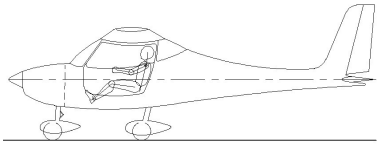
U F M G

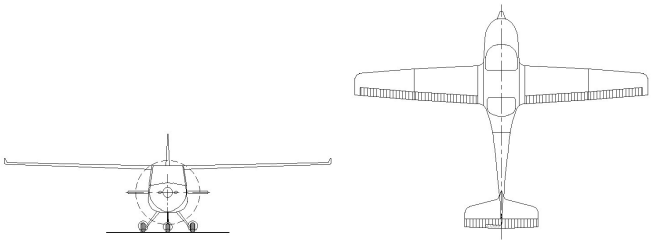
Universidade Federal de Minas Gerais

CENTRO DE ESTUDOS AERONÁUTICOS



Projeto de Aeronaves

Prof: *Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira*



Alunos: Renato Rodrigues Borges 9917438
Rodrigo Capobiango Pereira 200001580
Luiz Henrique Borges da Cruz 9917284
Juliano Daniel Carvalho 2000015500
Gabriel Dâmasu Murta 2000015357

Belo Horizonte, dezembro de 2005

Projetos de Aeronaves I

1. Introdução

Este estudo tem como principal objetivo a aplicação dos conceitos adquiridos na disciplina Projetos de Aeronaves I, ministrada pelo professor Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira, durante o 1º Semestre de 2005. Tais conceitos serão aplicados no projeto preliminar de uma aeronave leve motorizada ao decorrer do curso de Engenharia Mecânica.

Como será visto mais a frente, a aeronave RLF 01 – Guaxinim tem como principal característica ser um avião bi-place dentro do conceito de soluções mínimas, facilitando a construção e diminuindo os custos em relação a propensos concorrentes. Consiste numa aeronave projetada com uso de materiais compostos e se enquadra na categoria de aeronaves utilitárias, podendo ser usada em treinamento básico / avançado.

Primeiramente será apresentada a metodologia utilizada no projeto, a descrição técnica da aeronave e logo após seguirá os cálculos aerodinâmicos.

Metodologia Utilizada

Para os trabalhos de ênfase em Engenharia Aeronáutica, a metodologia utilizada encontra-se disposta abaixo, contudo, como este trabalho é introdutório, será necessária apenas a utilização de parte desta metodologia. As etapas de fabricação até ensaios de vôo serão possíveis somente dentro das possibilidades de recursos disponíveis e de aprovação por parte do CEA ou outro "Órgão" que se disponha a construir esta aeronave.

De acordo com (Barros, 2000), o desenvolvimento de uma aeronave, se considerar o processo completo, até sua liberação para vôo, pode ser dividido nas seguintes etapas principais:

- Especificações e Requisitos
- Estudos Preliminares
- Anteprojeto
- Projeto

- Fabricação

- Ensaios no solo
- Ensaios em vôo

Durante esta etapa, as informações importantes, bem como os cálculos, devem ser documentados em sua totalidade de modo a criar o histórico da aeronave e se ter rastreabilidade de todo o processo da engenharia do produto. Desse modo, segue-se o procedimento sistêmico largamente utilizado nas empresas de ponta, sendo esta ferramenta de extrema valia para um engenheiro e importantíssima para a homologação dessa aeronave, se aplicável. Segue abaixo a cronologia das etapas citadas:

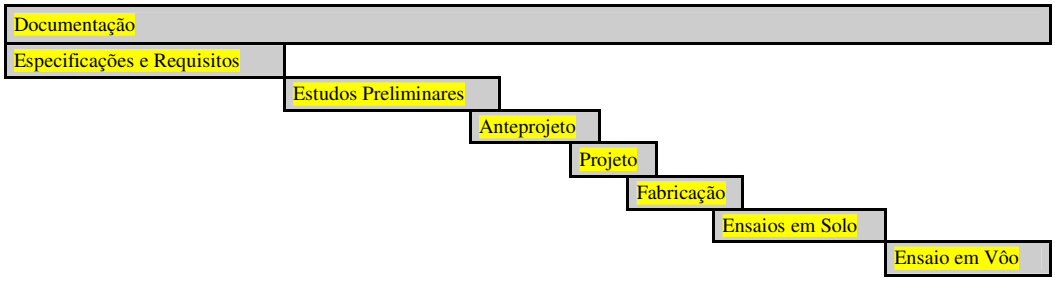


Figura 1.1 – Descrição dos passos de desenvolvimento de uma aeronave.

As três primeiras etapas para o desenvolvimento da aeronave serão abordadas da seguinte maneira demonstradas nas Figuras 1.2, 1.3 e 1.4:

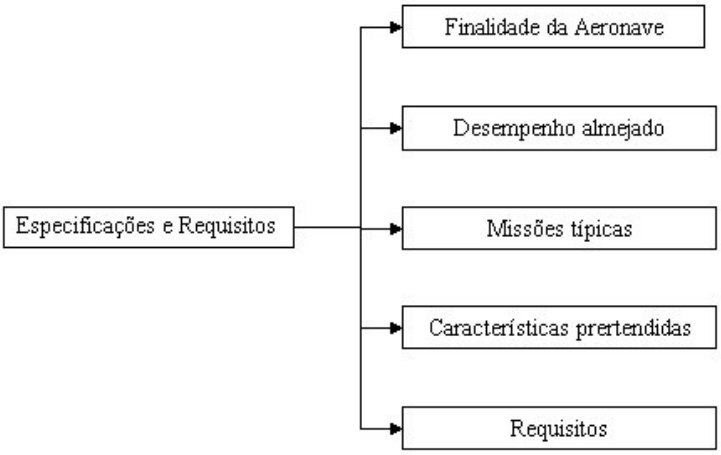


Figura 1.2 – Estratificação das Especificações e Requisitos

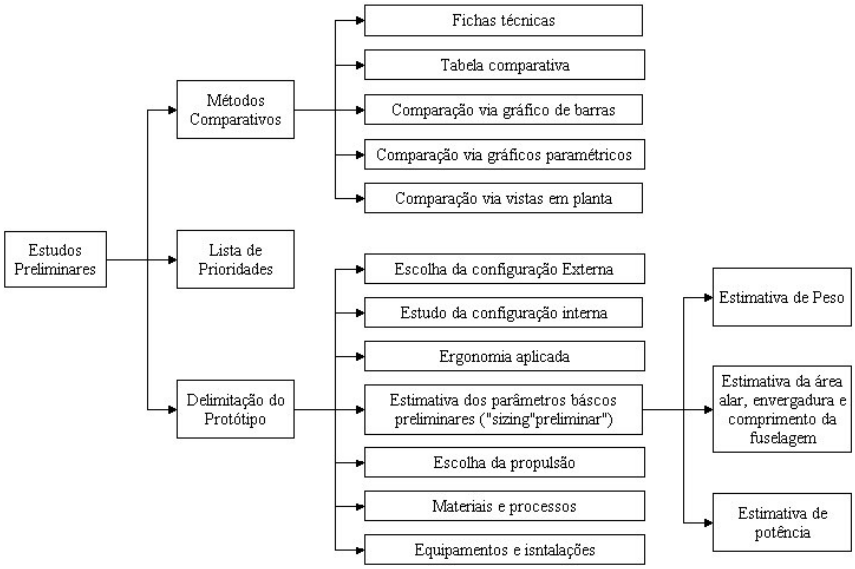


Figura 1.3 – Estratificação dos Estudos Preliminares

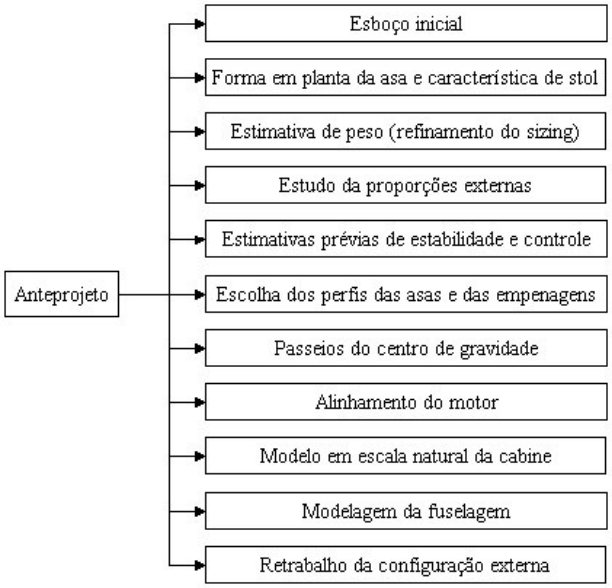


Figura 1.4– Estratificação do Anteprojeto

O objetivo deste sistema é organizar da melhor maneira possível os dados e informações de modo que posteriormente este projeto possa ser melhorado e, porque não futuramente, possa fulminar na construção desta aeronave.

1.1 Missões Típicas

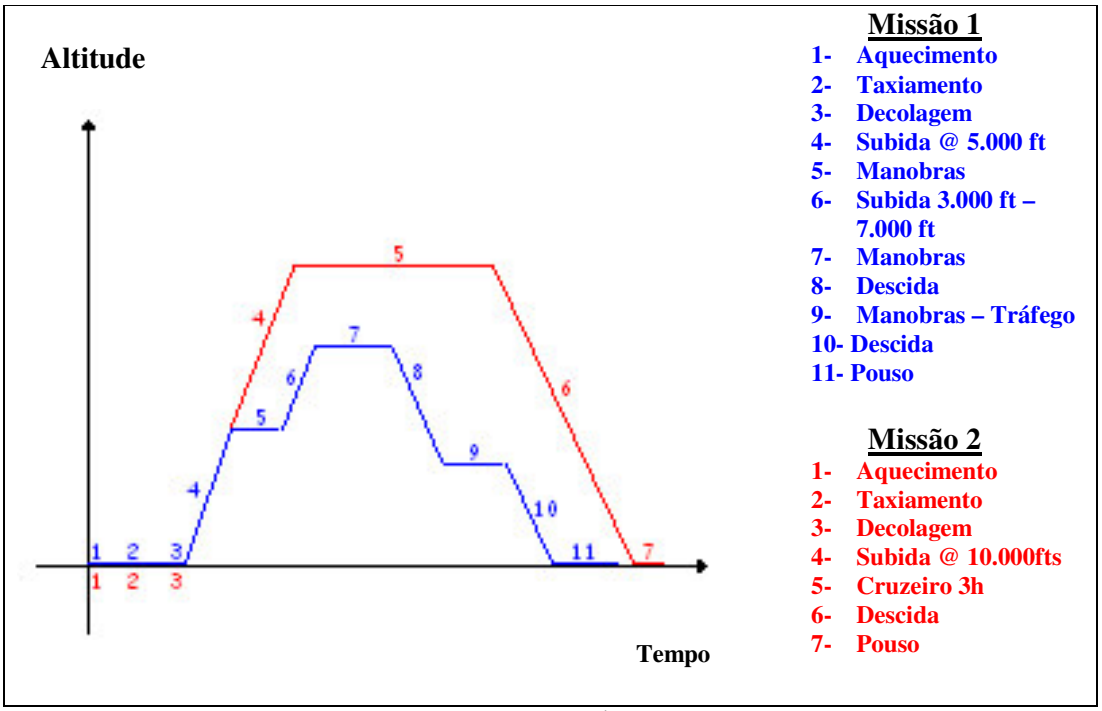


Figura 1.5 – Missões Típicas da Aeronave

1.2 Especificações e Requisitos

O presente trabalho visará atender as seguintes especificações:

- Bases de Certificação (VFR – RBHA 103 /IFR – RBHA 23)
- MTOW ≤ 750 Kg
- Velocidade Máxima Nivelada ≥ 200 Km/h - ≤ 300 Km/h
- Distância Pouso/Decolagem @ MTOW ASL ≤ 500 m
- Alcance Máximo @ 10.000 ft ≥ 800 Km

Equipamentos

- VFR

- IFR (Opcional)
- ELT
- Rádio + Transponder
- Luzes Navegação + Farol
- Pára-quedas Balístico

Características Pretendidas

- Versão Triciclo/Convencional
- Baixo Consumo de Combustível
- Qualidade de vôo
- Estética
- Segurança (Passiva/Ativa)
- Homologação

2. Projeto Conceitual

2.1 Métodos Comparativos

De modo a ajudar a introdução do projeto da aeronave RLF 01 - Guaxinim, foram obtidos dados importantes de outras aeronaves com características semelhantes as do atual projeto ou de aeronaves com performance reconhecida na aviação mundial.

Segundo (Barros, 2000), estas informações proporcionam facilidade de estabelecimento dos parâmetros básicos do novo projeto, via comparação, análise das tendências , interpolação ou extrapolação, visando um produto melhor no todo ou em alguma característica que seja desejável. Os métodos comparativos foram divididos em quatro subgrupos e aparecem no trabalho na seguinte ordem:

- Tabela comparativa
- Fichas técnicas dos aviões
- Gráficos paramétricos
- Comparação por meio de vistas em planta

2.1.1 Tabela Comparativa

oooTABELA COMPARATIVA Sistema Métrico		Aero Boero AB 115	Aero Boero AB 180	Fleet 80 CANUCK	Cessna 150	Cessna 152	Cherokee 140	CT2K
Dimensões Externas								
Envergadura	m	10,90	10,72	10,36	9,97	9,97	10,65	10,22
Comprimento	m	7,27	7,23	6,85	7,29	7,34	7,15	6,21
Altura	m	2,10	2,10	2,20	2,11	2,59		
Largura e Altura da Cabine	m	0,94/1,20	0,94/1,20		0,96/1,20	1,03/	0,85/	
Corda na Raiz	m							
Corda na Ponta	m							
Braço Emp.V.	m							
Braço Emp.H.	m							
Números de Assentos	um	2	2	2	2	2	4	2
Características da Asa								
Alongamento		7,21	6,97		6,81	6,81	7,18	8,66
Afilamento		0,33						1
Diedro	°	1,45	1,45					
Incidência na Raiz	°	3	3					
Incidência na Ponta	°	1	1					
Espessura Relativa	%							
Perfil na Raiz		23012	23012		2412	2412	652-415	
Perfil na Ponta		23012	23012		2412	2412	652-415	
Caract. Das Empenagens								
Alongamento Emp.Hor.								
Afilamento Emp. Hor.								
Enverg. Asa / Env. Emp.H.					3,34	3,34		
Area profundor/Area Emp.H.								
Áreas								
Asa	m^2	16,47	16,47		14,59	14,59	15,79	12,06
Empenagem Vertical	m^2	0,93	0,93					
Empenagem Horizontal	m^2	2,78	2,78					
Pesos e Cargas								
Peso Vazio	Kg	560	550	386	454	502	580	258
Peso Máximo de Decolagem	Kg	770	844	666	726	757	975	490
Carga Útil	Kg	210	294	280	272	255	395	222
Peso do Combustível	Kg	93,6	144,72		100	100	135	79,2
Carga Alar Máxima	Kg/m^2	47,1	51,24		49,8	51,88	61,74	39,8
Carga Máxima / Envergadura	Kg/m	70,64	78,73	97,22	100	75,92	91,54	46,96
Fator de Carga (Limite)	G	+3,8/-Proibido	+3,8/-Proibido		+4,4/	+4,4		
Desempenho								
Velocidade Max. Nivelado	km/h	188	245	182	196	202	203,72	244,46
VNE	km/h	220	249		261	275,8	287,06	306
Velocidade de Cruzeiro 75%	km/h	169	211	162	153	176	185,2	242
Velocidade de Manobra	km/h							
Velocidade de Estol s/ Flap	km/h	75		72	99	89	100	46
Velocidade de Estol c/ Flap	km/h	69	77		78	80	99	
Razão de Subida	m/s	3	6	2,8	3,4	3,6	3,2	12
Teto de Serviço	m		6700	3660			3970	
Distância de Decolagem	m	115	100		224	221	244	100
Distância de Pouso	m	45	60					170
Distância Dec. C/ Obst. 15m	m	185	188				340	
Distância Pouso c/ Obst. 15m	m	150	160					
Alcance	km	800	1180	740	1075	1000	1158	1000
Autonomia	h	4:40	4:40		4	4		
Razão de Planeio	hor/vet							12:1
Grupo Motopropulsor								
Motor / Modelo		Lyc 0-235-C2A	Lyc 0-360 A1A	Continental O-200A	Continental O-200A	Lyc 0-235	Lyc 0 320 E3D	Rotax 912S
Potência	hp	115	180	100	100	115	150	100
Peso Motor	Kg							
Hélice / Modelo		McCauley	Hartzell					
Diâmetro Hélice/Passo	m x m	/fixo	/fixo	/fixo	1,76/fixo	1,76/fixo		
Peso/Potência	Kg/hp	6,69	4,68	6,86	7,26	6,58	6,5	4,8
Potência/Peso	hp/Kg	0,14	0,21	0,15	0,13	0,15	0,15	0,20
Consumo (Potência Máxima)	l/h		56,5					
Material Utilizado		Tela e Metal			Alumínio	Alumínio	Fibra de Vidro	

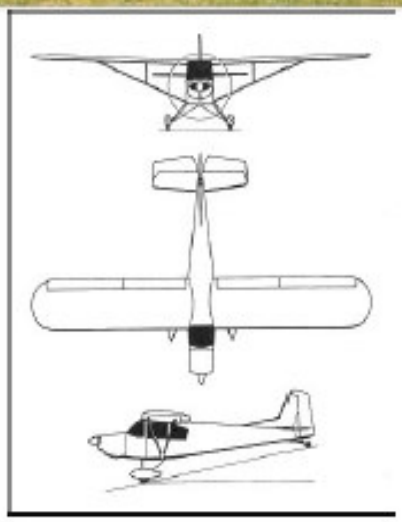
TABELA COMPARATIVA Sistema Métrico		Piper PA-28R Corisco	Piper PA-28 Tupi	Zlin Z 143	CAP 10-B	Robin ATL Club	Zenair CH-701	P-92 Echo
Dimensões Externas								
Envergadura	m	10,8	10,67	10,14	8,06	10,25	8,20	9,60
Comprimento	m	7,52	7,25	7,58	7,16	6,72	6,10	6,30
Altura	m	2,39	2,24				2,60	
Largura e Altura da Cabine	m			1,12/		1,17/		1,1/
Corda na Raiz	m							
Corda na Ponta	m							
Braço Emp.V.	m							
Braço Emp.H.	m							
Números de Assentos	um	4	4	2	2	2	2	2
Características da Asa								
Alongamento				6,9	6	8,65	5,75	7
Afilamento							1	1
Diedro	°							1,5
Incidência na Raiz	°							
Incidência na Ponta	°							
Espessura Relativa	%							
Perfil na Raiz						43015		
Perfil na Ponta						43015		
Caract. Das Empenagens								
Alongamento Emp.Hor.								
Afilamento Emp. Hor.								
Enverg. Asa / Env. Emp.H.								
Area profundor/Area Emp.H.								
Áreas								
Asa	m^2			14,78	10,85	12,2	11,7	13,2
Empenagem Vertical	m^2							
Empenagem Horizontal	m^2							
Pesos e Cargas								
Peso Vazio	Kg	827,7	642	830	540	360	230	282
Peso Máximo de Decolagem	Kg	1203	1157	1350	830	580	480	450
Carga Util	Kg	375,3	515	520	290	220	250	168
Peso do Combustível	Kg		136	43,92				
Carga Alar Máxima	Kg/m^2			91,34	76,5	47,7	41	34,1
Carga Máxima / Envergadura	Kg/m	111,38	108,43	133,13	102,97	56,58	58,53	46,87
Fator de Carga (Limite)	G			+3,8/-1,5	+4,4/-2		+6/-3	+6/-3
Desempenho								
Velocidade Max. Nivelado	km/h	338,9	337	230	270	175	135	215
VNE	km/h			315	340	185	177	
Velocidade de Cruzeiro 75%	km/h	226	229	214	250	163	120	170
Velocidade de Manobra	km/h							
Velocidade de Estol s/ Flap	km/h				100			
Velocidade de Estol c/ Flap	km/h			100	85	75	45	63
Razão de Subida	m/s			4,5	6	2,8	4,5	5,5
Teto de Serviço	m					3960		4000
Distância de Decolagem	m			266	350	420	180	91
Distância de Pouso	m							100
Distância Dec. C/ Obst. 15m	m							200
Distância Pouso c/ Obst. 15m	m							
Alcance	km	1368	1038	1056	1200	790	480	
Autonomia	h				4,8		4	
Razão de Planeio	hor/vet							
Grupo Motopropulsor								
Motor / Modelo		Lyc [illegible]	Lyc [illegible]	Lyc [illegible]	Lyc IO-360	JPX 4T 60 A	Rotax 582	Rotax 912
Potência	hp	200	180	175	180	100	65	80
Peso Motor	Kg							
Hélice / Modelo			Sensenich 76-EM-858				/variável	[illegible]
Diâmetro Hélice/Passo	m x m							
Peso/Potência	Kg/hp	6	6,42	7,71	4,61	5,8	7,38	5,62
Potência/Peso	hp/Kg	0,16	0,15	0,13	0,21	0,17	0,13	0,17
Consumo (Potência Máxima)	l/h		56,5		56,5			
Material Utilizado		Metálico	Metálico			Metálico		

TABELA COMPARATIVA Sistema Métrico		Moniot APM-20 Lionceal	Stoddard Glastar	Jabiru	Maverick	Piper PA-28 Cherokee 180	PA 18 Super Cub 150	P-96 Golf
Dimensões Externas								
Envergadura	m	8,40	10,7	8,03	8,97	10	10,76	8,70
Comprimento	m	6,40	6,69	5,03	6,30	7	6,86	6,20
Altura	m			2,013			2,020	
Largura e Altura da Cabine	m	1,15/		1,07/	0,94/	1,10/		1,12/
Corda na Raiz	m	1,105						
Corda na Ponta	m							
Braço Emp.V.	m							
Braço Emp.H.	m							
Números de Assentos	um	2	2	2	2	4	2	2
Características da Asa								
Alongamento		7,8	9,62	8,2	5,98	8	6,98	6,2
Afilamento			1		1		1	1
Diedro	°							
Incidência na Raiz	°							
Incidência na Ponta	°							
Espessura Relativa	%							
Perfil na Raiz		63618						
Perfil na Ponta		63618						
Caract. Das Empenagens								
Alongamento Emp.Hor.								
Afilamento Emp. Hor.								
Enverg. Asa / Env. Emp.H.		3,13			3,33			3,00
Área profundor/Área Emp.H.								
Áreas								
Asa	m^2	9	11,9	7,9	13,66	12,5	16,58	12,20
Empenagem Vertical	m^2							
Empenagem Horizontal	m^2	1,74						
Pesos e Cargas								
Peso Vazio	Kg	360	499	300	282	400	429	280
Peso Máximo de Decolagem	Kg	620	862	449	431	620	794	450
Carga Útil	Kg	260	363	149	149	220	365	170
Peso do Combustível	Kg			46,8				49
Carga Alar Máxima	Kg/m^2	68,9	72,44	56,9	31,6	49,6	47,9	36,9
Carga Máxima / Envergadura	Kg/m	42,85	46,63	55,91	48,04	62	73,79	51,72
Fator de Carga (Limite)	G			+6,6/-3,3	+5,7/-3,8			+6/-3
Desempenho								
Velocidade Max. Nivelado	km/h	240	240	215	177	195	209	220
VNE	km/h	260		215	193	245	246	
Velocidade de Cruzeiro 75%	km/h	216	208	194	137	190	185	174
Velocidade de Manobra	km/h							
Velocidade de Estol s/ Flap	km/h			84	52			
Velocidade de Estol c/ Flap	km/h	83	74	75		79	69	65
Razão de Subida	m/s	3,5		5	3	4,7	4,9	4,9
Teto de Serviço	m			4724,4			5215	
Distância de Decolagem	m	200		100		140		98
Distância de Pouso	m			160				100
Distância Dec. C/ Obst. 15m	m							
Distância Pouso c/ Obst. 15m	m							
Alcance	km	1100	1320	926		1000		
Autonomia	h		6,3	4,5				
Razão de Planeio	hor/vet			12:1				
Grupo Motopropulsor								
Motor / Modelo		Rotax 912	Lyc IO-240	J 2200 A/I	Rotax 582	Rotax 912	Lyc - O - 320	Rotax 912
Potência	hp	80	125	80	65	80	150	80
Peso Motor	Kg							
Hélice / Modelo					GSC			Bipala DT - 160/146
Diâmetro Hélice/Passo	m x m			1,67/fixo				
Peso/Potência	Kg/hp	7,75	6,9	3,6	6,63	7,75	5,29	5,62
Potência/Peso	hp/Kg	0,13	0,14	0,17	0,15	0,13	0,18	0,17
Consumo (Potência Máxima)	l/h			15				
Material Utilizado								

TABELA COMPARATIVA Sistema Métrico		Curumim CB-9	ARV Super 2	AMT 600 Gury	P 2002 Sierra	Coyote	Echo 2000 RG	Fournier RF-47
Dimensões Externas								
Envergadura	m	14,00	8,69	10,47	9,24	10,62	8,75	10
Comprimento	m	7,37	5,49	8,20	7,16	6,09	6,40	6,44
Altura	m							
Largura e Altura da Cabine	m	1,10/1,10	0,99/		1,08/		1,20/	
Corda na Raiz	m					1,420		
Corda na Ponta	m					1,420		
Braço Emp.V.	m							
Braço Emp.H.	m							
Números de Assentos	um	2	2	2	2	2	2	2
Características da Asa								
Alongamento		11,95	8,79	16,3	7,67	7,67	6,38	9,2
Afilamento						1	1	
Diedro	°	2,5			5			
Incidência na Raiz	°	0						
Incidência na Ponta	°							
Espessura Relativa	%	14,38						
Perfil na Raiz		HQ17						
Perfil na Ponta		HQ17						
Caract. Das Empenagens								
Alongamento Emp.Hor.		3,75						
Afilamento Emp. Hor.								
Enverg. Asa / Env. Emp.H.		4,63			3,19			
Area profundor/Area Emp.H.		0,40						
Areas								
Asa	m^2	16,4	8,59	18,70	11,50	15,03	12	10,93
Empenagem Vertical	m^2							
Empenagem Horizontal	m^2							
Pesos e Cargas								
Peso Vazio	Kg	296	306	675	281,22	200	281	395
Peso Máximo de Decolagem	Kg	466	499	900	580,14	443	450	620
Carga Útil	Kg	180	193	375	298,92	243	169	225
Peso do Combustível	Kg	20,50		64,8	72	70,56	50	
Carga Alar Máxima	Kg/m^2	28,41	58,1	48,12	50,51	29,47	37,5	56,7
Carga Máxima / Envergadura	Kg/m	33,39	57,42	85,95	62,78	41,71	51,42	62
Fator de Carga (Limite)	G	+4/-2		+5,3/-2,65	+6/-3		+6/-3	
Desempenho								
Velocidade Max. Nivelado	km/h	177	190		244		250	220
VNE	km/h	250	232		288	210	280	280
Velocidade de Cruzeiro 75%	km/h	162	170	157	218	145	230	190
Velocidade de Manobra	km/h							
Velocidade de Estol s/ Flap	km/h	60	99	90		62		
Velocidade de Estol c/ Flap	km/h	54	88		63	54	61	78
Razão de Subida	m/s	4,0	3,15		6	5,5	6,4	4
Teto de Serviço	m			5876	4419,6	5181,6	4511,04	
Distância de Decolagem	m	70		544	120	90	140	260
Distância de Pouso	m	50		150	120	70	110	
Distância Dec. C/ Obst. 15m	m			300				
Distância Pouso c/ Obst. 15m	m							
Alcance	km	1200		1100				
Autonomia	h	4,5		4:40				5
Razão de Planeio	horivet	16,1				7,66:1		
Grupo Motopropulsor								
Motor / Modelo		Rotax 532	Rotax 912	Lyc O-235-N2B	Rotax 912 ULS	Rotax 582	Rotax 912 S	Limbach 2413 EB
Potência	hp	65	80		100	65	100	90
Peso Motor	Kg	54						
Hélice / Modelo		Rupert 3p					GT Tochini	
Diâmetro Hélice/Passo	m x m	1,6						
Peso/Potência	Kg/hp	7,17	6,24		5,8	6,8	5,5	7,12
Potência/Peso	hp/Kg	0,14	0,16		0,17	0,14	0,22	0,14
Consumo (Potência Máxima)	l/h	25						
Material Utilizado		Madeira		F.Vidro/F.Carbono			Alumínio	Mat. Composto

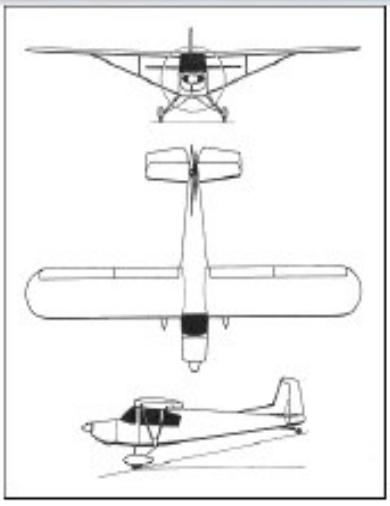
TABELA COMPARATIVA Sistema Métrico		Cirrus SR 22	Cirrus SR 20	Tailwind 160	P-56 Paulistinha	Zephyr	
Dimensões Externas							
Envergadura	m	11,73	10,92	7,32	10,76	9,6	
Comprimento	m	7,92	7,93	6,27	6,76	6,2	
Altura	m				2,08	1,89	
Largura e Altura da Cabine	m			1,13/			
Corda na Raiz	m						
Corda na Ponta	m						
Braço Emp.V.	m						
Braço Emp.H.	m						
Números de Assentos	um	4	4	2	2	2	
Características da Asa							
Alongamento		10,22	9,32	6,71		9,21	
Afilamento							
Diedro	°						
Incidência na Raiz	°						
Incidência na Ponta	°						
Espessura Relativa	%						
Perfil na Raiz							
Perfil na Ponta							
Caract. Das Empenagens							
Alongamento Emp.Hor.							
Afilamento Emp. Hor.							
Enverg. Asa / Env. Emp.H.	m					3,7	
Area profundor/Area Emp.H.							
Áreas							
Asa	m^2	13,46	12,56	7,99		10	
Empenagem Vertical	m^2						
Empenagem Horizontal	m^2						
Pesos e Cargas							
Peso Vazio	Kg	1023	884		213	262,79	
Peso Máximo de Decolagem	Kg	1545	1315	646	400	544	
Carga Útil	Kg	431	431		187	281,22	
Peso do Combustível	Kg				67		
Carga Alar Máxima	Kg/m^2	114,6	104,7	80,9		54,4	
Carga Máxima / Envergadura	Kg/m	131,54	121,53	88,25	37,17	56,66	
Fator de Carga (Limite)	G				+4,4/-proibido	+5/-3,3	
Desempenho							
Velocidade Max. Nivelado	km/h	333	306	320	150	213	
VNE	km/h	378	370	336		250	
Velocidade de Cruzeiro 75%	km/h	333	296		130	185	
Velocidade de Manobra	km/h						
Velocidade de Estol s/ Flap	km/h	109	100	101	60	67	
Velocidade de Estol c/ Flap	km/h			88			
Razão de Subida	m/s			7	3		
Teto de Serviço	m						
Distância de Decolagem	m	335	408		295	92	
Distância de Pouso	m						
Distância Dec. C/ Obst. 15m	m						
Distância Pouso c/ Obst. 15m	m						
Alcance	km	1850	1482			1300	
Autonomia	h				4		
Razão de Planeio	hor/vet					16:1	
Grupo Motopropulsor							
Motor / Modelo		Continental IO-550	Lycoming IO-360-ES	Lycoming O-320	Inc. O-235-N2A	Rotax 912S	
Potência	hp	300	200	160	103	100	
Peso Motor	Kg			130			
Hélice / Modelo					/fixo		
Diâmetro Hélice/Passo	m x m						
Peso/Potência	Kg/hp	5,15	6,57	4,04	3,88	5,44	
Potência/Peso	hp/Kg	0,19	0,15	0,24	0,25	0,18	
Consumo (Potência Máxima)	l/h		75% 34,1	50			
Material Utilizado		Mat. Composto	Mat. Composto		Tela e Madeira e Tela	Madeira e Fibra e Celeron	

2.1.2 Fichas Técnicas



AERO BOERO AB-115

Nº De Lugares	2	VNE	220 Km/h
Envergadura	10,90 m	Veloc. Max. (nível)	180 Km/h
Comprimento	7,27 m	Veloc. Cruzeiro	169 Km/h
Largura da Cabine	0,86 m	Veloc. Estol s/Flap	75 Km/h
Área alar	17,28 m^2	Veloc. Estol c/Flap	64 Km/h
Alongamento	6,88	Razão de Subida	3,0 m/s
Perfis	NACA 23012	Distância decolagem	115 m
Peso Vazio	560 Kg	Alcance	800 Km
Peso Máximo	770 Kg	Autonomia	04:40 h
Carga Útil	213 kg	Motor	1 Lycoming 0-235-C2A
Carga Alar Max.	44,6 Kg/m^2	Potência	115 hp
Peso/Potência	6,69 kg/HP	Material	Aço SAE 4130T, Tela e Alumínio

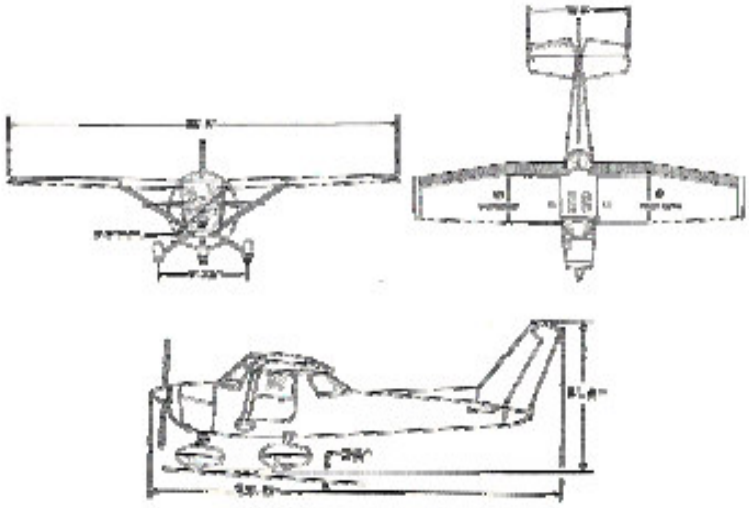


AERO BOERO AB-180

Nº De Lugares	2	VNE	249 Km/h
Envergadura	10,72 m	Veloc. Max. (nível)	245 Km/h
Comprimento	7,273 m	Veloc. Cruzeiro	211 Km/h
Largura da Cabine	0,84 m	Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	16,47 m^2	Veloc. Estol c/Flap	77 Km/h
Alongamento	6,97	Razão de Subida	5 m/s
Perfis	NACA 23012	Distância decolagem	100 m
Peso Vazio	550 Kg	Alcance	1180 Km
Peso Máximo	844 Kg	Autonomia	04,40 h
Carga Útil	294 kg	Motor	1 Textron Lycoming 0-360-A1A
Carga Alar Max.	51,24 Kg/m^2	Potência	180 hp
Peso/Potência	4,68 kg/HP	Material	Aço SAE 4130T, Tela e Alumínio

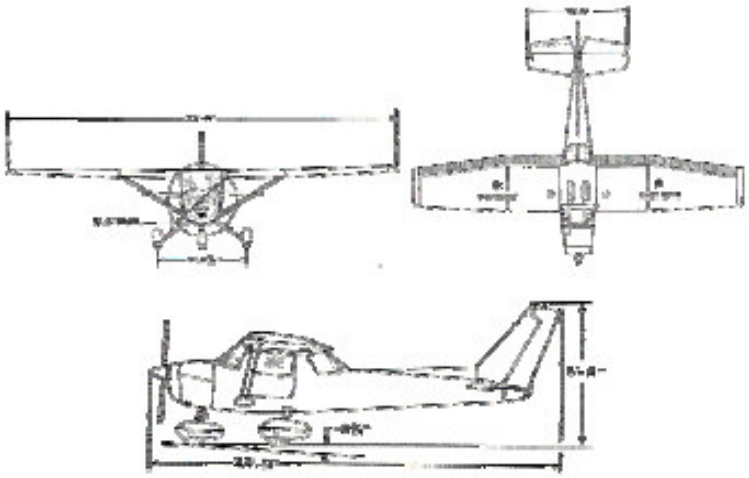
FLEET 80 CANUCK

Nº De Lugares	2	VNE	
Envergadura	10,36 m	Veloc. Max. (nível)	182 Km/h
Comprimento	6,85m	Veloc. Cruzeiro	162 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	72 Km/h
Área alar		Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento		Razão de Subida	2,8 m/s
Perfis		Distância decolagem	
Peso Vazio	386 Kg	Alcance	740 Km
Peso Máximo	666 Kg	Autonomia	
Carga Útil	280 kg	Motor	Continental O-200A
Carga Alar Max.		Potência	100 hp
Peso/Potência	6,66 kg/HP	Material	



Cessna 150

Nº De Lugares	2	VNE	261 Km/h
Envergadura	9,97 m	Veloc. Max. (nível)	196 Km/h
Comprimento	7,29 m	Veloc. Cruzeiro	153 Km/h
Largura da Cabine	0,86 m	Veloc. Estol s/Flap	89 Km/h
Área alar	14,59m^2	Veloc. Estol c/Flap	78 Km/h
Alongamento	6,81	Razão de Subida	3,4 m/s
Perfis	NACA 2412	Distância decolagem	224 m
Peso Vazio	454 Kg	Alcance	1075 Km
Peso Máximo	726 Kg	Autonomia	4 h
Carga Útil	272 kg	Motor	Teledyne Continental O-200-A
Carga Alar Max.	49,8 Kg/m^2	Potência	100 hp
Peso/Potência	7,26 kg/HP	Material	Alumínio

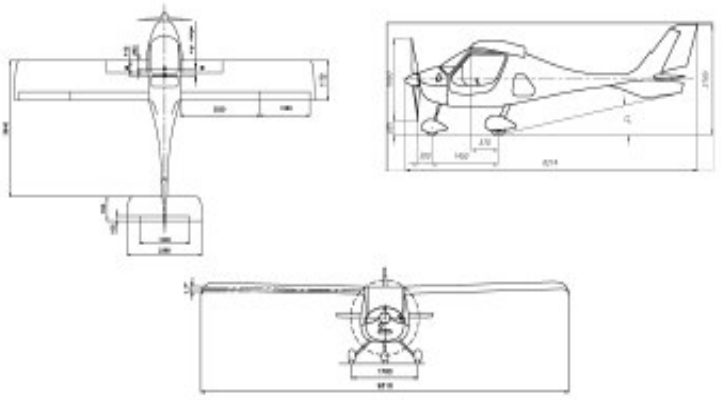


Cessna 152

Nº De Lugares	2	VNE	275,80 Km/h
Envergadura	9,97 m	Veloc. Max. (nível)	202 Km/h
Comprimento	7,34 m	Veloc. Cruzeiro	176 Km/h
Largura da Cabine	1,03 m	Veloc. Estol s/Flap	89 Km/h
Área alar	14,59 m^2	Veloc. Estol c/Flap	80 Km/h
Alongamento	6,81	Razão de Subida	3,6 m/s
Perfis	NACA 2412	Distância decolagem	221 m
Peso Vazio	502 Kg	Alcance	1000 Km
Peso Máximo	757 Kg	Autonomia	4 h
Carga Útil	255 kg	Motor	Avco Lycoming O-235
Carga Alar Max.	51,88 Kg/m^2	Potência	115 hp
Peso/Potência	6,58 kg/HP	Material	Alumínio

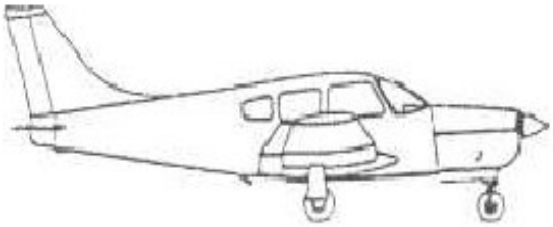
Piper PA-28Cherokee 140

Nº De Lugares	4	VNE	287,06 Km/h
Envergadura	10,65 m	Veloc. Max. (nível)	203,72 Km/h
Comprimento	7,15 m	Veloc. Cruzeiro	185,2 Km/h
Largura da Cabine	0,85 m	Veloc. Estol s/Flap	100 Km/h
Área alar	15,79 m^2	Veloc. Estol c/Flap	89 Km/h
Alongamento	7,18	Razão de Subida	3,2 m/s
Perfis	NACA 652-415	Distância decolagem	244 m
Peso Vazio	580 Kg	Alcance	1158 Km
Peso Máximo	975 Kg	Autonomia	
Carga Útil	395 kg	Motor	AVCO LYCOMING 0320E3D
Carga Alar Max.	61,74 Kg/m^2	Potência	150 hp
Peso/Potência	6,5 kg/HP	Material	Fibra de Vidro



CT2K

Nº De Lugares	2	VNE	306 Km/h
Envergadura	10,22 m	Veloc. Max. (nível)	244,46 Km/h
Comprimento	6,21 m	Veloc. Cruzeiro	242 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	46 Km/h
Área alar	12,06 m^2	Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento	8,66	Razão de Subida	12 m/s
Perfis		Distância decolagem	100 m
Peso Vazio	258 Kg	Alcance	1000 Km
Peso Máximo	480 Kg	Autonomia	
Carga Útil	222 kg	Motor	Rotax 912S
Carga Alar Max.	39,80 Kg/m^2	Potência	100 hp
Peso/Potência	4,8 kg/HP	Material	

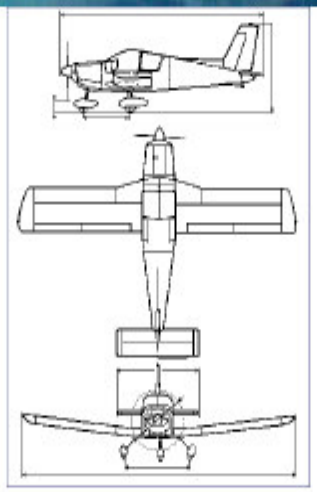


EMB-711B/PA-28R CORISCO

Nº De Lugares	4	VNE	
Envergadura	10,80 m	Veloc. Max. (nível)	338,9 Km/h
Comprimento	7,52 m	Veloc. Cruzeiro	266 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	
Área alar		Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento		Razão de Subida	
Perfis		Distância decolagem	
Peso Vazio	827,7 Kg	Alcance	1368 Km
Peso Máximo	1203 Kg	Autonomia	1368 Km
Carga Útil	375,3 kg	Motor	1 Lycoming IO-360-C1C6
Carga Alar Max.		Potência	200 hp
Peso/Potência	6,01 kg/HP	Material	Metálico

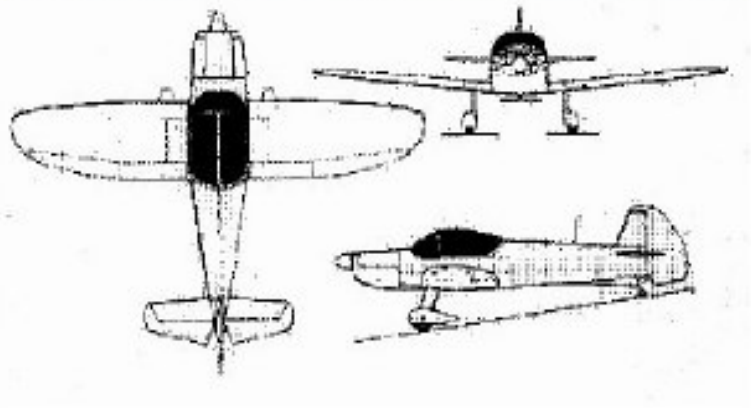
EMB-712/PA-28 TUPI

Nº De Lugares	4	VNE	
Envergadura	10,67 m	Veloc. Max. (nível)	337 Km/h
Comprimento	7,25 m	Veloc. Cruzeiro	229 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	
Área alar		Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento		Razão de Subida	
Perfis		Distância decolagem	
Peso Vazio	642 Kg	Alcance	1038 Km
Peso Máximo	1157 Kg	Autonomia	1038 Km
Carga Útil	515 kg	Motor	1 Lycoming O-360-A4
Carga Alar Max.		Potência	180 hp
Peso/Potência	6,42 kg/HP	Material	Metálico



Zlin Z-143

Nº De Lugares	2	VNE	315 Km/h
Envergadura	10,14 m	Veloc. Max. (nível)	230 Km/h
Comprimento	7,58 m	Veloc. Cruzeiro	214 Km/h
Largura da Cabine	1,12 m	Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	14,78 m^2	Veloc. Estol c/Flap	100 Km/h
Alongamento	6,9	Razão de Subida	4,5 m/s
Perfis		Distância decolagem	266 m
Peso Vazio	830 Kg	Alcance	1056 Km
Peso Máximo	1350 Kg	Autonomia	
Carga Útil	520 kg	Motor	1 Lycoming 10-540-J3A5
Carga Alar Max.	91,34 Kg/m^2	Potência	175 hp
Peso/Potência	7,71 kg/HP	Material	

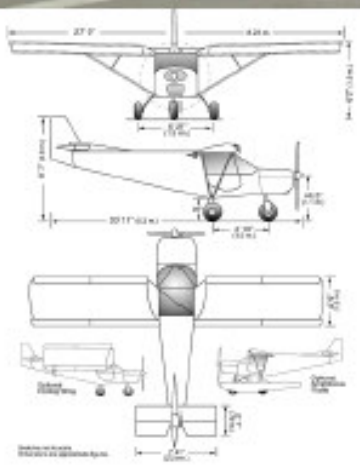


Cap 10-B

Nº De Lugares	2	VNE	340 Km/h
Envergadura	8,06 m	Veloc. Max. (nível)	270 Km/h
Comprimento	7,16 m	Veloc. Cruzeiro	250 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	100 Km/h
Área alar	10,85 m^2	Veloc. Estol c/Flap	85 Km/h
Alongamento	6,0	Razão de Subida	6,0 m/s
Perfis		Distância decolagem	350 m
Peso Vazio	540 Kg	Alcance	1200 Km
Peso Máximo	830/760 Kg	Autonomia	4,8 h
Carga Útil	290/220 kg	Motor	1 Lycoming IO-360
Carga Alar Max.	76,5/70,05 Kg/m^2	Potência	180 hp
Peso/Potência	4,61/4,22 kg/HP	Material	

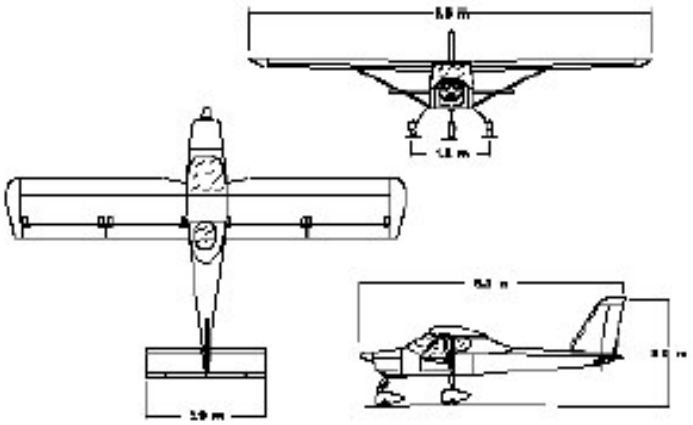
Robin ATL Club

Nº De Lugares	2	VNE	185 Km/h
Envergadura	10,25 m	Veloc. Max. (nível)	175 Km/h
Comprimento	6,72 m	Veloc. Cruzeiro	163 Km/h
Largura da Cabine	1,17 m	Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	12,2 m^2	Veloc. Estol c/Flap	75 Km/h
Alongamento	8,65	Razão de Subida	2,8 m/s
Perfis	NACA 43015	Distância decolagem	420 m
Peso Vazio	360 Kg	Alcance	790 Km
Peso Máximo	580 Kg	Autonomia	
Carga Útil	220 kg	Motor	JPX 4T 60 A
Carga Alar Max.	47,7 Kg/m^2	Potência	100 hp
Peso/Potência	5,8 kg/HP	Material	Metal



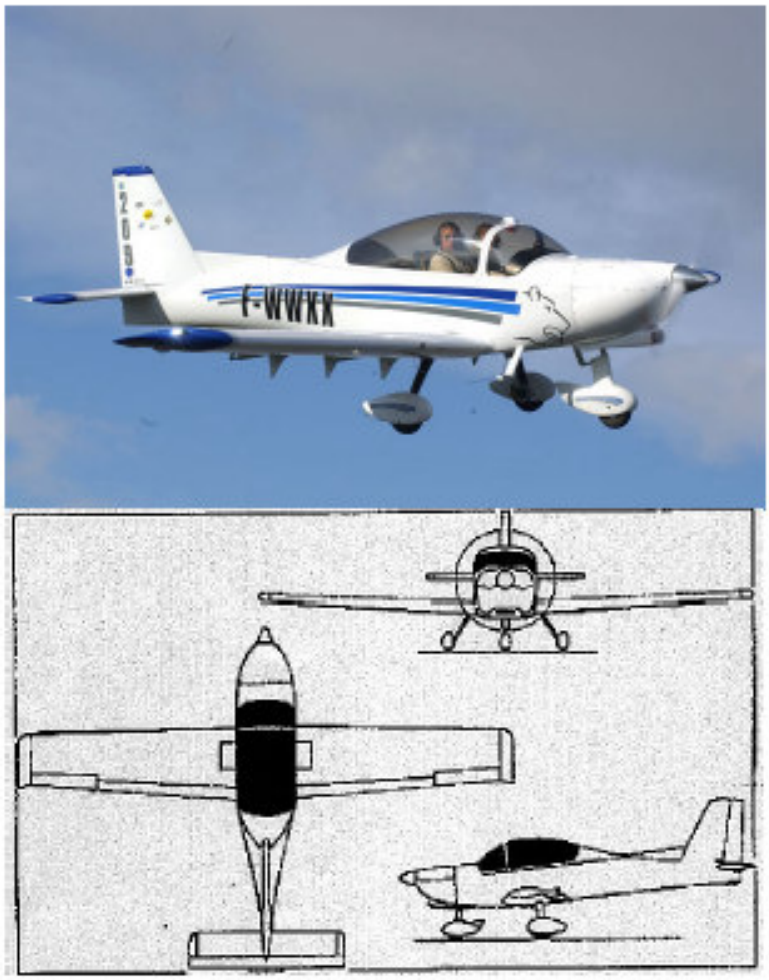
Zenair CH-701 STOL

Nº De Lugares	2	VNE	177 Km/h
Envergadura	8,20 m	Veloc. Max. (nível)	135 Km/h
Comprimento	6,10 m	Veloc. Cruzeiro	120 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	11,70 m^2	Veloc. Estol c/Flap	45 Km/h
Alongamento	5,75	Razão de Subida	4,5 m/s
Perfis		Distância decolagem	180 m
Peso Vazio	230 Kg	Alcance	480 Km
Peso Máximo	480 Kg	Autonomia	4,0 h
Carga Útil	250 kg	Motor	Rotax 582
Carga Alar Max.	41 Kg/m^2	Potência	65 hp
Peso/Potência	7,38 kg/HP	Material	



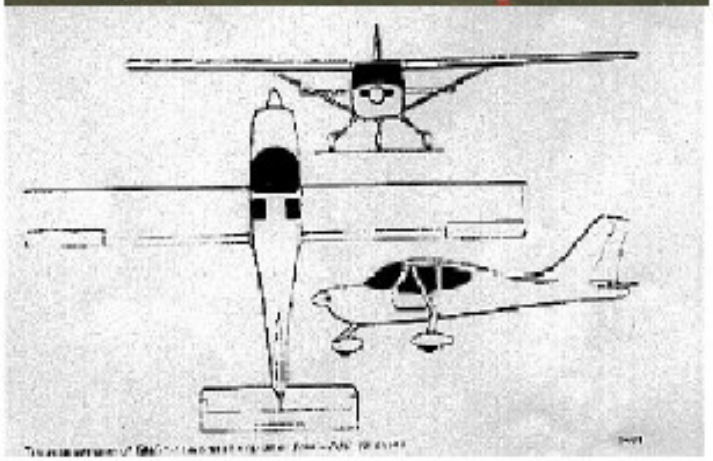
P-92 Echo

Nº De Lugares	2	VNE	250 Km/h
Envergadura	9,60 m	Veloc. Max. (nível)	215 Km/h
Comprimento	6,30 m	Veloc. Cruzeiro	170 Km/h
Largura da Cabine	1,1	Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	13,20 m^2	Veloc. Estol c/Flap	63 Km/h
Alongamento	7,0	Razão de Subida	5,5 m/s
Perfis		Distância decolagem	91 m
Peso Vazio	282 Kg	Alcance	
Peso Máximo	450 Kg	Autonomia	
Carga Útil	168 kg	Motor	Rotax 912
Carga Alar Max.	34,1 Kg/m^2	Potência	80 hp
Peso/Potência	5,62 kg/HP	Material	



Moniot APM-20 Lionceau

N° De Lugares	2	VNE	260 Km/h
Envergadura	8,40 m	Veloc. Max. (nível)	240 Km/h
Comprimento	6,50 m	Veloc. Cruzeiro	216 Km/h
Largura da Cabine	1,15 m	Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	9,00 m^2	Veloc. Estol c/Flap	83 Km/h
Alongamento	7,8	Razão de Subida	3,5 m/s
Perfis	NACA 63618	Distância decolagem	200 m
Peso Vazio	360 Kg	Alcance	1100 Km
Peso Máximo	620 Kg	Autonomia	4 h
Carga Útil	260 kg	Motor	Rotax 912
Carga Alar Max.	68,9 Kg/m^2	Potência	80 hp
Peso/Potência	7,75 kg/HP	Material	

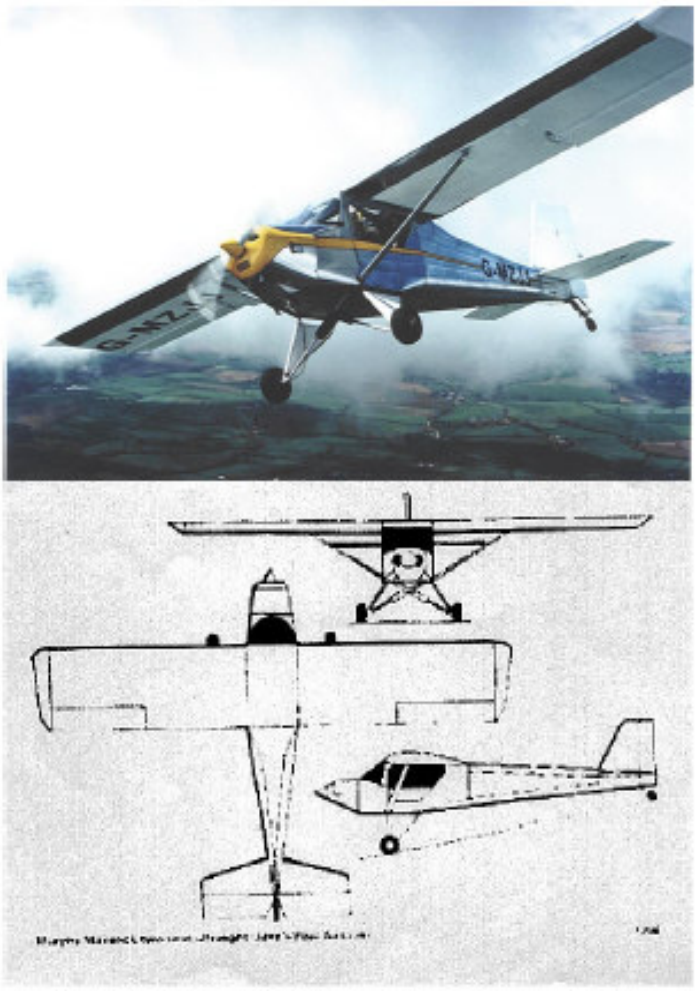


STODDARD –HAMILTON GLASTAR

Nº De Lugares	2	VNE	
Envergadura	10,70 m	Veloc. Max. (nível)	240 Km/h
Comprimento	6,69 m	Veloc. Cruzeiro	208 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	11,90 m^2	Veloc. Estol c/Flap	74 Km/h
Alongamento	9,62	Razão de Subida	
Perfis		Distância decolagem	
Peso Vazio	499 Kg	Alcance	1320 Km
Peso Máximo	862 Kg	Autonomia	6,3 h
Carga Útil	363 kg	Motor	Lyc IO-240
Carga Alar Max.	72,44 Kg/m^2	Potência	125 hp
Peso/Potência	6,9 kg/HP	Material	

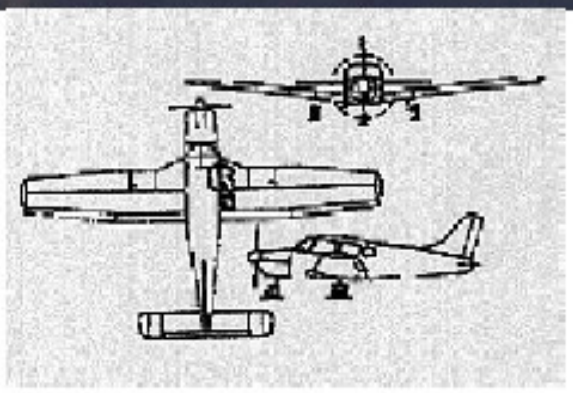
JABIRU

Nº De Lugares	2	VNE	215 Km/h
Envergadura	8,03 m	Veloc. Max. (nível)	215 Km/h
Comprimento	5,03 m	Veloc. Cruzeiro	194 Km/h
Largura da Cabine	1,07 m	Veloc. Estol s/Flap	84 Km/h
Área alar	7,9 m^2	Veloc. Estol c/Flap	75 Km/h
Alongamento	8,2	Razão de Subida	5,0 m/s
Perfis		Distância decolagem	100 m
Peso Vazio	300 Kg	Alcance	926 Km
Peso Máximo	449 Kg	Autonomia	4,5 h
Carga Útil	149 kg	Motor	J 2200 A/J
Carga Alar Max.	56,9 Kg/m^2	Potência	80 hp
Peso/Potência	3,6 kg/HP	Material	



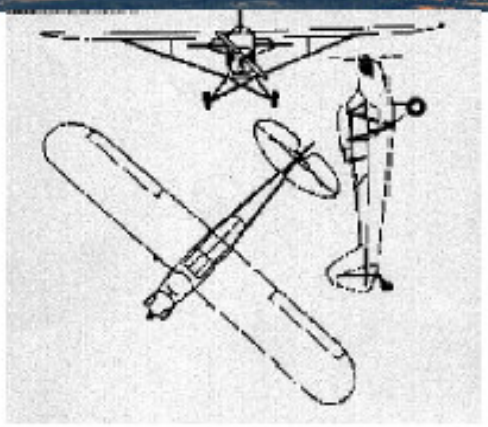
Maverick

Nº De Lugares	2	VNE	193 Km/h
Envergadura	8,97 m	Veloc. Max. (nível)	177 Km/h
Comprimento	6,30 m	Veloc. Cruzeiro	137 Km/h
Largura da Cabine	0,94 m	Veloc. Estol s/Flap	52 Km/h
Área alar	13,66 m^2	Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento	5,89	Razão de Subida	3,05 m/s
Perfis		Distância decolagem	
Peso Vazio	282 Kg	Alcance	
Peso Máximo	431 Kg	Autonomia	
Carga Útil	149 kg	Motor	Rotax 582
Carga Alar Max.	31,6 Kg/m^2	Potência	65 hp
Peso/Potência	6,63 kg/HP	Material	



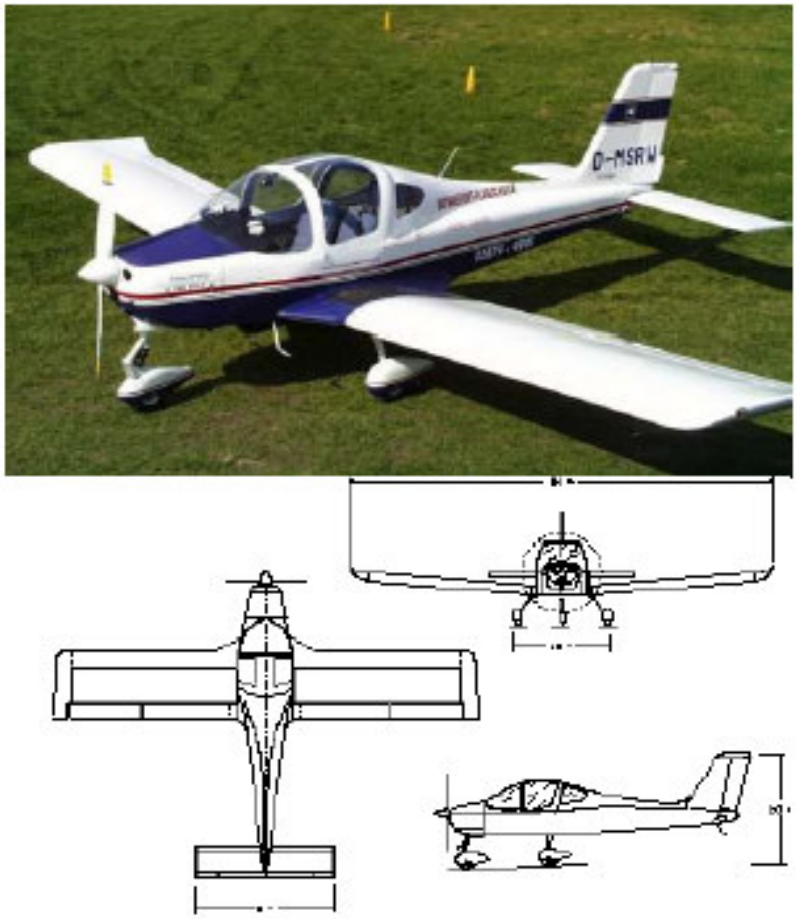
Piper PA 28 (Cherokee 180)

Nº De Lugares	4	VNE	245 Km/h
Envergadura	10,00 m	Veloc. Max. (nível)	195 Km/h
Comprimento	7,0 m	Veloc. Cruzeiro	180 Km/h
Largura da Cabine	1,10 m	Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	12,5 m^2	Veloc. Estol c/Flap	79 Km/h
Alongamento	8,0	Razão de Subida	4,7 m/s
Perfis		Distância decolagem	140 m
Peso Vazio	400 Kg	Alcance	1000 Km
Peso Máximo	620 Kg	Autonomia	
Carga Útil	220 kg	Motor	Rotax 912
Carga Alar Max.	49,6 Kg/m^2	Potência	80 hp
Peso/Potência	7,75 kg/HP	Material	



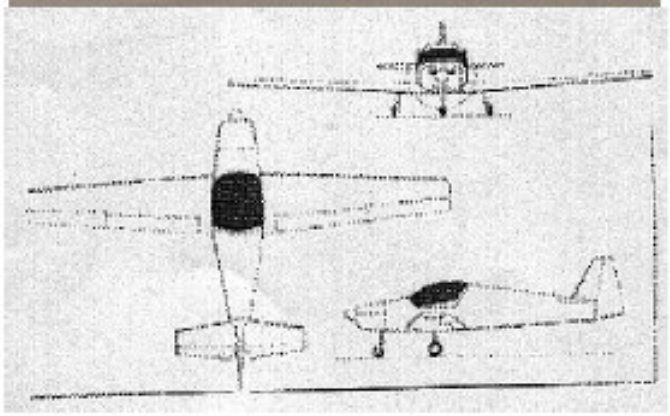
PA 18 Super Cub 150

Nº De Lugares	2	VNE	246 Km/h
Envergadura	10,76 m	Veloc. Max. (nível)	208 Km/h
Comprimento	6,86 m	Veloc. Cruzeiro	185 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	16,58 m^2	Veloc. Estol c/Flap	69 Km/h
Alongamento	6,98	Razão de Subida	4,9 m/s
Perfis		Distância decolagem	
Peso Vazio	429 Kg	Alcance	
Peso Máximo	794 Kg	Autonomia	3 h
Carga Útil	365 kg	Motor	Lyc – O – 320
Carga Alar Max.	47,9 Kg/m^2	Potência	150 hp
Peso/Potência	5,29 kg/HP	Material	



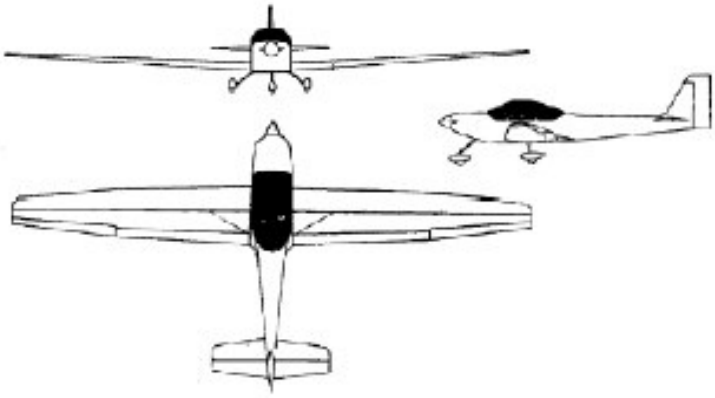
P-96 Golf

Nº De Lugares	2	VNE	260 Km/h
Envergadura	8,70 m	Veloc. Max. (nível)	220 Km/h
Comprimento	6,20 m	Veloc. Cruzeiro	174 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	12,20 m^2	Veloc. Estol c/Flap	65 Km/h
Alongamento	6,2	Razão de Subida	4,9 m/s
Perfis		Distância decolagem	98 m
Peso Vazio	280 Kg	Alcance	
Peso Máximo	450 Kg	Autonomia	
Carga Útil	170 kg	Motor	Rotax 912
Carga Alar Max.	36,9 Kg/m^2	Potência	80 hp
Peso/Potência	5,62 kg/HP	Material	



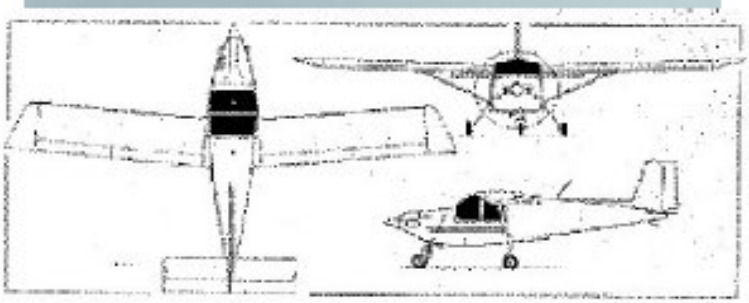
Fournier RF-47

Nº De Lugares	2	VNE	280 Km/h
Envergadura	10,00 m	Veloc. Max. (nível)	220 Km/h
Comprimento	6,44 m	Veloc. Cruzeiro	180 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	10,93 m^2	Veloc. Estol c/Flap	78 Km/h
Alongamento	9,2	Razão de Subida	4,0 m/s
Perfis		Distância decolagem	260 m
Peso Vazio	395 Kg	Alcance	
Peso Máximo	620 Kg	Autonomia	5 h
Carga Útil	225 kg	Motor	Limbach 2400 EB
Carga Alar Max.	56,7 Kg/m^2	Potência	90 hp
Peso/Potência	7,12 kg/HP	Material	Material Composto



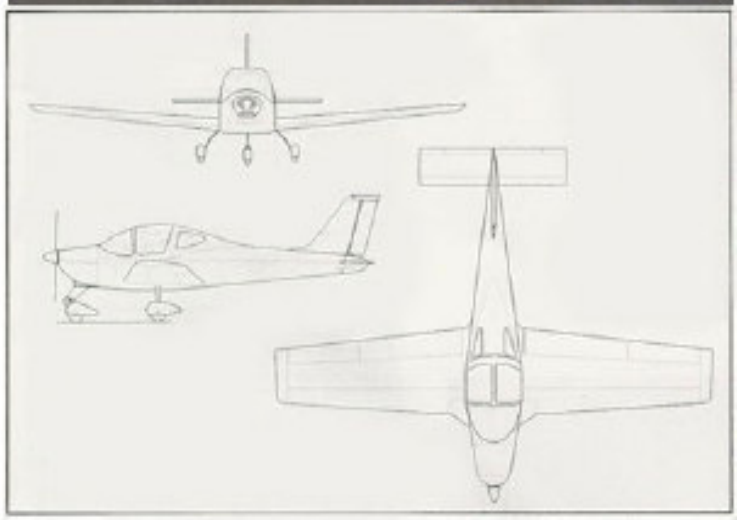
Curumim CB-9

Nº De Lugares	2	VNE	250 Km/h
Envergadura	14,00 m	Veloc. Max. (nível)	177 Km/h
Comprimento	7,37 m	Veloc. Cruzeiro	162 Km/h
Largura da Cabine	1,10 m	Veloc. Estol s/Flap	60 Km/h
Área alar	16,4 m^2	Veloc. Estol c/Flap	54 Km/h
Alongamento	11,95	Razão de Subida	4,0 m/s
Perfis	HQ17	Distância decolagem	70 m
Peso Vazio	296 Kg	Alcance	1200 Km
Peso Máximo	466 Kg	Autonomia	4,5 h
Carga Útil	180 kg	Motor	Rotax 532
Carga Alar Max.	28,41 Kg/m^2	Potência	65 hp
Peso/Potência	7,17 kg/HP	Material	Madeira



ARV Super 2

N° De Lugares	2	VNE	232 Km/h
Envergadura	8,69 m	Veloc. Max. (nível)	190 Km/h
Comprimento	5,49 m	Veloc. Cruzeiro	170 Km/h
Largura da Cabine	0,99 m	Veloc. Estol s/Flap	99 Km/h
Área alar	8,59 m^2	Veloc. Estol c/Flap	88 Km/h
Alongamento	8,79	Razão de Subida	3,15 m/s
Perfis		Distância decolagem	
Peso Vazio	306 Kg	Alcance	
Peso Máximo	499 Kg	Autonomia	
Carga Útil	193 kg	Motor	Rotax 912
Carga Alar Max.	58,1 Kg/m^2	Potência	80 hp
Peso/Potência	6,24 kg/HP	Material	

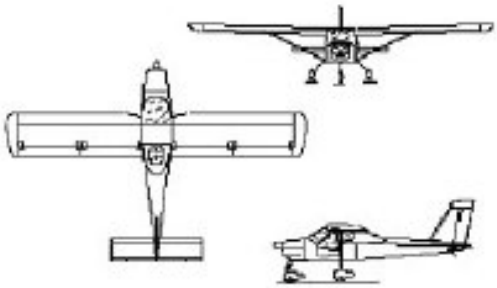


P2002 Sierra

Nº De Lugares	2	VNE	288,91 Km/h
Envergadura	9,24 m	Veloc. Max. (nível)	244,46 Km/h
Comprimento	7,16 m	Veloc. Cruzeiro	218,53 Km/h
Largura da Cabine	1,08 m	Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	11,50 m^2	Veloc. Estol c/Flap	63 Km/h
Alongamento	7,67	Razão de Subida	6 m/s
Perfis		Distância decolagem	120 m
Peso Vazio	281,22 Kg	Alcance	
Peso Máximo	580,14 Kg	Autonomia	
Carga Útil	298,92 kg	Motor	Rotax 912 ULS
Carga Alar Max.	50,51 Kg/m^2	Potência	100 hp
Peso/Potência	5,8 kg/HP	Material	

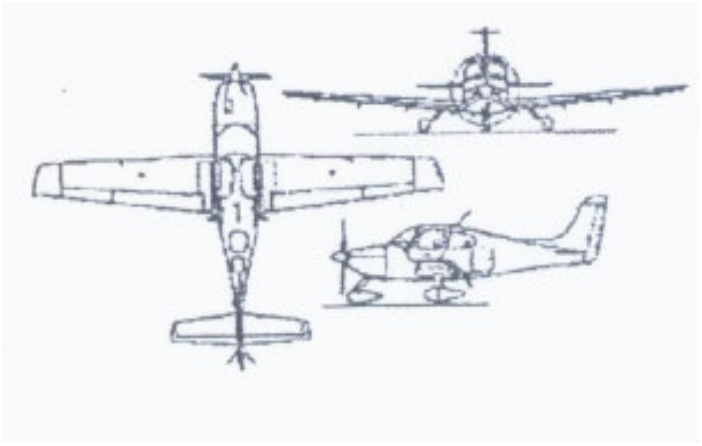
Coyote

Nº De Lugares	2	VNE	210 Km/h
Envergadura	10,62 m	Veloc. Max. (nível)	
Comprimento	6,096 m	Veloc. Cruzeiro	145 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	62 Km/h
Área alar	15,03 m^2	Veloc. Estol c/Flap	54 Km/h
Alongamento	7,67	Razão de Subida	5,5 m/s
Perfis		Distância decolagem	90 m
Peso Vazio	200 Kg	Alcance	
Peso Máximo	443 Kg	Autonomia	
Carga Útil	243 kg	Motor	Rotax 582
Carga Alar Max.	29,47 Kg/m^2	Potência	65 hp
Peso/Potência	6,8 kg/HP	Material	



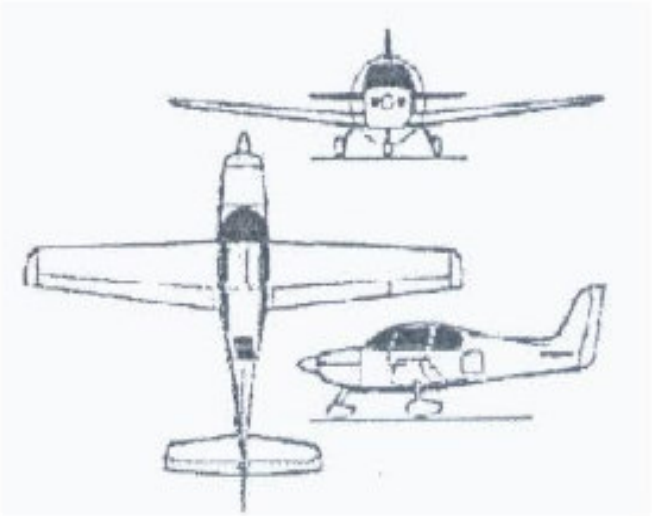
Echo 2000 RG

Nº De Lugares	2	VNE	280 Km/h
Envergadura	8,75 m	Veloc. Max. (nível)	250 Km/h
Comprimento	6,40 m	Veloc. Cruzeiro	230 Km/h
Largura da Cabine	1,20 m	Veloc. Estol s/Flap	
Área alar	12 m^2	Veloc. Estol c/Flap	61 Km/h
Alongamento	6,38	Razão de Subida	6,4 m/s
Perfis		Distância decolagem	140 m
Peso Vazio	281 Kg	Alcance	
Peso Máximo	450 Kg	Autonomia	
Carga Útil	169 kg	Motor	Rotax 912 S
Carga Alar Max.	37,5 Kg/m^2	Potência	100 hp
Peso/Potência	5,5 kg/HP	Material	Alumínio



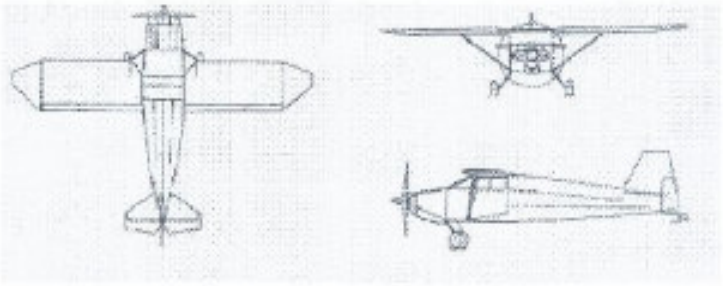
Cirrus SR22

Nº De Lugares	4	VNE	378 Km/h
Envergadura	11,73 m	Veloc. Max. (nível)	333 Km/h
Comprimento	7,92 m	Veloc. Cruzeiro	333 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	109 Km/h
Área alar	13,46 m^2	Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento	10,22	Razão de Subida	
Perfis		Distância decolagem	335 m
Peso Vazio	1023 Kg	Alcance	1850 Km
Peso Máximo	1545 Kg	Autonomia	
Carga Útil	431 Kg	Motor	Continental 10-550
Carga Alar Max.	114,6 Kg/m^2	Potência	300 hp
Peso/Potência	5,15kg/hp	Material	Material Composto



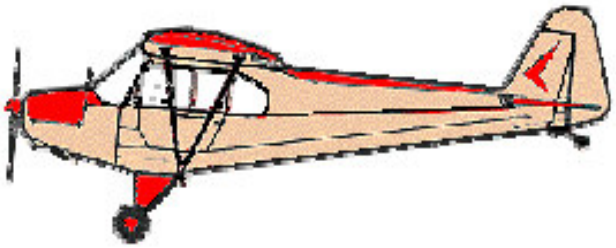
Cirrus SR20

Nº De Lugares	4	VNE	370 Km/h
Envergadura	10,82 m	Veloc. Max. (nível)	306 Km/h
Comprimento	7,93 m	Veloc. Cruzeiro	296 Km/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	100 Km/h
Área alar	12,56 m^2	Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento	9,32	Razão de Subida	
Perfis		Distância decolagem	408 m
Peso Vazio	884 Kg	Alcance	1482 Km
Peso Máximo	1315 Kg	Autonomia	
Carga Útil	431 Kg	Motor	Lycoming 10-360-ES
Carga Alar Max.	104,7 Kg/m^2	Potência	200 hp
Peso/Potência	6,57 kg/hp	Material	Mat. composto



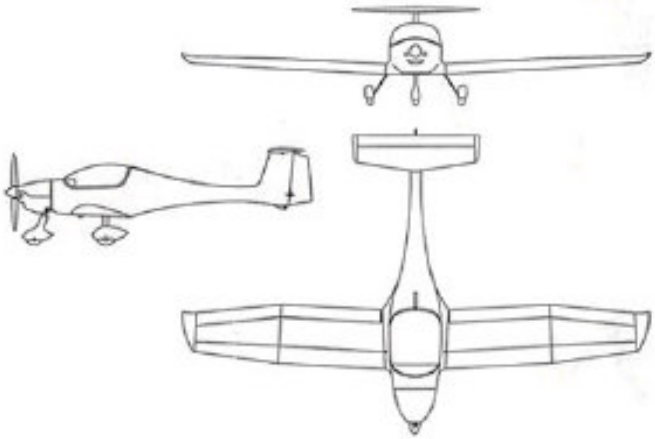
Tailwind 160

Nº De Lugares	2	VNE	336 Km/h
Envergadura	7,32 m	Veloc. Max. (nível)	320 Km/h
Comprimento	6,27 m	Veloc. Cruzeiro	
Largura da Cabine	1,13 m	Veloc. Estol s/Flap	101 Km/h
Área alar	7,99 m^2	Veloc. Estol c/Flap	88 Km/h
Alongamento	6,71	Razão de Subida	7 m/s
Perfis		Distância decolagem	
Peso Vazio		Alcance	
Peso Máximo	646 Kg	Autonomia	
Carga Útil		Motor	Lycoming 0-320
Carga Alar Max.	80,9Kg/m^2	Potência	160 hp
Peso/Potência	4,04 kg/hp	Material	



Paulistinha P-56

Nº De Lugares	2	VNE	
Envergadura	10,76 m	Veloc. Max. (nível)	150 Km/h
Comprimento	6,76 m	Veloc. Cruzeiro	130 Kg/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	60 Km/h
Área alar		Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento		Razão de Subida	3 m/s
Perfis		Distância decolagem	285 m
Peso Vazio	213 Kg	Alcance	
Peso Máximo	400 Kg	Autonomia	4 h
Carga Útil	187 Kg	Motor	Lyc. O-235-N2A
Carga Alar Max.		Potência	103 hp
Peso/Potência	3,88 kg/hp	Material	Madeira e Tela

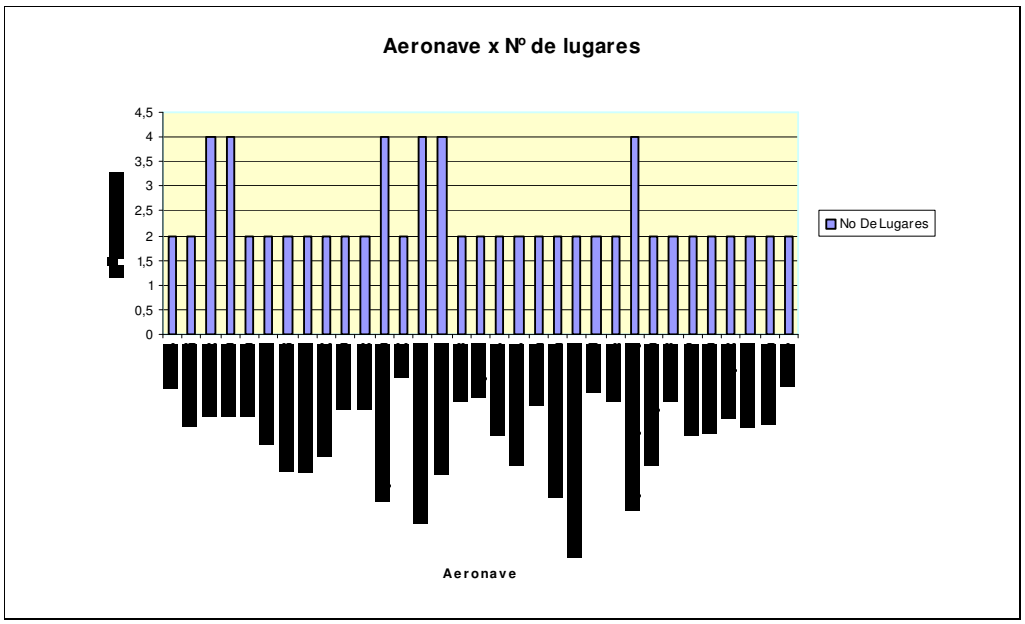


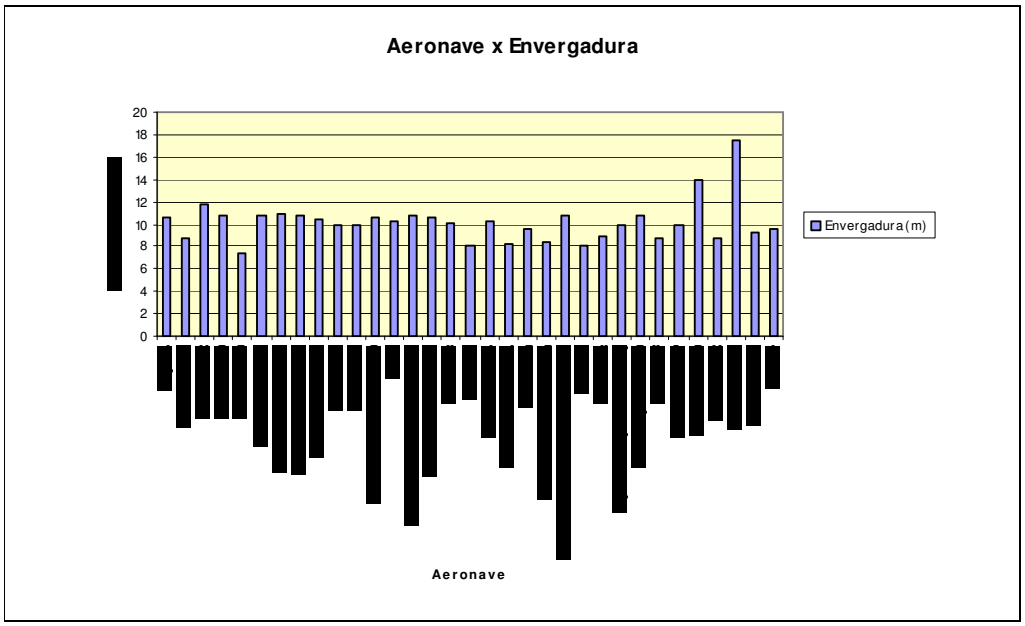
Zephyr

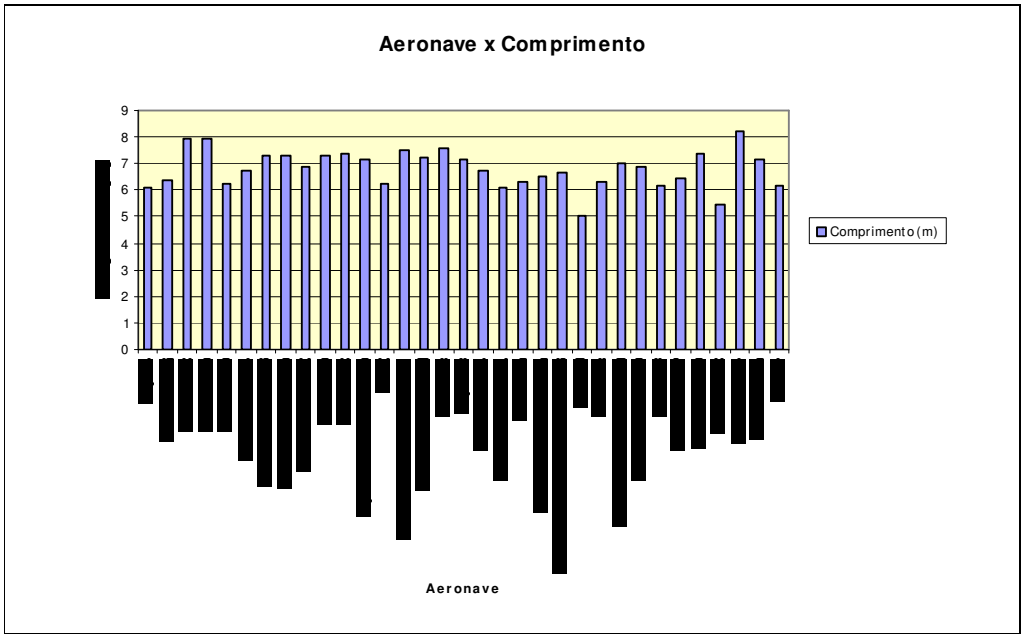
Nº De Lugares	2	VNE	250 Km/h
Envergadura	9,60 m	Veloc. Max. (nível)	213 Km/h
Comprimento	6,20 m	Veloc. Cruzeiro	185 Kg/h
Largura da Cabine		Veloc. Estol s/Flap	67 Km/h
Área alar	10 m^2	Veloc. Estol c/Flap	
Alongamento	9,21	Razão de Subida	
Perfis		Distância decolagem	92 m
Peso Vazio	262,78 Kg	Alcance	
Peso Máximo	544 Kg	Autonomia	1300 Km
Carga Útil	281,22 Kg	Motor	Rotax 912S
Carga Alar Max.	54,4 Kg/m^2	Potência	100 hp
Peso/Potência	5,44 kg/hp	Material	Madeira e Fibra de Carbono

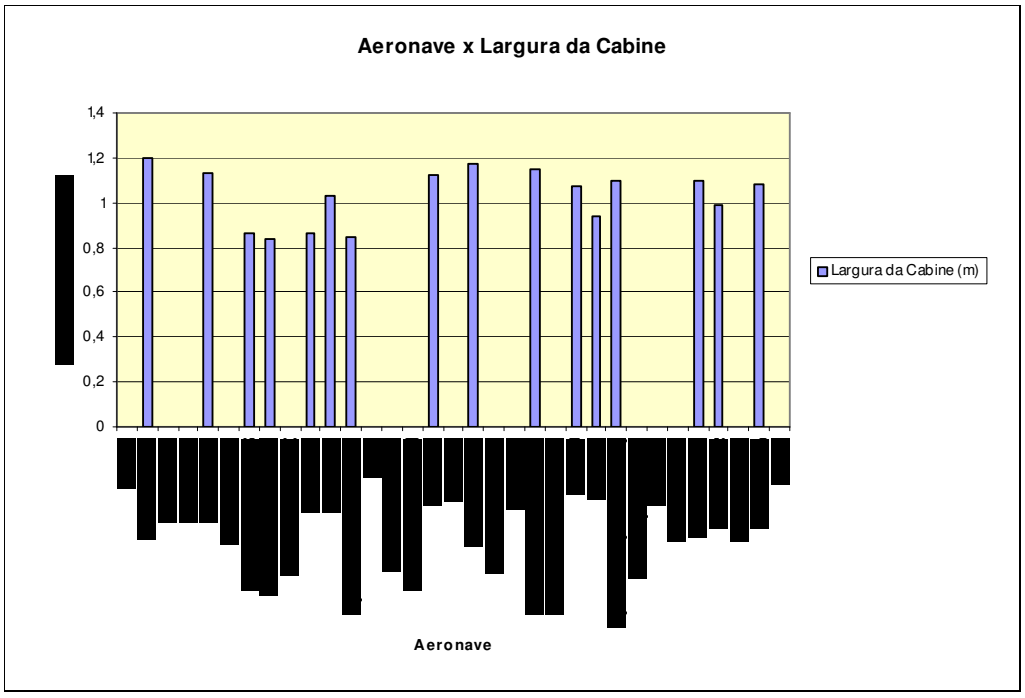
2.1.3 Gráficos Comparativos

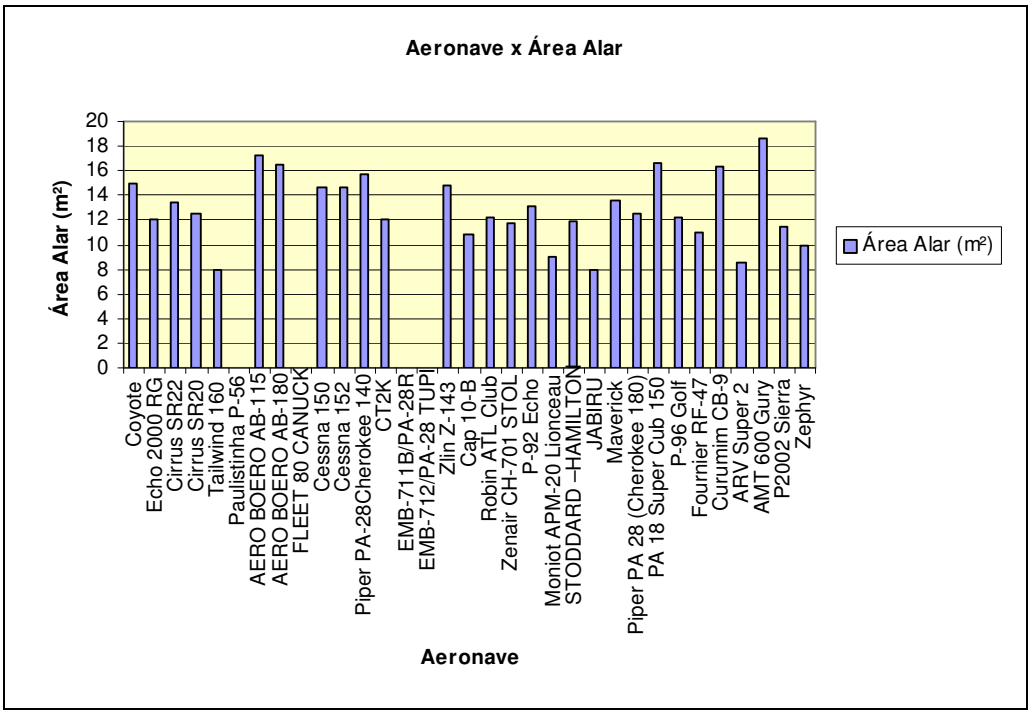
São apresentadas a seguir, de forma comparativa, algumas características das aeronaves da tabela comparativa.

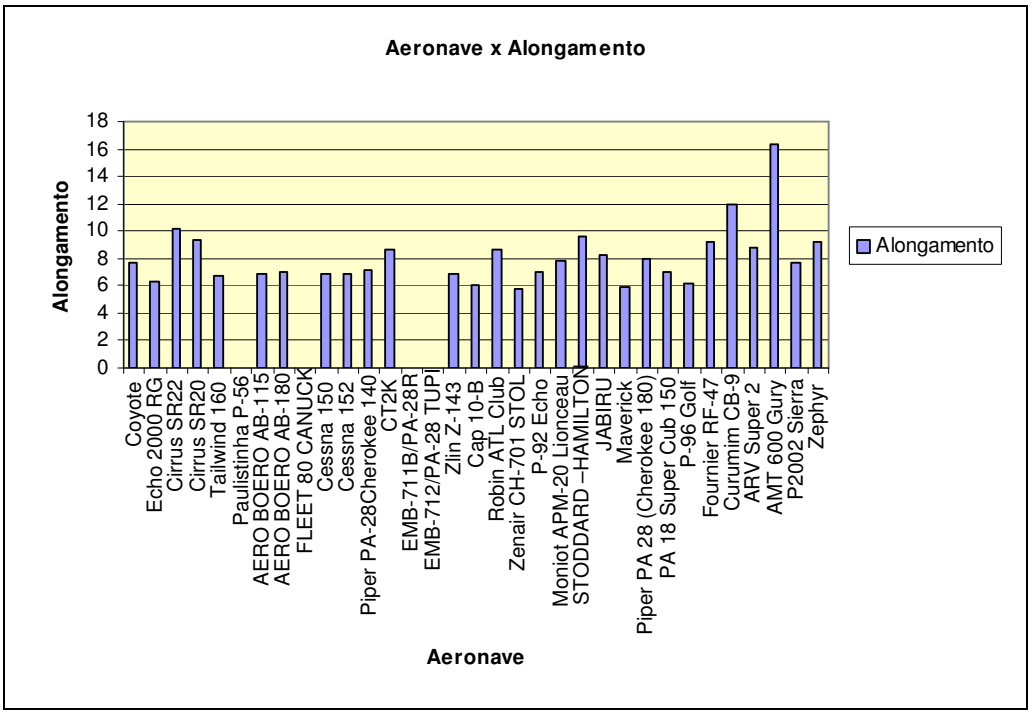


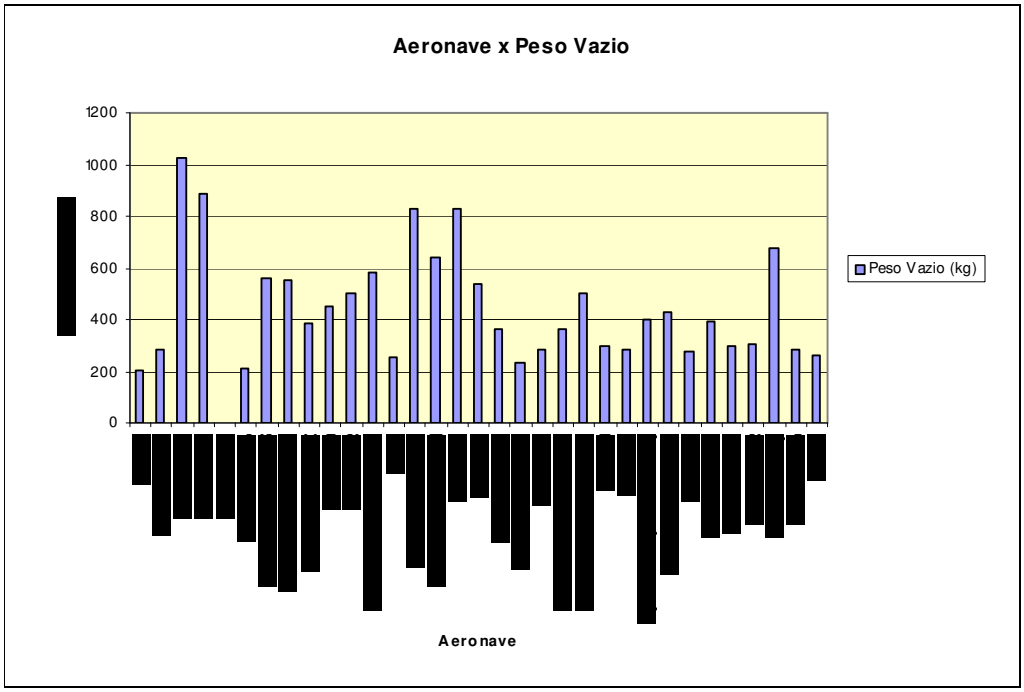


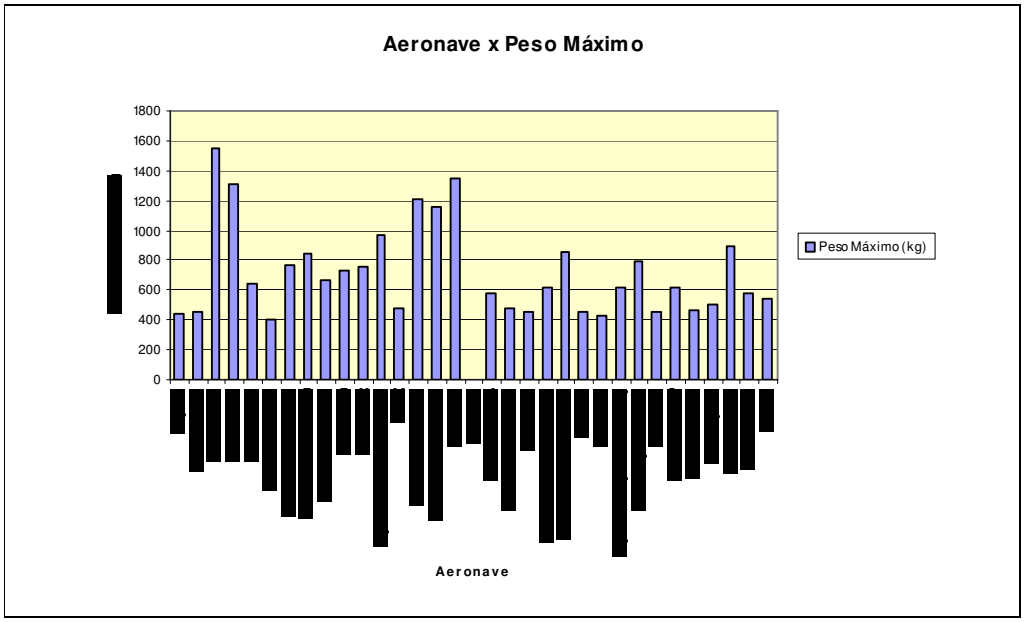

Aeronave x Comprimento
9
8
7
6
5
4
3
2
1
0
Comprimento (m)
Aeronave

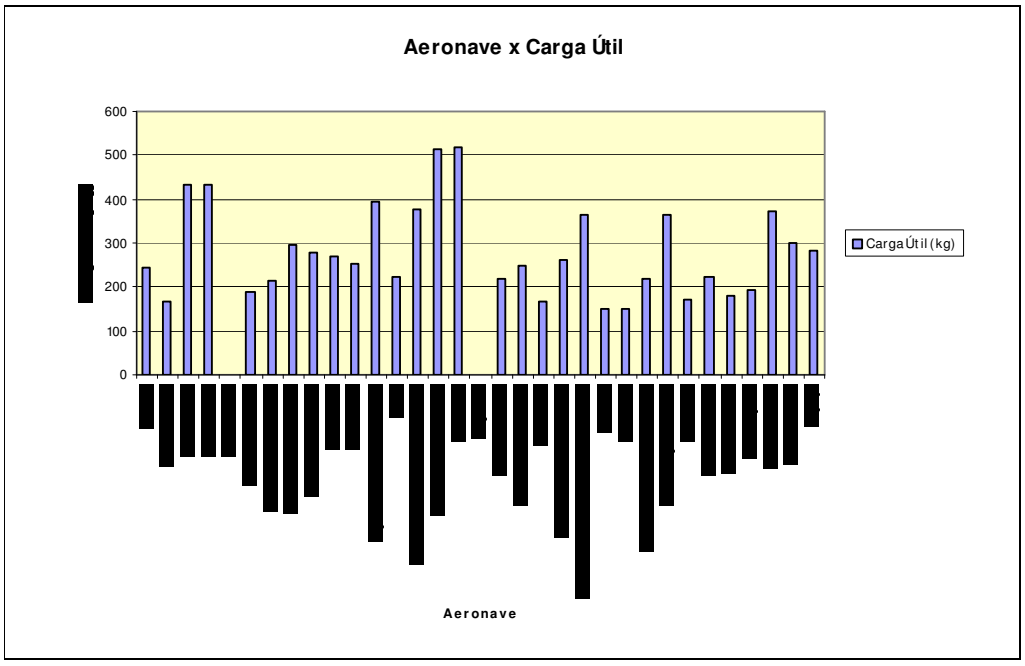

Aeronave x Largura da Cabine
1,4
1,2
1
0,8
0,6
0,4
0,2
0
Largura da Cabine (m)
Aeronave

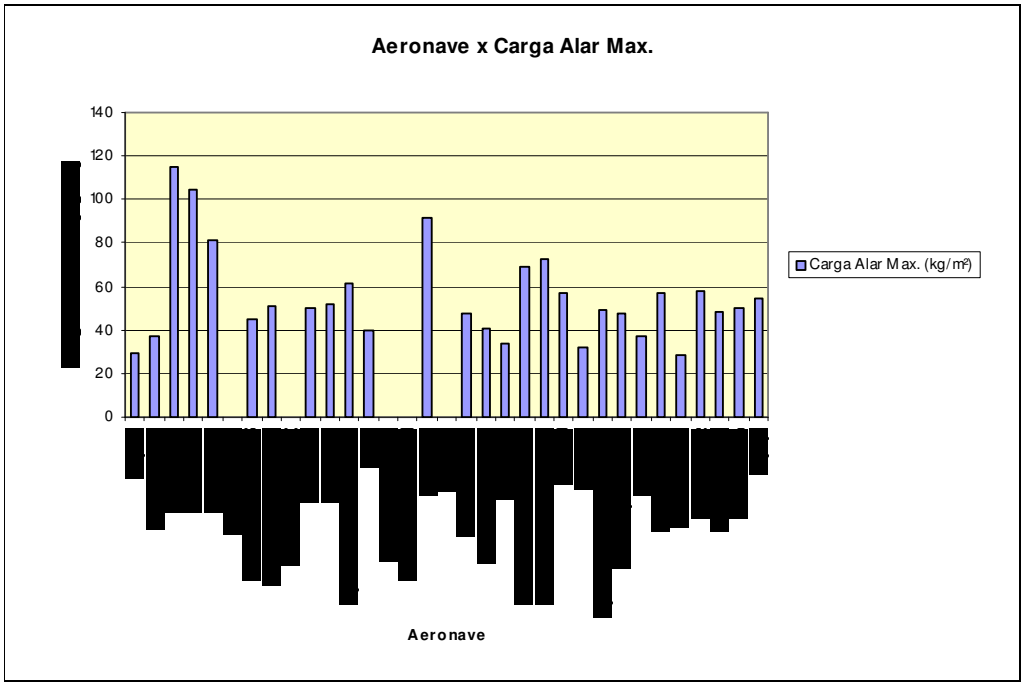

Aeronave x Área Alar
Área Alar (m²)
0
2
4
6
8
10
12
14
16
18
20
Coyote
Echo 2000 RG
Cirrus SR22
Cirrus SR20
Tailwind 160
Paulistinha P-56
AERO BOERO AB-115
AERO BOERO AB-180
FLEET 80 CANUCK
Cessna 150
Cessna 152
Piper PA-28Cherokee 140
CT2K
EMB-711B/PA-28R
EMB-712/PA-28 TUPI
Zlin Z-143
Cap 10-B
Robin ATL Club
Zenair CH-701 STOL
P-92 Echo
Moniot APM-20 Lionceau
STODDARD –HAMILTON
JABIRU
Maverick
Piper PA 28 (Cherokee 180)
PA 18 Super Cub 150
P-96 Golf
Fournier RF-47
Curumim CB-9
ARV Super 2
AMT 600 Gury
P2002 Sierra
Zephyr
Aeronave
Área Alar (m²)

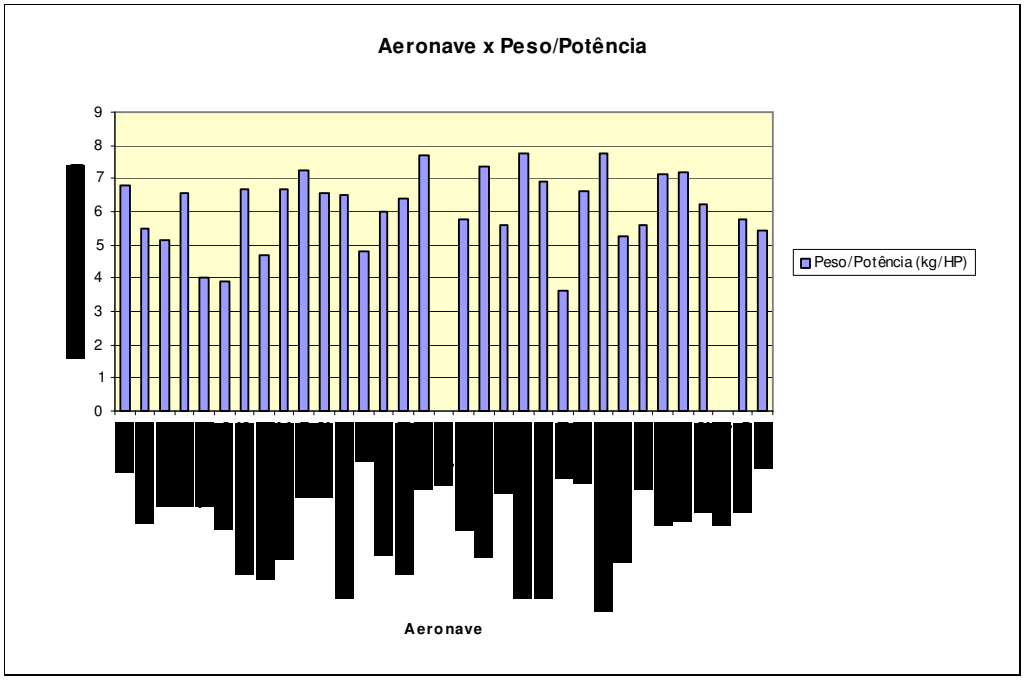

Aeronave x Alongamento
Alongamento
0
2
4
6
8
10
12
14
16
18
Coyote
Echo 2000 RG
Cirrus SR22
Cirrus SR20
Tailwind 160
Paulistinha P-56
AERO BOERO AB-115
AERO BOERO AB-180
FLEET 80 CANUCK
Cessna 150
Cessna 152
Piper PA-28Cherokee 140
CT2K
EMB-711B/PA-28R
EMB-712/PA-28 TUPI
Zlin Z-143
Cap 10-B
Robin ATL Club
Zenair CH-701 STOL
P-92 Echo
Moniot APM-20 Lionceau
STODDARD –HAMILTON
JABIRU
Maverick
Piper PA 28 (Cherokee 180)
PA 18 Super Cub 150
P-96 Golf
Fournier RF-47
Curumim CB-9
ARV Super 2
AMT 600 Gury
P2002 Sierra
Zephyr
Aeronave
Alongamento

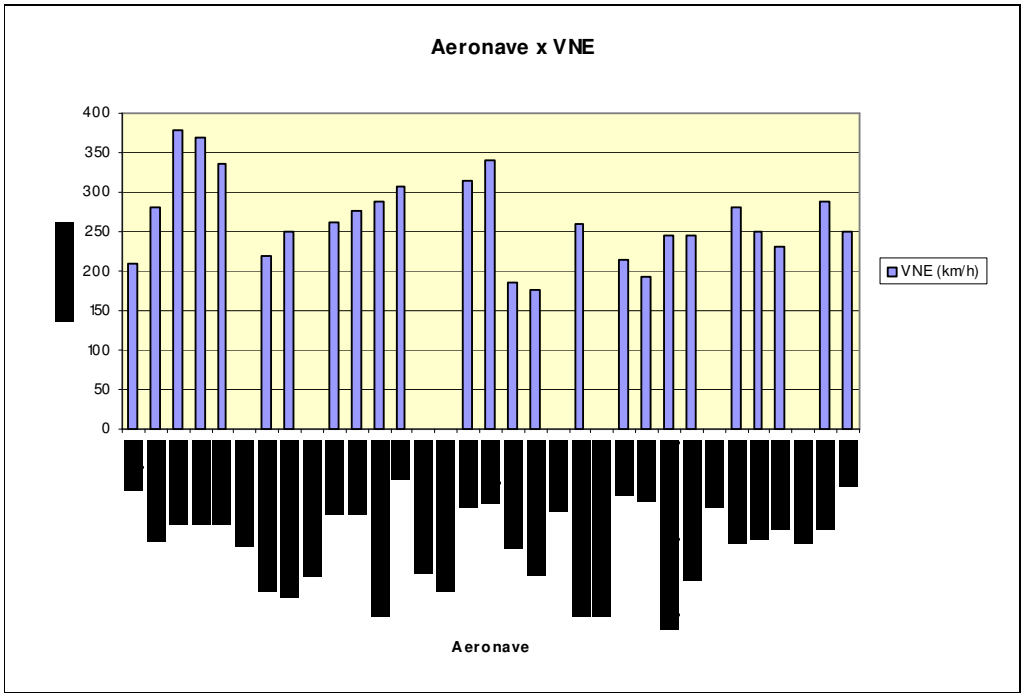

Aeronave x Peso Vazio
1200
1000
800
600
400
200
0
Peso Vazio (kg)
Aeronave

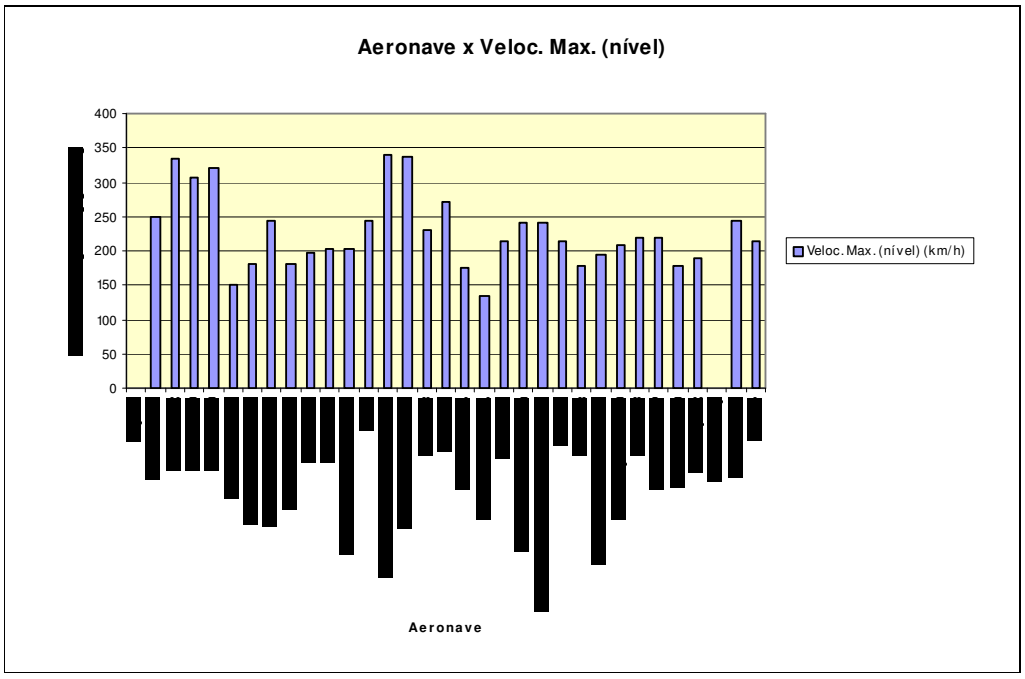

Aeronave x Peso Máximo
1800
1600
1400
1200
1000
800
600
400
200
0
Peso Máximo (kg)
Aeronave

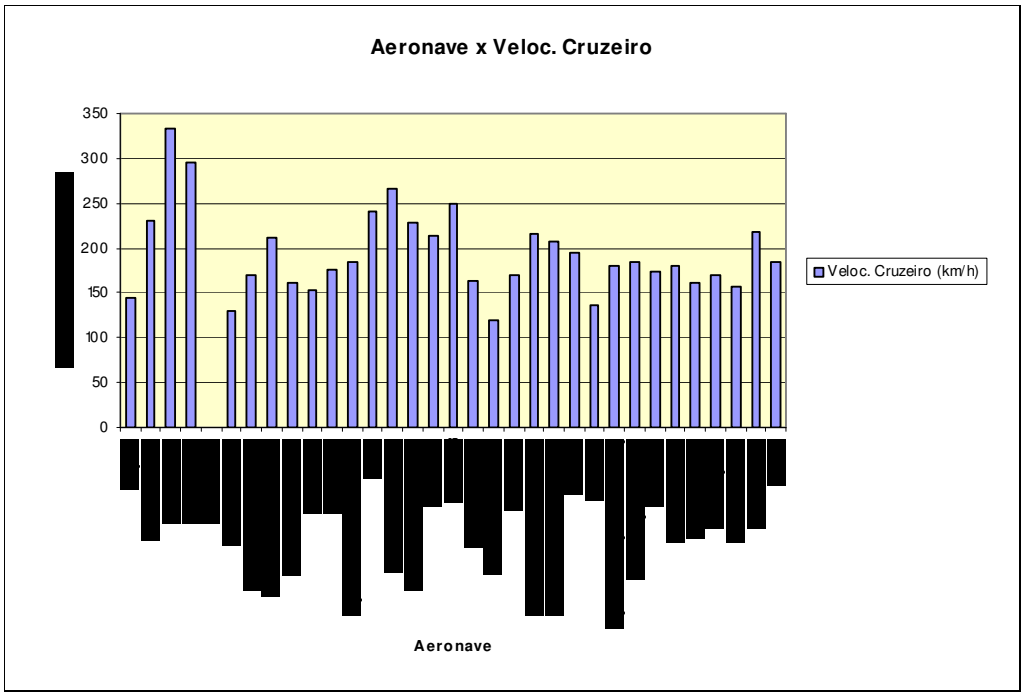

Aeronave x Carga Útil
600
500
400
300
200
100
0
Carga Útil (kg)
Aeronave

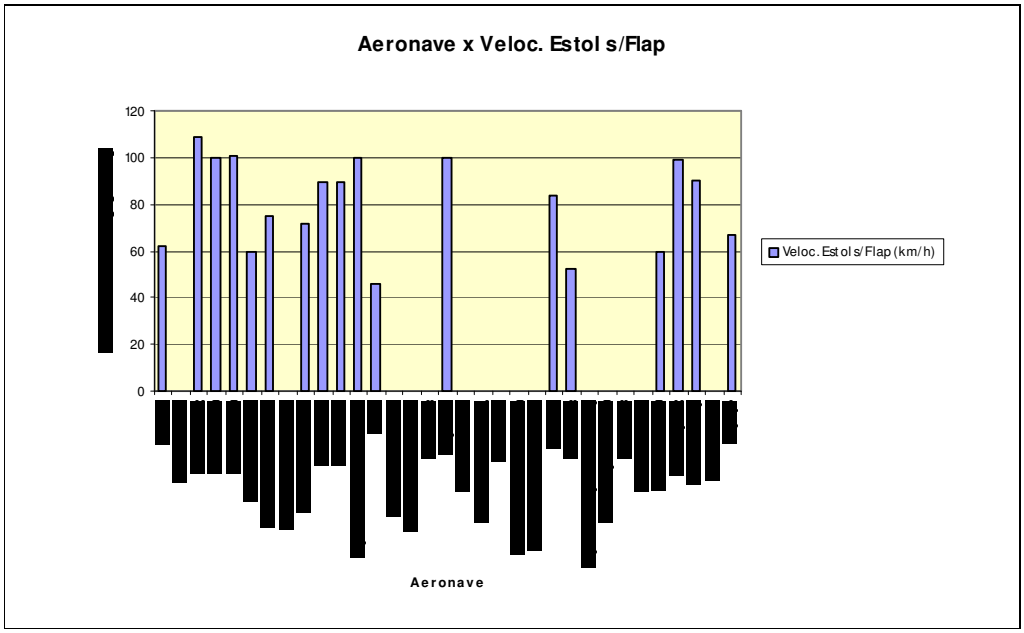

Aeronave x Carga Alar Max.
140
120
100
80
60
40
20
0
Carga Alar Max. (kg/m²)
Aeronave

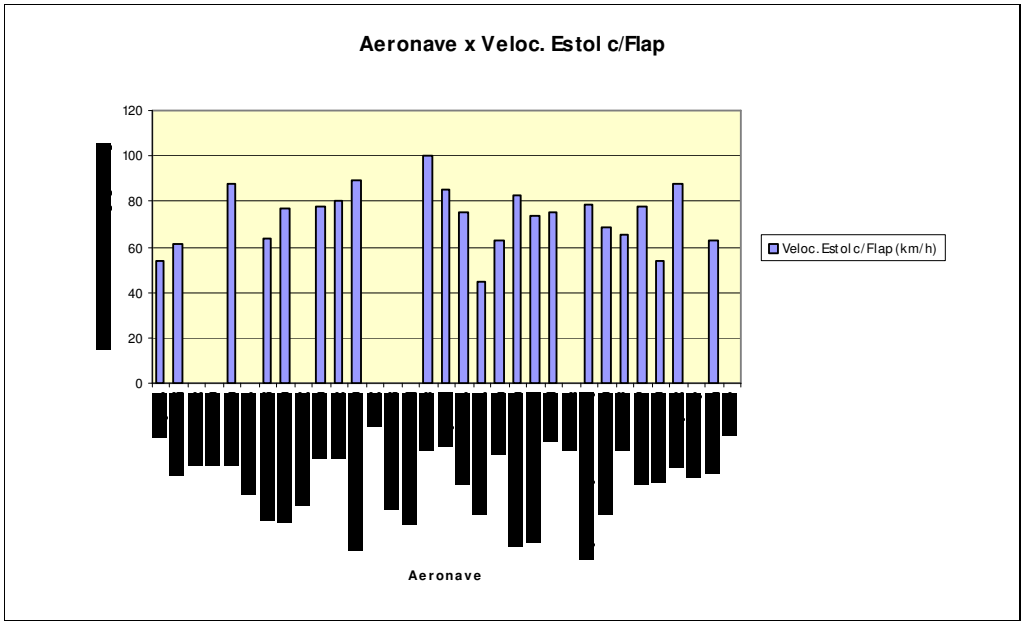

Aeronave x Peso/Potência
9
8
7
6
5
4
3
2
1
0
Peso/Potência (kg/HP)
Aeronave

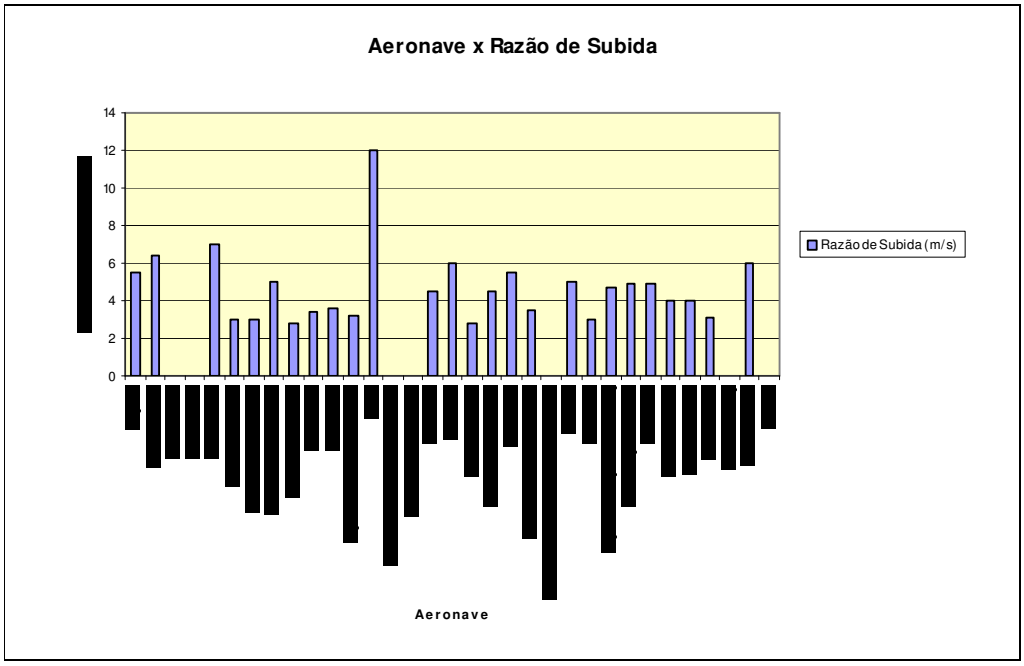

Aeronave x VNE
400
350
300
250
200
150
100
50
0
VNE (km/h)
Aeronave

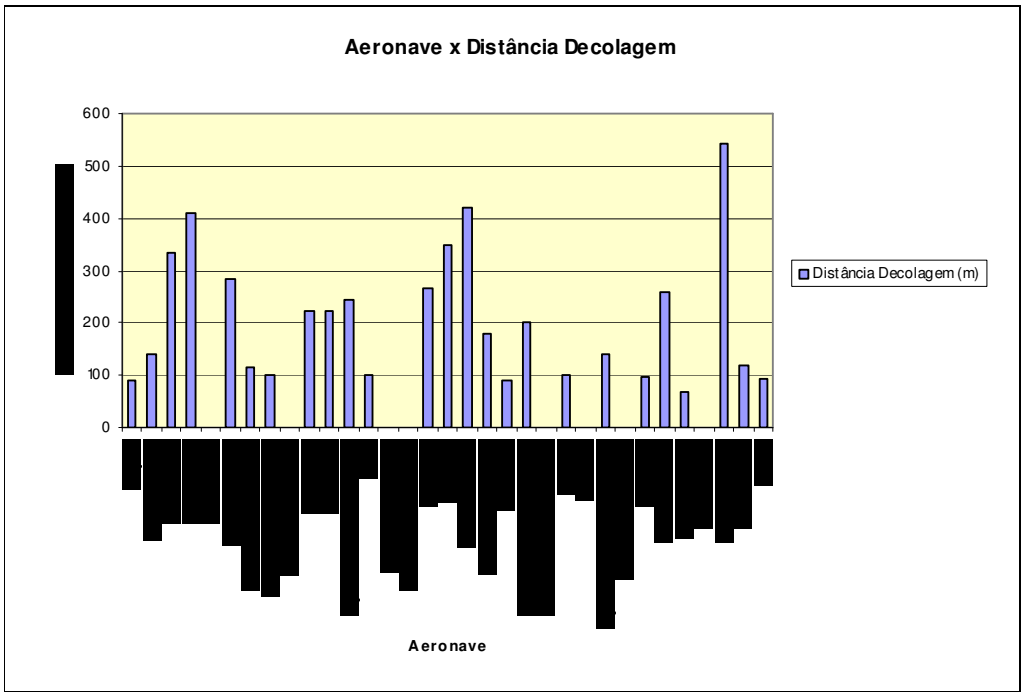

Aeronave x Veloc. Max. (nível)
400
350
300
250
200
150
100
50
0
Veloc. Max. (nível) (km/h)
Aeronave

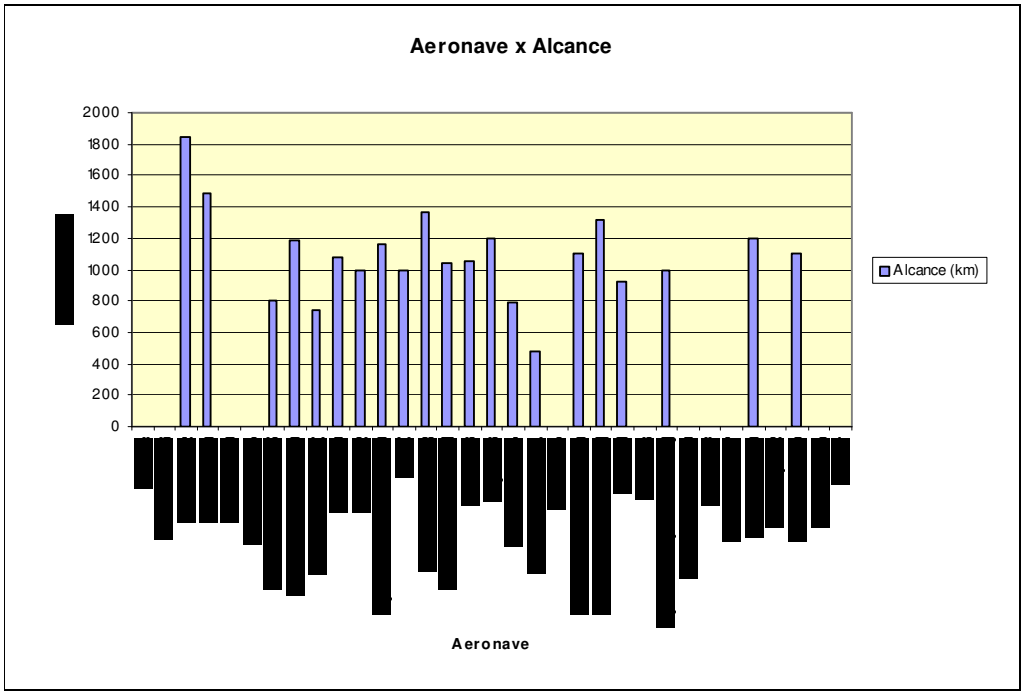

Aeronave x Veloc. Cruzeiro
350
300
250
200
150
100
50
0
Veloc. Cruzeiro (km/h)
Aeronave

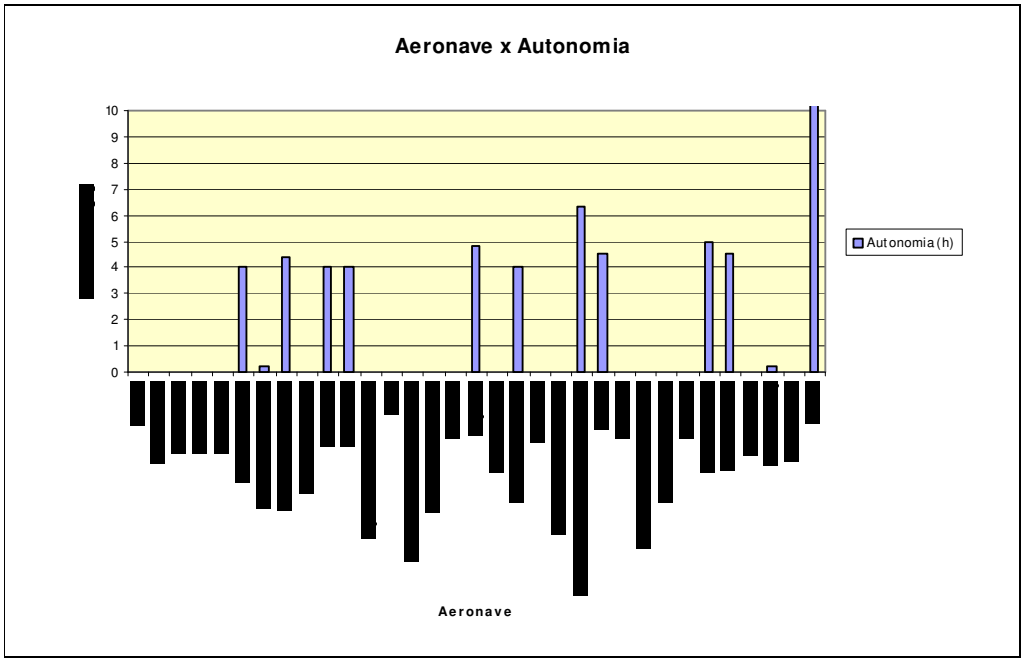

Aeronave x Veloc. Estol s/Flap
120
100
80
60
40
20
0
Veloc. Estol s/Flap (km/h)
Aeronave

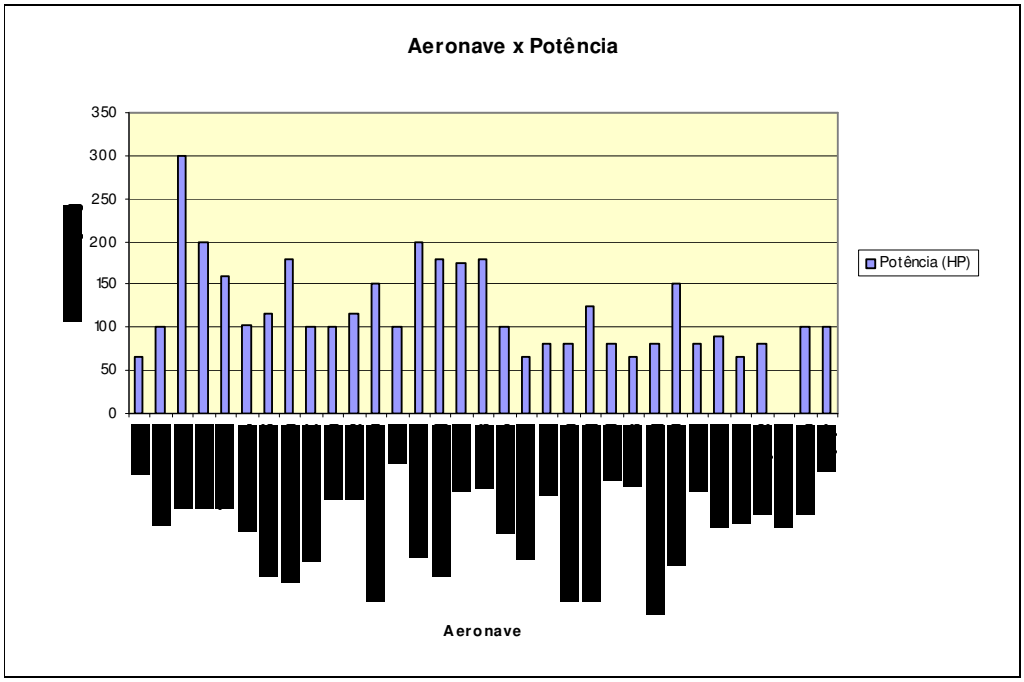

Aeronave x Veloc. Estol c/Flap
120
100
80
60
40
20
0
Veloc. Estol c/Flap (km/h)
Aeronave


Aeronave x Razão de Subida
14
12
10
8
6
4
2
0
Razão de Subida (m/s)
Aeronave

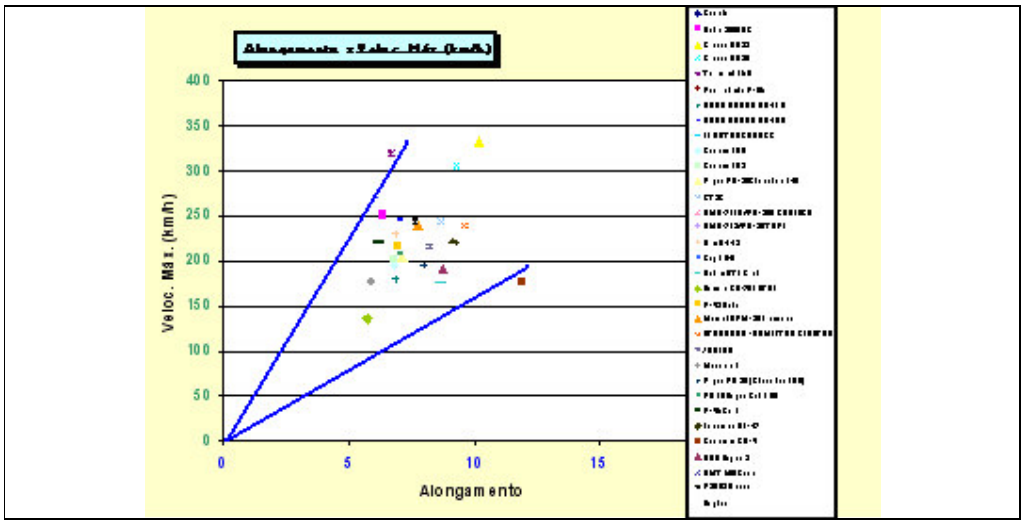

Aeronave x Distância Decolagem
600
500
400
300
200
100
0
Distância Decolagem (m)
Aeronave

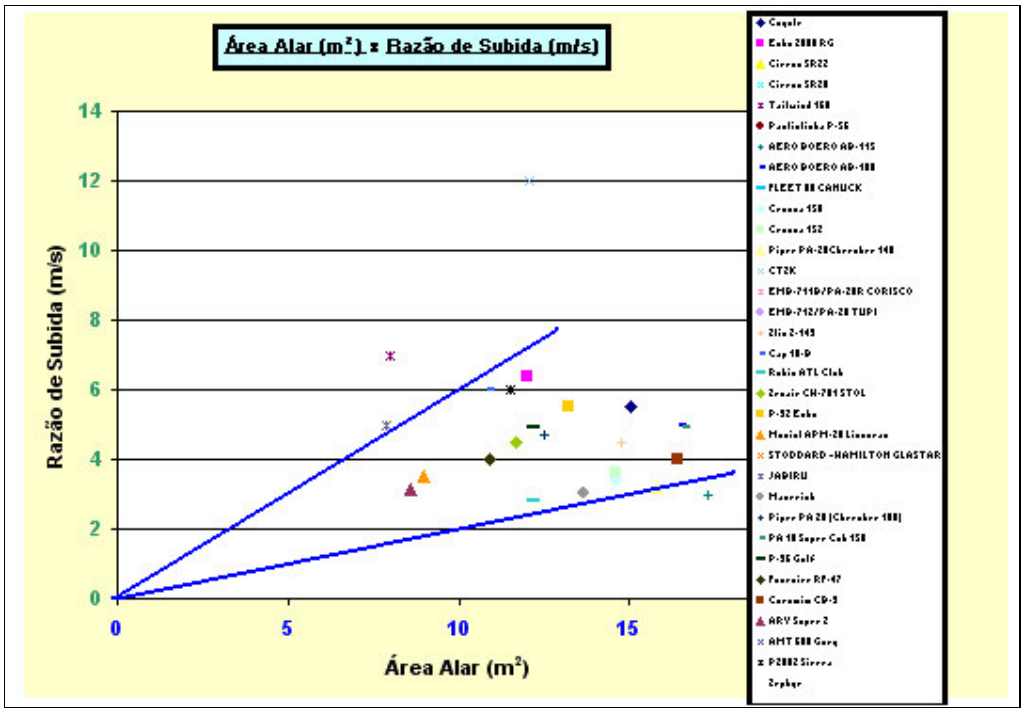

Aeronave x Alcance
2000
1800
1600
1400
1200
1000
800
600
400
200
0
Alcance (km)
Aeronave

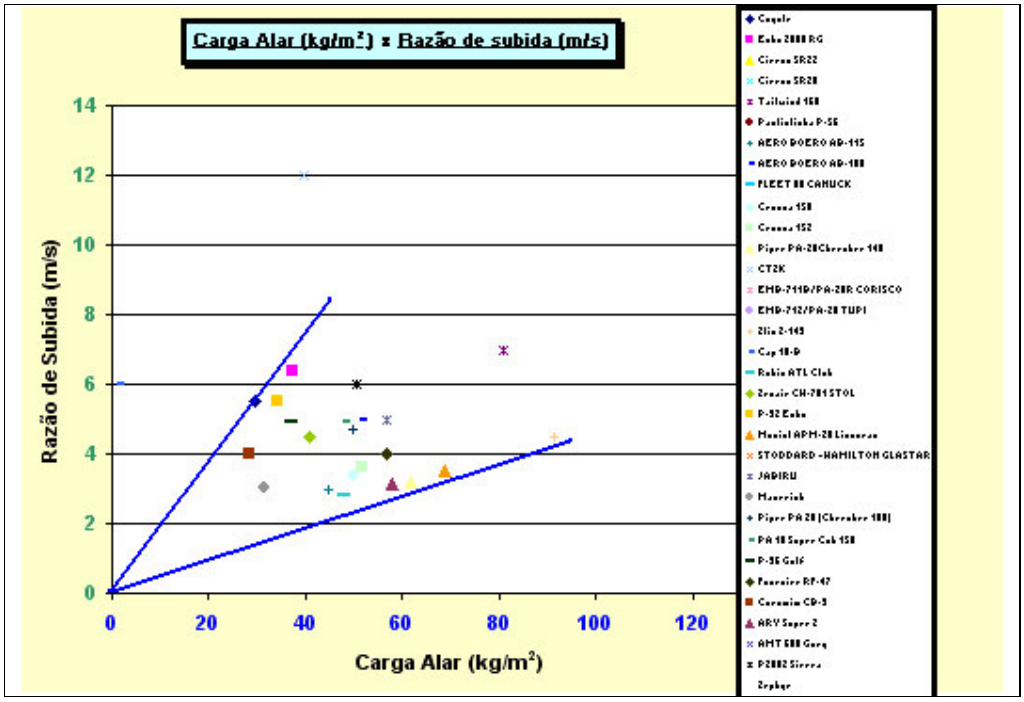

Aeronave x Autonomia
10
9
8
7
6
5
4
3
2
1
0
Autonomia (h)
Aeronave

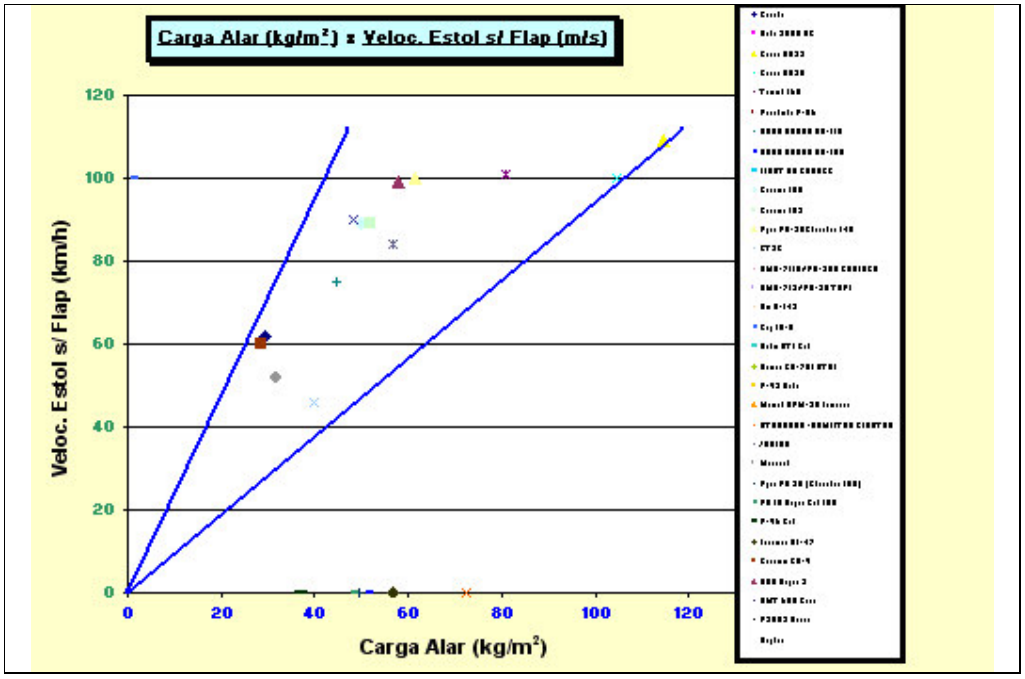


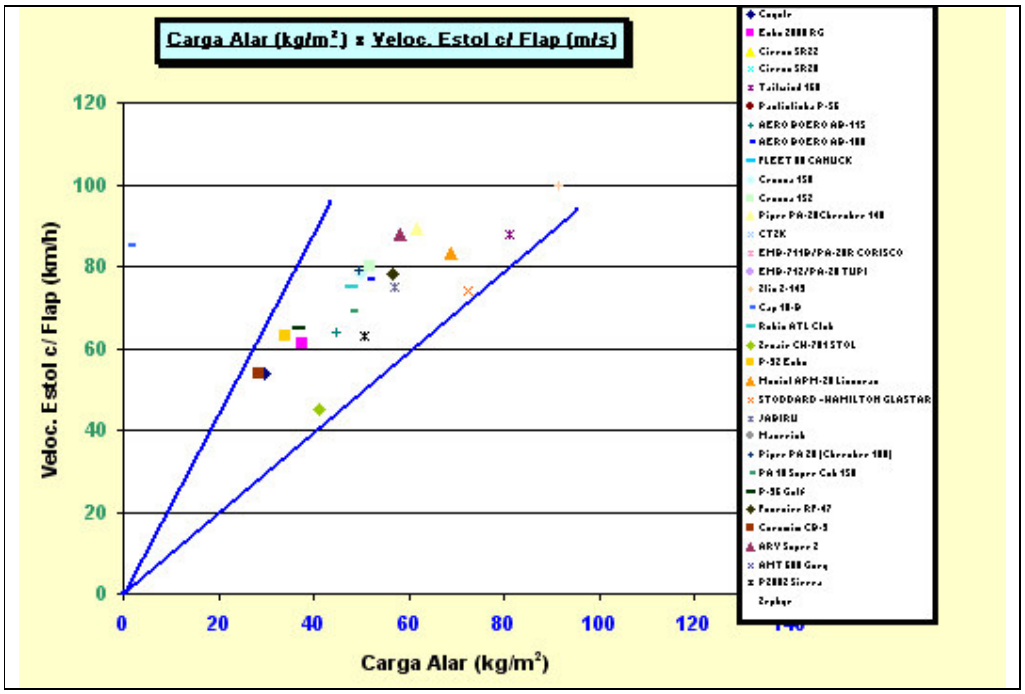
Gráficos Paramétricos

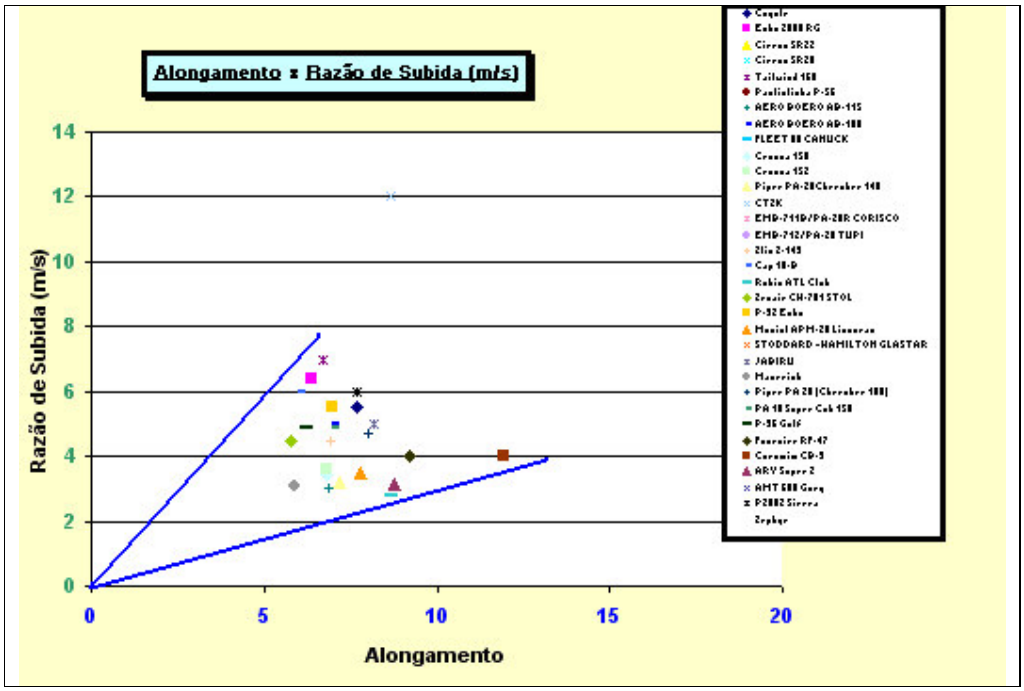


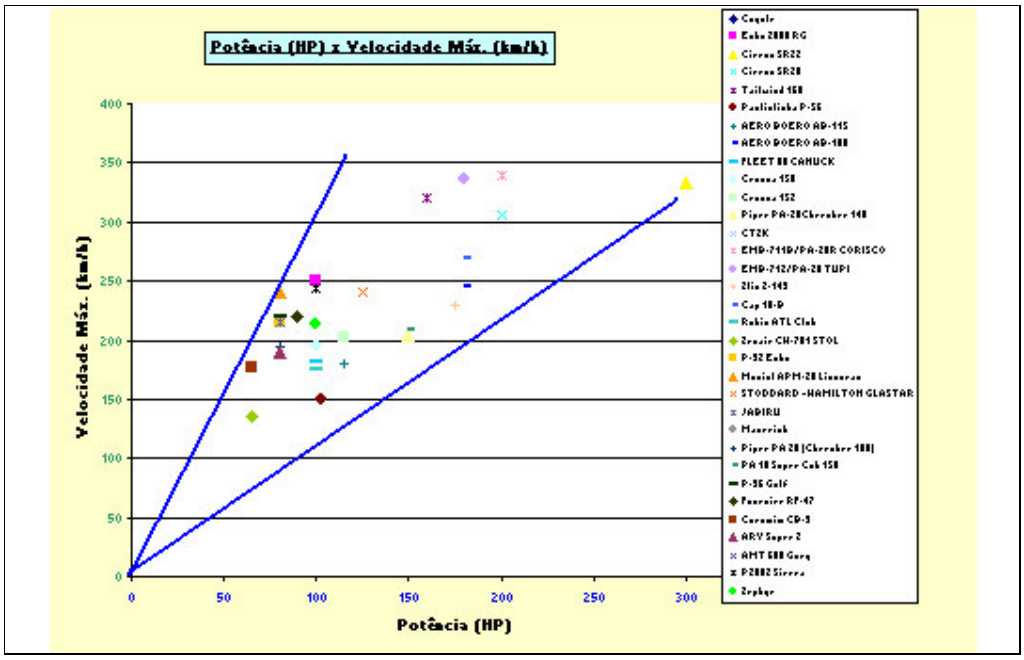

Área Alar (m²) x Razão de Subida (m/s)
Razão de Subida (m/s)
Área Alar (m²)
0
2
4
6
8
10
12
14
0
5
10
15
Cegelo
Ecko 2000 RG
Cirrus SR22
Cirrus SR20
Tailwind 150
Paulistinha P-56
AERO BOERO AB-115
AERO BOERO AB-180
FLEET 80 CANUCK
Cessna 150
Cessna 152
Piper PA-28Cherokee 140
CT2K
EMB-711P/PA-28R CORISCO
EMB-712/PA-28 TUPI
Zlin 2-143
Cap 10-P
Rubio ATL Club
Zenair CH-701 STOL
P-32 Ecko
Musial APM-28 Lioness
STODDARD -HAMILTON GLASTAR
JABIRU
Maverick
Piper PA 28 [Cherokee 180]
PA 18 Super Cub 150
P-56 Gulf
Paoulsire RF-47
Corumin CD-5
ARV Super 2
AMT 600 Guru
P2002 Sierra
Zephyr

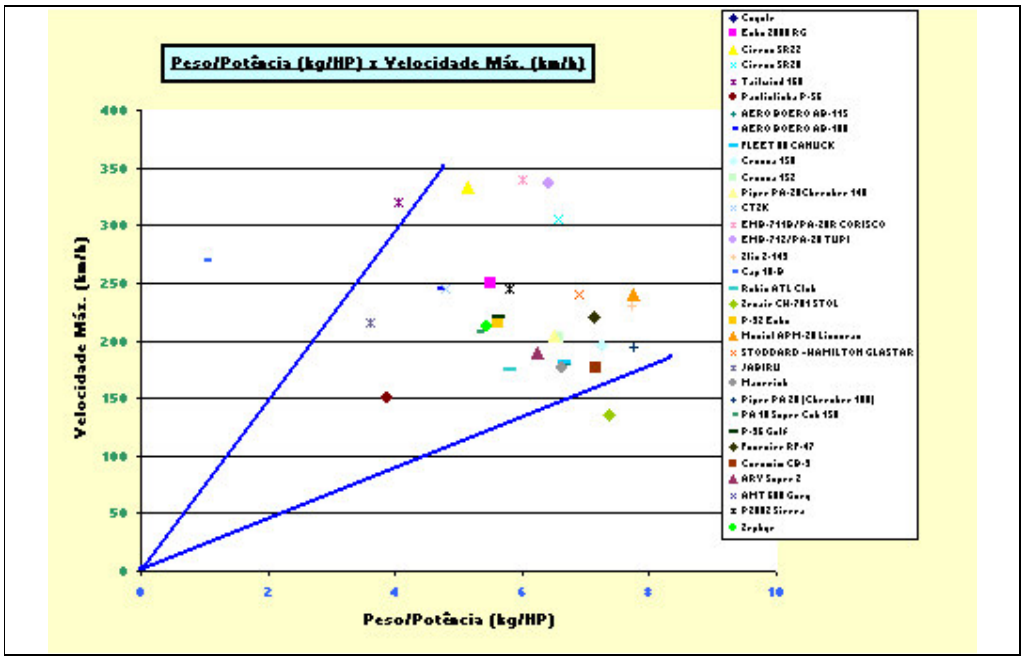

Carga Alar (kg/m²) x Razão de subida (m/s)
Razão de Subida (m/s)
Carga Alar (kg/m²)
0
2
4
6
8
10
12
14
0
20
40
60
80
100
120
Cegelo
Ecko 2000 RG
Cirrus SR22
Cirrus SR20
Tailwind 150
Paulistinha P-56
AERO BOERO AB-115
AERO BOERO AB-180
FLEET 80 CANUCK
Cessna 150
Cessna 152
Piper PA-28Cherokee 140
CT2K
EMB-711P/PA-28R CORISCO
EMB-712/PA-28 TUPI
Zlin 2-143
Cap 10-P
Rubio ATL Club
Zenair CH-701 STOL
P-32 Ecko
Musial APM-28 Lioness
STODDARD -HAMILTON GLASTAR
JABIRU
Maverick
Piper PA 28 [Cherokee 180]
PA 18 Super Cub 150
P-56 Gulf
Paoulsire RF-47
Corumin CD-5
ARV Super 2
AMT 600 Guru
P2002 Sierra
Zephyr

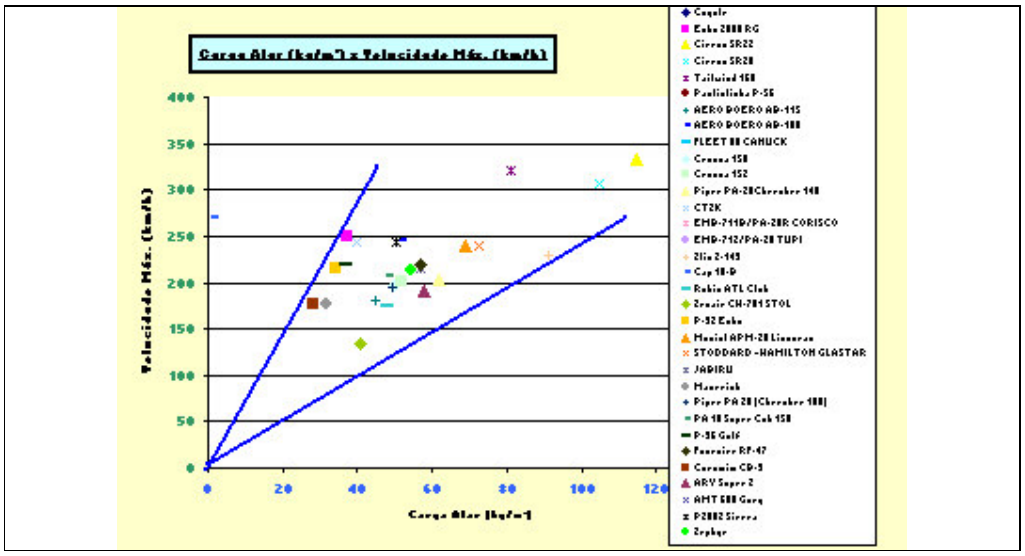

Carga Alar (kg/m²) x Veloc. Estol s/ Flap (m/s)
Veloc. Estol s/ Flap (km/h)
Carga Alar (kg/m²)
0
20
40
60
80
100
120

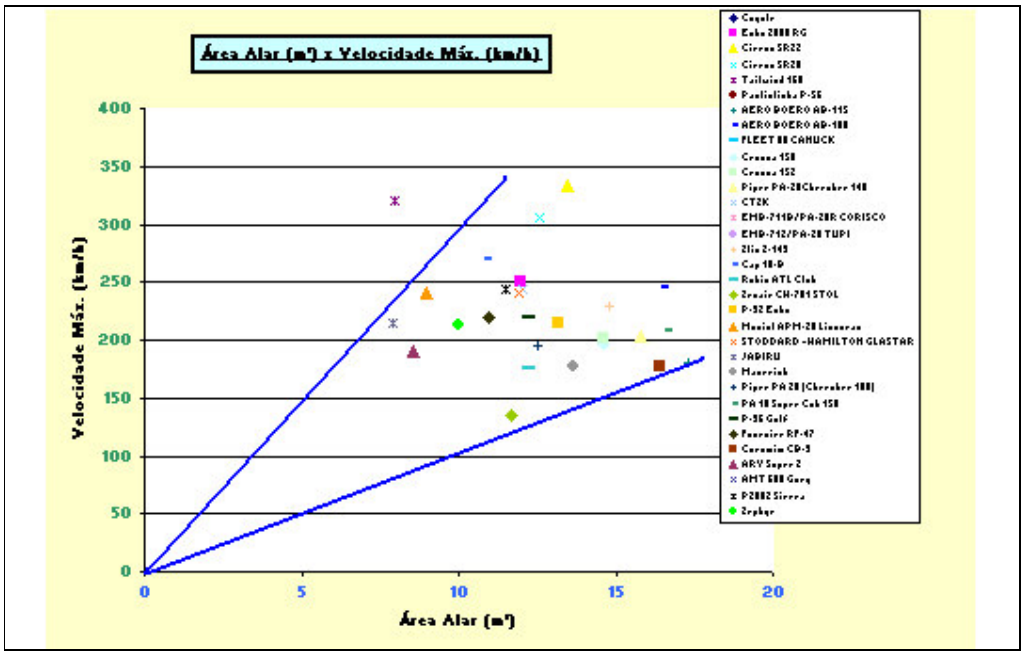

Carga Alar (kg/m²) x Veloc. Estol c/ Flap (m/s)
Veloc. Estol c/ Flap (km/h)
Carga Alar (kg/m²)
0
20
40
60
80
100
120

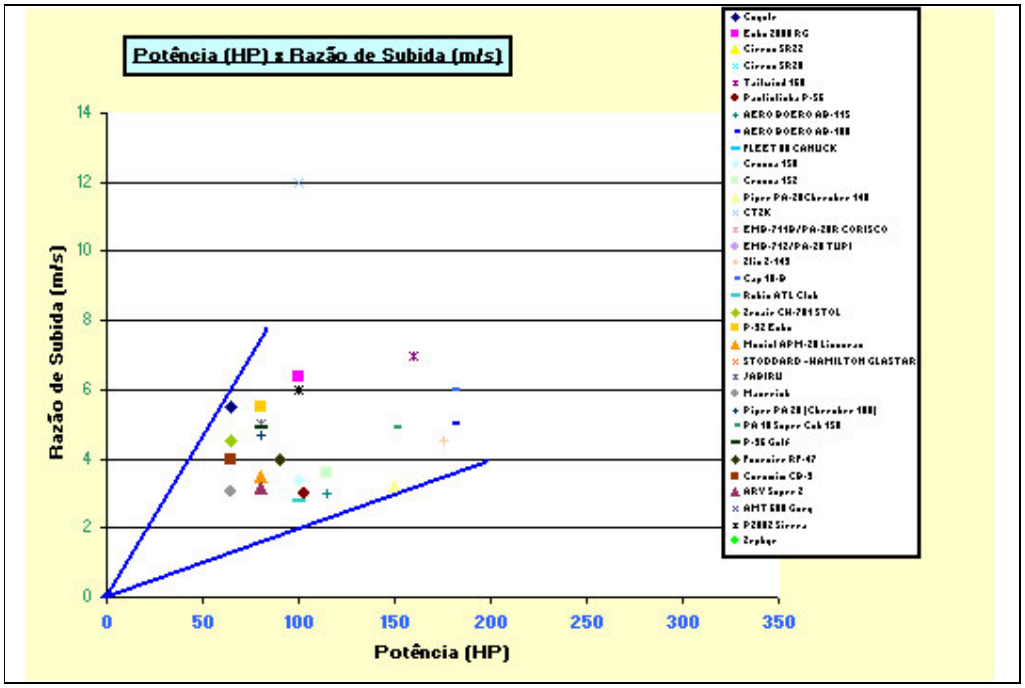

Alongamento x Razão de Subida (m/s)
Razão de Subida (m/s)
Alongamento
0
2
4
6
8
10
12
14
0
5
10
15
20

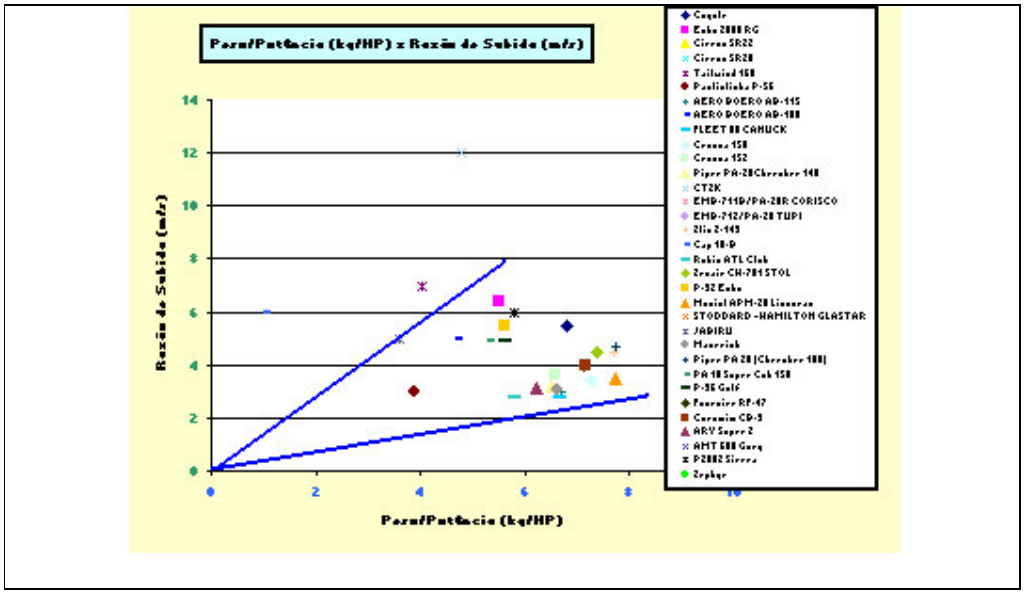

Potência (HP) x Velocidade Máx. (km/h)
Velocidade Máx. (km/h)
Potência (HP)
0
50
100
150
200
250
300
350
400
0
50
100
150
200
250
300


Peso/Potência (kg/HP) x Velocidade Máx. (km/h)
Velocidade Máx. (km/h)
Peso/Potência (kg/HP)
0
50
100
150
200
250
300
350
400
0
2
4
6
8
10


Carga Alar (kg/m²) x Velocidade Máx. (km/h)
Velocidade Máx. (km/h)
0
50
100
150
200
250
300
350
400
0
20
40
60
80
100
120

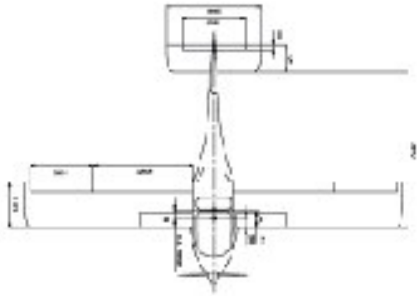

Área Alar (m²) x Velocidade Máx. (km/h)
Velocidade Máx. (km/h)
Área Alar (m²)
0
50
100
150
200
250
300
350
400
0
5
10
15
20

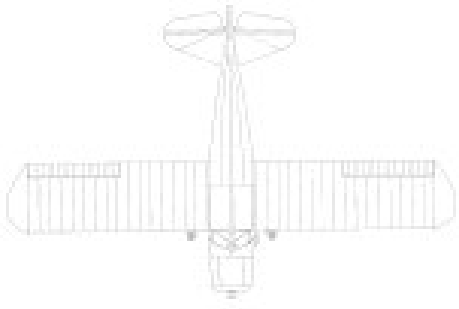
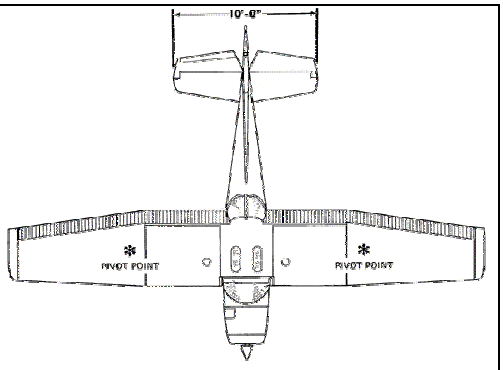

Potência (HP) x Razão de Subida (m/s)
Razão de Subida (m/s)
Potência (HP)
0
2
4
6
8
10
12
14
0
50
100
150
200
250
300
350

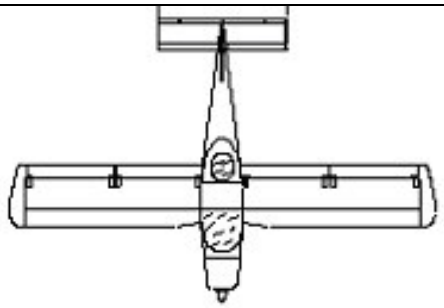
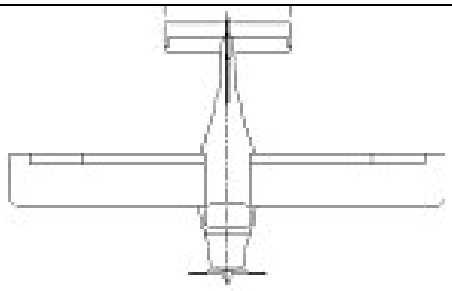


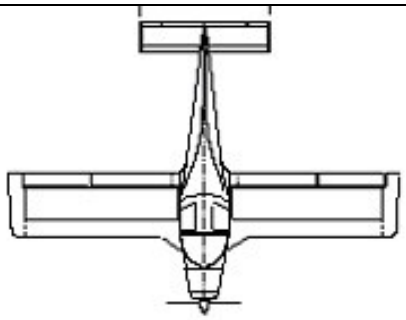
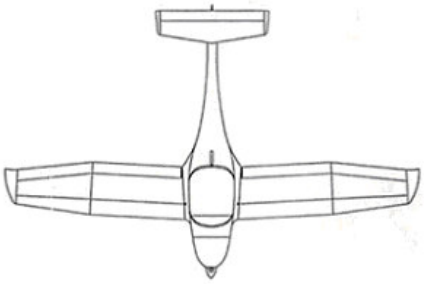
2.1.4 Vistas em Planta das Aeronaves da Tabela Comparativa

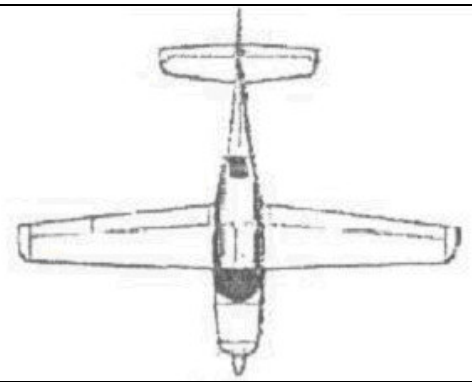
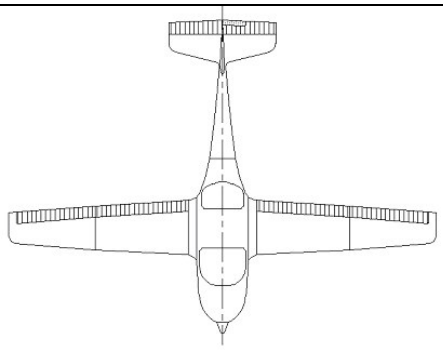
Segue abaixo a vista em planta de algumas aeronaves das tabelas comparativas:

	
Aero Boero AB 115	**CT2K**

	
FIIET 80	**Cessna 150**

	
P-92 Echo	**Jabiru**

	
P-96 Golf	**Zephyr**

	
Cirrus SR20	**RLF 01 – Guaxinim**

2.2 Lista de Prioridades

A lista de prioridades foi montada por ordem de importância das qualidades que a aeronave a ser projetada precisa satisfazer e de acordo com as especificações e requisitos do utilizador.

Lista de prioridades

1º Facilidade de Construção:

- Ao longo de todo o projeto serão buscadas soluções simples e eficientes.
- O peso mínimo será buscado como, por exemplo, dando a uma mesma peça a mesma função.
- Será utilizado material composto como fibra de vidro e fibra de carbono na fabricação da aeronave.
- Procurar-se-á conseguir um baixo custo de fabricação devido aos itens citados anteriormente e por ter como objetivo a utilização desta aeronave em vôo de instrução.

2º Segurança:

- Busca-se uma boa segurança para a aeronave RL 01 – Guaxinim visto que esta será utilizada em vôo de instrução.
- Dada uma maior confiabilidade de projeto aumenta a procura pelo uso da aeronave.

- Será utilizado um pára-quedas balístico, que será mais bem detalhado no item relatório descritivo.

3º Desempenho/Manobrabilidade:

- Será utilizado um perfil que otimize o desempenho da aeronave, não comprometendo tanto na facilidade construtiva da mesma.
- Através do uso de volumes de cauda adequados à aeronave em projeto poderá apresentar boa resposta dos comandos em baixas velocidades (mesmo que estes volumes sejam "estimados" a princípio, podendo ser otimizados durante o detalhamento deste projeto).

4º Estética:

- Ao longo do projeto, procurar-se-á compatibilizar o funcional com o estético. Melhores proporcionalidades e concordâncias das superfícies, tanto externas quanto internas da aeronave serão buscadas.

5º Manutenção

- A facilidade de manutenção afetará diretamente no "custos" da aeronave. Isto poderá ser conseguido dando melhor acessibilidade aos sistemas, desmontabilidade da aeronave e engate rápido.

6º Facilidade de Transporte no Solo

- Será utilizada uma carreta para transporte e asas desmontáveis.

3. Definição da Configuração da Aeronave

Durante a delimitação do protótipo foram feitas as estimativas das dimensões básicas da aeronave e escolha de configurações, materiais e equipamentos.

3.1 Estimativa de Peso

A estimativa considerada neste trabalho será feita segundo orientações sugeridas por (Roskan, 1985).

O primeiro passo para a estimativa de peso será a determinação da fração de consumo de combustível (Mffi). De acordo com (Roskan, 1985), tabela 2.1 para aviões monomotores, temos:

Missão Típica Etapas	Mffi
Aquecimento	0,995
Táxi	0,997
Decolagem	0,998
Subida @ 10000 ft	0,992
Cruzeiro 3h (Wi / Wo)	?
Descida	0,993
Pouso	0,993
Mff total	?

Tabela 3.1 – Consumo de Combustível

Contudo esta tabela não fornece a fração de consumo durante o vôo de cruzeiro. Então o passo seguinte é a determinação de Mffi para cruzeiro pela equação 3.1

$$Mffi = \frac{W_i}{W_o} \qquad 3.1$$

Que por sua vez será calculado a partir da equação 3.2

$$Ecl = 375 \cdot \left(\frac{1}{Vc}\right) \cdot \left(\frac{\eta_p}{c_p}\right) \cdot \left(\frac{L}{D}\right) \cdot \ln\left(\frac{W_o}{W_i}\right) \qquad 3.2$$

Onde:

Ecl – tempo de vôo de cruzeiro (h)

Vc – velocidade de vôo de cruzeiro (m/h)

η_p – eficiência da hélice (%)

c_p – consumo especifico de combustível (%)

$\left(L/D\right)_{Max}$ - maior razão entre a sustentação e o arrasto

Dos requisitos de projetos, temos:

Ecl = 3 h

Vc = 250 Km/h ou 155,34 m/h

De (Roskan, 1985), tabela 2.2. Temos.

$\eta_p = 0,8$

$c_p = 0,5$

$\left(L/D\right)_{Max}$ é calculado a partir de da determinação de CL e de CD, como demonstrado abaixo:

- A determinação de CL é feito a partir dos valores de, ρ, W, velocidade de Cruzeiro e da área alar, que se relacionam por:

$$CL = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot V^2} \qquad 3.3$$

Onde:

CL – coeficiente de sustentação

W – peso da aeronave

ρ – densidade do ar na altitude de cruzeiro, 1000ft

S – área alar

V – velocidade de Cruzeiro

Para a primeira estimativa de peso, deve-se "chutar" um valor de peso máximo de decolagem. Esse primeiro valor foi o máximo permitido pelos requisitos de projetos, sendo assim:

W = 1650 lbs

S é estimado por tabela comparativa como:

$S = 103,12\ ft^2$

$\rho_{\ 10000\ ft} = 0,0017556\ lbs / ft^3$

V = 135 nós

Então:

CL = 1

- A determinação de CD é feita segundo a equação 3.4.

$$CD = CD_o + \frac{CL^2}{\pi \cdot A \cdot e} \qquad 3.4$$

Onde o alongamento é estimado por tabela comparativa:

Então:

A = 8

e – fator de Oswald, (Roskan, 1985) tabela 3.9

e = 0,76

CD_o é o arrasto parasita, e pode ser determinado por:

$$CD_o = f / S \qquad 3.5$$

f é a área equivalente de arrasto parasita, e pode ser encontrado pela formula:

$$\log(f) = a + b \log(S_{wet}) \qquad 3.6$$

As constantes a e b vem de (Roskan, 1985), tabela 3.4 e S_{wet} é calculado pela equação 3.7.

$$\log(S_{wet}) = c + d \,.\, \log(Wto) \qquad 3.7$$

c e d podem ser encontrados em (Roskan, 1985), tabela 3.5, então:

c = 1,0892

d = 0,5147

para Wto = 1650 lbs tem-se:

S_{wet} = 370,68 ft^2

Retornado o valor de Swet na equação 3.6 tem-se:

f = 1,112 ft^2

Levando o valor de f encontrado na equação 3.5 pode-se finalmente determinar o valor de CDo = 0,011.

Com isso, retornado a equação 3.4, tem-se:

CD = 0,063

Então:

$$\left(\frac{L}{D}\right) = \left(\frac{CL}{CD}\right)$$

$$\left(\frac{L}{D}\right) = 15{,}837$$

Levando os valores de $\left(\frac{L}{D}\right)$, Ecl, Vc, ηp e cp na equação 3.2 tem-se:

$$Mffi = \frac{1}{\exp\left(\ln\left(\frac{Wo}{Wi}\right)\right)}$$

Mffi = 0,881

Agora assim é possível completar a tabela 3.1. Então:

Missão Típica	
Etapas	Mffi
Aquecimento	0,995
Táxi	0,997
Decolagem	0,998
Subida @ 10000 ft	0,992
Cruzeiro 3h (Wi / Wo)	0.881
Descida	0,993
Pouso	0,993
Mff total	0,854

Tabela 3.1 – Consumo de Combustível

O peso do combustível é calculado pela equação 3.8.

$$W_{Fuso} = (1 – Mff) . Wto \qquad \text{equação 3.8}$$

W_{Fuso} = 241,69 lbs ou 109,86 Kg

Segundo normas, a aeronave deve possuir 25% a mais que o combustível usado.

Então:

$W_{Ftotal} = W_{Fuso} . 1,25$

W_{Ftotal} = 302,11 lbs ou 137,32 Kg

O peso vazio da aeronave é definido pela equação 3.9

$$W_{oe} = W_{to} – W_{pl} – W_F - W_{ToF} \qquad 3.9$$

W_{to} = 750 Kg

W_F = 137,32 Kg

W_{ToF} = 0,5% . W_{to}

W_{pl} é a carga paga e segundo a norma é definida como:

W_{pl} = (N . 80 Kg) + 30Kg

Onde N é o numero de passageiros e 30Kg correspondem ao peso da bagagem. Como o atual projeto visa a construção de treinador bi-place tem-se:

W_{pl} = 174Kg

Então:

W_{oe} = 401,18 kg

Para saber se as estimativas destes cálculos estão coerentes com a realidade, um gráfico originado de tabela comparativa, de We x Wto foi traçado e é mostrado a seguir.

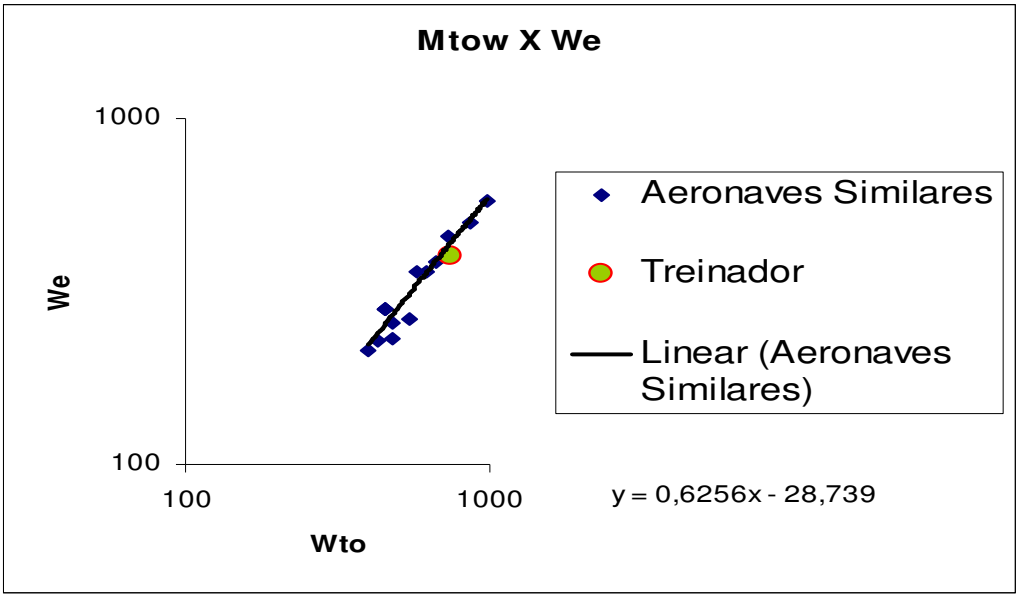


Figura 3.2 – Gráfico de Mtow (Kg) x We(Kg)

Como é possível perceber, o ponto "chutado" está um pouco fora da linha de tendência, então nesse ponto lança-se mão de um método computacional e interativo que é implementado em uma planilha Excel, em que é possível recalcular todas as etapas anteriores mudando apenas o valor para o chute inicial.

As implementações computacionais geraram as seguintes tabelas para um segundo "chute" de 1540 lbs ou 700 Kg, onde foram encontrados valores mais próximos da realidade.

Requisitos de Projetos				
Sistema	Internacional		Inglês	
Lugares	2,00			
Peso passageiro	80,00	Kg	176,00	lbf
Bagagem	14,00	Kg	30,80	lbf
Alcance	800,00	Km	497,10	Milhas
Teto de Vôo	3048,00	m	10000,00	ft
V cruzeiro	250,00	Km/h	155,34	m/h
Razão de subida	1,52	m/s	300,00	ft/min
Pouso /decolagem - Stog	500,00	m	1804,46	ft
Alongamento	9,98			
Área Alar	8,42	m^2	96,25	ft^2
Envergadura	9,17	m	27,75	ft^2
Tempo de vôo – Ecl	3,00	h		
V Para Cl max	396,27	Km/h	246,23	m/h
Área Molhada - Swet	33,23546	m^2	357,74	ft^2

Tabela 3.2 – Requisitos de projeto e valores Recalculados

Coeficientes Tabelados e Calculados	
Cp (consumo especifico de combustível)	0,500
Np (eficiência da hélice)	0,800
c	1,0892
d	0,5147
Cf (coef. De área equivalente de arrasto)	0,030
a	-2,523
b	1
f (ft^2)	1,073
f (m^2)	0,100
e	0,760
Cd0	0,011
Delta Cdo	0,017
1/pi.A.e	0,052
Cl Max	0,461
Cd Max	0,039
(L / Dmax)	11,743
Cl cruzeiro	1,000
Cd cruzeiro	0,064
(L / D)Cruzeiro	15,746

Tabela 3.3 – Valores Recalculados de coeficientes

Missão Típica	
Etapas	Mffi
Aquecimento	0,995
Táxi	0,997
Decolagem	0,998
subida @ 10000 ft	0,992
Cruzeiro 3h (Wi / Wo)	0,881
Descida	0,993
Pouso	0,993
Mff total	0,853

Tabela 3.4 – Valores Calculados de Mffi

Estimativas de Pesos				
Sistema	Internacional		Inglês	
Peso Máximo de Decolagem - Mtow (Kg)	700,00	Kg	1540,00	lbf
Carga Paga - Wpl (Kg)	174,00	Kg	382,80	lbf
Peso do Combustível - W F uso (Kg)	102,97	Kg	226,54	lbf
Peso total de combustível - W F	128,72	Kg	283,18	lbf
Volume Total de Combustível (L)	92,68	L	5655,43	in^3
Peso Mínimo Operacional - Woe (Kg)	397,28	Kg	874,02	lbf
Combustível não utilizado - Wtof (Kg)	35,00	Kg	77,00	lbf
Peso Vazio - We (Kg)	362,28	Kg	797,02	lbf

Tabela 3.5 – Novos Valores

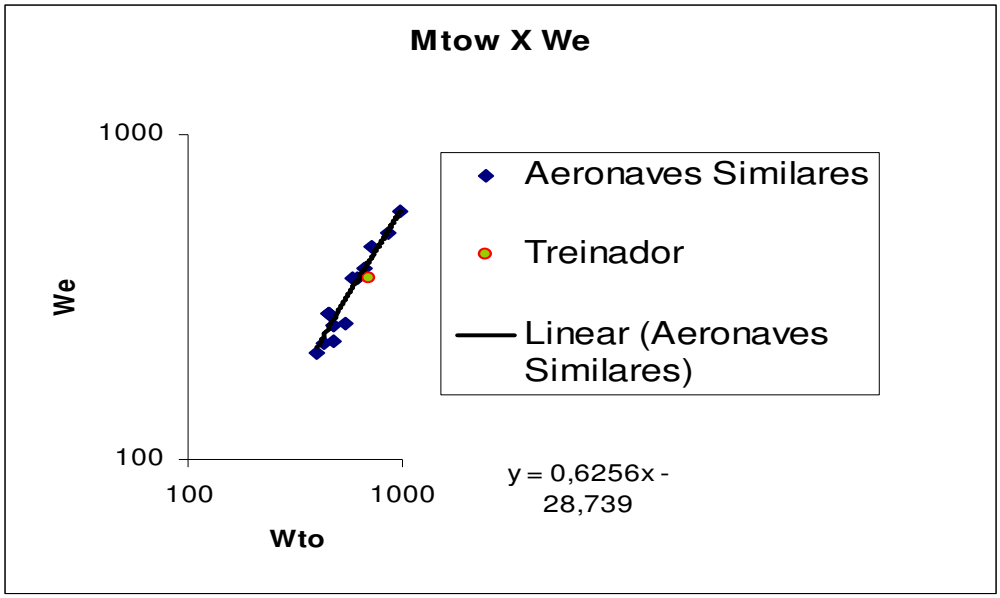


Figura 3.3 – Gráficos Mtow(Kg) x We(Kg)

Como se pode perceber o segundo “chute” está mais próximo da linha de tendência que o primeiro, então o peso máximo de decolagem que será considerado nos cálculos da aeronave daqui por diante será de 700Kg, e o peso vazio de 362,28 Kg.

3.2 Diagrama de Restrição W/P x W/S

Agora, de posse de uma primeira estimativa de peso, faz-se necessário traçar um diagrama W/P (razão entre peso e potência) x W/S (razão entre peso e a área alar) em função de CL para que seja possível determinar a área alar e verificar qual é a potência ideal a ser utilizada pelo grupo moto-propulsor para que atinja a potência requerida.

A construção do diagrama W/P x W/S foi feita segundo orientações sugeridas por (Roskan, 1985).

3.2.1 Decolagem

A primeira curva a ser levantada foi a para distancia de decolagem. (Roskan, 1985) recomenda o uso da equação 3.10.

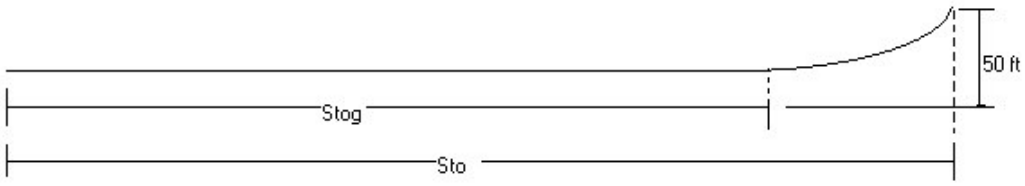


Figura 3.4 – Decolagem

$$Sto \propto \frac{(W/S)_{To} \cdot (W/P)_{To}}{\sigma \cdot CL_{\max To}} = TOP_{23} \qquad 3.10$$

Onde:

Sto – distancia de decolagem

W/P – razão entre peso e potência

W/S – razão entre peso e a área alar

σ- razão entre a densidade do ar na altitude de decolagem e a densidade do ar ao nível do mar

$CL_{Max\ To}$ – coeficiente de sustentação para decolagem

TOP_{23} – parâmetro de decolagem FAR parte 23

$$S_{Tog} = 4{,}9 \,.\, TOP_{23} + 0{,}009 \,.\, TOP_{23}^{2} \qquad 3.11$$

S_{Tog} – Distância de decolagem no solo

S_{Tog} = 500 m (requisito de projeto)

Então:

TOP_{23} = 251,8

σ = 1 (decolagem ao nível do mar)

$$W/S = \frac{TOP_{23} \cdot \sigma \cdot CL_{\max To}}{W/P} \qquad 3.12$$

(Roskan, 1985), sugere na tabela 3.1 valores de $CL_{Max\ To}$ variando entre 1,3 – 1,9.

A partir da equação 3.12 é possível traçar o seguinte gráfico:

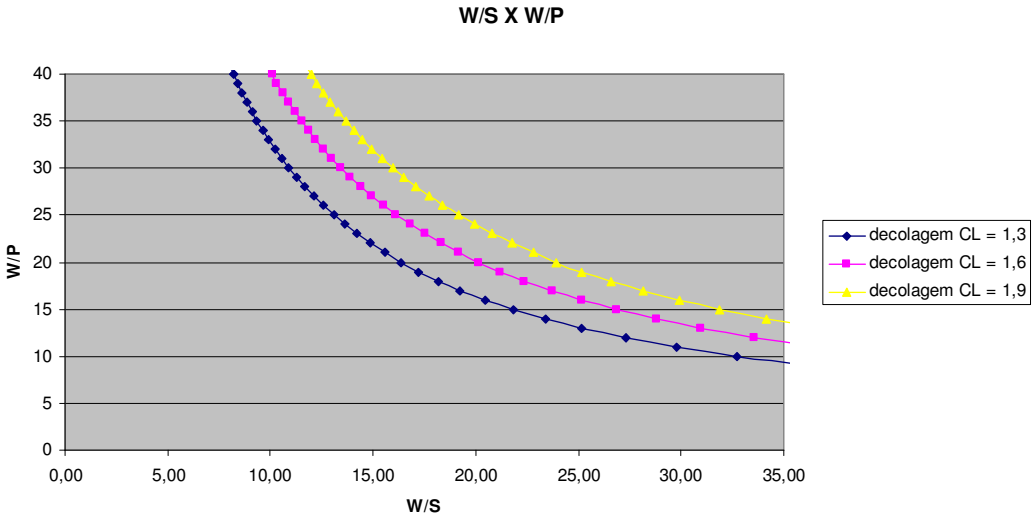


Figura 3.4 – Gráfico decolagem W/s (lbs/ft²) x W/p (lbs/hp)

3.2.2 Pouso

$$W = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 S \cdot CL \qquad 3.13$$

Separando as variáveis de modo a obter W/S temos:

$$\frac{W}{S} = \frac{V^2 \cdot \rho \cdot CL}{2} \qquad 3.14$$

Roskan [] recomenda:

$S_L = 0{,}265 \; . \; V_{SL}^2$

S_L – distância para pouso [ft]

V_{SL} – velocidade de estol para pouso [Kt]

V_{SL} =55 Kt segundo FAR 23 []

$\rho = 0{,}0023$ Slog/ft^2

Levando esses valores na equação 3.14 tem-se:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_L = 3{,}58 \cdot CL_{L\max} \qquad 3.15$$

Com a equação 3.15 podem ser traçadas as curvas W/S x W/P em função de CL_{Lmax}.

CL_{Lmax} varia de 1,6 – 2,3 e é obtida através da tabela 3.1 do (Roskan, 1985).

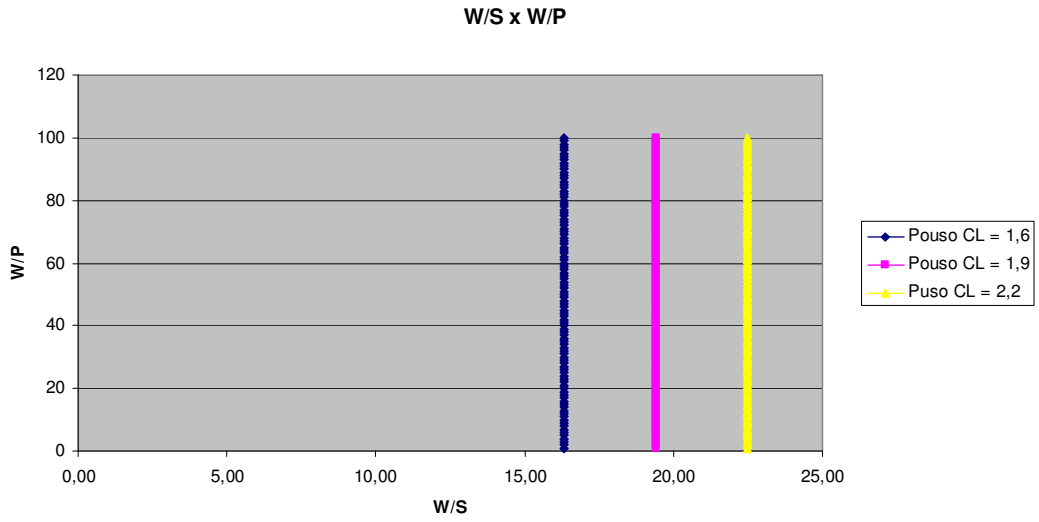


Figura 3.5 – Gráfico pouso W/s (lbs/ft^2) x W/p (lbs/hp)

3.2.3 Razão de Subida

CGR – gradiente de subida. Segundo (FAR) parte 23.65 CGR =1/12

CGRP – parâmetro de gradiente de subida

$$CGRP = \frac{\left[CGR + (L/D)^{-1}\right]}{CL^{1/2}} \qquad 3.16$$

Como se pode ver pela equação 3.16, CGRP varia com a razão (L/D) e CL.

Então se calculou (L/D) para CL variando de 1,3 – 1,9 de acordo com (Roskan, 1985), tabela 3.1.

Como $(L/D)_{Max}$ geraria valores muito próximos aos da velocidade de estol, foi adotado $CL_{climb} = CL_{Max} - 0,2$ para correção.

CD pode ser calculado pela equação seguinte.

$$CD = CD_o + \frac{CL^2}{\pi \cdot A \cdot e} \qquad 3.17$$

Encontrou-se:

Angulo de subida	CD	L/D	CGR	CGRP
CD p/ CL = 1,1	0,076588	14,36249	0,08	0,145841
CD p/ CL = 1,4	0,115854	12,08422	0,08	0,140368
CD p/ CL = 1,7	0,164542	10,33168	0,08	0,138148

Tabela 3.6 – Ângulo de Subida

Para traçar o gráfico W/S x W/P partiu-se da equação 3.

$$CGRP = \frac{18,97 \cdot \eta_p \cdot \sigma^{1/2}}{(w/P) \cdot (W/S)^{1/2}} \qquad 3.18$$

$\sigma = 1$(considerando pouso ao nível do mar)

$\eta_p = 0,8$

Sendo assim:

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \left(\frac{15,176}{(W/P) \cdot CGRP}\right)^2 \qquad 3.19$$

Para cada valor de CL tem-se um CGRP diferente como demonstrado acima. Aplicando os valores de CGPR encontrados, na equação 3.19 gerou-se o seguinte gráfico.

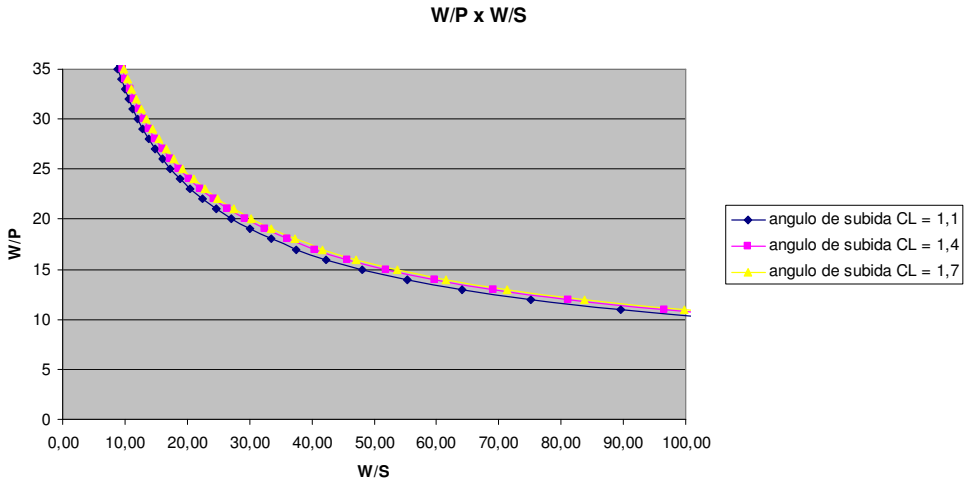


Figura 3.6 – Gráfico W/p (lbs/ft^2) x W/s(lbs/hp)

3.2.4 Arremetida

As curvas de arremetida são obtidas de maneira completamente análoga, não obstante, incluindo tão somente uma correção de CD_o para flape de decolagem, como sugerido por (Roskan,1985) tabela 3.4.1, que no caso é de 0,015. obtendo assim os gráficos demonstrados abaixo.

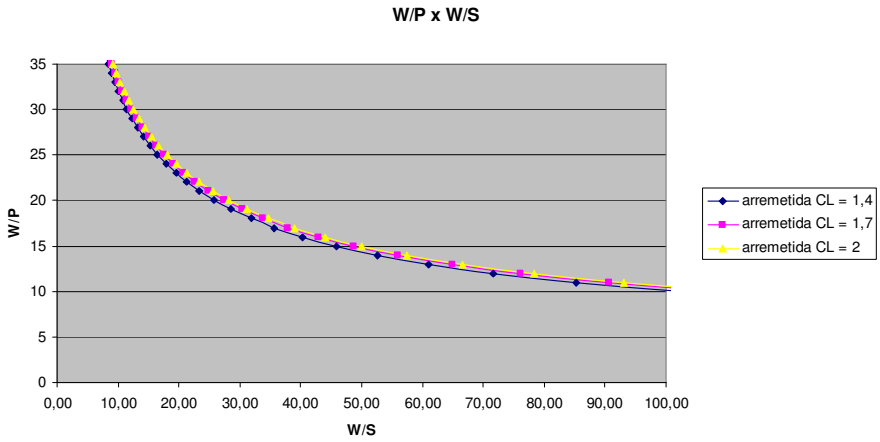


Figura 3.7 – Gráfico W/p x W/s

3.2.5 Razão de Subida

(Roskan, 1985), apresenta a equação 3.20.1e 3.21 para o levantamento das curvas correspondentes à razão de subida.

$$RC = \frac{dh}{dt} = 33000 \text{ . RCP (ft/min)} \qquad 3.20$$

$$RCP = \left[\frac{\eta_p}{W/P} - \left(\frac{(W/S)^{1/2}}{19 \cdot (CL^{3/2}/CD) \cdot \sigma^{1/2}} \right) \right] \qquad 3.21$$

Onde:

RC – razão de subida

RCP – Parâmetro de razão de subida

RC = 300 ft/min (valor estimado por tabela comparativa)

Então:

RCP = 0,009091

$$\left(\frac{CL^{3/4}}{CD} \right)_{\max} = \frac{1{,}345 \cdot (A \cdot e)^{3/4}}{CD_o^{1/4}} \qquad 3.22$$

$$\left(\frac{CL^{3/4}}{CD} \right)_{\max} = 12{,}70$$

$\eta_p = 0{,}8$

$\sigma = 1$ (considerando operações ao nível do mar)

Inserindo estes valores na equação 3.21, torna-se viável a determinação do gráfico da razão de subida.

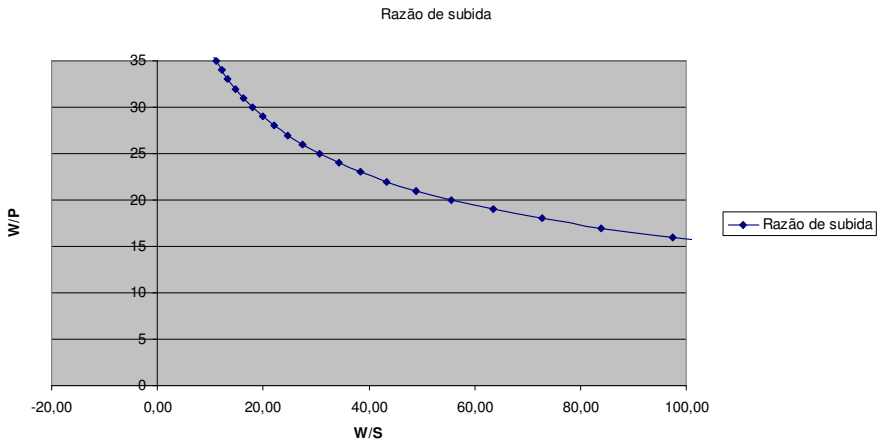


Figura 3.8 – Razão de Subida W/P (lbs/ft^2) x W/S (lbs/hp)

3.2.6 Velocidade de Cruzeiro

De acordo com (Roskan, 1985).

$$V_{CR} \propto I_p$$

$$I_p = \left[\frac{(W/S)}{\sigma \cdot (W/P)} \right]^{1/3} \qquad 3.23$$

I_p – potencia indicada [hp/ft^2]$^{1/3}$

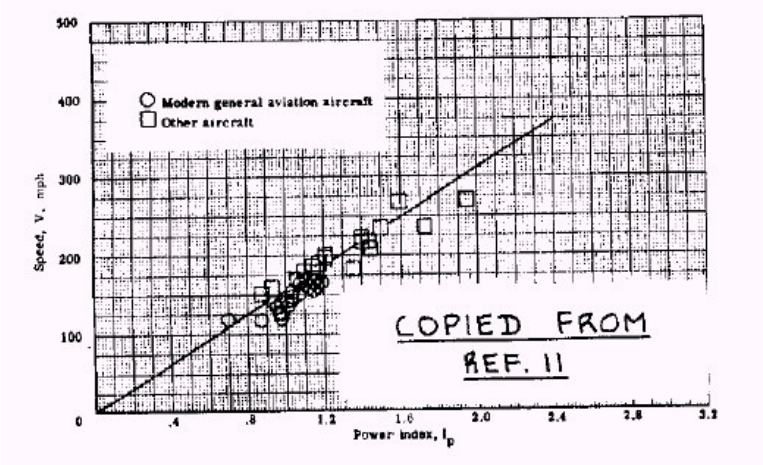


Figura 3.9 – Gráfico Velocidade x Ip

Entrando na figura 3.9 com o valor da velocidade de cruzeiro estipulada pelos requisitos de projeto $V_{cruzeiro}$ = 155,34 m/h, tem-se:

$I_p = 0,9\ [hp/ft^2]^{1/3}$

$\sigma = 1$ (considerando operações ao nível do mar)

Colocando estes valores na equação 3.23 pode-se traçar a curva para velocidade de cruzeiro a 75% de potência.

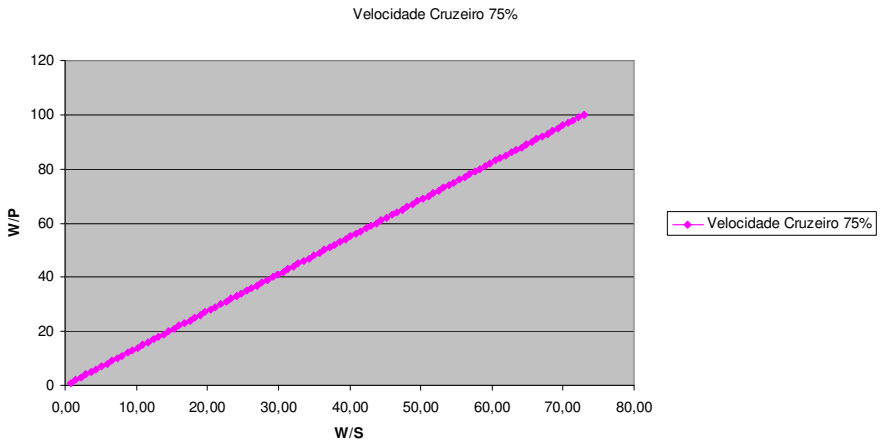


Figura 3.10 – Gráfico W/p(lbs/ft^2) x W/s(lbs/hp)

Entretanto, foi considerada a curva para potência de 100% como sendo a mais restritiva. Sendo assim tem-se

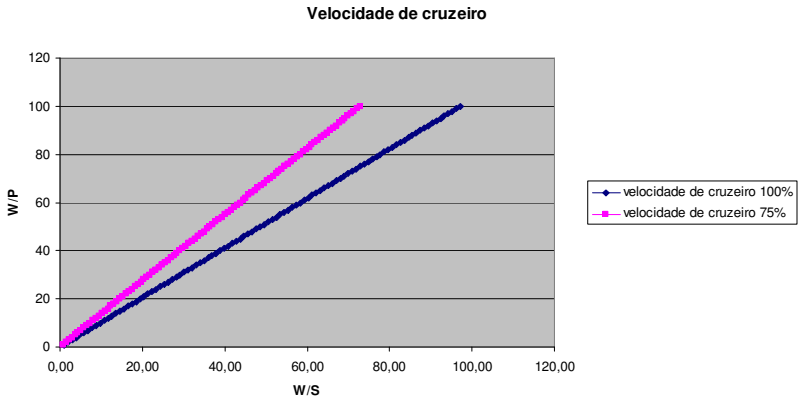


Figura 3.11 – Gráfico W/p(lbs/ft^2) x W/s(lbs/hp)

3.2.7 Curvas W/P x W/S

Unindo agora todos gráficos levantados nos itens anteriores, obtem-se:

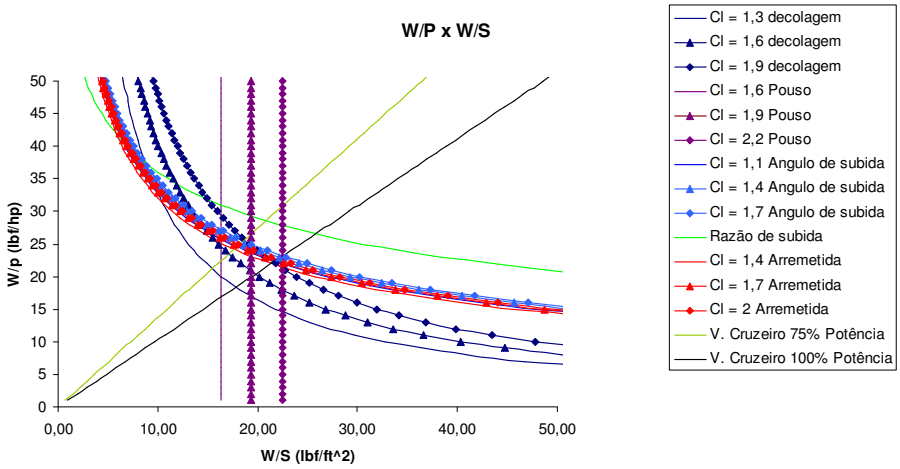


Figura 3.12 – Gráfico W/p(lbs/ft^2) x W/s(lbs/hp)

Através de uma analise detalhada do gráfico W/P x W/S, pôde-se escolher um ponto de projeto. Este ponto deve estar situado abaixo da curva de velocidade de cruzeiro a 100% de potência, e preferencialmente abaixo e a esquerda das demais curvas, doravante, nada impede que estas curvas sejam ultrapassadas, desde que para isso seja respeitada a possibilidade de alcançar o CL para tais pontos.

Através das tabelas comparativas, já se tinha uma idéia da potência do motor e da área alar. Como o peso da aeronave já foi estimado, pôde-se escolher um ponto no gráfico de modo a não incorrer em um valor muito fora da realidade. Assim sendo o ponto de projeto foi estipulado como sendo:

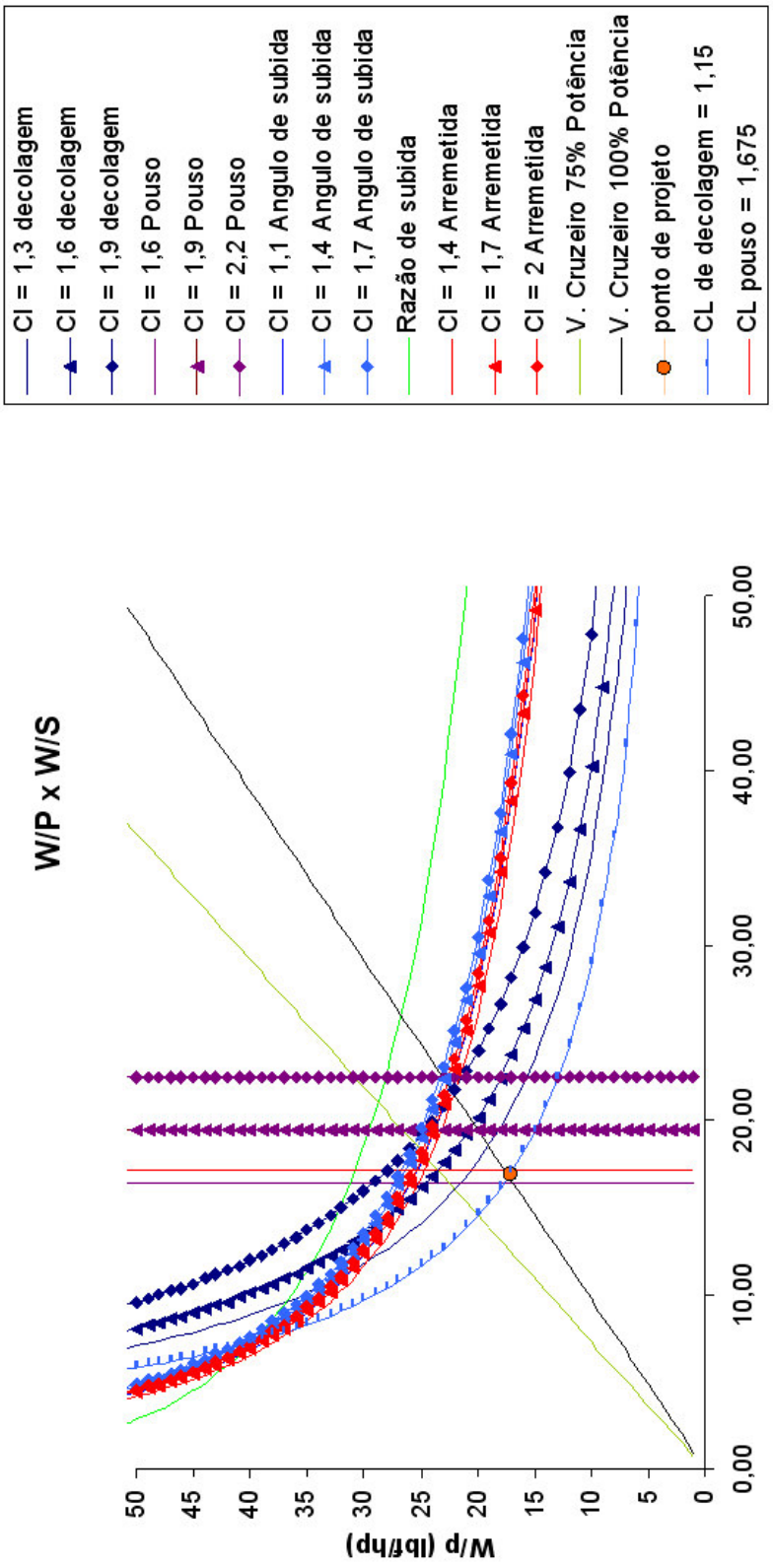


Figura 3.13 – Gráfico ponto de projeto, W/p(lbs/ft²) x W/s(lbs/hp)

W/P = 17 lbf/hp

W/S = 17 (lbf/ft^2)

Para um peso de 1540 lbf tem-se:

P = 90,6 hp (potência requerida)
S = 90,6 ft^2 ou 8,42m^2 (área alar)

Pode-se observar ainda que o CL para decolagem será CL $_{decolagem}$ = 1,15, e o CL para pouso será CL $_{pouso}$ = 1,675.

3.2.8 Volume de Calda

O calculo do volume de calda da aeronave tem como objetivo a determinação da razão entre as áreas das empenagens e a distancia entre as mesmas e a linha de ¼ da corda da asa, de modo a obter a controlabilidade almejada.

As áreas das empenagens foram calculadas segundo demonstrado por (Pazmany, 1963) e de acordo com a equação 3.24 e 3.25 que seguem abaixo.

$$S_H = \overline{V_H} \cdot \frac{S_W \cdot c}{l_H} \qquad 3.24$$

$$S_V = \overline{V_V} \cdot \frac{S_W \cdot b}{l_V} \qquad 3.25$$

Onde:

S_H – área da empenagem horizontal.
S_V – área da empenagem vertical.

$\overline{V_H}$ - volume de cauda horizontal.

$\overline{V_V}$ - volume de calda vertical.

S_W – área da asa.

l_V – distância entre a linha de ¼ da corda da asa e a linha de ¼ da corda da empenagem vertical.

l_H - distância entre a linha de ¼ da corda da asa e a linha de ¼ da corda da empenagem horizontal.

Estes valores e equações foram relacionados através de uma planilha Excel como apresentados na tabela abaixo.

Sistema	Internacional		Ingles	
Área alar - Sw	8,42	m^2	90,59	ft^2
Envergadura - b	8,21	m	26,92	ft
Corda media - c	1,03	m	3,37	ft
Cef. Volume de Cauda Horizontal - V_H	0,70		0,70	
Coef. Volume de Cauda vertical – Vv	0,04		0,29	
Comprimento de Cauda – Lh	4,30	m	14,11	ft
Comprimento de Cauda – Lv	4,00	m	13,12	ft
Área da cauda Horizontal – S_H	1,41	m^2	15,13	ft^2
Área da cauda Vertical – Sv	0,67	m^2	7,25	ft^2

Tabela 3.7 – Volume de Calda

Os valores de V_H e V_V são obtidos diretamente de (Pazmany, 1963), tabelas 8 e 9.

As áreas das empenagens, vertical e horizontal, encontradas estão um pouco abaixo do esperado, comparando com outras aeronaves de mesma categoria. Então se optou por estimar estas áreas através de tabelas comparativas. Assim sendo, tem-se:

$S_H = 1{,}8\ m^2$

$S_V = 1{,}2\ m^2$

3.2.9 Escolha do Grupo Motopropulsor

Como mostrado no item 3.2.7, observou-se que, a partir da escolha do ponto de projeto, a aeronave precisa de um motor que tenha 90hp de potência para atender os requisitos.

Sugere-se então, no projeto da aeronave RLF 01 – Guaxinim, o uso do motor ROTAX tipo 914 F, podendo este ser substituído por outros, desde que continue a atender a potência mínima estimada e que não ultrapasse os limites dimensionais do berço do motor.

Segue abaixo as características do motor ROTAX 914 F.

Potência	100 Hp a 5.500 rpm
Potência Máxima*	115 Hp a 5.800 rpm
Par Motor	123 Nm a 5100 rpm
Revoluções máximas	5.800 rpm
Diâmetro	79.5 mm
Comprimento	61 mm
Cilindrada	1211,2 cm^3
Combustível	Gasolina con o sin plomo o AvGAS.
Líquido Refrigerante	50% BASF anticorrosivo - 50% Água.
Alternador	250W /13,5 V a 5500 rpm.

TORQUE			**Razão do Compressor**	**Voltagem**
Nm	ft.lb.	1/min	9.0 : 1	13,5 V
144	106	4900		

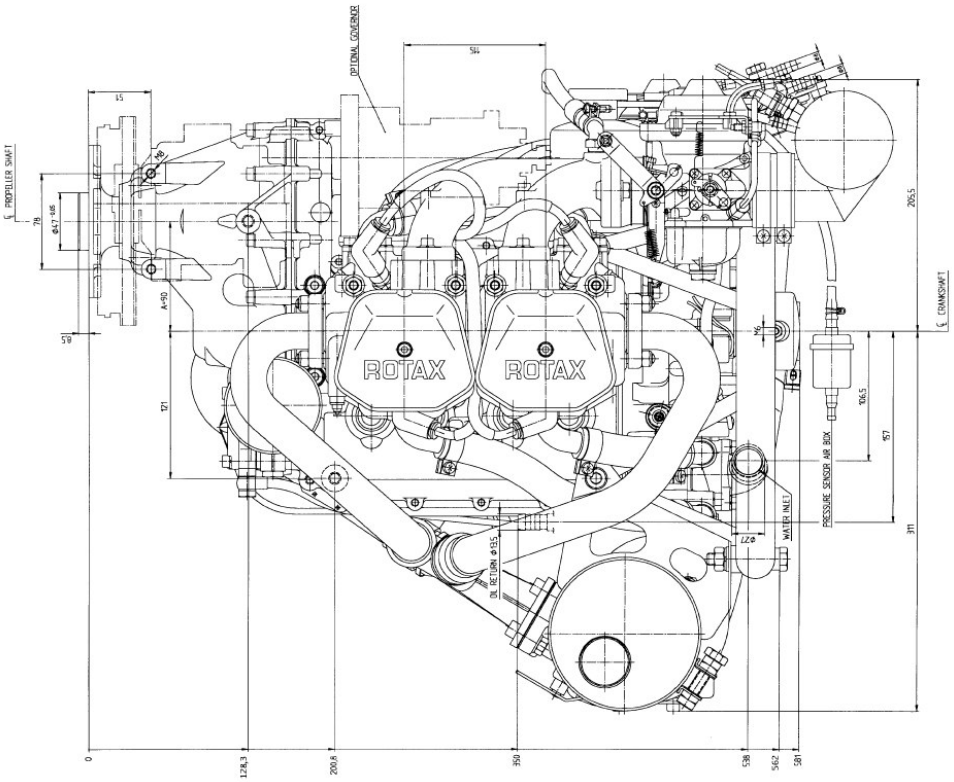


Figura 3.14 - Vista lateral do motor ROTAX 914 F

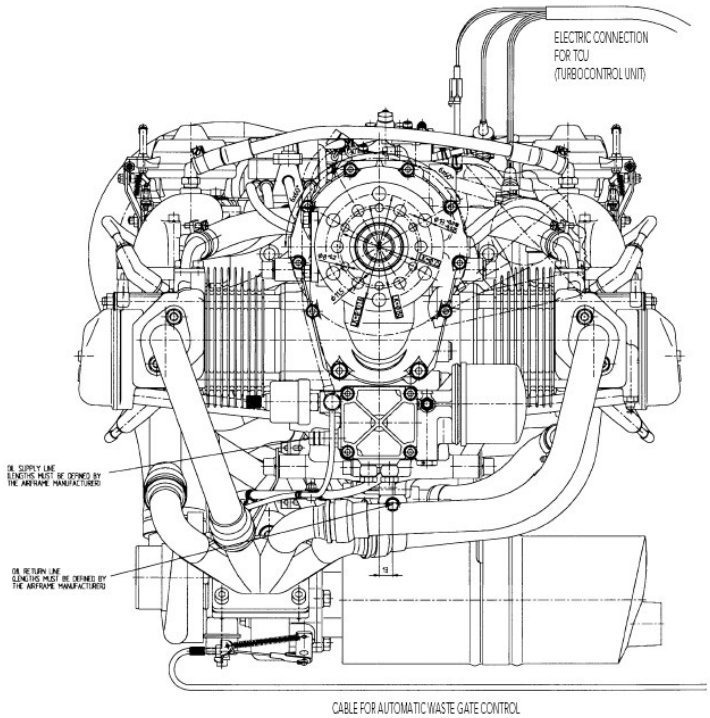


Figura 3.15 - Vista frontal do motor ROTAX 914 F

Figura 3.16 – Motor ROTAX 914 F

São colocadas, a seguir, curvas de potência, velocidade e consumo do motor ROTAX 914 F:

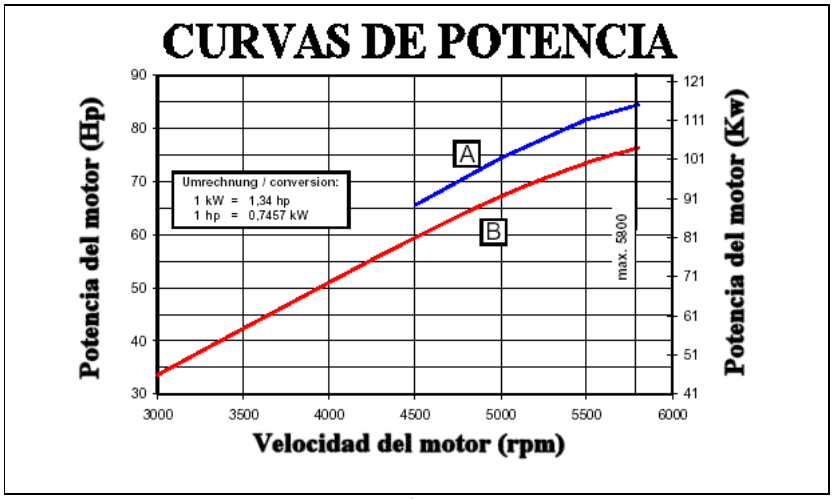


Figura 3.17 – Curvas de potência do motor ROTAX 914 F

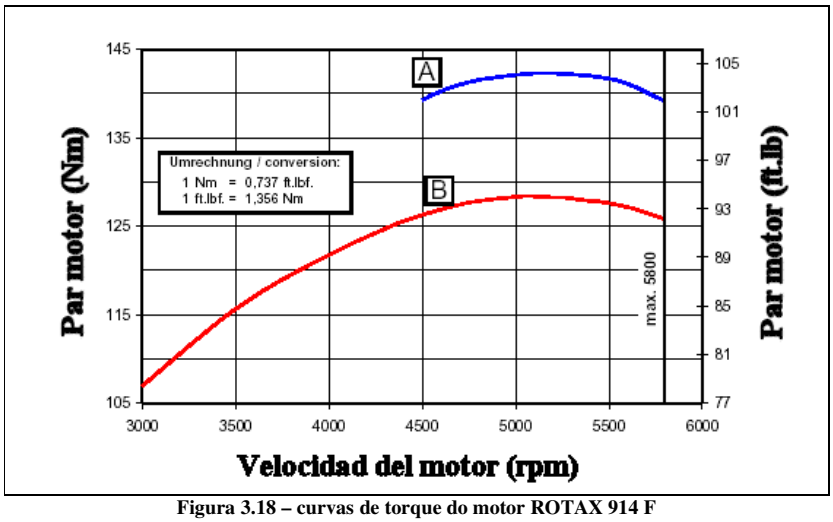


Figura 3.18 – curvas de torque do motor ROTAX 914 F

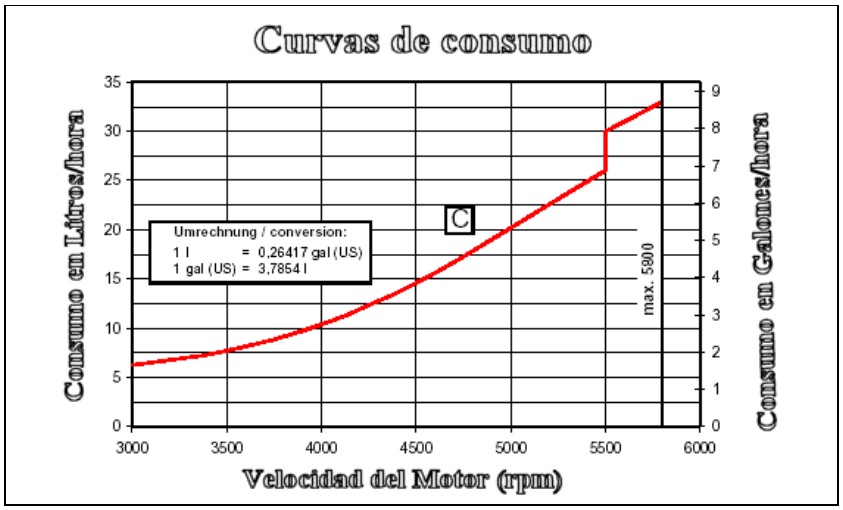


Figura 3.18 – Curva de consumo do motor ROTAX 914 F

A hélice adotada é bi-pá, marca MT-PROPELLER, modelo MTV-21, com passo ajustável hidraulicamente.

Visualiza-se a seguir a documentação que dá as características técnicas da hélice:

mt-propeller
ENTWICKLUNG GMBH
EASA DE.21G.0008
EASA.21J.020

Airport Straubing-Wallmühle
94348 Atting / Germany
Telefon 49-(0)9429-9409-0
Telefax 49-(0)9429-8432
E-mail: sales@mt-propeller.com

MTV-21-( )

VERSTELLPROPELLER
VARIABLE PITCH PROPELLER

EASA (32.130.86) / FAA (P16BO) / TCCA / Brazil CTA zugelassen / *approved*

Hydraulisch verstellbarer 2-Blatt Propeller für Motorsegler und Leichtflugzeuge, stufenlos von Startstellung bis Reisestellung, oder mit Segelstellung.

Hydraulically variable pitch propeller for Motorgliders and light aircraft, infinitely variable pitch range from take off to cruise, or feathering.

NABE / *HUB:* Geschmiedete / gefräste Leichtmetall-Legierung.
Forged / milled aluminum alloy.

BLÄTTER / *BLADES:* Natural-Composite-Gemischtbauweise mit FVK Mantel, Metall-Kantenschutz, Acryl-Lackierung.
Natural-Composite with fiber reinforced epoxy cover, metal erosion shields, acryl varnish.

TECHNISCHE DATEN / *TECHNICAL DATA*

Max. Leistung / *Max. Power:* (gem. Kennblatt / *according TCDS*)	*Take-Off Power:* 59 kW (79 HP) @ 3400 rpm or 64 kW (86 HP) @ 3200 rpm *Continous Power:* 68 kW (91 HP) @ 3000 rpm [145-160 cm] *Take-off Power / Cont. Power:* 74 kW (100 HP) @ 2750 rpm [145-175 cm] *Take-Off Power:* 85 kW (114 HP) @ 2388 rpm *Cont. Power:* 74 kW (100 HP) @ 2265 rpm [145-180 cm]
Max. Leistung / *Max. Power (Design Limit):*	90 kW (120 HP) @ 3400 rpm
Blattzahl / *Number of blades:*	2
Max. Durchmesser / *Max. diameter:*	180 cm (71")
Max. Verstellbereich / *Max. pitch range:*	+ 10° ↔ +82°
Masse mit 160 cm / *Weight with 63":*	10,5 kg (23.5 lbs)
Masse des Spinners / *Weight of the spinner:*	0,9 kg (1.9 lbs)
Propeller-Regler / *Propeller governor:*	1,1 kg (2.4 lbs)
Polares Trägheitsmoment mit 160 cm / *Polar moment of inertia with 63":*	0,3 kgm² (1005 lbin²)
Verfügbare Anschlußflansche / *Available mounting flanges:*	A = □ Flansch for Motorsegler Triebwerke / Flange for Motorglider engines (Limbach, Grob, Sauer, Rotax, etc.) D = □ ARP-502, Typ 1 F = □ AS 127-D, SAE No. 1 mod., 3/8"-24 UNF bolts

Einbauzeichnung: siehe 2. Seite
Installation information: see 2nd page

Diese Angaben sind nur zur Information und begründen keine Betriebsanweisungen.
Technische Änderungen ohne Vorankündigung vorbehalten.
The information herein do not constitute any operational limits or guidance.
The right to change without prior notice reserved.

March 2005

Figura 3.19 – documento contendo informações técnica sobre a hélice MT - PROPELLER, modelo MTV-21

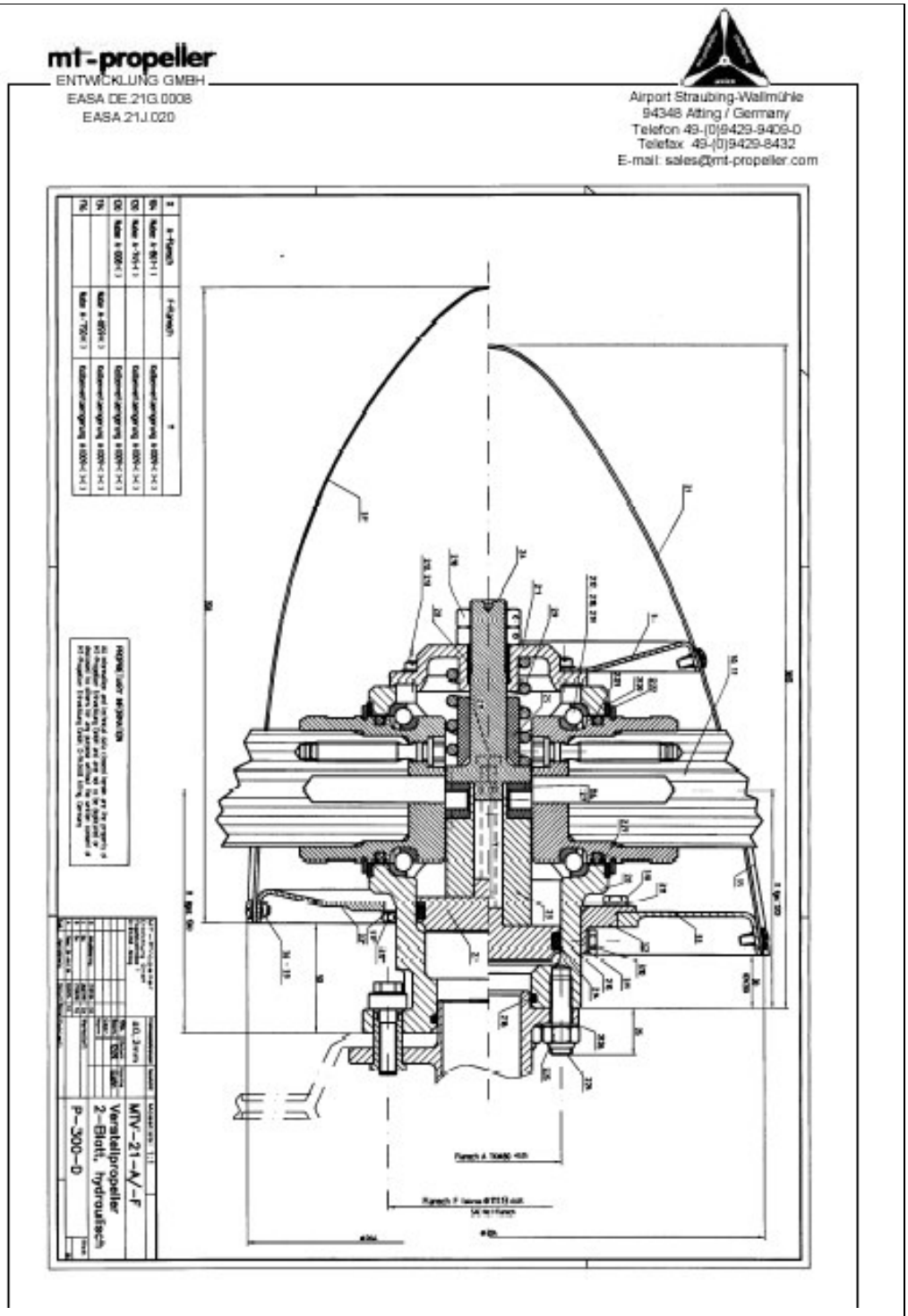

mt-propeller
ENTWICKLUNG GMBH
EASA.DE.21G.0008
EASA.21J.020
Airport Straubing-Wallmühle
94348 Atting / Germany
Telefon 49-(0)9429-9409-0
Telefax 49-(0)9429-8432
E-mail: sales@mt-propeller.com
MTV-21-A/-F
Verstellpropeller
2-Blatt, hydraulisch
P-300-0

Figura 3.20 – vista esquemática do spinner com ajuste hidráulico de passo

3.2.10 Seleção de Aerofólios (polar de arrasto)

Para a determinação de qual seria o melhor perfil a ser utilizado, primeiramente considerou-se o melhor desempenho da aeronave, o que levou a pesquisar perfis NACA série 6, por apresentarem qualidades de escoamento essencialmente laminar ao longo do perfil, levando o ponto de transição laminar-turbulento mais próximo ao bordo de fuga em comparação com perfis turbulentos.

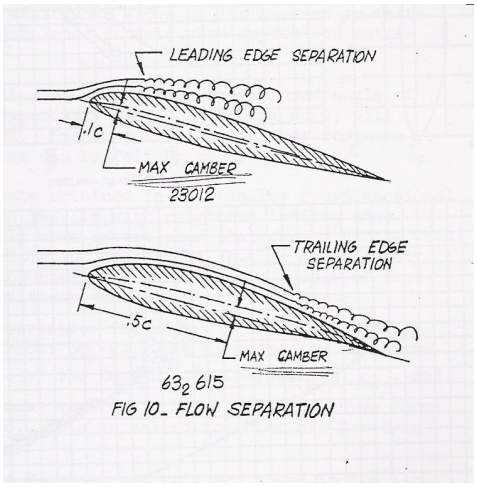


Figura 3.21 – diferença entre perfil laminar e turbulento

Tais características implicam no surgimento de uma região de arrasto mínimo no gráfico da polar de arrasto, o chamado balde laminar. Na região do balde o arrasto mínimo é praticamente constante para diferentes coeficientes de sustentação, melhorando o desempenho da aeronave.

Como o presente projeto visa à construção de uma aeronave para instrução básica e avançada, as características de estol do perfil tornaram-se um fator primordial nessa fase de escolha. Para esse tipo de aeronave o comportamento do estol deve ser o mais suave possível, onde o piloto é capaz de sentir a "parada" de sustentação com o aumento do ângulo de ataque e ainda assim ter sustentação suficiente para corrigir a atitude da aeronave.

Em aeronaves de treinamento normalmente são usados perfis assimétricos que produzem sustentação mesmo com um ângulo de incidência nulo, pois aumenta o

coeficiente de máxima sustentação e desloca a polar de arrasto para a direita, fazendo com que o coeficiente de arrasto aumente para baixos valores de CL, mas diminuam para altos valores de CL.

Reunindo as características supracitadas e através de pesquisas em (Abbot, 1949) chegou-se à escolha do perfil NACA 65_2-415.

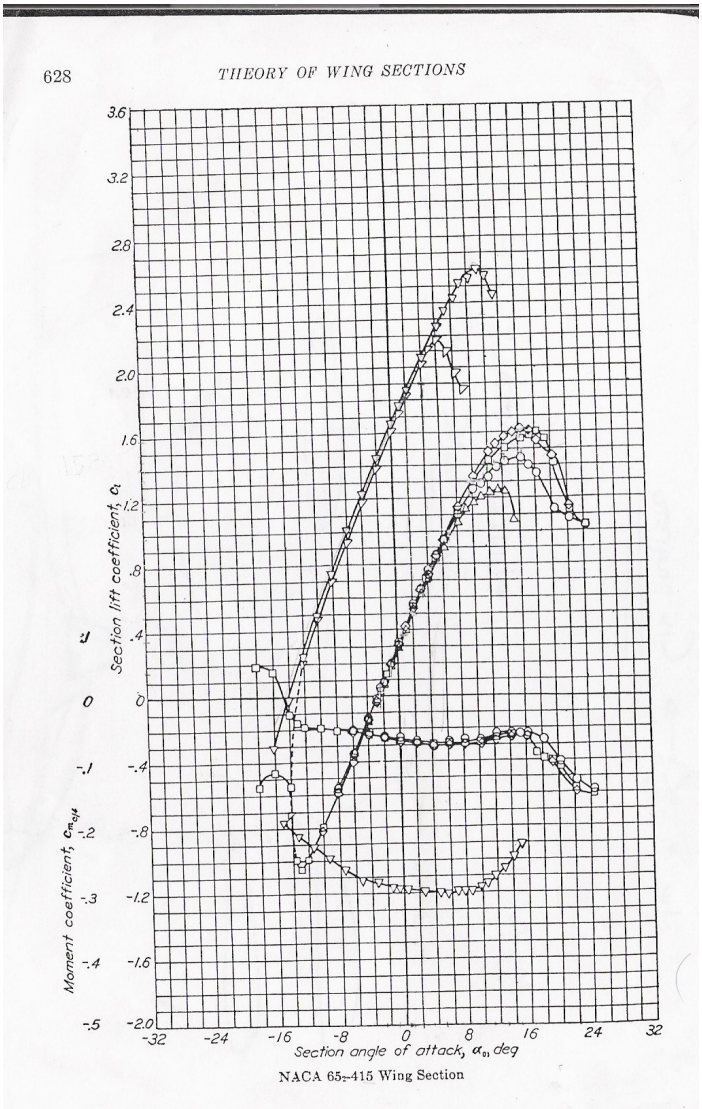


Figura 3.22 – curva CL x α para o perfil NACA 65_2-415

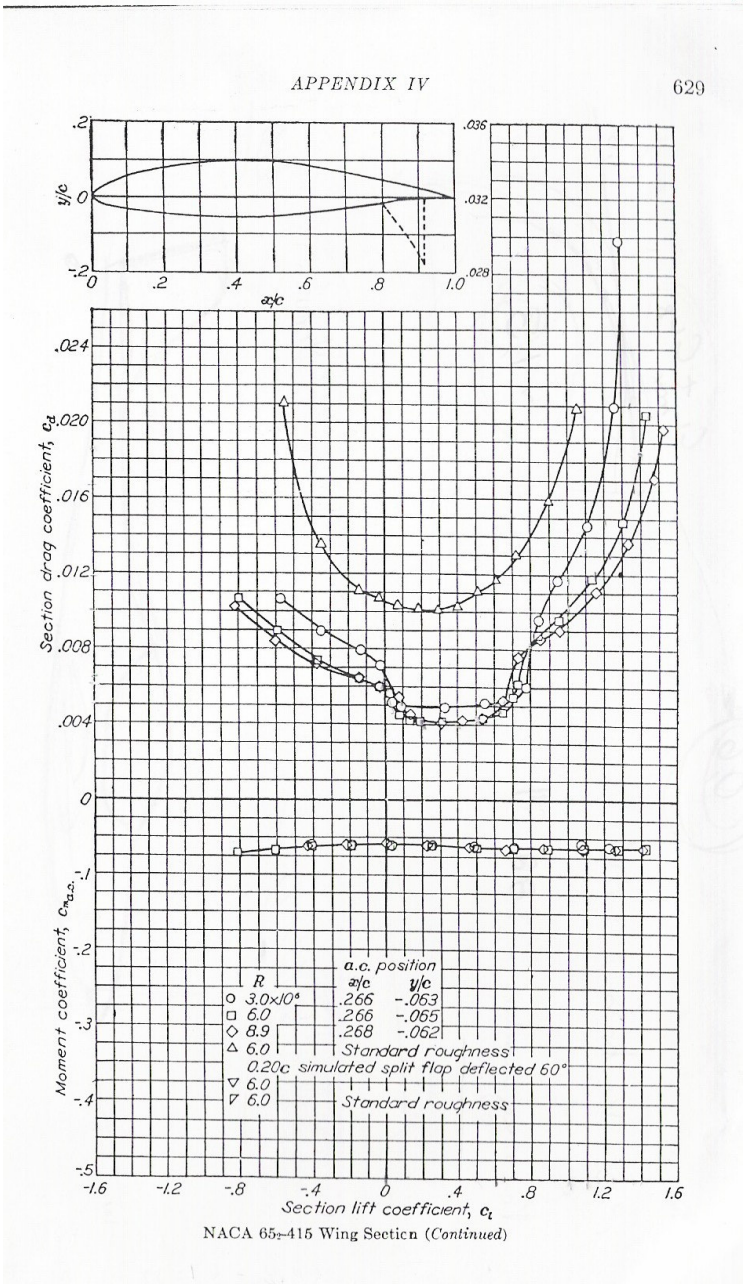


Figura 3.23 – polar de arrasto do perfil NACA 65_2-415

Entretanto, os gráficos CL x α e CD x CL apresentados por (Abbot, 1949) não consideram a tri-dimensionalidade dos aerofólios. Para realizar a correção dos dados do perfil de bi-dimensional para tri-dimensional utilizou-se da implementação computacional do método Multop descrito em (Anderson, 2001), onde os seguintes resultados foram obtidos.

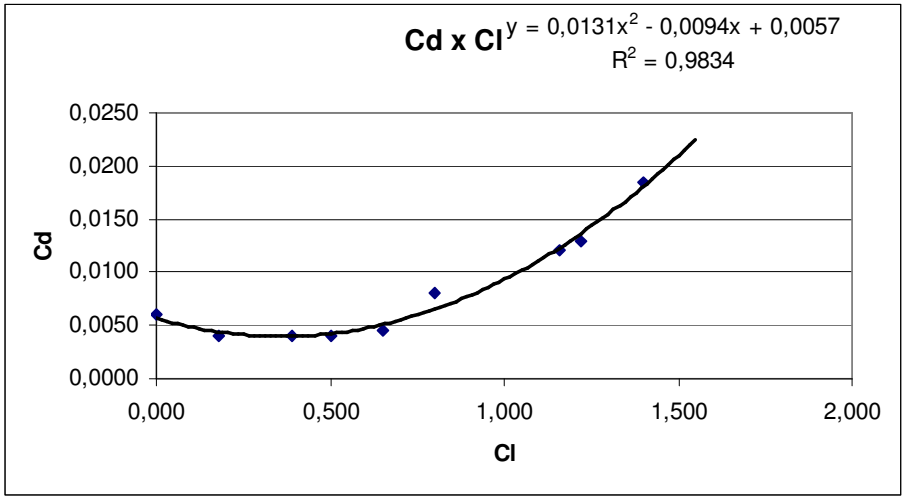


Figura 3.24 – Polar de arrasto levantado a partir dos dados do perfil NACA 65_2-415

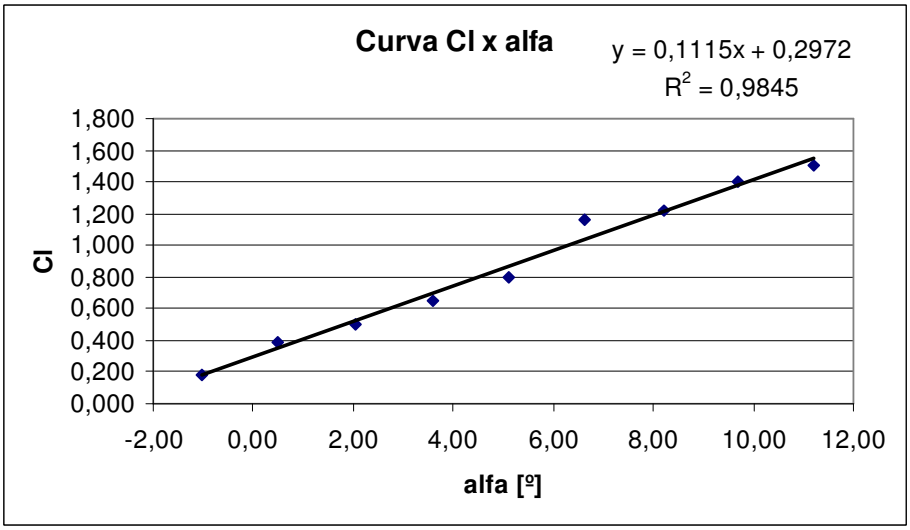


Figura 3.25 – curva CL x α levantada a partir dos dados perfil NACA 65_2-415

A determinação da máxima distribuição de sustentação possibilitada pelo perfil sem o uso de dispositivos de hiper-sustentação é feita através de analise do gráfico da polar de arrasto, o CL

máximo é atingido quando CD tende para infinito, caracterizando assim um comportamento de estol. Para o perfil NACA 65_2-415 o CL máximo é de 1,45.

Agora para se conhecer o ângulo de estol através de Multop basta variar o ângulo de ataque ate que CL_{Max}= 1,45. Feito isso obtem-se um ângulo de estol de 18º.

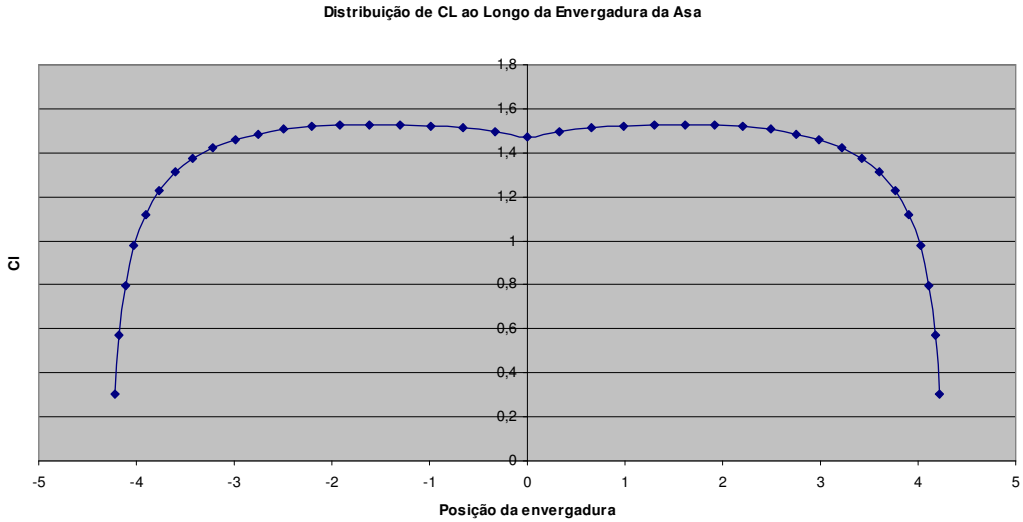


Figura 3.26 – distribuição de CL ao longo da envergadura da asa para angulo de estol de 18º

3.2.11 Dispositivos de Hiper-sustentação

Os flapes são os dispositivos de hiper-sustentação mais comuns e utilizados na maioria das aeronaves, segundo (Barros, 2001), "os flapes são um artifício para aumentar o arqueamento do perfil, permitindo conciliar características de baixo arqueamento. Assim, para grandes velocidades (baixos CL), utiliza-se os flapes não defletidos para aproveitar-se das características do baixo arqueamento. Já para baixas velocidades (altos CL), utilizam-se os flapes defletidos, especialmente para reduzir a velocidade de estol, permitindo pousos e decolagens com velocidades menores."

A correção do coeficiente de sustentação pela utilização dos flapes pode ser encontrada segundo orientações feitas por (Pazmany, 1963)

$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 \qquad 3.2.6.1$$

Onde:

F(A)/F(6) é obtido diretamente de (Pazmany, 1963); figura 16 a partir do valor do alongamento que foi definido durante o projeto.

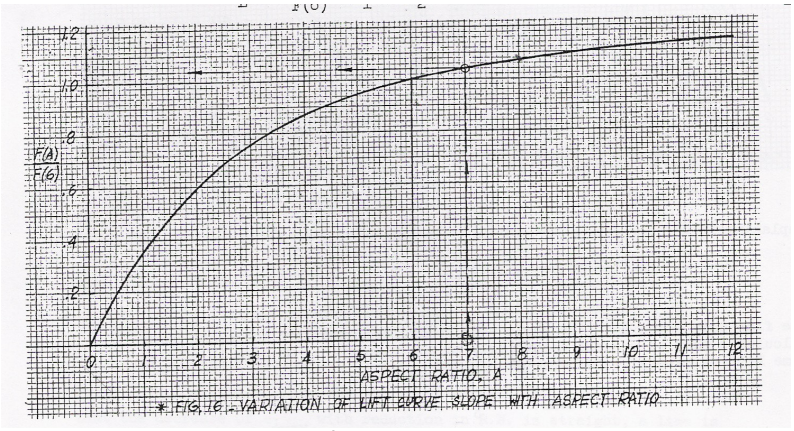


Figura 3.27 – variação do parâmetro F(A)/F(6) **em relação ao alongamento**

Para um alongamento A = 9,98, tem-se que F(A)/F(6) = 1,1

λ_1 é encontrado pela figura 17 através da razão cf / c entre a corda do flape e a corda da asa.

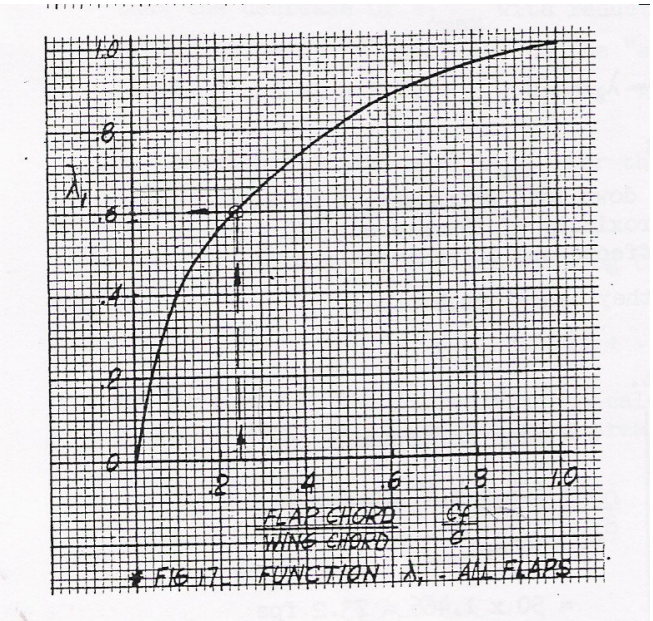


Figura 3.28 – λ_1 x cf/c

O valor mais comum adotado é cf / c = 0,25, para essa razão tem-se $\lambda_1 = 0,6$.

λ_2 vem da figura 18, a partir do tipo de flapes a serem utilizado e do ângulo de deflexão dos flapes.

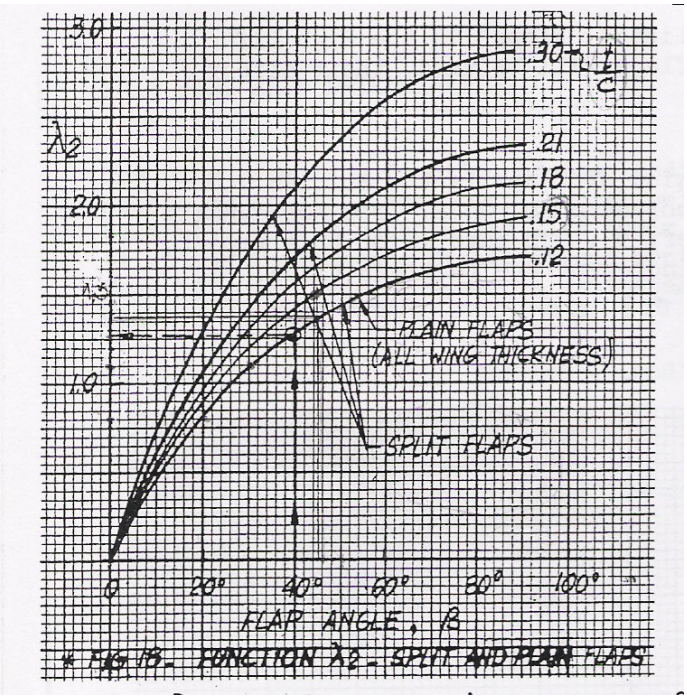


Figura 3.29 – λ_2 x β

Os flapes adotados foram os Plain Flaps, e uma deflexão de 30º, que seria um ângulo razoável para decolagem, chegando um valor de $\lambda_2 = 1{,}2$. A correção de deflexão de flape é deita para decolagem uma vez que segundo a figura 3.2.1, seria a situação mais restritiva do projeto.

λ_3 vem da razão entre a envergadura do flape e a envergadura da asa.

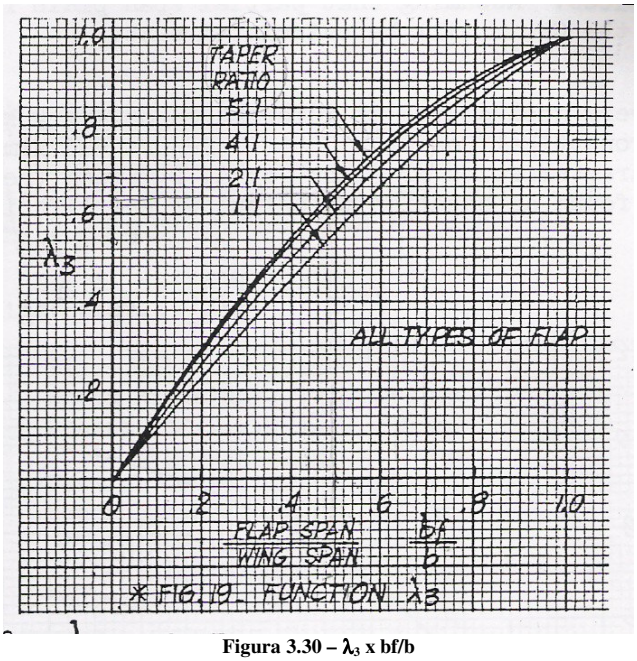


Figura 3.30 – λ_3 x bf/b

Uma razão recomendada é a de bf / b = 0,6, para tanto, $\lambda_3 = 0,67$

$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \cdot \lambda_3 = 1,1 \text{ . } 0,6 \text{ . } 1,2 \text{ . } 0,67$$

$\Delta CL = 0,53$

Para validar se ganho de CL alcançado com o flape é o suficiente, deve-se voltar ao Multop e verificar qual deve ser a incidência na asa para se obter o CL de pouso, e garantir que esse ângulo esteja abaixo do ângulo de estol.

O CL gerado pelo Multop deve ser igual a CL de pouso ($CL_{pouso} = 1,675$) menos o ganho com o uso de flapes ($\Delta CL = 0,53$) o que arremete a um CL do perfil igual a CL = 1,144.

Após a verificação o ângulo de incidência necessário para atingir um CL = 1,144 para esse perfil foi $\alpha = 14$, e a distribuição de sustentação passou a ser:

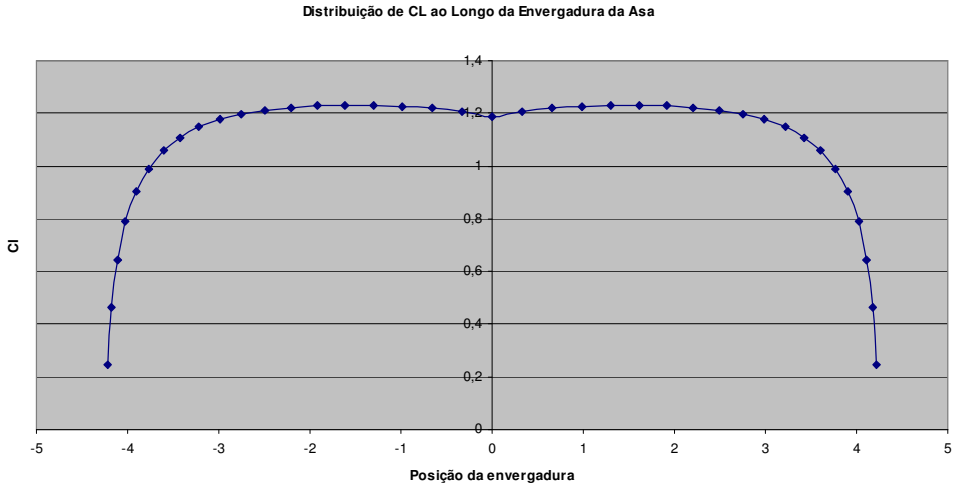


Figura 3.31 – distribuição de Cl ao longo da envergadura da asa para angulo de decolagem de 14º

Considerando o ângulo de incidência igual ao ângulo entre a aeronave e a pista, temos uma limitação nos ângulos de incidência para evitar que a cauda toque a pista, e nesse caso o ângulo de incidência fica limitado à 14º para opção de trem de pouso triciclo e 10º para a opção de trem de pouso convencional.

A decolagem poderá ser feita sem o uso dos flapes para a opção de trem de pouso triciclo, ou na "pior" das hipóteses com uma deflexão mínima nos flapes.

Já para a opção de trem de pouso convencional a decolagem devera ser feita com uma deflexão de flapes de aproximadamente 16º.

4. Projeto Preliminar

4.1 Configuração Interna

De acordo com a comparação com outras aeronaves de mesma categoria e vantagens apresentadas por esta solução adotou-se, no presente projeto, a configuração "Lado-a-Lado". Esta disposição trás vantagens como:

- Não ocorre variação da posição do C.G. quando com um ou dois tripulantes;

- Oferece melhor comunicação entre instrutor e aluno durante vôos de treinamento.

No presente projeto, buscou-se atentar para a comodidade oferecida aos diversos biotipos e estaturas de usuários da aeronave RLF 01 - Guaxinim, bem como o acesso aos comandos e uma boa visibilidade externa.

Foram adotadas algumas soluções consideradas fundamentais para o conforto do operador e melhor climatização do posto de trabalho como:

- Regulagem em altura dos assentos;
- Regulagem longitudinal dos bancos e pedais;
- Regulagem em inclinação dos encostos dos bancos;
- Climatização da cabine (ventilação, aquecimento, ar condicionado);
- Fácil acesso aos comandos do painel;
- Boa largura e altura de cabine.

Em anexo, desenhos estarão apresentando medidas que comprovam as decisões de configuração interna da aeronave em projeto.

4.2 Configuração Externa

A escolha da configuração externa do avião em projeto baseou-se nas tabelas comparativas de aeronaves da mesma categoria e principalmente, na melhor forma a atender os valores estimados nos itens anteriores.

Posição das asas

Adotou-se a configuração "Asa Alta", pois é uma disposição que atende muita bem a categoria "utilitário" e apresenta várias vantagens para vôos de treinamento como:

- Melhor visibilidade em vôo reto nivelado;
- Menor efeito de solo para pouso;

- Melhor acesso à cabine.

Forma em planta da asa

Adotou-se a configuração "Bi-Trapezoidal" devido algumas vantagens apresentadas por esta disposição como:

- Boa altura da longarina na raiz da asa;
- Menor resistência induzida que configurações como a trapezoidal.

Enflechamento

O enflechamento a 40% da corda será nulo e a 25% da corda será ligeiramente positivo. Neste projeto as linhas de espessura máxima do perfil estarão alinhadas, o que facilitará a fabricação das estruturas como as longarinas. Esta configuração foi adotada também por apresentar boas características de estol.

Diedro

No presente projeto, apesar de ser uma aeronave de asa alta, adotou-se o diedro ligeiramente positivo com o objetivo de dar uma maior estabilidade estática lateral, facilitando a pilotagem em cruzeiro e nos pousos.

Pares de Semi-Asas

Adotou-se a solução monoplano no presente projeto por apresentar uma maior facilidade de construção e para se ter maior eficiência aerodinâmica.

Observou-se a partir das tabelas comparativas que a maioria das aeronaves desta categoria apresenta a configuração “Monoplano”.

Fixação das Asas

Foi usada a solução “Sem Montante” buscando melhor desempenho e por questão estética. Acreditando não aumentar muito o peso da longarina em relação à solução com montante.

Posição das Empenagens

Selecionou-se a configuração “Convencional” visando melhor resposta de comandos e baseando-se nas tabelas comparativas.

Tipo de Empenagens

No presente projeto, adotou-se a solução “Convencional” buscando uma maior rigidez e resistência estrutural.

Tipo de Trem de Pouso

Segundo as especificações e requisitos esta aeronave estará disponível com as configurações “Convencional” e “Triciclo”. E optou-se por trem de pouso fixo para ambas as configurações, pois é uma solução mais simples construtivamente, mais leve e que interfere diretamente no custo de fabricação.

Posição do Grupo Moto-Propulsor

Adotou-se a solução “Motor Dianteiro” por se tratar de uma aeronave utilitária e baseando-se nas tabelas comparativas.

Em anexo, desenhos estarão apresentando medidas que comprovam as decisões de configuração externa da aeronave em projeto.

4.3 Três Vistas

Segue em anexo as três vistas da aeronave RLF 01 - Guaxinim.

4.4 Esboço Tridimensional

Segue em anexo o desenho tridimensional da aeronave RLF 01 – Guaxinim.

5. Refinamento de Peso

5.1 Estimativas de Peso

Segundo (Pazmany, 1963), para se estimar os pesos das asas, da fuselagem e das empenagens horizontal e vertical deve-se utilizar as fórmulas e ábacos desenvolvidos por K. L. Sanders.

Peso máximo de decolagem

Foi feito segundo orientações de (Pazmany, 1963), através de tabela comparativa, como segue adiante.

Aeronave	Wto (Kg)	W util (Kg)	Wutil/Wto
PA-28	975	395	0,405
PA18	794	365	0,460
CT2K	480	222	0,463
P 96	450	170	0,378
CB 9	466	180	0,386
AVR	499	193	0,387
AMT 600	900	375	0,417
P2002	580	298	0,514
Coyite	443	243	0,549
Echo 2000	450	169	0,376
P 56	400	187	0,468
Zephyr	544	281	0,517
Fleet 80	666	280	0,420
PA 28	975	395	0,405
EMB 711B	827	375	0,453
EMB 712	1157	515	0,445
Z 143	1350	520	0,385
CH 701	480	250	0,521
AMP 20	620	260	0,419
Média			0,440

Tabela 5.1 – Tabela Comparativa

sistema	internacional		Inglês	
carga paga (Kg)	174,00	Kg	382,80	lb
Combustível (Kg)	133,59	Kg	293,89	lb
Óleo (Kg)	2,80	Kg	7,50	lb
Total (Kg)	310,39	Kg	684,19	lb
Wto (Kg)	704,90	Kg	1553,81	lb

Tabela 5.2 – Refinamento de Wto

A partir de agora o peso máximo de decolagem passa a ser considerado como:

Wto = 704,9 Kg

ou seja 4,9 Kg a mais que o valor estimado inicialmente.

Asas

O fator "B" é calculado em função do peso máximo de decolagem, fator de carga máximo, fator de segurança, área da asa, alongamento e espessura relativa do perfil.

$$B = \frac{GW(lb)\cdot n_{ult}\cdot S_w(ft^2)\cdot[(1{,}9\cdot AR)-4]}{1+[0{,}11\cdot t/cr(\%)]} \qquad 5.1$$

Onde:

GW – Peso máximo de decolagem

n_{ult} – fator de carga Maximo

S_w – área alar

AR – Alongamento da asa

t / cr – espessura relativa do perfil

GW = 1540 lbs

n_{ult} = 4.92

S_w = 96,25 ft^2

AR = 9,98

t / cr = 15%

Com isso o fator B é calculado:

B = 6.036.661

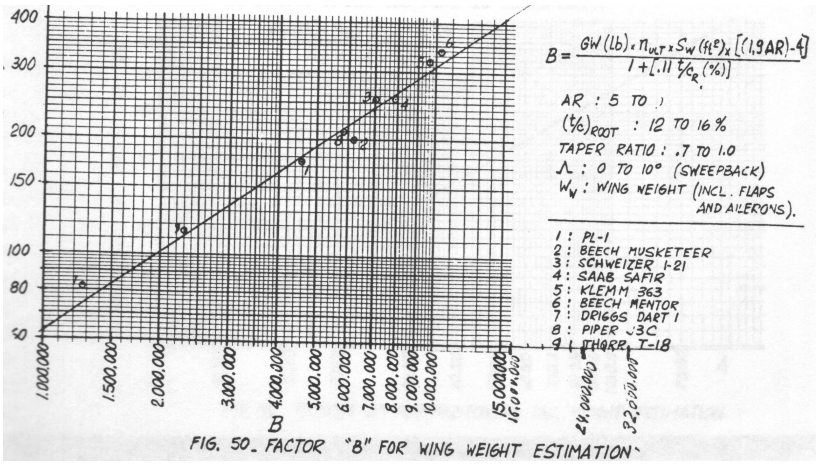


FIG. 50_ FACTOR "B" FOR WING WEIGHT ESTIMATION

Figura 5.1 – peso da asa x fator B

Do ábaco "Variação do Peso da Asa Segundo o Fator B", o peso da asa estimado é de:

W_w = 169,19 lbs ou 76,9 Kg

Entretanto, como utilizaremos material composto(fibra de vidro) para construir a asa, prevemos que o peso da asa será menor do que o calculado. Estimaremos:

W_W = 70Kg

Fuselagem

A partir do peso máximo de decolagem (GW = 1540lbs), foi encontrado no gráfico da figura 5.2 correspondente, o valor do peso da fuselagem.

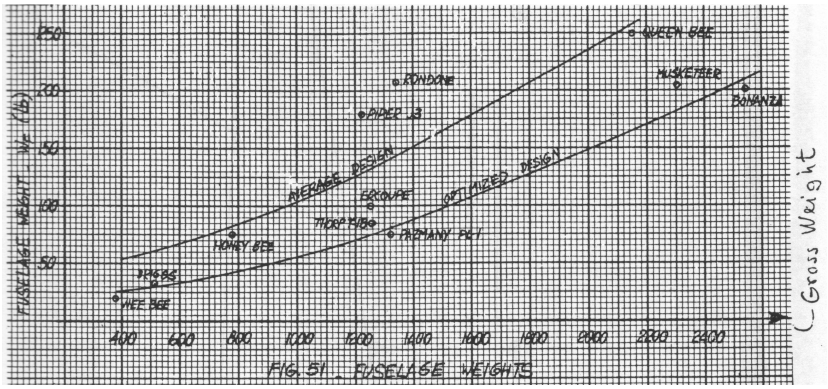


Figura 5.2 – peso da fuselagem x peso do avião

Entrando com o valor de GW no eixo x, levando até a curva de design avançado encontrando um peso de fuselagem W_f = 175,00 lbs ou 79,54 Kg

O peso da fuselagem pode ser estimado também através da equação:

$$W_F = 0{,}00003285985 \cdot GW^2 + 0{,}0374280303 \cdot GW + 33{,}6166 \qquad 5.2$$

Encontrado:

W_f =169,20 lbs ou 76,90Kg

O peso estimado aqui também será menor do que o calculado. Utilizaremos:

W_f = 70 Kg

Empenagem Horizontal

O fator “A” pode ser calculado através da equação:

$$A = \frac{GW(lb) \cdot n_{ult} \cdot {S_w}^2 \cdot AR_H}{S_w \cdot t/c_H\,(\%)} \qquad 5.3$$

$t / c_H = 9\ \%$

$AR_H = 3.5$

Obteve-se o valor de A = 95967 a partir do ábaco “Variação do Peso da Empenagem Horizontal Segundo o Fator A".

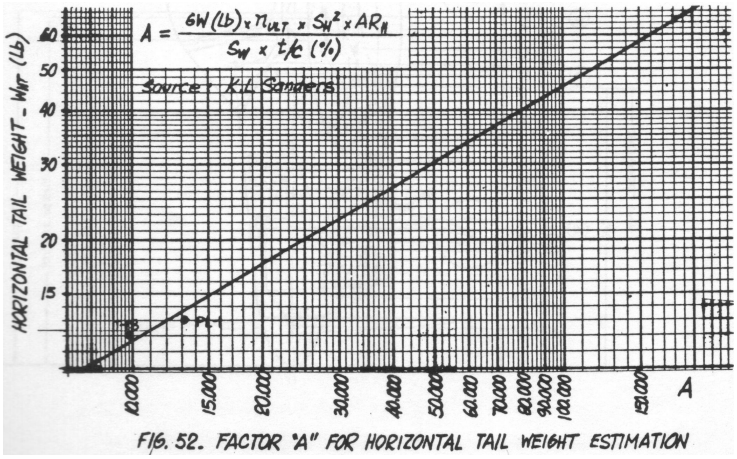


Figura 5.3 – peso da empenagem horizontal x fator A

Encontrou-se o valor de $W_{HT} = W_h = 38{,}58$ lbs ou 17,50 Kg

Empenagem Vertical

O peso da empenagem vertical pode ser estimado pelo comparativo da área em relação a empenagem horizontal. Então o valor obtido é:

$W_v = 14{,}44$ lbs ou 6,55 Kg

Trem de Pouso

O peso do trem de pouso pode ser estimado como sendo 4,5% do peso máximo de decolagem:

W_g = 0,045 x 1540

W_g = 69,3 lbs ou 31,5 Kg

convencional

- Trem principal: (95% do peso total) = 65,84 lbs ou 30,00 Kg
- Bequilha: (5% do peso total) = 3,47 lbs ou 1,58 Kg

Triciclo

- Trem principal: (70% do peso total) = 48,51 lbs ou 22,05Kg
- Bequilha: (30% do peso total) = 20,80 lbs ou 9,45Kg

Controles

O peso dos controles pode ser estimado como sendo 2,5% do peso máximo de decolagem:

W_c = 0,025 x 1540

W_c = 38,50 lbs ou 17,50 Kg

Spinner

É adotados um spinner comercial de alumínio com peso 1,5 Kg.

$W_{spinner}$ = 1,5 Kg

Capô do Motor

O peso do capô do motor é calculado como se toda a superfície fosse plana, aproximando à forma de um trapézio cuja base maior seria o perímetro da parede de fogo e cuja base menor seria o perímetro do capô próximo à hélice, considerando-se ainda que a construção seria em fibra de vidro com 0,05" de espessura.

$W_{capô}$ = 5,25 lbs ou 2,39 Kg

Berço do Motor

O peso do berço do motor é estimado com base em outras aeronaves que utilizam motores semelhantes:

$W_{berço}$ = 4,84 lbs ou 2,20 Kg

Tanque de Combustível

O tanque de combustível será construído em chapas de alumínio (0,1 lbs/in^3) com 0,055"de espessura soldadas. O tanque terá forma prismática e com uma superficial de 1500 in^2

W_{ft} = 18 lbs ou 8,18 Kg

Linhas de Combustível

As linhas serão construídas em tubos de alumínio (0,1 lbs/in^3) de 3/8" x 0,035". Comprimento de 380".

- Tubos 0,0374 x 380 x 0,1 = 1,42 lbs ou 0,65 Kg
- Conexões = 0,5lbs ou 0,23 Kg
- Total = 1,92 lbs ou 0,88Kg

Janelas

O peso do canopy é estimado com base no comparativo com outras aeronaves semelhantes:

W_{canopy} = 5,00 Kg

Controles do Motor

O peso dos controles do motor é estimado em:

$W_{controles\ do\ motor}$ = 1,50 Kg

Parede de Fogo

A parede de fogo é composta por uma chapa de contraplacado (600 Kg/m³) de 6 mm, uma chapa de asbesto (2.000kg/m³) de 0,5 mm e uma chapa de alumínio (2.800Kg/m³) de 0,41 mm de espessura.

- Contraplacado: 2,54 Kg
- Asbesto: 0,70 Kg
- Alumínio: 0,85 Kg

W_{pf} = 4,09 Kg

Equipamentos

- Hélice 11,00 Kg
- Escapamento 4,5 Kg
- Bateria 12,25 Kg
- Bomba auxiliar de combustível 0,50 Kg

Instrumentos

Tabela 5.3 – Peso dos Instrumentos

Instrumentos	kg	lbs	quantidade
Indicador de velocidade	0,32	0,70	1
Altímetro	0,32	0,70	1
Indicador de velocidade vertical	0,32	0,70	1
Bússola Magnética	0,27	0,60	1
Giro Direcional	1,04	2,30	1
Horizonte Artificial	1,22	2,70	1
Turn & Bank	0,59	1,30	1
GPS	1,25	2,75	1
Transponder	1,41	3,10	1
Radio	1,09	2,40	2
Indicador da Quantidade de Combustível	0,45	1,00	1
Indicador da pressão de combustível	0,34	0,75	1
Indicador da quantidade de óleo	1,81	4,00	1
Indicador da temperatura e pressão do óleo	0,45	1,00	1
Tacômetro	0,34	0,75	1
Indicador da Temp. Cabeça do Cilindro	0,32	0,70	1
Indicador da Pressão do Manifold	0,32	0,70	1
TOTAL	12,95	28,55	

5.2 Peso Vazio

Na tabela 5.4 resumimos todos os componentes da aeronave versão triciclo, obtendo, desta maneira, seu peso vazio. A versão convencional apresenta praticamente a mesma distribuição de peso, por isto seu detalhamento está apresentada somente na seção Passeio do CG.

Tabela 5.4 – Peso Vazio da Aeronave

	kg
Asas	70,00
Fuselagem	70,00
Empenagem horizontal	17,50
Empenagem vertical	6,55
Trem de pouso - principal	22,05
Trem de pouso - triquilha	9,45
Controles	18,75
Spinner	1,50
Capô do motor	2,39
Berço do motor	2,20
Tanque de combustível	8,18
Linha de combustível	0,65
Canopy	5,00
Controles do motor 1	1,50
Controles do motor 2	1,50
Parede de fogo	4,09
Instrumentos e acessórios	12,95
Assentos 1	3,00
Assentos 2	3,00
Peso motor drenado	64,00
Hélice	11,00
Escapamento	4,50
Bateria	12,25
Bomba Auxiliar	0,50
Cintos de segurança	2,00
Almofadas	2,00
Cilindros de freio	1,00
Luzes de posição	1,00
Paraquedas balístico	17,00
Peso total	375,51

W_{vazio} = 375,51 Kg

O valor calculado inicialmente segundo Ronkan foi de 362,28 Kg obtendo-se, então, uma diferença de 13,23 Kg.

Esta diferença verificada deixa uma margem de erro para que a execução da construção possa ser realizada sem que os valores estimados sejam ultrapassados.

6. Centro de Gravidade e Passeio do C.G

6.1 Centro de Gravidade

O CG da aeronave é obtido seguindo os seguintes passos:

- Primeiramente, localizamos na vista lateral, todos os componentes da aeronave. Para isto, o bico do avião é tomado como referência e a distância no eixo x de cada componente é determinada(braço);
- Calculamos o momento de cada componente em relação ao ponto de referência;
- Somamos os momentos e pesos totais;
- Dividimos o momento total pelo peso total e determinamos a componente longitudinal do Centro de Gravidade da aeronave.

Como o avião poderá operar com trem de pouso convencional ou triciclo, temos duas situações para a localização do C.G.

1)Trem de pouso triciclo

	kg	braço	Momento(kgm)
Asas	70,00	2114,50	148015,00
Fuselagem	70,00	2711,21	189784,79
Empenagem horizontal	17,50	6111,32	106948,13
Empenagem vertical	6,55	6082,97	39843,48
Trem de pouso - principal	22,05	2344,18	51689,13
Trem de pouso - triquilha	9,45	650,60	6148,21
Controles	18,75	1633,50	30628,13
Spinner	1,50	-114,60	-171,91
Capô do motor	2,39	428,99	1025,28
Berço do motor	2,20	683,05	1502,71
Tanque de combustível	8,18	1884,13	15412,18
Linha de combustível	0,65	1021,08	663,70
Canopy	5,00	1811,14	9055,72
Controles do motor 1	1,50	539,55	809,32
Controles do motor 2	1,50	539,55	809,32
Parede de fogo	4,09	785,06	3210,90
Instrumentos e acessórios	12,95	1137,00	14724,37
Assentos 1	3,00	2104,16	6312,48
Assentos 2	3,00	2104,16	6312,48
Peso motor drenado	64,00	369,54	23650,38
Hélice	11,00	-114,60	-1260,65
Escapamento	4,50	272,52	1226,35
Bateria	12,25	911,07	11160,56
Bomba Auxiliar	0,50	671,19	335,59
Cintos de segurança	2,00	2018,16	4036,31
Almofadas	2,00	2104,16	4208,32
Cilindros de freio	1,00	2204,17	2204,17
Luzes de posição	1,00	2611,20	2611,20
Paraquedas balístico	17,00	2812,50	47812,50
Peso total	375,51		728708,17

Posição do CG: **1940,58 mm**

Posição do CG em relação à corda média aerodinâmica:

$$CG(\%c) = \frac{CG(mm) - x_{BA}}{c}$$

onde: x_{BA} = 1740,50mm

c = 950mm

Posição do C.G em relação à corda média aerodinâmica: **21,83%**

2)Trem de pouso convencional

	kg	lbs	braço	Momento(kgm)
Asas	70,00	154,32	2114,50	148015,00
Fuselagem	70,00	154,32	2711,21	189784,79
Empenagem horizontal	17,50	38,58	6111,32	106948,13
Empenagem vertical	6,55	14,44	6082,97	39843,48
Trem de pouso - Principal	30,00	66,14	1501,50	45045,00
Trem de pouso - Bequilha	1,58	3,48	5979,50	9447,61
Controles	18,75	41,34	1633,50	30628,13
Spinner	1,50	3,31	-114,60	-171,91
Capô do motor	2,39	5,27	428,99	1025,28
Berço do motor	2,20	4,85	683,05	1502,71
Tanque de combustível	8,18	18,03	1884,13	15412,18
Linha de combustível	0,65	1,43	1021,08	663,70
Canopy	5,00	11,02	1811,14	9055,72
Controles do motor 1	1,50	3,31	539,55	809,32
Controles do motor 2	1,50	3,31	539,55	809,32
Parede de fogo	4,09	9,02	785,06	3210,90
Instrumentos e acessórios	12,95	28,55	1137,00	14724,37
Assentos 1	3,00	6,61	2104,16	6312,48
Assentos 2	3,00	6,61	2104,16	6312,48
Peso motor drenado	64,00	141,09	369,54	23650,38
Hélice	11,00	24,25	-114,60	-1260,65
Escapamento	4,50	9,92	272,52	1226,35
Bateria	12,25	27,01	911,07	11160,56
Bomba Auxiliar	0,50	1,10	671,19	335,59
Cintos de segurança	2,00	4,41	2018,16	4036,31
Almofadas	2,00	4,41	2104,16	4208,32
Cilindros de freio	1,00	2,20	2204,17	2204,17
Luzes de posição	1,00	2,20	2611,20	2611,20
Paraquedas balístico	17,00	37,48	2812,50	47812,50
Peso total	375,59			725363,43

Posição do CG : **1931,26mm**

Posição do CG em relação à corda média aerodinâmica: **21,03%**

6.2 Diagrama do Passeio do CG

O diagrama do passeio do CG estipula os limites dianteiros e traseiros para o centro de gravidade. A construção deste digrama é feita da seguinte maneira:

- Determina-se o peso mínimo de operação e a posição correspondente do CG;
- Determinam-se as posições mais avançadas do CG. Isto é feito adicionando os pesos de itens de carga útil ao peso mínimo de operação começando-se com os itens mais à frente.
- Determinam-se as posições mais traseiras do CG, prosseguindo de maneira semelhante à descrita anteriormente, mas começando com os itens mais traseiros.

1)Peso mínimo de operação.

Triciclo

	kg	Braço(mm)	Momento(mm kg)
Peso vazio	375,51	1940,582	728708,2
Combustível mínimo	35,00	1884,13	65944,55
Piloto Leve	45,00	369,54	1164,042
Peso mínimo de operação	458,66	2169,17	97612,71

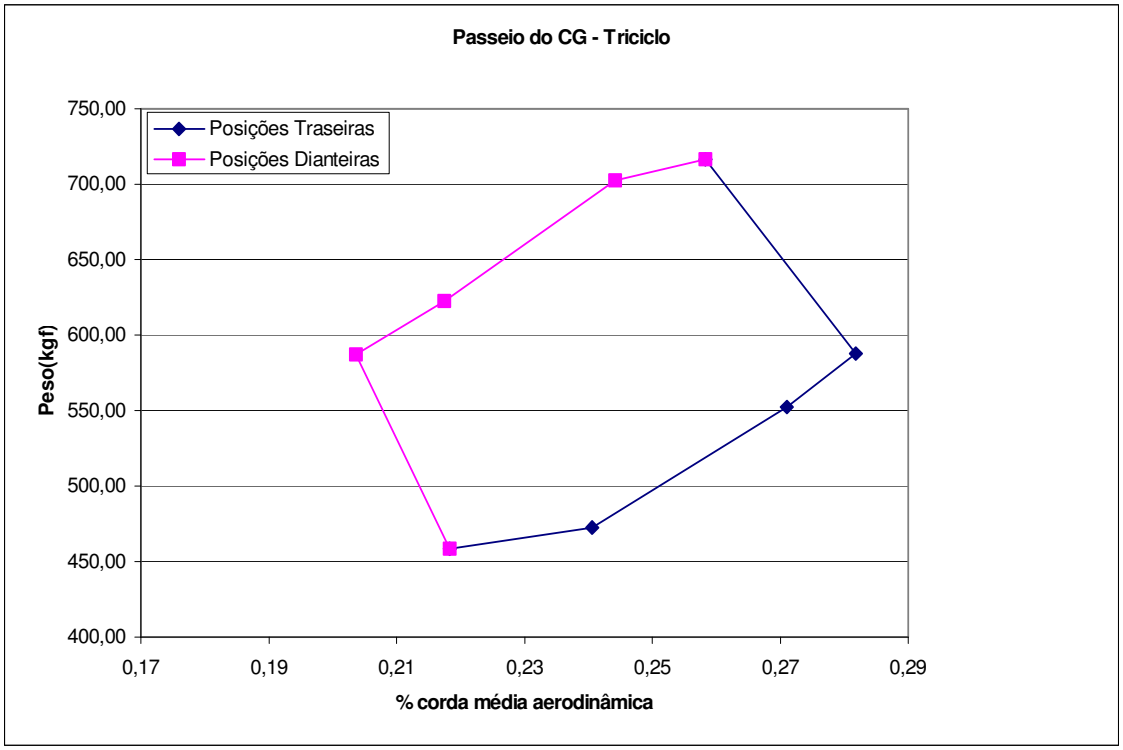
Convencional

	Kg	Braço(mm)	Momento(mm kg)
Peso vazio	375,59	1931,26	725363,43
Combustível mínimo	35,00	1884,13	65944,55
Piloto	45,00	369,54	1164,04
Peso mínimo de operação	458,74	2169,17	97612,71

2)Diagramas

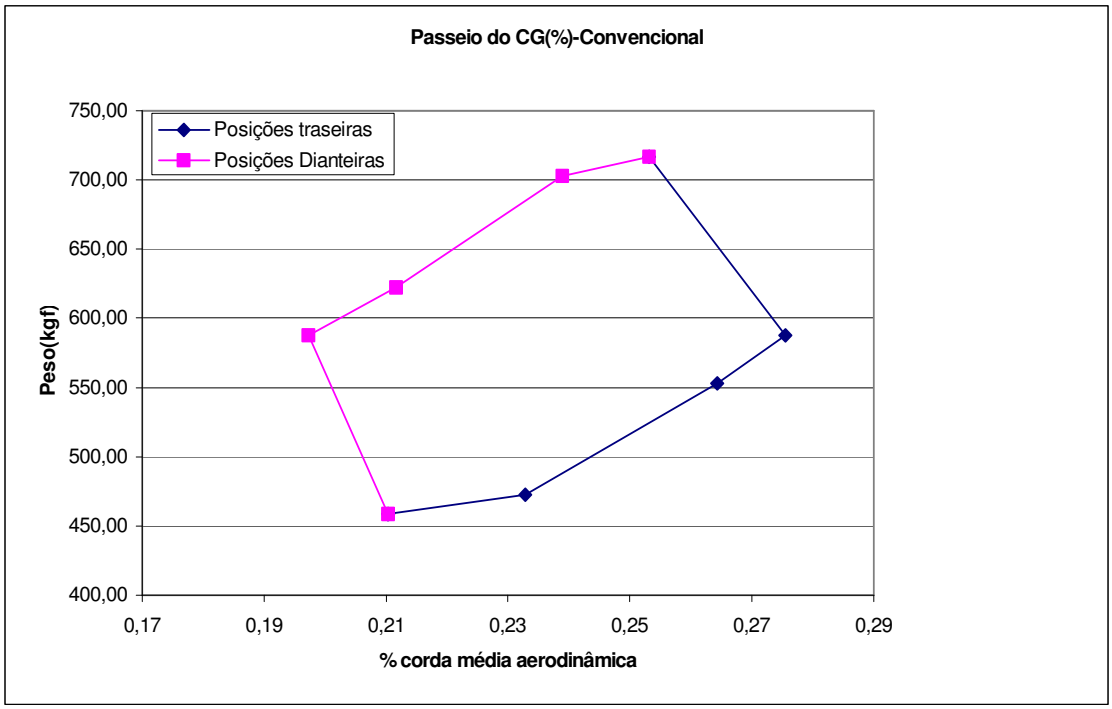
Triciclo

Posições Dianteiras	Peso Individual(kg)	Braço(mm)	Peso Agregado(kg)	CG(%)
Avião - Peso Mínimo	458,66	1947,91	458,66	0,218327892
Combustível	128,72	1884,13	587,38	0,203615007
Piloto	35,00	2169,17	622,38	0,217539983
Passageiro	80,00	2169,17	702,38	0,244157248
Bagagem	14,00	2661,21	716,38	0,258325846
Posições Traseiras	**Peso Individual(kg)**	**Braço(mm)**	**Peso Agregado(kg)**	**CG(%)**
Avião - Peso Mínimo	458,66	1947,91	458,66	0,218327892
Bagagem	14,00	2661,21	472,66	0,240567366
Passageiro	80,00	2169,17	552,66	0,271062143
Piloto	35,00	2169,17	587,66	0,281792798
Combustivel	128,72	1884,13	716,38	0,258325846
Peso Total Aviao	716,38			



Convencional

Posições Dianteiras	Peso Individual(kg)	Braço(mm)	Peso Agregado(kg)	CG(%)
Avião - Peso Mínimo	458,74	1940,28	458,74	0,210295
Combustível	128,72	1884,13	587,46	0,197345
Piloto	35,00	2169,17	622,46	0,21162
Passageiro	80,00	2169,17	702,46	0,238909
Bagagem	14,00	2661,21	716,46	0,253178
Posições Trseiras	**Peso Individual(kg)**	**Braço(mm)**	**Peso Agregado(kg)**	**CG(%)**
Avião - Peso Mínimo	458,74	1940,28	458,74	0,210295
Bagagem	14,00	2661,21	472,74	0,232769
Passageiro	80,00	2169,17	552,74	0,264388
Piloto	35,00	2169,17	587,74	0,275515
Combustivel	128,72	1884,13	716,46	0,253178
Peso Total Aviao	716,46			



6. Cargas

6.1 Envelope de Vôo

O envelope de vôo resulta da composição dos diagramas "V-n" de manobra e de rajada, segundo os JAR-VLA itens 333 até 341.

6.1.1 Simbologia

- $n_1 \Leftrightarrow$ fator de carga positivo máximo de manobra;
- $n_2 \Leftrightarrow$ fator de carga negativo máximo de manobra;
- $n_3 \Leftrightarrow$ fator de carga positivo mínimo de manobra;
- $n_4 \Leftrightarrow$ fator de carga negativo mínimo de manobra;
- $n_C \Leftrightarrow$ fatores de carga em rajada com V=Vc;
- $n_D \Leftrightarrow$ fatores de carga em rajada com V=Vo;
- $V_{SF} \Leftrightarrow$ velocidade do estol com flapes;
- $V_S \Leftrightarrow$ velocidade do estol sem flapes;
- $V_F \Leftrightarrow$ velocidade máxima com flapes;
- $V_A \Leftrightarrow$ velocidade de manobra;
- $V_C \Leftrightarrow$ velocidade de cruzeiro;
- $V_D \Leftrightarrow$ velocidade máxima de vôo picado;
- $V_E \Leftrightarrow$ velocidade máxima de picada, em vôo invertido;
- $V_G \Leftrightarrow$ velocidade de manobra em vôo invertido;
- $V'_S \Leftrightarrow$ velocidade de estol em vôo invertido.

6.1.2 Definição das Velocidades de Projeto (JAR-VLA 335)

6.1.2.1 Velocidade de Cruzeiro, Vc

Para calcular a Velocidade Cruzeiro utiliza-se a equação 6.1:

$$V_C \geq 2{,}4\sqrt{\frac{M \cdot g}{S}} \text{ (em m/s)} \qquad \text{equação 6.1}$$

Onde:

M = massa da aeronave = 700 kg
g = aceleração da gravidade = 9,81 m/s²
S = área alar = 8,94 m²

V_C não pode ser maior que 0,9 V_H ao nível do mar, onde V_H é a velocidade máxima horizontal (corresponde a aplicação da potência máxima do motor). No caso V_H = 333 km/h (cálculo de desempenho) e esta condição está atendida.

No apêndice A, tabela 3, dos JAR-VLA, tem-se a equação para V_{cmln} (mínima velocidade de cruzeiro requerida).

Tem-se então a equação 6.2:

$$V_{CMIN} \geq 7{,}69\sqrt{n_1 \cdot \frac{W}{S}} \text{ (não pode exceder 0.9VH)} \qquad 6.2$$

Sendo a velocidade é dada em nós, W em kg e S em m², então:

$$V_{CMIN} \geq 7{,}69\sqrt{4{,}92 \cdot \frac{700}{8{,}94}} = 150{,}93\text{nos} = 279{,}5 \text{ km/h}$$

Segundo Ferreira [12], nos cálculos de desempenho havia-se obtido: V_C = 239,5 km/h.

6.1.2.2 Velocidade máxima em Picada, V_D

Deve haver:

$V_D \geq 125.V_C$ e $V_D \geq 1{,}40.\ V_{Cmin}$ (JAR- VLA 335)

Para encontrar V_{DMIN} tem-se a equação 6.3:

$$V_{DMIN} = 10{,}86\sqrt{n_1 \cdot \frac{W}{S}} \quad \text{(JAR-VLA, apêndice A, tabela 3)} \qquad 6.3$$

Então:

$V_D \geq 1{,}25$ x 239,5 = 299,3 km/h

$V_D \geq 1{,}40$ x 279,5 = 391,34 km/h

Daí tem-se:

$$V_{DMIN} = 10{,}86 \cdot \sqrt{4{,}92 \cdot \frac{700}{8{,}94}} = 213{,}2 \text{ nos} = 394{,}8 \text{ km/h}$$

Adotar-se-á:

V_D = 391,34 km/h

Observação: V_{DMIN} não deve exceder $1{,}4 \cdot \sqrt{\frac{n_1}{3{,}8}} \cdot V_{CMIN}$ que é igual a: $1{,}4 \cdot \sqrt{\frac{4{,}92}{3{,}8}} \cdot 279{,}5 =$ 445,24 km/h (condição aceita).

6.1.2.3 Velocidade de Manobra, V_A

Deve haver:

$V_A \geq V_{S} \cdot \sqrt{n_1}$ (V_A não deve exceder V_C) (JAR-VLA 385) e do apêndice A, tabela 3, tem-se a Equação 6.4:

$$V_{Amin} = 6{,}79 \cdot \sqrt{n_1 \cdot \frac{W}{S}} \qquad 6.4$$

Então:

$V_A \geq 103\sqrt{4{,}92} \therefore V_A \geq 228{,}46$ km/h ; e

$V_A = 6{,}79 \cdot \sqrt{4{,}92 \cdot \frac{700}{8{,}94}} \therefore V_A \geq 133{,}3$ nos ou $V_A \geq 246{,}8$ km/h

Adotar-se-á : V_A = 228,46 km/h.

6.1.2.4 Velocidade Máxima com Flapes, VF

Deve haver:

$V_F \geq 1{,}4 . V_S$ e $V_F \geq 1{,}80 . V_{SF}$ (JAR- VLA 335)

o que der maior resultado (JAR-VLA 345)

Então:

$V_F \geq 1{,}40$ x 103 = 144,2 km/h;
$V_F \geq 1{,}80$ x 75 = 135 km/h.

Adotar-se-á : V_F = 144,2 km/h.

6.1.3 Fatores de Carga Limite

6.1.3.1 Fatores de Carga de Manobra

Os fatores de carga de manobra contam na Tabela 6.1:

Tabela 6.1

Para categoria utilitária	Para categoria acrobática
$n_{1=}$**4,92**	$n_{1=}$**6,0**
$n_{2=}$**-2,46**	$n_{2=}$**-3,0**
$n_{VF=}$**2,0**	$n_{VF=}$**2,0**

6.1.3.2 Fatores de Carga de Rajada

Os fatores de carga limite de rajadas verticais, de módulos U_{de}=15,24m/s em V_C e, U_{de} = 7.62 m/s em V_D são dados pôr (JAR-VLA 341) e constam na equação 6.5:

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V \cdot a \cdot K_g \cdot U_{de}}{\frac{M \cdot g}{S}} \qquad 6.5$$

Para a resolução da Equação 6.5, deve-se resolver primeiramente as equações 6.6 e 6.7.;

Onde:

$$K_g = \frac{0{,}88 \cdot \mu_g}{5{,}3 + \mu_g} \qquad 6.6$$

$$\mu_g = \frac{2 \cdot (M/S)}{\rho \cdot \bar{c} \cdot a} \qquad 6.7$$

Assim:

$$\mu_g = \frac{2 \cdot (700/8{,}94)}{1{,}225 \cdot 0{,}96 \cdot 5{,}16} = 25{,}7$$

Sendo:

M = 700 kg = massa do avião

s = 8,94 m² = área alar

p = densidade do ar ao nível do mar = 1.225 kg *I* m^3

c = 0,96 = corda média geométrica da asa

a = 5.16 = $\left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right)_{AER}$ ∴

Ter-se-á então:

$$K_g = \frac{0{,}88 \cdot 25{,}7}{5{,}3 + 25{,}7} \therefore K_g = 0{,}73$$

Retornando a equação 6.5:

$$n = 1 \pm \frac{1/2 \cdot 1{,}225 \cdot V \cdot 5{,}16 \cdot 0{,}73 \cdot U_{de}}{\frac{700 \cdot 9{,}81}{8{,}94}} = 1 \pm 3{,}0036 \times 10^{-3} \cdot V \cdot U_{de}$$

Para V = V_C(= 239,5 km/h) = 66,5 m/s, corresponde a U_{de} = 15.24 m/s

n = 1 ±3,0036 x 10^{-3} .66,5.15,24 = 1 ± 3,04

Para V =V_D(= 391,34 km/h) = 108,7 m/s, corresponde a U_{de} = 7.62 m/s

n = 1±3,155 x 10^{-3}.108,7.7,62 = 1±2,48

E ter-se-á:

n_C = +4,04 e n_C = -2,04

n_D = +3,48 e n_D = -1,48

6.1.3.3 Limites de Sustentação

Os fatores de carga limite são limitados pela entrada em perda (estol), o que ocorre quando o C_{LMAX} é atingido. Calcula-se pela Equação 6.8.

Assim:

$$n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \frac{S}{M \cdot g} \cdot C_{LMAX} = \frac{1}{2} \cdot 1{,}225 \cdot V^2 \frac{8{,}94}{700 \cdot 9{,}81} \cdot C_{LMAX} \qquad 6.8$$

Para um coeficiente máximo positivo (flapes a –10º) de C_{Lmax}=1,25 tem-se:

$n = 0{,}000996.V^2 = 0{,}000996 .V^2$

Esta equação fornece a curva AO do diagrama "V-n" (para n=1, tem-se: V_S= 114,02 km/h para n= 4,92, tem-se V_A = 253,02 km/h).

Para um coeficiente de sustentação máximo negativo (flapes a –10º) de Clmax =-0,65, tem-se:

$n = 0{,}000518.V^2 = -0{,}000518 . V^2$

Esta equação fornece a curva OG do diagrama "V-n" (para n=1, tem-se: V_S= 158,17 km/h para n= -2.38, tem-se V_G = 244,02 km/h).

6.1 Diagrama "V-n" de Rajada

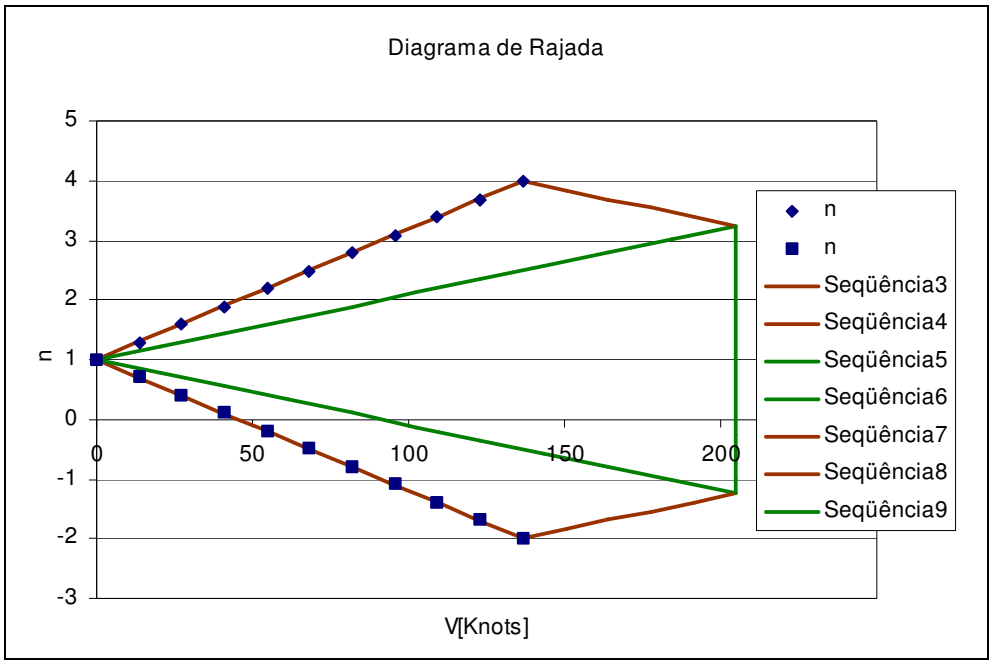


Figura 6.1 -Diagrama "V-n" de rajada

6.2 Diagrama "V-n" Resultante

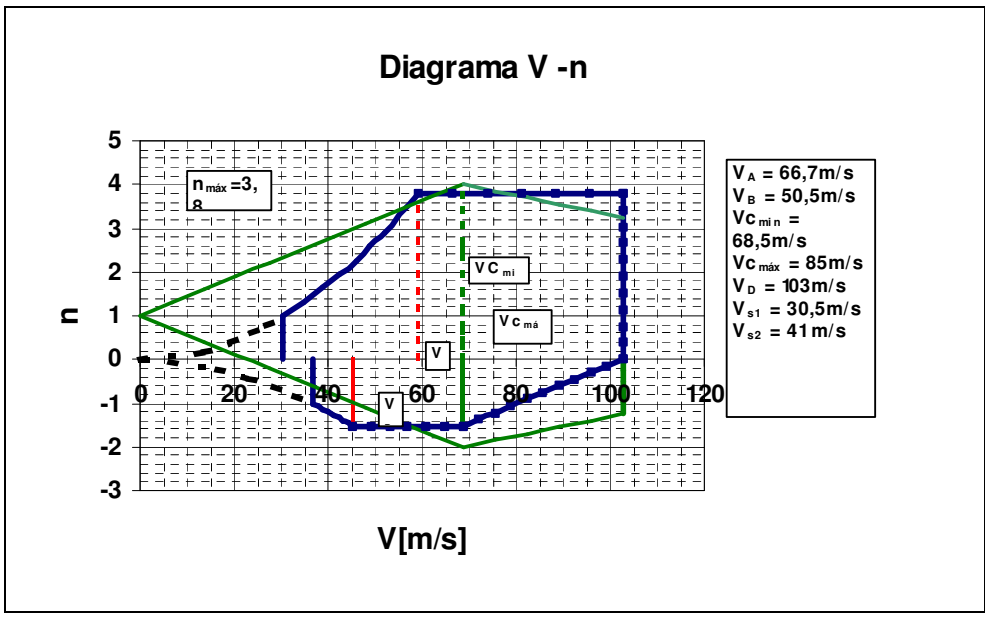


Figura 6.2 -Diagrama .'V-n" resultante

A Figura 6.3 representa o "Envelope de Vôo" dentro do qual a aeronave deverá operar.

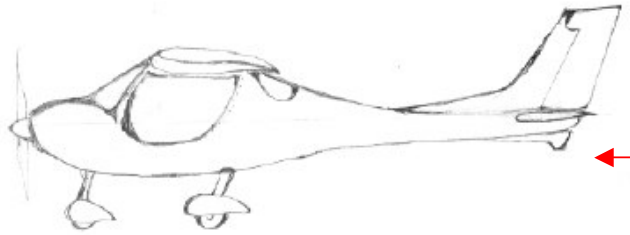
Observação: Todas as cargas, esforços cortantes, momentos fletores e torsores calculados neste anexo são relativos a cargas limites (excetuando-se unicamente as cargas em aterragens forçadas que são cargas finais).

A carga de balanceamento , P, é a maior carga de equilíbrio determinada a partir das possíveis distribuições de cargas variáveis na aeronave, em vôo simétrico, sob valor de carga 1.0.

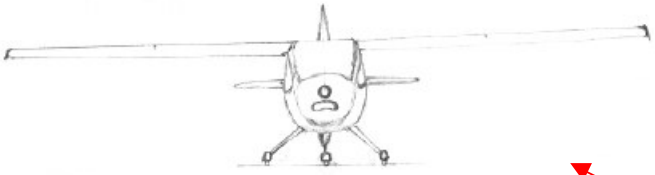
7. Evolução dos Desenhos

1. Esboço Inicial

Geralmente, em aeronaves leves, o esboço se inicia pelo desenho do piloto em escala. No entanto, ainda não havia nenhuma estimativa "definida" das dimensões da aeronave. Durante os cálculos e definições da configuração, partiu-se para um primeiro esboço da aeronave, a qual também estava sem nome, não em escala. Este esboço é mostrado a seguir.

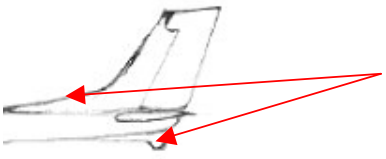


Primeiro esboço da vista Lateral da aeronave de treinamento.



Primeiro esboço da vista Frontal da aeronave de treinamento.

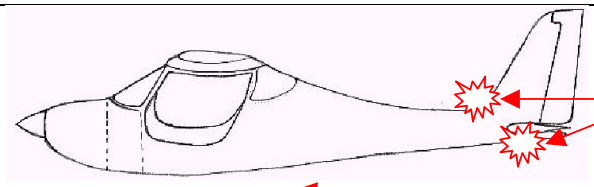
Primeiro esboço da vista Superior da aeronave de treinamento.



OBS: A idéia de utilizar Ventral Fin e Dorsal Fin, a princípio, era visando apenas a estética. No entanto verificou-se que estas soluções apareciam após a finalização de um projeto, ou melhor, apenas para correção aerodinâmica. Então, decidiu-se excluir tal solução nos próximos desenhos.

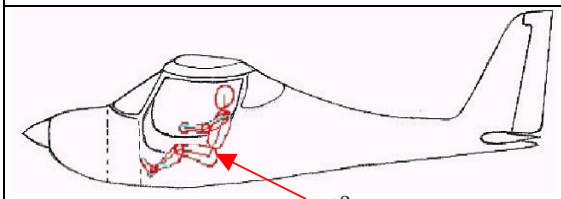
2. Segundo Esboço

Nesta segunda etapa de desenhos, partiu-se para uma evolução no que diz respeito à busca da proporcionalidade, mesmo que a estética não seja um fator quantificável, porém merece bastante atenção. Algumas correções começaram a serem feitas como a retirada de dorsal fin e do ventral fin.



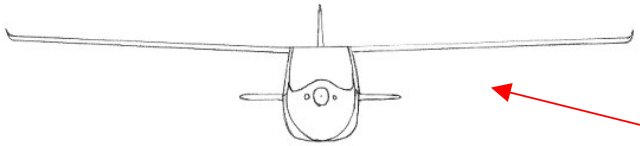
Correções: retirada dos dorsal e ventral fin

Segundo esboço da vista Lateral da aeronave de treinamento.

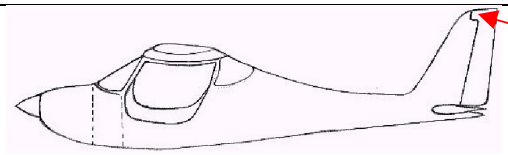


1º teste com o João

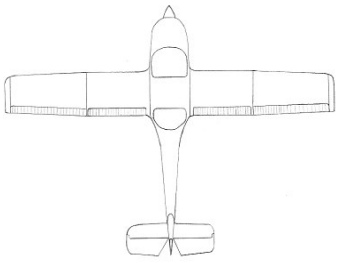
Primeiro desenho do boneco adotado "João" a ser colocado no interior da aeronave.



Segundo esboço da vista Frontal da aeronave de treinamento.



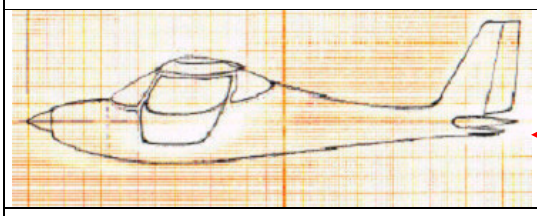
OBS: A princípio optou-se pela utilização de horn, porém tal solução foi excluída do projeto.



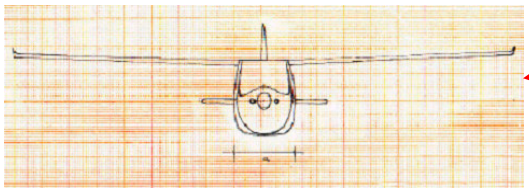
Segundo esboço da vista Superior da aeronave de treinamento.

3. Terceiro Esboço

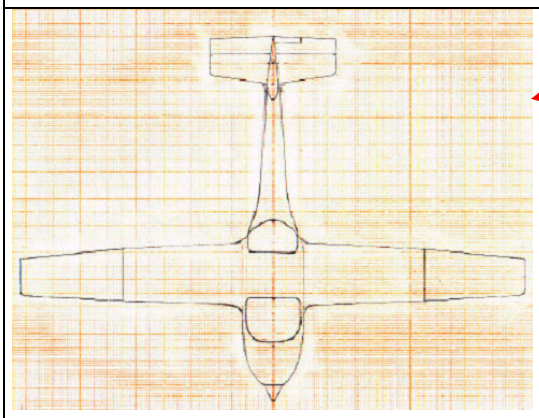
Após a primeira "definição" de valores estimados, foram feitos os primeiros esboços em escala. Tais valores foram otimizados posteriormente até serem "fixados" e demonstrados em escala no Autocad (alguns valores sempre estarão sujeitos a mudança durante um projeto aeronáutico, visando atender os requisitos de projeto). Algumas correções continuaram a serem feitas como o aumento da área de porta para melhor passagem do João. Também foi adotada outra forma para a empenagem horizontal (adotou-se pela empenagem horizontal contínua). Em busca de algumas vantagens, como menor resistência induzida e melhora na estética, optou-se pela troca de configuração da asa "Retangular-Trapezoidal" para "Bí-Trapezoidal".



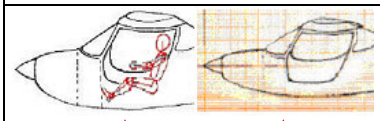
Terceiro esboço da vista Lateral da aeronave de treinamento.



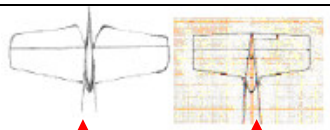
Segundo esboço da vista Frontal da aeronave de treinamento.



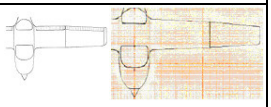
Terceiro esboço da vista Superior da aeronave de treinamento.



Antes Depois



Antes Depois

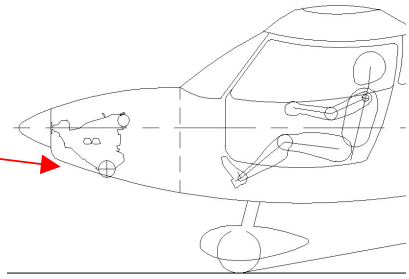


Antes Depois

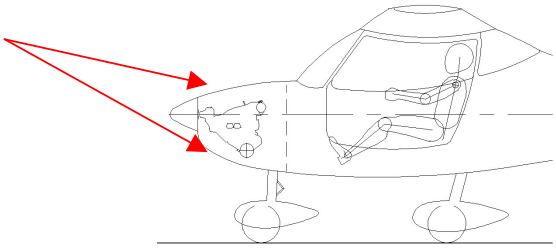
4. Quarto Esboço

Começaram a surgir os desenhos feitos no Autocad em escala. Foram feitas as três vistas (lateral, frontal e superior) das duas configurações pretendidas -Convencional/Triciclo. Após a confecção do desenho do motor proposto, em escala, no autocad observou-se o aparecimento de um problema (o motor não coube no interior da aeronave). Então reparos foram feitos nas dimensões do avião até que se chegasse as medidas "definitivas" de projeto. Estas medidas são mostradas detalhadamente nos desenhos em anexo.

Correção: Foram modificadas as dimensões da aeronave.

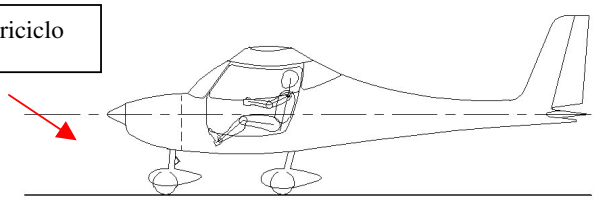


Dimensões modificadas

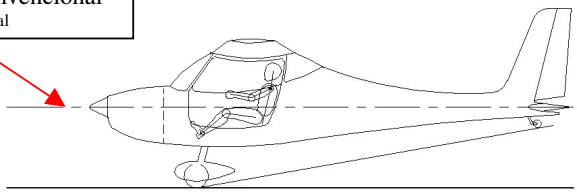


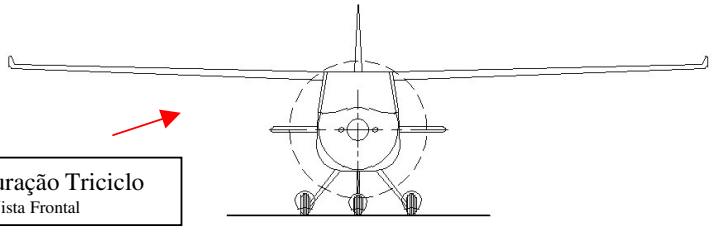
Exemplo de desenhos finalizados no Autocad

Configuração Triciclo
Vista Lateral

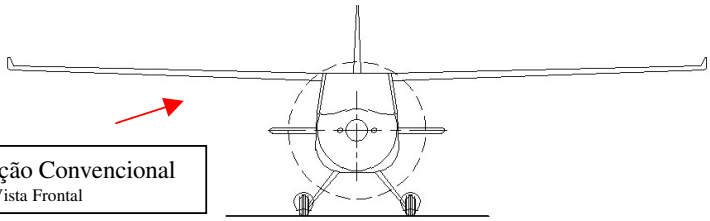


Configuração Convencional
Vista Lateral

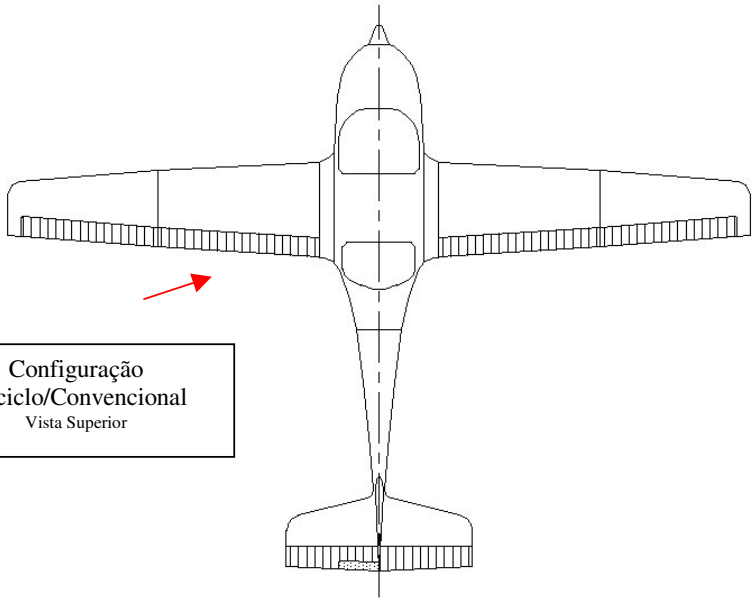




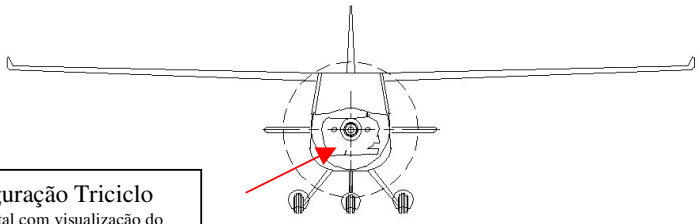
Configuração Triciclo
Vista Frontal



Configuração Convencional
Vista Frontal



Configuração
Triciclo/Convencional
Vista Superior



Configuração Triciclo
Vista Frontal com visualização do motor

OBS: Apenas nesta etapa final a aeronave recebeu um nome = RLF 01 - Guaxinim

8. Relatório Descritivo

Configuração definitiva da aeronave

A aeronave RLF 01 - Guaxinim será enquadrada na categoria de treinamento básico. A construção utilizará materiais compostos como fibra de vidro, espuma rígida e alumínio.

A aeronave em projeto é bi-place com disposição em *Lado a Lado* com as seguintes características:

- Monomotor;
- Aeronave Terrestre;
- Asa Alta, monoplana, Bí-Trapezoidal com *Flap* e *Aileron* distribuídos uniformemente ao longo da asa;
- Empenagem convencional;
- Trem de Pouso convencional/triciclo fixo;
- Diedro positivo;
- Disposição dos assentos Lado a Lado.

Ficha Técnica

Fuselagem

- Comprimento: 6,75 m;
- Largura: 1,10 m;
- Altura: 2,78 m.

Asa

- Envergadura: 9,17 m;
- Área Alar: 8,42 m²;
- Alongamento: 9,98
- Corda na raiz: 1,20 m;

- Corda na ponta: 0,65 m;
- Corda a 60 % da envergadura: 0,95 m
- Afilamento: 0,54;
- Incidência na raiz: 0º;
- Torção geométrica: 0º

Empenagem Horizontal

- Área: 1,8 m²
- Alongamento: 2,93
- Envergadura: 2,30 m
- Corda na raiz: 0,96 m
- Corda na ponta: 0,60 m
- Enflechamento no bordo de ataque: 14º

Empenagem Vertical

- Área: 1,2 m²
- Alongamento: 1,40
- Altura:1,30 m
- Corda na raiz: 1,00 m
- Corda na ponta:0,40 m
- Enflechamento no bordo de ataque: 23º

Pesos

- Vazio: 372,64 kg
- Carga Útil: 332,26 kg
- Máximo: 704,9 kg

Velocidades

- Cruzeiro (Vc): 250 Km/h
- Estol (com flap): 29,7 km/h

Perfis

- Raiz da asa: NACA 65_2-415;
- Ponta da asa: NACA 65_2-415;
- Empenagens (Vertical e horizontal): NACA 65_1-009

Concepção

A RLF 01 Guaxinim deverá ser uma aeronave de boa performance, boa manobrabilidade e bom desempenho. Poderá ser utilizada em vôos de instrução. Seu interior apresenta o conforto comum das aeronaves de lazer e comporta bem tanto uma pessoa de 2,00 como uma de 1,50.

Geometria e características

Asas

A asa do RLF 01 é Bí-trapezoidal e alta . Possui Flap tipo plain.

A longarina será construída com mesas de freijó e almas de contraplacado de pinho. A caixa de torção é fabricada em "sanduíche" de espuma rígida de PVC e fibra de vidro montada pelo processo de “Hand lay up".

O perfil que será utilizado é o NACA 65_2A-415.

Empenagem Horizontal

A empenagem horizontal será construída em sanduíche de fibra-de-vidro; espuma rígida; fibra-de-vidro com o processo "hand-lay-up" sobre uma estrutura formadora de madeira, com longarina de madeira freijó e nervuras de contraplacado de pinho.

Empenagem Vertical

A empenagem vertical terá construção semelhante à descrita para a empenagem horizontal.

Fuselagem

A fuselagem será feita com cavernas em madeira freijó e revestimento de fibra de carbono. Os tensores também serão de madeira freijó.

O berço do motor situado na parte dianteira da fuselagem está fixado na parede de fogo que separa o cock-pit do conjunto moto - propulsor e é feita de sanduíche de fibra-de-carbono com madeira freijó. O berço é constituído de tubos de aço SAE-4130 N dispostos em estrutura treliçada.

A cabine do RLF 01 comporta dois ocupantes com estatura variando entre 1,50 e 2,00m. A posição de pilotagem é semi-inclinada de modo a permitir a minimização da área frontal e oferecer um conforto ao utilizador.

Trem de Pouso

Esta aeronave é oferecida de fábrica com duas configurações – Convencional fixo e Triciclo fixo. Os freio são comandados hidraulicamente. As rodas do trem de pouso principal são carenadas.

Profundor e Ailerons

São convencionais, com manches conectados a eles através de tubos "push-pull".

Leme

É do tipo convencional, com pedais reguláveis de acordo com a estatura do piloto, e cabos guiados através de tubos de plástico para acionamento do leme.

Compensador

É comandado em vôo através de tubos "push-pull".

Freios

São acionados hidraulicamente, através de pedais auxiliares posicionados sobre os pedais do leme.

Sistemas

Sistema Anemométrico

É composto por tomadas de pressão estática, localizadas na lateral da fuselagem, e uma tomada de pressão total (Tubo de Pitot) localizado no intradorso da asa esquerda. As tomadas de pressão são construídas de forma a impedir o mau funcionamento dos instrumentos devido à água de chuva ou condensação.

Sistema Elétrico

O sistema de geração de energia elétrica é composto por alternador e bateria, que alimenta o motor de partida, instrumentos elétricos, equipamentos de comunicação e navegação, e iluminação.

Cabine

Assentos

Os assentos são móveis, com encosto de cabeça, sendo o ajuste de altura para adequação à estatura do piloto feito através de regulagens especiais do próprio assento, além de ajuste do comprimento, pois o mesmo é fixado sobre trilhos. Eles são fabricados em alumínio do tipo Pilot RK1- (utilizados nos Beech jet 400 A), com cinto de cinco pontas homologados integrados à estrutura do assento.

Comandos na Cabine

A aeronave é dotada de comandos duplos convencionais, compostos de dois manches, dois jogos de pedais, uma manete de potência central, 02 alavancas do compensador e comandos dos flapes.

Instrumentação

- Altímetro – VOR;
- Velocímetro – ADF;
- Tacômetro – DME;
- Indicador de temperatura do líquido de arrefecimento;
- Indicador de temperatura na cabeça do cilindro (C.H.T);
- Indicador de temperatura de saída dos gases (E.L.T);
- Marcador de combustível;
- Voltímetro;
- Indicador da pressão do óleo;
- Horizonte artificial;
- G.P.S;
- T.C.A.S (Traffic Avoid Collision System);
- R.T.R (Rádio transmissor /receptor);
- Relógio.

Ventilação

- O sistema de ventilação da cabine é composto de duas tomadas de ar localizadas nas laterais da fuselagem e com ajuste regulável da entrada de ar.

Grupo Motopropulsor

No projeto da aeronave RLF 01 adotou-se o motor o ROTAX 914 F que tem as seguintes características:

Potência	100 Hp a 5.500 rpm
Potência Máxima*	115 Hp a 5.800 rpm
Par Motor	123 Nm a 5100 rpm
Revoluções máximas	5.800 rpm
Diâmetro	79.5 mm
Comprimento	61 mm
Cilindrada	1211,2 cm^3
Combustível	Gasolina con o sin plomo o AvGAS.
Líquido Refrigerante	50% BASF anticorrosivo - 50% Água.
Alternador	250W /13,5 V a 5500 rpm.

TORQUE			**Razão do Compressor**	**Voltagem**
Nm	ft.lb.	1/min	9.0 : 1	13,5 V
144	106	4900		

A hélice adotada é bi-pá, marca MT-PROPELLER, modelo MTV-21, com passo ajustável hidraulicamente.

Utilização de Pára-quedas Balístico

De acordo com as especificações da aeronave será utilizado, por medida de segurança, um sistema de pára-quedas de estrutura como o (Airframe Parachute System - CAPS), o qual é utilizado no avião Cirrus SR 20-22.

Este sistema de segurança é designado para baixar o avião inteiro até o chão numa emergência onde as outras alternativas para pousar já estiverem sido esgotadas.

O sistema de pára-quedas é designado para proteger os ocupantes numa emergência baixando (levando) o avião para o chão após se desdobrar. O CAPS revolucionou a segurança da aviação em geral por ter proporcionado uma alternativa medida na segurança dos ocupantes, o que se assemelha à teoria dos airbags em automóveis.

Para abrir o pára-quedas, a pessoa deve usar aproximadamente 35 libras de força na manivela (puxador) do CAPS para ajustar uma carga de magnésio que ingciona um rojão de combustível sólido. O rojão alcança um porão que cobre um compartimento escondido onde o CAPS está guardado. Como o rojão desdobra para a parte traseira, o avião irá devagar assim que as presilhas de arreio incorporadas do CAPS abrem o "zíper" dos dois lados da fuselagem.

Em poucos segundos, a capota de 55' de diâmetro desprenderá para ajudar a tirar o avião da dificuldade. O impacto final é absorvido pelo mecanismo especializado de pouso, uma jaula rolante e os assentos como os de Tecnologia de Absorvição de Energia do Cirrus (Cirrus Energy Absorbing Technology - CEAT).

São mostradas cenas da atuação do pára-quedas na aeronave Cirrus SR 20:

Figura 8.1 – aeronave Cirrus SR 20 com o pára-quedas balísco atuado

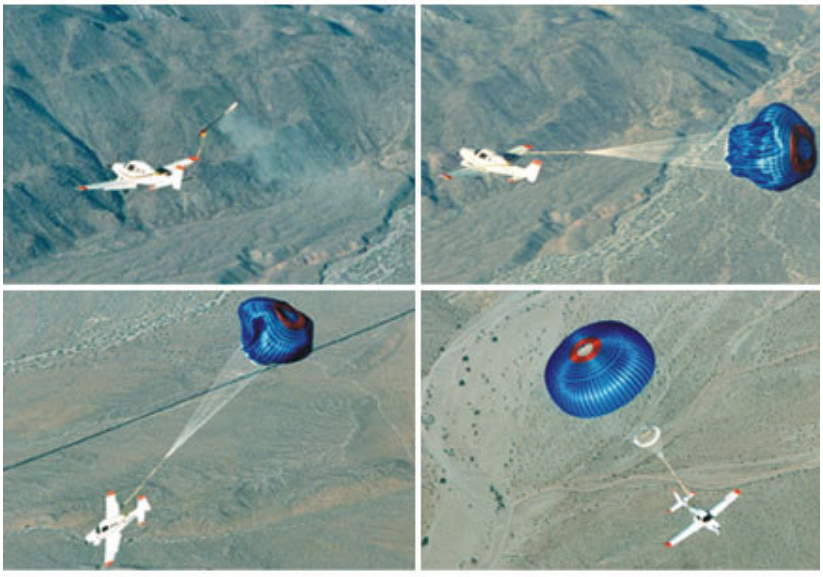


Figura 8.2 – aeronave Cirrus SR 20. Evolução do processo de abertura do pára-quedas balístico

Projetos de Aeronaves II

Cálculos Aerodinâmicos

1. Cálculo de Polar da aeronave Guaxinim

Neste capitulo será inicialmente calculado a Polar de Arrasto da aeronave Guaxinim em condição de vôo em cruzeiro.

1.1-Condições de Cruzeiro

1.1.1-Determinação da Curva C_L x α

1.1.1.1 – Determinação do Coeficiente de Sustentação da Fuselagem – C_{Lf}

Para se determinar os valores de "C_{Lf}" é necessário que se obtenha os valores dos diversos diâmetros e perímetros do corpo equivalente de revolução (CER). Para isso, serão feitas as seguintes aproximações, conforme demonstrado na figura 1.1, para proceder o calculo:

- Nas seções próximas a parede de fogo, é tomada a largura B e a altura H. A área é considerada como sendo S = 0,85.B.H
- Nas seções próximas ao cone de cauda, é tomada a Largura a e a altura b. A área é considerada como sendo S = a.b.π

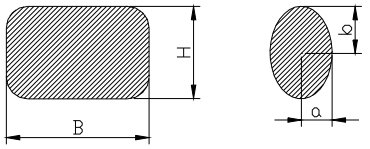


Figura 1.1 – Aproximação para o corpo equivalente de revolução

Para isto a aeronave foi dividida em 22 estações espaçadas na mesma dimensão. Nas estações 1(região do spinner) e de 14 a 22, será considerado o cálculo relativo ao cone de cauda.Utilizando o medidor de distâncias (dist) no desenho feito em Autocad foram obtidas as mediadas ilustradas na tabela 1.1.

Tabela 1.1 – Posições, Dimensões e Áreas das Seções da Aeronave

Relativo a regiões próximas a parede de Fogo					Relativo a regiões próximas ao Cone de Cauda				
Estação	**Posição (m)**	**B (m)**	**H (m)**	**Área (m²)**	**Estação**	**Posição (m)**	**a (m)**	**b (m)**	**Área (m²)**
2	0,59	0,88	0,67	0,50	**1**	0,29	0,17	0,22	0,12
3	0,88	0,99	0,76	0,64	**14**	4,11	0,25	0,32	0,25
4	1,17	1,02	0,88	0,76	**15**	4,40	0,22	0,28	0,19
5	1,47	1,05	1,11	0,99	**16**	4,67	0,19	0,25	0,15
6	1,76	1,08	1,32	1,21	**17**	4,99	0,15	0,20	0,09
7	2,05	1,08	1,32	1,21	**18**	5,28	0,13	0,19	0,08
8	2,35	1,08	1,32	1,21	**19**	5,57	0,10	0,17	0,05
9	2,64	1,08	1,32	1,21	**20**	5,87	0,06	0,15	0,03
10	2,94	1,08	1,17	1,07	**21**	6,16	0,04	0,15	0,02
11	3,23	0,88	0,99	0,74	**22**	6.46	0,03	0,12	0,01
12	3,52	0,70	0,88	0,52	**Subtotal da área**				1,00
13	3,82	0,55	0,73	0,34	**Total da área da fuselagem**				11,40
Subtotal da área				10,40					

A área da primeira parte da tabela 9.1 foi de 10,37 m^2 e a da segunda parte da tabela 9.1, relativa ao cone da cauda foi de 1,00 m^2.

Porém os valores que interessam são tomados à frente e à traz da estação de área máxima. Que no caso do presente projeto são referente a estação 06 que possui a área de 1,320 m^2. As demais dimensões se encontram na tabela 1.2.

Tabela 1.2 - Dimensões da Fuselagem da aeronave

Valor	Dimensões e áreas
Xo	3,46m
la / lf	0,26
Xo / lf	0,51
Sm	2,45m^2
Sma	0,5 m^2
Smc	1,18 m^2
Sp_{Xo-lf}	m^2
Sm_{x0}	0,69 m^2

Onde:
Xo = distância do datum até a estação 12
la = distância do datum até a estação de área máxima (estação 06) 1,76 m
lf = comprimento da aeronave 6,75m
Sm = área total do corpo equivalente de revolução
Sma = área do corpo equivalente de revolução até a estação 06
Smc = área do corpo equivalente de revolução a partir da estação 09

A sustentação da fuselagem pode ser dada por uma expressão que leva em conta uma parcela devido ao escoamento potencial e outra devido à viscosidade e é dada pela Equação 9.1:

$$C_{Lf} = \frac{\alpha_f - \alpha_{oF}}{57,3 \cdot S}\left[\frac{K \cdot \pi \cdot D^2}{2} + \eta \cdot C_{Dc} \cdot \frac{(\alpha_f - \alpha_{oF})}{57,3} \cdot \int_{X_o}^{L_f} d \cdot dx\right]$$

Equação 1.1 – Cálculo da sustentação da fuselagem

onde:
α_{oF} = ângulo de sustentação nula da fuselagem
α_f = ângulo de ataque da fuselagem
S = área alar
K = fator de massa aparente
D = diâmetro máximo do CE
h = arrasto cilindro infinito / arrasto cilindro finito
C_{DC} = coeficiente de arrasto para escoamento inclinado em um cilindro infinito em função do número de Mach
X_o = ponto onde o escoamento passa de potencial a viscoso
α_{oF} ~ 0° (somente ensaios em túnel de vento poderiam comprovar)
α_f = -8° a 14° (variação)

Em seguida, tem-se os dados:

S = 8,42 m²
K = 0,975, obtido pelo gráfico 9.4.1 em função de (lf / D{6,6})
D = 0,42 m

$$\int_{X_o}^{L_f} d \cdot dx$$

Equação 1.2 – Cálculo da área em planta do CER a partir de Xo = 3,494m²

Para Ma = 0,20, o valor de C_{Dc} é obtido no gráfico 9.4.3, que é igual a 1,2.

Então aplicando-se a equação 1.1,temos:

$$C_{Lf} = \frac{\alpha_f - 0}{57,3 \cdot 18,9}\left[\frac{0,87 \cdot \pi \cdot 1,059^2}{2} + 0,65 \cdot 1,2 \cdot \frac{(\alpha_f - 0)}{57,3} \cdot 3,494\right]$$

$$C_{Lf} = \frac{\alpha_f}{1082,92}\left[1,533 + 0,048 \cdot \alpha_f\right]$$

Para os diversos ângulos de ataque possíveis, temos a tabela 1.3:

Tabela 1.3 - Variação de C_{Lf} com o ângulo de ataque

αf (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
C_{Lf}	-0,004	-0,003	-0,002	-0,001	0,00	0,001	0,002	0,004	0,005	0,006	0,008	0,009

1.1.1.2 – Determinação da Variação do Coeficiente de Sustentação com o ângulo de ataque ($a = dC_L / d\alpha$)

O perfil utilizado na asas foi o NACA 65_2-415. A equação da variação do coeficiente de sustentação, com o ângulo de ataque é demonstrada na equação 1.4:

$$a = \frac{2 \cdot \pi \cdot A}{2 + \sqrt{\frac{A^2}{k^2} \cdot \left(\beta^2 + tg^2 \cdot \Lambda_{c/2}\right) + 4}}$$

Equação 1.4 – Cálculo da variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque

onde:
A = alongamento da asa
k = função da inclinação da curva C_L x α do perfil
b = $(1 - Ma^2)$
Ma = número de Mach
Lc/2 = enflechamento da asa a c/2

Tem-se os dados:
Lc/2 = 0°
b = 0,96.

Sabendo que A = 9,98 e que $k = \frac{a_o}{2 \cdot \pi}$ (onde a_o nesse caso é igual a 5,9874 / rad)
Logo, k = 0.9529

Com estes dados aplica-se a equação 1.4 e tem-se:

Temos então que:

$$a = \frac{2 \cdot \pi \cdot 9{,}98}{2 + \sqrt{\frac{9{,}98^2}{0{,}9529^2} \cdot \left(0{,}96^2\right) + 4}}$$

a = 5,11 rad^{-1} = 0,08918/deg^{-1}

1.1.1.3 – Determinação do ângulo de Ataque da Sustentação Nula da Asa em relação à linha de referência da Fuselagem - α_{ow}

De acordo com a equação 1.5 tem-se:

$\alpha_{ow} = (\alpha_{ow})_o^R - i_R^{'} + J \cdot \varepsilon$ **Equação 1.5 – Cálculo do ângulo de Ataque da Sustentação Nula da Asa em relação à linha de referência da Fuselagem**

onde:
$(\alpha_{ow})_o^R$ = ângulo para sustentação nula do perfil da raiz da asa (bidimensional)
$i_R^{'}$ = incidência na raiz
ε = torção aerodinâmica
J = fator dependente do alongamento e do afilamento da asa (gráfico 6.2.2)

Como não há torção geométrica, não é necessário encontrar o valor de J no gráfico 6.2.2. . A incidência na raiz do presente projeto é de 0°.

O valor de $(\alpha_{ow})_o^R$ é determinado no gráfico de $\mathbf{C_L}$ x α para o Reynolds na raiz da asa em vôo de cruzeiro. Logo,
IR' = 0°
$(\alpha_{ow})_o^R$ = -2,3°

Então:
α_{ow} = -2,3°

1.1.1.4 – Determinação do Coeficiente de Sustentação (Bidimensional) do Perfil – C_L Perfil

O C_L do perfil será obtido do seu gráfico $\mathbf{C_L}$ x α para o ângulo de ataque da asa e constam na tabela 1.4.

Tabela 1.4 - Variação de C_L com o ângulo de ataque da Asa para Re = 6,0 x 106

αf (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
Cl_{perfil}	-0,60	-0,45	-0,19	0,11	0,31	0,52	0,71	0,92	1,11	1,30	1,41	1,49

1.1.1.5 – Determinação do Coeficiente de Sustentação da Asa – $C_{L\ Asa}$

Para se determinar $C_{L\ Asa}$, usa-se a equação 1.5:

$$C_{Lasa} = \frac{\left|\frac{dC_L}{d\alpha}\right|_{asa}}{\left|\frac{dC_L}{d\alpha}\right|_{perfil}} \cdot C_{Lperfil} = \frac{a}{a_o} \cdot C_{Lperfil}$$

Equação 1.5 – Cálculo do C_L Asa

Como:

a =5,11 rad^{-1}
ao = 5,9874 rad-1
Logo,

$$C_L \text{ Asa} = \frac{5,1100}{5,9874} \cdot C_{Lperfil} = 0,8534 \cdot C_{Lperfil}$$

Cria-se então uma tabela para o coeficiente de sustentação da asa, que consta na tabela 1.5.

Tabela 1.5 - Coeficiente de Sustentação da Asa

α**f (°)**	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
$C_{L\,f}$	-0,004	-0,003	-0,002	-0,001	0,00	0,001	0,002	0,004	0,005	0,006	0,008	0,009
$C_{L\,perfil}$	-0,60	-0,45	-0,19	0,11	0,31	0,52	0,71	0,92	1,11	1,30	1,41	1,49
$C_{L\,asa}$	-0,51	-0,38	-0,16	0,09	0,26	0,44	0,61	0,79	0,95	1,11	1,20	1,27

1.1.1.6 – Determinação do Coeficiente de Sustentação Asa-Fuselagem–$C_{L\,A\text{-}F}$

É dado pela equação 1.6:

$$C_{LA-F} = C_{LF}(\alpha) + \left[k_w(f) - k_f(w)\right] \cdot C_{Lasa}$$ **Equação 1.6 – Cálculo do $C_{L\,A\,-\,F}$**

Sabe-se que:

D = 0,42 m (diâmetro máximo do CER)
b = 9,17 m (envergadura)

Logo, $$\frac{D}{b} = \frac{0,42}{9,17} = 0,0458$$

Com este valor da razão de D por b, usa-se o gráfico 6.5.1 e 6.5.2 para se obter os valores de kw(f) e kf(w), que são:

kw(f) = 1,04
kf(w) = 0,06

Então,

$$C_{LA-F} = C_{LF}(\alpha) + \left[1,04 - 0,06\right] \cdot C_{Lasa}$$

$$C_{LA-F} = C_{LF}(\alpha) + 0,98 \cdot C_{Lasa}$$

Com esta equação pode-se construir a tabela 1.6:

Tabela 1.6 - Variação de C_L com o Coeficiente de Sustentação Asa – Fuselagem - $C_{L\ A-F}$

α_f (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
$C_{L\ f}$	-0,004	-0,003	-0,002	-0,001	0,00	0,001	0,002	0,004	0,005	0,006	0,008	0,009
$C_{L\ perfil}$	-0,60	-0,45	-0,19	0,11	0,31	0,52	0,71	0,92	1,11	1,30	1,41	1,49
$C_{L\ Asa}$	-0,51	-0,38	-0,16	0,09	0,26	0,44	0,61	0,79	0,95	1,11	1,20	1,27
$C_{L\ A-F}$	-0,51	-0,38	-0,16	0,09	0,26	0,44	0,60	0,77	0,93	1,09	1,19	1,26

1.1.1.7 – Determinação do Coeficiente de Sustentação da Empenagem Horizontal– $C_{L\ EH}$

É dado pela equação:

$$C_{LEH} = \frac{\left|\frac{dC_L}{d\alpha}\right|_{EH}}{\left|\frac{dC_L}{d\alpha}\right|_{perfil}} \cdot C_{Lperfil_{EH}} = \frac{a_{EH}}{a_{oEH}} \cdot C_{Lperfil_{EH}}$$

onde:
$a_{o\ EH}$ = inclinação da curva C_L x α do perfil bidimensional
a_{EH} = inclinação da curva C_L x α da Empenagem Horizontal (tridimensional)

Sendo o perfil da Empenagem Horizontal NACA 65_1-009, de suas curvas C_L x α podemos determinar os parâmetros da equação anterior:

$$a_{o\ EH} = \left|\frac{dC_L}{d\alpha}\right|_{perfil} = 5{,}73\ \text{rad}^{-1}$$

A equação para a inclinação da curva C_L x α da Empenagem Horizontal é a mesma equação 1.5.

$$a = \frac{2 \cdot \pi \cdot A}{2 + \sqrt{\frac{A^2}{k^2} \cdot \left(\beta^2 + tg^2 \cdot \Lambda_{c/2}\right) + 4}}$$

onde:
A = alongamento da empenagem horizontal
k = função da inclinação da curva C_L x α do perfil
$\beta = (1 - Ma^2)$
Ma = número de Mach
$\Lambda_{c/2}$ = enflechamento da empenagem horizontal a c/2

$\Lambda_{c/2} = 0°$.
$\beta = 0{,}96$.

Sabendo que A = 2,93 e que $k = \frac{a_{oEH}}{2 \cdot \pi}$ (onde ao nesse caso é igual a 5,73 / rad)

Logo, k = 0,91

Temos então que:

a = 3,24 rad^{-1}

Com esse valor, chega-se ao valor de $C_{L\ EH}$:

$$C_{LEH} = \frac{a_{EH}}{a_{oEH}} \cdot C_{Lperfil} = \frac{3,24}{5,73}$$

$$C_{LEH} = 0,5654 \cdot C_{Lperfil}$$

Com a equação podemos construir a tabela 1.7:

Tabela 1.7 - Coeficiente de Sustentação da Empenagem Horizontal

α_f (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
$C_{L\ f}$	-0,004	-0,003	-0,002	-0,001	0,00	0,001	0,002	0,004	0,005	0,006	0,008	0,009
$C_{L\ perfil}$	-0,60	-0,45	-0,19	0,11	0,31	0,52	0,71	0,92	1,11	1,30	1,41	1,49
$C_{L\ Asa}$	-0,51	-0,38	-0,16	0,09	0,26	0,44	0,61	0,79	0,95	1,11	1,20	1,27
$C_{L\ A-F}$	-0,43	-0,32	-0,14	0,07	0,22	0,37	0,50	0,65	0,79	0,93	1,01	1,07
$C_{L\ EH}$	-0,34	-0,25	-0,11	0,06	0,18	0,29	0,40	0,52	0,63	0,74	0,80	0,84

1.1.1.8 – Determinação do Ângulo de Ataque Local na Empenagem Horizontal considerando-se o "Downwash" da asa - a_{EH}

O ângulo de ataque local é dado por:

$$\alpha_{EH} = \eta_{EH} + \alpha_F - \varepsilon$$

onde:

α_{EH} = ângulo de ataque local da empenagem horizontal

η_{EH} = incidência da empenagem horizontal em relação à linha de referência da fuselagem

α_F = ângulo de ataque da fuselagem

ε = ângulo de "downwash"

Do desenho em três vistas da aeronave feito em Autocad 14, os seguintes valores são determinados:

$$m \cdot \frac{b}{2} = 1{,}17 \text{ m}$$

$$r \cdot \frac{b}{2} = 4{,}11m$$

Sendo:

b = envergadura da asa = 9,17 m

Logo:

m = 0,255
r = 0,896

Sabendo também que pela equação 1.7 tem-se:

$$TR = \frac{C_r}{C_p} = \frac{1{,}20}{0{,}65} = 1{,}85$$ **Equação 1.7 – Cálculo do TR**

Sendo A = 9,98

Onde:

C_R = corda da raiz da asa
C_P = corda da ponta da asa
A = alongamento

O cálculo de dε/dα deve ser feito utilizando o gráfico 6.2.6. Como não há valores específicos para os valores de TR, m e A para o presente projeto, foi feito uma interpolação linear e encontrou-se para TR =1,85 um valor dε/dα de 0,20**.**

Sendo, Então dε/dα = 0,20 no centro da Empenagem Horizontal.

Do gráfico 6.2.7, para:

$$\frac{b_{EH}}{b} = \frac{2{,}30}{9{,}17} = 0{,}25$$

onde:
b_{EH} = envergadura da EH
b = envergadura da asa
A = 9,98
TR = 1,85

Após realizada interpolação linear encontramos que a razão de dε/dα é 0,959, para tal foi utilizada a equação 1.8 abaixo.

$$\left[\frac{\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)_{MED}}{\left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)_{C.A.}}\right] = 0{,}984$$ **Equação 1.8 – Interpolação linear do valor resultante dos gráficos 6.2.7**

$$\left.\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right|_{MED} = 0{,}984 \cdot 0{,}20 = 0{,}197$$

Então:

$\varepsilon = 0{,}197\ \alpha$

A empenagem horizontal não possui incidência em relação à linha de referência da fuselagem. Através dos cálculos efetuados pelas equações apresentadas anteriormente obtemos as Tabelas 1.8 e 1.9.

Tabela 1.8 - Ângulo de "Downwash"

αf (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
ε (°)	-1,57	-1,18	-0,79	-0,39	0	0,39	0,79	1,18	1,58	1,7	2,36	2,76
α_{HE} (°)	-6,42	-4,82	-3,21	-1,61	0,00	1,61	3,21	4,82	6,42	8,03	9,64	11,24

Tabela 1.9 - Coeficiente de Sustentação Local

αf (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
α_{HE} (°)	-6,42	-4,82	-3,21	-1,61	0,00	1,61	3,21	4,82	6,42	8,03	9,64	11,24
$C_{L\ EH}$	-0,36	-0,27	-0,18	0,09	0	0,09	0,18	0,27	0,36	0,45	0,54	0,64

1.1.1.9 –Sustentação da Aeronave – $C_{L\ ERA}$

Pela equação 1.9 tem-se:

$$C_{L_{AER}} = C_{L_{A-f}} + C_{L_{EH}} \cdot \frac{S_{EH}}{S}$$ **Equação 1.9 – Cálculo da Sustentação da Aeronave – $C_{L\ ERA}$**

Onde:

$C_{L\ AER}$ = coeficiente de sustentação da aeronave
$C_{L\ A\text{-}F}$ = coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem
$C_{L\ EH}$ = coeficiente de sustentação da Empenagem Horizontal
S_{EH} = área da Empenagem Horizontal
S = área alar

Sendo:

$$\frac{S_{EH}}{S} = \frac{1{,}80m^2}{8{,}42m^2} = 0{,}214$$

Logo:
$C_{L\,AER} = C_{L\,A\text{-}F} + 0{,}214\ C_{L\,EH}$

Através da equação 1.9 tem-se a Tabela 1.10.

Tabela 1.10 - Coeficiente de Sustentação da Aeronave

αf (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
$C_{L\,A-F}$	-0,51	-0,38	-0,16	0,09	0,26	0,44	0,60	0,77	0,93	1,09	1,19	1,26
CL EH	-0,36	-0,27	-0,18	0,09	0	0,09	0,18	0,27	0,36	0,45	0,54	0,64
$C_{L\,AER}$	-0,58	-0,44	-0,20	0,07	0,26	0,46	0,64	0,83	1,01	1,19	1,30	1,39

1.1.2-Determinação da Curva C_D x α

1.1.2.1 – Arrasto da Asa- $C_{D\,ASA}$

Pela equação 1.10 tem-se:

$C_{D\,ASA} = C_{De\,ASA} + C_{Di\,ASA}$ **Equação 1.10 – Cálculo do Arrasto da Asa- $C_{D\,ASA}$**

Onde:

$C_{D\,ASA}$ = coeficiente de arrasto da asa
$C_{De\,ASA}$ = coeficiente de arrasto parasita da asa
$C_{Di\,ASA}$ = coeficiente de arrasto induzido da asa

1.1.2.1(a) – Determinação do Coeficiente de Arrasto Parasita da Asa- $C_{De\,ASA}$

Pela equação 1.11 tem-se:

$$C_{DeASA} = \left(\frac{\sum C_{De_i} \cdot S_i}{S} \right) \cdot \frac{S_e}{S}$$

Equação 1.11 – Cálculo do Coeficiente de Arrasto Parasita da Asa- $C_{De\,ASA}$

onde:
$C_{De\,ASA}$ = coeficiente de arrasto parasita da asa
$C_{De\,i}$ = coeficiente de arrasto parasita do perfil i
Si = área correspondente ao perfil i
S = área alar
Se = área alar – área que atravessa a fuselagem

O termo entre parênteses da equação 1.11 corresponde ao somatório das áreas de uma asa composta por perfis diferentes. Entretanto, as asas do presente projeto são compostas apenas por um perfil e não existe torção geométrica. Por isso, o termo Si se torna igual a S e a relação entre os dois valores na equação realizam a equação 1.12.

$$C_{DeASA} = C_{De_i} \cdot \frac{S_e}{S}$$ **Equação 1.12 – Cálculo do $C_{De\ ASA}$**

Sendo:
Se = 5,77m²
S = 8,42 m²

Temos:

$$C_{DeASA} = C_{De_i} \cdot \frac{5,77}{8,42}$$

$$C_{DeASA} = 0,68 \cdot C_{De_i}$$

Então, calculou-se o número de Reynolds para a Corda Média Geométrica da asa pela equação 5.9:

Sendo:
C_R = 1,20 m
C_P = 0,65 m

$$\bar{c} = \frac{1,20 + 0,65}{2} = 0,925 \text{ m²}$$

Então:

Re = 6,00 x 10^6

No cálculo do $C_{De\ ASA}$ serão tomados os valores de C_{De} das curvas "C_L x α" e "C_L x C_D" do o perfil NACA 65_2-415 para a posição dos flapes nulos (d = 0°).

Pela equação 1.12 pode-se gerar a tabela 1.11:

Tabela 1.11 - Coeficiente de Arrasto Parasita da Asa

αf (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
$C_{L\ perfil}$	-0,60	-0,45	-0,19	0,11	0,31	0,52	0,71	0,92	1,11	1,30	1,41	1,49
C_{de} (Re=6x10^6)	0,0090	0,0080	0,0064	0,0043	0,0041	0,0042	0,0055	0,0092	0,0113	0,0148	0,0185	0,0210
$C_{De\ asa}$	0,0061	0,0054	0,0044	0,0029	0,0028	0,0029	0,0037	0,0063	0,0077	0,0101	0,0126	0,0143

1.1.2.1(b) – Determinação do Coeficiente de Arrasto Induzido da Asa- $C_{Di\ ASA}$

Para a determinação deste coeficiente tem-se a equação 1.13:

$$C_{DiASA} = \frac{C_{LASA}^2}{\pi \cdot A}\left(1 + \delta_1 + \delta_2\right)$$ **Equação 1.13 – Cálculo do $C_{De\ ASA}$**

Sendo:

$C_{Di\ ASA}$ = coeficiente de arrasto induzido da asa
$C_{L\ ASA}$ = ver tabela 1.7
A = alongamento da asa
δ_1 = fator devido ao afilamento, vide gráfico 6.2.12
δ_2 = fator devido ao afilamento, vide gráfico 6.2.13

Sendo λ=0,54 (afilamento da asa) , tem-se δ_1 = 0,028.
Sendo A = 9,98, tem-se δ_2 = 1,0

Então:

$C_{Di\ ASA} = 0{,}06468 * (C_{L\ ASA})^2$

Deste modo, obtemos a tabela 1.12.

Tabela 1.12 - Coeficiente de Arrasto Induzido da Asa

αf (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
$C_{L\ Asa}$	-0,51	-0,38	-0,16	0,09	0,26	0,44	0,61	0,79	0,95	1,11	1,20	1,27
$C_{di\ asa}$	0,0170	0,0095	0,0017	0,0006	0,0045	0,0127	0,0237	0,0399	0,0580	0,0796	0,0937	0,1046

1.1.2.2 – Arrasto da Empenagem Horizontal- $C_{D\ EH}$

Calcula-se o arrasto da empenagem horizontal pela equação 1.14:

$C_{D\ EH} = C_{De\ EH} + C_{Di\ EH}$ Equação 1.14 – Cálculo do arrasto da empenagem horizontal

Onde:
$C_{D\ EH}$ = coeficiente de arrasto da empenagem horizontal
$C_{De\ EH}$ = coeficiente de arrasto parasita da empenagem horizontal
$C_{Di\ EH}$ = coeficiente de arrasto induzido da empenagem horizontal

1.1.2.2(a) – Determinação do Coeficiente de Arrasto Parasita da Empenagem Horizontal- $C_{De\ EH}$

Calcula-se o arrasto parasita da empenagem horizontal pela equação 1.15:

$$C_{DeEH} = C_{DP} \cdot \frac{S_e}{S}$$ **Equação 1.15 – Cálculo do arrasto parasita da empenagem horizontal**

onde:
$C_{De\ EH}$ = coeficiente de arrasto parasita da empenagem horizontal
$C_{D\ P}$ = coeficiente de arrasto do perfil
S = área alar
Se= área da empenagem horizontal – área da parte que atravessa a fuselagem

Sendo:

Se = 1,71 m²
S = 8,42 m²

Temos:

$$C_{DeEH} = C_{DP} \cdot \frac{1,71}{8,42}$$

$$C_{DeEH} = 0,20 \cdot C_{DP}$$

O cálculo de número de Reynolds na Empenagem Horizontal para velocidade de cruzeiro (250 km/h=69,45 m/s) é feito inicialmente pela determinação da corda média geométrica da empenagem horizontal, através da equação 1.16:

$$\bar{c}_{EH} = \frac{S_{EH}}{b_{EH}}$$ **Equação 1.16 – Cálculo da corda média geométrica da empenagem horizontal**

onde:
$\bar{c}_{EH}$ = corda média geométrica da Empenagem Horizontal
S_{EH} = área da Empenagem Horizontal
b_{EH} = envergadura da Empenagem Horizontal

Sendo:

S_{EH} = 1,8 m²
b_{EH} = 2,30 m
Então:

$$\bar{c}_{EH} = \frac{1,8}{2,30} = 0,78 \text{ m}$$

$Re = 3,52 \times 10^6$

A tabela do coeficiente de arrasto parasita da empenagem horizontal se encontra na Tabela 1.13:

Tabela 1.13 - Coeficiente de Arrasto Parasita da Empenagem Horizontal

αf (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
$C_{D\,P}$	0,0085	0,0072	0,0065	0,0043	0,0041	0,0043	0,0065	0,0072	0,0085	0,009	0,01	0,0104
$C_{De\,EH}$	0,0017	0,0014	0,0013	0,0009	0,0008	0,0009	0,0013	0,0014	0,0017	0,0018	0,0020	0,0021

1.1.2.2(b) – Determinação do Coeficiente de Arrasto Induzido da Empenagem Horizontal $C_{Di\,EH}$

Calcula-se o Coeficiente de Arrasto Induzido da Empenagem Horizontal $C_{Di\,EH}$ pela equação 1.16:

$$C_{DiEH} = \frac{C_{LEH}^2}{\pi \cdot A_{EH}} (1 + \delta_1 + \delta_2) \cdot \frac{S_{EH}}{S}$$

Equação 1.16 – Cálculo do Coeficiente de Arrasto Induzido da Empenagem Horizontal $C_{Di\,EH}$

onde:
$C_{Di\,EH}$ = coeficiente de arrasto induzido da empenagem horizontal
$C_{L\,EH}$ =
A_{EH} = alongamento da empenagem horizontal
δ_1 = fator devido ao afilamento,
δ_2 = fator devido ao afilamento,
S_{EH} = área da empenagem horizontal
S = área alar

Sendo:
$A_{EH} = 2,93$
$S_{EH} = 1,8$ m²
S = 8,42 m²
Sendo λ=0,625 (afilamento da empenagem horizontal) , tem-se $\delta_1 = 0,0065$.
Sendo $A_{EH} = 2,93$, tem-se $\delta_2 = 1,0$

Então:

$C_{Di\,EH} = 0,0466\ (C_{L\,EH})^2$

Os valores de do arrasto induzido da empenagem horizontal estão apresentados na tabela 1.14:

Tabela 1.14 - Coeficiente de Arrasto Induzido na Empenagem Horizontal

α_f (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,00	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
α_{EH} (°)	-6,42	-4,82	-3,21	-1,61	0,00	1,61	3,21	4,82	6,42	8,03	9,64	11,24
$C_{L\ EH}$	-0,36	-0,27	-0,18	0,09	0	0,09	0,18	0,27	0,36	0,45	0,54	0,64
$C_{Di\ EH}$	0,0061	0,0035	0,0015	0,0004	0,000	0,0004	0,0015	0,0035	0,0061	0,0096	0,0138	0,0188

1.1.2.3 – Determinação do Coeficiente de Arrasto da Fuselagem:

1.1.2.3(a) – Cálculo do Número de Reynolds:

Sendo:
c = 6,75 m (comprimento)

Re = 3,01 x 10^6

1.1.2.3(b) – Cálculo da Esbelteza:

Calcula-se a Esbelteza pela equação 1.17:

$$E_e = \frac{f}{D}$$

Equação 1.17 - Cálculo da Esbelteza

onde:
E_e = esbelteza
If = comprimento do Corpo Equivalente de Revolução –CER
D = diâmetro máximo do CER

Sendo:

If = 6,75 m
D = 0,42 m

Então:

$$E_e = \frac{5,58}{0,42} = 13,29$$

1.1.2.3(c) – Determinação do Fator de Forma:

Este pode ser determinado a partir do gráfico 6.4.6

Para Ee = 13,29 o Fator de Forma será:

F = 1,041

1.1.2.3(d) – Cálculo do Coeficiente de Arrasto Parasita da fuselagem - C_{Dof}:

Calcula-se o item acima pela equação 1.18 descrita a seguir:

$C_{Dof} = C_{Doa} + C_{Dob} + C_{Doc} + \Delta C_{Do\ LF} + \Delta C_{Do\ cab}$ **Equação 1.18 - Cálculo do Coeficiente de Arrasto Parasita da fuselagem**

Da qual se desmembra nas seguintes equações:

$$C_{Doa} = \frac{C_f \cdot F \cdot S_M^A}{S}$$ **Equação 1.19 - Cálculo de C_{Doa}**

$$C_{Dob} = \frac{C_f \cdot F \cdot S_M^B}{S}$$ **Equação 1.20 - Cálculo de C_{Doa}**

$$C_{Doc} = \frac{C_f \cdot F \cdot S_M^C}{S}$$ **Equação 1.21 - Cálculo de C_{Dec}**

onde:
C_f = coeficiente de atrito médio
F = fator de forma
S_M = áreas molhadas (A, B e C)
S = área alar

Da tabela 1.2 tem-se as áreas molhadas:

S_{MA} = 0,50 m²
S_{MC} = 1,18 m²

- Determinação do Atrito Médio - C_f

O atrito médio pode ser determinado através do gráfico 6.4.5 , em função do número de Reynolds, do comprimento da fuselagem e do tamanho médio do grão da rugosidade da superfície da mesma. Da tabela 6.4.1 se obtém o fator K para pintura cuidadosamente aplicada.

K=6,4 x 10^{-6}

$$\frac{lf}{K} = \frac{6,75}{6,4x10^{-6}} = 1,05x10^6$$

Do ietm 9.1.2.3 (a) tem-se Re = 3,01 x 10^6.

Do gráfico 6.4.5 tem-se:

C_f = 2,00 x 10^{-3}

- Arrasto Correspondente às Áreas "A" e "C" – C_{Doa} , C_{Doc} :

São dados por:

$$C_{Doa} = \frac{C_f \cdot F \cdot S_M^A}{S}$$

$$C_{Doc} = \frac{C_f \cdot F \cdot S_M^C}{S}$$

Sendo:

$C_f = 0,0020$
$F = 1,041$
$S = 8,42\ m^2$
$S_{MA} = 0,50\ m^2$
$S_{MC} = 1,18\ m^2$

Então:

$C_{Doa} = 0,00012$
$C_{Doc} = 0,00029$

- Arrasto Correspondente à Área "B" – C_{Dob}:

$$C_{DoB} = \frac{C_f \cdot S_M^B}{S}$$

$S_M^B = 0,77 m^2$

$C_{D0B} = 0,00018$

- Acréscimo de Arrasto devido à Cabine - $\Delta C_{Do\ cab}$:

Calcula-se o item acima pela equação 1.22 descrita a seguir:

$$\Delta C_{Docab} = 0,07 \cdot \frac{S_{cab}}{S}$$ **Equação 1.22 - Cálculo do acréscimo de arrasto devido à cabine**

onde:
S_{cab} = área frontal da cabine
S = área alar

Como:
$S_{cab} = 1,27\ m^2$
$S = 8,42\ m^2$

Então:

$\Delta C_{Do\ cab} = 0{,}0105$

- Valor do Coeficiente de Arrasto Parasita da Fuselagem – C_{Dof}:

Pode ser determinado a partir da seguinte equação:

$C_{Dof} = C_{Doa} + C_{Dob} + C_{Doc} + \Delta C_{Do\ LF} + \Delta C_{Do\ cab}$

Sendo:

$C_{Doa} = 0{,}00012$
$C_{D0B} = 0{,}00018$
$C_{Doc} = 0{,}00029$
$\Delta C_{Do\ cab} = 0{,}0105$

Então:
$C_{Dof} = 0{,}01109$

1.1.2.3 (e) – Cálculo do Coeficiente de Arrasto Induzido da fuselagem em função do seu ângulo de ataque - C_{Dif}:

Calcula-se o item acima pela equação 1.23 descrita a seguir:

$$C_{Dif} = \frac{\alpha_F - \alpha_{oF}}{57{,}3} \cdot C_{Lf}$$ **Equação 1.23 - Cálculo do coeficiente de arrasto induzido da fuselagem em função do seu ângulo de ataque**

onde:
C_{Dif} = coeficiente de arrasto induzido da fuselagem
α_{oF} = ângulo de sustentação nula da fuselagem
αF = ângulo de ataque da fuselagem
C_{Lf} = coeficiente de sustentação da fuselagem (ver tabela)

Sendo:
$\alpha_{oF} = 0°$

Então:

$$C_{Dif} = \frac{\alpha_F}{57{,}3} \cdot C_{Lf}$$

A partir dessa equação é possível construir a tabela 1.15:

Tabela 1.15 - Coeficiente de Arrasto Induzido da Fuselagem

α_f (°)	-8,00	-6,00	-4,00	-2,00	0,	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00
$C_{L\,f}$	-0,004	-0,003	-0,002	-0,001	0	0,001	0,002	0,004	0,005	0,006	0,008	0,009
C_{Dif}	0,00056	0,00033	0,00015	0,00004	0	0,00004	0,00016	0,00038	0,00069	0,00110	0,00162	0,00225

1.1.2.4 – Arrasto da Empenagem Vertical- $C_{D\,EV}$

Calcula-se o item acima pela equação 1.24 descrita a seguir:

$C_{D\,EV} = C_{De\,EV} + C_{Di\,EV}$ **Equação 1.24 - Cálculo do arrasto da empenagem vertical**

Onde:

$C_{D\,EV}$ = coeficiente de arrasto da empenagem vertical
$C_{De\,EV}$ = coeficiente de arrasto parasita da empenagem vertical
$C_{Di\,EV}$ = coeficiente de arrasto induzido da empenagem vertical

Como a empenagem vertical sem deflexão do leme não gera resistência induzida:

$C_{Di\,EV} = 0$

Então a equação inicial se reduz a:

$C_{D\,EV} = C_{De\,EV}$

1.1.2.4(a) – Cálculo do Número de Reynolds – Re

Calcula-se a corda média geométrica da empenagem vertical pela equação 1.25 descrita a seguir:

$$\bar{c}_{EV} = \frac{S_{EV}}{b_{EV}}$$ **Equação 1.25 - Cálculo da corda média geométrica da empenagem vertical**

onde:
S_{EV} = área da Empenagem Vertical
b_{EV} = envergadura da Empenagem Vertical
$\bar{c}_{EV}$ = corda média geométrica da Empenagem Vertical

Sendo:

S_{EV} = 1,2 m²
b_{EV} = 1,3 m

Então:

$$\bar{c}_{EV} = \frac{1,2}{1,3} = 0,92$$

Então, sendo:

c = $\bar{c}_{EV}$ = corda média geométrica da Empenagem Vertical

Re = 4,11 x 10^6

Da curva "C_L x C_D" do perfil NACA 65_1-009, obtemos o valor de C_{DP} para a = 0° e Re = 3 x 10^6 e Re = 6 x 10^6. Logo após, é feito uma interpolação linear para o valor de Re = 4,11 x 10^6:

C_{Dp} = 0,0052

Calcula-se o arrasto da empenagem vertical pela equação 1.26 descrita a seguir:

$$C_{DEV} = C_{Dp} \cdot \frac{S_{EV}}{S}$$ **Equação 1.26 - Cálculo do cálculo do arrasto da empenagem vertical - $C_{d\ ev}$**

$C_{D\ EV}$ = 0,00074

1.1.2.5 – Determinação do Coeficiente de Interferência Asa – Fuselagem - $\Delta C_{D\ A-F}$

Calcula-se o item acima pela equação 1.27 descrita a seguir:

$\Delta C_{D\ A-F} = 0,05\ [C_{Dof} + C_{Dif}]$ **Equação 1.27 - Cálculo do coeficiente de interferência asa – fuselagem**

Com os dados obtidos em 1.1.2.4 e 1.1.2.5, pode-se montar a tabela 1.16:

Tabela 1.16 - Coeficiente de Arrasto da Interferência Asa-Fuselagem

α_f (°)	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10	12	14
C_{Dof}	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109	0,01109
C_{Dif}	0,00056	0,00033	0,00015	0,00004	0	0,00004	0,00016	0,00038	0,00069	0,00110	0,00162	0,00225
$\Delta C_{D\ A-F}$	0,00058	0,00057	0,00056	0,00056	0,00055	0,00056	0,00056	0,00057	0,00059	0,00061	0,00064	0,00067

1.1.2.6 – Determinação do Arrasto de Interferência entre Empenagem Horizontal e a Fuselagem - $\Delta C_{D\ EH\text{-}F}$

Calcula-se o arrasto de Interferência entre Empenagem Horizontal e a Fuselagem pela equação 1.27 descrita a seguir:

$$\Delta C_{D\ EH\text{-}F} = n_1 \cdot \left(0{,}8 \cdot t^3 - 0{,}0005\right) \cdot \frac{c_j^2}{S}$$ **Equação 1.27 - Cálculo do arrasto de interferência entre empenagem horizontal e a fuselagem**

onde:
η_1 = número de cantos na junção empenagem horizontal – fuselagem
t = espessura relativa da empenagem
cj = corda da empenagem na junção
S = área alar

Sendo:
$\eta_1 = 4$
t = 0,09
c_j = 0,96 m
S = 8,42 m²

Então:
$\Delta C_{D\ EH\text{-}F} = 3{,}64 \times 10^{-5}$

1.1.2.7 – Determinação do Arrasto de Interferência entre Empenagem Vertical e a Fuselagem - $\Delta C_{D\ EV\text{-}F}$

Calcula-se o arrasto de interferência entre empenagem vertical e a fuselagem pela equação 1.28 descrita a seguir:

$$\Delta C_{D\ EH\text{-}F} = n_1 \cdot \left(0{,}8 \cdot t^3 - 0{,}0005\right) \cdot \frac{c_j^2}{S}$$ **Equação 1.28 - Cálculo do arrasto de interferência entre empenagem vertical e a fuselagem**

onde:
η_1 = número de cantos na junção E.V. – fuselagem
t = espessura relativa da empenagem
cj = corda da empenagem na junção
S = área alar

Sendo:
$\eta_1 = 2$
t = 0,09
cj = 1,00 m
S = 8,42 m²

Então:
$\Delta C_{D\ EV\text{-}F} = 1{,}97 \times 10^{-5}$

1.1.2.8 – Determinação do Arrasto devido à coleta de ar – $C_{D\ COL}$

Calcula-se o arrasto de interferência entre empenagem vertical e a fuselagem pela equação 1.29 descrita a seguir:

$$C_{DCOL} = \frac{\dot{m} \cdot V}{q \cdot S}$$ **Equação 1.29 - Cálculo do arrasto devido à coleta de ar**

onde:

$\dot{m}$ = fluxo de massa de ar coletado
V = velocidade de cruzeiro
q = pressão dinâmica

Para motores a pistão pode-se tomar: $\dot{m}$ =0,0006.P (Hp) em (kgf/s), onde P (Hp) é a potência do motor em Hp. A densidade do ar é considerada 0,125 kg/m^3.

Sendo:
P = 100 Hp
$\dot{m}$ = 0,0006.100 = 0,06 kgf/s
V = 250 km/h = 69,45 m/s
$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = 301{,}5$ kgf/m²
S = 8,42 m²

Então:

$C_{D\ COL} = 0{,}0016$

1.1.2.9 – Determinação do Arrasto Total da Aeronave – C_D:

O arrasto total da aeronave em velocidade de cruzeiro é a soma de todos os arrastos calculados nesta seção calcula-se na equação 1.30 descrita a seguir:

$C_D = C_{De\ ASA} + C_{Di\ ASA} + C_{De\ EH} + C_{Di\ EH} + C_{De\ EV} + C_{Di\ ASA} + C_{Dof} + C_{Dif} + C_{D\ A\text{-}F} + C_{D\ EH\text{-}F} + C_{D\ EV\text{-}F} + C_{D\ COL}$

Equação 1.30 - Cálculo do arrasto total da aeronave

Após realizados todos os cálculos que constam neste capítulo, gerou-se a tabela da polar da aeronave Guaxinim demonstrada na tabela 1.17 e o gráfico 1.1, 1.2 e 1.3.

Tabela 1.17 - Polar da aeronave Guaxinim

α_F	Asa		E.H.		Fuselagem		E.V.	Interferência			Coleta	Total de Arrasto	Total de Arrasto + 10%(ks)	Total Sustent-ação
	Parasita	Induzido	Parasita	Induzido	Parasita	Induzido	Parasita	Asa-Fus.	E.H.-Fus.	E.V.-Fus.	Coleta Ar			
	C_{DeAsa}	C_{DiAsa}	C_{DeEH}	C_{DiEH}	C_{Dof}	C_{Dif}	C_{DEV}	$C_{D\ A-F}$	$C_{D\ E.H-F\ \Delta}$	$C_{D\ E.V-F}$	$C_{D\ COL}$	$C_{D\ AER}$	$C_{D\ AER}$	$C_{L\ AER}$
-8	0,0061	0,0170	0,0017	0,0061	0,0111	0,00056	0,00074	0,00058	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,046	0,050	-0,58
-6	0,0054	0,0095	0,0014	0,0035	0,0111	0,00033	0,00074	0,00057	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,034	0,038	-0,44
-4	0,0044	0,0017	0,0013	0,0015	0,0111	0,00015	0,00074	0,00056	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,023	0,025	-0,20
-2	0,0029	0,0006	0,0009	0,0004	0,0111	0,00004	0,00074	0,00056	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,019	0,021	0,07
0	0,0028	0,0045	0,0008	0,0000	0,0111	0,00000	0,00074	0,00055	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,022	0,024	0,26
2	0,0029	0,0127	0,0009	0,0004	0,0111	0,00004	0,00074	0,00056	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,031	0,034	0,46
4	0,0037	0,0237	0,0013	0,0015	0,0111	0,00016	0,00074	0,00056	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,044	0,049	0,64
6	0,0063	0,0399	0,0014	0,0035	0,0111	0,00038	0,00074	0,00057	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,066	0,072	0,83
8	0,0077	0,0580	0,0017	0,0061	0,0111	0,00069	0,00074	0,00059	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,088	0,097	1,01
10	0,0101	0,0796	0,0018	0,0096	0,0111	0,00110	0,00074	0,00061	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,116	0,128	1,19
12	0,0126	0,0937	0,0020	0,0138	0,0111	0,00162	0,00074	0,00064	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,138	0,152	1,30
14	0,0143	0,1046	0,0021	0,0188	0,0111	0,00225	0,00074	0,00067	3,64E-05	1,97E-05	0,0016	0,156	0,172	1,39

Obs: Para elaboração dos gráficos, foi considerado um fator de segurança de 10% no C_D.

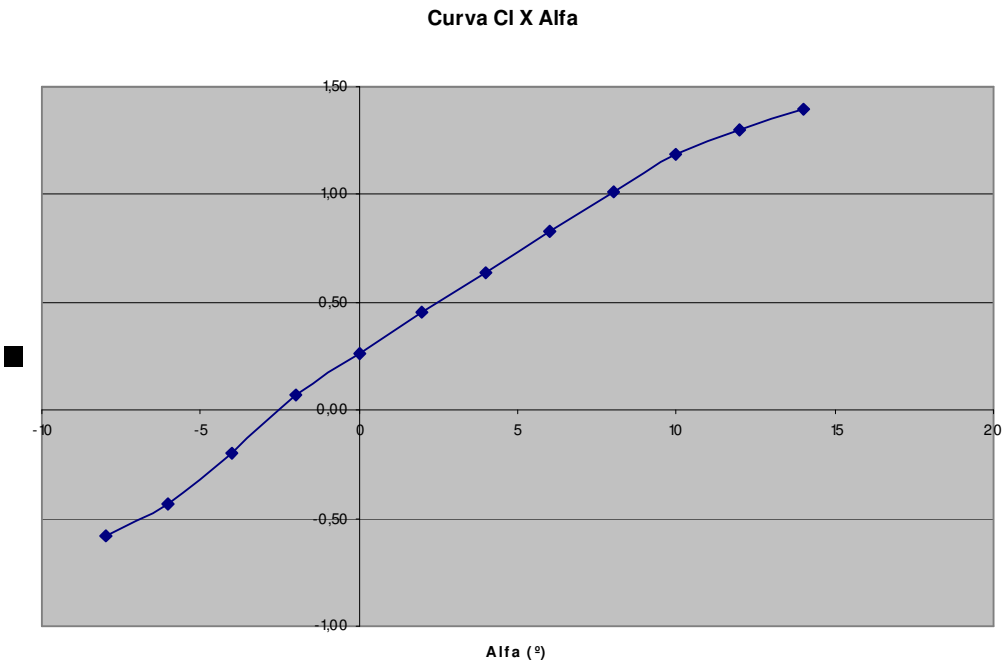


Gráfico 1.1 - Cl x α

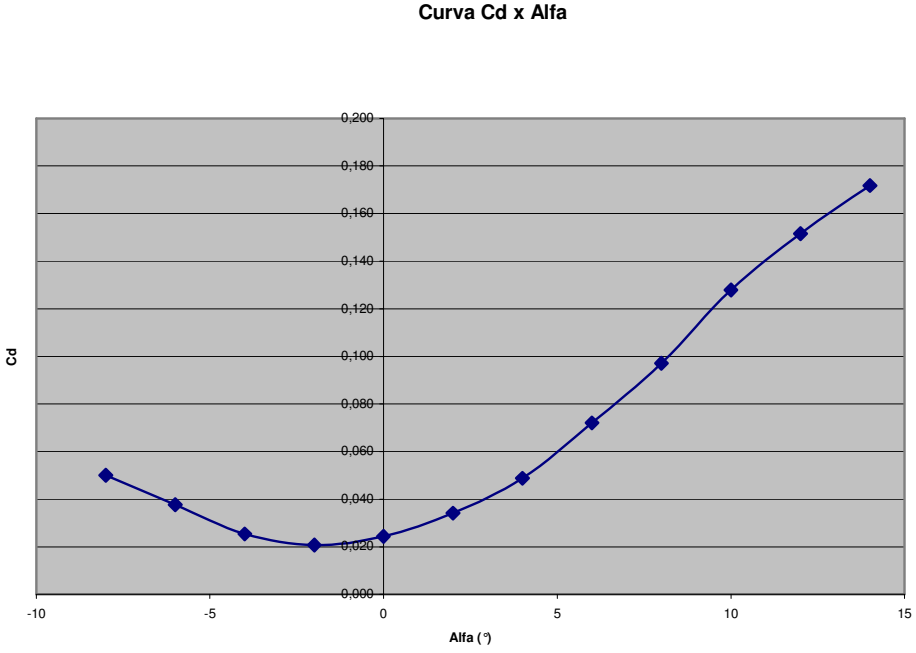


Gráfico 1.2 - Cd x α

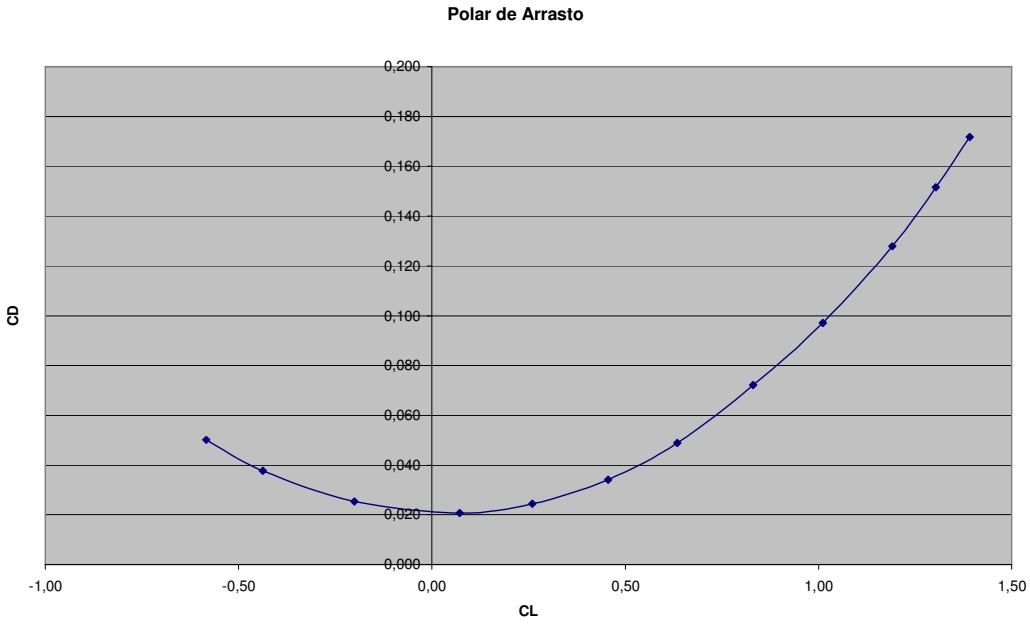


Gráfico 1.3 - Polar de arrasto

Cálculos de Desempenho

1. Cálculo da potência requerida (p_{req}) ao nível do mar:

Primeiramente será feito o levantamento da tabela de $C_D/C_L^{3/2}$. Este valor é necessário para o cálculo da potência requerida, bem como seu inverso($C_L^{3/2}/C_D$) para a determinação do alcance. Os valores a seguir foram obtidos da polar de arrasto.

A equação da polar de arrasto é:

$$C_D = 0{,}0824\ C_L^{\ 2} - 0{,}0058\ C_L + 0{,}0197$$

Onde: C_D - coeficiente de arrasto da aeronave
C_L - coeficiente de sustentação da aeronave

Tabela 1.1 – Parâmetro para o cálculo de desempenho

α_f	C_{LAER}	C_{DAER}	C_L/C_D	$C_D/C_L^{3/2}$	$C_L^{3/2}/C_D$
-8	0,58	0,05	11,60	0,1132	8,83
-6	0,44	0,04	11,58	0,1302	7,68
-4	0,2	0,03	8,00	0,2795	3,58
-2	0,07	0,02	3,33	1,1339	0,88
0	0,26	0,02	10,83	0,1810	5,52
2	0,46	0,03	13,53	0,1090	9,18
4	0,64	0,05	13,06	0,0957	10,45
6	0,83	0,07	11,53	0,0952	10,50
8	1,01	0,10	10,41	0,0956	10,46
10	1,19	0,13	9,30	0,0986	10,14
12	1,3	0,15	8,55	0,1025	9,75
14	1,39	0,17	8,08	0,1050	9,53

A potência requerida pode ser calculada pela Equação 1.1:

$$P_{req} = W \times \sqrt{\frac{2 \times W}{\rho \times S}} \times \frac{C_D}{C_L^{\ 3/2}}$$ **Equação 1.1 Cálculo da potência requerida (p_{req}) ao nível do mar**

Onde:
P_{req} - potência requerida ao nível do mar
W - peso máximo de decolagem
ρ - densidade do ar
S - área alar

Sendo:
W = 705 kgf
ρ = 0,125 kgf.s/m^4
$C_D / C_L^{3/2}$ - Tabela 1

Então:

$$P_{req} = 705 \cdot \sqrt{\frac{2 \times 705}{0{,}125 \cdot 8{,}42}} \cdot \frac{C_D}{C_L^{\ 3/2}}$$

$$P_{req} = 25804{,}03 \cdot \frac{C_D}{C_L^{\,3/2}} \qquad \text{[kgf.m/s]}$$

$$P_{req} = 339{,}34 \cdot \frac{C_D}{C_L^{\,3/2}} \qquad \text{[hp]}$$

Então se elabora a tabela 1.2:

Tabela 1.2 – Potência Requerida

α_f	C_{LAER}	C_{DAER}	C_L/C_D	$C_D/C_L^{3/2}$	$P_{req.}$ [HP]	V [m/s]
-8	0,58	0,05	11,60	0,1132	38,41	48,06
-6	0,44	0,04	11,58	0,1302	44,18	55,18
-4	0,2	0,03	8,00	0,2795	94,85	81,84
-2	0,07	0,02	3,33	1,1339	384,78	138,34
0	0,26	0,02	10,83	0,1810	61,43	71,78
2	0,46	0,03	13,53	0,1090	36,98	53,97
4	0,64	0,05	13,06	0,0957	32,48	45,75
6	0,83	0,07	11,53	0,0952	32,31	40,18
8	1,01	0,10	10,41	0,0956	32,43	36,42
10	1,19	0,13	9,30	0,0986	33,46	33,55
12	1,3	0,15	8,55	0,1025	34,80	32,10
14	1,39	0,17	8,08	0,1050	35,62	31,04

2. Determinação da Razão de avanço da hélice – J

A razão de avanço da hélice é obtida através da Equação 2.1:

$$J = \frac{V}{n \times D}$$ **Equação 2.1 Cálculo do avanço da hélice**

Onde:
J - razão de avanço da hélice
V - velocidade de avanço [m/s]
n - rotação da hélice [rps]
D - diâmetro da hélice [m]

Obs: *Os cálculos se aplicam ao motor Rotax 914 F, que desenvolve a potencia máxima de 115 hp a 5.800 rpm, para uma hélice bi-pá, marca MT-PROPELLER modelo MTV-21, com diâmetro de 1,80 m, com passo ajustável no solo.*

No caso D = 1,80 m tem-se as seguintes situações:

- Situação A: n =5.500 rpm = 91,67rps (potência Plena);
- Situação B: n = 44125 rpm = 68,75 rps (em 75% da potência Plena).

2.1 Situação de potência máxima, ao nível do mar

Sendo:
n = 91,67 rps;
D = 1,80 m;

V = 250 km/h = 69,45 m/s.

Resolvendo a Equação 2.1 tem-se:

$$J = \frac{V}{n \cdot D} = \frac{V}{91{,}67 \cdot 1{,}80} = 0{,}0060 \cdot \mathrm{V}$$

Pode-se então, construir a tabela 2.1:

Tabela 2.1 – Razões de avanço da hélice para potência Plena

α_f	V [m/s]	J
-8	48,06	0,288
-6	55,18	0,331
-4	81,84	0,491
-2	138,34	0,830
0	71,78	0,431
2	53,97	0,324
4	45,75	0,275
6	40,18	0,241
8	36,42	0,219
10	33,55	0,201
12	32,10	0,193
14	31,04	0,186

2.2 Situação de potência de cruzeiro (75 HP), ao nível do mar

Sendo:
n = 68,75 rps;
D = 1,80 m;
V = 250 km/h = 69,45 m/s.

Resolvendo a Equação 2.1 tem-se:

$$J = \frac{V}{n \cdot D} = \frac{V}{68{,}75 \cdot 1{,}8} = 0{,}0080 \cdot V$$

Pode-se então, construir a tabela 11.2:

Tabela 2.2 – Razões de avanço da hélice para 75% da potência Plena

α_f	V [m/s]	J
-8	48,06	0,365
-6	55,18	0,419
-4	81,84	0,622
-2	138,34	1,051
0	71,78	0,546
2	53,97	0,410
4	45,75	0,348
6	40,18	0,305
8	36,42	0,277
10	33,55	0,255
12	32,10	0,244
14	31,04	0,236

3. Determinação de "η_p" - rendimento da hélice

3. 1 Rendimento da hélice na condição de potência plena

Será admitido que esta hélice apresenta um comportamento semelhante ao gráfico da Figura 3.1 a seguir:

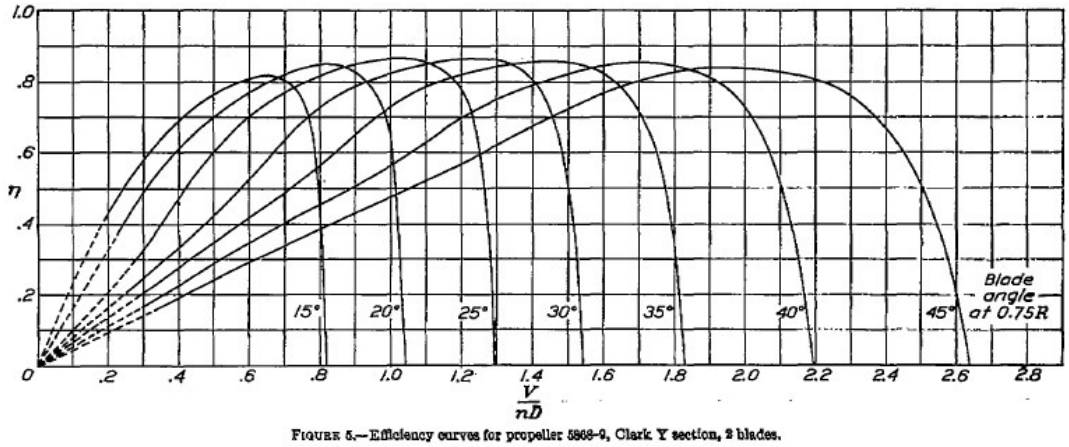


FIGURE 5.—Efficiency curves for propeller 5868-9, Clark Y section, 2 blades.

Figura 3.1 – Curvas de eficiência para hélices bi-pá

Utilizando os valores da razão de avanço da hélice calculado no item anterior para entrar no gráfico da figura 3.1 pode-se então estimar os valores da eficiência da hélice relacionada com o ângulo de passo como segue.

Tabela 3.1 – Rendimento da hélice para potência Plena

α_f	J	η_p	β
-8	0,288	0,58	15º
-6	0,331	0,61	15º
-4	0,491	0,78	15º
-2	0,830	0,85	20º
0	0,431	0,75	15º
2	0,324	0,65	15º
4	0,275	0,57	15º
6	0,241	0,51	15º
8	0,219	0,49	15º
10	0,201	0,43	15º
12	0,193	0,40	15º
14	0,186	0,38	15º

3.2 Rendimento da hélice, na condição de 75% da potência Plena.

Tabela 3.2 – Rendimento da hélice para 75% da potência plena

α_f	J	η_p	β
-8	0,384	0,64	15º
-6	0,441	0,72	15º
-4	0,655	0,82	15º
-2	1,107	0,87	25º
0	0,574	0,8	15º
2	0,432	0,71	15º
4	0,366	0,66	15º
6	0,321	0,62	15º
8	0,291	0,58	15º
10	0,268	0,55	15º
12	0,257	0,50	15º
14	0,248	0,48	15º

4. Determinação da potência disponível (P_{dis})

A potência disponível é obtida através da Equação 4.1:

$P_{dis} = \eta_p(V) \times$ (potência do motor) **Equação 4.1- Cálculo da potência disponível**

Estes cálculos serão executados inicialmente para o nível do mar quando serão consideradas duas situações:

A) potência plena:
P = 100 hp
n(motor) = 5.500 rpm
n(hélice) = 91,67 rps

B) 75% potência plena:
P = 75 hp
n(motor) = 4125 rpm
n(hélice) = 68,75 rps

Sendo:
V = 250 km/h = 69,45 m/s., pode-se então construir a Tabela 4.1:

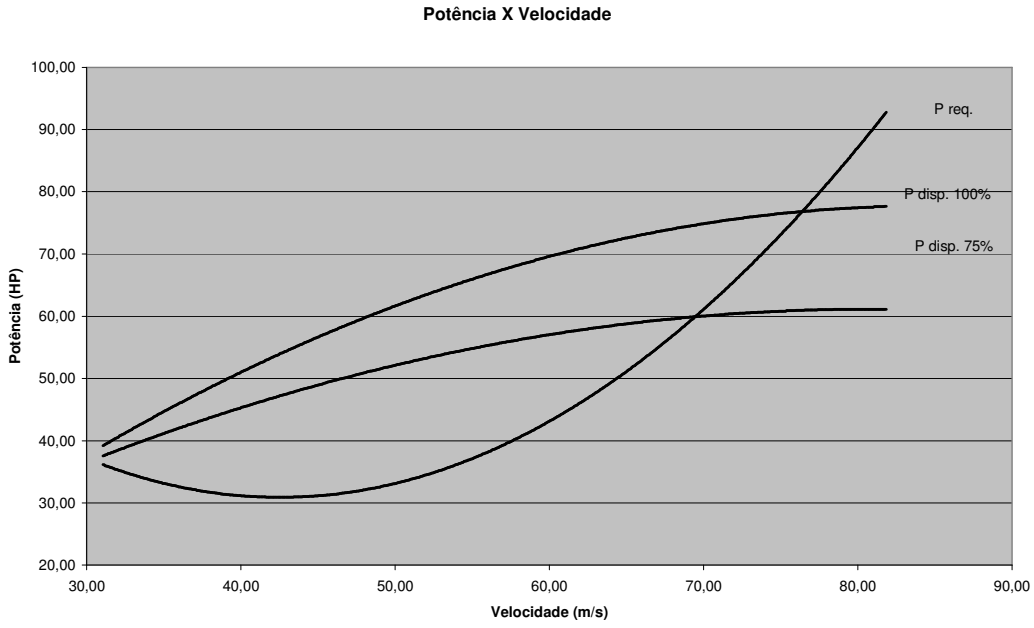
Tabela 4.1 - Potência disponível e sobra de potência

α_f	V[m/s]	P_{req}[hp]	η_p	P_{dis} 100%[hp]	Difer. 100%	η_p	P_{dis} 75%[hp]	Difer. 75%
-8	48,06	38,41	0,58	58,00	19,59	0,64	48,00	9,59
-6	55,18	44,18	0,61	61,00	16,82	0,72	54,00	9,82
-4	81,84	94,85	0,78	78,00	-16,85	0,82	61,50	-33,35
-2	138,34	384,78	0,85	85,00	-299,78	0,87	65,25	-319,53
0	71,78	61,43	0,75	75,00	13,57	0,8	60,00	-1,43
2	53,97	36,98	0,65	65,00	28,02	0,71	53,25	16,27
4	45,75	32,48	0,57	57,00	24,52	0,66	49,50	17,02
6	40,18	32,31	0,51	51,00	18,69	0,62	46,50	14,19
8	36,42	32,43	0,49	49,00	16,57	0,58	43,50	11,07
10	33,55	33,46	0,43	43,00	9,54	0,55	41,25	7,79
12	32,10	34,80	0,4	40,00	5,20	0,5	37,50	2,70
14	31,04	35,62	0,38	38,00	2,38	0,48	36,00	0,38

4.1 Curvas de "potência x velocidade"

Com base na tabela 4.1, pode-se construir o Gráfico 4.1.

Gráfico 4.1 - Potência disponível x Potência Requerida



Do gráfico extraem-se as equações das curvas:

$P_{req.} = 0,04V^2 - 3,4019V + 103,21$
$P_{disp.\ 100\%} = -0,0135V^2 + 2,2754V - 18,5$
$P_{disp.\ 75\%} = -0,0096V^2 + 1,5443V - 1,1642$

4.2 Resultados obtidos

A partir da figura 4.1 ontem:

- Velocidade máxima nivelada ao nível do mar: 274,70 km/h (ponto de interseção das curvas $P_{disp\ 100\%}$ e P_{req})
- Velocidade de cruzeiro (75% da potência máxima) ao nível do mar: 249,84 km/h (ponto de interseção das curvas $P_{disp\ 75\%}$ e P_{req})

5. Determinação da razão de subida ("R/S")

A potência disponível é obtida através da Equação 5.1:

$$V_v = \frac{P_{dis} - P_{req}}{W}$$ **Equação 5.1 – Cálculo da potência disponível para determinação da razão de subida**

Onde:

V_v - razão de subida = R/S = V. sen γ

W - peso da aeronave

$$R/S = \frac{\left[\left(P_{dis} - P_{req}\right)_{hp} \cdot 76\right] \cdot kgf \cdot m/s}{705 kgf}$$

$$R/S = \frac{\left[\left(P_{dis} - P_{req}\right)_{hp}\right]}{9{,}2763} \ [m/s]$$

Tabela 5.1 – Razão de subida

α_f	V[m/s]	P_{dis}- P_{req} (100%) hp	P_{dis}- P_{req} (75%) hp	R/S (100%) (m/s)	R/S (75%) (m/s)
~ □	84,41	-35,82	-52,32	-3,86	-5,64
0	74,04	13,57	-1,43	1,46	-0,15
2	55,66	28,02	16,27	3,02	1,75
4	47,19	24,52	17,02	2,64	1,84
6	41,44	18,69	14,19	2,01	1,53
8	37,56	16,57	11,07	1,79	1,19
10	34,61	9,54	7,79	1,03	0,84
12	33,11	5,20	2,70	0,56	0,29
14	32,02	2,38	0,38	0,26	0,04

5.1 Curvas de "razão de subida X velocidade"

A partir da tabela 5.1 é possível levantar as curvas do Gráfico 5.1:

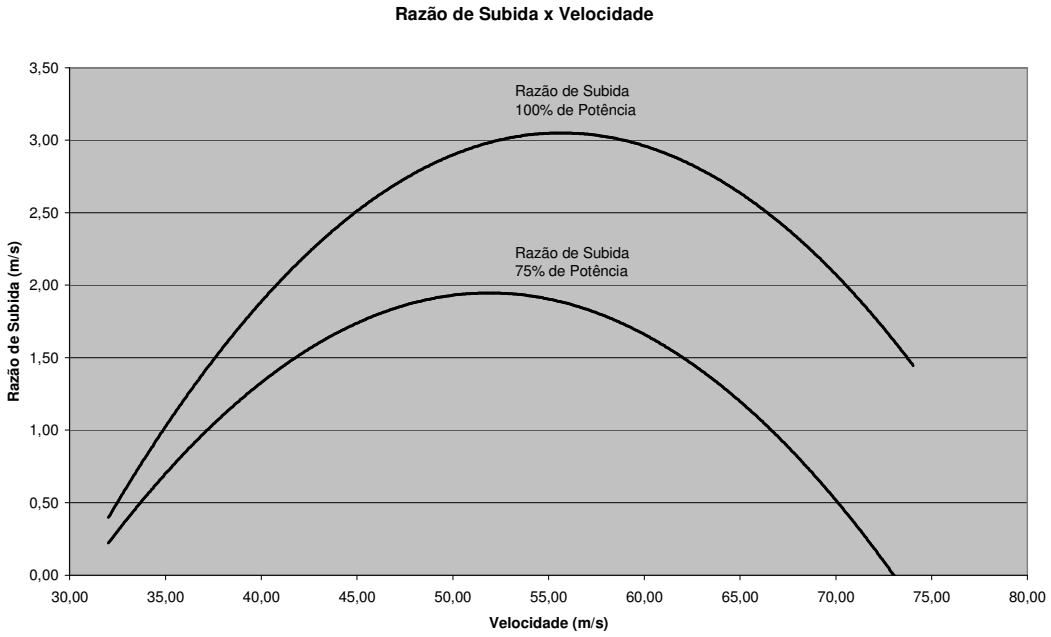


Gráfico 5.1 –Razão de subida x Velocidade

5.2 Resultados obtidos

A partir da figura 5.1 obtém-se a tabela 5.2:

Tabela 5.2 – Resultados obtidos

Parâmetros	Valores
Máxima razão de subida a plena potência (m/s)	3,067
Velocidade de máxima razão de subida (km/h)	201,6
Máxima razão de subida (75%) (m/s)	1,9
Velocidade de máxima razão de subida (75%) (km/h)	187,2
Velocidade de máximo ângulo de subida (km/h)	115,3
Máximo ângulo de subida (º)	14

6. Determinação de "E"- autonomia (endurance)

6. 1 Cálculo da autonomia (endurance)

A potência será calculada pela Equação 6.1, conhecida como equação de Breguet:

$$E = 2{,}392 \times \frac{\eta_P}{C_P} \times \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \times \sqrt{\rho \times S} \times \left(\frac{1}{\sqrt{W_1}} - \frac{1}{\sqrt{W_0}} \right)$$ **Equação 6.1 – Calculo de autonomia (Equação de Breguet)**

Onde:
E - autonomia
ρ - densidade do ar
S - área alar
C_p - consumo específico de combustível
η_p - rendimento da hélice
W_o - peso máximo de decolagem em 1000kgf
W_1 - peso máximo com os tanques vazios em 1000kgf

Sendo:
$\rho = 1{,}226$ kgf/m^3
$S = 8{,}42$ m^2
$W_o = 705$ kgf = 0,705 tonf
$W_1 = 705 - 128{,}72$ [9] = 0,576 tonf
$C_p = 0{,}2538$ lb/hp.h (cruzeiro)
$C_p = 0{,}4127$ lb/hp.h (potência máxima)

Resolve-se a Equação 6.1:

$$E = 3{,}83458 \cdot \eta_p \cdot \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \text{ (cruzeiro)}$$

Para potência máxima tem-se:

$$E = 2{,}35817 \cdot \eta_p \cdot \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \text{ (potência máxima)}$$

Tabela 6.1 – Autonomia da aeronave

α_f	V[m/s]	$C_L^{3/2}/C_D$	η_p 100%	η_p 75%	E 100% (h)	E 75% (h)	E' (100%)	E'(75%)
~	84,41	2,981	0,78	0,82	5,48	9,37	4,66	7,97
0	74,04	5,524	0,75	0,8	9,77	16,95	8,30	14,40
2	55,66	9,176	0,65	0,71	14,07	24,98	11,96	21,24
4	47,19	10,449	0,57	0,66	14,05	26,44	11,94	22,48
6	41,44	10,502	0,51	0,62	12,63	24,97	10,74	21,22
8	37,56	10,464	0,49	0,58	12,09	23,27	10,28	19,78
10	34,61	10,142	0,43	0,55	10,28	21,39	8,74	18,18
12	33,11	9,752	0,4	0,5	9,20	18,70	7,82	15,89
14	32,02	9,528	0,38	0,48	8,54	17,54	7,26	14,91

Com base na tabela 6.1 tem-se as curvas de "Autonomia x Velocidade no Gráfico 6.1.:

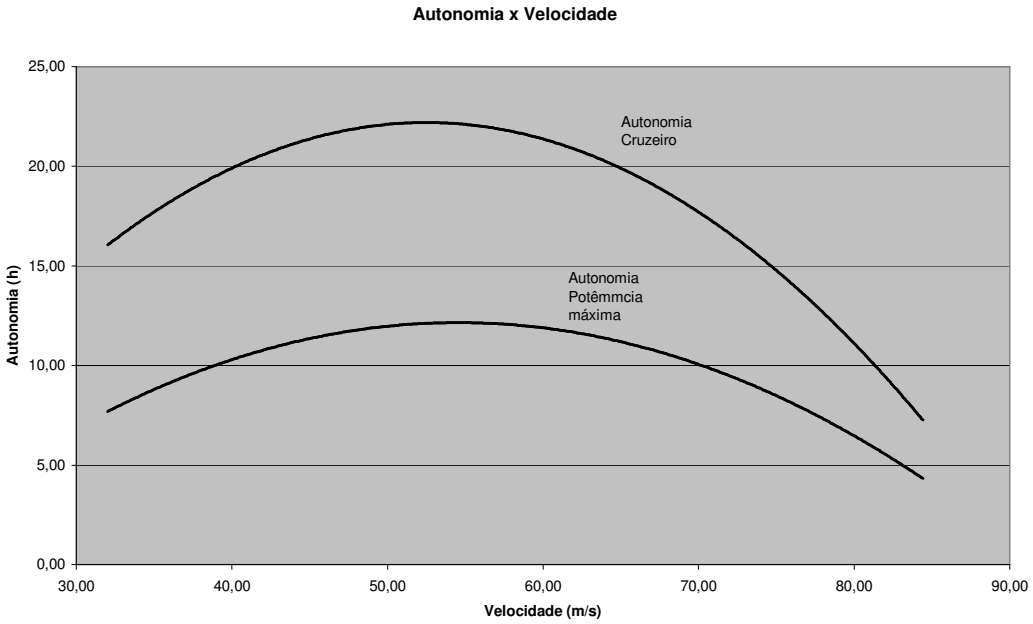


Gráfico 6.1 –Autonomia em função da velocidade

6.2 Resultados obtidos

Através do gráfico anterior pode-se obter a Tabela 6.2:

Tabela 6.2 – Resultados obtidos

Parâmetros	Valores
Autonomia máxima à 75% (h)	22,48
Velocidade correspondente (m/s)	47,19
Autonomia máxima à 100% (h)	11,96
Velocidade correspondente (m/s)	55,66

Obs.:*Como não é possível manter o motor funcionando a plena potência por longos períodos, os valores acima são puramente teóricos. Um outro fator que agrega erros aos resultados é que a formulação de Breguet considera que o consumo específico de combustível é constante durante o vôo de cruzeiro.*

7. Determinação do Alcance – R (range)

7.1 Cálculo do Alcance

O cálculo do alcance – R será feito através da formulação de Breguet, através da Equação 7.1:

$$R = 603 \times \frac{\eta_P}{C_P} \times \frac{C_L}{C_D} \times \ln \frac{W_0}{W_1}$$ **Equação 7.1 - Cálculo do alcance – R [8]**

Onde:
R – alcance
C_p - consumo específico de combustível
η_p - rendimento da hélice
W_o - peso máximo de decolagem
W_1 - peso máximo com tanques vazios

Sendo:
W_o = 705 kgf = 0,705 tonf
W_1 = 705 – 128,72 [9] = 0,576 tonf
C_p = 0,2538 lb/hp.h (cruzeiro)
C_p = 0,4127 lb/hp.h (potência máxima)
Ln W_o/W_1 = 0,202

Aplicando o mesmo fator de correção de 85% para o alcance, chega-se a:

Tabela 7.1- Alcance da aeronave

α_f	V[km/h]	R 100%	R 75%	R' 100%	R' 75%
0º	235,008	1582,67	1792,48	1345,27	1523,60
2º	180,787	1547,27	1726,41	1315,18	1467,45
4º	154,481	1457,57	1511,11	1238,93	1284,44
6º	135,498	1159,27	1010,97	985,38	859,32
8º	123,233	1027,73	907,89	873,57	771,71
10º	113,791	786,69	754,46	668,69	641,29
12º	109,090	703,44	680,56	597,92	578,47
14º	105,968	648,68	647,42	551,37	550,31

A partir da tabela 7.1 pode-se traçar as curvas de “Alcance x Velocidade”, conforme figura 7.1.

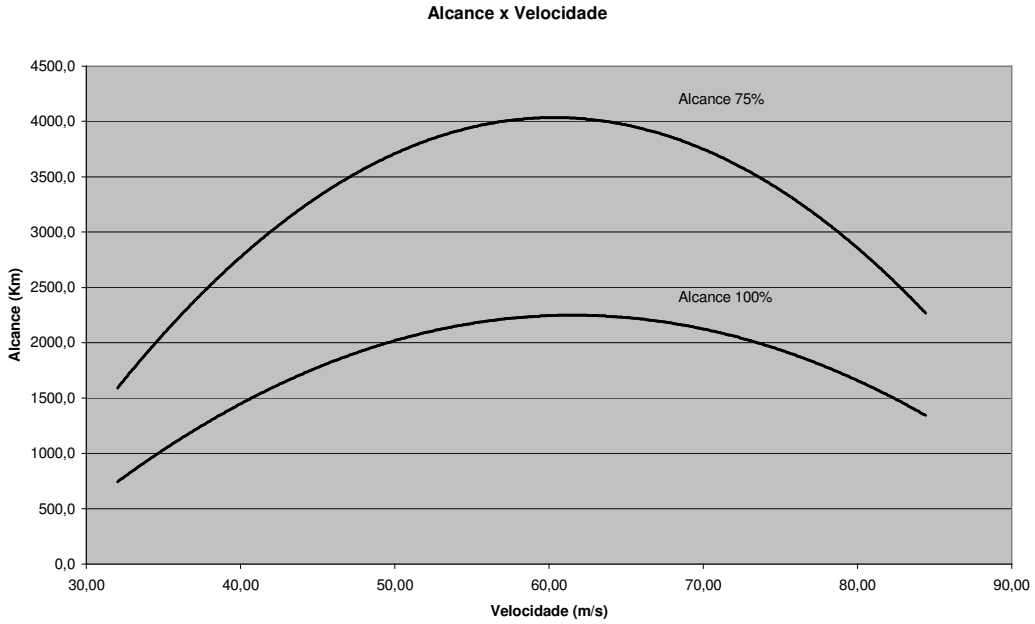


Gráfico 7.1 –Alcance x Velocidade

7.2 Resultados obtidos

Através do gráfico anterior pode-se obter a Tabela 7.2:

Tabela 7.2 – Resultados obtidos

Parâmetros	Valores
Alcance máximo à 75% (km)	4000
Velocidade correspondente (m/s)	62
Alcance máximo à 100% (km)	2300
Velocidade correspondente (m/s)	60

***Obs.**: Como não é possível manter o motor funcionando a plena potência por longos períodos, os valores acima são puramente teóricos. Um outro fator que agrega erros aos resultados é que a formulação de Breguet considera que o consumo específico de combustível é constante durante o vôo de cruzeiro.*

8. Velocidade de estol

O JAR-VLA impõe que esta velocidade não pode exceder 45 nós (83,38 km/h).

Para se ter o mínimo de arrasto e máximo de velocidade de cruzeiro, isto é, máximo desempenho, foi adotada a solução que implicasse em mínima área alar. Para tal teve-se que usar no limite superior relativo a velocidade de estol permitido pelo requisito (V_S = 83 km/h).

Assim, a velocidade de estol adotada foi de 83 km/h (45 nós).

9.Cálculo da distância da corrida de pouso

Este cálculo é realizado utilizando-se a equação 9.1:

$$l_g = \frac{V^2}{2 \times \mu \times g}$$ **Equação 9.1 - Cálculo da distância de corrida de pouso**

Onde:

l_g - distância de corrida de pouso
V - velocidade da aeronave no momento do toque no solo (admitimos V = 1,3 V_s)
V_s - velocidade de estol com flapes
μ - coeficiente médio de desaceleração na frenagem
g - aceleração gravitacional

Sendo:

V_s = 83 km/h
V = 1,3 . 83 = 107,9 km/h = 30 m/s
μ = 0,3 (valor típico)
g = 9,81 m/s^2

Substituindo estes valores na Equação 9.1, obtém-se:

$$lg = \frac{30^2}{2 \times 0{,}3 \times 9{,}81} = 152{,}63 \text{ m}$$

10. Cálculo da distância da corrida de decolagem

A decolagem é composta de três de fases demonstrada na Equação 10.1:

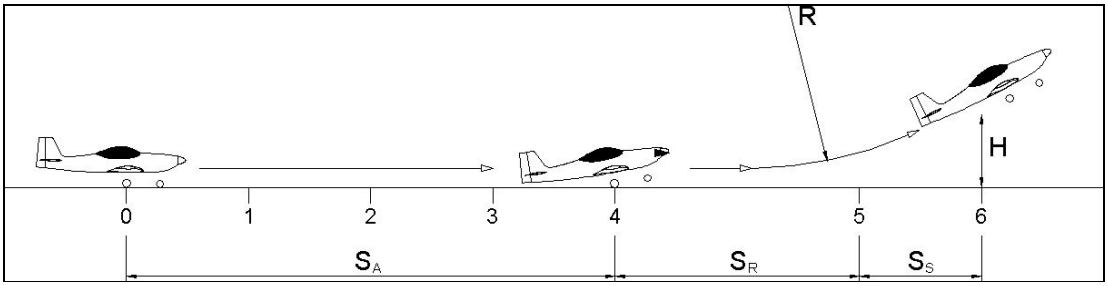


Figura 10.1 – Diagrama esquemático da corrida de decolagem

1. Corrida de aceleração (S_A)
2. Rotação (S_R)
3. Subida (S_S)

Considera-se a distância percorrida pela aeronave desde o repouso até atingir a distancia de 50 ft (15 m) segundo a norma FAR part 23. Dentro destas três fases se atinge seis velocidades de controle:

- V_{mcg} – velocidade mínima de controle no solo
- V_{cef} – velocidade critica de falha no motor
- V_1 – velocidade de decisão
- V_R – velocidade de rotação
- V_{Lof} – velocidade de inicio de subida
- V_2 – velocidade de segurança de decolagem (para transpor um obstáculo imaginário)

A distancia percorrida ate o ponto de rotação pode ser calculada através da Equação 10.1:

$$T - D_A - D_W = \frac{W}{2 * g} * \frac{dV^2}{dS}$$ **Equação 10.1 – Cálculo da distancia percorrida ate o ponto de rotação (derivada)**

onde:
T - tração estática
D_A - arrasto aerodinâmico
D_w - atrito de rolamento
W - peso Maximo de decolagem
g - aceleração gravitacional
V - velocidade
S - distancia percorrida

A tração estática pode ser obtida através das curvas da figura 6.19 (McCormick, 1979)

Sendo:
D = 1,80 m = 5,90 ft (diâmetro da hélice)
$P_{máx.}$ = 100 hp

$$\frac{P_{máx}}{A} = \frac{100}{\frac{3{,}14 * 5{,}90^2}{4}} = 3{,}66\, hp / ft^2$$

Entrando com este valor na figura 6.19 tem-se:
T= 5,95 lbf/hp
Considerando uma potência de 100 hp tem se:
T = 5,95 lbf/hp x 100 hp = 595 lbf = 2646,70 N.

10.1 Atrito de rolamento

O atrito de rolamento pode ser obtido através da Equação 10.2:

$$D_W = \mu(W - L)$$ **Equação 10.2 – Cálculo do atrito de rolamento**

Onde:
D_W - atrito de rolamento
μ - coeficiente de atrito
W - peso Maximo de decolagem
L - força de sustentação

Sendo:
μ = 0,02
W = 705 kg = 6916.05 N
C_L = 1,6
ρ = 1,226kgf/m^3
$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$ = 8.258* V^2, logo

D_w= 0,02(6916.05 – 8.258.V^2)

10.2 Arrasto aerodinâmico

Da polar de arrasto tem se :

$C_D = 0{,}0824\ C_L^{\ 2} - 0{,}0058\ C_L + 0{,}0197$

Para C_L igual a 1,6 tem se que

$C_D = 0{,}0824\ (1{,}6)^{\ 2} - 0{,}0058\ (1.6) + 0{,}0197 = 0.2214$

Então: $D_A = 1/2\, \rho\, V^2\, S.C_D = 1{,}1426\ V^2$

Portanto o arrasto total que é a soma de $D_A + D_W = D$ é igual a:

$D = 0{,}02(6916{,}05 - 8{,}258V^2) + 1{,}1426\,V^2 = 138{,}21 + 0.97744V^2$
$D = 138{,}21 + 0.97744V^2$

Considerando $V_R = 1{,}2\ V_s = 99{,}6$ Km/h = 27,67 m/s, podemos obter a distância de decolagem até a rotação, integrando a Equação 10.1. Obtemos, então, a equação 10.3:

$$S = \int_0^{V_R} \frac{W}{2g(T-D)} dV^2$$ **Equação 10.3 – Cálculo da distancia percorrida ate o ponto de rotação (integral)**

$$S = \int_0^{27,67} \frac{6916.05}{2*9{,}81(2646{,}70 - 138{,}21 - 0.97744V^2)} dV^2$$
S = 167 m

10.3 Cálculo da distancia horizontal percorrida na rotação (SR)

Para se determinar a distancia horizontal percorrida na rotação é necessário determinar o raio de giração da aeronave através da Equação 10.4:

$$R = \frac{V_R^2}{\Delta n * g}$$ **Equação 10.4 – Cálculo do raio de giração**

Onde:
R - raio de giração;
V_R - velocidade de rotação;
Δn - acréscimo de fator de carga que será assumido ser igual a 0,7.

Assim R = 128,64 m e assumindo um ângulo de subida de 5º pode se determinar a distância de rotação através da Equação 10.5:

$$S_R = R \operatorname{sen} \gamma$$ **Equação 10.5 – Cálculo da distância de rotação**

Logo:
S_R = 128,64*sen 5º = 11,21 m

10.4 Cálculo da distancia horizontal percorrida na subida (S_s)

A distância de subida pode ser determinada atraves da Equação 10.6:

$$S_s = \frac{H - h}{\tan \gamma}$$ **Equação 10.6 – Cálculo da distancia horizontal percorrida na subida (S_s)**

Onde:
S_s - distancia de subida
H - altura do obstáculo
h - altura ao terminar a rotação

γ - ângulo de subida

A altura H é determinada através da Equação 10.7:

$$h = \frac{S_R{}^2}{2 \cdot R}$$ **Equação 10.7 – Cálculo da altura H**

Daí tem-se:

$$h = \frac{11{,}21^2}{2 \cdot 128{,}64} = 0{,}49m$$

Sendo:
H= 15 m
$\gamma = 5^o$

Tem-se:

S_s = (15- 0,49)/tan 5° = 165,85 m

Utliza-se a Equação 10.8 para calcular a distância total da corrida de decolagem:

$S = S + S_R + S_s$ **Equação 10.8 – Cálculo da distância total da corrida de decolagem**

Então:

S = 167 + 11,21 + 165,85 = 344,06 m

10.5 – Resultados obtidos

Através dos cálculos realizado nesta seção pode-se obter a Tabela 10.1:

Tabela 10.1 – Resultados obtidos

Parâmetros	Valores
Distância de corrida de pouso	152,63 m
Distancia percorrida ate o ponto de rotação	161 m
Distância de rotação	11,21 m
Distancia horizontal percorrida na subida	165,85 m
Distância total da corrida de decolagem	344,06 m

11. Resumo dos resultados obtidos quanto ao desempenho da aeronave

Através dos cálculos realizados anteriormente tem-se a Tabela 11.1:

Tabela 11.1 – Resultados obtidos

Parâmetros	Valores
Velocidade máxima nivelada ao nível do mar a 100% da potência máxima	274,70 km/h
Velocidade de cruzeiro a 75% da potência máxima	249,84 km/h
Máxima razão de subida a 75% da potência máxima	1,9 m/s
Velocidade máxima razão de subida a 75% da potência máxima	187,2 km/h
Máxima razão de subida a 100% da potência máxima	3,067 m/s
Velocidade máxima de razão de subida a 100% da potência máxima	201,6 km/h
Velocidade de máximo ângulo de subida	111 km/h
Máximo ângulo de subida	14º
Autonomia máxima a 75% da potência máxima	22,48 h
Velocidade correspondente	169,9 km/h
Autonomia máxima a 100% da potência máxima	11,96 h
Velocidade correspondente	200,4 km/h
Alcance máximo a 75% da potência máxima	4000 km
Velocidade correspondente	223,2 km/h
Alcance máximo a 100% da potência máxima	2300 Km
Velocidade correspondente	216,0 km/h
Distância de corrida de pouso	152,63 m
Distancia percorrida ate o ponto de rotação	161 m
Distância de rotação	11,21 m
Distancia horizontal percorrida na subida	165,85 m
Distância total da corrida de decolagem	344,06 m

Cálculos de Estabilidade e Controle

1) Introdução

O cálculo da estabilidade longitudinal de uma aeronave visa a verificação do equilíbrio e estabilidade da mesma para o passeio do Centro de Gravidade (C.G.) obtido nos cálculos de Pesagem e Centragem.

Será verificada também a força necessária para equilibrar a aeronave em vôo de cruzeiro. Serão colocadas algumas observações e sugestões de correções ao projeto de forma a ser otimizada a condição de vôo.

A aeronave a ser estudada é RLF 01 Guaxinim.

2) Dados de Entrada

São colocadas, a seguir, algumas características da aeronave:

2.1 Asa

- Torção geométrica - 0 º
- Incidência da raiz- 0 º
- Perfil- NACA 65_2-415
- Corda na Raiz- 1,20 m
- Corda na Ponta- 0,60m
- Afilamento- 0,54

2.2 Empenagem Horizontal

- Incidência na raiz- 0 º
- Horn- ausente
- Compensador- presente
- Perfil- NACA 65_1-009

2.3 Passeio do C.G.

20,0 % < h < 29,0 % da CMA (Versão Triciclo)

19,0 % < h < 28,0 % da CMA (Versão Convencional)

2.4 Três Vistas da Aeronave

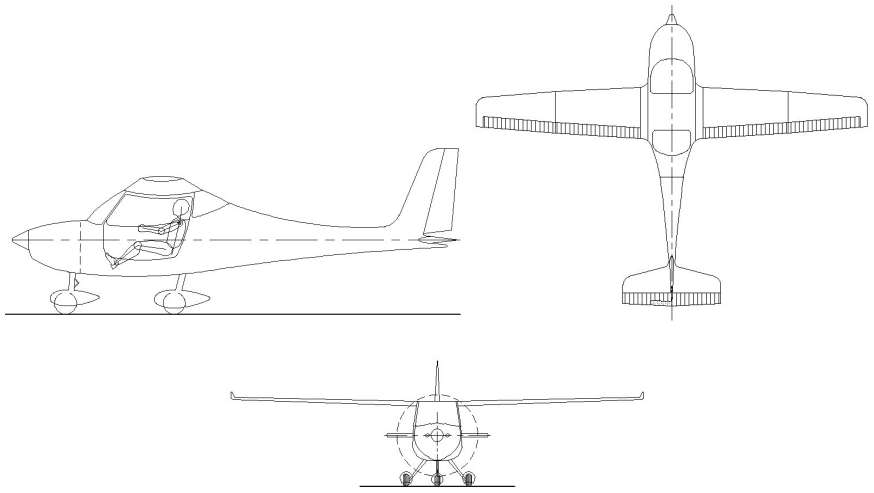


Figura 2.1 Três vistas da aeronave

3) <u>Estimativa dos Coeficientes Aerodinâmicos para a Estabilidade e Controle Longitudinais</u>

3.1 Determinação de a_o

Determina-se, inicialmente, o número de Reynolds médio da asa.

Cálculo da Corda Média Aerodinâmica (C.M.A.)

$$\bar{c} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{\lambda + 1} \right) \qquad 3.1$$

onde:

$\bar{c}$ - corda média aerodinâmica

λ – afilamento da asa = 0,54

c_r - corda na raiz = 1,20 m

Então:

$\bar{c}$ **= 0,95 m**

Cálculo do Número de Reynolds

$$Re = 19000\,\bar{c}\,(m).V(Km/h) \qquad 3.2$$

Sendo V = 250,00 Km/h

Então:

Re = 4,51 x 10^6

A partir das curvas C_L x α do perfil NACA 65_2-215 de acordo com ABBOTT[4] e com o valor de Reynolds calculado pela equação 3.2 podemos encontrar a equação do perfil:

Equação do perfil:

$C_L = 0,3 + 5,7296\,\alpha$ Então: $\frac{\delta C_L}{\delta \alpha} = 5,7296$

a_0 = 5,7296 rad^{-1}

3.2 Cálculo de a_w

O valor do parâmetro tridimensional de a_w, que é a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque, pode ser determinado pela expressão 3.3.

$$a_w = \frac{2 \cdot \pi \cdot A}{2 + \sqrt{\frac{A^2}{k^2} \cdot \left(\beta^2 + tg^2 \cdot \lambda_{c/2}\right) + 4}} \qquad 3.3$$

onde:

A - alongamento da asa = 9,98

k - função da inclinação da curva $\mathbf{C_L}$ x α do perfil

β- $(1 - Ma^2)^{1/2} = 0,98$.

Ma - número de Mach

$\Lambda_{c/2}$ - enflechamento da asa a c/2 = -0,011 ^{o}

Sabendo-se que A = 9,98 e que $k = \frac{a_o}{2 \cdot \pi}$ (onde a_o nesse caso é igual a 5,7296 rad^{-1})

Logo, k = 0,9119

Então:

a_w = 4,042 rad^{-1}

3.3 Cálculo do Ângulo de Sustentação Nula da Asa - α_{ow}

Efeito da torção Aerodinâmica

Tem-se:

$$\alpha_{ow} = (\alpha_{ow})_o^R - i_R^{'} + J \cdot \varepsilon \qquad 3.4$$

onde:

$(\alpha_{ow})_o^R$ = ângulo para sustentação nula do perfil da raiz da asa (bidimensional)

$i_R^{'}$ = incidência na raiz

ε = torção aerodinâmica

J = fator dependente do alongamento e do afilamento da asa

Como não há torção geométrica, não é necessário encontrar o valor de J.

O valor de $(\alpha_{ow})_o^R$ é determinado no gráfico de $\mathbf{C_L}$ x α para o Reynolds na raiz da asa em vôo de cruzeiro. Logo,

IR' = 0°

E = 0º (sem torção aerodinâmica na asa)

$(\alpha_{ow})_o^R$ = -0,0349 rad

Então:

α_{ow} = - 0,0349 rad

Efeito do flape

$$(a_{ow})_F = -k \cdot \Delta C_L \qquad 3.5$$

onde:

k- fator que depende do alongamento e do afilamento e da relação bf/b entre envergadura e flape

Δ C_L – Incremento de C devido a deflexão do flape

Como a aeronave do presente projeto em vôo de cruzeiro possui deflexão do flape igual a 0°. Sendo assim, não há contribuição desse para o cálculo de a_{ow}:

3.4 Cálculo da Posição do Centro Aerodinâmico da Asa - h_{ow}

A posição do centro aerodinâmico da asa pode ser obtida diretamente dos gráficos 4.4 a e 4.4 b de acordo com UTSCH [11], em função do afilamento λ, do ângulo de enflechamento da linha de 25% de corda $\Lambda_{c/4}$ e do alongamento A. Para valores de alongamento intermediários interpola-se ou extrapola-se usando 1/A como variável.

Sendo,

A = 9,98

λ = 0,54

$\Lambda_{c/4}$ = 5,0° (0,08722 rad)

O enflechamento da asa a um quarto de corda se encontra na Figura abaixo. Os dados da interpolação encontram- se na Tabela 3.1 e é obtido a partir do gráfico 4.4(a,b)

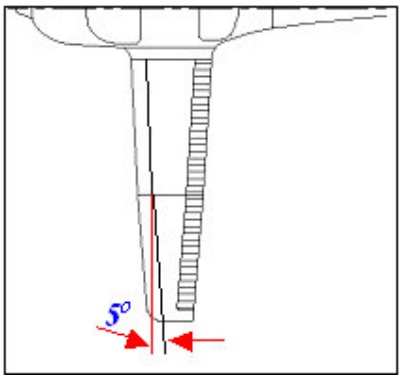


Figura 3.1 Medida de $\Lambda_{c/4}$ realizada no autocad

Tabelas 3.1 – Interpolação de h_o

λ = 0,4

A	1/A	how/c
4,0	0,2500	0,240
6,0	0,1667	0,250
9,98	0,1002	0,258

λ = 0,6

A	**1/A**	**h_{ow}/c**
4,0	0,2500	0,230
6,0	0,1667	0,240
9,98	0,1002	0,248

λ	**how/c**
0,4	0,258
0,6	0,248
0,54	0,250

Como:

$\bar{\bar{c}} = 0{,}95$ m

$h_o = h_{ow}/\bar{\bar{c}} = 0{,}250$

Sendo assim,

h_{ow} = 0,263 m

3.5 Cálculo do Coeficiente de Momento da Asa para $C_{LW} = 0$ - C_{mow}

Existem duas contribuições importantes para o coeficiente de momento, a da distribuição básica de sustentação C_{moT} e a do coeficiente de momento do perfil C_{mos}.

3.5.1 C_{moT}

Como a torção geométrica da asa é nula, **C_{moT} = 0**. Também se sabe que, em vôo de Cruzeiro, não há contribuição dos flapes.

3.5.2 C_{mos}

Tem-se:

$$C_{moS} = E \cdot C_{mac} - E^{'} \cdot \Delta C_{mac} \qquad 3.6$$

onde:

E - Fator que depende de A e λ.

C_{mac} - Coeficiente médio de momento dos perfis da asa.

E' - Fator que depende de A, λ,bf/b.

ΔC_{mac} - Incremento de C_{mac} devido ao flape que deve ser C_{mac} . Sendo obtido das curvas do perfil com flape = 0 (deflexão dos flapes é 0°).

Para encontrar-se E extrapola-se os valores constantes na Tabela abaixo:

Tabela 3.2 – Extrapolação de E

A	1/A	E
6,0	0,1667	1,0750
9,0	0,111	1,0357
9,98	0,1002	1,0281

Sendo:

C_{mac} = -0,0625 (obtido na curva do perfil correspondente)

Logo: E = 1,0281

Como os flapes não são atuados durante o vôo de cruzeiro, $\Delta C_{mac} = 0$. Temos, então:

C_{mos} = 1,0281 . (- 0,0625) = - 0,0642

Como:

$C_{mow} = C_{moT} + C_{mos}$

$C_{mow} = 0 + (-0,0642)$

C_{mow} = - 0,0642

3.6 Cálculo da Inclinação da Curva de Sustentação Asa – Fuselagem – a_{wb}

Conhecido o valor de a_w, calcula-se o valor de a_{wb}, com o auxílio da equação 3.7:

$a_{wb} = K_{wb} \cdot a_w$ 3.7

Para resolver-se a equação 3.7 deve-se primeiramente calcular K_{wb}, pela Equação 3.8.:

$$K_{wb} = 1 - 0,25 \cdot \left(\frac{d}{b}\right)^2 + 0,025 \cdot \left(\frac{d}{b}\right) \qquad 3.8$$

onde:

a_w - Coeficiente tridimensional da asa = 4,042 rad^{-1}
d - Máximo diâmetro da seção equivalente da fuselagem = 1,32 m
b - Comprimento da fuselagem = 6,75 m

K_{wb} = 0,9953

Então:
$a_{wb} = K_{wb} \cdot a_w$

a_{wb} = 4,023 rad^{-1}

3.7 Cálculo do Ângulo de Sustentação Nula da Asa – Fuselagem - α_{owb}:

O ângulo α_{owb} é obtido através da equação 3.9.:

$$\alpha_{owb} = \frac{K_2}{K_1} \cdot \alpha_{ow} + \alpha_{of}\left(1 - \frac{K_2}{K_1}\right) \qquad 3.9$$

onde:

K_1 e K_2 - coeficientes obtidos a partir da figura 4.8 [11]

α_{ow} = ângulo de sustentação nula da asa = - 0,035rad

α_{of} = ângulo de sustentação nula da fuselagem = 0°

Sendo:

d/b = 0,1955

A = 9,98

Para encontrar-se K1 e K2 extrapola-se os valores constantes na Tabela 3.3:

Tabela 3.3 – Extrapolação de K1 e K2

A	K1	K2
6	1,100	0,890
16	1,175	0,950
9,98	1,298	0,914

α_{owb} = - 0,02147 rad = - 1º13'

3.8 Cálculo do Downwash – dε / dα:

Utiliza-se o método E.S.D.U. (Engineering Science Data Unit) para o cálculo do Downwash. Supõe-se a corda geométrica paralela ao eixo de rolagem do avião e α como sendo o ângulo de ataque em relação a corda geométrica. A distância entre os centros aerodinâmicos da asa e empenagem é aproximada pela distância entre a linha de ¼ de corda dessas duas superfícies.

Os parâmetros de entrada para o cálculo de downwash são obtidos pelas três vistas da aeronave. As distâncias X e h-d são especificadas na figura 4.6a e devem ser obtidas para realização dos cálculos, bem como o valor da semi envergadura da asa, S. Assim sendo:

X = 3,60 m
H-d = 0,879
Envergadura = 9,17 m
S = 4,585 m.

Para X/S = 0,785 e λ= 0,54 pode-se determinar o valor de $\frac{d}{S \cdot C_L}$ da figura 4.6, folha 4-16, para A = 9,98. Os valores interpolados e extrapolados se encontram nas tabelas 3.4, 3.5 e 3.6:

Tabela 3.4

λ=0,5	
A	**D/S.C$_L$**
9	0,0700
9,98	0,0633
12	0,0600

Tabela 3.5

λ=1,0	
A	**d/S.C_L**
9	0,0563
9,98	0,0542
12	0,0500

Tabela 3.6

λ	**d/S.C_L**
1,0	0,0542
0,54	0,0633
0,5	0,0734

$$\frac{d}{S \cdot C_L} = 0{,}0633$$

O C_L de cruzeiro é igual a 0,37; então:

$d = 0{,}0633.S.C_L = 0{,}0633.4{,}585.0{,}37$

d = 0,1074 m

Com o valor de d, pode-se determinar o valor de H:

$H = 0{,}879 + d = 0{,}879 + 0{,}1074$

H = 0,9864 m

H/S = 0,9864 / 4,585 = 0,2151

Utiliza-se a figura 4.6 c [11]a para calcular ε/C_L. Como o alongamento é A = 9,98, deve-se extrapolar entre A = 9,0 e A = 12. Em cada figura, interpola-se entre λ=0,5 e λ

=1,0 para encontrar λ=0,54. Os valores interpolados e extrapolados se encontram nas tabelas 3.7, 3.8, 3.9, 3.10, 3.11, 3.12 e 3.13:

A=9,0

Tabela 3.7

λ=1 **ε/C_L = 3,5º**

Tabela 3.8

λ=0,5	
H/S	**ε/C_L**
0,210	4,0º
0,150	4,5°
0,200	4,083°

Tabela 3.9

λ	**ε/C_L**
1,0	3,5°
0,54	4,036°
0,5	4,083°

ε/C_L = 5,17°

A=12,0

Tabela 3.10

λ=1,0	
H/S	**ε/C_L**
0,180	3°
0,300	2,5°
0,200	2,91°

Tabela 3.11

λ=0,5	
H/S	**ε/C_L**
0,120	3,5°
0,220	3,0°
0,200	3,1°

Tabela 3.12

λ	**ε/C_L**
1,0	2,91°
0,54	3,0,8°
0,5	3,1°

Tabela 3.13

A	**ε/C_L**
9	4,036°
9,98	3,72°
12	3,08°

ε/C_L = 3,72° = 0,0649 rad **Equação 3.8.1**

3.8.1 Inclinação da Curva de Sustentação Asa-Fuselagem

$a_{wb} = 4{,}023\ rad^{-1}$

$C_L = a_{wb} \cdot \alpha + b$ **Equação 3.8.2**

3.8.2 Ângulo de Sustentação Nula do Conjunto Asa-Fuselagem

$\alpha_{owb} = -\ 0{,}0217$ rad

Para $C_L = 0$:

$a_{wb} \cdot \alpha + b = 0$

$4{,}023 \cdot (-0{,}0217) + b = 0$

b = 0,0873 rad

Então, a equação fica:

C_L = 4,023 . α + 0,0873

Na equação do Downwash 3.8.1:

$\varepsilon = 0{,}0649 \cdot (4{,}023 \cdot \alpha + 0{,}0873)$

ε = 0,2611 α + 0,00566 **Equação 3.8.3**

Logo:

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \textbf{0,2611 [rad/rad]}$$

3.9 Incremento de C_{mo} devido a fuselagem – C_{mob}

Através da figura 4.9 [11] é possível obter o coeficiente C_{mob} com base nos valores de $\left(\frac{S_{bf} \cdot l_{bf}}{S_b \cdot l_b}\right)$ e $\left(\frac{W^2}{S_b}\right)$. Os valores de S_{bf}, S_b, l_{bf} e W são obtidos conforme a figura 3.9.1:

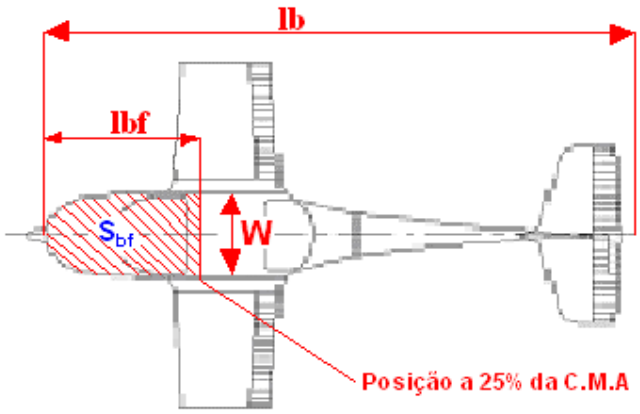


Figura 3.9.1

Sendo:

l_{bf} = 1,958 m

l_b = 6,75 m

S_b = 3,952 m²

S_{bf} = 1,666 m²

W = 1,08 m

Onde:

iw - ângulo entre a linha de sustentação nula da asa e a linha de momento nulo do corpo

Sb - Área total em planta da fuselagem

S - Área alar = 8,42 m²

$\bar{c}$ - Corda média aerodinâmica = 0,95 m

Considerando que a massa é uniformemente distribuída em relação ao eixo central da aeronave e que a fuselagem não produz sustentação, pode-se determinar o ângulo i_w (ângulo de sustentação nula da asa):

i_w = - 0,035 rad = - 2°

Logo, os parâmetros usados são:

W^2/S_b = 0,2951

S_{bf} .l_{bf}/ S_b .l_b = 0,1223

Pela figura 4.9: $\frac{c_{mob} \cdot S \cdot \bar{c}}{i_w \cdot S_b \cdot I_b}$ = - 0,155

C_{mob} = 0,0181

Coeficiente de momento Asa-Fuselagem:

$C_{mwb} = C_{mow} + C_{mob}$ **Equação 3.9.1**

C_{mwb} = - 0,0642+ 0,0181

C_{mwb} = - 0,0461

3.10 Cálculo da Influência da Fuselagem ou Nacele no Ponto Neutro do Avião - Δh_{ob}:

A influência da fuselagem na estabilidade pode ser representada pela variação do ponto neutro devido a sua presença. O valor de Δh_{ob} pode ser obtido através da figura 4.10 [11]. Para a fuselagem e cada uma das naceles obtém-se este valor que deve ser somado ao obtido para h_{ow}, fornecendo h_{owb}.

Este valor é obtido graficamente, onde:

c_r - Corda na raiz = 1,20 m

$\bar{\bar{c}}$ - Corda média aerodinâmica (CMA) = 0,95 m

l_n - Distância da linha de c/4 da asa ao nariz da aeronave = 1,958 m

l_b - Comprimento da fuselagem = 6,75 m

S - Área da asa = 8,42 m²

w - máxima largura da aeronave = 1,08 m

Então tem-se os fatores para 4.10 [11] :

$c_r / l_b = 0,178$ $l_n / l_b = 0,2901$

Assim, extraindo do gráfico (interpolando os valores de l_n / l_b entre 0,200 e 0,300) tem-se:

$$-\Delta h \cdot \left(\frac{S \cdot \bar{\bar{c}}}{W \cdot c_r^2} \right) = 0,410$$

Δh = - 0,0797

Δh_{ob} = - 0,0797

Utilizando a equação 3.9, calcula-se h_{owb}:

$$h_{owb} = \frac{h_{ow}}{\bar{\bar{c}}} + \Delta h_{ob} \qquad \textbf{Equação 3.9}$$

Como calculado anteriormente, h_{ow}/c = 0,25%. Então:

h_{owb} = 0,250 - 0,0797 = 17,03 %

3.11 Cálculo da Inclinação $dC_L/d\alpha$ da Empenagem Horizontal – a_1:

O valor de a_1 pode ser obtido da mesma forma que o de a_w conforme tabela 3.13 a partir das curvas C_L x α do perfil NACA 65_1-009 de acordo com ABBOTT[4]

Tabela 3.13

α (rad)	C_L
- 0,0349	- 0,20
0	0
0,0349	0,20

$(a_1)_o$ = 5,73 rad^{-1}

3.11.1 Cálculo do a_{1w}:

Tem-se:

$$a_{1w} = \frac{\pi \cdot A}{1 + \sqrt{\frac{A^2}{4k^2} \cdot \left(\beta^2 + tg^2 \cdot \lambda_{c/2}\right) + 1}}$$ **Equação 3.11.1**

Sendo:

A = 2,93

$\Lambda_{c/2} = 0°$

$$k = \frac{a_{1o}}{2\pi} = \frac{5,73}{2\pi} = 0,912$$

β= 0,98

a_{1w} = 3,21 rad^{-1}

Da figura 4.1 [11], tira-se o parâmetro $(a_1)_{ot}$. Este valor é usado no cálculo de outros parâmetros.

Sendo:

t/c = 0,09 (espessura relativa)
σ = 10,0 ° (ângulo de saída do bordo de fuga)

Então interpolando-se com os valores de A tem-se a Tabela 3.14:

Tabela 3.14 – Interpolação de σ para σ = 5,68°

σ	$(a_1)_{ot}$
0°	6,720
10°	6,735
20°	6,750

$(a_1)_{ot}$ = 6,735 rad^{-1}

Correção devido a presença de folgas entre o profundor e o estabilizador horizontal:

Sendo:

Gap size: 0,001.c
Posição do gap = 0,75.c

Então interpolando-se com os valores de A tem-se a Tabela 3.15.

Tabela 3.15 – Interpolação de $(a_1)_g/(a_1)_{ot}$

A	$(a_1)_g/(a_1)_{ot}$
∞	0,99
2,93	0,99
3	0,99

Logo:

$\frac{(a_{o1})_g}{(a_1)_{ot}} = 0,99$ $\quad (a_{o1})_g = 6,735.0,99$

$(a_{o1})_g$ = 6,667

O valor de a_1 pode ser calculado pela equação 3.11.2:

$$a_1 = a_{1w}\left[\frac{(a_{o1})_g}{(a_1)_{ot}} \cdot f\right] \qquad \textbf{Equação 3.11.2}$$

Os parâmetros de entrada para a figura 4.11 [11] são o tipo de bordo de ataque e a relação entre corda do profundor e corda da empenagem horizontal (denominado balance).

Sendo usado o formato Elliptic Nose,

$C_B / C_E = 0,25 = 25,0$ %

Então:

f = 0,88

Aplicando as correções:

$a_1 = 3,21.(0,99.0,88)$

a_1 = 2,79rad^{-1}

3.12 Cálculo da Variação da Sustentação da Empenagem Horizontal com o Ângulo de Ataque $dC_L/d\eta - a_2$:

A partir da espessura relativa (t/c = 0,09), do alongamento da empenagem (A = 2,93), da relação cf/c = 0,25 e dos coeficientes determinados no item anterior, é possível determinar graficamente os coeficientes $(a_2)_o$, $(a_2)_{ot}$ e $(a_2)_m$. A partir da figura 4.12a [11] tem-se a Tabela 3.16:

Tabela 3.16 – Interpolação de $(a_2)_{ot}$ para t/c=0,09

t/c	$(a_2)_{ot}$
0,08	4,100
0,09	4,075
0,10	4,050

$(a_2)_{ot}$ = 4,75

A partir da segunda figura 4.12a [11], tem-se a seguinte relação:

$(a_1)_o/(a_1)_{ot}$= 5,73/6,735=0,850 e C_f/C= 0,25

Tabela 3.17 – Interpolação de $(a_2)_o$ / $(a_2)_{ot}$

$(a_1)_o$ / $(a_1)_{ot}$	$(a_2)_o$ / $(a_2)_{ot}$
0,840	0,7357
0,850	0,7571
0,860	0,7785

$(a_2)_o$ / $(a_2)_{ot}$= 0,7571

Então,

$(a_2)_o$ = 0,7571 . 4,75

$(a_2)_o$ = 3,5962 rad^{-1}

Considerando a condição de Cruzeiro (velocidade de 250 km/h) e o número de Mach correspondente verifica-se o valor de a_2:

$A.(1 - Ma)^2 = 2,8714$

Então, tem-se a Tabela abaixo:

Tabela 3.14 – Interpolação de a_2*

$A.(1-M^2)^{1/2}$	$\frac{(a_2)_M/(a_2)_0}{(a_1)_M/(a_1)_0}$
2,5	1,142
2,8714	1,130
3,0	1,126

$$\frac{(a_2)_M/(a_2)_0}{(a_1)_M/(a_1)_0} = 1,097$$

Então:

$(a_2)_M$ = 1,9208 rad^{-1}

3.13 Cálculo da Variação da Sustentação da Empenagem Horizontal com o Ângulo de Deflexão do Compensador ($\eta = 0$) – a_3:

Os coeficientes $(a_3)o$, $(a_3)ot$ e $(a_3)m$ são determinados graficamente, a partir da espessura relativa (t/c) que neste caso é 0,09, do alongamento da empenagem, da relação cf/c que é igual a 0,14 dos coeficientes determinados no item anterior. Deve ser calculado da mesma forma que a_2 considerando $\eta = 0$ para o profundor. A exemplo do item 3.12, será utilizado as figuras 4.12 na determinação dos parâmetros.

Da figura 4.12 a tem-se:

t/c	**$(a_2)_{ot}$**
0,09	2,95

$(a_3)_{ot} = 2,95$

Da segunda figura 4.12 a tem-se a seguinte relação:

$(a_1)_o/(a_1)_{ot} = 5,73/6,735 = 0,850$ e $ct/c = 0,14$

$(a_1)_o/(a_1)_{ot}$	**$(a_3)_o/(a_3)_{ot}$**
0,840	0,7035
0,850	0,7232
0,860	0,7428

$(a_3)_o/(a_3)_{ot} = 0,7232$

Então:

$(a_3)_o = 0,7232.2,95 = 2,1334\ rad^{-1}$

É verificado o valor de a_3 para o número de Mach correspondente à velocidade de cruzeiro da aeronave (250 Km/h) através da figura 4.12 b.

$A.(1 - Ma)^2 = 2,8714$ e $cf/c = 0,14$

$A.(1-M^2)^2$	$(a_3)_M/(a_3)_o$ / $(a_1)_M/(a_1)_o$
3,0	1,164
2,8714	1,159
2,50	1,144

$(a_3)_M/(a_3)_o$ / $(a_1)_M/(a_1)_o$ = 1,159

$(a_3)_M$ = 1,2039 rad^{-1}

O resultado apresentado, anteriormente, leva em conta a existência da superfície do compensador dos dois lados da aeronave. Porém, será utilizado o compensador em apenas um dos lados, que é a forma mais comum encontrada nas aeronaves desta categoria. Então, o resultado deve ser divido por dois:

$(a_3)_M$ = 0,6019 rad^{-1}

3.14 Cálculo da Variação do Coeficiente de Momento de Articulação com o Ângulo de Ataque $dC_H/d\alpha$ – b_1:

Primeiramente deve-se determinar $(b_1)_o$ para calcular b_1. Em seguida será feita a correção de $(b_1)_o$ para o balanceamento do profundor. O terceiro passo é o da determinação do b_1 para um alongamento finito, sendo que o quarto e último passo, que seria uma correção para o efeito de "horn", não será efetuado devido à inexistência de tal dispositivo.

3.14.1 Determinação de $(b_1)_o$:

O valor de $(b_1)_o$ representa b_1 para escoamento bidimensional e sem balanceamento do controle. Pode-se determina-lo através do gráfico 4.14a [11].

Sendo:

$(a_1)_o/(a_1)_{ot} = 0,850$

cf/c = 0,25

t/c = 0,09

Tem-se, então, a tabela abaixo:

Tabela 3.15 – Interpolação de $(b_1)_o / (b_1)_{ot}$ e $-(b_1)_{ot}$ para

$(a_1)_o / (a_1)_{ot}$	$(b_1)_o / (b_1)_{ot}$	t/c	$-(b_1)_{ot}$
0,84	0,56	0,08	0,50
0,85	0,60	0,09	0,49
0,86	0,64	0,10	0,48

Logo:

$(b_1)_o / (b_1)_{ot} = 0,60$

$(b_1)_o = 0,60.(-0,49)$

$(b_1)_o = - 0,294$ rad^{-1}

3.14.2 Correção de $(b_1)_o$ para o Balanceamento do Profundor:

Através do gráfico 4.14b [11] é possível efetuar a correção. Primeiramente, calcula-se a razão de balanceamento (Balance Ratio) através da equação a seguir:

$$\text{Balance Ratio} = \sqrt{\left(\frac{c_b}{c_r}\right)^2 - \left(\frac{t/2}{c_r}\right)^2} \qquad \textbf{Equação 3.14.1}$$

Admitindo que $c_b \cong t/2$,

$$\text{Balance Ratio} = \sqrt{\left(\frac{t/2}{c_r}\right)^2 - \left(\frac{t/2}{c_r}\right)^2} = 0$$

Coclui-se que não há correção a ser feita.

3.14.3 Determinação de b_1 para Alongamento Finito:

A correção para o alongamento finito é dada pela Equação abaixo:

$$b_1 = (b_1)_o \cdot (1 - F_1) + F_2 \cdot F_3 \cdot (a_1)_o \qquad \textbf{Equação 3.14.2}$$

Onde:

F_1 – fator obtido da figura 4.14c [11]

F_2 – fator obtido da figura 4.14c [11]

F_3 – fator obtido da figura 4.14c [11]

Sendo,

A = 5,73/5,73.2,93 = 2,93

Então, da figura 4.14c [11]:

F_1 = 0,3634

F_2 = 0,01166

Para o cálculo de F_3 tem-se:

$c_f / c = 0,25$

$c_b / c_f = ?$

t/2 (na raiz) = 33,0 mm ⟶ $c_b \cong t/2$ = 33,0 mm

Determinação da corda média aerodinâmica da empenagem horizontal de acordo com a Equação 3,14.1:

$$\bar{\bar{c}} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{\lambda+1} \right) \qquad \textbf{Equação 3.1.1}$$

Onde,

λ= 0,625

c_r = 0,96 m

Então:

$\bar{\bar{c}}$ = 0,7938 m

Na posição da corda média aerodinâmica, t/2 = 24,00 mm

$\bar{\bar{c}}_f$ = 0,25 . $\bar{\bar{c}}$ = 0,25.0,7938 = 0,1984 m

Logo,

cb/cf = 0,1663 Balance = 16,63 %

Tem-se então a Tabela abaixo:

Tabela 3.16 – Interpolação de

Balance	F3
10,0	0,9867
20,0	0,9267
16,63	0,9469

F_3 = 0,9469

Como todos os parâmetros definidos, pode-se calcular b_1:

$$b_1 = (b_1)_o \cdot (1 - F_1) + F_2 \cdot F_3 \cdot (a_1)_o$$

b_1 = -0,1563 rad^{-1}

3.14.4 Correção para o Efeito de Horn:

A empenagem horizontal do presente projeto não possui horn.

3.15 Cálculo da Variação do Coeficiente de Momento de Articulação com o Ângulo de Deflexão do Profundor $dC_H/d\eta - b_2$:

Primeiramente deve-se determinar $(b_2)_o$ para calcular b_2. Em seguida será feita a correção de $(b_2)_o$ para o balanceamento do profundor. O terceiro passo é o da determinação do b_2 para um alongamento finito, sendo que o quarto e último passo, que seria uma correção para o efeito de "horn", não será efetuado devido à inexistência de tal dispositivo.

3.15.1 Determinação de $(b_2)_o$:

O valor de $(b_2)_o$ representa b_2 para escoamento bidimensional e sem balanceamento do controle. Pode-se determina-lo através do gráfico 4.15 [11].

Sendo:

$$\frac{(a_2)_0}{(a_2)_{0t}} = 0{,}85078$$

$$\frac{c_f}{c} = 0{,}25$$

$$\frac{t}{c} = 0{,}09$$

Então tem-se a Tabela abaixo:

Tabela 3.17

t/c	$-(b_2)_{ot}$
0,08	0,865
0,09	0,855
0,10	0,845

Logo:

$$\frac{(b_2)_0}{(b_2)_{0t}} = 0{,}83$$

$(b_2)_o = -0{,}855.0{,}83$

$(b_2)_o = - 0{,}7096\ rad^{-1}$

3.15.2 Correção de $(b_2)_o$ para o Balanceamento do Profundor:

Através do gráfico 4.14b [11] é possível efetuar a correção. Primeiramente, calcula-se a razão de balanceamento (Balance Ratio) através da Equação abaixo:

$$\sqrt{\left(\frac{c_b}{c_r}\right)^2 - \left(\frac{t/2}{c_r}\right)^2} \qquad \textbf{Equação 3.14.1}$$

Admitindo que $c_b \cong t/2$,

$$\sqrt{\left(\frac{t/2}{c_r}\right)^2 - \left(\frac{t/2}{c_r}\right)^2} = 0 = \text{Balance Ratio}$$

Sendo assim, não há correção a ser feita.

3.15.3 Determinação de b_2 para Alongamento Finito:

A correção para o alongamento finito é dada pela equação abaixo:

$$b_2 = (b_2)_o - \left(\frac{\alpha_1}{\delta}\right) \cdot (b_1)_o + \Delta(b_2) \cdot F_3 \cdot (a_2)_o \qquad \textbf{Equação 3.15.1}$$

onde:

$(b_2)_o$ – valor de b_2 bidimensional e corrigido para o balanceamento
(α_1/δ) – valor obtido graficamente (figura 4.14c)
$(b_1)_o$ – valor de b_1 bidimensional e corrigido para o balanceamento
$\Delta\ (b_2)$ – valor obtido graficamente (figura 4.14c)
F_3 – valor obtido graficamente (4.14c)
$(a_2)_o$ – valor de a_2 bidimensional e corrigido para o balanceamento

Sendo:

A = 2,93
A.5,73/5,73 = 2,93
$(b_2)_o$ = - 0,7096 rad^{-1}
$(a_1)_o$ = 5,73 rad^{-1}
c_f / c = 0,25
a_2 = 2,21 rad^{-1}
F_3 = 0,9469
$(a_2)_o$ = 3,5962 rad^{-1}
$(b_1)_o$ = - 0,294 rad^{-1}

Da figura 4.14c, têm-se (através de interpolação linear entre c_f / c = 0,2 e 0,4):

Para $c_f / c = 0,25$ → $\left(\frac{\alpha_1}{\delta}\right) \cdot \frac{(a_2)}{(a_2)_o} = 0,34$

Para $c_f / c = 0,25$ → $\Delta(b_2) = 0,029$

Então,

$\frac{\alpha_1}{\delta} = 0,553$ $\Delta(b_2) = 0,029$

Portanto,

b_2 = -0,4482 rad^{-1}

3.15.4 Correção para o Efeito de Horn:

A empenagem horizontal da aeronave Guaxinin não possui horn.

4) <u>Cálculo dos Pontos Neutros e de Manobra</u>

4.1 Cálculo do Ponto Neutro Manche Fixo em Porcentagem de Corda – h_n

O Ponto Neutro Manche Fixo é definido como sendo a posição do C.G. para a qual a margem estática longitudinal Manche Fixo se anula. A hipótese Manche Fixo considera uma variação nula na deflexão do profundor ($\tilde{\eta} = 0$).

O cálculo do ponto neutro manche fixo é feito a partir da equação 4.1.1:

$h_n = h_{owb} + \overline{V} \cdot a_1 \frac{\varepsilon_\alpha}{a_{wb}}$ **Equação 4.1.1**

onde:

h_{owb} – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

S_t – Área da empenagem horizontal

I_t – Distância entre os C.A.s da asa e da empenagem

S – Área da asa

$\bar{c}$ - corda média aerodinâmica da asa

$\overline{V}$ - Volume de cauda da aeronave

a_1 – Coeficiente dC_L/da da empenagem horizontal

ε_α– Efeito de Downwash

a_{wb} – Coeficiente dC_L/da do conjunto asa-fuselagem

Sendo:

$h_{owb} = 0,1703$

$S_t = 1,80\ m^2$

$I_t = 3,60\ m$

$S = 8,42\ m^2$

$\bar{c} = 0,95m$

$$\overline{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot \bar{c}} = 0,810$$

$a_1 = 2,79\ rad^{-1}$

$\varepsilon_\alpha = 1 - d\varepsilon / d\alpha = 1 - 0,2611 = 0,7389$

$a_{wb} = 4,023\ rad^{-1}$

Então:

$h_n = 0,5854 = 58,54\ \%$

4.2 Cálculo do Ponto Neutro Manche Livre em Porcentagem de Corda – h_n'

Ponto Neutro Manche Livre é definido como sendo a posição do C.G. para a qual a margem estática longitudinal Manche Livre se anula. A hipótese Manche Livre considera uma variação nula no momento de articulação.

O cálculo de Ponto Neutro Manche Livre é feito a partir da equação 4.2.1:

$$h_n^{'} = h_{owb} + \overline{V} \cdot \overline{\overline{a_1}} \frac{\varepsilon_\alpha}{a_{wb}}$$ **Equação 4.2.1**

Onde:

h_{owb} – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

S_t – Área da empenagem horizontal

I_t – Distância entre os C.A.s da asa e da empenagem

S – Área da asa

$\overline{\overline{c}}$ - corda média aerodinâmica da asa

$\overline{V}$ - Volume de cauda da aeronave

$\overline{\overline{a_1}}$ – Coeficiente parametrizado a partir de a_1, a_2, b_1, b_2

a_1 – Coeficiente $dC_L/d\alpha$ da empenagem horizontal

a_2 – Coeficiente $dC_L/d\eta$ da empenagem horizontal

b_1 – Coeficiente $dC_H/d\alpha$ da empenagem horizontal

b_2 – Coeficiente $dC_H/d\eta$ da empenagem horizontal

ε_α– Efeito de Downwash

a_{wb} – Coeficiente $dC_L/ d\alpha$ do conjunto asa-fuselagem

Sendo:

$h_{owb} = 0{,}1703$

$S_t = 1{,}80$ m²

$I_t = 3{,}60$m

$S = 8{,}42$ m²

$\overline{\overline{c}} = 0{,}95$m

$$\overline{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot \overline{\overline{c}}} = 0{,}810$$

$a_1 = 2{,}79$ rad^{-1}

$a_2 = 1{,}9208$ rad^{-1}

$b_1 = -0{,}1563$ rad^{-1}

b_2 = -0,4482 rad^{-1}

$\varepsilon_\alpha = 1 - d\varepsilon / d\alpha = 0,7389$

a_{wb} = 4,023 rad^{-1}

Como $\overline{a_1} = a_1 - \left(\frac{b_1}{b_2}\right) \cdot a_2 = 2,1201$ **Equação 4.2.2**

Logo,

h_n' = 0,4857 = 48,57 %

4.3 Cálculo do Ponto de Manobra Manche Fixo ao nível do mar com Peso Máximo de Decolagem em Porcentagem de Corda – h_m

O Ponto de Manobra Manche Fixo é a posição do C.G. para a qual não é necessária nenhuma alteração na deflexão do profundor para a realização de uma manobra.

O cálculo do Ponto de Manobra Manche Fixo é feito a partir da equação 4.3.1:

$$h_m = h_{owb} + \overline{V} \cdot a_1 \cdot \left(\frac{\varepsilon_\alpha}{a_{wb}} + \frac{1}{2\mu}\right)$$ **Equação 4.3.1**

Onde:

h_{owb} – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

S_t – Área da empenagem horizontal

I_t – Distância entre os C.A.s da asa e da empenagem

S – Área da asa

$\overline{c}$ - corda média aerodinâmica da asa

$\overline{V}$ - Volume de cauda da aeronave

a_1 – Coeficiente dC_L/da da empenagem horizontal

ε_α – Efeito de Downwash

a_{wb} – Coeficiente dC_L/da do conjunto asa-fuselagem

m – parâmetro de densidade longitudinal

W – Peso máximo da aeronave

g – aceleração da gravidade

r – densidade do ar

I_t' – Distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal

Sendo:

$h_{owb} = 0,1703$

$S_t = 1,80\ m^2$

$I_t = 3,60\ m$

$S = 8,42\ m^2$

$\bar{\bar{c}} = 0,95m$

$\bar{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot \bar{\bar{c}}} = 0,810$

$a_1 = 2,79\ rad^{-1}$

$\varepsilon_\alpha = 1 - d\varepsilon / d\alpha = 0,7389$

$a_{wb} = 4,023\ rad^{-1}$

$g = 9,81\ m/s^2$

$W = m.g = 705\ kg.9,81\ m/s^2 = 6916,05\ N$

$\rho = 1,226\ kg/m^3$

Porém para resolver-se a Equação 4.3.1, deve-se utilizar a Equação 4.3.2 a seguir para calcular, primeiramente, o parâmetro de densidade longitudinal:

$$\mu = \frac{W}{g \cdot \rho \cdot l_t \cdot S} = 18,97 \qquad \textbf{Equação 4.3.2}$$

Então:

$h_m = 0,6449 = 64,49\ \%$

4.4 Cálculo do Ponto de Manobra Manche Livre ao nível do mar com Peso Máximo de decolagem em porcentagem de Corda – h_m':

O Ponto de Manobra Manche Livre é a posição do C.G. para a qual não é necessária nenhuma alteração na força no manche para a realização de uma manobra.

O cálculo do Ponto de Manobra Manche Fixo é feito a partir da equação 4.4.1:

$$h_m' = h_{owb} + \overline{V} \cdot \overline{a_1} \cdot \left(\frac{\varepsilon_\alpha}{a_{wb}} + \frac{1}{2\mu} \right) \qquad \textbf{Equação 4.4.1}$$

Onde:

h_{owb} – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa – fuselagem

S_t – Área da empenagem horizontal

I_t – Distância entre os C.A.s da asa e da empenagem

S – Área da asa

$\overline{c}$ - corda média aerodinâmica da asa

$\overline{V}$ - Volume de cauda da aeronave

$\overline{a_1}$ – Coeficiente parametrizado a partir de a_1, a_2, b_1, b_2

a_1 – Coeficiente dC_L/da da empenagem horizontal

a_2 – Coeficiente dC_L/dh da empenagem horizontal

b_1 – Coeficiente dC_H/da da empenagem horizontal

b_2 – Coeficiente dC_H/dh da empenagem horizontal

ε_α – Efeito de Downwash

a_{wb} – Coeficiente dC_L/da do conjunto asa-fuselagem

μ– parâmetro de densidade longitudinal

Sendo:

h_{owb} = 0,1703

S_t = 1,80 m²

S = 8,42 m²

$\bar{\bar{c}} = 0{,}95\text{m}$

$\bar{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot \bar{\bar{c}}} = 0{,}810$

$\varepsilon_\alpha = 1 - d\varepsilon / d\alpha = 0{,}7389$

$a_1 = 2{,}79\ \text{rad}^{-1}$

$a_{wb} = 4{,}023\ \text{rad}^{-1}$

$W = m \,.\, g = 705\ \text{kg} \,.\, 9{,}81\ \text{m/s}^2 = 6916{,}05\ \text{N}$

$\bar{a}_1 = 2{,}1201\ \text{rad}^{-1}$

$a_2 = 1{,}9208\ \text{rad}^{-1}$

$b_1 = -0{,}1563\ \text{rad}^{-1}$

$b_2 = -0{,}4482\ \text{rad}^{-1}$

$\mu = 18{,}97$

Então:

h_m' = 0,5310= 53,10 %

5) <u>Cálculo das Curvas $\bar{\eta}$ x C_L (Deflexão do Profundor por Coeficiente de sustentação) para os seguintes valores de h: 0,20; 0,25; 0,30; 0,35</u>

Define-se como Ponto Neutro Manche Fixo a posição do C.G. para a qual a margem estática longitudinal Manche Fixo se anula. A hipótese Manche Fixo considera uma variação nula na deflexão do profundor ($\tilde{\eta} = 0$).

Sabendo que $\bar{\eta}$ é função linear de $\overline{C_L}$, a expressão é dada pela equação 5.1:

$$\bar{\eta} = A_1 \cdot \overline{C_L} + A_2 \qquad \textbf{Equação 5.1}$$

Onde:

C_{mowb} – Coeficiente de momento do conjunto asa-fuselagem

S_t – Área da empenagem horizontal

I_t – Distância entre os C.A.s da asa e da empenagem

S – Área da asa

$\bar{\bar{c}}$ - corda média aerodinâmica da asa

$\overline{V}$ - Volume de cauda da aeronave

a_1 – Coeficiente $dC_L/d\alpha$ da empenagem horizontal

a_2 – Coeficiente $dC_L/d\eta$ da empenagem horizontal

ε_α – Efeito de Downwash

a_{wb} – Coeficiente $dC_L/d\alpha$ do conjunto asa-fuselagem

A_1 – Coeficiente de proporcionalidade

A_2 - Constante

h- Posição do Centro de Gravidade da Aeronave

h_{owb} – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem

i_t – Ângulo de incidência da empenagem horizontal

Os valores de A_1 e A_2 são obtidos das equações 5.2 e 5.3:

$$A_1 = \frac{1}{\overline{V} \cdot a_2} \cdot \left[(h - h_{owb}) - \frac{\overline{V} \cdot a_1}{a_{wb}} \cdot \varepsilon_\alpha \right] \qquad \textbf{Equação 5.2}$$

$$A_2 = \frac{1}{\overline{V} \cdot a_2} \cdot \left(C_{mwb} - \overline{V} \cdot a_1 \cdot i_t \right) \qquad \textbf{Equação 5.3}$$

Sendo:

$h_{owb} = 0{,}1703$

$S_t = 1{,}80$ m²

S = 8,42 m²

$\bar{\bar{c}} = 0{,}95$ m

$I_t = 3{,}60$ m

$$\overline{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot \bar{\bar{c}}} = 0{,}810$$

$\varepsilon_\alpha = 1 - d\varepsilon / d\alpha = 0,7389$

$a_1 = 2,79\ rad^{-1}$

$a_{wb} = 4,023\ rad^{-1}$

$W = m.g = 705\ kg\ .\ 9,81\ m/s^2 = 6916,05\ N$

$a_2 = 1,9208\ rad^{-1}$

$C_{mwb} = -0,04669$

$i_t = 0°$

Na ausência de compesador tem-se:

$A_1 = 0,6427\ h - 0,3762$

$A_2 = -0,030$

Observa-se, através da equação fornecida inicialmente, que o termo A_1 é dependente da posição do C.G. da aeronave (h). Então, uma vez conhecidos A_1 e A_2 tem-se:

$$\overline{\eta} = (0,6427h - 0,3762)\overline{C_L} - 0,030 \qquad \textbf{Equação 5.4}$$

É necessário determinar os coeficientes de sustentação limites experimentados durante o vôo para traçar as curvas de $\overline{\eta}$ por $\overline{C_L}$. As velocidade típicas de vôo para o presente projeto são:

$V_{estol} = 83\ km/h = 23\ m/s$

$V_{cruzeiro} = 250\ km/h = 69,45\ m/s$

$V_{maxima} = 282\ km/h = 78,33\ m/s$

A partir destas velocidades pode-se determinar os C_L limites através da Equação 5.5:

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot V^2} \qquad \textbf{Equação 5.5}$$

Onde:

W –peso da aeronave

S – área alar

ρ – densidade do ar

V – velocidade da aeronave

Sendo:

$W = m.g = 705\ kg\ .\ 9{,}81\ m/s^2 = 6916{,}05\ N$

$\rho = 1{,}226\ kg/m^3$

$S = 8{,}42\ m^2$

Para $C_{L\,max}$, a velocidade é a de estol, ou seja, 23 m/s:

$$\mathbf{C_{Lmax} = 2{,}533}$$

Para $C_{L\,min}$, a velocidade é a máxima, ou seja, 54,44 m/s:

$$\mathbf{C_{Lmin} = 0{,}277}$$

Estendendo os limites de C_L em 10% acima e abaixo, têm-se:

$$\mathbf{C_{L\,max} = 2{,}786}$$
$$\mathbf{C_{L\,min} = 0{,}249}$$

A Tabela dada abaixo apresenta alguns valores de deflexão do profundor em função de C_L e da posição do C.G. (h):

Tabela 5.1

C_L	Deflexão do Profundor η [°]			
	h = 0,20	h = 0,25	h = 0,3	h = 0,35
0,249	-4,40	-3,94	-3,48	-3,02
0,883	-11,21	-9,59	-7,96	-6,34
1,517	-18,03	-15,24	-12,44	-9,65
2,151	-24,85	-20,89	-16,93	-12,97
2,786	-31,67	-26,54	-21,42	-16,29

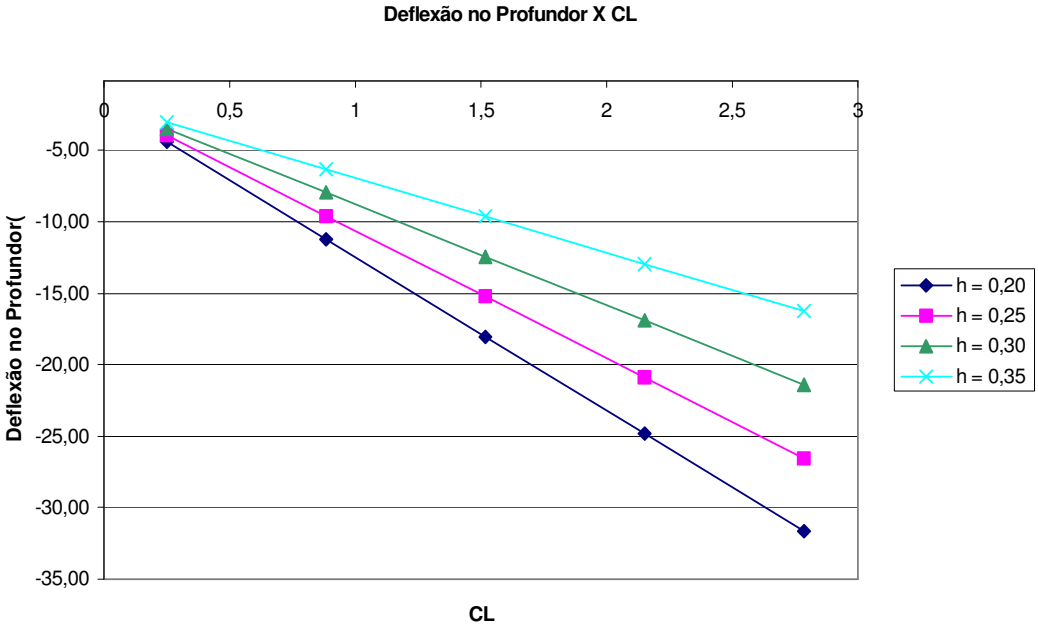


Gráfico 5.1

6) Cálculo das Curvas $\overline{P_e}$ x V (Força no Manche por Velocidade) para vôo Equilibrado para os Seguintes Valores de h: 0,20; 0,25; 0,30; 0,35

Como $\overline{Pe}$ é uma função quadrática de V, sua expressão é dada pela equação 6.1:

$$\overline{Pe} = B_1 + B_2 \cdot V^2 \qquad \textbf{Equação 6.1}$$

Onde:

m_e – Razão de engrasamento

C_{mwb} – Coeficiente de momento do conjunto asa-fuselagem

S_t – Área da empenagem horizontal

I_t – Distância entre os C.A.s da asa e da empenagem

S_η – Área do Profundor

S – Área da asa

$\overline{\overline{c}}$ - corda média aerodinâmica da asa

$\overline{V}$ - Volume de cauda da aeronave

ε_α – Efeito de Downwash

a_{wb} – Coeficiente $dC_L/d\alpha$ do conjunto asa-fuselagem

B_1 – Constante

B_2 - Coeficiente de proporcionalidade quadrática

h- Posição do Centro de Gravidade da Aeronave

h_{owb} – Posição do centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem

i_t – Ângulo de incidência da empenagem horizontal

$\overline{\overline{c_\eta}}$ - corda média aerodinâmica do profundor

$\overline{a_1}$ – Coeficiente parametrizado a partir de a_1, a_2, b_1, b_2

a_1 – Coeficiente $dC_L/d\alpha$ da empenagem horizontal

a_2 – Coeficiente $dC_L/d\gamma$ da empenagem horizontal

b_1 – Coeficiente $dC_H/ d\alpha$ da empenagem horizontal

b_2 – Coeficiente $dC_H/d\gamma$ da empenagem horizontal

W – Peso máximo da aeronave

ρ – densidade do ar

Os valores de B_1 e B_2 são obtidos pelas equações dadas abaixo:

$$B_1 = m_e \cdot S_\eta \cdot \bar{\bar{c}}_\eta \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \frac{b_2}{\overline{V} \cdot a_2} \cdot \left[(h - h_{owb}) - \frac{\overline{V} \cdot \overline{a_1}}{a_{wb}} \cdot \varepsilon_\alpha \right] \qquad \textbf{Equação 6.2}$$

$$B_2 = m_e \cdot \rho \cdot S_\eta \cdot \bar{\bar{\bar{c}}}_\eta \cdot \frac{b_2}{2 \cdot \overline{V} \cdot a_2} \cdot \left(C_{mwb} - \overline{V} \cdot a_1 \cdot i_t - \overline{V} \cdot a3 \cdot \delta\right) \qquad \textbf{Equação 6.3}$$

Sendo:

$h_{owb} = 0{,}1703$

$S_t = 1{,}80\ m^2$

$I_t = 3{,}60\ m$

$S = 8{,}42\ m^2$

$\bar{\bar{c}} = 0{,}95 m$

$\overline{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot \bar{\bar{c}}} = 0{,}810$

$a_1 = 2{,}79\ rad^{-1}$

$\varepsilon_\alpha = 1 - d\varepsilon / d\alpha = 0{,}7389$

$a_{wb} = 4{,}023\ rad^{-1}$

$C_{mwb} = -\ 0{,}04669$

$i_t = 0°$

$m_e = 2{,}5$

$S_\eta = 0{,}67\ m^2$

$W = m.g = 705\ kg\ .\ 9{,}81\ m/s^2 = 6916{,}05\ N$

$\rho = 1{,}226\ kg/m^3$

$a_1 = 2{,}79\ rad^{-1}$

$a_2 = 1{,}9208\ rad^{-1}$

$b_1 = -0{,}1563\ rad^{-1}$

$b_2 = -0{,}4482\ rad^{-1}$

$\overline{a_1}$ = 2,1201 rad^{-1}

Como:

$$\overline{\overline{c_\eta}} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{\lambda + 1} \right)$$

Onde:

λ= 0,625

c_r = 0,96 m

Então:

$\overline{\overline{c_\eta}}$ = 0,236m

B_1 = -9,53h + 4,629

B_2 = 0,0033

O termo B_1 é dependente da posição do C.G. da aeronave (h). Conhecido os valores de B_1 e B_2, a equação inicial se transforma em:

$$\overline{Pe} = -9{,}53h + 4{,}629 + 0{,}0033 \cdot V^2$$

Conhecendo as velocidades típicas do presente projeto tem-se:

V_{estol} = 83 km/h = 23 m/s

$V_{cruzeiro}$ = 250 km/h = 69,45 m/s

V_{maxima} = 282 km/h = 78,33 m/s

Estendendo os limites de V em 10% acima e abaixo, tem-se:

V_{min} = 20,70 m/s

V_{max} = 86,16 m/s

A Tabela dada abaixo apresenta alguns valores de força no manche em função de V e da posição do C.G. (h):

Tabela 6.1

V (m/s)	Força no Manche Pe (N)			
	h = 0,20	h = 0,25	h = 0,3	H = 0,35
20,7	28,13	23,45	18,78	14,10
37,07	31,25	26,57	21,90	17,22
53,43	36,13	31,46	26,78	22,11
69,79	42,79	38,11	33,44	28,76
86,16	51,21	46,54	41,86	37,19

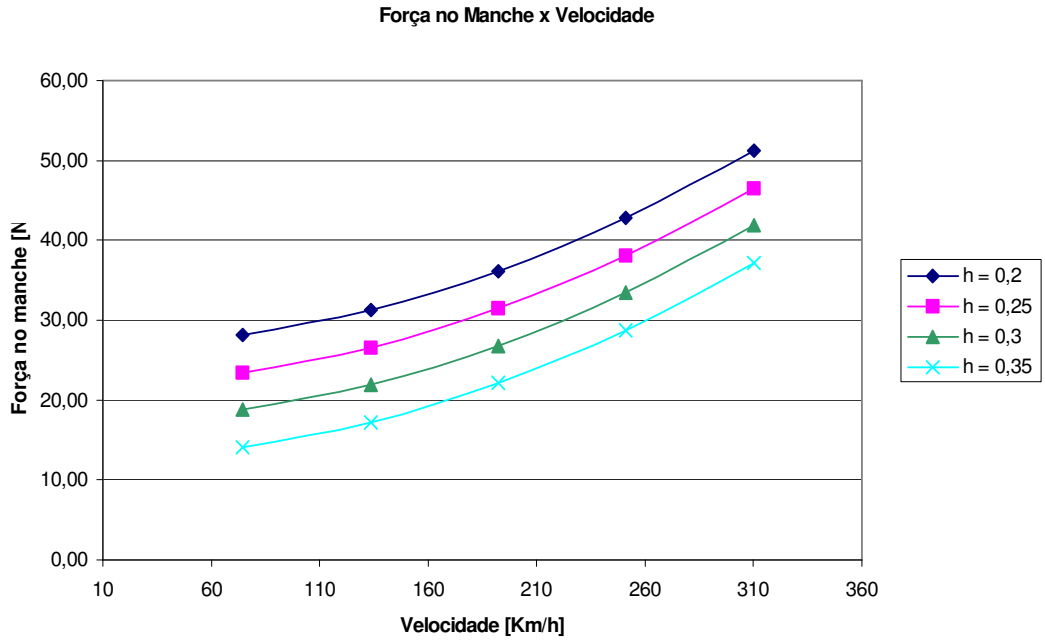


Gráfico 6.1

7) <u>Cálculo da Deflexão do Manche Normalizada pelo Acréscimo de Fator de Carga (n-1) para os Seguintes Valores de h: 0,20; 0,25; 0,30; 0,35</u>

A deflexão do manche pode ser normalizada pelo acréscimo do fator de carga a partir da equação dada a seguir:

$$Q_1 = \frac{(h_m - h)}{\overline{V} \cdot a_2 \cdot m_e} \cdot \overline{C_L} \qquad \textbf{Equação 7.1}$$

Onde:

m_e – Razão de engrasamento

a_2 – Coeficiente dC_L/dh da empenagem horizontal

h_{mh} – Ponto de manobra manche fixo

S_t – Área da empenagem horizontal

I_t – Distância entre os C.A.s da asa e da empenagem

S – Área da asa

$\overline{\overline{c}}$ - corda média aerodinâmica da asa

$\overline{V}$ - Volume de cauda da aeronave

h – Posição do Centro de Gravidade da Aeronave

Sendo:

$h_m = 0{,}6449$

$S_t = 1{,}80\ m^2$

$I_t = 3{,}60\ m$

$S = 8{,}42\ m^2$

$$\overline{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot \overline{\overline{c}}} = 0{,}810$$

$m_e = 2{,}5$

$a_2 = 1{,}9208\ rad^{-1}$

Logo,

$$Q_1 = [(0{,}6449 - h)/3{,}89]\overline{C_L} \qquad \textbf{Equação 7.2}$$

Na tabela apresentada a seguir estão dispostos alguns valores de deflexão do manche normalizada em função de $\overline{C_L}$ e da posição do C.G. (h):

Tabela 7.1

$\overline{C_L}$ / C_L	Deflexão do Manche Normalizada Q1			
	h = 0,20	**h = 0,25**	**h = 0,3**	**h = 0,35**
0,249	0,03	0,03	0,02	0,02
0,883	0,10	0,09	0,08	0,07
1,517	0,17	0,15	0,13	0,12
2,151	0,25	0,22	0,19	0,16
2,786	0,32	0,28	0,25	0,21

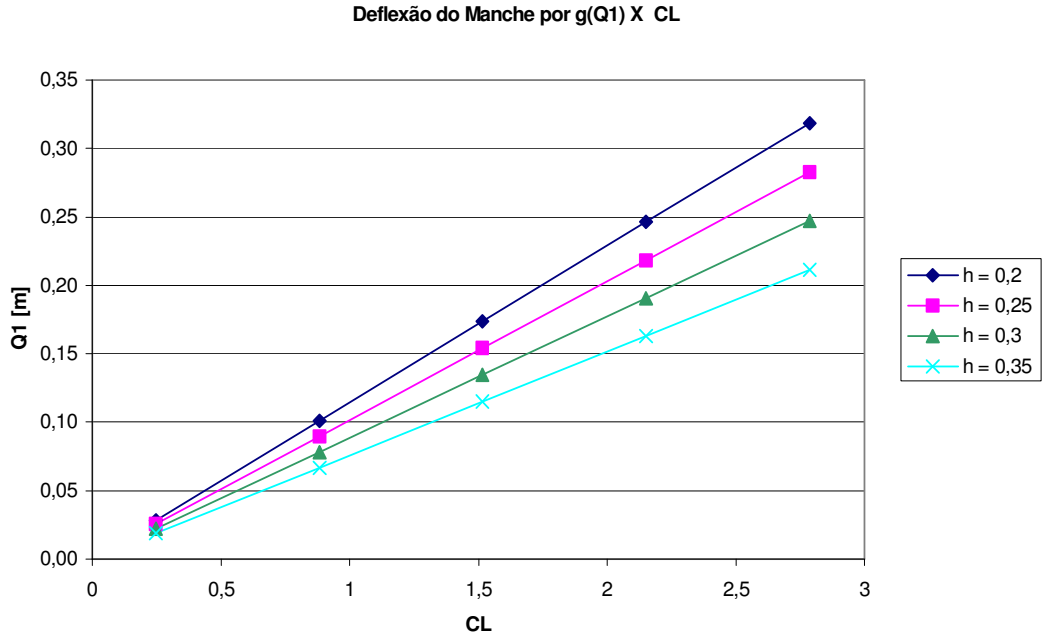


Gráfico 7.1

8) <u>Cálculo da Força no Manche Normalizada por "g" para os Seguintes Valores de h: 0,20; 0,25; 0,30; 0,35</u>

A força no manche pode ser normalizada pela aceleração gravitacional através da equação dada a seguir:

$$Q_2 = -m_e \cdot S_\eta \cdot \bar{\bar{c}}_\eta \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \cdot \frac{b_2}{\bar{V} \cdot a_2} \cdot (h_m' - h) \qquad \textbf{Equação 8.1}$$

Onde:

m_e – Razão de engrasamento

S_h – Área do Profundor

$\bar{\bar{c}}_\eta$ - corda média aerodinâmica do profundor

a_2 – Coeficiente dC_L/dh da empenagem horizontal

b_2 – Coeficiente dC_H/dh da empenagem horizontal

$\bar{V}$ - Volume de cauda da aeronave

S_t – Área da empenagem horizontal

S_h – Área do Profundor

I_t – Distância entre os C.A.s da asa e da empenagem

S – Área da asa

$\bar{c}$ - corda média geométrica da asa

h_m' – Ponto de manobra manche fixo

W – Peso da aeronave

Sendo:

$S_t = 1{,}80$ m²

$I_t = 3{,}60$ m

$S = 8{,}42$ m²

$\bar{\bar{c}} = 0{,}95$ m

$m_e = 2{,}5$

$$\overline{V} = \frac{S_t \cdot I_t}{S \cdot \overline{\overline{c}}} = 0{,}810$$

$a_2 = 1{,}9208\ rad^{-1}$

$W = m.g = 705\ kg.9{,}81\ m/s^2 = 6916{,}05\ N$

$b_2 = -0{,}4482\ rad^{-1}$

$S_h = 0{,}67\ m^2$

$\overline{\overline{c_\eta}} = 0{,}236\ m$

$h_m' = 0{,}5310$

Logo:

$Q_2 = 49{,}67 - 93{,}54h$ **Equação 8.2**

Na tabela apresentada abaixo estão dispostos alguns valores de deflexão do manche normalizada em função de Q_2 e da posição do C.G. (h):

Tabela 8.1

	h = 0,20	**h = 0,25**	**h = 0,3**	**h = 0,35**
Q_2(N/g)	30,962	26,285	21,608	16,931

Observa-se que o valor de Q2 se mantém constante com a variação da velocidade.

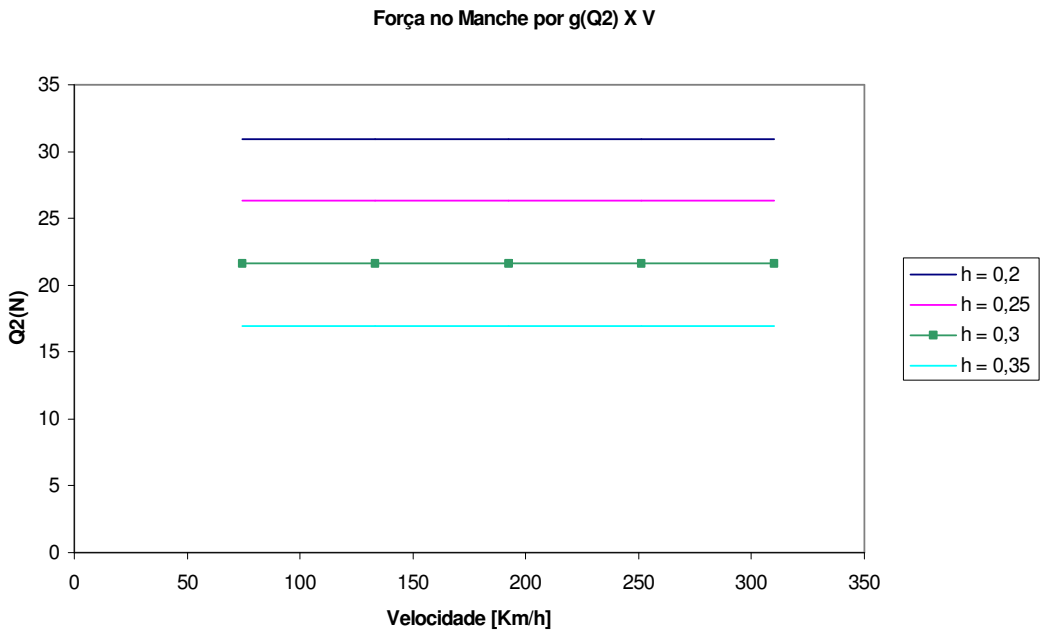

Força no Manche por g(Q2) X V
Q2(N)
Velocidade [Km/h]
0
5
10
15
20
25
30
35
0
50
100
150
200
250
300
350
h = 0,2
h = 0,25
h = 0,3
h = 0,35

Gráfico 8.1

9) <u>Análise dos Resultados Obtidos</u>

Primeiramente, analisemos as posições dos Pontos Neutros e de Manobras:

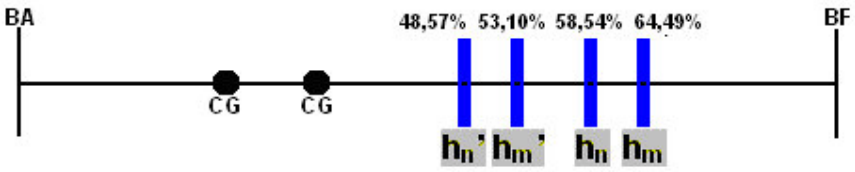


Figura 9.1

Analisando a figura 9.1, vemos que mesmo a posição mais traseira do C.G. nunca será maior do que qualquer um dos Pontos Neutros e de Manobras. A hipótese Manche Livre é a condição crítica de operação da aeronave, já que é a mais próxima do limite superior do C.G.. Entretanto, como já dito anteriormente, esta condição nunca será atingida, isto é, a margem estática manche livre será sempre positiva. Por este motivo, sempre que a aeronave sofrer um distúrbio longitudinal, ela terá a tendência de retornar ao equilíbrio.

Analisando o gráfico 5.1, vemos que quanto mais próximo o CG estiver do bordo de fuga, menores as deflexões no profundor necessárias para manter o vôo nivelado. Vemos também que somente a curva de h=20 ultrapassará o limite de –30°, próxima a situação de estol. Nesta situação o piloto será incapaz de manter o vôo nivelado. Para contornar este problema será necessário o uso de compensadores. Estes dispositivos também serão úteis para que o piloto não tenha que voar o tempo todo atuando o profundor para manter o vôo equilibrado. Como podemos observar no gráfico, todas as curvas estão na região onde são necessárias deflexões negativas do profundor para manter o equilíbrio.

O gráfico 6.1 indica a força que o piloto deve fazer no manche para manter o vôo nivelado. O valor dessa força deve ser no máximo 5kgf(aprox. 50N). Analisando as curvas, vemos que todas elas se encontram dentro deste limite,o que é muito satisfatório. Ainda neste gráfico, pode-se observar que a medida em que a velocidade

aumenta e que o CG recua em direção ao bordo de ataque, maiores são as forças necessárias para o piloto.

A análise do gráfico 7.1 indica o curso que o manche deve realizar, em metros, para variar o fator de carga em uma unidade. Este curso varia linearmente com o C_L e aumenta, quanto mais recuado estiver o CG. Como os cursos são relativamente pequenos, principalmente quando a aeronave se encontra em alta velocidade(baixos valores de C_L), o avião pode se tornar muito sensível.

O gráfico 8.1 indica a força no manche necessária para variar o fator de carga em uma unidade. A primeira observação que podemos fazer diz respeito às pequenas forças necessárias para realizar manobras. Assim como observamos que são necessárias pequenas deflexões no manche para realizar uma manobra, vemos agora que as forças envolvidas também são pequenas. Isto representa um conforto para o piloto, mas reforça a idéia de que a aeronave pode ser sensível a pequenas variações no manche.

Cálculos de Cargas

Parte 1

Cargas nas Asas

Cargas ao longo da envergadura – Método proporcional das áreas.

As cargas sobre as asas serão:

$$P = (P_t - P_A + P_E) \cdot n_1 \cdot F_S \cdot F_Q$$ (eq. 1) Carga final

Onde:

P_T – Peso total

P_A – Peso da asa

P_E – carga na empenagem dividida por $(n_1 \cdot F_S \cdot F_Q)$

n_1 – Fator de carga

F_S – Fator de segurança

F_Q – Fator de qualidade do material

P’ = P/2 (eq. 2) Parâmetro para calculo de carregamento

Carga (por envergadura) média:

$$q = \frac{P'}{b/2}$$ (eq. 3) Carga média

Carga por metro na raiz:

$$q_r = \frac{c_r}{c} \cdot q$$ (eq. 4) Carga na raiz

Carga por metro da ponta:

$$q_p = \frac{c_p}{c} \cdot q$$ (eq. 5) Carga na ponta *Carga por metro à 2,73 m da raiz (mudança de afilamento):*

$$q_m = \frac{c_m}{c} \cdot q$$ (eq. 6) Carga à c_m

Esforço Cortante e Momento Fletor:

Esforço Cortante:

$$Q_{x1} = \left(\frac{q_m - q_p}{l_1} \right) \cdot \frac{x_1^2}{2} + q_p \cdot x_1$$ (eq.7) Cortante ate x_1

$$Q_{x2} = \left(\frac{q_r - q_m}{l_2} \right) \cdot \frac{x_2^2}{2} + q_m \cdot x_2 + Q_{x1}$$ (eq. 8) Cortante de $x_1 - x_2$

Momento Fletor:

$$M_{fx1} = \left(\frac{q_m - q_p}{l_1} \right) \cdot \frac{x_1^3}{6} + q_p \cdot \frac{x_1^2}{2}$$ (eq. 9)

$$M_{fx2} = \left(\frac{q_r - q_m}{l_2} \right) \cdot \frac{x_2^3}{6} + q_m \cdot \frac{x_2^2}{2} + M_{fx1} + Q_1 x_2$$ (eq. 10)

$P_A = 77$ kg

$P_E = 65$

$n_1 = 4$

$F_S = 1,5$

$F_Q = 1$

$\bar{c}$ = 0,95 m

c_r = 1,20 m

c_p = 0,65 m

c_m = 0,95m

x_1 = 0 -> 1,85 m

l_1 = 1,85 m

x2 = 0 ->2,18 m

l_2 = 2,18 m

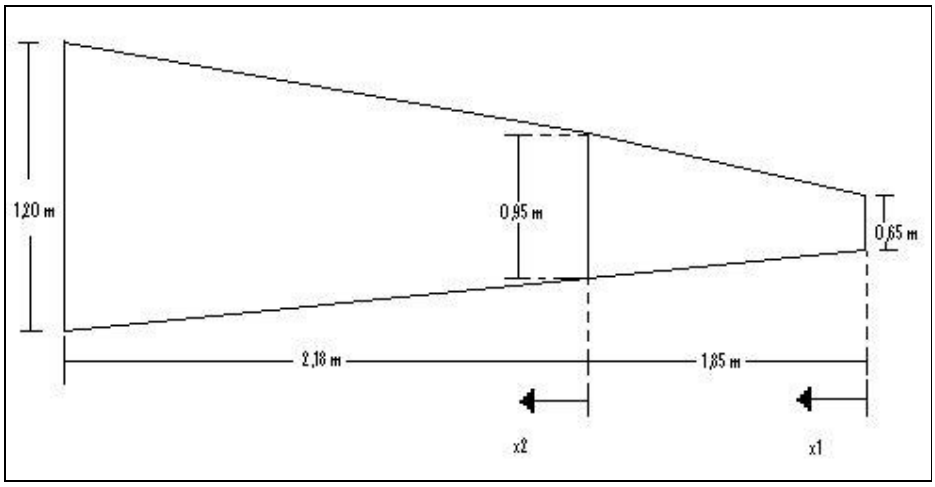


Figura 1: forma em planta da asa com os sistemas de coordenadas x1 e x2.

De posse agora dessas equações e dados da aeronave, desenvolveu-se um programa computacional para auxiliar nos cálculos. Nesses cálculos consideraram-se duas situações diferentes de carregamento, uma para o peso máximo tanque cheio e outra para tanque vazio. Os tanques ficam na raiz da asa e comportam uma carga de 128 kg, o peso máximo da aeronave tanque cheio é 705 kg.

A seguinte tabela foi gerada para as duas situações.

Tabela 1: esforço cortante e momento fletor ao longo da envergadura.

			P. max. s/ comb.		P. max. c/ comb.	
x(m)	x1	x2	Qx	Mx	Qx	Mx
0.00	0		0.00	0.00	0.00	0.00
0.15	0.15		41.29	3.08	50.04	3.73
0.30	0.3		84.09	12.46	101.93	15.11
0.45	0.45		128.42	28.38	155.65	34.40
0.60	0.6		174.25	51.06	211.21	61.89
0.75	0.75		221.61	80.73	268.61	97.86
0.90	0.9		270.48	117.62	327.84	142.57
1.05	1.05		320.87	161.95	388.92	196.30
1.20	1.2		372.77	213.96	451.83	259.33
1.35	1.35		426.20	273.86	516.58	331.94
1.50	1.5		481.14	341.89	583.17	414.40
1.65	1.65		537.59	418.28	651.60	506.99
1.80	1.85	0	615.22	533.51	745.70	646.66
1.95		0.145	672.89	626.89	685.11	627.78
2.10		0.29	731.35	728.69	755.98	732.24
2.25		0.435	790.61	839.02	827.81	847.06
2.40		0.58	850.67	958.01	900.61	972.36
2.55		0.725	911.54	1085.76	974.38	1108.28
2.70		0.87	973.20	1222.39	1049.12	1254.97
2.85		1.015	1035.66	1368.02	1117.81	1405.55
3.00		1.16	1098.93	1522.77	1187.47	1567.18
3.15		1.305	1162.99	1686.75	1258.10	1739.99
3.30		1.45	1227.86	1860.08	1329.70	1924.14
3.45		1.595	1293.52	2042.87	1402.27	2119.76
3.60		1.74	1359.99	2235.24	1475.81	2326.98
3.75		1.885	1427.25	2437.30	1550.32	2545.96
3.90		2.03	1495.32	2649.18	1625.80	2776.83
4.05		2.175	1564.19	2870.99	1702.25	3019.74

Cargas ao longo da envergadura – Método Stender.

Nesse método a distribuição das cordas se apresenta como a edia geométrica entre a distribuição real e a distribuição em forma de elipse.

Supondo a forma em planta as asa como sendo elíptica, onde:

2a= envergadura

S= área da asa (elíptica) = S real

Temos:

$S = \pi ad$ (eq. 11) área da elipse.

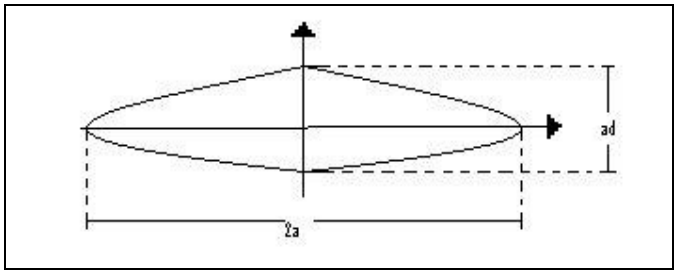


Figura 2: elementos de uma elipse para o calculo da área.

As cordas da asa de Stender são determinadas a segueir:

$C_{eq.} = \sqrt{C_{el} \cdot C_{real}}$ (eq. 12) corda equivalente.

Onde:

Ceq. = corda da asa de Stender

Cel. = corda da asa elíptica

Creal = corda da asa real

Os valores de Cel. serão calculados da seguinte forma:

$S = \pi ad$ = S real = 8,42

a = 4,585m d = 0,58m

Sendo a equação da elipse:

$$\frac{x_0^2}{d^2} + \frac{y^2}{d^2} = 1$$ (eq. 13) equação da elipse.

Como demonstrado a disposição dos eixos coordenados da planta da asa na figura 1, temos:

$$x_0 = a - x \rightarrow x_0 = 4{,}58 - x$$

$$\frac{y^2}{d^2} = 1 - \frac{x_0^2}{a^2} \rightarrow \frac{y^2}{d^2} = \frac{a^2 - x_0^2}{a^2} \rightarrow y = \frac{d}{a} \cdot \sqrt{a^2 - x_0^2}$$

Como y é a metade da corda da elipse em cada estação ao longo da semi-envergadura.

Então:

Cel = 2 x y

Com isso podemos montar a tabela abaixo.

Tabela 2: determinação das cordas de Stender

estação	x1	x2	C el	C real	C eq
1	0.00		0.00	0.65	0.00
2	0.37		0.69	0.71	0.70
3	0.74		0.80	0.77	0.79
4	1.11		0.89	0.83	0.86
5	1.48		0.96	0.89	0.93
6	1.85	0.00	1.02	0.95	0.99
7		0.37	1.07	0.99	1.03
8		0.74	1.11	1.03	1.07
9		1.11	1.13	1.08	1.11
10		1.48	1.15	1.12	1.14
11		1.85	1.17	1.16	1.16
12		2.18	1.17	1.20	1.18

Obtida a distribuição das cordas, podemos definir a seguinte distribuição de cargas:

$$Pi = Ceq. \cdot \frac{P}{S}$$ (eq. 14) carga na estação i da asa

A equação para o esforço cortante é dada a seguir:

$$Qi = (P_i + P_{i-1}) \cdot \frac{d}{2} + Q_{i-1}$$ (eq. 15) esforço cortante

Onde $d = x_i - x_{i-1}$

A equação para o calculo do momento fletor é dada a seguir:

$$M_{Fi} = (Q_i - Q_{i-1}) \cdot \frac{d}{2} + M_{i-1}$$ (eq. 16) momento fletor

Com estas equações montamos a tabela a seguir:

Tabela 3: esforço cortante e momento fletor ao longo da envergadura.

estação	x	x1	x2	C eq	Pi	Qi	Mi
1	0.00	0.00		0.00	0.00	0	0
2	0.37	0.37		0.70	364.94	66.8504	12.24566
3	0.73	0.74		0.79	410.03	208.8023	62.73972
4	1.10	1.11		0.86	448.71	366.1039	168.051
5	1.47	1.48		0.93	482.99	536.7689	333.4393
6	1.83	1.85	0.00	0.99	513.85	719.3646	563.5378
7	2.20		0.37	1.03	537.07	911.8666	862.3467
8	2.56		0.74	1.07	557.79	1112.419	1233.155
9	2.93		1.11	1.11	576.22	1320.141	1678.752
10	3.30		1.48	1.14	592.47	1534.216	2201.613
11	3.66		1.85	1.16	606.60	1753.856	2803.922
12	4.03		2.18	1.18	617.40	1978.063	3487.535

A partir das tabelas geradas pelo método das áreas proporcionais e pelo método de Stender temos os seguintes gráficos:

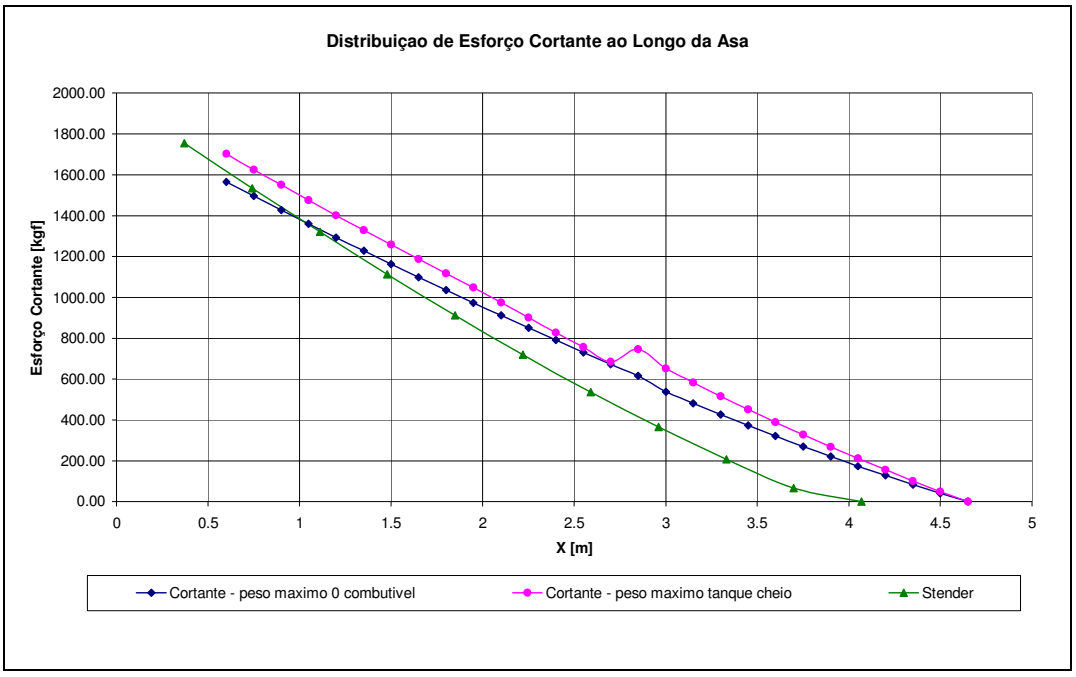


Figura 3: Gráfico de esforço cortante ao longo da envergadura.

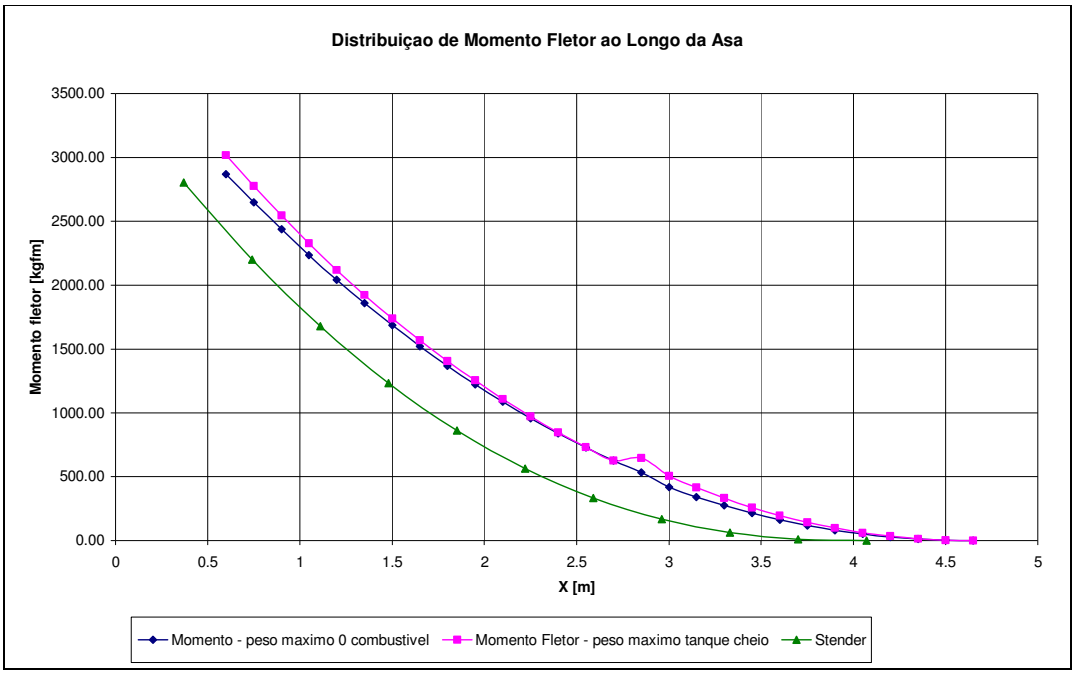


Figura 4: gráfico de momento fletor ao longo da envergadura.

Torção da Asa:

O primeiro passo é dividir a em seções ao longo da envergadura e determinar a corda em cada uma dessas seções, como realizado anteriormente para o método Stender.

Formula geral:

$$M_t = \frac{1}{2}\rho \cdot Cm \cdot S \cdot V^2 \cdot c \qquad \text{(eq. 17)}$$

$$M_t = Cm \cdot q \cdot S \cdot c \qquad \text{(eq. 18)}$$

Onde:

$$q = \frac{1}{2}\rho \cdot q \cdot S \cdot c$$

$$\Delta M_t = Cmi \cdot q \cdot b \cdot \frac{\Delta b}{b} \cdot \left(\frac{c_i + c_{i-1}}{2} \right)^2 \qquad \text{(eq.19)}$$

Cm é tirado diretamente das curvas do perfil

Cm = 0,0625

O Mt máximo ocorre sob Vmáx = VD

Vmáx = 370,8 km/h ou 103 m/s

A partir da equação 19 podemos gerar a seguinte tabela.

Tabela 4: momento torçor na asa.

Estação	Ci	Δ Mti	Δ ' Mti
1	0,65	1,60	2,40
2	0,71	7,02	10,53
3	0,77	8,31	12,47
4	0,83	9,71	14,57
5	0,89	11,23	16,84
6	0,95	12,85	19,27
7	0,99	14,32	21,48
8	1,03	15,60	23,39
9	1,08	16,93	25,39
10	1,12	18,32	27,47
11	1,16	19,76	29,64
12	1,20	21,17	31,76

Com os dados da tabela 4 geramos o seguinte gráfico:

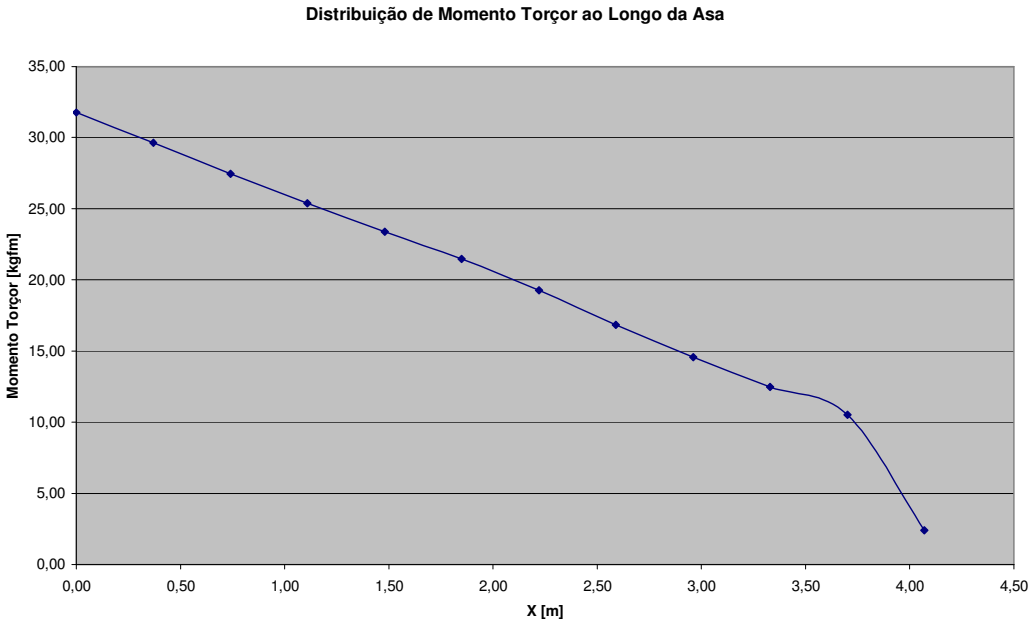


Figura5: gráfico do momento troçor ao longo da envergadura

Parte 2

Cargas nas Empenagens

1) Introdução

As cargas na empenagem horizontal podem ser consideradas um dos aspectos mais importantes da análise de cargas de uma aeronave, isto porque seua influência no projeto de outras partes da aeronave é bastante significativa. Dentre as principais partes que são afetadas pelas cargas na empenagem horizontal de uma aeronave, pode-se citar:

- A própria empenagem horizontal e o profundor;
- A estrutura traseira da fuselagem
- A seção central da fuselagem
- Os mecanismos de comando

O objetivo do engenheiro de cargas deve se obter o envelope de cargas da empenagem horizontal, o qual define as combinações de força e momento que atuam na empenagem horizontal nas situações criticas.

As causas das cargas da empenagem horizontal são:

- Cargas de Balanceamento
- Cargas de Manobra
- Cargas de Rajada

1.1) Cargas de Equilíbrio na Empenagem Horizontal para vôo com fator de carga igual a um.

Pelos cálculos de estabilidade e controle tems-se que o coeficiente de sustentação na empenagem para vôo equilibrado é dado por:

$$P = \frac{1}{2}\rho.V^2.S_{EH}\left(\frac{C_{M0} + C_L(h - h_0)}{\bar{V}}\right) \qquad (1)$$

Sendo

$$C_L = \frac{2W}{\rho.S.V^2} \qquad (2)$$

Pela equação verifica-se que pode ser calculada a carga na empenagem para cada posição do CG. Pelo gráfico do Passeio obtem-se as seguintes posições de CG:

2 Piloto e tanque Cheio (h=0,2608)

1 Piloto e tanque Cheio (h=0,3041)

2 Pilotos e tanque vazio (h=0,2805)

1 Piloto e tanque vazio (h=0,2585)

Pelos Cálculos de estabilidade e Controle tem-se também:

Coeficiente de Volume de cauda horizontal=1,097

Centro aerodinâmico da aeronave h0=0,263

Coeficiente de Momento Cm0=-0,006

Através da equação (1) pode-se fazer a tabela1 , na qual verifica-se a variação da cargas de equilíbrio na empenagem horizontal.

Tabela 1: Cargas de Equilibrio na empenagem horizontal para vôo com fator de carga igual a um [kgf]

	Velocidades [m/s]	30,5	40	50	60	70	80	90	103
h= W[kg]=	0,2608 706,86	-6,1	-10,3	-15,9	-22,7	-30,8	-40,2	-50,8	-66,4
h= W[kg]=	0,3041 612,86	-0,9	-5,1	-10,7	-17,5	-25,6	-35,0	-45,6	-61,2
h= W[kg]=	0,2805 578,14	-3,8	-8,0	-13,6	-20,5	-28,6	-37,9	-48,5	-64,2
h= W[kg]=	0,2585 498,14	-6,2	-10,4	-16,0	-22,9	-31,0	-40,3	-50,9	-66,6

Carga máxima=	-66,6 kgf

1.2) Cargas de Equilíbrio na Empenagem Horizontal para vôo com fatores de carga Limites

Pelos cálculos de estabilidade e controle tems-se que o coeficiente de sustentação na empenagem para vôo equilibrado é dado por:

$$P = \frac{1}{2}\rho.V^2.S_{EH}\left(\frac{C_{M0} + C_L(h - h_0)}{\bar{V}}\right) \qquad (3)$$

Sendo

$$C_L = \frac{2.n.W}{\rho.S.V^2} \qquad (4)$$

Pela equação verifica-se que pode ser calculada a carga na empenagem para cada posição do CG. Através da equação (3) pode-se fazer a tabela 2, na qual se verifica a variação das cargas de equilíbrio na empenagem horizontal.

1.3) Acréscimo de Carga na Empenagem Horizontal Devido à Manobra

As Cargas devido a manobras serão determinadas segunso o requisito FAR-PART 23.423(d).

$$\Delta P = \Delta n..W\left[\frac{\bar{hc}}{lt} - \frac{S_{EH}.a_1}{S.a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) - \rho\left(\frac{S_{EH}.a_{EH}.lt.g}{2.W}\right)\right] \qquad (5)$$

Sendo, lt a distância entre o centro aerodinâmico da aeronave (sem levar em consideração a empenagem horizontal), Δn o acréscimo de carga devido à manobra.

A tabela 3 apresenta os valores de acréscimo de carga na empenagem devido a manobra, de acordo com a formulação apresentada acima. Nesta tabela o valor do fator de carga igual a um até o fator de carga limite em cada velocidade.

Tabela 2: Cargas de Equilibrio na empenagem horizontal para vôo com fatores de cargas limites

	Velocidades [m/s]	30,5	40	50	60	70	85	90	103
	Fato de carga	1	1,73	2,7	3,8	3,8	4,1	3,8	3,8
h=	0,2608	-6,1	-10,5	-16,4	-23,6	-31,7	-41,1	-51,6	-67,3
W[kg]=	706,86								
h=	0,3041	-0,9	-1,5	-2,3	-3,8	-11,9	-19,8	-31,8	-47,5
W[kg]=	612,86								
h=	0,2805	-3,8	-6,6	-10,3	-14,9	-23,0	-31,8	-43,0	-58,6
W[kg]=	578,14								
h=	0,2585	-6,2	-10,7	-16,8	-24,1	-32,2	-41,7	-52,2	-67,8
W[kg]=	498,14								

Carga máxima=	-67,8 kgf

Tabela 3: Cargas de Equilibrio na empenagem horizontal para vôo com fatores de cargas limites

			V [m/s]	30,5	40	50	60	70	85	90	103
			n(+)	1	1,73	2,7	3,8	3,8	4,1	3,8	3,8
Peso		Condição	n(-)	estol	-1	-1,52	-1,52	-1,52	-2,06	-1,75	-0,85
H=	0,261	Positiva	Δn	0,0	0,7	1,7	2,8	2,8	3,1	2,8	2,8
W[kg]=	706,9		ΔP	0,0	-114,7	-267,1	-440,0	-440,0	-487,1	-440,0	-440,0
		Invertida	Δn	-	-2,0	-2,5	-2,5	-2,5	-3,1	-2,8	-1,9
			ΔP	-	314,3	396,0	396,0	396,0	480,8	432,1	290,7
h=	0,304	Positiva	Δn	0,0	0,7	1,7	2,8	2,8	3,1	2,8	2,8
W[kg]=	612,9		ΔP	0,0	-106,9	-248,8	-409,9	-409,9	-453,8	-409,9	-409,9
		Invertida	Δn	-	-2,0	-2,5	-2,5	-2,5	-3,1	-2,8	-1,9
			ΔP	-	292,8	368,9	368,9	368,9	447,9	402,5	270,8
h=	0,281	Positiva	Δn	0,0	0,7	1,7	2,8	2,8	3,1	2,8	2,8
W[kg]=	578,1		ΔP	0,0	-108,2	-252,0	-415,0	-415,0	-459,5	-415,0	-415,0
		Invertida	Δn	-	-2,0	-2,5	-2,5	-2,5	-3,1	-2,8	-1,9
			ΔP	-	296,5	373,5	373,5	373,5	453,6	407,6	274,2
h=	0,259	Positiva	Δn	0,0	0,7	1,7	2,8	2,8	3,1	2,8	2,8
W[kg]=	498,1		ΔP	0,0	-107,5	-250,4	-412,4	-412,4	-456,6	-412,4	-412,4
		Invertida	Δn	-	-2,0	-2,5	-2,5	-2,5	-3,1	-2,8	-1,9
			ΔP	-	294,6	371,1	371,1	371,1	450,7	405,0	272,5

Cargamáxima Positiva=	480,8
Cargamáxima Negativa=	-487,1

1.4) Carga Total na Empenagem Horizontal

A carga total da empenagem horizontal durante as manobras será então determinada de acordo com o requisito FAR-PART 23.423 (d). Segundo tal item as cargas de manobra sevem ser considerada (a) para manobras que partem da condição de faor de carga igual a um até a condição de fator de carga limite, como também(b) para manobras que partem de fator de carga limite. Desta forma, no presente caso, para se obter tais resultados deve-se fazer:

a) Somatório entre o valor da carga de equilíbrio para vôo com fator de carga unitário e o valor do acréscimo de carga à manobra, Isto nada mais somar a Tabela 1 + Tabela 3, na qual dará a tabela 4.

b) Diferença entre o valor da carga de equilíbrio para vôo com fator de carga limite e valor do acréscimo de carga devido à manobra. Isto é representado pela subtração da tabela 2-tabela3, na qual resultará na tabela 5.

Tabela 4: Cargas total na empenagem horizontal devido a manobras que Partem da condição de fator de carga um para a condição de fator de carga limite

Peso		Condição	30,5	40	50	60	70	85	90	103
h=	0,261	Positiva	-6,1	-125,0	-283,0	-462,7	-470,8	-527,3	-490,7	-506,4
W[kg]=	706,9	Invertida	-	304,0	380,1	373,2	365,1	440,6	381,3	224,3
h=	0,304	Positiva	-0,9	-111,9	-259,5	-427,4	-435,5	-488,8	-455,4	-471,1
W[kg]=	612,9	Invertida	-	287,7	358,2	351,3	343,2	412,9	357,0	209,6
h=	0,281	Positiva	-3,8	-116,2	-265,6	-435,5	-443,6	-497,4	-463,6	-479,2
W[kg]=	578,1	Invertida	-	288,5	359,9	353,1	345,0	415,7	359,1	210,1
h=	0,259	Positiva	-6,2	-117,9	-266,4	-435,3	-443,4	-496,9	-463,3	-479,0
W[kg]=	498,1	Invertida	-	284,1	355,1	348,3	340,2	410,3	354,1	205,9

Carga máxima Positiva=	**440,6**
Carga máxima Negativa=	**-527,3**

Tabela5: Cargas total na empenagem horizontal devido a manobras que Partem da condição de fator de carga limite até a condição de fator de carga igual a um

Peso		Condição	30,5	40	50	60	70	85	90	103
h=	0,261	Positiva	-6,1	-125,2	-283,5	-463,5	-471,7	-528,2	-491,6	-507,2
W[kg]=	706,9	Invertida	-	303,8	379,6	372,4	364,3	439,7	380,5	223,4
h=	0,304	Positiva	-0,9	-108,3	-251,2	-413,6	-421,7	-473,5	-441,7	-457,3
W[kg]=	612,9	Invertida	-	291,3	366,6	365,1	357,0	428,2	370,7	223,3
h=	0,281	Positiva	-3,8	-114,8	-262,3	-430,0	-438,1	-491,3	-458,0	-473,7
W[kg]=	578,1	Invertida	-	289,9	363,3	358,6	350,5	421,8	364,6	215,6
h=	0,259	Positiva	-6,2	-118,2	-267,1	-436,5	-444,6	-498,3	-464,5	-480,2
W[kg]=	498,1	Invertida	-	283,8	354,4	347,0	338,9	409,0	352,9	204,7

Carga máxima Positiva=	**439,7**	**kgf**
Carga máxima Negativa=	**-528,2**	**kgf**

Realizando um análise dos resultados de carrgamento obtidos para a empenagem horizontal (tabela 1, 2, 3, 4 e 5) apresenta os seguintes valores de cargas limites:

- Carga máxima positiva: 440,6kgf a 85m/s com W=706,9kg, executando uma manobra que parte do vôo com fator de carga igual a um até vôo com fator de carga limite.
- Carga máxima negativa: -528,2 kgf a 85m/s com W=706,9kg executando uma manobra que parte do vôo com fator de carga limite até o fator de carga igual a um.

1.5) Carga Devido à Rajada na Empenagem Horizontal

As cargas de rajada na empenagem horizontal serão determinadas de acordo com o item JAR-VLA 425 do requisito JAR-VLA. De acordo com tal item as cargas de rajada na empenagem horizontal devem ser determinadas para a condição de vôo sem flape com velocidades de rajada conforme estabelecidas para a confecção do diagram V-n.

Tal item apresenta uma formulação para determinação do acréscimo de carga na empenagem horizontal devido à rajada.

$$\Delta P_U = \frac{kgU_{de}.V.a_1 S_{EH}}{16{,}3}\left(1-\frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \qquad (6)$$

Onde Ude representa a velocidade de rajada que é constante e iqual a 15,24m/s de acordo com a FAR-PART 23.333(c), e kg é determinado de acordo com FAR-PART 23.341(b).

A tabela 6 apresenta os valores de acréscimo de carga na empenagem horizontal devido à rajada, para vôo sem flape e velocidade de rajada de acordo com o diagrama V-n.

Tabela 6: Acréscimo devido a carga devido a Rajada

	V[m/s]	30,5	40	50	60	70	80	90	103
h=	0,261	81,5	106,8	133,5	160,3	187,0	213,7	240,4	275,1
W[kg]=	706,9								
h=	0,304	79,9	104,8	131,0	157,2	183,4	209,7	235,9	269,9
W[kg]=	612,9								
h=	0,281	79,3	103,9	129,9	155,9	181,9	207,9	233,9	267,7
W[kg]=	578,1								
h=	0,259	77,4	101,5	126,9	152,3	177,7	203,0	228,4	261,4
W[kg]=	498,1								

A carga total na empenagem horizontal (tabela 7) em rajada é adição do acréscimo de carga devido à rajada com a carga de equilíbrio na empanagem horizontal para vôo com fator de carga unitário (tabela1 + tabela 6=tabela7)

Tabela 7: Carga Total na Empenagem Horizontal

	Velocidades [m/s]	30,5	40	50	60	70	80	90	103
h=	0,261	75,4	96,6	117,7	137,5	156,1	173,5	189,6	208,7
W[kg]=	706,9								
h=	0,304	79,0	99,8	120,4	139,7	157,8	174,7	190,3	208,7
W[kg]=	612,9								
h=	0,281	75,4	95,9	116,3	135,4	153,3	170,0	185,4	203,5
W[kg]=	578,1								
h=	0,259	71,2	91,1	110,9	129,4	146,7	162,7	177,5	194,8
W[kg]=	498,1								
Carga máxima Positiva=		208,7	kgf						

Analisando os valores obtidos para carga total na empenagem horizontal durante rajada fornece o seguinte valor de carga máxima:

Carga máxima positiva: 208,7 kgf a VD com W=706,9kg e 612,9kg; sofrendo rajada positiva.

1.6) Limites de Carga na Empenagem Horizontal

Os limites de carga na empenagem horizontal serão então (analisando-se os itens 1.4 e 1.5):

- Carga máxima positiva: 440,6kgf a 85m/s com W=706,9kg, executando uma manobra que parte do vôo com fator de carga igual a um até vôo com fator de carga limite.
- Carga máxima negativa:528,2 kgf a 85m/s com W=706,9kg executando uma manobra que parte do vôo com fator de carga limite até o fator de carga igual a um.

1.7) Cargas Assimétricas na Empenagem Horizontal

A distribuição assimétrica na empenagem horizontal será determinada de acordo com o item FAR-PART 23.427(b). De acordo com este requisito, a distribuição assimétrica de cargas na empenagem horizontal obedecerá:

1) 100% de carga máxima devido ao vôo seimétrico (atuando sobre cada semi-envergadura) aplicado no centro de pressão de um lado da empenagem;

2) 100-10(n-1)% da carga máxima devido ao vôo simétrico (atuando sobre cada semi-envergadura) aplicado no centro de pressão do outro lado da empenagem.

Para o presente caso, ter-se-á duas situações de carregamento máximo, cargas positivas e cargas negativas.

Para as cargas positivas ter-se-á:

$$P' = \frac{440,6}{2} = 220,3kgf$$

$$P'' = [100 - 10(3,8 - 1)]\% * 440,6 = 317,23kgf$$

Para as cargas negativas ter-se-á:

$$P' = \frac{528,2}{2} = 264,1kgf$$

$$P'' = [100 - 10(3,8 - 1)]\% * 528,2 = 380,34kgf$$

1.8) Distribuição de cargas na Empenagem Horizontal

Como a longarina da empenagem horizontal será simétrico, seu dimensionamento poderá ser feito tomando–se apenas o modulo da maior carga existente nesta empenagem.

1.8.1) Cargas de Manobra

Características da Empenagem horizontal:

- Área: 1,8 m²
- Alongamento: 2,93
- Envergadura: 2,30 m
- Corda na raiz: 0,96 m
- Corda na ponta: 0,60 m
- Corda média geométrica: 0,78m
- Enflechamento no bordo de ataque: 14º

A localização das longarinas nesta empenagem e a distribuição de cagas de manobras previstas na Tabela 2 do Apêndice A do FAR-PART23 esá apresentada na Figura abaixo.

Desta forma podem-se calcular as parcelas de carga que cada longarina suporta durante a aplicação da carga na empenagem horizontal, sendo:

$$\frac{w}{2}0{,}6c + \frac{w}{2}0{,}4c = P = 528{,}2$$

$$w = 1{,}3543 kgf\ /\ mm$$

$$w' = \frac{265{,}2.w}{0{,}6c} = 0{,}7674 \text{kgf/mm}$$

Assim:

$$S_1 = \frac{w'}{2}265{,}2 = 101{,}76 kgf \qquad \text{e}$$

$$S_2 = \frac{(w'+w)}{2}(0{,}6c - 265{,}2) + \frac{w}{2}0{,}4c = 426{,}41 \text{kgf}$$

1.8.2) Cargas de Rajada

A distribuição de carga de rajada prevista na tabela 2 do Apêndice A do FAR-PART23 está apresentada a figura abaixo:

Desta forma pode-se calcular as parcelas de carga que cada longarina suporta durante a aplicação da carga na empenagem horizontal, sendo:

$$\frac{(4w+w)}{2}\frac{c}{4}+\frac{w}{2}\frac{3c}{4}=P=208{,}6kgf$$

$$w=0{,}2674\text{kgf/mm}$$

$$w'=\frac{514{,}8w}{\frac{3c}{4}}=0{,}2353\text{kgf/mm}$$

Assim:

$$S_1=\frac{(4w+w)}{2}\frac{c}{4}+\frac{(w+w')}{2}61{,}45=145{,}803\text{kgf} \qquad \text{e}$$

$$S_2=\frac{w'}{2}\left(\frac{3c}{4}-61{,}45\right)=61{,}6\text{kgf/mm}$$

1.8.3) Esforços nas Longarinas

Pelos itens acima, observa-se que a longarina traseira deverá ser dimensionada pelas cargas da manobra e longarina dianteira pelas cargas de rajada.

2) Cargas Na Empenagem Vertical

2.1) Cargas de Manobra na Empenagem Vertical

De acordo como parágrafo FAR-PART 23.441 e considerando a Figura A5 do Apêndice A deste mesmo regulamento, a carga média de manobra pode ser calculada através da seginte equação:

$$P=S_{EV}\,0.534.n.\frac{W}{S}$$

Onde n representa o fator de carga limite.

A área da empenagem vertical a ser considerada para os cálculos de cargas será de 1,2 m2, de acordo com ficha técnica da aeronave.

Sendo assim tem-se:

$$\text{P=1,2*0,534*4,1*}\frac{706{,}41}{8{,}42}\text{=220,42kgf}$$

2.2) Cargas de Rajada na Empenagem Vertical

As cargas de rajada na empenagem vertical devem ser determinadas de acordo com o parágrafo FAR_PART 23.443. Este prevê que tais cargas devem ser calculadas com a aeronave em côo não acelerado na velocidade de cruzeiro (Vc) sofrendo uma rajada de 15,24m/s (FAR-PART 23.443c).

$$P_{UEV} = \frac{k_{gt} U_{de} V (a_1)_{EV} S_{EV}}{16,3}$$

Sendo

$k_{gt} = \frac{0,88\mu_{gt}}{5,3 + \mu_{gt}}$, fator de alivio de rajada lateral

$$\mu_{gt} = \frac{2M}{\rho * \overline{c_{EV}} * g * (a_1)_{EV} * S_{EV}} \left(\frac{K}{l_{EV}} \right)^2$$

K = Raio de giração de guinada da aeronave

lEV= distância entre o centro de gravidade da aeronave e o centro aerodinâmico da empenagem vertical

M= massa da aeronave

O raio de giração da aeronave é igual a raiz quadrada da razão entre o momento de inércia e a massa da aeronave. Para o presente projeto, tal grandeza é igual a 1,12m.

Então:

$$\mu_{gt} = \frac{2 * 706,41}{1,225 * 0,93 * 9,81 * 2,79 * 1,2} \left(\frac{1,52}{4,072} \right)^2 = 51,65$$

e

$$k_{gt} = \frac{0,88 * 51,65}{5,3 + 51,65} = 0,798$$

$$P_{UEV} = \frac{0,798 * 15,24 * 69,5 * 2,79 * 1,2}{16,3} = 173 \text{kgf}$$

2.4) Distribuição de Cargas na Empenagem Vertical

A distribuição de cargas e esforços sobre a empenagem vertical, calculada pelo método de Stender, de acordo com a forma plana em planta da empenagem Vertical

Parte 3

Cargas no Trem de Pouso (Cargas de Aterragem)

Sabe-se que a função principal do trem de pouso é absorver a energia cinética da massa da aeronave com a velocidade de descida Vd. As cargas que resultam dependem das características de absorção de energia do conjunto pneu-amortecedor.

Os critérios para determinação das cargas nos trens de pouso de aeronaves de transporte não sofreram alterações desde a década de 50, com exceção da inclusão de termos que impõe a determinação das cargas através das respostas dinâmicas do trem de pouso (Oliveira).

A finalidade dos regulamentos é exigir que o trem de aterragem seja capaz de resistir a combinações de cargas verticais, horizontais e laterais, dentro de limites que a experiência mostra serem adequados.

Para a determinação das cargas no trem de pouso da aeronave em projeto serão utilizadas as considerações apresentadas pelo regulamento FAR-PART 23, parágrafo FAR-PART 23.473.

Em resumo, os parágrafos FAR-PART 23.479 até FAR-PART 23.485 determinam os critérios básicos a serem utilizados para a determinação das cargas devido ao pouso de aeronave (Oliveira).

Considerações a serem utilizadas:

- O peso da aeronave para o cálculo das cargas no trem de pouso deve ser o máximo de decolagem previsto no projeto (FAR-PART 23.473(a)), o qual para a aeronave RLF-01 Guaxinim é 704,9 kgf.
- A velocidade vertical durante o pouso pode ser calculada a partir da equação 1, devendo estar entre 2,13 e 3,05 m/s (FAR-PART 23.473(b)).

$$\mathbf{Vv = 0{,}61.\ (W/S)^{1/4} = 0{,}61.\ (704{,}9.9{,}81/8{,}42)^{1/4} = 3{,}26\ m/s} \qquad \mathbf{(eq1)}$$

- A sustentação da aeronave não deve exceder dois terços do seu valor máximo, e as reações no solo devem levar em consideração o alívio à sustentação (FAR-23.473(c)). Então, para o presente projeto, o valor máximo da sustentação será 469,933 kgf.
- A altura da queda da aeronave pode ser determinada a partir da equação 5.2, devendo estar entre 0,235 e 0,475 m (FAR-PART 23.473(d) / FAR-PART 23.725).

$$\mathbf{h = 0{,}0132.(W/S)^{1/2} = 0{,}120\ m} \qquad \mathbf{(eq2)}$$

O fator de carga de inércia utilizado não pode ser menor que 2,67 e o fator de carga das reações no solo não pode ser menor que 2,0 (FAR-PART 23.473(g)).

1. Fatores de Carga no Solo

De acordo com (Pazmany, 1963), a energia armazenada pelo trem de pouso é representada pela área da figura 1.

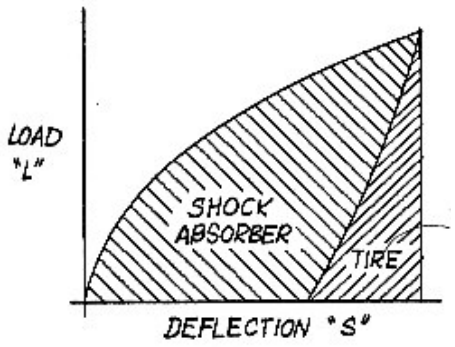


Figura 1 Absorção de Energia

1.1 Cálculo de absorção de energia da aeronave em projeto com as seguintes características:

Peso máximo de decolagem = **W = 704,9 kg = 1554,037 lb**

Capacidade de combustível = **133,3 kg = 293,891 lb**

Área alar = **S = 8,42 m^2 = 90,632 ft^2**

Fator de Carga utilizado = **n_z =3,0**

Peso de Pouso = **Pp =(Peso máximo de decolagem) – (0,25 x Peso de Combustível)**

Pp = 1554,037 lb – 0,25 x 293,891 lb **= 1480,56 lb**

Carga Alar = **W/S** = 1480,56 lb/90,632 ft^2 **= 16,33 lb/ft^2**

Peso em cada roda da aeronave = **P =** 1480,56 lb x 3,0 / 2 **= 2220,84 lb**

Selecionando o Tipo de Pneu (Pazmany, 1963, figura 4,47), **=** Tipo 5.00-5,6PR Tipo III e retirando o valor de 40 psi como referência tem-se:

Deflexão de impacto; para **P = 2220,84 lb é 2,3 in (0,1909 ft.).**

Considera-se a eficiência do pneu = **Kt = 0,45**

Considera-se a eficiência, para uma estrutura óleo pneumática utilizada neste projeto, **Ks = 0,75**

O valor da deflexão da estrutura (**ds**) é:

ds =0,30 x $(16, 33)^{1/2}$ – 0,25 x [(3,0 x 0,450) – 0,333] / (3,0 x 0,75) – 0,333 = **6,37 in**

Então a deflexão total é:

d_{Total} = 6,37 in + 2,3 in = **8,67 in**

Energia reserva **n_{zRE}** = 1,2 x 2220,84 = **2665,008 lb**

A partir da figura 4-50 (Pazmany, 1963) tem-se **dt = 0,22**

Então **d_{sRE}** = 0,43 x (16,33)1/2 – 0,22 (3,6 x 045) / 3,6 x 0,75 = **3,12 in**

Este valor para a deflexão total do trem de pouso é um valor aceitável para a categoria da aeronave em projeto (treinador).

A eficiência de vaiados tipos de absorção pode ser encontrada na tabela 1, abaixo:

Tabela1 Tipos de Absorção

Tipo de abosorção de shock	η
Pneus	0,47
Molas de Aço	0,50
Aneis de Borracha	0,60
Óleo-Pneumático	0,75

Tabela 2 Tipos pneus

Static Load	Tire Size	Ply Rating	Tire O. Diam.	Flat Tire Radius	Max. Tire Deflection
700	5.00-4	4	13.25	3.6	3.02
800	5.00-5	4	14.20	4.1	3.00
1100	6.00-6	4	17.50	4.5	4.25

Então, será adotado, para o presente projeto, como fator de carga das reações no solo o seguinte valor:

ng= 3,0

Então, o fator de carga de inércia que ainda atua no centro de gravidade da aeronave será:

ng = 3,0 + 0,67 = **3,67**

2. Casos Diversos de Aterragem

2.1. Aterrissagem em Atitude de Vôo Nivelado – Pouso de Pista

Configuração Convencional

A figura 2 mostra a configuração da aeronave em projeto para aterrissagem em atitude de vôo nivelado, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.479 (a)-1.

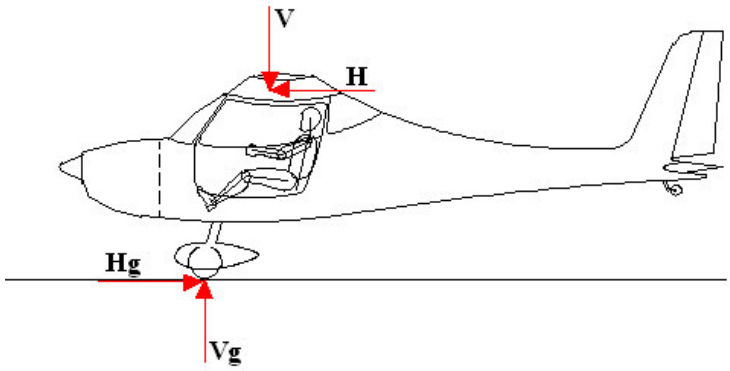


Figura 2 Aterrissagem em atitude de vôo nivelado
(Configuração Convencional)

a- Componente vertical no C.G. (Centro de Gravidade)

V = n.W = 3,67 x 704,9 = **2586,98 kgf**

b- Componente horizontal no C.G. (Centro de Gravidade)

H = 0,25.n.W = 0,25 x 3,67 x 704,9 = **646,74 kgf**

c- Componente vertical no solo (em cada roda)

Vg = ½.ng.W = ½ x 3,0 x 704,9 = **1057,35 kgf**

d- Componente horizontal no solo (em cada roda)

Hg = ½.0,25.ng.W = ½ x 0,25 x 3,0 x 704,9 = **264,33 kgf**

2.2. Aterrissagem em Três Pontos

Configuração Convencional

A figura 3 mostra a configuração da aeronave em projeto para aterrissagem em três pontos, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.481 (a)-1

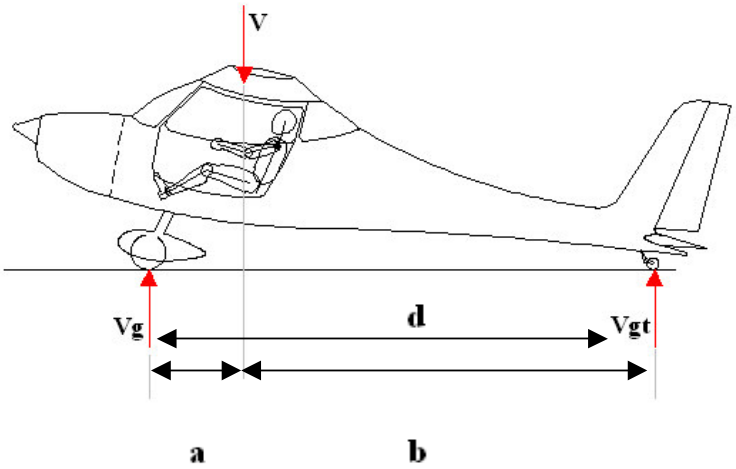


Figura 3 Aterrissagem de três pontos
(Configuração Convencional)

Onde:
a = 0,8202 m
b = 4,0454 m
d = 4,8656 m

a- Componente vertical no C.G. (Centro de Gravidade)

V = n.W = 3,67 x 704,9 = **2586,98 kgf**

b- Componente vertical no trem principal (em cada roda)

Vg = ½. ng .W. b/d = ½ x 3,0 x 0,83 x 704,9 = **877,60 kgf**

c- Componente vertical na bequilha

Vgt = ng .W. a/d = 3,0 x 0,168 x 704,9 = **356,47 kgf**

Configuração Triciclo

A figura 4 mostra a configuração da aeronave em projeto para aterrissagem em três pontos, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.481(a)-2-i e Apêndice C.

L = 0,67 x W
Tem-se a componente vertical para o C.G.:

V = n.W = 3,67 x 704,9 = **2586,98 kgf**

Tem-se a componente horizontal para o C.G.:

H = 0,25.n.W = 0,25 x 3,67 x 704,9 = **646,74 kgf**

Tem-se a componente vertical principal

Vg = (n - L) x W = (3,67 – 0,67) x 704,9 = **2114,7 kgf**

Tem-se a componente horizontal principal

Hg = 0,25.n.W = 0,25 x 3,67 x 704,9 = **646,74 kgf**

Com estes valores tem-se a figura 4.:

Tan β = Hg/Vg = 0,305 = **β = 17º**

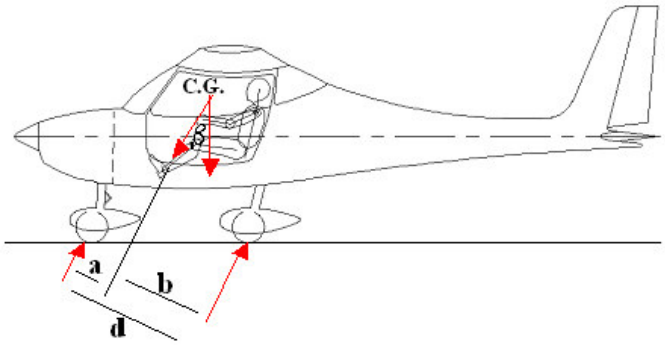


Figura 4 Aterrissagem de três pontos

(Configuração Triciclo)

Onde:

a = 0,776 m

b = 0,6176 m

d = 1,3936 m

Nas duas rodas principais:

Vr = 3,67 – 0,67 x a/d x W = **1177,53 kgf**

Hr = 0,25 x W x a/d x 3,67 = **647,745 kgf**

Para cada roda:

Vr/2 = 588,76 kgf

Hr/2 = 323,87 kgf

Trem do nariz:

Vf = (3,67 – 0,67) x 704,9 x b/d = **937,16 kgf**

Hf = 0,25 x 3,67 x 704,9 x b/d = **286,61 kgf**

2.3. Aterrissagem nas duas Rodas Principais

Configuração Triciclo

A figura 5 mostra a configuração da aeronave em projeto para aterrissagem em duas rodas, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.479 (a)-2-ii.

As reações nas rodas do trem principal são (para ambas as rodas):

Vr = (3,67 – 0,67) x 704,9 = **2114,7 kgf**

Hr = 0,25.n.W = 0,25 x 3,67 x 704,9 = **646,74 kgf**

De acordo com FAR 23.481 (a)(2)(b), para calda baixa, tem-se:

Para ambas as rodas principais tem-se:

Vr = (3,67 – 0,67) x 704,9 = **2114,7 kgf**

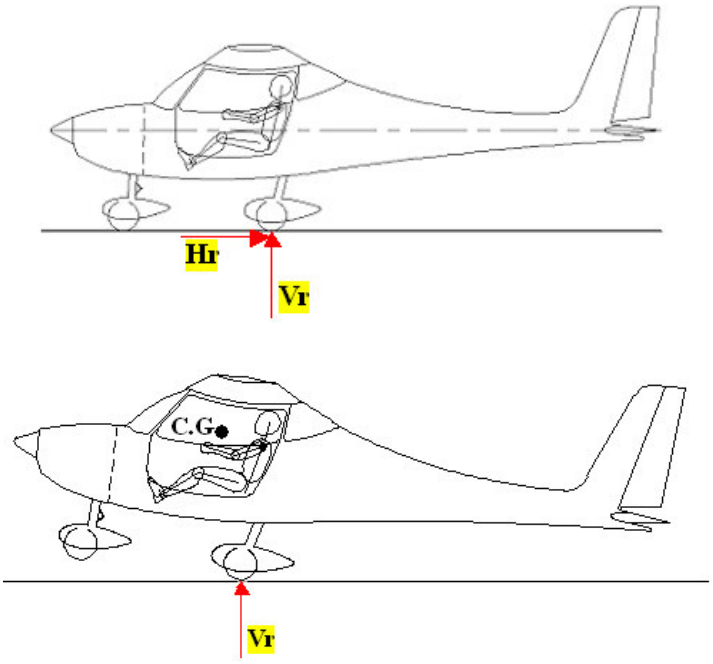


Figura 5 Aterrissagem em duas rodas

(Configuração Triciclo)

2.4. Aterrissagem em Uma Roda

Configuração Convencional e Configuração Triciclo

As figuras 6a e 6.b mostram as configurações da aeronave em projeto para aterrissagem em uma roda, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.483.

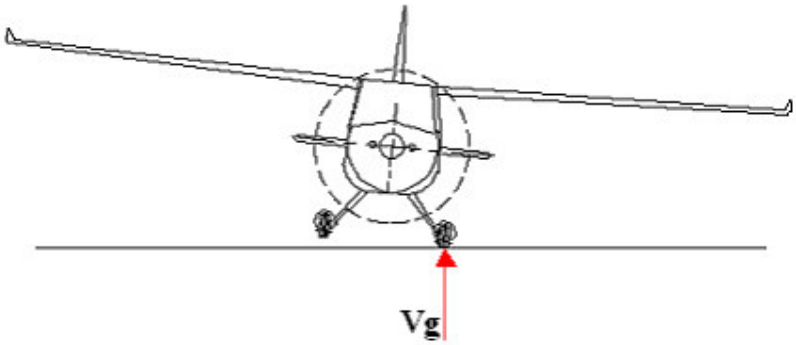


Figura 6.a Aterrissagem em uma roda
(Configuração Convencional)

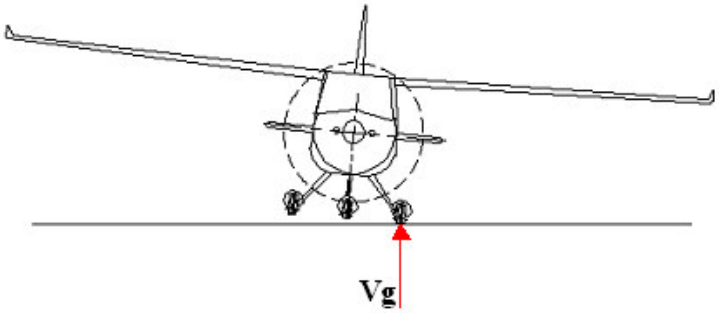


Figura 6.b Aterrissagem em uma roda
(Configuração Triciclo)

a- Componente vertical no C.G. (Centro de Gravidade)

V = n.W = 3,67 x 704,9 = **2586,98 kgf**

b- Componente horizontal no C.G. (Centro de Gravidade)

H = 0,25.n.W = 0,25 x 3,67 x 704,9 = **646,74 kgf**

c- Componente vertical no solo (em cada roda)

Vg = ng.W = 3,0 x 704,9 = **2114,7 kgf**

d- Componente horizontal no solo (em cada roda)

Hg = 0,25.ng.W = 0,25 x 3,0 x 704,9 = **528,67 kgf**

2.5. Cargas Laterais de Aterrissagem

As cargas laterais na aterragem podem ser determinadas de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.485, o qual apresenta as seguintes considerações:

a- A aeronave está em atitude nivelada com apenas o trem principal em contato com o solo.
b- O fator de carga vertical deve ser igual a 1,33, dividindo-se a carga nesta direção igualmente para as duas rodas do trem principal.
c- O fator de carga lateral de vê ser igual a 0,83, sendo 0,5 para a roda do lado inteiro e 0,33 para a roda do lado externo.

Então, as cargas laterais na aterragem serão aplicadas de acordo com a figuras 7a e 7b, e suas magnitudes serão conforme apresentado a seguir.

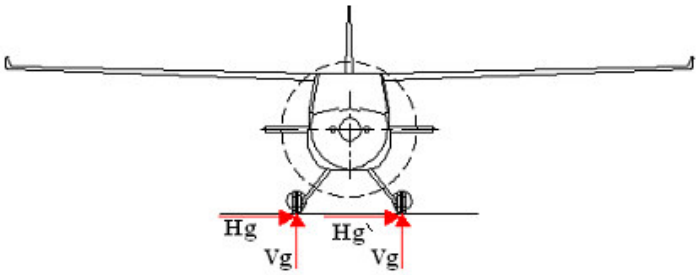


Figura 7a Cargas laterais
(Configuração Convencional)

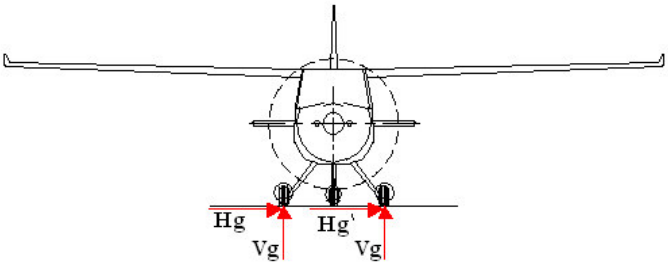


Figura 7b Cargas laterais
(Configuração Triciclo)

a- Componente vertical no Solo (em cada roda)

Vg = ½ . 1,33 . W = **468,75 kgf**

b- Componente horizontal no Solo (na roda do lado interno)

Hg = ½.W = **352,45 kgf**

c- Componente horizontal no Solo (na roda do lado externo)

Hg` = 0,33 . W = **232,17 kgf**

2.6. Cargas de Frenagem

As condições de atitude para as cargas de frenagem, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.493, devem ser idênticas as condições admitidas para a aterrissagem nivelada (item 1). Entretanto, o fator de carga vertical aplicado deve ser de 1.33 e as componentes horizontais, devido a frenagem, deve ser igual a 80% das componentes verticais. Desta forma, de acordo com a figura 1, ter-se-á:

Configuração Convencional

a- Componente vertical no solo. (em cada roda)

Vg = ½. 1,33.W = **468,75 kgf**

b- Componentes horizontais no solo (em cada roda)

Hg =½ . 0,80 . 1,33 . W = **375 kgf**

Configuração Triciclo

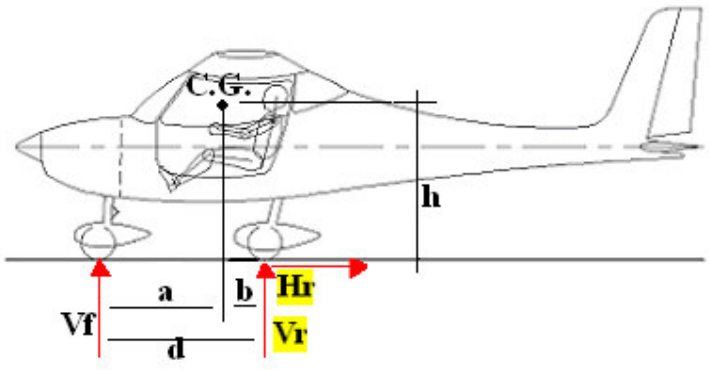


Figura 8 Cargas de Frenagem
(Configuração Triciclo)

a = 1,199 m

b = 0,445 m

d = 1,644 m

h = 1,472 m

Então:

Vf = (1,33 . W . b/d) + (Dr . h/d) =

Vr = (1,33 . W . a/d) – (Dr . h/d) =

Dr = 0,8 x Vr

Então:

Vr = 398,44 kgf (para as duas rodas)

Dr = 0,8 . Vr = 318,75 kgf

Vf = 539,16 kgf

2.7 Condições Suplementares para a Bequilha

Vgt = ng .W. a/d = 3,0 x 0,168 x 704,9 = **356,47 kgf**

O parágrafo FAR-PART 23.497 prevê condições suplementares para a bequilha em caso de aeronave com trem de pouso convencional.

O parágrafo FAR-PART 23.497 (a) prevê que a carga vertical obtida para o caso de pouso de três pontos (356,47 kgf – item 5.2.2-c) deve ser também aplicada para cima e na frente da bequilha em um ângulo de 45° prevendo situação de colisão com obstáculos no solo. A figura 9 mostra este caso.

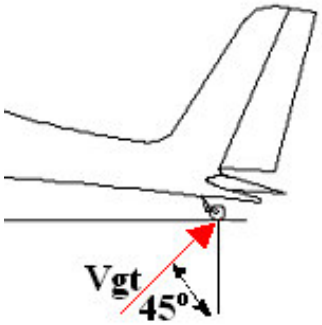


Figura 9 Aplicação da carga na bequilha para casos de impacto com obstáculos

O parágrafo FAR-PART 23.497 (b) prevê que uma carga lateral deve ser aplicada a bequilha. Tal carga deve ter a mesma magnitude da carga vertical estática que atua na bequilha quando a aeronave está direcionada. Para o caso de bequilha fixa, o item FAR-PART 23.497 (b)-2 indica que tal carga deve ser aplicada na bequilha com a roda posicionada paralela ao eixo longitudinal da aeronave.

De acordo com a figura 3, a carga vertical da bequilha, para a condição da aeronave estacionada será:

$$\mathbf{Vgt = W.a/d = 118,82\ kgf}$$

A figura 10 apresenta a aplicação desta carga para satisfazer os requisitos apresentados.

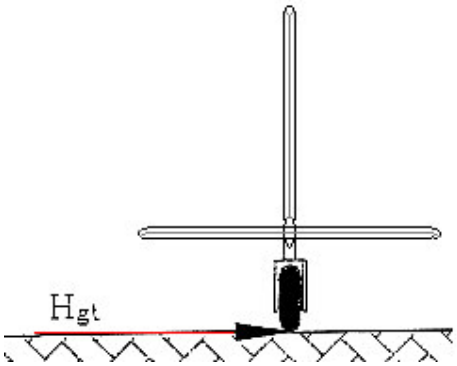


Figura 10 Aplicação da carga lateral na bequilha

2.8 Condições Suplementares para o Trem do Nariz

Referência = FAR 23.499.

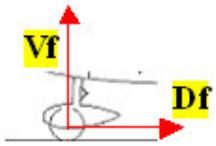
Absorção de energia com pneu deletido em posição estática (Carregamento estático no pneu). Observando a figura 8.

Vs = W . b/d = 190,80 kgf

Limites de forças:

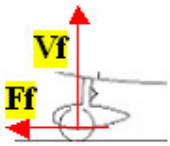
a- Carregamento à ré:

Vf = 2,25 . Vs = 429,3 kgf
Df = 0,80 . Vf = 343,44 kgf



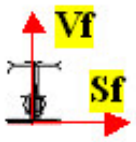
b- Carga transmitida

Vf = 2,25 . Vs = 429,3 kgf
Ff = 0,40 . Vf = 171,72 kgf



c- Carregamento lateral

Vf = 2,25 . Vs = 429,3 kgf
Sf = 0,70 . Vf = 300,51 kgf



Parte 4

Cargas no Berço do Motor

Cargas no Berço do Motor

As cargas no motor são determinadas de acordo com as normas apresentadas nos parágrafos FAR-PART 23.361 e 23.363. Elas podem ser resumidas em:

- Cargas verticais de inércia combinadas ao torque do motor;
- Cargas de inércia lateral.

O motor utilizado no RLF-Guaxinim é o ROTAX 914 F. Abaixo, encontram-se as curvas características do motor.

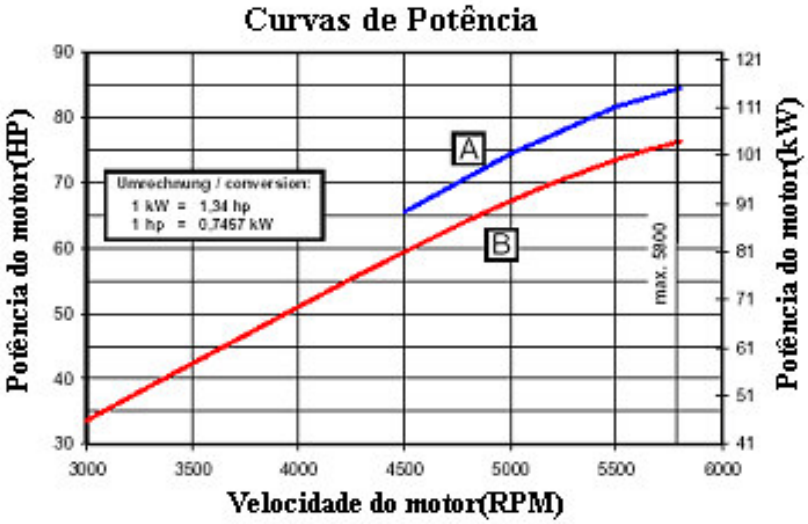


Figura 1 Curva característica do motor Rotax 914F

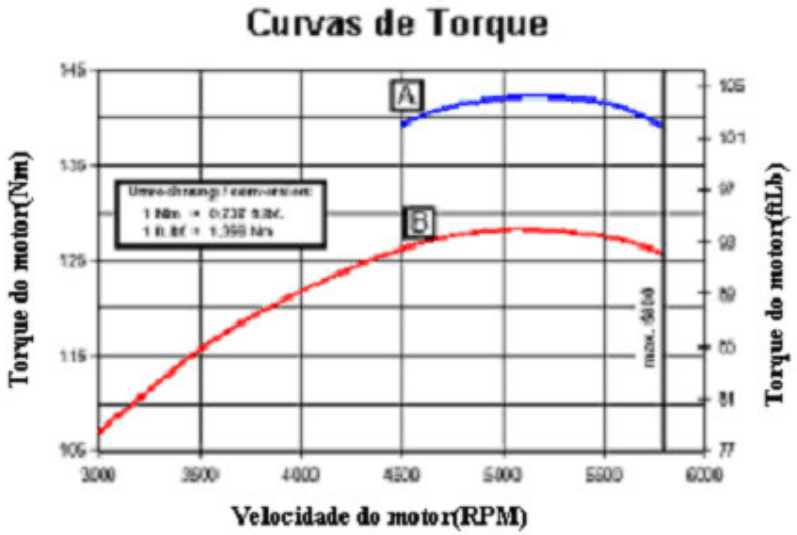


Figura 2 Curva característica do motor Rotax 914F

1)Cargas verticais de inércia combinadas ao torque do motor

De acordo com o parágrafo FAR-PART 23.361, o berço do motor deve ser capaz de suportar duas situações de carregamento. São elas:

- Torque máximo do motor em regime de decolagem somado com 75% das cargas verticais de inércia, com fator de carga correspondente ao ponto de manobra do diagrama V-n;

- Torque limite do motor em limite de potência máxima contínua somado às cargas verticais de inércia com fator de carga correspondente ao ponto de manobra do diagrama V-n. Este torque limite corresponde ao torque médio do motor para máxima potência contínua multiplicado por um fator que depende do número de ciclos e do número de cilindros do motor.

1.1 Torque do motor

O torque máximo de decolagem é o torque máximo multiplicado pela relação de redução do redutor. Assim sendo:

$$T_{\max,dec} = 14{,}68 \cdot 2{,}43 = 35{,}67 kgf \cdot m$$

1.2 Carga Vertical de inércia no ponto de manobra do diagrama V-n

Os fatores de carga limite são +3,8 e -1,53. Para calcularmos as cargas verticais devemos somar os seguintes pesos: motor(70,00kgf), berço do motor(2,20kgf), conjunto hélice e spinner(12,50kgf), capô do motor(2,39kgf) e óleo(2,50kgf). Em seguida multiplicamos pelos fatores de carga máximo positivo e máximo negativo. Obtemos, então:

$$P = (70{,}00 + 2{,}20 + 12{,}50 + 2{,}39 + 2{,}50) \cdot 3{,}8 = 317{,}64 kgf$$

$$P = (70{,}00 + 2{,}20 + 12{,}50 + 2{,}39 + 2{,}50) \cdot (-2{,}06) = -172{,}20 kgf$$

1.3 Torque limite do motor

O torque médio do motor Rotax 914F para operação com potência máxima contínua é de 14,68kgf m. De acordo com o FAR-PART 23, motores com quatro cilindros implicam em um fator de torque igual a 2. Assim sendo, o torque limite do presente motor pode ser determinado:

$$T_{\lim} = 14{,}17 kgf \cdot m \cdot 2 \cdot 2{,}43 = 68{,}87 kgf \cdot m$$

As cargas no berço do motor, de acordo com o parágrafo FAR-PART 23.361, podem ser resumidas na tabela abaixo:

Condição	Carga Vertical(kgf)		Torque(kgf m)
Torque de decolagem +75% carga vertical limite	75%P+ =	255,33	68,87
	75%P- =	-138,42	
Torque limite do motor + carga vertical limite	P+ =	340,44	68,87
	P- =	-184,56	

1.4 Reações de apoio na fuselagem

Na figura 3 estão representadas as reações de apoio devidas às cargas de inércia do berço do motor na fuselagem. De acordo com esta figura, podemos escrever:

Cargas horizontais:

$$340{,}44 \cdot 193{,}49 = R_{HI}\,(207{,}52 + 380{,}46)$$

$$R_{HI} = R_{HS} = 112{,}03 kgf$$

Cargas verticais:

$$R_{VS} = R_{VI} = \frac{340{,}44}{2} = 170{,}22 kgf$$

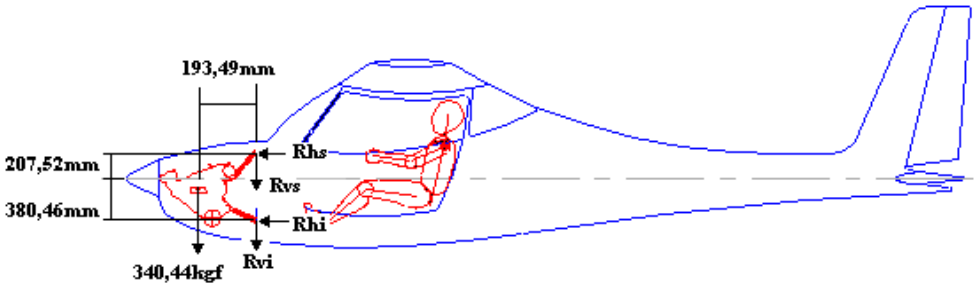


Figura 3 Reações verticais e horizontais do berço do motor na fuselagem

Na figura 4, estão ilustradas as reações de torque do motor. Estas reações devem produzir um torque equivalente igual ao torque limite do motor, já calculado. Desta forma, podemos escrever:

$$2 \cdot R_S \cdot \sqrt{207{,}52^2 + 183{,}32^2} + 2 \cdot R_I \cdot \sqrt{380{,}46^2 + 183{,}32^2} = 68{,}87 \cdot 10^3 kgf \cdot mm$$

$$553{,}79 \cdot R_S + 844{,}64 \cdot R_I = 68{,}87 \cdot 10^3 kgf \cdot mm$$

Deve haver também um equilíbrio de forças laterais:

$$2 \cdot R_S \cdot \frac{207{,}52}{\sqrt{207{,}52^2 + 183{,}32^2}} - 2 \cdot R_I \cdot \frac{183{,}32}{\sqrt{380{,}46^2 + 183{,}32^2}} = 0$$

$$1{,}50 \cdot R_S - 0{,}87 \cdot R_I = 0$$

Temos, então, duas equações e duas incógnitas. Resolvendo este sistema, determinamos o valor de R_S e R_I:

$$R_S=34,26kgf$$

$$R_I=59,07kgf$$

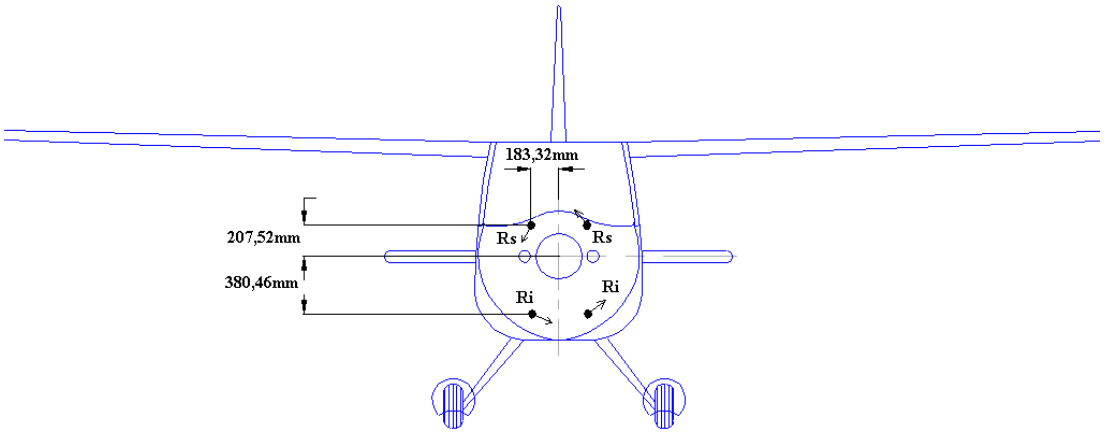


Figura 4 Reações do berço do motor devido ao torque do motor

Decompondo estas forças em cargas verticais e laterais, temos:

$$R_{LS} = 34,26kgf \cdot \frac{207,52}{\sqrt{207,52^2 + 183,32^2}} = 25,68kgf$$

$$R_{VS} = 34,26kgf \cdot \frac{183,32}{\sqrt{207,52^2 + 183,32^2}} = 22,68kgf$$

$$R_{LI} = 59,07kgf \cdot \frac{183,32}{\sqrt{183,32^2 + 380,46^2}} = 25,64kgf$$

$$R_{VI} = 59,07kgf \cdot \frac{380,46}{\sqrt{183,32^2 + 380,46^2}} = 53,21kgf$$

As cargas verticais de inércia e as de torque no motor calculadas devem ser aplicadas simultaneamente na fuselagem.

2) Cargas Laterais no Berço do Motor

O parágrafo FAR-PART 23.363 determina que uma carga de inércia lateral, com fator um fator de carga mínimo de 1,33, deve ser aplicada no berço do motor. Sendo assim, a carga lateral aplicada no berço do motor do RLF-Guaxinin é:

$$P = (70 + 2{,}20 + 12{,}50 + 2{,}39 + 2{,}50) \cdot 1{,}33 = 119{,}15 kgf$$

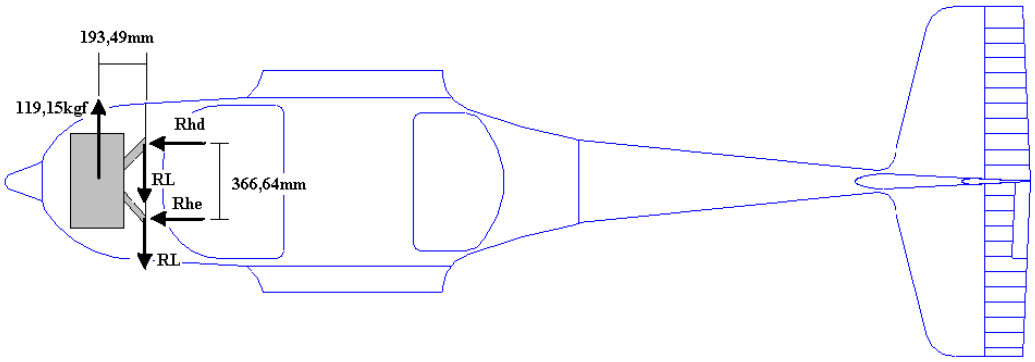


Figura 5 Reações laterais do berço do motor na fuselagem

2.1 Reações de apoio na Fuselagem

As reações de apoio do berço do motor na fuselagem devido à carga lateral são ilustradas na figura 5.

Temos:

Cargas Horizontais:

$$119{,}15 \cdot 193{,}49 = R_{HD} \cdot 366{,}64$$

$$R_{HD} = -R_{HE} = 62{,}88 kgf$$

Cargas Verticais:

$$R_L = \frac{111{,}17}{2} = 59{,}58 kgf$$

Parte 5

Cargas nos Comandos

CARGAS NOS COMANDOS:

As cargas nos sistemas de comando serão determinadas em concordância aos parágrafos FAR-PART 23.391 até JAR-VLA 415.

1- CARGAS NO SISTEMA DE COMANDO DO PROFUNDOR

As cargas no profundor devem ser investigadas para os casos de carregamento de manobra e rajada. Para o caso específico da aeronave Guaxinim, as cargas devido às manobras são maiores do que as referêntes à rajada. Dessa maneira, o dimensionamento do profundor e seus sistemas de comando, quanto às cargas aerodinâmicas, deverá ser feito em relação às cargas de manobra na empenagem horizontal.

O valor da carga no profundor (P_{prof}) pode ser calculada utilizando-se da equação 1.1 abaixo:

$$P_{prof} = P_{EH} \times \frac{C''}{C'+C''} \quad \textbf{(eq. 1.1)}$$

onde:

P_{EH} = Carga máxima na empenagem horizontal;

C'' = relação entre a corda do profundor e a corda da empenagem horizontal;

C' = relação entre a corda do estabilizador e a corda da empenagem horizontal;

Considerando que P_{EH} = 528,2 kg, C' = 0,69, C'' = 0,31 e substituindo os valores na equação 1.1, temos que a carga no profundor será:

$$P_{prof} = 528{,}2 \times \frac{0{,}31}{0{,}69+0{,}31} = 163{,}7\ kgf$$

O parágrafo FAR-PART 23.395 (a) prevê que o dimensionamento dos sistemas de comando deve ser feito com uma carga igual a 125% da carga limite calculada para superfícies de comando. Assim, a carga para o dimensionamento do sistema é calculada utilizando-se a equação 1.2 abaixo:

$$P_{prof} = 163{,}7 \times 1{,}25 = 204{,}6\,kgf \quad \textbf{(eq. 1.2)}$$

Uma vez que a distribuição de carga na empenagem é triangular, a aplicação da carga deve ser feita no baricentro desta, ou seja, a um terço da corda do profundor à partir da articulação.

Uma vez que a corda do profundor da aeronave Guaxinim é igual 0,3m, podemos considerar que.

$$\sum M = 0 \Rightarrow 204{,}6 \times 0{,}1 = R1 \times 0{,}16 \Rightarrow R1 = 127{,}9\,kgf \;\therefore R2 = R3 = 127{,}9\,kgf \quad \textbf{(eq. 1.3)}$$

$$\sum M = 0 \Rightarrow 127{,}9 \times 0{,}16 = Px \times 0{,}465 \Rightarrow 44{,}0\,kgf \quad \textbf{(eq. 1.4)}$$

Para equilibrar a carga aerodinâmica limite na empenagem horizontal, o piloto estará aplicando então, sobre o manche, uma força de 44,0 kgf. Uma vez que , para abaixo de 167 lbs (75,5 kg) não há a necessidade de dimensionamento do sistema (FAR-PART 23.397 (b)), podemos considerar como força atuante no profundor o valor encontrado acima, que foi 204,6 kgf.

2- CARGAS NO SISTEMA DE COMANDO DO LEME DE DIREÇÃO:

O valor limite definido pela carga de manobra calculado para a empenagem vertical na aeronave Guaxinim foi de 220,4 kgf. Utilizando-se da equação 2.1 abaixo, podemos calcular o valor da carga no leme.

$$P_{leme} = P_{EV} \times \frac{C''}{C'+C''} \quad \textbf{(eq. 2.1)}$$

onde:

P_{EV} = Carga máxima na empenagem vertical;
C'' = relação entre a corda do leme e a corda da empenagem vertical;
C' = relação entre a corda do estabilizador vertical e a corda da empenagem vertical;

Considerando que P_{EV} = 220,4 kg, C' = 0,54, C'' = 0,46 e substituindo os valores na equação 2.1, temos que a carga no leme será:

$$P_{prof} = 220{,}4 \times \frac{0{,}46}{0{,}54 + 0{,}46} = 101{,}4 kgf$$

De acordo com o requisito FAR-PART 23.395 (a), a carga a ser considerada (carga limite) para o dimensionamento do sistema deve ser 125% da carga anteriormente calculada. Portato, temos que:

$$P_{prof} = 101{,}4 \times 1{,}25 = 126{,}7\, kgf \quad \textbf{(eq. 2.2)}$$

fazendo-se o equilíbrio de momentos, temos que:

$$\sum M = 0 \Rightarrow 126{,}7 \times 0{,}1 = R1 \times 0{,}100 \Rightarrow R1 = 126{,}7\, kgf \quad \textbf{(eq. 2.3)}$$

$$\sum M = 0 \Rightarrow 126{,}7 \times 0{,}100 = P \times 0{,}275 \Rightarrow 46{,}1 kgf \quad \textbf{(eq. 2.4)}$$

Para equilibrar a carga aerodinâmica limite na empenagem vertical, o piloto estará aplicando então, sobre os pedais, uma força de 46,1 kgf. Uma vez que , para abaixo de 200 lbs (90,7 kg) não há a necessidade de dimensionamento do sistema (FAR-PART 23.397 (b)), podemos considerar como força atuante no leme o valor encontrado acima, que foi 126,7 kgf.

Parte 6

Cargas na Fuselagem

Cargas na Fuselagem

Para o cálculo das cargas na fuselagem, esta é dividida em dois segmentos; a porção anterior e a posterior. Esta divisão é feita nas cavernas de ligação da asa com a fuselagem.

1)Cargas Na Porção Anterior Da Fuselagem

As cargas na porção anterior da fuselagem podem ser resumidas em:

- Cargas verticais de inércia devido ao peso da fuselagem e aos diversos componentes instalados nesta região, combinadas com as cargas de torque do motor;

- Cargas laterais transmitidas pelo berço do motor.

1.1 Cargas Verticais de Inércia

Para a determinação das cargas verticais de inércia, consideramos a mesma distribuição de massa dos componentes apresentadas nos cálculos do Passeio do Centro de Gravidade. A figura x.1 ilustra esta distribuição, para as duas configurações da aeronave: triciclo e convencional.

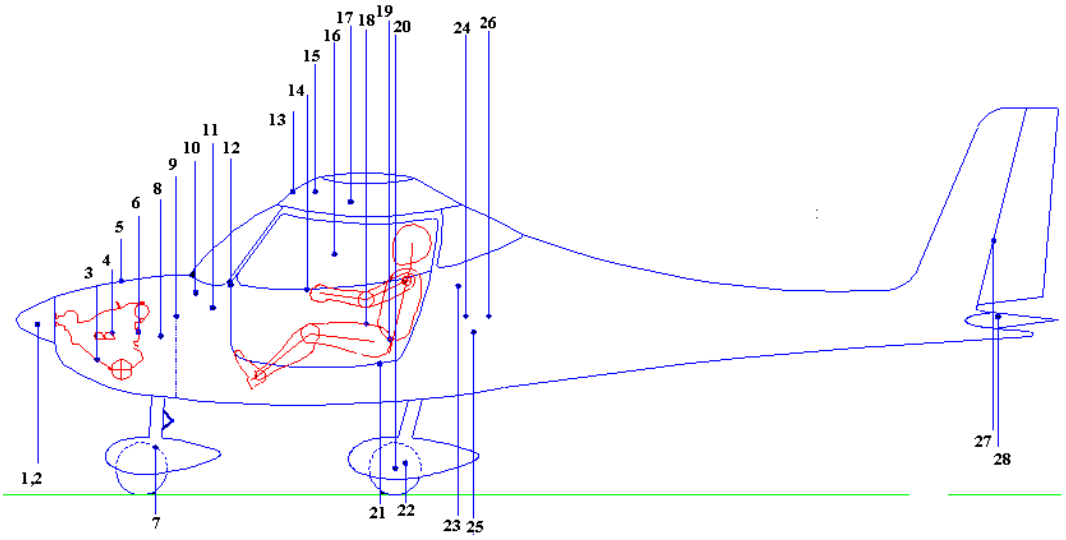


Figura 1 Componentes da fuselagem – versão triciclo

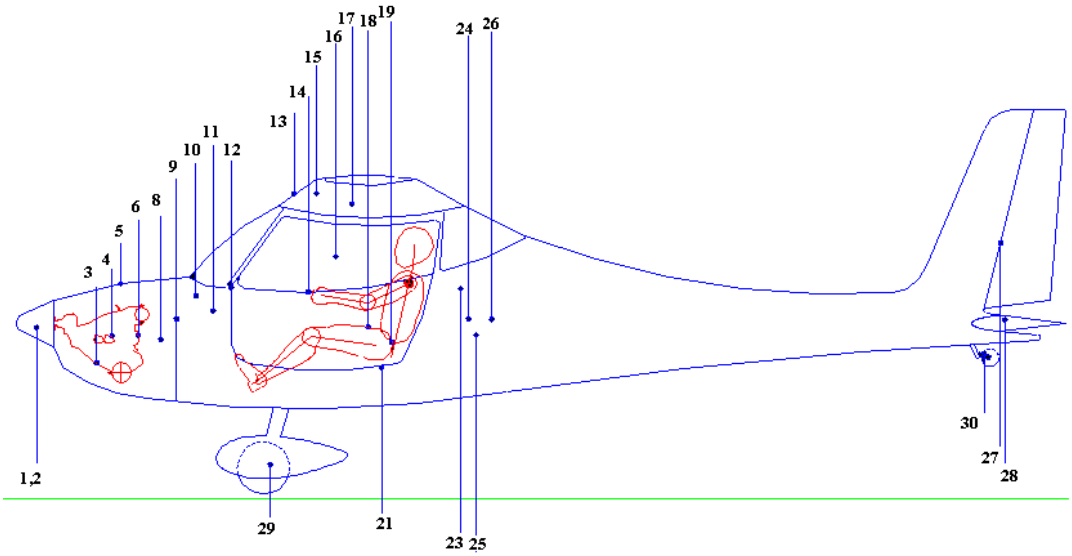


Figura 2 Componentes da fuselagem – versão convencional

Na parte anterior da fuselagem, os componentes que realmente devem provocar cargas consideráveis na fuselagem são o motor e a triquilha, na configuração triciclo. Na convencional, serão considerados, o motor e o trem principal.

A inércia do motor e seus acessórios, bem como as cargas devido ao torque do motor já foram calculadas e devem ser aplicadas na fuselagem conforme as figuras 4.3 e 4.4.

As cargas atuantes na triquilha(versão triciclo) e no trem principal(versão convencional) foram determinadas nos cálculos de Trem de Pouso.

1.2 Cargas Laterais Transmitidas Pelo Berço do Motor

Estas cargas já foram determinadas e devem ser aplicadas na fuselagem de acordo com a figura 4.5.

1.3 Cargas Verticais aplicadas na triquilha

A carga máxima a ser considerada na triquilha, como calculado no item 5.4, é de 937,16 kgf.

1.4 Cargas Verticais aplicadas no trem principal

As cargas verticais devido as cargas no trem de pouso principal é de 1057,35 kgf, como calculado no item 5.2.

2 Cargas Na Porção Posterior Da Fuselagem

As principais cargas na porção posterior da fuselagem são:

- Cargas verticais de inércia devido aos pesos da fuselagem, dos tripulantes e de outros componentes, adicionada da carga de empenagem durante manobra simétrica considerando o mesmo fator de carga utilizado para as cargas de inércia:

- Cargas da bequilha, na configuração trem de pouso convencional;

- Cargas do trem de pouso principal, na configuração triciclo

- Cargas das empenagens horizontal e vertical.

2.1 Cargas Verticais de Inércia

As tabelas 1 e 2 apresentam o peso e a posição de cada componente em relação a caverna anterior da junção entre a asa e a fuselagem. O fator de carga para esses cálculos é +3,8.

Versão Convencional

Tabela 1 Massas concentradas na porção posterior da fuselagem – versão convencional

Descrição	**Braço(m)**	**Peso(kgf)**	**Peso x Fator de Carga**
Tripulantes + cintos	331,12	162,00	615,60
Empenagem Vertical	4274,00	6,55	24,89
Empenagem Horizontal	4246,00	18,66	70,91
Bequilha	4144,50	1,58	6,00
Total		188,79	717,40

Versão Triciclo

Tabela 2 Massas concentradas na porção posterior da fuselagem – versão triciclo

Descrição	**Braço(m)**	**Peso(kgf)**	**Peso x Fator de Carga**
Tripulantes + cintos	331,12	162,00	615,60
Empenagem Vertical	4274,00	6,55	24,89
Empenagem Horizontal	4246,00	18,66	70,91
Trem Principal	367,50	22,05	83,79
Total		188,79	795,19

Além dessas cargas, deve-se considerar, também as cargas na empenagem horizontal quando a aeronave estiver executando manobras com os fatores de carga equivalentes, no caso, 3,8. Dos cálculos de cargas na empenagem horizontal, temos que as cargas limites na empenagem horizontal executando manobras com fatores de carga máxima é -67,8kgf

kgf para manobras positivas. Para calcularmos as reações nos apoios dessa empenagem, adotamos o seguinte procedimento:

Observando a figura 3, temos:

$$S_1 = \frac{360 \cdot w}{2} = 120 \cdot w$$

$$S_2 = \frac{240 \cdot w}{2} = 120 \cdot w$$

$$S_1 + S_2 = -67{,}8kgf$$

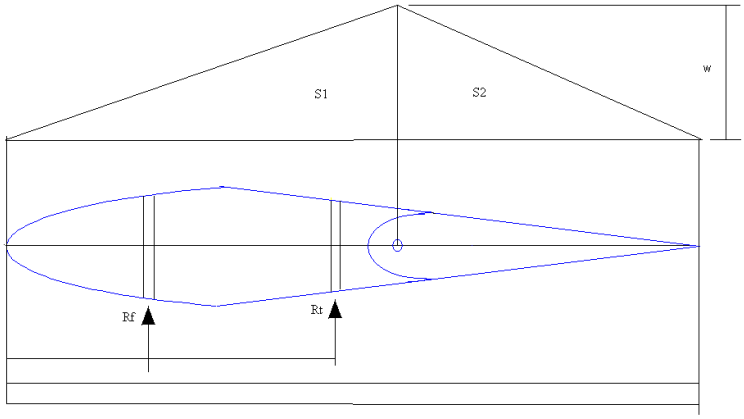


Figura 3 Distribuição de carga na empenagem horizontal

Resolvendo este sistema, obtemos os seguintes resultados:

S_1=-40,68kgf

S_2 =-27,12kgf

w =0,226kgf/mm

O somatório das forças na direção vertical deve ser igual a zero; então:

$$\Sigma F = R_F + R_T + S_1 + S_2 = 0$$

$$R_F + R_T = -S_1 - S_2 = 67{,}8kgf$$

O somatório dos momentos também deve ser zero:

$$\Sigma M = 119{,}12R_F + 281{,}64R_T + 240{,}00S_1 + 440{,}00S_2 = 0$$

$$\Sigma M = 119{,}12R_F + 281{,}64R_T + 240 \cdot (-40{,}68) + 440 \cdot (-27{,}12) = 0$$

$$\Sigma M = 119{,}12R_F + 281{,}64R_T = 21696kgf \cdot mm$$

Temos, então, um sistema linear:

$$R_F + R_T = -S_1 - S_2 = 67{,}8kgf$$
$$119{,}12R_F + 281{,}64R_T = 21696kgf \cdot mm$$

Sua solução nos fornece:

$$R_F = -16{,}00kgf$$
$$R_T = 83{,}80kgf$$

Estas cargas são aplicadas nos pontos de fixação da empenagem horizontal

2.2 Cargas Verticais Aplicadas Na Bequilha(versão convencional)

A carga máxima a ser aplicada na bequilha é de 356,47 kgf, como calculado no item 5.2.2.

2.3 Cargas Verticais Aplicadas No Trem Principal(versão triciclo)

No item 5.2.3 estas cargas foram calculadas. A carga máxima que ocorrerá no trem principal na versão triciclo é de 2114,7kgf.

2.4 Cargas Devido às Cargas Na Empenagem Horizontal

Estas cargas foram calculadas no item Cargas Na Empenagen Horizontal. As cargas simétricas e assimétricas positivas e negativas devem ser analisadas.

2.5 Cargas Devido às Cargas Na Empenagem Vertical

Estas cargas foram calculadas no item Cargas Na Empenagem Vertical. Elas devem seanalisadas atuando nas duas direções.

Dimensionamento Estrutural

Dimensionamento da Asa

1.Calculo Estrutural da Longarina

Calculo da mesa pela resistência:

$$\sigma = \frac{M_f y}{J}$$

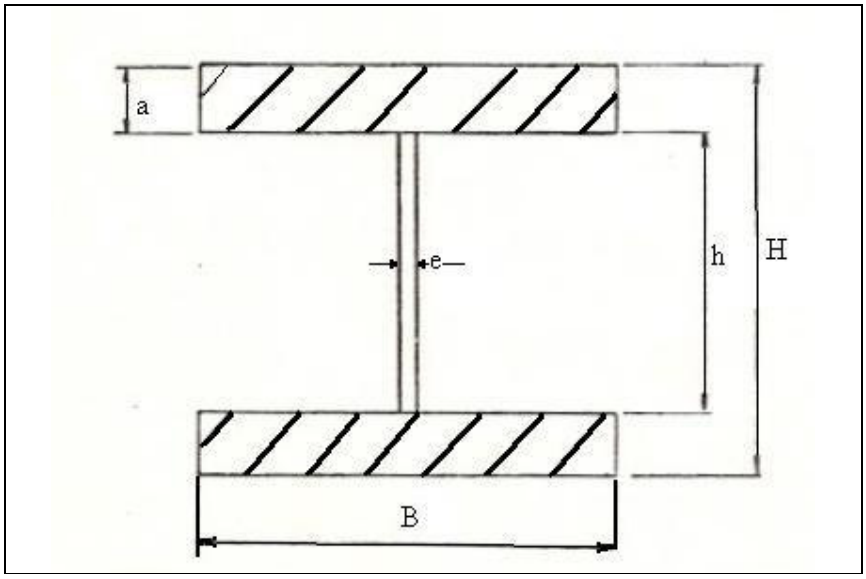


Figura 1: Perfil em I da longarina

$$\frac{B}{a} = 8$$

$$J = \frac{B}{12}\left(H^3 - h^3\right)$$

$$J = \frac{B}{768}\left(H^4 - 12HB^3 + 48B^2H^2\right)$$

J – é o momento de inércia
M – obtido dos cálculos de carga
$\sigma = \sigma_{adm.} = 12$ kgf/mm^2

Segundo Barros este valor de $\sigma_{adm.}$ Poderia ser ate de 25 kgf/mm^2

$$\sigma_r = (F_S) \cdot (F_Q) \cdot \sigma_{adm.}$$

Onde:

FQ é o fator de qualidade do material
FS é o fator de segurança básico

$$(F_S) = \frac{\sigma_r}{(F_Q) \cdot \sigma_{adm.}}$$

$\sigma_r = 43{,}9$ kgf/mm^2
FQ = 1,15

FS = 3,18

$$\frac{B}{768}\left(H^4 - 12HB^3 + 48B^2H^2\right) = \frac{My}{\sigma_{adm}}$$

$$y = H/2$$

$$\sigma = 1200 kgf\ /\ cm^2$$

$$B^4 - 12HB^3 + 48B^2H^2 - \frac{MH}{3{,}125} = 0$$

Tabela 1: largura altura da longarina e altura da mesa ao longo envergadura

X[m]	M[kgf.cm]	H[mm]	B[mm]	a[mm]
0.00	0	82	10	1.3
0.37	122.4566	87	13	1.6
0.73	627.3972	92	42	5.3
1.10	1680.51	97	66	8.3
1.46	3334.3.93	102	80	10.0
1.83	5635.378	107	92	11.5
2.19	8623.467	112	104	13.0
2.56	12331.55	117	114	14.3
2.92	16787.52	122	124	15.5
3.29	22016.13	127	133	16.6
3.65	28039.22	132	142	17.8
4.03	34875.35	138	150	18.8

Verificação da flecha máxima:

Sabe-se que a flecha máxima de viga de igual resistência (todas as seções sob as mesmas tensões) com carga distribuída ao longo da mesma, corresponde aproximadamente à flecha de uma viga de seção constante quando solicitada por um único momento aplicado em sua extremidade.

Condição: ambas as vigas de mesmo material, seção da viga de seção constante igual a seção na raiz da viga de igual resistência e momento na extremidade da viga de seção constante igual ao momento na raiz na viga de igual resistência

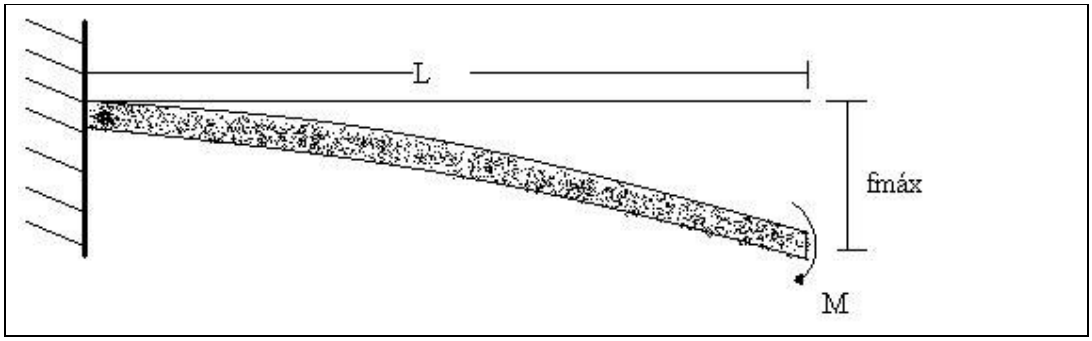


Figura 2: viga engastada

$$f_{máx} = \frac{ML^2}{2EJ}$$

$$M = \frac{\sigma \cdot J}{H/2}$$

Logo:

$$f_{máx} = \frac{\sigma L^2}{EH}$$

Onde:

$\sigma = \sigma_{adm} = 1200$ kgf/cm^2
E = 350.000 kgf/cm^2
L = 403 cm
H = 14 cm

$f_{máx} = 0{,}39$ cm

Calculo do numero de fios de "roving" por mesa (Z)

$$Z = \frac{F}{F^*\left[1+\left(\frac{1-\Psi}{\Psi}\right)\frac{\gamma_v}{\gamma_r}\right]}$$

Z – nº de fios de roving por mesa
F – seção reta da peça, após laminação (cm^2)
F* - seção reta de um roving, após laminado laminação (cm^2)
Ψ – teor de vidro, em peso.
γ_v – peso especifico do vidro
γ_r – peso especifico da resina

O "roving" utilizado será o "Advantex® **Owens Corning**111A" e para este temos:

F* = 0,0029 cm^2
F = B.a (área da mesa em cm^2)
$\Psi = 0{,}6$
$\gamma v = 2{,}55$ p/cm^3
$\gamma r = 1{,}15$ p/cm^3

Sendo assim:

$$Z = 1{,}41 \cdot B \cdot a$$

E a partir da equação geramos a seguinte tabela:

Tabela 2: nº de fios de roving na mesa ao longo da emvergadura

X[mm]	H[mm]	B[mm]	a[mm]	Z[por mesa]
0.00	82	10	1.3	18
0.37	87	13	1.6	30
0.73	92	42	5.3	311
1.10	97	66	8.3	768
1.46	102	80	10.0	1128
1.83	107	92	11.5	1492
2.19	112	104	13.0	1906
2.56	117	114	14.3	2291
2.92	122	124	15.5	2710
3.29	127	133	16.6	3118
3.65	132	142	17.8	3554
4.03	138	150	18.8	3966

Dimensionamento da alma:

$$\tau = \frac{Q}{S_{alma}}$$

$$\left.\begin{array}{l} S_{alma} = e \cdot h \\ h = H - a \end{array}\right\} S_{alma} = e \cdot (H - a)$$

$$\tau = \frac{Q}{e \cdot (H - a)}$$

$$\tau_{adm} = 3{,}0 kgf / mm^2$$

$$\tau = \tau_{adm} = 3{,}0 kgf / mm^2$$

$$e = \frac{Q}{3(H - a)}$$

Tabela 3: espessura da alma em função da emvergadura

X[mm]	Q[kgf]	H[mm]	a[mm]	e[mm]
0.00	0	82	1.3	0.0
0.37	66.8504	87	1.6	0.3
0.73	208.8023	92	5.3	0.8
1.10	366.1039	97	8.3	1.4
1.46	536.7689	102	10.0	1.9
1.83	719.3646	107	11.5	2.5
2.19	911.8666	112	13.0	3.1
2.56	1112.419	117	14.3	3.6
2.92	1320.141	122	15.5	4.1
3.29	1534.216	127	16.6	4.6
3.65	1753.856	132	17.8	5.1
4.03	1978.063	138	18.8	5.6

Determinação do numero de camadas do laminado:

A alma será construída em sanduíche de, vibra de vidro/ espuma de PVC/ vibra de vidro.
O numero de camadas de tecidos em cada lado da alma é dado por:

$$N° camadas = \frac{e}{2t}$$

Onde t é a espessura de uma camada de tecido de fibra de vidro pos laminação.
Admitindo-se uma composição de 60% de vibra e 40 % de resina temos a seguinte densidade para o conjunto.

$$\gamma = \frac{1}{\frac{\%vidro}{\gamma v} + \frac{\%re\sin a}{\gamma r}}$$

γ_v – peso especifico do vidro = 2,55g/cm^3

γ_r – peso especifico da resina epox. = 1,15g/cm^3

Então:
γ = 171 g/cm^3

A espessura de uma camada de laminado e dado por.

$$t = \frac{P}{A \cdot \gamma}$$

P – peso do laminado
A – área do laminado
γ – densidade do laminado

Sendo P1 o peso do tecido e x/100 sua participação em peso no laminado, temos:

$$P = \frac{P1}{x/100} \rightarrow \frac{x}{100} = \frac{60}{100} = 0{,}60$$

$$P = \frac{P1}{0{,}6}$$

Considerando uma área de referencia A = 1 cm^2:

$$t = \frac{P1/0{,}6}{1 \cdot 1{,}71} \therefore t = \frac{P1}{1{,}03}$$

Para o tecido OWENS 1temos que P1 = 0,03 g/cm^2
Então t = 0,292 mm

Para o tecido OWENS 2temos que P1 = 0,018 g/cm^2
Então t = 0,175 mm

Tabela 3 nº de camadas de tecido de fibra de vidro

X[m]	e[mm]	Nº camadas cada lado ASAVID 581	Nº camadas cada lado ASAVID 628
0.00	-	2	2
0.37	0.3	2	2
0.73	0.8	2	2
1.10	1.4	2	4
1.46	1.9	3	6
1.83	2.5	4	7
2.19	3.1	5	9
2.56	3.6	6	10
2.92	4.1	7	12
3.29	4.6	8	13
3.65	5.1	9	15
4.03	5.6	10	16

Obs: o numero mínimo de camadas é dois de cada lado e o tecido disposto 45°/135º

Resumo:

Longarina de fibra de vidro em I: mesa de "roving" e alma de sanduíche de fibra de vidro com espuma de PVC.

Mesa:
Tensão admissível para o laminado de "roving" para as mesas: $\sigma_{adm.} = 12\ kgf/mm^2$
Largura da mesa: 10 mm na ponta ate 412 mm na raiz
Altura da mesa: 1,3 mm na ponta ate 51,5 mm na ponta
Flecha máxima: 4 mm
Numero de fios por mesa: 18 na ponta ate 29.917 na raiz

Alma:
Tensão admissível do tecido: $\tau_{adm} = 3{,}0 kgf / mm^2$
Espessura da alma: 1,2 mm na ponta ate 7,6 mm na raiz
Espessura do tecido ASAVID.581 (utilizado): t = 0,3 mm
Numero de camadas em cada lado: 2 camadas na ponta ate 13 camadas na raiz

Verificação da área de colagem:

A verificação da área de colagem entre a alma e as mesas serão feitas por dois métodos:

1º) Baseando-se nas forças atuantes nas mesas

2º) Com base na relação entre $\tau_{adm-alma} / \tau_{adm-cola}$

Verificação da área de colagem em função dos esforços atuantes nas mesas:

Para um dado intervalo Δl de uma mesa temos o seguinte diagrama de corpo livre:

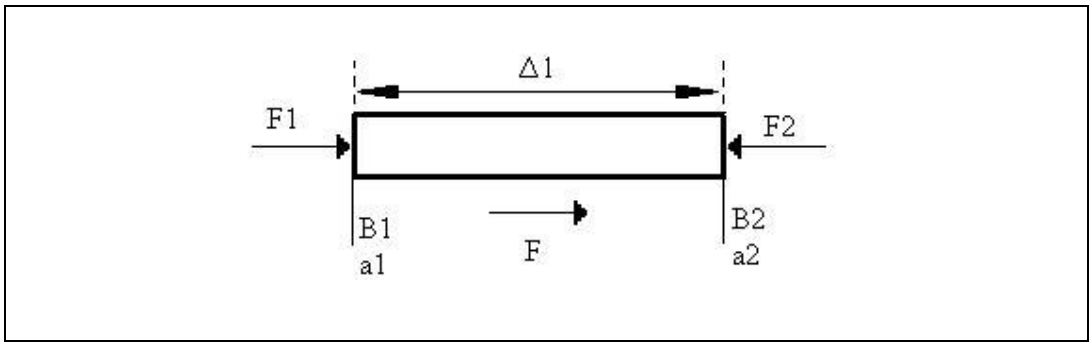


Figura 3: variação do esforço em função da variação do comprimento na longarina

$$\left.\begin{aligned} F1 &= \sigma_{at} \cdot B_1 \cdot a_1 \\ F2 &= \sigma_{at} \cdot B_2 \cdot a_2 \end{aligned}\right\} F = F_1 - F_2 = \sigma_{at} \cdot \left(B_1 a_1 - B_2 a_2\right)$$

$$F = \sigma_{at.} \Delta B a$$

Tendo-se F, a área de colagem entre a alma e a mesa para o intervalo de Δl, será dado por:

$$S_{colagem} = \frac{F}{\sigma_{adm.cola}}$$

Onde: $S_{colagem}$ = área de colagem

$\sigma_{adm.cola} = 0{,}5 kgf / mm^2$ (tensão admissível cisalhamento para epóxi)

$$S_{colagem} = L_{colagem} \cdot \Delta l$$

Onde $\begin{cases} L_{colagem} = l\,\mathrm{arg}\,ura.colagem \\ \Delta l = comprimento.colagem \end{cases}$

$$L_{colagem} = \frac{F}{\sigma_{adm.cola} \cdot \Delta l}$$

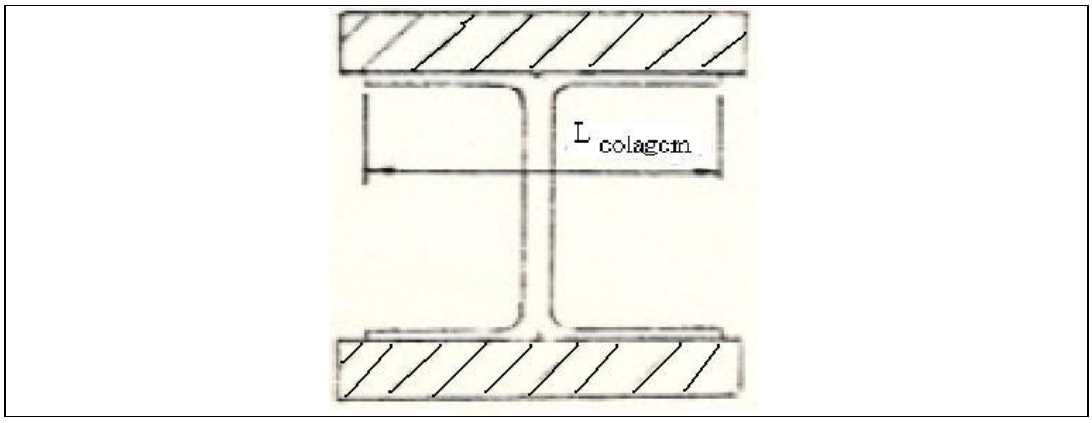


Figura 4: perfil I da longarina e o comprimento de colagem

Tabela 4: comprimento de colagem em função da emvergadura

X (m)	ΔL (mm)	B.a (mm^2)	ΔBa (mm^2)	τ_{at} (kgf/mm^2)	F = τ_{at} · ΔBa (kgf)	L=F/ τ_{adm} ΔL (mm)
0.00	-	12.5	-	-	-	-
0.37	370	21.1	8.6	12	104	0.6
0.73	370	220.5	199.4	12	2393	12.9
1.10	370	544.5	324.0	12	3888	21.0
1.46	370	800.0	255.5	12	3066	16.6
1.83	370	1058.0	258.0	12	3096	16.7
2.19	370	1352.0	294.0	12	3528	19.1
2.56	370	1624.5	272.5	12	3270	17.7
2.92	370	1922.0	297.5	12	3570	19.3
3.29	370	2211.1	289.1	12	3470	18.8
3.65	370	2520.5	309.4	12	3713	20.1
4.03	370	2812.5	292.0	12	3504	18.9

Verificação da área de colagem baseando-se em $\tau_{adm.alma}$ / $\tau_{adm.cola}$ *:*

Temos que: $\tau_{adm.alma} = 3kgf\ /\ mm^2$

$\tau_{adm.cola} = 0{,}5kgf\ /\ mm^2$

Logo: $\frac{\tau_{adm.alma}}{\tau_{adm.cola}} = \frac{3}{0{,}5} = 6$

Então: $S_{cola} = 6.S_{alma}$ ou
$L_{cola} = 6.e_{alma}$

Tabela 5:comprimento de colagem pela método de comparação entre tenções da cola e da fibra

X (m)	e_{alma} (mm)	L_{cola} (mm)
0.00	0.0	-
0.37	0.3	1.6
0.73	0.8	4.8
1.10	1.4	8.3
1.46	1.9	11.7
1.83	2.5	15.1
2.19	3.1	18.4
2.56	3.6	21.6
2.92	4.1	24.7
3.29	4.6	27.7
3.65	5.1	30.6
4.03	5.6	33.3

2.Ligação asa fuselagem

Ligação das longarinas:

Nos pinos de ligação, situados a 138 mm da linha de centro da aeronave, a força cortante sob n = 5 é:

Q = 1978 kgf

O momento de flexão cai linearmente de 3487,5 kgfm á zero, na espiga da longarina

Dimensionamento da espiga da longarina

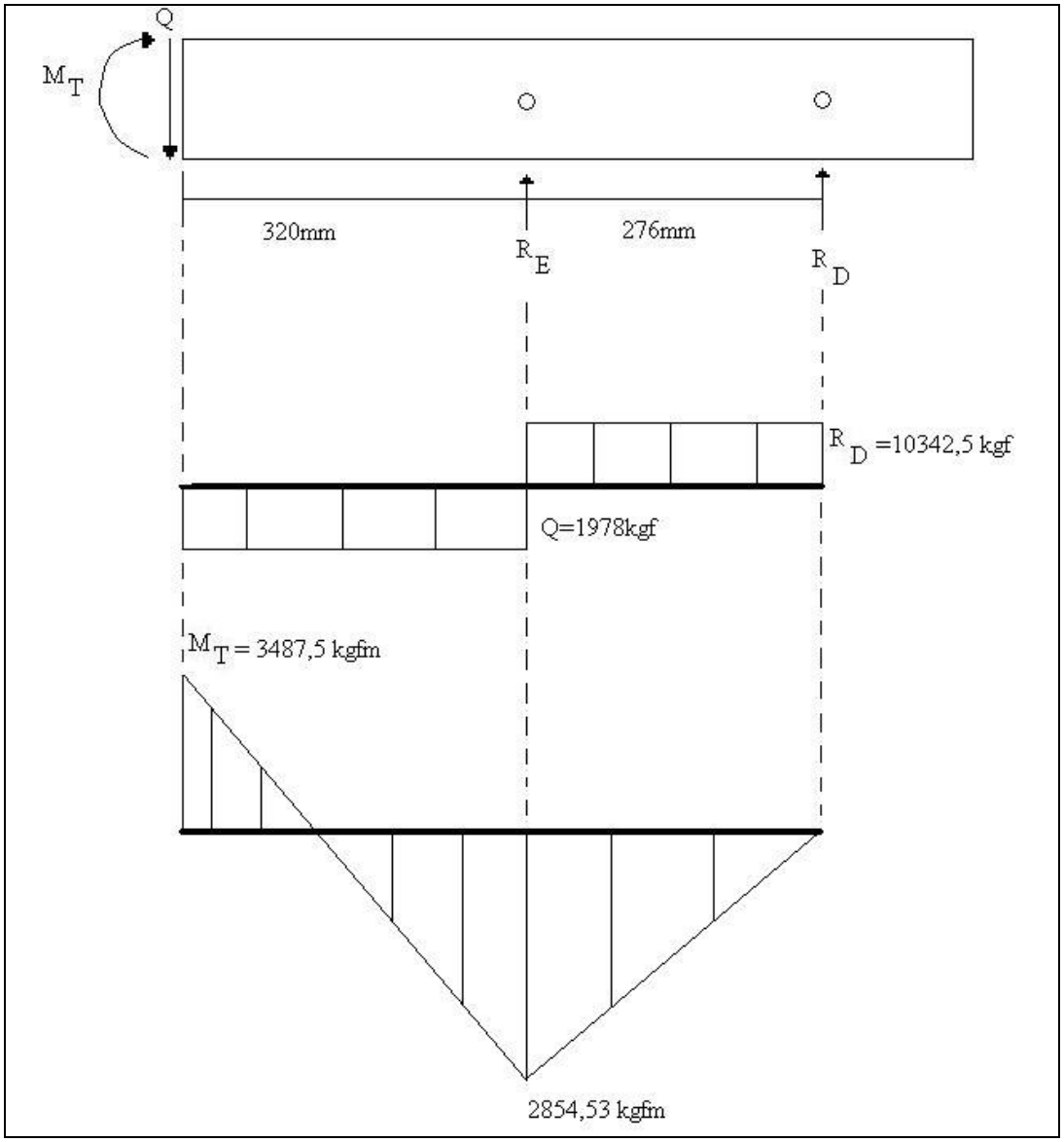


Figura 5: diagrama de esforço cortante e momento no espigão.

Para dimensionar as mesas temos:

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{J} \qquad J = \frac{M \cdot y}{\sigma} \qquad \sigma = 1200 kgf/cm^2$$

$$J = 8 \cdot a^3 - 12 \cdot a^2 \cdot H + 6 \cdot a \cdot H^2 \Rightarrow 8 \cdot a^3 - 12 \cdot a^2 \cdot H + 6 \cdot a \cdot H^2 - \frac{M \cdot H}{200 \cdot B} = 0$$

A espessura total da alma é dada por:

$$e = \frac{Q}{\tau_{adm}(H - a)} \qquad \tau_{adm} = 3{,}0 kgf/mm$$

Tabela 6: altura das mesas e espessura da alma do espigão.

x[mm]	Mt	H[mm]	B[mm]	a[mm]	Q[kgf]	e[mm]
0	3488	138	150	14	1978	5
40	2650	138	150	11	1978	5
80	1902	138	150	8	1978	5
120	1109	138	150	5	1978	5
160	317	138	150	3	1978	5
200	476	138	150	3	1978	5
240	1269	138	143	5	1978	5
280	2062	138	130	8	1978	5
320	2855	138	116	12	1978	5
360	2447	138	102	10	10343	27
400	2039	138	88	8	10343	27
440	1631	138	75	7	10343	26
480	1223	138	61	5	10343	26
520	816	138	47	3	10343	26
560	408	138	34	3	10343	26
600	0	138	20	3	10343	26

Calculo do numero de fios de "roving" em cada mesa

$$Z = 1{,}41 \cdot B \cdot a$$

Tabela 7: numero de fios de roving nas mesas do espigão.

x[mm]	B[mm]	A[mm]	Z
0	150	14	2969
40	150	11	2257
80	150	8	1622
120	150	5	952
160	150	3	635
200	150	3	635
240	143	5	1032
280	130	8	1516
320	116	12	1878
360	102	10	1418
400	88	8	1022
440	75	7	695
480	61	5	421
520	47	3	201
560	34	3	143
600	20	3	85

Calculo do numero de camadas de tecido na alma

Para o tecido ASAVID.581 temos que P1 = 0,03 g/cm^2
Então t = 0,292 mm
]

Tabela 8: nº de camadas de tecido nas almas do espigão.

x[mm]	Q[kgf]	e[mm]	nº camadas
0	1978	5	9
40	1978	5	9
80	1978	5	9
120	1978	5	8
160	1978	5	8
200	1978	5	8
240	1978	5	8
280	1978	5	9
320	1978	5	9
360	10343	27	46
400	10343	27	45
440	10343	26	45
480	10343	26	44
520	10343	26	44
560	10343	26	44
600	10343	26	44

O tecido deve ser disposto à 45º/135º

Verificação da área de colagem

Verificação da área de colagem baseando-se em $\tau_{adm.alma} / \tau_{adm.cola}$

$L_{cola} = 6.e_{alma}$

tabela 9: área de colagem

x[mm]	e[mm]	L
0	5	
40	5	31
80	5	30
120	5	30
160	5	29
200	5	29
240	5	30
280	5	31
320	5	31
360	27	161
400	27	159
440	26	157
480	26	155
520	26	153
560	26	153
600	26	153

3.Dimensionamento da caixa da longarina

O esforço cortante ao longo da caixa da longarina é constante e igual a 1978 kgf e o momento fletor é igual a 3487,5 kgfm no centro da caixa e decresce linearmente ate zero em as extremidade.

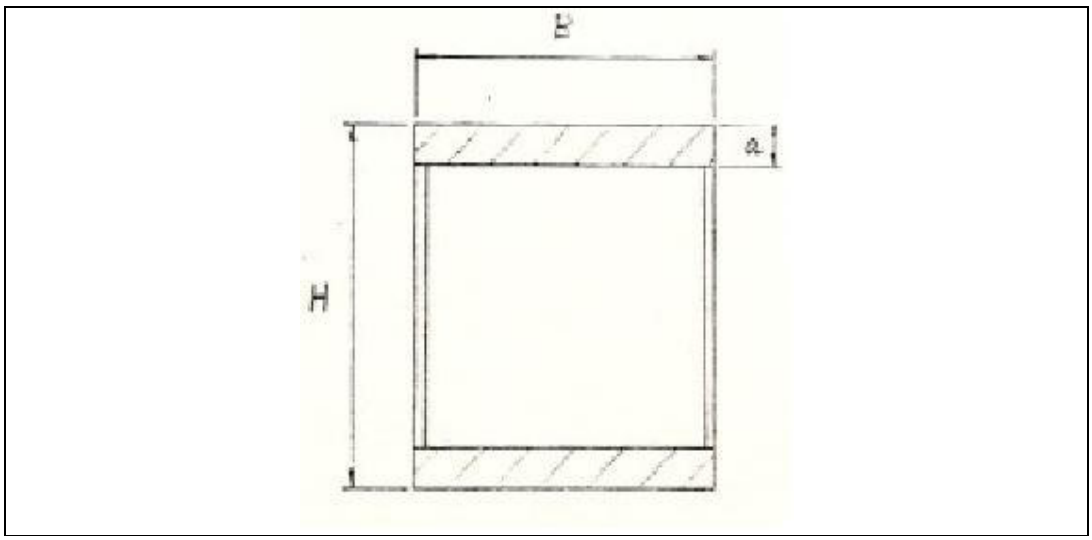


Figura 6: caixa da longarina.

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{J} \qquad y = \frac{H}{2} \qquad J = \frac{B}{12}\left[H^3 - (H - 2a)^3\right]$$

$$\sigma = \sigma_{adm} = 12 kgf/mm^2$$

Desenvolvendo-se as equações anteriores, temos:

$$8 \cdot a^3 - 12 \cdot a^2 \cdot H + 6 \cdot a \cdot H^2 - \frac{6 \cdot a \cdot H}{\sigma \cdot B} = 0$$

Tabela 10: largura e altura das mesas do caixão.

x(mm)	M(kgfm)	H(mm)	B(mm)	a(mm)
0	3487.5	138	150	14.04
79	3051.8	138	150	12.29
157	2615.8	138	150	10.53
236	2179.8	138	150	8.78
314	1743.8	138	150	7.02
393	1307.9	138	150	5.27
471	871.9	138	150	3.51
550	435.9	138	150	2

Calculo no nº de fios de "roving"

Z = 141.F onde F = B.a

Tabela 11: nº de fios de roving nas mesas do caixão.

x(mm)	H(mm)	B(mm)	a(mm)	Z
0	138	150	14.04	2969
79	138	150	12.29	2599
157	138	150	10.53	2227
236	138	150	8.78	1857
314	138	150	7.02	1485
393	138	150	5.27	1115
471	138	150	3.51	742
550	138	150	2	423

Dimensionamento da alma

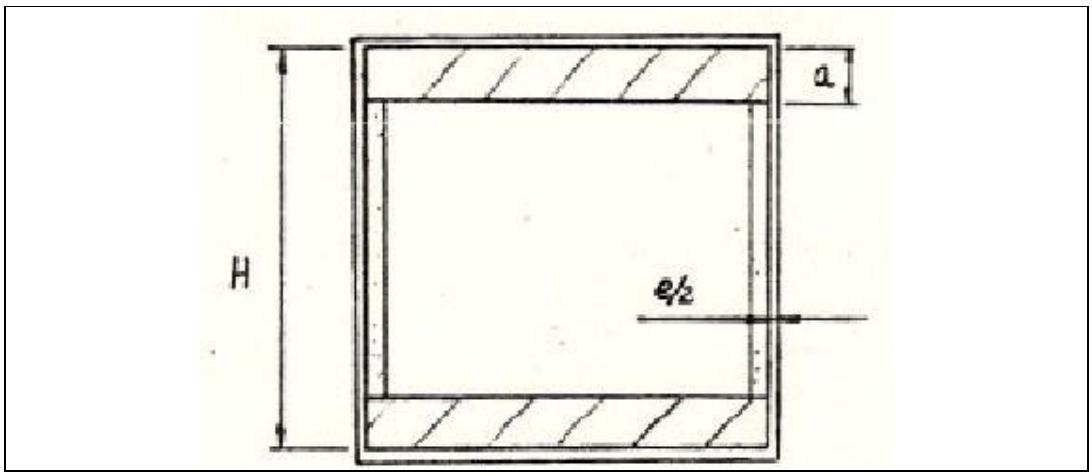


Figura 7: caixão da longarina

$$\tau = \frac{Q}{s_{alma}} \qquad S_{alma} = e \cdot (H - a) \qquad \tau = \frac{Q}{e \cdot (H - a)} \qquad e = \frac{Q}{\tau \cdot (H - a)}$$

τ = 3,0 kgf/mm^2

Tabela 12: espessura da alma do caixão.

x(mm)	Q(kgf)	H(mm)	a(mm)	e(mm)
0	1978	138	14.04	5.3
79	1978	138	12.29	5.2
157	1978	138	10.53	5.2
236	1978	138	8.78	5.1
314	1978	138	7.02	5.0
393	1978	138	5.27	5.0
471	1978	138	3.51	4.9
550	1978	138	2	4.8

Verificação da área de colagem

Baseado nos esforços atuantes nas mesas

Tabela 13: área de colagem entre as almas e as mesas

X(mm)	Δl(mm)	B.a(mm^2)	ΔB.a(mm^2)	σ_{at}(kgf/mm^2)	F = σ_{at}.ΔBa (kgf)	L = F/τ_{adm} Δl (mm)
0	79	2106.0	-	-	-	-
79	79	1843.5	262.5	12	3150	79.7
157	79	1579.5	264.0	12	3168	80.2
236	79	1317.0	262.5	12	3150	79.7
314	79	1053.0	264.0	12	3168	80.2
393	79	790.5	262.5	12	3150	79.7
471	79	526.5	264.0	12	3168	80.2
550	79	300.0	226.5	12	2718	68.8

Verificação da colagem em função de e_{alma}

$L_{colagem} = 6.e_{alma}$

Tabela 14: área de colagem entre as almas e as mesas

X(mm)	e(mm)	$L_{colagem\ (mm)}$
0	5.3	
79	5.2	31.5
157	5.2	31.0
236	5.1	30.6
314	5.0	30.2
393	5.0	29.8
471	4.9	29.4
550	4.8	29.1

Determinação do nº de camadas de laminado

t = 0,292 mm

o numero de camadas de laminado será dado:

$$N^{o}\,camadas = \frac{e}{2 \cdot t}$$

Tabela 15: nº de camadas de tecido na alma do caixao

X(mm)	e(mm)	Nº camadas
0	5.3	9
79	5.2	9
157	5.2	9
236	5.1	9
314	5.0	9
393	5.0	9
471	4.9	8
550	4.8	8

4.Calculo do revestimento

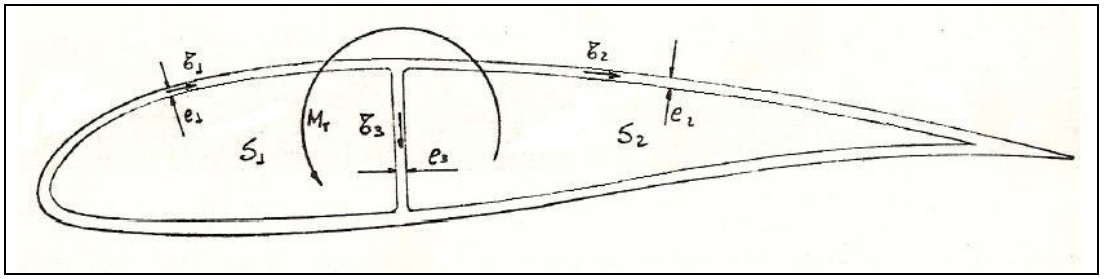


Figura 8: perfil da asa, espessura de revestimento e tenções atuantes

$$M_T = 2(f_1 S_1 + f_2 S_2) = 2(\tau_1 e_1 S_1 + \tau_2 e_2 S_2)$$

$$\tau_1 = \frac{f_1}{e_1} \qquad \tau_2 = \frac{f_2}{e_2} \qquad \tau_1 = \frac{(f_1 - f_2)}{e_1}$$

$$\tau_3 = \frac{1}{e_3}(\tau_1 e_1 - \tau_2 e_2) \rightarrow e_1 = e_2 \therefore \tau_3 = \frac{e_1}{e_3}(\tau_1 - \tau_2)$$

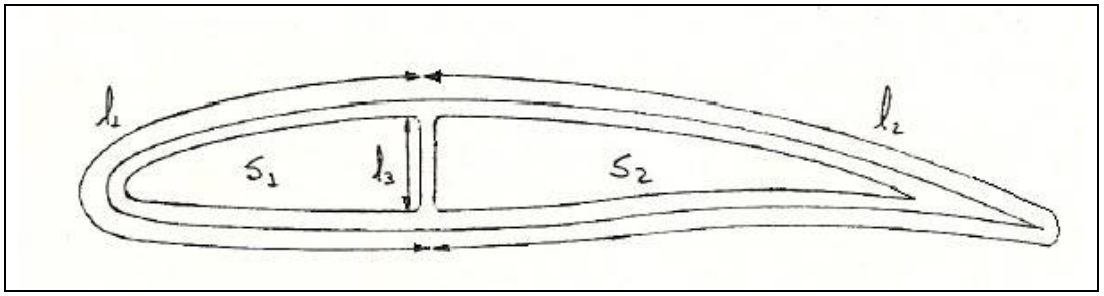


Figura 9: áreas anterior e posterior a longarina e seus perimetros

$$\frac{1}{S_1}(\tau_1 l_1 + \tau_3 l_3) = \frac{1}{S_2}(\tau_2 l_2 - \tau_3 l_3)$$

$$\tau_1 = \frac{M_T}{2e_1\left\{S_1 + S_2\left[\frac{\frac{l_1}{S_1} + \frac{e_1}{e_3}l_3\left(\frac{S_1+S_2}{S_1 \cdot S_2}\right)}{\frac{l_2}{S_2} + \frac{e_1}{e_3}l_3\left(\frac{S_1+S_2}{S_1 \cdot S_2}\right)}\right]\right\}}$$

$$\tau_2 = \frac{M_T}{2e_1\left\{S_2 + S_1\left[\frac{\frac{l_2}{S_2} + \frac{e_1}{e_3}l_3\left(\frac{S_1+S_2}{S_1 \cdot S_2}\right)}{\frac{l_1}{S_1} + \frac{e_1}{e_3}l_3\left(\frac{S_1+S_2}{S_1 \cdot S_2}\right)}\right]\right\}}$$

$$\tau_3 = \frac{e_1}{e_3}(\tau_1 - \tau_2)$$

Tabela 16: características geométricas do perfil ao longo da envergarura e tenções atuantes.

x(m)	e3(mm)	MT(kgfmm)	S1(mm2)	S2(mm2)	l1(mm)	l2(mm)	l3(mm)	e1,2	τ_1	τ_2	τ_3
0.00	1.5	2400	12725.1	28903.6	406.4	935.9	93.2	2.0	0.015	0.014	0.000
0.37	1.5	10530	16366.8	34144.1	447.7	995.9	100.8	2.0	0.054	0.051	0.003
0.73	1.5	12470	20008.5	39384.6	489.0	1055.8	108.4	2.0	0.055	0.051	0.005
1.10	1.5	14570	23650.2	44625.2	530.3	1115.8	116.0	2.0	0.056	0.052	0.006
1.46	1.9	16840	27292.0	49865.7	571.6	1175.7	123.6	2.0	0.058	0.053	0.005
1.83	2.5	19270	30933.7	55106.2	612.9	1235.6	131.2	2.0	0.060	0.054	0.004
2.19	3.1	21480	34575.4	60346.7	654.3	1295.6	138.8	2.0	0.060	0.054	0.004
2.56	3.6	23390	38217.2	65587.3	695.6	1355.5	146.4	2.0	0.060	0.054	0.003
2.92	4.1	25390	41858.9	70827.8	736.9	1415.5	154.0	2.0	0.060	0.054	0.003
3.29	4.6	27470	45500.6	76068.3	778.2	1475.4	161.6	2.0	0.060	0.054	0.003
3.65	5.1	29640	49142.4	81308.9	819.5	1535.3	169.2	2.0	0.061	0.054	0.002
4.03	5.6	31760	52784.1	86549.4	860.8	1595.3	176.8	2.0	0.061	0.055	0.002

$\tau_1 = 0{,}659 kgf/mm^2 << 3{,}0 kgf/mm^2$
$\tau_2 = 0{,}601 kgf/mm^2 << 3{,}0 kgf/mm^2$
$\tau_3 = 0{,}041 kgf/mm^2 << 3{,}0 kgf/mm^2$

Rigidez Torcional:

O ângulo de torção "$\partial\vartheta$" de um elemento longitudinal da asa "dx" é dado por:

$$\partial\vartheta = \frac{M_T \cdot P}{4 \cdot A^2 \cdot \delta \cdot G}$$

Onde: Mt – momento de torção aplicado
P – perímetro do contorno do caixão
A – área interna ao contorno do caixão
G – modulo de elasticidade transversal do material do revestimento
δ - espessura do revestimento

Em principio considera-se desprezível a rigidez extra devido ao tipo de revestimento sanduíche.

Tabela 17:ângulo de torção da asa

x(m)	MT(kgfmm)	A(mm^2)	P(mm)	δ	$\partial\vartheta$
0.00	2400	41628.6	1342.3	2.0	4.6E-06
0.37	10530	50510.9	1443.6	2.0	1.5E-05
0.73	12470	59393.1	1544.8	2.0	1.4E-05
1.10	14570	68275.4	1646.1	2.0	1.3E-05
1.46	16840	77157.7	1747.3	2.0	1.2E-05
1.83	19270	86039.9	1848.6	2.0	1.2E-05
2.19	21480	94922.2	1949.8	2.0	1.2E-05
2.56	23390	103804.4	2051.1	2.0	1.1E-05
2.92	25390	112686.7	2152.4	2.0	1.1E-05
3.29	27470	121569.0	2253.6	2.0	1.0E-05
3.65	29640	130451.2	2354.9	2.0	1.0E-05
4.03	31760	139333.5	2456.1	2.0	1.0E-05

O somatório das torções em radianos é 0.00013 rad/mm
Então a torção total dera dada multiplicando este valor pelo comprimento da asa:

$$\vartheta = 0{,}00013 \cdot 370 = 0{,}0481 rad \rightarrow \vartheta = 2{,}85^{\circ}$$

$\vartheta < 4^{\circ}$ é aceitável

5.Dimensionamento das ferragens de fixação

Pinos para resistir ao momento de torção

O momento de torção das asas serão suportados pelo pino de fixação do longarina trazeira.

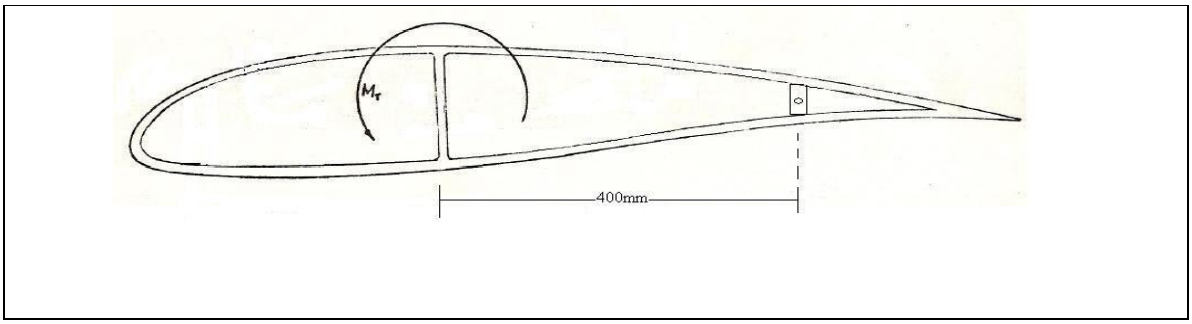


Figura 10: perfil da asa com o pino de fixação na longarina traseira.

$$M_T = F \cdot d \therefore F = \frac{M_T}{d}$$

M_T = 31760kgfmm; d = 4000mm F = 79,4kgf

Geometria do pino e da bucha

Pino de aço inox:
$\sigma r = 60\ kgf/mm^2$
$\tau r = 30\ kgf/mm^2$

Bucha de bronze:
$\sigma r = 14{,}7\ kgf/mm^2$

Verificação do cisalhamento do pino

$$\tau_{máx} = \frac{2 \cdot Q}{S} \quad \text{onde} \quad Q = F \cdot FS \cdot FQ \qquad S = \frac{\pi}{4}\left(\varphi_{ep}^2 - \vartheta_{ip}^2\right)$$

$$Q = 79{,}4 \cdot 1{,}5 \cdot 1{,}15 = 136{,}96 kgf$$

$$S = \frac{\pi}{4}\left(8^2 - 5^2\right) = 30{,}6 mm^2$$

$$\tau_{máx} = \frac{2 \cdot 136{,}96}{30{,}6} = 8{,}9 kgf\ /\ mm^2$$

$$MS = \frac{30}{8,9} - 1 = 2,35 \therefore MS = 235\%$$

Verificação da flexão no pino

$$\sigma = \frac{M_T \cdot y}{J}$$

$$M_T = F \cdot \left(\vartheta_{ep} + \vartheta ip\right) \cdot FS \cdot FQ \Rightarrow M_T = 79,4 \cdot \left(8+5\right) \cdot 1,5 \cdot 1,15 = 1780,54 kgfmm$$

$$y = \frac{\vartheta_{ep}}{2} = \frac{8}{2} \rightarrow y = 4$$

$$J = \frac{\pi}{64}\left(\vartheta_{ep}^4 - \vartheta_{ip}^4\right) \rightarrow J = \frac{\pi}{64}\left(8^4 - 5^4\right) \therefore J = 170,38 mm^4$$

$$\sigma = \frac{1780,54 \cdot 4}{170,38} \rightarrow \sigma = 41,8 kgf / mm^2$$

$$MS = \frac{60}{41,8} - 1 \rightarrow MS = 0,4353 \rightarrow MS = 43,53\%$$

Verificação da compressão na bucha

$$\sigma = \frac{Q}{S} \qquad \text{onde} \qquad Q = 79,4 \cdot 1,5 \cdot 1,15 = 136,96 kgf$$

$$S = 8 \cdot 30 = 240 mm^2$$

$$\sigma = \frac{136,96}{240} = 0,57 kgf / mm^2 << \sigma_r = 14,7 kgf / mm^2$$

Verificação da compressão na fibra pela bucha

$$\sigma = \frac{79,4 \cdot 1,5 \cdot 1,3}{15 \cdot 30} = 0,34 kgf / mm^2$$

$$MS = \frac{12}{0,34} - 1 = 33,87 \rightarrow MS = 338,7\%$$

Verificação da compressão na fibra pelo pino

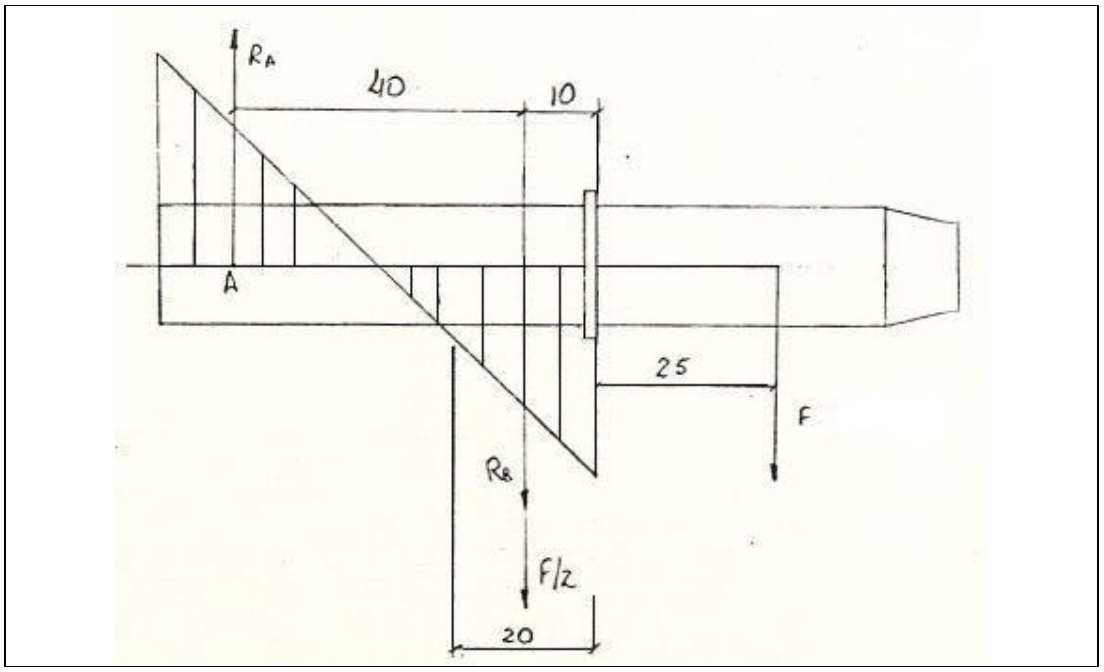


Figura 11: pino de fixação na longarina traseira.

$$Ra = \frac{M_a}{2 \cdot 20} \qquad \text{onde} \qquad M_A = F \cdot 75 \therefore M_A = 79{,}4 \cdot 75 = 5955 kgfmm$$

$$Ra = \frac{5955}{2 \cdot 20} \therefore Ra = 148{,}87 kgf$$

$$\sigma = \frac{(Ra + F/2) \cdot 1{,}5 \cdot 1{,}3}{8 \cdot 20} \therefore \sigma = 2{,}3 kgf / mm^2$$

$$MS = \frac{12}{2{,}3} - 1 = 4{,}22 \therefore MS = 422\%$$

Dimensionamento do pino de fixação da longarina á caixa da longarina

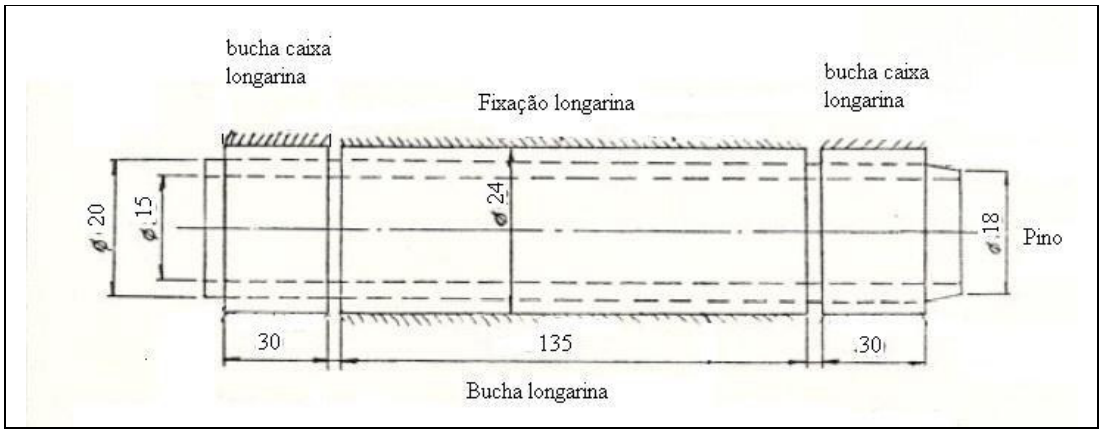


Figura 12: pinos e bucha de fixação das longarinas.

Geometria do pino e da bucha

Pino de aço inox:
$\sigma r = 60$ kgf/mm^2
$\tau r = 30$ kgf/mm^2

Bucha de bronze:
$\sigma r = 14{,}7$ kgf/mm^2

Verificação do cisalhamento do pino

$$\tau_{máx} = \frac{2Q}{2S} = \frac{Q}{S} \; ; \qquad Q = 1978 \cdot 1{,}5 \cdot 1{,}15 = 3412{,}05 kgf \; ;$$

$$S = \frac{\pi}{4}\left(20^2 - 15^2\right) = 137{,}5 mm^2$$

$$\tau_{máx} = \frac{3412{,}05}{137{,}5} = 24{,}8 kgf \,/\, mm^2$$

$$MS = \frac{30}{24{,}8} - 1 = 0{,}209 \therefore MS = 20{,}9\%$$

Verificação da compressão na caixa da longarina

$$\sigma = \frac{3412{,}05}{2 \cdot 15 \cdot 24} = 4{,}74 kgf \,/\, mm^2$$

$$MS = \frac{12}{4{,}74} - 1 = 1{,}53 \therefore MS = 153\%$$

Dimensionamento da Empenagem Horizontal

1. DIMENSIONAMENTO DA LONGARINA:

1.1. DIMENSIONAMENTO DAS MESAS:

As mesas serão calculadas por dois métodos distintos:

- Pela resistência;
- Pela rigidez (verificação).

1.1.1. CÁLCULO DAS MESAS PELO MÉTODO DA RESISTÊNCIA:

$$\Gamma = \frac{M_t y}{j} \quad \text{ou} \quad j = \frac{M_t y}{\Gamma} \quad \textbf{(1.1)}$$

Para nossa longarina, será adotado uma relação B/a = 8, sendo "B" a base da mesa e "a" a altura da mesma.

Uma vez que $j = \frac{B}{12}(H^3 - h^3)$ ou $j = \frac{1}{768}(B^4 - 12Hb^3 + 48H^2B^2)$ **(1.2)**

e

$M \Rightarrow$ Obtido do cálculo de cargas da aeronave em projeto.

$\Gamma = \Gamma_{adm}$, será adotado $\Gamma_{adm} = 12 kgf/mm^2$ (valor retirado da folha "tensão para longarinas em I" – fibra de vidro -, onde nesta constam valores de tensão adimissível de até $25 kgf/mm^2$, o que torna o projeto mais conservativo);

podemos escrever que, utilizando-se das equações 1.1 e 1.2 acima:

$$\frac{1}{768}(B^4 - 12HB^3 + 48H^2B^2) = \frac{My}{\Gamma_{adm}} \quad \textbf{(1.3).}$$

Uma vez que:

$y = H/2$ e $\Gamma = 1200 kgf/cm^2$, substituindo em 1.3, temos que:

$$B^4 - 12HB^3 + 48H^2B^2 - \frac{MH}{3{,}125} = 0 \quad \textbf{(1.4).}$$

Resolvendo a equação 1.4 acima obtemos os valores de "B" para as seções da asa, uma vez que "M" e "H" são valores conhecidos de projeto.

Na tabela 1.1 abaixo, temos os valores de "B" e "a" para os diversos valores de "H" e "M".

Posição x (mm)	**Momento$_{n=5,6}$ (kgf.cm)**	**H (mm)**	**B (mm)**	**a (mm)**
300	649686	80	24,1	3,01
600	194905	71	12,3	1,53
900	58471	61	5,4	0,675

Tabela 1.1 – Valores de "b" e "a".

1.1.2. VERIFICAÇÃO DA FLEXA MÁXIMA SOB n=5,6

Sabe-se que a flecha de uma viga de igual resistência (todas as seções sob a mesma tensão), com carga distribuida ao longo da mesma corresponde aproximadamente, à flecha de uma viga de seção costante quando solicitada por um único momento aplicado em sua extremidade, desde que as seguintes considerações sejam satisfeitas:

- Ambas as vigas devem ser do mesmo material, seção da viga de seção constante igual à seção na raíz da viga de igual resistência e momento na extremidade da viga de seção constante igual ao momento na raíz de igual resistência.

Uma vez satisfeitas as condições acima, temos que:

$f_{máx} = \frac{ML^2}{2EJ}$ **(1.5)**, onde:

$f_{máx}$ é a flecha máxima;

M é o momento devido à carga aplicada;

L é o comprimento da mesma;

E é o módulo de elasticidade do material;

J é o momento polar de inércia;

De 1.1, podemos tirar que:

$$M = \frac{\Gamma j}{y} = \frac{\Gamma j}{H/2}.$$

Logo $fmáx = \frac{\Gamma L^2}{EH}$ onde:

$\Gamma = \Gamma_{adm}$ = 1200 kgf/cm^2;

E = 350000 kgf/cm^2

L = 115 cm

H = 9 cm

Substituindo os valores acima e calculando, temos que:

$f_{máx}$ = 5,03 cm

1.1.3. CÁLCULO DO NÚMERO DE "FEIXES DE ROVING" POR MESA (Z):

A equação que nos permite calcular a quantidade de feixes a ser utilizada é:

$$Z = \frac{F}{F * \left[1 \left(\frac{1-\psi}{\psi} \right) \frac{\gamma_v}{\gamma_r} \right]}$$ **(1.6)**, onde:

Z é o número de feixes de roving por mesa;

F é seção reta da peça, após a laminação (cm^2);

F* é a seção reta de um roving, após a laminação (cm^2);

ψ é o teor de vidro, em peso;

γ_v é o peso específico do vidro;

γ_r é o peso específico da rehha.

O roving de fibra de vidro utilizado é o OWENS CORNING 111ª, sendo que este apresenta as seguintes características:

ψ = 0,60;

γ_v = 2,5 p/cm^3;

γ_r = 1,2 p/cm^3;

F = Ba (área da mesa).

Substituindo os valores acima na equação 1.6, temos que o valor de Z será:

Z = 141 x F

A tabela 1.2 abaixo nos forcece o número de feixes roving a ser usado por mesa.

Posição x (mm)	**H (mm)**	**B (mm)**	**a (mm)**	**Z (por mesa)**
300	80	24,1	3,01	1022
600	71	12,3	1,53	265
900	61	5,4	0,675	51

Tabela 1.2 – Valores de z.

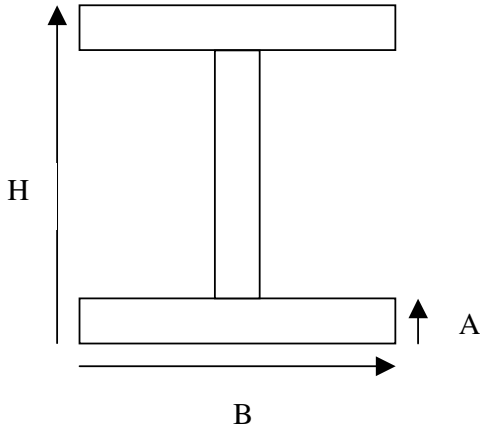


Figura 1.1 – Perfil da longarina

1.2. DIMENSIONAMENTO DA ALMA:

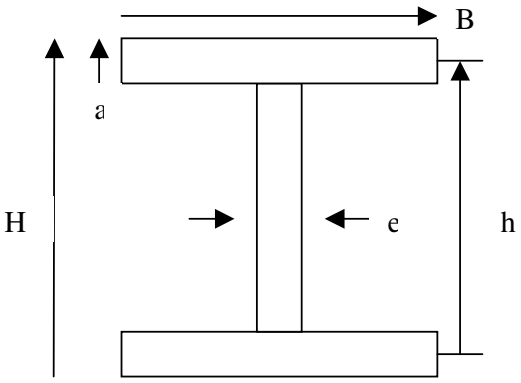


Figura 1.2 – Perfil da longarina e espessura

Temos que:

$$\tau_{at} = \frac{Q}{S_{alma}} \quad \textbf{(1.7)},$$

onde S_{alma} é dado, de acordo com a figura acima por:

S_{alma} = e x h, onde h = H – a.

Portanto, temos que:

$$\tau_{at} = \frac{Q}{e(H-a)} \quad \textbf{(1.8).}$$

Considerando que:

$\tau_{adm} = 3kgf/mm^2$ e admitindo que $\tau_{at} = \tau_{adm}$, podemos escrever

$$e = \frac{Q}{3(H-a)}(mm) \quad \textbf{(1.9).}$$

A tabela 1.3 abaixo fornece os valores de "e" para alguns pontos da empenagem.

Posição x (mm)	**Qn=5,6 (kgf)**	**H (mm)**	**a (mm)**	**e (mm)**
300	988	80	3,01	2,78
600	496	71	1,53	1,17
900	122	61	0,675	0,58

Tabela 1.3 – Valores de e.

1.2.1. DETERMINAÇÃO DO NÚMERO DE CAMADAS DE LAMINADO:

A alma será construída em sanduíche de fibra-de-vidro / espuma de PVC / fibra-de-vidro. O número de camadas de tecido de cada lado da alma é dado por:

N° de camadas = e/2t **(1.10)**,

Onde "t" é a espessura de uma camada de tecido de fibra-de-vidro após uma laminação. Admitindo-se uma composição de 60% de tecido e 40% de resina, teremos a seguinte densidade para o conjunto:

$$\gamma = \frac{1}{\frac{\%vidro}{\gamma_v} + \frac{\%resena}{\gamma_r}} \quad \textbf{(1.11)}$$

onde:

γ é a densiddade do laminado;

γ_v é a densidade do vidro (2,55 g/cm^3);

γ_r é a densidade da resina (1,15 g/cm^3 para epoxi).

Portanto $\gamma = 1{,}71 g/cm^3$.

A espessura de uma camada de laminado é dada por:

$$t = \frac{P}{A\gamma} \quad \textbf{(1.12)},$$

onde:

P é o peso do laminado;

A é a área do laminado;

γ é a densiddade do laminado.

Sendo P1 = peso do tecido e "X/100" sua participação em peso do laminado, temos:

P = P1 / 0,60 **(1.13)**

Adotando-se uma área de referência A=1cm^2, temos:

t = P1 / 1,03 (cm) **(1.14)**.

Para o tecido OWENS 1, temos:

P1 = 300 g/m2 = 0,0300 g/cm2 = 0,0300g.

Portanto:

$$t_{owens1} = \frac{0{,}0300}{1{,}03} = 0{,}0292cm = t_{owens1} = 0{,}292mm$$

Para o tecido OWENS 2, temos:

P1 = 180 g/m2 = 0,0180g.

Portanto:

$$t_{owens2} = \frac{0{,}0180}{1{,}03} = 0{,}0175cm = t_{owens2} = 0{,}175mm\,.$$

A tabela 1.4 abaixo nos fornece o número de camadas de tecido de cada lado.

Posição x (mm)	**e (mm)**	**Tecidos**	**N° camadas cada lado**	**e (mm) total laminado**
300	2,78	OWEN 1 / 2	3 / 2	1,84
600	1,17	OWEN 1 / 2	2 / 2	1,11
900	0,58	OWEN 1 / 2	2 / 1	0,47

Tabela 1.4

Obs: Número mínimo de camadas de cada lado = 2.

Tecidos dispostos a 45° / 135°.

1.2.2. VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE COLAGEM:

A verificação da área de colagem entre a alma e as mesas será feita de duas maneiras:

- Baseando-se nas forças atuantes nas mesas;
- Com base na relação entre $\Gamma_{adm\ alma}$ / $\Gamma_{adm\ cola}$.

1.2.2.1. VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE COLAGEM EM FUNÇÃO DOS ESFORÇOS ATUANTES NA MESA:

Uma vez que

$S_{colagem} = F / \Gamma_{adm\ cola}$ **(1.15).**

onde

$S_{colagem}$ é a área de colagem;

$\Gamma_{adm\ cola} = 0{,}5 kgf/mm^2$ (tensão admissível cisalhamento epoxi).

Mas

$S_{colagem} = L_{colagem} \times \Delta l$, onde

$L_{colagem}$ é a largura de colagem;

Δl é o compromento de colagem.

Portanto:

$L_{colagem} = F / \Gamma_{adm\ cola} \times \Delta l$ **(1.16).**

1.2.2.2. VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE COLAGEMBASEANDO-SE EM $\Gamma_{adm\ alma}$ / $\Gamma_{adm\ cola}$.

Uma vez que:

$\tau_{adm\ alma} = 3{,}0\ kgf/mm^2$ e que $\tau_{adm\ cola} = 0{,}5\ kgf/mm^2$, temos que:

$L_{cola} = 6 \times e_{alma}$ **(1.17).**

Portanto, a tabela abaixo nos dá o valor de L de colagem em cada ponto da empenagem:

Posição x (mm)	**$e_{alma\ lami.}$ (mm)**	**$L_{colagem}$ (mm)**
300	2,45	14,7
600	1,87	11,2
900	1,09	6,54

Tabela 1.5

1.2.2.3. VERIFICAÇÃO DA MARGEM DE SEGURANÇA:

$MS = L_{efetivo\ colagem} / L_{\ colagem} - 1$ **(1.18)**

onde

$L_{efetivo\ colagem} = B - e_{lam.} - 12{,}5.$ **(1.19)**

A tabela abaixo nos mostra os valores da margem de segurança.

Posição x (mm)	$\mathbf{L_{efetivo\ colagem}}$ **(mm)**	$\mathbf{L_{colagem}}$ **(mm)**	**MS (%)**
300	65,1	14,7	3,42
600	56,6	11,2	4,05
900	47,4	6,54	6,24

Tabela 1.6

2. DIMENSIONAMENTO DA ESPIGA DA LONGARINA:

Uma vez que

$2e1 + 2e2 = e_{alma}$ **(2.1)**

e que

$e1 = 1{,}5\ e2$ **(2.2)**,

temos que:

$e1 = 0{,}30\ e_{alma}$ e $e2 = 0{,}20\ e_{alma}$ **(2.3)**

Para o dimensionamento das mesas, temos que:

$8a^3 - 12a^2H + 6aH^2 - MH/200B = 0$ **(2.4)**,

onde

$B = B^* - 2ei$ **(2.5)**.

e

$H = H^* - 2ei$ **(2.6)**

A espessura total da alma é dada por:

$e = Q / \Gamma_{adm} (H-a)$ **(2.7)**

onde $\Gamma_{adm} = 3kgf / mm^2$.

Admitindo-se e1 = 6,0 mm, temos que:

Posição x (mm)	**Mn=5,6 (kgf.cm)**	**H* (mm)**	**H (mm)**	**B* (mm)**	**B (mm)**	**a (mm)**
300	649686	110	98	46,5	34,5	4,31
600	194905	94	82	34,7	22,7	2,83
900	58471	88	76	24,3	12,3	1,63

Tabela 2.1

2.1. DETERMINAÇÃO DO N° DE FEIXES DE ROVING Z:

Uma vez que Z = 141 x F, e que F = B x a (cm^2) temos:

Posição x (mm)	**H (mm)**	**B (mm)**	**a (mm)**	**Z (por mesa)**
300	98	34,5	4,31	2096
600	82	22,7	2,83	905
900	76	12,3	1,63	282

Tabela 2.2

2.1.1. VERIFICAÇÃO COM BASE NA RELAÇÃO ENTRE $\Gamma_{ADM\ ALMA}$ / $\Gamma_{ADM\ COLA}$:

$L_{cola} = 6 \times e_{alma}$

Posição x (mm)	$e_{alma\ total}$ (mm)	$L_{colagem}$ (mm)
300	2,85	17,1
600	2,26	13,6
900	1,40	8,44

Tabela 2.3

2.1.2. VERIFICAÇÃO DA MARGEM DE SEGURANÇA:

$MS = L_{efetivo\ colagem} / L_{colagem} - 1$, sendo:

$L_{efetivo\ colagem} = 2B + 2a - 12,5 - 2e2_{alma}$

Posição x (mm)	$L_{efetivo\ colagem}$ (mm)	$L_{colagem\ mín.}$ (mm)	MS (%)
14,7	58,3	17,1	2,4
11,2	39,4	13,6	1,9
6,54	28,6	8,44	2,38

Tabela 2.4

Dimensionamento da Empenagem Vertical

1. DIMENSIONAMENTO DA LONGARINA:

2.2. DIMENSIONAMENTO DAS MESAS:

As mesas serão calculadas por dois métodos distintos:

- Pela resistência;
- Pela rigidez (verificação).

2.2.1. CÁLCULO DAS MESAS PELO MÉTODO DA RESISTÊNCIA:

$$\Gamma = \frac{M_t y}{j} \quad \text{ou} \quad j = \frac{M_t y}{\Gamma} \quad \textbf{(1.1)}$$

Para nossa longarina, será adotado uma relação B/a = 8, sendo "B" a base da mesa e "a" a altura da mesma.

Uma vez que $j = \frac{B}{12}(H^3 - h^3)$ ou $j = \frac{1}{768}(B^4 - 12Hb^3 + 48H^2B^2)$ **(1.2)**

e

$M \Rightarrow$ Obtido do cálculo de cargas da aeronave em projeto.

$\Gamma = \Gamma_{adm}$, será adotado $\Gamma_{adm} = 12 kgf/mm^2$ (valor retirado da folha "tensão para longarinas em I" – fibra de vidro -, onde nesta constam valores de tensão adimissível de até $25 kgf/mm^2$, o que torna o projeto mais conservativo);

podemos escrever que, utilizando-se das equações 1.1 e 1.2 acima:

$$\frac{1}{768}(B^4 - 12HB^3 + 48H^2B^2) = \frac{My}{\Gamma_{adm}} \quad \textbf{(1.3).}$$

Uma vez que:

$y = H/2$ e $\Gamma = 1200 kgf/cm^2$, substituindo em 1.3, temos que:

$$B^4 - 12HB^3 + 48H^2B^2 - \frac{MH}{3{,}125} = 0 \quad \textbf{(1.4).}$$

Resolvendo a equação 1.4 acima obtemos os valores de "B" para as seções da asa, uma vez que "M" e "H" são valores conhecidos de projeto.

Na tabela 1.1 abaixo, temos os valores de "B" e "a" para os diversos valores de "H" e "M".

Posição x (mm)	**Momento$_{n=5,6}$ (kgf.cm)**	**H (mm)**	**B (mm)**	**a (mm)**
300	454780	56	16,9	2,1
600	136433.5	49,7	8,6	1,1
900	40929,7	42,7	3,8	0,5

Tabela 1.1 – Valores de "b" e "a".

2.2.2. VERIFICAÇÃO DA FLEXA MÁXIMA SOB

Sabe-se que a flecha de uma viga de igual resistência (todas as seções sob a mesma tensão), com carga distribuida ao longo da mesma corresponde aproximadamente, à flecha de uma viga de seção costante quando solicitada por um único momento aplicado em sua extremidade, desde que as seguintes considerações sejam satisfeitas:

- Ambas as vigas devem ser do mesmo material, seção da viga de seção constante igual à seção na raíz da viga de igual resistência e momento na extremidade da viga de seção constante igual ao momento na raíz de igual resistência.

Uma vez satisfeitas as condições acima, temos que:

$f_{máx} = \frac{ML^2}{2EJ}$ **(1.5)**, onde:

$f_{máx}$ é a flecha máxima;

M é o momento devido à carga aplicada;

L é o comprimento da mesma;

E é o módulo de elasticidade do material;

J é o momento polar de inércia;

De 1.1, podemos tirar que:

$$M = \frac{\Gamma j}{y} = \frac{\Gamma j}{H/2}.$$

Logo $fmáx = \frac{\Gamma L^2}{EH}$ onde:

$\Gamma = \Gamma_{adm}$ = 1200 kgf/cm^2;

E = 350000 kgf/cm^2

L = 115 cm

H = 9 cm

Substituindo os valores acima e calculando, temos que:

$f_{máx}$ = 5,03 cm

2.2.3. CÁLCULO DO NÚMERO DE "FEIXES DE ROVING" POR MESA (Z):

A equação que nos permite calcular a quantidade de feixes a ser utilizada é:

$$Z = \frac{F}{F * \left[1 \left(\frac{1-\psi}{\psi} \right) \frac{\gamma_v}{\gamma_r} \right]}$$ **(1.6)**, onde:

Z é o número de feixes de roving por mesa;

F é seção reta da peça, após a laminação (cm^2);

F* é a seção reta de um roving, após a laminação (cm^2);

ψ é o teor de vidro, em peso;

γ_v é o peso específico do vidro;

γ_r é o peso específico da rehha.

O roving de fibra de vidro utilizado é o OWENS CORNING 111ª, sendo que este apresenta as seguintes características:

$\psi = 0{,}60$;

$\gamma_v = 2{,}5$ p/cm^3;

$\gamma_r = 1{,}2$ p/cm^3;

F = Ba (área da mesa).

Substituindo os valores acima na equação 1.6, temos que o valor de Z será:

Z = 141 x F

A tabela 1.2 abaixo nos forcece o número de feixes roving a ser usado por mesa.

Posição x (mm)	**H (mm)**	**B (mm)**	**a (mm)**	**Z (por mesa)**
300	56	16,87	2,107	715,4
600	49,7	8,61	1,071	185,5
900	42,7	3,78	0,4725	35,7

Tabela 1.2 – Valores de z.

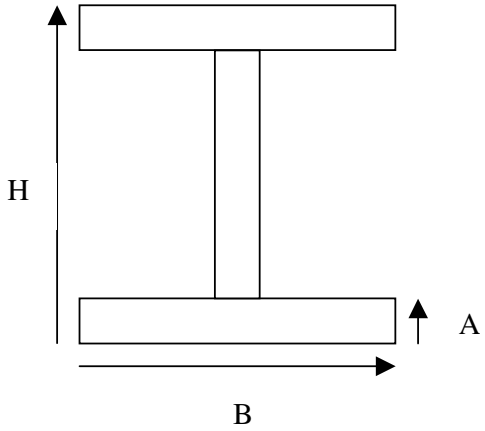


Figura 1.1 – Perfil da longarina

2.3. DIMENSIONAMENTO DA ALMA:

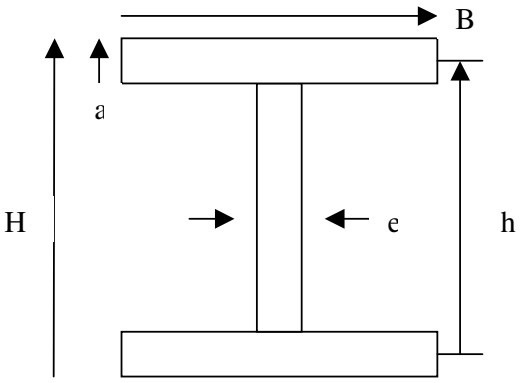


Figura 1.2 – Perfil da longarina e espessura

Temos que:

$$\tau_{at} = \frac{Q}{S_{alma}} \quad \textbf{(1.7)},$$

onde S_{alma} é dado, de acordo com a figura acima por:

S_{alma} = e x h, onde h = H – a.

Portanto, temos que:

$$\tau_{at} = \frac{Q}{e(H-a)} \quad \textbf{(1.8).}$$

Considerando que:

$\tau_{adm} = 3kgf/mm^2$ e admitindo que $\tau_{at} = \tau_{adm}$, podemos escrever

$$e = \frac{Q}{3(H-a)}(mm) \quad \textbf{(1.9).}$$

A tabela 1.3 abaixo fornece os valores de "e" para alguns pontos da empenagem.

Posição x (mm)	**Qn=5,6 (kgf)**	**H (mm)**	**a (mm)**	**e (mm)**
300	691,60	56,00	2,11	1,95
600	347,20	49,70	1,07	0,82
900	85,40	42,70	0,47	0,41

Tabela 1.3 – Valores de e.

2.3.1. DETERMINAÇÃO DO NÚMERO DE CAMADAS DE LAMINADO:

A alma será construída em sanduíche de fibra-de-vidro / espuma de PVC / fibra-de-vidro. O número de camadas de tecido de cada lado da alma é dado por:

N° de camadas = e/2t **(1.10)**,

Onde "t" é a espessura de uma camada de tecido de fibra-de-vidro após uma laminação. Admitindo-se uma composição de 60% de tecido e 40% de resina, teremos a seguinte densidade para o conjunto:

$$\gamma = \frac{1}{\frac{\%vidro}{\gamma_v} + \frac{\%resena}{\gamma_r}} \quad \textbf{(1.11)}$$

onde:

γ é a densiddade do laminado;

γ_v é a densidade do vidro (2,55 g/cm^3);

γ_r é a densidade da resina (1,15 g/cm^3 para epoxi).

Portanto $\gamma = 1{,}71 g/cm^3$.

A espessura de uma camada de laminado é dada por:

$$t = \frac{P}{A\gamma} \quad \textbf{(1.12)},$$

onde:

P é o peso do laminado;

A é a área do laminado;

γ é a densiddade do laminado.

Sendo P1 = peso do tecido e "X/100" sua participação em peso do laminado, temos:

P = P1 / 0,60 **(1.13)**

Adotando-se uma área de referência A=1cm^2, temos:

t = P1 / 1,03 (cm) **(1.14)**.

Para o tecido OWENS 1, temos:

P1 = 300 g/m2 = 0,0300 g/cm2 = 0,0300g.

Portanto:

$$t_{owens1} = \frac{0{,}0300}{1{,}03} = 0{,}0292cm = t_{owens1} = 0{,}292mm$$

Para o tecido OWENS 2, temos:

P1 = 180 g/m2 = 0,0180g.

Portanto:

$$t_{owens2} = \frac{0{,}0180}{1{,}03} = 0{,}0175cm = t_{owens2} = 0{,}175mm\,.$$

A tabela 1.4 abaixo nos fornece o número de camadas de tecido de cada lado.

Posição x (mm)	**e (mm)**	**Tecidos**	**N° camadas cada lado**	**e (mm) total laminado**
300	1,95	OWEN 1 / 2	3 / 2	1,29
600	0,82	OWEN 1 / 2	2 / 2	0,78
900	0,41	OWEN 1 / 2	2 / 1	0,33

Tabela 1.4

Obs: Número mínimo de camadas de cada lado = 2.

Tecidos dispostos a 45° / 135°.

2.3.2. VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE COLAGEM:

A verificação da área de colagem entre a alma e as mesas será feita de duas maneiras:

- Baseando-se nas forças atuantes nas mesas;
- Com base na relação entre $\Gamma_{adm\ alma}$ / $\Gamma_{adm\ cola}$.

2.3.2.1. VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE COLAGEM EM FUNÇÃO DOS ESFORÇOS ATUANTES NA MESA:

Uma vez que

$S_{colagem} = F / \Gamma_{adm\ cola}$ **(1.15).**

onde

$S_{colagem}$ é a área de colagem;

$\Gamma_{adm\ cola} = 0{,}5 kgf/mm^2$ (tensão admissível cisalhamento epoxi).

Mas

$S_{colagem} = L_{colagem} \times \Delta l$, onde

$L_{colagem}$ é a largura de colagem;

Δl é o compromento de colagem.

Portanto:

$L_{colagem} = F / \Gamma_{adm\ cola} \times \Delta l$ **(1.16).**

2.3.2.2. VERIFICAÇÃO DA ÁREA DE COLAGEMBASEANDO-SE EM $\Gamma_{adm\ alma}$ / $\Gamma_{adm\ cola}$.

Uma vez que:

$\tau_{adm\ alma} = 3{,}0\ kgf/mm^2$ e que $\tau_{adm\ cola} = 0{,}5\ kgf/mm^2$, temos que:

$L_{cola} = 6 \times e_{alma}$ **(1.17).**

Portanto, a tabela abaixo nos dá o valor de L de colagem em cada ponto da empenagem:

Posição x (mm)	**$e_{alma\ lami.}$ (mm)**	**$L_{colagem}$ (mm)**
300	1,715	10,29
600	1,309	7,84
900	0,763	4,578

Tabela 1.5

2.3.2.3. VERIFICAÇÃO DA MARGEM DE SEGURANÇA:

$MS = L_{efetivo\ colagem} / L_{\ colagem} - 1$ **(1.18)**

onde

$L_{efetivo\ colagem} = B - e_{lam.} - 12{,}5.$ **(1.19)**

A tabela abaixo nos mostra os valores da margem de segurança.

Posição x (mm)	**$L_{efetivo\ colagem}$ (mm)**	**$L_{colagem}$ (mm)**	**MS (%)**
300	45,57	10,29	2,39
600	39,62	7,84	2,84
900	33,18	4,58	4,37

Tabela 1.6

3. DIMENSIONAMENTO DA ESPIGA DA LONGARINA:

Uma vez que

$2e1 + 2e2 = e_{alma}$ **(2.1)**

e que

$e1 = 1{,}5\ e2$ **(2.2)**,

temos que:

$e1 = 0{,}30\ e_{alma}$ e $e2 = 0{,}20\ e_{alma}$ **(2.3)**

Para o dimensionamento das mesas, temos que:

$8a^3 - 12a^2H + 6aH^2 - MH/200B = 0$ **(2.4)**,

onde

$B = B^* - 2ei$ **(2.5)**.

e

$H = H^* - 2ei$ **(2.6)**

A espessura total da alma é dada por:

$e = Q / \Gamma_{adm} (H-a)$ **(2.7)**

onde $\Gamma_{adm} = 3kgf / mm^2$.

Admitindo-se e1 = 6,0 mm, temos que:

Posição x (mm)	**Mn=5,6 (kgf.cm)**	**H* (mm)**	**H (mm)**	**B* (mm)**	**B (mm)**	**a (mm)**
300	454780	77	69	33	24	3
600	136434	66	57	24	16	2
900	40930	62	53	17	9	1

Tabela 2.1

3.1. DETERMINAÇÃO DO N° DE FEIXES DE ROVING Z:

Uma vez que Z = 141 x F, e que F = B x a (cm^2) temos:

Posição x (mm)	**H (mm)**	**B (mm)**	**a (mm)**	**Z (por mesa)**
300	69	24	3	1467
600	57	16	2	634
900	53	9	1	197

Tabela 2.2

3.1.1. VERIFICAÇÃO COM BASE NA RELAÇÃO ENTRE $\Gamma_{ADM\ ALMA}$ / $\Gamma_{ADM\ COLA}$:

$L_{cola} = 6 \times e_{alma}$

Posição x (mm)	$e_{alma\ total}$ (mm)	$L_{colagem}$ (mm)
300	2,85	17,1
600	2,26	13,6
900	1,40	8,44

Tabela 2.3

3.1.2. VERIFICAÇÃO DA MARGEM DE SEGURANÇA:

$MS = L_{efetivo\ colagem} / L_{colagem} - 1$, sendo:

$L_{efetivo\ colagem} = 2B + 2a - 12,5 - 2e2_{alma}$

Posição x (mm)	$L_{efetivo\ colagem}$ (mm)	$L_{colagem\ mín.}$ (mm)	MS (%)
14,7	40,8	12,0	1,7
11,2	27,6	9,5	1,3
6,54	20,0	5,9	1,7

Tabela 2.4

Dimensionamento da Fuselagem

1. Dimensionamento da Fuselagem

1.1. Introdução

O objetivo desta seção é determinar a espessura do revestimento da fuselagem, através da análise dos esforços nela atuantes. Primeiramente, será feito um resumo das cargas atuantes na fuselagem e, em seguida, o dimensionamento.

1.2 Resumo das cargas na Fuselagem

As cargas na fuselagem foram calculadas na seção Cálculos de Carga. Na presente seção são apresentadas as cargas que irão gerar tensões significativas na fuselagem. O dimensionamento será feito em acordo com essas cargas.

1.2.1 Parte Posterior

1.2.1.1 Momento de torção no cone de cauda

Este momento torçor é causado pelas cargas assimétricas na empenagem horizontal e pelas cargas na empenagem vertical. Este momento é calculado pela seguinte expressão:

$$M_t = (P_t^{'} \cdot d + M_t^{'})$$

onde:

$P_t^{'}$ = 220,42kgf = carga máxima na empenagem vertical(EV)

d = 0,61m = distância do baricentro da empenagem vertical até o eixo da empenagem

$M_t^{'}$ = momento de torção causado pela carga assimétrica na empenagem horizontal(EH)

$M_t^{'}$ é dado por:

$$M_t^{'} = (P' - P'') \cdot c$$

onde:

P´ = 264,10 kgf = carga assimétrica em um dos lados da EH

P´´= 190,17 kgf = carga assimétrica no outro lado da EH

c = 0,48m = distância do ponto de aplicação das forças na EH ao eixo da empenagem

Tem-se, então:

$$M_t' = (264{,}1 - 190{,}17) \cdot 0{,}48 = 35{,}49 kgf \cdot m$$

Finalmente, pode-se calcular o momento de torção no cone de cauda:

$$\boxed{M_t = (220{,}42 \cdot 0{,}61 + 35{,}49) = 175{,}55 kgf \cdot m}$$

1.2.1.2 Momento fletor no plano vertical

Serão verificados os momentos gerados pela carga máxima na bequilha e pela carga na empenagem horizontal. Em ambos os casos, a seção mais crítica é a que se encontra próxima ao ponto posterior da junção asa-fuselagem.

Momento gerado pela carga na empenagem horizontal:

$$M_{fv} = P \cdot l$$

onde

P = 528,20kgf = carga máxima na EH
l = 3,45m = distância do ponto de aplicação da carga na EH à seção em questão

Tem-se, então:

$$\boxed{M_{fv} = 528{,}20 \cdot 3{,}45 = 1822{,}29 kgf \cdot m}$$

Momento gerado pela carga na bequilha:

$$M_{fv}' = P_b \cdot l_b$$

onde

P_b = 356,47kgf = carga na bequilha
l_b = 3,11m = distância do ponto de aplicação da carga na bequilha à seção em questão

Então:

$$M_{fv}' = 356{,}47 \cdot 3{,}11 = 1108{,}62 kgf \cdot m$$

Como o momento fletor devido à carga na empenagem horizontal é maior, a fuselagem será projetada para suportar este carregamento.

1.2.1.3 Momento fletor no plano horizontal

A carga na empenagem vertical é a geradora deste momento. Novamente, a seção mais crítica é a que se encontra próxima ao ponto posterior da junção asa-fuselagem. Assim sendo, podemos escrever:

$$M_{fh} = P_{EV} \cdot l_{EV}$$

onde

P_{EV} = 220,42kgf = carga máxima na EV
l_{EV} = 3,30m = distância do ponto de aplicação da carga na EV à seção em questão

Então:

$$\boxed{M_{fh} = 220{,}42 \cdot 3{,}30 = 727{,}39 kgf \cdot m}$$

1.2.2 Parte Anterior

1.2.2.1 Momento fletor no plano vertical

Este momento é gerado pelo peso dos diversos componentes atracados à fuselagem, em relação à seção próxima à junção anterior da asa-fuselagem. A tabela abaixo resume os componentes:

item n°	Descrição	Peso(kgf)	Distância(m)	Momento(kgfm)
1	spinner	1,50	1,86	2,79
2	helice m	11,00	1,86	20,41
3	motor	64,00	1,38	88,29
4	escapamento	4,50	1,47	6,61
5	capo motor	2,39	1,31	3,13
6	berço motor	2,20	1,06	2,33
7	bateria	12,25	0,83	10,16
8	controle motor	3,00	1,20	3,60
9	instrumentos	12,95	0,60	7,82
10	triquilha	9,45	1,09	10,30
	TOTAL	**123,24**		**155,44**

$\boxed{M_{fvi}=155{,}44 kgfm}$

1.3 Característica do Revestimento

O revestimento é feito de fibra de vidro T336B, fornecida pela Owens Corning, que apresenta as seguintes características:

- Peso do tecido: 280g/m^2
- Participação em peso do tecido no laminado: 0,6
- σ_{cr} : 2100kgf/cm^2
- τ_{cr} : 300kgf/cm^2

A espessura de um tecido pode ser calculada da seguinte maneira:

$$t = \frac{P}{A \cdot \gamma}$$

onde:

P = peso do laminado
A = área do laminado
γ = densidade do laminado

ainda:

$$P = \frac{P_1}{x/100}$$

onde:

P_1= 280g/m2 = peso do tecido
x/100 = 0,6 = participação em peso do tecido no laminado

$$P = 466{,}67 g/m^2 = 0{,}0467 g/cm^2$$

Calculamos, então, a espessura de uma camada de fibra:

$$t = \frac{0{,}0467}{1 \cdot 1{,}71} = 0{,}027 cm$$

Serão utilizadas 4 camadas de fibra. Assim sendo, a espessura total vale:

$$t_{total} = 5 \cdot 0{,}027 = 0{,}136 cm = 1{,}36 mm$$

1.4 Cálculo das Tensões e Dimensionamento

As cargas de dimensionamento são obtidas pelo seguinte produto:

$$Q_d = Q_l \cdot (FS) \cdot (FQ)$$

onde:

Q_l = carga limite, calculada
FS = fator de segurança
FQ = fator de qualidade do material

Neste projeto adotaremos FS=1,5 e FQ=1,0

1.4.1 Dimensionamento da parte posterior

1.4.1.1 Dimensionamento quanto à Torção

$$\tau = \frac{M_t}{2 \cdot A \cdot t_{total}} \cdot FS \cdot FQ$$

onde:

M_t = momento de torção aplicado
A = área da seção
t_{total} = espessura do revestimento

Sendo:

M_t = 14348,00 kgfcm
FS = 1,5
FQ = 1,0

A seção considerada é a seção próxima ao final do cone de cauda, cuja área A = 456,17cm^2. Lembrando que t_{total} = 0,136cm, tem-se:

$$\tau = \frac{14348,00}{2 \cdot 456,17 \cdot 0,136} \cdot 1,5 \cdot 1,0$$
$$\tau = 172,88 kgf / cm^2$$

Sabendo que τ_{admis} da fibra de vidro utilizada vale 300kgf/cm^2, pode-se calcular a margem de segurança(MS):

$$MS = \frac{\tau_{cr}}{\tau} - 1$$
$$MS = \frac{300}{172,88} - 1 = 0,7353$$
$$MS = 73,53\%$$

1.4.1.2 Dimensionamento quanto à Flexão no Plano Vertical

A região mais crítica é próxima à fixação posterior asa-fuselagem, a estação 2700. Tem-se:

$$\sigma_{at} = \frac{M_{fv} \cdot y}{I_x} \cdot FS \cdot FQ$$

onde:

M_{fv} = momento atuante no plano vertical, calculado no item 1.2.1.2
y = 60,0cm =distância da linha neutra à fibra mais externa
I_x = 13455 cm^4 = momento do inércia

Então:

$$\sigma_{at} = \frac{182229 \cdot 60}{13455} \cdot 1{,}5 \cdot 1{,}0 = 1218{,}92 \text{kgf} \cdot \text{cm}^2$$

Lembrando que σ_{cr} da fibra de vidro utilizada vale 2100kgf/cm^2, podemos calcular a margem de segurança:

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_{at}} - 1 = \frac{2100}{1218{,}92} - 1 = 0{,}7228$$
$$MS = 72{,}28\%$$

1.4.1.3 Dimensionamento quanto à Flexão no Plano Horizontal

A região mais crítica é a estação 2700, como no caso anterior. Temos, então:

$$\sigma_{at} = \frac{M_{fh} \cdot x}{I_y} \cdot FS \cdot FQ$$

onde:

M_{fh} = momento atuante no plano horizontal
x = 54,0cm =distância da linha neutra à fibra mais externa
Iy = 17653 cm^4 = momento do inércia

Então:

$$\sigma_{at} = \frac{727{,}39 \cdot 54}{17653} \cdot 1{,}5 \cdot 1{,}0 = 333{,}76 \text{kgf/cm}^2$$

Margem de Segurança:

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_{at}} - 1 = \frac{2100}{333,76} - 1 = 5,292$$
$$MS = 529,20\%$$

1.4.2 Dimensionamento da Parte Anterior

1.4.2.1 Dimensionamento quanto à Flexão no Plano Vertical

A região mais crítica é próxima à fixação anterior asa-fuselagem, a estação 1800.

Tem-se:

$$\sigma_{at} = \frac{M_{fvi} \cdot n \cdot y}{I_x} \cdot FS \cdot FQ$$

onde:

M_{fvi} = momento atuante no plano vertical
n = 3,8 = fator de carga aplicado nos componentes
x = 59,12cm =distância da linha neutra à fibra mais externa
Iy = 10385,33 cm^4 = momento do inércia

Então:

$$\sigma_{at} = \frac{15544 \cdot 3,8 \cdot 59,12}{10385,33} \cdot 1,5 \cdot 1,0 = 756,56 \text{kgf/cm}^2$$

Margem de Segurança:

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_{at}} - 1 = \frac{2100}{756,56} - 1 = 1,7757$$
$$MS = 177,57\%$$

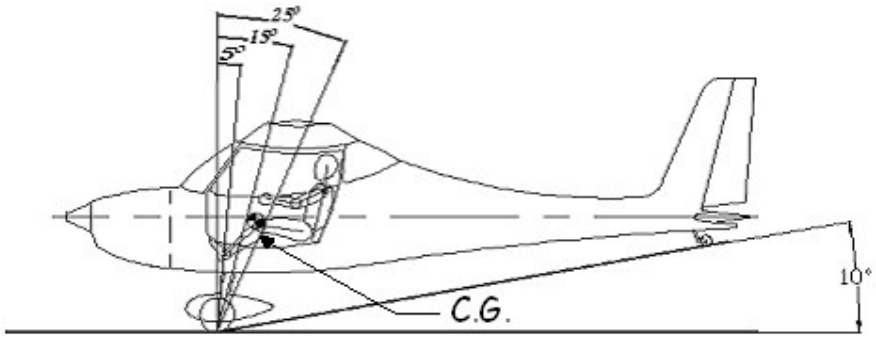
Dimensionamento do Trem de Pouso

1.Trem de Pouso

1.1 Configuração Inicial

De acordo com a configuração inicial tem-se:

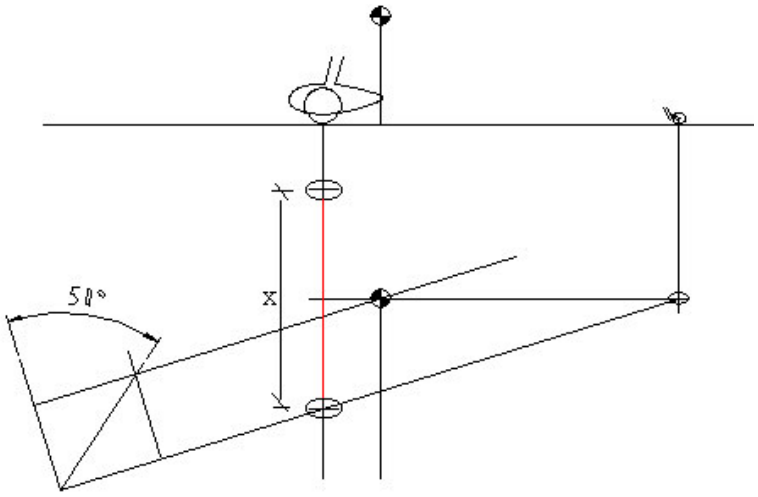
Configuração Convencional



Cálculo da Distância entre as rodas do trem de pouso Principal

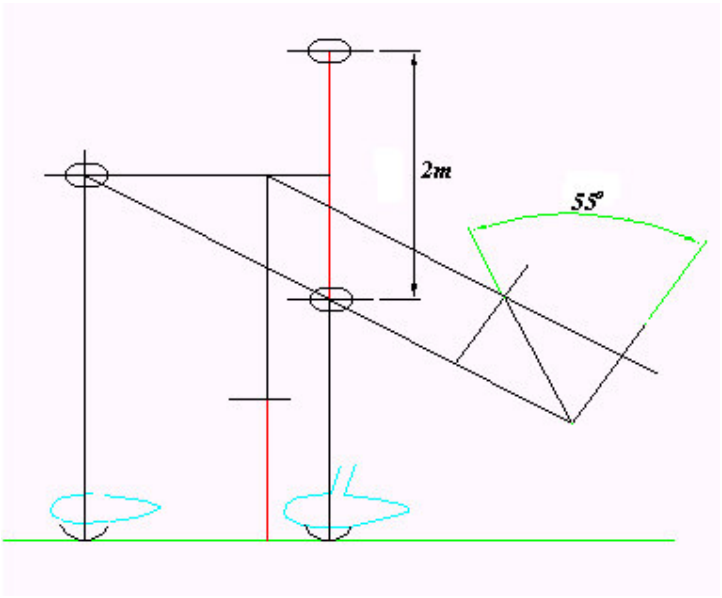
Este cálculo é feito a partir das instruções dadas por (Pazmany, 1986):

Configuração Convencional



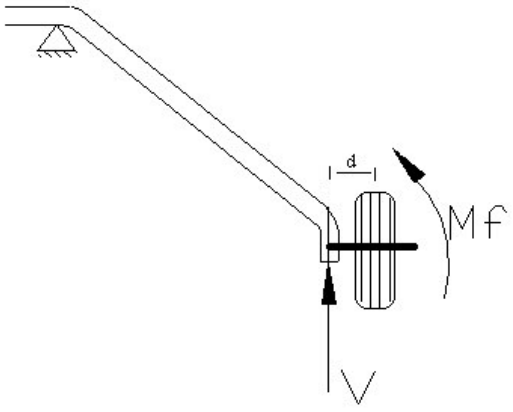
x = 1,80

Configuração Triciclo



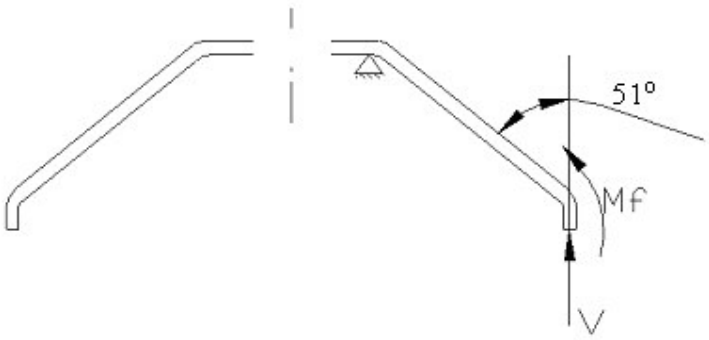
1.2 Cálculo Estrutural

Trem de Pouso Principal

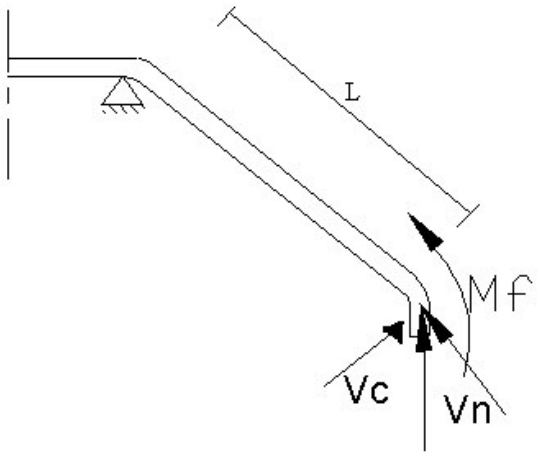


Inicialmente tem-se:

Mf = d x V = 0,20m x 2114,7kgf = **422,94 kgf.m**



Como θ = 51º e V= 2114,7kgf, pode-se decompor a força de V:

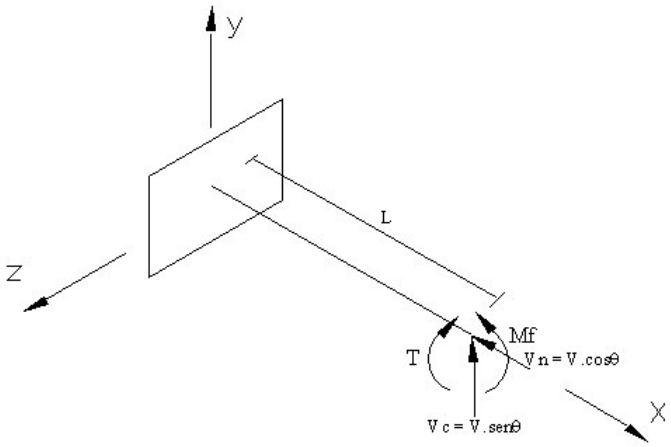


Vc = $V.sen\theta$ = ***1643,43kgf***

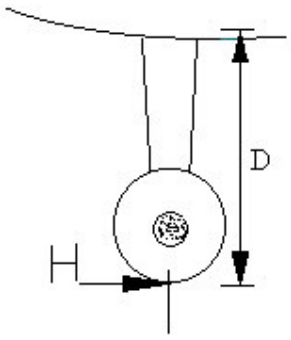
Vn = $V.cos\theta$ = ***1330,82kgf***

Então:

Como L= 0,50m, pode-se simplificar para:



Cálculo da Torção



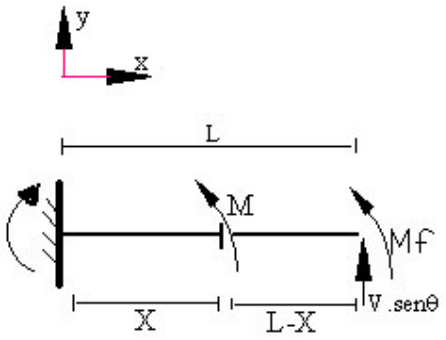
Onde:

D = 0,58m

H = 528,67kgf

T= H.D = **306,62kgf.m**

Cálculo da Flexão



$V.sen\theta\ (L-X) + M + Mf = 0$

M = 1643,43X – 1244,65

Condições:

Para X = 0m tem-se: **M = -1244,65kgf.m**

Para X = L = 0,50m tem-se: **M = -422,93kgf.m**

1.2.1 Cálculo das Tensões

Cortante

$$\tau_c = \frac{Q}{A}$$

= **1,611233MPa**

Normal

$$\sigma_c = \frac{F_n}{A}$$

= **1,304284MPa**

Fletor

$$\sigma_f = \frac{M_f . y}{I}$$

São calculados 3 Momento Fletores devido o diferente tamanho da "barra" do trem de pouso(tamanho do braço de alavanca).

Então: 1. = -56,57MPa

2. = -267,96MPa

3. = -415,45MPa

Torção

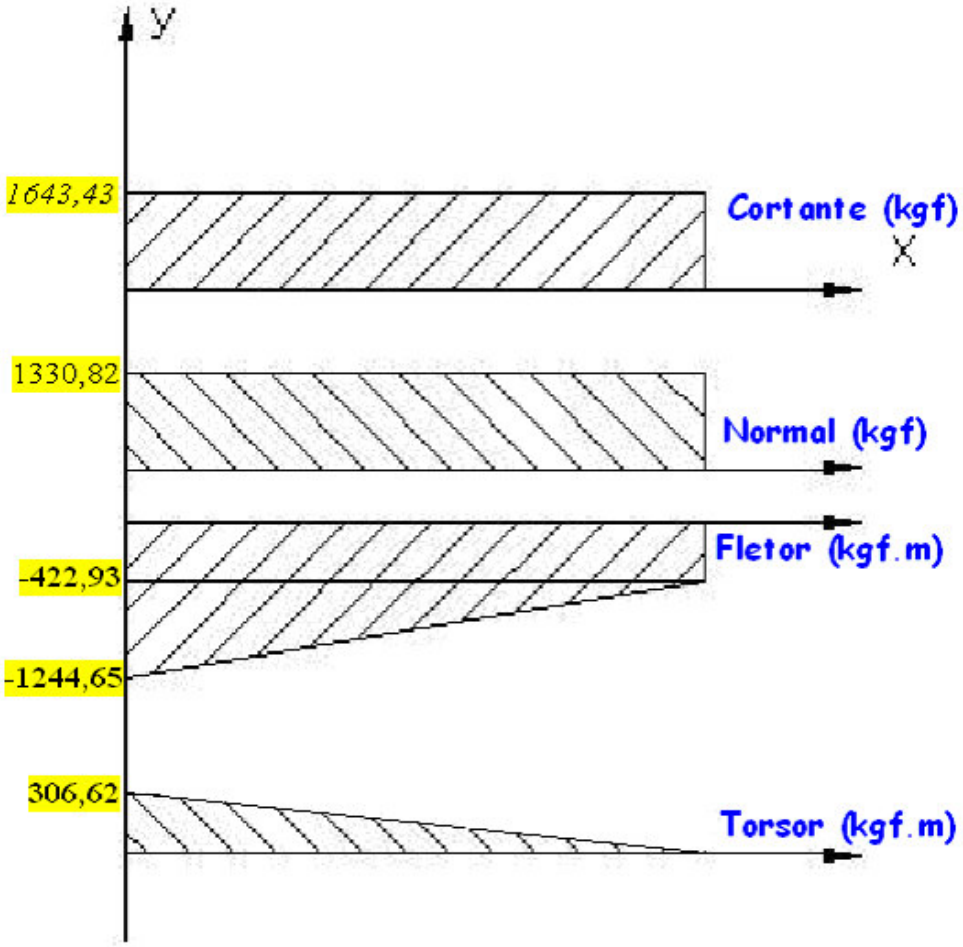
$$\sigma_t = \frac{4{,}18.T}{a^3}$$

a = 0,1m

= **2,56MPa**

Resultado

Os valores das tensões está representado graficamente.



1.2.2 Critério de Falha

Pode ser utilizada a seguinte equação:

$$\sigma = \sqrt{\sigma_s^2 + \sigma_f^2 + \sigma_t^2 + \sigma^2}$$

Onde:

σ_s = Tensão Cortante

σ_f = Tensão de Flexão

σ_t = Tensão de Torção

σ = Tenção Normal

Tem-se:

$$\sigma \leq \sigma_e$$

Onde:

Utiliza-se o aço 4130.

Então:

σ_e = Tensão Admissível = $\sigma_e 4130 = 420MPa$ (Valor adotado).

Então:

σ = 412,3MPa

1.2.2 Fabricação em Material Composto

Desde há alguns anos, a utilização de material composto na fabricação de componentes aeronáutico tem aumentado bastante, como também na fabricação de trem de pouso. O material composto neste caso traz algumas vantagens como o aumento de 30% a 40% da resistência a fadiga (se comparado com os metais).

Comparando, para uma dada deflexão, a razão de espessura entre o aço e um composto Fibra de Vidro/Epoxy.

$$t_{comp} = t_{aco} \sqrt[3]{\frac{Et\ aço}{Et\ comp}}$$

Onde:

t_{comp} = espessura do composto

t_{aco} = espessura do aço

$Et\ comp$ = módulo de tensão do composto = 5,5 x 10^6psi = 37921,17MPa

$Et\ aço$ = módulo de tensão do aço = 29,0 x 10^6psi = 19994,8MPa

1.3 Escolha do Pneu

O Pneu escolhido para a aeronave Guaxinim é:

Configuração Convencional

Trem de Pouso Principal

Tipo III – 6.00-6

Dimensões: Diâmetro externo médio = 17, 15in = 43,56cm

Pressão: 42psi

Bequilha

Tipo Continental

Dimensões: 210 x 65

Pressão: 36,2psi

Configuração Triciclo

Trem de Pouso Principal

Tipo III – 6.00-6

Dimensões: Diâmetro externo médio = 17, 15in = 43,56cm

Pressão: 42psi

Trem do Nariz

Tipo III – 5.00-5/ (6 Ply Rating)

Dimensões: Diâmetro externo médio = 13,92in = 35,35cm

Pressão: 50psi

Pára-quedas Balístico
Painel de Instrumentos

1. Sistema de Pára-quedas Balístico

1.1 Uso do Pára-quedas Balístico

A principal função do pára-quedas balístico é trazer o avião ao solo de maneira segura, em situações nas quais o piloto não for mais capaz de controlar o avião e realizar o pouso. Além desta função, a aeronave equipada com este dispositivo apresenta um desconto em seu seguro que pode chegar a 15%, proporcionando uma considerável economia financeira ao dono.

1.2. Componentes Básicos

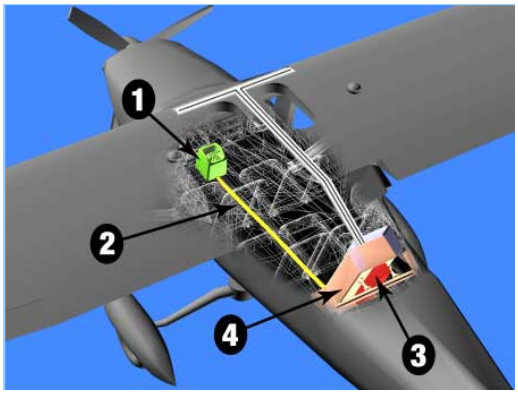
Os componentes básicos do sistema de pára-quedas são:

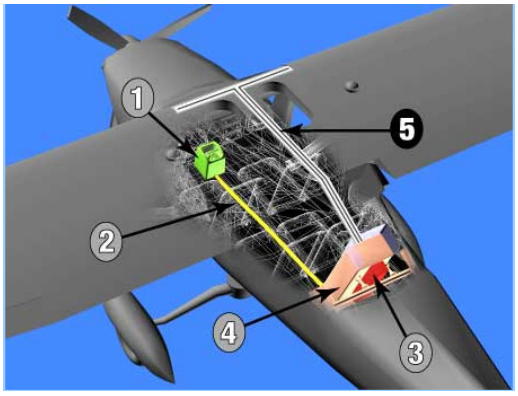
- Pára-quedas
- Foguete
- Alavanca de acionamento
- Cabos que ligam o pára-quedas ao avião

1.3 Funcionamento

A descrição do funcionamento encontra-se logo abaixo. A figura 1.1 ilustra o processo:

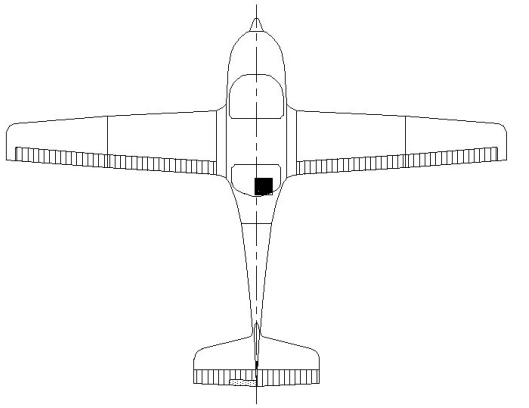
- Após a tomada de decisão, o piloto ou o passageiro puxa a alavanca de acionamento(1);
- O cabo(2) aciona o ignitor dentro da câmara do foguete(3);
- O foguete é lançado e quebra a janela traseira para escapar;
- Um cabo ligado a ele puxa o pára-quedas, retirando-o de seu compartimento(4).
- O foguete continua a puxar o pára-quedas até que ele comece a inflar. Neste instante o cabo que liga o pára-quedas à fuselagem é totalmente estendido;
- O estendimento do cabo faz com que as canaletas(5) por onde passam os cabos de fixação na fuselagem sejam rompidas.
- O processo todo dura 2 segundos





1.4 Instalação no Guaxinim

O equipamento é instalado atrás do assento do passageiro, no compartimento de bagagem.
Para ligar o pára-quedas ao avião, são 4 pontos de fixação na fuselagem, sendo 2 na caverna anterior da cabine, e 2 na caverna posterior. s cabos de fixação passam pela asa através de canaletas, que são rompidas quando o sistema é acionado. O acionamento é feito por uma alavanca posicionada ao lado do pé do piloto, sendo necessária uma força de, aproximadamente, 20 kg. As figuras 1.2 e 1.3 ilustram a instalação.



1.5 Especificação do Pára-quedas

O pára-quedas instalado no Guaxinim é produzido pela empresa Ballistic Recovery Systems(BRS). O modelo selecionado foi escolhido de modo a ser apropriado ao peso da aeronave e à velocidade de abertura. Abaixo, está resumida a especificação do pára-quedas:

Modelo BRS 1800 Softpack HD

- Peso máximo:1800lbs = 816kg
- Velocidade máxima de abertura: 282km/h
- Peso do equipamento: 17kg
- Preço: $7995,00
- Manutenção a cada 6 anos

2. Painel de Instrumentos

2.1 Seleção dos Instrumentos

Os equipamentos mínimos necessários ao vôo são especificados no FAR Part 23-Subpart F, sejam eles de vôo e navegação, sejam instrumentos relacionados ao grupo moto propulsor. Além destes, a aeronave Guaxinin também apresenta instrumentos de navegação adicionais para que seja certificada para realizar vôos por instrumentos(IFR).

Os instrumentos de vôo e navegação presentes no Guaxinim são:

- Indicador de Velocidade
- Altímetro
- Indicador de Velocidade Vertical
- Bússola Magnética
- Giro Direcional
- Horizonte Artificial
- Turn & Bank
- GPS
- Rádio
- Transponder

Os instrumentos relacionados ao grupo moto propulsor presentes no Guaxinim são:

- Indicador de quantidade de combustível para cada tanque
- Indicador de pressão de combustível
- Indicador da temperatura do óleo
- Indicador da pressão do óleo
- Tacômetro
- Indicador de temperatura da cabeça do cilindro
- Indicador de pressão do manifold

Para selecionarmos os modelos dos instrumentos utilizamos certos critérios, tais quais:

- Instrumento deve ser certificado(TSOD);
- Faixa de indicação do instrumento adequada às condições de operação da aeronave;
- Geometria do instrumento deve ser adequada para instalação no painel;
- Tipo de alimentação de força do instrumento(vácuo, elétrica);
- Preço.

Seguindo estes critérios selecionamos os modelos dos instrumentos presentes no avião.

1)Instrumentos de Vôo e Navegação

Indicador de Velocidade

Fabricante: United Instruments

Faixa de Operação: 0–200 MPH / 0-170 KNOTS

Dimensões: 3-1/8”(D)

Peso: 0,7 lbs

Preço: $397,95

Quantidade:1

Altímetro

Fabricante: United Instruments

Faixa de Operação: 0 – 20000 pés

Dimensões: 3-3/8"(D) x 4-1/8"

Peso: 0,7 lbs

Preço: $636,00

Quantidade:1

Indicador de Velocidade Vertical

Fabricante: United Instruments

Faixa de Operação: 0 – 2000 pés/min

Dimensões: 3-1/8"(D) x 4"

Peso: 0.7 lbs

Preço: $338,95

Quantidade:1

Bússola Magnética

Fabricante: Airpath

Modelo:C2300

Dimensões: 2-1/4”(D)

Peso:0,6 lbs

Preço: $106,95

Quantidade:1

Giro direcional

Fabricante: R.C. Allen

Modelo: RCA15AK-2 14V

Dimensões: 3-3/8"x 3-3/8"x 7"

Peso: 2.3 lbs

Alimentação: Elétrica

Voltagem: 14VDC

Preço: $1795,00

Quantidade: 1

Horizonte Artificial

Fabricante: R.C. Allen

Modelo: RCA26AK-4 14V

Dimensões: 3-3/8"x 3-3/8"x 7"

Peso: 2.7 lbs.

Alimentação: Elétrica

Voltagem: 14VDC

Preço: $1795,00

Quantidade: 1

Turn & Bank

Fabricante: R.C. Allen

Modelo: RCA56-3B

Dimensões: Dimensions: 3-3/8" x 3-3/8" x 6-1/2"

Peso: 1.3 lbs

Alimentação: Elétrica

Voltagem: 14-28VDC

Preço: $697,00

Quantidade: 1

GPS

Fabricante: Garmin

Modelo: 155XL TSO

Dimensões: 6.25” x 2” x 5.65”

Peso: 2,75lbs

Voltagem: 11-33VDC

Preço: $3995.00

Quantidade: 1

Transponder

Fabricante: Garmin
Modelo: GTX 327
Dimensões: 8.73"L x 6.25"W x 1.65"H
Peso: 3.1 lbs
Voltagem: 11-33VDC

Preço: $1895,00

Quantidade: 1

Rádio

Fabricante: ICON

Modelo: IC-A200/100

Faixa de Operação: 118-136.975 MHz

Dimensões: 160(W) x 34(H) x 271(D) mm;

Peso: 2,4 lbs

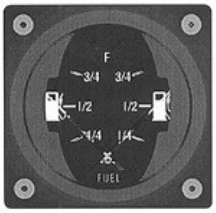
Voltagem: 14V

Preço: $849,00

Quantidade: 2

2)Instrumentos Relacionados ao Grupo Moto-Propulsor

Indicador da quantidade de combustível



Fabricante: Skysports

Modelo: Skysport Dual Tank System

Voltagem: 24VDC
Dimensões: 2-1/4”
Peso: 1 lb
Preço: $275,95

Indicador da pressão de combustível

Fabricante: Westach

Faixa de Operação: 0-15 psi
Dimensões: 2-1/4”
Peso: 0,75 lbs
Preço: $215,95
Quantidade: 1

Indicador da temperatura e pressão do óleo

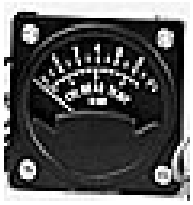
Fabricante: R.C. Allen
Dimensões: 2,1”(D) x 3,1”
Voltagem: 28 VDC
Peso: 4 lbs
Preço: $699,00
Quantidade: 1

Tacômetro

Fabricante: UMA Instruments

Modelo: Para motor ROTAX 914
Faixa de Operação: 0 – 7000rpm
Dimensões: 3-1/8”(D) x 3”
Peso:0,75lbs
Voltagem: 10-30V
Preço: $205,95

Indicador da temperatura da cabeça do cilindro



Fabricante: Westach
Modelo: Westach CHT Gauge 100-700°F (4 Positions)
Faixa de Operação: 100-700°F
Dimensões: 2-1/4”(D)
Peso: 0,7 lbs
Preço: $125,95
Quantidade: 1

Indicador da pressão do manifold

Fabricante: UMA Instruments

Faixa de Operação: 10-50’Hg

Dimensões: 3-1/8”(D)

Peso: 0,7lbs

Preço: $147,95

Quantidade: 1

II)Disposição dos Instrumentos no Painel do Avião

O FAR Part 23- SubPart F também padroniza a disposição dos instrumentos no painel do avião. As exigências são:

- Horizonte Artificial na posição mais superior e central do painel;
- Indicador da velocidade na posição mais superior do painel e à esquerda do Horizonte Artificial;
- Altímetro na posição mais superior do painel e à direita do Horizonte Artificial;
- Giro Direcional diretamente abaixo do Horizonte Artificial;

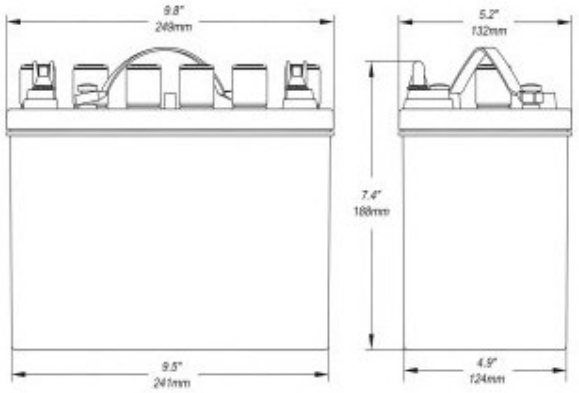
O painel do RLF Guaxinim é montado seguindo essas recomendações.

III)Seleção da Bateria

A bateria deve ser capaz de fornecer energia a todos os instrumentos do avião, bem como ao motor de arranque. Além disto, a sua voltagem deve ser compatível com os equipamentos citados acima.

A bateria selecionada possui as características necessárias e está descrita abaixo:

Fabricante: Gill Batteries
Modelo: G-35
Voltagem: 12V
Peso: 27lbs
Preço: $114,95
Dimensões:



Referências

Barros, C.P., 2001, "Uma metodologia para desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas" - Tese de Doutorado - Departamento de Engenharia Mecânica - UFMG.

Abbot, I. H., **Doenhoff**, A. E. von, 1949, "Theory of Wing Sections", McGraw-Hill Book Company.

Roskam, J., 1985, "Airplane Design - Part I Preliminary Sizing of Airplanes", Roskam Aviation andEngineering Corporation, Kansas, EUA.

Janes, -, "Jane´s All The World´s Aircrafts" - Exemplares disponíveis na biblioteca do CEA.

Pazmany, L.,1963,"Light Airplane Design"

Anderson, John David., 2001, "fundamentals of aerodinamics"

JAR-VLA (Joint Aviation Requeriments – Very Light Airplanes)

FAR (Federal Aviation Regulation – Part 23)

http://www.rotax-aircraft-engines.com

http://www.mt-propeller.com

OLIVEIRA, Paulo Henriques Iscold Andarde, "Introdução 'as Cargas nas Aeronaves" - Departamento de Engenharia Mecânica - UFMG.

Pazmany, L.,1963,"Light Airplane Design"

Barros, C Pinto de., 1991, " Calculus da Aeronave CB 9 "Curumim"". Belo Horizonte; CEA-EEUFMG.

Anexos - Desenhos