



TÉCNICO
LISBOA

Controlo de Voo

Enunciado dos projectos 2023-2024

José Raul Azinheira
DEM-IST

Fevereiro de 2024

Sumário

1 Objectivo e grupos

2 Avaliação

Passos do projecto e do relatório

3 Prazos

4 A entregar para a avaliação

5 Apresentação dos projectos

6 Sensores e Actuadores

7 Lista de temas propostos

8 Simulações

Sugestão de entradas para o aumento de estabilidade

Robustez

Aterragem com ILS ou GPS

Circuitos

Patrulha

Manobra de UAV

Voo em formação

TCAS

Seguimento de solo

9 Simulink/Xcos

Alguns blocos Simulink úteis

Exemplo em Simulink de anel fechado com Sensores e Actuadores

Exemplo não linear no Xcos

10 Modelos propostos

A330

A318

DO228

YAK42

E145

DH8

DR400

HT295

AV8B

A400M

JAS39

UAV

Blimp

1 Objectivo e grupos

Familiarização dos alunos e análise crítica com problemas concretos da síntese de controladores de voo (com o apoio de MATLAB/SIMULINK ou SCILAB/XCOS).

Os projectos são realizados em **grupos de 3 alunos** por projecto. Cada tema só será atribuído a um grupo, mesmo se existem temas similares para aeronaves diferentes.

2 Avaliação

Relatório final, **60% da nota final** (+ 40% Exame): RP1 5% + RP2 5% + RF 50%

O relatório final sintético (*até 12 páginas*) deverá ser organizado na forma de artigo (i.e. com introdução, passos com justificações, referências bibliográficas, gráficos inseridos no texto) - o relatório (e não eventuais anexos) deve conter todos os elementos pertinentes para suportar o raciocínio, os resultados e as conclusões.

Passos do projecto e do relatório

O trabalho e o relatório devem seguir a sequência com os seguintes pontos:

1. determinação e análise do modelo estudado → **RP1**
2. aumento de estabilidade/estabilização: objectivo; escolha de método(s); análise do anel fechado
3. controlo de atitude/trajectória: objectivo; escolha de método(s); análise do anel fechado → **RP2**
4. inclusão dos sensores/actuadores: modelação, correcções, análise do anel fechado
5. simulação no domínio do tempo/análise complementar
6. conclusões/análise crítica → **RF**

3 Prazos

18-02-24 Escolha do projecto

Entregas :

03-03-24 **relatório intermédio RP1** (+código) no fim do ponto 1, com peso de 5%

17-03-24 **relatório intermédio RP2** (+código) no fim do ponto 3, com peso de 5%

31-03-24 **RELATÓRIO FINAL**, com peso de 50%

Penalidade de 1 valor por dia para os atrasos na entrega do Relatório Final

4 A entregar para a avaliação

A avaliação é efectuada com base nos **relatórios**, a enviar no formato pdf até às datas indicadas, mas **para cada relatório** os alunos devem enviar **um pacote zipado** com: **(i) relatório em pdf** e **(ii) código desenvolvido** em Matlab (ficheiros .m .mdl etc, **não .mlx**) ou em Scilab (ficheiros .sce .sci etc).

5 Apresentação dos projectos

- A. A estabilização dos modelos lateral ou longitudinal (ponto 2) será feita com um objectivo de qualidades de voo de nível 1, mas com amortecimento da fugóide ou do rolamento holandês não inferior a 0.6. Neste ponto considera-se pilotagem manual, *com as soluções clássicas SISO* vistas na aula e com as entradas apresentadas na secção 8.
- B. No caso do blimp (dirigível), como não foram apresentadas qualidades de voo, os objectivos de estabilização SISO serão devidamente definidos.
- C. Durante as simulações, deve verificar-se que os ângulos aerodinâmicos (ataque e derrapagem) se mantêm abaixo dos 15 graus (ou máximo indicado) e os ângulos de atitude (picada e rolamento) abaixo dos 30 graus.
- D. Para os projectos onde estão incluídas, perturbações atmosféricas do tipo contínuo serão consideradas com intensidade (moderada) de 3 m/s, analisadas quanto à sua influência nas variáveis a controlar. Para os restantes projectos não existe turbulência.
- E. Os circuitos horizontais, a patrulha, o seguimento de solo, a manobra de VANT, a aterragem com ILS/GPS, o voo em formação e o sistema de desvio de colisão TCAS são apresentados a seguir; será considerado um vento constante de 10 m/s (3 m/s para VANTs) soprando de Frente, no caso longitudinal, ou de Norte, no caso lateral.
- F. Para o TCAS e voo em formação, são consideradas duas aeronaves idênticas e com anéis internos idênticos.
- G. Nos projectos de seguimento de solo, patrulha ou manobra de VANT, a solução de guiamento a aplicar LOS, L1 ou controlo de rumo é indicada no ponto simulação do tema ou será à escolha se não estiver indicado.
- H. Para projectos realizados em Scilab/Xcos¹ é atribuído 1 VALOR DE BÓNUS.
- I. Os projectos de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) têm uma panóplia de sensores reduzida. Para ter em conta algum trabalho suplementar no ponto 4, é atribuído 1 VALOR DE BÓNUS para este ponto.
- J. Obviamente, mesmo com bónus eventual a nota de projecto fica limitada a 20 valores!

O método escolhido para a síntese dos controladores não é geralmente imposto mas a opção “tentativa-e-erro” não será avaliada positivamente !

¹<http://www.scilab.org>

6 Sensores e Actuadores

NÃO EXISTEM SENSORES NEM ACTUADORES IDEAIS : qualquer re-alimentação nos pontos 4 e 5 passa por um sensor !

Sensores disponíveis:

VANTs: UAV, blimp

- Pressão estática: saída digital, 450-1100hPa, 40Hz, resolução 0.02hPa, rms 0.36m
- Pressão dinâmica: $\pm 2\text{kPa}/0\text{-}5\text{Vdc}$, constante de tempo de 10ms
- Aceleração ($\times 3$): saída digital, $\pm 4\text{G}$, resolução 0.4mG, rms 3mG
- Razões angulares ($\times 3$): $\pm 300^\circ/\text{s}$, 0.7-4.3Vdc, rms $4.4^\circ/\text{s}$
- Ângulos de rolamento e picada: saída digital, resolução 0.1° , rms 0.3° .
- Ângulo de guinada: saída digital, resolução 0.1° , rms 6° .
- Sonar: saída digital, 0.2-7.5m, resolução 1cm, 10Hz
- GPS: saída digital, com posição em Latitude-Longitude-Altitude, convertida para ENU (East, North, Up) em metros, com resolução de 0.5 m, amostragem de 5Hz, ruído rms 2.5m; velocidade ENU, com resolução de 1cm/s, ruído rms 0.4m/s
- Conversor A/D para os sensores analógicos: 12 bits, 0-5Vdc, ruído de 1.5LSB rms

Outras aeronaves

- Altitude barométrica, com gama de 0-30kft/0-28Vdc, constante de tempo de 100 ms.
- Velocidade ar (TAS), com gama 0-800kt/0-28Vdc, constante de tempo de 50 ms.
- Ângulos aerodinâmicos: gamas $\pm 25^\circ$, gama de saída 0/5 Vdc, constante de tempo de 10 ms, ruído de 5 mV RMS.
- Ângulos de rolamento e picada (giroscópio vertical): gamas $\pm 90^\circ$ e $\pm 60^\circ$, saídas de 0-28 Vdc, ruído branco de 0.25° RMS.
- Ângulo de guinada (bússola): gama 0/360°, saída de 0-28Vdc, ruído branco de 1.5° RMS.
- Razões angulares: gama $\pm 50^\circ/\text{s}$, saída ± 3 Vdc, ruído branco de 2.5mV RMS.
- ILS (LOC e GS): sensibilidade $3.63\mu\text{A}/^\circ$, com máximo de $\pm 150\mu\text{A}$ (LOC) e $\pm 20\mu\text{A}$ (GS).
- Rádio-altímetro: gama de 0 a 1500 ft, ganho 10 mVdc/ft, **ruído relativo** de 2% RMS.
- GPS: saída digital em Latitude-Longitude-Altitude, convertida para ENU (East, North, Up) em metros, com resolução horizontal de 0.5 m, amostragem de 1 Hz (10 Hz para aterragem em porta-aviões) e ruído branco de 4 m RMS na horizontal e 6 m RMS na vertical.

Actuadores:

- com as saturações indicadas para as deflexões e 0/1 no caso da propulsão
- superfícies com velocidade máxima de 60 [°/s], e constante de tempo de 100 ms (excepto para VANT com constante de tempo de 40ms)
- motor com constante de tempo indicada para cada modelo
- todos têm uma frequência de amostragem de 40 Hz (excepto para VANT a 100Hz)

7 Lista de temas propostos

Lista de projectos propostos (cada tema só é atribuído a um grupo de 3 alunos)

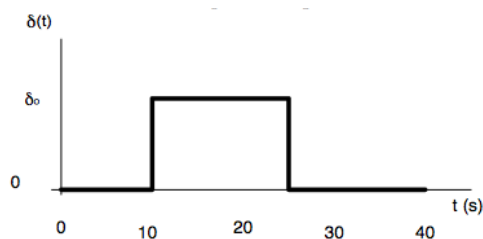
nº	aeronave	SAE/atitude	simulação
1	A330-2	velocidade ar e ângulo de subida	robustez
2	A330-1	ângulo de rumo em volta coord.	circuito 4
3	A330-3	velocidade ar e altitude	TCAS
4	A330-4	derrapagem e ângulo de rolamento	aterragem com ILS
5	A318-1	velocidade ar e velocidade de subida	perturbações atmosféricas
6	A318-4	ângulo de rumo em volta coord.	aterragem em LCY
7	A318-4	velocidade ar e ângulo de subida	aterragem em LCY
8	A318-2	velocidade ar e altitude	circuito 3
9	DO228-2	derrapagem e ângulo de rolamento	circuito 2
10	DO228-4	ângulo de rumo em volta coord.	aterragem com ILS
11	DO228-3	velocidade ar e ângulo de subida	TCAS
12	DO228-4	ângulo de rumo em volta coord.	perturbações atmosféricas
13	YAK42-4	derrapagem e rolamento com constantes de tempo de 1.5s	seguimento de solo
14	YAK42-2	velocidade ar e altitude	TCAS
15	YAK42-4	velocidade ar e velocidade de subida	aterragem com ILS
16	YAK42-3	ângulo de rumo em volta coord.	TCAS
17	E145-1	derrapagem e ângulo de rolamento	circuito 3 -L1
18	E145-4	velocidade ar e ângulo de subida	aterragem com ILS
19	E145-2	derrapagem e ângulo de rumo	circuito 4
20	E145-4	ângulo de rumo em volta coord.	patrulha
21	DH8-4	velocidades ar e de subida	perturbações atmosféricas
22	DH8-4	derrapagem e ângulo de rolamento	aterragem com GPS
23	DH8-1	ângulo de rumo em volta coord.	circuito 3
24	DH8-4	velocidade ar e altitude	seguimento de solo
25	DR400-2	derrapagem e rolamento	voo em formação
26	DR400-2	ângulo de rumo em volta coord.	robustez
27	DR400-3	velocidade ar e velocidade de subida	perturbações atmosféricas
28	DR400-4	velocidade ar e altitude	TCAS
29	HT295-4	velocidades ar e de subida	aterragem com GPS
30	HT295-1	ângulo de rumo em volta coord.	circuito 1 -LOS

31	HT295-2	velocidade ar e ângulo de subida	voo em formação
32	HT295-4	derrapagem e ângulo de rolamento	seguimento de solo
33	A400M-2	derrapagem e ângulo de rolamento	voo em formação
34	A400M-1	velocidade ar e ângulo de subida	voo em formação
35	A400M-4	ângulo de rumo em volta coord.	circuito 4 -LOS
36	A400M-3	derrapagem e rolamento	perturbações atmosféricas
37	AV8B-4	velocidade ar e ângulo de subida	aterragem com GPS
38	AV8B-2	velocidade ar e altitude	circuito 2
39	AV8B-1	derrapagem e rolamento	voo em formação
40	AV8B-2	derrapagem e ângulo de rolamento	patrulha
41	JAS39-1	velocidade e ângulo de subida	seguimento de solo
42	JAS39-4	derrapagem e ângulo de rumo	circuito 3 -LOS
43	JAS39-1	velocidade e ângulo de subida	voo em formação
44	JAS39-2	derrapagem e rolamento com constantes de tempo de 1s	voo em formação
45	UAV-1	velocidade ar e altitude	TCAS
46	UAV-3	derrapagem e ângulo de rolamento	patrulha -L1
47	UAV-4	velocidade ar e de subida	voo em formação
48	UAV-1	ângulo de rumo	circuito 2 -LOS
49	UAV-2	rumo em volta coordenada	manobra de VANT
50	UAV-4	velocidade ar e altitude	aterragem com GPS
51	blimp	derrapagem e razão de rolamento	manobra de VANT
52	blimp	velocidade ar e altitude	seguimento de solo

8 Simulações

Sugestão de entradas para o aumento de estabilidade

No ponto 2 e quando pertinente, serão consideradas entradas do tipo rectângulo (ou duplo rectângulo) tal como apresentado na figura seguinte, onde amplitude e escala de tempo são determinadas em função do caso.



Robustez

Os projectos sobre a robustez devem estudar o desempenho do controlador para as outras condições de voo comparativamente com a condição nominal para a qual foram projectados. Serão em particular consideradas duas estratégias de controlo e comparadas as respostas do anel fechado para pedidos em rectângulo tal como apresentado acima.

Aterragem com ILS ou GPS

A aterragem com ILS será feita a partir de um voo horizontal, na perna de intercepção a 45 graus, a intercepção do localizer/ladeira sendo efectuada a cerca de 5 a 8 milhas e até tocar o chão; a

pista é orientada a Norte e o vento de 10 m/s vem dos -15 graus; as simulações devem incluir o arredondamento e alinhamento final com a pista. Os parâmetros dos sensores de ILS são fornecidos na secção dos sensores.

Na ausência de ILS, é utilizado o GPS para uma aterragem similar ao caso com ILS, mas onde a posição e os desvios são obtidos a partir das medidas GPS, sendo a altitude final controlada por sonar ou rádio-altímetro.

Circuitos

As coordenadas dos pontos de passagem dos circuitos horizontais são dadas nas tabelas a seguir.

Para os circuitos longitudinais, a distância curvilínea será a abcissa, e o perfil corresponde a uma descolagem no ponto B, subida com ângulo constante até uma altitude de 500 m, e descida no final com um ângulo de -3° para aterragem no penúltimo ponto. A velocidade de referência é mantida durante o percurso até à ladeira final onde a velocidade é reduzida para o valor da condição 4 ou 20% abaixo da condição nominal. A trajectória será controlada com a posição GPS e altitude barométrica.

Circuito 1 (29km)

	lon	[deg]	lat	[deg]
A:	-63°	2' 36"	18°	5' 56"
B:	-63°	3' 7"	18°	6' 5"
C:	-63°	4' 26"	18°	6' 31"
D:	-63°	6' 59"	18°	1' 8"
E:	-63°	10' 12"	18°	1' 0"
F:	-63°	10' 12"	18°	1' 57"
G:	-63°	7' 2"	18°	2' 23"
H:	-63°	5' 58"	18°	2' 32"

Circuito 2 (45km)

	lon	[deg]	lat	[deg]
A:	-122°	38' 28"	48°	21' 9"
B:	-122°	40' 20"	48°	21' 5"
C:	-122°	47' 56"	48°	20' 59"
D:	-122°	59' 44"	48°	33' 27"
E:	-123°	1' 34"	48°	33' 19"
F:	-123°	1' 29"	48°	31' 35"
G:	-123°	1' 27"	48°	31' 4"

Circuito 3 (37km)

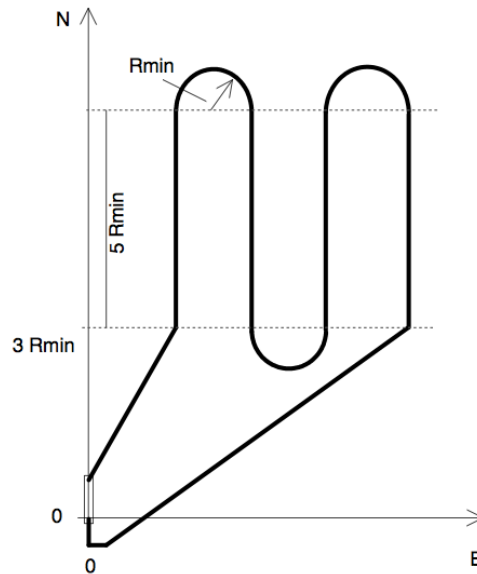
	lon	[deg]	lat	[deg]
A:	-31°	7' 47"	39°	26' 59"
B:	-31°	7' 58"	39°	27' 39"
C:	-31°	8' 48"	39°	30' 39"
D:	-31°	1' 14"	39°	37' 15"
E:	-31°	1' 6"	39°	39' 48"
F:	-31°	6' 45"	39°	40' 16"
G:	-31°	7' 15"	39°	40' 18"

Circuito 4 (70km)

	lon	[deg]	lat	[deg]
A:	145°	43' 5"	15°	6' 52"
B:	145°	44' 26"	15°	7' 24"
C:	145°	47' 43"	15°	8' 41"
D:	145°	48' 29"	15°	6' 51"
E:	145°	44' 18"	15°	5' 16"
F:	145°	37' 38"	15°	6' 7"
G:	145°	28' 50"	15°	0' 8"
H:	145°	29' 42"	14°	58' 30"
I:	145°	36' 27"	14°	59' 49"
J:	145°	37' 52"	15°	0' 5"

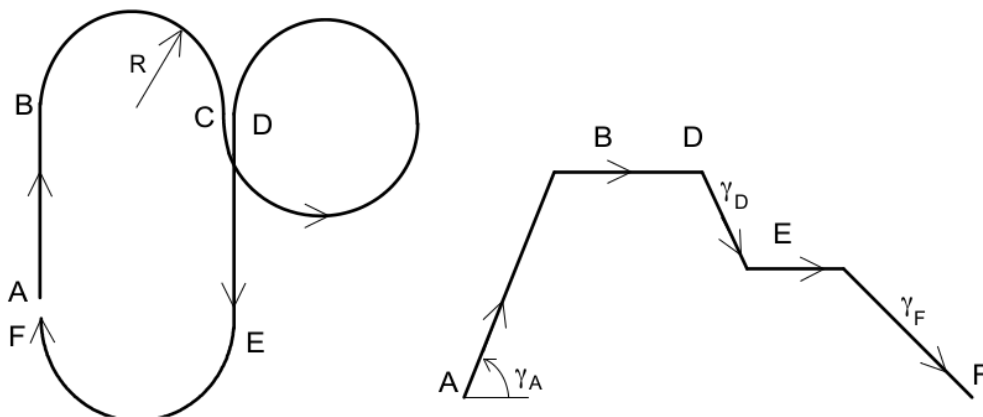
Patrulha

Para uma missão de observação e vigilância, deseja-se seguir a altitude constante a trajectória horizontal proposta na figura a seguir, onde o raio mínimo será determinado em função das características da aeronave na condição de voo indicada. A posição da aeronave é obtida pelo GPS. Descolagem e aterragem são para Norte, com vento constante a -15° .



Manobra de UAV

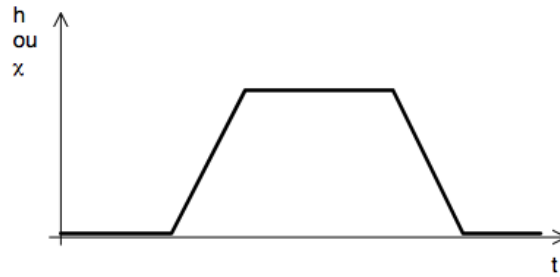
Para o UAV, que tem maior manobrabilidade, deseja-se efectuar um controlo de trajectória de acordo com a manobra (horizontal e vertical) apresentada na figura. Será considerado um vento constante a -15° , com intensidade o menor de 5m/s ou $1/3$ da velocidade de cruzeiro do UAV.



- no caso horizontal será escolhido o raio menor em função da capacidade da aeronave;
- no caso longitudinal, o percurso tem o perfil vertical da figura, de A a F, e a distância horizontal total é de 1200m.

Voo em formação

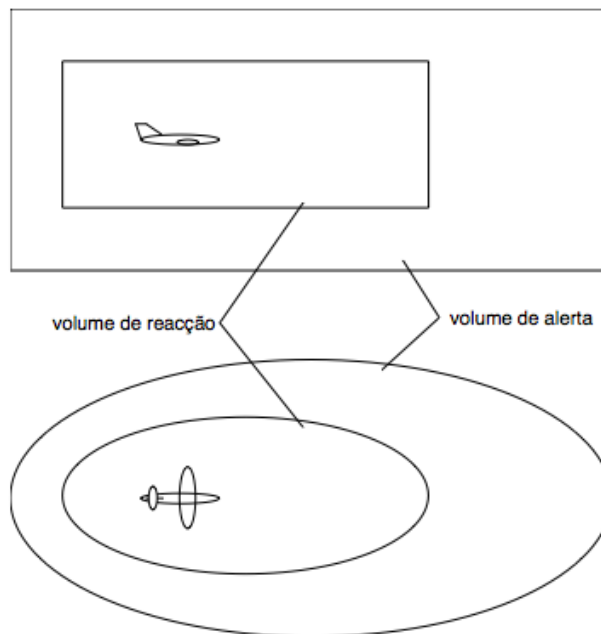
Pretende-se que uma aeronave siga outra aeronave durante uma manobra simples. As duas aeronaves são idênticas. A manobra é uma regulação de altitude h ou rumo verdadeiro χ com velocidade longitudinal constante.



A mudança de altitude ou rumo deve ser de 100 m ou 90° , com os declives e tempos autorizados pela dinâmica da aeronave. A aeronave seguidora deve regular-se sobre a outra por forma a manter a aeronave líder na mesma **posição relativa**, i.e. deve ser regulada a posição do líder no referencial do seguidor.

TCAS

Para a simulação de um sistema de detecção e desvio de colisão automático (TCAS – *Traffic alert and Collision Avoidance System*) de nível II/III, serão consideradas duas aeronaves similares, em rota de colisão no mesmo nível de voo, com um ângulo de 135° entre os rumos. Supõe-se que o sistema de comunicação ar-ar fornece a cada uma das aeronaves a posição e velocidade solo da outra tal como ela própria a mede.



O sistema TCAS é suposto alertar se um obstáculo aparece 40 s antes da colisão e tomar acção de desvio 25 s antes da colisão. Serão considerados os dois casos, (i) em que só uma das aeronaves altera a sua rota para se desviar, ou (ii) quando ambas alteram a sua rota de forma coordenada (em direcções opostas). Em ambos os casos a aeronave regressa à rota inicial após a “ocorrência”.

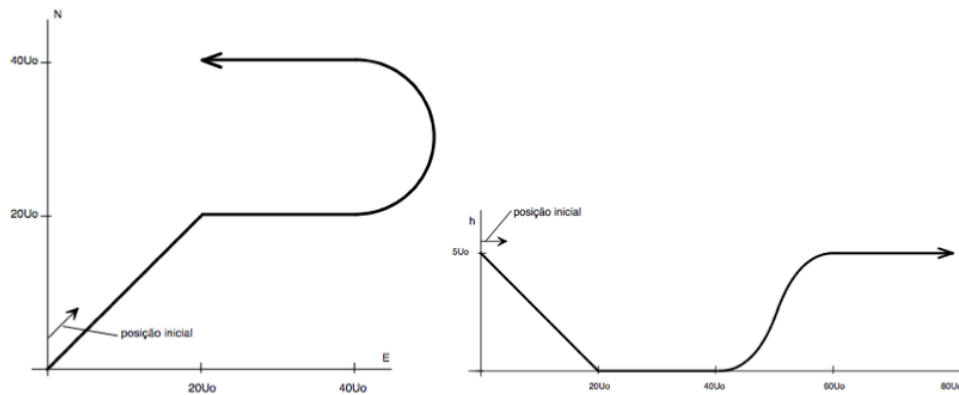
No caso lateral o desvio é efectuado em volta coordenada.

Seguimento de solo

As simulações de seguimento de solo correspondem a um seguimento preciso de trajectória, lateral ou longitudinal, efectuadas com condições iniciais estáveis mas ligeiramente afastadas da rota pretendida.

A escala das figuras é proporcional à velocidade de referência.

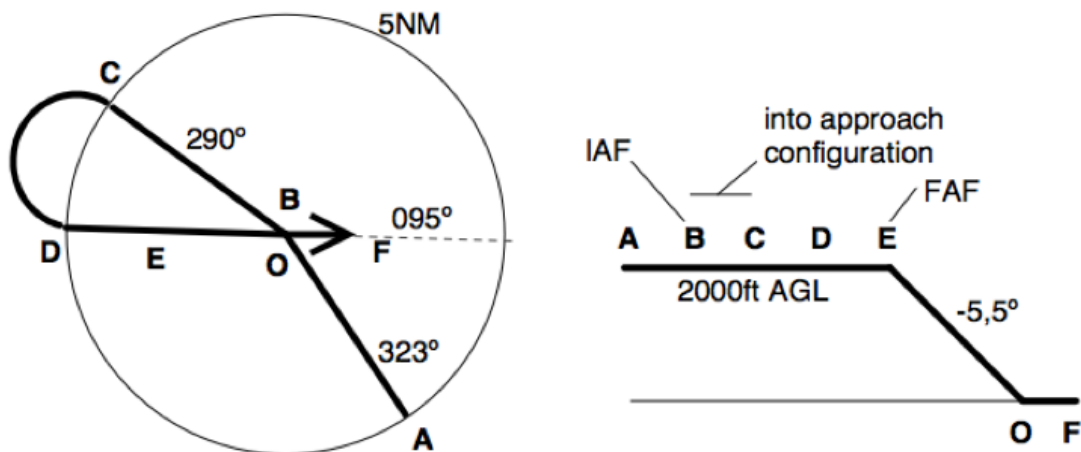
Para o caso lateral, considera-se o seguimento de uma estrada a altitude constante (100 m), seguindo a estrada apresentada na figura num plano Este-Norte. O sensor utilizado é o GPS.



Para o caso longitudinal, seria um seguimento do solo com perfil apresentado na figura da direita (representa-se aqui o solo). O sensor utilizado é o rádio-altímetro.

Aterragem em LCY (London City Airport)

Por causa da sua localização no interior da aglomeração e com uma pista muito curta, a aterragem no aeroporto da City de Londres, nomeadamente para a aterragem na pista 09, tem limitações mais fortes que o usual. A figura a seguir ilustra a trajectória e o perfil longitudinal desta aterragem. Só aeronaves certificadas para aterragem com uma ladeira a 5.5° estão autorizadas neste aeroporto.

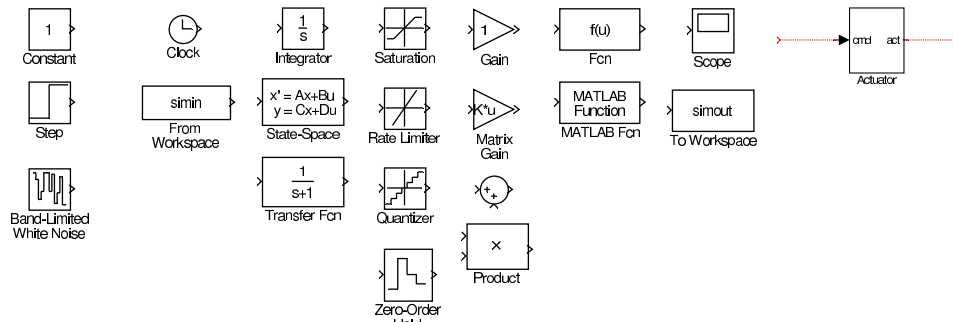


O início da simulação ocorre no ponto A, num raio de 5 milhas da soleira da pista, com a aeronave estabilizada na velocidade de aproximação, a altitude constante a 2000 pés acima da pista. A passagem para a configuração final, entre os pontos C e D, corresponde à extensão dos flaps, saída do trem, redução (aqui de 20 %) da velocidade, passando para a configuração válida ao longo da ladeira EO e até ao contacto com a pista, entre O e F.

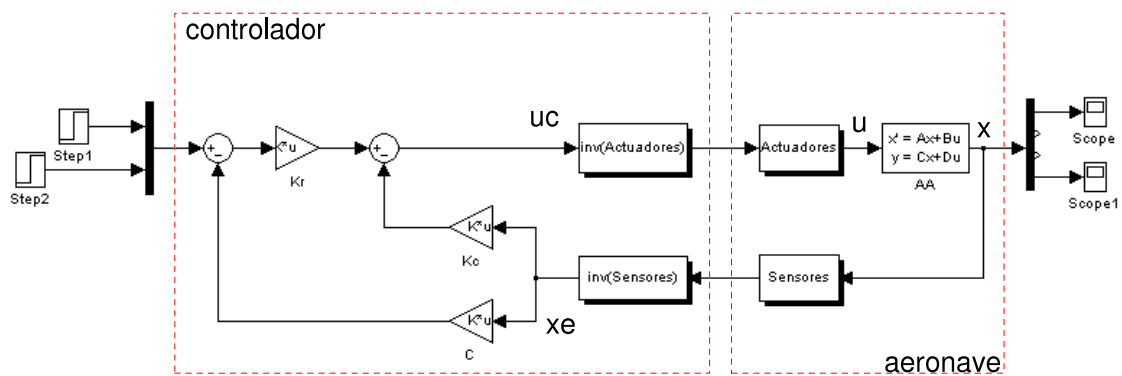
9 Simulink/Xcos

Alguns blocos Simulink úteis

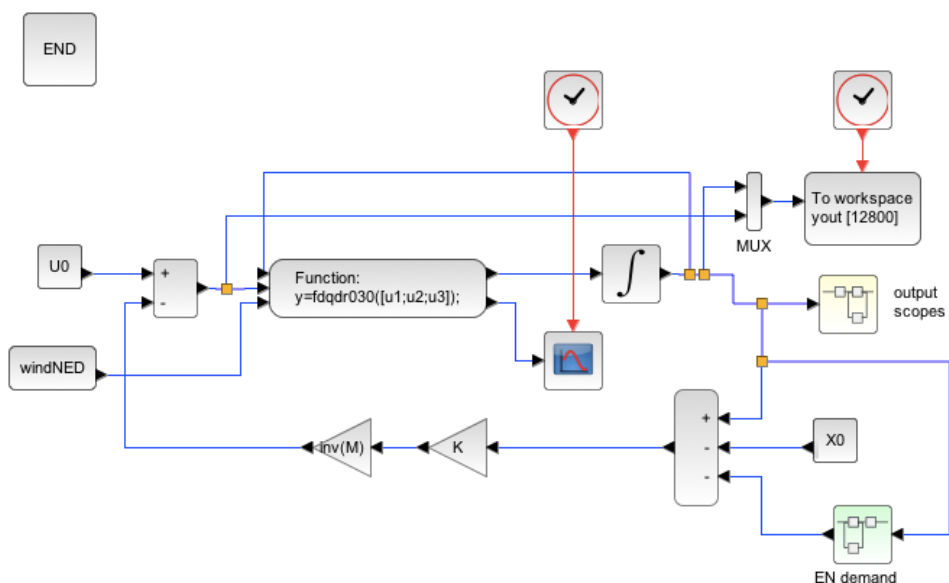
Nomeadamente, da esquerda para a direita: entradas ou fontes, blocos lineares, blocos não lineares, operações, funções, saídas, sub-sistemas.



Exemplo em Simulink de anel fechado com Sensores e Actuadores



Exemplo não linear no Xcos



10 Modelos propostos

Note-se que:

- são em geral fornecidas 4 condições de voo, cada tema tem a condição de voo nominal definida como sufixo no modelo.
- os coeficientes estão em SI, por radiano, e as forças estão adimensionadas em fracção da força máxima ou comando dos gases (*throttle*) (sem unidade, entre 0 e 1);
- as letras gregas são escritas com dupla letra latina: α é o ângulo de ataque, β o ângulo de derrapagem etc;
- T_{eng} é a constante de tempo do motor;
- $z_{\dot{w}}$ e $m_{\dot{w}}$ são as derivadas de sustentação e momento de picada em ordem à derivada da velocidade vertical $Z_{\dot{w}}$ e $M_{\dot{w}}$ (note-se que em muitas aeronaves ambos existem e não são desprezados);
- os coeficientes estão organizados com longitudinais, laterais e de controlo, com entradas longitudinais (leme de profundidade, flaps ou spoilers, e motor) e laterais (ailerons e leme de direcção);
- para o longitudinal, os flaps ou spoilers não são usados no controlo excepto quando pedido explicitamente;
- para o lateral, as derivadas fornecidas já consideram o estado β ; as derivadas de estabilidade já estão fornecidas para o estado com β no lugar de v e não deverão assim ser divididas por U_0 ;

A330

```

---A330:  flight condition: 1
h=50 m; M=0.25; aa0=4.65 deg; gg0=0 deg; u0=165.1 kn; flaps=12 deg.
inputs: th0=52(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=214447 kg; Ix=42724005 kg.m^2; Iy=40379563 kg.m^2; Iz=36931421 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=544.69 m^2; b=63.398 m; c=8.585 m; aamax=8.69 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0364  0.0164 -0.2292 -0.8495 -0.0385 -8.7557  0.0000 -0.0240 -0.5425 -0.0023

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0571 -0.7148  0.8390  0.0012 -0.7792 -0.0863  0.0240  0.2460 -0.3609

xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 10.161 -1.685 -0.798 -5.320  0.006  3.166  0.000  0.013

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.534  0.000 -0.016 -0.012 -0.284
-----

--A330:  flight condition: 2
h=1500 m; M=0.54; aa0=4.65 deg; gg0=0 deg; u0=350.8 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=24(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=198857 kg; Ix=38166073 kg.m^2; Iy=40379563 kg.m^2; Iz=36931421 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=544.69 m^2; b=63.398 m; c=8.585 m; aamax=8.69 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0111  0.0057 -0.1098 -1.7499 -0.0360 -17.4068  0.0000 -0.0446 -1.0002 -0.0020

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1135 -3.1337  3.2857  0.0011 -1.6080 -0.1592  0.0225  0.5076 -0.6654

xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 35.194 -5.411 -3.370 -22.466  0.022  3.314  0.000  0.012

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-6.686  0.000 -0.030 -0.048 -1.028
-----

--A330:  flight condition: 3
h=11277 m; M=0.90; aa0=4.65 deg; gg0=0 deg; u0=519.6 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=94(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=175473 kg; Ix=31329174 kg.m^2; Iy=40379563 kg.m^2; Iz=36931421 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=544.69 m^2; b=63.398 m; c=8.585 m; aamax=8.69 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0111 -0.0027 -0.0749 -1.2772 -0.0148 -10.5690  0.0000 -0.0247 -0.5359 -0.0007

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0689 -3.0294  2.6074  0.0005 -1.0496 -0.0853  0.0092  0.3313 -0.3565

xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 18.246 -2.475 -3.031 -20.204  0.017  1.470  0.000  0.005

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-6.380  0.000 -0.018 -0.046 -0.816
-----

```

```
--A330: flight condition: 4
h=500 m; M=0.17; aa0=4.65 deg; gg0=0 deg; u0=111.7 kn; flaps=20 deg.
inputs: th0=60(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=152089 kg; Ix=24492276 kg.m^2; Iy=40379563 kg.m^2; Iz=36931421 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=544.69 m^2; b=63.398 m; c=8.585 m; aamax=8.69 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0756  0.0244 -0.3338 -0.7818 -0.0520 -7.9967  0.0000 -0.0155 -0.3514 -0.0022

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0521 -0.5464  0.3677  0.0016 -0.8804 -0.0559  0.0324  0.2779 -0.2338

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.0000  6.689 -0.787 -0.493 -3.287  0.002  4.144  0.000  0.012

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.173  0.000 -0.015 -0.009 -0.128
-----
```

A318

```
---A318: flight condition: 1
h=50 m; M=0.25; aa0=3.83 deg; gg0=0 deg; u0=165.1 kn; flaps=12 deg.
inputs: th0=36(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=4.17 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=35 deg

inertial data:
m=60437 kg; Ix=2784782 kg.m^2; Iy=4453857 kg.m^2; Iz=3390961 kg.m^2; Ixz=2035 kg.m^2
wing data: S=122.63 m^2; b=34.087 m; c=3.861 m; aamax=13.07 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0374  0.0268 -0.2298 -0.8356 -0.0117 -3.3437  0.0000 -0.0208 -0.3119  0.0000

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0642 -0.2907  1.0318  0.0021 -0.8528 -0.0064  0.0000  0.2592 -0.3459

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.0000 -0.834 -0.624 -0.537  2.218  0.001  4.253  0.000  0.059

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.419  0.000 -0.020  0.000 -0.647
-----
```

```
--A318: flight condition: 2
h=1000 m; M=0.60; aa0=3.83 deg; gg0=0 deg; u0=392.1 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=27(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=4.17 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=35 deg

inertial data:
m=56576 kg; Ix=2716504 kg.m^2; Iy=4452874 kg.m^2; Iz=3390961 kg.m^2; Ixz=2035 kg.m^2
wing data: S=122.63 m^2; b=34.087 m; c=3.861 m; aamax=13.07 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0186  0.0106 -0.0980 -1.9557 -0.0114 -7.7320  0.0000 -0.0452 -0.6752  0.0000

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1484 -1.5314  5.3027  0.0020 -1.8925 -0.0138  0.0000  0.5752 -0.7488

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.0000 -3.642 -2.552 -2.948 12.174  0.005  4.893  0.000  0.063
```

```

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -7.423    0.000   -0.043    0.000   -3.068
-----

--A318:  flight condition: 3
h=11277 m; M=0.77; aa0=3.83 deg; gg0=0 deg; u0=444.6 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=67(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=4.17 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=35 deg

inertial data:
m=49819 kg; Ix=2597017 kg.m^2; Iy=4451153 kg.m^2; Iz=3390961 kg.m^2; Ixz=2035 kg.m^2
wing data: S=122.63 m^2; b=34.087 m; c=3.861 m; aamax=13.07 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.0118    0.0070   -0.0887   -0.9278   -0.0044   -3.4278    0.0000   -0.0179   -0.2637    0.0000

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.0658   -0.7091    2.3472    0.0008   -0.7728   -0.0054    0.0000    0.2349   -0.2923

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
    0.000   -1.671   -1.032   -1.482    6.120    0.002    1.723    0.000    0.020

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -3.393    0.000   -0.019    0.000   -1.358
-----

--A318:  flight condition: 4
h=500 m; M=0.19; aa0=3.83 deg; gg0=0 deg; u0=124.9 kn; flaps=40 deg.
inputs: th0=37(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=4.17 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=35 deg

inertial data:
m=44993 kg; Ix=2511669 kg.m^2; Iy=4449924 kg.m^2; Iz=3390961 kg.m^2; Ixz=2035 kg.m^2
wing data: S=122.63 m^2; b=34.087 m; c=3.861 m; aamax=13.07 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.0788    0.0359   -0.3050   -0.8258   -0.0150   -3.2516    0.0000   -0.0149   -0.2260    0.0000

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.0624   -0.1764    0.5648    0.0027   -0.6845   -0.0046    0.0000    0.2081   -0.2504

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
    0.000   -0.643   -0.359   -0.395    1.631    0.001    5.326    0.000    0.055

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -0.862    0.000   -0.020    0.000   -0.363
-----

```

DO228

```

--do228:  flight condition: 1
h=0 m; M=0.22; aa0=3.95 deg; gg0=0 deg; u0=145.4 kn; flaps=5 deg.
inputs: th0=26(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.91 s; demax=+25/-25 deg; damax=20 deg; drmax=30 deg; flapmax=35 deg

inertial data:
m=6817 kg; Ix=127300 kg.m^2; Iy=175465 kg.m^2; Iz=194779 kg.m^2; Ixz=722 kg.m^2
wing data: S=28.80 m^2; b=17.678 m; c=1.981 m; aamax=15.17 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.0366    0.0431   -0.2615   -1.1202   -0.0222   -4.0347    0.0000   -0.0549   -0.7219   -0.0039

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -1.0022   -2.0112    0.0876    0.0000   -0.2005    0.0000    0.0079   -0.2377   -0.0129

```



```

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -5.644 -0.681 -1.445 -4.786  0.017  5.150  0.000  0.041

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-2.543  0.251 -0.016 -0.187 -0.407
-----

--do228:  flight condition: 2
h=1000 m; M=0.41; aa0=3.95 deg; gg0=0 deg; u0=266.6 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=32(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.91 s; demax=+25/-25 deg; damax=20 deg; drmax=30 deg; flapmax=35 deg

inertial data:
m=6418 kg; Ix=124675 kg.m^2; Iy=175465 kg.m^2; Iz=194779 kg.m^2; Ixz=722 kg.m^2
wing data: S=28.80 m^2; b=17.678 m; c=1.981 m; aamax=15.17 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0194  0.0223 -0.1446 -2.0288 -0.0214 -7.1305  0.0000 -0.0920 -1.2010 -0.0035

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-1.7712 -6.2643  0.2673  0.0000 -0.3406  0.0000  0.0076 -0.4038 -0.0215

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -17.558 -1.996 -4.681 -15.508  0.051  2.851  0.000  0.021

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-7.387  0.715 -0.028 -0.585 -1.245
-----

--do228:  flight condition: 3
h=8229 m; M=0.51; aa0=3.95 deg; gg0=0 deg; u0=304.2 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=81(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.91 s; demax=+25/-25 deg; damax=20 deg; drmax=30 deg; flapmax=35 deg

inertial data:
m=5819 kg; Ix=120738 kg.m^2; Iy=175465 kg.m^2; Iz=194779 kg.m^2; Ixz=722 kg.m^2
wing data: S=28.80 m^2; b=17.678 m; c=1.981 m; aamax=15.17 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0153  0.0183 -0.1263 -1.2061 -0.0109 -4.1247  0.0000 -0.0485 -0.6299 -0.0016

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-1.0246 -3.8705  0.1599  0.0000 -0.1845  0.0000  0.0039 -0.2187 -0.0113

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -5.448 -0.561 -3.089 -10.235  0.031  1.120  0.000  0.008

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-4.462  0.418 -0.016 -0.362 -0.746
-----

--do228:  flight condition: 4
h=1000 m; M=0.11; aa0=3.95 deg; gg0=0 deg; u0=71.9 kn; flaps=30 deg.
inputs: th0=32(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.91 s; demax=+25/-25 deg; damax=20 deg; drmax=30 deg; flapmax=35 deg

inertial data:
m=5219 kg; Ix=116800 kg.m^2; Iy=175465 kg.m^2; Iz=194779 kg.m^2; Ixz=722 kg.m^2
wing data: S=28.80 m^2; b=17.678 m; c=1.981 m; aamax=15.17 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1738  0.0782 -0.4940 -0.6844 -0.0263 -2.3639  0.0000 -0.0246 -0.3238 -0.0035

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.5872 -0.4860  0.0194  0.0000 -0.0980  0.0000  0.0094 -0.1162 -0.0058

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -1.635 -0.151 -0.418 -1.386  0.004  11.810  0.000  0.071

```

```

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -0.640    0.058   -0.010   -0.048   -0.095
-----

```

YAK42

```

---yak42:  flight condition: 1
h=50 m; M=0.24; aa0=3.08 deg; gg0=0 deg; u0=158.5 kn; flaps=12 deg.
inputs: th0=48(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=19 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=54167 kg; Ix=3574066 kg.m^2; Iy=5896596 kg.m^2; Iz=6284772 kg.m^2; Ixz=1300 kg.m^2
wing data: S=159.14 m^2; b=34.798 m; c=3.048 m; aamax=10.82 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.0326    0.1135   -0.2398   -0.8979   -0.0171   -3.7423    0.0000   -0.0105   -0.2277    0.0020

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.0899   -1.5302    0.8597    0.0021   -0.8846    0.0884    0.0176    0.2707   -0.0395

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
    0.000   -14.268   -1.680   -2.546   -16.824    0.004    2.764    0.000    0.016

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -2.492    0.185   -0.071   -0.160   -0.783
-----

```

```

--yak42:  flight condition: 2
h=4000 m; M=0.60; aa0=0.36 deg; gg0=0 deg; u0=378.2 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=50(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=19 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=50455 kg; Ix=3574062 kg.m^2; Iy=5896596 kg.m^2; Iz=6284768 kg.m^2; Ixz=1300 kg.m^2
wing data: S=159.14 m^2; b=34.798 m; c=3.048 m; aamax=10.82 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.0155    0.0476   -0.1039   -1.6570   -0.0124   -6.4390    0.0000   -0.0137   -0.3649    0.0014

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.1546   -5.8509    3.2873    0.0015   -1.4178    0.1416    0.0127    0.4339   -0.0633

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
    0.000   -58.571   -6.424   -10.452   -69.063    0.014    2.556    0.000    0.014

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -8.356    0.619   -0.121   -0.611   -2.993
-----

```

```

--yak42:  flight condition: 3
h=9144 m; M=0.82; aa0=0.33 deg; gg0=0 deg; u0=482.8 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=93(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=19 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=44888 kg; Ix=3574055 kg.m^2; Iy=5896596 kg.m^2; Iz=6284761 kg.m^2; Ixz=1300 kg.m^2
wing data: S=159.14 m^2; b=34.798 m; c=3.048 m; aamax=10.82 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.0163    0.0371   -0.0672   -1.4363   -0.0078   -5.1673    0.0000   -0.0074   -0.2605    0.0008

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.1241   -5.3323    2.9959    0.0009   -1.0122    0.1011    0.0080    0.3098   -0.0452

```

```

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -59.999 -5.855 -10.706 -70.747  0.013  1.895  0.000  0.009

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-7.106  0.526 -0.097 -0.557 -2.728
-----

--yak42:  flight condition: 4
h=500 m; M=0.13; aa0=7.98 deg; gg0=0 deg; u0=85.4 kn; flaps=40 deg.
inputs: th0=65(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=19 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=39321 kg; Ix=3574049 kg.m^2; Iy=5896596 kg.m^2; Iz=6284754 kg.m^2; Ixz=1300 kg.m^2
wing data:  S=159.14 m^2; b=34.798 m; c=3.048 m; aamax=10.82 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0829  0.2047 -0.4371 -0.6466 -0.0226 -2.6599  0.0000 -0.0055 -0.1175  0.0019

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0639 -0.4255  0.2390  0.0027 -0.4564  0.0456  0.0232  0.1397 -0.0204

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -5.465 -0.467 -0.975 -6.444  0.001  3.419  0.000  0.014

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.721  0.053 -0.050 -0.044 -0.218
-----

```

E145

```

---E145:  flight condition: 1
h=50 m; M=0.25; aa0=3.75 deg; gg0=0 deg; u0=165.2 kn; flaps=12 deg.
inputs: th0=44(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=21992 kg; Ix=754884 kg.m^2; Iy=466419 kg.m^2; Iz=655528 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data:  S=56.11 m^2; b=19.812 m; c=2.845 m; aamax=13.13 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0337  0.0733 -0.2297 -0.9860 -0.0141 -2.9812  0.0000 -0.0730 -0.6712 -0.0024

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0603 -0.5929  1.2518  0.0000 -0.5000 -0.0295  0.0064  0.1304 -0.1991

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -5.453 -3.227 -0.828  0.905  0.000  3.294  0.000 -0.189

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.843  0.000 -0.032  0.000 -0.827
-----

--E145:  flight condition: 2
h=800 m; M=0.60; aa0=0.34 deg; gg0=0 deg; u0=393.0 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=54(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=20460 kg; Ix=731507 kg.m^2; Iy=465836 kg.m^2; Iz=655528 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data:  S=56.11 m^2; b=19.812 m; c=2.845 m; aamax=13.13 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0263  0.0300 -0.1022 -2.4676 -0.0141 -7.0523  0.0000 -0.1624 -1.4790 -0.0022

```

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.1426	-3.2025	6.5517	0.0000	-1.1356	-0.0650	0.0064	0.2962	-0.4382

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
0.000	-24.407	-13.455	-4.661	5.091	0.000	3.884	0.000	-0.208

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-9.883	0.000	-0.070	0.000	-3.995

--E145: flight condition: 3
h=10363 m; M=0.75; aa0=1.29 deg; gg0=0 deg; u0=433.9 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=98(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=18162 kg; Ix=696442 kg.m²; Iy=464962 kg.m²; Iz=655528 kg.m²; Ixz=1763 kg.m²
wing data: S=56.11 m²; b=19.812 m; c=2.845 m; aamax=13.13 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0121	0.0253	-0.0903	-1.1836	-0.0055	-3.0502	0.0000	-0.0629	-0.5689	-0.0008

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.0617	-1.4259	2.7773	0.0000	-0.4580	-0.0249	0.0025	0.1194	-0.1682

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
0.000	-10.757	-5.274	-2.226	2.431	0.000	1.345	0.000	-0.064

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-4.351	0.000	-0.030	0.000	-1.694

--E145: flight condition: 4
h=1000 m; M=0.19; aa0=3.96 deg; gg0=0 deg; u0=124.2 kn; flaps=40 deg.
inputs: th0=58(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=5.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=17907 kg; Ix=692546 kg.m²; Iy=464865 kg.m²; Iz=655528 kg.m²; Ixz=1763 kg.m²
wing data: S=56.11 m²; b=19.812 m; c=2.845 m; aamax=13.13 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0697	0.0974	-0.3050	-0.8350	-0.0158	-2.4963	0.0000	-0.0490	-0.4591	-0.0021

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.0505	-0.3311	0.6413	0.0000	-0.3716	-0.0201	0.0071	0.0969	-0.1357

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
0.000	-3.599	-1.740	-0.521	0.569	0.000	3.530	0.000	-0.166

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-1.030	0.000	-0.028	0.000	-0.434

DH8

---dh8: flight condition: 1
h=0 m; M=0.25; aa0=0.49 deg; gg0=0 deg; u0=165.2 kn; flaps=15 deg.
inputs: th0=33(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.50 s; demax=+24/-24 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=12876 kg; Ix=6760172 kg.m²; Iy=314226 kg.m²; Iz=448700 kg.m²; Ixz=1763 kg.m²
wing data: S=67.08 m²; b=21.438 m; c=3.124 m; aamax=9.87 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0326	0.0735	-0.2315	-1.7739	-0.0315	-7.1790	0.0000	-0.1436	-1.2501	-0.0054

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.2245	-0.1727	5.4176	0.0047	-0.0358	-0.0332	0.0290	0.0287	-0.3162

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
-0.000	-12.877	-5.994	-0.000	-0.000	0.000	2.978	0.000	-0.087

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-0.124	-0.000	-0.053	-0.015	-1.402

--dh8: flight condition: 2
h=1000 m; M=0.34; aa0=0.82 deg; gg0=0 deg; u0=221.3 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=48(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.50 s; demax=+24/-24 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=12377 kg; Ix=5463920 kg.m²; Iy=314226 kg.m²; Iz=448700 kg.m²; Ixz=1763 kg.m²
wing data: S=67.08 m²; b=21.438 m; c=3.124 m; aamax=9.87 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0247	0.0545	-0.1731	-2.2666	-0.0298	-9.0755	0.0000	-0.1741	-1.5191	-0.0049

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.2837	-0.3476	8.8155	0.0045	-0.0538	-0.0404	0.0274	0.0431	-0.3843

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
-0.000	-21.798	-9.753	-0.000	-0.000	0.000	2.121	0.000	-0.059

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-0.241	-0.000	-0.067	-0.030	-2.284

--dh8: flight condition: 3
h=6096 m; M=0.42; aa0=1.10 deg; gg0=0 deg; u0=259.8 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=98(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.50 s; demax=+24/-24 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=11628 kg; Ix=3519543 kg.m²; Iy=314226 kg.m²; Iz=448700 kg.m²; Ixz=1763 kg.m²
wing data: S=67.08 m²; b=21.438 m; c=3.124 m; aamax=9.87 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0203	0.0459	-0.1480	-1.6884	-0.0186	-6.6578	0.0000	-0.1197	-1.0469	-0.0029

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.2082	-0.4367	7.1336	0.0028	-0.0576	-0.0278	0.0171	0.0461	-0.2648

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
-0.000	-16.596	-6.976	-0.000	-0.000	0.000	1.038	0.000	-0.027

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-0.297	-0.000	-0.049	-0.038	-1.850

--dh8: flight condition: 4
h=1000 m; M=0.12; aa0=7.11 deg; gg0=0 deg; u0=78.4 kn; flaps=40 deg.
inputs: th0=33(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.50 s; demax=+24/-24 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=10879 kg; Ix=1575165 kg.m²; Iy=314226 kg.m²; Iz=448700 kg.m²; Ixz=1763 kg.m²
wing data: S=67.08 m²; b=21.438 m; c=3.124 m; aamax=9.87 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0941	0.1512	-0.4782	-0.9134	-0.0339	-3.6592	0.0000	-0.0617	-0.5383	-0.0049

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.1144	-0.1514	1.1071	0.0051	-0.0662	-0.0143	0.0312	0.0530	-0.1362

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
-0.000	-3.115	-1.225	-0.000	-0.000	0.000	6.400	0.000	-0.158

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-0.114	-0.000	-0.028	-0.014	-0.299

DR400

```

---dr400:  flight condition: 1
h=0 m; aa0=7.91 deg; gg0=0 deg; u0=66.1 kn; flaps=5 deg.
inputs: th0=75(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.91 s; demax=+28/-21 deg; damax=19 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=1412 kg; Ix=3282 kg.m^2; Iy=7440 kg.m^2; Iz=7167 kg.m^2; Ixz=7 kg.m^2
wing data: S=16.35 m^2; b=10.973 m; c=0.999 m; aamax=18.35 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1252  0.1123 -0.5655 -1.2283 -0.0093 -0.9415  0.0000 -0.1174 -0.6480 -0.0079

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0998 -2.8395  2.3410  0.0017 -1.6236  0.1287  0.0019 -1.2219 -0.0350

xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
-0.000 -3.061 -1.065 -0.000 -0.000  0.000  3.107  0.000  0.000

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-8.522  0.251 -0.046 -0.540 -1.352
-----

--dr400:  flight condition: 2
h=914 m; M=0.16; aa0=1.78 deg; gg0=0 deg; u0=105.0 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=43(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.91 s; demax=+28/-21 deg; damax=19 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=1362 kg; Ix=3260 kg.m^2; Iy=7426 kg.m^2; Iz=7157 kg.m^2; Ixz=5 kg.m^2
wing data: S=16.35 m^2; b=10.973 m; c=0.999 m; aamax=18.35 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0538  0.0731 -0.3628 -1.8240 -0.0088 -1.4188  0.0000 -0.1710 -0.9436 -0.0072

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1504 -6.6002  5.4112  0.0016 -2.3760  0.1873  0.0018 -1.7882 -0.0509

xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
-0.000 -7.326 -2.462 -0.000 -0.000  0.000  2.767  0.000  0.000

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-19.397  0.569 -0.067 -1.216 -3.028
-----

--dr400:  flight condition: 3
h=4572 m; M=0.20; aa0=1.59 deg; gg0=0 deg; u0=125.6 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=79(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.91 s; demax=+28/-21 deg; damax=19 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=1286 kg; Ix=3226 kg.m^2; Iy=7406 kg.m^2; Iz=7143 kg.m^2; Ixz=3 kg.m^2
wing data: S=16.35 m^2; b=10.973 m; c=0.999 m; aamax=18.35 deg

derivatives (no units or SI units):

```

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0451	0.0611	-0.3042	-1.5873	-0.0064	-1.2348	0.0000	-0.1411	-0.7780	-0.0050

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.1309	-6.5600	5.3331	0.0011	-1.9743	0.1543	0.0013	-1.4858	-0.0419

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
-0.000	-7.627	-2.428	-0.000	-0.000	0.000	1.468	0.000	0.000

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-19.063	0.554	-0.057	-1.183	-2.922

```
--dr400: flight condition: 4
h=1000 m; aa0=7.71 deg; gg0=0 deg; u0=58.8 kn; flaps=40 deg.
inputs: th0=95(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.91 s; demax=+28/-21 deg; damax=19 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=1236 kg; Ix=3204 kg.m^2; Iy=7393 kg.m^2; Iz=7134 kg.m^2; Ixz=2 kg.m^2
wing data: S=16.35 m^2; b=10.973 m; c=0.999 m; aamax=18.35 deg

derivatives (no units or SI units):
```

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.1916	0.1259	-0.6360	-1.1555	-0.0096	-0.8680	0.0000	-0.0955	-0.5265	-0.0072

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.0920	-2.0901	1.6896	0.0017	-1.3431	0.1044	0.0020	-1.0108	-0.0284

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
-0.000	-2.511	-0.770	-0.000	-0.000	0.000	2.971	0.000	0.000

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-6.297	0.182	-0.043	-0.400	-0.981

HT295

```
--HT295: flight condition: 1
h=50 m; M=0.13; aa0=12.69 deg; gg0=0 deg; u0=85.9 kn; flaps=12 deg.
inputs: th0=68(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=1.53 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=5234 kg; Ix=27128 kg.m^2; Iy=32554 kg.m^2; Iz=18989 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=21.46 m^2; b=11.887 m; c=1.829 m; aamax=15.77 deg

derivatives (no units or SI units):
```

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0740	0.1980	-0.4207	-0.5766	-0.0073	-0.7355	0.0000	-0.0495	-0.2509	0.0131

ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr
-0.0377	-0.6456	1.8056	0.0005	-1.4578	-0.4396	0.0048	0.1472	-0.4741

xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt
0.000	3.015	-2.356	-0.525	0.000	0.000	3.710	0.000	0.000

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-10.932	0.781	-0.068	-0.306	-7.621

```
--HT295: flight condition: 2
h=1000 m; M=0.14; aa0=12.65 deg; gg0=0 deg; u0=88.7 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=66(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.12 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=4377 kg; Ix=27128 kg.m^2; Iy=32554 kg.m^2; Iz=18989 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
```

```

wing data:  S=21.46 m^2; b=11.887 m; c=1.829 m; aamax=15.77 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0641  0.1923 -0.4079 -0.6459 -0.0079 -0.8285  0.0000 -0.0466 -0.2364  0.0120

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0425 -0.6282  1.7568  0.0005 -1.3730 -0.4141  0.0052  0.1387 -0.4465

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  3.493 -2.282 -0.611  0.000  0.000  3.637  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-10.636  0.760 -0.076 -0.298 -7.415
-----

--HT295:  flight condition: 3
h=2590 m; M=0.23; aa0=2.45 deg; gg0=0 deg; u0=145.1 kn; flaps=0 deg.
inputs:  th0=47(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.47 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=3090 kg; Ix=27128 kg.m^2; Iy=32553 kg.m^2; Iz=18989 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data:  S=21.46 m^2; b=11.887 m; c=1.829 m; aamax=15.77 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0343  0.1267 -0.2623 -1.2817 -0.0096 -1.6370  0.0000 -0.0655 -0.3297  0.0102

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0840 -1.4335  4.0090  0.0006 -1.9155 -0.5776  0.0063  0.1935 -0.6229

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 10.524 -4.855 -1.974  0.000  0.000  2.403  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-24.258  1.734 -0.148 -0.671 -16.699
-----

--HT295:  flight condition: 4
h=100 m; aa0=6.5 deg; gg0=0 deg; u0=52.8 kn; flaps=40 deg.
inputs:  th0=11(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=1.23 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=1804 kg; Ix=27128 kg.m^2; Iy=32553 kg.m^2; Iz=18989 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data:  S=21.46 m^2; b=11.887 m; c=1.829 m; aamax=15.77 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1235  0.3406 -0.7102 -1.0339 -0.0210 -1.3063  0.0000 -0.0302 -0.1536  0.0131

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0670 -0.2431  0.6797  0.0014 -0.8923 -0.2691  0.0138  0.0901 -0.2902

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  3.415 -0.920 -0.573  0.000  0.000 17.227  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-4.116  0.294 -0.120 -0.115 -2.869
-----

```

AV8B

```

--Harrier:  flight condition: 1
h=50 m; M=0.15; aa0=-0.10 deg; gg0=0 deg; u0=99.1 kn; flaps=5 deg.
inputs:  th0=29(%); de0=-9.22 deg; da0=0.64 deg; dr0=-0.01 deg;

```


Teng=1.18 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:

m=11805 kg; Ix=6995230 kg.m²; Iy=2305853 kg.m²; Iz=5425538 kg.m²; Ixz=1300 kg.m²
wing data: S=87.42 m²; b=14.478 m; c=6.045 m; aamax=19.71 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.3010	0.1879	-0.3853	-1.7056	-0.0564	-7.6935	0.0000	-0.0215	-0.1681	-0.0023
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-0.2600	-0.1665	0.3150	0.0091	-0.0598	-0.0054	0.0586	0.0159	-0.0764	
xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt	
0.000	-5.874	-0.344	-1.262	0.000	0.000	17.806	0.000	0.000	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-0.225	0.000	-0.031	-0.052	-0.435					

--Harrier: flight condition: 2

h=1000 m; M=0.60; aa0=-0.46 deg; gg0=0 deg; u0=392.1 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=38(%); de0=-9.22 deg; da0=0.64 deg; dr0=-0.01 deg;

Teng=1.18 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:

m=9763 kg; Ix=6138738 kg.m²; Iy=2305853 kg.m²; Iz=5425538 kg.m²; Ixz=1300 kg.m²
wing data: S=87.42 m²; b=14.478 m; c=6.045 m; aamax=19.71 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0983	0.0476	-0.0979	-7.1734	-0.0622	-33.5636	0.0000	-0.0774	-0.6065	-0.0021
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-1.1342	-2.7086	4.4964	0.0100	-0.2457	-0.0194	0.0646	0.0656	-0.2756	
xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt	
0.000	-0.188	-0.009	-21.785	0.000	0.000	18.400	0.000	0.000	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-3.632	0.000	-0.131	-0.830	-6.070					

--Harrier: flight condition: 3

h=11094 m; M=0.86; aa0=-0.32 deg; gg0=0 deg; u0=496.5 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=97(%); de0=-9.22 deg; da0=0.64 deg; dr0=-0.01 deg;

Teng=1.18 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:

m=6699 kg; Ix=4853999 kg.m²; Iy=2305853 kg.m²; Iz=5425538 kg.m²; Ixz=1300 kg.m²
wing data: S=87.42 m²; b=14.478 m; c=6.045 m; aamax=19.71 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0816	0.0376	-0.0775	-4.6079	-0.0313	-21.3893	-0.0000	-0.0338	-0.2652	-0.0007
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-0.7228	-1.8970	2.4900	0.0051	-0.1359	-0.0085	0.0325	0.0363	-0.1205	
xde	zde	mde	xdsp	zdsp	mdsp	xdt	zdt	mdt	
0.000	-0.185	-0.006	-17.581	0.000	0.000	8.077	0.000	0.000	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-2.519	0.000	-0.084	-0.583	-3.372					

--Harrier: flight condition: 4

h=100 m; aa0=-3.35 deg; gg0=0 deg; u0=49.5 kn; flaps=10 deg.
inputs: th0=12(%); de0=-9.22 deg; da0=0.64 deg; dr0=-0.01 deg;

Teng=1.18 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:

```

m=3635 kg; Ix=3569261 kg.m^2; Iy=2305853 kg.m^2; Iz=5425538 kg.m^2; Ixz=1300 kg.m^2
wing data: S=87.42 m^2; b=14.478 m; c=6.045 m; aamax=19.71 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.9202  0.3916 -0.7860 -2.8971 -0.1822 -12.4257  0.0000 -0.0107 -0.0836 -0.0023

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.4199 -0.0811  0.0783  0.0294 -0.0583 -0.0027  0.1895  0.0155 -0.0380

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -11.843 -0.214 -1.019  0.000  0.000 59.917  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.110  0.000 -0.051 -0.026 -0.112
-----

```

A400M

```

--a400m: flight condition: 1
h=50 m; M=0.15; aa0=18.3 deg; gg0=0 deg; u0=99.1 kn; flaps=15 deg.
inputs: th0=65(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=1.12 s; demax=+20/-20 deg; damax=20 deg; drmax=20 deg; flapmax=45 deg

inertial data:
m=120074 kg; Ix=8309712 kg.m^2; Iy=4655576 kg.m^2; Iz=10554844 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=221.48 m^2; b=42.393 m; c=6.782 m; aamax=18.40 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0856  0.1438 -0.3482 -0.3400 -0.0241 -1.2362  0.0000 -0.0251 -0.8978  0.0130

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0445 -0.7361  0.4582  0.0000 -0.6577  0.0000  0.0083 -0.0109 -0.0844

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  5.425 -0.912 -0.176  0.000  0.000  5.354  0.000 -0.231

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.345  0.026 -0.012  0.006 -0.271
-----

--a400m: flight condition: 2
h=2000 m; M=0.42; aa0=1.2 deg; gg0=0 deg; u0=271.3 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=34(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=1.85 s; demax=+20/-20 deg; damax=20 deg; drmax=20 deg; flapmax=45 deg

inertial data:
m=111377 kg; Ix=7842288 kg.m^2; Iy=4655576 kg.m^2; Iz=10554844 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=221.48 m^2; b=42.393 m; c=6.782 m; aamax=18.40 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0128  0.0616 -0.1405 -0.8116 -0.0215 -3.0118  0.0000 -0.0567 -2.0290  0.0108

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1085 -4.8254  2.8350  0.0000 -1.5750  0.0000  0.0074 -0.0261 -0.1906

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 20.284 -3.163 -1.172  0.000  0.000  2.194  0.000 -0.088

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-2.252  0.161 -0.026  0.036 -1.512
-----

--a400m: flight condition: 3
h=8839 m; M=0.70; aa0=0.5 deg; gg0=0 deg; u0=413.9 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=91(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

```

```

Teng=2.29 s; demax=+20/-20 deg; damax=20 deg; drmax=20 deg; flapmax=45 deg

inertial data:
m=98330 kg; Ix=7141153 kg.m^2; Iy=4655576 kg.m^2; Iz=10554844 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=221.48 m^2; b=42.393 m; c=6.782 m; aamax=18.40 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0112  0.0410 -0.0859 -0.5879 -0.0115 -2.4582  0.0000 -0.0409 -1.4620  0.0051

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0886 -5.8269  3.1173  0.0000 -1.2463  0.0000  0.0039 -0.0207 -0.1374

xde      zde      mde      xdsp     zdsp     mdsp     xdt      zdt      mdt
0.000 -7.746  1.067 -1.460  0.000  0.000  0.921  0.000 -0.033

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-2.696  0.176 -0.021  0.044 -1.663
-----

--a400m: flight condition: 4
h=200 m; M=0.12; aa0=16.7 deg; gg0=0 deg; u0=79.1 kn; flaps=50 deg.
inputs: th0=39(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=1.00 s; demax=+20/-20 deg; damax=20 deg; drmax=20 deg; flapmax=45 deg

inertial data:
m=85284 kg; Ix=6440017 kg.m^2; Iy=4655576 kg.m^2; Iz=10554844 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=221.48 m^2; b=42.393 m; c=6.782 m; aamax=18.40 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1188  0.1840 -0.4431 -0.3840 -0.0335 -1.3701  0.0000 -0.0198 -0.7068  0.0129

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0494 -0.5971  0.2881  0.0000 -0.6681  0.0000  0.0115 -0.0111 -0.0664

xde      zde      mde      xdsp     zdsp     mdsp     xdt      zdt      mdt
0.000  4.802 -0.573 -0.156  0.000  0.000  9.028  0.000 -0.277

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.280  0.016 -0.013  0.005 -0.171
-----

```

JAS39

```

---jas39: flight condition: 1
h=0 m; M=0.25; aa0=7.45 deg; gg0=0 deg; u0=165.2 kn; flaps=8 deg.
inputs: th0=28(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.50 s; demax=+28/-22 deg; damax=18 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=10081 kg; Ix=1442756 kg.m^2; Iy=65106 kg.m^2; Iz=1393926 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=25.55 m^2; b=8.382 m; c=2.235 m; aamax=19.69 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0434  0.0741 -0.2455 -0.7120 -0.0046 -1.0410  0.0000 -0.0560 -0.7522 -0.0366

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0439 -0.0379  0.1723  0.0007 -0.7249  0.0017  0.0019  0.0073 -0.0222

xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -0.002 -0.003 -0.911 -3.258  0.043  7.696  0.000  0.000

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.385 -0.029 -0.001 -0.000 -0.003
-----

--jas39: flight condition: 2

```

```

h=1000 m; M=0.40; aa0=2.5 deg; gg0=0 deg; u0=261.4 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=19(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.50 s; demax=+28/-22 deg; damax=18 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=9211 kg; Ix=1783099 kg.m^2; Iy=65106 kg.m^2; Iz=1734269 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=25.55 m^2; b=8.382 m; c=2.235 m; aamax=19.69 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0279  0.0464 -0.1544 -1.1253 -0.0045 -1.6353  0.0000 -0.0803 -1.0798 -0.0333

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0689 -0.0696  0.3144  0.0007 -0.8419  0.0019  0.0018  0.0084 -0.0256

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -0.012 -0.020 -2.263 -8.096  0.097  8.760  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.702 -0.052 -0.005 -0.002 -0.013
-----

--jas39: flight condition: 3
h=15240 m; M=1.90; aa0=-0.9 deg; gg0=0 deg; u0=1097.0 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=77(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.50 s; demax=+28/-22 deg; damax=18 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=7907 kg; Ix=2804128 kg.m^2; Iy=65106 kg.m^2; Iz=2755298 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=25.55 m^2; b=8.382 m; c=2.235 m; aamax=19.69 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0280  0.0118 -0.0275 -0.9639 -0.0017 -2.5848  0.0000 -0.1090 -1.4650 -0.0108

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1090 -0.2522  1.1267  0.0002 -0.7264  0.0017  0.0007  0.0073 -0.0219

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -45.074 -61.176 -15.011 -53.707  0.553 13.907  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.361 -0.026 -0.079 -0.072 -0.439
-----

--jas39: flight condition: 4
h=100 m; M=0.15; aa0=13.4 deg; gg0=0 deg; u0=99.0 kn; flaps=40 deg.
inputs: th0=34(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.50 s; demax=+28/-22 deg; damax=18 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=6820 kg; Ix=5526873 kg.m^2; Iy=65106 kg.m^2; Iz=5478044 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=25.55 m^2; b=8.382 m; c=2.235 m; aamax=19.69 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1079  0.1200 -0.4060 -0.6341 -0.0067 -0.9134  0.0000 -0.0332 -0.4465 -0.0363

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0385 -0.0035  0.0156  0.0010 -0.1123  0.0003  0.0027  0.0011 -0.0034

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -0.361 -0.423 -0.479 -1.713  0.015 10.226  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.036 -0.003 -0.008 -0.000 -0.002
-----

```

UAV

```
---UAV: flight condition: 1
h=10 m; aa0=4.15 deg; gg0=15 deg; u0=35.0 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=96(%); de0=-2.79 deg; da0=0.47 deg; dr0=-0.01 deg;

Teng=0.27 s; demax=+35/--30 deg; damax=30 deg; drmax=45 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=25.5 kg; Ix=1.548 kg.m^2; Iy=2.841 kg.m^2; Iz=3.828 kg.m^2; Ixz=0.1 kg.m^2
wing data: S=0.90 m^2; b=3.000 m; c=0.300 m; aamax=18.00 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.2420  0.4523  -1.1164  -2.2527  -0.0027  -1.1685  0.0000  -1.3074  -2.2575  -0.0822

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1204  -43.6547  15.1316  0.0000  -14.5805  -1.1676  0.0000  4.9083  -0.2997

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  0.773  -23.350  -0.753  0.000  0.000  2.745  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-51.623  0.000  -0.005  0.000  15.552
-----

--UAV: flight condition: 2
h=200 m; aa0=-1.40 deg; gg0=0 deg; u0=44.7 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=69(%); de0=2.80 deg; da0=0.36 deg; dr0=-0.01 deg;

Teng=0.27 s; demax=+35/--30 deg; damax=30 deg; drmax=45 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=25.0 kg; Ix=1.548 kg.m^2; Iy=2.841 kg.m^2; Iz=3.828 kg.m^2; Ixz=0.1 kg.m^2
wing data: S=0.90 m^2; b=3.000 m; c=0.300 m; aamax=18.00 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1026  0.4888  -0.8877  -2.9858  -0.0029  -1.5509  0.0000  -1.7012  -2.9376  -0.0837

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1597  -72.5847  25.1592  0.0000  -18.9727  -1.5193  0.0000  6.3869  -0.3899

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  1.337  -38.825  -1.277  0.000  0.000  2.800  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-85.834  0.000  -0.007  0.000  25.858
-----

--UAV: flight condition: 3
h=500 m; aa0=0.40 deg; gg0=0 deg; u0=40.8 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=65(%); de0=0.99 deg; da0=0.39 deg; dr0=-0.01 deg;

Teng=0.27 s; demax=+35/--30 deg; damax=30 deg; drmax=45 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=24.5 kg; Ix=1.548 kg.m^2; Iy=2.841 kg.m^2; Iz=3.828 kg.m^2; Ixz=0.1 kg.m^2
wing data: S=0.90 m^2; b=3.000 m; c=0.300 m; aamax=18.00 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1026  0.5033  -1.0312  -2.8619  -0.0031  -1.4868  0.0000  -1.5983  -2.7599  -0.0861

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1531  -62.2642  21.5819  0.0000  -17.8251  -1.4274  0.0000  6.0005  -0.3664

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  1.194  -33.304  -1.118  0.000  0.000  2.857  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-73.630  0.000  -0.007  0.000  22.181
-----
```

```

--UAV:  flight condition: 4
h=100 m; aa0=10.59 deg; gg0=-5 deg; u0=29.2 kn; flaps=0 deg.
inputs: th0=47(%); de0=-9.22 deg; da0=0.64 deg; dr0=-0.01 deg;

Teng=0.27 s; demax=+35/--30 deg; damax=30 deg; drmax=45 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=23.5 kg; Ix=1.548 kg.m^2; Iy=2.841 kg.m^2; Iz=3.828 kg.m^2; Ixz=0.1 kg.m^2
wing data: S=0.90 m^2; b=3.000 m; c=0.300 m; aamax=18.00 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1075  0.5014 -1.4688 -2.0727 -0.0032 -1.0658  0.0000 -1.0989 -1.8976 -0.0829

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1098 -30.5785  10.5991  0.0000 -12.2557 -0.9814  0.0000  4.1257 -0.2519

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  0.637 -16.356 -0.572  0.000  0.000  2.979  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-36.160  0.000 -0.005  0.000  10.894
-----

```

Blimp

Trata-se de um dirigível autónomo para vigilância com motorização eléctrica (quatro mas com mesma variável de controlo 'dt') e 3 superfícies na cauda resultando nos usuais ailerons e lemes de profundidade e direcção.

```

--- Blimp

trim: Vt0=8.0m/s, h0=50m, OM0=491rad/s, Im0=4.8A, th0=0.358, tt0=3.96d

damp(each_motor)
Eigenvalue      Damping      Freq. (rad/s)
-2.03e+001      1.00e+000      2.03e+001
-2.51e+001      1.00e+000      2.51e+001

Longitudinal dynamics: [de dt]->[u w q tt]
[bmtrim.slona(1:4,1:4),bmtrim.slona.b(1:4,1:2)]
-0.1066  0.0260  0.7687 -1.6254  1.7703  1.0064
-0.1663 -1.0441  9.5211 -0.0249 -3.4496 -0.2730
-0.0966  0.2245 -4.5217 -0.6215 -3.8428  0.2127
      0      0      1.0000      0      0      0

Lateral dynamics: [da dr]->[v p r ff]
[bmtrim.slat.a(1:4,1:4),bmtrim.slat.b(1:4,1:2)]
-0.2895  0.0509  0.4025 -0.4901 -0.1306  7.1528
 3.0066 -2.2105  5.8987 -6.9384 -9.2859  5.0966
-0.3610 -0.0164 -4.2081 -0.3423 -2.2540 -6.5917
      0      1.0000  0.0693      0      0      0

```