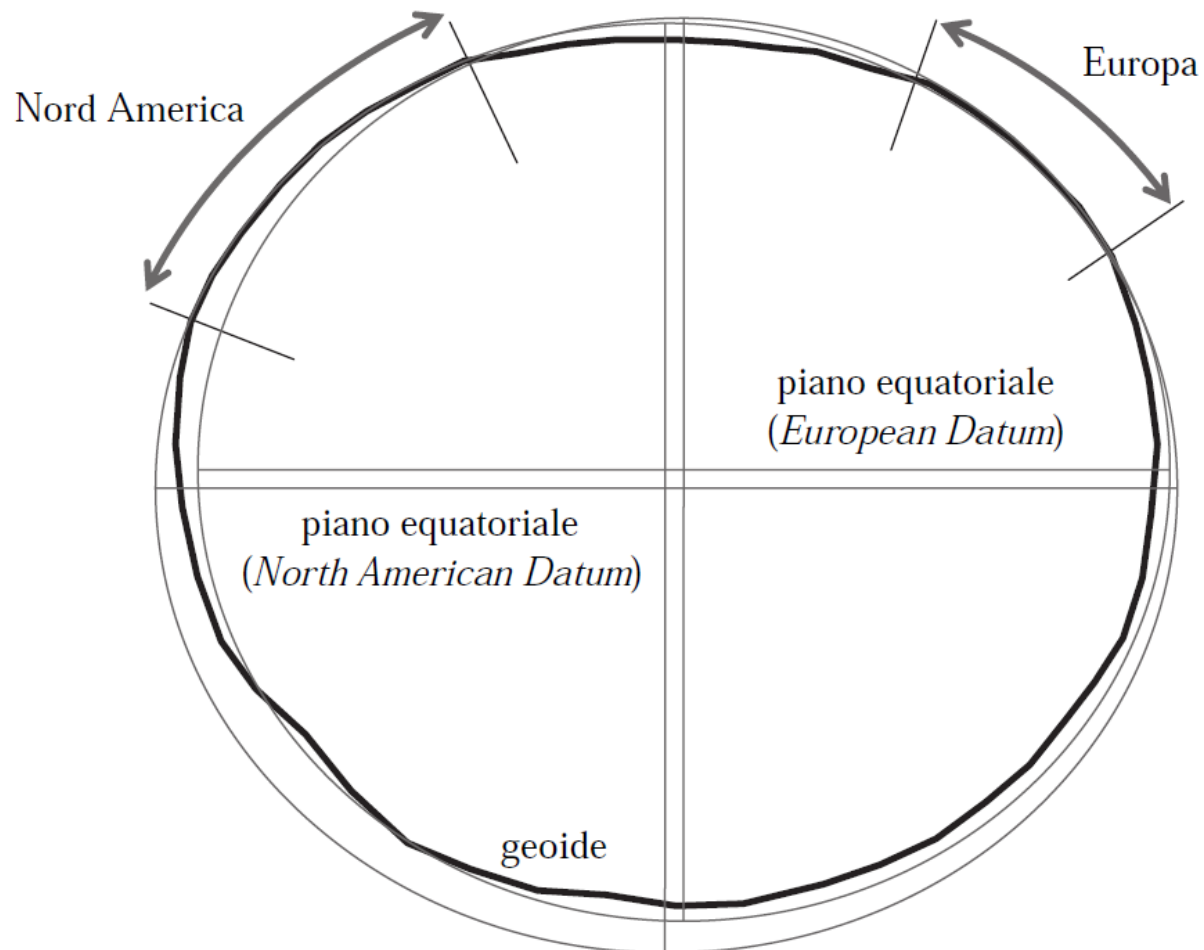


Figura 1.4 Profilo del geoide globale ed ellissoidi locali di riferimento.

Riferimenti tangenti, Local Vertical- -Local Horizontal

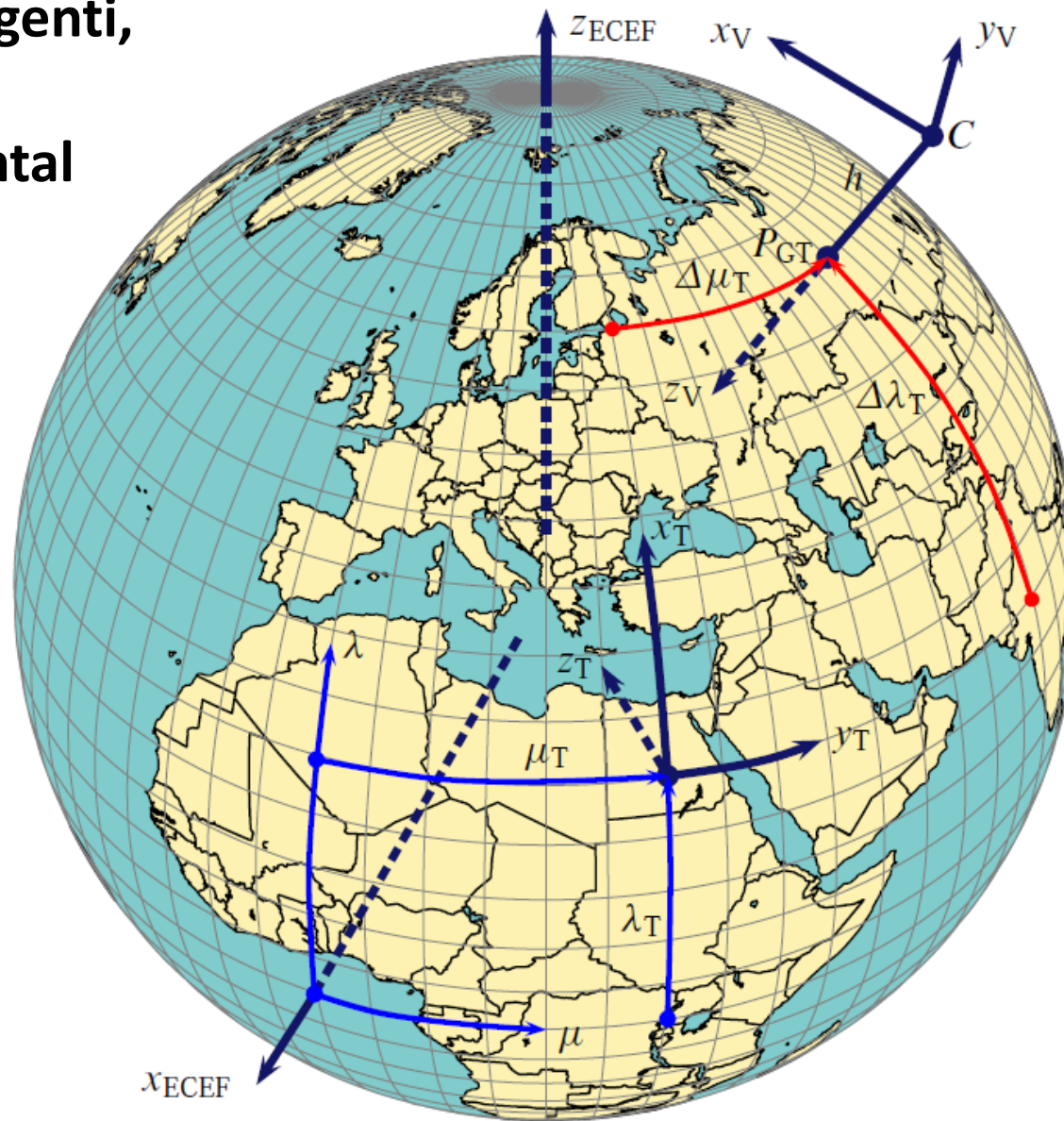


Figura 1.9 Terne di riferimento *Earth-Centered Earth-Fixed*, $\mathcal{T}_{ECEF}$, *Tangent*, $\mathcal{T}_T$, *Vehicle-Carried Vertical*, $\mathcal{T}_V$.

Earth frame, Flat Earth

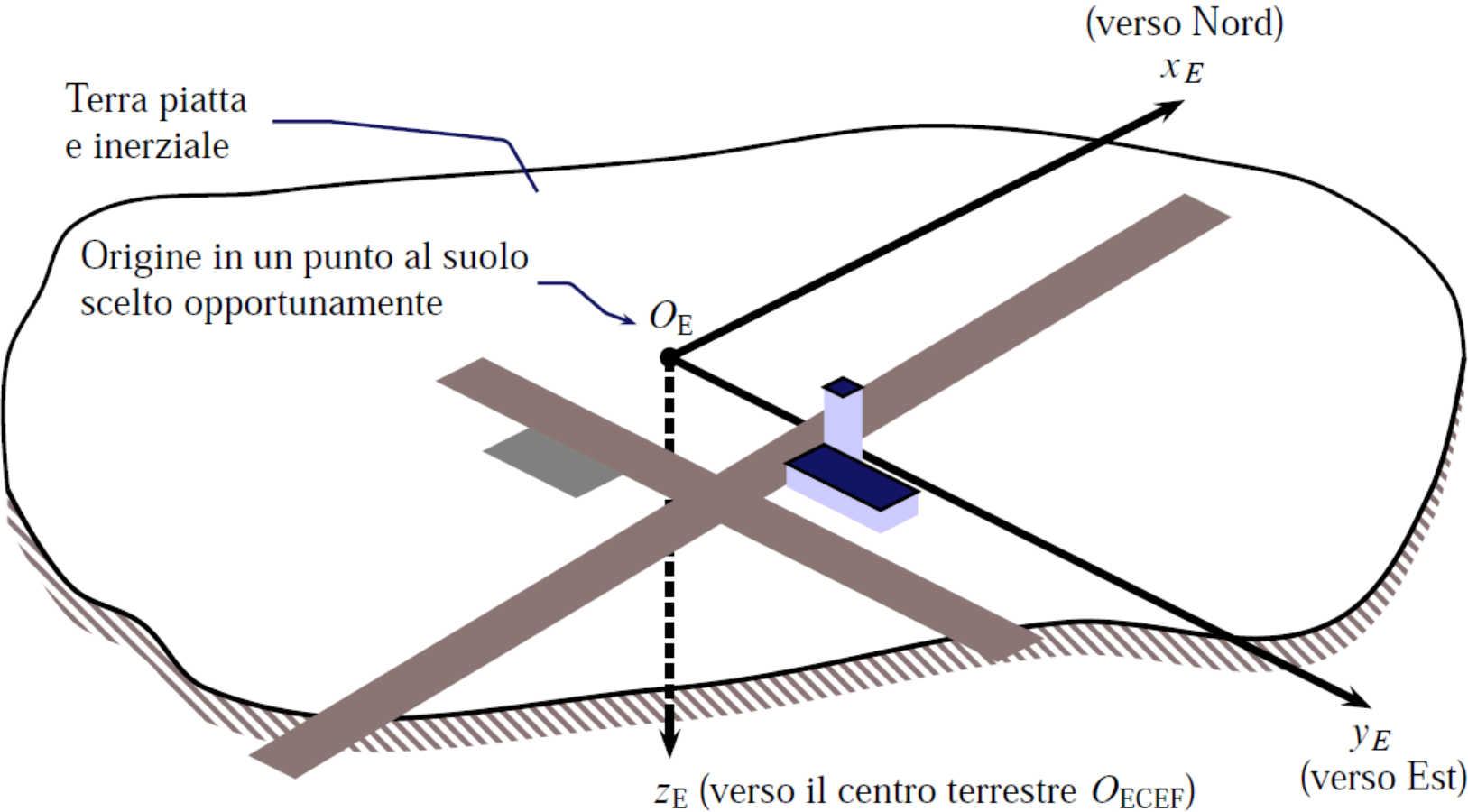


Figura 1.10 Riferimento fisso $\mathcal{T}_E \equiv \mathcal{T}_{LVLH}$ in ipotesi di Terra piatta ed inerziale.

Moti atmosferici



Figura 1.11 Terna di riferimento $\mathcal{T}_E$ e volo in prossimità del suolo. In generale, anche l'atmosfera è in moto rispetto alla Terra. Nell'illustrazione il velivolo trasla rispetto al suolo con velocità V e l'atmosfera trasla macroscopicamente con velocità V_{wind} .

Posizione e orientamento del velivolo rispetto alla terra

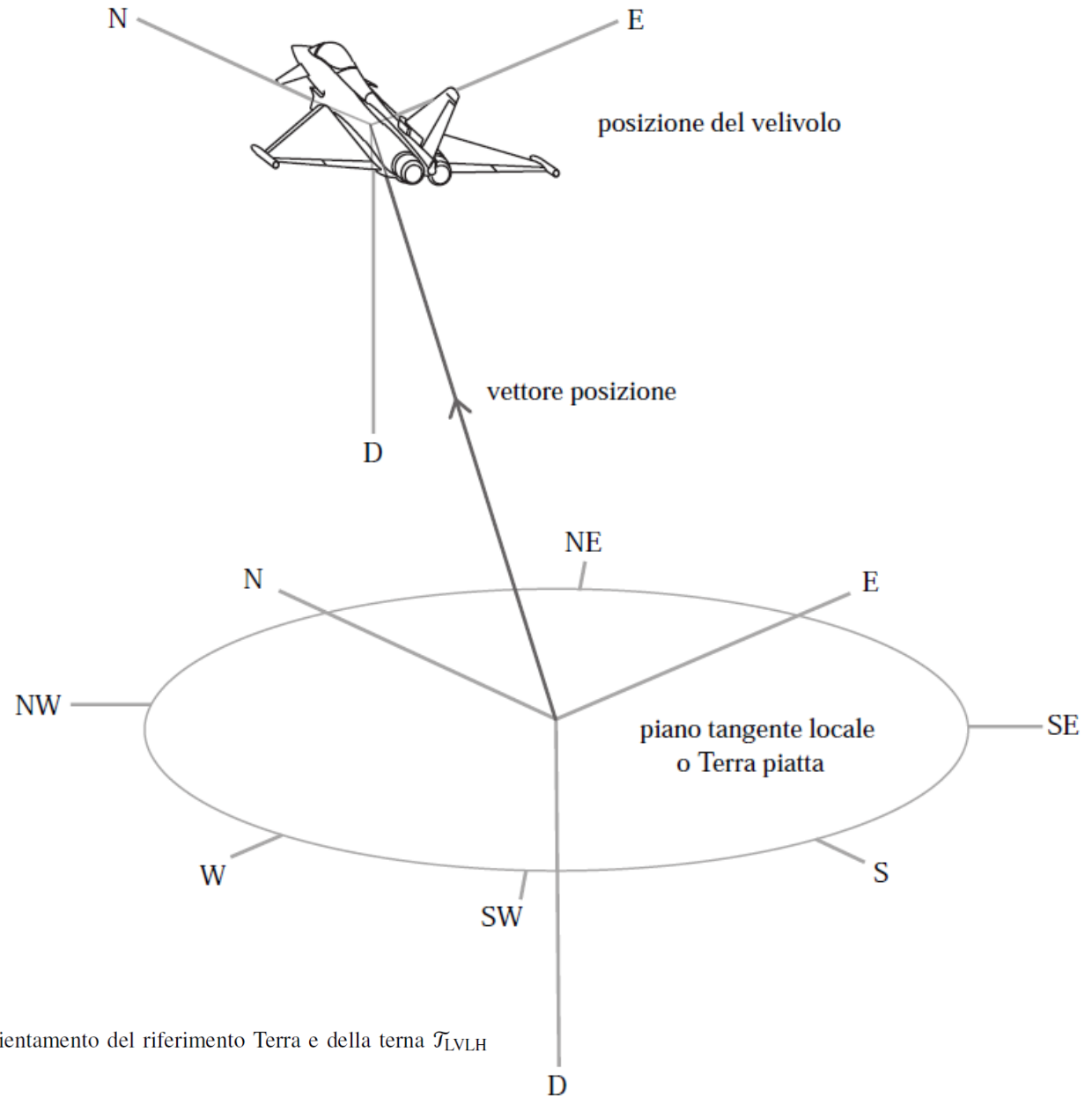


Figura 1.12 Posizione del velivolo rispetto alla Terra. Orientamento del riferimento Terra e della terna $\mathcal{T}_{\text{LVLH}}$ secondo la convenzione *North-East-Down*.

Velocità angolare istantanea



Velocità angolare istantanea

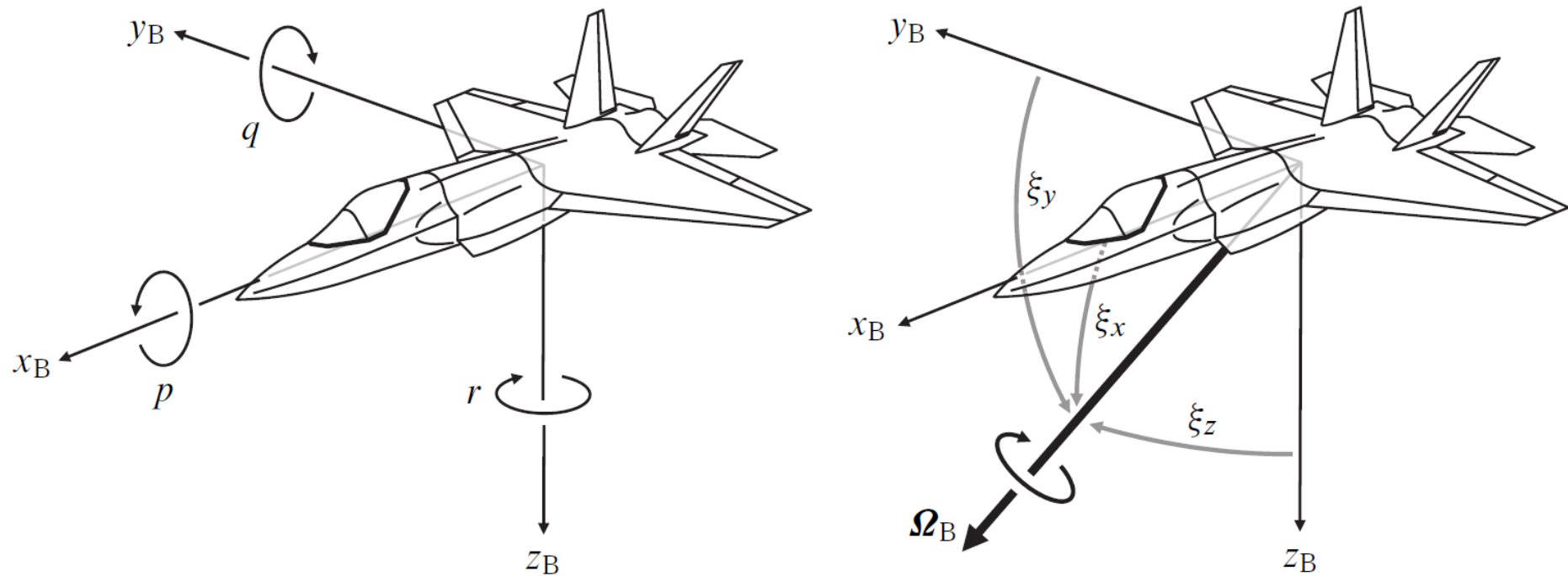


Figura 1.16 Vettore velocità angolare istantanea Ω_B e sue componenti nel riferimento degli assi velivolo. La retta individuata dagli angoli ξ_x , ξ_y e ξ_z all'istante generico t rappresenta l'asse mobile intorno a cui il velivolo compie una rotazione rigida istantanea di entità $\Omega_B dt$.

Assi aerodinamici

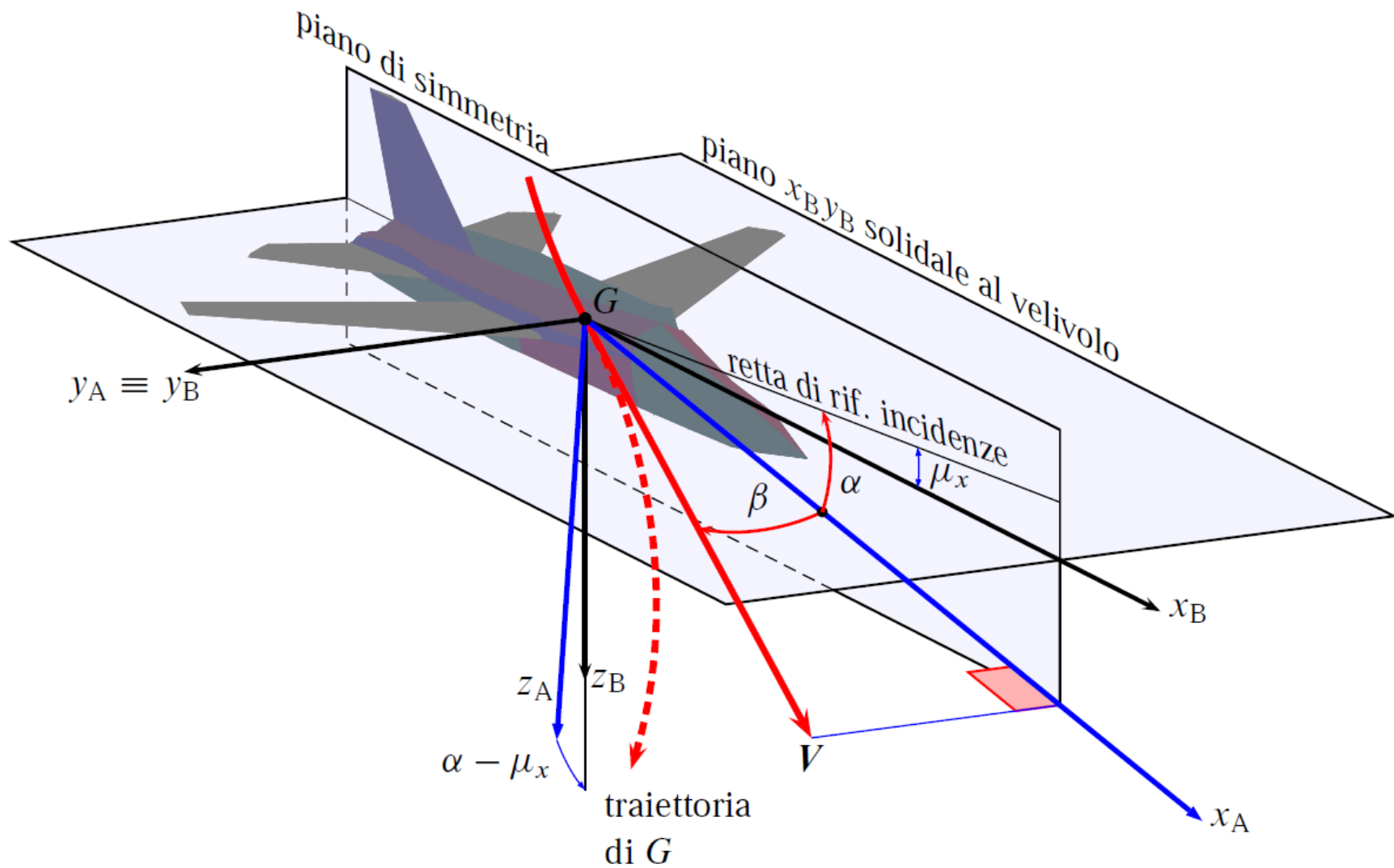


Figura 1.14 Assi aerodinamici ed assi velivolo.

Moto vario



Angoli di Eulero

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\Omega}_B &= \dot{\psi} \mathbf{i}_\psi + \dot{\theta} \mathbf{i}_\theta + \dot{\phi} \mathbf{i}_\phi \\ &= (\dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta) \mathbf{i}_B \\ &\quad + (\dot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\theta} \cos \phi) \mathbf{j}_B \\ &\quad + (\dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi) \mathbf{k}_B\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}-\pi &< \phi \leq \pi \\ -\frac{\pi}{2} &< \theta < \frac{\pi}{2} \\ 0 &\leq \psi < 2\pi\end{aligned}$$

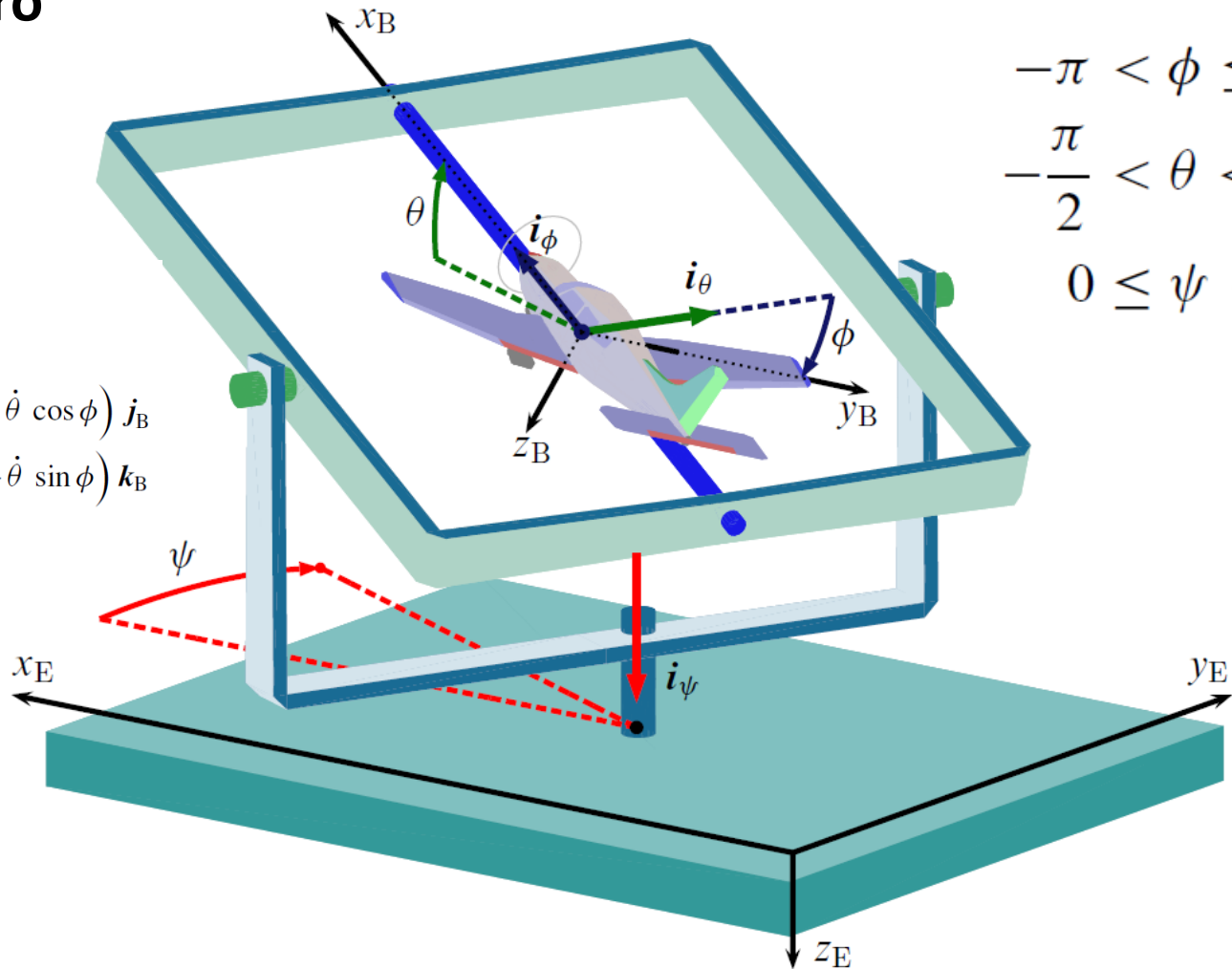


Figura 1.17 Angoli di Eulero dell'orientamento di un velivolo. Interpretazione che utilizza lo snodo cardanico (*gimbal*).

Angoli di Eulero

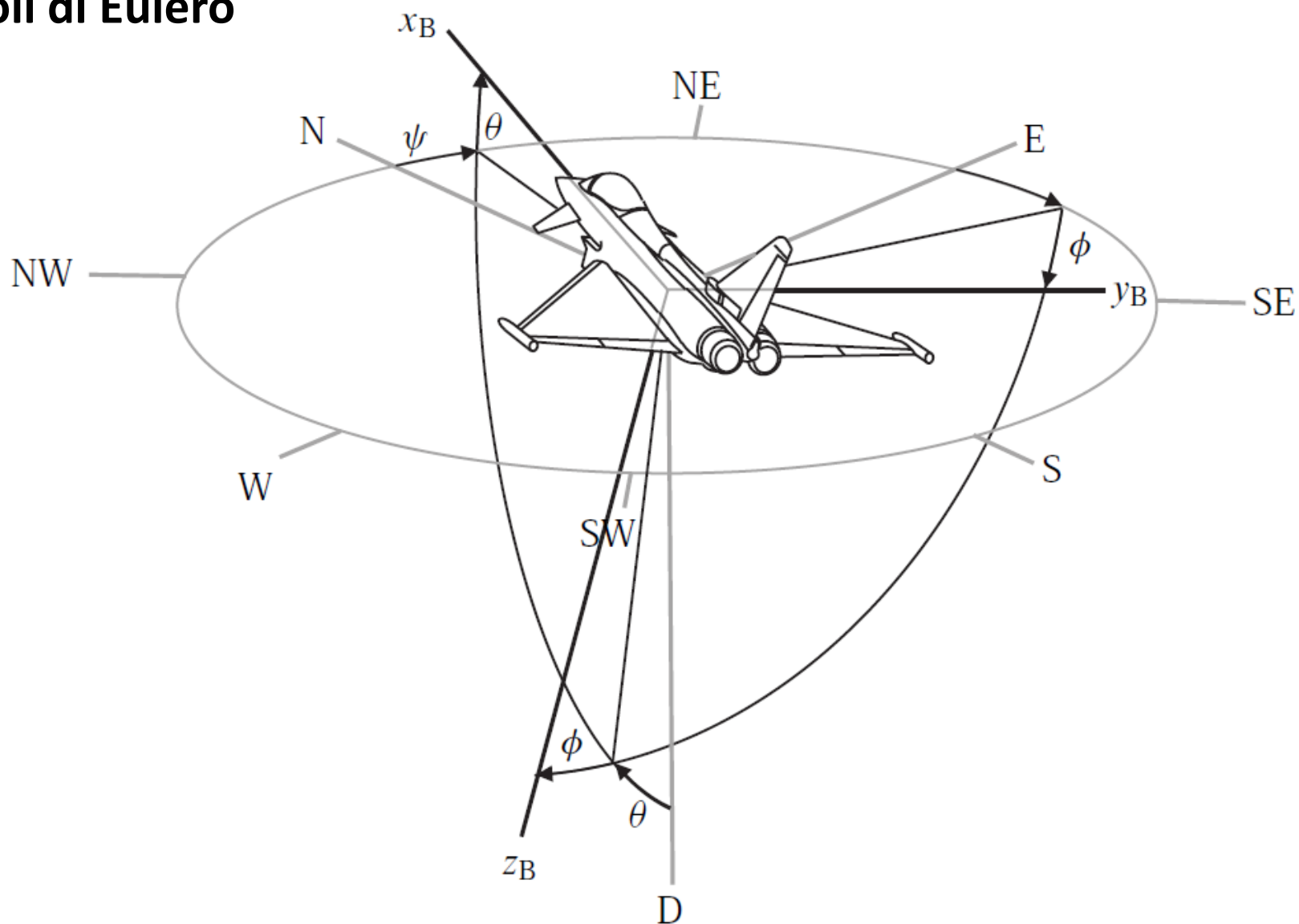


Figura 1.18 Orientamento del velivolo e significato degli angoli di Eulero rispetto alla usuale simbologia degli indicatori di bordo (*Horizontal Situation Indicator*, HSI).

Traiettoria e ground track

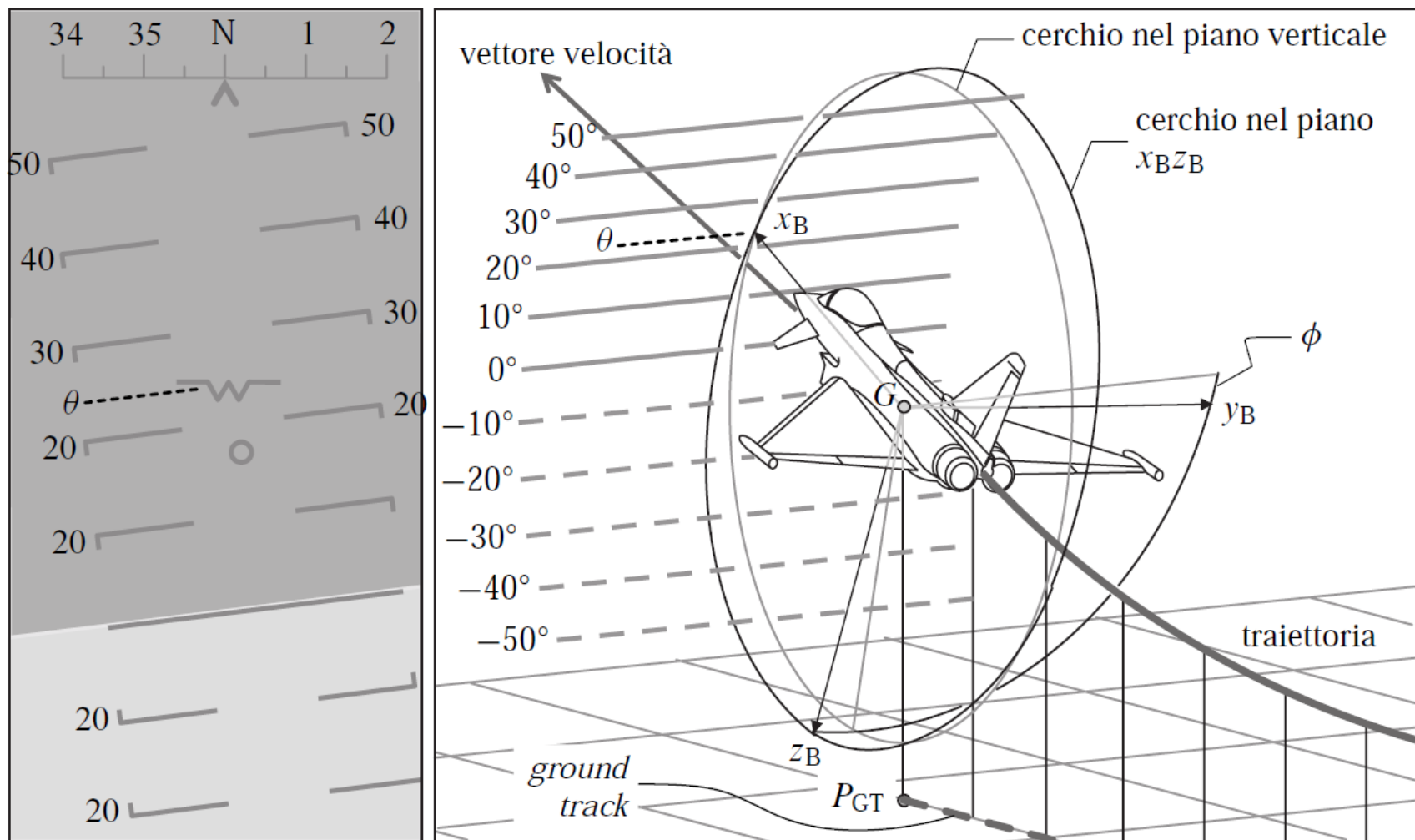


Figura 1.19 Traiettoria e *ground track*. Interpretazione dell'angolo di elevazione θ e di inclinazione laterale ϕ attraverso gli indicatori tipici di un *Head-Up-Display*.

Assi costruttivi

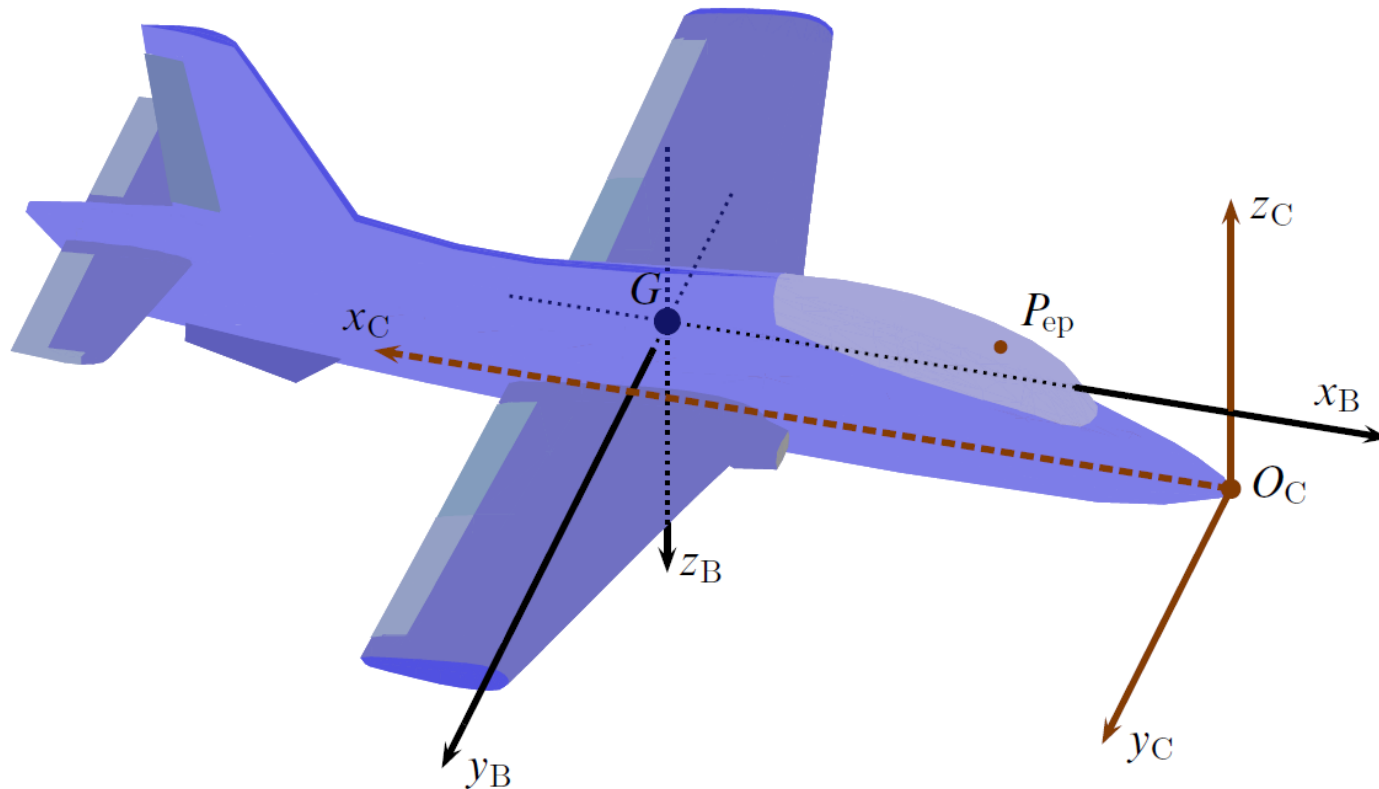


Figura 1.20 Assi velivolo ed assi costruttivi. Il punto P_{ep} è detto *pilot eye-point* ed indica la posizione della testa del pilota nel riferimento costruttivo.

Assi costruttivi

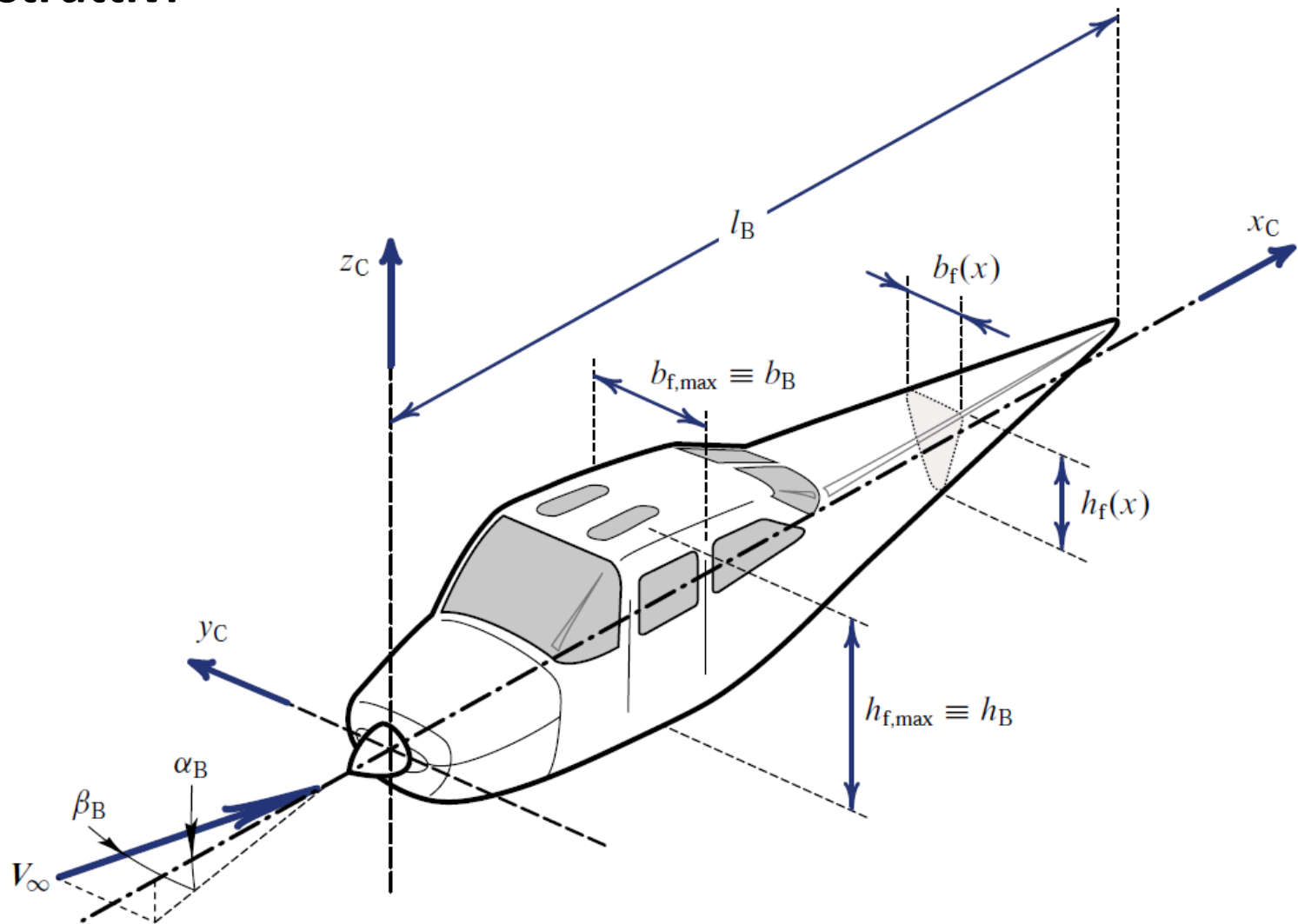


Figura 1.21 Parametri geometrici di una fusoliera.

Assi costruttivi

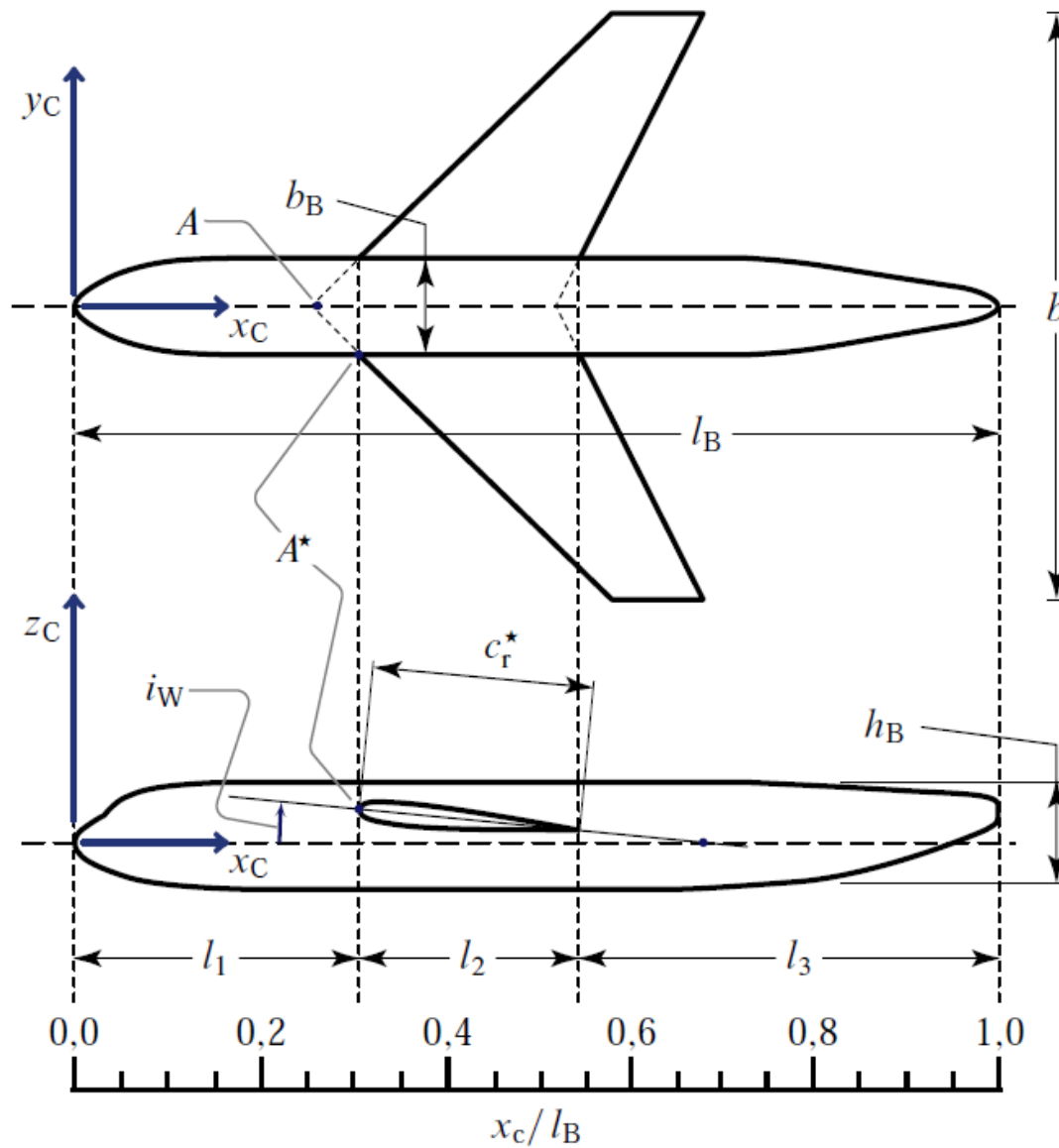


Figura 1.22 Definizioni relative alla configurazione ala-fusoliera (vista dall'alto e vista laterale).

Assi costruttivi

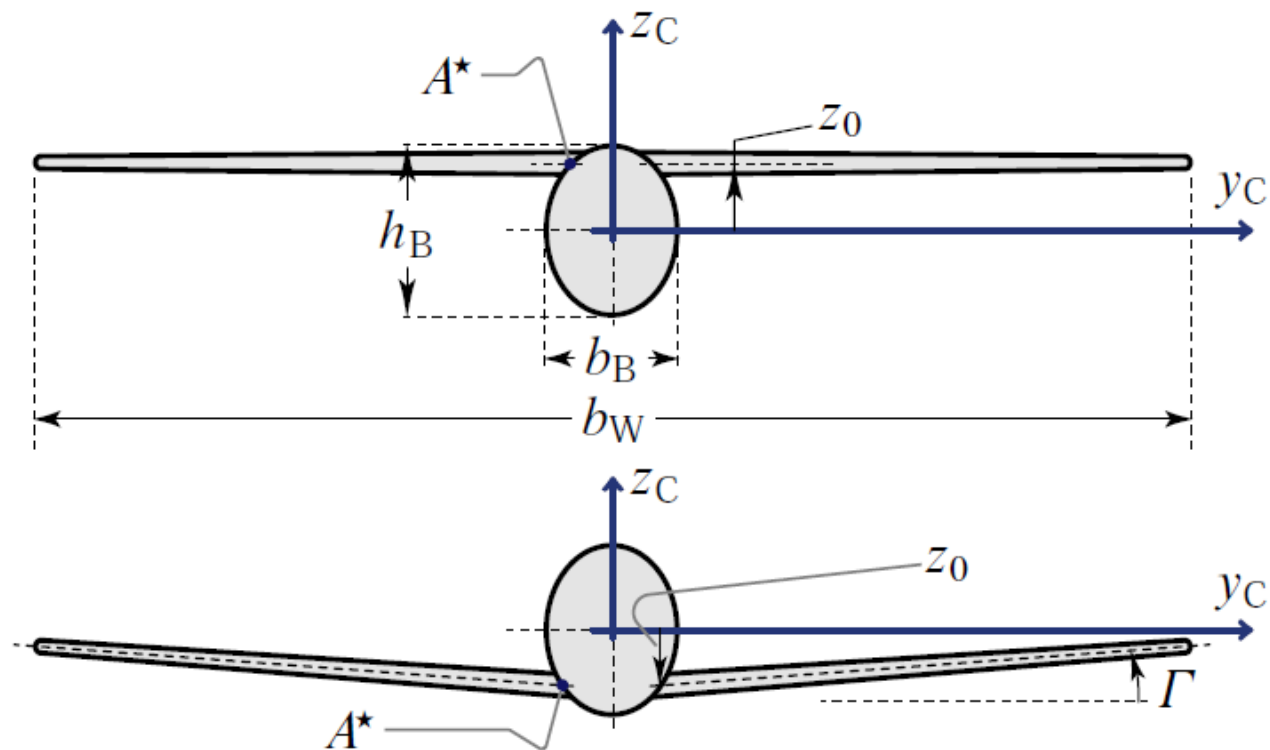


Figura 1.23 Definizioni relative alla configurazione ala-fusoliera (vista frontale).

Comandi di volo

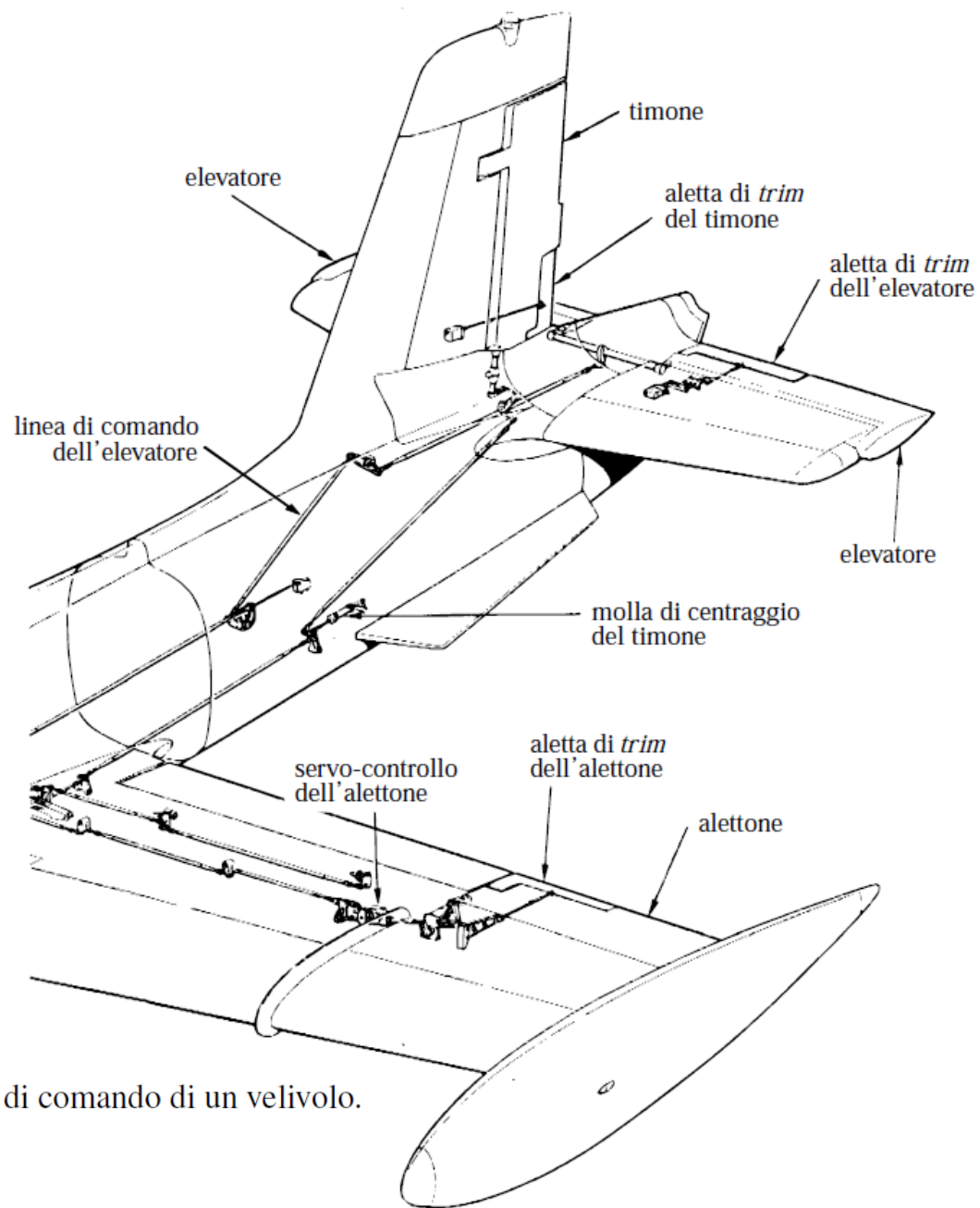
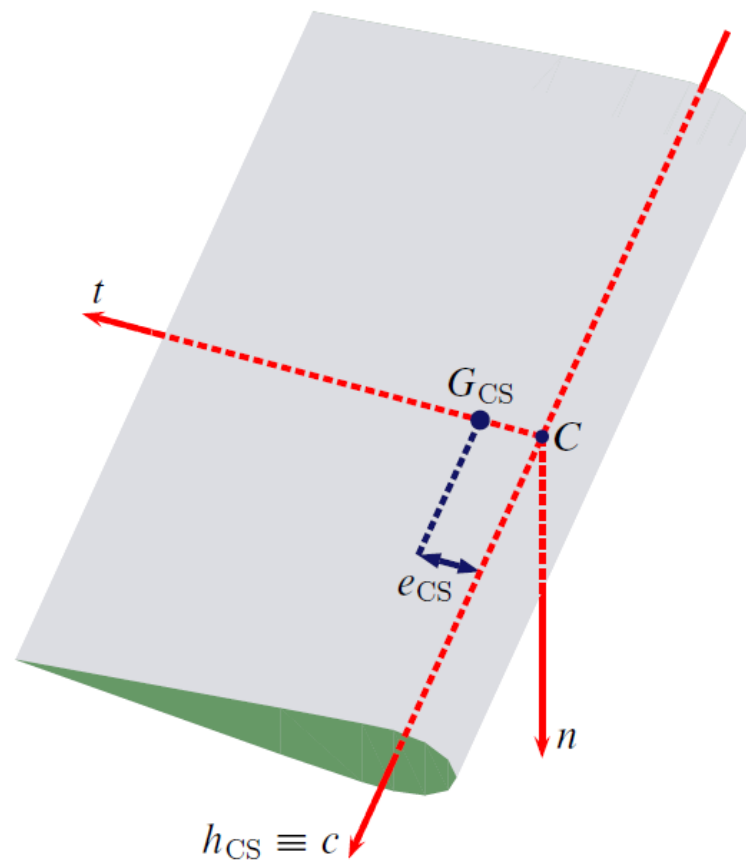


Figura 1.27 Linee di comando di un velivolo.

Assi superficie di comando

Figura 1.28 Generica terna $\mathcal{T}_{CS} = \{C, c, t, n\}$ degli assi superficie di governo. Essa si specializza, ad esempio nel caso dell'equilibratore, nella terna $\mathcal{T}_{CS,e} = \{C_e, h_e, t_e, n_e\}$ e l'eccentricità diviene $e_{CS} \equiv e_e$.



Assi superficie di comando

Figura 1.29 Assi di cerniera e loro orientamento rispetto agli assi velivolo.

