

Agostino De Marco  
Domenico P. Coiro

**Elementi**  
**di**  
**Dinamica e simulazione di volo**

---

**Quaderno 10**  
**Effetti dei propulsori**

Luglio 2017  
ver. 2017.b

### Dichiarazione di Copyright

- Questo testo è fornito per uso personale degli studenti. Viene reso disponibile in forma preliminare, a supporto della preparazione dell'esame di *Dinamica e simulazione di volo*.
- Sono consentite la riproduzione e la circolazione in formato cartaceo o elettronico ad esclusivo uso scientifico, didattico o documentario, purché il documento non venga alterato in alcun modo sostanziale, ed in particolare mantenga le corrette indicazioni di data, paternità e fonte originale.
- Non è consentito l'impiego di detto materiale a scopi commerciali se non previo accordo.
- È gradita la segnalazione di errori o refusi.

Copyright 2010–2017 Agostino De Marco e Domenico P. Coiro,  
Università degli Studi di Napoli Federico II  
Dipartimento di Ingegneria Industriale

(Legge italiana sul Copyright 22.04.1941 n. 633)

## Effetti dei propulsori

*Inserisci qui la citazione  
(anche lunga)*

– E qui l'autore

### Indice

---

<b>10.1 Effetti della rotazione dei propulsori . . . . .</b>	<b>3</b>
<b>10.2 Momenti baricentrici dovuti ai propulsori . . . . .</b>	<b>8</b>

---

### 10.1 Effetti della rotazione dei propulsori

Il sistema propulsivo di un velivolo, oltre al compito principale di produrre spinta, influisce sulla dinamica del volo attraverso due effetti ulteriori: la produzione di coppie baricentriche e l'insorgere di effetti giroscopici. La nascita di momenti baricentrici dovuti al funzionamento del motore (o dei motori) è motivata dal fatto che il vettore spinta non è applicato al centro di massa del velivolo. L'entità di tali coppie dipende dalla direzione di provenienza del vento relativo, dalla posizione avanzata o arretrata dei motori e, anche, dal tipo di propulsione. In questo paragrafo tratteremo gli effetti giroscopici, che sono una conseguenza dell'interazione dinamica delle masse rotanti del motore (o dei motori) con il movimento del velivolo nel suo complesso.

L'effetto delle masse rotanti del gruppo moto-propulsore sul movimento del velivolo può esser valutato introducendo nelle equazioni del moto (7.10) e (7.11) degli opportuni termini correttivi. Si deve osservare che tali equazioni già comprendono i contributi alla quantità di moto  $Q$  dell'aeromobile e al corrispondente momento della quantità di moto  $\mathcal{K}$ , derivanti dalla presenza stessa delle masse del propulsore. Infatti, nel calcolo di  $Q$  e  $\mathcal{K}$  sono state contemplate tutte le porzioni materiali del mezzo volante, comprese quelle che hanno la possibilità di muoversi rispetto ai suoi assi costruttivi, ma sottintendendo queste ultime *non* in rotazione (motori non operativi e propulsori bloccati). Pertanto, i citati termini correttivi costituiscono i contributi derivanti unicamente dal moto di rotazione di

dette masse intorno al proprio asse. Ciò equivale ad introdurre i due vettori

$$\mathbf{Q}^* = \mathbf{Q} + \mathbf{Q}_T \quad \mathbf{K}^* = \mathbf{K} + \mathbf{K}_T \quad (10.1)$$

che rappresentano la quantità di moto totale ed il corrispondente momento angolare totale associati al velivolo con motori operativi [simbolo  $( )^*$ ], comprendenti cioè gli effetti degli organi rotanti che producono spinta [simbolo  $( )_T$  che si riferisce, in particolare, al solo atto di moto dei propulsori nel riferimento  $\mathcal{T}_B$ , come se questo fosse fisso].

La rotazione dei propulsori, grazie alle elevate velocità angolari, non modifica sostanzialmente la posizione del baricentro del velivolo, la cui velocità rimane invariata. Ne consegue che la quantità di moto dell'aeromobile non subisce variazione alcuna, avendosi cioè  $d\mathbf{Q}_T/dt = 0$ . Pertanto, l'equazione alla traslazione (7.10) non ne risulta influenzata, avendosi  $d\mathbf{Q}^*/dt = d\mathbf{Q}/dt$ . Di contro è il momento della quantità di moto del velivolo  $\mathbf{K}$  che risulta effettivamente incrementato dell'aliquota  $\mathbf{K}_T$  derivante dall'operatività dei motori e quindi la (6.55), da cui la (7.11) discende, si modifica nella:

$$\frac{d\mathbf{K}}{dt} + \frac{d\mathbf{K}_T}{dt} = \mathcal{M} \quad (10.2)$$

dove, è bene ribadirlo, si è assunto un polo dei momenti coincidente con il baricentro. La (10.2) esprime il fatto che gli effetti della rotazione dei propulsori hanno un impatto diretto soltanto sull'atto di moto rotatorio del velivolo intorno al proprio baricentro.

A questo punto si esamini la definizione di  $\mathbf{K}_T$  che, in base alla (6.45) applicata limitatamente alle masse del propulsore, corrisponde a quella del momento angolare totale

$$\mathbf{K}_T = \int_{\mathcal{B}_T} (\mathbf{P} - \mathbf{G}) \wedge \frac{d\mathbf{P}}{dt} dm \quad (10.3)$$

dove  $\mathcal{B}_T$  è il sistema materiale costituito dagli organi rotanti. Come si vede dalla figura 10.1 a fronte,  $\mathcal{B}_T$  sarà contenuto nel volume spazzato dai propulsori e dalle rimanenti parti meccaniche in rotazione.

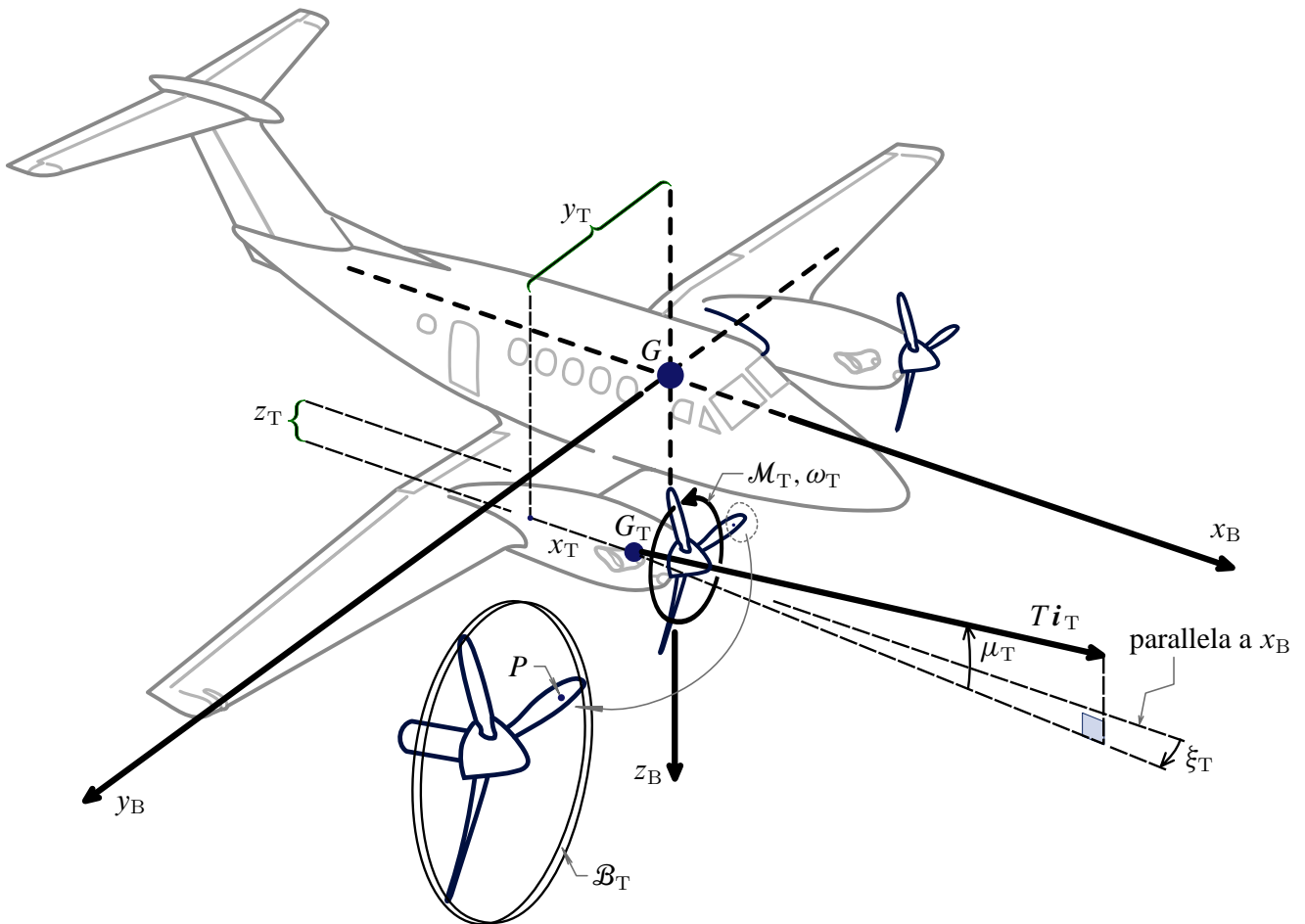
Detto  $G_T$  il baricentro delle parti rotanti, la cui massa totale è  $m_T$ , è pensabile esprimere il vettore  $(\mathbf{P} - \mathbf{G})$  che compare sotto il segno di integrale nella (10.3) come

$$\mathbf{P} - \mathbf{G} = (\mathbf{P} - \mathbf{G}_T) + (\mathbf{G}_T - \mathbf{G}) \quad (10.4)$$

Sostituendo la (10.4) nella (10.3) si ottiene

$$\mathbf{K}_T = \underbrace{\int_{\mathcal{B}_T} (\mathbf{P} - \mathbf{G}_T) \wedge \frac{d\mathbf{P}}{dt} dm}_{\text{definizione di } \mathbf{K}_T^{(G_T)}} + (\mathbf{G}_T - \mathbf{G}) \wedge \underbrace{\int_{\mathcal{B}_T} \frac{d\mathbf{P}}{dt} dm}_{\text{definizione di } \mathbf{Q}_T} \quad (10.5)$$

dove  $\mathbf{K}_T^{(G_T)}$  è il momento angolare delle masse rotanti rispetto al polo  $G_T$ . La (10.5) può interpretarsi con l'ausilio della figura 10.1. Si osserva che il centro di massa  $G_T$  capita sostanzialmente sull'asse di rotazione del propulsore, il quale coincide con l'asse di spinta ed ha per versore  $\mathbf{i}_T$ . L'asse di rotazione è individuato nella terna  $\mathcal{T}_B$  dalla coppia di angoli  $(\xi_T, \mu_T)$ . Il propulsore, per sviluppare una spinta  $T$ , deve essere tenuto in moto alla velocità angolare  $\omega_T$  da una coppia motrice risultante  $\mathcal{M}_T \mathbf{i}_T$ , la cui intensità è data



**Figura 10.1** Coordinate  $(x_T, y_T, z_T)$  del baricentro  $G_T$  delle masse rotanti del motore. Il generico asse di rotazione, rappresentato dal versore  $\mathbf{i}_T$ , ha un orientamento rispetto agli assi velivolo definito dalla coppia di angoli  $(\xi_T, \mu_T)$ . Sono anche rappresentati i versi positivi del momento motore netto  $\mathcal{M}_T$  e della velocità angolare  $\omega_T$ .

dal momento motore disponibile all'albero al netto di tutte le coppie resistenti di diversa natura.

L'esame congiunto della (10.2) e della (10.5) permette di dedurre un'importante caratteristica dell'effetto correttivo  $d\mathcal{K}_T/dt$ . Ricordando che il termine correttivo  $\mathcal{Q}_T$  ha derivata nulla e che nella definizione di  $\mathcal{K}_T$  si sta considerando il solo moto di  $\mathcal{B}_T$  rispetto agli assi velivolo [per cui  $d(G_T - G)/dt = 0$ ], derivando la (10.5) rispetto al tempo si ha:

$$\frac{d\mathcal{K}_T}{dt} = \frac{d\mathcal{K}_T^{(G_T)}}{dt} \quad (10.6)$$

Pertanto, si evince che la derivata  $d\mathcal{K}_T/dt$ , rappresentata dal secondo termine a primo membro della (10.2), non cambia se, anziché assumere come polo di riferimento il baricentro del velivolo (cui sono riferiti  $\mathcal{K}$ ,  $\mathcal{K}_T$  ed  $\mathcal{M}$ ), ci si riferisce ad un qualsiasi punto solidale al riferimento degli assi velivolo. In particolare, risulta conveniente scegliere come polo il baricentro delle masse rotanti e considerare il momento angolare  $\mathcal{K}_T^{(G_T)}$ .

A questo punto va osservato che l'asse di spinta è praticamente un asse centrale d'inerzia del sistema  $\mathcal{B}_T$  e si dirà  $\{G_T, \xi_1, \xi_2, \xi_3\}$  la terna centrale d'inerzia del propulsore, avente l'asse longitudinale  $\xi_1$  diretto secondo quello di rotazione. È facile verificare che

le componenti su detta terna di  $\mathcal{K}_T^{(G_T)}$  sono date dalle:

$$\left(\mathcal{K}_T^{(G_T)}\right)_{\xi_1} = I_T \omega_T \quad \left(\mathcal{K}_T^{(G_T)}\right)_{\xi_2} = \left(\mathcal{K}_T^{(G_T)}\right)_{\xi_3} = 0 \quad (10.7)$$

Nella prima delle (10.7) la  $I_T \equiv I_{\xi_1}$  è il momento centrale d'inerzia delle masse del propulsore intorno all'asse di rotazione ed  $\omega_T(t)$  è, in generale, la velocità angolare istantanea. Conseguentemente, essendo  $\mathbf{i}_T$  il versore di  $\xi_1$ , si ha che

$$\mathcal{K}_T^{(G_T)} = I_T \omega_T \mathbf{i}_T \quad (10.8)$$

La (10.8) e la (10.6) conducono all'espressione:

$$\frac{d\mathcal{K}_T}{dt} = I_T \dot{\omega}_T \mathbf{i}_T + I_T \omega_T \frac{d\mathbf{i}_T}{dt} \quad (10.9)$$

valida in generale, del termine correttivo a primo membro della (10.2). Per una velocità di rotazione costante,  $\dot{\omega}_T = 0$ , la (10.9) diventa:

$$\frac{d\mathcal{K}_T}{dt} = I_T \omega_T \frac{d\mathbf{i}_T}{dt} \quad (10.10)$$

Essendo  $\mathbf{i}_T$  solidale al riferimento degli assi velivolo, la cui velocità angolare è  $\boldsymbol{\Omega}_B$ , si ha:

$$\frac{d\mathbf{i}_T}{dt} = \boldsymbol{\Omega}_B \wedge \mathbf{i}_T \quad (10.11)$$

e quindi la (10.10) diventa

$$\frac{d\mathcal{K}_T}{dt} = \boldsymbol{\Omega}_B \wedge \mathcal{K}_T^{(G_T)} = I_T \omega_T \boldsymbol{\Omega}_B \wedge \mathbf{i}_T \quad (10.12)$$

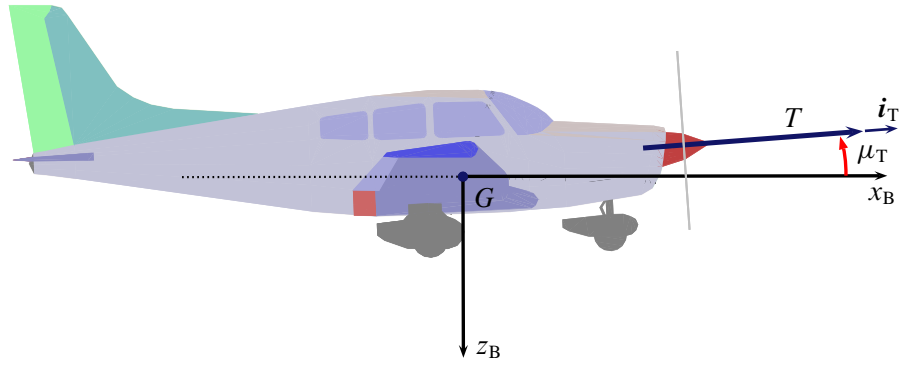
Riferendosi alla terna di assi  $\mathcal{T}_B$  e, avendosi

$$\{\mathbf{i}_T\}_B = \begin{Bmatrix} i_{Tx_B} \\ i_{Ty_B} \\ i_{Tz_B} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \cos \xi_T \cos \mu_T \\ \sin \xi_T \cos \mu_T \\ -\sin \mu_T \end{Bmatrix} \quad (10.13)$$

come si ricava dalla figura 10.1, le componenti scalari di  $d\mathcal{K}_T/dt$  saranno esprimibili come

$$\begin{aligned} \left\{ \frac{d\mathcal{K}_T}{dt} \right\}_B &= I_T \omega_T \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \cos \xi_T \cos \mu_T \\ \sin \xi_T \cos \mu_T \\ -\sin \mu_T \end{Bmatrix} \\ &= I_T \omega_T \begin{Bmatrix} -r \sin \xi_T \cos \mu_T - q \sin \mu_T \\ r \cos \xi_T \cos \mu_T + p \sin \mu_T \\ -q \cos \xi_T \cos \mu_T + p \sin \xi_T \cos \mu_T \end{Bmatrix} \quad (10.14) \end{aligned}$$

Per i velivoli monomotore come quello mostrato dalla figura 10.2 nella pagina successiva la (10.14) si particolarizza ponendo  $\xi_T = 0$ , essendo in questi casi l'asse di spinta contenuto



**Figura 10.2** Velivolo monomotore ed asse di rotazione delle masse del propulsore. Versore  $\mathbf{i}_T$  e angolo positivo di calettamento  $\mu_T$ .

nel piano di simmetria del velivolo.

Nel caso di plurimotori, detto  $N_T$  il numero dei propulsori, e detti  $I_{T,k}$  il momento d'inerzia,  $\boldsymbol{\omega}_{T,k} = \omega_{T,k} \mathbf{i}_{T,k}$  la velocità angolare e  $G_{T,k}$  il centro di massa del  $k$ -mo generico motore (per  $k = 1, \dots, N_T$ ), generalizzando la relazione (10.6) si ha:

$$\frac{d\mathcal{K}_T}{dt} = \frac{d}{dt} \left( \sum_{k=1}^{N_T} I_{T,k} \boldsymbol{\omega}_{T,k} \right) \quad (10.15)$$


La (10.15) insieme con le (10.13)-(10.14) permette di generalizzare la (7.11) ottenendo l'equazione alla rotazione in forma matriciale

$$[I]_B \{\dot{\boldsymbol{\Omega}}\}_B + \sum_{k=1}^{N_T} I_{T,k} \{\dot{\boldsymbol{\omega}}_{T,k}\}_B + [\tilde{\boldsymbol{\Omega}}]_B \left( [I]_B \{\boldsymbol{\Omega}\}_B + \sum_{k=1}^{N_T} I_{T,k} \{\boldsymbol{\omega}_{T,k}\}_B \right) = \{\mathcal{M}\}_B \quad (10.16)$$

che, esplicitando le derivate delle componenti di  $\boldsymbol{\Omega}_B$ , diventa:

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{Bmatrix} &= \frac{1}{\det[I]_B} \begin{bmatrix} I_1 & I_2 & I_3 \\ I_2 & I_4 & I_5 \\ I_3 & I_5 & I_6 \end{bmatrix} \left( \begin{Bmatrix} \mathcal{L}_A + \mathcal{L}_T \\ \mathcal{M}_A + \mathcal{M}_T \\ \mathcal{N}_A + \mathcal{N}_T \end{Bmatrix} - \sum_k I_{T,k} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{T,k} \begin{Bmatrix} (i_{T,k})_{x_B} \\ (i_{T,k})_{y_B} \\ (i_{T,k})_{z_B} \end{Bmatrix} \right) \\ &\quad - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \\ &\quad - \sum_k I_{T,k} \omega_{T,k} \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} (i_{T,k})_{x_B} \\ (i_{T,k})_{y_B} \\ (i_{T,k})_{z_B} \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (10.17)$$

La (10.17) è un'equazione che tiene conto degli effetti giroscopici derivanti dal funzionamento del sistema moto-propulsivo ed è valida, in generale, anche nelle fasi di volo in cui vi è variazione temporale della velocità di rotazione dei propulsori. I momenti baricentrici  $\mathcal{L}_T$ ,  $\mathcal{M}_T$  ed  $\mathcal{N}_T$  rappresentano le coppie risultanti derivanti dall'applicazione dei vettori spinta  $T \mathbf{i}_{T,k}$  in punti diversi dal centro di massa del velivolo ed, eventualmente, da condizioni di funzionamento in flusso non assiale dei propulsori.

**Esempio 10.1:** Effetti giroscopici in richiamata per un velivolo monomotore 

Quando un velivolo monomotore a elica effettua una richiamata qual'è l'azione giroscopica se l'elica è destrorsa?

Se si assumono  $\xi_T = 0$  e  $\mu_T \approx 0$ , dalle (10.13) si ha  $\{i_T\}_B = [1, 0, 0]^T$ . In richiamata ad ali livellate è anche  $\{\Omega_B\}_B = [0, q, 0]^T$ . Pertanto, ipotizzando  $I_{yz} = 0$ , in richiamata stabilizzata, cioè con  $\dot{p} = \dot{q} = \dot{r} = \dot{\omega}_T = 0$ , sostituendo nella (10.17), si ottiene

$$0 = \begin{Bmatrix} \mathcal{L}_A + \mathcal{L}_T \\ \mathcal{M}_A + \mathcal{M}_T \\ \mathcal{N}_A + \mathcal{N}_T \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & 0 & q \\ 0 & 0 & 0 \\ -q & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \cdot q \\ I_y q \\ 0 \cdot q \end{Bmatrix} - I_T \omega_T \begin{bmatrix} 0 & 0 & q \\ 0 & 0 & 0 \\ -q & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (10.18)$$

Da questa equazione si ricava che per volo equilibrato in richiamata la somma dei momenti di imbardata  $\mathcal{N}_A + \mathcal{N}_T$  non è nulla ma deve bilanciare l'azione giroscopica ricavabile dal secondo membro della (10.18):

$$\mathcal{N}_A + \mathcal{N}_T = -I_T \omega_T q \quad (10.19)$$

Per convenzione un'elica destrorsa è caratterizzata da una velocità di rotazione  $\omega_T > 0$  (un osservatore disposto lungo il vettore  $i_T$  vede il propulsore girare in senso antiorario). Inoltre, in richiamata si ha  $q > 0$  ( $\Omega_B$  è orizzontale ed orientato come  $y_B$ ). Pertanto, il secondo membro della (10.19) è negativo, per  $\mathcal{N}_T$  nullo, quando il momento d'imbardata aerodinamico  $\mathcal{N}_A$  è negativo. Ciò avviene quando la deflessione  $\delta_r$  del timone è positiva ovvero quando il pilota dà pedale sinistro.



## 10.2 Momenti baricentrici dovuti ai propulsori

Dalla (10.13) si ricava l'espressione del vettore spinta del generico motore in termini delle componenti lungo gli assi velivolo:

$$\begin{Bmatrix} X_{T,k} \\ Y_{T,k} \\ Z_{T,k} \end{Bmatrix} = T_k \{i_{T,k}\}_B = T_k \begin{Bmatrix} \cos \xi_{T,k} \cos \mu_{T,k} \\ \sin \xi_{T,k} \cos \mu_{T,k} \\ -\sin \mu_{T,k} \end{Bmatrix} \quad (10.20)$$

per  $k = 1, \dots, N_T$ .

In base alle definizioni introdotte con la figura 10.1 la terna  $(x_{T,k}, y_{T,k}, z_{T,k})$  rappresenta le componenti del vettore  $G_{T,k} - G$ . Quest'ultimo definisce la coppia baricentrica esercitata dal vettore spinta  $k$ -mo:

$$\mathcal{M}_{T,k} = (G_{T,k} - G) \wedge (T_{T,k} i_{T,k}) \quad (10.21)$$





**Figura 10.3** Il velivolo bimotore Lockheed P-38 Lightning.

che nel riferimento solidale al velivolo ha componenti

$$\begin{pmatrix} \mathcal{L}_{T,k} \\ \mathcal{M}_{T,k} \\ \mathcal{N}_{T,k} \end{pmatrix} = T_k \begin{bmatrix} 0 & -z_{T,k} & y_{T,k} \\ z_{T,k} & 0 & -x_{T,k} \\ -y_{T,k} & x_{T,k} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \cos \xi_{T,k} \cos \mu_{T,k} \\ \sin \xi_{T,k} \cos \mu_{T,k} \\ -\sin \mu_{T,k} \end{pmatrix} \quad (10.22)$$

Dalla (10.22) discende che le componenti del momento baricentrico risultante

$$\mathcal{M}_T = \sum_{k=1}^{N_T} \mathcal{M}_{T,k} = \sum_{k=1}^{N_T} (G_{T,k} - G) \wedge (T_{T,k} \mathbf{i}_{T,k}) \quad (10.23)$$

sono date dalle:

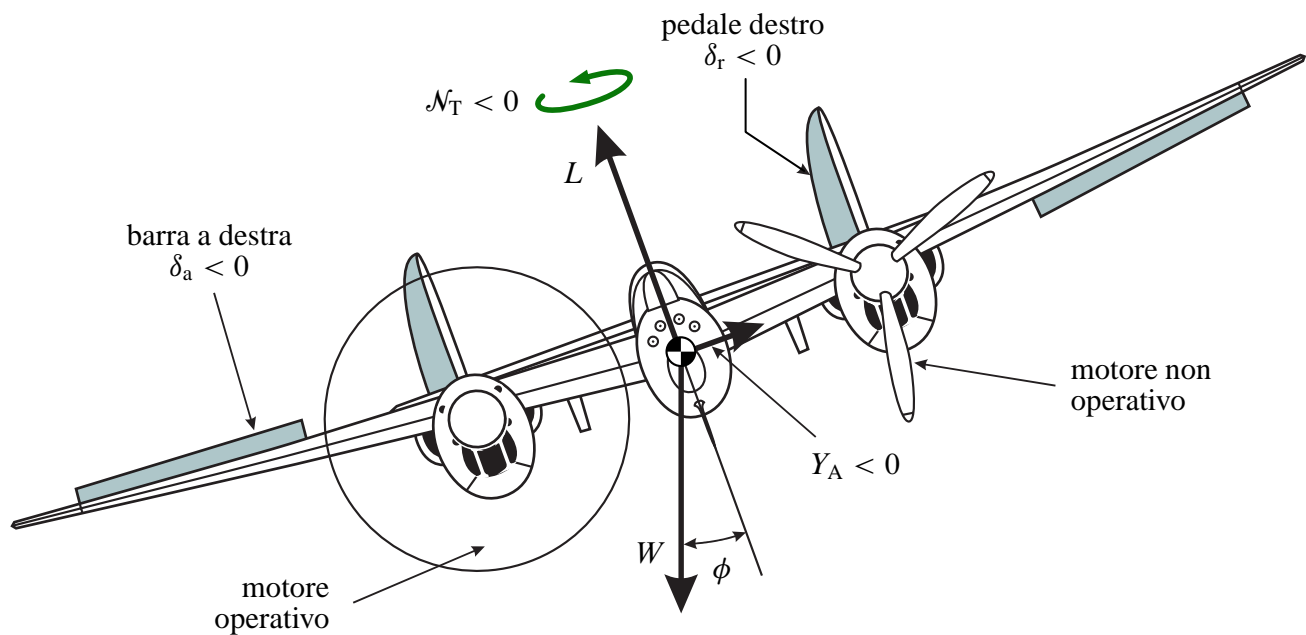
$$\begin{pmatrix} \mathcal{L}_T \\ \mathcal{M}_T \\ \mathcal{N}_T \end{pmatrix} = \sum_{k=1}^{N_T} T_k \begin{pmatrix} -z_{T,k} \sin \xi_{T,k} \cos \mu_{T,k} - y_{T,k} \sin \mu_{T,k} \\ z_{T,k} \cos \xi_{T,k} \cos \mu_{T,k} + x_{T,k} \sin \mu_{T,k} \\ -y_{T,k} \cos \xi_{T,k} \cos \mu_{T,k} + x_{T,k} \sin \xi_{T,k} \cos \mu_{T,k} \end{pmatrix} \quad (10.24)$$

**Esempio 10.2:** Coppia imbarcante dovuta ad una spinta asimmetrica 

Si consideri il velivolo bimotore Lockheed P-38 Lightning (figura 10.3). Nella figura 10.4 nella pagina successiva è rappresentata una condizione di funzionamento con un solo motore operativo (*one engine inoperative, OEI*).

**TO DO:** completare paragrafo, con esempio. Vedi figura 10.4.





**Figura 10.4** Velivolo bimotore in volo traslato con un motore in avaria. Il baricentro dell'aeromobile procede secondo una traiettoria orizzontale a velocità costante. Per mantenere l'equilibrio all'imbardata il pilota deve azionare il timone e contrastare il momento imbardante dovuto alla spinta asimmetrica e non baricentrica. L'azione del timone determina anche una forza laterale non nulla e negativa, che viene contrastata principalmente dalla componente positiva  $W \sin \phi$  del peso lungo l'asse trasversale. L'angolo d'attacco è tale da avere la portanza  $L$  uguale alla componente  $W \cos \phi$  lungo l'asse velivolo  $z_B$ .

# Bibliografia

- [1] W. R. Hamilton, *Lectures on Quaternions*, Hodges & Smith, 1853.
- [2] O. Rodrigues, “Des lois géométriques qui régissent les déplacements d’un système solide dans l’espace, et de la variation des coordonnées provenant de ses déplacements considérées indépendamment des causes qui peuvent les produire”, *Journal des Mathématiques Pures et Appliquées*, vol. 5, 1840.
- [3] E. Salamin, “Application of Quaternions to Computation with Rotations”, Working paper, Stanford AI Lab, 1979.
- [4] A. P. Yefremov, “Quaternions: Algebra, Geometry and Physical Theories”, *Hypercomplex Numbers in Geometry and Physics*, vol. 1, 2004.
- [5] Schwab A. L., “Quaternions, Finite Rotations and Euler Parameters”, Course notes on Applied Multibody Dynamics, Delft University of Technology, Laboratory for Engineering Mechanics, 2003.  
<http://tam.cornell.edu/~als93/quaternion.pdf>.
- [6] AIAA/ANSI, *Recommended Practice for Atmospheric and Space Flight Vehicle Coordinate Systems*. R-004-1992, 1992.
- [7] G. H. Bryan, *Stability in Aviation: An Introduction to Dynamical Stability as Applied to the Motions of Aeroplanes*. Macmillan and Co., Limited, London, 1911.
- [8] D. J. Diston, *Computational Modelling of the Aircraft and the Environment. Volume 1, Platform Kinematics and Synthetic Environment*. John Wiley & Sons, Inc., 2009.
- [9] W. F. Phillips, *Mechanics of Flight*. John Wiley & Sons, Inc., 2004.
- [10] W. F. Phillips, “Phugoid Approximation for Conventional Airplanes”, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 1, January-February 2000.
- [11] W. F. Phillips, “Improved Closed-Form Approximation for Dutch-Roll”, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 1, May-June 2000.
- [12] R. Stengel, *Flight Dynamics*. Princeton University Press, Princeton, 2004.
- [13] M. R. Napolitano, *Aircraft Dynamics: From Modeling to Simulation*. John Wiley, 2012.

- [14] D. K. Schmidt, *Modern Flight Dynamics*. McGraw-Hill, 2010.
- [15] B. Stevens, F. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*. John Wiley & Sons, Inc., 1992.
- [16] D. Stinton, *The Anatomy of the Airplane* (2nd edition). American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [17] B. Etkin, *Dynamics of Flight, Stability and Control*. John Wiley & Sons, New York, 1982.
- [18] M. Calcara, *Elementi di dinamica del velivolo*. Edizioni CUEN, Napoli, 1988.
- [19] L. V. Schmidt, *Introduction to Aircraft Flight Dynamics*. AIAA Education Series, 1998.
- [20] W. J. Duncan, *Control and Stability of Aircraft*. Cambridge University Press, Cambridge, 1952.
- [21] R. Jategaonkar, *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*. Progress in Astronautics and Aeronautics Series, 2006.
- [22] C. D. Perkins, R. E. Hage, *Aircraft Performance, Stability and Control*. John Wiley & Sons, New York, 1949.
- [23] J. R. Wright, J. E. Cooper, *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. John Wiley & Sons, Inc., 2007.
- [24] V. Losito, *Fondamenti di Aeronautica Generale*. Accademia Aeronautica, Napoli, 1994.
- [25] E. Torenbeek, H. Wittenberg, *Flight Physics*. Springer, Heidelberg, 2009.
- [26] P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. Second Edition. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA. 2007.
- [27] J. D. Mattingly, *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA. 2006.
- [28] K. Hünecke, *Jet Engines. Fundamentals of Theory, Design and Operation*. Motorbooks International, 1997.
- [29] A. Linke-Diesinger, *Systems of Commercial Turbofan Engines*. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2008.
- [30] F. R. Garza, E. A. Morelli, "A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations with MATLAB". NASA-TM-2003-212145, January 2003.
- [31] Voce WGS84 su *Wikipedia*:  
[http://en.wikipedia.org/wiki/World\\_Geodetic\\_System](http://en.wikipedia.org/wiki/World_Geodetic_System)

- [32] Anonimo, *Department of Defense World Geodetic System 1984. Its Definition and Relationship with Local Geodetic Systems*. NIMA TR8350.2, Third Edition, Amendment 2. National Imagery and Mapping Agency, US Department of Defense, 2004.
- [33] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*. DARcorporation, 2001.
- [34] H. T. Schlichting, E. A. Truckenbrodt, *Aerodynamics of the Aeroplane*. McGraw Hill Higher Education, 2nd edition, 1979.
- [35] M. M. Munk, “The aerodynamic forces on airship hulls”. NACA-TR-184, 1924.
- [36] A. Silverstein, S. Katzoff, “Aerodynamic characteristics of horizontal tail surfaces”. NACA-TR-688, 1940.
- [37] R. I. Sears, “Wind-tunnel data on the aerodynamic characteristics of airplane control surfaces”. NACA-WR-L-663, 1943.
- [38] E. Garner, “Wind-tunnel investigation of control-surface characteristics XX: plain and balanced flaps on an NACA 0009 rectangular semispan tail surface”. NACA-WR-L-186, 1944.
- [39] J. D. Brewer, M. J. Queijo, “Wind-tunnel investigation of the effect of tab balance on tab and control-surface characteristics”. NACA-TN-1403, 1947.
- [40] S. M. Crandall, H. E. Murray, “Analysis of available data on the effects of tabs on control-surface hinge moments”. NACA-TN-1049, 1946.
- [41] B. W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. John Wiley & Sons, 1979.
- [42] B. N. Pamadi, *Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes*. AIAA Education Series, 1998.
- [43] A. Tewari, *Atmospheric and Space Flight Dynamics. Modelling and Simulation with Matlab and Simulink*. Birkhäuser, Berlin, 2007.
- [44] D. Howe, *Aircraft Loading and Structural Layout*. AIAA Education Series, 2004.
- [45] P. Morelli, *Static Stability and Control of Sailplanes*. Levrotto & Bella, Torino, 1976.
- [46] L. Prandtl, O. G. Tietjens, *Fundamentals of Hydro and Aeromechanics*. Dover, 1957.
- [47] R. K. Heffley, W. F. Jewell, “Aircraft Handling Qualities Data”. NASA-CR-2144, December 1972.
- [48] H. P. Stough III, J. M. Patton Jr, S. M. SliWa, “Flight Investigation of the Effect of Tail Configuration on Stall, Spin, and Recovery Characteristics of a Low-Wing General Aviation Research Airplane”. NASA-TP-1987-2644, February 1987.

- [49] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 3rd edition, New York, 2001.
- [50] J. J. Bertin, *Aerodynamics for Engineers*. Prentice-Hall, 4th edition, Upper Saddle River, NJ, 2002.
- [51] J. Katz, A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*. Cambridge University Press, 2nd edition, Cambridge, England, U.K., 2001.
- [52] D. E. Hoak, *et al.*, “The USAF Stability and Control Datcom”. Air Force Wright Aeronautical Laboratories, TR-83-3048, 1960 (Revised 1978).
- [53] R. T. Jones, “A Note on the Stability and Control of Tailless Airplanes”. NACA Report 837, 1941.
- [54] D. P. Coiro, F. Nicolosi, A. De Marco, N. Genito, S. Figliolia, “Design of a Low Cost Easy-to-Fly STOL Ultralight Aircraft in Composite Material”. *Acta Polytechnica*, Vol. 45 no. 4, 2005, pp. 73-80; ISSN 1210-2709.
- [55] F. Nicolosi, A. De Marco, P. Della Vecchia, “Flight Tests, Performances and Flight Certification of a Twin-Engine Light Aircraft”. *Journal of Aircraft*, Vol 48, No. 1, January-February 2011.
- [56] F. Nicolosi, A. De Marco, P. Della Vecchia, “Parameter Estimation and Flying Qualities of a Twin-Engine CS23/FAR23 Certified Light Aircraft”. AIAA-2010-7947, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Toronto, 2010.
- [57] B. Etkin, *Dynamics of Atmospheric Flight*, Dover Publications, 2005.
- [58] L. Mangiacasale, *Flight Mechanics of a  $\mu$ -Airplane*, Edizioni Libreria CLUP, Milano, 1998.
- [59] G. Mengali, *Elementi di Dinamica del Volo con Matlab*, Edizioni ETS, Pisa, 2001.
- [60] R. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, 1989.
- [61] Y. Li, M. Nahon, “Modeling and simulations of airship dynamics”, *Journal of Guidance, Controls and Dynamics*, Vol 30, No. 6, November-December 2007.
- [62] Y. Fan, F. H. Lutze, E. M. Cliff, “Time-Optimal Lateral Maneuvers of an Aircraft”, *Journal of Guidance, Controls and Dynamics*, Vol 18, No. 5, September-October 1995.
- [63] J. N. Nielsen, *Missile Aerodynamics*, AIAA, Cambridge, MA, 1988.
- [64] T. I. Fossen, *Guidance and Control of Ocean’s Vehicles*, Wiley, New York, 1998.
- [65] J. N. Newman, *Marine Hydrodynamics*, MIT Press, Cambridge, MA, 1977.
- [66] E. L. Duke, R. F. Antoniewicz, K. D. Krambeer, “Derivation and Definition of a Linear Aircraft Model”. Technical Report NASA Reference Publication RP-1207, Research Engineering, NASA Ames Research Center and NASA Dryden Flight Research Facility, 1988.

- [67] G. A. Stagg, *An Unsteady Aerodynamic Model for Use in the High Angle of Attack Regime*. MS thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1998.
- [68] Y. Fan, *Identification of an Unsteady Aerodynamic Model up to High Angle of Attack Regime*. PhD thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1997.
- [69] *MATLAB Users' Guide*. The Mathworks, 2003 ed edizioni successive.  
<http://www.mathworks.com/>  
<http://www.mathworks.com/access/helpdesk/help/techdoc/matlab.html>
- [70] V. Comincioli, *Analisi numerica: metodi, modelli, applicazioni*. McGraw-Hill, 1990, seconda edizione 1995.
- [71] E. Kreyszig, *Advanced Engineering Mathematics*. John Wiley & Sons, seventh edition, 1993.
- [72] C. de Boor, *A Practical Guide to Splines*. Springer-Verlag, 1978.
- [73] W. H. Press, S. A. Teukolsky, W. T. Vetterling, B. P. Flannery, *Numerical Recipes in Fortran: The Art of Scientific Computing*. Cambridge University Press, 1992.
- [74] G. Dahlquist, A. Bjorck, *Numerical Methods. Volume I: Fundamentals of Numerical Discretization*. John Wiley & Sons, 1988.
- [75] R. D. Richtmyer, K. W. Morton, *Difference Methods for Initial Value Problems*. Wiley-Interscience, 1967.
- [76] C. Hirsch, *Numerical Computation of Internal and External Flows*. John Wiley & Sons, 1994.
- [77] R. D. Finck, "USAF Stability and Control Datcom". AFWAL-TR-83-3048, October 1960, Revised 1978.
- [78] S. R. Vukelich, J. E. Williams, "The USAF Stability and Control Digital Datcom". AFFDL-TR-79-3032, Volume I, April 1979, Updated by Public Domain Aeronautical Software 1999.
- [79] W. B. Blake, "Prediction of Fighter Aircraft Dynamic Derivatives Using Digital Datcom". AIAA-85-4070, AIAA Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, Colorado, 1985.
- [80] Autori Vari, Distribuzione ufficiale di Digital Datcom, sito internet:  
<http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/Digital-Datcom-Package.zip>
- [81] B. Galbraith, "Digital Datcom+", Holy Cows, Inc., sito internet: <http://www.holycows.net/datcom/>