



**TÉCNICO**  
LISBOA

## Controlo de Voo

### **Enunciado dos projectos 2019-2020**

José Raul Azinheira  
DEM-IST

Abril/Maio de 2020

# Sumário

## 1 Objectivo

## 2 Avaliação

Passos do projecto ou relatório . . . . .

## 3 Prazos

## 4 A entregar para a avaliação

## 5 Apresentação dos projectos

## 6 Sensores e Actuadores

## 7 Lista de temas propostos

## 8 Simulações

Entradas para o aumento de estabilidade ou aeroelasticidade . . . . .

Aeroelasticidade . . . . .

Aterragem com GPS . . . . .

Circuitos . . . . .

Patrulha . . . . .

Manobra de VANT . . . . .

Voo em formação . . . . .

TCAS . . . . .

Seguimento de solo . . . . .

Aterragem em Macau-16 e Macau-34 . . . . .

## 9 Simulink/Xcos

Alguns blocos Simulink úteis . . . . .

Exemplo Simulink de anel fechado com Sensores e Actuadores . . . . .

Exemplo não linear no Xcos . . . . .

## 10 Modelos propostos

A330 . . . . .

A350 . . . . .

BAE146 . . . . .

ATR72 . . . . .

C208 . . . . .

C295 . . . . .

TB30 . . . . .

PC12 . . . . .

DJ400 . . . . .

B1B . . . . .

M2000 . . . . .

SU35 . . . . .

UAV . . . . .

Flying Wing -FW . . . . .

Aerosonde . . . . .

Dirigível -Blimp . . . . .

Helicóptero . . . . .

# 1 Objectivo

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

# 2 Avaliação

Relatório final, **30% da nota final** (+ 70 % Exame, ou + 60% Exame +10% MOOC)

O relatório sintético (*até 10 páginas*) deverá ser organizado na forma de artigo (i.e. com resumo, introdução, justificações teóricas, 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 ou relatório

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

1. determinação e análise do modelo estudado
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
4. inclusão dos sensores/actuadores: modelação, correcções, análise do anel fechado
5. simulação no domínio do tempo/análise complementar
6. conclusões/análise crítica

# 3 Prazos

**08-05-20** Escolha do projecto

**28-05-20** Entrega do relatório e código (por email)

Penalidade para os atrasos de 1 valor por dia

# 4 A entregar para a avaliação

A avaliação é efectuada com base no **relatório**, mas os alunos devem enviar por email um **pacote zipado com: (i) relatório em pdf** e **(ii) código desenvolvido** em Matlab (ficheiros .m .mdl etc) ou em Scilab (ficheiros .sce 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 em 8.
- B. Nos casos do dirigível (blimp) ou helicóptero, 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. 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 -20 graus; as simulações devem incluir o arredondamento e alinhamento final com a pista.
- F. Os circuitos horizontais, a patrulha, o seguimento de solo, a manobra de VANT, 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 dirigível, fw e UAV) soprando de Frente, no caso longitudinal, ou de Norte, no caso lateral.
- G. Para o TCAS e voo em formação, são consideradas duas aeronaves idênticas e com anéis internos idênticos.
- H. 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.
- I. Para projectos realizados em Scilab/Xcos<sup>1</sup> é atribuído 1 VALOR DE BÓNUS.
- J. Os projectos de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) 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.
- K. Os projectos não-lineares são tratados pela colaboração de dois grupos, um para os aspectos longitudinais e outro para os aspectos laterais (para os projectos B e C, só a cinemática se considera como não linear) mas até ao ponto 5 podem trabalhar em separado, exactamente como para todos os temas. Para ter em conta os aspectos específicos no ponto 5, são atribuídos 2 VALORES DE BÓNUS para a integração não linear. O modelo não linear do projecto A será disponibilizado por email ao pedido dos grupos envolvidos.

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

---

<sup>1</sup><http://www.scilab.org>

## 6 Sensores e Actuadores

**NÃO EXISTEM SENSORES NEM ACTUADORES IDEAIS : qualquer realimentação passa por um sensor !**

### Sensores disponíveis:

#### VANTs (UAV, Aerosonde, FW, dirigível -blimp, helicóptero)

- 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 0.122mG, rms 3mG
- Razões angulares ( $\times 3$ ):  $\pm 300^\circ/\text{s}$ , 0.7-4.3Vdc, rms  $4.4^\circ/\text{s}$
- Magnetómetro ( $\times 3$ ): saída digital,  $\pm 8$  gauss, resolução 0.005 gauss, rms 0.015 gauss
- Sonar: saída digital, 0.2-7.5m, resolução 1cm, 10Hz
- GPS: saída digital, amostragem de 5Hz, com posição em Latitude-Longitude-Altitude, convertida para ENU (East, North, Up) em metros, com resolução de 0.5 m, ruído rms 2.5m; velocidade ENU, com resolução de 1cm/s, ruído rms 0.1m/s
- Conversor A/D para os sensores analógicos: 12 bits, 0-5Vdc, ruído de 1.5LSB rms

#### Outras aeronaves

- Altitude barométrica, com gama de 0-40kft/0-28Vdc, constante de tempo de 100 ms.
- Velocidade ar (TAS), com gama 0-1000kt/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.
- Ângulo de guinada (bússola): gama 0/360°, saída de 0-28Vdc e ruído branco de 1.5° RMS.
- Razões angulares: gama  $\pm 50^\circ/\text{s}$ , saída  $\pm 3$  Vdc, ruído branco de 2mV 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 1.5% 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 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 1 rad/s, e constante de tempo de 100 ms (excepto para VANTs 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 SU35, M2000, FW e helicóptero a 100Hz)

## 7 Lista de temas propostos

Lista de projectos propostos (cada tema só é atribuído a um grupo de 2 alunos)

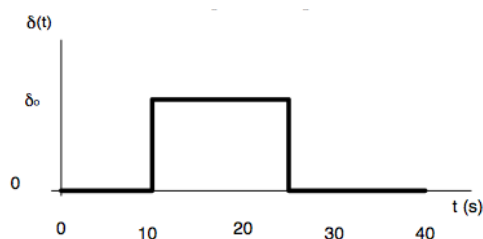
nº	aeronave	SAE/atitude	simulação
1	A330-2	velocidade ar e ângulo de subida	aeroelasticidade
2	A330-2	ângulo de rumo em volta coord.	TCAS
3	A330-3	velocidade ar e altitude	TCAS
4	A330-4	derrapagem e ângulo de rolamento	aterragem com ILS
5	A350-1	velocidade ar e velocidade de subida	perturbações atmosféricas
6	A350-4	ângulo de rumo em volta coord.	aterragem em Macau-16
7	A350-4	velocidade ar e ângulo de subida	aterragem em Macau-34
8	A350-1	derrapagem e ângulo de rolamento	circuito 4 - LOS
9	BAE146-4	velocidade ar e altitude	aterragem com ILS
10	BAE146-2	derrapagem e ângulo de rolamento	circuito 4 - L1
11	BAE146-4	ângulo de rumo em volta coord.	seguimento de solo
12	BAE146-1	ângulo de rumo em volta coord.	patrulha - LOS
13	ATR72-3	velocidade ar e ângulo de subida	TCAS
14	ATR72-2	ângulo de rumo em volta coord.	circuito 3 -rumo
15	ATR72-3	derrapagem e rolamento com constantes de tempo de 1.5s	seguimento de solo - L1
16	ATR72-4	velocidade ar e altitude	aterragem com GPS
17	C208-2	velocidade ar e altitude	voo em formação
18	C208-4	velocidade ar e velocidade de subida	aterragem com ILS
19	C208-3	ângulo de rumo em volta coord.	TCAS
20	C208-4	derrapagem e ângulo de rolamento	circuito 2 - LOS
21	C295-4	velocidade ar e ângulo de subida	aterragem com GPS
22	C295-2	derrapagem e ângulo de rumo	circuito 3 -rumo
23	C295-3	ângulo de rumo em volta coord.	patrulha - LOS
24	C295-4	velocidades ar e de subida	perturbações atmosféricas
25	TB30-4	derrapagem e ângulo de rolamento	aterragem em Macau-16
26	TB30-1	ângulo de rumo em volta coord.	circuito 1 - LOS
27	TB30-4	velocidade ar e altitude	seguimento de solo
28	TB30-2	derrapagem e rolamento	voo em formação
29	DJ400-3	ângulo de rumo em volta coord.	TCAS
30	DJ400-2	velocidade ar e velocidade de subida	perturbações atmosféricas
31	DJ400-4	velocidade ar e altitude	aterragem em Macau-34
32	DJ400-4	derrapagem e rolamento	aterragem em Macau-34
33	PC12-3	derrapagem e rolamento	voo em formação
34	PC12-1	velocidade ar e ângulo de subida	voo em formação
35	PC12-2	ângulo de rumo em volta coord.	circuito 2
36	PC12-3	derrapagem e rolamento	perturbações atmosféricas
37	UAV-4	velocidade ar e ângulo de subida	aterragem com GPS
38	UAV-2	velocidade ar e altitude	manobra de VANT
39	UAV-1	derrapagem e rolamento	manobra de VANT - L1
40	UAV-3	derrapagem e rolamento com constantes de tempo de 1s	voo em formação

41	B1B-2	derrapagem e ângulo de rolamento	patrulha - LOS
42	B1B-1	velocidade e ângulo de subida	seguimento de solo
43	B1B-4	derrapagem e ângulo de rumo	circuito 4 - LOS
44	B1B-4	velocidade ar e altitude	aterragem com ILS
45	M2000-1	velocidade e ângulo de subida	voo em formação
46	M2000-2	derrapagem e rolamento com constantes de tempo de 1s	voo em formação
47	M2000-4	velocidade ar e altitude	seguimento de solo
48	M2000-1	derrapagem e ângulo de rolamento	patrulha - L1
49	M2000-3	controlo de rumo em volta coordenada	TCAS
50	Blimp	velocidades ar e de subida	seguimento de solo
51	Blimp	ângulo de rumo	circuito 3 -LOS
52	FW-2	ângulo de rolamento	manobra de VANT
53	FW-2	velocidade ar e altitude	manobra de VANT
54	FW-3	ângulo de rolamento	circuito 1 - L1
55	FW-4	velocidades ar e de subida	aterragem com GPS
56	SU35-4	derrapagem e rolamento com constantes de tempo de 1s	aterragem em Macau-16
57	SU35-4	velocidade ar e altitude	aterragem com Macau-34
58	SU35-2	velocidade ar e altitude	voo em formação
59	SU35-1	ângulo de rumo	seguimento de solo
60	Aeros-3	derrapagem e ângulo de rolamento	manobra de VANT
61	Aeros-4	velocidade ar e altitude	manobra de VANT
62	Aeros-2	velocidade ar e altitude	perturbações atmosféricas
63	Aeros-1	ângulo de rumo em volta coordenada	circuito 2 - LOS
A1 <sup>2</sup>	DJ400-4	velocidade e altitude	aterragem em Macau-16 -NL
A2 <sup>2</sup>	DJ400-4	derrapagem e ângulo de rolamento	aterragem em Macau-16 -NL
B1 <sup>2</sup>	Blimp	velocidade e altitude	manobra de VANT -NL
B2 <sup>2</sup>	Blimp	ângulo de rumo	manobra de VANT-NL
C1 <sup>2</sup>	Heli	velocidade e altitude	manobra de VANT -NL
C2 <sup>2</sup>	Heli	ângulo de rumo	manobra de VANT-NL

## 8 Simulações

### Entradas para o aumento de estabilidade ou aeroelasticidade

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.



<sup>2</sup>os projectos A, B e C funcionam aos pares para o ponto 5, que neste caso é uma simulação não linear

## Aeroelasticidade

A influência da aeroelasticidade da asa será analisada considerando somente o modo fundamental de flexão aproximado por um conjunto massa-mola com 40% da massa do avião, frequência natural de 0.3Hz e factor de amortecimento igual a 0.3.

Serão comparadas as respostas no seguimento a pedidos com o modelo rígido e com o modelo elástico.

## Aterragem com GPS

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 radio-altímetro.

## Circuitos

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

Para os circuitos longitudinais, a distância curvilinear 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  $-3^\circ$  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 (22km)

	lon	[deg]	lat	[deg]
A:	-43°	59' 35"	-19°	54' 40"
B:	-43°	59' 8"	-19°	54' 29"
C:	-43°	57' 21"	-19°	53' 43"
D:	-43°	57' 39"	-19°	51' 47"
E:	-44°	0' 24"	-19°	50' 28"
F:	-44°	0' 6"	-19°	49' 53"
G:	-43°	57' 37"	-19°	50' 50"
H:	-43°	56' 20"	-19°	51' 17"

### Circuito 2 (40km)

	lon	[deg]	lat	[deg]
A:	-1°	47' 50"	43°	21' 3"
B:	-1°	47' 3"	43°	21' 45"
C:	-1°	45' 2"	43°	23' 34"
D:	-1°	32' 37"	43°	24' 11"
E:	-1°	27' 21"	43°	27' 10"
F:	-1°	27' 18"	43°	28' 7"
G:	-1°	30' 32"	43°	28' 5"
H:	-1°	32' 12"	43°	28' 5"

### Circuito 3 (61km)

	lon	[deg]	lat	[deg]
A:	113°	55' 58"	22°	18' 27"
B:	113°	53' 58"	22°	17' 48"
C:	113°	48' 17"	22°	15' 55"
D:	113°	45' 19"	22°	4' 36"
E:	113°	40' 52"	22°	2' 58"
F:	113°	37' 15"	22°	4' 24"
G:	113°	35' 47"	22°	8' 10"
H:	113°	35' 10"	22°	9' 51"

### Circuito 4 (184km)

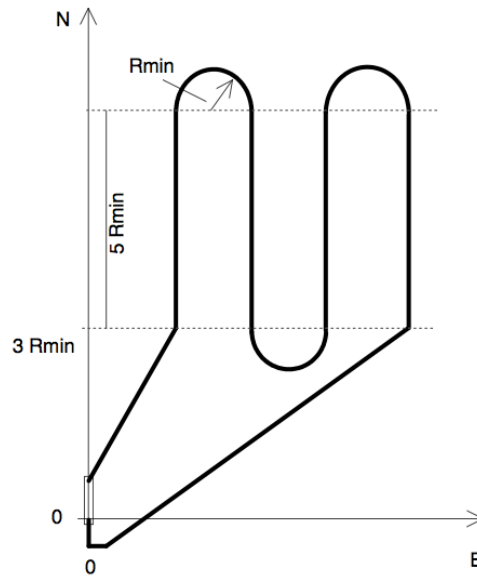
	lon	[deg]	lat	[deg]
A:	135°	12' 24"	34°	25' 44"
B:	135°	14' 21"	34°	27' 2"
C:	135°	30' 27"	34°	37' 54"
D:	135°	53' 20"	34°	40' 2"
E:	136°	15' 57"	34°	33' 15"
F:	136°	43' 45"	34°	37' 3"
G:	136°	50' 22"	34°	41' 35"
H:	136°	48' 33"	34°	50' 36"
I:	136°	48' 7"	34°	52' 22"

## 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

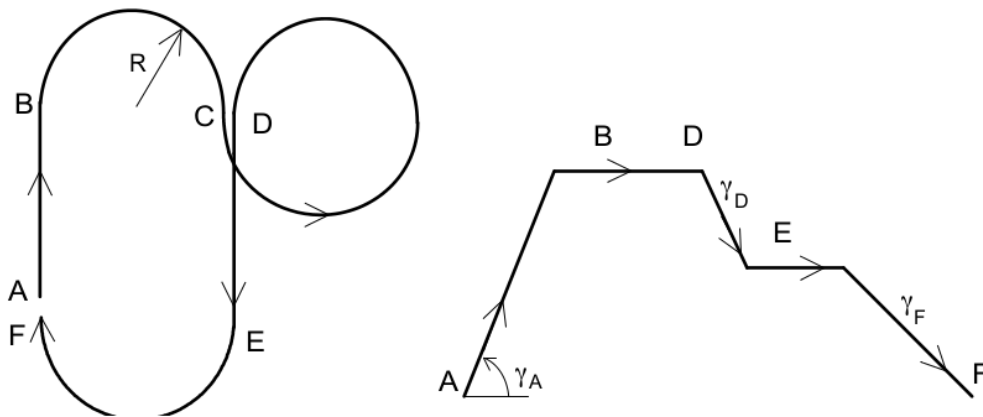


da aeronave na condição de voo indicada. A posição da aeronave é obtida pelo GPS. Descolagem e aterragem são para Norte, com vento constante a  $-15^\circ$ .



## Manobra de VANT

Para VANTs com manobrabilidade acrescida, deseja-se efectuar um controlo de trajectória de acordo com a manobra (horizontal e vertical) apresentada na figura. Será considerado um vento constante a  $-15^\circ$ , com intensidade o menor de  $5\text{m/s}$  ou  $1/3$  da velocidade de cruzeiro do VANT.



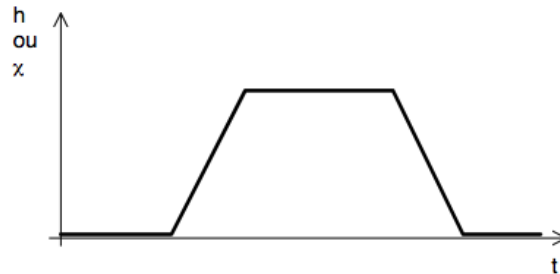
Para uma simulação não linear, a subida efectua-se no ponto A de  $5\text{m}$  a  $50\text{m}$ , mantém-se altitude em velocidade de cruzeiro até ao ponto D onde se desce a  $30\text{m}$ , prossegue-se até E, e efectua-se a descida final em curva de E a F (com F a  $5\text{m}$  de altitude). Os ângulos de subida e descida dependem do VANT considerado.

Para simulações lineares:

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

## Voo em formação

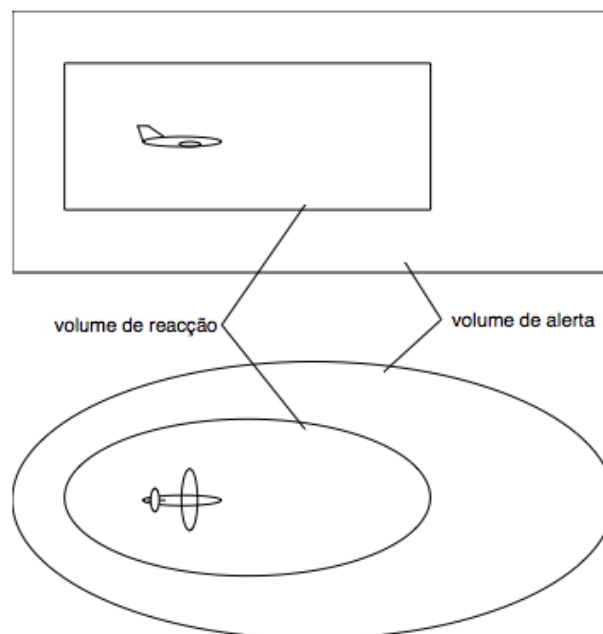
Pretende-se que uma aeronave siga outra aeronave durante uma manobra simples. As duas aeronaves são idênticas. A manobra é uma regulação de altitude  $h$  ou rumo verdadeiro  $\chi$  com velocidade longitudinal constante.



A mudança de altitude ou rumo deve ser de 100 m ou  $90^\circ$ , 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 Collision Avoidance System) de nível II/III, serão consideradas duas aeronaves similares, em rota de colisão no mesmo nível de voo de cruzeiro, com um ângulo de  $135^\circ$  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.



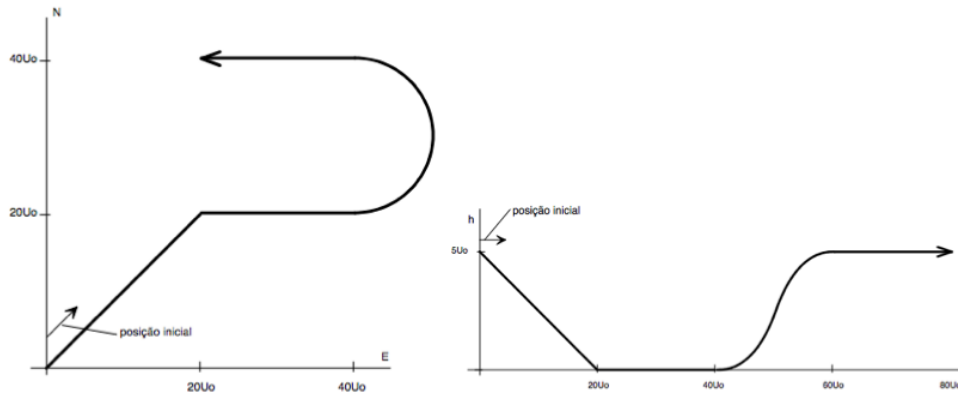
O sistema TCAS é suposto alertar se um obstáculo aparece 40 s antes da colisão e tomar acção de desvio 25 s antes da colisão. Serão considerados os dois casos, (i) em que só uma das aeronaves altera a sua rota para se desviar, ou (ii) quando ambas alteram a sua rota de forma coordenada (em direcções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



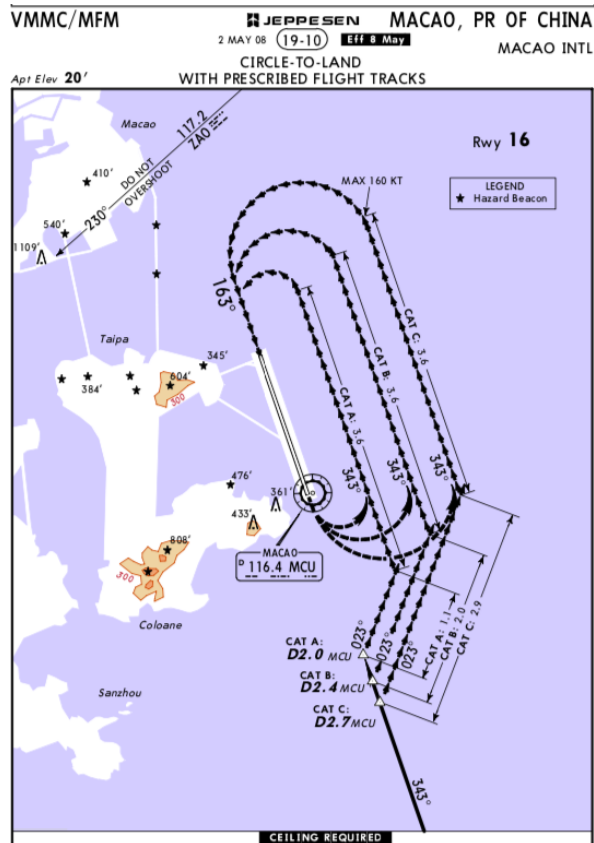
Para o caso longitudinal, seria um seguimento do solo com perfil apresentado na figura da direita (representa-se aqui o solo). O sensor utilizado é o rádio-altímetro.

## Aterragem em Macau-16 e Macau-34

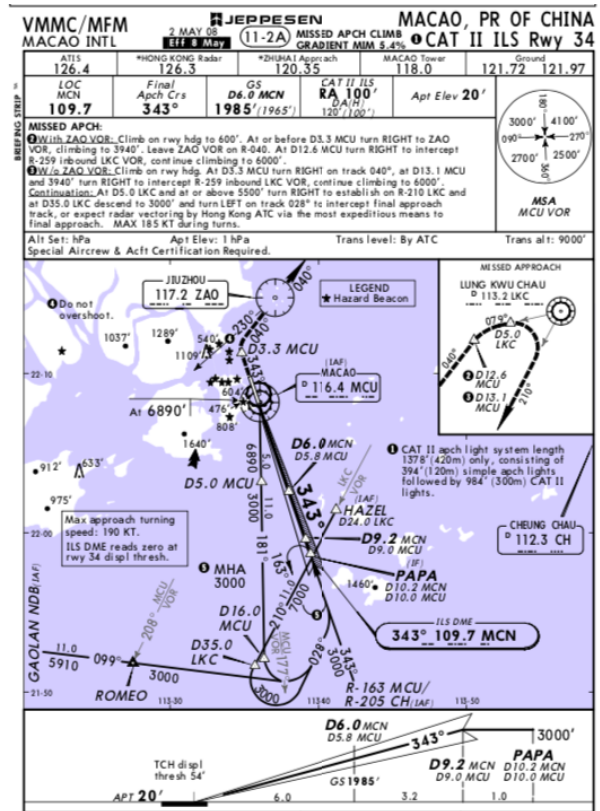
A aterragem normal em Macau é na pista 34, com ILS cat II, cujos dados estão apresentados na figura da direita abaixo.

A alternativa na pista 16 é utilizada em pilotagem manual, de acordo com o figura esquerda abaixo, mas deve aqui ser simulada com recurso a GPS.

Ambas têm uma aproximação inicial com rumo a  $343^\circ$  ao longo da ladeira da pista 34. A aterragem na pista 34 horizontal começa no ponto Romeo.



Aterragem em Macau 16

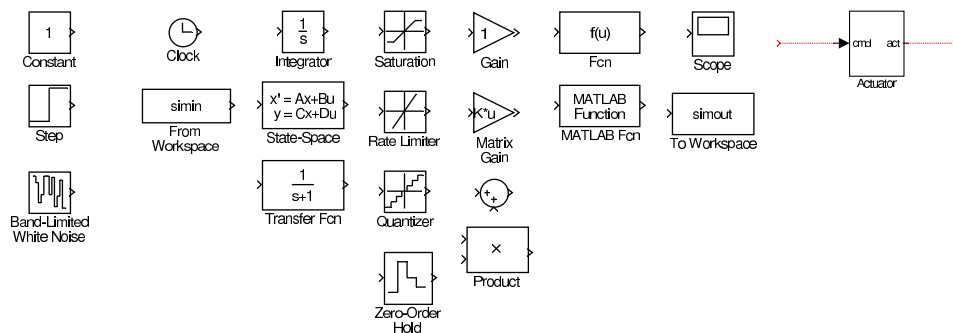


Aterragem em Macau 34

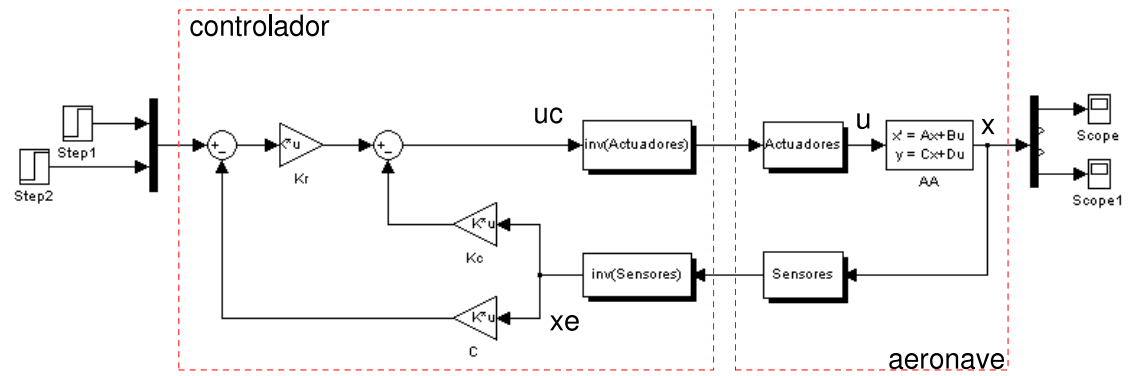
## 9 Simulink/Xcos

### Alguns blocos Simulink úteis

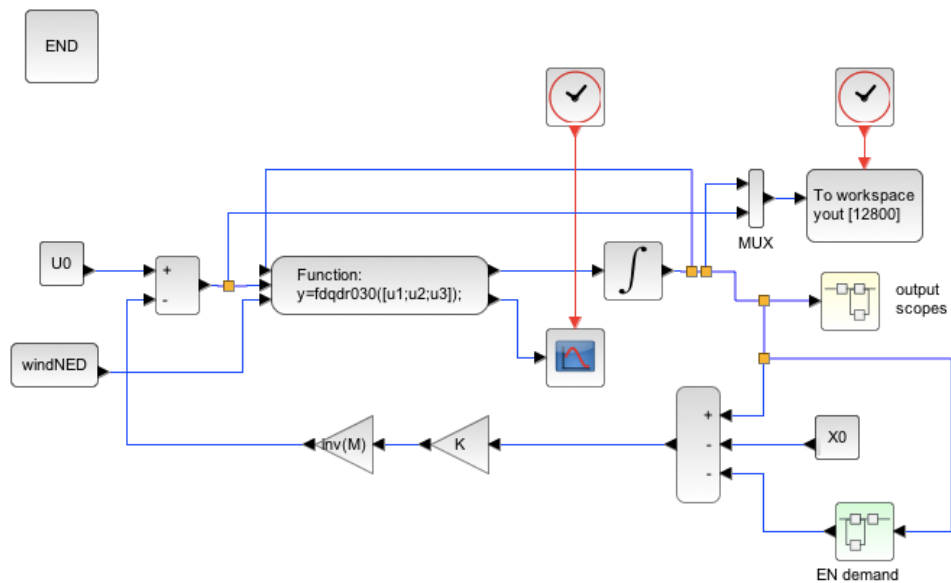
Nomeadamente, da esquerda para a direita: entradas ou fontes, blocos lineares, blocos não lineares, operações, funções, saídas, sub-sistemas.



## Exemplo 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 projecto 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: aa é o ângulo de ataque, bb o ângulo de derrapagem etc;
- Teng é a constante de tempo do motor;
- zw e mw são as derivadas de sustentação e momento de picada em ordem à derivada da velocidade vertical  $Z_{\dot{w}}$  e  $M_{\dot{w}}$  ;
- os coeficientes estão organizados com longitudinais, laterais e de controlo, com entradas longitudinais (leme de profundidade, flaps ou spoiler, e motor) e laterais (ailerons e leme de direcção);
- para o lateral, as derivadas fornecidas já consideram o estado  $\beta$ ;
- para o longitudinal, os flaps não são usados no controlo excepto quando pedido explicitamente;
- no caso lateral, as derivadas de estabilidade já estão fornecidas para o estado com  $\beta$  no lugar de  $v$  e não deverão assim ser divididas por  $U_0$ ;
- os modelos não-lineares são fornecidos sob a forma de pacotes zipados disponíveis na página da UC, incluindo os dados e o modelo simulink da aeronave em anel aberto.

### A330

```
--A330: flight condition: 1
h=0 m; M=0.25; aa0=3.28 deg; gg0=10 deg; u0=165.2 kn; flaps=12 deg.
throttle: th0=72(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.00 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=213783 kg; Ix=42574886 kg.m^2; Iy=40362692 kg.m^2; Iz=36915991 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      zw      zq      mu      mw      mq      mw
-0.0462  0.0149 -0.2096 -0.8555 -0.0388 -8.8302  0.0000 -0.0242 -0.5457 -0.0024

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0576 -0.7216  0.8443  0.0012 -0.7861 -0.0868  0.0242  0.2482 -0.3630

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  10.253 -1.695 -0.678  0.000  0.000  3.184  0.000  0.013

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.548  0.000 -0.017 -0.012 -0.286
-----

--A330: flight condition: 2
h=1000 m; M=0.54; aa0=3.28 deg; gg0=10 deg; u0=352.8 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=72(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.00 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
```

```

m=198242 kg; Ix=38045112 kg.m^2; Iy=40362692 kg.m^2; Iz=36915991 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
-0.0166  0.0049 -0.0959 -1.8547 -0.0380 -18.4523  0.0000 -0.0471 -1.0574 -0.0021

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1203 -3.3415  3.4939  0.0012 -1.7047 -0.1683  0.0237  0.5381 -0.7035

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  37.525 -5.754 -3.027  0.000  0.000  3.522  0.000  0.013

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-7.129  0.000 -0.032 -0.051 -1.094
-----

--A330: flight condition: 3
h=11277 m; M=0.90; aa0=3.28 deg; gg0=10 deg; u0=519.6 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=72(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.00 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=174931 kg; Ix=31250450 kg.m^2; Iy=40362692 kg.m^2; Iz=36915991 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
-0.0112 -0.0027 -0.0750 -1.2812 -0.0148 -10.6018  0.0000 -0.0247 -0.5361 -0.0007

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0691 -3.0371  2.6085  0.0005 -1.0522 -0.0853  0.0092  0.3321 -0.3567

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  18.302 -2.476 -2.561  0.000  0.000  1.470  0.000  0.005

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-6.396  0.000 -0.018 -0.047 -0.817
-----

--A330: flight condition: 4
h=100 m; M=0.17; aa0=3.28 deg; gg0=10 deg; u0=112.2 kn; flaps=20 deg.
throttle: th0=72(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=2.00 s; demax=+26/-26 deg; damax=30 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=151619 kg; Ix=24455789 kg.m^2; Iy=40362692 kg.m^2; Iz=36915991 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
-0.0735  0.0244 -0.3331 -0.8175 -0.0542 -8.3759  0.0000 -0.0162 -0.3671 -0.0023

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0546 -0.5740  0.3858  0.0017 -0.9207 -0.0584  0.0338  0.2906 -0.2442

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  7.038 -0.825 -0.437  0.000  0.000  4.346  0.000  0.012

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.232  0.000 -0.016 -0.010 -0.134
-----

```

## A350

```

--A359: flight condition: 1
h=0 m; M=0.25; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=165.2 kn; flaps=12 deg.
throttle: th0=113(%); 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=271486 kg; Ix=48570945 kg.m<sup>2</sup>; Iy=40362692 kg.m<sup>2</sup>; Iz=36915991 kg.m<sup>2</sup>; Ixz=1763 kg.m<sup>2</sup>  
wing data: S=544.69 m<sup>2</sup>; b=63.398 m; c=8.585 m; aamax=11.54 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0505	0.0146	-0.2065	-0.6765	-0.0306	-6.9534	0.0000	-0.0242	-0.8036	-0.0064
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-0.0453	-0.6325	0.8443	0.0010	-0.6891	-0.0868	0.0191	0.2175	-0.3630	
xde	zde	mde	xdf	zdf	mdf	xdt	zdt	mdt	
0.000	8.074	-1.695	-0.869	-5.304	0.006	3.030	0.000	0.010	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-1.357	0.000	-0.013	-0.011	-0.286					

-----

--A359: flight condition: 2

h=1000 m; M=0.51; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=333.2 kn; flaps=0 deg.  
throttle: th0=113(%); 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=244404 kg; Ix=42841959 kg.m<sup>2</sup>; Iy=40362692 kg.m<sup>2</sup>; Iz=36915991 kg.m<sup>2</sup>; Ixz=1763 kg.m<sup>2</sup>  
wing data: S=544.69 m<sup>2</sup>; b=63.398 m; c=8.585 m; aamax=11.54 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0159	0.0055	-0.1012	-1.4110	-0.0308	-14.1356	0.0000	-0.0445	-1.4707	-0.0058
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-0.0921	-2.6468	3.1165	0.0010	-1.4298	-0.1589	0.0192	0.4513	-0.6644	
xde	zde	mde	xdf	zdf	mdf	xdt	zdt	mdt	
0.000	27.555	-5.209	-3.561	-21.748	0.020	3.384	0.000	0.010	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-5.652	0.000	-0.024	-0.041	-0.976					

-----

--A359: flight condition: 3

h=11887 m; M=0.85; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=490.7 kn; flaps=0 deg.  
throttle: th0=113(%); 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=203782 kg; Ix=34248480 kg.m<sup>2</sup>; Iy=40362692 kg.m<sup>2</sup>; Iz=36915991 kg.m<sup>2</sup>; Ixz=1763 kg.m<sup>2</sup>  
wing data: S=544.69 m<sup>2</sup>; b=63.398 m; c=8.585 m; aamax=11.54 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0090	-0.0021	-0.0789	-1.0085	-0.0126	-8.5124	0.0000	-0.0230	-0.7385	-0.0020
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-0.0555	-2.4480	2.3043	0.0004	-0.8980	-0.0798	0.0079	0.2835	-0.3336	
xde	zde	mde	xdf	zdf	mdf	xdt	zdt	mdt	
0.000	17.418	-2.745	-3.158	-19.286	0.015	1.435	0.000	0.004	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-5.165	0.000	-0.015	-0.038	-0.721					

-----

--A359: flight condition: 4

h=100 m; M=0.17; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=112.2 kn; flaps=20 deg.  
throttle: th0=113(%); 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=163159 kg; Ix=25655001 kg.m^2; Iy=40362692 kg.m^2; Iz=36915991 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=544.69 m^2; b=63.398 m; c=8.585 m; aamax=11.54 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0797  0.0243 -0.3325 -0.7626 -0.0503 -7.7835  0.0000 -0.0162 -0.5406 -0.0064

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0507 -0.5472  0.3858  0.0016 -0.8777 -0.0584  0.0314  0.2770 -0.2442

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000  6.540 -0.825 -0.660 -4.033  0.003  4.881  0.000  0.010

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.175  0.000 -0.015 -0.009 -0.134
-----

```

## BAE146

```

--BAE146: flight condition: 1
h=0 m; M=0.25; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=165.2 kn; flaps=12 deg.
throttle: th0=113(%); 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=43091 kg; Ix=16576051 kg.m^2; Iy=1926217 kg.m^2; Iz=2427183 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=85.84 m^2; b=26.213 m; c=3.277 m; aamax=14.10 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0310  0.0784 -0.2288 -0.6659  0.0205 -3.3631  0.0000 -0.0382 -1.1856 -0.0005

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0538 -0.0508  0.7144  0.0011 -0.0615 -0.0743  0.0069 -0.0046 -0.1366

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -5.385 -1.727 -0.854 -10.597  0.008  3.147  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.155  0.138 -0.030 -0.012 -0.489
-----

```

```

--BAE146: flight condition: 2
h=800 m; M=0.60; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=392.9 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); 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=40328 kg; Ix=12334927 kg.m^2; Iy=1926217 kg.m^2; Iz=2427183 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=85.84 m^2; b=26.213 m; c=3.277 m; aamax=14.10 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0188  0.0326 -0.1003 -1.6468  0.0203 -7.9085  0.0000 -0.0845 -2.6092 -0.0004

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1266 -0.3575  3.7390  0.0011 -0.1818 -0.1634  0.0068 -0.0137 -0.3006

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -23.961 -7.192 -4.775 -59.266  0.044  3.689  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.084  0.718 -0.065 -0.076 -2.364
-----

```

```

--BAE146: flight condition: 3
h=10058 m; M=0.73; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=424.2 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); 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=36183 kg; Ix=5973242 kg.m^2; Iy=1926217 kg.m^2; Iz=2427183 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=85.84 m^2; b=26.213 m; c=3.277 m; aamax=14.10 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0091  0.0288 -0.0914 -0.7794  0.0082 -3.4371  0.0000 -0.0332 -1.0174 -0.0001

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0550 -0.3108  1.5739  0.0005 -0.1464 -0.0637  0.0027 -0.0111 -0.1172

xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -10.491 -2.825 -2.240 -27.804  0.018  1.301  0.000  0.000

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.933  0.299 -0.028 -0.066 -0.995
-----

--BAE146: flight condition: 4
h=500 m; M=0.16; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=105.1 kn; flaps=40 deg.
throttle: th0=113(%); 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=35722 kg; Ix=5266388 kg.m^2; Iy=1926217 kg.m^2; Iz=2427183 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=85.84 m^2; b=26.213 m; c=3.277 m; aamax=14.10 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0824  0.1190 -0.3518 -0.4982  0.0236 -2.4599  0.0000 -0.0231 -0.7189 -0.0004

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0394 -0.0617  0.2757  0.0013 -0.1174 -0.0450  0.0079 -0.0089 -0.0828

xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -2.691 -0.715 -0.397 -4.933  0.003  3.497  0.000  0.000

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.189  0.053 -0.023 -0.015 -0.194
-----

```

## ATR72

```

--atr72: flight condition: 1
h=0 m; M=0.17; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=112.4 kn; flaps=5 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.80 s; demax=+26/-22 deg; damax=20 deg; drmax=28 deg; flapmax=30 deg

inertial data:
m=16691 kg; Ix=172255 kg.m^2; Iy=363352 kg.m^2; Iz=395873 kg.m^2; Ixz=1069 kg.m^2
wing data: S=61.04 m^2; b=27.026 m; c=2.616 m; aamax=15.52 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0666  0.0957 -0.3296 -0.7092 -0.0089 -1.1763  0.0000 -0.0467 -0.6485  0.0019

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.2710 -1.0831  3.3198  0.0013 -1.6027  0.0780  0.0061 -0.4034 -0.0410

xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -0.486 -0.779  0.000  0.750  0.000  4.185  0.000  0.117

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.858  0.834 -0.068 -0.096 -1.531
-----

--atr72: flight condition: 2

```

```

h=1500 m; M=0.30; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=194.9 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.80 s; demax=+26/-22 deg; damax=20 deg; drmax=28 deg; flapmax=30 deg

inertial data:
m=15943 kg; Ix=168949 kg.m^2; Iy=363073 kg.m^2; Iz=392594 kg.m^2; Ixz=1208 kg.m^2
wing data: S=61.04 m^2; b=27.026 m; c=2.616 m; aamax=15.52 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0237  0.0571 -0.1952 -1.1093 -0.0080 -1.8449  0.0000 -0.0702 -0.9723  0.0016

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.4250 -2.8695  8.6987  0.0012 -2.4480  0.1178  0.0055 -0.6161 -0.0620

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -1.189 -1.823  0.000  2.039  0.000  3.486  0.000  0.093

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-4.917  2.181 -0.101 -0.241 -3.810
-----

--atr72: flight condition: 3
h=7620 m; M=0.46; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=275.3 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.80 s; demax=+26/-22 deg; damax=20 deg; drmax=28 deg; flapmax=30 deg

inertial data:
m=14259 kg; Ix=161512 kg.m^2; Iy=362446 kg.m^2; Iz=385217 kg.m^2; Ixz=1520 kg.m^2
wing data: S=61.04 m^2; b=27.026 m; c=2.616 m; aamax=15.52 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0170  0.0398 -0.1389 -0.9302 -0.0047 -1.5114  0.0000 -0.0518 -0.7136  0.0008

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.3482 -3.1073  9.1775  0.0007 -1.8763  0.0880  0.0032 -0.4722 -0.0463

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -1.225 -1.683  0.000  2.360  0.000  1.188  0.000  0.028

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-5.310  2.295 -0.078 -0.248 -3.809
-----

--atr72: flight condition: 4
h=500 m; M=0.12; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=78.9 kn; flaps=50 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.80 s; demax=+26/-22 deg; damax=20 deg; drmax=28 deg; flapmax=30 deg

inertial data:
m=13698 kg; Ix=159033 kg.m^2; Iy=362237 kg.m^2; Iz=382757 kg.m^2; Ixz=1624 kg.m^2
wing data: S=61.04 m^2; b=27.026 m; c=2.616 m; aamax=15.52 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1633  0.1377 -0.4739 -0.6096 -0.0103 -0.9586  0.0000 -0.0311 -0.4351  0.0018

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.2208 -0.5507  1.6118  0.0015 -1.1610  0.0540  0.0070 -0.2922 -0.0284

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -0.288 -0.381  0.000  0.429  0.000  4.633  0.000  0.107

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.945  0.405 -0.055 -0.049 -0.743
-----

```

## C208

```
--C208B: flight condition: 1
h=10 m; M=0.12; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=79.3 kn; flaps=5 deg.
throttle: th0=113(%); 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=4077 kg; Ix=1738515 kg.m^2; Iy=15275 kg.m^2; Iz=1746697 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=25.92 m^2; b=15.875 m; c=1.084 m; aamax=14.72 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zw      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1101  0.1181 -0.4653 -0.8352 -0.0055 -0.6719  0.0000 -0.0801 -0.0852 -0.0143

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0657 -0.0177  0.0317  0.0013 -0.1219  0.0021  0.0015 -0.0092 -0.0006

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -2.416 -1.374  0.000  0.000  0.000  2.973  0.000 -0.101

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.053  0.003 -0.030 -0.003 -0.018
-----
```

```
--C208B: flight condition: 2
h=1524 m; M=0.23; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=149.8 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); 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=3675 kg; Ix=1392125 kg.m^2; Iy=15275 kg.m^2; Iz=1400308 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=25.92 m^2; b=15.875 m; c=1.084 m; aamax=14.72 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zw      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0404  0.0658 -0.2550 -1.4903 -0.0053 -1.2146  0.0000 -0.1306 -0.1388 -0.0123

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1187 -0.0680  0.1217  0.0013 -0.2481  0.0043  0.0014 -0.0187 -0.0012

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -8.253 -4.231  0.000  0.000  0.000  2.579  0.000 -0.079

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.195  0.012 -0.052 -0.012 -0.067
-----
```

```
--C208B: flight condition: 3
h=2895 m; M=0.29; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=184.3 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); 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=3072 kg; Ix=872541 kg.m^2; Iy=15275 kg.m^2; Iz=880724 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=25.92 m^2; b=15.875 m; c=1.084 m; aamax=14.72 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zw      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0428  0.0531 -0.2078 -1.9254 -0.0055 -1.5556  0.0000 -0.1398 -0.1486 -0.0107

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1520 -0.1429  0.2547  0.0013 -0.4238  0.0073  0.0015 -0.0319 -0.0020

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -12.999 -5.571  0.000  0.000  0.000  2.432  0.000 -0.062

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.402  0.026 -0.067 -0.026 -0.140
-----
```

```
--C208B: flight condition: 4
h=1000 m; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=58.8 kn; flaps=40 deg.
throttle: th0=113(%); 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=2670 kg; Ix=526152 kg.m^2; Iy=15275 kg.m^2; Iz=534334 kg.m^2; Ixz=0 kg.m^2
wing data: S=25.92 m^2; b=15.875 m; c=1.084 m; aamax=14.72 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1972  0.1562 -0.6216 -0.8799 -0.0077 -0.6910  0.0000 -0.0540 -0.0574 -0.0130

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0675 -0.0292  0.0517  0.0018 -0.2713  0.0046  0.0021 -0.0204 -0.0013

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -1.843 -0.686  0.000  0.000  0.000  3.799  0.000 -0.084

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.088  0.006 -0.031 -0.006 -0.030
-----
```

## C295

```
--c295: flight condition: 1
h=0 m; M=0.25; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=165.2 kn; flaps=5 deg.
throttle: th0=113(%); 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=16439 kg; Ix=189068 kg.m^2; Iy=266392 kg.m^2; Iz=406745 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=56.21 m^2; b=27.432 m; c=2.159 m; aamax=15.97 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0436  0.0724 -0.2138 -0.8964 -0.0069 -1.3347  0.0000 -0.0381 -0.7900 -0.0013

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1356 -1.0591  2.4123  0.0012 -0.6791 -0.1059  0.0057 -0.5127 -0.2451

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -1.110 -4.648 -1.369 -19.249  0.000  2.860  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-4.829  1.502 -0.031 -0.159 -1.407
-----
```

```
--c295: flight condition: 2
h=1000 m; M=0.37; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=240.4 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); 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=15936 kg; Ix=187313 kg.m^2; Iy=266392 kg.m^2; Iz=406745 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=56.21 m^2; b=27.432 m; c=2.159 m; aamax=15.97 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0164  0.0536 -0.1591 -1.2421 -0.0064 -1.8181  0.0000 -0.0511 -1.0432 -0.0012

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1847 -2.0545  4.6360  0.0011 -0.9052 -0.1399  0.0054 -0.6834 -0.3237

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -2.201 -8.933 -2.714 -38.160  0.000  1.883  0.000  0.000
```

```

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -8.972    2.764   -0.042   -0.309   -2.707
    -----

--c295:  flight condition: 3
      h=6096 m; M=0.46; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=282.3 kn; flaps=0 deg.
      throttle: th0=113(%); 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=15182 kg; Ix=184681 kg.m^2; Iy=266392 kg.m^2; Iz=406745 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=56.21 m^2; b=27.432 m; c=2.159 m; aamax=15.97 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.0143   0.0451  -0.1357  -0.9197  -0.0040  -1.3153   0.0000  -0.0358  -0.7190  -0.0007

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.1336  -1.6862   3.7515   0.0007  -0.6327  -0.0964   0.0033  -0.4777  -0.2231

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
    0.000  -1.310  -5.065  -2.305  -32.413   0.000   0.915   0.000   0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -7.182    2.181  -0.030  -0.254  -2.193
    -----

--c295:  flight condition: 4
      h=1000 m; M=0.12; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=78.4 kn; flaps=34 deg.
      throttle: th0=113(%); 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=14428 kg; Ix=182050 kg.m^2; Iy=266392 kg.m^2; Iz=406745 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=56.21 m^2; b=27.432 m; c=2.159 m; aamax=15.97 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.1319   0.1471  -0.4507  -0.4556  -0.0071  -0.6548   0.0000  -0.0163  -0.3402  -0.0012

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.0665  -0.2248   0.4930   0.0013  -0.3037  -0.0456   0.0059  -0.2293  -0.1056

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
    0.000  -0.258  -0.950  -0.319  -4.482   0.000   5.916   0.000   0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -1.075    0.322  -0.016  -0.035  -0.300
    -----


```

## TB30

```

--tb30:  flight condition: 1
      h=50 m; M=0.15; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=99.1 kn; flaps=5 deg.
      throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.10 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=817 kg; Ix=865 kg.m^2; Iy=993 kg.m^2; Iz=1609 kg.m^2; Ixz=2 kg.m^2
wing data: S=16.26 m^2; b=10.998 m; c=1.033 m; aamax=9.47 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.0634  -0.0398  -0.3833  -5.2704  -0.0164  -2.4939   0.0000  -1.2918  -1.4870  -0.1401

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.2721  -8.8050  17.2173   0.0326  -8.7428   0.9009  -0.0304  -1.5027  -0.1393


```

```

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -11.756 -19.654 -3.020  0.000  0.000  6.056  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-255.092 -0.817 -0.050 -6.229 -11.165
-----

--tb30: flight condition: 2
h=1500 m; M=0.23; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=148.5 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.10 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=767 kg; Ix=843 kg.m^2; Iy=980 kg.m^2; Iz=1600 kg.m^2; Ixz=2 kg.m^2
wing data: S=16.26 m^2; b=10.998 m; c=1.033 m; aamax=9.47 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zw      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0641 -0.0274 -0.2598 -7.3340 -0.0152 -3.4562  0.0000 -1.7035 -1.9605 -0.1233

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.3770 -17.6304  33.7737  0.0302 -11.6776  1.1789 -0.0281 -2.0071 -0.1823

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -24.424 -38.846 -6.274  0.000  0.000  3.386  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-497.085 -1.560 -0.067 -12.146 -21.329
-----

--tb30: flight condition: 3
h=1828 m; M=0.29; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=184.9 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.10 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=692 kg; Ix=809 kg.m^2; Iy=960 kg.m^2; Iz=1586 kg.m^2; Ixz=1 kg.m^2
wing data: S=16.26 m^2; b=10.998 m; c=1.033 m; aamax=9.47 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zw      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0839 -0.0232 -0.2108 -9.8929 -0.0163 -4.6171  0.0000 -2.0959 -2.4114 -0.1217

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.5037 -27.5596  51.1274  0.0323 -14.6596  1.4332 -0.0301 -2.5196 -0.2216

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -40.627 -59.495 -10.436  0.000  0.000  2.891  0.000  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-761.273 -2.313 -0.089 -18.999 -32.310
-----

--tb30: flight condition: 4
h=500 m; M=0.13; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=85.4 kn; flaps=40 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.10 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=642 kg; Ix=786 kg.m^2; Iy=947 kg.m^2; Iz=1576 kg.m^2; Ixz=1 kg.m^2
wing data: S=16.26 m^2; b=10.998 m; c=1.033 m; aamax=9.47 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zw      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0968 -0.0462 -0.4451 -5.5493 -0.0200 -2.6208  0.0000 -1.1196 -1.2875 -0.1407

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.2859 -6.8951  12.5093  0.0397 -7.9402  0.7591 -0.0370 -1.3647 -0.1174

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -10.653 -14.673 -2.736  0.000  0.000  8.237  0.000  0.000

```

```

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-201.239 -0.598 -0.053 -4.930 -8.198
-----

```

## PC12

```

--pc12: flight condition: 1
h=0 m; M=0.20; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=132.2 kn; flaps=12 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.20 s; demax=+17/-15 deg; damax=18 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=6804 kg; Ix=70791 kg.m^2; Iy=67791 kg.m^2; Iz=94907 kg.m^2; Ixz=3300 kg.m^2
wing data: S=28.80 m^2; b=17.424 m; c=1.651 m; aamax=15.18 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0647  0.0478 -0.2790 -1.0031 -0.0186 -3.0627  0.0000 -0.0904 -0.4718 -0.0023

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1011 -1.9640  2.1974  0.0000 -0.9553 -0.0582  0.0078  0.3775 -0.2346

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -4.674 -2.575 -1.149  0.000  0.000  7.909  0.000 -0.121

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-3.752  0.000 -0.016 -0.304 -0.754
-----

```

```

--pc12: flight condition: 2
h=1000 m; M=0.45; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=294.0 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.25 s; demax=+17/-15 deg; damax=18 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=6481 kg; Ix=68835 kg.m^2; Iy=67791 kg.m^2; Iz=94907 kg.m^2; Ixz=3300 kg.m^2
wing data: S=28.80 m^2; b=17.424 m; c=1.651 m; aamax=15.18 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0446  0.0191 -0.1223 -2.2029 -0.0177 -6.4900  0.0000 -0.1730 -0.9524 -0.0021

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.2142 -9.0692  9.8667  0.0000 -1.9831 -0.1174  0.0075  0.7836 -0.4736

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -22.030 -11.562 -5.418  0.000  0.000  8.540  0.000 -0.124

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-15.780  0.000 -0.034 -1.406 -3.388
-----

```

```

--pc12: flight condition: 3
h=10058 m; M=0.58; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=337.0 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.57 s; demax=+17/-15 deg; damax=18 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=5997 kg; Ix=65902 kg.m^2; Iy=67791 kg.m^2; Iz=94907 kg.m^2; Ixz=3300 kg.m^2
wing data: S=28.80 m^2; b=17.424 m; c=1.651 m; aamax=15.18 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0202  0.0165 -0.1139 -1.0410 -0.0070 -2.9615  0.0000 -0.0699 -0.4021 -0.0008

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0977 -4.5846  4.7751  0.0000 -0.8746 -0.0496  0.0030  0.3456 -0.2000

```



```

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -11.522 -5.595 -2.834  0.000  0.000  1.473  0.000 -0.020

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-7.769  0.000 -0.016 -0.711 -1.639
-----

--pc12:  flight condition: 4
h=100 m; M=0.13; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=85.8 kn; flaps=50 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.18 s; demax=+17/-15 deg; damax=18 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=5513 kg; Ix=62968 kg.m^2; Iy=67791 kg.m^2; Iz=94907 kg.m^2; Ixz=3300 kg.m^2
wing data:  S=28.80 m^2; b=17.424 m; c=1.651 m; aamax=15.18 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1260  0.0751 -0.4404 -0.8181 -0.0227 -2.4307  0.0000 -0.0581 -0.3034 -0.0023

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0802 -0.9219  0.9175  0.0000 -0.6906 -0.0374  0.0096  0.2729 -0.1509

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -2.408 -1.075 -0.592  0.000  0.000  9.323  0.000 -0.116

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.806  0.000 -0.013 -0.143 -0.315
-----

```

## DJ400

```

--dj400:  flight condition: 1
h=500 m; M=0.22; aa0=4.99 deg; gg0=0 deg; u0=145.8 kt; flaps=30 deg.

Teng=1.00 s; demax=+25/-25 deg; damax=20 deg; drmax=30 deg; flapmax=55 deg

throttle: th0=40(%), T0=6827 N; de0=-3.14 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

inertial data:
m=7660 kg; Ix=116458 kg.m^2; Iy=125140 kg.m^2; Iz=172490 kg.m^2; Ixz=8132 kg.m^2
wing data:
S=28.99 m^2; b=13.970 m; c=2.210 m; aamax=15.00 deg

derivatives (in SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0144  0.1497 -0.1095 -0.5413  0.3958 -2.6471 -0.0000 -0.0074 -0.4808 -0.0023

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1304 -1.9507  2.1253  0.0012 -1.0346 -0.0374  0.0122  0.2911 -0.1839

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      mdt
0.357 -4.553 -3.733 -0.911 -2.252 -0.028  0.030  0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-3.714  0.002 -0.008  0.305 -0.706
-----

--dj400:  flight condition: 2
h=1000 m; M=0.36; aa0=1.17 deg; gg0=0 deg; u0=243.0 kt; flaps=0 deg.

Teng=1.00 s; demax=+25/-25 deg; damax=20 deg; drmax=30 deg; flapmax=55 deg

throttle: th0=13(%), T0=3448 N; de0=-2.80 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

inertial data:
m=7460 kg; Ix=111417 kg.m^2; Iy=119926 kg.m^2; Iz=165437 kg.m^2; Ixz=7799 kg.m^2
wing data:
S=28.99 m^2; b=13.970 m; c=2.210 m; aamax=15.00 deg

```

```

derivatives (in SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0061  0.1122 -0.0052 -0.0564  0.9616 -0.4740 -0.0001 -0.0169 -0.7970 -0.0026

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.2179 -5.1315  5.6282  0.0019 -1.6373 -0.0604  0.0099  0.4808 -0.3146

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      mdt
0.557 -0.964 -9.807 -2.461 -0.392 -0.093  0.055 -0.004

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-9.772  0.007 -0.007  0.801 -1.847
-----

--dj400: flight condition: 3
h=10000 m; M=0.53; aa0=0.30 deg; gg0=0 deg; u0=388.8 kt; flaps=0 deg.

Teng=1.00 s; demax=+25/-25 deg; damax=20 deg; drmax=30 deg; flapmax=55 deg

throttle: th0=82(%), T0=3389 N; de0=-3.92 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

inertial data:
m=5660 kg; Ix=66053 kg.m^2; Iy=73005 kg.m^2; Iz=101961 kg.m^2; Ixz=4807 kg.m^2
wing data:
S=28.99 m^2; b=13.970 m; c=2.210 m; aamax=15.00 deg

derivatives (in SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0053  0.0678 -0.0009 -0.0106  0.9914 -0.1116 -0.0013 -0.0447  0.7751 -0.0091

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1833 -5.1928  5.7407  0.0013 -1.0511 -0.0366  0.0057  0.3259 -0.2188

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      mdt
0.366 -0.313 -9.937 -3.181 -0.116 -0.377  0.051 -0.016

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-10.038  0.005 -0.003  0.832 -1.698
-----

--dj400: flight condition: 4
h=500 m; M=0.15; aa0=9.35 deg; gg0=0 deg; u0=97.2 kt; flaps=55 deg.

Teng=1.00 s; demax=+25/-25 deg; damax=20 deg; drmax=30 deg; flapmax=55 deg

throttle: th0=42(%), T0=7412 N; de0=-10.89 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

inertial data:
m=5660 kg; Ix=66053 kg.m^2; Iy=73005 kg.m^2; Iz=101961 kg.m^2; Ixz=4807 kg.m^2
wing data:
S=28.99 m^2; b=13.970 m; c=2.210 m; aamax=15.00 deg

derivatives (in SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0259  0.2203 -0.1970 -0.6955  0.1821 -2.8578  0.0023 -0.0243 -0.3328 -0.0040

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1240 -0.9284  1.0535  0.0006 -0.7563 -0.0248  0.0234  0.2063 -0.1264

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      mdt
0.260 -3.141 -1.814 -0.516 -1.932 -0.074  0.039 -0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.827  0.001 -0.011  0.152 -0.308
-----

```

## B1B

```

--b1b: flight condition: 1
h=0 m; M=0.25; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=165.2 kn; flaps=16 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

```

Teng=4.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:

m=174491 kg; Ix=617414582 kg.m<sup>2</sup>; Iy=18939416 kg.m<sup>2</sup>; Iz=625528846 kg.m<sup>2</sup>; Ixz=1763 kg.m<sup>2</sup>  
wing data: S=195.65 m<sup>2</sup>; b=25.400 m; c=7.696 m; aamax=19.71 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0361	0.1073	-0.2444	-0.3348	-0.0051	-1.1612	0.0000	-0.0059	-0.1793	0.0007
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-0.0982	-0.0197	0.0341	0.0021	-0.7997	0.0000	0.0177	-0.0017	-0.0083	
xde	zde	mde	xdf	zdf	mdf	xdt	zdt	mdt	
0.000	-0.002	-0.000	-0.177	-2.825	-0.005	8.204	0.000	0.069	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-0.028	0.004	-0.004	-0.000	-0.001					

--bib: flight condition: 2

h=1000 m; M=0.40; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=261.4 kn; flaps=0 deg.  
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=4.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:

m=156376 kg; Ix=769327769 kg.m<sup>2</sup>; Iy=18939416 kg.m<sup>2</sup>; Iz=777442033 kg.m<sup>2</sup>; Ixz=1763 kg.m<sup>2</sup>  
wing data: S=195.65 m<sup>2</sup>; b=25.400 m; c=7.696 m; aamax=19.71 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0128	0.0696	-0.1542	-0.5398	-0.0052	-1.8599	0.0000	-0.0085	-0.2574	0.0007
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-0.1573	-0.0359	0.0623	0.0021	-0.9212	0.0000	0.0179	-0.0019	-0.0096	
xde	zde	mde	xdf	zdf	mdf	xdt	zdt	mdt	
0.000	-0.015	-0.002	-0.449	-7.158	-0.011	9.522	0.000	0.072	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-0.051	0.007	-0.017	-0.001	-0.007					

--bib: flight condition: 3

h=18288 m; M=1.90; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=1096.9 kn; flaps=0 deg.  
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=4.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:

m=129203 kg; Ix=1225067332 kg.m<sup>2</sup>; Iy=18939416 kg.m<sup>2</sup>; Iz=1233181596 kg.m<sup>2</sup>; Ixz=1763 kg.m<sup>2</sup>  
wing data: S=195.65 m<sup>2</sup>; b=25.400 m; c=7.696 m; aamax=19.71 deg

derivatives (no units or SI units):

xu	xw	zu	zw	zwp	zq	mu	mw	mq	mwp
-0.0095	0.0144	-0.0292	-0.4610	-0.0019	-2.9100	0.0000	-0.0076	-0.3327	0.0002
ybb	lbb	nbb	yp	lp	np	yr	lr	nr	
-0.2462	-0.1224	0.2131	0.0008	-0.7479	0.0000	0.0067	-0.0016	-0.0078	
xde	zde	mde	xdf	zdf	mdf	xdt	zdt	mdt	
0.000	-55.065	-5.736	-2.948	-47.002	-0.058	14.964	0.000	0.093	
Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr					
-0.024	0.003	-0.253	-0.027	-0.228					

--bib: flight condition: 4

h=100 m; M=0.18; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=118.8 kn; flaps=40 deg.  
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=4.00 s; demax=+28/-21 deg; damax=17 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

```

inertial data:
m=106559 kg; Ix=2440372832 kg.m^2; Iy=18939416 kg.m^2; Iz=2448487096 kg.m^2; Ixz=1763 kg.m^2
wing data: S=195.65 m^2; b=25.400 m; c=7.696 m; aamax=19.71 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0586  0.1462 -0.3348 -0.3902 -0.0083 -1.3544  0.0000 -0.0042 -0.1277  0.0007

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.1146 -0.0026  0.0045  0.0033 -0.1441  0.0000  0.0287 -0.0003 -0.0015

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000 -0.279 -0.024 -0.149 -2.370 -0.002 12.413  0.000  0.064

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-0.004  0.000 -0.014 -0.000 -0.001
-----

```

## M2000

```

--M2000: flight condition: 1
h=10 m; M=0.25; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=165.2 kn; flaps=12 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=1.18 s; demax=+28/-11 deg; damax=40 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=11906 kg; Ix=333110 kg.m^2; Iy=135582 kg.m^2; Iz=135582 kg.m^2; Ixz=5000 kg.m^2
wing data: S=41.62 m^2; b=9.119 m; c=4.547 m; aamax=14.10 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0515 -0.0153 -0.2119 -0.9994 -0.0126 -1.2485  0.0000 -0.1181 -1.1934 -0.0067

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0527 -0.8621  4.5086  0.0011 -0.1672 -0.0247  0.0079  0.0891 -0.6795

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  0.000 -0.001 -1.481  0.000  0.000  5.782  0.000 -0.129

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-1.446  0.000 -0.040 -0.133 -2.348
-----

```

```

--M2000: flight condition: 2
h=1000 m; M=0.40; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=261.4 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=1.18 s; demax=+28/-11 deg; damax=40 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=11116 kg; Ix=270555 kg.m^2; Iy=135582 kg.m^2; Iz=135582 kg.m^2; Ixz=5000 kg.m^2
wing data: S=41.62 m^2; b=9.119 m; c=4.547 m; aamax=14.10 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0204 -0.0112 -0.1460 -1.5390 -0.0123 -1.9216  0.0000 -0.1695 -1.7149 -0.0061

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0812 -2.4129 10.2492  0.0011 -0.2958 -0.0355  0.0077  0.1576 -0.9764

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000  0.000 -0.003 -3.607  0.000  0.000  5.360  0.000 -0.112

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-4.041  0.000 -0.062 -0.374 -5.348
-----

```

```

--M2000: flight condition: 3
h=10363 m; M=0.85; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=491.7 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

```

```

Teng=1.18 s; demax=+28/-11 deg; damax=40 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=10721 kg; Ix=239278 kg.m^2; Iy=135582 kg.m^2; Iz=135582 kg.m^2; Ixz=5000 kg.m^2
wing data: S=41.62 m^2; b=9.119 m; c=4.547 m; aamax=14.10 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0167 -0.0067 -0.0776 -1.0852 -0.0045 -1.3292 -0.0000 -0.1127 -1.1441 -0.0022

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0561 -3.4244 12.8638 0.0004 -0.2232 -0.0237 0.0028 0.1189 -0.6514

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 0.000 -0.005 -4.694 0.000 0.000 1.754 0.000 -0.035

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-5.650 0.000 -0.043 -0.533 -6.747
-----

```

```

--M2000: flight condition: 4
h=1000 m; M=0.20; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=130.7 kn; flaps=50 deg.
throttle: th0=113(%); de0=0.00 deg; da0=0.00 deg; dr0=0.00 deg;

```

```

Teng=1.18 s; demax=+28/-11 deg; damax=40 deg; drmax=23 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=8744 kg; Ix=82892 kg.m^2; Iy=135582 kg.m^2; Iz=135582 kg.m^2; Ixz=5000 kg.m^2
wing data: S=41.62 m^2; b=9.119 m; c=4.547 m; aamax=14.10 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0754 -0.0209 -0.2918 -0.9908 -0.0156 -1.2214 0.0000 -0.0840 -0.8574 -0.0061

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0516 -1.9689 2.5623 0.0014 -0.4828 -0.0177 0.0098 0.2571 -0.4882

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 0.000 -0.001 -1.146 0.000 0.000 7.113 0.000 -0.117

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-3.305 0.000 -0.039 -0.304 -1.334
-----

```

## SU35

```

--su35: flight condition: 1
h=0 m; M=0.25; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=165.2 kn; flaps=12 deg.
throttle: th0=113(%); 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=25769 kg; Ix=320455 kg.m^2; Iy=323808 kg.m^2; Iz=802654 kg.m^2; Ixz=271 kg.m^2
wing data: S=61.32 m^2; b=15.164 m; c=6.071 m; aamax=31.17 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0450 0.0919 -0.2279 -0.6324 -0.3029 -17.7047 0.0000 -0.0016 -0.0444 0.0044

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-1.9391 -12.9625 3.7611 0.0001 -0.7089 0.0000 0.0070 0.1658 -0.0839

      xde      zde      mde      xdsp      zdsp      mdsp      xdt      zdt      mdt
0.000 -0.008 -0.002 -1.009 0.000 0.000 7.639 0.000 0.093

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-11.932 -0.383 -0.000 -0.003 -0.045
-----

```

```
--su35: flight condition: 2
h=1000 m; M=0.40; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=261.4 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); 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=23912 kg; Ix=317918 kg.m^2; Iy=322933 kg.m^2; Iz=799398 kg.m^2; Ixz=271 kg.m^2
wing data: S=61.32 m^2; b=15.164 m; c=6.071 m; aamax=31.17 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0276  0.0585  -0.1435  -0.9879  -0.2962  -27.3867  0.0000  -0.0014  -0.0639  0.0040

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-2.9995  -29.6670  8.5745  0.0001  -1.0257  0.0000  0.0069  0.2399  -0.1209

xde      zde      mde      xdsp     zdsp     mdsp     xdt      zdt      mdt
0.000  -0.050  -0.014  -2.470  0.000  0.000  8.563  0.000  0.097

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-27.152  -0.867  -0.000  -0.018  -0.265
-----
```

```
--su35: flight condition: 3
h=15240 m; M=1.70; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=981.4 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=113(%); 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=21126 kg; Ix=314113 kg.m^2; Iy=321619 kg.m^2; Iz=794514 kg.m^2; Ixz=271 kg.m^2
wing data: S=61.32 m^2; b=15.164 m; c=6.071 m; aamax=31.17 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.0196  0.0157  -0.0333  -0.7636  -0.1084  -37.6314  0.0000  -0.0345  -0.0779  0.0013

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-4.1215  -136.8795  39.3282  0.0000  -1.2603  0.0000  0.0025  0.2948  -0.1477

xde      zde      mde      xdsp     zdsp     mdsp     xdt      zdt      mdt
0.000  -141.017  -36.245  -12.745  0.000  0.000  10.583  0.000  0.106

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-16.450  -0.522  -0.001  -0.399  -5.911
-----
```

```
--su35: flight condition: 4
h=100 m; M=0.12; aa0=5.27 deg; gg0=10 deg; u0=79.2 kn; flaps=40 deg.
throttle: th0=113(%); 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=18805 kg; Ix=310942 kg.m^2; Iy=320525 kg.m^2; Iz=790444 kg.m^2; Ixz=271 kg.m^2
wing data: S=61.32 m^2; b=15.164 m; c=6.071 m; aamax=31.17 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1394  0.1743  -0.4706  -0.4181  -0.4112  -11.5209  0.0000  -0.0010  -0.0213  0.0044

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-1.2618  -3.0416  0.8695  0.0001  -0.3469  0.0000  0.0095  0.0812  -0.0405

xde      zde      mde      xdsp     zdsp     mdsp     xdt      zdt      mdt
0.000  -1.397  -0.321  -0.315  0.000  0.000  9.164  0.000  0.082

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-2.806  -0.089  -0.000  -0.007  -0.107
-----
```

## UAV

```
--UAV:  flight condition: 1
h=10 m; aa0=2.72 deg; gg0=8 deg; u0=35.0 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=157632(%); 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      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000  0.773 -23.350 -0.701 -2.103 -0.944  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=2.72 deg; gg0=8 deg; u0=44.7 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=166566(%); 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      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000  1.337 -38.825 -1.189 -3.567 -1.569  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=2.72 deg; gg0=8 deg; u0=40.8 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=162983(%); 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      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.000  1.194 -33.304 -1.041 -3.122 -1.346  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=2.72 deg; gg0=8 deg; u0=29.2 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=152313(%); 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      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.0000  0.637 -16.356 -0.533 -1.599 -0.661  2.979  0.000  0.000

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

## Flying Wing -FW

```
--fw16:  flight condition: 1
h=10 m; aa0=4.07 deg; gg0=0 deg; u0=23.3 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=33(%); de0=-0.75 deg; da0=0.34 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.05 s; demax=+25/-25 deg; damax=25 deg; drmax=0 deg; flapmax=0 deg

inertial data:
m=3.0 kg; Ix=0.126 kg.m^2; Iy=0.015 kg.m^2; Iz=0.141 kg.m^2; Ixz=0.0003066 kg.m^2
wing data: S=0.63 m^2; b=1.000 m; c=0.316 m; aamax=859.44 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.5153  0.5314 -1.6479 -6.2970  0.0000  1.5584  0.0000 -6.2657 -7.5418 -0.6285

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0386 -35.4441  15.4167  0.0338 -8.2971 -3.1112 -0.0087  5.7225 -0.0465

xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
-1.195 -5.062 -290.950  0.000  0.000  0.000  0.333  0.000  0.000

Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-90.315 -3.810  0.000  0.000  0.000
-----
```

```
--fw16:  flight condition: 2
h=100 m; aa0=1.79 deg; gg0=0 deg; u0=29.2 kn; flaps=0 deg.
throttle: th0=33(%); de0=-1.94 deg; da0=0.19 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.05 s; demax=+25/-25 deg; damax=25 deg; drmax=0 deg; flapmax=0 deg

inertial data:
m=3.0 kg; Ix=0.126 kg.m^2; Iy=0.015 kg.m^2; Iz=0.141 kg.m^2; Ixz=0.0003066 kg.m^2
wing data: S=0.63 m^2; b=1.000 m; c=0.316 m; aamax=859.44 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.3878  0.4196 -1.3159 -7.7859  0.0000  1.9480  0.0000 -7.8322 -9.4272 -0.6285

ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.0482 -55.3813  24.0885  0.0338 -10.3714 -3.8891 -0.0087  7.1531 -0.0581

xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
-1.195 -7.910 -454.609  0.000  0.000  0.000  0.333  0.000  0.000
```



```

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -141.117 -3.810   0.000   0.000   0.000
-----

--fw16:  flight condition: 3
      h=150 m; aa0=0.01 deg; gg0=0 deg; u0=38.9 kn; flaps=0 deg.
      throttle: th0=20(%); de0=-2.86 deg; da0=-0.05 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.05 s; demax=+25/-25 deg; damax=25 deg; drmax=0 deg; flapmax=0 deg

inertial data:
m=3.0 kg; Ix=0.126 kg.m^2; Iy=0.015 kg.m^2; Iz=0.141 kg.m^2; Ixz=0.0003066 kg.m^2
wing data: S=0.63 m^2; b=1.000 m; c=0.316 m; aamax=859.44 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.3658   0.3057  -0.9892  -10.3307   0.0000   2.5974   0.0000  -10.4429  -12.5696  -0.6285

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.0643  -98.4557   42.8240   0.0338  -13.8286   -5.1854  -0.0087   9.5374  -0.0774

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
    -1.195  -14.062  -808.193   0.000   0.000   0.000   0.333   0.000   0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -250.875 -3.810   0.000   0.000   0.000
-----

--fw16:  flight condition: 4
      h=50 m; aa0=12.24 deg; gg0=0 deg; u0=15.6 kn; flaps=0 deg.
      throttle: th0=36(%); de0=3.57 deg; da0=1.08 deg; dr0=0.00 deg;

Teng=0.05 s; demax=+25/-25 deg; damax=25 deg; drmax=0 deg; flapmax=0 deg

inertial data:
m=3.0 kg; Ix=0.126 kg.m^2; Iy=0.015 kg.m^2; Iz=0.141 kg.m^2; Ixz=0.0003066 kg.m^2
wing data: S=0.63 m^2; b=1.000 m; c=0.316 m; aamax=859.44 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -1.2653   0.8003  -2.5366  -4.5053   0.0000   1.0389   0.0000  -4.1771  -5.0278  -0.6285

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.0257  -15.7529   6.8518   0.0338  -5.5314  -2.0742  -0.0087   3.8150  -0.0310

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
    -1.195  -2.250  -129.311   0.000   0.000   0.000   0.333   0.000   0.000

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
    -40.140 -3.810   0.000   0.000   0.000
-----

```

## Aerosonde

```

--daeros:  flight condition: 1
      h=50 m; aa0=9.27 deg; gg0=-0 deg; u0=34.5 kn; flaps=10 deg.
      throttle: th0=52(%); de0=-28.76 deg; da0=-0.81 deg; dr0=-0.11 deg;

Teng=0.45 s; demax=+30/-35 deg; damax=25 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=13.5 kg; Ix=0.824 kg.m^2; Iy=1.135 kg.m^2; Iz=1.759 kg.m^2; Ixz=0.1204 kg.m^2
wing data: S=0.55 m^2; b=2.896 m; c=0.190 m; aamax=17.19 deg

derivatives (no units or SI units):
      xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
    -0.1501   0.7949  -0.6693  -2.6115  -0.0047  -0.2553   0.8336  -4.1739  -3.7869  -0.0554

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
    -0.4173  -59.9200  13.7628   0.0014  -15.5145  -0.9933   0.0000   7.7373  -1.3618

```

xde	zde	mde	xdf	zdf	mdf	xdt	zdt	mdt
0.220	-1.030	-18.539	2.392	-5.861	0.873	1.438	0.000	-1.540

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-65.620	2.009	0.087	3.188	-12.599

-----

```
--daeros: flight condition: 2
h=50 m; aa0=8.12 deg; gg0=-0 deg; u0=38.5 kn; flaps=10 deg.
throttle: th0=41(%); de0=-23.31 deg; da0=-0.58 deg; dr0=-0.08 deg;

Teng=0.40 s; demax=+30/-35 deg; damax=25 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=13.5 kg; Ix=0.824 kg.m^2; Iy=1.135 kg.m^2; Iz=1.759 kg.m^2; Ixz=0.1204 kg.m^2
wing data: S=0.55 m^2; b=2.896 m; c=0.190 m; aamax=17.19 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.1533  0.7505  -0.5731  -2.8691  -0.0047  -0.2842  0.7908  -4.5265  -4.2131  -0.0554

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.4456  -73.7994  17.0299  0.0010  -17.2728  -1.1059  0.0000  8.6142  -1.5162

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.263  -1.277  -22.925  2.859  -7.267  1.079  1.309  0.000  -1.402

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-81.174  2.486  0.096  3.944  -15.585

-----
```

```
--daeros: flight condition: 3
h=500 m; aa0=3.46 deg; gg0=-0 deg; u0=48.5 kn; flaps=10 deg.
throttle: th0=66(%); de0=-5.26 deg; da0=-0.48 deg; dr0=-0.06 deg;

Teng=0.30 s; demax=+30/-35 deg; damax=25 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=11.5 kg; Ix=0.806 kg.m^2; Iy=1.130 kg.m^2; Iz=1.756 kg.m^2; Ixz=0.12068 kg.m^2
wing data: S=0.55 m^2; b=2.896 m; c=0.190 m; aamax=17.19 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.2121  0.5454  -0.5465  -3.9947  -0.0052  -0.4004  0.4581  -4.9964  -5.0328  -0.0533

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.6144  -112.4655  25.5777  0.0001  -21.1336  -1.3257  0.0000  10.5396  -1.8175

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.332  -2.271  -34.312  3.606  -12.924  1.616  1.174  0.000  -1.022

      Lda      Nda      Ydr      Ldr      Ndr
-124.061  3.714  0.134  5.822  -23.326

-----
```

```
--daeros: flight condition: 4
h=50 m; aa0=3.44 deg; gg0=-0 deg; u0=31.0 kn; flaps=10 deg.
throttle: th0=63(%); de0=-6.05 deg; da0=-1.16 deg; dr0=-0.15 deg;

Teng=0.46 s; demax=+30/-35 deg; damax=25 deg; drmax=30 deg; flapmax=40 deg

inertial data:
m=9.5 kg; Ix=0.788 kg.m^2; Iy=1.125 kg.m^2; Iz=1.753 kg.m^2; Ixz=0.12096 kg.m^2
wing data: S=0.55 m^2; b=2.896 m; c=0.190 m; aamax=17.19 deg

derivatives (no units or SI units):
xu      xw      zu      zw      zwp      zq      mu      mw      mq      mwp
-0.2980  0.6361  -1.0310  -3.3278  -0.0066  -0.3252  0.3700  -3.4880  -3.3698  -0.0559

      ybb      lbb      nbb      yp      lp      np      yr      lr      nr
-0.5649  -49.8410  10.9897  0.0001  -14.4468  -0.8875  -0.0000  7.2048  -1.2167

      xde      zde      mde      xdf      zdf      mdf      xdt      zdt      mdt
0.138  -1.179  -14.717  1.497  -6.713  0.693  2.270  0.000  -1.557
```

Lda	Nda	Ydr	Ldr	Ndr
-54.240	1.587	0.109	2.455	-9.982

-----

## Dirigível -Blimp

Trata-se de um dirigível autónomo para vigilância com motorização eléctrica (dois mas com mesma variável de controlo dT, com trim dd\_0) e 4 superfícies na cauda resultando nos usuais ailerons e lemes de profundidade e direcção.

No modelo de actuação, o motor tem a dinâmica de 2ª ordem apresentada a seguir.

A modelação não linear consiste em introduzir as equações da cinemática sob a sua forma não linear.

```

--- Blimp

AOA=1.3 deg; mu0=2.8 deg; theta0=1.3 deg, dde0=2.6 deg (mw=5.0kg)
..Vt=12.0m/s,ws=0m/s: V=14.04/19.60V (dd_0=0.83), I=20.96A, om=3600RPM (nn=54%)

damp(cada_motor)
      Eigenvalue          Damping      Freq. (rad/s)
-1.44e+001 + 9.55e+000i    8.34e-001    1.73e+001
-1.44e+001 - 9.55e+000i    8.34e-001    1.73e+001

Long. dynamics: X=[u w q theta] U=[de dT]
[Alon4, Blon4(:,1:2)]

-0.1888   -0.2467    7.8501    0.0399    7.0043    2.6175
-0.0707   -0.9473   14.6414   -0.0153   -7.2657   -0.0887
-0.0509    0.4593   -13.3222   -1.6055  -10.9338    0.6307
      0          0      1.0000          0          0          0

Lat. dynamics: X=[v p r phi] U=[da dr]
[Alat4, Blat4(:,1:2)]

-0.1377   -0.5911    0.9932   -1.6959  -19.8950    6.9669
 1.9322   -2.2385    2.2133   -5.9894  -52.2061   -0.8182
-0.6130   -0.2673   -14.7903   -0.7118   -6.2078  -14.7619
      0      1.0000    0.0218          0          0          0

```

## Helicóptero

A dinâmica do helicóptero tem longitudinal e lateral acoplados, com estado  $x^T = [u, w, q, \theta, v, p, r, \phi]$  e as entradas são  $u^T = [\delta_B, \theta_0, \delta_A, \delta_T]$ , onde:

- $\delta_B$  é o passo cíclico longitudinal (controla a velocidade longitudinal) :  $|\delta_B| < 25^\circ$
- $\theta_0$  é o passo colectivo (controla a velocidade vertical) :  $|\theta_0| < 60^\circ$
- $\delta_A$  é o passo cíclico lateral (controla a velocidade lateral) :  $|\delta_A| < 25^\circ$
- $\delta_T$  é o passo do rotor de cauda (controla a guinada) :  $|\delta_T| < 25^\circ$

Os controladores dos passos comportam-se como os actuadores das superfícies.

A modelação não linear consiste em, além dos acoplamentos considerados na dinâmica, introduzir as equações da cinemática sob a sua forma não linear.

As matrizes da equação da dinâmica para uma velocidade de referência de 20 m/s em voo horizontal não perturbado são as seguintes (com unidades SI):

A =

-0.0700	-0.0170	16.6200	-18.4000	0.0010	-1.0000	-0.0700	0.0200
0.0400	-0.6500	20.1400	-1.3900	-0.0400	0.0700	-0.0300	-0.3300
0.0100	0.0070	-2.7200	-2.2200	0.0002	0.1500	-0.0400	-0.0010
0	0	1.0000	0	0	0	0	0
-0.0070	-0.0060	-0.9700	0.0050	-0.1400	-6.9100	-16.2400	22.3000
-0.0006	0.0030	-0.8100	0.0010	-0.0140	-4.5600	0.6300	-6.2600
0.0070	0.0150	-0.5500	0.0001	0.0140	-1.0300	-3.6800	-0.9200
0	0	0	0	0	1.0000	0	0

B =

-2.2000	0.5400	0	0.0001
-0.0100	-12.1000	-314.4500	0
0.3600	-0.0030	-0.0010	0.0080
0	0	0	0
-0.0340	-0.1700	1.8100	-1.0000
0.0930	-0.0980	1.0900	-0.2500
0.2500	0.0400	0.0400	0.7300
0	0	0	0