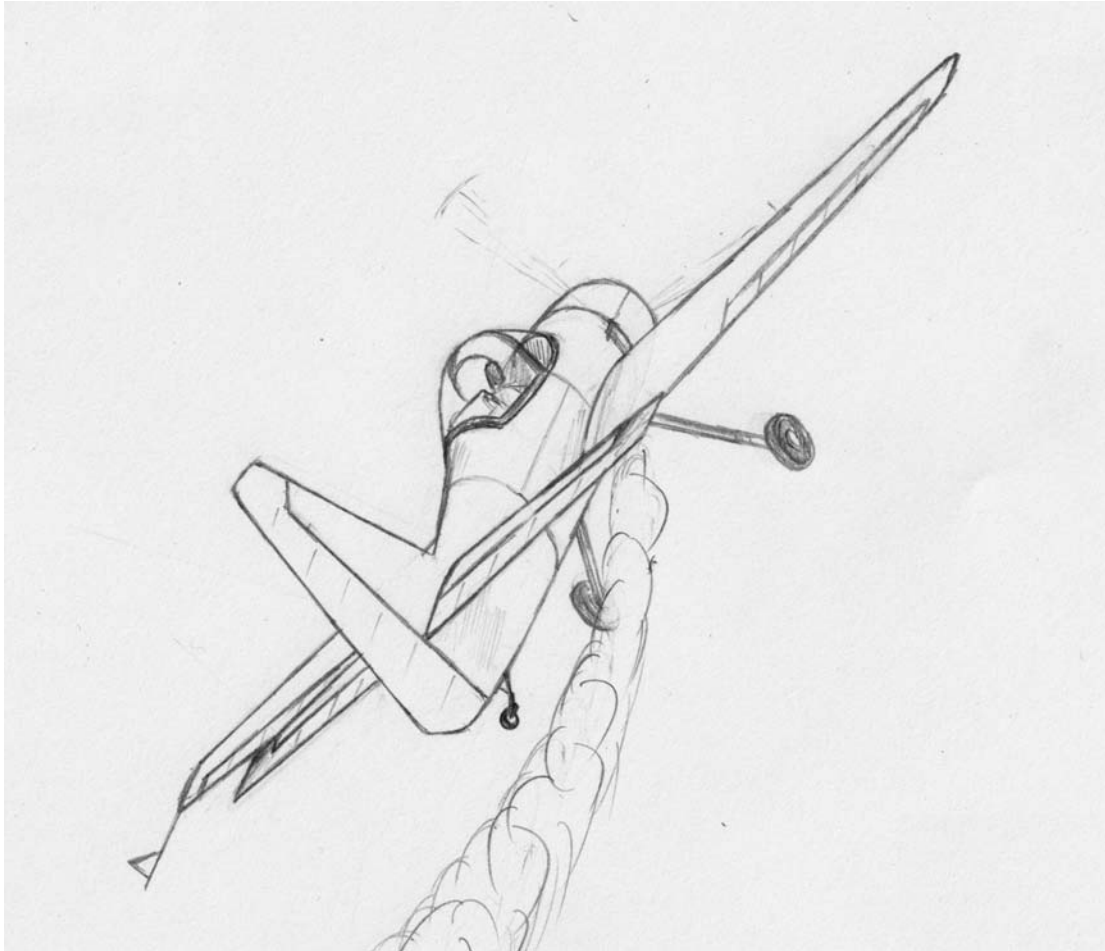


**UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR**

**PROJECTO I - 2033**

**2000/2001**



**AVIÃO ACROBÁTICO DE COMPETIÇÃO**

**A2000**

**Descrição do Projecto – Parte II**

# ÍNDICE

|                                                                               |    |
|-------------------------------------------------------------------------------|----|
| 1. INTRODUÇÃO.....                                                            | 4  |
| 2. REQUISITOS.....                                                            | 4  |
| 2.1. Missão .....                                                             | 4  |
| 2.1.1. Missão de acrobacia de competição (ACRO).....                          | 4  |
| 2.1.2. Missão de deslocação (VOO EM ROTA) .....                               | 4  |
| 2.1.3. Distribuição dos Voos pelas Missões .....                              | 5  |
| 2.2. Desempenho .....                                                         | 5  |
| 2.3. Motorização .....                                                        | 5  |
| 2.4. Asa.....                                                                 | 5  |
| 2.5. Fuselagem.....                                                           | 6  |
| 2.6. Empenagens.....                                                          | 6  |
| 2.7. Trem de Aterragem.....                                                   | 6  |
| 2.8. Habitáculo .....                                                         | 6  |
| 2.9. Peso e Centragem .....                                                   | 6  |
| 2.10. Materiais .....                                                         | 6  |
| 2.11. Comandos e Sistemas .....                                               | 6  |
| 2.12. Normas .....                                                            | 7  |
| 3. GEOMETRIA .....                                                            | 7  |
| 3.1. Asa.....                                                                 | 7  |
| 3.2. Aileron.....                                                             | 7  |
| 3.3. Empenagem Horizontal .....                                               | 8  |
| 3.4. Leme de Profundidade.....                                                | 8  |
| 3.5. Empenagem Vertical .....                                                 | 8  |
| 3.6. Leme de Direcção.....                                                    | 8  |
| 3.7. Fuselagem.....                                                           | 9  |
| 3.8. Trem Principal .....                                                     | 9  |
| 3.9. Trem de Cauda .....                                                      | 9  |
| 4. MOTORIZAÇÃO .....                                                          | 9  |
| 4.1. Motor .....                                                              | 9  |
| 4.2. Hélice .....                                                             | 9  |
| 5. PESOS, 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 .....                                                        | 12 |
| 6.1.1. Coeficiente de sustentação máximo da asa (figura 2).....               | 12 |
| 6.1.2. Coeficiente de sustentação máximo do avião equilibrado (figura 3)..... | 12 |
| 6.1.3. Declive da curva de sustentação da asa e fuselagem .....               | 12 |
| 6.2. Polar de Arrasto.....                                                    | 12 |
| 6.3. Momento de Arfagem.....                                                  | 12 |
| 6.4. Controlos e Estabilizadores .....                                        | 12 |
| 6.5. Estabilidade .....                                                       | 13 |
| 7. Distribuição de cargas .....                                               | 13 |
| 7.1. Cargas Aerodinâmicas .....                                               | 13 |
| 7.2. Cargas de Inércia .....                                                  | 13 |
| 8. TAREFAS .....                                                              | 13 |
| 8.1. Componentes Estruturais.....                                             | 14 |
| 8.1.1. Requisitos Gerais.....                                                 | 14 |
| 8.1.2. Tarefas de Projecto e Análise .....                                    | 14 |
| 8.2. Trem de Aterragem.....                                                   | 15 |
| 8.3. Sistema de Combustível .....                                             | 15 |
| 8.4. Comandos de Voo .....                                                    | 15 |
| 8.5. Habitáculo .....                                                         | 16 |
| 8.6. Instalação do Motor.....                                                 | 16 |
| 8.7. Desempenho e Custos.....                                                 | 16 |
| 8.8. Estabilidade e Controlo .....                                            | 16 |
| 8.9. Sistemas.....                                                            | 17 |

|                                                                                                                         |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| 8.10. Modelo em CAD .....                                                                                               | 17 |
| 8.11. Tarefas Individuais .....                                                                                         | 17 |
| 8.12. Calendário de Trabalhos .....                                                                                     | 18 |
| 8.13. Relatório .....                                                                                                   | 18 |
| 8.14. Cooperação .....                                                                                                  | 18 |
| 9. AVALIAÇÃO .....                                                                                                      | 19 |
| 10. BIBLIOGRAFIA .....                                                                                                  | 19 |
| 11. FIGURAS .....                                                                                                       | 20 |
| 11.1. Envelope de Velocidades .....                                                                                     | 23 |
| 11.2. Variação do $C_L$ da Asa com o Ângulo de Ataque .....                                                             | 24 |
| 11.3. Variação do $C_L$ do Avião com o Ângulo de Ataque .....                                                           | 25 |
| 11.4. Variação de $C_{m0}$ e de $h_0$ com o Número de Mach .....                                                        | 26 |
| 11.5. Variação do Declive das Curvas de Sustentação com o Número de Mach .....                                          | 27 |
| 11.6. Variação do Coeficiente de Charneira com o Número de Mach .....                                                   | 28 |
| 11.7. Variação das Derivadas de Rolamento com o Número de Mach .....                                                    | 29 |
| 11.8. Variação das Derivadas de Guinada com o Número de Mach .....                                                      | 30 |
| 11.9. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Incidência .....                              | 31 |
| 11.10. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Deflexão das Superfícies Auxiliares .....    | 32 |
| 11.11. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Horizontal devido à Incidência e Deflexão ..... | 33 |
| 11.12. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Vertical devido à Incidência e Deflexão .....   | 34 |
| 11.13. Distribuição de Sustentação da Fuselagem devido à Incidência .....                                               | 35 |
| 11.14. Distribuição de Inércia da Asa .....                                                                             | 36 |
| 11.15. Distribuição de Inércia da Empenagem Horizontal .....                                                            | 37 |
| 11.16. Distribuição de Inércia da Empenagem Vertical .....                                                              | 38 |
| 11.17. Distribuição de Inércia da Fuselagem .....                                                                       | 39 |
| 11.18. Três Vistas .....                                                                                                | 40 |
| 11.19. Geometria da Asa e Empenagens .....                                                                              | 41 |
| 11.20. Geometria da Fuselagem .....                                                                                     | 42 |

# 1. INTRODUÇÃO

Pretende-se projectar um avião acrobático de competição monolugar com boas prestações especialmente em termos de manobrabilidade. O avião deve ser competitivo perante os melhores da sua classe. 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, 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 este avião são vários 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 A2000 deverá ser projectado para realizar 2 tarefas principais:

#### 2.1.1. Missão de acrobacia de competição (ACRO)

Esta missão consiste em 30 minutos de manobras e acrobacia com factores de carga elevados, sem bagagem.

| Fase                  | Duração<br>[min] | Distância<br>[km] | Potência<br>[%] | Altitude inicial<br>[m] | Altitude final<br>[m] |
|-----------------------|------------------|-------------------|-----------------|-------------------------|-----------------------|
| Aquecimento e rolagem | 15               | -                 | 50              | 0                       | 0                     |
| Descolagem            | -                | 0.2               | 100             | 0                       | 15                    |
| Subida                | -                | -                 | 100             | 15                      | 600                   |
| Acrobacia e manobras  | 30               | -                 | 75              | 600                     | 600                   |
| Circuito              | 5                | -                 | 75              | 600                     | 600                   |
| Aproximação           | -                | -                 | ralenti         | 600                     | 15                    |
| Aterragem             | -                | 0.6               | ralenti         | 15                      | 0                     |
| Rolagem               | 5                | -                 | 50              | 0                       | 0                     |
| Reservas              | 10               | -                 | 75              | 600                     | 600                   |

#### 2.1.2. Missão de deslocação (VOO EM ROTA)

Esta missão representa uma travessia típica com voo de cruzeiro com peso máximo à descolagem.

| Fase                  | Duração<br>[min] | Distância<br>[km] | Potência<br>[%] | Altitude inicial<br>[m] | Altitude final<br>[m] |
|-----------------------|------------------|-------------------|-----------------|-------------------------|-----------------------|
| Aquecimento e rolagem | 15               | -                 | 50              | 0                       | 0                     |
| Descolagem            | -                | 0.3               | 100             | 0                       | 15                    |

|                 |    |       |         |      |      |
|-----------------|----|-------|---------|------|------|
| Subida          | -  | -     | 100     | 15   | 2500 |
| Cruzeiro        | -  | 800.0 | 75      | 2500 | 2500 |
| Descida em rota | -  | -     | ralenti | 2500 | 600  |
| Circuito        | 5  | -     | 75      | 600  | 600  |
| Aproximação     | -  | -     | ralenti | 600  | 15   |
| Aterragem       | -  | 0.6   | ralenti | 15   | 0    |
| Rolagem         | 5  |       | 50      | 0    | 0    |
| Reservas        | 45 | -     | 100     | 600  | 600  |

### 2.1.3. Distribuição dos Voos pelas Missões

Na tabela abaixo está representada a percentagem dos voos do A2000 atribuída a cada uma das missões que ele vai desempenhar.

| Missão      | Voos [%] |
|-------------|----------|
| ACRO        | 80       |
| VOO EM ROTA | 20       |
| Total       | 100      |

## 2.2. Desempenho

O avião deverá demonstrar as seguintes prestações principais com peso máximo (ISA – *International Standard Atmosphere*) para além dos especificadas nas normas:

|                                        |                       |
|----------------------------------------|-----------------------|
| Velocidade máxima a 2500 m             | 388 km/h (209 nós)    |
| Razão de subida máxima ao nível do mar | 19 m/s (3740 pés/min) |
| Tempo de subida até 2500 m             | 3 min                 |
| Taxa de rolamento ao nível do mar      | 370 graus/s           |
| Taxa de volta ao nível do mar          | 50 graus/s            |
| Distância total de descolagem          | 200 m                 |
| Distância total de aterragem           | 570 m                 |

A velocidade máxima de cruzeiro  $V_C$  é 107,8 m/s e a velocidade máxima de descida correspondente é  $V_D = 134,8$  m/s. Ver figura 1.

## 2.3. Motorização

O motor é o Zoche ZO 02A que debita 300 hp às 2500 rpm, é leve e económico. O hélice é o Hoffmann HO-V123() tripá de velocidade constante para manter alta eficiência em toda a gama de velocidades do avião, com 2,2 m de diâmetro.

## 2.4. Asa

A asa é média, trapezoidal com enflechamento nulo a 25 % da corda com a longarina principal a atravessar a fuselagem sem interrupção. A asa aloja o combustível extra necessário para o voo em rota (100 kg). Os ailerons ocupam toda a envergadura. Ver figura 19.

## 2.5. Fuselagem

A fuselagem tem secções circulares e elipsoidais. Um tanque de combustível com capacidade para 40 kg é alojado atrás da parede de fogo. Existem duas janelas por baixo das pernas do piloto para este poder Ter o horizonte como referência em atitudes extremas de voo. Ver figura 20.

## 2.6. Empenagens

As empenagens são do tipo convencional com uma única longarina. Ver figura 19.

## 2.7. Trem de Aterragem

O trem de aterragem do A2000 é convencional e fixo com lâminas em compósito ou alumínio capazes de suportar impactos no solo de 3 g. A escolha dos pneus deve ter em conta a necessidade de operação em pistas pouco preparadas.

O trem de cauda deverá ser direccionável.

## 2.8. Habitáculo

O habitáculo aloja o piloto com estatura entre 1,60 m e 1,90 m. A visibilidade deverá ser boa em 220°, pelo menos. Os instrumentos de voo, navegação e comunicação, motor e indicação deverão ser escolhidos por forma a facilitar a tarefa do piloto em ambas as missões. O avião não necessita de possuir capacidade superior a VFR (*Visual Flight Rating*).

## 2.9. Peso e Centragem

Atendendo às missões que o avião vai desempenhar devem ser especificados dois pesos máximos, acrobacia e utilitário, sendo o de acrobacia menor do que o utilitário, o que permitirá obter uma estrutura mais leve. A diferença estará na quantidade de combustível carregada e bagagem. O passeio do c.g. (centro de gravidade) deverá ser tal que não imponha qualquer limite de operação. Atrás do piloto existe um espaço para levar 30 kg de bagagem ao qual se tem acesso do interior.

## 2.10. Materiais

Toda a estrutura primária das asas e empenagens vai ser em compósito (carbono/epoxi, vidro/epoxi). A fuselagem poderá ser totalmente em compósito ou ter combinação de compósito, aço, alumínio ou madeira. O principal objectivo é manter simplicidade na manutenção e reparação sem prejudicar a segurança.

## 2.11. Comandos e Sistemas

Os comandos do avião são mecânicos de accionamento manual directo.

Deverá considerar-se a existência de um sistema hidráulico para accionamento dos travões e de um sistema eléctrico para funcionamento dos instrumentos, luzes e ignição, quando relevante. Deve, também, ser considerado um sistema de ventilação do habitáculo.

## 2.12. Normas

As normas de projecto a utilizar serão as JAR-23. Todo o trabalho desenvolvido deve ter como objectivo principal a segurança pelo que as normas de aeronavegabilidade devem ser seguidas à risca.

## 3. GEOMETRIA

### 3.1. Asa

|                                                  |                      |
|--------------------------------------------------|----------------------|
| Área                                             | 9,500 m <sup>2</sup> |
| Envergadura                                      | 7,294 m              |
| Alongamento                                      | 5,600                |
| Afilamento                                       | 0,450                |
| Enflechamento no bordo de ataque                 | 3,875°               |
| Enflechamento a 25 % da corda                    | 0,000°               |
| Corda na raiz (eixo de simetria)                 | 1,797 m              |
| Corda na ponta                                   | 0,808 m              |
| Corda média aerodinâmica (CMA)                   | 1,365 m              |
| Perfil na raiz                                   | Eppler 475           |
| Espessura relativa na raiz                       | 0,150                |
| Perfil na ponta                                  | Eppler 472           |
| Espessura relativa na ponta                      | 0,120                |
| Incidência asa/fuselagem                         | 0,000°               |
| Diedro                                           | 0,000°               |
| Torção geométrica                                | 0,000°               |
| Posição de 25 % CMA atrás do apex                | 0,449 m              |
| Posição de 25 % CMA acima da linha de referência | 0,078 m              |

### 3.2. Aileron

|                                   |                           |
|-----------------------------------|---------------------------|
| Tipo                              | simples com b.a. elíptico |
| Área (cada)                       | 0,707 m <sup>2</sup>      |
| Corda relativa média              | 0,180                     |
| Corda                             | 0,234 m                   |
| Deflexão para baixo               | 18,000°                   |
| Deflexão para cima                | -22,000°                  |
| Posição lateral da corda interior | 0,474 m                   |
| Posição lateral da corda exterior | 3,647 m                   |

### 3.3. Empenagem Horizontal

|                                                                |                      |
|----------------------------------------------------------------|----------------------|
| Área                                                           | 1,440 m <sup>2</sup> |
| Envergadura                                                    | 2,400 m              |
| Alongamento                                                    | 4,000                |
| Afilamento                                                     | 0,500                |
| Enflechamento no bordo de ataque                               | 9,462°               |
| Enflechamento a 25 % da corda                                  | 4,764°               |
| Corda na raiz (eixo de simetria)                               | 0,800 m              |
| Corda na ponta                                                 | 0,400 m              |
| Corda média aerodinâmica                                       | 0,622 m              |
| Perfil                                                         | Eppler 472           |
| Espessura relativa                                             | 0,120                |
| Incidência asa/fuselagem                                       | 0,000°               |
| Diedro                                                         | 0,000°               |
| Torção geométrica                                              | 0,000°               |
| Posição de 25 % CMG (corda média geométrica) atrás de 25 % CMA | 3,625 m              |
| Posição de 25 % CMG acima da linha de referência               | 0,394 m              |

### 3.4. Leme de Profundidade

|                            |                          |
|----------------------------|--------------------------|
| Tipo                       | simples de b.a. circular |
| Área                       | 0,720 m <sup>2</sup>     |
| Corda relativa             | 0,500                    |
| Deflexão para baixo        | 25,000°                  |
| Deflexão para cima         | -25,000°                 |
| Semi-envergadura do “horn” | 0,120 m                  |

### 3.5. Empenagem Vertical

|                                                                                       |                      |
|---------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|
| Área                                                                                  | 1,260 m <sup>2</sup> |
| Altura                                                                                | 1,400 m              |
| Alongamento                                                                           | 1,556                |
| Afilamento                                                                            | 0,413                |
| Enflechamento no bordo de ataque                                                      | 14,957°              |
| Enflechamento a 25 % da corda                                                         | 7,608°               |
| Corda na raiz (eixo de referência)                                                    | 1,220 m              |
| Corda na raiz                                                                         | 1,274 m              |
| Corda na ponta                                                                        | 0,526 m              |
| Corda média aerodinâmica                                                              | 0,952 m              |
| Perfil                                                                                | Eppler 472           |
| Espessura relativa                                                                    | 0,120                |
| Posição da intersecção do bordo de ataque com a linha de referência atrás de 25 % CMA | 3,232 m              |

### 3.6. Leme de Direcção

|                                                       |                          |
|-------------------------------------------------------|--------------------------|
| Tipo                                                  | simples de b.a. circular |
| Área                                                  | 0,630 m <sup>2</sup>     |
| Corda relativa                                        | 0,500                    |
| Corda inferior                                        | 0,637 m                  |
| Corda superior                                        | 0,263 m                  |
| Deflexão (para a direita e para a esquerda)           | 30,000°                  |
| Altura da corda inferior acima da linha de referência | -0,102 m                 |

### 3.7. Fuselagem

|                                                |         |
|------------------------------------------------|---------|
| Comprimento total sem cone do hélice           | 5,303 m |
| Largura máxima                                 | 0,794 m |
| Altura máxima                                  | 1,230 m |
| Posição da parede de fogo à frente de 25 % CMA | 0,492 m |
| Posição da parede de fogo atrás da origem      | 1,408 m |

### 3.8. Trem Principal

|                                      |                                                    |
|--------------------------------------|----------------------------------------------------|
| Tipo                                 | uma roda em cada perna fixa suportada na fuselagem |
| Pneu                                 | 5.50-4.0 tipo III (337 mm x 140 mm)                |
| Pressão do pneu                      | 50 psi – 276 kPa                                   |
| Deflexão estática do pneu            | 0,022 m                                            |
| Deflexão máxima do pneu              | 0,025 m                                            |
| Posição da roda à frente de 25 % CMA | 0,610 m                                            |
| Bitola                               | 2,000 m                                            |

### 3.9. Trem de Cauda

|                                   |                             |
|-----------------------------------|-----------------------------|
| Tipo                              | uma roda fixa direccionável |
| Pneu                              | (169 mm x 70 mm)            |
| Pressão do pneu                   | 50 psi – 276 kPa            |
| Posição da roda atrás de 25 % CMA | 3,953 m                     |

## 4. MOTORIZAÇÃO

### 4.1. Motor

|                          |                   |
|--------------------------|-------------------|
| Tipo                     | Zoche ZO 02A      |
| Potência ao nível do mar | 300 hp a 2500 rpm |

### 4.2. Hélice

|      |                                                   |
|------|---------------------------------------------------|
| Tipo | tripá de velocidade constante Hoffmann MTV-V123() |
|------|---------------------------------------------------|

Diâmetro

2,200 m

## 5. PESOS, CENTRO DE GRAVIDADE E MOMENTOS DE INÉRCIA

### 5.1. Massas

|                                         |              |
|-----------------------------------------|--------------|
| Massa máxima na descolagem (utilitário) | 727,7 kg     |
| Massa máxima na aterragem (utilitário)  | 727,7 kg     |
| Massa máxima na descolagem (acrobático) | 597,7 kg     |
| Massa máxima na aterragem (acrobático)  | 597,7 kg     |
| Massa vazio                             | 467,7 kg     |
| Carga máxima                            | 86,0+30,0 kg |
| Combustível máximo                      | 140,0 kg     |

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

| Componente                              | Massa        | % MTOM        |
|-----------------------------------------|--------------|---------------|
| Fuselagem                               | 59,3         | 8,15          |
| Asa                                     | 87,0         | 11,96         |
| Empenagem Horizontal                    | 13,4         | 1,84          |
| Empenagem Vertical                      | 5,8          | 0,80          |
| Trem Principal                          | 38,7         | 5,32          |
| Trem de Cauda                           | 2,7          | 0,37          |
| <b>Estrutura</b>                        | <b>206,9</b> | <b>28,43</b>  |
| Instalação do Motor                     | 177,8        | 24,43         |
| Sistema de Combustível                  | 15,1         | 2,08          |
| Controlos de Voo                        | 32,7         | 4,49          |
| Sistema Hidráulico/Pneumático           | 1,2          | 0,16          |
| Sistema Eléctrico                       | 18,7         | 2,57          |
| Ar Condicionado                         | 0,0          | 0,00          |
| Instrumentos e Aviónicos                | 15,3         | 2,10          |
| Interiores (incluído na fuselagem)      | 0,0          | 0,00          |
| <b>Sistemas e Equipamento</b>           | <b>260,8</b> | <b>35,84</b>  |
| <b>Peso vazio</b>                       | <b>467,7</b> | <b>64,27</b>  |
| Tripulação                              | 86,0         | 11,82         |
| Óleo do motor                           | 4,0          | 0,55          |
| <b>Massa vazio operacional (OEM)</b>    | <b>557,7</b> | <b>76,64</b>  |
| Bagagem                                 | 30,0         | 4,12          |
| Combustível                             | 140,0        | 19,24         |
| <b>Massa máxima à descolagem (MTOM)</b> | <b>727,7</b> | <b>100,00</b> |
| Bagagem em Acrobacia                    | 0,0          | 0,00          |
| Combustível em Acrobacia                | 40,0         | 5,50          |

### 5.2. Centro de Gravidade

|                                                                   |             |
|-------------------------------------------------------------------|-------------|
| Posição do centro de gravidade vazio atrás de 25 % CMA            | -0.089 m    |
| Posição do centro de gravidade vazio acima da linha de referência | -0.037 m    |
| Passeio do cg em voo (% CMA)                                      | 23,2 – 33,5 |

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

| Componente                         | Massa<br>[kg] | x<br>[m] | y<br>[m] | z<br>[m] |
|------------------------------------|---------------|----------|----------|----------|
| Fuselagem                          | 59,3          | 2,87     | 0,00     | 0,00     |
| Asa                                | 87,0          | 2,10     | 0,00     | 0,08     |
| Empenagem Horizontal               | 13,4          | 5,68     | 0,00     | 0,39     |
| Empenagem Vertical                 | 5,8           | 5,74     | 0,00     | 0,60     |
| Trem Principal                     | 38,7          | 1,40     | 0,86     | -1,04    |
| Trem de Cauda                      | 2,7           | 5,72     | 0,00     | -0,26    |
| Instalação do Motor                | 177,8         | 0,69     | 0,00     | 0,00     |
| Sistema de Combustível             | 15,1          | 1,81     | 0,00     | 0,11     |
| Controlos de Voo                   | 32,7          | 3,03     | 0,00     | -0,05    |
| Sistema Hidráulico                 | 1,2           | 1,60     | 0,00     | -0,31    |
| Sistema Eléctrico                  | 18,7          | 1,68     | 0,00     | 0,20     |
| Ar Condicionado                    | -             | -        | -        | -        |
| Instrumentos e Aviónicos           | 15,3          | 2,16     | 0,00     | 0,30     |
| Interiores (incluído na fuselagem) | -             | -        | -        | -        |
| Piloto                             | 86,0          | 2,66     | 0,25     | 0,08     |
| Bagagem                            | 30,0          | 3,25     | 0,00     | 0,00     |
| Combustível da asa                 | 100,0         | 2,10     | 0,00     | 0,08     |
| Combustível da fuselagem           | 40,0          | 1,66     | 0,00     | 0,12     |
| Óleo do motor                      | 4,0           | 0,73     | 0,00     | 0,00     |

### 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<br>[kg] | $k_x$<br>[m] | $k_y$<br>[m] | $k_z$<br>[m] | $I_{xx}$<br>[kgm <sup>2</sup> ] | $I_{yy}$<br>[kgm <sup>2</sup> ] | $I_{zz}$<br>[kgm <sup>2</sup> ] | $I_{xz}$<br>[kgm <sup>2</sup> ] |
|-------------------|-----------|--------------|--------------|--------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| Vazio             | 468       | 0,96         | 1,38         | 1,61         | 428                             | 889                             | 1218                            | 49                              |
| Vazio operacional | 558       | 0,88         | 1,30         | 1,51         | 434                             | 945                             | 1278                            | 54                              |
| OEM + bagagem     | 588       | 0,86         | 1,30         | 1,51         | 434                             | 999                             | 1333                            | 54                              |
| OEM + combustível | 698       | 0,88         | 1,17         | 1,41         | 541                             | 952                             | 1391                            | 55                              |
| MTOM              | 728       | 0,86         | 1,18         | 1,41         | 541                             | 1007                            | 1446                            | 55                              |

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 2)

Asa limpa 1,491

### 6.1.2. Coeficiente de sustentação máximo do avião equilibrado (figura 3)

Asa limpa 1,358

### 6.1.3. Declive da curva de sustentação da asa e fuselagem

Baixa velocidade para a asa/fuselagem 3,822 rad<sup>-1</sup>  
 Baixa velocidade para a asa 3,761 rad<sup>-1</sup>  
 Variação com o número de Mach para a asa Figura 5

## 6.2. Polar de Arrasto

Cruzeiro a 343 km/h e 2500 m

$$0,0296 - 0,0039C_L + 0,0912C_L^2$$

Perda a 108 km/h

$$0,0432 - 0,0039C_L + 0,0912C_L^2$$

## 6.3. Momento de Arfagem

Coeficiente de momento para sustentação nula  
 asa isolada

Figura 4

incremento devido à fuselagem

-0,0007

Variação do centro aerodinâmico total com o número de Mach

Figura 4

## 6.4. Controlos e Estabilizadores

Posição do centro aerodinâmico médio da E.H. atrás do seu apex 0,250 m

Posição do centro aerodinâmico médio da E.V. atrás da intersecção do seu  
 bordo de ataque com a linha de referência

0,385 m

Coeficiente de momento de rolamento do aileron,  $C_{l\delta a}$

Figura 7

Coeficiente de charneira do aileron devido à incidência da asa,  $b_1$

Figura 6

Coeficiente de charneira do aileron devido à sua deflexão,  $b_2$

Figura 6

Declive da curva de sustentação da E.H.,  $a_{1H}$

Figura 5

Declive da curva de sustentação do leme de profundidade,  $a_{2H}$

Figura 5

|                                                                                         |          |
|-----------------------------------------------------------------------------------------|----------|
| Coefficiente de charneira do leme de profundidade devido à incidência da E.H., $b_{1H}$ | Figura 6 |
| Coefficiente de charneira do leme de profundidade devido à sua deflexão, $b_{2H}$       | Figura 6 |
| Declive da curva de sustentação da E.V., $a_{1V}$                                       | Figura 5 |
| Declive da curva de sustentação do leme de direcção, $a_{2V}$                           | Figura 5 |
| Coefficiente de charneira do leme de direcção devido à incidência da E.V., $b_{1V}$     | Figura 6 |
| Coefficiente de charneira do leme de direcção devido à sua deflexão, $b_{2V}$           | Figura 6 |

## 6.5. Estabilidade

|                                                                                  |                       |
|----------------------------------------------------------------------------------|-----------------------|
| Downwash na E.H.<br>sem flapes                                                   | 0,451                 |
| Coefficiente de momento de rolamento devido a<br>momento de rolamento, $C_{lp}$  | Figura 7              |
| derrapagem, $C_{l\beta}$                                                         | $-0,0262+0,0236C_L$   |
| guinada, $C_{lr}$                                                                | $-0,0239+0,2704C_L$   |
| Coefficiente de momento de guinada devido a<br>derrapagem sem E.V., $C_{n\beta}$ | Figura 8              |
| derrapagem do avião completo, $C_{n\beta}$                                       | Figura 8              |
| guinada, $C_{nr}$                                                                | $-0,1479-0,0126C_L^2$ |
| Coefficiente de força lateral devido à derrapagem, $C_{Y\beta}$                  | Figura 8              |

## 7. DISTRIBUIÇÃO DE CARGAS

### 7.1. Cargas Aerodinâmicas

As distribuições de sustentação da asa e empenagens estão representadas nas figuras 9, 10, 11 e 12. A figura 13 mostra uma distribuição típica ao longo da fuselagem, juntamente com a distribuição para sustentação nula.

### 7.2. Cargas de Inércia

As distribuições de inércia da asa, empenagens e fuselagem estão representadas nas figuras 14, 15, 16 e 17.

## 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. As tarefas de projecto de componentes diferem consideravelmente de forma que um

componente mais simples, como por exemplo uma superfície de controlo, necessita de ser projectado com mais detalhe do que um mais complexo.

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 ou manual)
- 7) Relatório

### **8.1.2. Tarefas de Projecto e Análise**

Asas e superfícies de controlo:

- 1) Configuração estrutural
- 2) Posição e projecto da longarina com articulações e ferragens
- 3) Posição das nervuras e optimização do revestimento
- 4) Projecto do revestimento – um painel interno e outro externo
- 5) Projecto do bordo de ataque – impacto de aves
- 6) Projecto de uma articulação e uma nervura
- 7) Dimensionar actuadores
- 8) Projectar e desenhar interfaces entre componentes
- 9) Projectar fixação do trem de aterragem (quando relevante)

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 de um painel ou revestimento
- 3) Projecto de longeron (quando relevante)
- 4) Projecto da fuselagem para resistir corte e torção
- 5) Uma caverna de fixação e uma caverna ligeira
- 6) Uma fixação detalhada – asa, empenagem, trem, etc.

## **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
- 4) Projecto das unidades de travão para o trem principal
- 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
- 10) Estimativa de peso e comparação com os requisitos
- 11) Desenhos (CAD ou manual)
- 12) Relatório

## **8.3. Sistema de Combustível**

- 1) Verificação do consumo de combustível
- 2) Verificação do volume disponível e escolha do número, 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.
- 7) Dimensionamento dos tubos
- 8) Determinação do cg do avião
- 9) Estimativa de peso e comparação com os requisitos
- 10) Desenhos (CAD ou manual)
- 11) Relatório

## **8.4. Comandos de Voo**

- 1) Verificação das forças dos pilotos
- 2) Projecto e dimensionamento do manche e dos pedais

- 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 de um actuador de superfície de controlo (quando relevante)
- 9) Estimativa de peso e comparação com os objectivos
- 10) Desenhos (CAD ou manual)
- 11) Relatório

### **8.5. Habitáculo**

- 1) Projecto da disposição do habitáculo incluindo instrumentos
- 2) Verificação da visibilidade e projecto da canopia para visão, gelo, chuva, nevoeiro e impacto de aves
- 3) Projectar a estrutura de apoio das cadeiras
- 4) Determinação dos aviónicos necessários para navegação e comunicação, projectar as suas prateleiras e acesso
- 5) Estimativa de peso e comparação com o objectivo
- 6) Desenhos (CAD ou manual)
- 7) Relatório

### **8.6. Instalação do Motor**

- 1) Verificação de que existe potência suficiente em todo o envelope de voo
- 2) Cargas no berço do motor
- 3) Projecto das fixações do motor e dimensionamento estrutural
- 4) Projecto da entrada e saída de ar
- 5) Projecto da parede de fogo
- 6) Verificação de que o acesso e a remoção do motor são adequados
- 7) Estimativa de peso e comparação com os objectivos
- 8) Desenhos (CAD ou manual)
- 9) Relatório

### **8.7. Desempenho e Custos**

- 1) Modelo aerodinâmico da asa para obtenção das cargas
- 2) Verificação de todo o envelope de voo para o desempenho necessário
- 3) Verificação da sustentação e arrasto
- 4) Melhoramento das intersecções aerodinâmicas
- 5) Perfil das missões
- 6) Cálculo dos custos de aquisição
- 7) Cálculo dos custos de operação directa
- 8) Relatório

### **8.8. Estabilidade e Controlo**

- 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 para melhoramento do comportamento
- 6) Relatório

## 8.9. Sistemas

- 1) Verificação das necessidades de cada sistema
- 2) Estudo da distribuição dos sistemas ao longo do avião para compatibilização com a estrutura
- 3) Especificação da potência necessária retirar do motor
- 4) Esquemas da disposição (quando relevante)
  - Eléctrico
  - Hidráulico
  - Pneumático
- 5) Determinação da disposição de cabos, tubos, bombas, actuadores, etc.
- 6) Dimensionamento dos tubos
- 7) Estimativa de peso e comparação com os requisitos
- 8) Desenhos (CAD ou manual)
- 9) Relatório

## 8.10. Modelo em CAD

- 1) Estudo das vistas da aeronave
- 2) Estudo de todos os componentes em projecto
- 3) Modelo tridimensional em CAD
- 4) Verificação de interferências entre componentes
- 5) Sugestões para facilidade de construção dos interfaces
- 6) Relatório

## 8.11. Tarefas Individuais

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

|    | Tarefa                               | Responsável      | Nº   | T | Tel. |
|----|--------------------------------------|------------------|------|---|------|
| 00 | Coordenação                          | Pedro Gamboa     | -    | - |      |
| 01 | Asa                                  | António Parracho | 6524 | 1 |      |
| 02 | Ailerons                             | Inácio Monteiro  | 6835 | 1 |      |
| 03 | Empenagem Horizontal (estabilizador) | Pedro Vilela     | 8359 | 1 |      |
| 04 | Empenagem Horizontal (leme)          | Paulo Geraldès   | 8462 | 1 |      |
| 05 | Empenagem Vertical (deriva)          | Luís Quintanilha | 8609 | 1 |      |
| 06 | Empenagem Vertical (leme)            | Fidel Carreiro   | 7355 | 2 |      |
| 07 | Fuselagem (frente)                   | António Ferreira | 4793 | 2 |      |
| 08 | Fuselagem (trás)                     | Cristina Fonseca | 8102 | 1 |      |

|    |                                                    |                      |      |   |  |
|----|----------------------------------------------------|----------------------|------|---|--|
| 09 | Trem de Aterragem Principal                        | Mário Taveira        | 4853 | 2 |  |
| 10 | Trem de Aterragem de Cauda                         | José Filipe Sousa    | 6745 | 2 |  |
| 11 | Instalação do Motor                                | Sebastian Wojtas     |      | 1 |  |
| 12 | Controlos de Voo                                   | Hugo Raposeiro       | 8988 | 2 |  |
| 13 | Habitáculo (Interiores e Instrumentos)             | João Ourique         | 6847 | 1 |  |
| 14 | Sistema de Combustível, Peso e Centragem           | Eduardo Falcão       | 6713 | 2 |  |
| 15 | Sistemas (Eléctrico, Hidráulico, Pneumático, etc.) | Sílvia Pereira       | 9136 | 1 |  |
| 16 | Estabilidade e Controlo, Qualidade de Voo          | Frederico Albergaria | 6697 | 2 |  |
| 17 | Desempenho, Custos                                 | Aires Rocha          | 8459 | 1 |  |
| 18 | Modelo em CAD                                      | José Correia         | 6324 | 2 |  |

## 8.12. Calendário de Trabalhos

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

| Mês                   | Set. | Outubro |    |    |    |    |    |    | Novembro |    |    |    |    |    |    | Dezembro |    |    |    |    |    |    | Janeiro |  |  |  |  |  |  | Fev. |
|-----------------------|------|---------|----|----|----|----|----|----|----------|----|----|----|----|----|----|----------|----|----|----|----|----|----|---------|--|--|--|--|--|--|------|
| Tarefa \ Semana       | 38   | 39      | 40 | 41 | 42 | 43 | 44 | 45 | 46       | 47 | 48 | 49 | 50 | 51 | 52 | 01       | 02 | 03 | 04 | 05 | 06 | 07 |         |  |  |  |  |  |  |      |
| Aulas Teóricas        |      |         |    |    |    |    |    |    |          |    |    |    |    |    |    |          |    |    |    |    |    |    |         |  |  |  |  |  |  |      |
| Reuniões              |      |         |    |    |    |    |    |    |          |    |    |    |    |    |    |          |    |    |    |    |    |    |         |  |  |  |  |  |  |      |
| Cargas                |      |         |    |    |    |    |    |    |          |    |    |    |    |    |    |          |    |    |    |    |    |    |         |  |  |  |  |  |  |      |
| Desenhos 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                                    |

## 8.13. 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 03 de Janeiro de 2001.

## 8.14. Cooperação

Todos os trabalhos serão de carácter individual. Cada elemento deverá planear o seu trabalho considerando as várias tarefas necessárias realizar e deverá proporcionar a 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 A2000.

|                                                           |            |           |
|-----------------------------------------------------------|------------|-----------|
| 1. Relatório                                              |            | 90        |
| 2. Cooperação                                             |            | 10        |
|                                                           |            | <hr/>     |
|                                                           |            | TOTAL 100 |
| 1. Exame de Época Normal (entrega de relatório final)     | 03-01-2001 | 100       |
| 2. Exame de Época de Recurso (entrega de relatório final) | 31-01-2001 | 100       |

## 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. Barnes W. McCormick, Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics – 2nd edition, John Wiley & Sons Inc, 1995
04. Bent McKinley, Aircraft Powerplants – 4th edition, McGraw-Hill, 1978
05. Bill Clarke, The Cessna 172 – 2nd edition, Tab Books, 1993
06. Bruce K. Donaldson, Analysis of Aircraft Structures – An Introduction, McGraw-Hill, 1993
07. Cláudio Barros, Introdução ao Projecto de Aeronaves – Volume 1 & 2, CEA/UFGM, 1979
08. Comprehensive Reference Guide to Airfoil Sections for Light Aircraft, Aviation Publications, 1982
09. Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, 1989
10. Darrol Stinton, Flying Qualities and Flight Testing of the Airplane, AIAA Education Series, 1996
11. Darrol Stinton, The Design of the Aeroplane, Blackwell Science, 1983
12. David A. Lombardo, Aircraft Systems –Understanding Your Airplane, Tab Books, 1988
13. David J. Peery, J. J. Azar, Aircraft Structures – 2nd edition, McGraw-Hill Inc, 1982
14. Egbert Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, 1982
15. E. H. J. Pallet, Aircraft Instruments & Integrated Systems, Longman Scientific & Technical, 1992
16. E. H. J. Pallet, Los Sistemas Eléctricos en Aviación, Paraninfo, 1979
17. Geoff Jones, Building and Flying Your Own Plane, Patrick Stephens Limited, 1992
18. Homebuilt Aircraft Sourcebook – 5th edition, AeroCrafter, 1998
19. Ian Moir & Allan Seabridge, Aircraft Systems, Longman Scientific & Technical, 1992

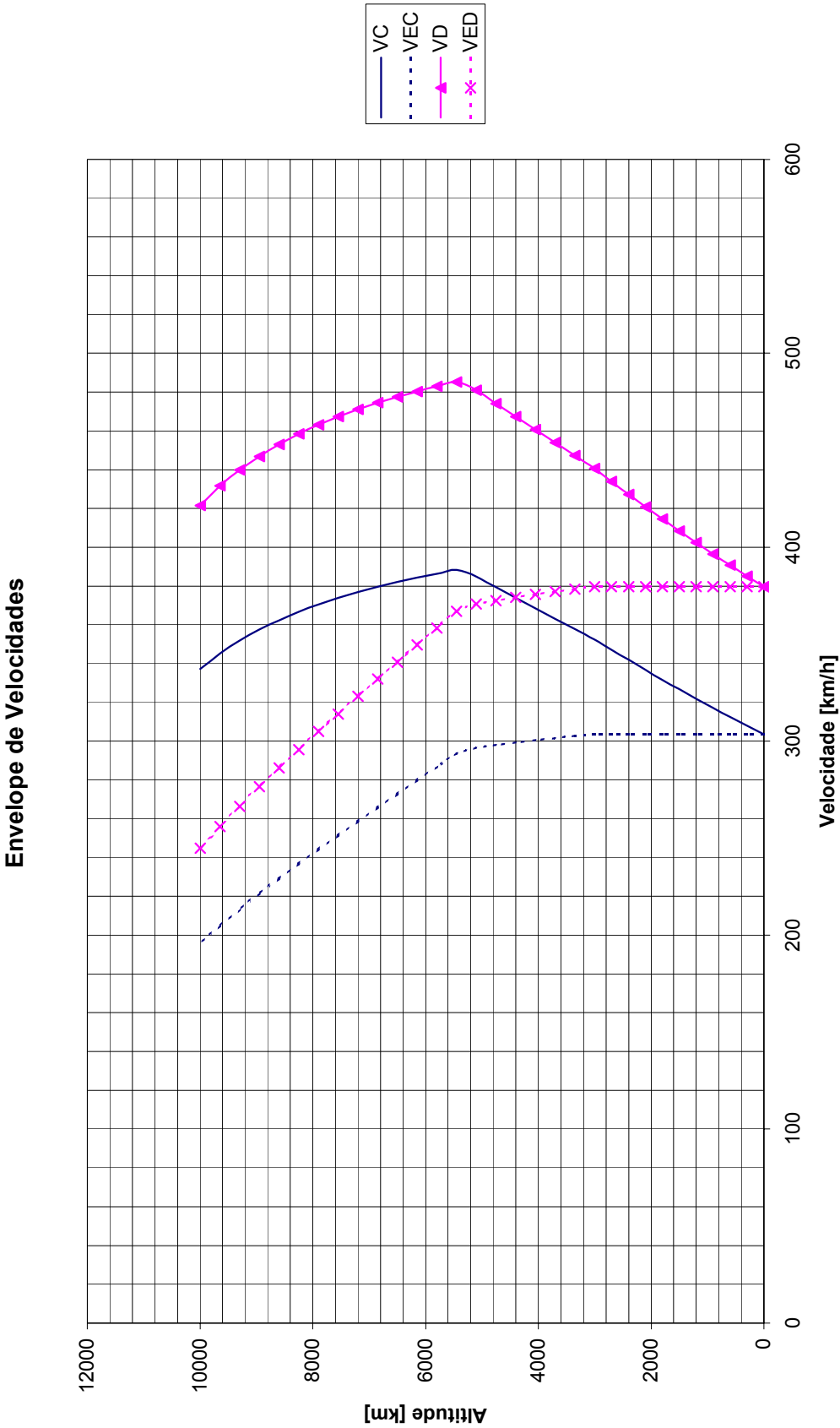
20. Jane's All the World Aircraft, 1995
21. Jan Roskam, Airplane Design – Volumes I to VIII, The University of Kansas, 1990
22. Jan Roskam, Chuan-Taw Edward Lan, Airplane Aerodynamics and Performance, DARcorporation, 1997
23. JAR-23, Joint Aviation Requirements for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes, 1994
24. JAR-VLA, Joint Aviation Requirements for Very Light Aeroplanes, 1990
25. John Cutler, Estructuras del Avión, Paraninfo, 1989
26. Krisham K. Chawla, Composite Materials – 2nd edition, Springer, 1998
27. Ladislao Pazmany, Landing Gear Design for Light Aircraft – Volumes I & II, Pazmany Aircraft Corporation, 1986
28. Ladislao Pazmany, Light Airplane Design, Pazmany Aircraft Corporation
29. Martín Cuesta Alvarez, Vuelo con Motor Alternativo, Paraninfo, 1981
30. Michael C. Y. Niu, Airframe Structural Design, Conmilit Press Ltd., 1988
31. Michael J. Kroes & Thomas W. Wild, Aircraft Powerplants – 7th edition, McGraw-Hill, 1995
32. Michael J. Kroes & William A. Watkins & Frank Delp, Aircraft Maintenance & Repair – 6th edition, Macmillan/McGraw-Hill, 1993
33. Robert C. Nelson, Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, 1989
34. Robert M. Rivello, Theory and Analysis of Flight Structures, McGraw-Hill, 1969
35. S. Hoerner, Fluid Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, 1965
36. S. Hoerner, Fluid Dynamic Lift, Hoerner Fluid Dynamics
37. S. Laroze & J.-J. Barrau, Mécanique des Structures – Tome 1, Masson, 1991
38. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 2 – Poutres, Eyrolles Masson, 1988
39. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 3 – Thermique des Structures & Dynamique des Structures – 2ème edition, Masson, 1992
40. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 4 – Calcul des Structures en Matériaux Composites, Eyrolles Masson, 1987
41. Stelio Frati, L'Aliante, Editore Ulrico Hoepli, Milano, 1946
42. Stephen P. Timoshenko, James M. Gere, Theory of Elastic Stability – 2nd edition, McGraw-Hill International Editions, 1961
43. Ted L. Lomax, Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft – Theory and Practice, AIAA Education Series, 1996
44. The Metals Black Book – Volume 1 – Ferrous Metals, Casti Publishing Inc, 1995
45. The Metals Red Book – Volume 2 – Nonferrous Metals, Casti Publishing Inc, 1995
46. T. H. G. Megson, Aircraft Structures for Engineering Students – 2nd edition, Edward Arnold, 1990
47. Tony Bingelis, Firewall Forward – Engine Installation Methods, EAA Aviation Foundation, 1992
48. Tony Bingelis, Sportplane Construction Techniques – A Builder's Handbook, EAA Aviation Foundation, 1992
49. Tony Bingelis, The Sportplane Builder – Aircraft Construction Methods, EAA Aviation Foundation, 1992
50. W. A. Lees, Adhesives and the Engineer, Mechanical Engineering Publications Limited, 1989
51. Y. C. Fong, An Introduction to the Theory of Aeroelasticity, Dover Publications Inc, 1993

## 11. FIGURAS



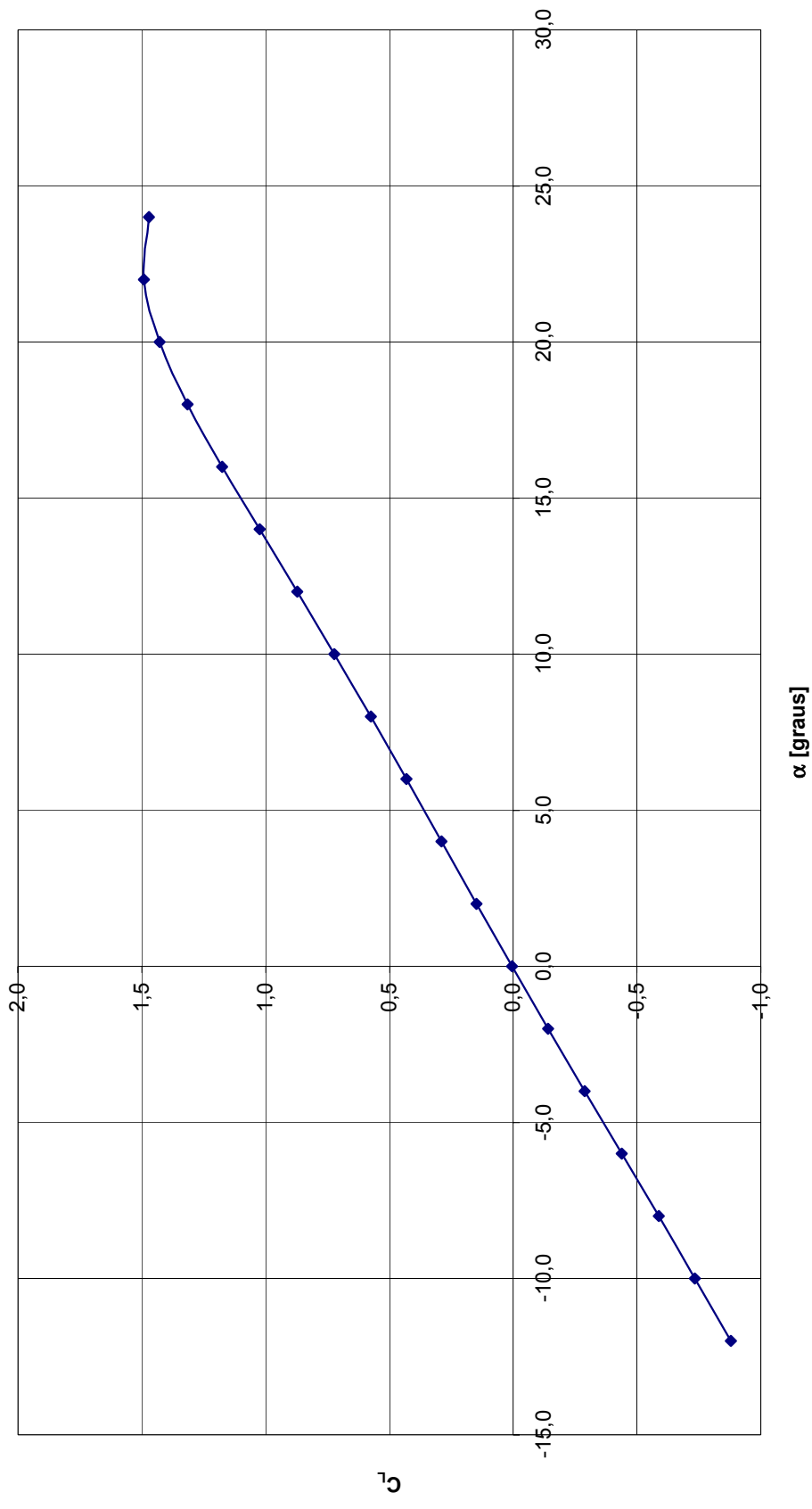


### 11.1. Envelope de Velocidades

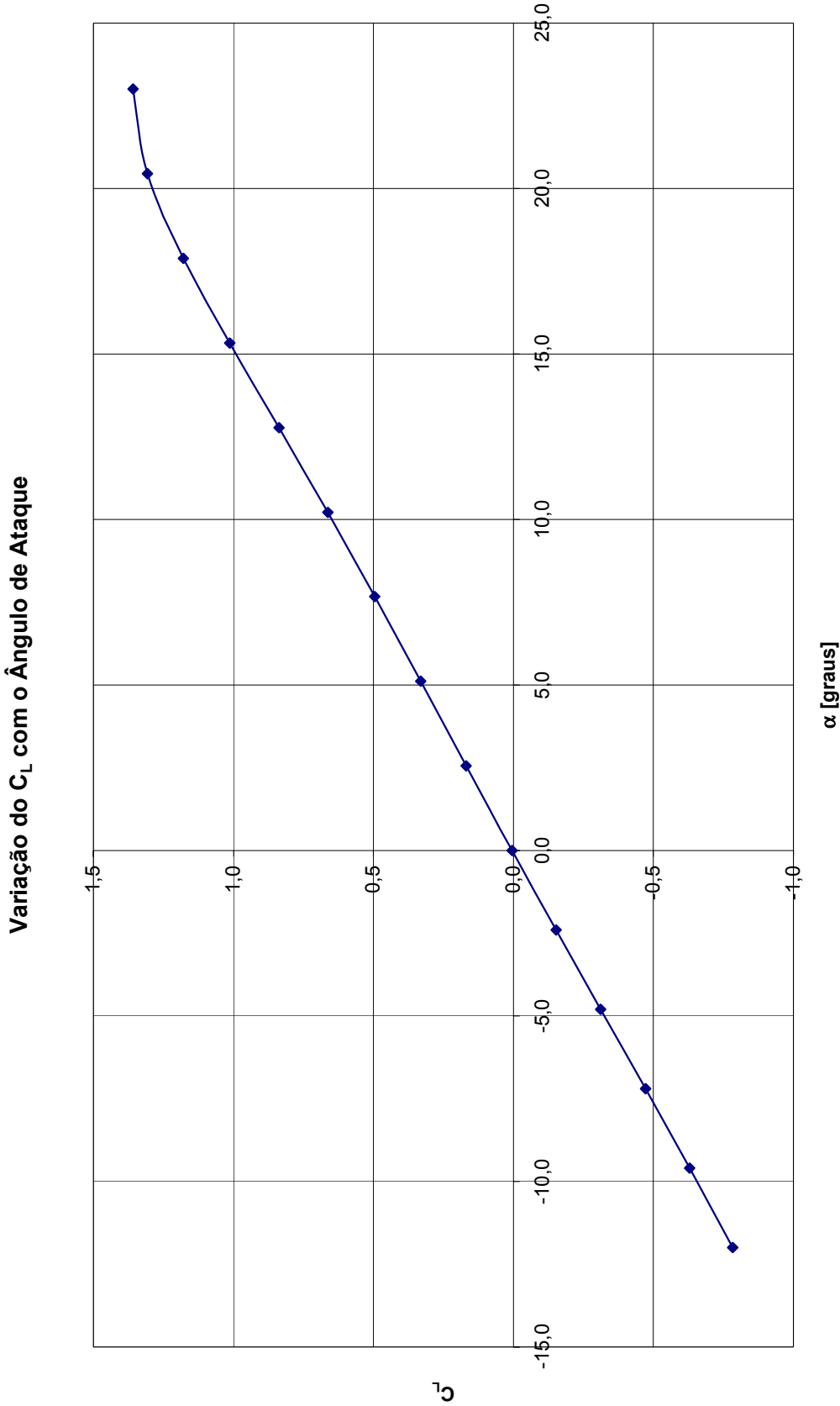


### 11.2. Variação do $C_L$ da Asa com o Ângulo de Ataque

Variação do  $C_L$  da Asa com o Ângulo de Ataque

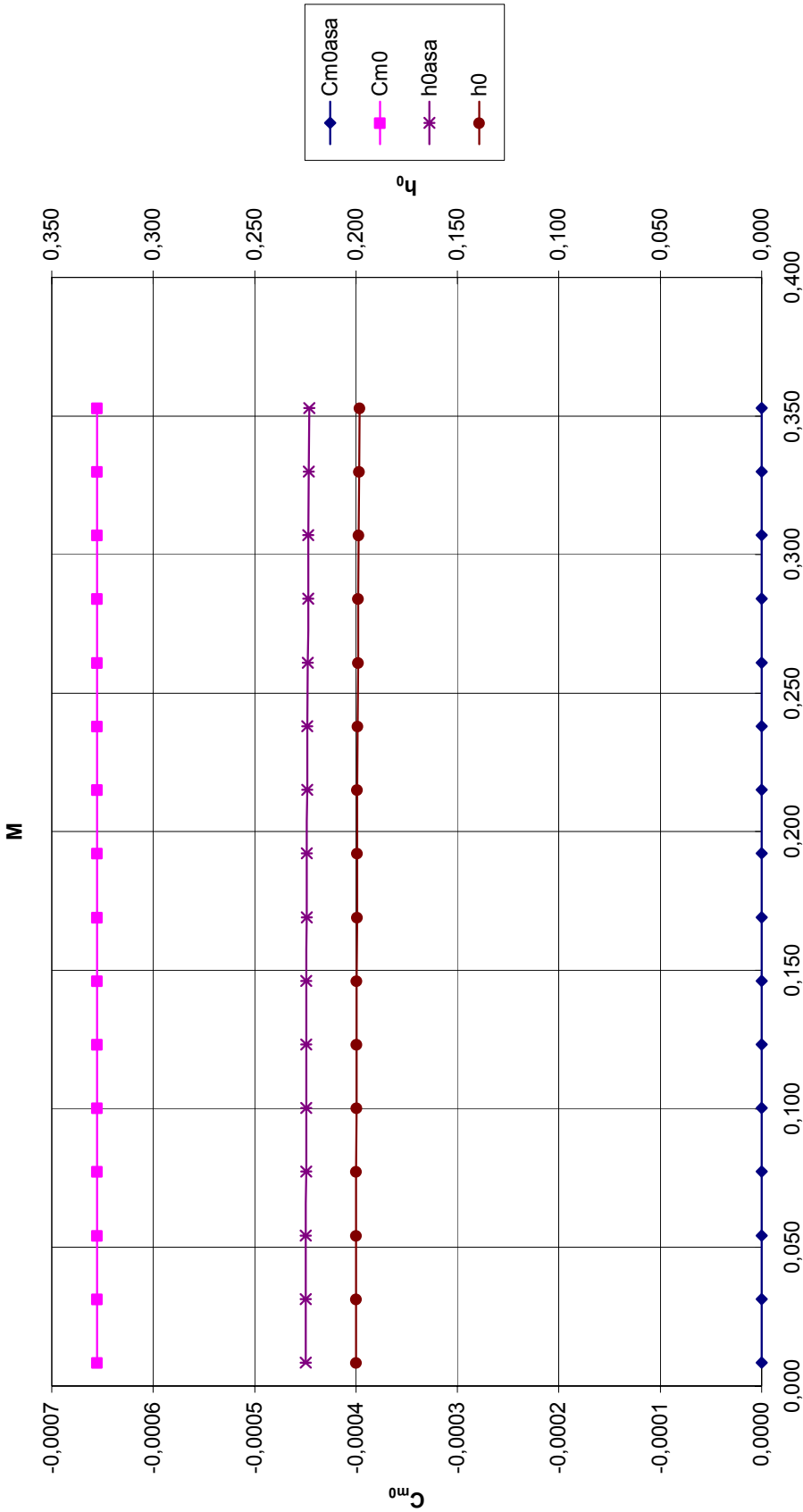


11.3. Variação do  $C_L$  do Avião com o Ângulo de Ataque



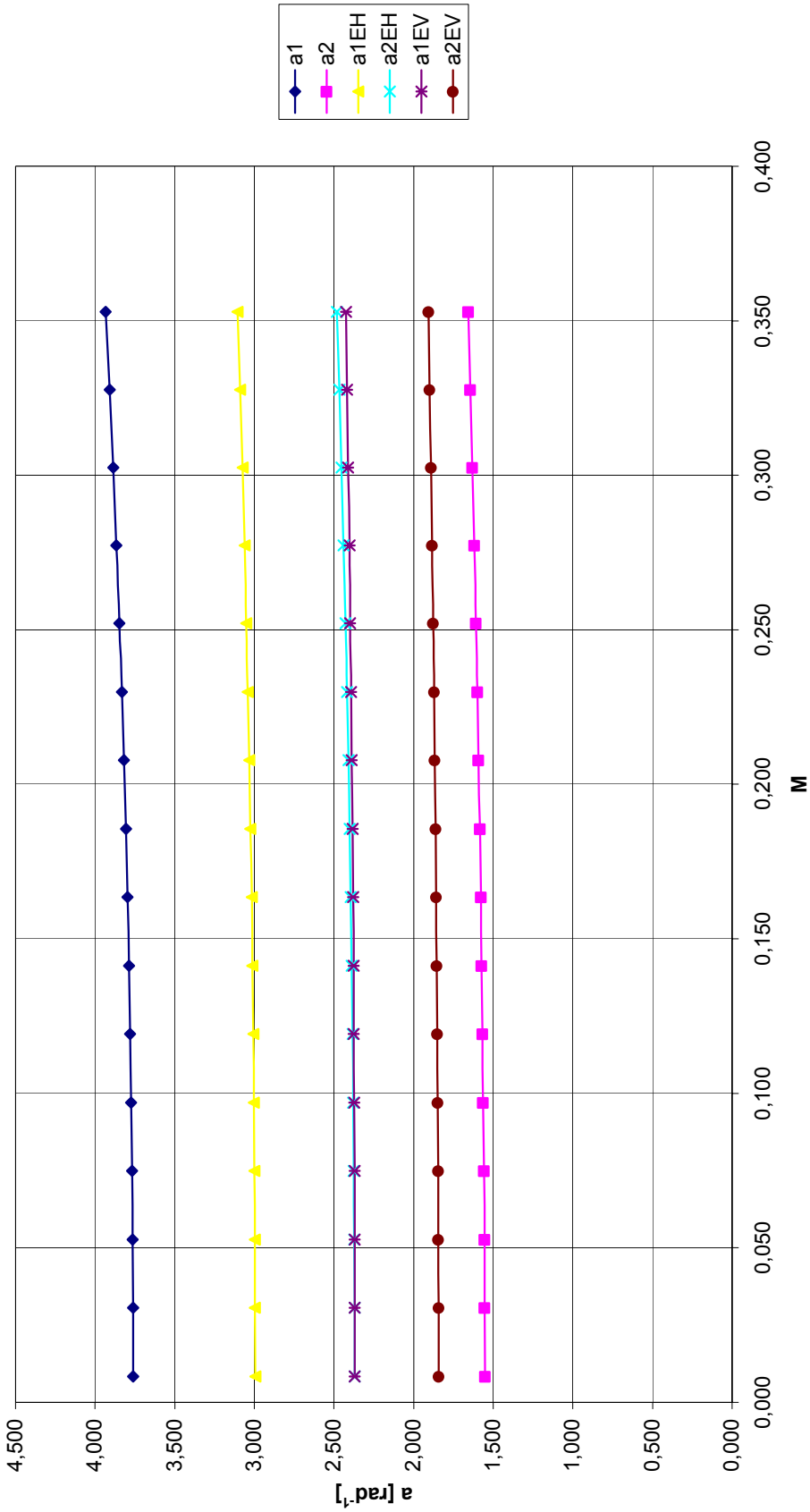
11.4. Variação de  $C_{m0}$  e de  $h_0$  com o Número de Mach

Variação de  $C_{m0}$  e de  $h_0$  com o Número de Mach



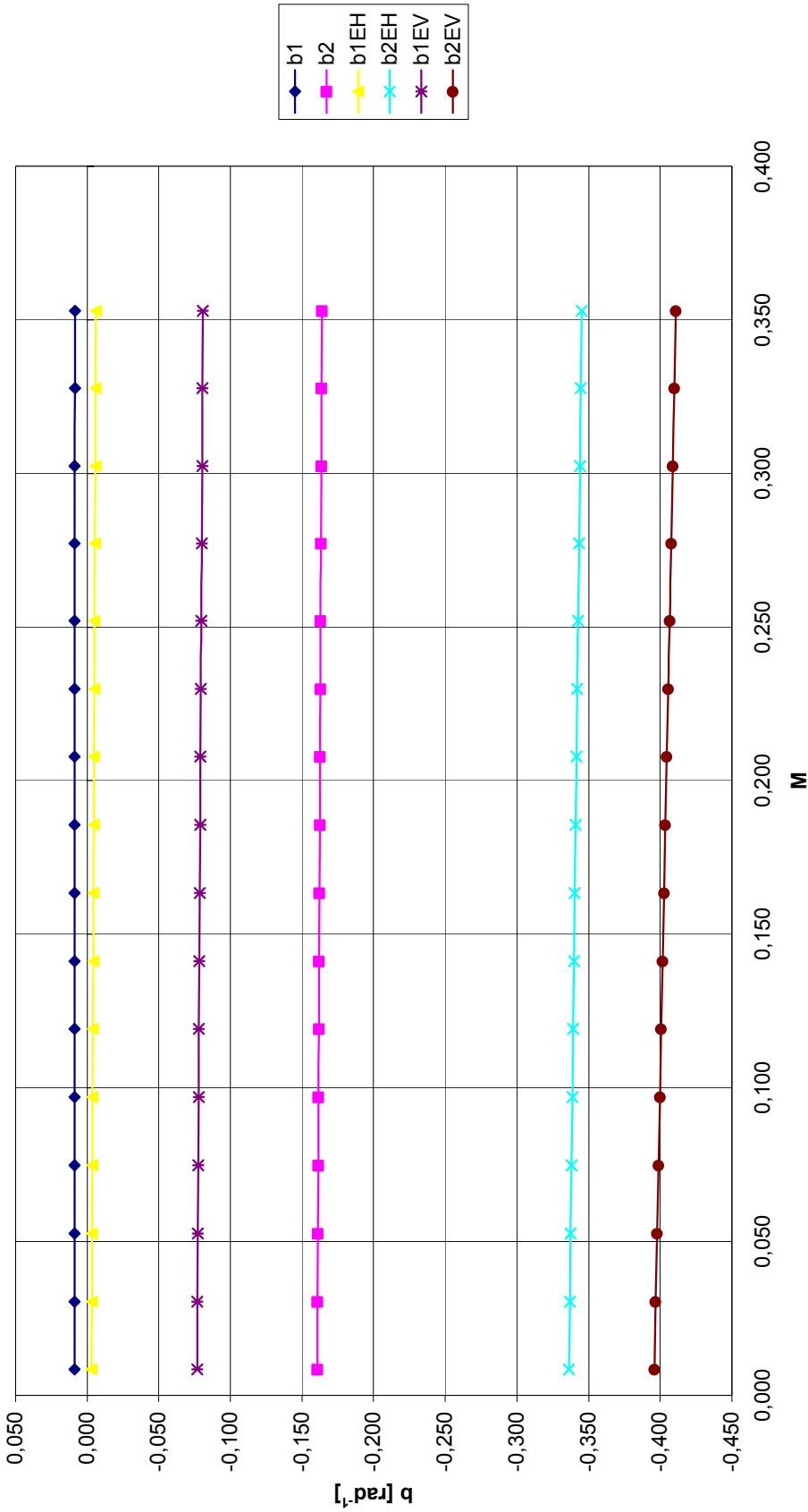
### 11.5. Variação do Declive das Curvas de Sustentação com o Número de Mach

Variação do Declive das Curvas de Sustentação com o Número de Mach



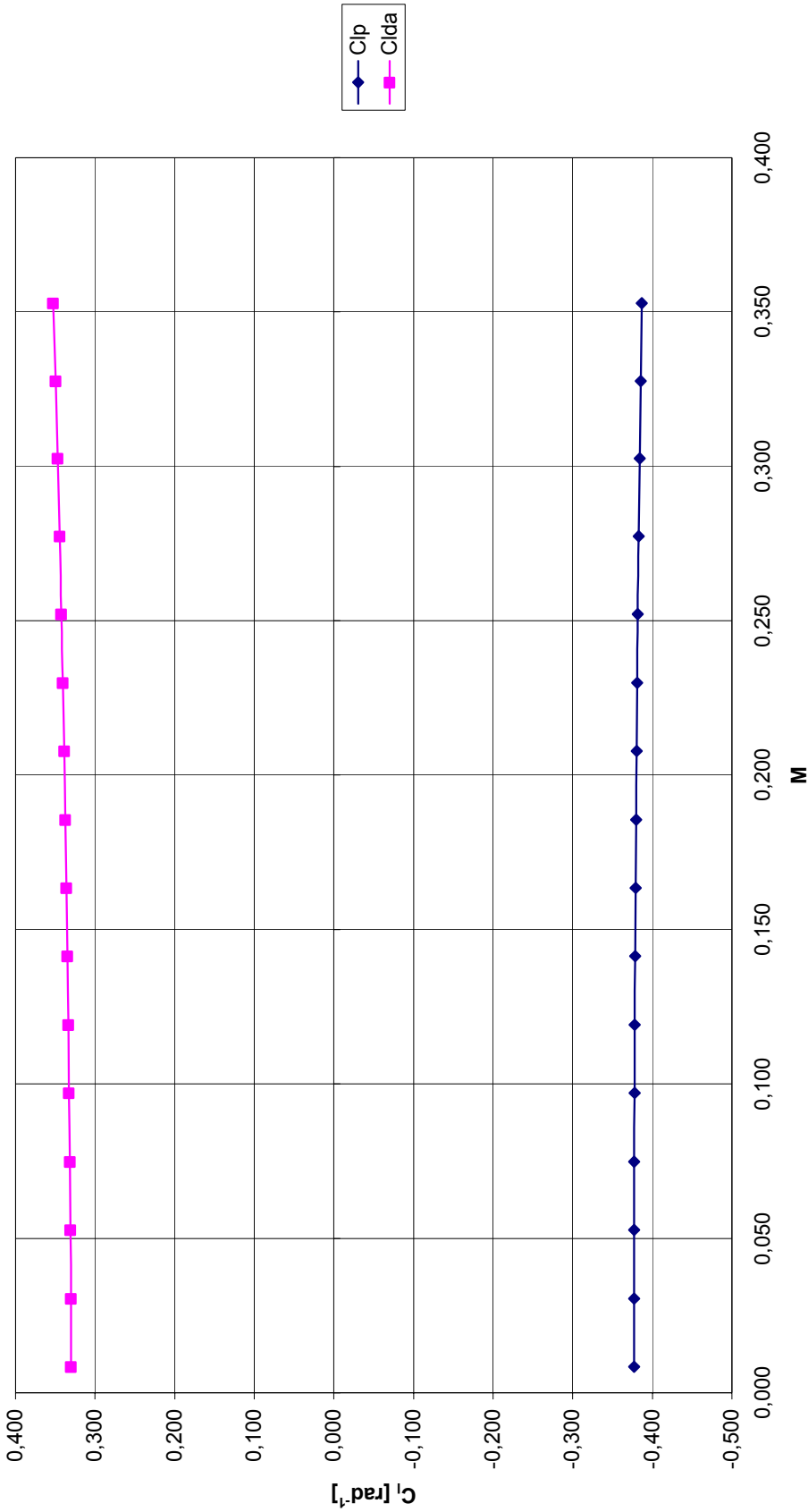
11.6. Variação do Coeficiente de Charneira com o Número de Mach

Variação do Coeficiente de Charneira com o Número de Mach



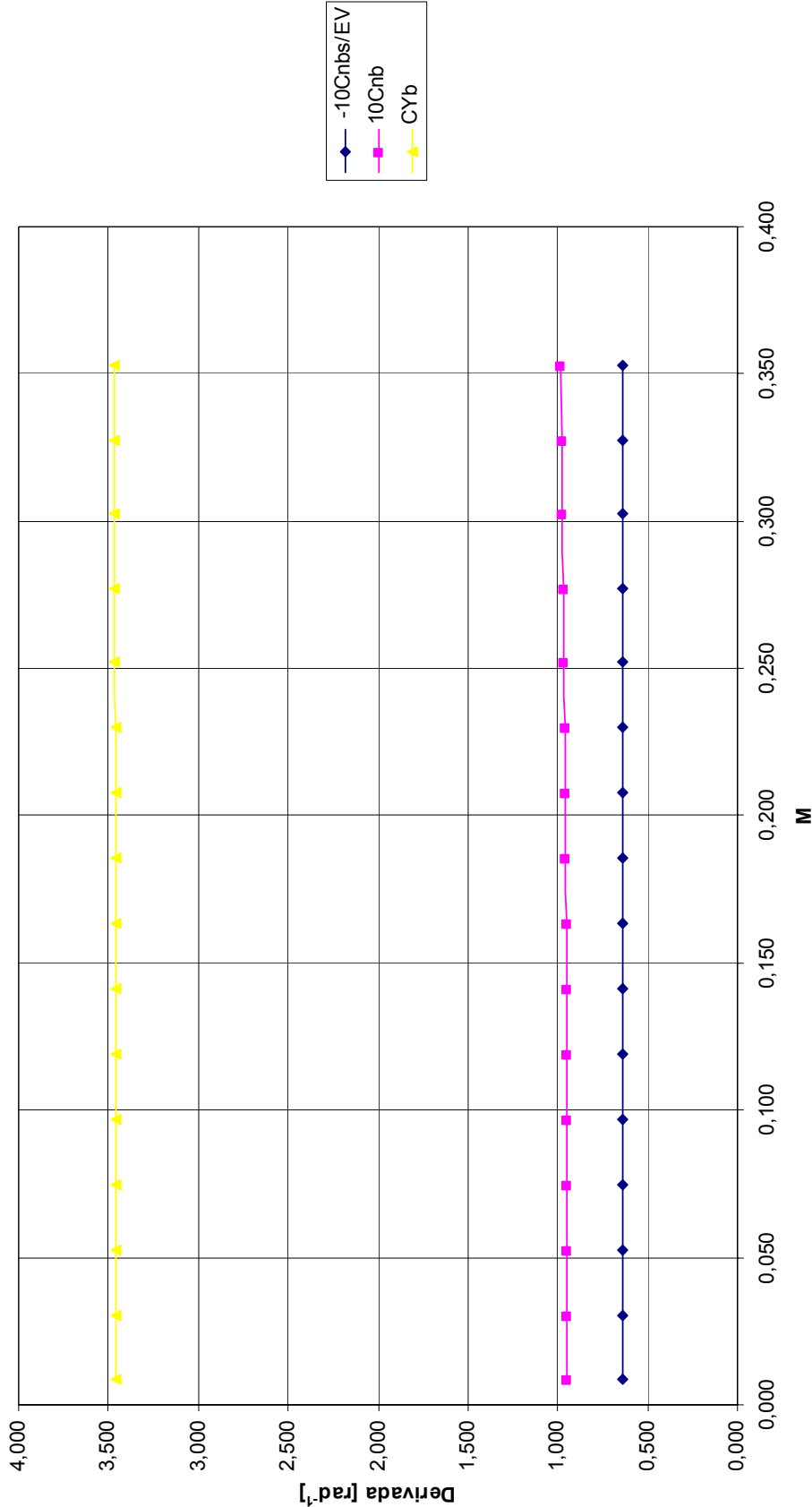
### 11.7. Variação das Derivadas de Rolamento com o Número de Mach

Variação das Derivadas de Rolamento com o Número de Mach



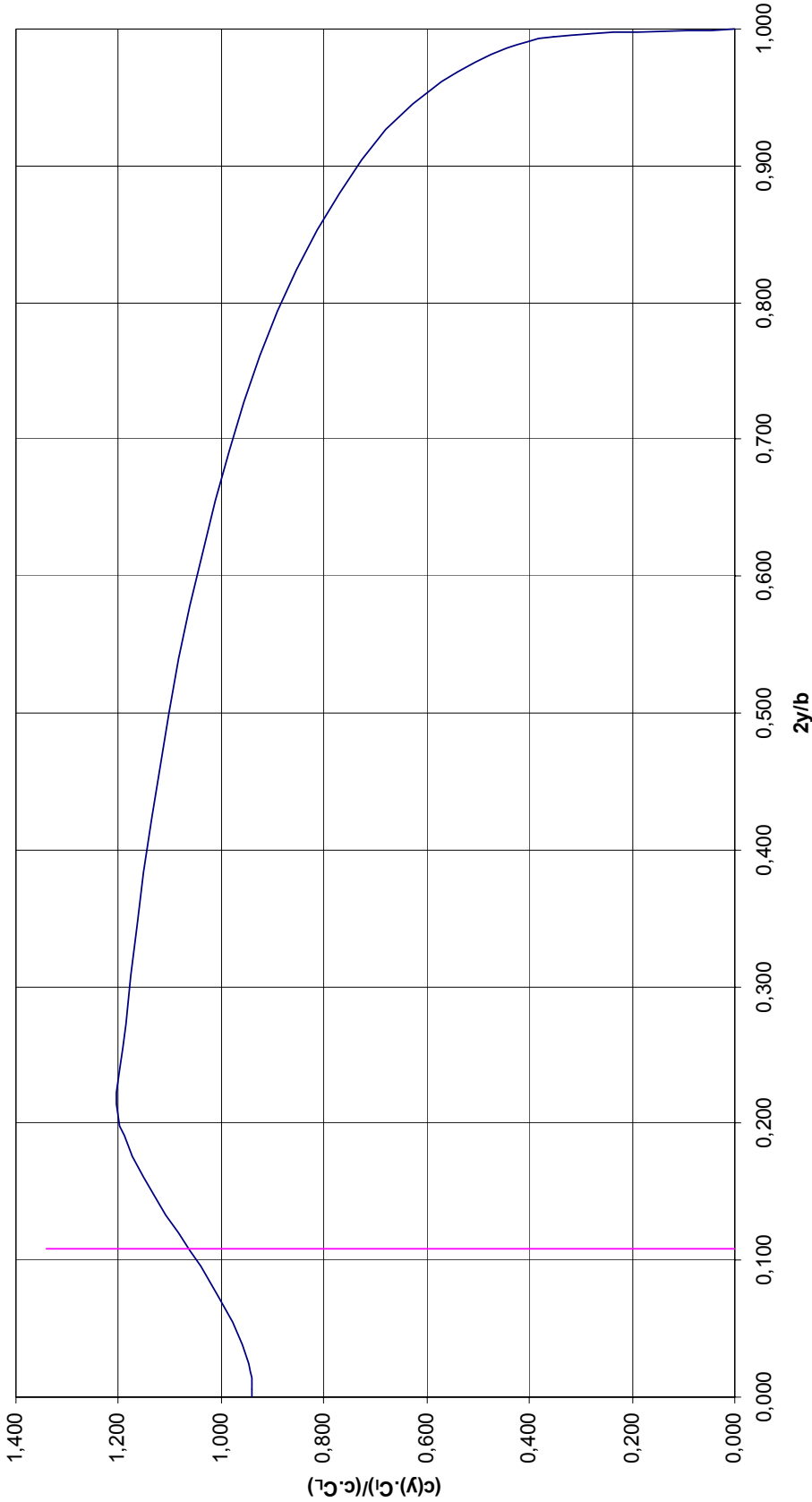
11.8. Variação das Derivadas de Guinada com o Número de Mach

Variação das Derivadas de Guinada com o Número de Mach



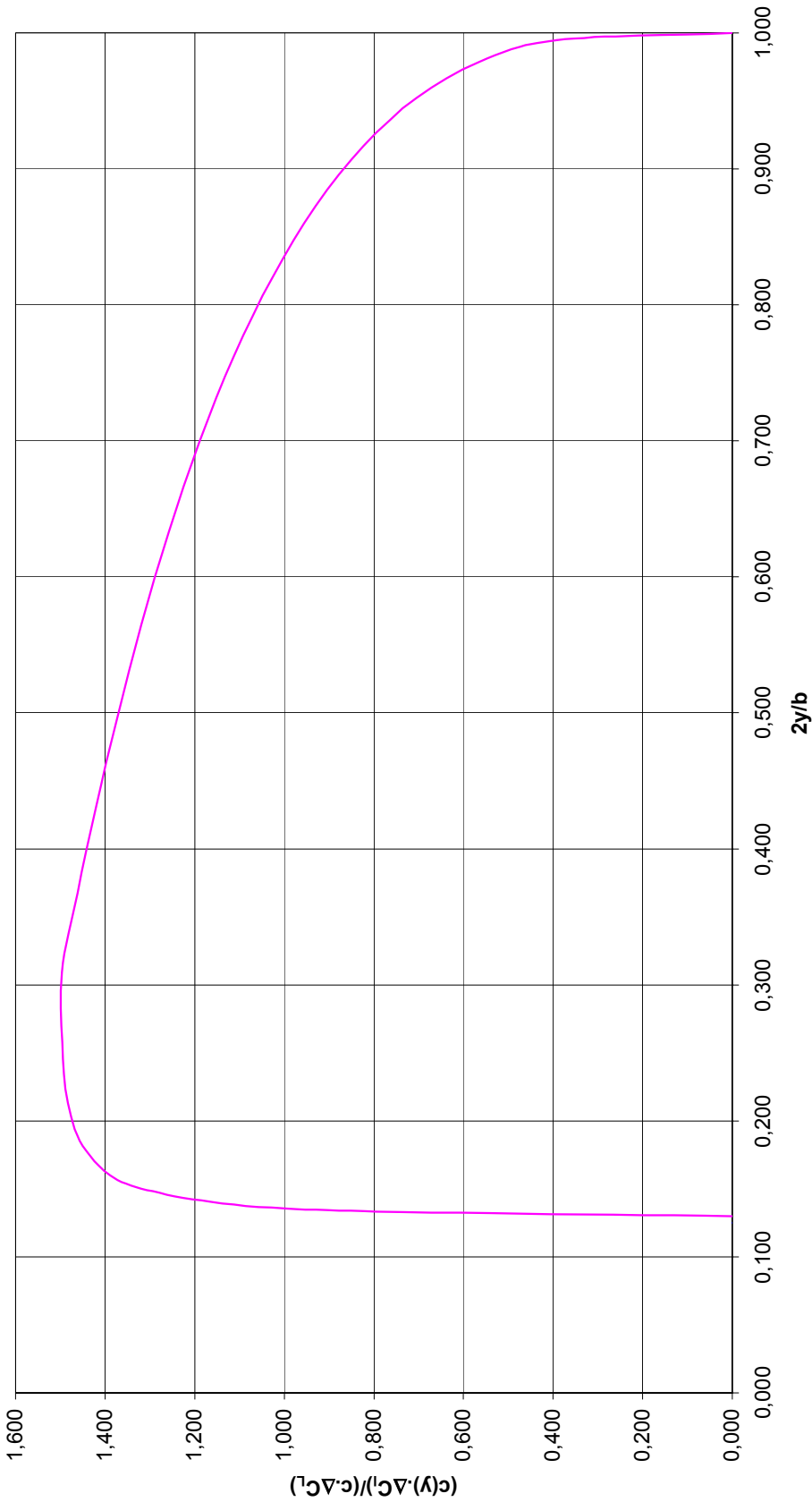
### 11.9. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Incidência

Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa



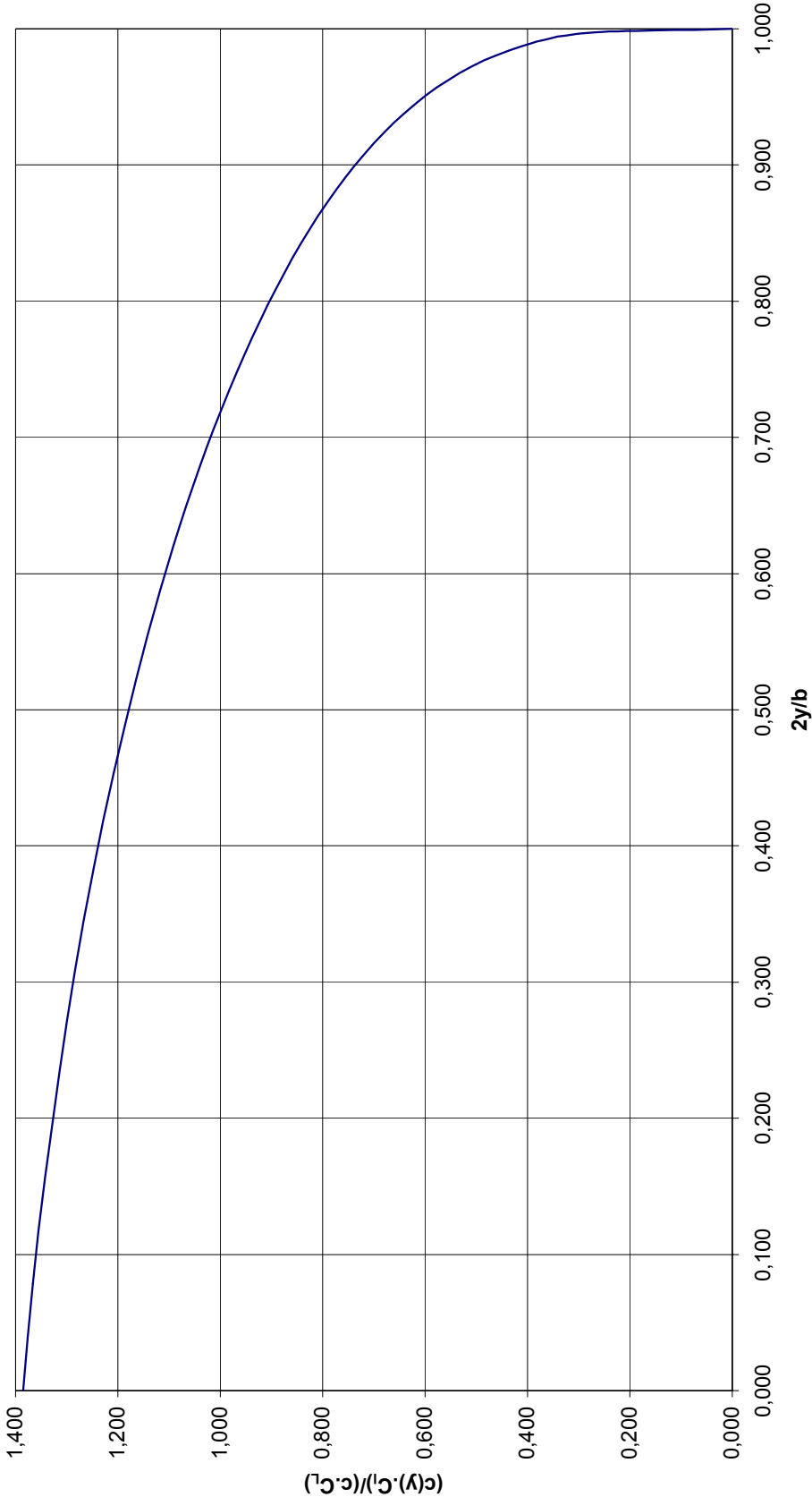
**11.10. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Deflexão das Superfícies Auxiliares**

**Distribuição de Sustentação devido à Deflexão das Superfícies Auxiliares**

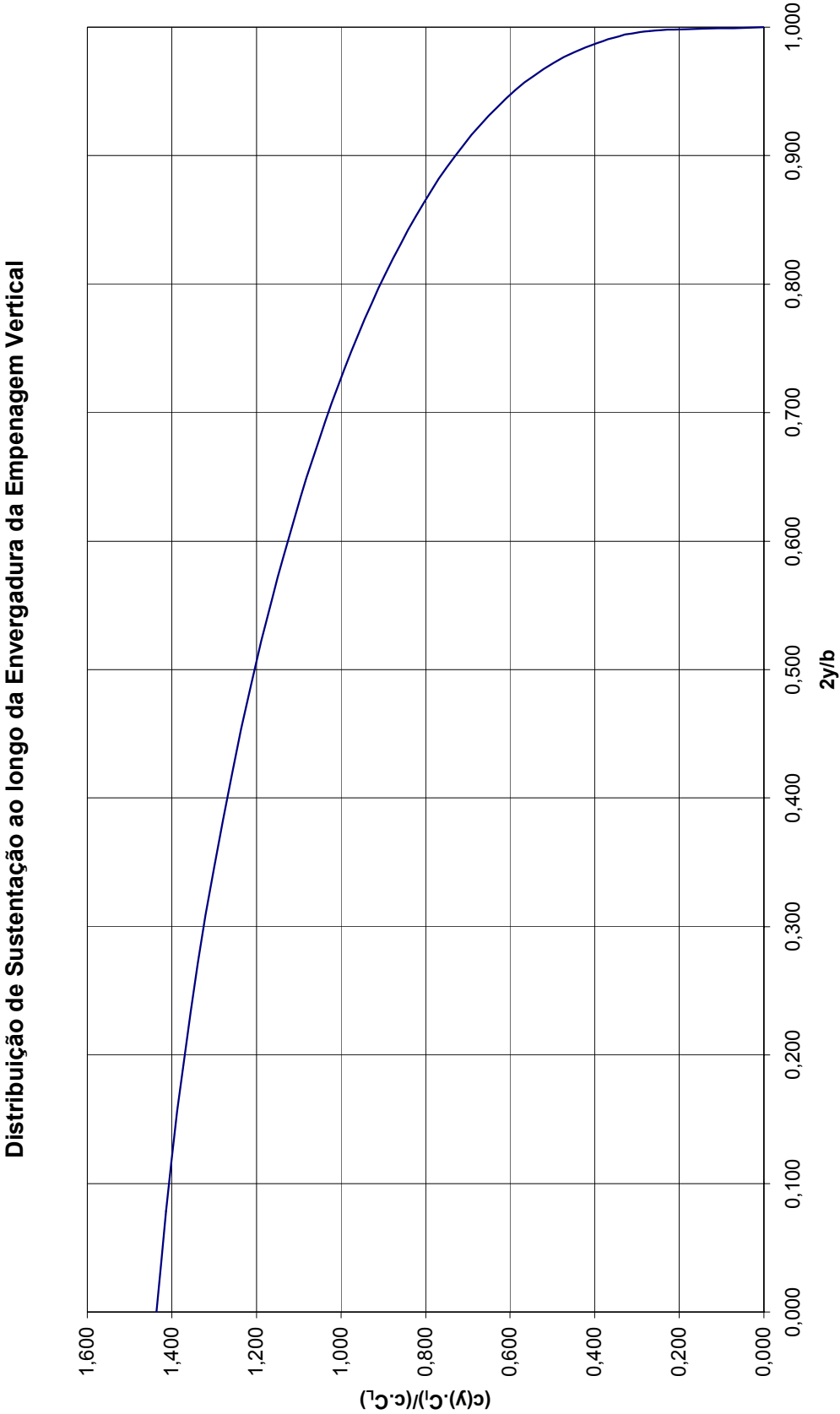


11.11. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Horizontal devido à Incidência e Deflexão

Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Horizontal

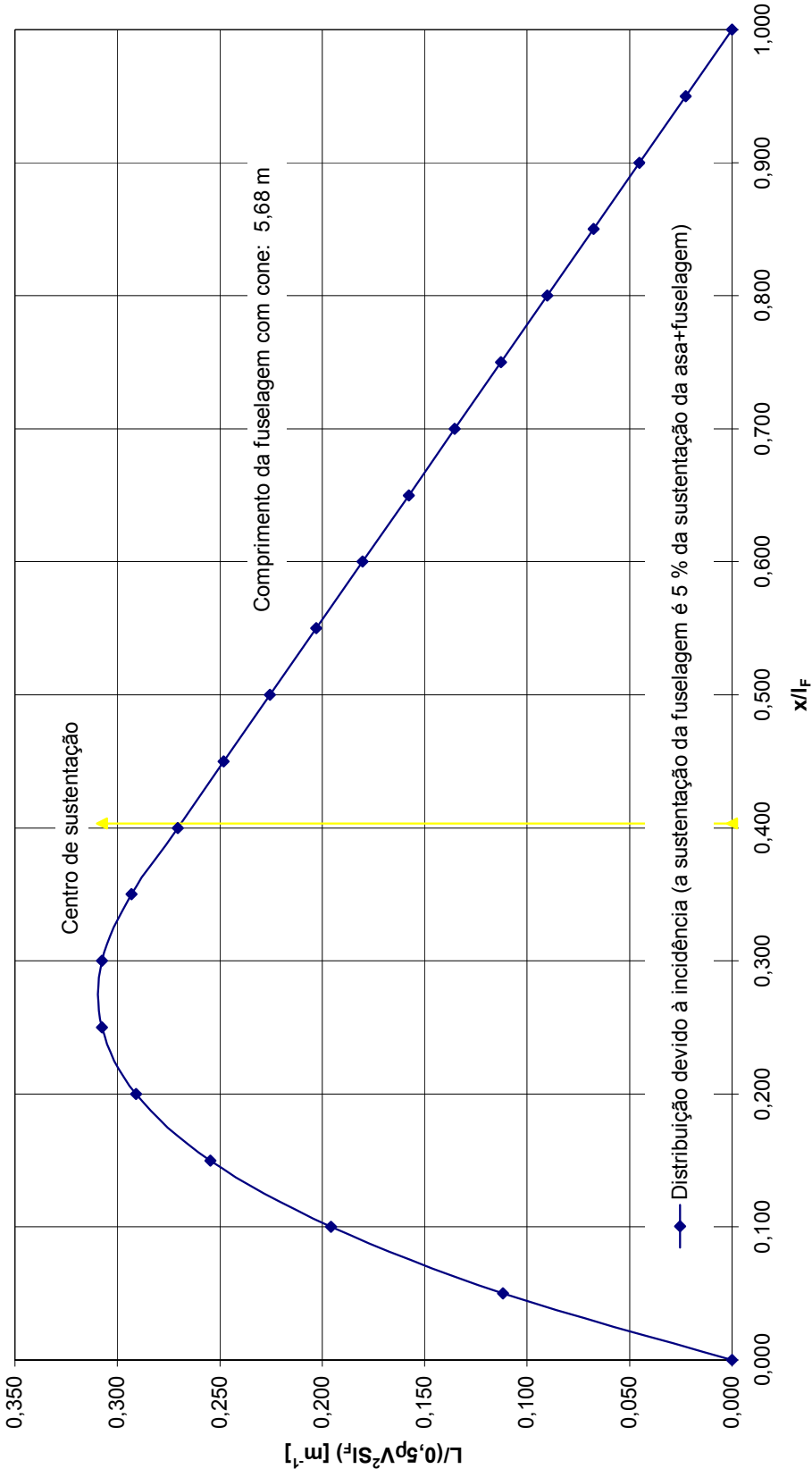


11.12. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Vertical devido à Incidência e Deflexão



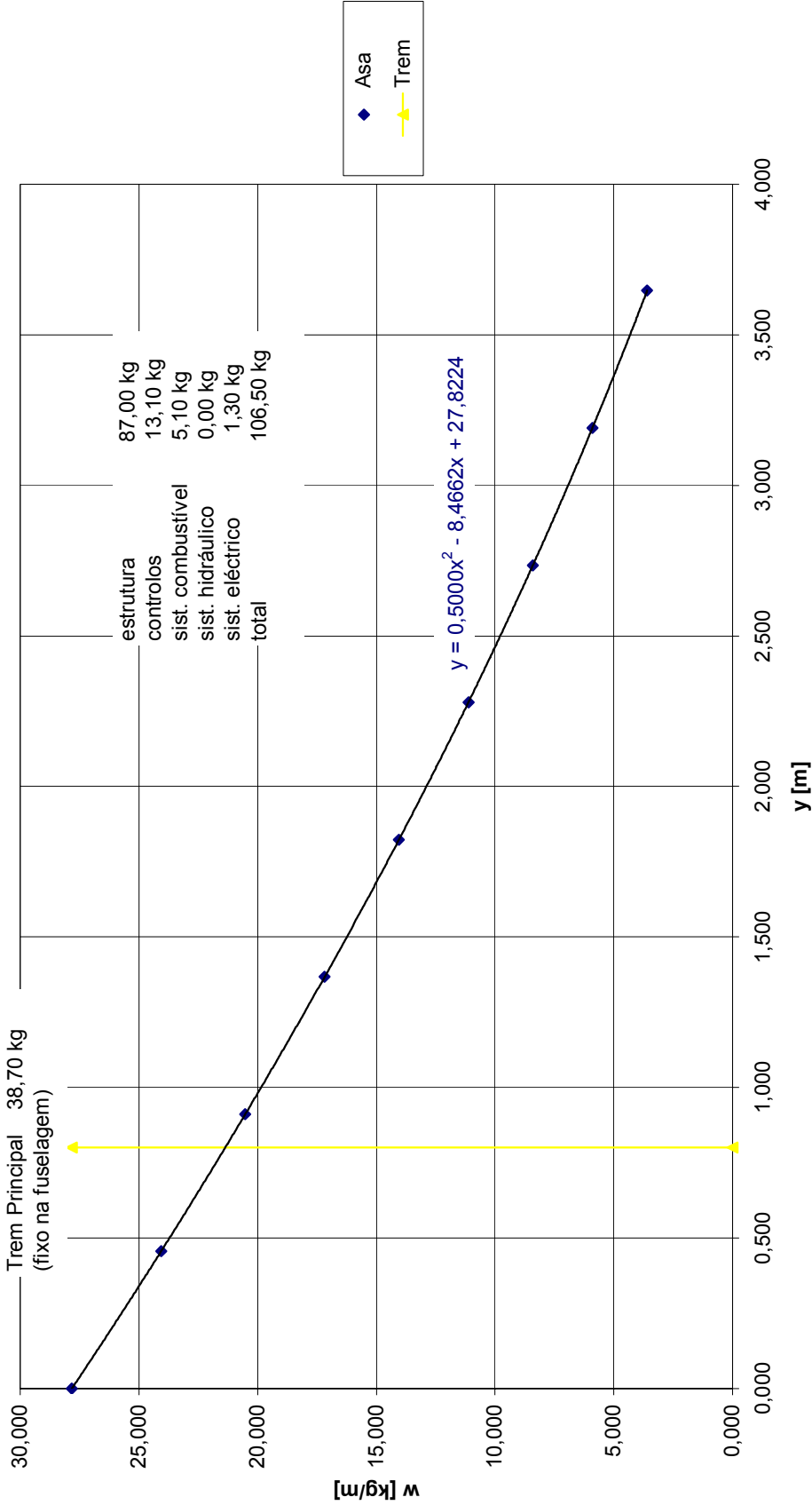
11.13. Distribuição de Sustentação da Fuselagem devido à Incidência

Distribuição de Sustentação ao longo do Comprimento da Fuselagem



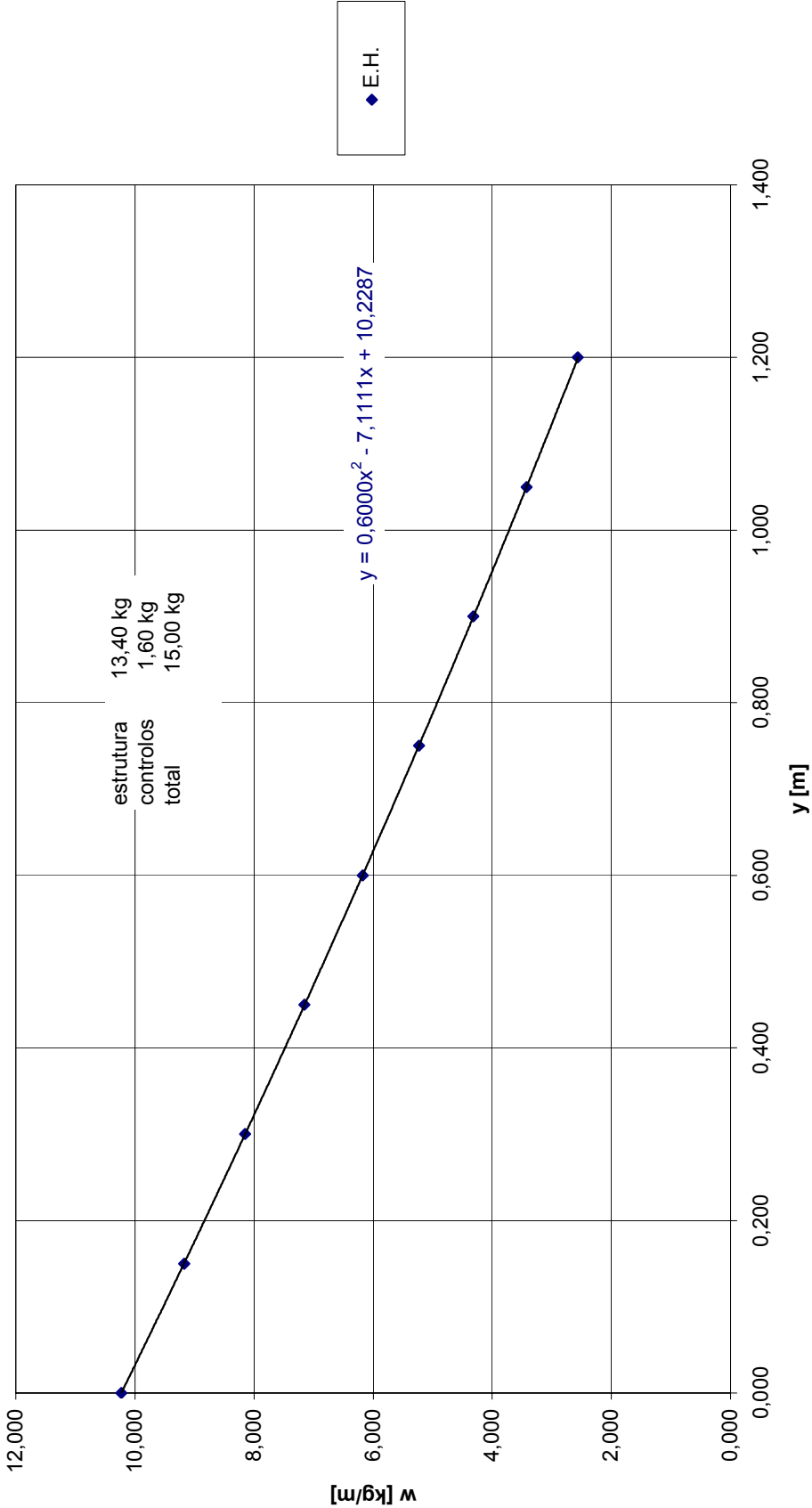
11.14. Distribuição de Inércia da Asa

Distribuição de Inércia da Asa ao longo da Envergadura



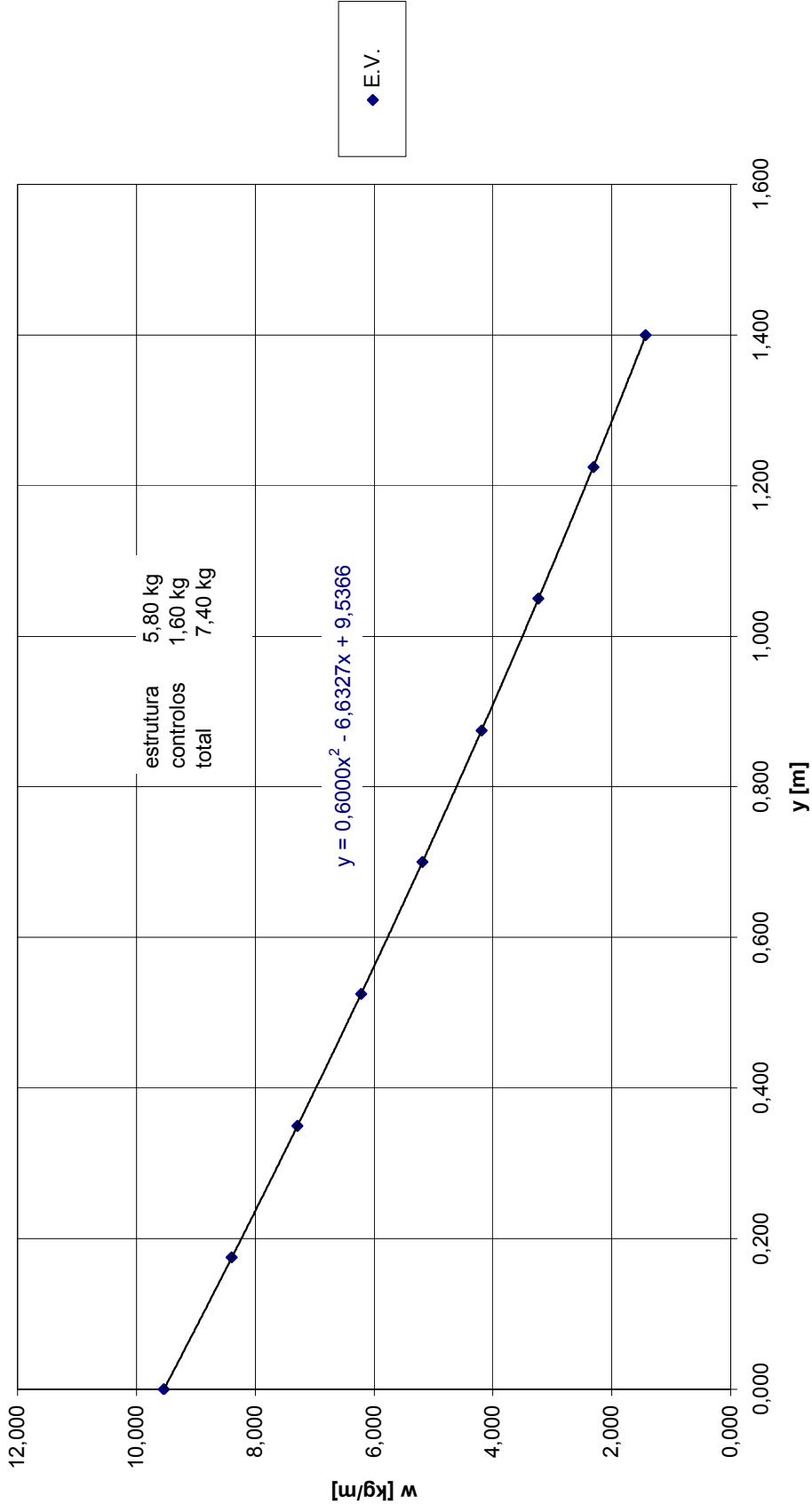
11.15. Distribuição de Inércia da Empenagem Horizontal

Distribuição de Inércia da Empenagem Horizontal ao longo da Envergadura



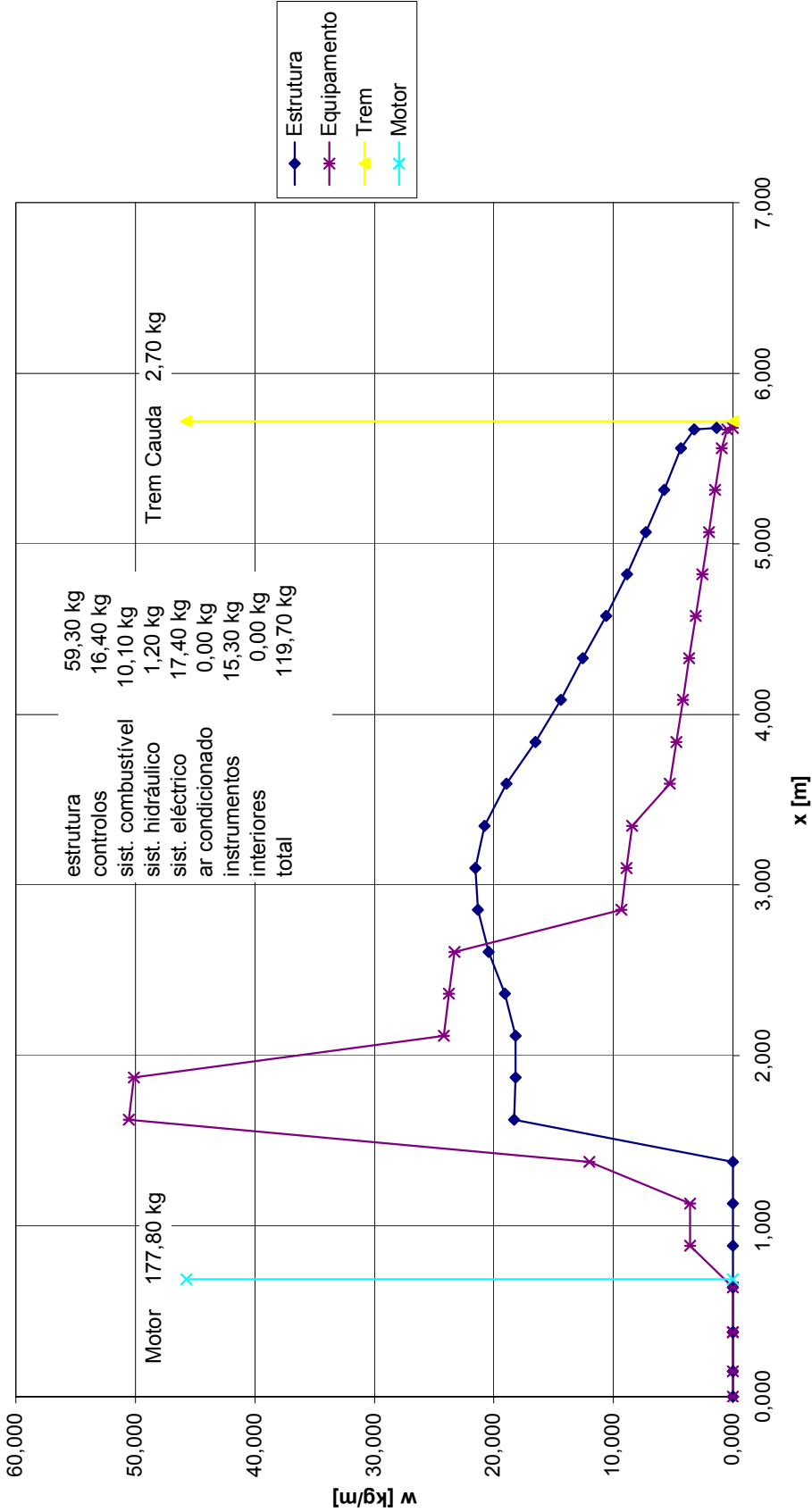
### 11.16. Distribuição de Inércia da Empenagem Vertical

Distribuição de Inércia da Empenagem Vertical ao longo da Envergadura



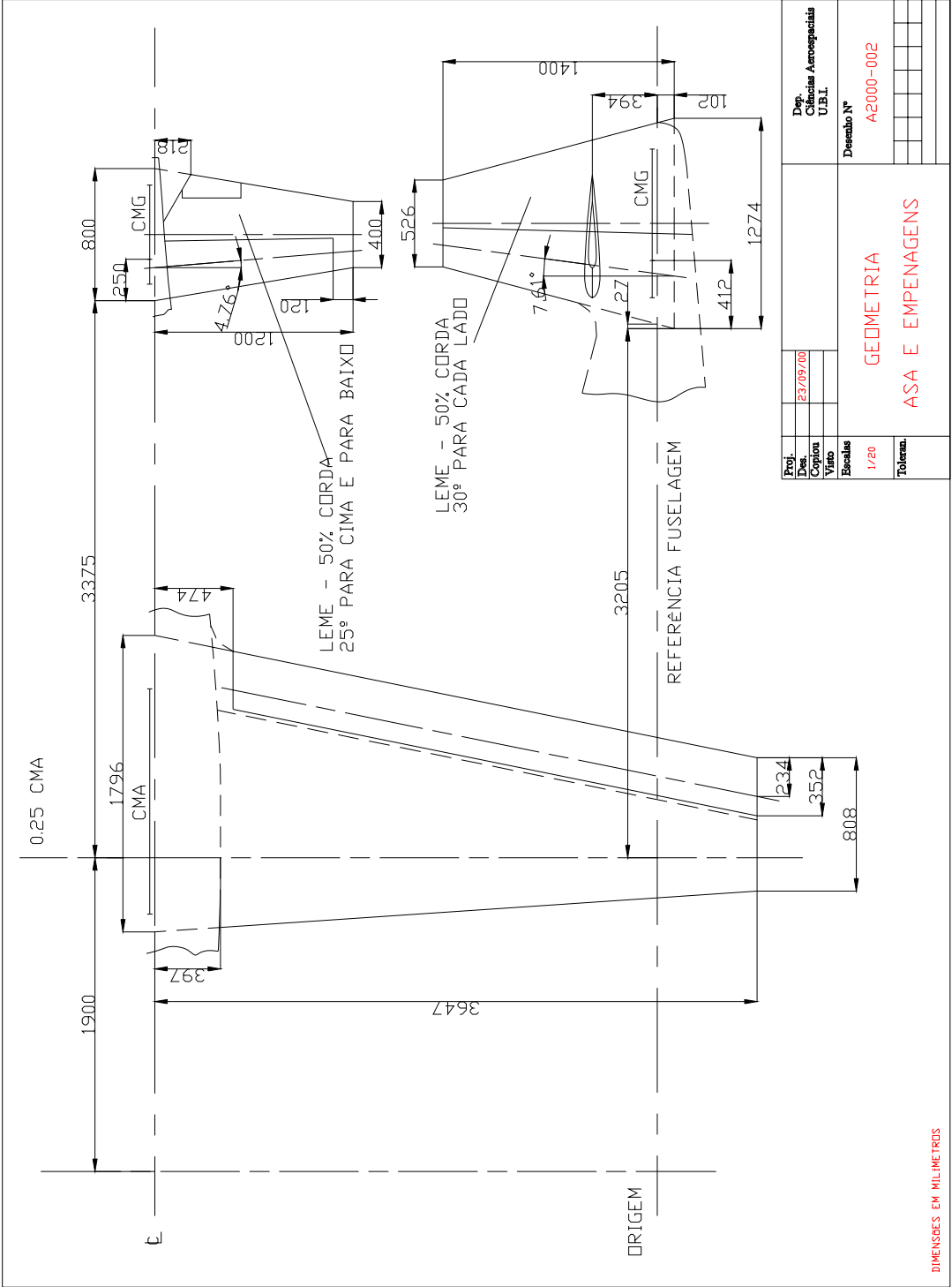
11.17. Distribuição de Inércia da Fuselagem

Distribuição de Inércia da Fuselagem ao longo do Comprimento





11.19. Geometria da Asa e Empenagens



## 11.20. Geometria da Fuselagem

