

POLITECNICO DI TORINO

**ESAME DI STATO PER INGEGNERI  
AERONAUTICI ED AEROSPAZIALI**

**ANNO 2001, SECONDA SESSIONE**

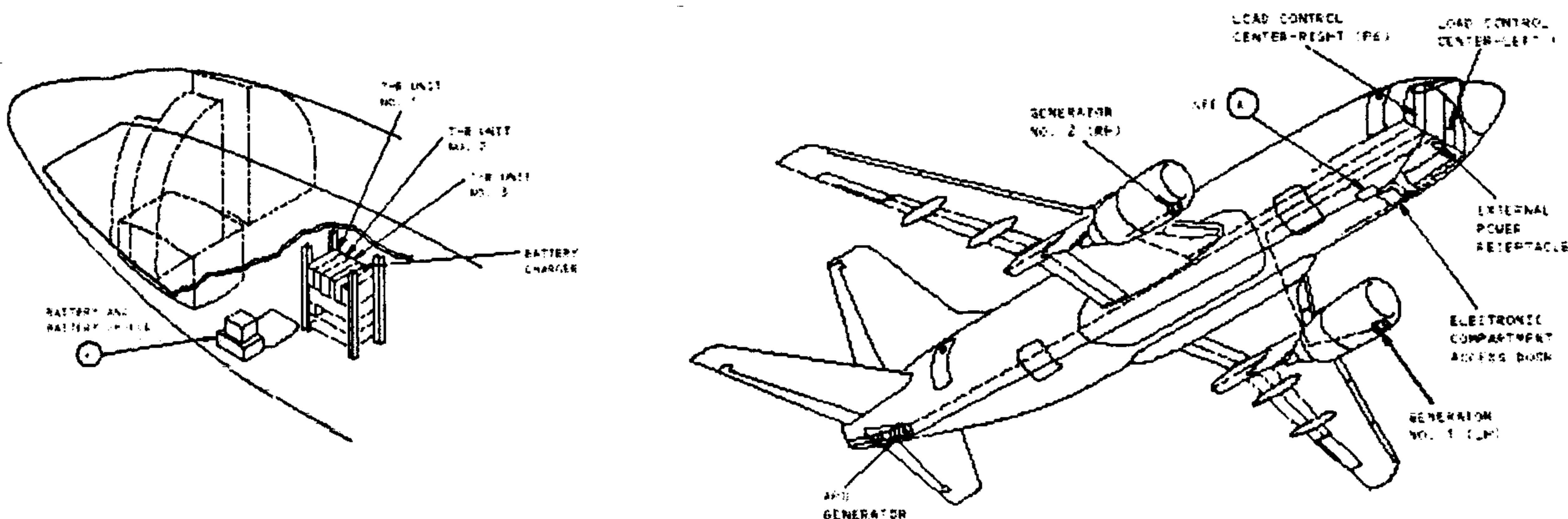
**TEMA Nr.2**

27 novembre, 2001

## Introduzione

Si consideri un velivolo da trasporto passeggeri di medie dimensioni (tipo Boeing 737) di cui è riportato il tritico al fondo del testo. L'avviamento dell'APU del velivolo avviene per via elettrica grazie all'energia immagazzinata nella batteria.

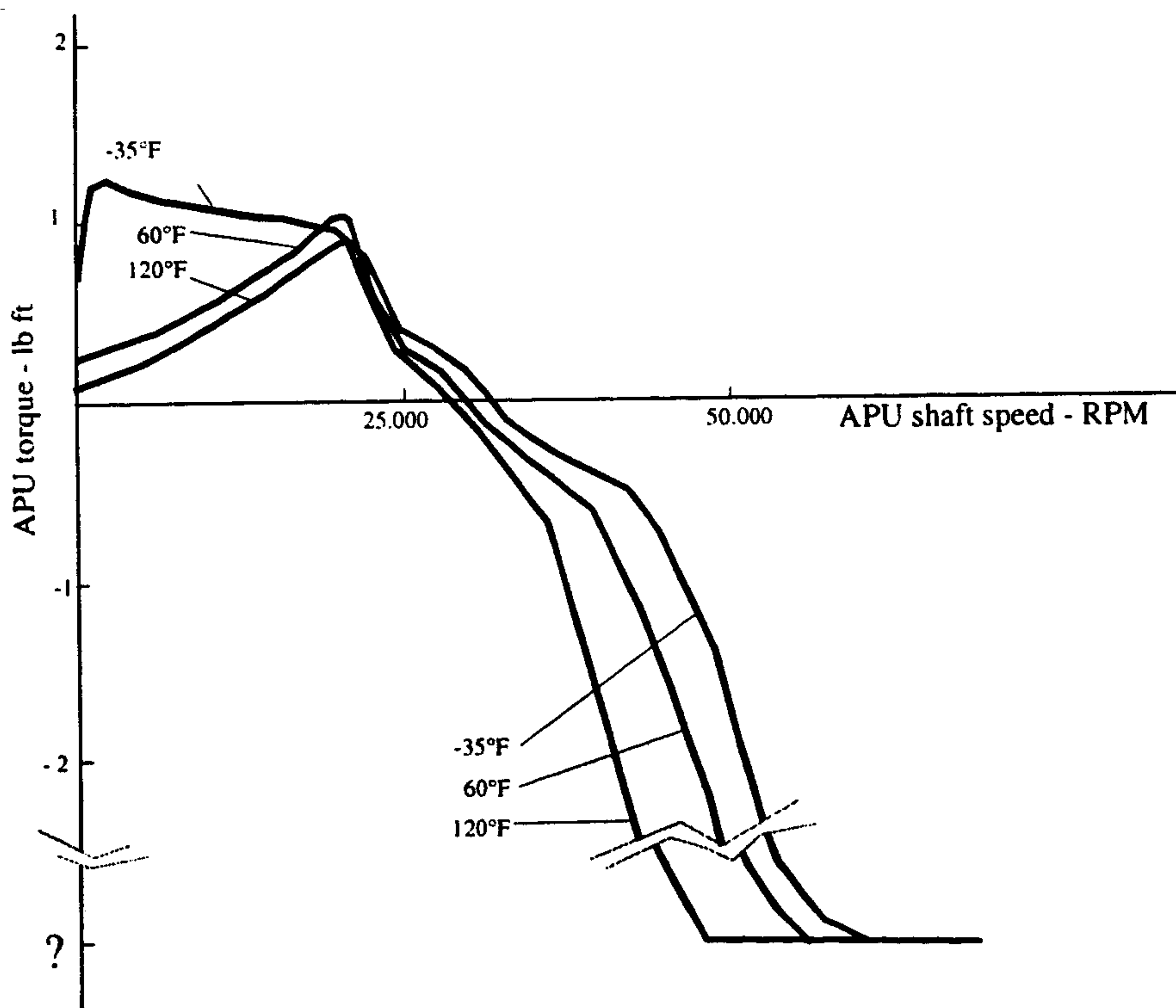
La disposizione indicativa sul velivolo di APU e batteria è mostrata, insieme agli elementi principali del sistema elettrico, nella seguente figura.



E' richiesto di procedere al dimensionamento preliminare di alcuni componenti del sistema elettrico, relativamente alla parte destinata all'avviamento dell'APU. I componenti in esame sono: il motore elettrico, la batteria e il cavo elettrico che li collega.

Nel dimensionamento si deve far riferimento ad alcune normative MIL di cui si riportano alcuni estratti.

Per procedere alla definizione delle caratteristiche principali del motore di avviamento (starter) è necessario conoscere le curve caratteristiche coppia - velocità angolare dell'APU che esso dovrà contrastare: le curve, per varie temperature all'avviamento, sono riportate in figura.



Le principali caratteristiche e prestazioni della APU sono:

- Potenza massima all'albero (senza generatori collegati e aria compressa spillata dal compressore): 100 kW
- Velocità di rotazione a regime: 50000 RPM (100%)
- Campo di temperature all'avviamento  $-35^{\circ}\text{F}$  -  $120^{\circ}\text{F}$
- Tempo di avviamento di circa 10-40 secondi

Starter elettrico in corrente continua a 28 V il cui albero è collegato alla "gearbox" dell'APU tramite ingranaggi che realizzano un idoneo rapporto di trasmissione.

Durante l'avviamento lo starter elettrico rimane collegato fino a poco oltre l'avvenuta accensione dell'APU (corrispondente a circa il 50% del numero di giri di regime), dopo di che viene scollegato automaticamente dall'alimentazione e dalla "gearbox".

L'avviamento avviene tramite una batteria Nickel-Cadmio (accumulatore Ni-Cd); la batteria, a prescindere da altre esigenze del sistema elettrico che qui non verranno prese in considerazione, deve essere dimensionata in modo che, subito dopo un mancato avviamento, ne possa avvenire un secondo, di riserva, alla temperatura di  $-30^{\circ}\text{C}$ .

Per la risoluzione del tema sarà necessario procedere:

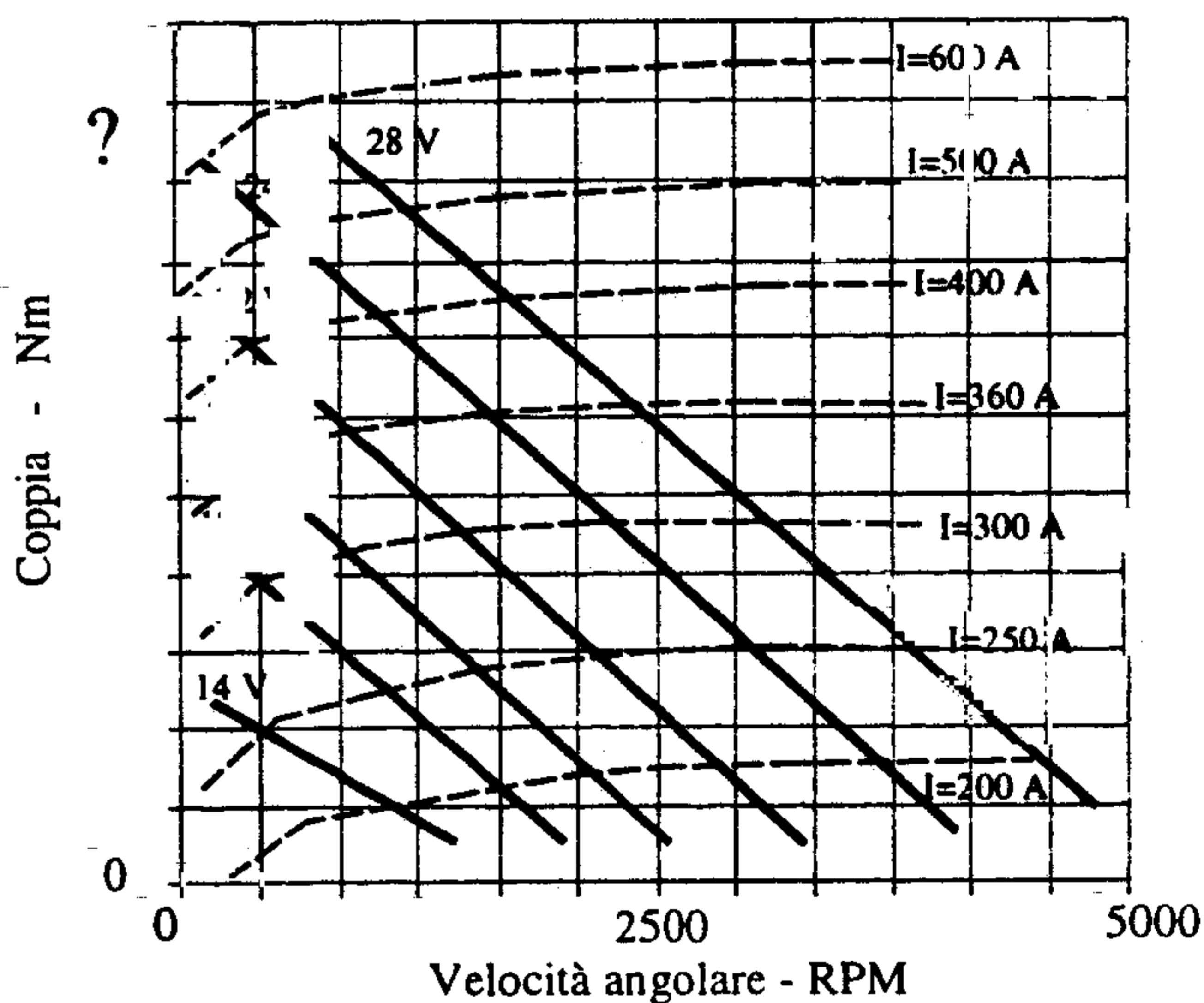
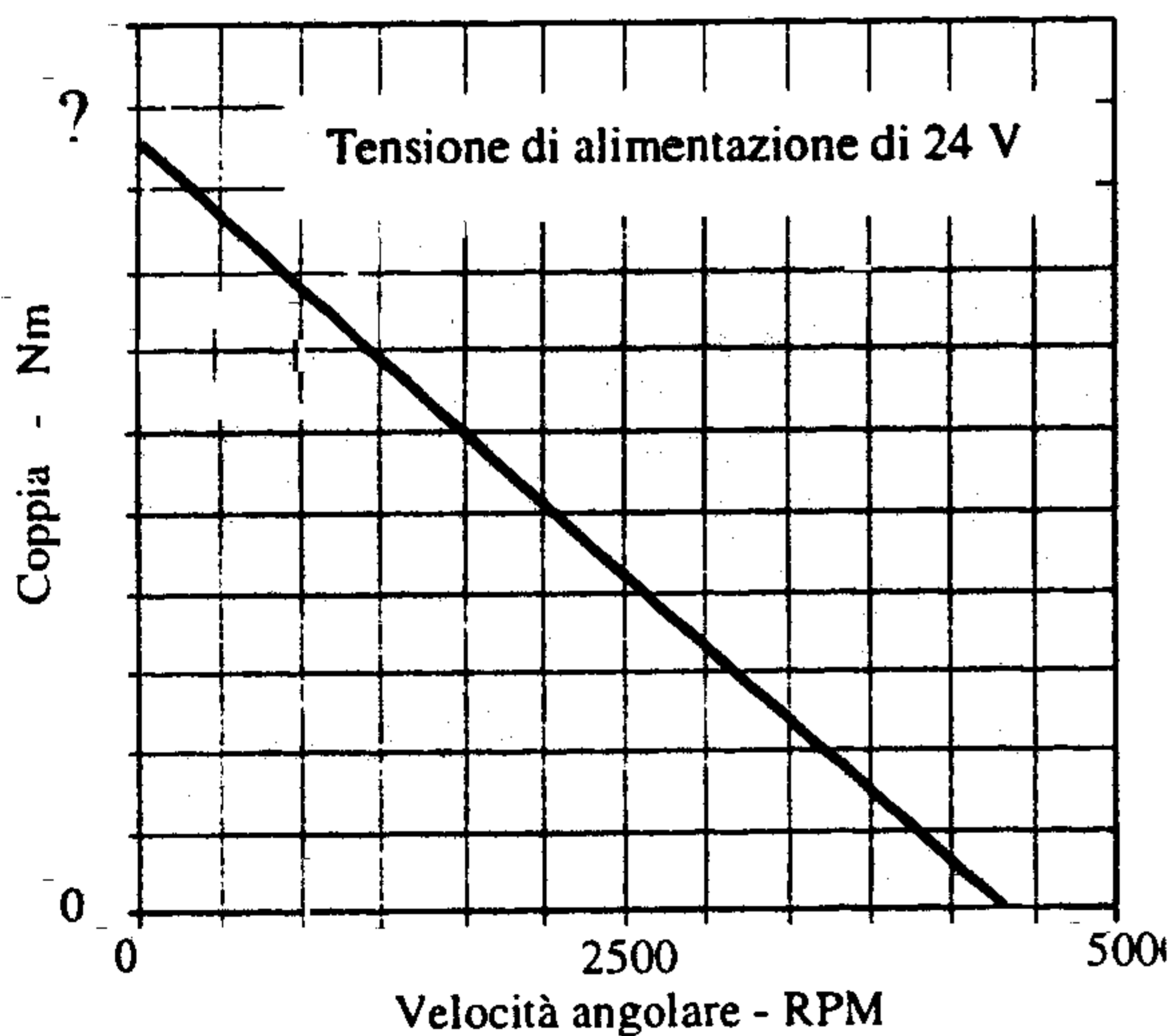
- 1) alla definizione della coppia massima erogata all'albero dello starter
- 2) al dimensionamento dell'impianto elettrico consistente nella scelta della capacità dell'accumulatore in modo tale che consenta due avviamenti consecutivi nel campo indicato di temperature.
- 3) al calcolo della sezione del cavo elettrico che collega lo starter alla batteria in modo da rispettare i dettami imposti dalle norme MIL 704 e 5088 di cui si riportano alcuni diagrammi.

### 1) Definizione delle caratteristiche dello starter

Calcolare il corretto rapporto di trasmissione nell'accoppiamento dello starter con l'APU supponendo che il numero di giri massimo dello starter sia quello indicato in figura (4300 giri/min).

Calcolare quindi la coppia motrice agente sull'albero dell'APU in condizioni di funzionamento a regime, con assorbimento nullo di potenza da parte dei sistemi di bordo (tale risultato non è strettamente necessario alla prosecuzione del tema).

Infine, supponendo per semplicità che la caratteristica elettrica dello starter sia quella riportata nelle figure seguenti, calcolare la pendenza ottimale della curva caratteristica necessaria per l'avviamento; a fine di valutare la corrente elettrica assorbita dallo starter, al variare delle velocità angolare e della tensione di alimentazione, fare riferimento alla "mappa" seguente. La variazione della tensione di alimentazione è dovuta alla capacità limitata della batteria.

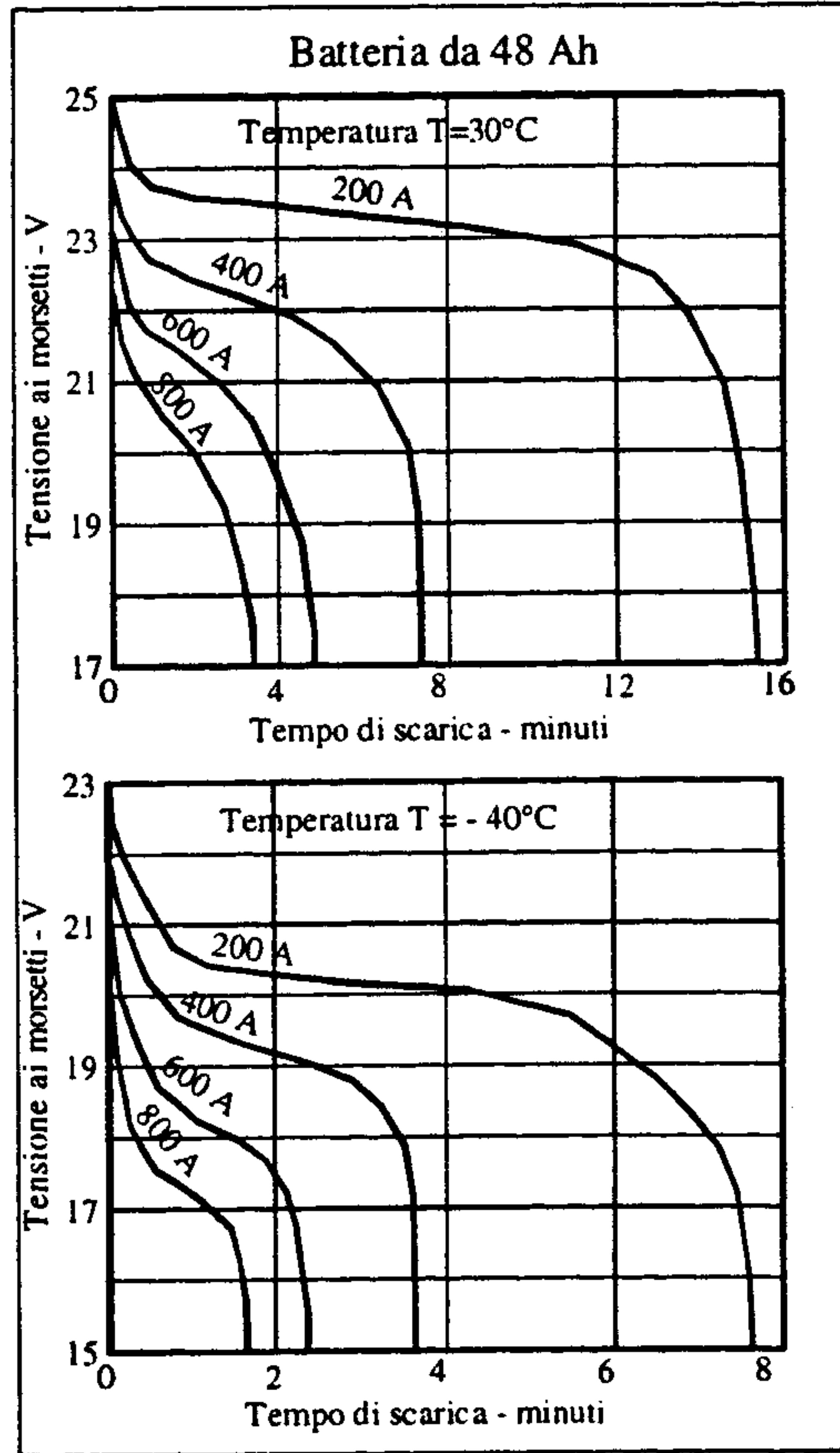
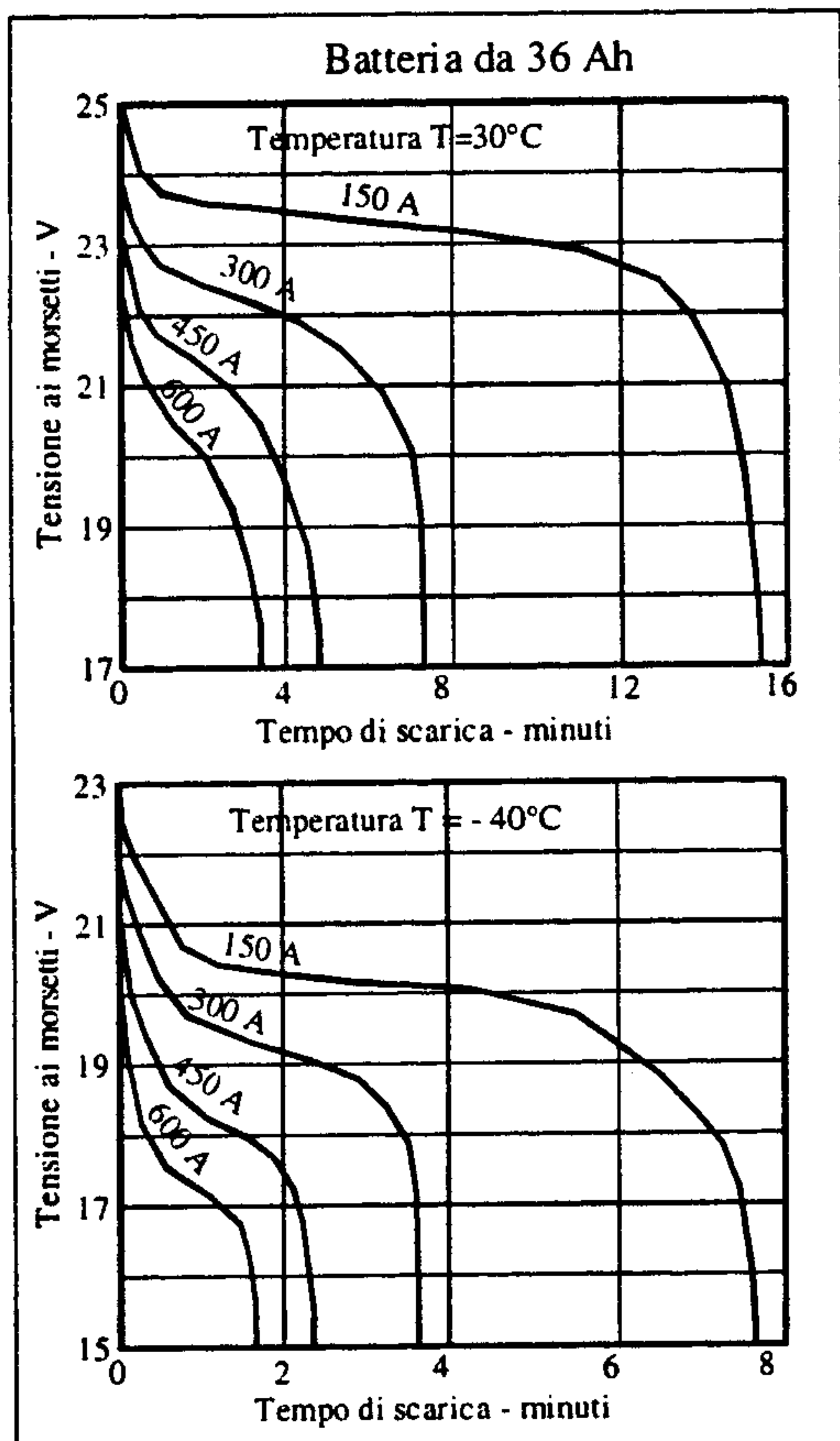
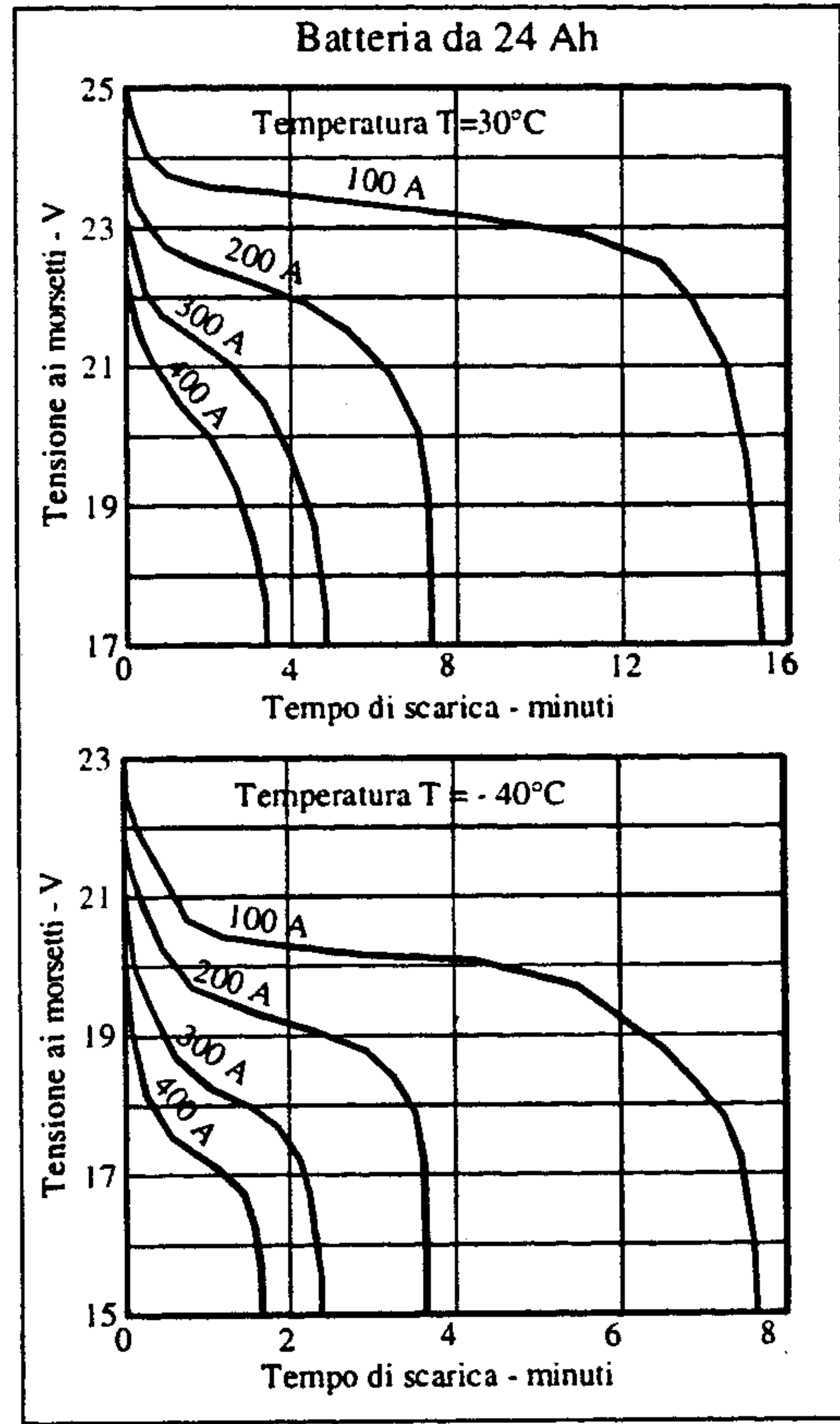
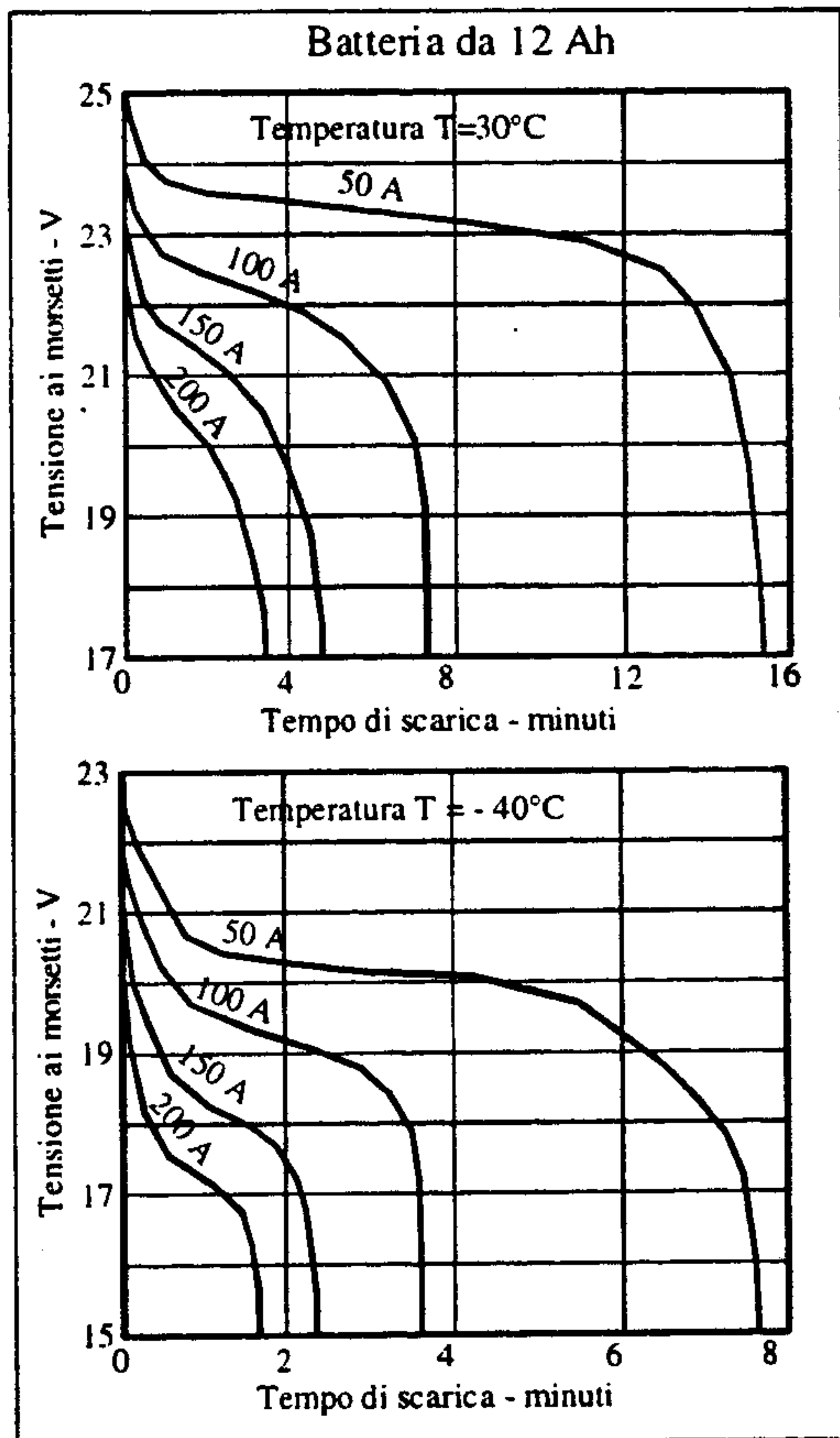


### 2) Scelta della capacità della batteria

Come già detto, la capacità della batteria Ni-Cd (espressa in Ah) deve essere tale da consentire due avviamenti consecutivi alla temperatura di  $-35^{\circ}\text{C}$ .

Determinare in modo semplificato l'evoluzione della corrente assorbita durante l'avviamento; procedere confrontando la caratteristica dello starter con i grafici delle batterie riportati nella pagina seguente (in questo caso trascurare la caduta di tensione nel cavo di alimentazione). Individuare la capacità in grado di soddisfare i requisiti facendo in modo che durante l'avviamento non si scenda mai sotto i 17 V. Al fine di valutare l'effetto della scarica della batteria sulla tensione, per il calcolo dell'energia si supponga che l'avviamento a temperatura standard avvenga in 10 secondi e che quello a  $-35^{\circ}\text{C}$  ne richieda 40.

In modo estremamente semplificato si assuma che la tensione ai morsetti della batteria, prima dell'avviamento, diminuisca di 1 V ogni 25% di capacità massima scaricata. (Es.: in una batteria da 20 Ah dopo una scarica di 5 Ah la tensione scende da 24 a 23 V)



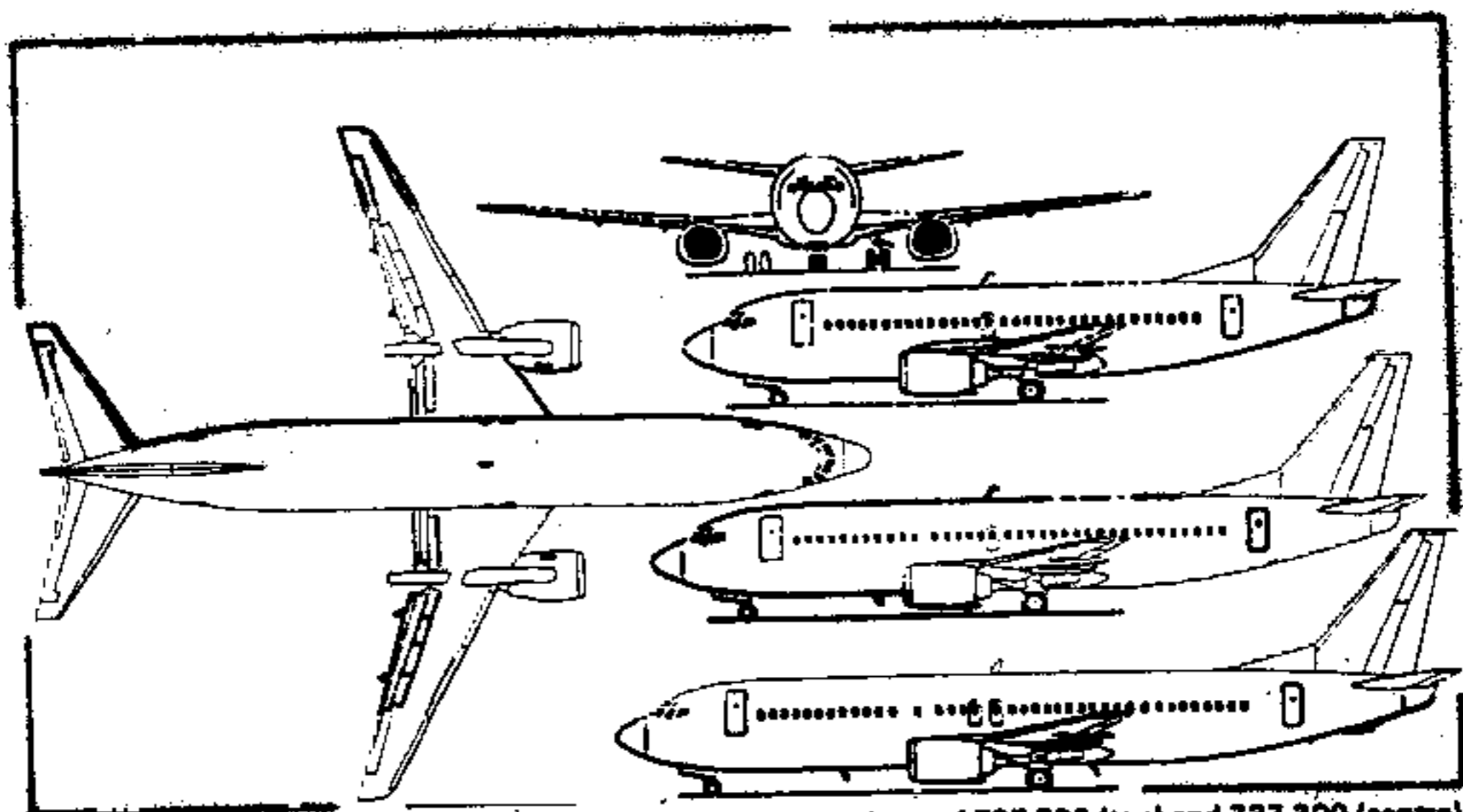
### 3) Dimensionamento del cavo di alimentazione dello starter

Dimensionare il cavo in base ad alcune direttive della norma MIL-W-5088. Ipotizzare che la guaina isolante del cavo di alimentazione sia in fluoropolimero (TFE) estruso, a norma MIL-W-22759/6, il quale può sopportare una temperatura del conduttore di 260°C. Si supponga che la massima temperatura ambiente prevista nelle zone di passaggio del cavo nel velivolo sia di 60°C. Individuato il salto di temperatura sfruttabile per la dissipazione del calore che si forma nel cavo per effetto Joule e nota la corrente massima assorbita determinare graficamente la sezione del cavo. Nell'ipotesi che l'APU possa essere accesa in volo, in situazioni di emergenza, applicare il fattore di sicurezza "current derating factor" col quale dividere il valore precedente della massima corrente assorbita procedendo nuovamente alla determinazione grafica della sezione del cavo (assumere una quota operativa del velivolo plausibile); questa procedura comporta una maggiorazione della sezione del cavo per ridurre la formazione di calore nel cavo facendo fronte così alla ridotta capacità di raffreddamento dell'aria rarefatta.

Dopo aver proceduto al dimensionamento termico del cavo verificare anche che la caduta di tensione ai capi del conduttore sia inferiore ai 3 V (resistività del rame 0.016 Ohm mm<sup>2</sup> m<sup>-1</sup>).

#### Sezioni dei cavi A.W.G.

Wire Number (Gauge)	A.W.G. (diam in.)	A.W.G. Metric (diam. mm)
0000 (4/0)	0.460000	11.684
000 (3/0)	0.409642	11.404
00 (2/0)	0.364796	9.266
0 (1/0)	0.324861	8.252
1	0.289297	7.348
2	0.257627	6.543
3	0.229423	5.827
4	0.2043	5.189
5	0.1819	4.621
6	0.1620	4.115
7	0.1443	3.665
8	0.1285	3.264
9	0.1144	2.906
10	0.1019	2.588
11	0.0907	2.304
12	0.0808	2.052



Three-view drawing of Boeing 737-400, with additional side views of 737-500 (top) and 737-300 (centre)  
(Dennis Punnett)

#### DIMENSIONS, EXTERNAL:

Wing span	28.88 m (94 ft 9 in)
Wing chord at root	4.71 m (15 ft 5.6 in)
Wing aspect ratio	7.91
Length overall	33.40 m (109 ft 7 in)
Height overall	11.13 m (36 ft 6 in)
Tailplane span	12.70 m (41 ft 8 in)

PERFORMANCE: (A: at brake release weight of 56,472 kg: 124,500 lb; B: at optional BRW of 62,822 kg: 138,500 lb):	
T-O field length, S/L, at 29°C (84°F):	
A	2,027 m (6,650 ft)
B	2,749 m (9,020 ft)
Wet landing field length, 40° flap, at max landing weight:	
A, B	1,603 m (5,260 ft)
Still air range with 140 passengers, T-O at S/L:	
A	2,850 nm (5,280 km; 3,275 miles)
B	3,400 nm (6,300 km; 3,910 miles)
OPERATIONAL NOISE LEVELS: 737-300, -400 and -500 only exceed FAR Pt 36, Stage 3/CAO Annex 16 Chapter 3 noise in approach with 40° flap setting	

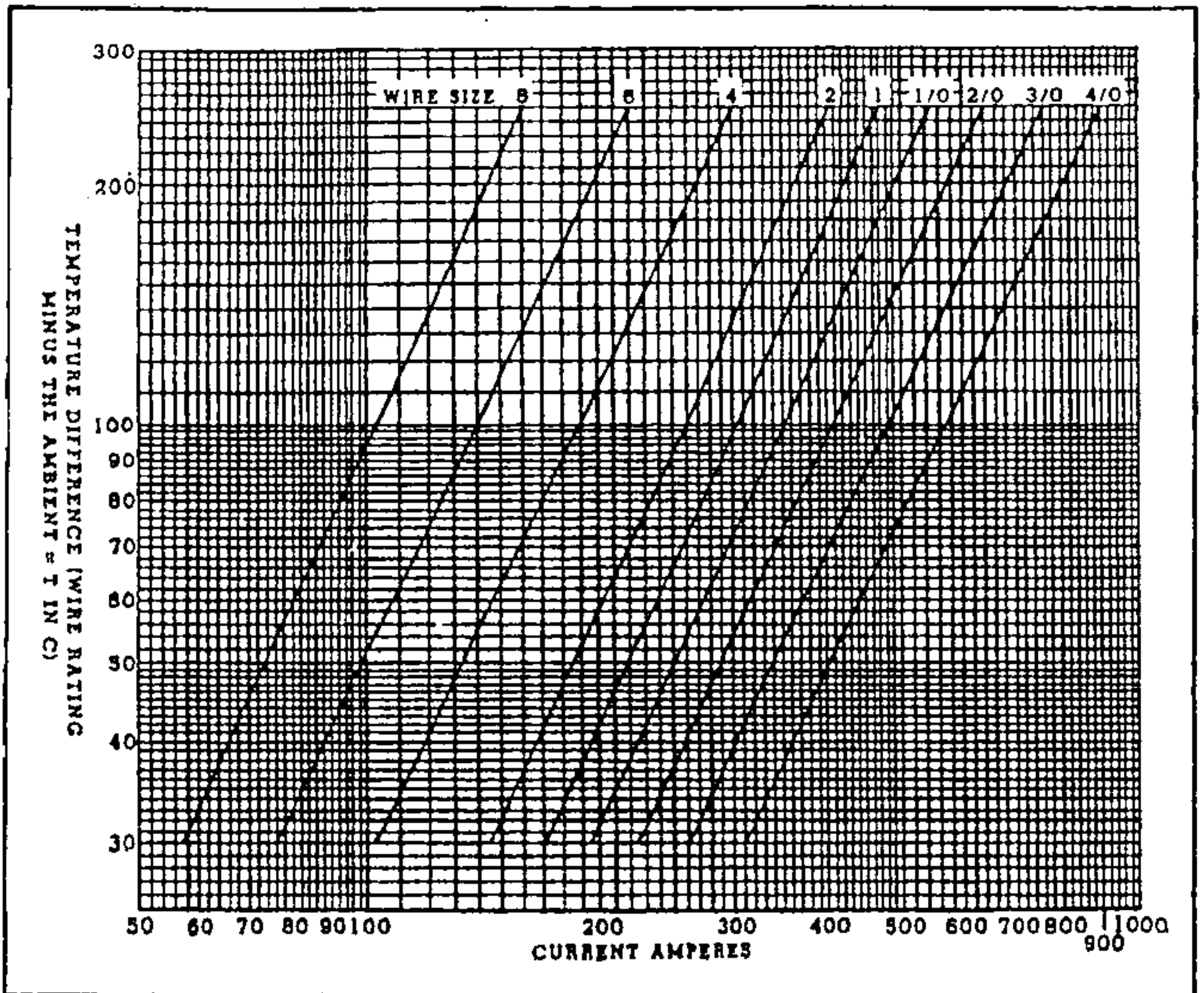


FIGURE 3. Single copper wire in free air - Continued.

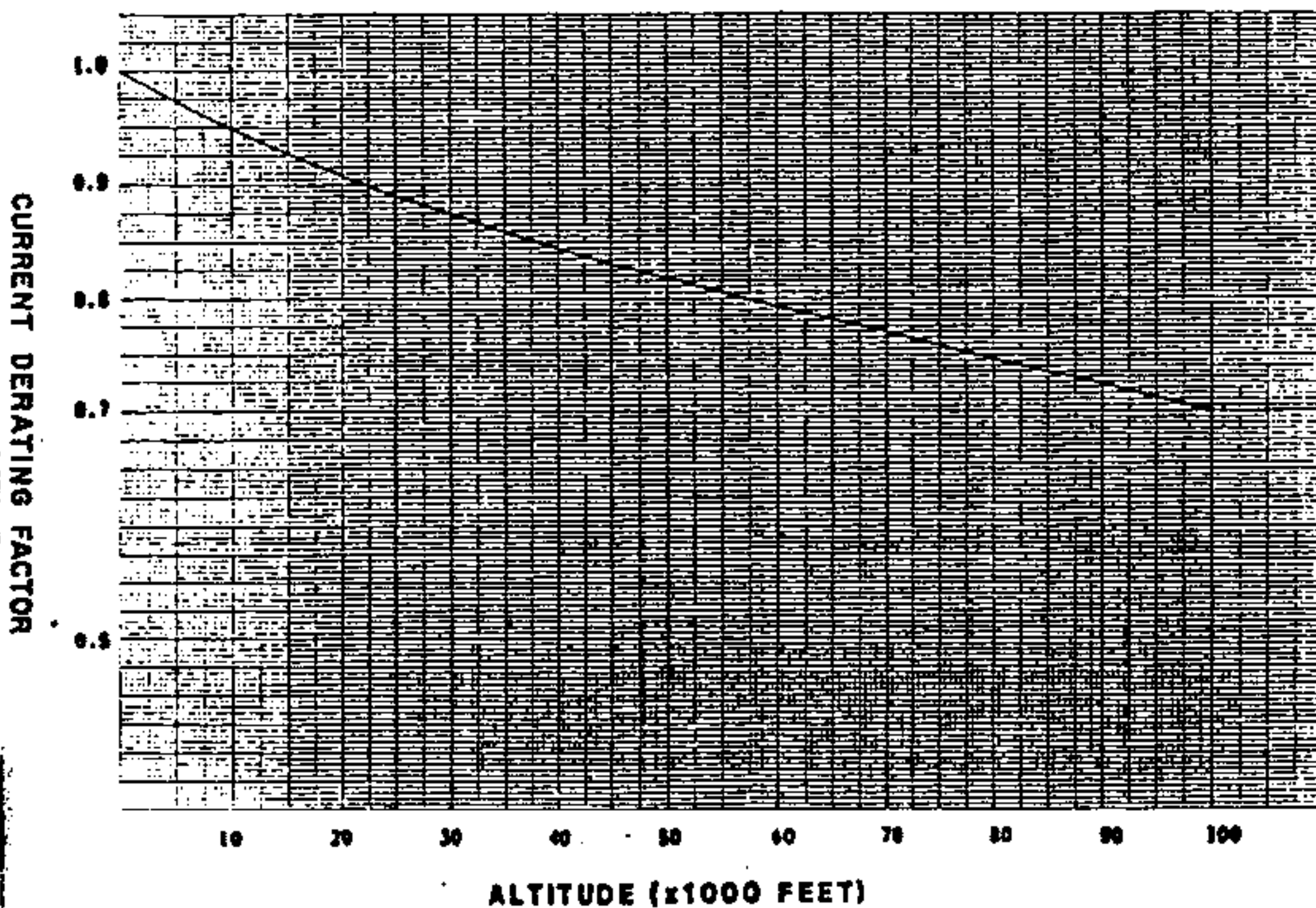


FIGURE 5. Altitude derating curve.  
(See 3.8.8.1, 3.8.8.1.1, 6.7)