

UNIVERSIDADE  
BEIRA INTERIOR

# Propulsão

## Projeto de Aeronaves (15096)

Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

2024

Pedro V. Gamboa

Departamento de Ciências Aeroespaciais

Faculdade de Engenharia



# 1. Introdução

- Para a determinação do desempenho da aeronave é necessário conhecer o desempenho do sistema propulsivo instalado
- Para a propulsão a hélice é necessário escolher a hélice adequada ao motor e aos regimes de voo e determinar o desempenho do sistema motor/hélice



## 2. Modelos de motores

Propulsão

Tipo de motor		Potência/tração	Consumo específico	Obs.
Alternativo	aspirado	$P = \delta P_0(\rho/\rho_0 - (1 - \rho/\rho_0)/7,55)$	$C = C_0/\delta$	usar $V = 1$ quando $V = 0$
	turbo	$P = \delta P_0$ $P = \delta P_0(\rho/\rho_L - (1 - \rho/\rho_L)/7,55)$	$C = C_0/\delta$	usar $V = 1$ quando $V = 0$
Turbohélice		$P = \delta P_0(\rho/\rho_0)$	$C = C_0/\delta$	usar $V = 1$ quando $V = 0$
Turbofan c/ $\lambda$ elevado		$T = \delta(0,1/M)T_0(\rho/\rho_0)$	$C = C_0(T/T_0)^{0,25}/\delta$	usar $M = 0,1$ quando $M < 0,1$
Turbofan c/ $\lambda$ baixo e turbojato	s/ pós-queimador	$T = \delta T_0(\rho/\rho_0)$	$C = C_0(T/T_0)^{0,25}/\delta$	só para $M < 0,9$
	c/ pós-queimador	$T = \delta T_0(\rho/\rho_0)(1 + 0,7M)$	$C = C_0(T/T_0)^{0,25}/\delta$	

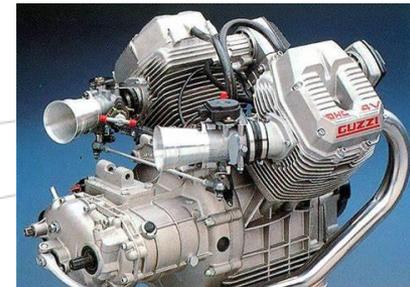
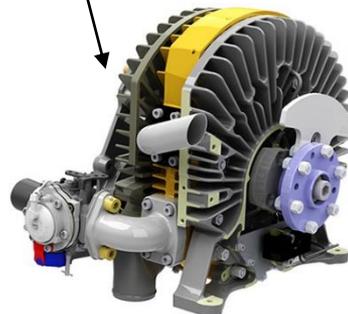
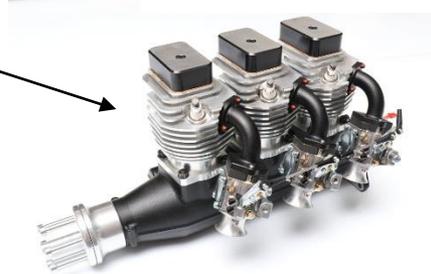
T é temperatura



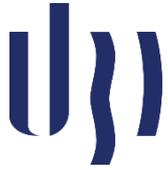
# 3. Motores de combustão interna

- Exemplos:

- Cilindros horizontais opostos
- Cilindros em linha
- Cilindros em V
- Cilindros em estrela
- Rotativos
- 2 e 4 tempos
- gasolina e gásóleo



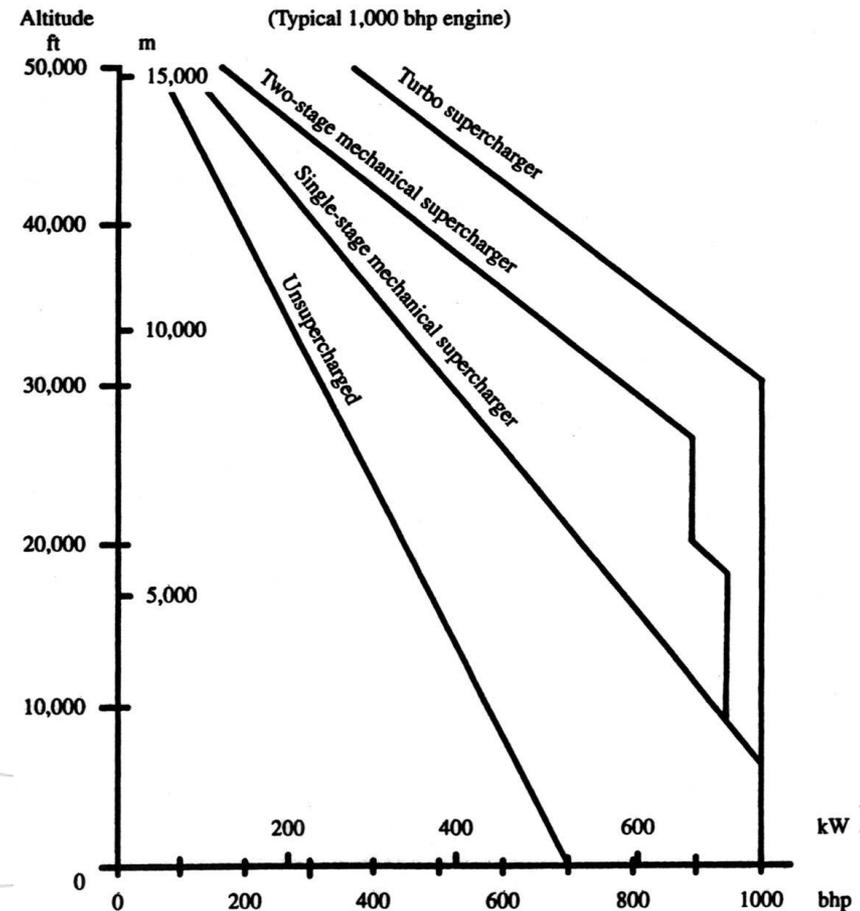
Propulsão



### 3. Motores de combustão interna

# Desempenho

- A potência é proporcional ao caudal mássico de ar que entra no motor
- A potência varia com a altitude por causa da massa volúmica do ar





### 3. Motores de combustão interna

# Desempenho

- A potência depende da pressão de admissão
- A potência depende da velocidade do motor

Engine 912 A/F/UL

Propulsão

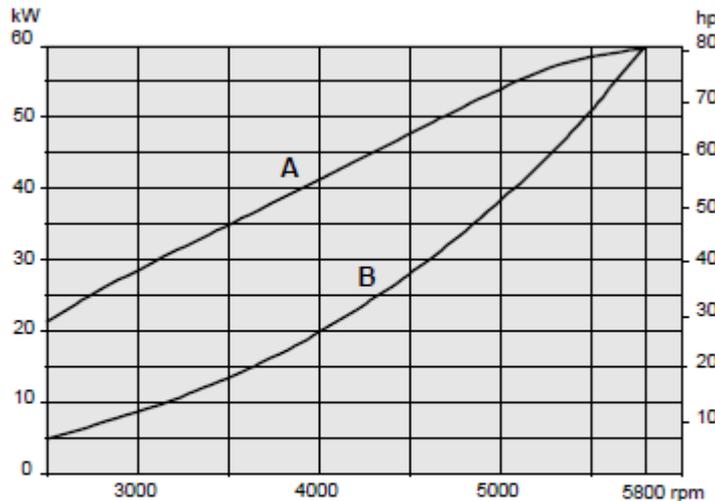


Figure .1: Performance graphs 912 A/F/UL

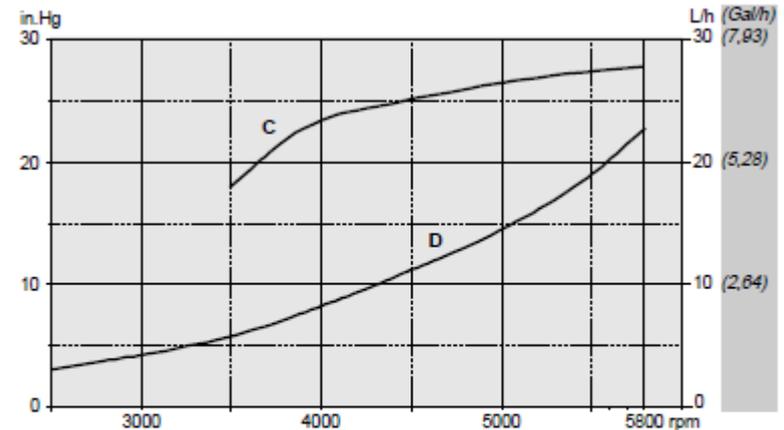


Figure .2: Values along propeller curve

A max. engine output

B power requirement of propeller

C manifold pressure

D fuel consumption



### 3. Motores de combustão interna

# Modelo matemático

- Dados do motor:
  - Binário máximo ao NM ISA [Nm],  $Q_0$
  - Potência máxima ao NM ISA [W],  $P_0$
  - Velocidade máxima [rpm],  $N_{\max}$
  - Fração de acelerador (carga),  $\delta$
  - Consumo específico [kg/(Ws)],  $sfc$
- O binário é proporcional ao acelerador:

$$Q = \delta \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right) Q_0$$

- O binário máximo pode ser estimado com:

$$Q_0 = \frac{30P_0}{\pi N_{\max}}$$



### 3. Motores de combustão interna

## Modelo matemático

- A potência no eixo é:

$$P_e = Q \frac{\pi N}{30} = \delta \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right) Q_0 \frac{\pi N}{30} = \delta \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right) P_0 \frac{N}{N_{\max}}$$

onde  $N$  é a velocidade do motor [rpm].

- O consumo específico é função da fração de acelerador:

$$sfc = f(\delta) sfc_0$$

onde a função  $f(\delta)$  depende do tipo de motor e do tipo de aproximação adotada.



### 3. Motores de combustão interna

# Modelo matemático

- Esta função  $f(\delta)$  pode ser aproximada por funções simples
- Por exemplo, da representação mais simples para a mais precisa, tem-se:

$$f(\delta) = \delta^a$$

$$f(\delta) = \frac{(k-1)}{\delta} + (2-k)$$

$$f(\delta) = A + B\delta + C\delta^2 + D\delta^3$$

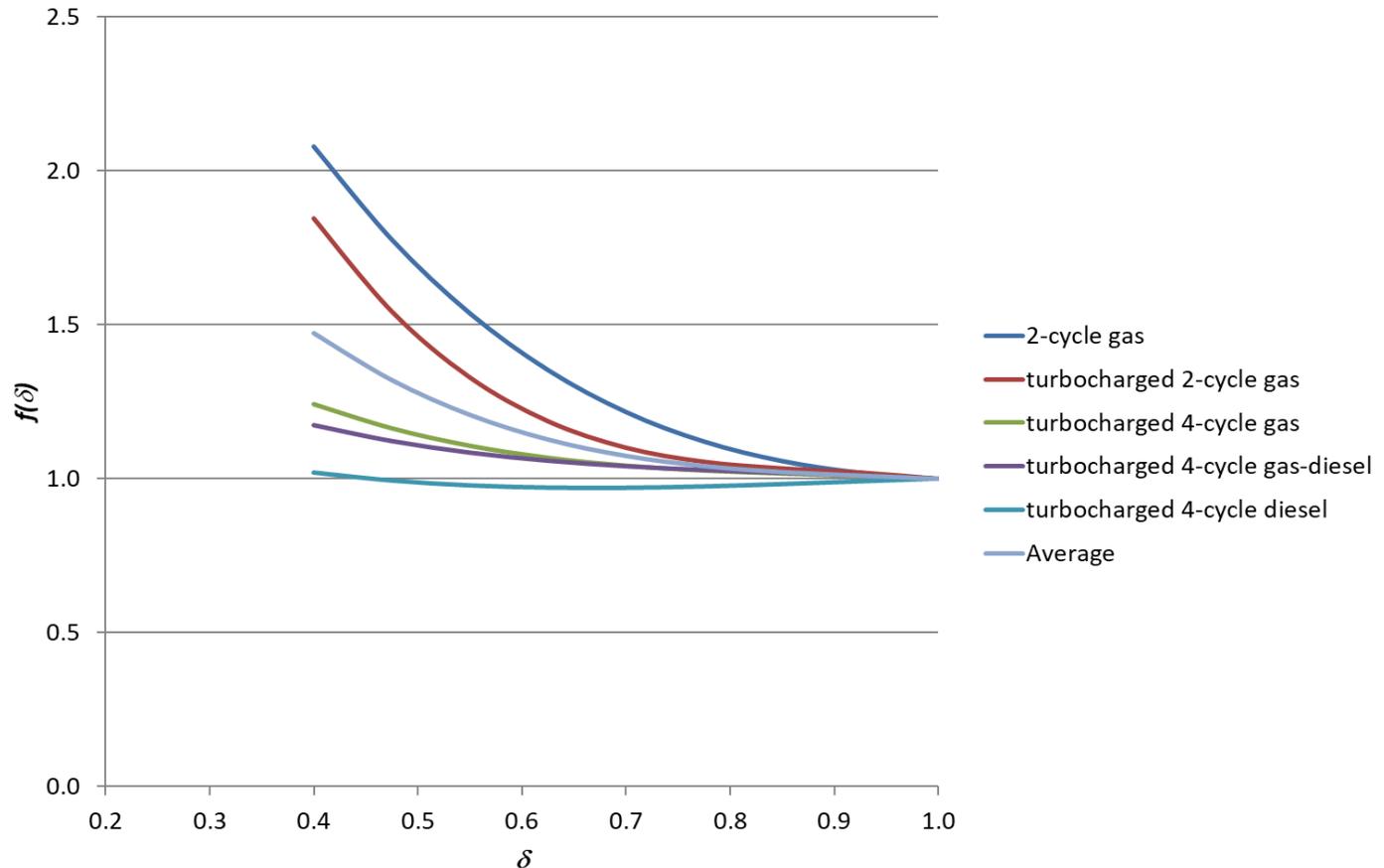
	A	B	C	D	a	k
2-cycle gas	5.060	-10.9	9.80	-2.96	-0.800	1.720
turbocharged 2-cycle gas	5.600	-15.1	16.8	-6.30	-0.670	1.566
turbocharged 4-cycle gas	2.180	-3.74	4.10	-1.54	-0.243	1.163
turbocharged 4-cycle gas-diesel	1.800	-2.51	2.80	-1.09	-0.183	1.118
turbocharged 4-cycle diesel	1.404	-1.61	1.90	-0.694	-0.031	1.014



### 3. Motores de combustão interna

# Modelo matemático

- Representação da função  $f(\delta)$ :





# 4. Motores elétricos

- Exemplos:

- Com escovas
- Sem escovas
- In-runner
- Out-runner



Propulsão



# 4. Motores elétricos

- Baterias recarregáveis:

- Iões de lítio (LiION, LiPO, LiFe)
- Chumbo
- NiCd
- NiMH



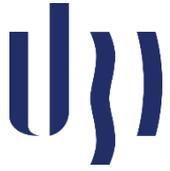
Propulsão



## 4. Motores elétricos

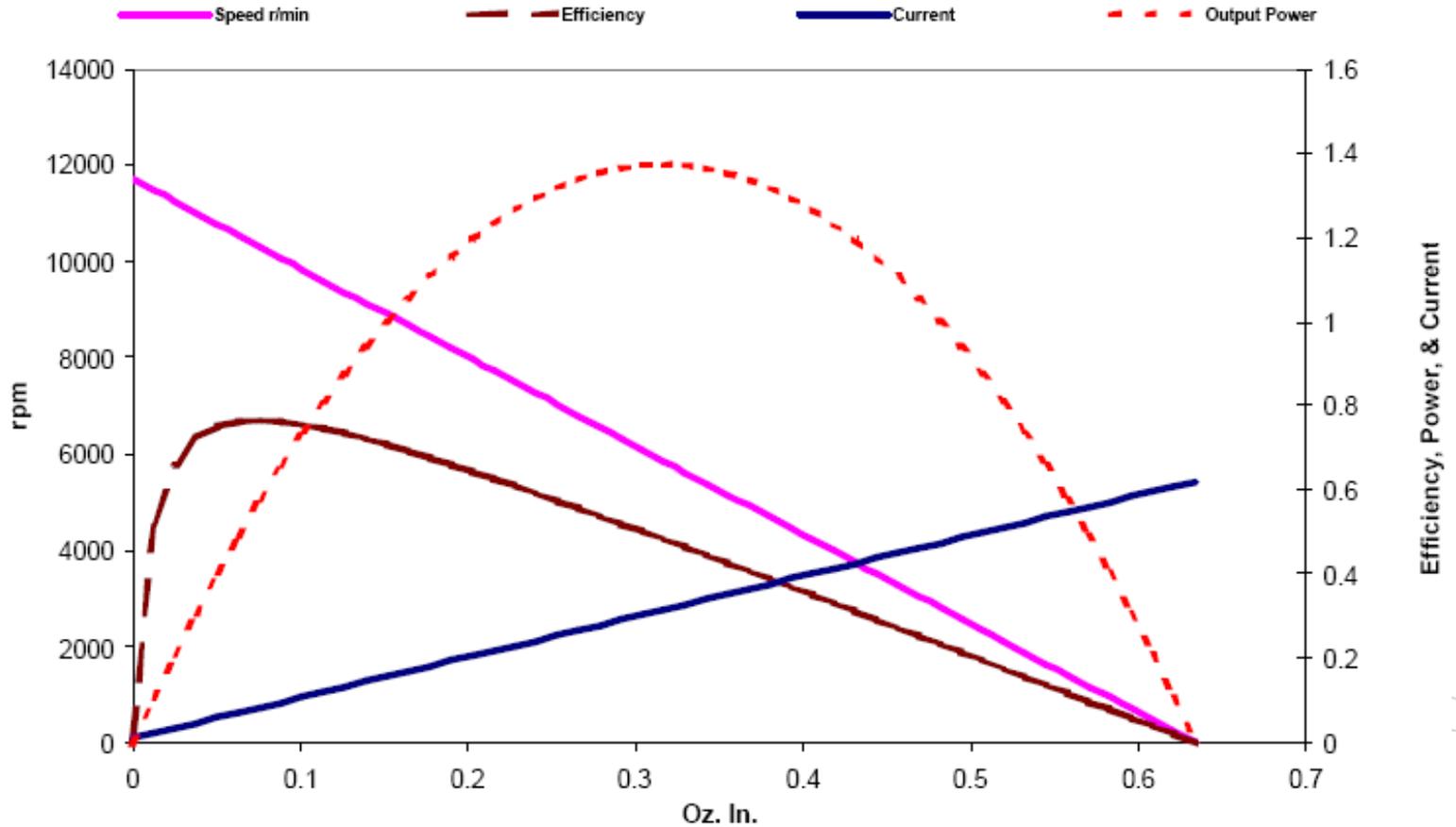
- Densidade energética das baterias

Characteristic	Ni-Cd	Ni-Mh	LiPo	Li-S
Specific energy (Wh/kg)	40	80	180	350
Energy density (Wh/l)	100	300	300	350
Specific power (W/kg)	300	900	2800	600



## 4. Motores elétricos

# Desempenho





## 4. Motores elétricos

# Modelo matemático

- Dados:
  - Constante da velocidade [rpm/V],  $K_v$
  - Velocidade de rotação em vazio [rpm],  $N_o$
  - Intensidade de corrente em vazio [A],  $I_o$
  - Resistência entre fases [ $\Omega$ ],  $R$
- A tensão e corrente aplicadas relacionam-se por:

$$U = U_i + RI$$

onde  $U_i$  é a força contra-eletromotriz desenvolvida nos enrolamentos.



## 4. Motores elétricos

# Modelo matemático

- A corrente eficaz é:

$$I_{eff} = I - I_0$$

- A potência elétrica consumida é:

$$P = UI$$

- A potência convertida é:

$$P_{eff} = U_i I_{eff}$$



## 4. Motores elétricos

# Modelo matemático

- A eficiência do motor é:

$$\eta_m = \frac{P_{eff}}{P}$$

- A velocidade de rotação do motor é:

$$N = K_V U_i$$

- O binário correspondente é:

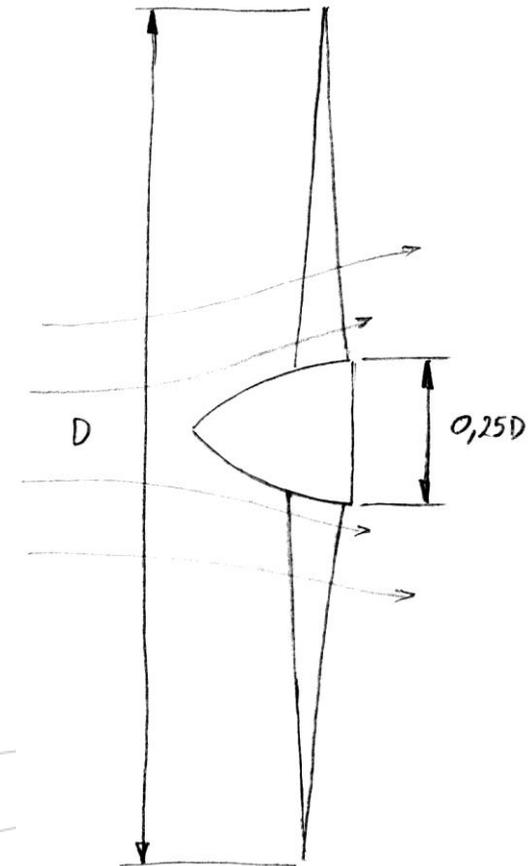
$$Q = \frac{30P_{eff}}{\pi N}$$



# 5. Hélices

- Exemplos:
  - Passo (fixo, variável, velocidade constante)
  - Pás (2, 3, 4, ...)
  - Material (alumínio, carbono, madeira, plástico, plástico reforçado)

Propulsão





## 5. Hélices

# Desempenho

- Verificação da velocidade de ponta da pá:

$$V'_{ponta} = \sqrt{V_{ponta}^2 + V^2} \quad e \quad V'_{ponta} = M'_{ponta} a$$

$$V_{ponta} = \frac{\pi N D G}{60}$$

- $V$  – velocidade da aeronave [m/s]
- $N$  – rotação do motor [rpm]
- $G$  – redução (velocidade da hélice a dividir pela velocidade do motor)
- $n$  – rotação do hélice [rot/s]

$$D_{max} = \frac{60}{\pi N G} \sqrt{V'^2_{ponta} - V^2}$$

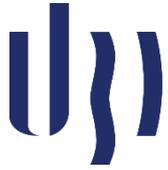


## 5. Hélices

# Desempenho

- Dimensionamento da hélice:
  - Escolhe-se o diâmetro menor dos dois anteriores
  - As velocidades de ponta máximas são:

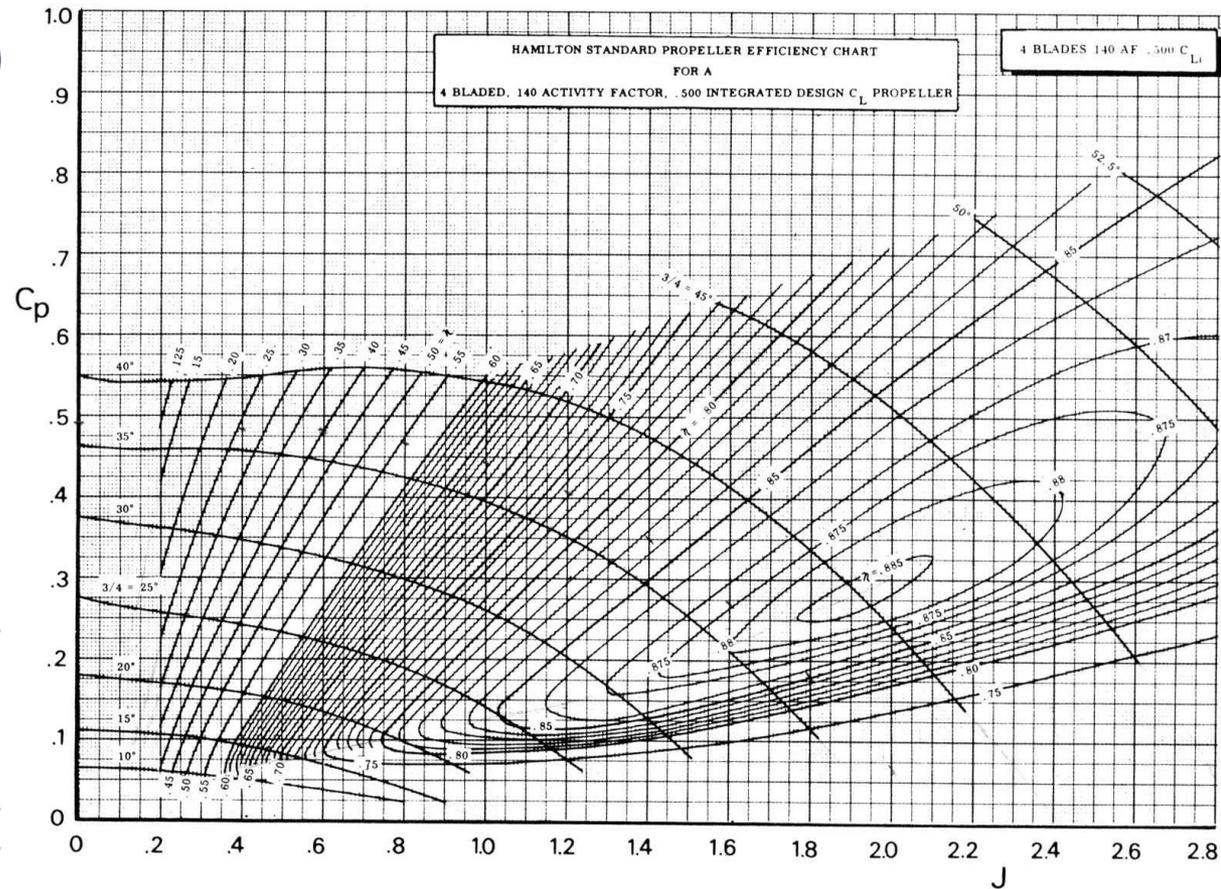
Tipo de hélice	Mach ponta máximo $M'_{\text{ponta}}$	Velocidade ponta máxima $V'_{\text{ponta}}$ [m/s]
Metal/carbono	0,85	290
Madeira (perfil espesso)	0,76	260
Baixo ruído	0,63	213



## 5. Hélices

# Desempenho

- $C_P = P/(\rho n^3 D^5)$
- $C_T = T/(\rho n^2 D^4)$
- $\eta_P = TV/P$
- $J = V/(nD)$



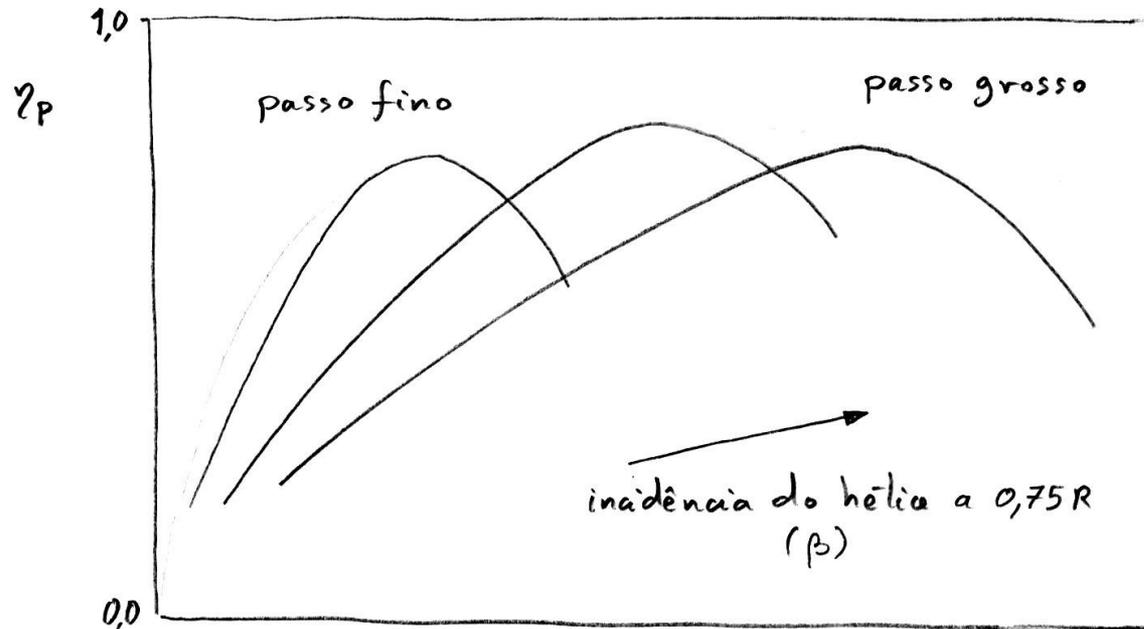


## 5. Hélices

# Desempenho

- Eficiência propulsiva da hélice:
  - $\eta_P = TV/P$

Propulsão

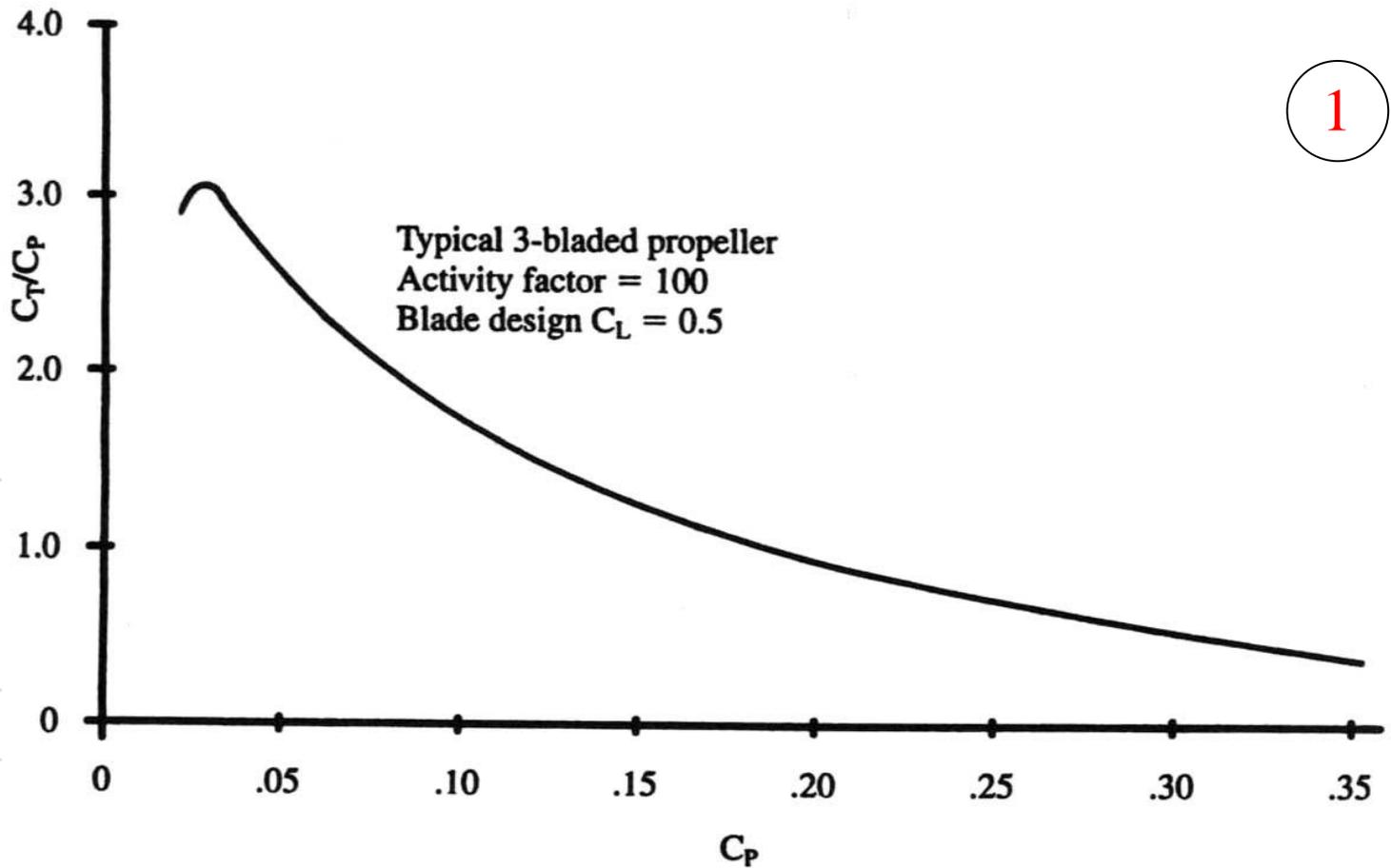


J



## 5. Hélices

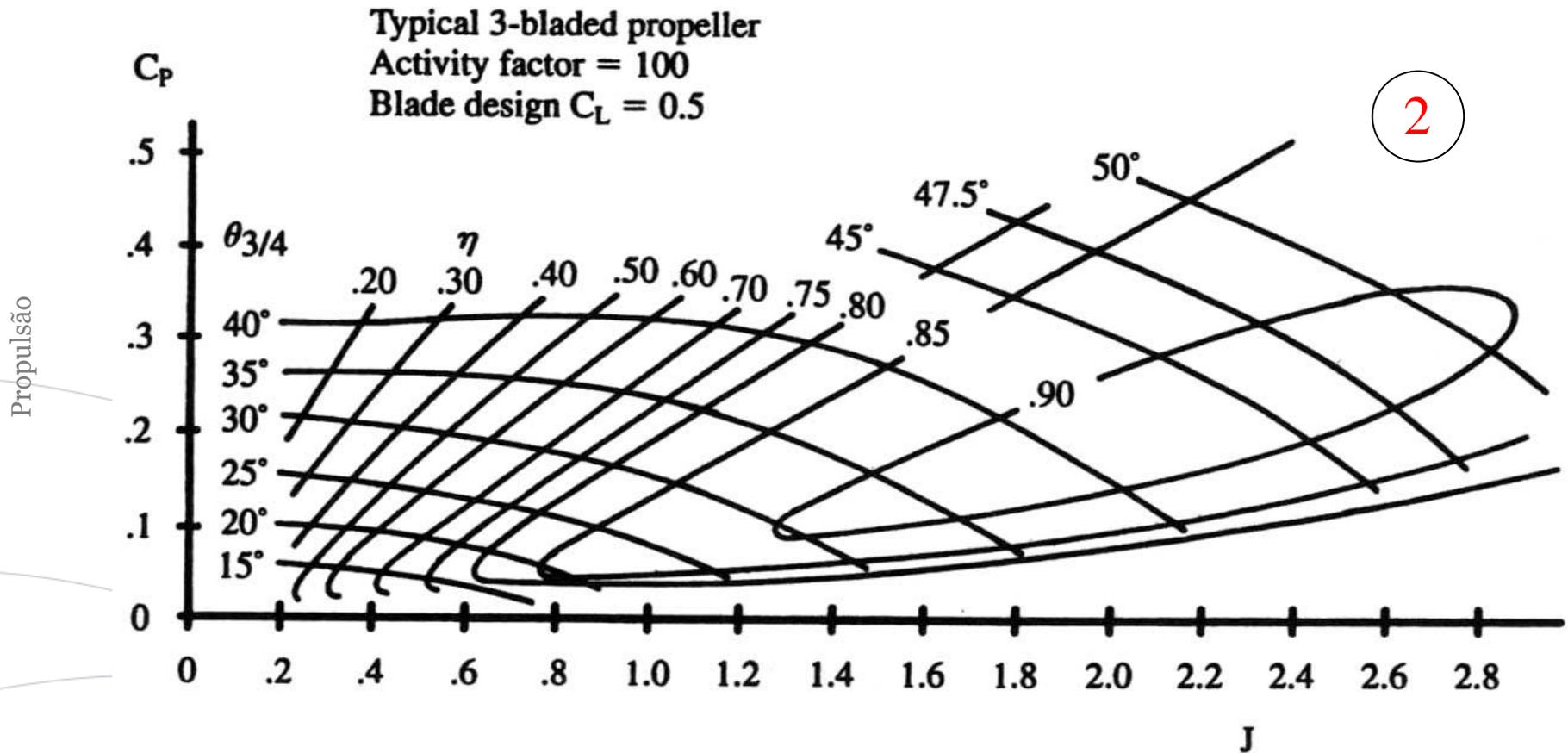
# Desempenho





## 5. Hélices

# Desempenho



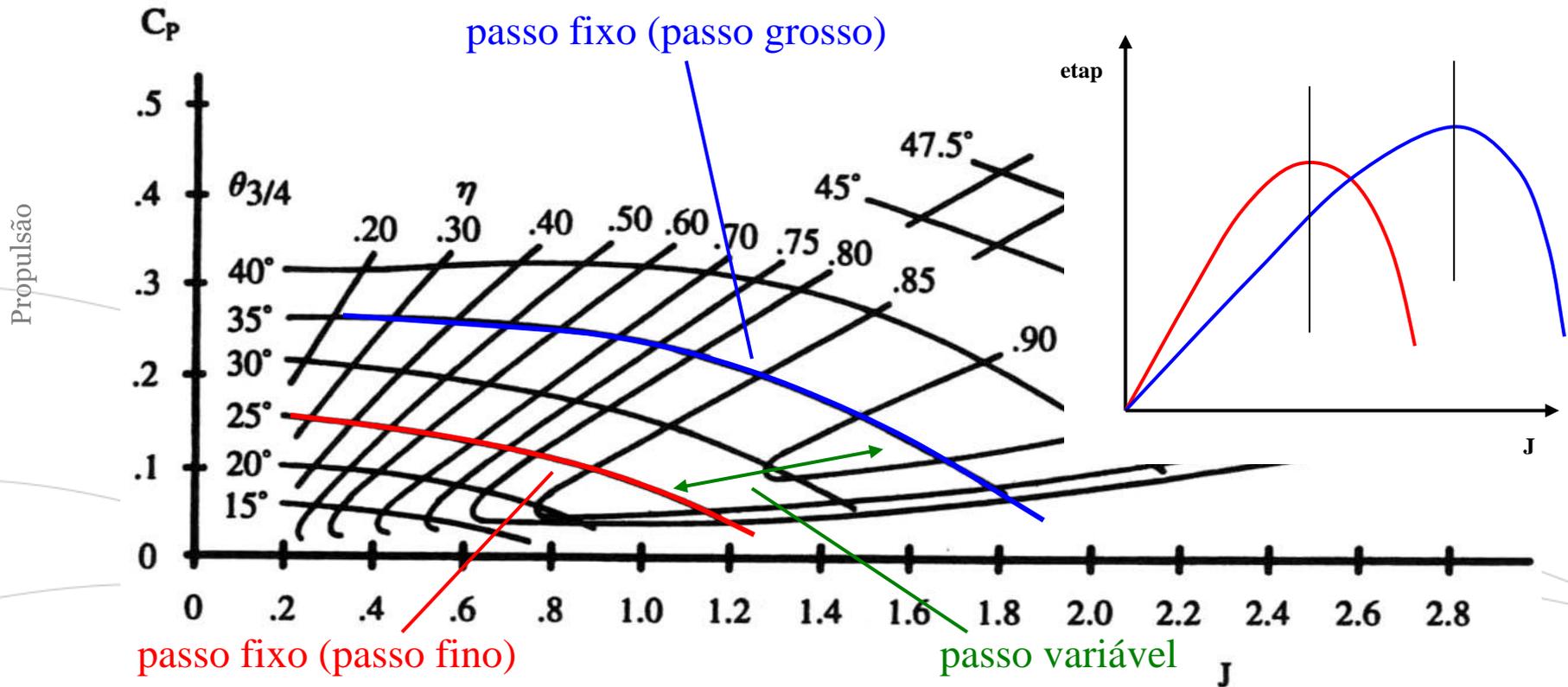
2



## 5. Hélices

# Desempenho

- Hélice de passo fixo/variável:

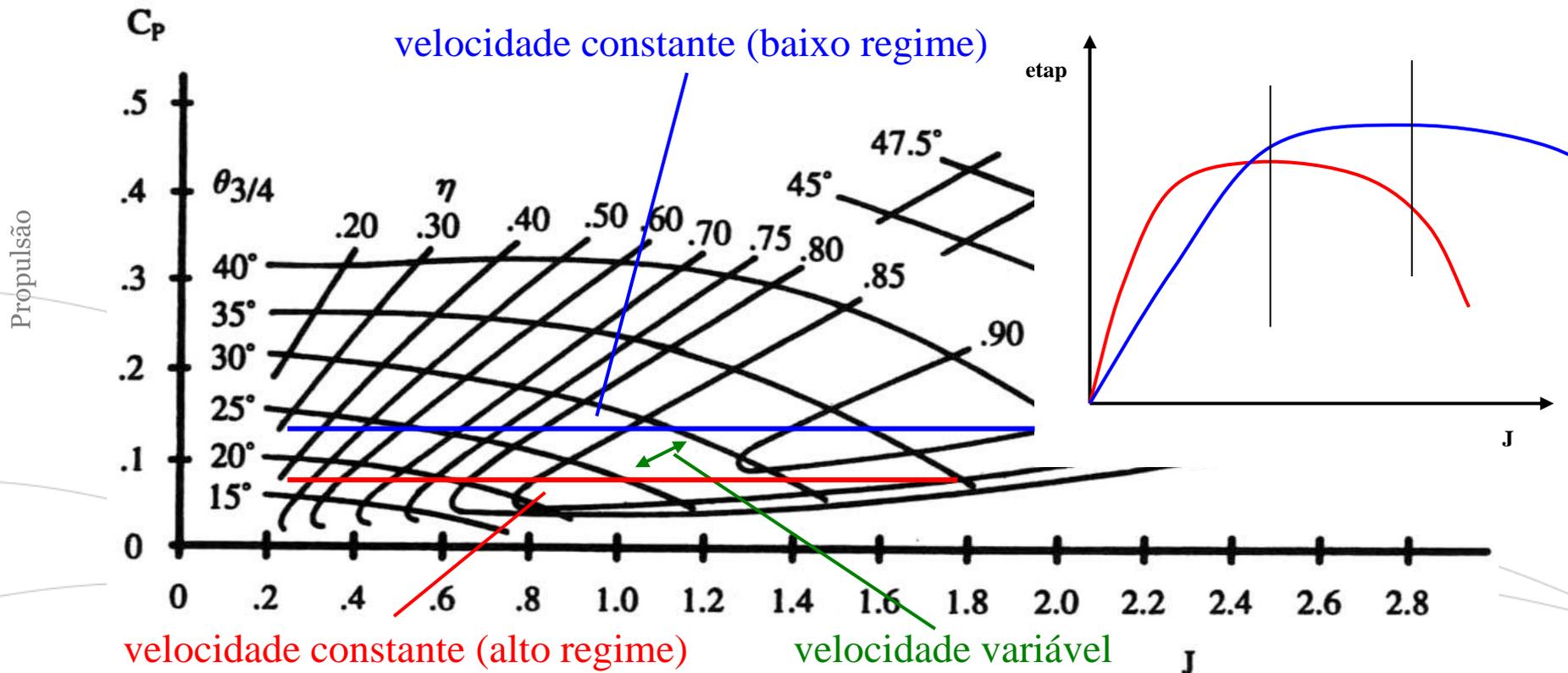




## 5. Hélices

# Desempenho

- Hélice de velocidade constante/variável:





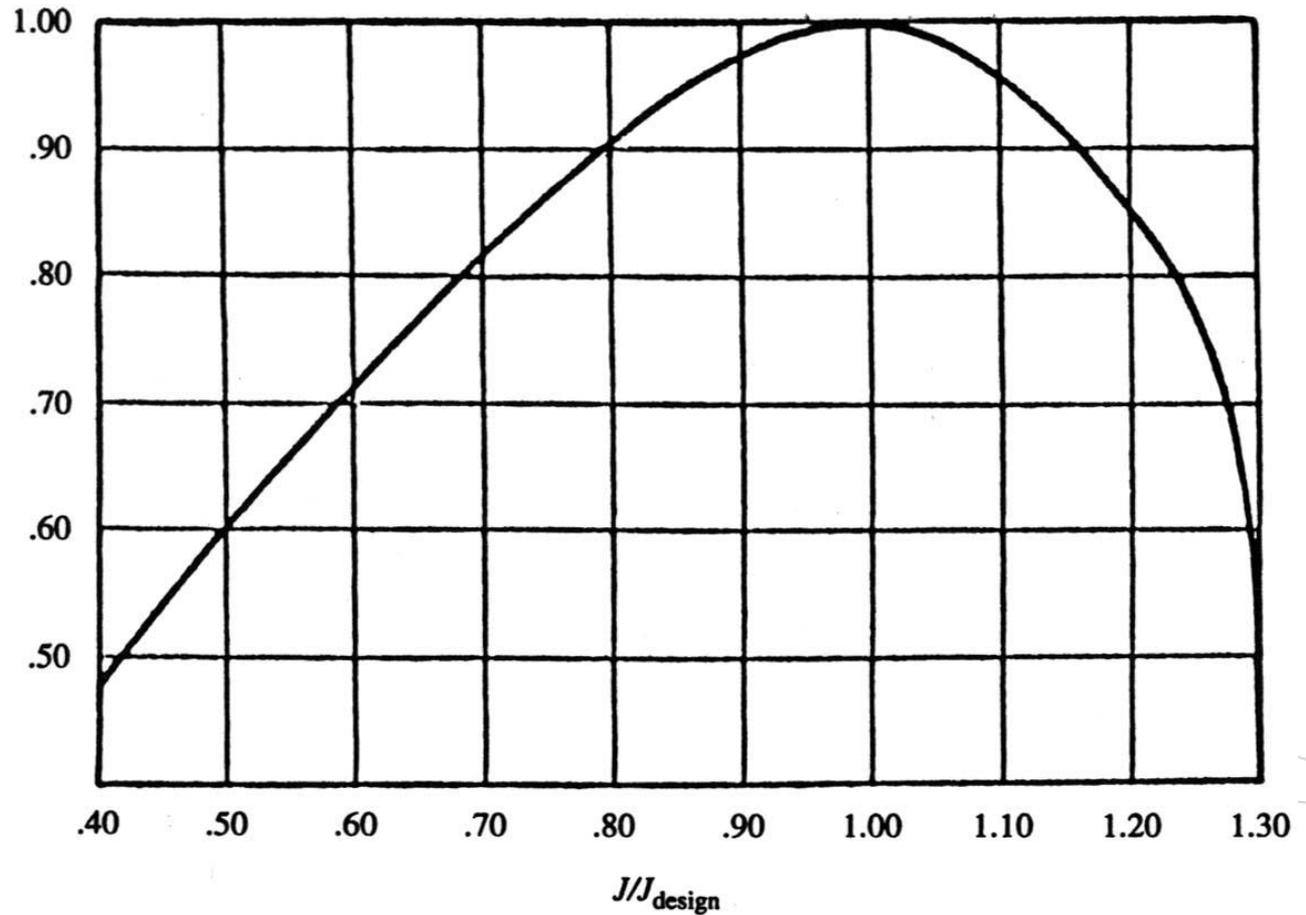
## 5. Hélices

# Desempenho

3

Propulsão

$$\frac{\eta_p}{(\eta_p)_{design}}$$





## 5. Hélices

# Desempenho

- Determinação do desempenho da hélice não instalada:
  - Hélice de velocidade constante: usam-se as duas primeiras figuras para qualquer  $C_p$  e  $J$
  - Hélice de passo fixo: pode usar-se a segunda figura com o  $C_p$  e  $J$  de projeto para determinar  $\theta$  e depois usa-se a terceira figura para outros  $J$

Propulsão



## 5. Hélices

# Desempenho

- Tendo como referência uma hélice tripá, o desempenho de hélices de 2 ou 4 pás pode ser estimado da seguinte forma:
  - Para hélices de madeira, devido ao perfil mais espesso, a eficiência da tabela é multiplicada por 0,9

Desempenho	2 pás	3 pás	4 pás
Eficiência propulsiva	$1,03\eta_P$	$\eta_P$	$0,97\eta_P$
Tração	$0,95T$	$T$	$1,05T$

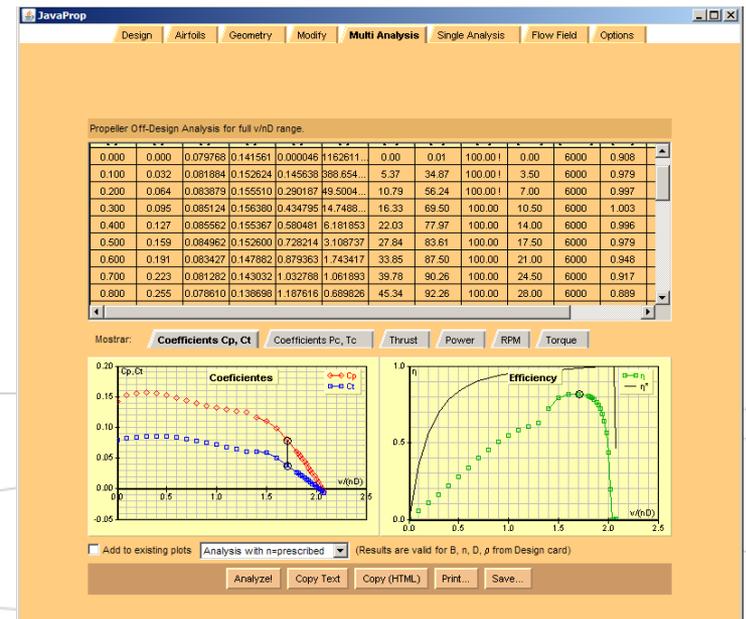


## 5. Hélices

# Desempenho

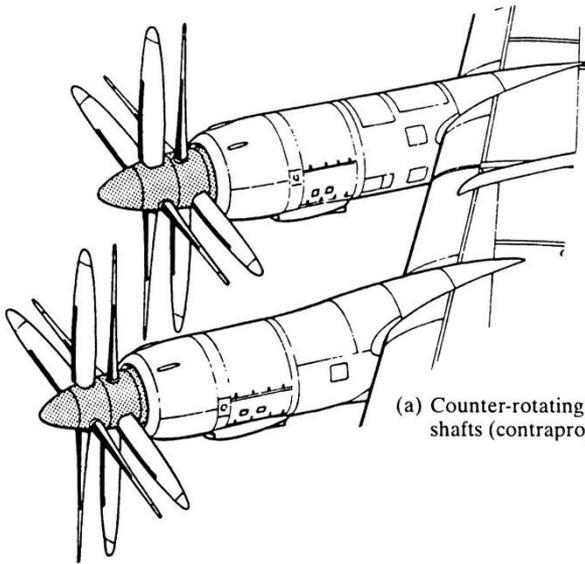
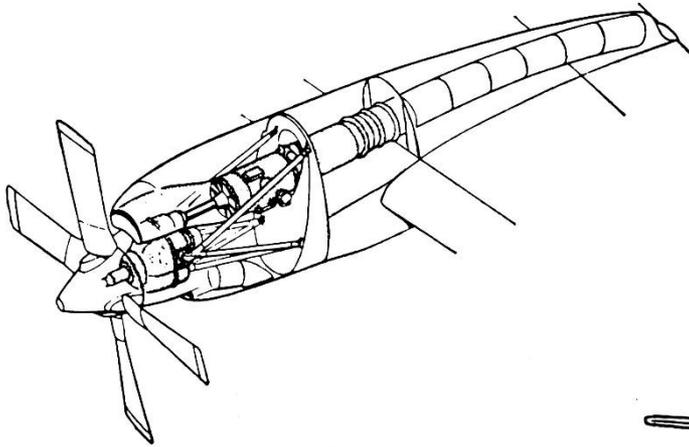
- Programas para análise do desempenho de hélices:
  - JBLADE (<https://github.com/MrTypename/jblade-code>)
  - QPROP (<http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/>)
  - JAVAPROP (<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm>)
  - PROPSELECTOR (<http://www.hoppenbrouwer-home.nl/ikarus/software/propselector.htm>)

Propulsão

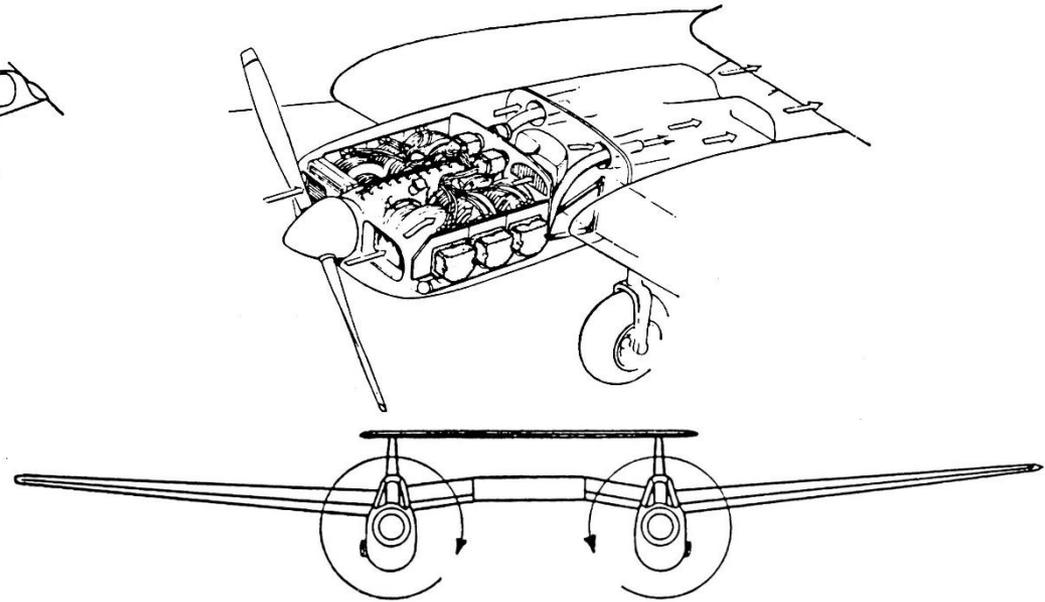




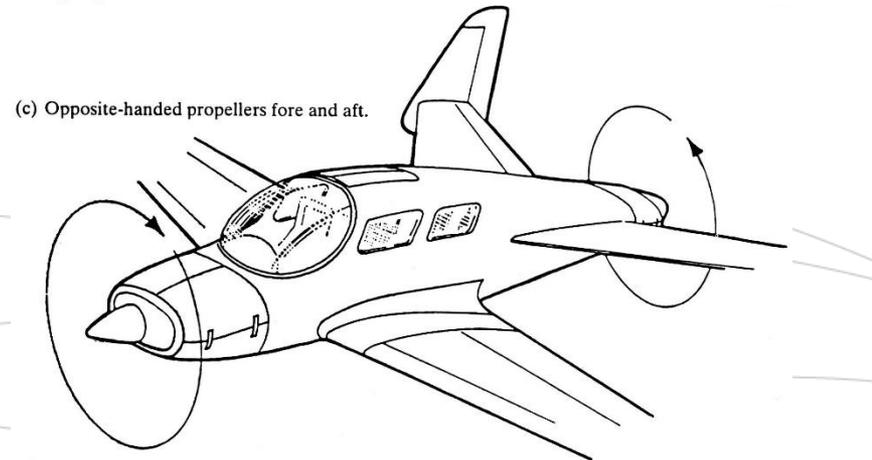
# 6. Desempenho instalado



(a) Counter-rotating propellers on coaxial shafts (contraprops).



(b) Opposite-handed propellers.



(c) Opposite-handed propellers fore and aft.



## 6. Desempenho instalado

# Desempenho da hélice

- Correção de bloqueio:
  - A nacela do motor atrás da hélice faz com que o escoamento desacelere antes de chegar à hélice

$$J_{cor} = J \left( 1 - \frac{0.329S_C}{D^2} \right)$$

- $S_C$  – área da secção máxima da nacela/fuselagem
- $D$  – diâmetro da hélice
- Usar  $J_{cor}$  nos gráficos de desempenho da hélice



## 6. Desempenho instalado

# Desempenho da hélice

- Correção de compressibilidade:
  - A tração é reduzida a grandes velocidades e regimes devido ao efeito de compressibilidade

$$\eta_{p,cor} = \eta_p - (M_{ponta} - 0,89) \left( \frac{0,16}{0,48 - 3 t/c} \right) \quad \text{para } M_{ponta} > 0,89$$

$$M_{ponta} = \frac{\sqrt{V^2 + (\pi n D)^2}}{a}$$

- $a$  – velocidade do som
- $t/c$  – espessura relativa do perfil da hélice



## 6. Desempenho instalado

# Desempenho da hélice

- Correção de fricção:
  - As partes do avião dentro da esteira da hélice vão estar sujeitas a maior velocidade e mais turbulência aumentando a resistência de fricção
  - Pode usar-se uma eficiência efetiva

Propulsão

$$\eta_{p,ef} = \eta_p \left[ 1 - \frac{1,558}{D^2} \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right) \sum (C_f S_{wet})_{esteira} \right]$$

- $C_f$  – coeficiente de fricção
- $S_{wet}$  – área molhada
- Para hélices empurra deve considerar-se uma perda de eficiência de 2% a 5% devido à esteira da fuselagem, asas e/ou empenagens



## 6. Desempenho instalado

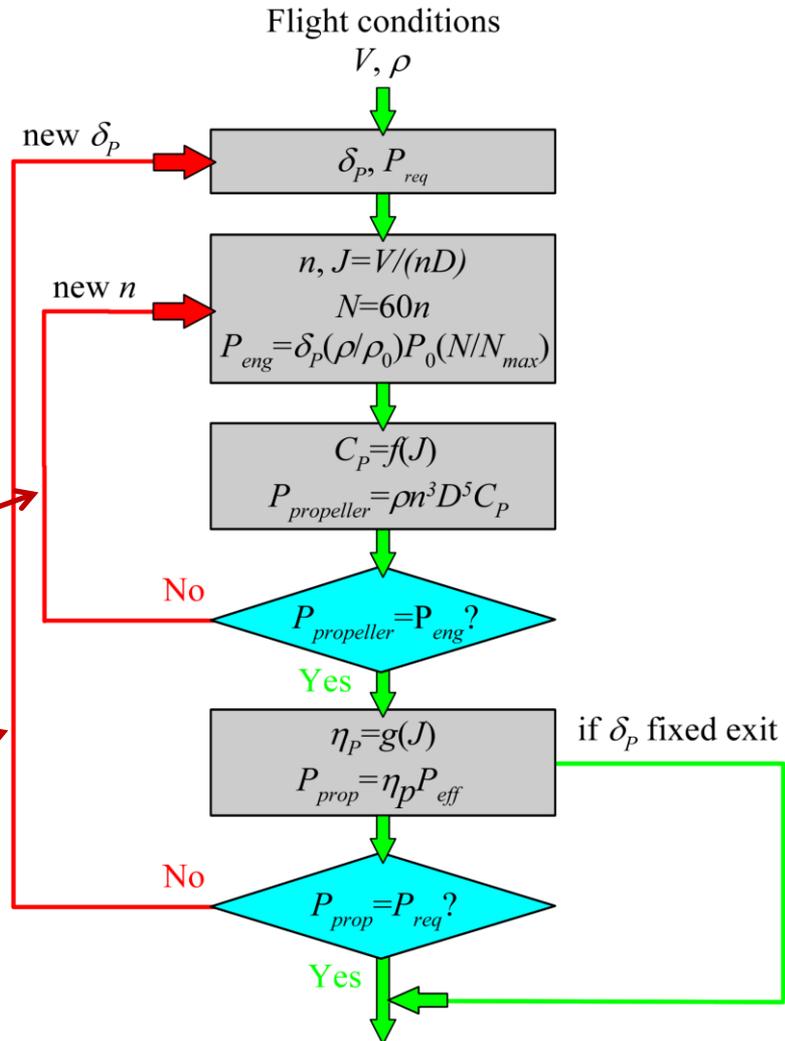
# Acoplamento motor-hélice

- Motor de combustão interna:
  - A velocidade de rotação e binário têm que ser iguais no motor e na hélice

Propulsão

Ciclo interno para igualar potência absorvida pela hélice à potência do eixo do motor – variável de iteração: velocidade de rotação,  $n$

Ciclo externo para igualar potência propulsiva da hélice à potência requerida pelo avião – variável de iteração: fração do acelerador,  $\delta_p$





## 6. Desempenho instalado

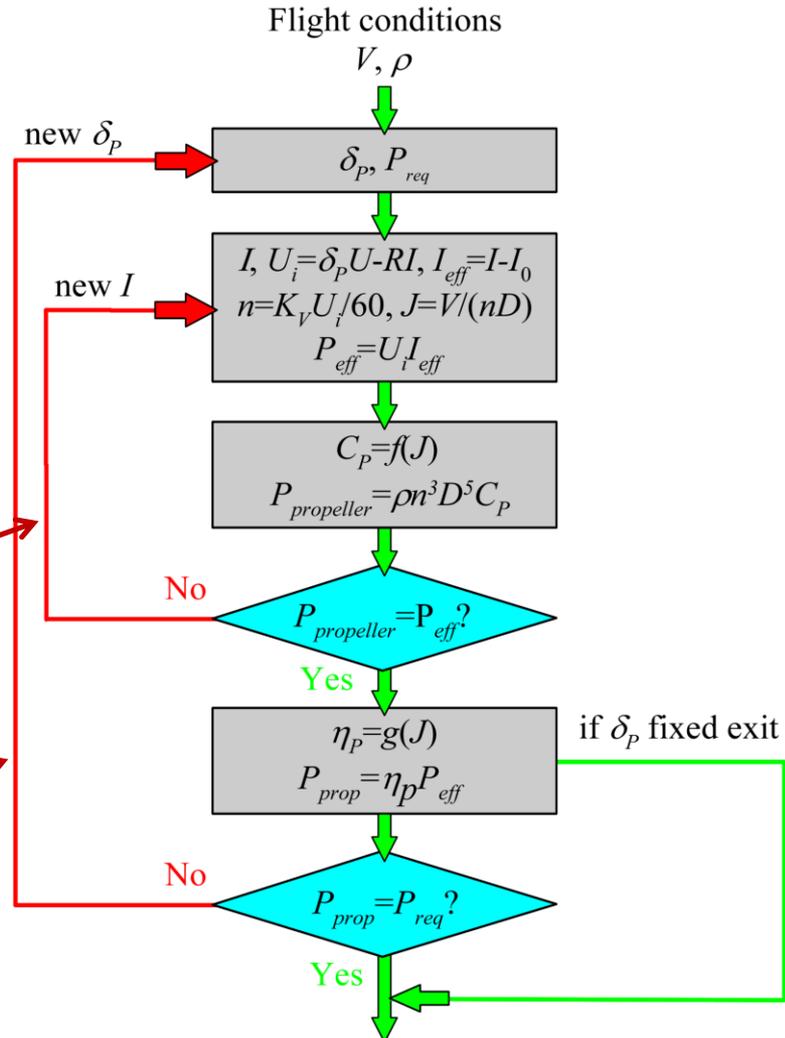
# Acoplamento motor-hélice

- Motor elétrico:
  - A velocidade de rotação e binário têm que ser iguais no motor e na hélice

Propulsão

Ciclo interno para igualar potência absorvida pela hélice à potência do eixo do motor – variável de iteração: corrente elétrica,  $I$

Ciclo externo para igualar potência propulsiva da hélice à potência requerida pelo avião – variável de iteração: fração do acelerador,  $\delta_p$

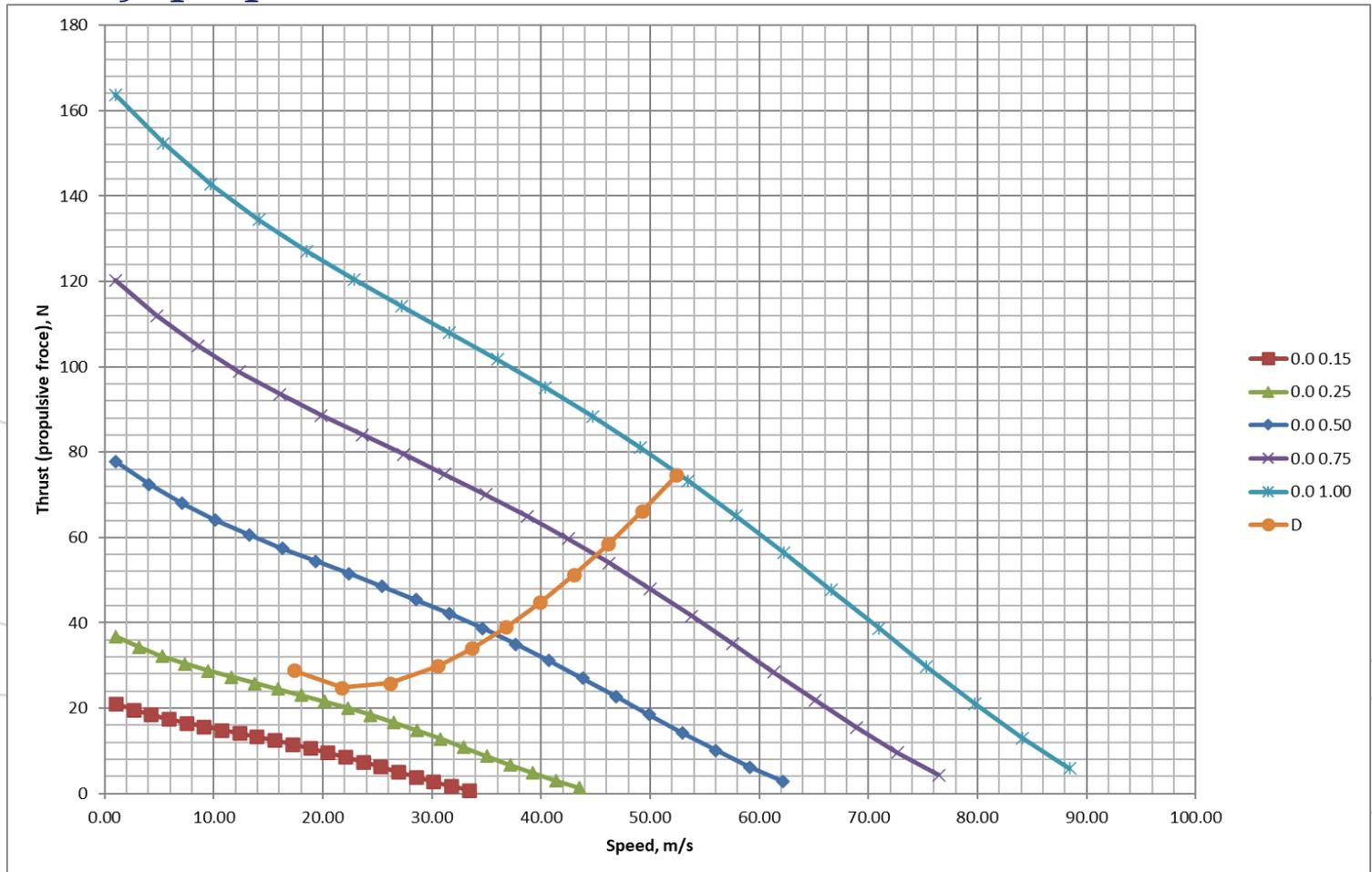




## 6. Desempenho instalado

# Acoplamento motor-hélice

- Força propulsiva:

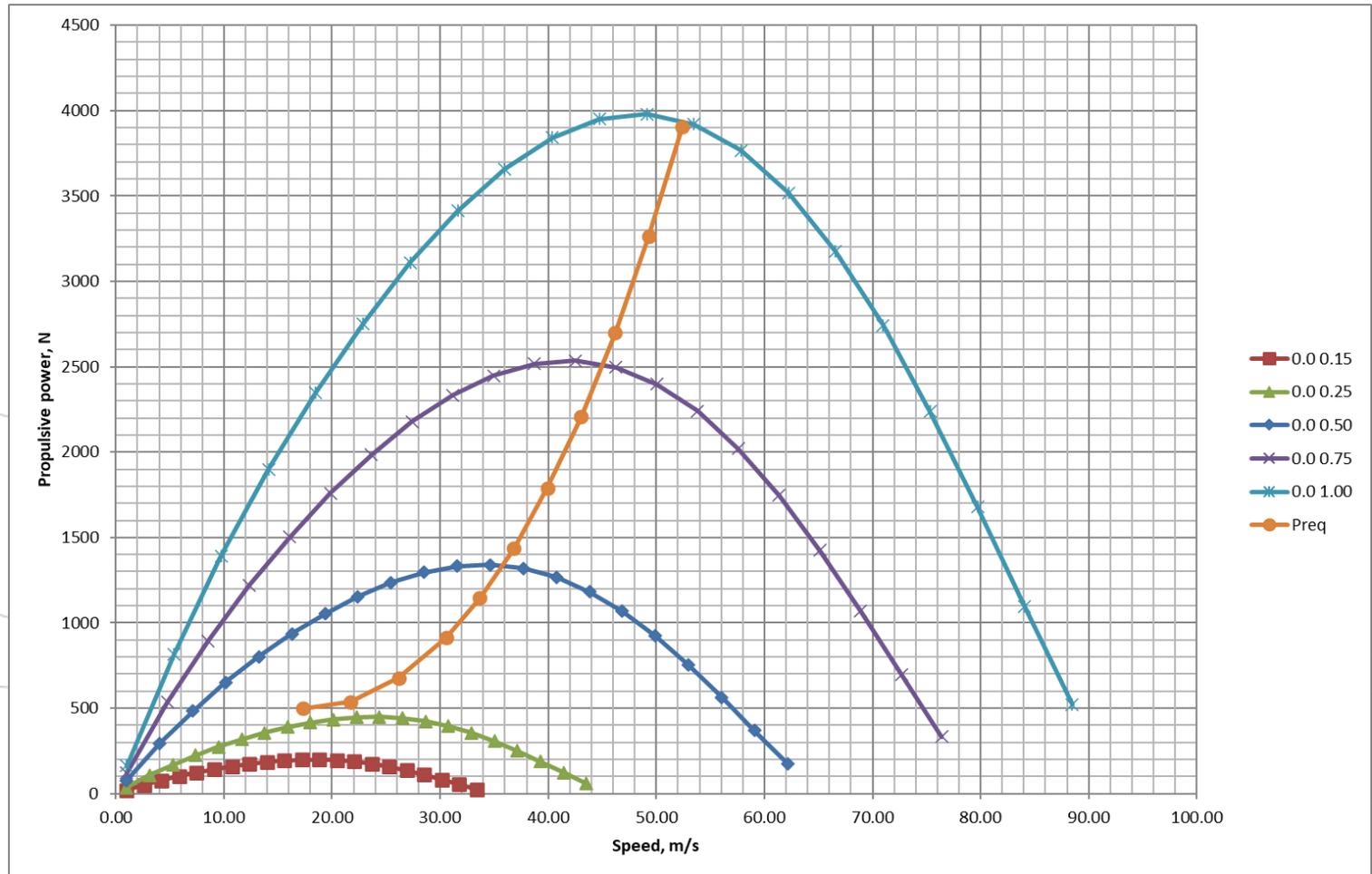




## 6. Desempenho instalado

# Acoplamento motor-hélice

- Potência disponível:





## 6. Desempenho instalado

# Rendimento do sistema propulsivo

Propulsão



rendimento baterias

X

rendimento cabos

X

rendimento controlador

X

rendimento motor

X

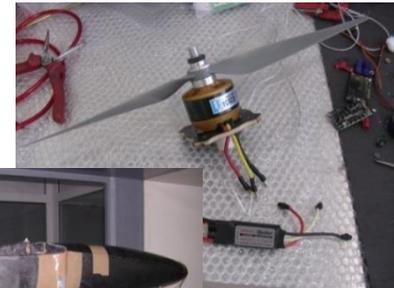
rendimento transmissão

X

rendimento hélice

=

rendimento propulsão



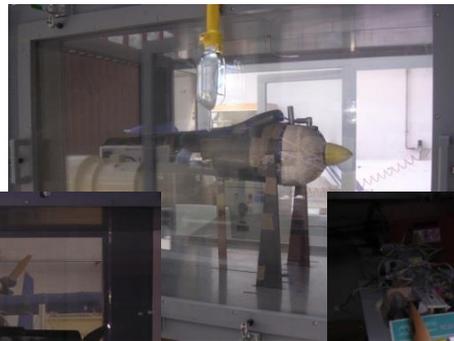


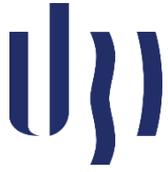
## 6. Desempenho instalado

# Validação

- Atenção às características fornecidas pelos fabricantes
- Em paralelo às análises de desempenho da hélice e do sistema propulsivo é importante testar o sistema (motor e hélice)

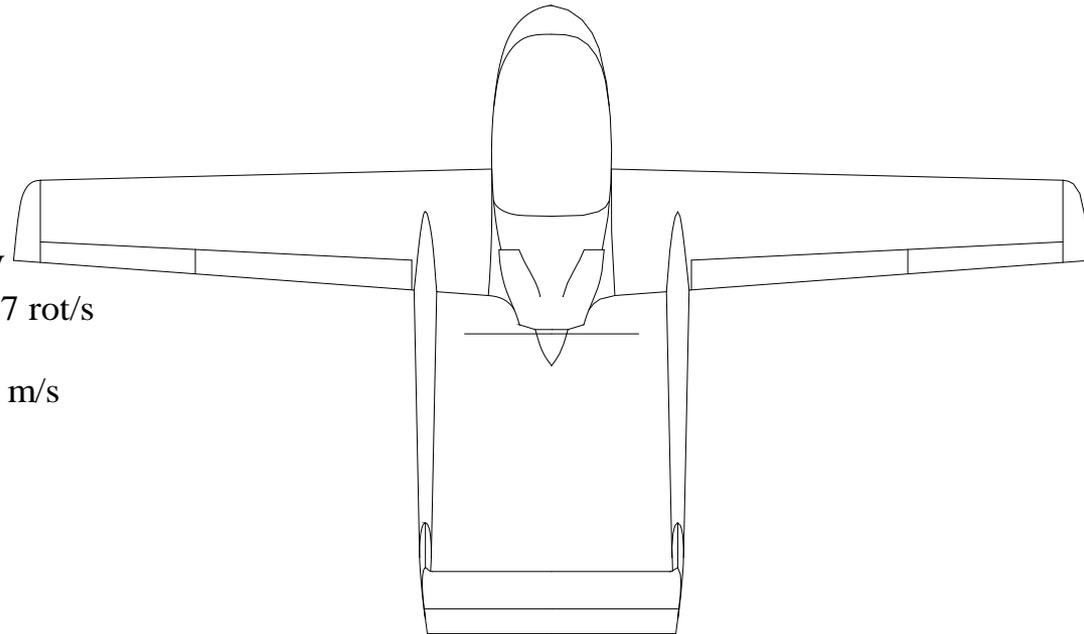
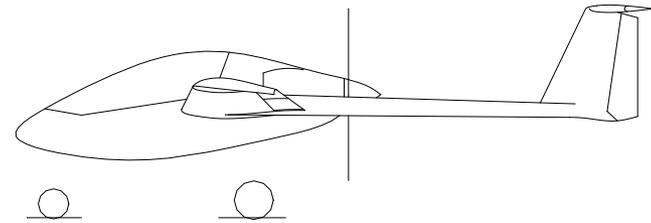
Propulsão





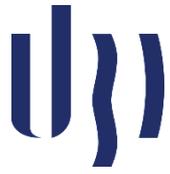
# 7. Exemplo 3: avião de observação

- Características do avião:



Propulsão

Comprimento total	5,86 m
Altura total	1,98 m
Envergadura	9,99 m
Área da asa	9,76 m <sup>2</sup>
Potência do motor	80 hp = 59,7 kW
Regime	5500 rpm = 91,67 rot/s
Redutor	1:2,27
Velocidade máxima	216 km/h = 60,0 m/s
Diâmetro do hélice	1,60 m
Número de pás do hélice	3
Passo do hélice	fixo
Densidade do ar	1,225 kg/m <sup>3</sup>
Temperatura do ar	288,25 K
Velocidade do som	340,29 m/s



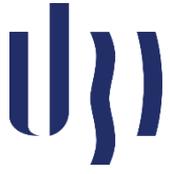
## 7. Exemplo 3: avião de observação

- Verificação do Mach na ponta:
  - Para  $M_{ponta} = 0,8$ :
    - $D = [(M_{ponta}a)^2 - V^2]^{0,5} / (\pi n)$
    - $D = [(0,8 \times 340,29)^2 - 60,0^2]^{0,5} / (40,38 \pi) = 2,09 \text{ m}$
    - com  $n = 91,67 / 2,27 = 40,38 \text{ rot/s}$
  - $M_{ponta} = [V^2 + (\pi n D)^2]^{0,5} / a$
  - $M_{ponta} = [60,0^2 + (40,38 \times 1,6 \pi)^2]^{0,5} / 340,29 = 0,62$



## 7. Exemplo 3: avião de observação

- Determinação do passo da hélice:
  - $J = V/(nD) = 60,0/(40,38 \times 1,6) = 0,929$
  - $C_P = P/(\rho n^3 D^5) = 59700/(1,225 \times 40,38^3 \times 1,6^5) = 0,071$
  - Do gráfico:
    - $\theta = 22,5^\circ$
    - $\eta_P = 0,875$
  - Como a hélice é empurra não é preciso fazer correção no  $J$  para obter  $J_{cor}$
  - Como a hélice é empurra não é preciso corrigir  $\eta_P$  para obter  $\eta_{Pef}$ , mas é necessário aplicar o fator de 0,95-0,98 devido à esteira da fuselagem



# 7. Exemplo 3: avião de observação

- Condições de projeto da hélice:
  - $\eta_{Pdesign} = 0,95 \times 0,875 = 0,831$
  - $J_{design} = 0,929$
- Determinação da curva de tração:
  - Usando a curva típica:

Propulsão

V [m/s]	J	J/J <sub>design</sub>	$\eta_P/\eta_{Pdesign}$	$\eta_P$	T [N]
5	0,077	0,083	0,092	0,076	913
25	0,387	0,417	0,500	0,416	992
40	0,619	0,667	0,777	0,646	964
50	0,774	0,833	0,930	0,773	923
60	0,929	1,000	1,000	0,831	827
70	1,083	1,167	0,896	0,745	635



# 7. Exemplo 3: avião de observação

- Determinação da curva de tração:
  - Usando a curva da hélice sem iteração:

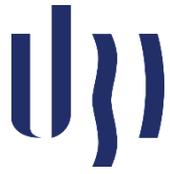
Propulsão

V [m/s]	J	$C_P$ (fórmula)	$C_P$ (gráfico)	$\eta_P$	T [N]
5	0,077	0,071	0,137	0,095	1134
25	0,387	0,071	0,124	0,485	1157
40	0,619	0,071	0,106	0,703	1049
50	0,774	0,071	0,090	0,789	941
60	0,929	0,071	0,071	0,831	827
70	1,083	0,071	0,048	0,808	689

p/ regime máximo  
p/ potência máxima

p/ regime máximo  
é necessário ajustar o regime para igualar os  $C_P$

$0,95\eta_P$  do gráfico



# 7. Exemplo 3: avião de observação

- Determinação da curva de tração:
  - Usando a curva da hélice com iteração:

V [m/s]	J	$C_p$ (fórmula)	$C_p$ (gráfico)	$\eta_P$	T [N]	n [rot/s]	P [W]
5	0,108	0,137	0,137	0,119	1019	29,04	42924
25	0,497	0,116	0,116	0,570	1060	31,46	46506
40	0,722	0,096	0,096	0,760	973	34,65	51223
50	0,837	0,082	0,082	0,809	894	37,35	55223
60	0,929	0,071	0,071	0,831	827	40,38	59700
70	1,002	0,060	0,060	0,827	762	43,65	64536

Propulsão

0,95 $\eta_P$  do gráfico



# 7. Exemplo 3: avião de observação

- Curvas de tração:

