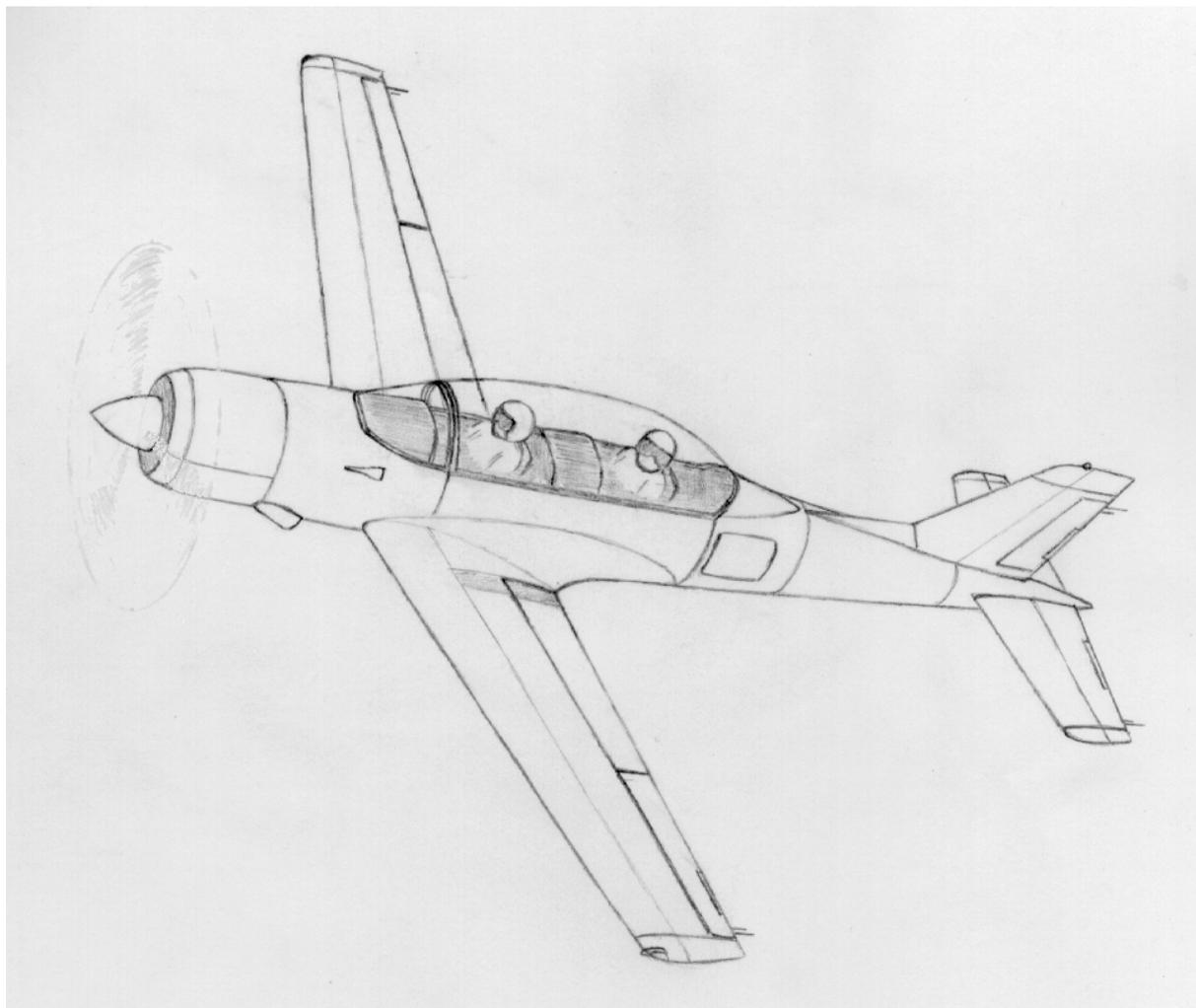


UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

PROJECTO I - 2033

1998/1999



AVIÃO DE TREINO MILITAR BÁSICO

T-98

Descrição do Projecto – Parte II

ÍNDICE

1. INTRODUÇÃO.....	4
2. REQUISITOS.....	4
2.1. Missão.....	4
2.1.1. Missão de Treino de Acrobacia (TREINO ACRO).....	4
2.1.2. Missão de Treino de Navegação (NAVEGAÇÃO BAIXA).....	4
2.1.3. Missão de Deslocação (VOO EM ROTA).....	5
2.1.4. Distribuição dos Voos pelas Missões.....	5
2.2. Desempenho.....	5
2.3. Motorização.....	6
2.4. Asa.....	6
2.5. Fuselagem.....	6
2.6. Empenagens.....	6
2.7. Trem de Aterragem.....	6
2.8. Habitáculo.....	6
2.9. Comandos e Sistemas.....	7
2.10. Materiais.....	7
2.11. Peso e Centragem.....	7
2.12. Normas.....	7
3. GEOMETRIA.....	7
3.1. Asa.....	7
3.2. Flape.....	8
3.3. Aileron.....	8
3.4. Empenagem Horizontal.....	8
3.5. Leme de Profundidade.....	9
3.6. Empenagem Vertical.....	9
3.7. Leme de Direcção.....	9
3.8. Fuselagem.....	9
3.9. Trem do Nariz.....	10
3.10. Trem Principal.....	10
4. MOTORIZAÇÃO.....	10
4.1. Motor.....	10
4.2. Hélice.....	10
5. PESOS, CENTRO DE GRAVIDADE E MOMENTOS DE INÉRCIA.....	10
5.1. Massas.....	10
5.2. Centro de Gravidade.....	11
5.3. Momentos de Inércia.....	12
6. AERODINÂMICA.....	12
6.1. Sustentação.....	12
6.1.1. Coeficiente de sustentação máximo da asa.....	12
6.1.2. Coeficiente de sustentação máximo do avião (equilibrado).....	12
6.1.3. Declive da curva de sustentação da asa e fuselagem.....	13
6.2. Polar de Arrasto.....	13
6.3. Momento de Arfagem.....	13
6.4. Controlos e Estabilizadores.....	13
6.5. Estabilidade.....	14
7. Distribuição de cargas.....	14
7.1. Cargas Aerodinâmicas.....	14
7.2. Cargas de Inércia.....	14
8. TAREFAS.....	14
8.1. Componentes Estruturais.....	15
8.1.1. Requisitos Gerais.....	15
8.1.2. Tarefas de Projecto e Análise.....	15
8.2. Trem de Aterragem.....	16
8.3. Sistema de Combustível.....	16
8.4. Comandos de Voo.....	16
8.5. Habitáculo.....	17
8.6. Instalação do Motor.....	17
8.7. Desempenho e Custos.....	17

8.8. Estabilidade e Controlo	17
8.9. Sistemas.....	18
8.10. Modelo em CAD	18
8.11. Tarefas Individuais.....	18
8.12. Calendário de Trabalhos	19
8.13. Relatório	19
8.14. Cooperação	19
9. AVALIAÇÃO	20
10. BIBLIOGRAFIA	20
11. FIGURAS.....	21
11.1. Três Vistas	23
11.2. Geometria da Asa e Empenagens	24
11.3. Geometria da Fuselagem	25
11.4. Envelope de Velocidades.....	26
11.5. Variação do C_L da Asa com o Ângulo de Ataque	27
11.6. Variação de C_{m0} e de h_0 com o Número de Mach	28
11.7. Variação do Declive das Curvas de Sustentação com o Número de Mach	29
11.8. Variação do Coeficiente de Charneira com o Número de Mach	30
11.9. Variação das Derivadas de Rolamento com o Número de Mach	31
11.10. Variação das Derivadas de Guinada com o Número de Mach	32
11.11. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Incidência	33
11.12. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Deflexão das Superfícies Auxiliares	34
11.13. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Horizontal devido à Incidência e Deflexão	35
11.14. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Vertical devido à Incidência e Deflexão	36
11.15. Distribuição de Sustentação da Fuselagem devido à Incidência.....	37
11.16. Distribuição de Inércia da Asa	38
11.17. Distribuição de Inércia da Empenagem Horizontal	39
11.18. Distribuição de Inércia da Empenagem Vertical	40
11.19. Distribuição de Inércia da Fuselagem.....	41

1. INTRODUÇÃO

Pretende-se projectar um avião que substitua a aeronave de treino básico Aérospatiale TB-30 Epsilon actualmente em serviço na Força Aérea Portuguesa. Este avião apresenta algumas deficiências de desempenho que devem ser melhoradas no seu substituto, mantendo, no entanto, 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 T-98 deverá ser projectado para realizar 3 tarefas principais:

2.1.1. Missão de Treino de Acrobacia (TREINO ACRO)

Esta missão é um voo curto, com cerca de 30 minutos de manobras e acrobacia, com peso máximo para acrobacia, que consiste no seguinte:

Fase	Duração [min]	Distância [km]	Potência [%]	Altitude inicial [m]	Altitude final [m]
Aquecimento e rolagem	15	-	50	0	0
Descolagem	-	0.5	100	0	15
Subida	-	-	100	15	600
Ida para a zona	10	-	75	600	600
Subida na zona	-	-	100	600	2700
Acrobacia e manobras	30	-	75	2700	2700
Descida em rota	10	-	-	2700	600
Circuito	5	-	75	600	600
Aproximação	-	-	-	600	15
Aterragem	-	0.6	-	15	0
Rolagem	5	-	50	0	0
Reservas	30	-	75	600	600

2.1.2. Missão de Treino de Navegação (NAVEGAÇÃO BAIXA)

Nesta missão realiza-se um voo de baixa altitude com passagem por vários pontos especificados num mapa, onde se percorrem 250 km.

Fase	Duração [min]	Distância [km]	Potência [%]	Altitude inicial [m]	Altitude final [m]
Aquecimento e rolagem	15	-	50	0	0
Descolagem	-	0.6	100	0	15
Subida	-	-	100	15	500
Navegação	-	250.0	75	500	500
Circuito	5	-	75	500	500
Aproximação	-	-	-	500	15
Aterragem	-	0.6	-	15	0
Rolagem	5	-	50	0	0
Reservas	30	-	75	600	600

2.1.3. Missão de Deslocação (VOO EM ROTA)

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

Fase	Duração [min]	Distância [km]	Potência [%]	Altitude inicial [m]	Altitude final [m]
Aquecimento e rolagem	15	-	50	0	0
Descolagem	-	0.6	100	0	15
Subida	-	-	100	15	3000
Cruzeiro	-	600.0	75	3000	3000
Descida em rota	-	-	-	3000	600
Circuito	5	-	75	600	600
Aproximação	-	-	-	500	15
Aterragem	-	0.6	-	15	0
Rolagem	5	-	50	0	0
Reservas	-	100.0	75	600	600

2.1.4. Distribuição dos Voos pelas Missões

Na tabela abaixo está representada a percentagem dos voos do T-98 atribuída a cada uma das missões que ele vai desempenhar.

Missão	Voos [%]
TREINO ACRO	50
NAVEGAÇÃO BAIXA	30
VOO EM ROTA	20
Total	100

2.2. Desempenho

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

Velocidade máxima a 3000 m	450 km/h (243 nós)
Razão de subida máxima ao nível do mar	15 m/s (1953 pés/min)
Taxa de rolamento ao nível do mar	20 graus/s
Taxa de volta ao nível do mar	10 graus/s
Distância total de descolagem e aterragem para peso máximo	600 m

A velocidade máxima de cruzeiro V_C é 106 m/s e a velocidade máxima de descida correspondente é $V_D = 133$ m/s. Ver figura 4.

2.3. Motorização

O motor é o turbo-diesel Zoche 02A que debita 300 hp até aos 3000 m de altitude, é leve e económico. O hélice deverá ser tripá de velocidade constante para manter a eficiência propulsiva otimizada para as várias fases do voo.

2.4. Asa

A asa é baixa, trapezoidal com enflechamento nulo a 35 % da corda, permitindo que a longarina principal não seja enflechada e atravesse a fuselagem sem interrupção. A asa aloja todo o combustível necessário. A ponta da asa deverá ser desenhada por forma a reduzir o arrasto induzido. Ver figura 2.

2.5. Fuselagem

A fuselagem tem secções elipsoidais excepto na zona do motor onde serão circulares. Ver figura 3.

2.6. Empenagens

As empenagens são do tipo convencional com uma única longarina. Ver figura 2.

2.7. Trem de Aterragem

O trem de aterragem do T-98 é triciclo retráctil com amortecedores óleo-pneumáticos capazes de suportar impactos no solo de 3 g. Este é construído em aço. A escolha dos pneus deve ter em conta a necessidade de operação em pistas pouco preparadas.

O trem do nariz recolhe para trás sendo a roda alojada entre as pernas do piloto dianteiro. O trem principal é fixo na asa e recolhe para dentro sendo a roda alojada na parte inferior da fuselagem.

2.8. Habitáculo

O habitáculo aloja o instrutor e o aluno em tandem, com estatura entre 1,65 m e 1,85 m. O comando é duplo e a visibilidade boa em 360°. Os instrumentos de voo, navegação e comunicação, motor e indicação são duplicados conforme necessário. O avião tem total capacidade IFR (*Instrument Flight Rating*).

2.9. Comandos e Sistemas

Os comandos do avião são mecânicos de accionamento manual directo, com excepção da actuação dos flapes que é eléctrica e a do trem de aterragem que poderá ser hidráulico ou pneumático.

Deverá considerar-se, assim, a existência de um sistema hidráulico ou pneumático para accionamento do mecanismo de retracção do trem e de travagem e de um sistema eléctrico para accionamento dos flapes, para os instrumentos, luzes e ignição, quando relevante. Deve, também, ser considerado um sistema de ventilação do habitáculo.

2.10. Materiais

Serão estudados dois casos: no primeiro considerar-se-á a estrutura totalmente em liga de alumínio e no segundo em compósito. Poder-se-á, assim, apreciar as vantagens e desvantagens de ambos. O principal objectivo é manter simplicidade na manutenção e reparação sem prejudicar a segurança.

2.11. 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 acomode uma variação de 16 % CMA (corda média aerodinâmica) sem que haja limites de operação. Atrás do piloto traseiro existe um espaço para levar 20 kg de bagagem ao qual se tem acesso do exterior.

2.12. Normas

As normas de projecto a utilizar serão as JAR-23 que, apesar de não serem normas militares, e uma vez que estas não estão disponíveis, são representativas e serão assim usadas. 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	7,800 m ²
Envergadura	7,100 m
Alongamento	6,463
Afilamento	0,500
Enflechamento no bordo de ataque	4,130°
Enflechamento a 25 % da corda	1,182°

Corda na raiz (eixo de simetria)	1,465 m
Corda na ponta	0,732 m
Corda média aerodinâmica (CMA)	1,139 m
Perfil	NACA 63 ₂ -415
Espessura relativa	0,150
Incidência asa/fuselagem	0,000°
Diedro	4,000°
Torção geométrica	-3,000°
Posição de 25 % CMA atrás do apex	0,339 m
Posição de 25 % CMA acima da linha de referência	-0,217 m

3.2. Flape

Tipo	fenda simples
Área	1,234 m ²
Corda relativa	0,300
Corda interior	0,409 m
Corda exterior	0,301 m
Ângulo de descolagem	20,000°
Ângulo de aterragem	40,000°
Posição lateral da corda interior	0,497 m
Posição lateral da corda exterior	2,237 m

3.3. Aileron

Tipo	simples com b.a. circular
Área (cada)	0,247 m ²
Corda relativa	0,250
Corda interior	0,250 m
Corda exterior	0,192 m
Deflexão para baixo	18,000°
Deflexão para cima	-22,000°
Posição lateral da corda interior	2,255 m
Posição lateral da corda exterior	3,373 m

3.4. Empenagem Horizontal

Área	1,300 m ²
Envergadura	2,280 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)	0,760 m
Corda na ponta	0,380 m
Corda média aerodinâmica	0,591 m

Perfil	NACA 63A010
Espessura relativa	0,100
Incidência asa/fuselagem	-1,000°
Diedro	0,000°
Torção geométrica	0,000°
Posição de 25 % CMG (corda média geométrica) atrás de 25 % CMA	4,060 m
Posição de 25 % CMG acima da linha de referência	0,124 m

3.5. Leme de Profundidade

Tipo	simples de b.a. circular
Área	0,585 m ²
Corda relativa	0,450
Deflexão para baixo	18,000°
Deflexão para cima	-25,000°

3.6. Empenagem Vertical

Área	0,795 m ²
Altura	1,140 m
Alongamento	1,634
Afilamento	0,500
Enflechamento no bordo de ataque	13,752°
Enflechamento a 25 % da corda	8,125°
Corda na raiz (eixo de referência)	0,961 m
Corda na raiz	0,930 m
Corda na ponta	0,465 m
Corda média aerodinâmica	0,723 m
Perfil	NACA 63A010
Espessura relativa	0,100
Posição da intersecção do bordo de ataque com a linha de referência atrás de 25 % CMA	3,201 m

3.7. Leme de Direcção

Tipo	simples de b.a. circular
Área	0,293 m ²
Corda relativa	0,450
Corda inferior	0,389 m
Corda superior	0,209 m
Deflexão (para a direita e para a esquerda)	25,000°
Altura da corda inferior acima da linha de referência	0,264 m

3.8. Fuselagem

Comprimento total sem cone do hélice	6,345 m
--------------------------------------	---------

Largura máxima	0,803 m
Altura máxima	1,256 m
Posição da parede de fogo à frente de 25 % CMA	1,131 m

3.9. Trem do Nariz

Tipo	uma roda que retrai para trás
Pneu	3.00-3.5 tipo III (216 mm x 76 mm)
Pressão do pneu	50 psi – 345 kPa
Posição da roda à frente de 25 % CMA	1,685 m

3.10. Trem Principal

Tipo	uma roda em cada perna que retrai para dentro da asa e fuselagem
Pneu	5.00-4 tipo III (336,5 mm x 127,5 mm)
Pressão do pneu	55 psi – 380 kPa
Deflexão estática do pneu	0,033 m
Deflexão máxima do pneu	0,090 m
Posição da roda atrás de 25 % CMA	0,397 m
Bitola	2,300 m

4. MOTORIZAÇÃO

4.1. Motor

Tipo	turbo-diesel Zoche 02A
Potência até 3000 m	300 hp

4.2. Hélice

Tipo	tripá de velocidade constante (diâmetro de 1,830 m)
------	---

5. PESOS, CENTRO DE GRAVIDADE E MOMENTOS DE INÉRCIA

5.1. Massas

Massa máxima na descolagem (utilitário)	912/888 kg
Massa máxima na aterragem (utilitário)	912/888 kg
Massa máxima na descolagem (acrobático)	877/853 kg
Massa máxima na aterragem (acrobático)	877/853 kg
Massa vazio	650/626 kg
Carga máxima	172+20 kg
Combustível máximo	70 kg

A tabela abaixo mostra as massas (kg) discriminadas dos componentes do avião para a versão em liga de alumínio e para a versão em compósito.

Componente	Alumínio	% MTOM	Compósito	% MTOM
Fuselagem	80	8,77	72	8,11
Asa	80	8,77	67	7,55
Empenagem Horizontal	8	0,88	7	0,79
Empenagem Vertical	6	0,66	5	0,56
Trem Principal	66	7,24	65	7,32
Trem do Nariz	20	2,19	20	2,25
Estrutura	260	28,51	236	26,58
Instalação do Motor	205	22,48	205	23,09
Sistema de Combustível	11	1,21	11	1,24
Controlos de Voo	14	1,54	14	1,58
Sistema Hidráulico/Pneumático	1	0,11	1	0,11
Sistema Eléctrico	64	7,02	64	7,21
Ar condicionado	20	2,19	20	2,25
Instrumentos e Aviónicos	41	4,50	41	4,62
Interiores	34	3,73	34	3,83
Sistemas e Equipamento	390	42,76	390	43,92
Peso vazio	650	71,27	626	70,50
Tripulação	172	18,86	172	19,37
Peso vazio operacional (OEM)	822	90,13	798	89,86
Bagagem	20	2,19	20	2,25
Combustível	70	7,68	70	7,88
Peso máximo à descolagem (MTOW)	912	100,00	888	100,00
Bagagem em Acrobacia	0	0,00	0	0,00
Combustível em Acrobacia	55	6,03	55	6,19

5.2. Centro de Gravidade

Posição do centro de gravidade vazio atrás de 25 % CMA	-0.075 m
Posição do centro de gravidade vazio acima da linha de referência	-0.080 m
Passeio do cg em voo (% CMA)	16 - 32

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

Componente	Massa [kg]	x [m]	y [m]	z [m]
Fuselagem	80/72	3,52	0,00	0,00
Asa	80/67	2,66	0,00	-0,21
Empenagem Horizontal	8/7	6,77	0,00	0,12
Empenagem Vertical	6/5	6,57	0,00	0,70
Trem Principal (cada)	66/65	2,90	1,00	-0,70
Trem do Nariz	20	0,90	0,00	-0,67
Instalação do Motor	205	0,66	0,00	0,00

Sistema de Combustível	11	2,33	0,00	-0,25
Controlos de Voo	14	3,72	0,00	-0,17
Sistema Hidráulico/Pneumático	1	2,14	0,00	-0,29
Sistema Eléctrico	64	4,56	0,00	0,29
Ar condicionado	20	2,57	0,00	0,03
Instrumentos e Aviónicos	41	2,52	0,00	0,27
Interiores	34	3,20	0,00	-0,21
Tripulante dianteiro	86	2,41	0,00	0,01
Tripulante traseiro	86	3,62	0,00	0,16
Bagagem	20	4,12	0,00	0,00
Combustível	70	2,34	0,00	-0,21

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	644	0,80	1,59	1,73	411	1627	1922	54
Vazio operacional	822	0,71	1,46	1,58	413	1757	2050	69
OEM + bagagem	842	0,70	1,47	1,58	413	1810	2103	69
OEM + combustível	892	0,68	1,41	1,52	418	1763	2051	72
MTOM	912	0,68	1,41	1,52	418	1816	2104	72

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

Asa limpa	1,349
Asa com flapes para descolagem	1,798
Asa com flapes para aterragem	2,025

6.1.2. Coeficiente de sustentação máximo do avião (equilibrado)

Asa limpa	1,347
Asa com flapes para descolagem	1,727
Asa com flapes para aterragem	1,907

6.1.3. Declive da curva de sustentação da asa e fuselagem

Baixa velocidade	4,600 rad ⁻¹
Variação com o número de Mach	Figura 7

6.2. Polar de Arrasto

Cruzeiro a 440 km/h e 3000 m

$$0,0224-0,0074C_L+0,0625C_L^2$$

Trem recolhido e flapes deflectidos para descolagem

$$0,0692-0,0144C_L+0,0552C_L^2$$

Trem recolhido e flapes deflectidos para aterragem

$$0,0925-0,0018C_L+0,0397C_L^2$$

Incremento devido ao trem de aterragem

0,0099

6.3. Momento de Arfagem

Coefficiente de momento para sustentação nula

asa isolada

Figura 6

incremento devido à fuselagem

-0,022

incremento devido aos flapes na descolagem

-0,167

incremento devido aos flapes na aterragem

-0,285

Variação do centro aerodinâmico total com o número de Mach

Figura 6

6.4. Controlos e Estabilizadores

Posição do centro aerodinâmico médio da E.H. atrás do seu apex

0,235 m

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

0,372 m

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

Figura 9

Coefficiente de charneira do aileron devido à incidência da asa, b_1

Figura 8

Coefficiente de charneira do aileron devido à sua deflexão, b_2

Figura 8

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

Figura 7

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

Figura 7

Coefficiente de charneira do leme de profundidade devido à incidência da E.H., b_{1H}

Figura 8

Coefficiente de charneira do leme de profundidade devido à sua deflexão, b_{2H}

Figura 8

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

Figura 7

Declive da curva de sustentação do leme de direcção, a_{2V}

Figura 7

Coeficiente de charneira do leme de direcção devido à incidência da E.V., b_{1V}	Figura 8
Coeficiente de charneira do leme de direcção devido à sua deflexão, b_{2V}	Figura 8

6.5. Estabilidade

Downwash na E.H.	
sem flapes	0,340
com flapes de descolagem	0,266
com flapes de aterragem	0,223
Coeficiente de momento de rolamento devido a	
momento de rolamento, C_{lp}	Figura 9
derrapagem, $C_{l\beta}$	$-0,0604+0,0110C_L$
guinada, C_{lr}	$-0,0218+0,2781C_L$
Coeficiente de momento de guinada devido a	
derrapagem sem E.V., $C_{n\beta}$	Figura 10
derrapagem do avião completo, $C_{n\beta}$	Figura 10
guinada, C_{nr}	$-0,1118-0,0084C_L^2$
Coeficiente de força lateral devido à derrapagem, $C_{Y\beta}$	Figura 10

7. DISTRIBUIÇÃO DE CARGAS

7.1. Cargas Aerodinâmicas

As distribuições de sustentação da asa, empenagens estão representadas nas figuras 11, 12, 13 e 14. A figura 15 mostra uma distribuição típica ao longo da fuselagem, juntamente a a distribuição para sustentação nula.

7.2. Cargas de Inércia

As distribuições de inércia da asa, empenagens e fuselagem estão representadas nas figuras 16, 17, 18 e 19.

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	-	-	319700-3293
01	Asa (Alumínio)	Maribel Pires	6577	1	322226
02	Asa (Compósito)	Marco Fachadas	6174	1	334031
03	Flapes e Ailerons (Alumínio)	Mário Brito	7849	1	325876-
04	Flapes e Ailerons (Compósito)	Sónia Freitas	8048	1	336599
05	Empenagem Horizontal (Alumínio)	Filipe Almeida	6065	2	325047
06	Empenagem Horizontal (Compósito)	Mário Silva	6935	2	-
07	Empenagem Vertical (Alumínio)	Armando Veiga	6135	1	325876-
08	Empenagem Vertical (Compósito)	Ludgéro Marques	5725	1	0936 6125403

09	Fuselagem – frente (Alumínio)	Lucas Jost	-	1	-
10	Fuselagem – trás (Alumínio)	Pawel Chmylkowski	-	1	-
11	Fuselagem (Compósito)	João Mansinho	6321	1	315708
12	Trem de Aterragem Principal (p/ avião Alumínio)	José Bento	4745	1	325876-32
13	Trem de Aterragem Principal (p/ avião Compósito)	Nuno Vieira	6560	1	-
14	Trem de Aterragem do Nariz	Eduardo Nunes	5514	2	314195
15	Instalação do Motor	Luís Ramos	5561	2	-
16	Controlos de Voo	M ^a Emília Baltazar	2084	2	336455
17	Habitáculo (Interiores e Instrumentos)	Pedro Fernandes	5600	2	327252
18	Sistema de Combustível, Peso e Centragem	Jaime Melo	6206	2	325876-542
19	Sistemas (Eléctrico, Hidráulico, Pneumático, etc.)	André Silva	6504	2	314302
20	Estabilidade e Controlo, Qualidade de Voo	Carlos Rodrigues	7223	2	325876
21	Desempenho, Custos	Bruno Figueira	6815	2	0936 6441231
22	Modelo em CAD (Alumínio)	João Antunes	4551	1	334773
23	Modelo em CAD (Compósito)	Nuno Perestrelo	6398	2	327669

8.12. Calendário de Trabalhos

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

Mês	S.	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					
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
- Semanas sem aulas

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 ___ de Fevereiro de 1999.

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 T-98.

1. Relatório		90
2. Cooperação		10
	TOTAL	100
1. Exame de Época Normal (entrega de relatório final)	-02-99	100
2. Exame de Recurso (entrega de relatório final)	-09-99	100

10. BIBLIOGRAFIA

Abaixo estão listados alguns livros que podem ser consultados para a realização deste projecto.

01. Abbot & Doenhoff, Theory of Wing Sections, Dover Publications Inc, 1959
02. Barnes W. McCormick, Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics – 2nd edition, John Wiley & Sons Inc, 1995
03. Bent McKinley, Aircraft Powerplants – 4th edition, McGraw-Hill, 1978
04. Bill Clarke, The Cessna 172 – 2nd edition, Tab Books, 1993
05. Bruce K. Donaldson, Analysis of Aircraft Structures – An Introduction, McGraw-Hill, 1993
06. Cláudio Barros, Introdução ao Projecto de Aeronaves – Volume 1 & 2, CEA/UFMG, 1979
07. Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, 1989
08. Darrol Stinton, Flying Qualities and Flight Testing of the Airplane, AIAA Education Series, 1996
09. Darrol Stinton, The Design of the Aeroplane, Blackwell Science, 1983
10. David A. Lombardo, Aircraft Systems –Understanding Your Airplane, Tab Books, 1988
11. Egbert Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, 1982
12. E. H. J. Pallet, Aircraft Instruments & Integrated Systems, Longman Scientific & Technical, 1992
13. E. H. J. Pallet, Los Sistemas Eléctricos en Aviación, Paraninfo, 1979
14. Geoff Jones, Building and Flying Your Own Plane, Patrick Stephens Limited, 1992
15. Ian Moir & Allan Seabridge, Aircraft Systems, Longman Scientific & Technical, 1992
16. Jane's All the World Aircraft, 1995
17. Jan Roskam, Airplane Design – Volumes I to VIII, The University of Kansas, 1990
18. JAR-23, Joint Aviation Requirements for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes, 1994
19. JAR-VLA, Joint Aviation Requirements for Very Light Aeroplanes, 1990

20. John Cutler, Estructuras del Avión, Paraninfo, 1989
21. Ladislao Pazmany, Landing Gear Design for Light Aircraft – Volumes I & II, Pazmany Aircraft Corporation, 1986
22. Ladislao Pazmany, Light Airplane Design, Pazmany Aircraft Corporation
23. Martín Cuesta Alvarez, Vuelo con Motor Alternativo, Paraninfo, 1981
24. Michael J. Kroes & Thomas W. Wild, Aircraft Powerplants – 7th edition, McGraw-Hill, 1995
25. Michael J. Kroes & William A. Watkins & Frank Delp, Aircraft Maintenance & Repair – 6th edition, Macmillan/McGraw-Hill, 1993
26. Robert C. Nelson, Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, 1989
27. Robert M. Rivello, Theory and Analysis of Flight Structures, McGraw-Hill, 1969
28. S. Hoerner, Fluid Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, 1965
29. S. Hoerner, Fluid Dynamic Lift, Hoerner Fluid Dynamics
30. S. Laroze & J.-J. Barrau, Mécanique des Structures – Tome 1, Masson, 1991
31. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 2 – Poutres, Eyrolles Masson, 1988
32. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 3 – Thermique des Structures & Dynamique des Structures – 2ème edition, Masson, 1992
33. S. Laroze, Mécanique des Structures – Tome 4 – Calcul des Structures en Matériaux Composites, Eyrolles Masson, 1987
34. Stelio Frati, L'Aliante, Editore Ulrico Hoepli, Milano, 1946
35. Ted L. Lomax, Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft – Theory and Practice, AIAA Education Series, 1996
36. The Metals Black Book – Volume 1 – Ferrous Metals, Casti Publishing Inc, 1995
37. The Metals Red Book – Volume 2 – Nonferrous Metals, Casti Publishing Inc, 1995
38. T. H. G. Megson, Aircraft Structures for Engineering Students – 2nd edition, Edward Arnold, 1990
39. Tony Bingelis, Firewall Forward – Engine Installation Methods, EAA Aviation Foundation, 1992
40. Tony Bingelis, Sportplane Construction Techniques – A Builder's Handbook, EAA Aviation Foundation, 1992
41. Tony Bingelis, The Sportplane Builder – Aircraft Construction Methods, EAA Aviation Foundation, 1992
42. Y. C. Fong, An Introduction to the Theory of Aeroelasticity, Dover Publications Inc, 1993

11. FIGURAS

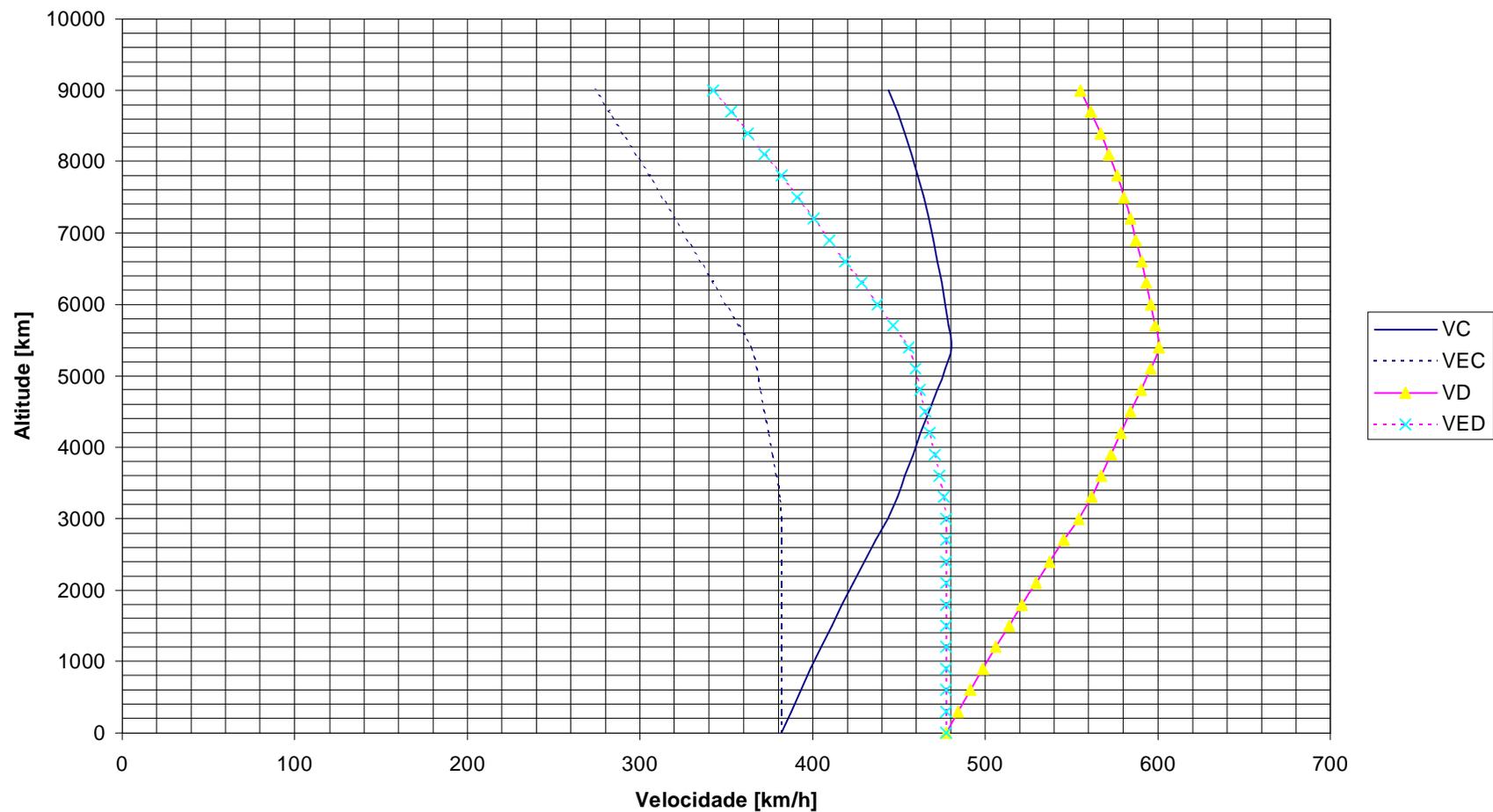
11.1. Três Vistas

11.2. Geometria da Asa e Empenagens

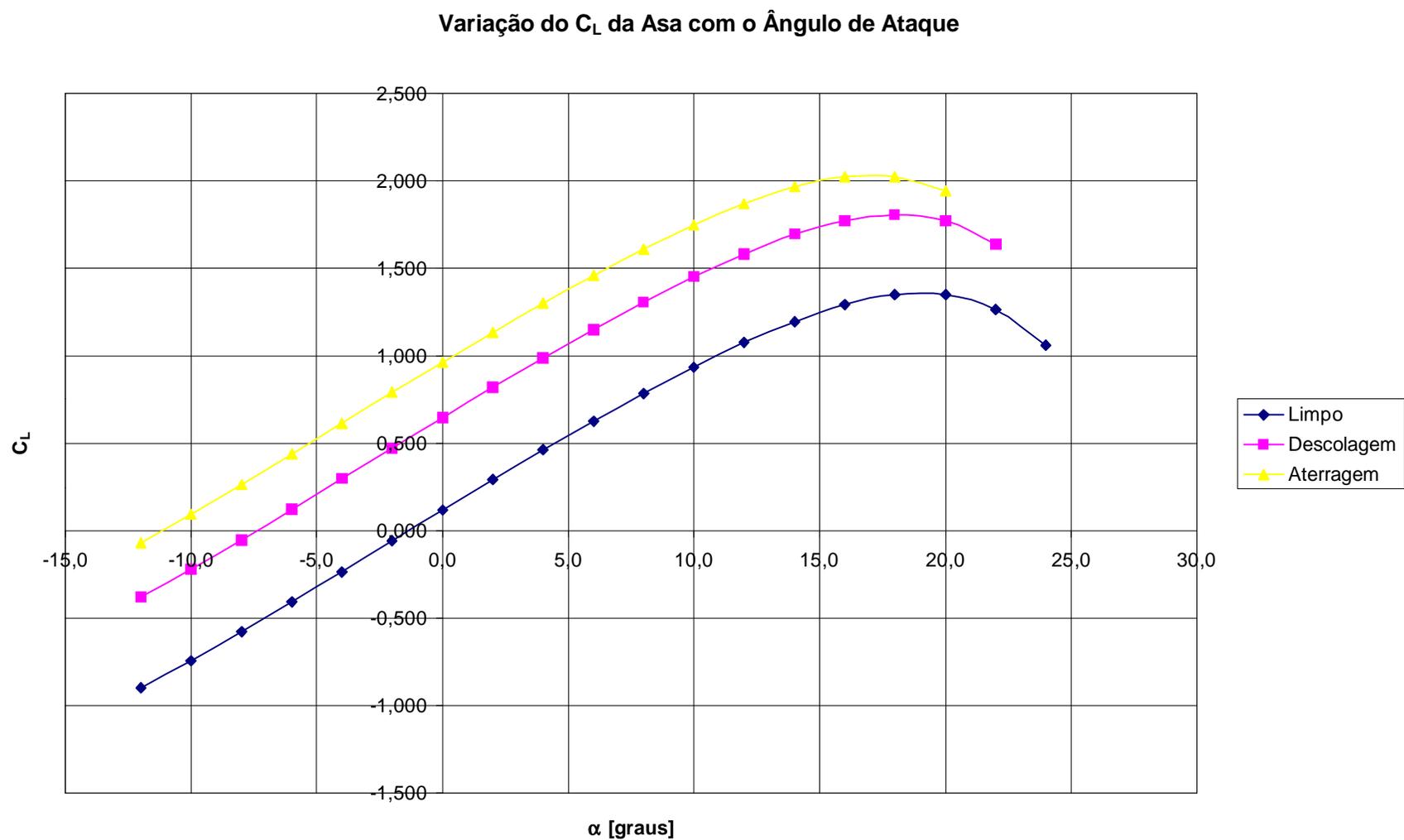
11.3. Geometria da Fuselagem

11.4. Envelope de Velocidades

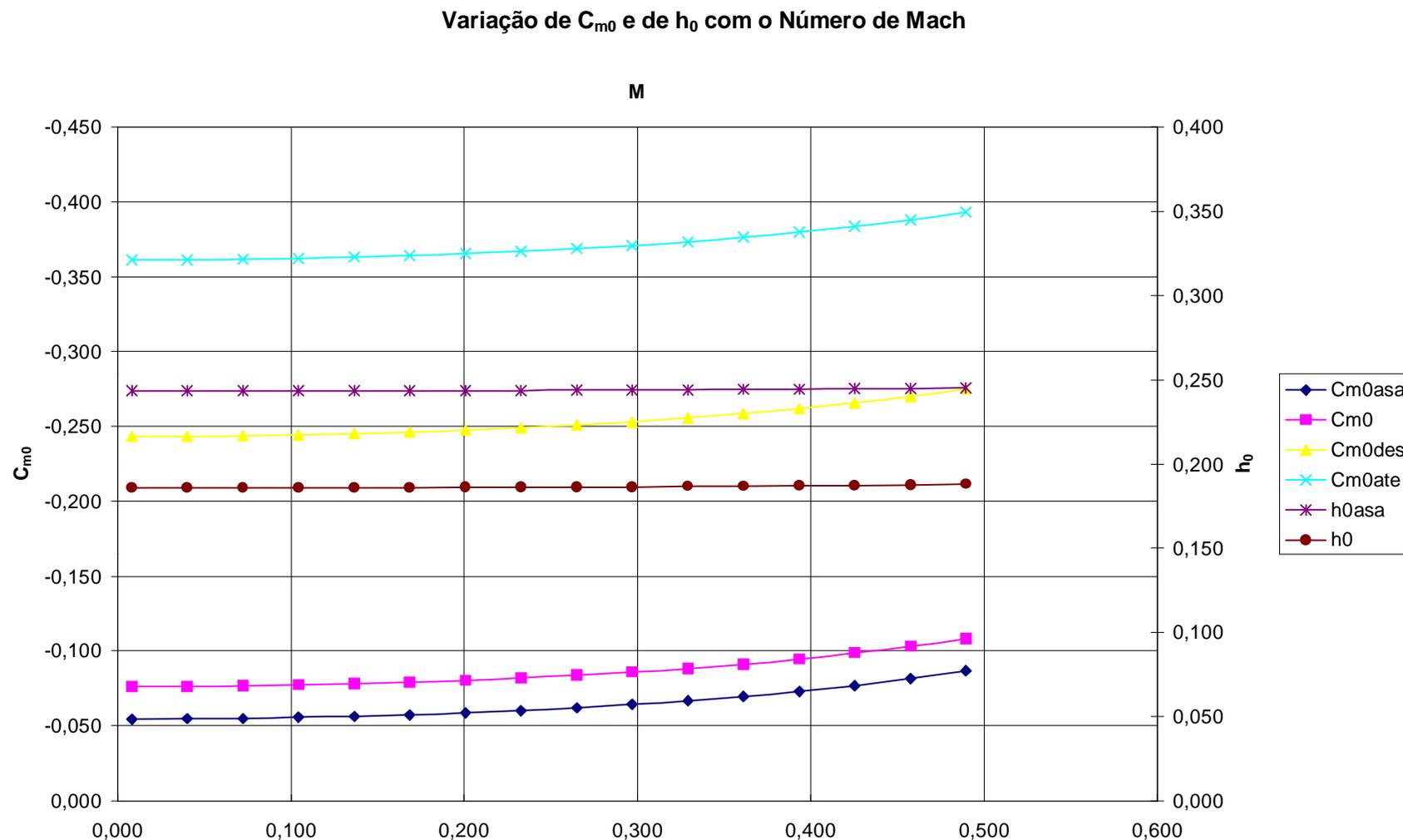
Envelope de Velocidades



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

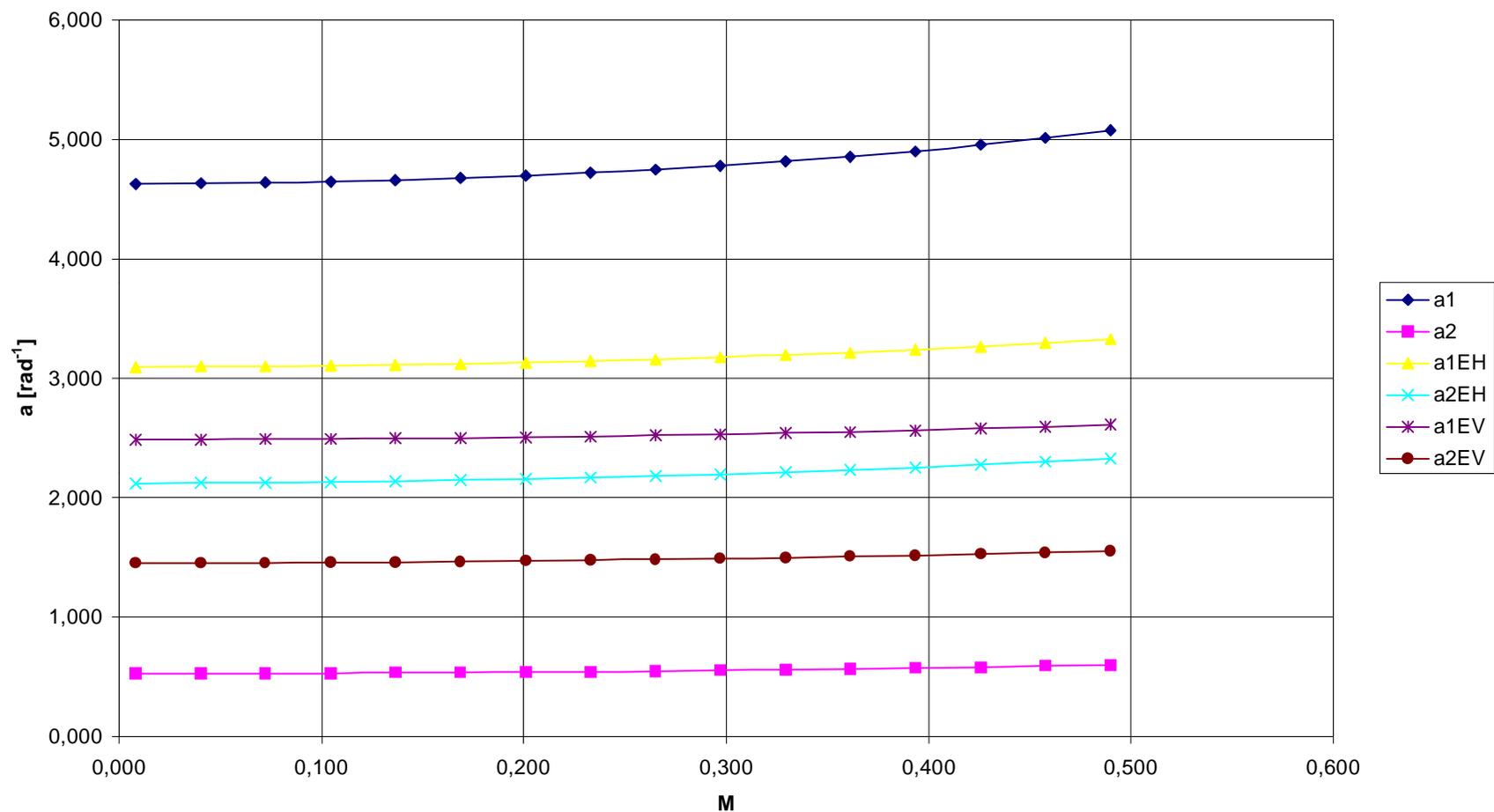


11.6. Variação de C_{m0} e de h_0 com o Número de Mach

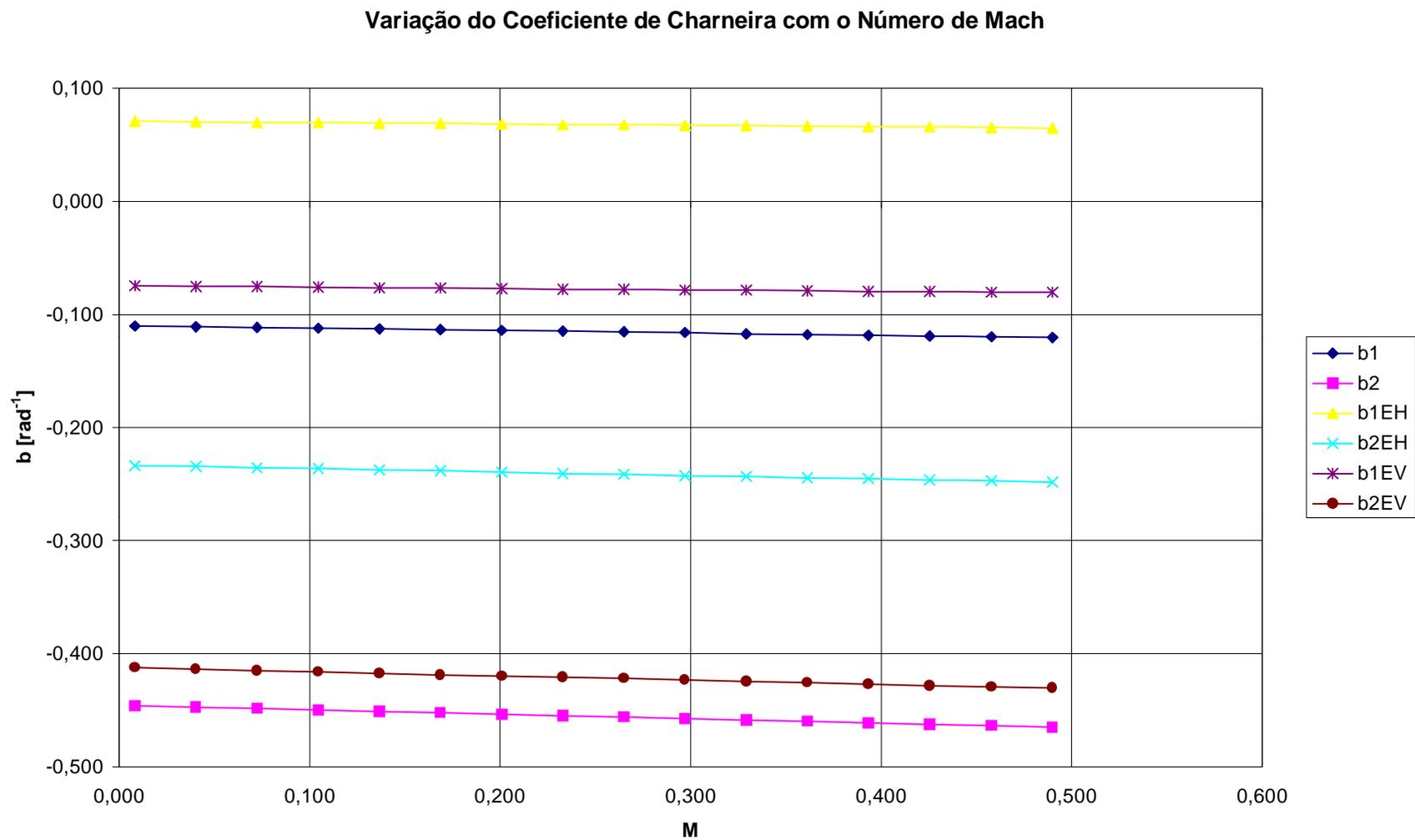


11.7. Variação do Declive das Curvas de Sustentação com o Número de Mach

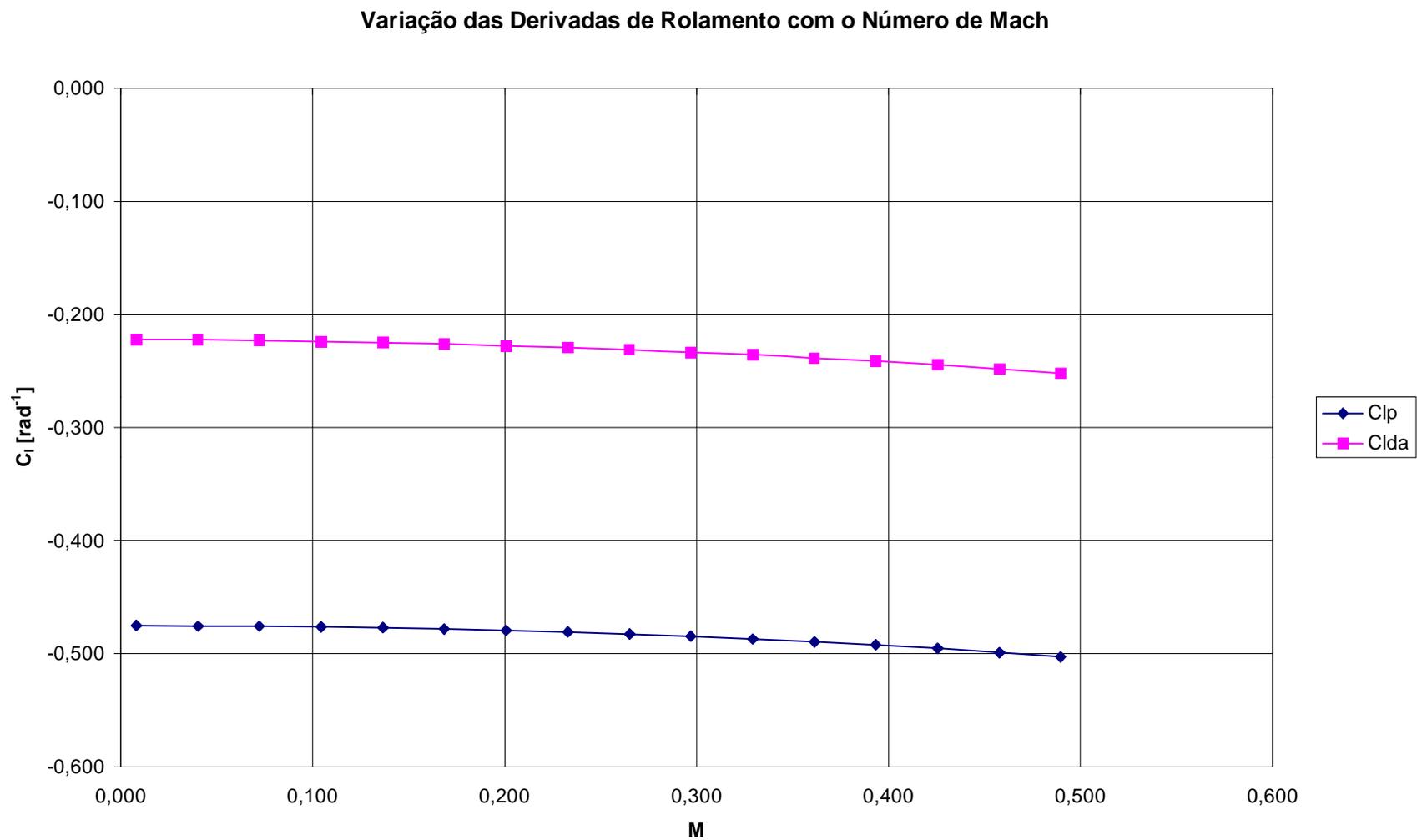
Variação do Declive das Curvas de Sustentação com o Número de Mach



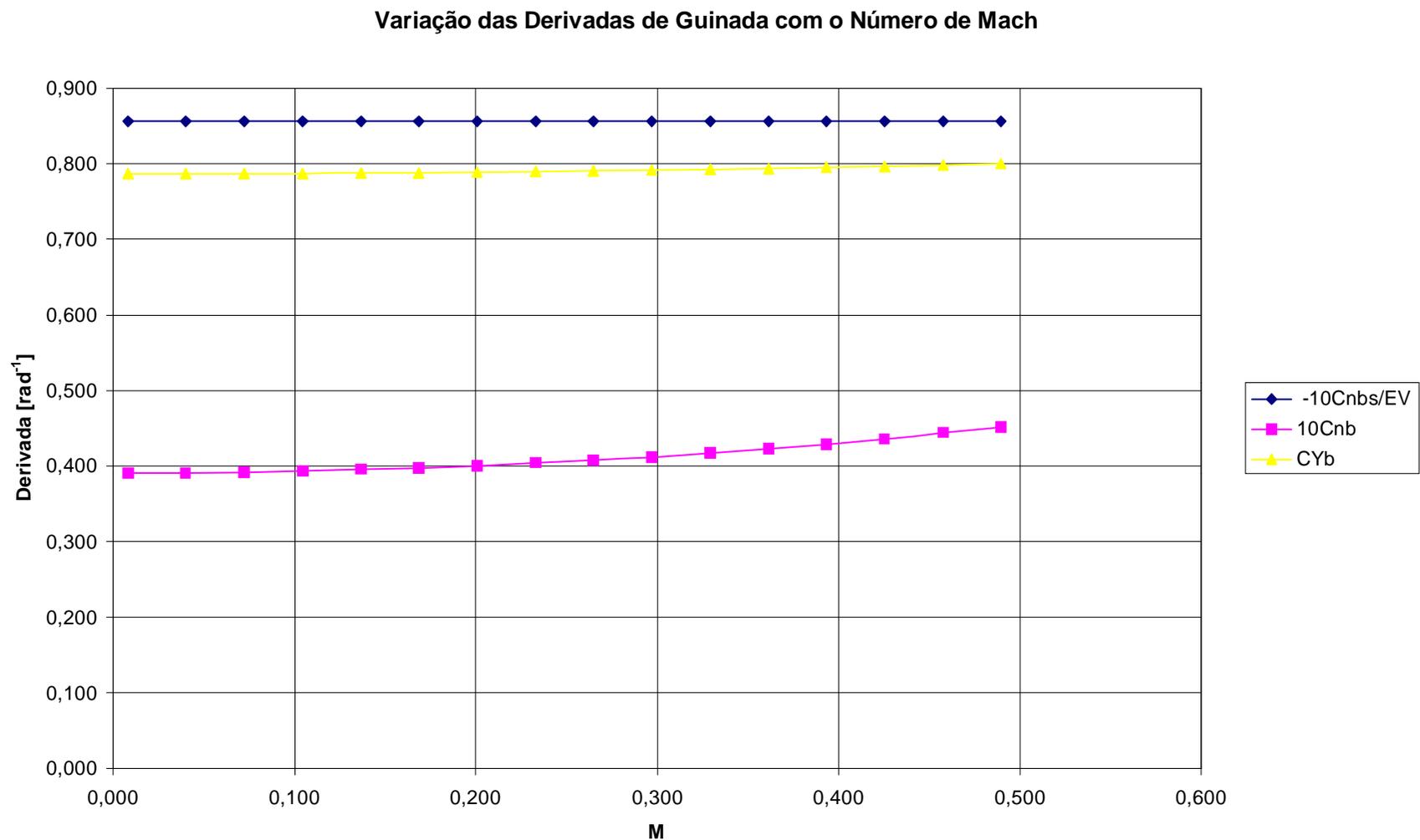
11.8. Variação do Coeficiente de Charneira com o Número de Mach



11.9. Variação das Derivadas de Rolamento com o Número de Mach

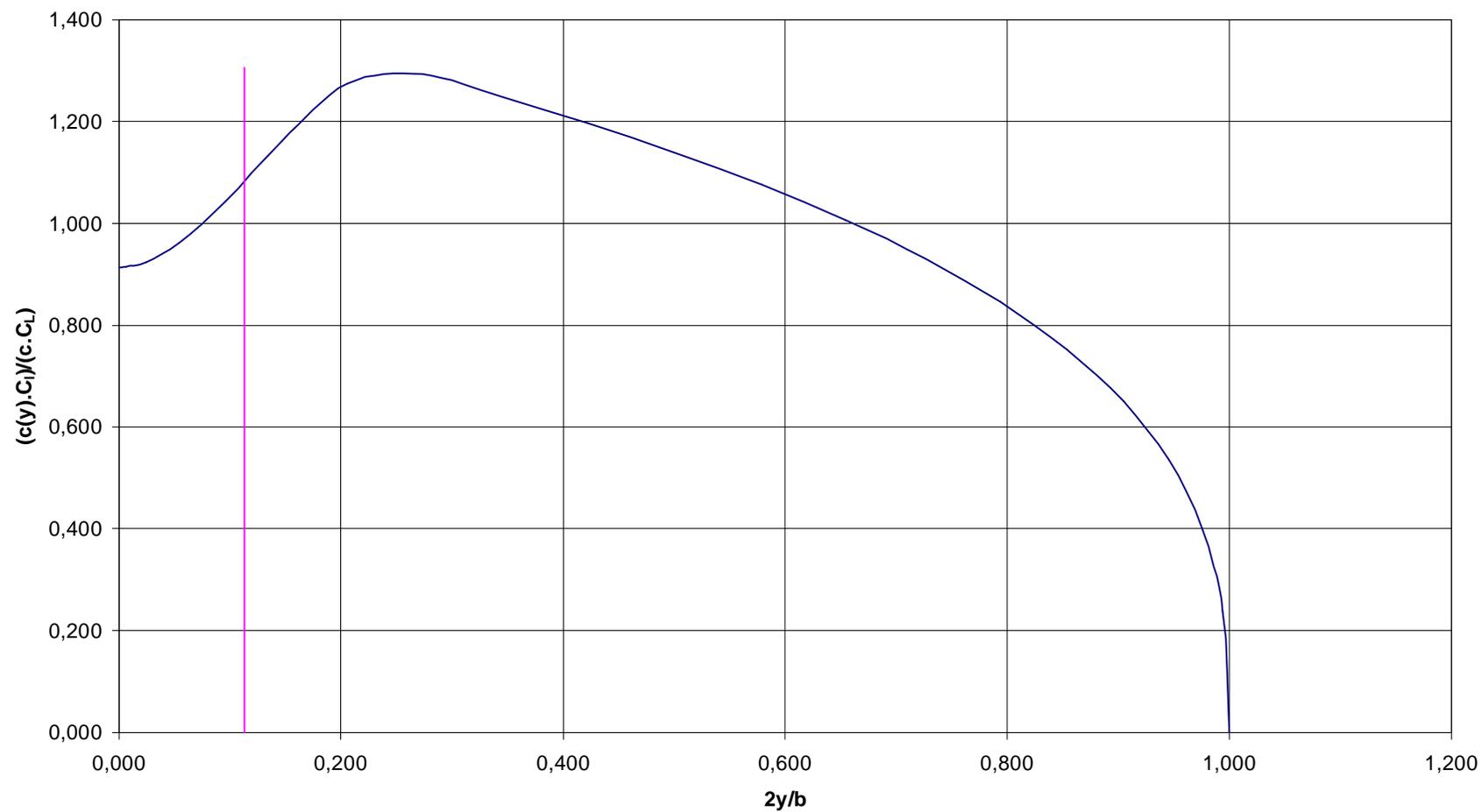


11.10. Variação das Derivadas de Guinada com o Número de Mach



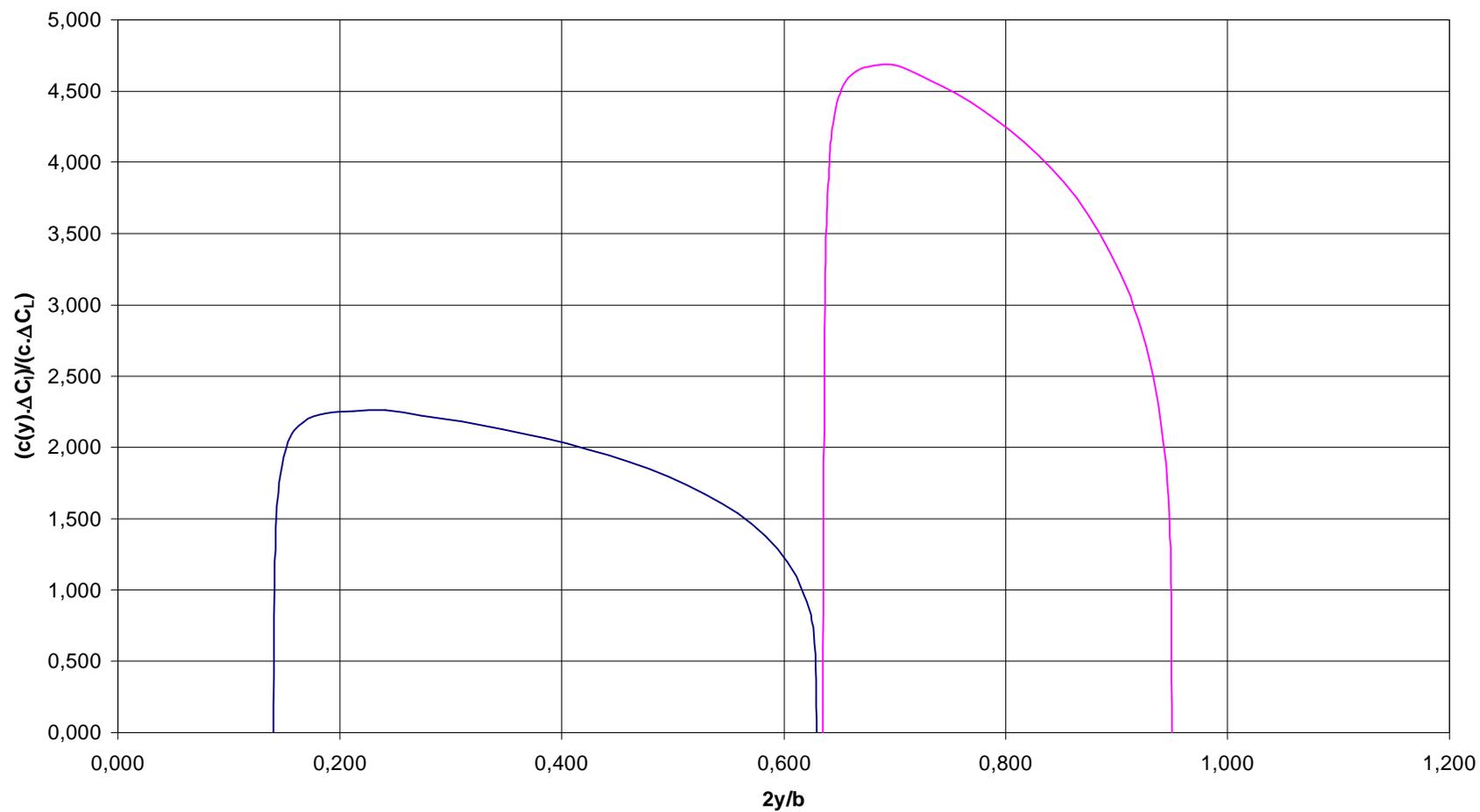
11.11. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Incidência

Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa



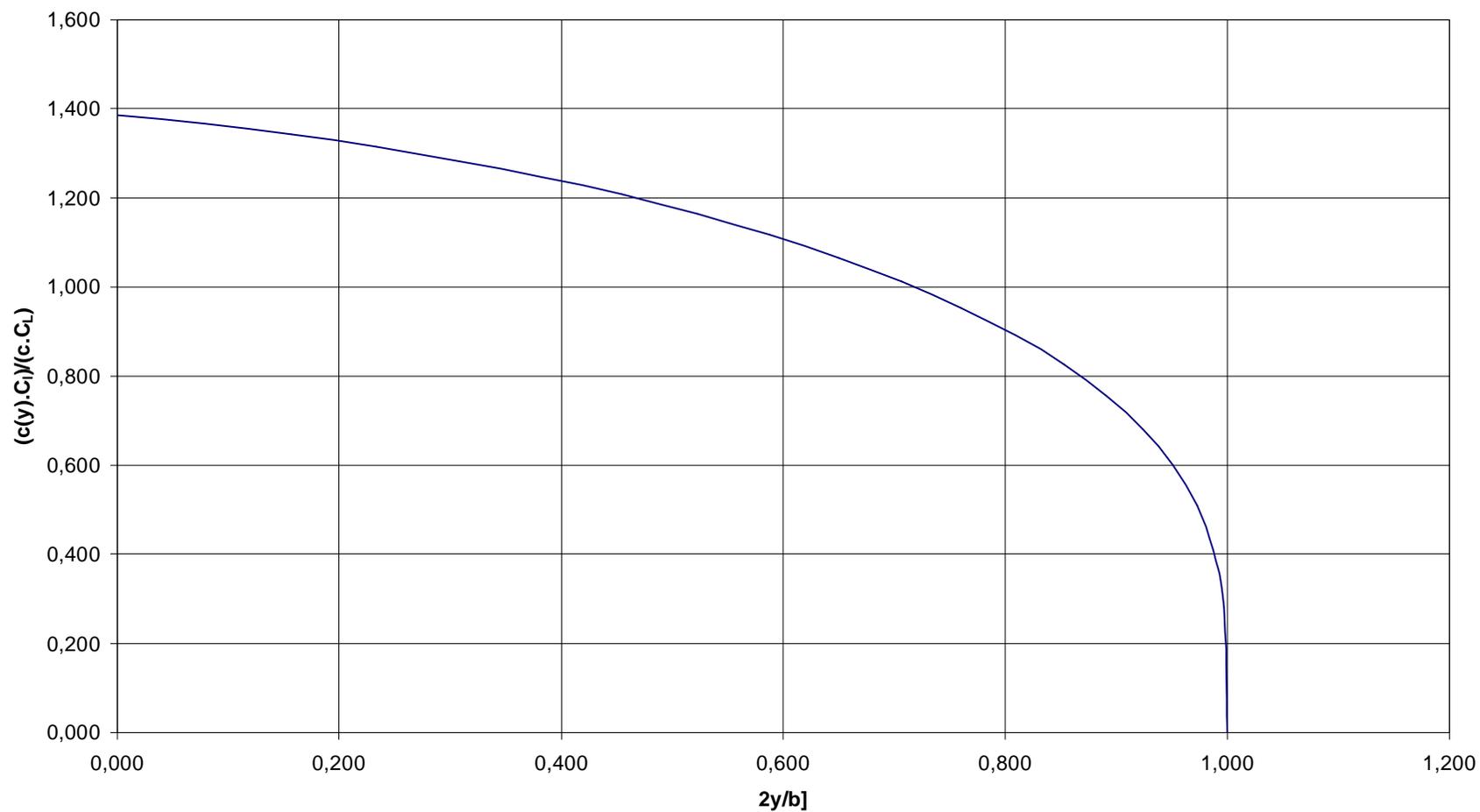
11.12. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Asa devido à Deflexão das Superfícies Auxiliares

Distribuição de Sustentação devido à Deflexão das Superfícies Auxiliares



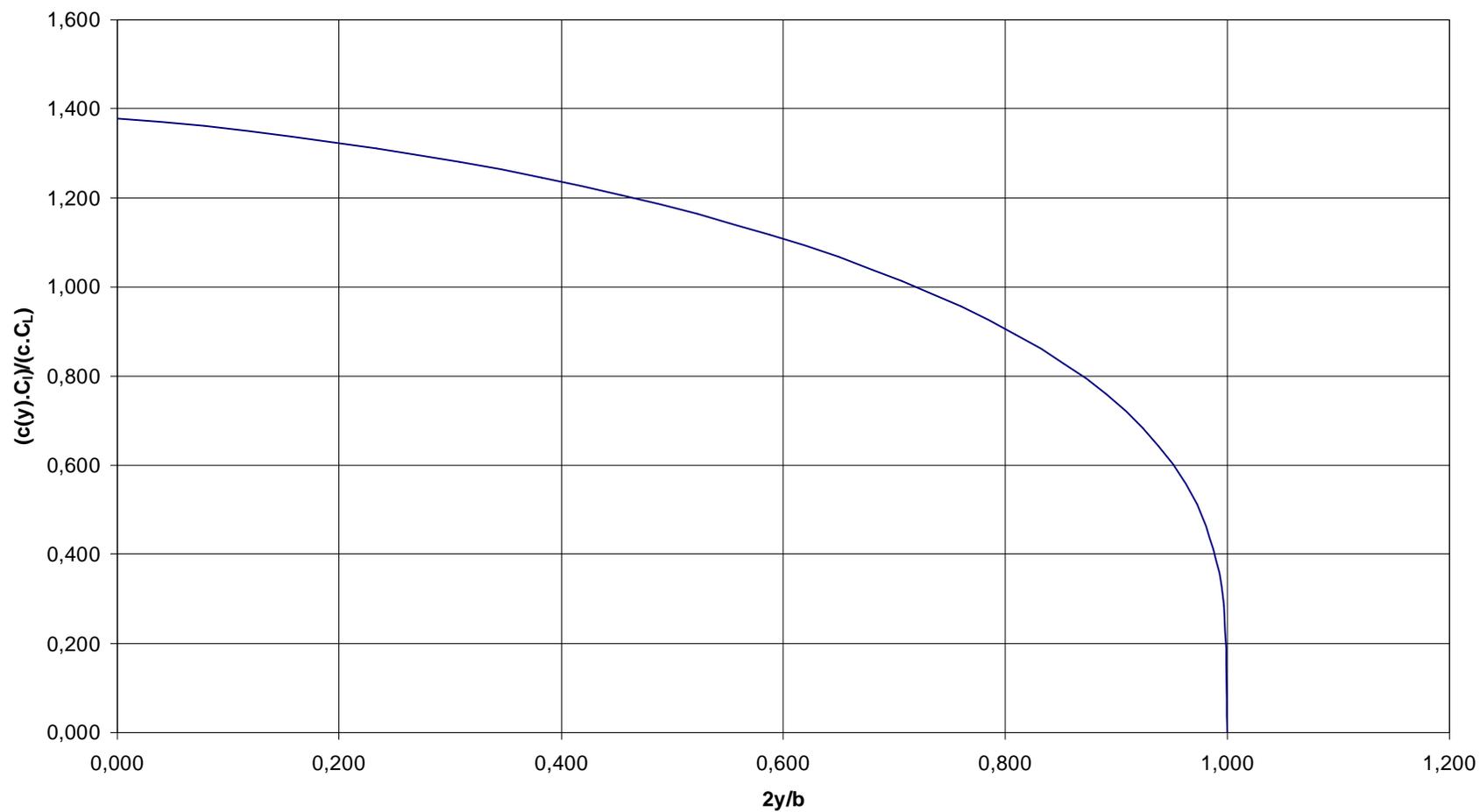
11.13. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Horizontal devido à Incidência e Deflexão

Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Horizontal

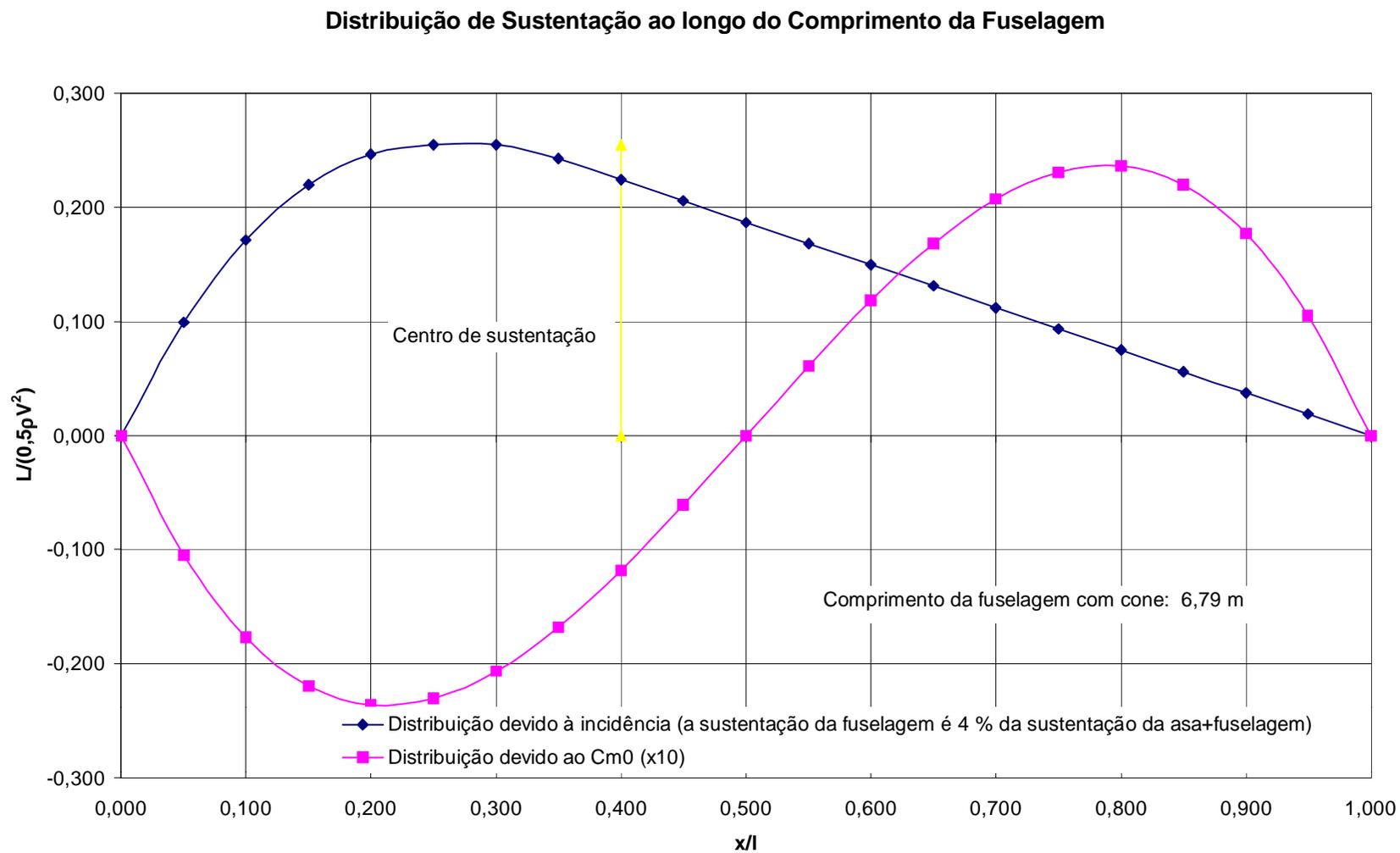


11.14. Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Vertical devido à Incidência e Deflexão

Distribuição de Sustentação ao longo da Envergadura da Empenagem Vertical

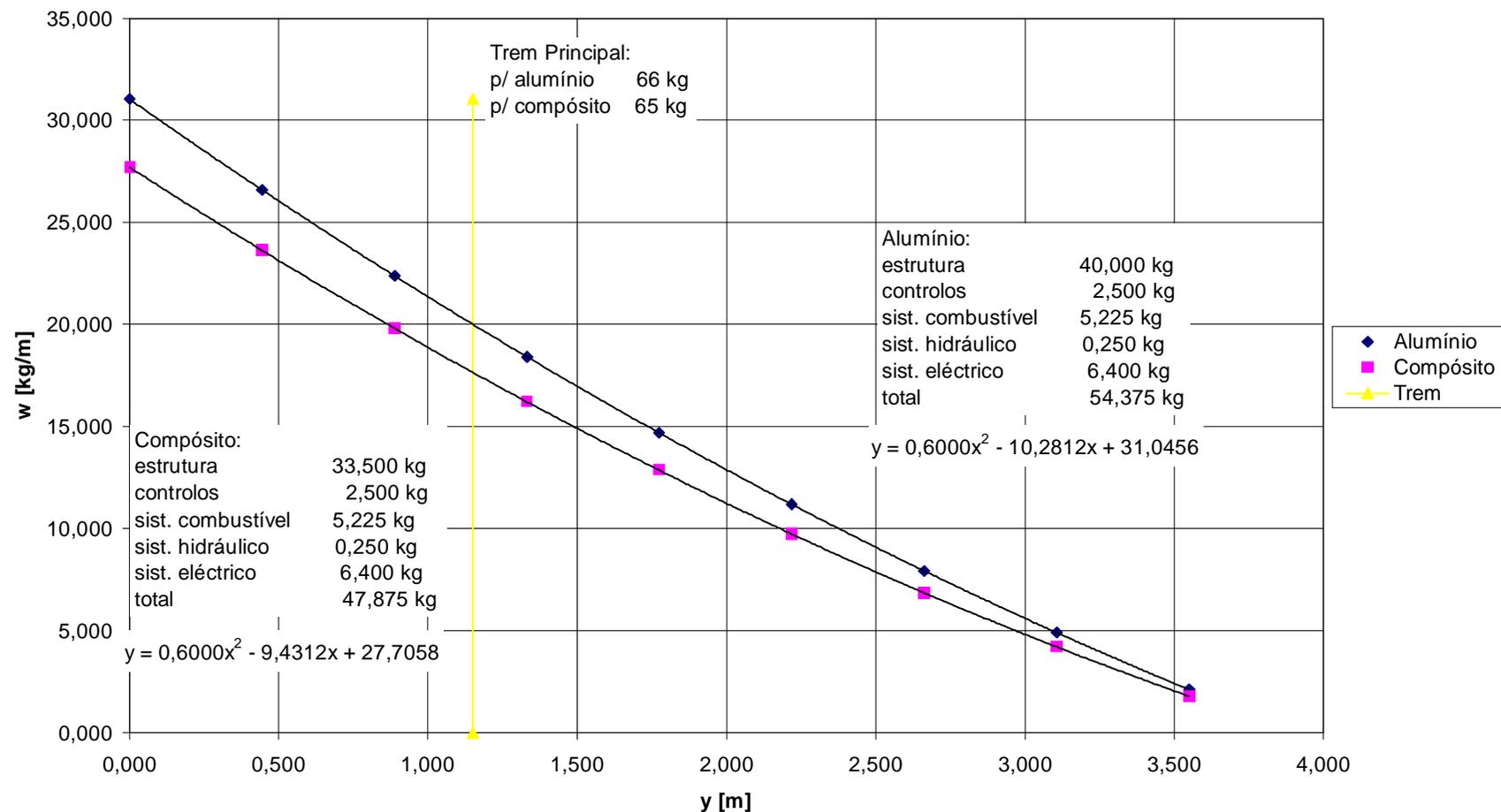


11.15. Distribuição de Sustentação da Fuselagem devido à Incidência



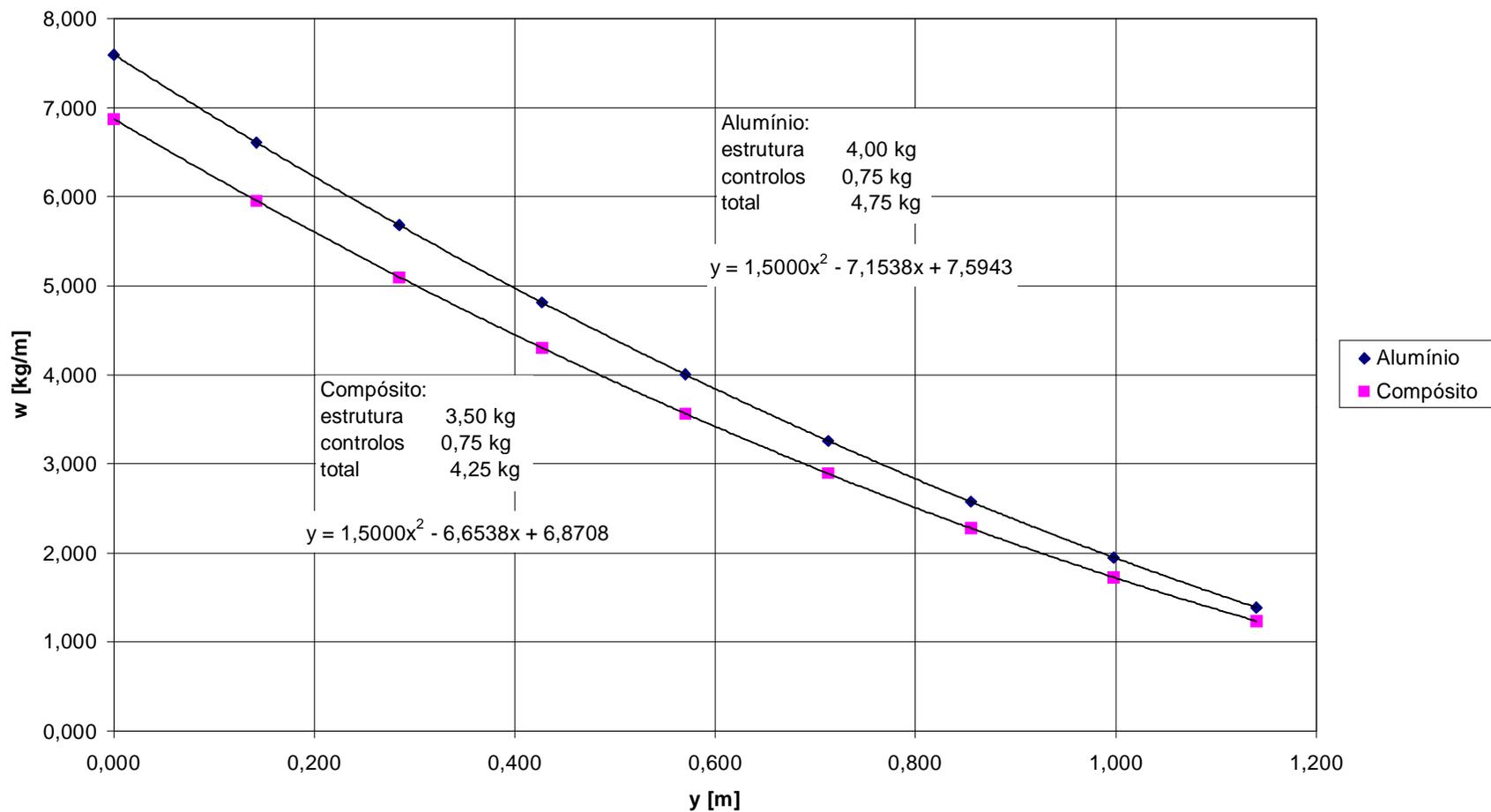
11.16. Distribuição de Inércia da Asa

Distribuição de Inércia da Asa ao longo da Envergadura



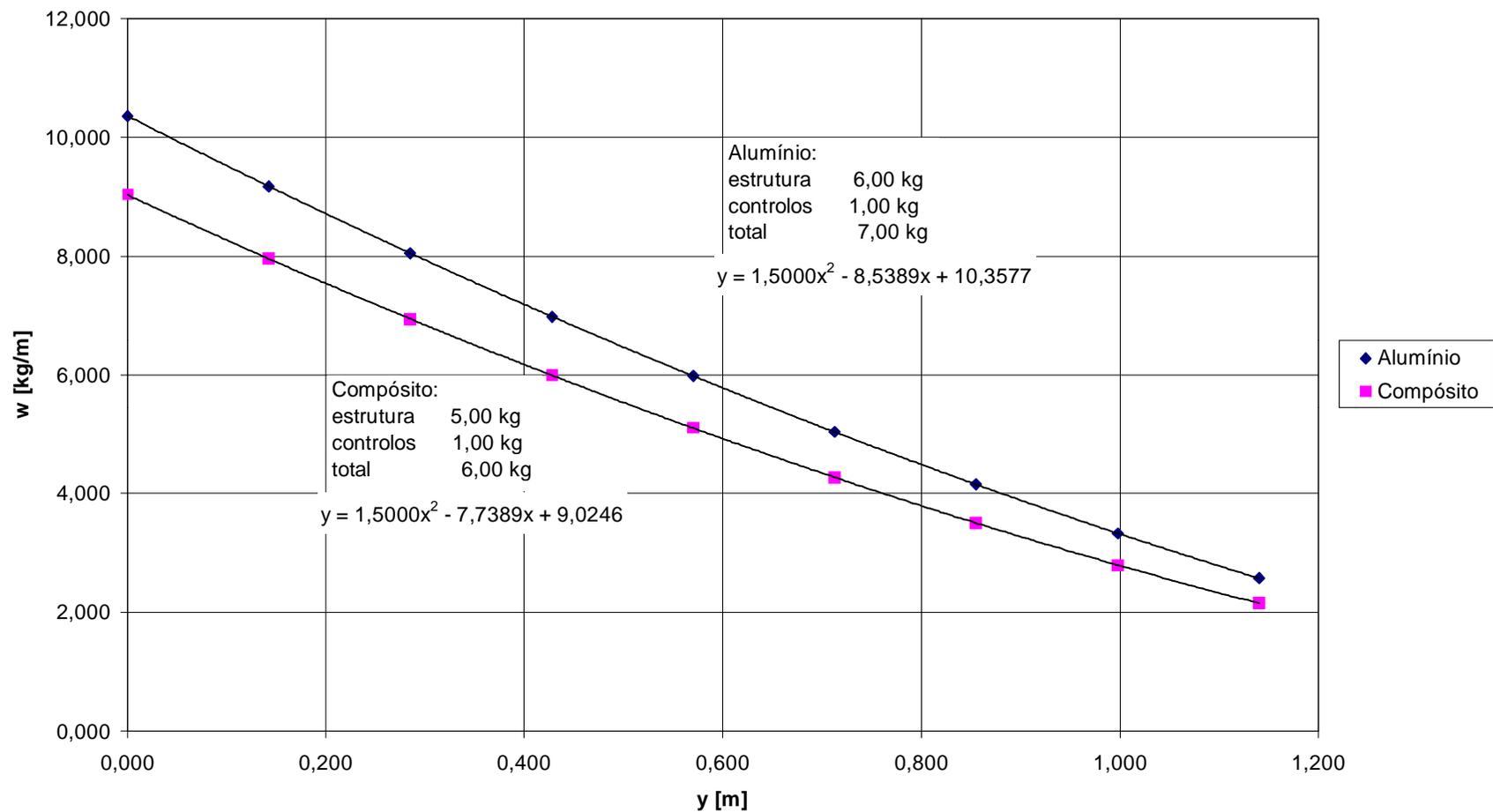
11.17. Distribuição de Inércia da Empenagem Horizontal

Distribuição de Inércia da Empenagem Horizontal ao longo da Envergadura



11.18. Distribuição de Inércia da Empenagem Vertical

Distribuição de Inércia da Empenagem Vertical ao longo da Envergadura



11.19. Distribuição de Inércia da Fuselagem

Distribuição de Inércia da Fuselagem ao longo do Comprimento

