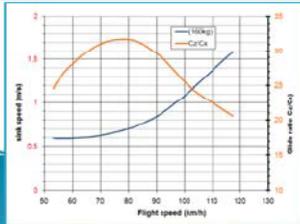
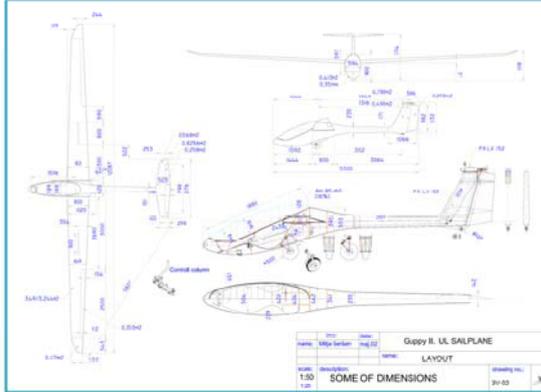
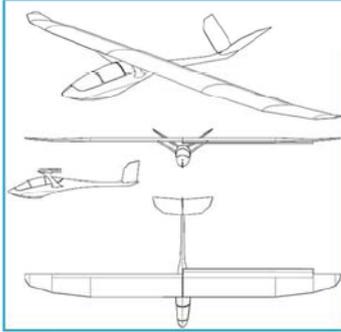


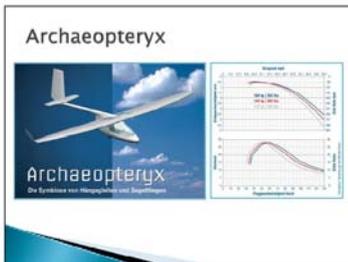
Pesquisa sobre aeroplanos motorizados

terça-feira, 6 de Março de 2012
09:48

Mitja's Ultralight Designs



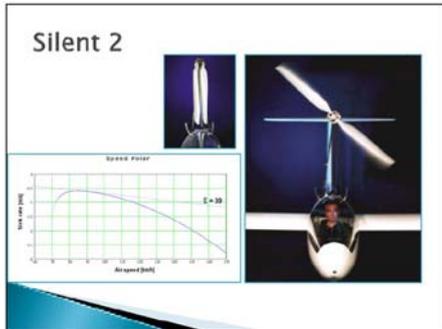
Mitchell Wing U2



Total Span		13.6 m 44.6 ft
Length		5.7 m 18.7 ft
Height		2.9 m 9.5 ft
Wing Area		12.8 m ² 138 sq.ft
Empty Weight	(Standard Version)	46 kg 101 lbs
Cockpit Fairing	(Race Version)	4 kg 9 lbs
Rescue System		5 kg 11 lbs
Wing Loading	min TOW	9.0 kg/m ² 1.8 lbs/sq.ft
	max TOW	12.5 kg/m ² 2.6 lbs/sq.ft
Take off Weight	min	115 kg 254 lbs
	max	160 kg 353 lbs
Pilot Height	min	1.65 m 5.4 ft
	max	1.95 m 6.4 ft
Pilot Weight	min	55 kg 121 lbs
	max	100 kg 220 lbs
Load Factor	pos	+ 5.3 g
	neg	- 2.65 g
Stall Speed	min TOW	30 km/h 18.6 mph
	max TOW	35 km/h 21.7 mph
max Speed	Vne	130 km/h 81 mph
Minimum Sink Rate	min TOW	0.44 m/s 87 fpm
	max TOW	0.51 m/s 100 fpm
Glide Ratio	best	28
	with Air Brake	5
Minimum Turn Radius	at 45 deg bank	15 m 50 ft



The AL-12ME is a Lithuanian ultralight sailplane with an English motor, assembled and optimized by a French company, Electravia. It flew with its electric powerplant for the first time in January, 2009, and stayed up under power one hour and seven minutes on a Lynch GMPE 102, 26 horsepower motor and a three kWh battery pack. The motor, controller and wiring weigh 13 kg (28.6 pounds) and the battery pack adds 23.5 kg (51.7 pounds). Electravia claims the electric power pack adds only 18 kg over the weight of a conventional two-stroke powered version of the airplane.

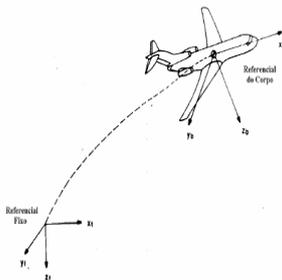


Technical data

drive unit:	performance:	13 kW	
motor:	speed:	8.5 kg	3400 U/min
	weight:	1.92 m	
propeller:	diameter:		
	speed:		1300 U/min
batteries:	weight:	35 kg	
	energy:	4.1 kWh	
charge time:	onboard charger:	5 h	
	external:	140min at 220V	
glider:	wing span:	12 m	
dimensions:	wing area:	10.3 m ²	
	aspect ratio:	14	
weights:	empty:		195 kg
	max. take of:	300 kg	
	max. wing load:	29.2 kg/m ²	
performance at 280 kg:	V-max:	180 km/h	
	V-min:		65 km/h
	min. sink:	0.75 m/sec at 72 km/h	
2.0 m/sec at 150 km/h	max. ratio:	>30, at 95 km/h	
	45° to 45° roll:	2.5 sec	
	take off F.A.L:	<300 m (over 15 m)	
	take off roll:	150 m	
	max climb:	2.2 m/sec	
	max. altitude reach:	2000 m	
	max. distance reach:	80 km	

$$\frac{d\vec{A}}{dt}\Big|_I = \frac{d\vec{A}}{dt}\Big|_C + \vec{\omega} \times \vec{A} \quad (1)$$

Os subscritos I e C se referem aos referenciais inercial e do corpo respectivamente, conforme apresentado na Fig. 1.



Aplicando essa identidade às equações da quantidade de movimento linear e angular, tem-se:

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{v}_c}{dt}\Big|_C + m(\vec{\omega} \times \vec{v}_c) \quad (2)$$

$$\vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt}\Big|_C + \vec{\omega} \times \vec{H}$$

Desenvolvendo-se, obtêm-se as equações de força:

$$\begin{aligned} F_x &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ F_y &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ F_z &= m(\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \quad (3)$$

em que F_x , F_y e F_z são as componentes da resultante das forças F , m a massa do avião, u, v e w as componentes da velocidade linear e p, q e r as componentes da velocidade angular do avião, todas em relação a um referencial preso no corpo. Obtêm-se também as equações de momento:

$$\begin{aligned} L &= I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz} pq \\ M &= I_y \dot{q} - rp(I_x - I_z) - I_{xz}(p^2 - r^2) \\ N &= -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz} qr \end{aligned} \quad (4)$$

em que L, M e N são as componentes do momento resultante M e os $I_x, I_y, I_z, I_{xy}, I_{xz}$ e I_{yz} são os momentos e produtos de inércia do avião.

As equações de movimento apresentadas anteriormente foram derivadas a partir de um referencial fixado no corpo. Entretanto, o posicionamento e a orientação de um corpo não podem ser descritos por um sistema de coordenadas preso nesse corpo, sendo estes então descritos com base em um referencial fixo, a partir do uso dos ângulos de Euler. Tendo definido os ângulos de Euler, pode-se determinar as componentes das velocidades de voo relativamente ao referencial fixo. Assim, obtêm-se a velocidade do avião de acordo com o referencial fixo em termos dos ângulos de Euler e das componentes da velocidade no referencial do corpo:

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\theta S_\beta C_\psi - C_\theta C_\psi & C_\theta S_\beta C_\psi + S_\theta S_\psi \\ C_\theta C_\psi & S_\theta S_\beta S_\psi + C_\theta C_\psi & C_\theta S_\beta S_\psi - S_\theta C_\psi \\ -S_\theta & S_\theta C_\beta & C_\theta C_\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (5)$$

onde ψ é o ângulo de guinada, θ o ângulo de arfagem e Φ o ângulo de rolamento e onde adotou-se a notação $C\alpha = \cos(\alpha)$ e $S\alpha = \sin(\alpha)$. A integração dessas equações resulta na posição do avião em relação ao referencial fixo. Assim, com certo desenvolvimento, obtém-se as velocidades angulares do corpo em termos dos ângulos de Euler e suas derivadas temporais:

$$\begin{aligned} p &= \dot{\Phi} - \dot{\psi} S_\theta \\ q &= \dot{\theta} C_\theta + \dot{\psi} C_\theta S_\theta \\ r &= \dot{\psi} C_\theta C_\beta - \dot{\theta} S_\theta \end{aligned}$$

4.2.1. Perfis

- O bordo de ataque
- O bordo de fuga
- A corda
- A linha média
- O extradorso (superfície superior)
- O intradorso (superfície inferior)

A Figura 4.1 ilustra estes termos no perfil.

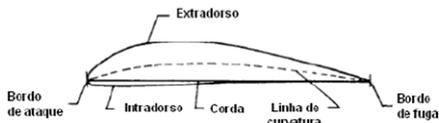


FIGURA 4.1 ILUSTRAÇÃO DE UM PERFIL (LAN, 1997)

Ao colocarmos um perfil num escoamento são criadas vários tipos de forças e momentos, estas dependem de vários parâmetros, são eles a velocidade do ar, a densidade do ar, a área característica, o coeficiente de viscosidade, a velocidade do som e o ângulo de ataque. Estão representados na Figura 4.2 as forças originadas pela passagem do escoamento em torno do perfil

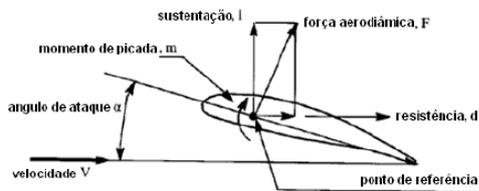


FIGURA 4.2 FORÇAS E MOMENTOS NUM PERFIL (LAN, 1997)

Quando se trata da análise de perfis devemos considerar alguns aspectos importantes, os três mais importantes e que determinam a escolha do perfil são:

- Curva de sustentação: C_l vs α
- Curva polar: C_l vs C_d
- Curva de momento de picada: C_m vs α ou C_m vs C_l

Quando se trata da análise de perfis devemos considerar alguns aspectos importantes, os três mais importantes e que determinam a escolha do perfil são:

- Curva de sustentação: C_l vs α
- Curva polar: C_l vs C_d
- Curva de momento de picada: C_m vs α ou C_m vs C_l

São de seguida apresentados curvas típicas das que podemos encontrar para perfis

- Curva de sustentação

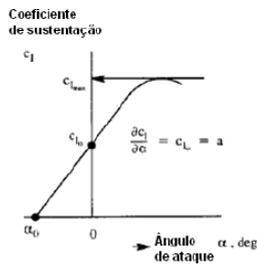


FIGURA 4.3 CURVA GENÉRICA DE COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO VS ÂNGULO DE ATAQUE (LAN, 1997)

A sustentação é definida como a força aerodinâmica produzida pela superfície na direcção normal ao vector velocidade. Analogamente, o drag é a força aerodinâmica produzida paralela ao vector velocidade. A sustentação pode ser expressa adimensionalmente pelo coeficiente de sustentação C_l , este representa a sustentação mas é independente do tamanho do perfil, da velocidade do ar ou da densidade do ar. C_l é então apenas função da forma e do ângulo de ataque do perfil.

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 c}$$

Em que ρ representa a densidade do ar, V a velocidade do ar e c a corda do perfil. Para o caso de se tratar de uma asa, o CL é dado substituindo na equação a corda pela superfície S da asa.

É frequente o centro aerodinâmico coincidir com um quarto da corda do perfil

$$\frac{x_{ac}}{c} \cong 0.25$$

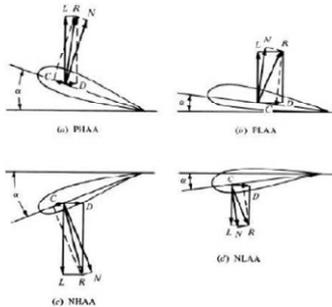


FIGURA 5.7 ILUSTRAÇÃO DAS QUATRO CONDIÇÕES BÁSICAS DE VOO (DAVID J. PEERY, 1982)

5.4.4. Factores de carga no movimento de translação

Em algumas condições de voo, o movimento pode ser simplificado a apenas movimento de translação, nestes casos temos de combinar as forças de inércia com as forças gravíticas. Para isso o peso de cada componente é multiplicado por um factor de carga e dependendo da condição de voo esta é somada ou subtraída as forças de inércia e equilibradas por forças externas.

Na situação em que a aeronave sofre uma aceleração vertical para cima, o peso W da aeronave é somado à inércia e equilibrada pela sustentação L produzida pelas asas. Obtendose a seguinte relação que nos dá o factor de carga n :

$$L - Mg = Ma \Leftrightarrow L = Mg + Ma \Leftrightarrow L = Mg(1 + a/g) = W(1 + a/g) = nW \quad 5.4$$

$$n = 1 + \frac{a}{g} \quad 5.5$$

No caso em que a aeronave efectua voo nivelado o factor de carga correspondente será $n=1$, uma vez que $L=W$ o peso é equilibrado pela sustentação.

Para a mesma situação temos também o caso em que a aeronave sofre uma aceleração devido a forças propulsivas, o factor de carga horizontal criado é chamado de factor de carga propulsiva, e é dado pelo equilíbrio das forças horizontais propulsiva T e de resistência D :

$$T - D = Ma = w \frac{a}{g} = n_x W$$

$$n_x = \frac{T - D}{W}$$

A aceleração em translação pode encontrar-se em vários casos, mas o mais geral trata de um vector de impulso não horizontal, o qual deve ser decomposto pelas componentes de força nos eixos x e z , como mostrado na Figura 5.9.



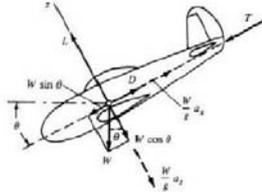


FIGURA 5.9 REPRESENTAÇÃO DOS FACTORES DE CARGA (DAVID J. PEERY, 1982)

Se combinarmos a carga inercial e o peso em cada elemento, a componente no eixo z pode ser definida da seguinte maneira:

$$L - W \cos \theta = \left(\frac{W}{g}\right) a_z \Leftrightarrow L = W \left(\cos \theta + \frac{a_z}{g}\right) = nW \quad 5.7$$

$$n = \cos \theta + \frac{a_z}{g} = \frac{L}{W} \quad 5.8$$

Segundo o eixo do x, obtém-se:

$$T - D + W \sin \theta = \left(\frac{W}{g}\right) a_x \Leftrightarrow T - D = \left(\frac{a_x}{g} - \sin \theta\right) W = n_x W \quad 5.9$$

$$n_x = \frac{a_x}{g} - \sin \theta = \frac{T - D}{W} \quad 5.10$$

Podemos ver que o resultado obtido para o factor de carga em n_x , é o mesmo que para voo nivelado.

$$n_x = \frac{-\sum F_x}{W} \quad 5.11$$

Entende daqui que a soma das componentes do peso e forças de inércia tem de ser igual e oposta à soma das componentes das forças externas segundo o mesmo eixo.

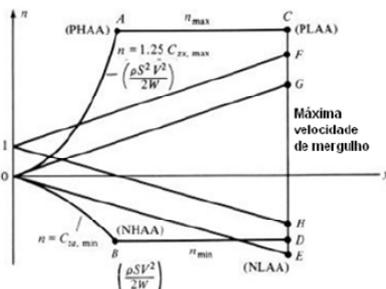


FIGURA 5.10 ILUSTRAÇÃO DE UM DIAGRAMA V-n (DAVID J. PEERY, 1982)

A que correspondem as fronteiras do diagrama V-n:

- Fronteira esquerda – depende das características aerodinâmicas da aeronave, sobretudo quanto aos limites de força normal e peso.
- Fronteira direita – depende dos limites de velocidade de mergulho da aeronave e da velocidade de uso de flaps.
- Fronteira superior e inferior – depende dos limites de carga máximos de manobra da aeronave

Arrasto:

¹⁾ **Nota da Edição Digital:** Ao tempo em que a primeira edição deste livro foi realizado, era corrente o valor de uma força ser expresso em kg(f) e foi para essa unidade que esta expressão prática foi dimensionada. Hoje, usando o Sistema Internacional de Unidades (SI), o valor de R será expresso em N (newton), o que, para uma densidade do ar $\rho = 1,293 \text{ kg/m}^3$, nas condições PTN, será dado por:

$$R = 0,65 K \cdot S \cdot V^2$$