

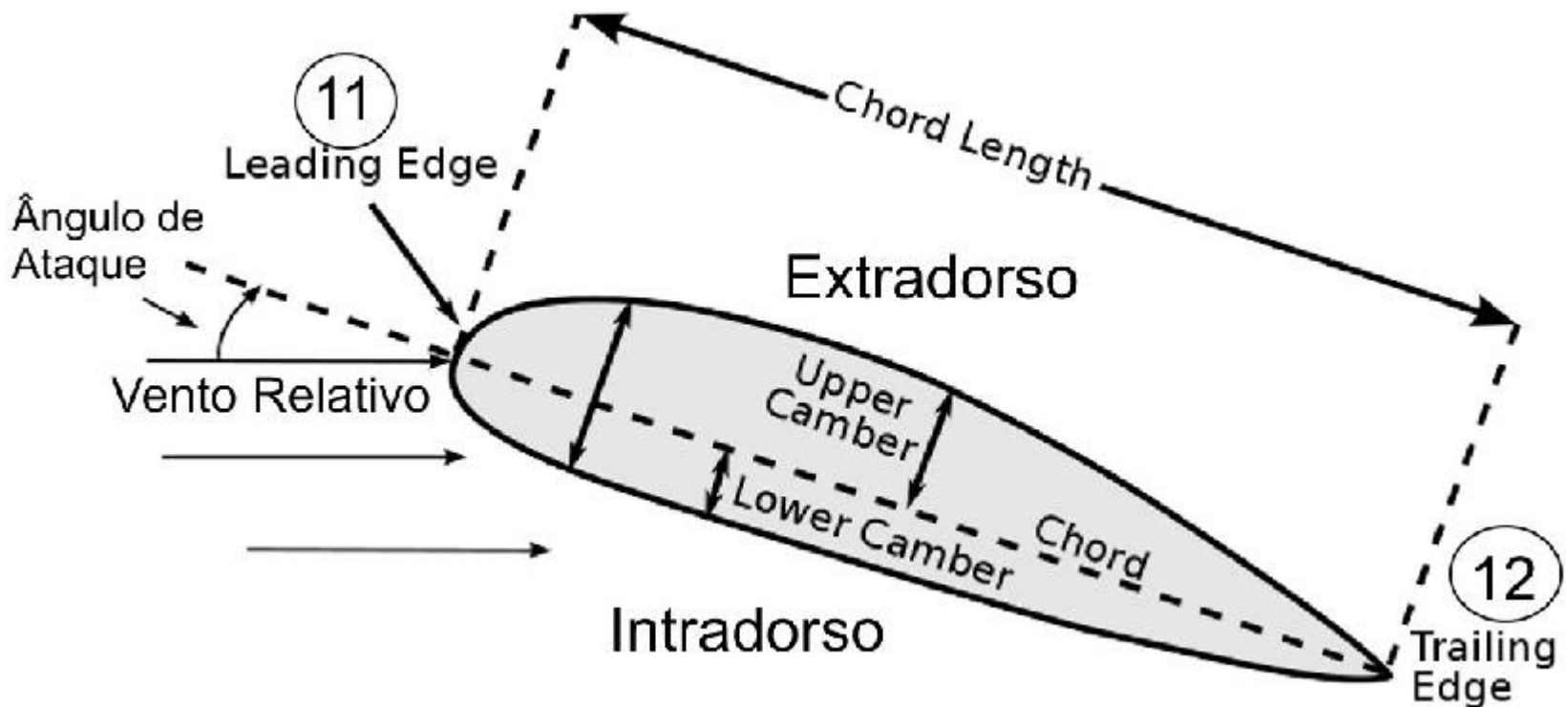
# Projeto aeromodelo elastico



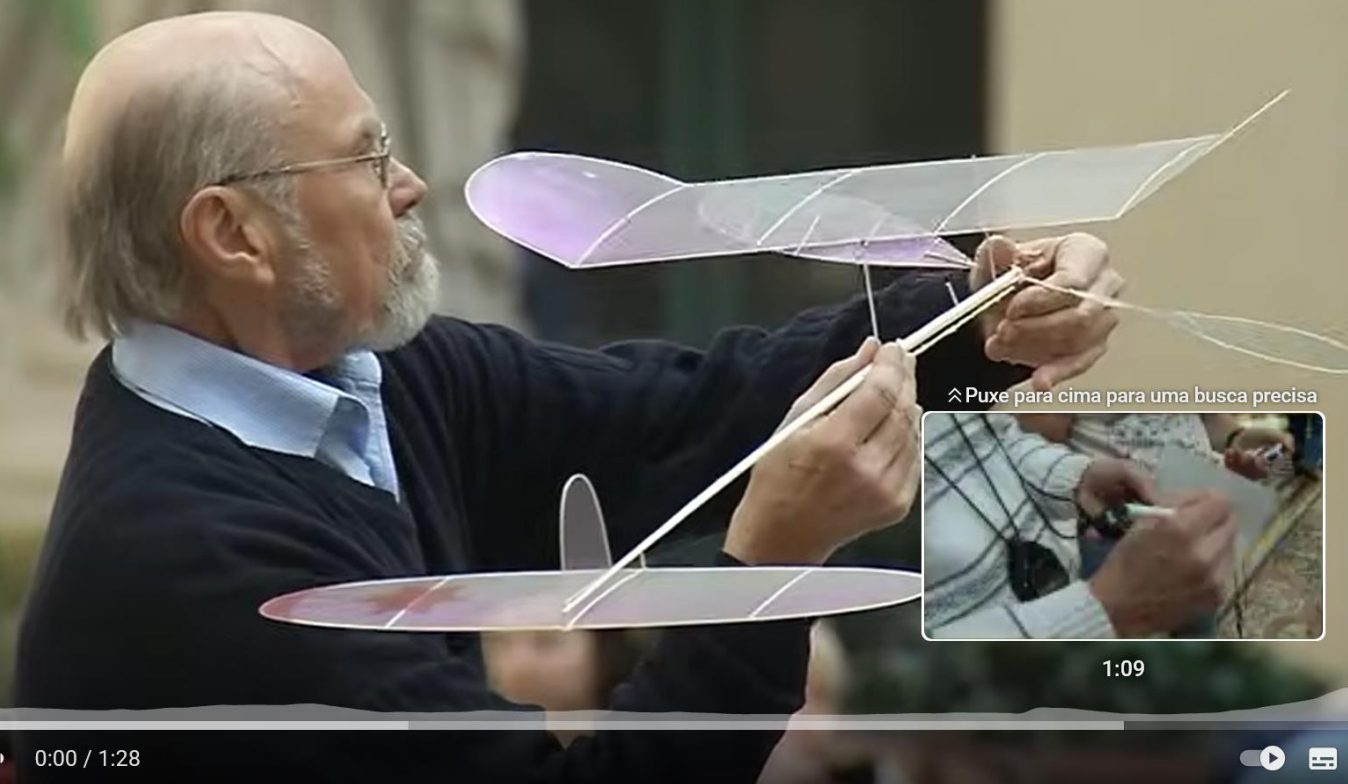
# Com ferragem de propulsão



# Rudimentos de aeromodelo



2018 FAI F1D World Indoor Free Flight Championship at West Baden



⤴ Puxe para cima para uma busca precisa



1:09



0:00 / 1:28



WITH STICKS, PLASTIC WRAP, AND RUBBER BAND, WE MADE A 5-GRAM PLANE THAT CAN FLY VERY FAR!



# Perfil NACA

[illegible]

# Calculo da força de sustentação

Para dimensionar a sustentação de um aeromodelo de madeira balsa com um aerofólio Clark Y, você precisa usar a fórmula de sustentação  $L = C_L * q * S$ , onde  $L$  é a força de sustentação,  $C_L$  é o coeficiente de sustentação,  $q$  é a pressão dinâmica ( $\frac{1}{2} * \text{densidade do ar} * \text{velocidade}^2$ ) e  $S$  é a área da asa. O perfil específico do aerofólio Clark Y é um ponto de partida bem conhecido, mas para obter o  $C_L$  para o seu modelo específico, você deve considerar seu projeto específico, incluindo quaisquer ranhuras fixas, e medir ou calcular a área real da asa e a velocidade de voo desejada para determinar a sustentação que ele gerará.

1. Obtenha ou crie o formato do aerofólio:  
Use uma planta: Encontre uma planta de aeromodelo de madeira balsa que apresente um aerofólio Clark Y. Desenhe: Você pode desenhar o aerofólio Clark Y usando suas ordenadas e uma curva francesa ou um software como o TurboCAD para conectar os pontos, como mostrado em muitos guias online de aerofólios.
2. Determine a Área da Asa ( $S$ ):  
Meça a envergadura real e o comprimento médio da corda (largura) da asa em seus projetos. Multiplique a envergadura pela corda média para obter a área da asa.

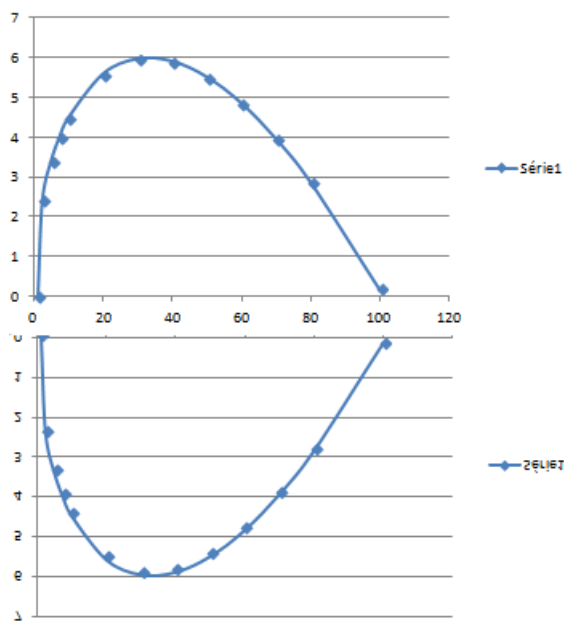
- 3. Encontre o Coeficiente de Sustentação ( $C_L$ ):
- 
- Use Dados de Referência:
- O  $C_L$  depende do ângulo de ataque. Uma asa Clark Y simples tem um  $C_L$  máximo de cerca de 1,3 em um ângulo de ataque de 15 graus, mas isso pode ser significativamente melhorado com recursos como ranhuras fixas.
- Teste e Ajuste:
- A melhor maneira de encontrar o  $C_L$  para o seu modelo específico é testando e ajustando o centro de gravidade ( $\overline{CG}$ ), o que afetará o desempenho de voo e o ângulo de ataque.
- 4. Calcule a Pressão Dinâmica ( $q$ ):
- Densidade do ar ( $\rho$ ): Ao nível do mar, a densidade do ar é de aproximadamente  $1,225 \text{ kg/m}^3$ .
- Velocidade ( $U$ ): Determine a velocidade de voo esperada do seu modelo.
- Fórmula:  $q = \frac{1}{2} * \rho * U^2$ .
- 5. Calcule a sustentação ( $L$ ):
-



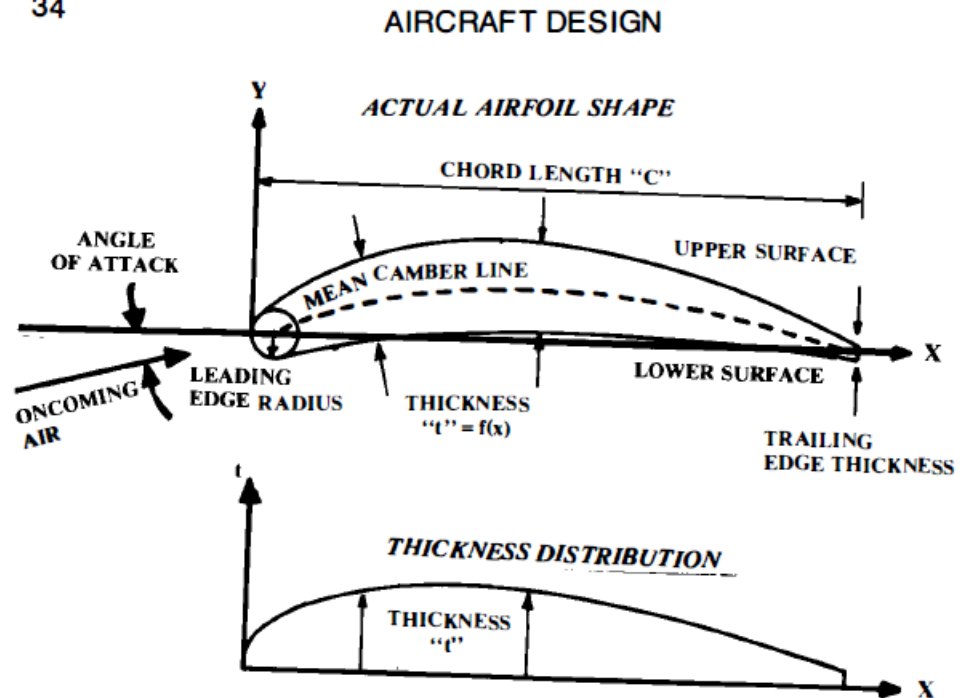
# Exemplo de calculo

- Se você tiver um aerofólio Clark Y em uma asa com área total de 2 pés quadrados ( $S = 0,186 \text{ m}^2$ ), velocidade de 20 mph (9 m/s) e  $C_L$  de 1,2, sua pressão dinâmica seria de aproximadamente 49,87 Pa. A sustentação resultante seria de aproximadamente  $1,2 * 49,87 \text{ Pa} * 0,186 \text{ m}^2 = 11,15 \text{ N}$ .

Plotando o perfil vemos que o perfil é simétrico (falta definir a corda e espessura )



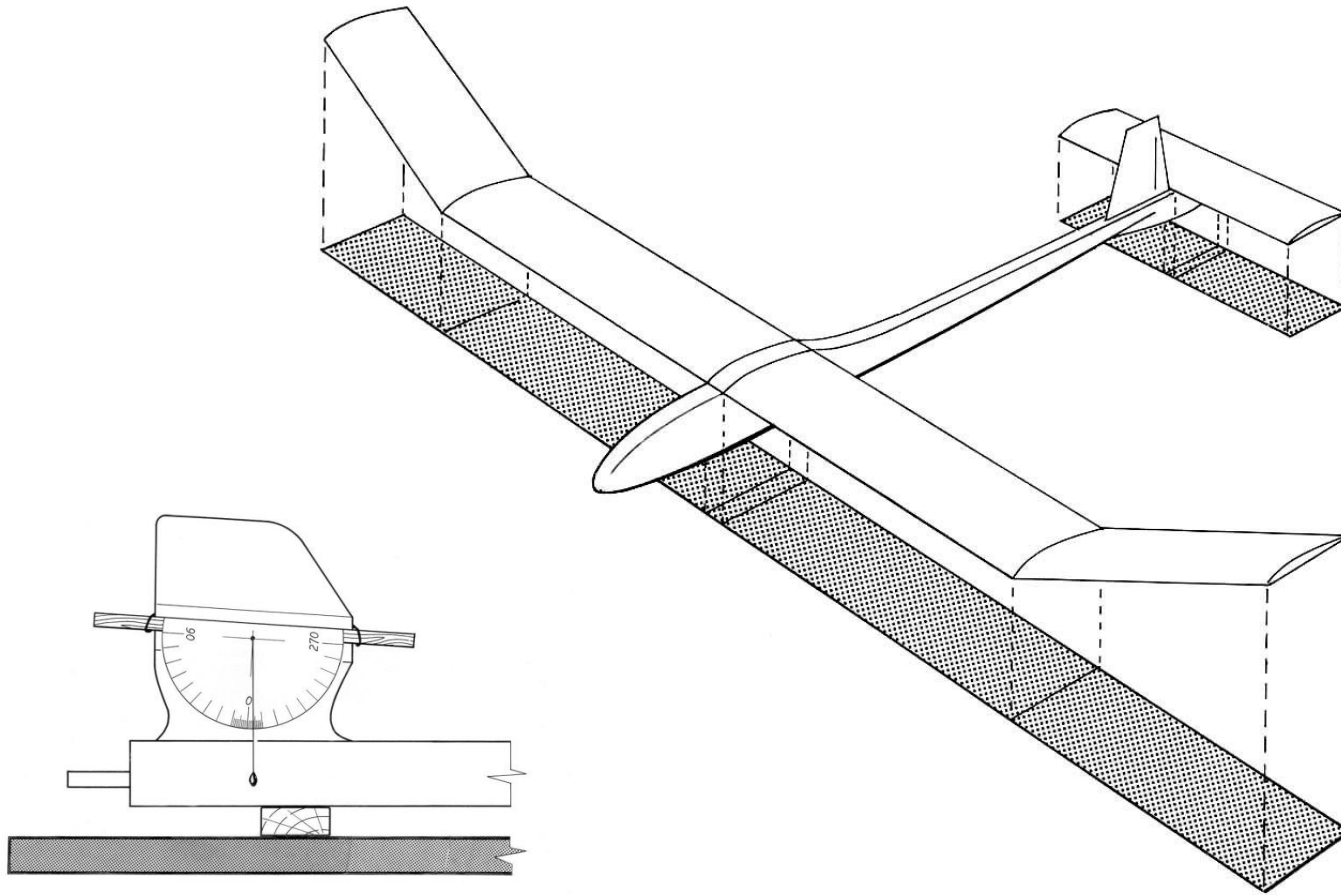
34



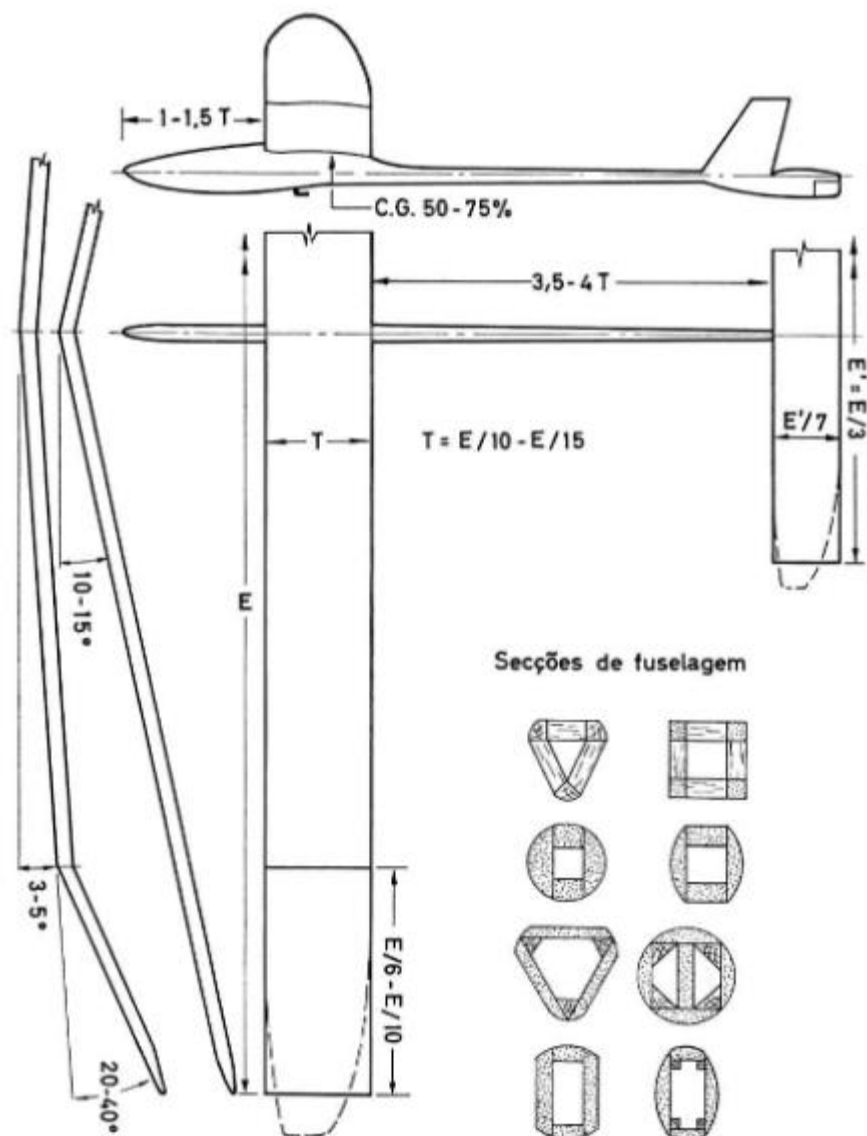
Note: leading edge radius and trailing edge thickness are exaggerated for illustration.

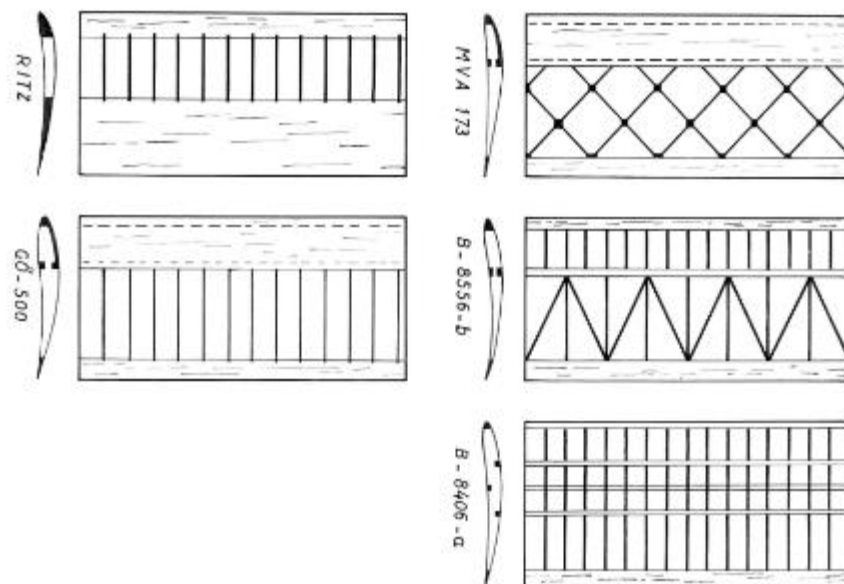
Fig. 4.1 Airfoil geometry.

Adaptando a uma régua um transferidor, do centro do qual parte um fio de prumo, como indica a figura 131, pode ler-se, directamente na escala, o ângulo de calado da asa.



# PLANADORES, Tipo Nórdico A-2





#### ESTABILIZADOR

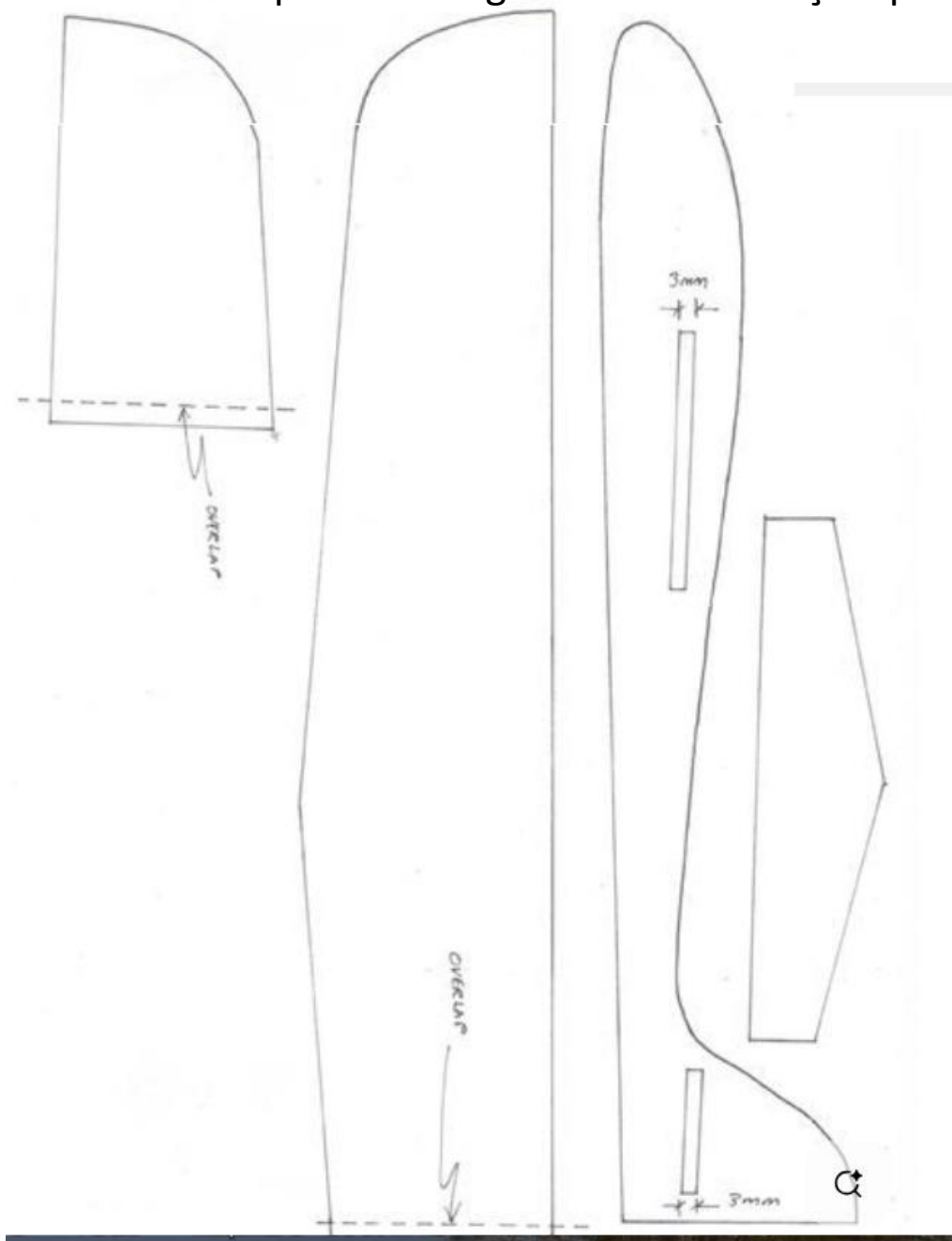
*Planta* – Como a da asa.

*Área* – 15 a 20 % da área da asa.

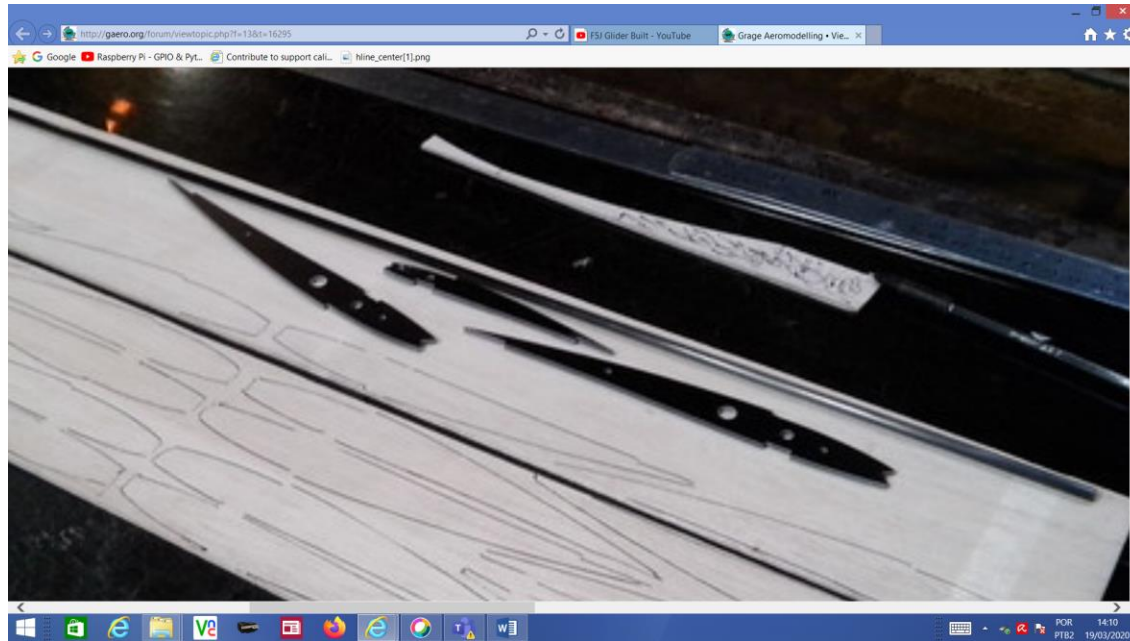
*Alongamento* – 5:1 a 9:1.

*Perfis* – Plano-convexos a 9 ou 10 % ou como o da asa.

Comece por um avião de deprom envergadura 400mm faça a proporção monte pese



Corte um perfil clarky em um papelão marque sobre a balsa (faça retangular)

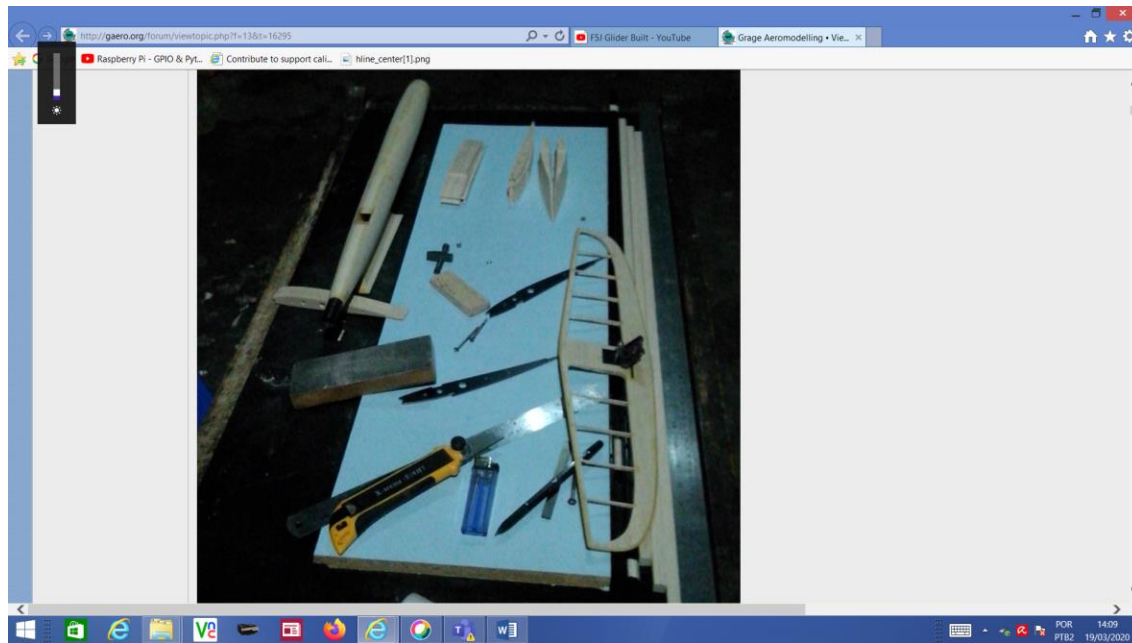


Junte os perfis com alfinete e lixe todos juntos





Monte asa e profundor com cola tipo superbond ou teck bond



# Monta a asa

Make A Rubber Powered Aeroplane With Ice-Cream Sticks #aeroplane #airplane #diy



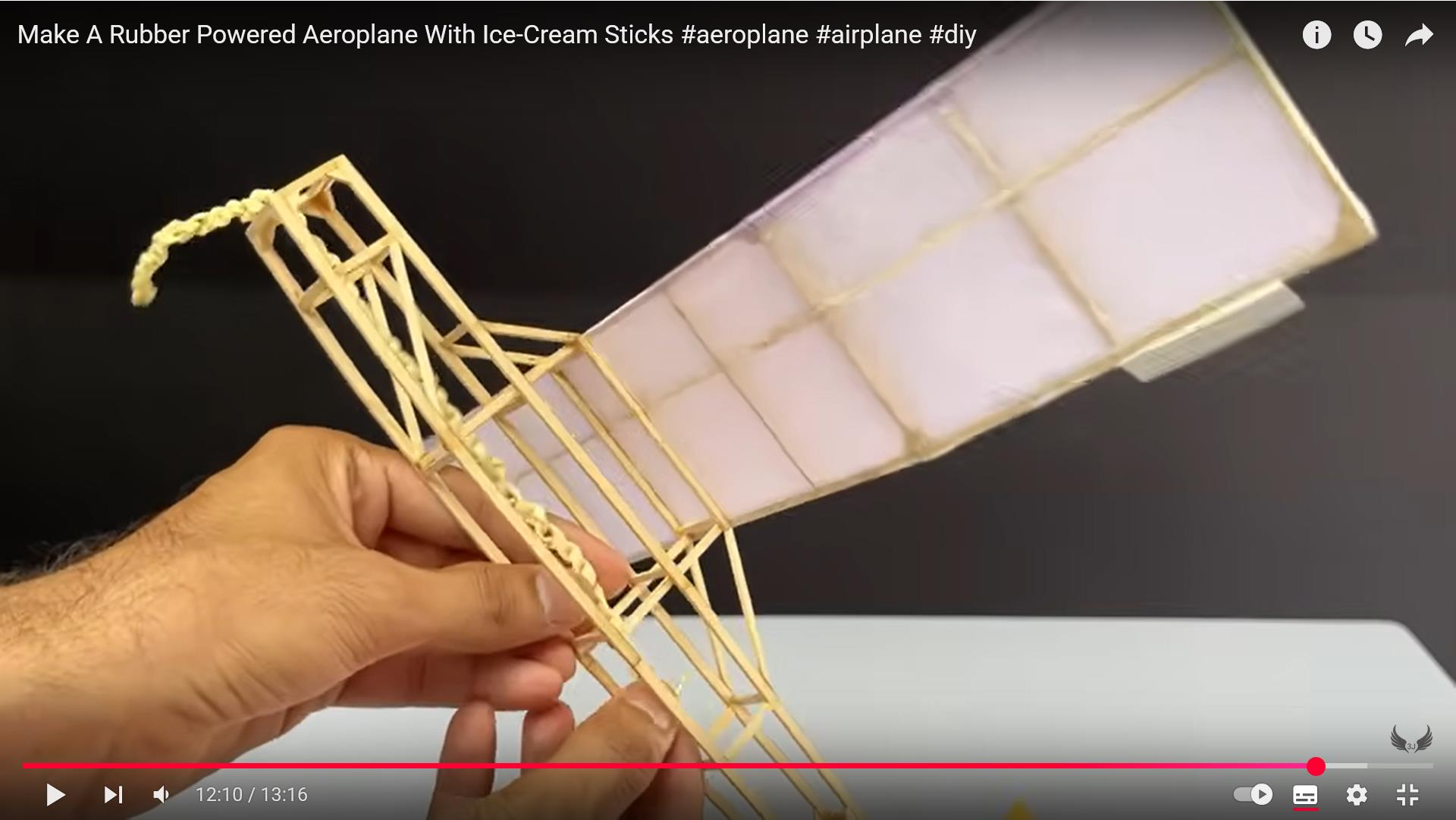
Reproduzir (k)



9:00 / 13:16



Make A Rubber Powered Aeroplane With Ice-Cream Sticks #aeroplane #airplane #diy

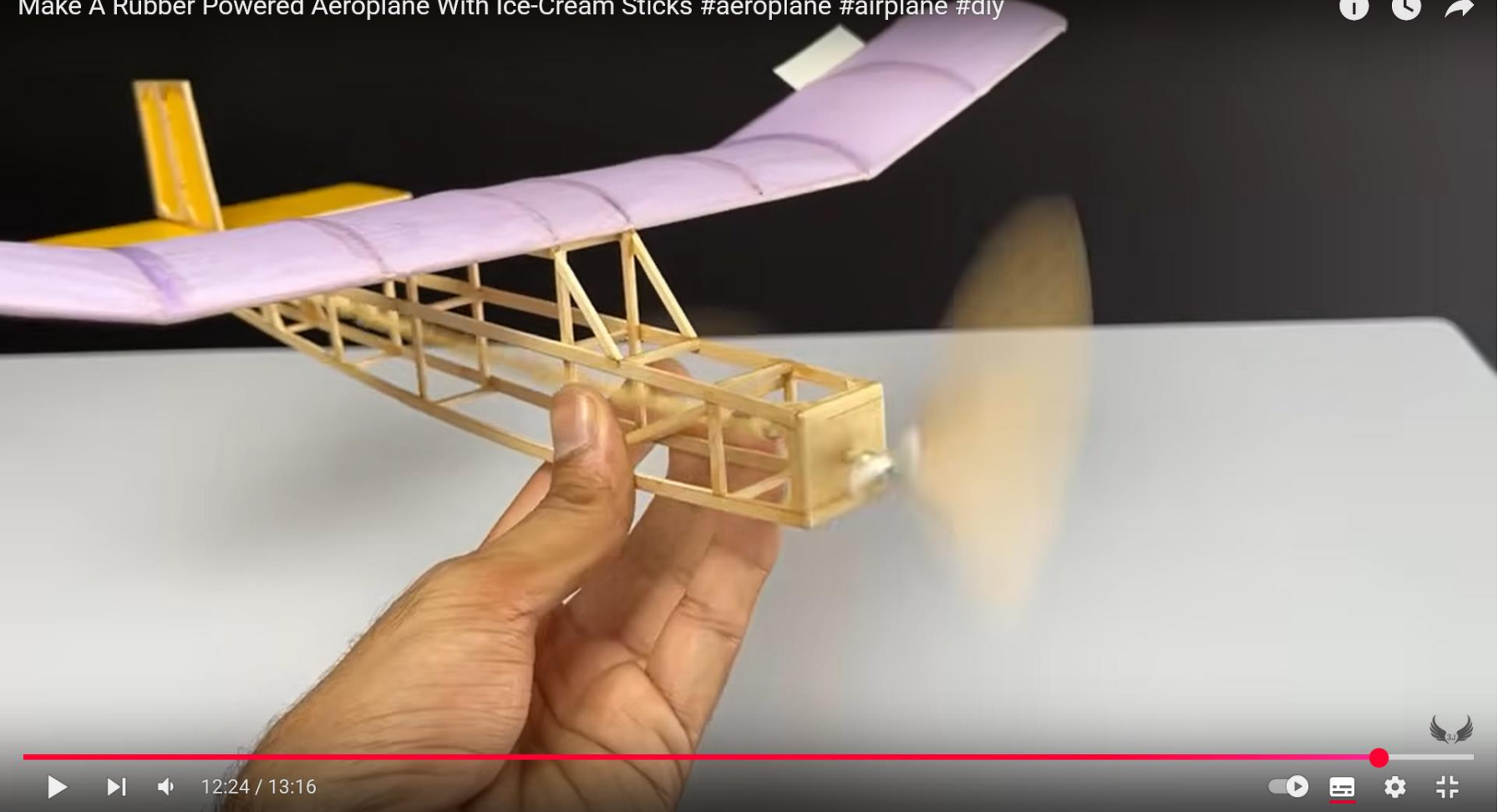


12:10 / 13:16



<https://youtu.be/4tOPfmkPBAg?si=dIEYg0N29DpzH-gl>

Make A Rubber Powered Aeroplane With Ice-Cream Sticks #aeroplane #airplane #diy



12:24 / 13:16



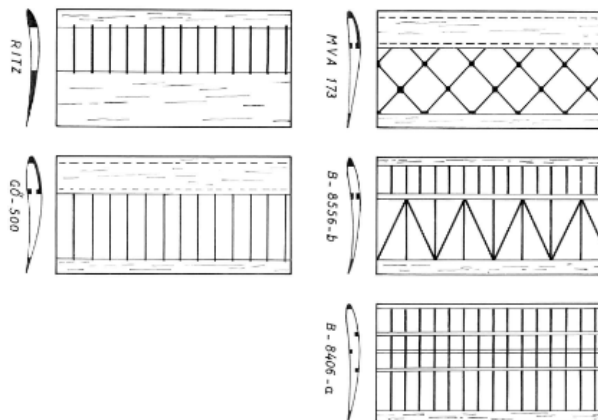
## PLANADORES «A-2»

Características regulamentares {

- Área alar total: 32 a 34 dm<sup>2</sup>.
- Peso total mínimo: 410 g.
- Carga alar máxima: 50 g/dm<sup>2</sup>.

### ASA

*Planta* – Rectangular ou trapezoidal, com as extremidades elípticas ou arredondadas.  
*Área* – Cerca de 80 % da área total (27 a 29 dm<sup>2</sup>).  
*Alongamento* – 10:1 a 12:1 em construções do tipo clássico;  
 até 15:1 em construções mais resistentes (do tipo geodésico ou de grandes superfícies forradas a balsa).  
*Envergadura* – 180 a 220 cm.  
*Perfis e estruturas:*



### ESTABILIZADOR

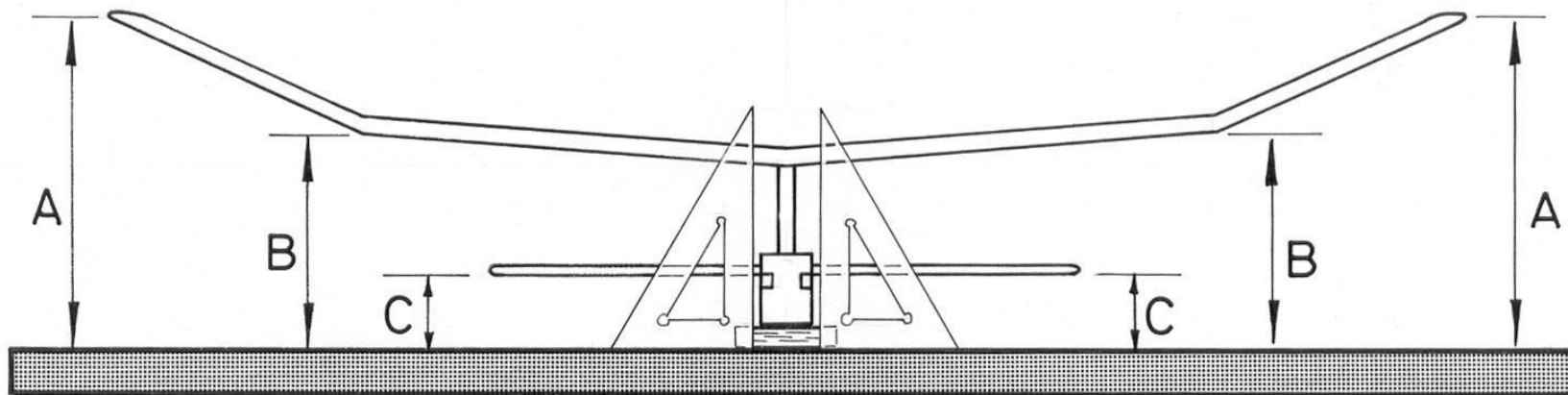
*Planta* – Como a da asa.  
*Área* – 15 a 20 % da área da asa.  
*Alongamento* – 5:1 a 9:1.  
*Perfis* – Plano-convexos a 9 ou 10 % ou como o da asa.

Se, para modelos com perfil biconvexo-simétrico no plano de cauda, o C.G. se deve encontrar entre 30 % e 33 % da profundidade alar média, nos modelos com estabilizador de perfil sustentador (plano-convexos ou côncavo-convexos) a sua posição pode variar de 55 % a 80 % da profundidade da asa, numa percentagem tanto maior quanto mais sustentador for o perfil do plano horizontal.

# Exemplo de avião de corrida

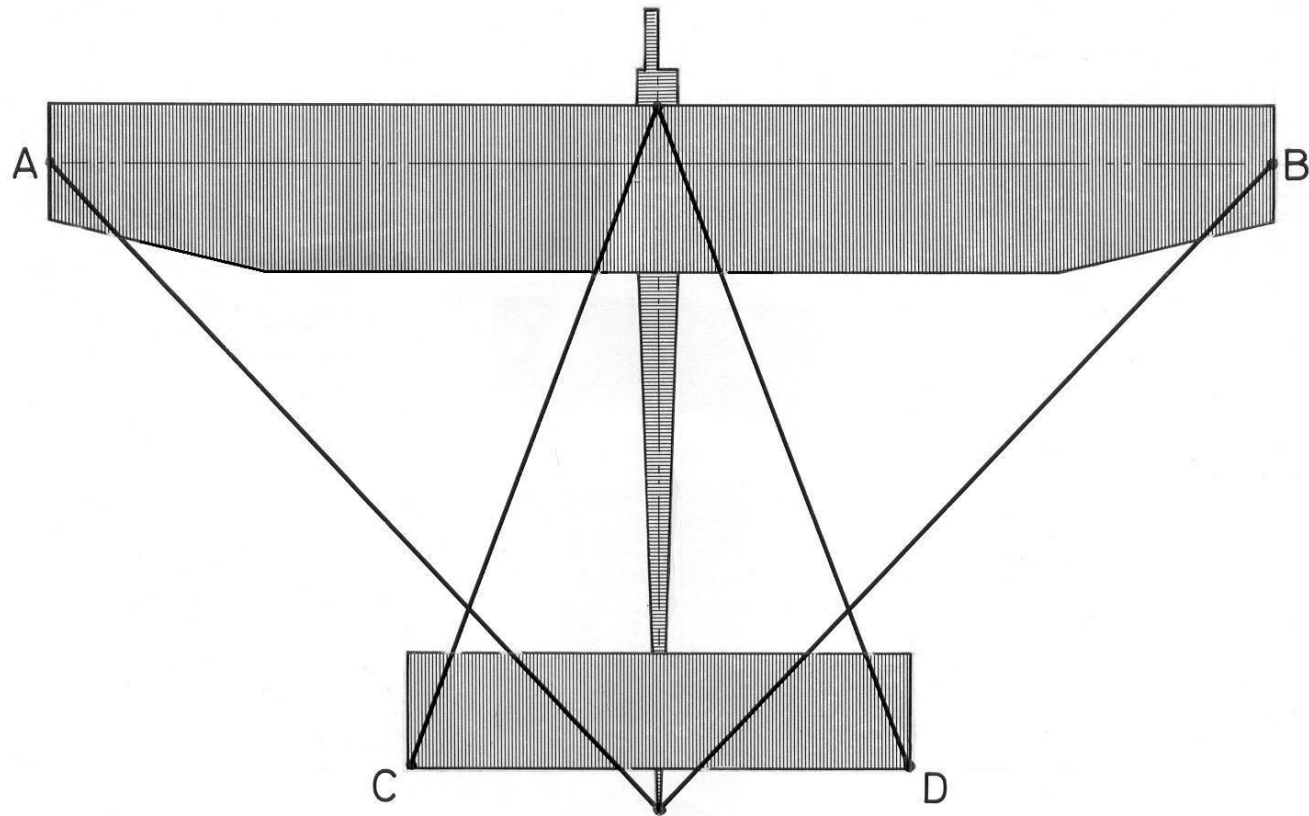
- ASA
- *Planta – Trapezoidal, com bordos arredondados, ou elíptica.*
- *Área – Aproximadamente 75 % da área total.*
- *Alongamento – 8:1 a 12:1.*
- *Envergadura – de 90 a 120 cm.*
- *Perfis – N. A. C. A. 2409-34, R. A. F. 28, Saint-Cyr 52, Clark Y abatido ■*
- ESTABILIZADOR
- *Planta – Como a da asa.*
- *Área – Aproximadamente 25 % da área total.*
- *Alongamento – 5:1 a 7:1.*
- *Envergadura – 45 a 50 % da envergadura da asa.*
- *Perfil – Simétrico.*
- *Área do leme de profundidade – Cerca de 25 % da área do plano horizontal.*
- Cilindrada máxima do motor: 2,5 c.c.
- Área total mínima: 12 dm<sup>2</sup>.
- Peso total máximo: 700 g.
- Capacidade máxima do depósito de combustível: 10 cm<sup>3</sup>.
- Secção mínima da fuselagem no
- lugar do piloto
- Altura: 10 cm.
- Largura: 5 cm.
- Área: 39 cm<sup>2</sup>.
- Diâmetro mínimo da roda: 2,5 cm.

# Triangularização ajuste



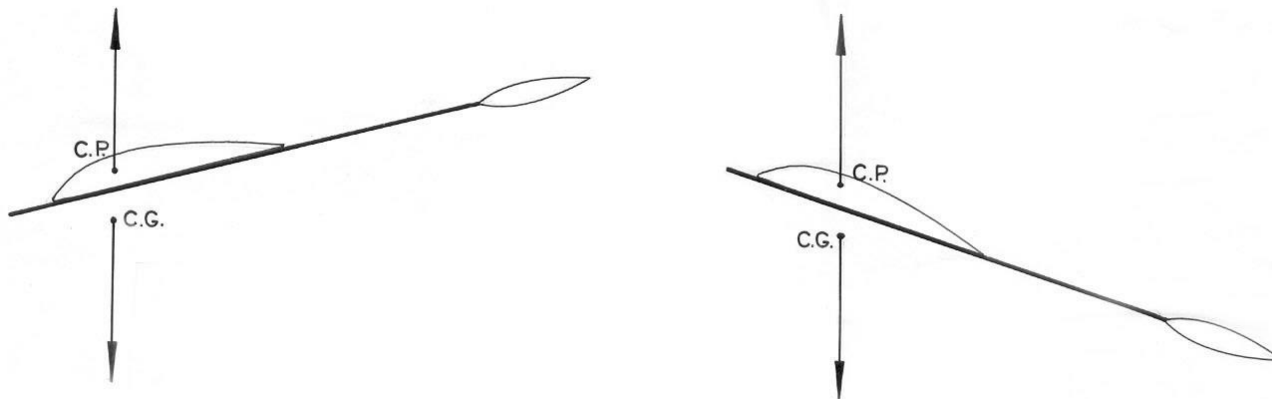


# Medir o paralelismo



Calibre o cg a 1/3 da asa com pequenos pesos faça o teste na horizontal

# Verificar CG



Assim, quando o *C.G.* está *muito avançado*, o modelo rapidamente baixa o nariz, entrando em picada, em virtude da propensão que ambos os centros têm de se encontrarem na mesma vertical.

Ao contrário, se o *C.G.* está *recuado*, o modelo levanta o nariz, procurando também a posição de equilíbrio estável.

Observemos a figura 137, onde estão representados os principais efeitos de más centragens longitudinais.

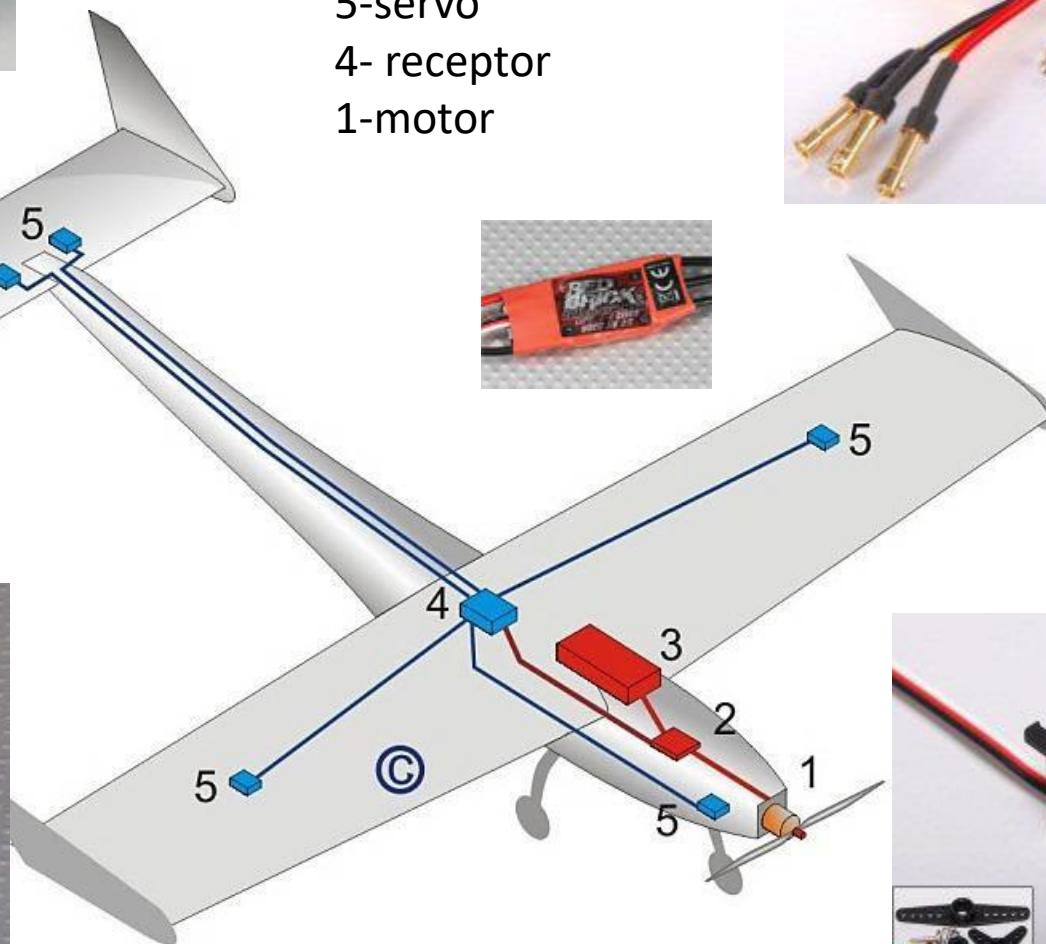


# servos

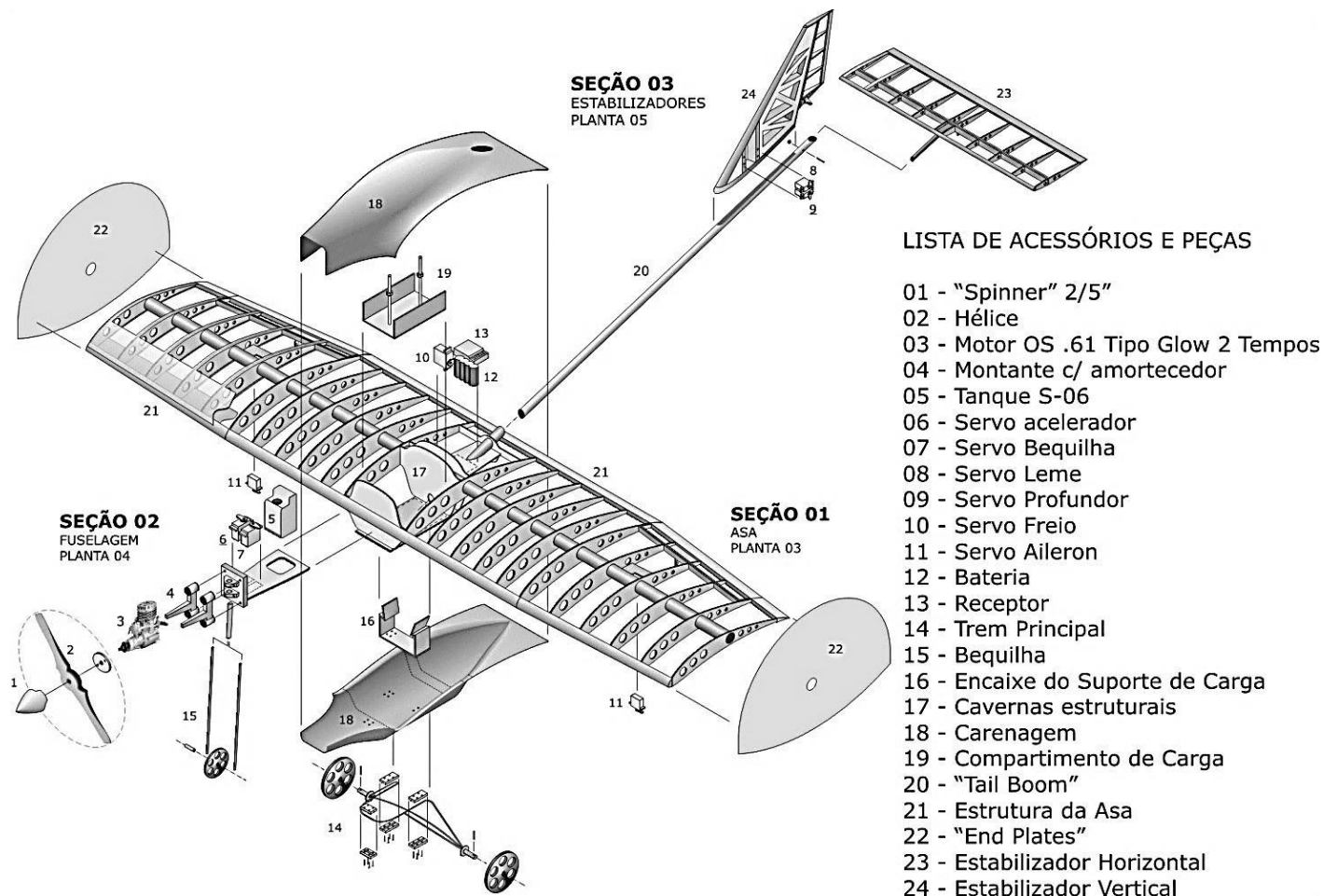
5-servo  
4- receptor  
1-motor

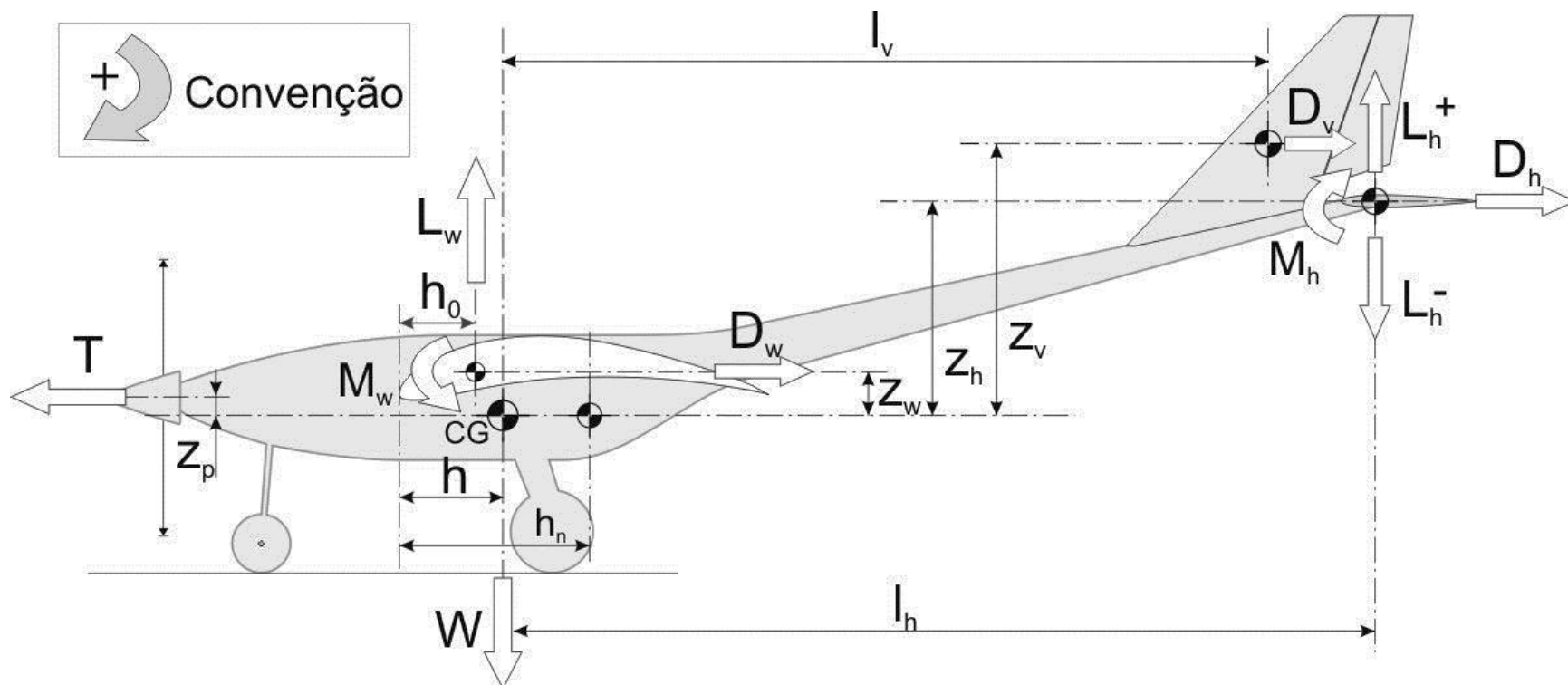


2 Controlador  
de Velocidade  
(ESC)  
3 Bateria LiPo  
(Lítio –  
Polímero)



# Partes do aeromodelo





# formulas

## Conceitual

$$m_t = m_{combustiveis} + m_{carga} + m_{vazio}$$

Asa retangular:  $A_R = b/c$

Asa com conicidade:

$$A_R = \frac{2 \cdot b}{c_r \cdot (1 + \lambda)} = \frac{b^2}{S}$$

$$c_r = \frac{2 \cdot S}{b \cdot (1 + \lambda)}$$

## Desempenho

$$E_{Liq.} = E_{Bruto} - D$$

$$v_s^2 = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot C_l \cdot S_w}$$

$$v_s^2 = \frac{2 \cdot x \cdot E_L}{m}$$

$$P_{consumida} = [W] = D \cdot v_s$$

$$P_{cons} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_D \cdot S_w \cdot v^3$$

$$m^2 = \left[ \frac{x \cdot \rho}{g} \right] [(C_L \cdot S \cdot E_L)]$$

## Estruturas

$$\sigma = \frac{M \cdot c}{I_{xx}} \text{ (tração; compressão - flexão)}$$

$$\tau = \frac{V \cdot Q}{I_{xx} \cdot t} \text{ (cisalhamento)}$$

$$\theta = \frac{T \cdot l}{G \cdot J} \text{ (ângulo de torção)}$$

## Estabilidade

$$V_h = \frac{S_h \cdot l_h}{S_w \cdot c_{ma}}$$

$$h_n = h_0 + \frac{a_H}{a} \cdot (1 - \varepsilon_a) \cdot V_H \cdot \eta_i$$

$$MS = h_n - h_o$$

# Formulas aerodinamicas

Aerodinàmica

$$a_t = \frac{\Delta C_l}{\Delta \alpha}$$

$$a_1 = \frac{a_t}{1 + \frac{a_t}{\pi \cdot Ar}}$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$Re = \frac{V_{\infty} \cdot c}{\nu}$$

$$e = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{C_{l_{max}}}{A_0}$$

$$D = C_D \cdot q \cdot S_w$$

$$L = C_L \cdot q \cdot S_w$$

$$M = C_m \cdot q \cdot l_w \cdot c_{m0}$$

$$Q = \frac{\pi F_c \cdot \frac{\delta}{2}}{R}$$

$$C_M = \frac{C_L^2}{\pi A_0 e}$$

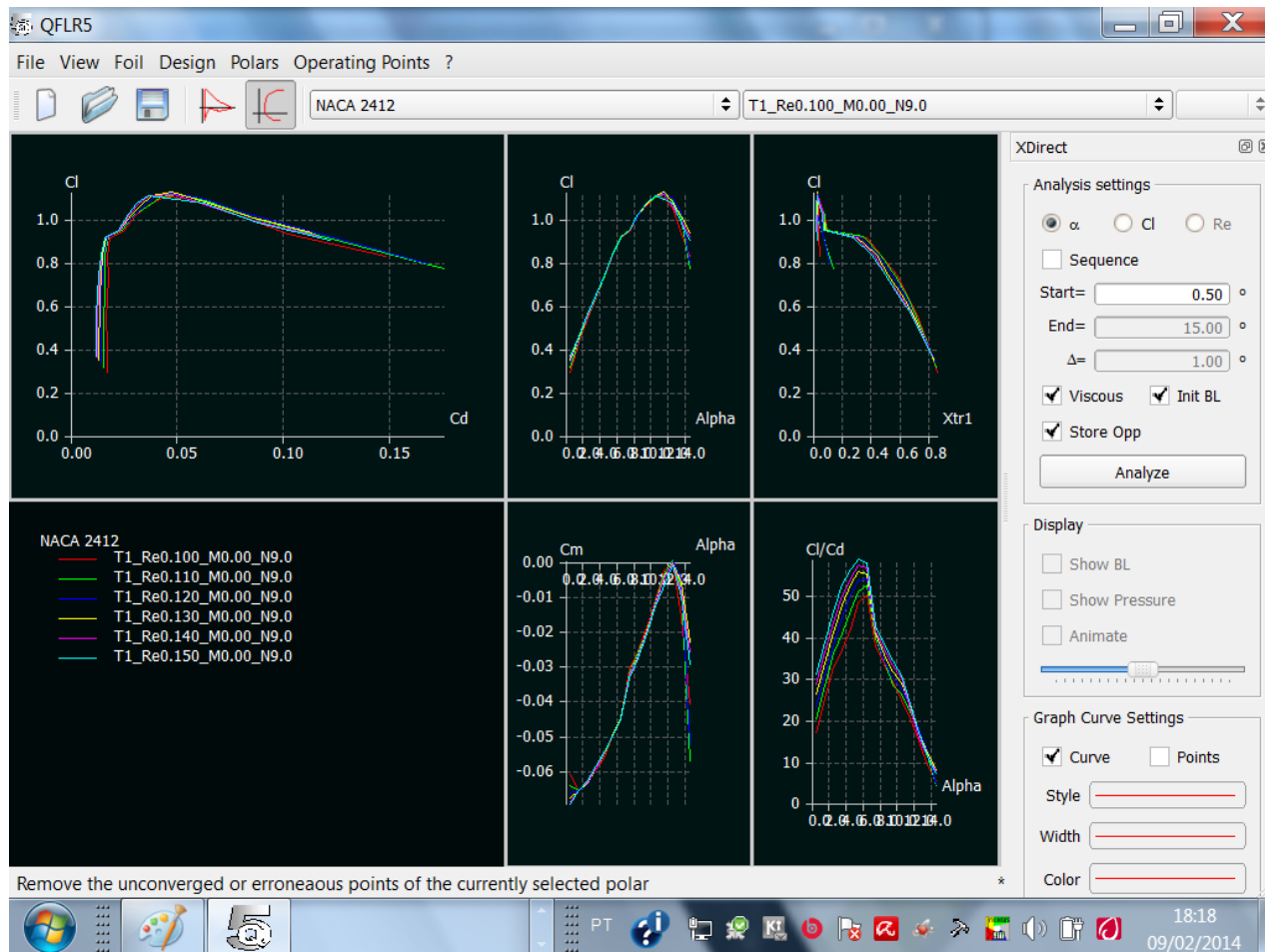
$$C_D = C_{D0} + C_{Di} + \sum C_{D\alpha} + Q$$

$$f = \frac{Q}{F_x}$$

- [http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html](http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html)



# Fazendo o down load do perfil naca e rodando a analise para bat $\alpha$ de 0,5 a 15



# Alterei para projeto de asa raiz 200mm ponta 150mm

Wing Edition

Wing Name:

☒ Symetric ☒ Right Side ☐ Left Side

	r (mm)	ord (m)	set (m)	ihedr	twist	foil	-panel	X-dist	-panel	Y-dist
1	0.00	200.00	0.00	0.0	0.00	NACA 2412	8	Cosine	12	Uniform
2	600.00	150.00	0.06		0.00	NACA 2412				

Description:

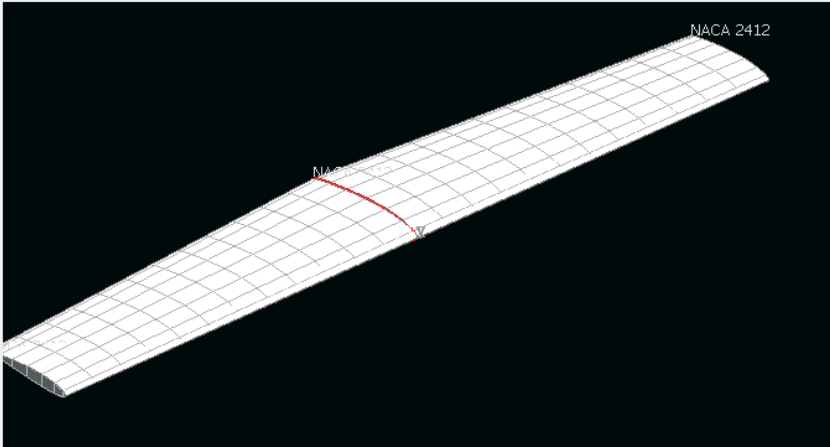
Wing Span 1200.00 mm  
Area 210000.00 cm<sup>2</sup>  
Projected Span 1200.00 mm  
Projected Area 210000.00 cm<sup>2</sup>  
Volume 3.07e+06 mm<sup>3</sup>  
Mean Geom. Chord 175.00 mm  
Mean Aero Chord 176.19 mm  
MAC Span Pos 285.71 mm  
Aspect ratio 6.86  
Taper Ratio 1.33  
Root to Tip Sweep -1.19 °  
Number of Flaps 0  
Total VLM Panels 192 Max is 1000  
Number of 3D Panels 400 Max is 2000

☒ Axes ☒ Panels  
☒ Surfaces ☒ Outline  
☒ Light ☒ Foil Names

X Y Z  
Iso Reset Scales Pick Center

Clip Plane

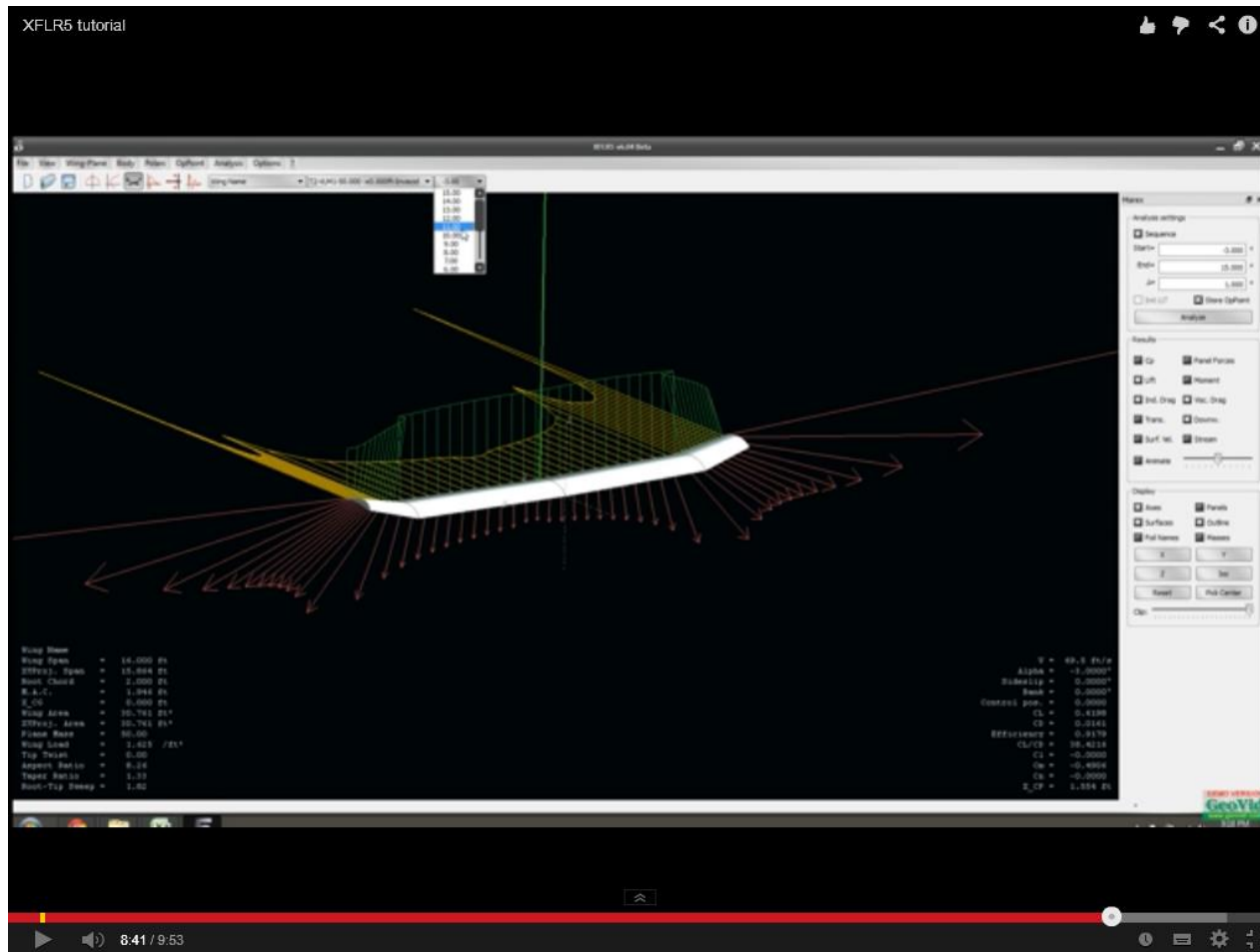
Reset Mesh Scale Wing Inertia...



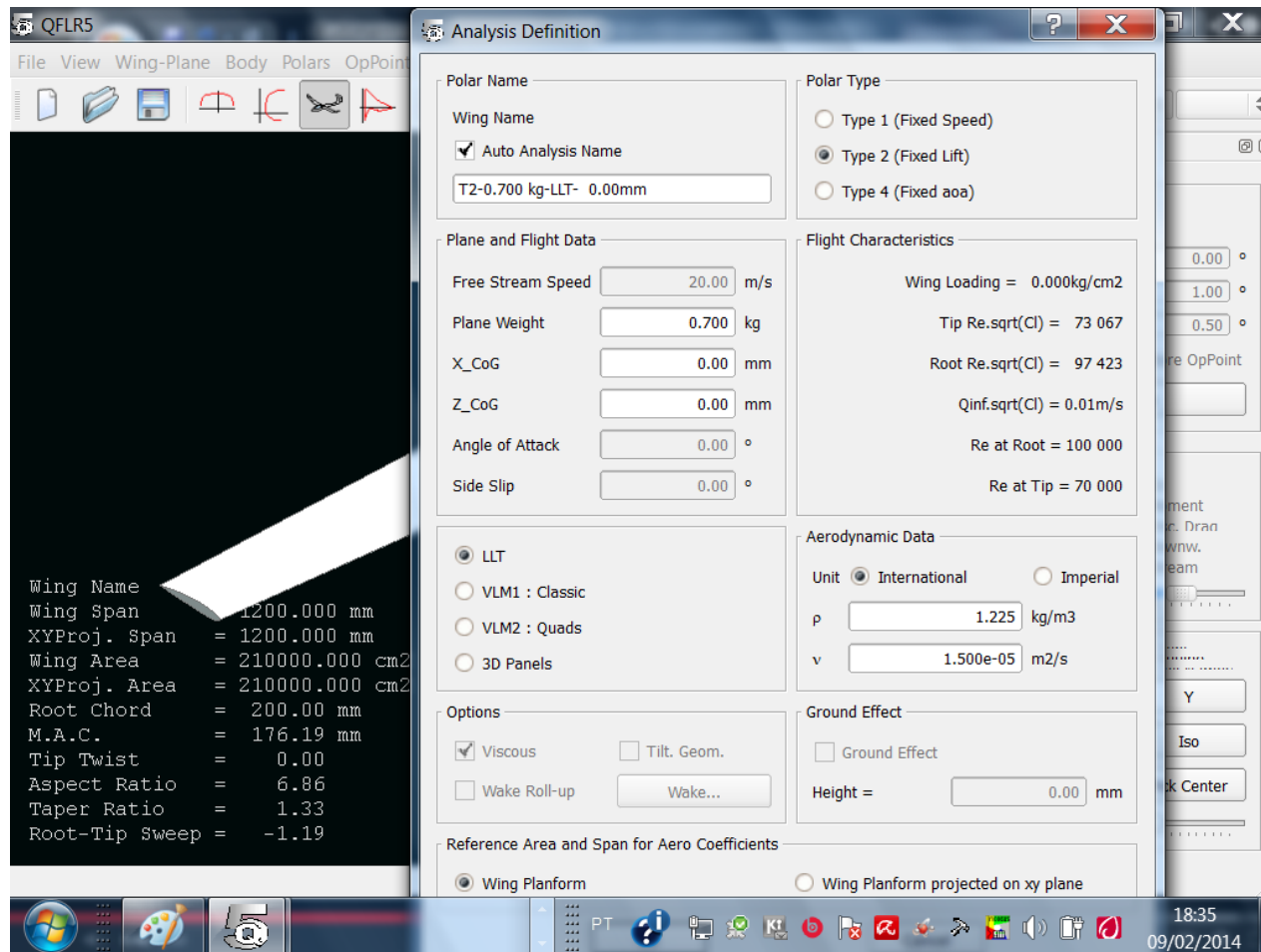
NACA 2412

18:22  
09/02/2014

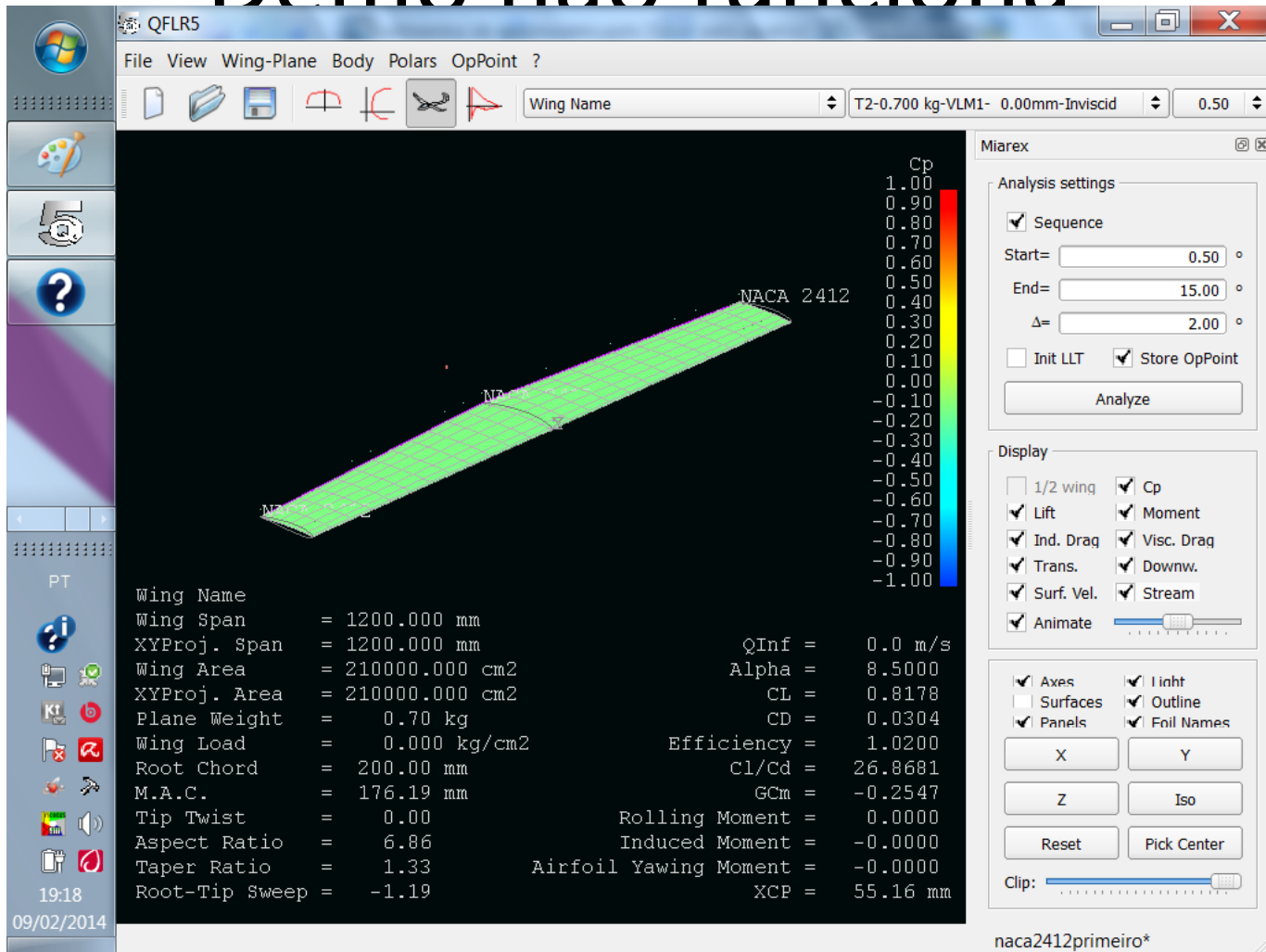
# Ao rodar o programa teremos os graficos



# Analise com sustentação fixa avião com 700 g



# Demo não funciona



# Solidworks

- [http://www.youtube.com/results?search\\_query=aeromodelo+asa+perfil&sm=3](http://www.youtube.com/results?search_query=aeromodelo+asa+perfil&sm=3)

- [http://www.youtube.com/watch?v=fbmWuQB  
u1eg](http://www.youtube.com/watch?v=fbmWuQB<u>u1eg</u>)
- <http://airfoiltools.com/search/list?page=n&no=5>