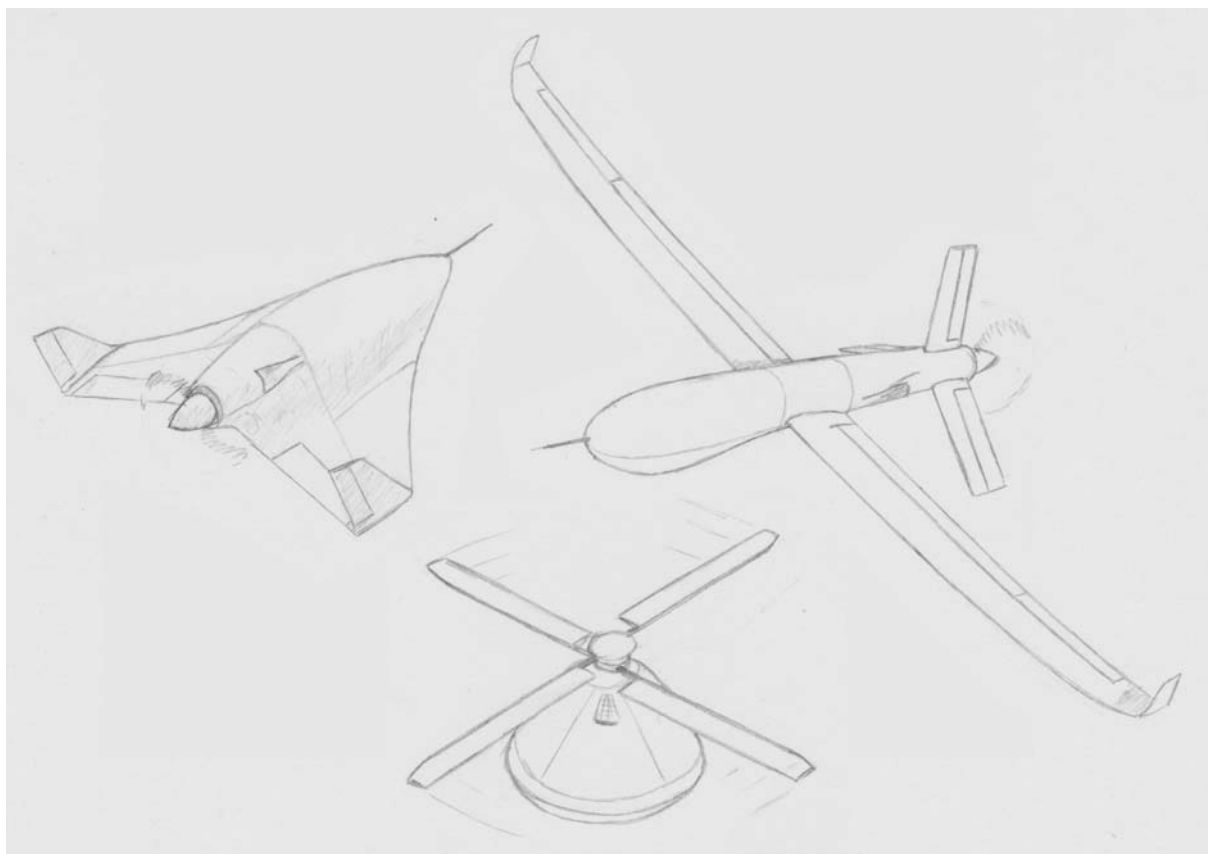


UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

PROJECTO I - 2033

2002/2003



**AERONAVE
DE
OBSERVAÇÃO NÃO TRIPULADA**

UAV02 Guardian

Descrição do Projecto – Parte II

ÍNDICE

1. INTRODUÇÃO	4
2. REQUISITOS	4
2.1. Missão	4
2.2. Desempenho	4
2.3. Motorização	5
2.4. Asa	5
2.5. Fuselagem	5
2.6. Empenagens	5
2.7. Trem de Aterragem	5
2.8. Carga Útil	6
2.9. Peso e Centragem	6
2.10. Materiais	6
2.11. Comandos e Sistemas	6
2.12. Normas	6
3. GEOMETRIA	7
3.1. Asa	7
3.2. Flape	7
3.3. Aileron	7
3.4. Empenagem em V	8
3.5. Leme de profundidade	8
3.6. Empenagem vertical	8
3.7. Leme de direcção	9
3.8. Fuselagem	9
3.9. Trem Principal	9
3.10. Trem do Nariz	9
4. MOTORIZAÇÃO	9
4.1. Motor	9
4.2. Hélice	10
5. MASSAS, CENTRO DE GRAVIDADE E MOMENTOS DE INÉRCIA	10
5.1. Massas	10
5.2. Centro de Gravidade	10
5.3. Momentos de Inércia	11
6. AERODINÂMICA	11
6.1. Sustentação	11
6.1.1. Coeficiente de sustentação máximo da asa (figura 1)	11
6.1.2. Coeficiente de sustentação máximo do avião equilibrado (figura 2)	11
6.1.3. Declive da curva de sustentação	12
6.2. Polar de Arrasto	12
6.3. Momento de Arfagem	12
6.4. Controlos e Estabilizadores	12
6.5. Estabilidade	12

7.	Distribuição de cargas	13
7.1.	Cargas Aerodinâmicas	13
7.2.	Cargas de Inércia	13
8.	TAREFAS	13
8.1.	Componentes Estruturais	13
8.1.1.	Requisitos Gerais	14
8.1.2.	Tarefas de Projecto e Análise	14
8.2.	Trem de Aterragem	14
8.3.	Instalação do Motor	15
8.4.	Comandos de Voo e Sistema de Arranque	15
8.5.	Sistemas de Combustível, Eléctrico e de Recuperação	15
8.6.	Estabilidade, Controlo e Qualidade de Voo	16
8.7.	Modelo em CAD, Peso e Centragem	16
8.8.	Tarefas Individuais	16
8.9.	Calendário de Trabalhos	17
8.10.	Relatório	18
8.11.	Cooperação	18
9.	AVALIAÇÃO	18
10.	BIBLIOGRAFIA	18
11.	FIGURAS	20
11.1.	Variação do C_L da Asa com o Ângulo de Ataque	21
11.2.	Variação do C_L do Avião com o Ângulo de Ataque	22
11.3.	Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Incidência	23
11.4.	Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Deflexão dos Flapes e Ailerons	24
11.5.	Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Vertical devido à Incidência e Deflexão	25
11.6.	Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem em V devido à Incidência e Deflexão	26
11.7.	Diagrama V-n de Manobra e Rajada	27
11.8.	Três Vistas	28
11.9.	Geometria	29
11.10.	Geometria da Asa e Empenagem	30
11.11.	Geometria da Fuselagem	31

1. INTRODUÇÃO

Depois do projecto conceptual e preliminar do UAV02 é necessário dimensionar com rigor os componentes da aeronave. Pretende-se projectar em detalhe os componentes estruturais e os sistemas da aeronave. Neste processo deve considerar-se a simplicidade de construção e de manutenção para manter os custos de aquisição e de operação baixos.

Esta descrição do projecto apresenta os requisitos a que o avião deverá responder, em termos de configuração (ver figura 9), desempenho, materiais e normas de projecto. Também são descritas as tarefas necessárias realizar durante o semestre bem como o plano de trabalhos a cumprir. Este projecto requer dedicação e trabalho contínuo para que os prazos sejam cumpridos e resulte um bom avião.

2. REQUISITOS

Os requisitos para esta aeronave são apresentados abaixo e durante o decorrer do projecto devem ser respeitados. Não poderá haver qualquer modificação nos requisitos sem consulta do docente nem acordo de todos os elementos envolvidos no projecto.

2.1. Missão

O UAV02 é concebido para realizar 1 tarefa principal.

O veículo tem uma autonomia de pelo menos 1 hora em voo de cruzeiro lento, transportando uma carga útil de 2,5 kg (4,5 kg com os aviónicos).

Fase	Duração [min]	Potência [%]	Altitude inicial [m]	Altitude final [m]
Aquecimento e rolagem	15,00	50	0	0
Descolagem	0,25	100	0	15
Subida	1,00	100	15	200
Voo lento	60,00	36	200	200
Aproximação	2,30	ralenti	200	15
Aterragem	0,40	ralenti	15	0
Rolagem	5,00	50	0	0
Reservas	10,00	100	200	200

No voo lento está incluído o tempo de ida para e regresso da zona de vigilância e o tempo de vigilância propriamente dito. O tempo total mínimo da missão anda por volta de 95 minutos. A fase de observação (voo lento) pode chegar até aos 120 minutos com o combustível máximo. A altura normal de operação é de 200 m.

2.2. Desempenho

O avião tem as seguintes prestações principais com peso máximo (em condições ISA – *International Standard Atmosphere*):

Velocidade máxima a 200 m	124,0 km/h (67 nós)
Velocidade de cruzeiro a 36 % de potência e 200 m	72,0 km/h (39 nós)
Velocidade de perda com flapes	42,0 km/h (23 nós)
Razão de subida máxima ao nível do mar	3,4 m/s (677 pés/min)
Tempo de subida até 200 m	1,0 min
Tempo de subida até 2000 m	11,2 min
Corrida de descolagem	55,0 m
Corrida de aterragem	73,0 m

A velocidade máxima de cruzeiro V_C é 31,1 m/s e a velocidade máxima de descida correspondente é $V_D = 38,9$ m/s. A velocidade para autonomia máxima é 13,5 m/s.

2.3. Motorização

O motor é o RCS 140 a gasolina que debita 3,30 hp às 9500 rpm. O hélice é bipá de passo fixo com 0,457 m de diâmetro e 13,27 ° de passo (18" x 10") sem redutor – estes valores deverão ser verificados com hélices disponíveis no mercado. Uma vez que o motor está posicionado atrás da asa por questões de centragem é necessário um veio de transmissão para o hélice.

2.4. Asa

A asa é composta por duas partes, a interior rectangular sem enflechamento e a exterior elíptica com enflechamento. A asa tem uma longarina principal, construída em compósito de carbono/epoxi e vidro/poliéster, que encaixa na fuselagem. A longarina auxiliar para suporte dos flapes e ailerons é construída em compósito de vidro/poliéster, bem como todos os outros elementos estruturais. Os flapes são do tipo “split”. Ver figura 10.

2.5. Fuselagem

A fuselagem também é construída em compósito de vidro/poliéster. Existem 5 cavernas de fixação para o trem do nariz, a longarina principal, o trem de aterragem e a longarina auxiliar, o motor e as empenagens. Estas poderão ser construídas em “sandwich” de vidro/poliéster e espuma de poliestireno. Seram necessários tensores para os esforços de flexão. Um tanque de combustível com capacidade para 3,0 kg é alojado atrás do compartimento dos aviónicos e carga. Ver figura 11.

2.6. Empenagens

A aeronave possui duas empenagens. Um empenagem em V e outra vertical. A sua construção será idêntica à da asa. Ver figura 10.

2.7. Trem de Aterragem

O trem de aterragem do UAV02 é convencional e fixo. As lâminas do trem principal são em compósito de carbono/epoxi capazes de suportar impactos no solo de 4 g. O trem do nariz é feito em alumínio/aço ou carbono/epoxi. A escolha dos pneus deve ter em conta a necessidade de operação em pistas pouco preparadas. Ver figuras 9 e 11.

O controlo da direcção da aeronave no solo é conseguida através de travagem assimétrica do trem principal ou através de uma roda direccionável no nariz.

2.8. Carga Útil

O compartimento dos aviónicos e carga tem um volume de 25,0 dm³ e capacidade para conter até 4,0 kg de equipamento de controlo, navegação e observação/vigilância. A localização das câmaras deve ser tal que a visão para baixo e para a frente, conforme as necessidades, esteja desobstruída.

2.9. Peso e Centragem

O passeio do CG (centro de gravidade) deve ser tal que não imponha qualquer limite de operação. O peso máximo à descolagem da aeronave deve ser mantido dentro do limite. Ver item 5.

2.10. Materiais

Toda a estrutura primária da asa e empenagens vai ser em compósito (vidro/poliéster, carbono/epoxi) e em madeira e/ou poliestireno. A fuselagem poderá ser totalmente em compósito ou ter combinação de compósito e madeira e/ou poliestireno. O principal objectivo é manter simplicidade na manutenção e reparação sem prejudicar a segurança, mas mantendo uma capacidade de acelerações normais de pelo menos +8,11 g e -3,55 g conforme a figura 7.

2.11. Comandos e Sistemas

Todos os sistemas da aeronave devem ser eléctricos e mecânicos, actuados por servos e/ou micro-servos. A pilotagem é feita por uma estação de solo e um receptor a bordo em modo manual e por um computador em modo autónomo.

2.12. Normas

As restrições impostas ao veículo em termos de requisitos físicos estão mostradas na tabela abaixo. Estes valores máximos definem um aeromodelo, pelo que, a adopção destes limites permitirá ensaiar e voar a aeronave sem qualquer autorização oficial prévia. As normas de projecto a utilizar, no que respeita ao dimensionamento da estrutura, podem ser as JAR-VLA.

Todo o trabalho desenvolvido deve ter como objectivos principais a segurança e a operacionalidade da aeronave.

Massa máximo em ordem de voo com combustível	25 kg
--	-------

Área máxima das superfícies sustentadoras	5,00 m ²
Carga alar máxima	25 kg/m ²
Cilindrada máxima dos motores de pistão	250 cm ³
Tensão máxima, em circuito aberto, para motores eléctricos	42 Volt

3. GEOMETRIA

3.1. Asa

Área	1,700 m ²
Envergadura	4,324 m
Alongamento	11,000
Afilamento (asa referência)	0,600
Enflechamento no bordo de ataque	0,000°
Enflechamento a 25 % da corda	0,000°
Corda na raiz (eixo de simetria)	0,427 m
Corda na ponta	0,107 m
Corda média aerodinâmica (CMA)	0,400 m
Perfil na raiz	Selig SG 6042
Espessura relativa na raiz	0,100
Perfil na ponta	Selig SG 6042
Espessura relativa na ponta	0,100
Incidência asa/fuselagem	3,000°
Diedro	3,000°
Torção geométrica	0,000°
Posição de 25 % CMA atrás da origem	0,443 m
Posição de 25 % CMA atrás do apex	0,127 m
Posição de 25 % CMA acima da linha de referência	-0,050 m

3.2. Flape

Tipo	split
Área (cada)	0,240 m ²
Corda relativa média	0,250
Corda	0,107 m
Deflexão para baixo	60,000°
Posição lateral da corda interior	0,173 m
Posição lateral da corda exterior	1,297 m

3.3. Aileron

Tipo	simples com b.a. redondo
Área (cada)	0,051 m ²
Corda relativa média	0,200
Corda interior	0,074 m
Corda exterior	0,061 m

Deflexão para baixo	18,000°
Deflexão para cima	-22,000°
Posição lateral da corda interior	1,308 m
Posição lateral da corda exterior	2,054 m

3.4. Empenagem em V

Área	0,400 m ²
Envergadura	1,414 m
Alongamento	5,000
Afilamento	0,800
Enflechamento no bordo de ataque	2,545 °
Enflechamento a 25 % da corda	1,273 °
Corda na raiz (eixo de simetria)	0,314 m
Corda na ponta	0,251 m
Corda média geométrica	0,283 m
Corda média aerodinâmica	0,284 m
Perfil	NACA 0009SM
Espessura relativa	0,090
Incidência asa/fuselagem	0,000 °
Diedro	23,000 °
Torção geométrica	0,000 °
Posição de 25 % CMG (corda média geométrica) atrás de 25 % CMA	0,877 m
Posição de 25 % CMG acima da linha de referência	0,138 m

3.5. Leme de profundidade

Tipo	simples com b.a. redondo
Área	0,177 m ²
Corda relativa	0,500
Corda interior	0,154 m
Corda exterior	0,126 m
Deflexão	± 25,000°
Posição lateral da corda interior	0,075 m

3.6. Empenagem vertical

Área	0,085 m ²
Envergadura	0,300 m
Alongamento	1,061
Afilamento	0,800
Enflechamento no bordo de ataque	5,980 °
Enflechamento a 25 % da corda	3,001 °
Corda na raiz (eixo de simetria)	0,314 m
Corda na ponta	0,251 m
Corda média geométrica	0,283 m
Corda média aerodinâmica	0,284 m

Perfil	NACA 0009SM
Espessura relativa	0,090
Posição de 25 % CMG (corda média geométrica) atrás de 25 % CMA	0,877 m
Posição de 25 % CMG acima da linha de referência	-0,150 m

3.7. Leme de direcção

Tipo	simples com b.a. redondo
Área	0,031 m ²
Corda relativa	0,500
Corda interior	0,149 m
Corda exterior	0,126 m
Deflexão	± 30,000°
Altura da corda interior acima da linha de referência	-0,075 m

3.8. Fuselagem

Comprimento total com cone do hélice	2,242 m
Largura máxima	0,253 m
Altura máxima	0,253 m
Posição da parede de fogo à frente de 25 % CMA	-0,395 m
Posição da parede de fogo atrás da origem	1,325 m

3.9. Trem Principal

Tipo	uma roda em cada perna fixa suportada na fuselagem
Pneu	borracha (4,0")
Posição da roda atrás de 25 % CMA	0,149 m
Bitola	0,905 m

3.10. Trem do Nariz

Tipo	uma roda fixa
Pneu	borracha (3,5")
Posição da roda à frente de 25 % CMA	0,651 m

4. MOTORIZAÇÃO

4.1. Motor

Tipo	RCS 140
Potência ao nível do mar	3,30 hp a 9500 rpm

4.2. Hélice

Tipo	bipá de passo fixo 18" x 10"
Diâmetro	0,457 m
Eficiência propulsiva	$\eta_p = 2,41611J - 2,02587J^2 + 4,82938J^3 - 37,16432J^4 + 93,56454J^5 - 77,10323J^6$

5. MASSAS, CENTRO DE GRAVIDADE E MOMENTOS DE INÉRCIA

5.1. Massas

Massa máxima na descolagem	24,75 kg
Massa máxima na aterragem	24,75 kg
Massa vazio	19,25 kg
Carga máxima	2,50 kg
Combustível máximo	3,00 kg

A tabela abaixo mostra as massas (kg) discriminadas dos componentes do avião.

Componente	Massa	% MTOM
Fuselagem	1,48	5,98
Asa	5,85	23,64
Enpenagem Vertical	0,11	0,44
Enpenagem em V	0,32	1,29
Trem Principal	1,49	6,02
Trem do Nariz	0,68	2,75
Estrutura	9,93	40,12
Instalação do Motor	3,02	12,20
Sistema de Combustível	0,61	2,46
Controlos de Voo	0,46	1,86
Sistema Eléctrico	1,66	6,71
Instrumentos e Aviónicos	3,07	12,40
Pára-quedas	0,50	2,02
Sistemas e Equipamento	9,32	37,66
Peso vazio	19,25	77,78
Massa vazio operacional (OEM)	19,25	77,78
Carga	2,50	10,10
Combustível	3,00	12,12
Massa máxima à descolagem (MTOM)	24,75	100,00

5.2. Centro de Gravidade

Posição do centro de gravidade vazio atrás de 25 % CMA	0,077 m
Posição do centro de gravidade vazio acima da linha de referência	-0,052 m
Passeio do cg em voo (% CMA)	29,7 – 32,9

A tabela seguinte mostra a posição do c.g. dos vários componentes.

Componente	Massa [kg]	x [m]	y [m]	z [m]
Fuselagem	1,48	1,079	0,000	-0,010
Asa	5,85	0,990	0,000	-0,062
Enpenagem Vertical	0,11	1,878	0,000	-0,150
Enpenagem em V	0,32	1,878	0,000	0,130
Trem Principal	1,49	1,079	0,200	-0,295
Trem do Nariz	0,68	0,352	0,000	-0,361
Instalação do Motor	3,02	1,447	0,000	0,000
Sistema de Combustível	0,61	0,980	0,000	0,000
Controlos de Voo	0,46	1,268	0,000	-0,028
Sistema Eléctrico	1,66	1,200	0,000	0,000
Instrumentos e Aviónicos	3,07	0,425	0,000	0,000
Pára-quedas	0,50	0,980	0,000	0,090
Carga	2,50	0,500	0,000	0,000
Combustível	3,00	0,980	0,000	0,000

5.3. Momentos de Inércia

Os momentos de inércia do avião, com os respectivos raios de giração, em várias situações estão mostrados na seguinte tabela.

Caso	m [kg]	k_x [m]	k_y [m]	k_z [m]	I_{xx} [kgm ²]	I_{yy} [kgm ²]	I_{zz} [kgm ²]	I_{xz} [kgm ²]
Vazio	19,25	0,621	0,410	0,727	7,432	3,232	10,156	0,076
MTOM	24,75	0,548	0,387	0,655	7,432	3,702	10,626	0,076
CG mais adiantado	21,75	0,585	0,412	0,699	7,432	3,694	10,618	0,076
CG mais recuado	24,25	0,554	0,386	0,659	7,432	3,609	10,553	0,076

Nota: Todos os valores assumem que o c.g. está a 25 % CMA na linha de referência da fuselagem. É essencial que estes momentos de inércia sejam corrigidos para a posição real do c.g. para cada caso de carregamento.

6. AERODINÂMICA

6.1. Sustentação

6.1.1. Coeficiente de sustentação máximo da asa (figura 1)

Asa limpa	1,278
Asa com flapes para aterragem	1,769

6.1.2. Coeficiente de sustentação máximo do avião equilibrado (figura 2)

Asa limpa	1,250
Asa com flapes para aterragem	1,690

6.1.3. Declive da curva de sustentação

Asa isolada	4,872 rad ⁻¹
Asa/fuselagem	4,691 rad ⁻¹
Aeronave completa	4,920 rad ⁻¹

6.2. Polar de Arrasto

Cruzeiro a 112 km/h e 200 m	$0,0416 - 0,0449C_L + 0,0632C_L^2$
Perda com flapes a 42 km/h	$0,4243 - 0,6566C_L + 0,3891C_L^2$

6.3. Momento de Arfagem

Coeficiente de momento para sustentação nula	
asa isolada	-0,123
incremento devido à fuselagem	-0,036
incremento devido aos flapes na aterragem	-0,122
Centro aerodinâmico	
asa isolada	0,250
total	0,204

6.4. Controlos e Estabilizadores

Declive da curva de sustentação da asa, a_1	4,146
Declive da curva de sustentação do aileron, a_2	0,498
Coeficiente de momento de rolamento do aileron, $C_{l\delta a}$	0,057
Coeficiente de charneira do aileron devido à incidência da asa, b_1	-0,176
Coeficiente de charneira do aileron devido à sua deflexão, b_2	-0,475
Declive da curva de sustentação da empenagem V, a_{1V}	3,202
Declive da curva de sustentação do leme de profundidade, a_{2V}	2,166
Coeficiente de charneira do leme de profundidade devido à incidência da empenagem V, b_{1V}	-0,294
Coeficiente de charneira do leme de profundidade devido à sua deflexão, b_{2V}	-0,494
Declive da curva de sustentação da E.V., a_{1EV}	1,408
Declive da curva de sustentação da E.V., a_{2EV}	0,813
Coeficiente de charneira do leme de direcção devido à incidência da E.V., b_{1EV}	-0,014
Coeficiente de charneira do leme de direcção devido à sua deflexão, b_{2EV}	-0,452

6.5. Estabilidade

Downwash na E.V.	
sem flapes	0,382
com flapes	0,355
Coefficiente de momento de rolamento devido a	
momento de rolamento, C_{lp}	-0,540
derrapagem, $C_{l\beta}$	$-0,0527-0,0096C_L$
guinada, C_{lr}	$0,0010-0,2917C_L$
Coefficiente de momento de guinada devido a	
derrapagem sem empenagens, $C_{n\beta}$	-0,0082
derrapagem do avião completo, $C_{n\beta}$	0,0355
guinada, C_{nr}	$-0,0146-0,0186C_L^2$
Coefficiente de força lateral devido à derrapagem, $C_{Y\beta}$	0,3132

7. DISTRIBUIÇÃO DE CARGAS

7.1. Cargas Aerodinâmicas

As distribuições de sustentação da asa e empenagens estão representadas nas figuras 3, 4, 5 e 6. A contribuição da fuselagem para a sustentação pode ser desprezada nos cálculos das cargas.

7.2. Cargas de Inércia

Todas as distribuições de inércia vão ser desprezadas excepto a resultante das cargas pontuais na fuselagem.

8. TAREFAS

Existem várias tarefas no projecto que devem ser realizadas segundo o calendário apresentado. Todos estes aspectos dependem uns dos outros, pelo que tem que haver uma inter-relação e actualização entre eles.

Cada aluno tem que realizar determinada quantidade de trabalho, como indicado em seguida.

O projecto é um processo iterativo em que a perfeição não é possível nem necessária. Os trabalhos serão discutidos em reuniões de projecto onde o nível de detalhe necessário será definido.

O primeiro passo no projecto é a familiarização com as normas relevantes para a parte do avião a projectar. Alguns itens das normas referentes ao mesmo assunto, sistema ou componente podem estar dispersos pelo documento, de forma que é necessário cuidado para não deixar passar nenhum pormenor importante.

8.1. Componentes Estruturais

8.1.1. Requisitos Gerais

- 1) Cargas
- 2) Interfaces
- 3) Análise estrutural
 - Cálculos simples manuais
 - Dimensionamentos à resistência
 - Análise por elementos finitos (se possível)
 - Dimensionamentos à rigidez
- 4) Estimativa de peso e comparação com os requisitos
- 5) Relatório de dimensionamento (com esboços legíveis)
- 6) Desenhos (CAD)
- 7) Relatório

8.1.2. Tarefas de Projecto e Análise

Asas e superfícies de controlo:

- 1) Configuração estrutural
- 2) Posição e projecto da(s) longarina(s) com articulações e ferragens
- 3) Posição das nervuras e optimização do revestimento
- 4) Projecto do revestimento
- 5) Projecto do bordo de ataque
- 6) Projecto das articulações e nervuras
- 7) Dimensionar actuadores (quando relevante)
- 8) Projectar e desenhar interfaces entre componentes

Fuselagem:

- 1) Configuração estrutural
 - Localização das cavernas principais
 - Localização das cavernas secundárias
 - Membros longitudinais
 - Longerons, tensores, chão, etc.
 - Localização de fixações (trem de aterragem por exemplo)
 - Motor, asa e empenagem
 - Aberturas, painéis de acesso, entradas de ar
- 2) Projecto do revestimento
- 3) Projecto de longeron (quando relevante)
- 4) Projecto da fuselagem para resistir corte e torção
- 5) Projecto das cavernas de fixação e cavernas ligeiras

8.2. Trem de Aterragem

- 1) Verificação da posição do trem e selecção das rodas, pneus e pressões adequadas
- 2) Cargas no trem

- 3) Projecto do mecanismo de retracção, incluindo o diagrama força/deflexão e os bloqueios em cima e em baixo (quando retráctil)
- 4) Projecto das unidades de travão para o trem principal (quando relevante)
- 5) Projecto do mecanismo de direcção para o trem do nariz
- 6) Projecto do amortecedor
- 7) Projecto dos componentes estruturais
- 8) Projecto da fixação à fuselagem ou asa
- 9) Estudo do projecto das portas (quando relevante)
- 10) Estimativa de peso e comparação com os requisitos
- 11) Desenhos (CAD)
- 12) Relatório

8.3. Instalação do Motor

- 1) Cargas no berço do motor
- 2) Projecto das fixações do motor e dimensionamento estrutural
- 3) Projecto da entrada e saída de ar
- 4) Projecto da parede de fogo
- 5) Verificação de que o acesso e a remoção do motor são adequados
- 6) Projecto da transmissão
- 7) Verificação de que a remoção do hélice é adequada
- 8) Estimativa de peso e comparação com os objectivos
- 9) Desenhos (CAD)
- 10) Relatório

8.4. Comandos de Voo e Sistema de Arranque

- 1) Verificação das forças dos servos
- 2) Dimensionamento dos servos
- 3) Esquema do sistema de controlo ao longo do avião
- 4) Determinação das necessidades dos actuadores
- 5) Determinação da rigidez dos comandos, fricção e forças
- 6) Estudo do sistema de comando juntamente com projectistas de estrutura
- 7) Identificação e projecto de zonas de ligação
- 8) Projecto dos guinhóis das superfícies de controlo
- 9) Projecto das fixações do motor de arranque e dimensionamento estrutural
- 10) Projecto da transmissão para arranque do motor de combustão
- 11) Requisitos de energia e controlo
- 12) Verificação de que o acesso e a remoção do motor eléctrico são adequados
- 13) Estimativa de peso e comparação com os objectivos
- 14) Desenhos (CAD)
- 15) Relatório

8.5. Sistemas de Combustível, Eléctrico e de Recuperação

- 1) Verificação do consumo de combustível
- 2) Verificação do volume disponível e escolha do tipo e limites dos tanques

- 3) Verificação do efeito do consumo de combustível no cg do avião e efeito da atitude do avião nos tanques
- 4) Determinação das cargas do combustível nos tanques
- 5) Esquemas da disposição
 - Alimentação
 - Ventilação
 - Alimentação cruzada (quando relevante)
 - Alijamento (quando relevante)
- 6) Determinação da disposição de válvulas, bombas, etc. (quando relevante)
- 7) Dimensionamento do(s) tanque(s) e dos tubos
- 8) Verificação das necessidades eléctricas
- 9) Projecto do sistema eléctrico
- 10) Escolha de baterias
- 11) Verificação do espaço disponível
- 12) Dimensionamento do pára-quedas
- 11) Adaptação à estrutura
- 12) Estimativa de peso e comparação com os requisitos
- 13) Desenhos (CAD)
- 14) Relatório

8.6. Estabilidade, Controlo e Qualidade de Voo

- 1) Verificação da estabilidade estática
- 2) Determinação das derivadas de estabilidade
- 3) Determinação do comportamento longitudinal e latero-direccional
- 4) Verificação da qualidade de voo nas várias configurações
- 5) Sugestões práticas para melhoramento/correção do comportamento
- 6) Relatório

8.7. Modelo em CAD, Peso e Centragem

- 1) Coordenação das actividades de desenho
- 2) Estudo das vistas da aeronave
- 3) Estudo de todos os componentes em projecto
- 4) Modelo tridimensional completo em CAD
- 5) Verificação de interferências entre componentes
- 6) Sugestões para facilidade de construção dos interfaces
- 7) Determinação do peso e cg do avião
- 8) Relatório

8.8. Tarefas Individuais

A tabela seguinte mostra as tarefas individuais que deverão ser escolhidas na primeira semana do semestre.

	Tarefa	Responsável	Nº
00	Coordenação	Pedro Gamboa	-

01	Asa	Júlio Gomez	10276
02	Flapes	Graça Santos	9153
03	Ailerons	Marco Xavier	9393
04	Empenagem Vertical	-	-
05	Leme de Direcção	-	-
06	Empenagem em V	Paulo Vicente	10732
07	Leme de Profundidade	Cristiana Marinho	10121
08	Fuselagem (frente)	Ana Meireles	9181
09	Fuselagem (trás)	Diogo Réu	8472
10	Trem de Aterragem Principal	Carla Rocha	10428
11	Trem de Aterragem do Nariz	Guida Santos	7912
12	Instalação do Motor	Helder Barata	10199
13	Comandos de Voo e Sistema de Arranque	Daniel Santos	13423
14	Sistemas de Combustível, Eléctrico e de Recuperação	David Rulloda	10959
15	Estabilidade, Controlo e Qualidade de Voo	-	-
16	Modelo em CAD, Peso e Centragem	Ricardo Rosário	11147

	Responsável	E-mail	Telefone
00	Pedro Gamboa	gamboa@demnet.ubi.pt	275 329 745
01	Júlio Gomez	julio_gomez@iol.pt	932642711
02	Graça Santos	gsantos@mail.pt	965284443
03	Marco Xavier	marcoxavier@mail.pt	964690131
04	-	-	-
05	-	-	-
06	Paulo Vicente	ppiresvincente@yahoo.com	917728876
07	Cristiana Marinho	crismarinho@iol.pt	914720521
08	Ana Meireles	aimeireles@yahoo.com.br	967654118
09	Diogo Réu	diogoreu@hotmail.com	919908974
10	Carla Rocha	carlaciola@hotmail.com	964287269
11	Guida Santos	guida.santos@mail.pt	914335834
12	Helder Barata	helder_barata@aeiou.pt	919894934 ou 965343834
13	Daniel Santos	danielgondar@hotmail.com	966458971
14	David Rulloda	aero_dr@yahoo.com	966434049
15	-	-	-
16	Ricardo Rosário	ricardrosario@iol.pt	963573495

8.9. Calendário de Trabalhos

O quadro abaixo apresenta o calendário de tarefas do projecto que deverá, na medida do possível, ser cumprido.

Mês	Setembro			Outubro				Novembro					Dezembro				Janeiro			Fevereiro			
Tarefa \ Semana	01	02	03	04	05	06	07	08	09	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23
Aulas Teóricas																							
Reuniões																							
Cargas																							
Des. Esquemáticos																							
Dimensionamentos																							
Optimização																							
Estimativa de Peso																							
Desenhos Finais																							
Redacção																							
Entrega do Relatório																							

Legenda:

	Aulas teóricas e reuniões de projecto
	Trabalho a desenvolver durante o semestre
	Classificação e período de pré-exames
	Exames
	Férias

8.10. Relatório

Cada aluno deverá redigir um relatório onde incluirá todos os passos relevantes no projecto do seu componente, incluindo configuração, decisões tomadas, esboços, cálculos, resultados, etc.. Deverão ser também incluídos todos os desenhos técnicos necessários para a compreensão dos componentes projectados.

O relatório deverá ser entregue até ao dia 28 de Janeiro de 2003.

8.11. Cooperação

Todos os trabalhos serão de carácter individual. Cada elemento deverá planear o seu trabalho considerando as várias tarefas necessárias realizar e deverá proporcionar aos outros elementos toda a informação necessária, para que todo o projecto seja coerente. Este projecto requer bastante trabalho para ser terminado dentro do prazo.

9. AVALIAÇÃO

A avaliação será feita baseada no trabalho demonstrado ao longo do semestre e no relatório final, onde será colocado grande ênfase nas decisões tomadas com vista ao cumprimento dos requisitos para o UAV02, bem como na viabilidade e coerência dos projectos.

1. Cooperação		20
2. Relatório		80
TOTAL		100
1. Exame de Época Normal (entrega de relatório final)	28-01-2003	80
2. Exame de Época de Recurso (entrega de relatório final)	19-02-2003	80
3. Exame de Época Especial (entrega de relatório final)	05-09-2003	80

10. BIBLIOGRAFIA

Abaixo estão listados alguns livros que podem ser consultados para a realização deste projecto. Os relatórios de projecto de anos anteriores também podem ser consultados mas tendo em atenção que a informação neles contida pode estar incorrecta. Alguma informação pode ser encontrada na internet.

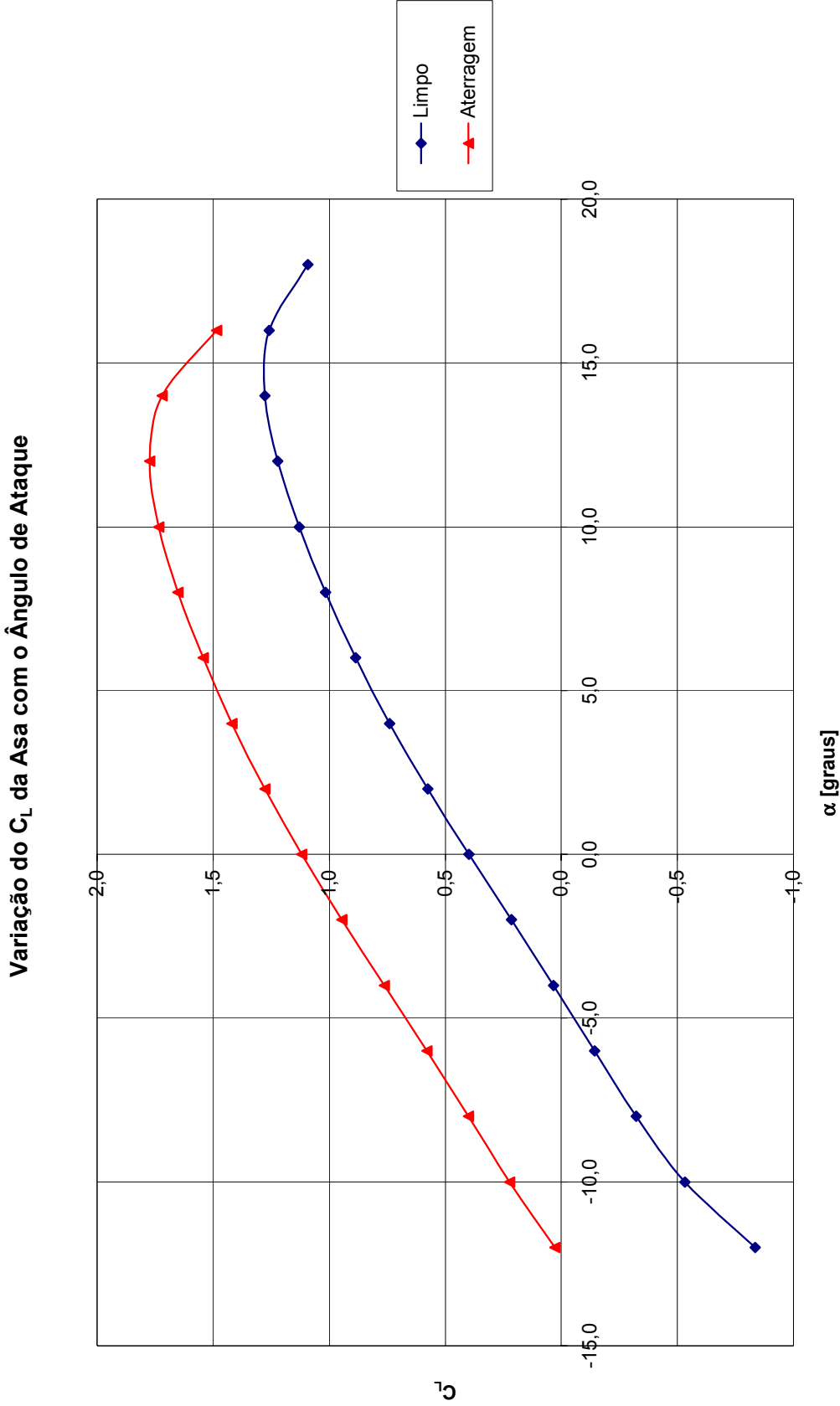
01. Abbot & Doenhoff, Theory of Wing Sections, Dover Publications Inc, 1959
02. AIAA Aerospace Design Engineers Guide – 3rd edition, AIAA, 1993

03. Andy Lennon, Basics of R/C Model Aircraft Design, Air Age Inc., 1996
04. Barnes W. McCormick, Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics – 2nd edition, John Wiley & Sons Inc, 1995
05. Bent McKinley, Aircraft Powerplants – 4th edition, McGraw-Hill, 1978
06. Bill Clarke, The Cessna 172 – 2nd edition, Tab Books, 1993
07. Bruce K. Donaldson, Analysis of Aircraft Structures – An Introduction, McGraw-Hill, 1993
08. Cláudio Barros, Introdução ao Projecto de Aeronaves – Volume 1 & 2, CEA/UFGM, 1979
09. Comprehensive Reference Guide to Airfoil Sections for Light Aircraft, Aviation Publications, 1982
10. Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, 1989
11. Darrol Stinton, Flying Qualities and Flight Testing of the Airplane, AIAA Education Series, 1996
12. Darrol Stinton, The Design of the Aeroplane, Blackwell Science, 1983
13. David A. Lombardo, Aircraft Systems –Understanding Your Airplane, Tab Books, 1988
14. David J. Peery, J. J. Azar, Aircraft Structures – 2nd edition, McGraw-Hill Inc, 1982
15. Egbert Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, 1982
16. E. H. J. Pallet, Aircraft Instruments & Integrated Systems, Longman Scientific & Technical, 1992
17. E. H. J. Pallet, Los Sistemas Eléctricos en Aviación, Paraninfo, 1979
18. Geoff Jones, Building and Flying Your Own Plane, Patrick Stephens Limited, 1992
19. Homebuilt Aircraft Sourcebook – 5th edition, AeroCrafter, 1998
20. Ian Moir & Allan Seabridge, Aircraft Systems, Longman Scientific & Technical, 1992
21. Jane's All the World Aircraft, 1995
22. Jan Roskam, Airplane Design – Volumes I to VIII, The University of Kansas, 1990
23. Jan Roskam, Chuan-Taw Edward Lan, Airplane Aerodynamics and Performance, DARcorporation, 1997
24. JAR-23, Joint Aviation Requirements for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes, 1994
25. JAR-VLA, Joint Aviation Requirements for Very Light Aeroplanes, 1990
26. John Cutler, Estructuras del Avión, Paraninfo, 1989
27. Krishnam K. Chawla, Composite Materials – 2nd edition, Springer, 1998
28. Ladislao Pazmany, Landing Gear Design for Light Aircraft – Volumes I & II, Pazmany Aircraft Corporation, 1986
29. Ladislao Pazmany, Light Airplane Design, Pazmany Aircraft Corporation
30. Martín Cuesta Alvarez, Vuelo con Motor Alternativo, Paraninfo, 1981
31. Michael C. Y. Niu, Airframe Structural Design, Conmilit Press Ltd., 1988
32. Michael J. Kroes & Thomas W. Wild, Aircraft Powerplants – 7th edition, McGraw-Hill, 1995
33. Michael J. Kroes & William A. Watkins & Frank Delp, Aircraft Maintenance & Repair – 6th edition, Macmillan/McGraw-Hill, 1993
34. Robert C. Nelson, Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, 1989
35. Robert M. Rivello, Theory and Analysis of Flight Structures, McGraw-Hill, 1969
36. S. Hoerner, Fluid Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, 1965
37. S. Hoerner, Fluid Dynamic Lift, Hoerner Fluid Dynamics
38. S. Laroze & J.-J. Barrau, Mécanique des Structures – Tome 1, Masson, 1991
39. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 2 – Poutres, Eyrolles Masson ,1988

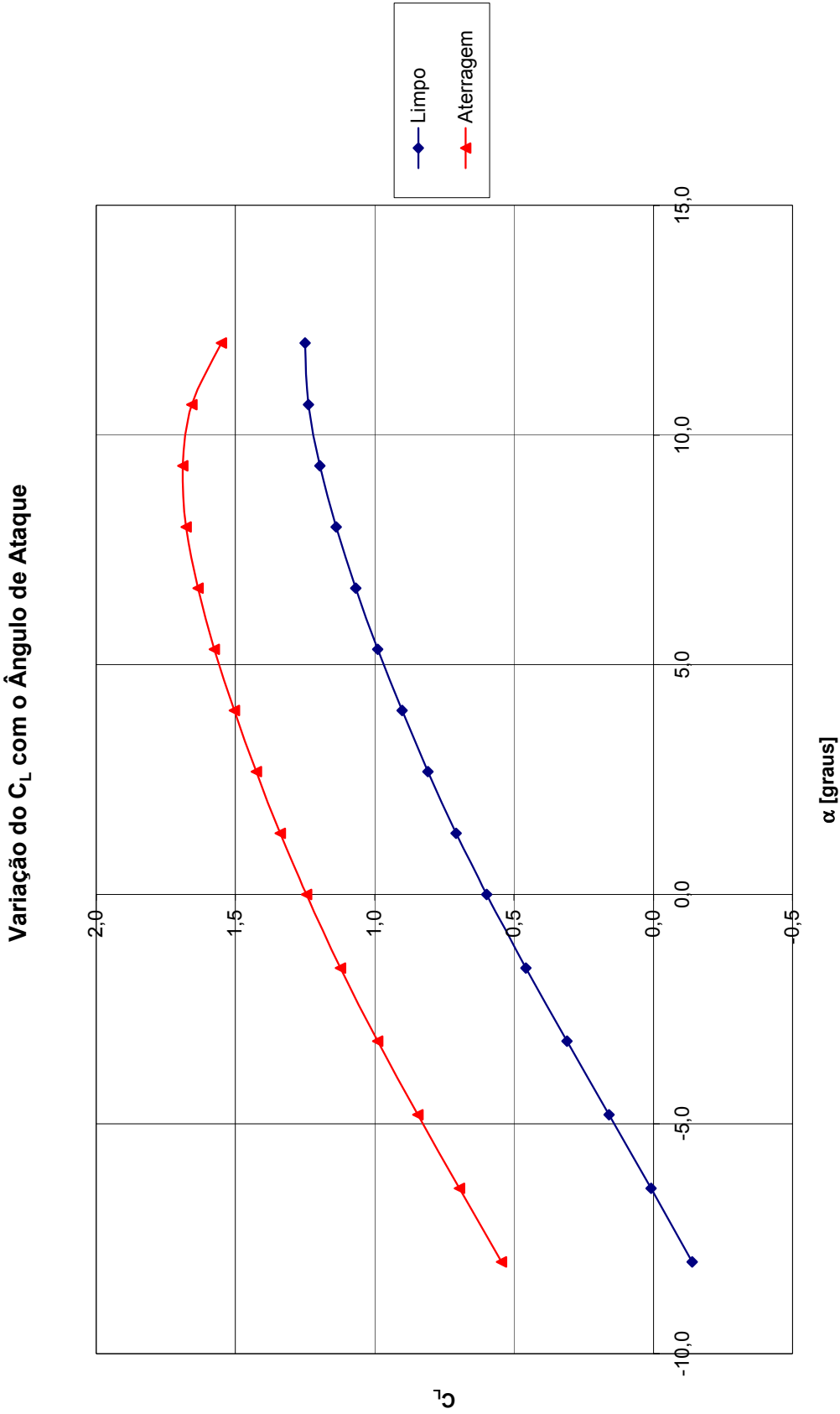
40. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 3 – Thermique des Structures & Dynamique des Structures – 2ème edition, Masson ,1992
41. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 4 – Calcul des Structures en Matériaux Composites, Eyrolles Masson ,1987
42. Stelio Frati, L'Aliante, Editore Ulrico Hoepli, Milano, 1946
43. Stephen P. Timoshenko, James M. Gere, Theory of Elastic Stability – 2nd edition, McGraw-Hill International Editions, 1961
44. Ted L. Lomax, Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft – Theory and Practice, AIAA Education Series, 1996
45. The Metals Black Book – Volume 1 – Ferrous Metals, Casti Publishing Inc, 1995
46. The Metals Red Book – Volume 2 – Nonferrous Metals, Casti Publishing Inc, 1995
47. T. H. G. Megson, Aircraft Structures for Engineering Students – 2nd edition, Edward Arnold, 1990
48. Tony Bingelis, Firewall Forward – Engine Installation Methods, EAA Aviation Foundation, 1992
49. Tony Bingelis, Sportplane Construction Techniques – A Builder's Handbook, EAA Aviation Foundation, 1992
50. Tony Bingelis, The Sportplane Builder – Aircraft Construction Methods, EAA Aviation Foundation, 1992
51. W. A. Lees, Adhesives and the Engineer, Mechanical Engineering Publications Limited, 1989
52. Y. C. Fong, An Introduction to the Theory of Aeroelasticity, Dover Publications Inc, 1993

11. FIGURAS

11.1. Variação do C_L da Asa com o Ângulo de Ataque

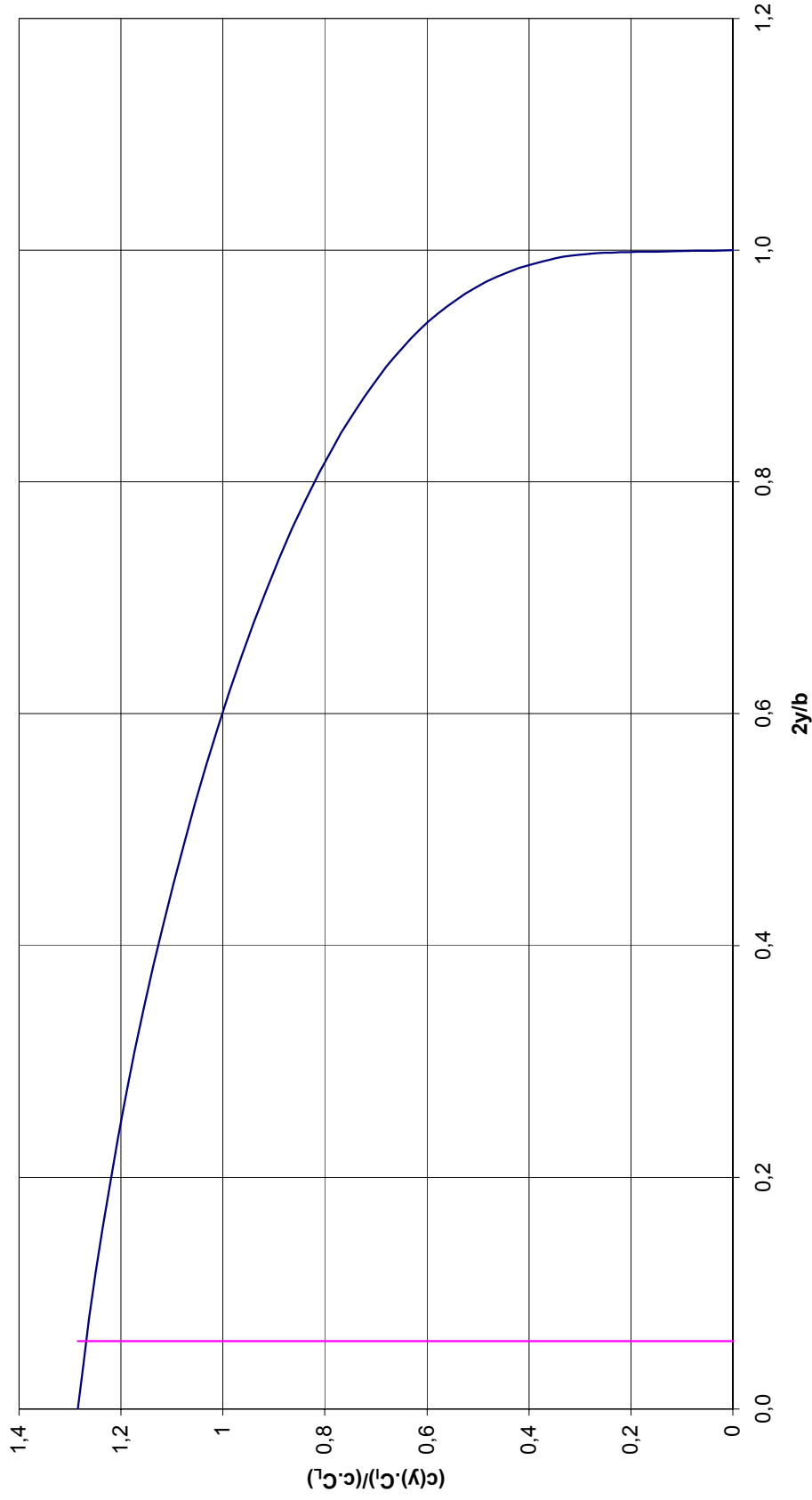


11.2. Variação do C_L do Avião com o Ângulo de Ataque



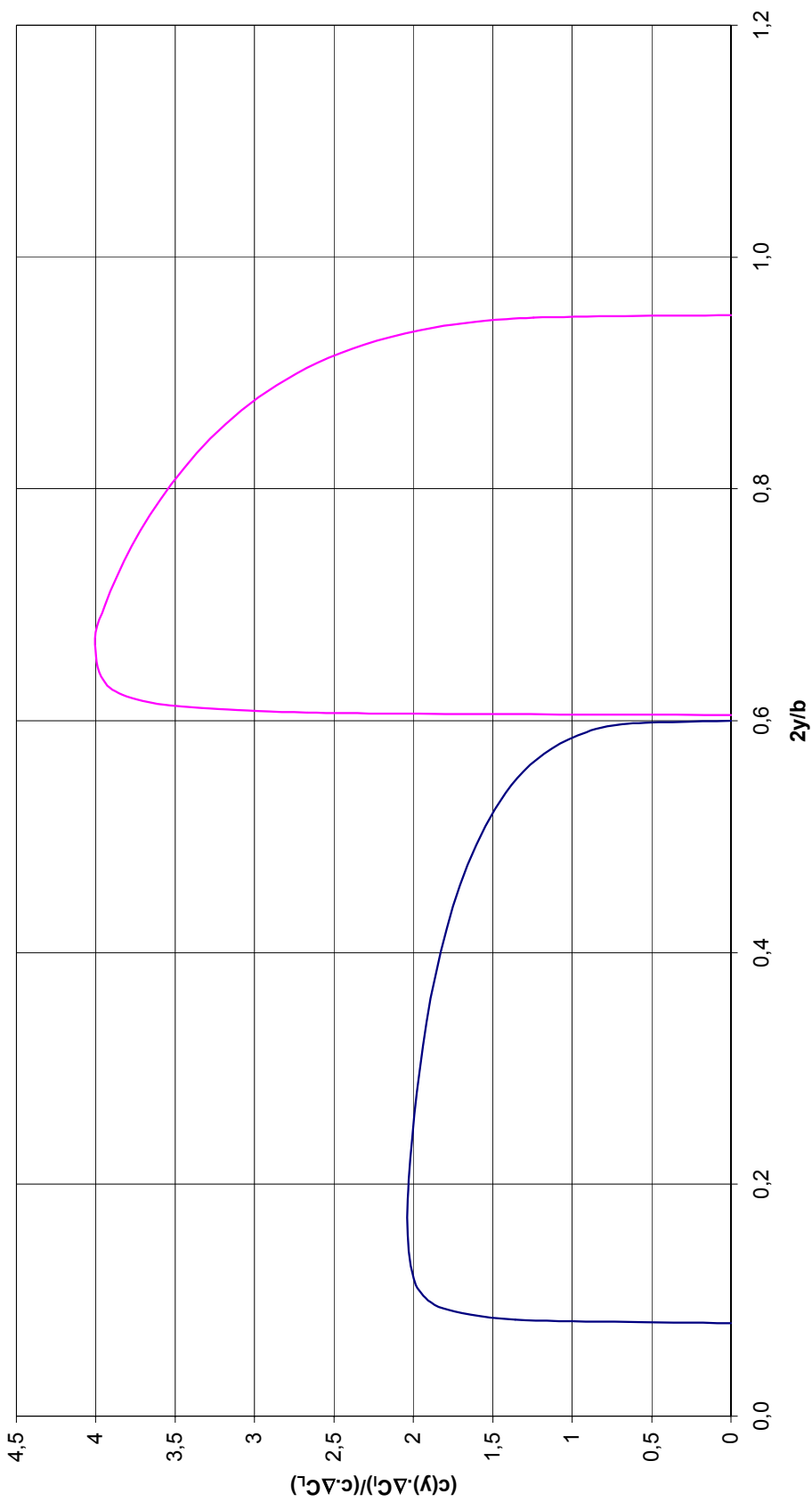
11.3. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Incidência

Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa



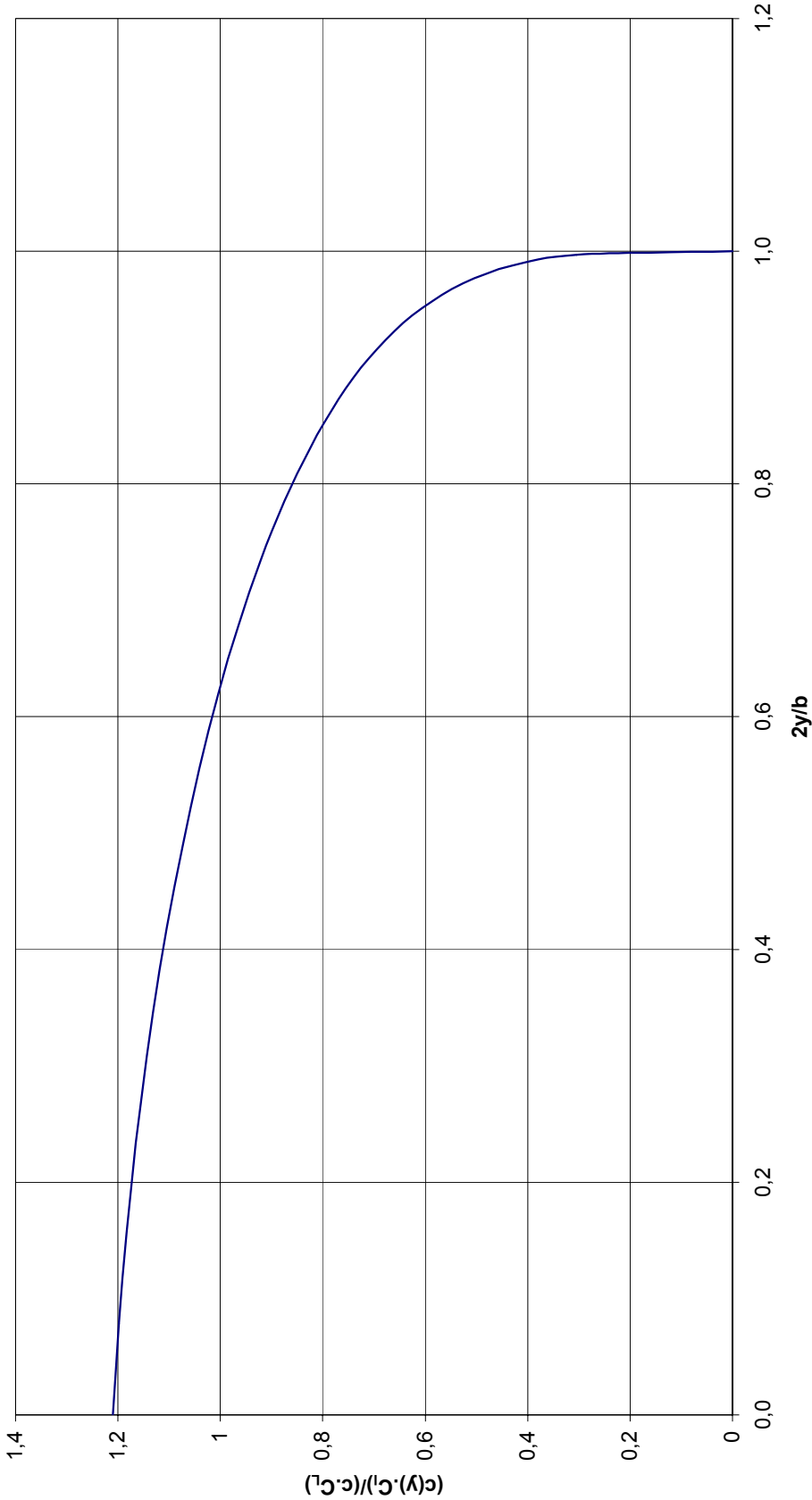
11.4. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Deflexão dos Flapes e Ailerons

Distribuição de Sustentação devido à Deflexão das Superfícies Auxiliares



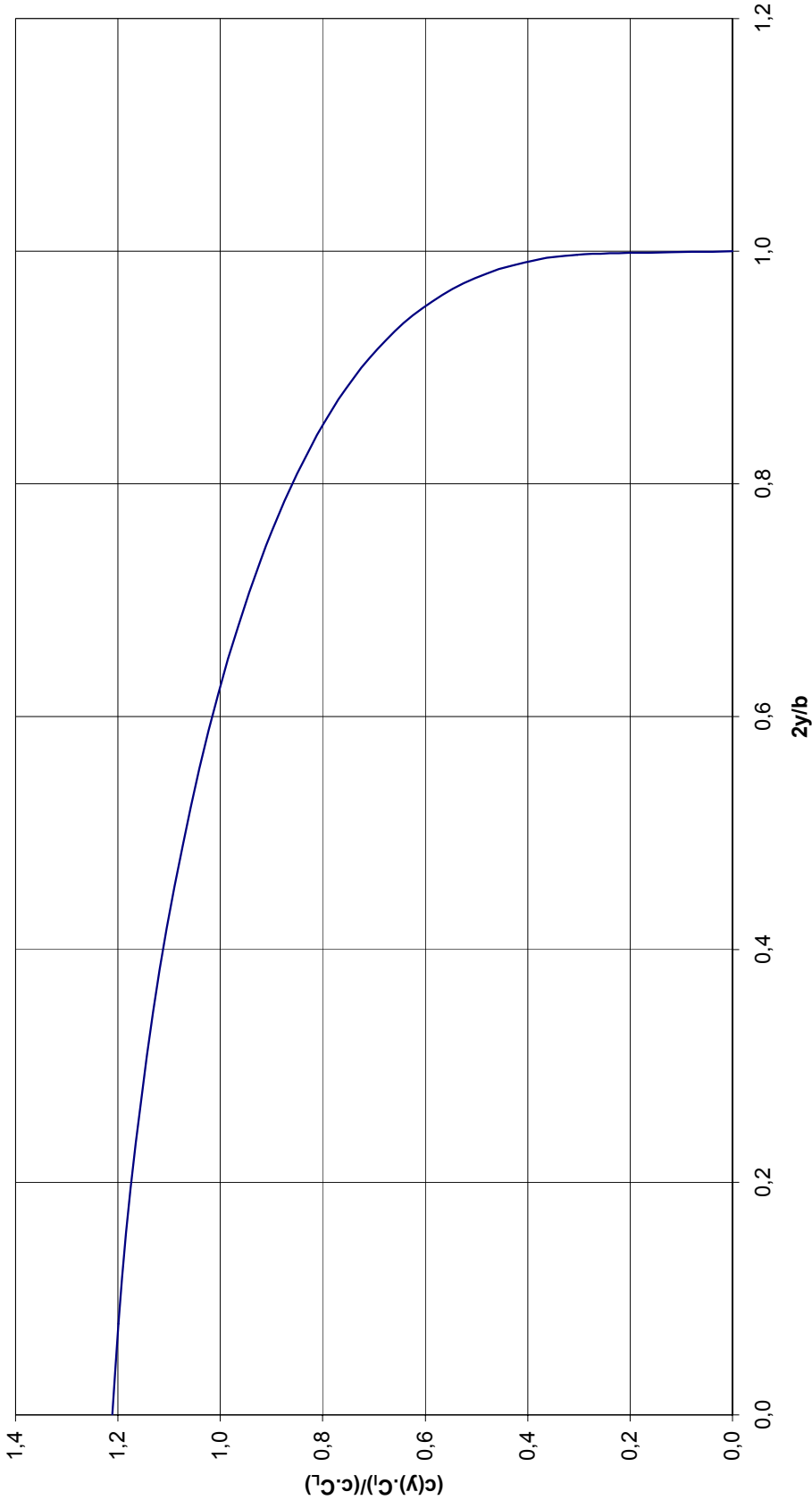
11.5. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Vertical devido à Incidência e Deflexão

Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Vertical



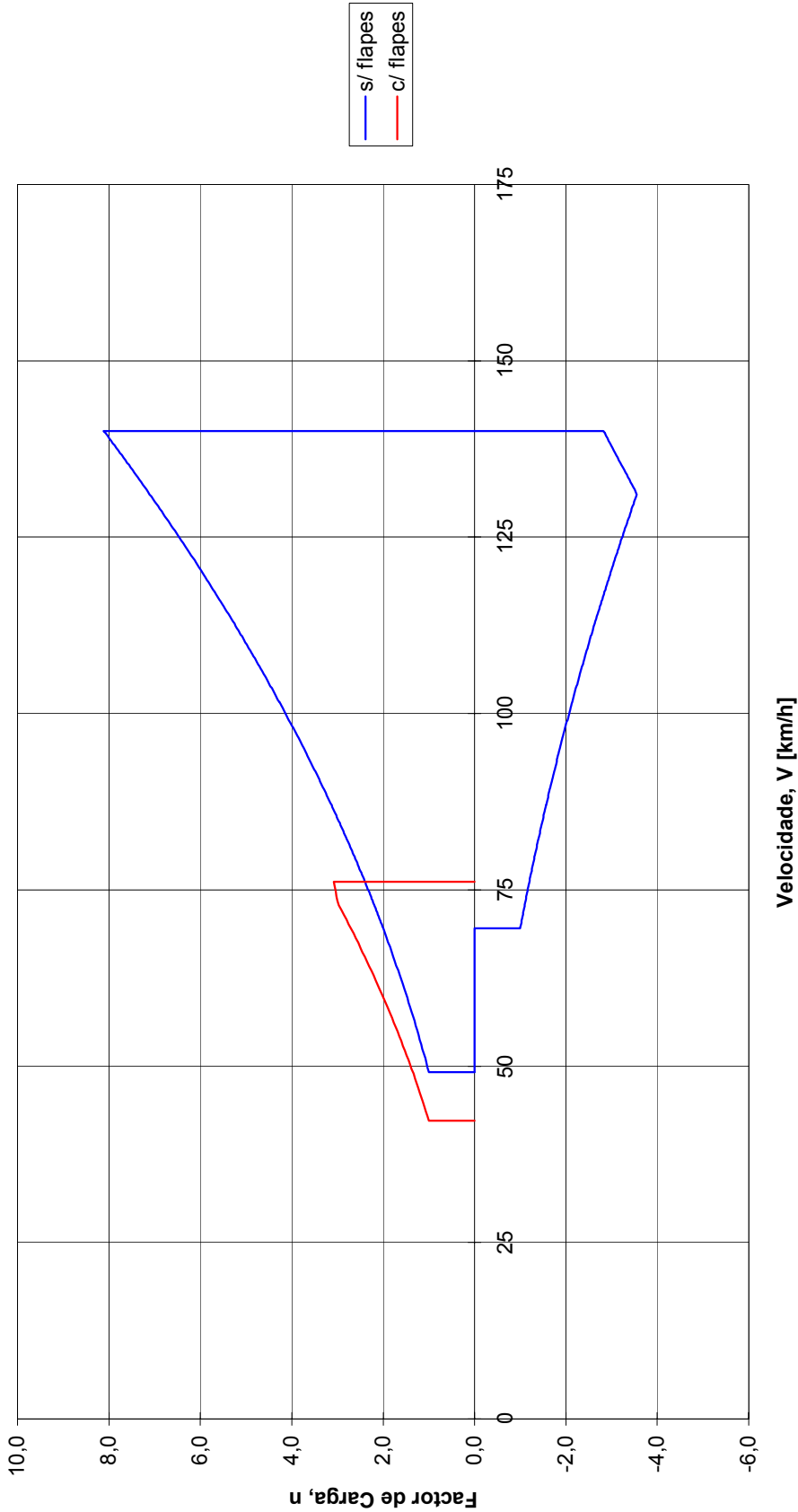
11.6. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem em V devido à Incidência e Deflexão

Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem V

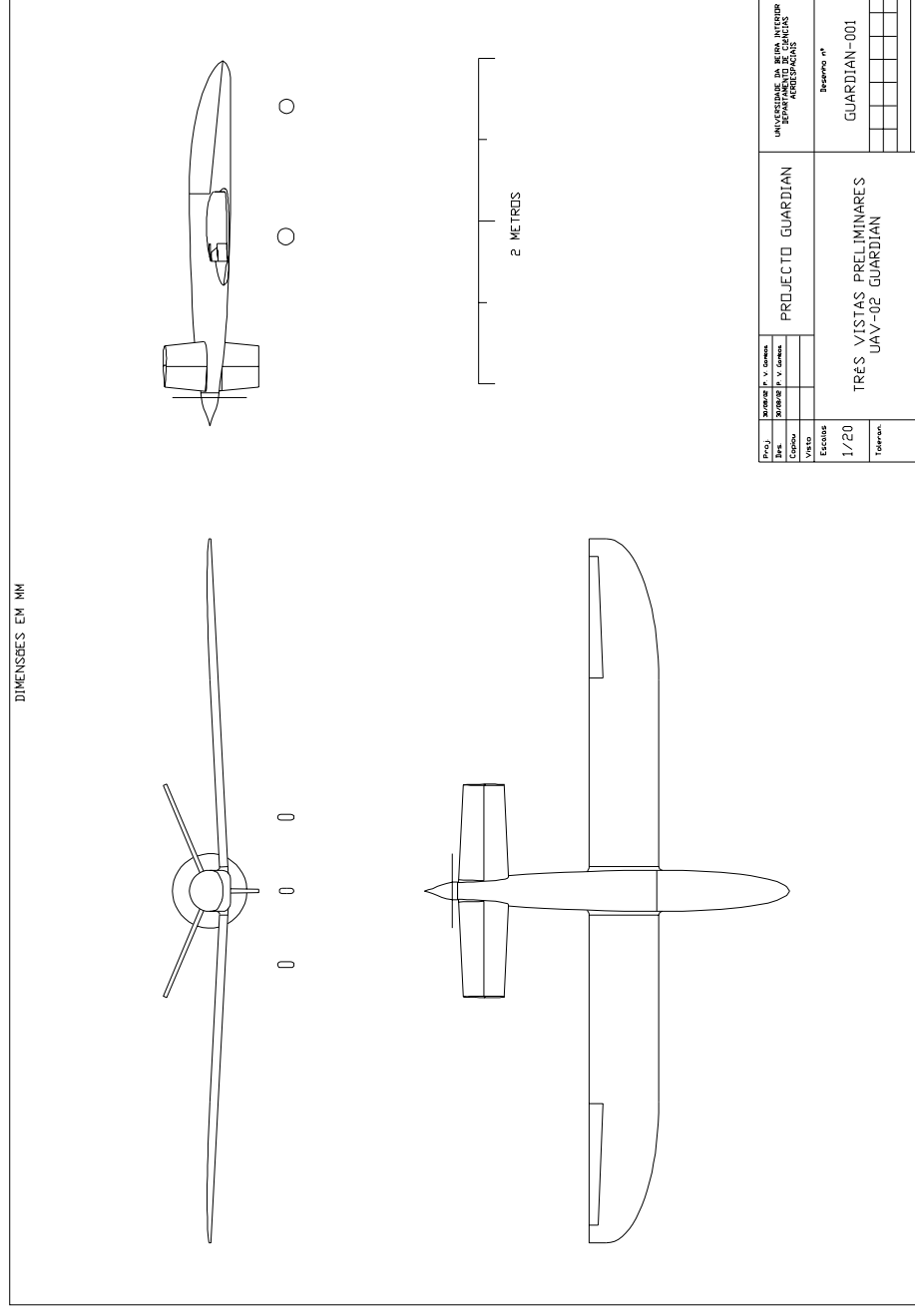


11.7. Diagrama V-n de Manobra e Rajada

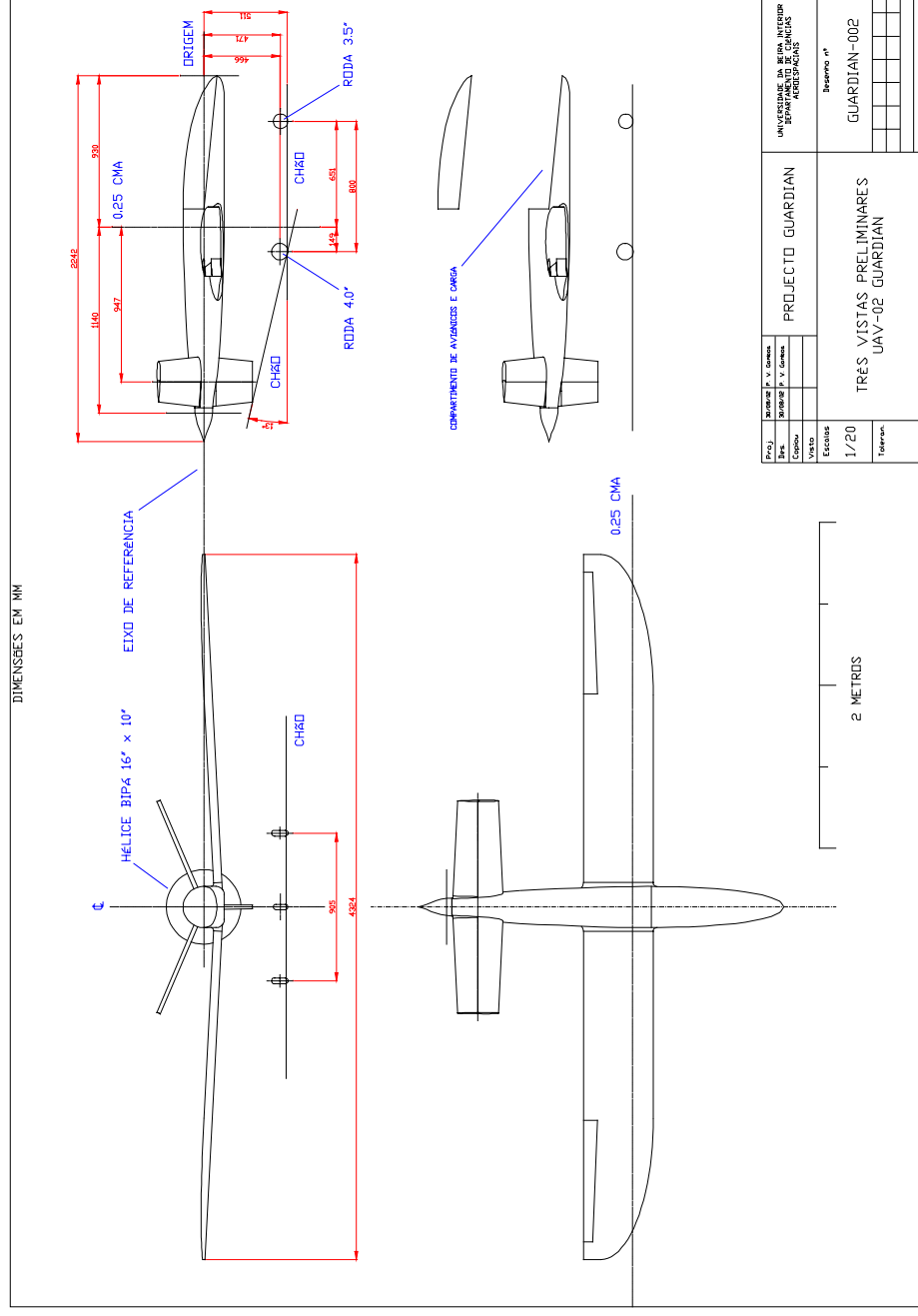
Diagrama V-n

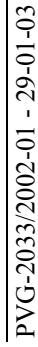


11.8. Três Vistas



11.9. Geometria





11.11. Geometria da Fuselagem

