

# Gestione ‘quasi automatica’ dei valori numerici in esempi di calcolo ed esercizi svolti

---

‘Quasi-automatic’ management of numbers  
in calculation examples and solved exercises

Agostino De Marco

Università degli Studi di Napoli “Federico II”

GU<sub>IT</sub> Gruppo utilizzatori Italiani di T<sub>E</sub>X

GU<sub>IT</sub> 2012  
*meeting*

Università degli Studi di Napoli “Federico II”

Napoli, 27 ottobre 2012

# Plan of the presentation

- 1 Introduction
- 2 Example of solved exercise
- 3 Example ‘engineered’ with an external tool – Matlab
- 4 Example ‘engineered’ with an external tool – Mathcad
- 5 Example ‘engineered’ with internal tools – Lua $\text{\LaTeX}$ ,  $\text{\LaTeX}$ 3

# Motivations

- Organizing a scientific textbook
- Examples of calculation & solved exercises
- Using internal/external tools to produce numbers
- Efficient workflow

## A scientific textbook with 'inserts'

16

Quaderno 7 Equazioni del moto di un velivolo rigido

Va notato, peraltro, che affinché le ipotesi di moto longitudinale-simmetrico restino soddisfatte si deve assumere che il pilota non agisca sui comandi determinando una asimmetria delle azioni esterne, sia aerodinamiche che propulsive. Ciò significa che, ad esempio, gli allettatori e il timone di direzione vengono mantenuti in posizione neutra,

$$\delta_x(t) = \delta_y(t) = 0 \quad (7.44)$$

e che, nel caso di velivoli plurimotore, non si realizza mai un'asimmetria dell'erogazione della spinta. Ad esempio, per un velivolo bimotore dovrà essere

$$\delta_{T, \text{sin}}(t) = \delta_{T, \text{sin}}(t) = \delta_T(t) \quad (7.45)$$

Pertanto, affinché un moto longitudinale-simmetrico resti tale si deve assumere che il pilota agisca soltanto sui comandi di volo simmetrici, oltre che sulla manetta variando il grado di ammissione  $\delta_T$ . Si ammetterà una legge di comando dell'elevatore  $\delta_z(t)$  non identicamente nulla e, eventualmente, delle leggi non nulle  $\delta_x(t)$  — stabilizzatore o regolazione del callettamento dell'impennaggio orizzontale —,  $\delta_y(t)$  — regolazione simmetrica delle alette canard —,  $\delta_{\text{can}}(t)$  — azionamento simmetrico degli spoiler —,  $\delta_{\text{spo}}(t)$  e così via. Per semplicità ci limiteremo a considerare d'ora in avanti le sole leggi di comando dell'equilibratore e della manetta.

A questo punto è possibile andare a particolareggiare le equazioni generali ricavate ai paragrafi precedenti, valide per un velivolo rigido a massa costante, al caso del volo longitudinale-simmetrico. Si dovranno considerare le equazioni di equilibrio relative alle variabili simmetriche. Queste vanno scelte tra quelle che compaiono nel sistema formato dalle (7.40), (7.11), (2.26) e (2.27). In esse si sostituiscono le condizioni (7.42a)–(7.42c).

Si ottiene:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{1}{m} \left[ -D + X_T \cos \alpha_0 + Z_T \sin \alpha_0 - m g (\cos \alpha_0 \sin \theta - \sin \alpha_0 \cos \theta) \right] \\ \dot{\alpha}_0 = \frac{1}{m V} \left[ -L + Z_T \cos \alpha_0 - X_T \sin \alpha_0 + m g (\cos \alpha_0 \cos \theta + \sin \alpha_0 \sin \theta) \right] + I_y \dot{q} = M_A + M_T \\ I_y \dot{q} = M_A + M_T \end{cases} \quad (7.46)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_{G,G} = (V \cos \alpha_0) \cos \theta + (V \sin \alpha_0) \sin \theta \\ \dot{z}_{G,G} = -(V \cos \alpha_0) \sin \theta + (V \sin \alpha_0) \cos \theta \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \quad (7.47)$$

Nelle equazioni così ricavate si è tenuto conto delle (7.16) che per le ipotesi fatte diventano:

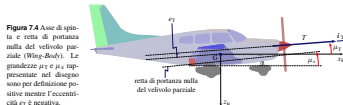
$$u = V \cos \alpha_0, \quad w = V \sin \alpha_0 \quad (7.48)$$

essendo il vettore velocità  $V_G$  del baricentro del velivolo contenuto nel suo piano longitudinale. Inoltre, si osservi che il momento d'inerzia  $I_y$  che compare nella terza equazione del sistema (7.46) coincide, per le ipotesi di simmetria introdotte, con un momento centrale d'inerzia. L'asse velivolo  $y_D$  coincide infatti con l'asse centrale d'inerzia  $\eta$  e si può porre  $I_y = I_\eta$ , detto anche  $B = m k_y^2$ , dove  $k_y$  è il raggio d'inerzia corrispondente.

A. De Marco, D. P. Corso – Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, Università degli Studi di Napoli "Federico II"

7.5 Equazioni del moto longitudinale-simmetrico

17



**Figura 7.4** Asse di spinta e retta di portanza nulla del velivolo parziale (Wing-Body). Le grandezze  $\mu_T$  e  $\mu_L$ , rappresentate nel disegno sono per definizione positive mentre l'eccentricità  $\mu_R$  è negativa.

Le (7.46)–(7.47) possono essere ulteriormente trasformate con l'ausilio della figura 7.4, potendo porre:

$$X_T = T \cos \mu_T, \quad Z_T = -T \sin \mu_T, \quad M_T = T e_T + M_T^* \quad (7.49)$$

dove  $\mu_T$  è l'angolo formato dalla risultante della spinta con l'asse  $x_B$  (positivo se il vettore di spinta è in posizione cabrata rispetto all'asse longitudinale) ed  $e_T$  è l'eccentricità nel piano  $x_B z_B$  dell'asse di spinta rispetto al baricentro (distanza orientata di  $G$  dalla direttrice della spinta, negativa se è tale l'intersezione dell'asse di spinta con l'asse  $z_B$ ). Per un'eccentricità  $e_T = 0$  si ha un velivolo con spinta baricentrica; per un callettamento  $\mu_T = 0$  si ha un vettore spinta agente lungo l'asse baricentrico  $x_B$ .

Si osservi dalla terza delle (7.49) che, in generale, il sistema propulsivo esercita un momento di beccheggio che si compone di due contributi. Il primo,  $T e_T$ , è dovuto alla eventuale eccentricità dell'asse di spinta. Il secondo,  $M_T^*$ , è una coppia pura la cui intensità è funzione dell'angolo  $\alpha_0 + \mu_T$ . Esso è spesso trascurabile nelle normali condizioni di volo ma può divenire — anche in caso di asse di spinta baricentrico e a callettamento nullo — tanto più significativo quanto più è grande il valore  $|\alpha + \mu_T|$ , cioè quanto più la condizione di funzionamento dei propulsori si discosta da quella nominale di flusso assiale.

#### Esempio 7.1: Un modello aerodinamico per il moto a 3-DoF

A partire dal sistema (7.46)–(7.47) valido per un moto a tre gradi di libertà si vanno a ricavare in questo esempio delle equazioni differenziali del moto in forma chiusa. Ad esse sarà possibile associare un insieme di condizioni iniziali e formulare un problema di valori iniziali.

Per semplicità si assume una spinta costante ed assegnata. Ciò può ritenersi accettabile qualora, ad esempio, non interessi osservare il fenomeno del moto vario per tempi lunghi ed ci si focalizza sull'analisi delle risposte del velivolo nel breve periodo — dell'ordine di qualche secondo — successivo all'istante iniziale.

Nota la spinta  $T$ , insieme con i dati geometrici  $\mu_T$  ed  $e_T$ , restano da esplicitare le espressioni che forniscono le azioni aerodinamiche:  $D$ ,  $L$  ed  $M_A$ . Per quanto riguarda la resistenza aerodinamica si può porre

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad \text{con} \quad C_D = C_{D_0} + k C_L^2 \quad (7.50)$$

Dinamica e simulazione di volo — Quaderni della lettura

## A scientific textbook with 'inserts'

**Esercizio 11.1:** Soluzione delle equazioni del moto a comandi liberi

Sviluppare un programma per l'integrazione numerica del sistema di equazioni (11.74). Se si sceglie di lavorare con Matlab è possibile utilizzare convenientemente la funzione `ode45`. Essa può essere predisposta per risolvere sistemi algebrico-differenziali (*Differential-Algebraic Equations*, DAE) del tipo:

$$\begin{bmatrix} M(t, x) \\ f(t, x) \end{bmatrix} \dot{x} = \begin{bmatrix} f(t, x) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11.75)$$

dove la matrice di massa  $M$  (*mass matrix*) può avere eventuali righe nulle.

Nel caso del moto a comandi liberi la  $M$  corrisponde alla matrice di massa a primo membro della (11.74). Essa è definibile impostando un'apposita funzione il cui puntatore sarà reso noto a `ode45` attraverso la funzione di utilità `odeset`.

Un possibile esempio di funzione di calcolo della matrice di massa è dato dal listato seguente.

```
function M = MassStickFree(t,x)
global ...
g ... % gravity acceleration
myAC % the aircraft object

% Give variable proper names
V = x(1);
alpha = x(2);
q = x(3);
xEG = x(4);
zEG = x(5);
theta = x(6);
dot_delta_u = x(7);
delta_u = x(8);

% Using Matlab built-in ISA model for density
[air_Temp, sound_speed, air_pressure, rho] = atmosisa(-zEG);

% Aircraft's relative density
mu_rel = (myAC.W/g)/(rho*myAC.S*myAC.b);

% Mass matrix
M = eye(8);

M(3,2) = ...
    -(1/(4+mu_rel))*(myAC.mac^2/myAC.k_y^2) ...
    +(V/myAC.b)*myAC.cm_alpha_dot;

M(3,8) = ...
    -(1/(4+mu_rel))*(myAC.mac^2/myAC.k_y^2) ...
    +(V/myAC.b)*myAC.cm_delta_u_dot;

M(7,1) = ...
    (myAC.mac_u*myAC.ec_adim)/myAC.k_u^2 ...
    +sin(alpha-myAC.mu_x);

M(7,2) = ...
    ((myAC.mac_u*myAC.ec_adim)/myAC.k_u^2) ...
    +V*cos(alpha-myAC.mu_x) ...
    -rho*V*myAC.S_u*myAC.mac_u^2/(4*myAC.I_u) ...
    +(1 - myAC.theta0(phi))*myAC.Ch_u_alpha_dot;

M(7,3) = ...
    cos(myAC.Lambda_u) ...
    -myAC.mac_u*myAC.ec_adim*myAC.x_C_u/myAC.k_u^2;

M(7,4) = ...
    -myAC.mac_u*myAC.ec_adim/myAC.k_u^2 ...
    +V*cos(alpha-myAC.mu_x);
```

A. De Marco, D. P. Colò - Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, Università degli Studi di Napoli "Federico II"

```
M(7,8) = ...
    -rho*V*myAC.S_u*myAC.mac_u^2/(4*myAC.I_u) ...
    +myAC.Ch_u_delta_u_dot;
```

```
end
```

La funzione `MassStickFree` può essere salvata in un M-file avente lo stesso nome e conservato nella cartella di lavoro.

Si rimanda alla guida in linea di Matlab per i dettagli sulla soluzione di problemi retti da sistemi DAE.

**Esercizio 11.2:** Angolo di "flottaggio" dell'equilibratore

A partire dall'esercizio precedente si proceda ad integrare numericamente le equazioni del moto a comandi liberi a  $(3+1)$ -DoF.

Per iniziare, si trovi una condizione di volo equilibrato a quota costante, a comandi bloccati, per assegnate quota e velocità determinando la deflessione  $\delta_{a,0}$  corrispondente. Quest'ultima non è altro che la posizione dell'equilibratore che il pilota deve mantenere per proseguire il volo equilibrato.

In una prima fase del moto, ad esempio fino al tempo  $t_1 = 1$  s, si imponga il volo a comandi bloccati. Stabilito un tempo finale della simulazione  $t_f = 30$  s, per  $t_1 < t \leq t_f$  si consideri un volo a comandi liberi, cioè si immagini che il pilota lasci il comando longitudinale nell'istante  $t_1$ . Per semplicità si assuma una deflessione identicamente nulla dell'aletta *tab*.

Si tratti opportunamente il passaggio dalla risoluzione numerica del sistema (11.64) alla risoluzione del sistema (11.74). A tale scopo è opportuno osservare che la soluzione del moto a comandi liberi al tempo  $t_1$ , con  $x_3(t_1) = 0$  e  $x_8(t_1) = \delta_{a,0}$ , diventa la condizione iniziale della fase di moto successiva a comandi liberi.

In questo caso sarà possibile osservare il cosiddetto angolo di "flottaggio" dell'equilibratore, cioè la posizione angolare a cui tende a disporsi la superficie di governo quando viene lasciata libera di ruotare. Verificare che in questa condizione asintotica il momento di cerniera tende ad annullarsi. Confrontare i valori finali della velocità e dell'angolo d'attacco con i valori iniziali  $V_0$  ed  $\alpha_0$  corrispondenti alla condizione di *trim* scelta.

Si riportino in forma di diagramma cartesiano le storie temporali delle variabili di stato.

**Esercizio 11.3:** Angolo di "flottaggio" dell'equilibratore ed effetto del trim *tab*

A partire dall'esercizio precedente si studi l'effetto della deflessione di un'eventuale aletta *tab* sull'angolo di flottaggio dell'equilibratore. Ad esempio, si trovi la deflessione  $\delta_a$  necessaria ad avere un angolo  $\delta_a$  asintotico pari a  $\delta_{a,0}$ .

Si assegnino un valore plausibile al gradiente  $C_{\delta a}$ , riferendosi, ad esempio, ai grafici della figura 11.14.

Dynamic and simulation of flight - Quaderni delle lezioni

- 1 Introduction
- 2 Example of solved exercise
- 3 Example ‘engineered’ with an external tool – Matlab
- 4 Example ‘engineered’ with an external tool – Mathcad
- 5 Example ‘engineered’ with internal tools – Lua $\LaTeX$ ,  $\LaTeX$ 3

## A simple example from Aerodynamics

Suppose you are the author of a book on Aerodynamics.

Somewhere in the book you introduce a basic concept: the **lift coefficient**  $C_L$

Il coefficiente di portanza  $C_L$  di un aeromobile che vola alla velocità  $V$  si definisce come

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (1)$$

dove  $L$  è la portanza aerodinamica (*lift*),  $\rho$  è la densità dell'aria alla quota di volo ed  $S$  la superficie alare.

Now you want to give a practical example: **what is the value of  $C_L$  for a given airplane in cruise flight?**

# A basic calculation example

## Esempio 1



Calcoliamo il coefficiente di portanza di un velivolo Boeing 747-400 che procede alla velocità di crociera  $V_{cr} = 900 \text{ km/h}$ , alla quota  $h = 11000 \text{ m}$ . Si può assumere una massa  $m = 350000 \text{ kg}$  ed una superficie di riferimento  $S = 541,2 \text{ m}^2$  (l'area della forma in pianta dell'ala).

Alla quota di volo stabilita, secondo il modello di atmosfera standard (ISA, *International Standard Atmosphere*), si ha una densità dell'aria  $\rho = 0,364 \text{ kg/m}^3$ .

Detta  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$  l'accelerazione di gravità, si ipotizza la condizione

$$L = mg \quad (2)$$

cioè che la portanza uguaglia il peso del velivolo.

Sulla base dei dati su riportati si calcola il peso

$$\begin{aligned} W = mg &= 350000 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \\ &= \underline{3,43 \cdot 10^6 \text{ N}} \end{aligned} \quad (3)$$

ed una forza di riferimento data dal denominatore a secondo membro della (1)

$$\begin{aligned} F_r &= 0,5 \cdot 0,364 \text{ kg/m}^3 \\ &\cdot \left( 900 \text{ km/h} \frac{1000 \text{ m/km}}{3600 \text{ s/h}} \right)^2 \\ &\cdot 541,2 \text{ m}^2 = \underline{6,16 \cdot 10^6 \text{ N}} \end{aligned} \quad (4)$$

Infine, tenendo conto della (3), il valore di  $C_L$  è dato dal rapporto

$$C_L = \frac{W}{F_r} = \frac{3,43 \cdot 10^6 \text{ N}}{6,16 \cdot 10^6 \text{ N}} = \underline{0,558} \quad (5)$$



Check out: **initial data**, **units of measure**, **decimal digits**, **intermediate calculations**, **final result**.



# An environment for the example

## Esempio 1



Calcoliamo il coefficiente di portanza di un velivolo Boeing 747-400 che procede alla velocità di crociera  $V_{cr} = 900 \text{ km/h}$ , alla quota  $h = 11000 \text{ m}$ . Si può assumere una massa  $m = 350000 \text{ kg}$  ed una superficie di riferimento  $S = 541,2 \text{ m}^2$  (l'area della forma in pianta dell'ala).

Alla quota di volo stabilita, secondo il modello di atmosfera standard (ISA, *International Standard Atmosphere*), si ha una densità dell'aria  $\rho = 0,364 \text{ kg/m}^3$ .

Detta  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$  l'accelerazione di gravità, si ipotizza la condizione

$$L = mg \quad (2)$$

cioè che la portanza uguaglia il peso del velivolo.

```
\begin{myExample}
\noindent%
Calcoliamo il coefficiente di portanza di un
velivolo Boeing-747-400 in volo alla velocità
di crociera ...
\end{myExample}
```

type the rest of  
L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X code here

Implement a customized environment `myExample` with the L<sup>A</sup>T<sub>E</sub>X macro `\newenvironment`.

Manage numbering with `nththeorem` package.

# Setting up the environment myExample

```

\usepackage{relsize}    % font size change
\usepackage{pifont}     % for dingbats
\usepackage{marvosym}   % for \Keyboard etc
\usepackage{mathtools}  % for amsmath
\usepackage{adjustbox}  % advanced boxes
\usepackage[amsmath,hyperref]{ntheorem}
% new theorem-like environment
\newtheorem{myExampleT}{}
% myExample label & format
\newcommand\myExampleLabel{Esempio}
\newcommand\myExampleLabelFormat{%
  \textbf{\upshape\hspace{3pt}\myExampleLabel}%
  \ \themyExampleT}%
}
\newcommand\myExampleMarkPencilKeyboardMouse{%
  \bf\ding{46}\ %
  \raisebox{-2pt}[0pt][0pt]{%
    \relsize{4}\Keyboard\hspace{2pt}%
    \ComputerMouse}%
}
\newcommand\myExampleMarkKeyboardMouse{%
  \raisebox{-2pt}[0pt][0pt]{%
    \relsize{4}\Keyboard\hspace{2pt}%
    \ComputerMouse}%
}
\newcommand\myExampleEndMark{%
  {\ding{118}}% \ding{111}
}

```

```

% environment per gli Esempi
\newenvironment{myExample}[1][\ding{46}]{%
  \begin{myExampleT}%
  \adjustbox{%
    set height=1.1\baselineskip,
    set depth=0.5\baselineskip, valign=m,
    center=\linewidth, bgcolor=gray!15}{%
    \adjustbox{left=0.6\linewidth}{%
      \myExampleLabelFormat%
    }}%
  \adjustbox{right=0.4\linewidth}{%
    #1\ % myExample mark
  }
}
\medskip
\par\upshape % testo normale
}{%
  \end{myExampleT}
  \smallskip
  \adjustbox{
    set height=0.55\baselineskip,
    set depth=0.11\baselineskip, valign=m,
    center=\linewidth, bgcolor=gray!15}{%
    \relsize{-2}\myExampleEndMark%
  }%
  \medskip
}

```

# Where are we up to?

- 1 Introduction
- 2 Example of solved exercise
- 3 Example ‘engineered’ with an external tool – Matlab**
- 4 Example ‘engineered’ with an external tool – Mathcad
- 5 Example ‘engineered’ with internal tools – Lua $\text{\LaTeX}$ ,  $\text{\LaTeX}$ 3

# We want all those numbers ...

## Esempio 1



Calcoliamo il coefficiente di portanza di un velivolo Boeing 747-400 che procede alla velocità di crociera  $V_{cr} = 900 \text{ km/h}$ , alla quota  $h = 11000 \text{ m}$ . Si può assumere una massa  $m = 350000 \text{ kg}$  ed una superficie di riferimento  $S = 541,2 \text{ m}^2$  (l'area della forma in pianta dell'ala).

Alla quota di volo stabilita, secondo il modello di atmosfera standard (ISA, *International Standard Atmosphere*), si ha una densità dell'aria  $\rho = 0,364 \text{ kg/m}^3$ .

Detta  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$  l'accelerazione di gravità, si ipotizza la condizione

$$L = mg \quad (2)$$

cioè che la portanza uguaglia il peso del velivolo.

Sulla base dei dati su riportati si calcola il peso

$$\begin{aligned} W &= mg = 350000 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \\ &= \underline{3,43 \cdot 10^6 \text{ N}} \end{aligned} \quad (3)$$

ed una forza di riferimento data dal denominatore a secondo membro della (1)

$$\begin{aligned} F_r &= 0,5 \cdot 0,364 \text{ kg/m}^3 \\ &\cdot \left( 900 \text{ km/h} \frac{1000 \text{ m/km}}{3600 \text{ s/h}} \right)^2 \\ &\cdot 541,2 \text{ m}^2 = \underline{6,16 \cdot 10^6 \text{ N}} \end{aligned} \quad (4)$$

Infine, tenendo conto della (3), il valore di  $C_L$  è dato dal rapporto

$$C_L = \frac{W}{F_r} = \frac{3,43 \cdot 10^6 \text{ N}}{6,16 \cdot 10^6 \text{ N}} = \underline{0,558} \quad (5)$$



How many calculation examples have you planned for the book?

Do you really want to **type** all those numbers in the  $\text{\LaTeX}$  source?

# Numbers ... as results of $\text{\TeX}$ macros expansions

```
\input{chapter_1/examples/example_1_data} ← here we store numbers
\begin{myExample}
\noindent%
Calcoliamo il coefficiente di portanza di un velivolo Boeing-747-400 in volo alla velocità di crociera
 $V_{\mathrm{cr}}=\text{\SI{\myCruiseSpeedKMH}{km/h}}$ , alla quota  $h=\text{\SI{\myAltitudeMT}{m}}$ .
Si può assumere una massa  $m=\text{\SI{\myMassKG}{kg}}$  ed una superficie di riferimento
 $S=\text{\SI{\myWingSurfaceMTsquared}{m^2}}$  (l'area della forma in pianta dell'ala).

Alla quota di volo stabilita, secondo il modello di atmosfera standard
(ISA, \emph{International Standard Atmosphere}), si ha una densità dell'aria
 $\rho=\text{\SI{\myAirDensityKGMTcubed}{kg/m^3}}$ .

Detta  $g=\text{\SI{\myGravityAccelerationMTSsquared}{m/s^2}}$  l'accelerazione di gravità, si ipotizza
la condizione
\begin{equation}\label{eq:Lift:equal:Weight}
L = mg
\end{equation}
cioè che la portanza uguaglia il peso del velivolo.
```

For each numeric value we want to expand a  $\text{\TeX}$  macro.

For correct typesetting we rely on the `siunitx` package.

# Typesetting units

```
%----- nel preambolo
\usepackage{siunitx}
\sisetup{
  load=derived, unitsep=thin,
  valuesep=thin, decimalsymbol=comma,
  round-mode=places,
  expproduct=cdot,
  group-separator={\thinspace},
  sepfour=false
}
%-----
...
\[
\rho =
  \SI[round-precision=3]
    {\myAirDensityKGMTcubed}{kg/m^3}
\]
```

$$\rho = 0,364 \text{ kg/m}^3$$

# Numbers ... as results of $\text{\TeX}$ macros expansions

(continued)

```

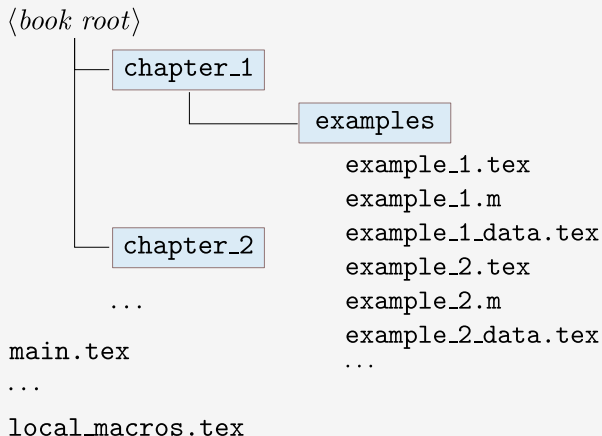
\begin{equation}\label{eq:Weight:calc}
\begin{split}
W = mg = {} & \SI{\myMassKG}{kg} \cdot \SI{\myGravityAccelerationMTSsquared}{m/s^2} \\
& = {} & \underline{\SI{\myLiftN}{N}}
\end{split}
\end{equation}
ed una forza di riferimento data dal numeratore a secondo membro della (\ref{eq:CL:Definition}):
\begin{equation}\label{eq:Fr:calc}
\begin{split}
F_{\mathrm{r}} = {} & \cdot \\
& \cdot \left( \SI{\myAirDensityKGMTcubed}{kg/m^3} \cdot \frac{\SI{1000}{m}}{\SI{3600}{s}} \right)^2 \\
& \cdot \SI{\myWingSurfaceMTSsquared}{m^2} = \underline{\SI{\myReferenceForceN}{N}}
\end{split}
\end{equation}
Infine, il valore di  $C_L$  è dato dal rapporto
\begin{equation}\label{eq:CL:calc}
C_L = \frac{W}{F_{\mathrm{r}}} = \frac{\SI{\myLiftN}{N}}{\underline{\SI{\myReferenceForceN}{N}}} = \underline{\num{\myCL}}
\end{equation}
\end{myExample}

```

Segregate macro definitions in a specific file `example_1_data.tex`

Put the above code in a  $\text{\LaTeX}$  source named `example_1.tex`

# Big projects need good directory structure

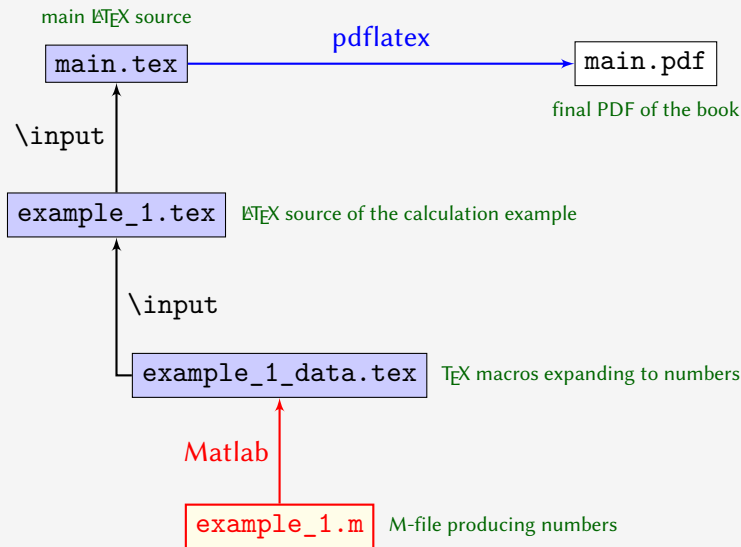


Promotes good practice.

Facilitates the preparation of [add-on software](#).



# Externalizing calculations to Matlab



# Producing numbers externally with Matlab

```
h = 11000; % m
% calculate: air temperature, sound speed,
% pressure, density from ISA model
% (aerospace toolbox needed)
[T, a, P, rho] = atmosisa( h );
m = 350000; % kg
V_cruise = ...
    convvel(900,'km/h','m/s'); % m/s
g = 9.81; % m/s^2
S = 541.2; % m^2
L = m*g
F_r = 0.5*rho*V_cruise^2*S
C_L = L/F_r

% write on file
fileName = 'example_1_data.tex';
fileID = fopen(fileName,'w');
fprintf(fileID,'%s -- FILE: %s\n',fileName);
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myAltitudeMT{%g}\n',h);
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myMassKG{%g}\n',m);
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myCruiseSpeedMTS{%g}\n',V_cruise);
```

```
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myCruiseSpeedKMH{%g}\n', ...
    convvel(V_cruise,'m/s','km/h'));
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myGravityAccelerationMTSquared{%g}\n',g);
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myWingSurfaceMTSquared{%g}\n',S);
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myAirDensityKGMTcubed{%g}\n',rho);
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myReferenceForceN{%g}\n',F_r);
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myLiftN{%g}\n',L);
fprintf(fileID, ...
    '\\def\\myCL{%g}\n',C_L);
fclose(fileID);
```

M-file: [example\\_1.m](#)

Output: file [example\\_1\\_data.tex](#)

# Importing numbers stored on file

```
% -- FILE: example_1_data.tex
\def\myAltitudeMT{11000}
\def\myMassKG{350000}
\def\myCruiseSpeedMTS{250}
\def\myCruiseSpeedKMH{900}
\def\myGravityAccelerationMTSsquared{9.81}
\def\myWingSurfaceMTsquared{541.2}
\def\myAirDensityKGMTcubed{0.363918}
\def\myReferenceForceN{6.15476e+06}
\def\myLiftN{3.4335e+06}
\def\myCL{0.55786}
```

This set of macro definitions is simply loaded within `example_1.tex` with the command:

```
\input{chapter_1/examples/example_1_data}
```

before the macros are used.

The `\def` primitive command of  $\text{\TeX}$  enables easy macro re-definitions.

# Where are we up to?

- 1 Introduction
- 2 Example of solved exercise
- 3 Example 'engineered' with an external tool – Matlab
- 4 Example 'engineered' with an external tool – Mathcad
- 5 Example 'engineered' with internal tools – Lua $\text{\LaTeX}$ ,  $\text{\LaTeX}$ 3

## Problems solved with Mathcad Prime 2

Mathcad Prime 2 is a scientific worksheet software primarily intended for the verification, validation, documentation and re-use of engineering calculations.

Mathcad Express is a free version of Mathcad.

Calculating the **lift coefficient** with a Mathcad worksheet:

### PRELIMINARY OPERATIONS

$mOut1 := [999 \text{ "myInitialValueA"}]$  Initialize output matrix

### AIRCRAFT GENERAL DATA (Boeing 747-400)

$m_{TOT} := 350000 \text{ kg} = (7.716 \cdot 10^5) \text{ lb}$  Aircraft mass

$W_{TOT} := m_{TOT} \cdot g$  Aircraft weight  $W_{TOT} = (3.5 \cdot 10^5) \text{ kgf}$   $W_{TOT} = (3.432 \cdot 10^6) \text{ N}$

$h_{ASL} := 11000 \text{ m}$  Above-Sea-Level (ASL) flight altitude  $h_{ASL} = (3.609 \cdot 10^4) \text{ ft}$

# Example with Mathcad – intermediate calculations

## AIR DENSITY CALCULATION

ISA atmosphere model

$$R_{air} := 287 \cdot \frac{N \cdot m}{kg \cdot K}$$

Perfect gas constant of air

$$\gamma_{air} := 1.4$$

Air adiabatic index (specific heat coefficient ratio)

$$LR_{ISA} := -0.0065 \cdot \frac{K}{m}$$

Lapse rate (LR), valid for troposphere only, up to 36000 ft

$$T_{SL} := 288.16 \cdot K$$

Temperature at sea level (SL)

$$f_{T_{ISA}}(h) := T_{SL} + LR_{ISA} \cdot h$$

Air temperature at altitude h

$$f_{a_{ISA}}(h) := \sqrt{\gamma_{air} \cdot R_{air} \cdot f_{T_{ISA}}(h)}$$

Air sound speed at altitude h

$$\rho_{SL} := 1.225 \cdot \frac{kg}{m^3}$$

Air density at sea level

$$f_{\sigma_{ISA}}(h) := \left( \frac{f_{T_{ISA}}(h)}{T_{SL}} \right)^{-\left( \frac{g}{LR_{ISA} \cdot R_{air}} + 1 \right)}$$

Density ratio at altitude h

$$f_{\rho_{ISA}}(h) := \rho_{SL} \cdot f_{\sigma_{ISA}}(h)$$

Air density at altitude h

Power term:

$$-\left( \frac{g}{LR_{ISA} \cdot R_{air}} + 1 \right) = 4.257$$

### Check results

$$\rho := f_{\rho_{ISA}}(h_{ASL})$$

$$\rho = 0.364 \frac{kg}{m^3}$$

$$a := f_{a_{ISA}}(h_{ASL}) = 295.049 \frac{m}{s}$$

# Example with Mathcad – write data on file

## FLIGHT SPEED

$$V_{cr} := 900 \text{ } kph$$

$$Mach := \frac{V_{cr}}{a} = 0.847$$

$$V_{cr} = 250 \frac{m}{s}$$

## WING DATA

$$S_W := 541.2 \text{ } m^2$$

## REFERENCE FORCE

$$F_r := \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{cr}^2 \cdot S_W = (6.153 \cdot 10^6) \text{ } N$$

## LIFT COEFFICIENT

$$C_L := \frac{W_{TOT}}{F_r} = 0.558$$

## STACK DATA-MACRO COUPLES

$$mOut1 := \text{stack}(mOut1, [\text{round}(m_{TOT} \cdot kg^{-1}, 1) \text{ } "myMassKG"])$$

$$mOut1 := \text{stack}(mOut1, [\text{round}(W_{TOT} \cdot N^{-1}, 1) \text{ } "myLiftN"])$$

$$mOut1 := \text{stack}(mOut1, [\text{round}(h_{ASL} \cdot m^{-1}, 1) \text{ } "myAltitudeMT"])$$

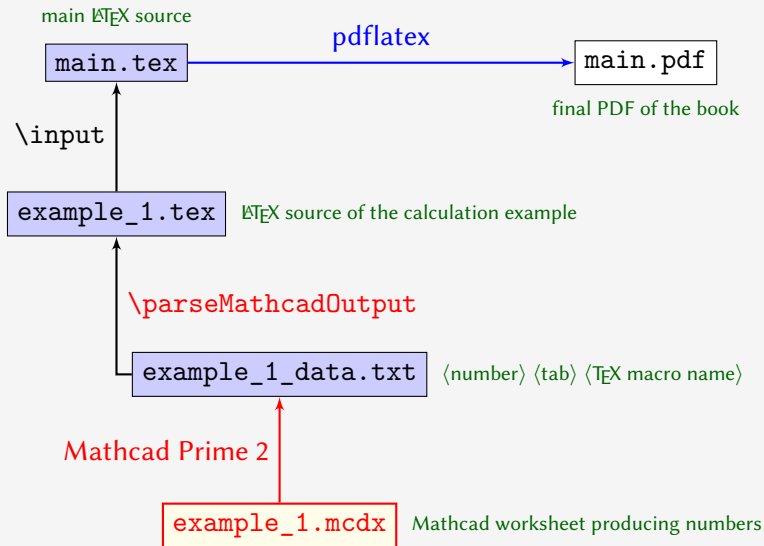
$$mOut1 := \text{stack}(mOut1, [\text{round}(C_L, 3) \text{ } "myCL"])$$

## WRITE OUTPUT FILES

$$res := \text{WRI\!T\!E\!T\!E\!X\!T}("example\_1\_data.txt", mOut1)$$

write numbers and  
T<sub>E</sub>X macro names  
on a text file

# Externalizing calculations to Mathcad





# Importing numbers stored on file by Mathcad

file `example_1_data.txt`

```

999____"myInitialValueA"
350000____"myMassKG"
3432327.5____"myLiftN"
11000____"myAltitudeMT"
287____"myISAAirGasConstNMTKGK"
1.4____"myISAAirAdiabaticIndex"
-0.0065____"myISALapseRateKMT"
288.16____"myISAAirTemperatureSeaLevelK"
1.225____"myISAAirDensitySeaLevelKGMTcubed"
0.364____"myAirDensityKGMTcube"
0.847____"myCruiseMach"
900____"myCruiseSpeedKMH"
250____"myCruiseSpeedMS"
9.81____"myGravityAccelerationMTssquared"
541.2____"myWingSurfaceMTssquared"
6153357.817____"myReferenceForceN"
0.558____"myCL"

```

This array of couples ( $\langle \textit{number} \rangle$ ,  $\langle \textit{TeX macro name} \rangle$ ) is parsed in the  $\text{\LaTeX}$  source `example_1.tex` with the command:

```

\parseMathcadOutput %
  {chapter_1/examples/example_1_data.txt}

```

before the macros are used.

# Low-level T<sub>E</sub>X programming for `\parseMathcadOutput`

```

%% see: http://tex.stackexchange.com/questions/47519
%% Parse Mathcad output
\makeatletter
\newread\myMathcadOutput
\def\parseline#1 "#2"{\@namedef{#2}{#1}}
\newcommand{\parseMathcadOutput}[1]{%
  \def\@tempb{\par}%
  \openin\myMathcadOutput=#1
  \loop\unless\ifeof\myMathcadOutput
    \read\myMathcadOutput to \@tempa
    \ifx\@tempa\@tempb\else
      \expandafter\parseline\@tempa
    \fi
  \repeat
  \closein\myMathcadOutput
}
\makeatother

```

For details see the article on *Ar<sub>h</sub>TeXnica* 14, October 2012.

# Where are we up to?

- 1 Introduction
- 2 Example of solved exercise
- 3 Example 'engineered' with an external tool – Matlab
- 4 Example 'engineered' with an external tool – Mathcad
- 5 Example 'engineered' with internal tools – Lua $\text{\LaTeX}$ ,  $\text{\LaTeX}$ 3

# Using Lua $\text{\TeX}$

```
\usepackage{mathtools,array,siunitx}
\usepackage{luacode}% easier catcode management
\begin{luacode*}
function myExample1()
  Vcr = 900*1000/3600; -- m/s
  h = 11000; -- m
  m = 350000; -- kg
  S = 541.2; -- m^2
  rho = 0.364; -- kg/m^3
  g = 9.81; -- m/s^2
  W = m*g; -- N
  Fr = 0.5*rho*S*Vcr^2; -- N
  CL = W/Fr;
  tex.print(
    "\\def\\myCruiseSpeedMTS{" .. Vcr .. "}"
  )
  tex.print(
    "\\def\\myAltitudeMT{" .. h .. "}"
  )
  tex.print(
    "\\def\\myMassKG{" .. m .. "}"
  )
end
\end{luacode*}
```

```
tex.print(
  "\\def\\myWingSurfaceMTsquared{" .. S .. "}"
)
tex.print(
  "\\def\\myAirDensityKGMTcubed{" .. rho .. "}"
)
tex.print(
  "\\def\\myGravityAccelerationMTSsquared{" .. g .. "}"
)
tex.print(
  "\\def\\myLiftN{" .. W .. "}"
)
tex.print(
  "\\def\\myReferenceForceN{" .. Fr .. "}"
)
tex.print(
  "\\def\\myCL{" .. CL .. "}"
)
end
\end{luacode*}
```

```
\begin{document}
...
\directlua{myExample1()}% invoke Lua function
\input{chapter_1/examples/example_1}
...
\end{document}
```

Using  $\text{\TeX}$ X3 – package 13fp

```

\usepackage{expl3}% in preamble
% ...

\ExplSyntaxOn
% ISA density vs altitude
\cs_new:Npn \fn_rho_ISA #1
{1.225*((288.16 - 0.0065*#1)/288.16)^(4.257)}

\newcommand\myExampleFP{%
  \fp_new:N \myMassKG
  \fp_set:Nn \myMassKG{350000}
  \fp_new:N \myAltitudeMT
  \fp_set:Nn \myAltitudeMT{11000}
  \fp_new:N \myCruiseSpeedMTS
  \fp_set:Nn \myCruiseSpeedMTS{900 *1000/3600}
  \fp_new:N \myWingSurfaceMTsquared
  \fp_set:Nn \myWingSurfaceMTsquared{541.2}
  \fp_new:N \myLiftN
  \fp_set:Nn \myLiftN{ \fp_use:N \myMassKG * 9.81 }
  \fp_new:N \myAirDensityKGMTcubed
  \fp_set:Nn \myAirDensityKGMTcubed{
    \fn_rho_ISA{
      \fp_use:N \myAltitudeMT
    }
  }
}

```

```

\fp_new:N \myReferenceForceN
\fp_set:Nn \myReferenceForceN{
  0.5 * \fp_use:N \myAirDensityKGMTcubed
  * \fp_use:N \myCruiseSpeedMTS ^2
  * \fp_use:N \myWingSurfaceMTsquared }
\fp_new:N \myCL
\fp_set:Nn \myCL{
  \fp_use:N \myLiftN
  / \fp_use:N \myReferenceForceN }
}
% similar to siunitx macros, but able
% to manage expressions
\NewDocumentCommand{ \calcnun }{ o m }
{ \num[#1]{ \fp_to_scientific:n {#2} } }
\NewDocumentCommand{ \calcSI }{ o m m }
{ \SI[#1]{ \fp_to_scientific:n {#2} }{#3} }
\ExplSyntaxOff

```

(more details in  $\text{\TeX}$ nica 14)

Invoke `\myExampleFP` in document to define and use all macros.

# Using $\text{\LaTeX}$ X3 – package 13fp

```

\begin{document}
\myExampleFP% invokes macros

\renewcommand*{\arraystretch}{1.1}
\begin{tabular}{@{}r@{${}={}}{}l@{}}
\hline
$m$
& \calcSI[round-precision=0]{\myMassKG}{kg}
\\
$$
& \calcSI[round-precision=1]
  {\myWingSurfaceMTsquared}{m^2}
\\
$V_{\mathrm{cr}}$
& \calcSI[round-precision=3]
  {\myCruiseSpeedMTS}{m/s}
\\
$h$
& \calcSI[round-precision=0]{\myAltitudeMT}{m}
\\
\end{tabular}
\\
\\
\rho$
& \calcSI[round-precision=3]
  {\myAirDensityKGMTCubed}{kg/m^3}
\\
\\
$F_{\mathrm{r}}$
& \calcSI[round-mode=figures,
  scientific-notation=engineering,
  round-precision=3]
  {\myReferenceForceN}{N}
\\
\\
$L$
& \calcSI[round-mode=figures,
  scientific-notation=engineering,
  round-precision=3]
  {\myLiftN}{N}
\\
\\
$C_L$
& \calcSI[round-precision=3]{\myCL}{}
\\
\hline
\end{tabular}
\end{document}

```

Note the custom macro  $\text{\calcSI}$

(more details in  $\text{\LaTeX}$ nica 14)

---


$$\begin{aligned}
 m &= 350\,000 \text{ kg} \\
 S &= 541,2 \text{ m}^2 \\
 V_{\text{cr}} &= 250 \text{ m/s} \\
 h &= 11\,000 \text{ m} \\
 \rho &= 0,364 \text{ kg/m}^3 \\
 F_{\text{r}} &= 6,16 \cdot 10^6 \text{ N} \\
 L &= 3,43 \cdot 10^6 \text{ N} \\
 C_L &= 0,558
 \end{aligned}$$


---

# Conclusions

# Conclusions

Exercises and calculation examples handled with both external (e.g. Matlab, Mathcad) and internal tools (Lua $\text{\LaTeX}$ ,  $\text{\LaTeX}$ 3).



# Conclusions

Exercises and calculation examples handled with both external (e.g. Matlab, Mathcad) and internal tools (Lua $\text{\LaTeX}$ ,  $\text{\LaTeX}$ 3).

Useful techniques for scientific book writers.

# Conclusions

Exercises and calculation examples handled with both external (e.g. Matlab, Mathcad) and internal tools (Lua $\text{\LaTeX}$ ,  $\text{\LaTeX}$ 3).

Useful techniques for scientific book writers.

The use of external tools makes the proposed method ‘quasi-automatic’.  
Lua $\text{\LaTeX}$  or package `l3fp` enables a completely automatic approach.

# Conclusions

Exercises and calculation examples handled with both external (e.g. Matlab, Mathcad) and internal tools (Lua $\text{\LaTeX}$ ,  $\text{\LaTeX}$ 3).

Useful techniques for scientific book writers.

The use of external tools makes the proposed method ‘quasi-automatic’.  
 Lua $\text{\LaTeX}$  or package `l3fp` enables a completely automatic approach.

For alternative approaches see:

PythonTeX (experimental): <https://github.com/gpoore/pythontex>  
<http://youtu.be/yI04l0zHGjw>

Package `bashful`: <http://texdoc.net/pkg/bashful>

# Conclusions

Exercises and calculation examples handled with both external (e.g. Matlab, Mathcad) and internal tools (Lua $\TeX$ ,  $\TeX$ 3).

Useful techniques for scientific book writers.

The use of external tools makes the proposed method ‘quasi-automatic’.  
 Lua $\TeX$  or package `l3fp` enables a completely automatic approach.

For alternative approaches see:

Python $\TeX$  (experimental): <https://github.com/gpoore/pythontex>  
<http://youtu.be/yI04l0zHGjw>

Package `bashful`: <http://texdoc.net/pkg/bashful>

Thank you for your attention.