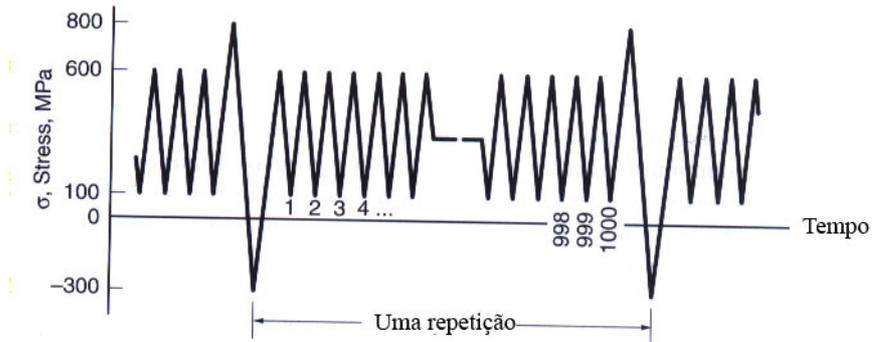
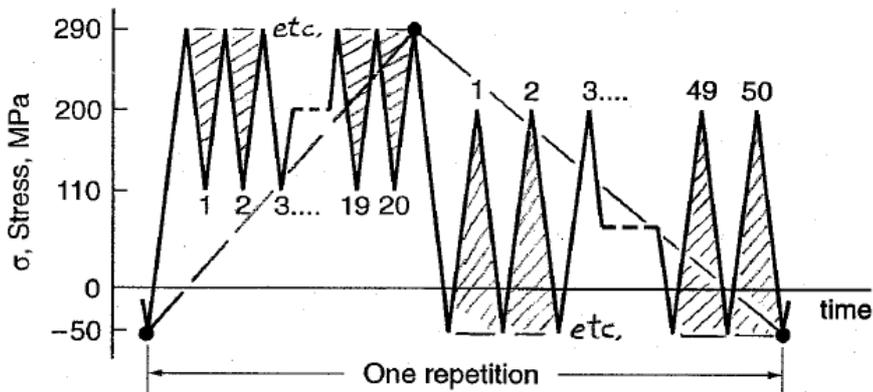


LISTA DE EXERCÍCIOS DE AMPLITUDES VARIÁVEIS

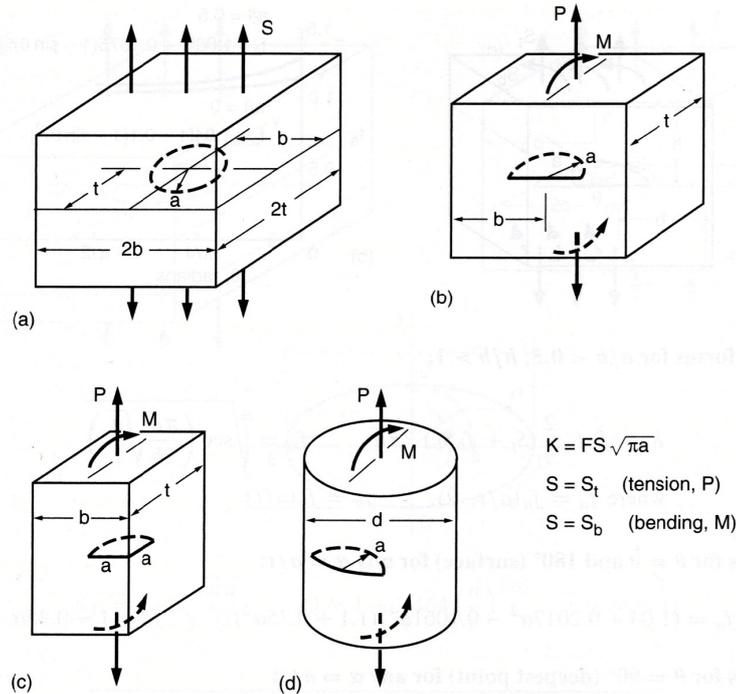
- 1) (9.45) Uma determinada peça de uma aeronave, fabricada de uma liga Ti-6Al-4V, é submetida a uma história de carregamentos repetitivos de tração mostrado na figura abaixo. Estime o número de repetições necessárias para causar a falha por fadiga.



- 2) (9.43) Em um local de interesse em uma peça fabricada de liga de Al 2024 – T4, o material foi repetidamente carregado com um histórico de carregamento axial como mostrado na figura abaixo. Estime o número de repetições necessárias para causar a falha por fadiga.



- 3) (9.46) Em um local de interesse em uma peça fabricada de liga Ti-6Al-4V (solubilizado e envelhecido), o material foi repetidamente carregado com um histórico de carregamento axial como mostrado na figura abaixo. Estime o número de repetições necessárias para causar a falha por fadiga. (use SWT)



$$K = FS\sqrt{\pi a}$$

$$S = S_t \quad (\text{tension, } P)$$

$$S = S_b \quad (\text{bending, } M)$$

Case	S_t	S_b	F for small a	Limits for $\pm 10\%$ on F
(a)	$\frac{P}{4bt}$	—	$\frac{2}{\pi} = 0.637$	$\frac{a}{t}, \frac{a}{b} < 0.5$
(b)	$\frac{P}{2bt}$	$\frac{3M}{bt^2}$	0.728	$\frac{a}{t} < 0.4, \frac{a}{b} < 0.3$
(c)	$\frac{P}{bt}$	$\frac{6M}{bt^2}$	0.722	$\frac{a}{t} < 0.35, \frac{a}{b} < 0.2$
(d)	$\frac{4P}{\pi d^2}$	$\frac{32M}{\pi d^3}$	0.728	$\frac{a}{d} < 0.2 \text{ or } 0.35^1$

Note: ¹Different limits for tension or bending, respectively.

Figure 8.17 Stress intensity factors for (a) an embedded circular crack under uniform tension normal to the crack plane, and related cases: (b) half-circular surface crack, (c) quarter-circular corner crack, and (d) half-circular surface crack in a shaft, where the latter is more precisely a portion of a circular arc with center on the surface. (Based on [Newman 86] and [Paris, 86])

$$\frac{da}{dN_{\text{média}}} = \frac{\Delta a_B}{N_B} = \frac{C_0 \sum_{j=1}^{N_B} (\bar{\Delta K}_j)^m}{N_B} =$$

$$= C_0 \left(\left[\frac{\sum_{j=1}^{N_B} (\bar{\Delta K})^m}{N_B} \right]^{1/m} \right)^m = C_0 (\bar{\Delta K}_q)^m$$

$$\Delta K_q = \left[\frac{\sum_{j=1}^{N_B} (\bar{\Delta K}_j)^m}{N_B} \right]^{1/m}$$

$$\Delta S_q = \frac{\Delta K_q}{F\sqrt{\pi a}} = \left[\frac{\sum_{j=1}^{N_B} (\bar{\Delta S}_j)^m}{N_B} \right]^{1/m}$$

$$\Delta S_q = \left[\frac{\sum_{j=1}^k N_j (\bar{\Delta S}_j)^m}{N_B} \right]^{1/m}$$

$$\bar{\Delta K} = K_{\max} (1-R)^\gamma$$

$$\bar{\Delta S} = S_{\max} (1-R)^\gamma$$

$$N_{if} = \frac{a_f^{1-(m/2)} - a_i^{1-(m/2)}}{C_0 \cdot (F \cdot \Delta S_q \cdot \sqrt{\pi})^m (1-(m/2))}$$

Table 11.2 Constantes de Walker para vários metais

Material	Yield	Toughness	Walker Equation				
	σ_o	K_{Ic}	C_0	C_0	m	γ	γ
	MPa (ksi)	MPa \sqrt{m} (ksi \sqrt{in})	mm/cycle $(MPa\sqrt{m})^m$	in/cycle $(ksi\sqrt{in})^m$		$(R \geq 0)$	$(R < 0)$
Man-Ten steel	363 (52.6)	200 ¹ (182)	3.28×10^{-9}	1.74×10^{-10}	3.13	0.928	0.220
RQC-100 steel	778 (113)	150 ¹ (136)	8.01×10^{-11}	4.71×10^{-12}	4.24	0.719	0
AISI 4340 steel ($\sigma_u = 1296$ MPa)	1255 (182)	130 (118)	5.11×10^{-10}	2.73×10^{-11}	3.24	0.420	0
17-4 PH steel (H1050, vac. melt)	1059 (154)	120 ¹ (109)	3.29×10^{-8}	1.63×10^{-9}	2.44	0.790	—
2024-T3 Al ²	353 (51.2)	34 (31)	1.42×10^{-8}	7.85×10^{-10}	3.59	0.680	—
7075-T6 Al ²	523 (75.9)	29 (26)	2.71×10^{-8}	1.51×10^{-9}	3.70	0.641	0

Notes: ¹Data not available; values given are estimates. ²Values for C_0 include a modification for use in [Hudson 69] of k , where $K = k\sqrt{\pi}$.

Sources: Original data or fitted constants in [Crooker 75], [Dennis 86], [Dowling 79c], [Hudson 69], and [MILHDBK 94] pp. 3–10 and 3–11.