DIMENSIONERING AV NÖDSTYRSYSTEM I TIPPLED FÖR ETT INSTABILT GRUNDFLYGPLAN

BERTIL JANSSON

RE-170 December 1975
Inst. för Reglerteknik
Lunds Tekniska Högskola

SAAB-SCANIA

Dokumentnamn

Reg.nr FKSS-RU-75:04

Kod

Utfärdad	Datum	Utgåva	Sida
Bertil Jansson	sept 75		

Fastst., godk., att., tillst., just., etc. (skrivs ut i förekommande fall)

Ärende
Examensarbete

Dimensionering av nödstyrsystem i tippled för ett instabilt grundflygplan

Fördelning
~~Inst för reglerteknik LTH/3~~
B Jansson/5, FOSIM KTH/FL, FKSS -4/2 -43 -45 -46 -5L -6 FKLA-51

Innehållsförteckning

1 Sammanfattning

2 Problemställning

3 Lineariserad flygplansmodell

4 Öppna systemets överföringsfunktioner vid olika flygfall och med 2:a ordningens fpl-modell

5 Specifikationer i egenfrekvens och dämpning

6 Enkelt återkopplat system utan servon och givar-dynamik

6.1 En givare och konstant förstärkning

6.2 En givare och variabel förstärkning

6.3 Två givare och variabel förstärkning

6.4 Två givare och konstant förstärkning

7 Öppna systemets överföringsfunktioner vid olika flygfall och med 3:e ordningens fpl-modell

8 Återkopplat system med servon och givardynamik och med hänsyn till Body-bending kraven.

8.1 Servo-och givar-dynamik

8.2 Body-bending kraven

8.3 En givare och konstant förstärkning

8.3.1 Proportionell q-återföring

8.3.2 Lågpassfiltrerad q-återföring

8.3.3 PI-q-återföring

8.3.4 Lågpassfiltrerad α -återföring

8.3.5 Lågpassfiltrerad n_z-återföring

8.4 Två givare och konstant förstärkning

8.5 En givare och variabel förstärkning

9. Bestämning av förstärkningen i framgrenen med konstant PI-q-återkoppling

10. Simuleringsresultat från FOSIM, KTH

10.1 Stegsvar vid vindbystörning

10.2 Stegsvar vid spakkommando

Appendix 1 Stegsvar vid vindbystörning

Appendix 2 Stegsvar vid spakkommando

SAAB-SCANIA

Dokumentnamn

Reg.nr

Kod

Utfärdad	Datum	Utgåva	Sida

SUMMARY

This study deals with the emergency pitch control system for an aircraft with reduced static stability. A linearized model is used. The objective of the study was to find the minimum number of sensors necessary for a fixed gain system. Flight conditions simulated were M = 0.2, M = 0.4, and M = 0.9 at altitude = 500 m. Two centers of gravity were also simulated. A simplified aircraft model (which eliminates sensor and servo dynamics) was examined for various combinations of feedbacks; pitch rate (q), load factor (nz), and angle of attack (α). A system using a single feedback, alpha (α), with constant gain produced acceptable performance.

A more complete model which included dynamics of sensors and servos was also studied. It was found that these added dynamics have a negligible effect at low speed. At M = 0.9, however, the addition of servo dynamics decreases the system stability. In this case, the system using a single feedback with constant gain which produced the best results was pitch rate (q) feedback with proportional plus integral control approximated by

$$G_K(s) = \frac{S+8}{S+1} \quad \text{and } B_q = 0.05.$$

Simulations at FOSIM with this system configuration and gains resulted in unsatisfactory handling qualities at low speed when gusts where included. Increasing the feedback gain B_q to 0.1 reduced damping at higher speeds but resulted in better overall pilot ratings. Increasing the integral path to

$$\frac{S+16}{S+1}$$

produced similar improvements in pilot ratings.

(Forts.blad)

8

4

30 215-064. 100.000.

1 SAMMANFATTNING

Föreliggande examensarbete behandlar nödstyrsystemet för tippkanal för ett flygplan med reducerad statisk stabilitet. En lineariserad modell har framtagits för flygfallen M = 0.2, M = 0.4 och M = 0.9, höjd 500 m och med två tyngdpunktslägen. Med en förenklad flygplansmodell har fallet undersökts då systemet återkopplas enkelt med de tre olika givarna rategyro (q), anfallsvinkelgivare (α) och accelerometer (n_z). Detta gav att med konstant α-återkoppling systemet fick önskvärda egenskaper.

I en mer fullständig modell har hänsyn även tagits till servon och givaredynamik. Dessa har ringa inverkan vid lägre fart medan vid M = 0.9 framför allt servona försämrar stabiliteten. Med endast en givare och konstant återkoppling framkom det att PI*-q-återföring var lämpligast med kompenseringen $G_k(S) = \frac{S+8}{S+1}$ och med återkopplingen 0.05.

Vid simulering vid FOSIM med denna återkoppling blev resultatet att piloten hade problem vid lägre fart att kontrollera planet vid turbulensstörning. En ökning av återkopplingen till $B_q = 0.1$ medförde försämrad dämpning vid högre fart men gav totalt bättre förarbetyg och flygplanet ansågs fullt kontrollerbart. Liknande resultat erhölls med en ökning av den integrerande delen och $G_k(S) = \frac{S+16}{S+1}$ användes.

2 PROBLEMSTÄLLNING

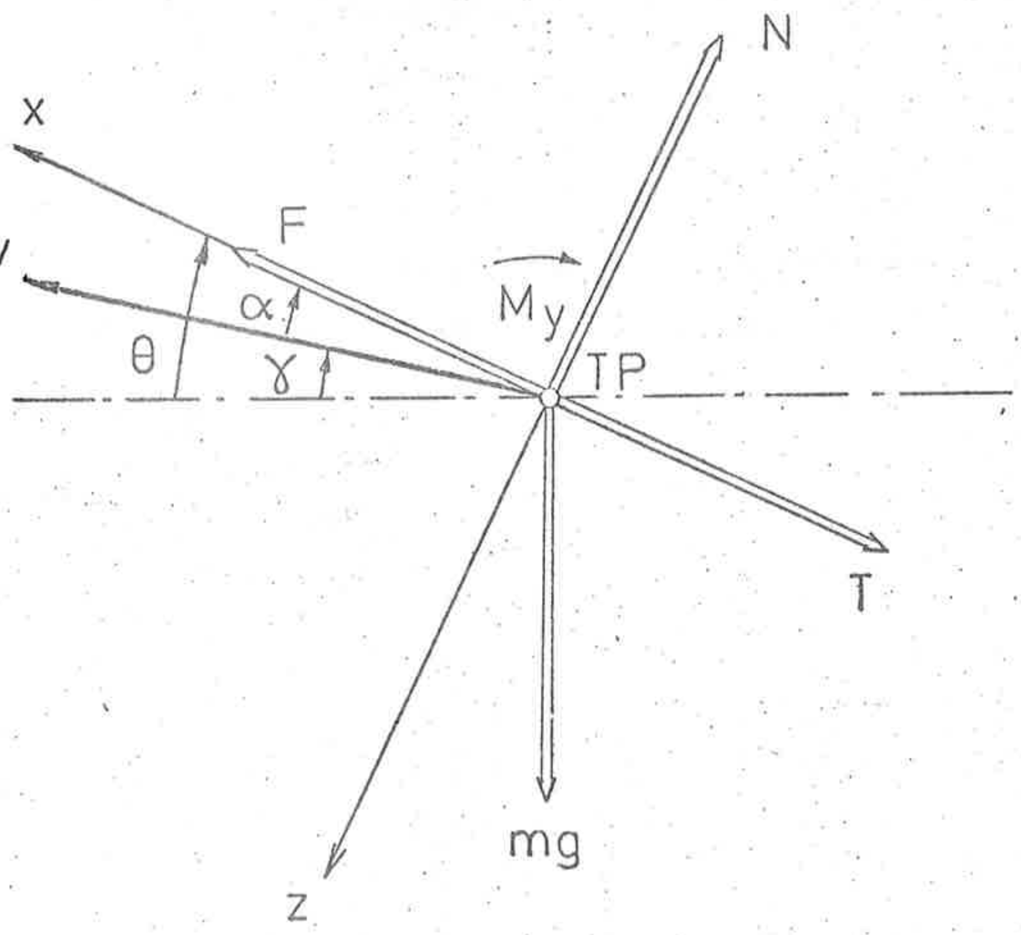
Genom att reducera ett flygplans statiska stabilitet i tippled är det möjligt att förbättra flygplanets prestanda eller vid bibehållna prestanda minska vingytan och därmed erhålla en viktminskning. För att undersöka vilka uppoffringar som krävs utan att sänka risknivån har ett försöksprogram startats med simuleringar vid FOSIM.

Avsikten med examensarbetet har varit att undersöka antalet givaretyper som krävs i ett nödsystem för att stabilisera ett instabilt grundflygplan i tippled. Genom att aerodynamiska trycket varierar med flygplanets hastighet och höjd kommer dess egenfrekvens och dämpning att variera med olika flygfall. Detta gör att styrautomaten oftast kräver variabla förstärkningar. I ett nödsystem är det önskvärt med ett så enkelt styrsystem som möjligt utan flygfallskompensering dvs konstanta förstärkningar i styrautomaten.

*) PI = Proportionell + Integrerad

3 LINIEARISERAD FLYGPLANSMODELL

Ett flygplanfast koordinatsystem med origo i tyngpunkten används. Axlarna ox och oz ligger i fpl symmetriplan. X-axeln är positiv framåt och z-axeln är positiv nedåt.



Beteckningar

α	(rad)	anfallsvinkel
γ	(rad)	banvinkel
θ	(rad)	tippvinkel, eulervinkeln mot horisontalplanet
V	(m/s)	fpl-hastighet
q	(rad/s)	tippvinkelhastighet
n_z	(g)	z-acceleration vid accelerometerns placering
N	(N)	normalkraft
T	(N)	tangentialkraft
F	(N)	motordragkraft
u	(m/s)	hastighet i x-led
w	(m/s)	hastighet i z-led
My	(Nm)	aerodynamiska momentet kring y-axeln
Iy	(kgm^2)	tröghetsmomentet kring y-axeln

Om följande antagande gäller:

1. Rollvinkelhastighet och givinkelhastighet är noll.

2. Motordragkraften angriper genom tyngdpunkten och riktad i x-riktningen.

kan rörelseekvationerna skrivas:

$$m\,(\dot{u} + q\,w) = F - T - mg\sin\theta$$

$$m\,(\dot{w} - q\,u) = -N + mg\cos\theta$$

$$I_y\,\dot{q} = M_y$$

Dessa ekvationer kan lineariseras kring jämnviktsläget (u_o, w_o, $\theta_o = \alpha_o$). Om alla avvikelser från jämnviktsläget Δu, Δw, $\Delta\alpha$, q och $\Delta\theta$ är små och kvadraten och produkten av dem kan försummas ger detta med motordragkraften F konstant:

$$m\,(\dot{u} + q\,w_o) = -\Delta T - mg\cos\theta_o\;\Delta\theta$$

$$m\,(\dot{w} - q\,u_o) = -\Delta N - mg\sin\theta_o\;\Delta\theta$$

$$I_y\,\dot{q} = \Delta M_y$$

Med fpl-hastigheten konstant = V_o

och därav $u_o = V_o\cos\theta_o$

$$w_o = V_o\sin\theta_o$$

kan ekvationerna skrivas:

$$m\,\dot{u} = -\Delta T - mg\cos\theta_o\;\Delta\theta - m\,V_o\sin\theta_o\;q$$

$$m\,\dot{w} = -\Delta N - mg\sin\theta_o\;\Delta\theta + m\,V_o\cos\theta_o\;q$$

$$I_y\,\dot{q} = \Delta M_y$$

ΔT, ΔN och ΔMy kan uttryckas med aerodynamiska derivator.

$$\Delta T = T_u\,\Delta u + T_{\dot u}\,\dot u + T_w\,\Delta w + T_{\dot w}\,\dot w + T_q\,q + T_{\delta e}\,\Delta\delta e$$

$$\Delta N = N_u\,\Delta u + N_{\dot u}\,\dot u + N_w\,\Delta w + N_{\dot w}\,\dot w + N_q\,q + N_{\delta e}\,\Delta\delta e$$

$$\Delta My = M_u\,\Delta u + M_{\dot u}\,\dot u + M_w\,\Delta w + M_{\dot w}\,\dot w + M_q\,q + M_{\delta e}\,\Delta\delta e$$

där $T_u = \left.\frac{\partial T}{\partial u}\right|_{u = u_o}$ etc.

Detta ger följande lineariserad modell:

$$\begin{bmatrix} m + T_{\dot u} & T_{\dot w} & 0 & 0 \\ N_{\dot u} & m+N_{\dot w} & 0 & 0 \\ -M_{\dot u} & -M_{\dot w} & I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot u \\ \dot w \\ \dot q \\ \dot\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -T_u & -T_w & -mV_o\sin\theta_o - T_q & -mg\cos\theta_o \\ -N_u & -N_w & mV_o\cos\theta_o - N_q & -mg\sin\theta_o \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ q \\ \Delta\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -T_{\delta e} \\ -N_{\delta e} \\ M_{\delta e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta e$$

4 ÖPPNA SYSTEMETS ÖVERFÖRINGSFUNKTIONER VID OLIKA FLYGFALL OCH MED 2:a ORDNINGENS FPL-MODELL

En förenklad 2:a ordningens fpl-modell erhålls ur den ursprungliga 4:e ordningens om inverkan från variablerna Δu och $\Delta \theta$ försummas. Systemekvationerna blir då:

$$L\dot{x} = Ax + B\delta e$$

där

$$L = \begin{bmatrix} m + N\dot{w} & 0 \\ -M\dot{w} & Iy \end{bmatrix} \qquad A = \begin{bmatrix} -Nw & -Nq + mV_o \cos \theta_o \\ Mw & Mq \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -N\delta e \\ M\delta e \end{bmatrix} \qquad X = \begin{bmatrix} \Delta w \\ q \end{bmatrix}$$

Överföringsfunktionerna $\frac{q}{\delta e}$ och $\frac{\Delta w}{\delta e}$ blir

$$\frac{q}{\delta e} = (01)\ (SL-A)^{-1}B = -Kq \frac{STq + 1}{\left(\frac{S}{\omega_o}\right)^2 + 2\ \left(\frac{S}{\omega_o}\right) + 1}$$

$$\frac{\Delta w}{\delta e} = (10)\ (SL-A)^{-1}B = -K_{\Delta w} \frac{ST_{\Delta w} + 1}{\left(\frac{S}{\omega_o}\right)^2 + 2\ \left(\frac{S}{\omega_o}\right) + 1}$$

$$\omega_o^2 = \frac{Nw\ (-Mq) + (Nq - mV_o \cos \theta_o)\ Mw}{(m + N\dot{w})\ Iy}$$

$$\zeta = \frac{1}{2\omega_o} \left[NwIy + (-Mq)(m+N\dot{w}) + (Nq - mV_o \cos\theta_o)\ M\dot{w} \right] \frac{1}{(m+N\dot{w})\ Iy}$$

$$Kq = \frac{Mw\ N\delta e + Nw\ (-M\delta e)}{Nw\ (-Mq) + (Nq - mV_o \cos\theta_o)\ Mw}$$

$$K_{\Delta w} = \frac{(-Mq)\ N\delta e + (Nq - mV_o\cos\Theta_o)\ M\delta e}{Nw\ (-Mq) + (Nq - mV_o\cos\Theta_o)\ Mw}$$

$$Tq = \frac{M\dot{w}\ N\delta e + (m + N\dot{w})\ (-M\delta e)}{Mw\ N\delta e + Nw\ (-M\delta e)}$$

$$T_{\Delta w} = \frac{Iy\ N\delta e}{(-Mq)\ N\delta e + (Nq - mV_o\cos\Theta_o)\ M\delta e}$$

Flygplansunderlaget finns framtaget med dimensionlösa fpl-derivator, för vilka gäller:

$$Nw = CNw \cdot \frac{1}{2} \rho V_o S$$

$$Nq = CNq \cdot \frac{1}{4} \rho V_o S\ C$$

$$Mw = CMw \cdot \frac{1}{2} \rho V_o S\ C$$

$$Mq = CMq \cdot \frac{1}{4} \rho V_o S\ C^2$$

$$N\delta e = CN\delta e \cdot \frac{1}{2} \rho V_o^2\ S$$

$$M\delta e = CM\delta e \cdot \frac{1}{2} \rho V_o^2\ SC$$

$$N\dot{w} = CN\dot{w} \cdot \frac{1}{4} \rho\ SC$$

$$M\dot{w} = CM\dot{w} \cdot \frac{1}{4} \rho\ SC^2$$

ρ	kg/m^3	luftens densitet
S	m^2	referensyta
C	m	referenslängd

(Forts.blad)

8

4

00 215-064. 100.000.

$$\omega_o^2 = \frac{\rho V_o^2 S^2 c^2}{8\ m\ Iy} \quad \frac{CNw\ (-CMq) + (CNq - \frac{4\ m}{\rho\ SC} \cos \theta_o)\ CMw}{1 + K\ C\ N\dot{w}}$$

$$\xi = \frac{1}{2\omega_o} \frac{\rho\ V_o S}{2\ m} \cdot \frac{CNw + (-CMq) \frac{mc^2}{Iy\ 2} (1+KCN\dot{w}) + (CNq - \frac{4m}{\rho SC} \cos\theta_o)\ CM\dot{w}\ \frac{\rho SC^3}{8\ Iy}}{1 + K \cdot C\ N\dot{w}}$$

$$Kq = \frac{2V_o}{C} \quad \frac{CMw \cdot CN\delta e + CNw\ (-CM\delta e)}{CNw\ (-CMq) + (CNq - \frac{4m}{\rho SC} \cos \theta_o) \cdot CMw}$$

$$K\Delta w = V_o \frac{(-CMq)\ \ CN\delta e + (CNq - \frac{4m}{\rho SC} \cos \theta_o)\ CM\delta e}{CNw\ (-CMq) + (CNq - \frac{4m}{\rho SC} \cos \theta_o)\ CMw}$$

$$Tq = \frac{2m}{\rho V_o S} \quad \frac{CM\dot{w} \cdot CN\delta e \cdot \frac{S\ \rho\ C}{4m} + (-CM\delta e)\ (1 + KCN\dot{w})}{CMw\ CN\delta e + CNw\ (-CM\delta e)}$$

$$T\Delta w = \frac{4\ Iy}{\rho\ V_o SC^2} \quad \frac{CN\delta e}{(-CMq)\ CN\delta e + (CNq - \frac{4m}{\rho SC} \cos \theta_o)\ (+CM\delta e)}$$

$$K = \frac{1}{4}\ \rho\ S\ C\ \frac{1}{m}$$

Ekvationen för anfallsvinkeln α

För anfallsvinkeln gäller att

$$\alpha = \arctan \frac{W}{U}$$

Linearisering ger att vid små trimvinklar α_o approximativt gäller

$$\Delta \alpha = \frac{\Delta w}{U_o} = \frac{\Delta w}{V_o \cos \theta_o}$$

Överföringsfunktionen $\frac{\Delta \alpha}{\delta e}$ kan då skrivas

$$\frac{\Delta \alpha}{\delta e} = -K\alpha \frac{S\ T\alpha + 1}{\left(\frac{S}{\omega_o}\right)^2 + 2\zeta\left(\frac{S}{\omega_o}\right) + 1}$$

där $K\alpha = K\Delta w \dfrac{1}{V_o \cos\theta_o}$

$T\alpha = T\Delta w$

Ekvationen för lastfaktorn

Vid tyngdpunkten gäller för lastfaktorn

$$nzTp = \frac{\Delta N}{mg} = \frac{1}{mg}\left[Nw \cdot \Delta w + Nq\ q + N\delta e\ \delta e\right]$$

och vid accelerometerns placering Δx framför tyngdpunkten approximativt

$$nz = nzTp + \frac{\Delta x}{g}\dot{q}$$

vilket ger att överföringsfunktionen $\frac{nz}{\delta e}$ kan skrivas:

$$\frac{nz}{\delta e} = -Knz \frac{b_1 S^2 + b_2 S + 1}{\left(\frac{S}{\omega_o}\right)^2 + 2\xi\left(\frac{S}{\omega_o}\right) + 1}$$

där

$$Knz = \frac{1}{g}\left[\frac{Nw}{m} k\Delta w + \frac{Ng}{m} Kq - \frac{N\delta e}{m}\right]$$

$$b_2 = \frac{1}{Knz\ g}\left[\Delta x\ Kq\ Tq - \frac{N\delta e}{m}\ \frac{1}{\omega_o^2}\right]$$

$$b_1 = \frac{1}{Knzg}\left[\frac{Nw}{m} K\Delta w\ T\Delta w + \Delta x\ Kq + \frac{Nq}{m} Kq\ Tq - \frac{N\delta e}{m}\ \frac{2\xi}{\omega_o}\right]$$

Flygplansderivator

Underlaget består av de dimensionlösa fpl-derivatorna för JA37. Genom att ändra nosvingens utformning fås ett extra tilläggsmoment till derivatan $Cm\alpha$ vilket gör att $Cm\alpha$ blir mindre negativ och flygplanets statiska stabilitet reduceras.

Derivatorna är givna vid ett tyngdpunktläge. För andra tyngdpunktlägen ändras en del fpl derivator enl följande ekvation:

$$CNq = (CNq)_1 - 2\frac{\Delta x}{C} CNw$$

$$CM\dot{w} = (CM\dot{w})_1 + \frac{\Delta x}{C} CN\dot{w}$$

$$CM\alpha = (CM\alpha)_1 + \frac{\Delta x}{C} (CN\alpha)_1$$

$$CMq = (CMq)_1 - \frac{\Delta x}{C}\left[2(CMw)_1 - (CNq)_1\right] - 2\left(\frac{\Delta x}{C}\right)^2 (CNw)_1$$

$$CM\delta e = (CM\delta e)_1 + \frac{\Delta x}{C} (CN\delta e)_1$$

där index 1 står för ursprungliga tyngdpunktsläget och Δx är tyngdpunktslägets ändring (positiv bakåt).

Överföringsfunktionerna $\frac{q}{\delta e}$, $\frac{\alpha}{\delta e}$ och $\frac{nz}{\delta e}$

Överföringsfunktionerna har beräknats för följande flygfall

Tyngdpunkt 1: 12.350

Tyngdpunkt 2: 12.500

vid Machtal M = 0.2, M = 0.4 och M = 0.9

M = 0.2

Tp 1:

$$\frac{q}{\delta e} = -12.1 \frac{S \cdot 1.63 + 1}{\left(\frac{S}{0.426}\right)^2 + 2 \cdot 1.49 \left(\frac{S}{0.426}\right) + 1}$$

$$\frac{\alpha}{\delta e} = -19.7 \frac{S \cdot 0.0387 + 1}{\left(\frac{S}{0.426}\right)^2 + 2 \cdot 1.49 \left(\frac{S}{0.426}\right) + 1}$$

$$\frac{nz}{\delta e} = -80.3 \frac{0.040\, S^2 + 0.0086\, S + 1}{\left(\frac{S}{0.426}\right)^2 + 2 \cdot 1.49 \left(\frac{S}{0.426}\right) + 1}$$

Tp 2:

$$\frac{q}{\delta e} = -5.52 \frac{S \cdot 1.57 + 1}{(S \cdot 0.665 + 1)(S \cdot 3.79 - 1)}$$

$$\frac{\alpha}{\delta e} = -8.66 \frac{S \cdot 0.0200 + 1}{(S \cdot 0.665 + 1)(S \cdot 3.79 - 1)}$$

$$\frac{nz}{\delta e} = -36.7 \frac{0.040\, S^2 + 0.0094\, S + 1}{(S \cdot 0.665 + 1)(S \cdot 3.79 - 1)}$$

M = 0.4

Tp 1:

$$\frac{q}{\delta e} = -28.4 \frac{S \cdot 1.20 + 1}{\left(\frac{S}{0.649}\right)^2 + 2 \cdot 1.60 \left(\frac{S}{0.649}\right) + 1}$$

$$\frac{\alpha}{\delta e} = -33.8 \frac{S \cdot 0.0193 + 1}{\left(\frac{S}{0.649}\right)^2 + 2 \cdot 1.60 \left(\frac{S}{0.649}\right) + 1}$$

$$\frac{nz}{\delta e} = -390 \frac{0.0255\, S^2 + 0.0025\, S + 1}{\left(\frac{S}{0.649}\right)^2 + 2 \cdot 1.60 \left(\frac{S}{0.649}\right) + 1}$$

Tp 2:

$$\frac{q}{\delta e} = -8.70 \frac{S \cdot 1.15 + 1}{(S \cdot 0.391 + 1)(S \cdot 1.86 - 1)}$$

$$\frac{\alpha}{\delta e} = -9.93 \frac{S \cdot 0.0200 + 1}{(S \cdot 0.391 + 1)(S \cdot 1.86 - 1)}$$

$$\frac{nz}{\delta e} = -119 \frac{0.0256\, S^2 + 0.0028\, S + 1}{(S \cdot 0.391 + 1)(S \cdot 1.86 - 1)}$$

M = 0.9

Tp 1:

$$\frac{q}{\delta e} = -9.31 \frac{S \cdot 0.546 + 1}{\left(\frac{S}{4.00}\right)^2 + 2 \cdot 0.694 \left(\frac{S}{4.00}\right) + 1}$$

$$\frac{\alpha}{\delta e} = -4.80 \frac{S \cdot 0.0062 + 1}{\left(\frac{S}{4.0}\right)^2 + 2 \cdot 0.694 \left(\frac{S}{4.0}\right) + 1}$$

$$\frac{nz}{\delta e} = -285 \frac{0.0290\, S^2 + 0.0020\, S + 1}{\left(\frac{S}{4.0}\right)^2 + 2 \cdot 0.694 \left(\frac{S}{4.0}\right) + 1}$$

Tp 2:

$$\frac{q}{\delta e} = -23.0 \frac{S \cdot 0.529 + 1}{\left(\frac{S}{2.54}\right)^2 + 2 \cdot 1.063 \left(\frac{S}{2.54}\right) + 1}$$

$$\frac{\alpha}{\delta e} = -11.7 \frac{S \cdot 0.0063 + 1}{\left(\frac{S}{2.54}\right)^2 + 2 \cdot 1.063 \left(\frac{S}{2.54}\right) + 1}$$

$$\frac{nz}{\delta e} = -712 \frac{0.028\, S^2 + 0.0020\, S + 1}{\left(\frac{S}{2.54}\right)^2 + 2 \cdot 1.063 \left(\frac{S}{2.54}\right) + 1}$$

Ur överföringsfunktionerna ovan fås att då tyngdpunktsläget flyttas bakåt minskar stabiliteten och vid M = 0.2 och M = 0.4 finns en instabil mod med fördubblingstid:

$M = 0.2 \quad t = 2.63\ [s] \quad t_{2/1}$

$M = 0.4 \quad t = 1.29\ [s] \quad t_{2/1}$

5 SPECIFIKATIONER

Specifikationer för egenfrekvens och dämpning för tippsvängning finns angivna i MIL-F-8785B (ASG) för 3 olika nivåer.

Nivå 1 är den högsta nivån och medger genomförande av uppdraget med god prestanda.

Nivå 3 är den lägsta nivån där piloten fortfarande säkert kan kontrollera flygplanet och landa planet men detta med stor arbetsinsats.

Dämpning ζ nsp och egenfrekvens finns angivna nedan. Kategori A gäller vid normal flygning och C vid landning.

Gränserna för ωnsp är angivna som funktion av nz/α som står för den statiska lastfaktorändringen per ändring i anfallsvinkeln.

nz/α kan erhållas enl tidigare samband:

$$\frac{nz}{\alpha} = \left.\frac{\frac{nz}{\delta e}}{\frac{\alpha}{\delta e}}\right|_{ss} = \frac{Knz}{K\alpha} = \frac{Knz}{K\Delta w \dfrac{1}{V_o \cos\theta_o}}$$

$$= \frac{\frac{1}{g} V_o \cos\theta_o \, Kq}{K\Delta w \dfrac{1}{V_o \cos\theta_o}} = \frac{1}{g}(V_o \cos\theta_o)^2 \frac{Kq}{K\Delta w}$$

och i dimensionlösa derivator:

$$\frac{nz}{\alpha} = \frac{(V_o \cos\theta_o)^2}{g} \cdot \frac{2\left[(CMw \cdot CN\delta e + CNw\,(-CM\delta e)\right]}{C\left[Cmq \cdot CN\delta e + (CNq - \frac{4\,m}{\rho \cdot sc} \cos\theta_o)\, CM\delta e\right]}$$

Insatta värden ger för de 6 olika flygfallen följande n_z/α :

	M = 0.2	M = 0.4	M = 0.9	
Tp 1	4.08	11.5	60.1	g/rad
Tp 2	4.23	12.0	61.1	- " -

Enligt bifogade diagram ur MIL 8785 B ger detta vid de olika nivåerna tillåtna värden på egenfrekvensen:

Nivå	M = 0.2	M = 0.4	M = 0.9	
1	0.85 - 3.8	1.8 - 6.5	4.1 - 14.7	rad/s
2	0.64 - 6.4	1.4 - 10.7	3.1 - 24.5	- " -
3	0.64 -	1.4 -	3.1 -	- " -

Bästa värden: $\zeta_{sp} = 0.7$, $\dfrac{\omega_{nsp}^2}{n/\alpha} = 1$

M = 0.2 $\omega_{nsp} = 2.0$ [rad/s]

M = 0.4 $\omega_{nsp} = 3.4$ [rad/s]

M = 0.9 $\omega_{nsp} = 7.8$ [rad/s]

3.2.2 Longitudinal maneuvering characteristics.

3.2.2.1 Short-period response. The short-period response of angle of attack which occurs at approximately constant speed, and which may be produced by abrupt elevator control inputs, shall meet the requirements of 3.2.2.1.1 and 3.2.2.1.2. These requirements apply, with the cockpit control free and with it fixed, for responses of any magnitude that might be experienced in service use. If oscillations are nonlinear with amplitude, the requirements shall apply to each cycle of the oscillation. In addition to meeting the numerical requirements of 3.2.2.1.1 and 3.2.2.1.2, the contractor shall show that the airplane has acceptable response characteristics in atmospheric disturbances.

3.2.2.1.1 Short-period frequency and acceleration sensitivity. The short-period undamped natural frequency, $\omega_{n_{SP}}$, shall be within the limits shown in figures 1, 2, and 3. If suitable means of directly controlling normal force are provided, the lower bounds on $\omega_{n_{SP}}$ and n/α of figure 3 may be relaxed if approved by the procuring activity.

3.2.2.1.2 Short-period damping. The short-period damping ratio, ζ_{SP}, shall be within the limits of table IV.

TABLE IV. Short-period Damping Ratio Limits

Level	Category A and C Flight Phases		Category B Flight Phases	
	Minimum	Maximum	Minimum	Maximum
1	0.35	1.30	0.30	2.00
2	0.25	2.00	0.20	2.00
3	0.15*	—	0.15*	—

*May be reduced at altitudes above 20,000 feet if approved by the procuring activity.

3.2.2.1.3 Residual oscillations. Any sustained residual oscillations shall not interfere with the pilot's ability to perform the tasks required in service use of the airplane. For Levels 1 and 2, oscillations in normal acceleration at the pilot's station greater than ± 0.05g will be considered excessive for any Flight Phase, as will pitch attitude oscillations greater than ± 3 mils for Category A Flight Phases requiring precision control of attitude. These requirements shall apply with the elevator control fixed and with it free.

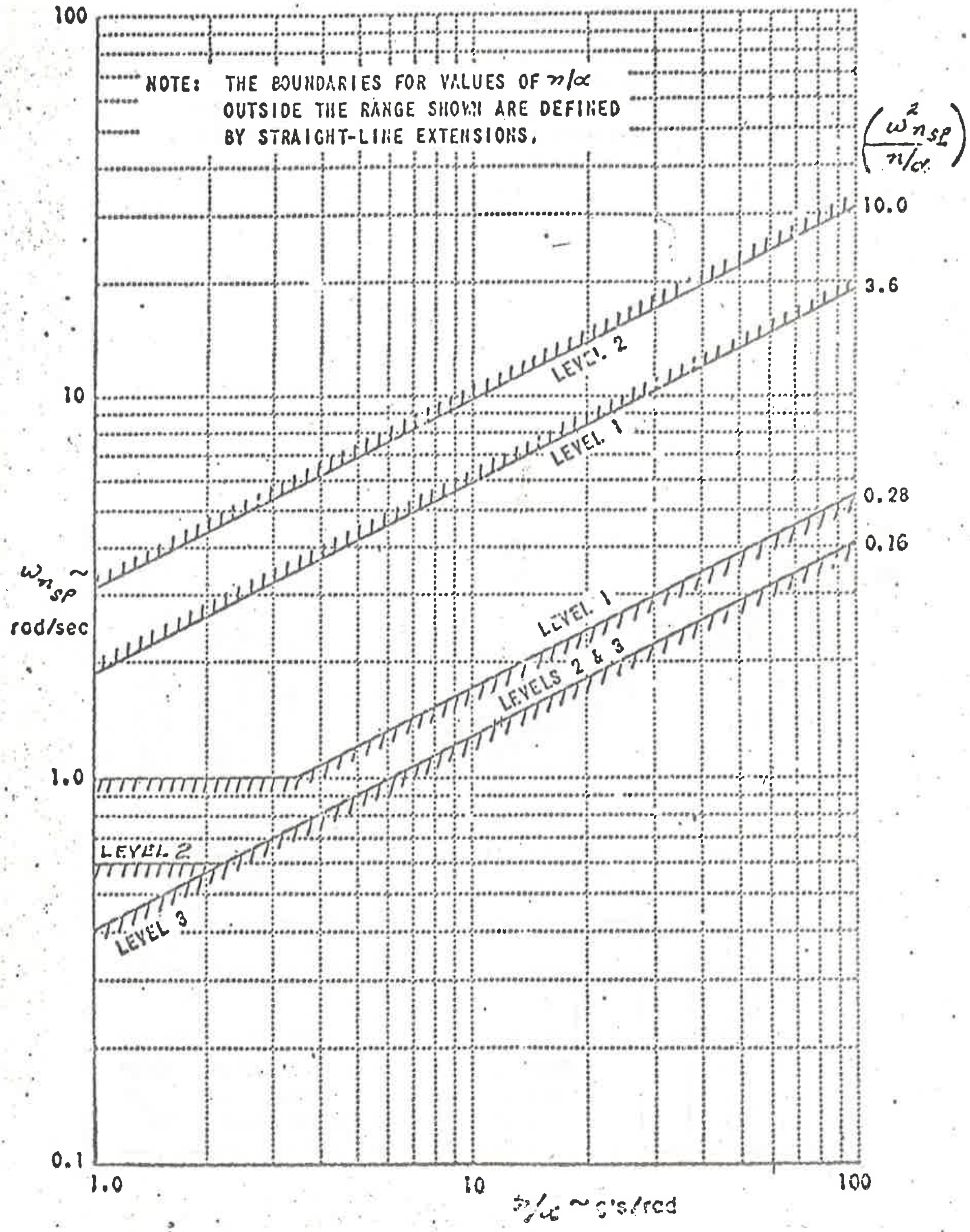


FIGURE 1. Short-Period Frequency Requirements - Category A Flight Phases

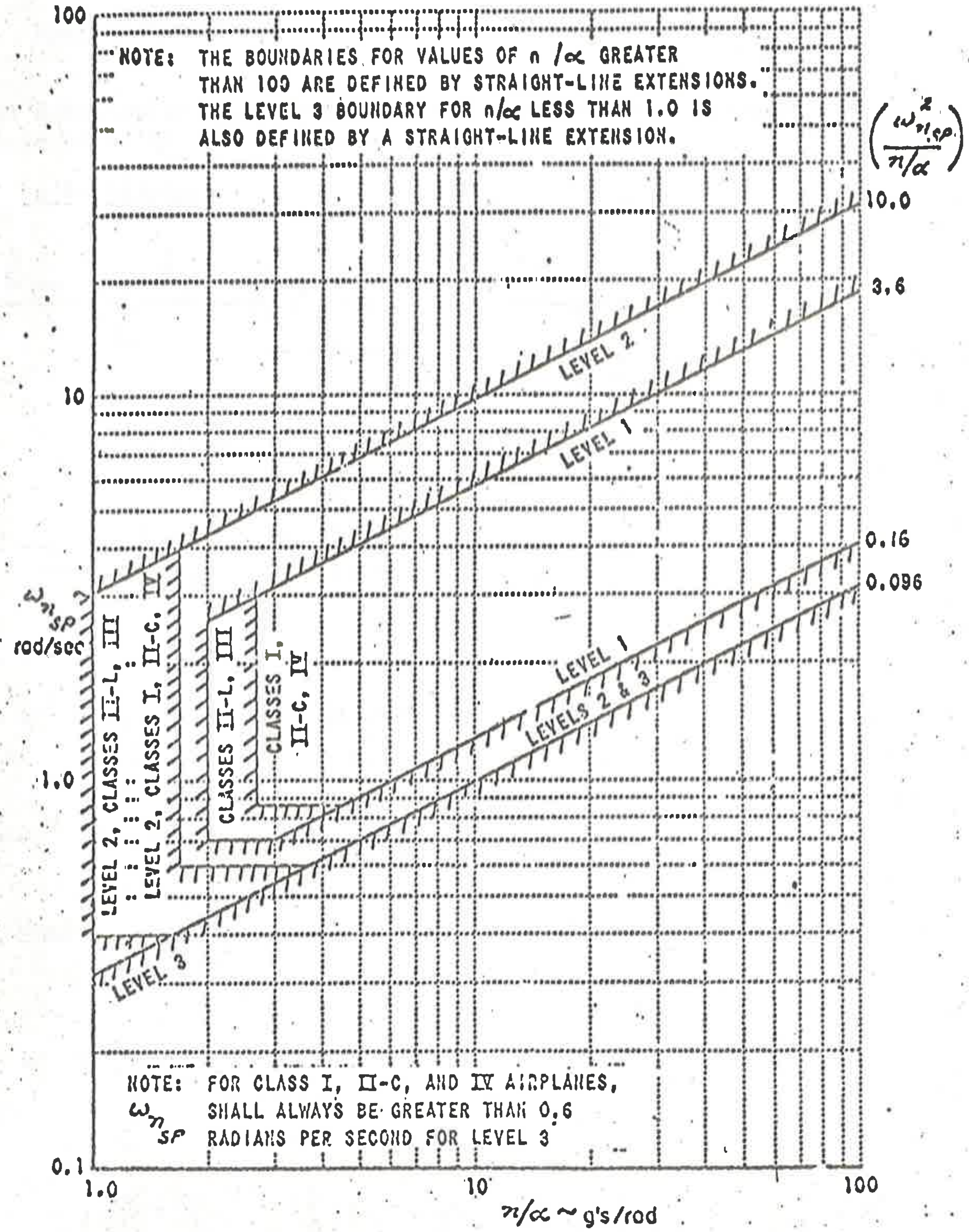
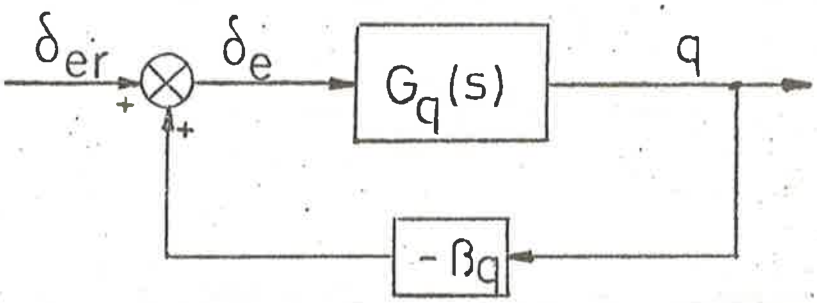


FIGURE 3. Short-Period Frequency Requirements - Category C Flight Phases

6 ENKELT ÅTERKOPPLAT SYSTEM UTAN SERVON OCH GIVARDYNAMIK

Med enkel återkoppling blir uttrycket för egenfrekvens och dämpning för de olika givaretyperna.

A *q-återföring*



$$\frac{q}{\delta_{er}} = - \frac{Kq\ (STq + 1)}{(\frac{S}{\omega_o})^2 + 2\zeta(\frac{S}{\omega_o}) + 1 + Kq\ Bq\ (STq + 1)}$$

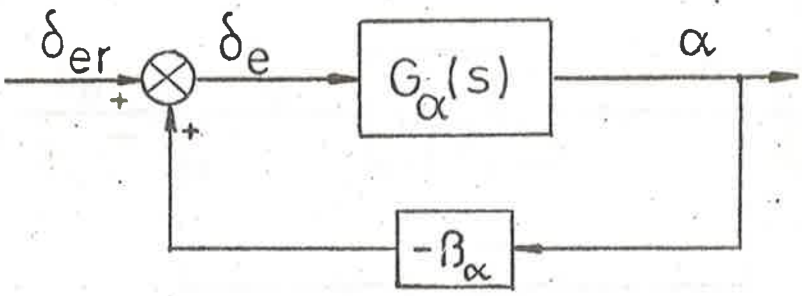
$$= - Kq' \frac{(STq + 1)}{(\frac{S}{\omega nsp})^2 + 2\zeta nsp\ (\frac{S}{\omega nsp}) + 1}$$

$$\omega nsp^2 = \omega_o^{\ 2}\ (1 + BqKq)$$

$$\zeta nsp = \frac{\omega nsp}{2} \quad \frac{\frac{2\zeta}{\omega_o} + Bq\,kq\ Tq}{(1 + BqKq)}$$

$$Kq' = Kq \frac{1}{1 + Bq\,kq}$$

B α-återföring



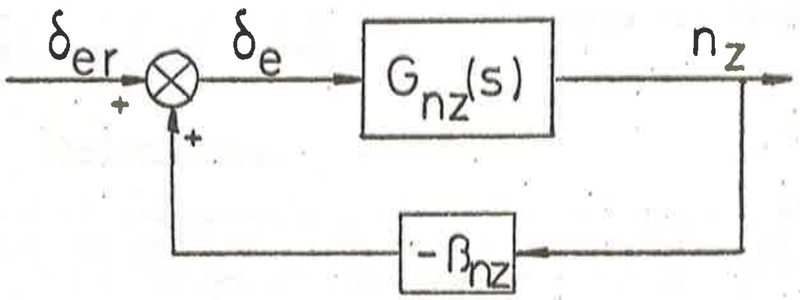
$$\frac{\alpha}{\delta_e} = - \frac{K_\alpha (ST_\alpha + 1)}{(\frac{S}{\omega_o})^2 + 2\zeta (\frac{S}{\omega_o}) + 1 + K_\alpha B_\alpha (ST_\alpha + 1)}$$

$$= - K\alpha' \cdot \frac{ST_\alpha) + 1}{(\frac{S}{\omega_{nsp}})^2 + 2 \zeta_{nsp} (\frac{S}{\omega_{nsp}}) + 1}$$

$$\omega_{nsp}^2 = \omega_o^2 (1 + B_\alpha K_\alpha)$$

$$\zeta_{nsp} = \frac{\omega_{nsp}}{2} \frac{\frac{2\zeta}{\omega_o} + B_\alpha K_\alpha T_\alpha}{(1 + B_\alpha K_\alpha)}$$

C nz-återföring



$$\frac{nz}{\delta e} = - \frac{Knz\,(b_2\,S^2 + b_1\,S + 1)}{(\frac{S}{\omega_o})^2 + 2\,\zeta\,(\frac{S}{\omega_o}) + 1 + B_{nz}Knz\,(b_2\,S^2 + b_1\,S + 1)}$$

$$= -\,Knz' \; \frac{b_2\,S^2 + b_1\,S + 1}{(\frac{S}{\omega_{nsp}})^2 + 2\,\zeta_{nsp}\,(\frac{S}{\omega_{nsp}})^2 + 1}$$

$$\omega_{nsp}^2 = \omega_o^2 \; \frac{1 + Bnz\,Knz}{1 + B_{nz}Knz\,b_2\,\omega_o^2}$$

$$\zeta_{nsp} = \frac{\omega_{nsp}}{2} \; \frac{\frac{2\zeta}{\omega_o} + Bnz\,Knz\,b_1}{(1 + B_{nz}Knz)}$$

I diagram 1 - 3 är egenfrekvens och dämpning inritade som funktion av återkopplingen. Dessutom är de tillåtna gränserna vid de olika nivåerna markerade.

6.1 En givare och konstant förstärkning

I diagram 4 - 6 är för olika värden på återkoppling egenfrekvens och dämpning inritade som funktion av Machtal. Detta gäller vid tyngdpunkt 1.

I diagram 7 - 9 kan man se hur egenfrekvens och dämpning varierar då tyngdpunktsläget ändras.

A q-återföring

Med konstant q-återkoppling går det ej att uppnå nivå 2 vid alla fpl-fall. För att ligga inom nivå 3 måste värdet på Bq vara större än 0.4. Detta bestäms av flygfallet M = 0.2 Tp1. För att ζ_{nsp} ej skall överstiga 2.0 för mycket bör Bq vara så litet som möjligt. För Bq = 0.4 varierar dämpningen från 1.3 vid flygfall M = 0.2 Tp1 till 2.3 vid flygfall M = 0.9 Tp 2.

$\frac{\omega_{nsp}^2}{n/\alpha}$ kommer att variera från undre gränsen 0.10 vid M = 0.2 Tp2 till 1.25 vid M = 0.9 Tp1.

Jämfört med systemet utan återkoppling är nu systemet stabilt vid alla fpl-fall. Emellertid har dämpningen ökat kraftigt och ett trögt system erhållits.

B α-återföring

Med konstant α-återkoppling går det bra att uppnå nivå 1. För detta krävs att B_α ligger mellan 0.3 och 0.6. För B_α = 0.4 varierar dämpningen från 0.42 vid M = 0.9 Tp 1 till 0.65 vid M = 0.2 Tp 2.

$\frac{\omega_{nsp}^2}{n/\alpha}$ varierar från 0.23 vid M = 0.2 Tp 2 till 0.77 vid M = 0.9 Tp 1.

Jämfört med q-återföring är detta betydligt bättre med bra dämpning och egenfrekvenserna väl inom nivå 1-gränserna.

C nz-återföring

Med konstant nz-återkoppling kan nivå 2 uppfyllas. Värdet på återkopplingen måste då ligga inom 0.07 och 0.10. För Bnz = 0.07 varierar dämpning från 0.32 vid M = 0.9 till 0.78 vid M = 0.2 Tp 2.

$\frac{\omega nsp^2}{n/\alpha}$ varierar från undre gränsen 0.1 vid M = 0.2 Tp 2 till 3.6 vid M = 0.9 Tp 1.

Bästa alternativet med konstant förstärkning är att använda en α -givare och med B_α = 0.4 (se diagram 10).

6.2 En givare och variabel förstärkning

Genom att införa en återkoppling som beror av flyghastigheten kan systemet förbättras.

A Variabel q-återföring

Nivå 2 går ej att uppfylla men en viss förbättring erhålls om Bq varierar enligt

Bq = 0.6 vid M = 0.2

Bq = 0.4 vid M = 0.4

Bq = 0.2 vid M = 0.9

Dämpningen är fortfarande hög och varierar för de olika flygfallen mellan 1.7 och 2.1. Egenfrekvenserna har däremot förbättrats och $\frac{\omega snp^2}{n/\alpha}$ varierar nu mellan 0.3 - 0.8.

B Variabel α-återföring

Dämpningen vid M = 0.9 går nu att öka om förstärkningen minskas vid M = 0.9.

Med B_α = 0.6 vid M = 0.2

B_α = 0.4 vid M = 0.4

B_α = 0.2 vid M = 0.9

varierar dämpningen mellan 0.43 - 0.59 och $\frac{\omega nsp^2}{n/\alpha}$ mellan 0.33 - 0.57.

C Variabel nz-återföring

Genom en kraftig variation i förstärkningen förbättras systemet avsevärt och nivå 1 går att uppnå.

Med Bnz = 0.2 vid M = 0.2

Bnz = 0.05 vid M = 0.4

Bnz = 0.01 vid M = 0.9

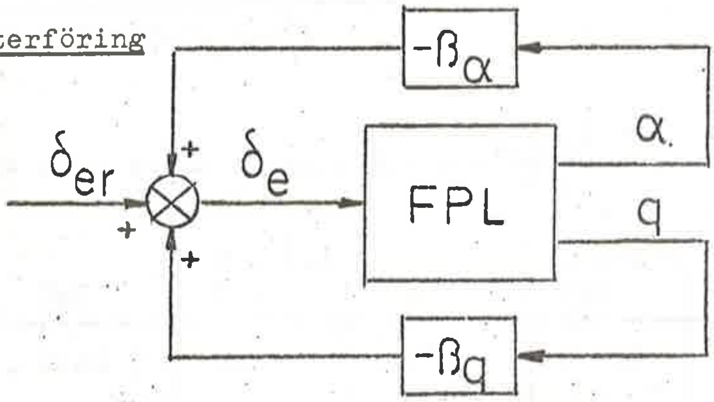
varierar dämpning vid de olika flygfallen mellan 0.39 - 0.45

och $\frac{\omega nsp^2}{n\alpha}$ mellan 0.55 - 0.88.

Bästa alternativet med variabel förstärkning blir liksom tidigare med en α-givare (se diagram 11).

6.3 Två givare och variabel förstärkning

A q, α-återföring



Uttrycken för egenfrekvens och dämpning för tippsvängning blir:

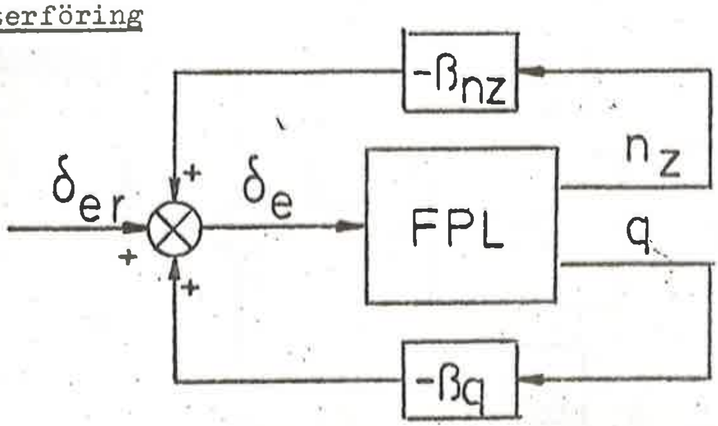
$$\omega nsp^2 = \omega o^2 \left(T + B\alpha\, K\alpha + Bq\, Kq\right)$$

$$\zeta nsp = \frac{\omega nsp}{2} \; \frac{\left(\frac{2\zeta}{\omega o} + B\alpha\, K\alpha\, T\alpha + Bq\, Kq\, Tq\right)}{\left(1 + B\alpha\, K\alpha + Bq\, Kq\right)}$$

Genom att välja $\zeta nsp = 0.7$ och $\frac{\omega nsp^2}{n\alpha} = 1$ kan Bq och $B\alpha$ beräknas för de olika flygfallen.

	M = 0.2 Tp1	Tp2	M = 0.4 Tp1	Tp2	M = 0.9 Tp1	Tp2
Bq	0.41	0.43	0.17	0.19	0.063	0.067
$B\alpha$	0.84	1.07	0.63	0.81	0.45	0.59

B   q, nz-återföring



För ωnsp och ζnsp gäller

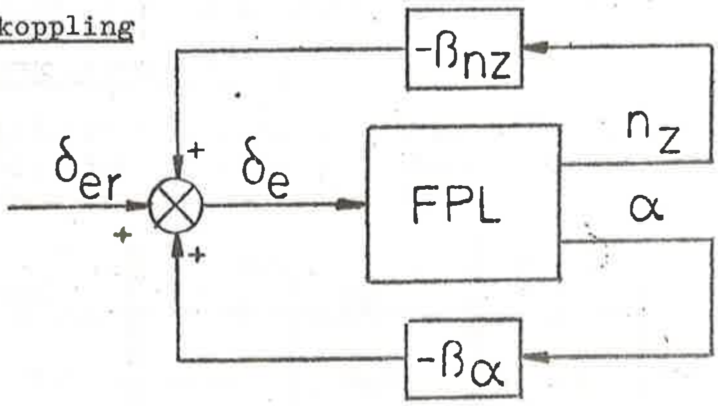
$$\omega_{nsp}^2 = \omega_o^2 \, \frac{1 + Bq\ Kq + Bnz\ Knz}{1 + B_1\ Knz\ b_2\ \omega o^2}$$

$$\zeta_{nsp} = \frac{\omega_{nsp}}{2} \, \frac{\frac{2\zeta}{\omega o} + Bq\ Kq\ Tq + Bq\ Knz\ b_1}{(1 + B_1\ Knz\ b_2\ \omega o^2)}$$

Liksom i föregående fall sätts ζnsp = 0.7 och $\frac{\omega_{nsp}^2}{n/\alpha} = 1.$
Detta ger:

	M = 0.2 Tp1	Tp2	M = 0.4 Tp1	Tp2	M = 0.9 Tp1	Tp2
Bq	0.42	0.46	0.18	0.20	0.062	0.067
Bnz	0.21	0.26	0.056	0.070	0.009	0.011

C α, nz-återkoppling



För ωnsp och ζnsp gäller:

$$\omega nsp^2 = \omega o^2 \; \frac{1 + B\alpha\, K\alpha + Bnz\, Knz}{1 + Bnz\, Knz\, b_2 \omega o^2}$$

$$\zeta nsp = \frac{\omega nsp}{2} \; \frac{\frac{2\zeta}{\omega o} + B\alpha\, K\alpha\, T\alpha + Bnz\, Knz\, b_1}{1 + Bnz\, Knz\, b_2 \omega o^2}$$

Ett försök att lösa ut $B\alpha$ och Bnz med $\zeta nsp = 0.7$ och $\frac{\omega nsp^2}{n/\alpha} = 1$ resulterade att vid vissa flygfall $B\alpha$ eller Bnz blev negativ.

Bästa alternativet med 2 givare och variabla förstärkningar borde vara med q-α givare. Detta ger mindre ändringar i förstärkningarna än fallet med q-nz givare (se diagram 12).

6.4 Två givare och konstant förstärkning

A Konstant q-α-återkoppling

Med variabla återkopplingar varierade Bq mellan 0.06 - 0.43 och Bα mellan 0.45 - 1.07. Lämpliga konstanta värden borde därför vara: Bq = 0.2 och Bα = 0.7. Dessa värden gav:

	M = 0.2 Tp1	Tp2	M = 0.4 Tp1	Tp2	M = 0.9 Tp1	Tp2
ωnsp	1.77	1.56	3.57	3.26	10.0	9.4
ζ nsp	0.59	0.65	0.72	0.79	1.11	1.13

Dessa värden ligger klart inom nivå 1 gränserna och har jämfört med fallet enbart α -givare bättre värden på både dämpning och egenfrekvens (se diagram 13).

B Konstant q-nz-återkoppling

Enligt föregående varierade Bq mellan 0.06 - 0.46 och Bnz mellan 0.01 - 0.26. Med Bq = 0.2 och Bnz = 0.06 uppfylls precis nivå 1. Emellertid varierar $\frac{\omega nsp}{n/\alpha}$ kraftigt från 0.2 till 3.4 medan dämpningen är bra med värden mellan 0.65 - 1.0.

Sammanfattning

En givare:
Med konstant förstärkning är α-återföring den bästa som tom uppfyller nivå I med B_α=0.4 . Främsta nackdelen med denna konfiguration är att dämpningen blir ganska låg vid högre hastigheter.
Denna kan förbättras något om återkopplingen varierar med fpl-hastigheten(se diagram II).

Två givare:
Med variabla förstärkningar är det möjligt att uppnå önskade värden på tippsvängningens egenfrekvens och dämpning dels med kombinationen q- och α-återföring och dels med n_z- och q-återföring. Den förra kombinationen är att föredra eftersom den kräver mindre variationer i förstärkningarna(se diagram I2).
Med konstanta förstärkningar uppfylls nivå I med q-och α-återföring med B_q=0.2 och B_α=0.7 . Fördelen med denna konfiguration jämfört med enbart konstant α-återföring är bättre dämpning vid högre hastigheter(se diagram I3).

7 ÖPPNA SYSTEMETS ÖVERFÖRINGSFUNKTIONER VID OLIKA FLYGFALL OCH MED 3:E ORDNINGENS FLYGPLANSMODELL

Om man förutom variablerna q och Δw tar hänsyn till $\Delta\theta$ erhålls ett 3:e ordningens system med ekvationerna:

$$\begin{bmatrix} 1+N\dot{w}/m & 0 & 0 \\ -M\dot{w}/Iy & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Nw/m & V_o\cos\theta_o - Nq/m & -g\sin\theta_o \\ Mw/Iy & Mq/Iy & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ q \\ \Delta\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -N\delta e/m \\ M\delta e/m \\ 0 \end{bmatrix} \delta e$$

Med sambanden

$$n_z = \frac{1}{g}\left[\frac{N_w}{m}\Delta W + \frac{N_q}{m} q + \Delta x\,\dot{q} + \frac{N_{\delta e}}{m}\delta e\right]$$

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta W}{V_o\cos\theta_o}$$

kan överföringsfunktionerna $\frac{q}{\delta_e}$, $\frac{\alpha}{\delta_e}$ och $\frac{n_z}{\delta_e}$ beräknas. Detta har gjorts för de 6 olika flygfallen med hjälp av egenvärdesprogram.

M = 0.2 Tp 1

$$\frac{q}{\delta_e} = -3.58\frac{(S+0.610)\,S}{(S+0.231)(S+1.027)(S+0.0123)}$$

$$\frac{\alpha}{\delta_e} = -0.138\frac{(S+25.9)(S+0.0412)}{(S+0.231)(S+1.027)(S+0.0123)}$$

$$\frac{n_z}{\delta_e} = -0.125\frac{(S^2+4.69S+117)(S+0.0411)}{(S+0.231)(S+1.027)(S+0.0123)}$$

M = 0.2 Tp 2

$$\frac{q}{\delta_e} = -3.45\frac{(S+0.633)\,S}{(S+1.473)(S^2-2\cdot0.860\cdot0.134+0.134^2)}$$

$$\frac{\alpha}{\delta_e} = -0.138\frac{(S+24.9)(S-0.0411)}{(S+1.473)(S^2-2\cdot0.860\cdot0.134+0.134^2)}$$

$$\frac{n_z}{\delta_e} = -0.137\frac{(S^2+4.30S+106)(S-0.0411)}{(S+1.473)(S^2-2\cdot0.860\cdot0.134+0.134^2)}$$

M = 0.4 Tp 1

$$\frac{q}{\delta_e} = -14.4\,\frac{(S + 0.823)\,S}{(S^2 + 2\cdot 0.990\cdot 1.052S + 1.052^2)\,(S - 0.0011)}$$

$$\frac{\alpha}{\delta_e} = -0.276\,\frac{(S + 51.8)\,(S - 0.0073)}{(S^2 + 2\cdot 0.990\cdot 1.052S + 1.052^2)\,(S - 0.0011)}$$

$$\frac{n_z}{\delta_e} = -0.410\,\frac{(S^2 + 10.1S + 396)\,(S - 0.0073)}{(S^2 + 2\cdot 0.990\cdot 1.052S + 1.052^2)\,(S - 0.0011)}$$

M = 0.4 Tp 2

$$\frac{q}{\delta_e} = -13.8\,\frac{(S + 0.859)\,S}{(S + 2.327)\,(S - 0.287)\cdot(S - 0.0179)}$$

$$\frac{\alpha}{\delta_e} = -0.276\,\frac{(S + 49.9)\,(S - 0.0073)}{(S + 2.327)\,(S - 0.287)\,(S - 0.0179)}$$

$$\frac{n_z}{\delta_e} = -0.461\,\frac{(S^2 + 9.06S + 353)\,(S - 0.0073)}{(S + 2.327)\,(S - 0.287)\,(S - 0.0179)}$$

M = 0.9 Tp 1

$$\frac{q}{\delta_e} = -80.9\,\frac{(S + 1.901)\,S}{(S^2 + 2\cdot 0.719S + 3.85^2)\,(S - 0.00001)}$$

$$\frac{\alpha}{\delta_e} = -0.487\,\frac{(S + 164.3)\,(S - 0.00036)}{(S^2 + 2\cdot 0.719S + 3.85^2)\,(S - 0.00001)}$$

$$\frac{n_z}{\delta_e} = -8.93\,\frac{(S^2 + 15.0S + 535)\,(S - 0.00035)}{(S^2 + 2\cdot 0.719S + 3.85^2)\,(S - 0.00001)}$$

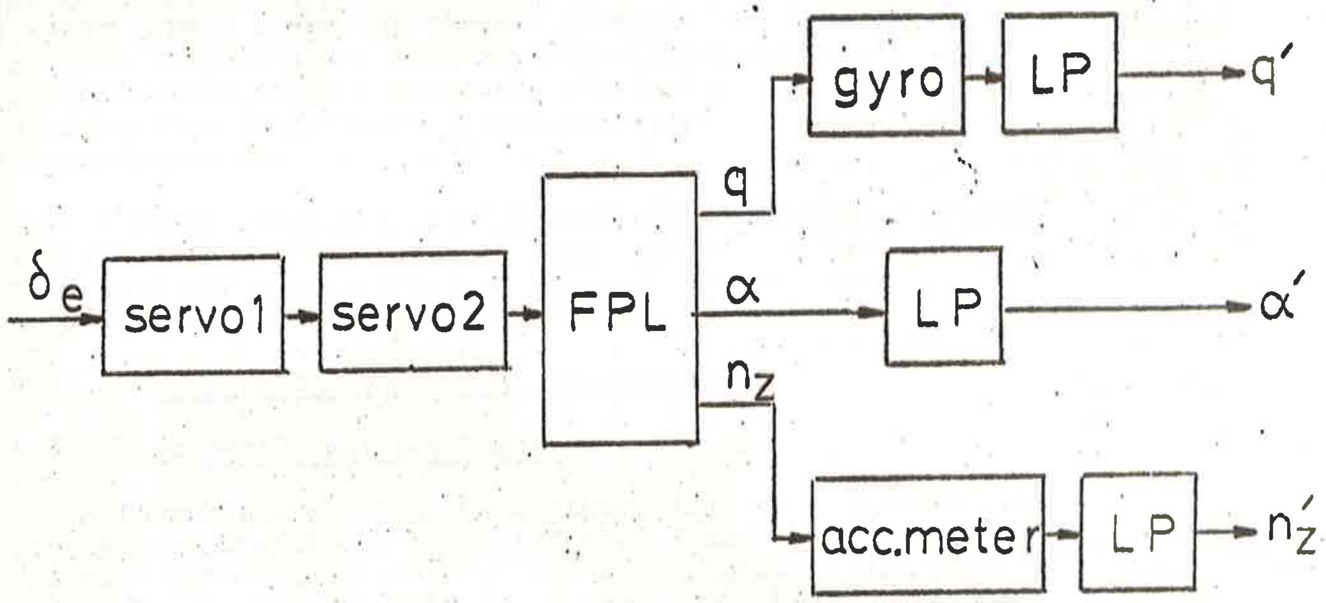
M = 0.9 Tp 2

$$\frac{q}{\delta_e} = -78.2\,\frac{(S + 1.961)\,S}{(S + 1.156)\,(S + 4.22)\,(S + 0.0005)}$$

$$\frac{\alpha}{\delta_e} = -0.487\,\frac{(S + 158.8)(S - 0.0035)}{(S + 1.156)\,(S + 4.22)\,(S + 0.0005)}$$

$$\frac{n_z}{\delta_e} = -9.30\,\frac{(S^2 + 14.1S + 512)\,(S - 0.00035)}{(S + 1.156)(S + 4{,}22)\,(S + 0.0005)}$$

8 ÅTERKOPPLAT SYSTEM MED SERVON OCH GIVARDYNAMIK OCH MED HÄNSYN TILL BODYBENDINGKRAVEN



8.1 Servo och givaredynamik

Servo 1 : $$\frac{49.7^2}{S^2 + 58.8S + 49.7^2}$$

Servo 2: $$\frac{1}{0.045S + 1}$$

Gyro: $$\frac{115^2}{S^2 + 160S + 115^2}$$

Gyro-LP: $$\frac{1}{0.01S + 1}$$

Accelerometer: $$\frac{345^2}{S^2 + 817S + 345^2}$$

Accelerometer-LP: $$\frac{1}{0.2S + 1}$$

α-lågpassfilter: $$\frac{1}{S\,0.2 + 1}$$

8.2 Bodybendingkraven

På grund av elastiska svängningar i flygplankroppen och vingar kommer dessa att påverka rategyro och accelerometer. För att förhindra att återkopplingen aktiverar dessa svängningsrörelser finns i nuvarande styrautomat ett s k bodybendingfilter som är ett notchfilter som filtrerar bort vissa frekvenser.

Kraven finns framtagna för bodybendingfiltret med nuvarande styrautomat. Totala kravet på återföringen har beräknats fram dels för q-återföring och dels för n_z-återföring vid de olika flygfallen och finns inritade nedan.

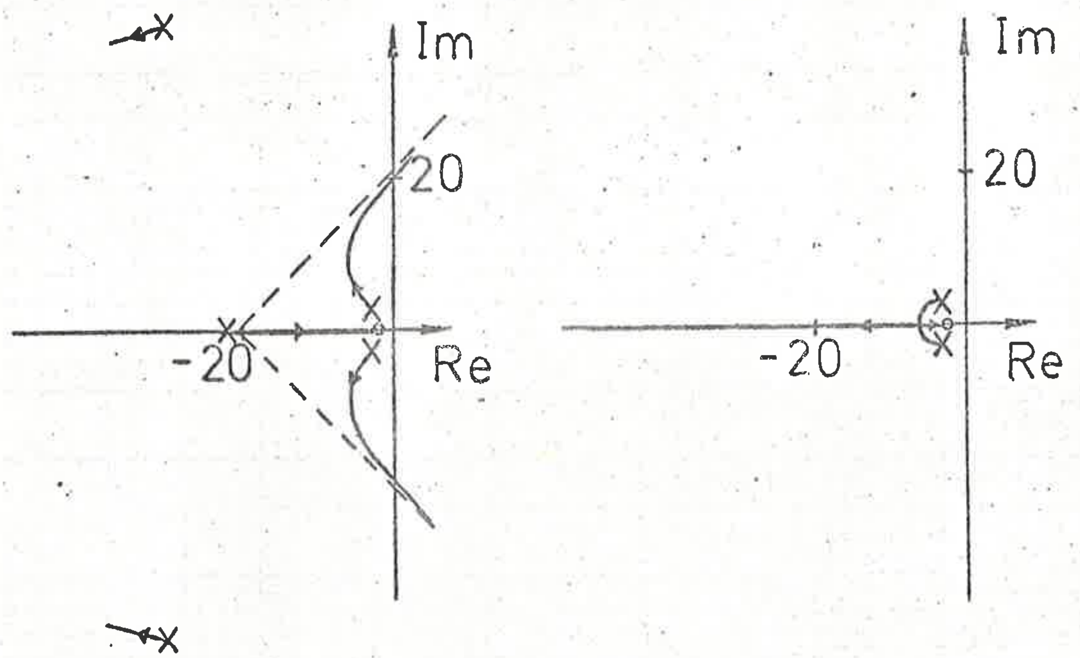
8.3 En givare och konstant förstärkning

8.3.1 Proportionell q-återföring

I den förenklade modellen utan hänsyn till servodynamik och givaredynamik gick det att uppnå nivå 3 med $\beta q = 0.5$. Systemet blev utpräglat trögt med dämpningskoefficient på ung 2. Emellertid kommer det med servo och givare inte att vara möjligt med $\beta q = 0.5$. Servona med en pol vid ung $S = -22$ och en dubbelpol vid $S = -29 + i\ 40$, gör systemet mer instabilt vid högre feekvenser, medan vid låga frekvenser påverkan är försumbar. Detta märks vid flygfall M = 0.9 där egenfrekvensen är ung 10 rad/s.

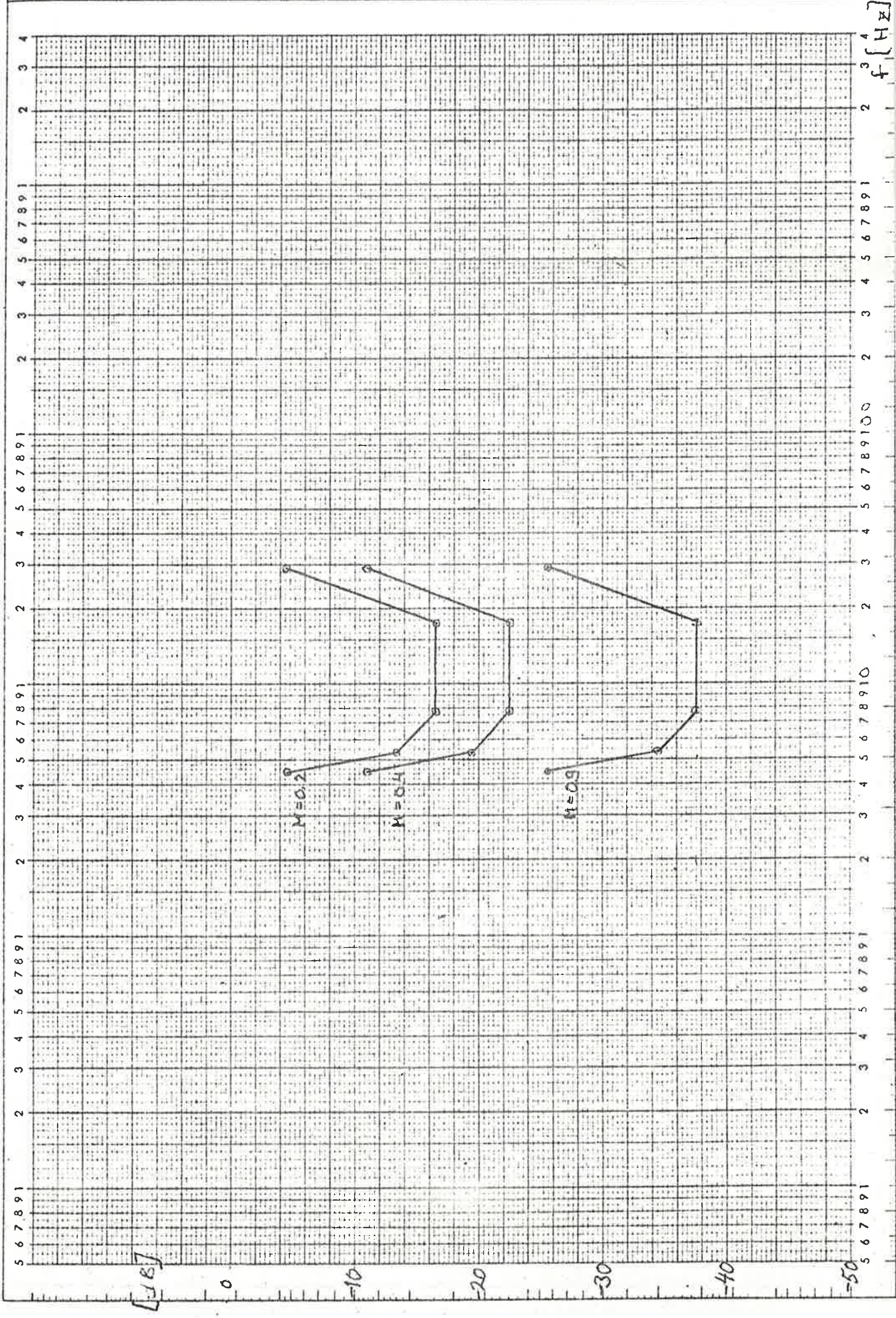
Instabliteten ökar markant med ökat värde på β q vilket kan ses i nedanstående Rotorts-diagram med och utan servon.

M = 0.9 Tp 1:

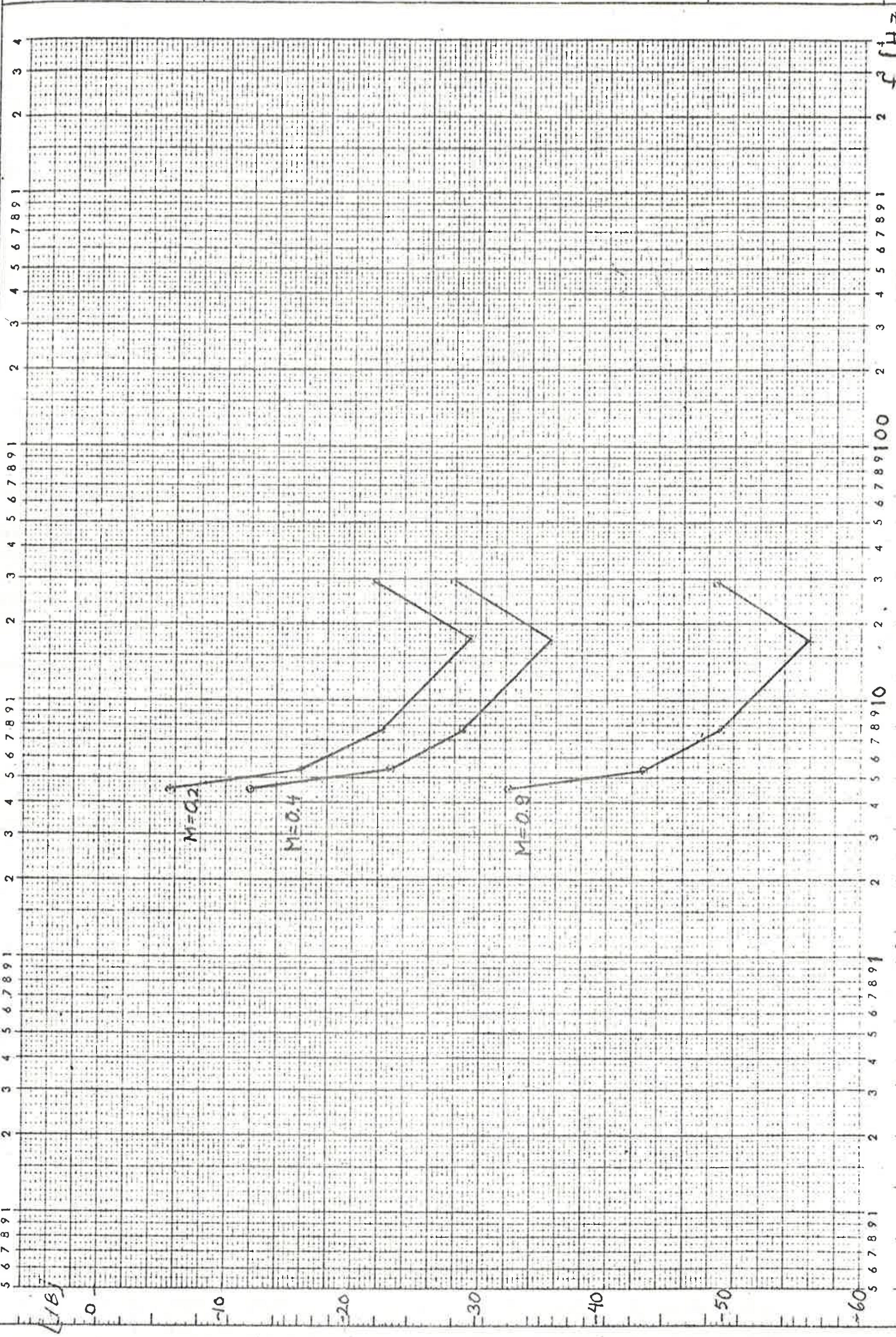


med servon   utan servon

Bodybendingkrav på
q-återföringen

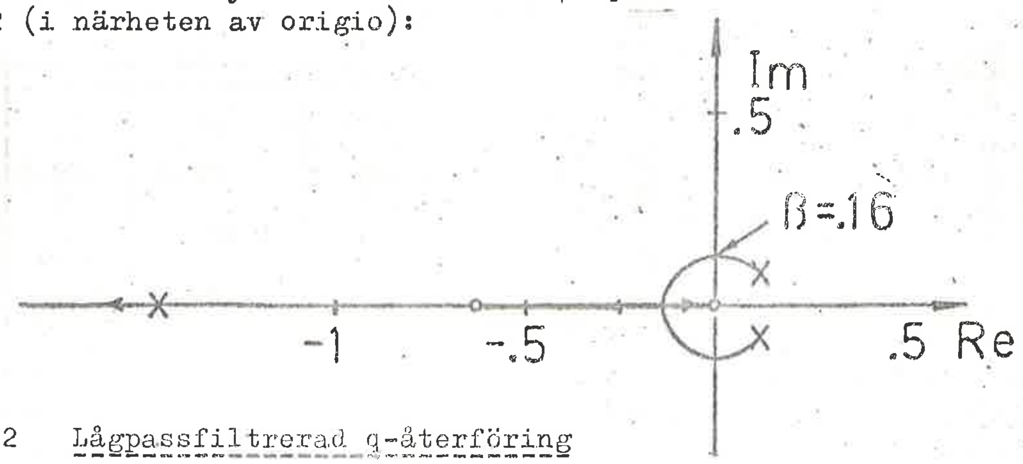


Bodybendingkrav på
m_2-återföringen



LinxLog - Modul 50 mm
ESSELTE
4459 T

Redan vid β q = 0.2 är dämpning så låg som 0.2. För att erhålla acceptabel dämpning vid M = 0.9 får β q inte överstiga 0.1. Detta värde är emellertid inte tillräckligt för att stabilisera systemet vid M = 0.2 Tp2. Rotort M = 0.2 Tp 2 (i närheten av origio):



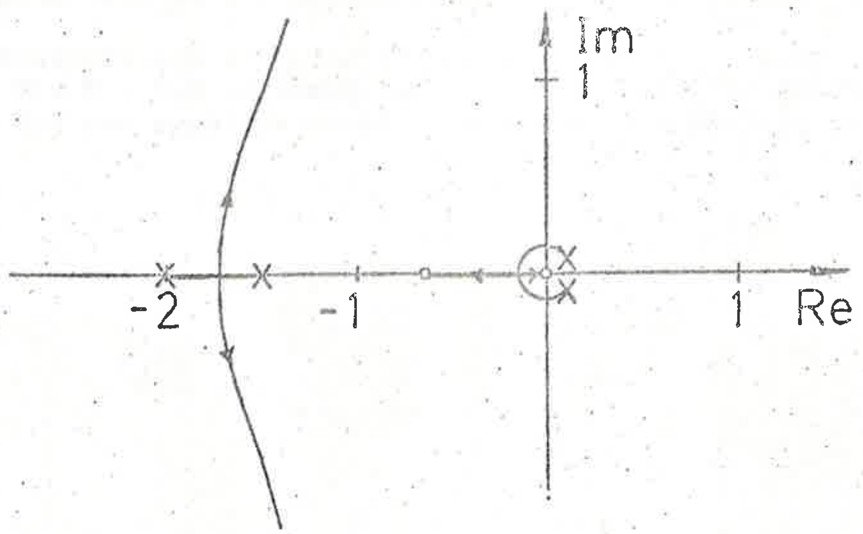
8.3.2 Lågpassfiltrerad q-återföring

Genom att införa ett lågpassfilter kommer förstärkningen vid högre frekvenser minskas vilket är önskvärt, men det sker emellertid även en fasretardering vilket försämrar stabiliteten. För att undersöka eventuella vinster med lågpassfiltrerat q har överföringsfunktionen beräknats med olika värden på tidskonstanten i filtret och för olika värden på kretsförstärkningen.

Med filtret $\frac{1}{0.5S + 1}$ erhölls

1. Kretsförstärkningen kunde inte nämnvärt höjas utan liksom tidigare sätter flygfallet M = 0.9 en övre gräns på β q = 0.1. Därför förekommer fortfarande den instabila moden vid M = 0.2 Tp 2 ungefär oförändrad.

2. Egenfrekvens och dämpning vid M = 0.2 och M = 0.4 har nu förbättrats. Detta kan ses i rotorten för M = 0.2 Tp 2.



För βq = 0.9 blir egenfrekvens och dämpning för tippsvängningen och instabila moden

	M = 0.2		M = 0.4		M = 0.9	
	I	II	I	II	I	II
ω_{nsp}	1.53	1.74	2.31	2.27	5.35	4.35
ζ_{nsp}	0.92	0.93	0.64	0.78	0.36	0.43
ω		0.132				
ζ		-0.30				

Om tidskonstanten ökas från 0.5 till 1 kan kretsförstärkningen ökas till βq = 0.2. Detta är inte tillräckligt för att stabilisera den instabila moden vid M = 0.2. För detta krävs att βq överstiger 0.4. Dessutom minskas egenfrekvenserna vid samtliga flygfall och en ytterligare ökning av tidskonstanten skulle medföra att egenfrekvenserna ligger under de tillåtna gränserna.

8.3.3 PI-q-återföring

En kompensering av typ $\frac{S + a}{S + b}$ där a > b orsakar inte så kraftig fasretardering vid högre frekvenser som med enbart $\frac{1}{S + b}$. Önskemålet att vid låga frekvenser ha större förstärkning och att vid höga frekvenser ha en måttlig fasretardering uppfylls av en PI-kompensering.

Som första ansats används kompenseringen $G_k = \frac{S + 4}{S + 1}$.
Denna har 4 ggr större förstärkning vid låga frekvenser.
Detta gav:

1. Med lämplig kretsförstärkning har den instabila moden vid M = 0.2 och M = 0.4 Tp 2 försvunnit och istället övergått till en bra dämpad långperiodig svängning.

2. Egenfrekvens och dämpning vid M = 0.2 och M = 0.4 är bra. Vid M = 0.9 är dämpningen väl över den övre gränsen ζ_{nsp} = 0.3 men egenfrekvensen är högre än önskvärt.

För att minska egenfrekvensen vid M = 0.9 ökas den integrerande delen något. Detta medför också att fasretarderingen ökar och därmed försämrad dämpning.

Med kompenseringen $G_k = \frac{S + 8}{S + 1}$ och $\beta q = 0.05$ blir resultatet:

	M = 0.2 Tp 1	M = 0.2 Tp 2	M = 0.4 Tp 1	M = 0.4 Tp 2	M = 0.9 Tp 1	M = 0.9 Tp 2
ω_{nsp}	1.42	1.30	2.72	2.30	7.78	6.67
ζ_{nsp}	0.624	0.761	0.468	0.543	0.429	0.483

Jämfört med föregående kompensering är egenfrekvensen vid M = 0.9 betydligt bättre. Dämpningen är något lägre men fortfarande bra. I diagram 14 är egenfrekvens och dämpning som funktion av β q utritad. Diagram 15 visar rotorten för Tp 2 vid M = 0.2, M = 0.4 och M = 0.9.

En ytterligare ökning av den integrerande delen medför att dämpningen vid M = 0.9 minskar ytterligare.

För att även undersöka fallet då b varierar används kompenseringen

$$G_k = \frac{S + 8}{S + 0.5}$$ varvid följande erhölls

1. Dämpningen är fortfarande bra vid alla flygfall.

2. Egenfrekvenserna vid framför allt M = 0.2 och M = 0.4 har minskat betydligt.

Om istället b ökas och kompensering

$$G_k = \frac{S + 8}{S + 2}$$ användes erhölls:

1. Den långsamma moden vid M = 0.2 Tp 2 blir mindre dämpad.

2. Dämpningen ökar något för samtliga flygfall.

3. Egenfrekvenserna ökar något.

En lämplig PI-kompensering är $G_k(S) = \frac{S + 8}{S + 1}$ och med $\beta q = 0.05$.

Inverkan av ett Bodybendingfilter

Den bästa återkopplingen med en givare och konstant förstärkning borde vara $0.05 \cdot \frac{S+8}{S+1}$. Denna uppfyller emellertid inte bodybendingkraven (se diagram 16). Förstärkningen vid 40 rad/s måste sänkas ungefär 12 dB för att kravet skall vara uppfyllt. Detta kan inte göras med ett linjärt filter då detta skulle tillfoga alltför stor fasretardering och därmed försämra stabiliteten. Med ett olinjärt filter med en amplitud och fas-kurva enligt diagram 17 uppfylls bodybendingkraven. Fasretarderingen vid frekvenser under 10 rad/s är obetydlig.

För att undersöka inverkan med ett sådant olinjärt filter har en lineariserad modell använts. Denna finns framtagen och överensstämmer bra vid frekvenser under 30 rad/s. Amplitud och faskurvorna finns inritade i diagram 17.

Vid körning med egenvärdesprogrammet blev resultatet:

Lineariserad modell:

$$1.18 \cdot \frac{S^2 + 2 \cdot 0.05 \cdot 36.4S + 1328}{S^2 + 2 \cdot 0.3 \cdot 39.6S + 1567}$$

$$G_k = \frac{S+8}{S+1} \qquad \beta_q = 0.05$$

	M = 0.2		M = 0.4		M = 0.9	
	Tp 1	Tp 2	Tp 1	Tp 2	Tp 1	Tp 2
ω_{nsp}	1.41	1.28	2.72	2.29	7.75	6.68
ζ_{nsp}	0.621	0.768	0.454	0.526	0.377	0.428

Jämfört med tidigare värden är egenfrekvenserna oförändrade. Dämpningen vid M = 0.2 och M = 0.4 ungefär desamma medan det vid M = 0.9 sjönk en aning med ungefär 0.05.

(Forts.-blad)

IN 5 000 215-064 75.000 11.71 597.132

8.3.4 Lågpassfiltrerad α-återföring

I den förenklade modellen utan hänsyn till servon och givaredynamik framkom i jämförelse mellan olika givare att vid konstant återkoppling α-återkoppling var det bästa alternativet som till och med uppfyllde nivå 1 med $\beta_\alpha = 0.4$. Med servon kommer liksom i föregående fall stabiliteten försämras vid högre frekvenser. Vid flygfall M = 0.9 Tp 1 är dämpningen nu endast 0.25. Jämfört med den förenklade modellen är egenfrekvenserna ungefär oförändrade medan dämpningarna sjunkit. Systemet uppfyller nu endast nivå 2.

Eftersom ren α -återföring inte är praktiskt möjlig ur brussynpunkt måste α-signalen filtreras. Tidskonstanten för lågpassfiltret har föreslagits vara 0.2 sek. Jämfört med ren α blev resultatet:

1. Stabiliteten försämrades markant vid M = 0.4 och M = 0.9. Vid M = 0.4 Tp 1 sjönk dämpningen från 0.36 till 0.16 och vid M = 0.9 Tp 1 från 0.25 till 0.07.

2. Egenfrekvens minskade vid M = 0.9 och ungefär oförändrad vid M = 0.2 och M = 0.4.

Detta system uppfyller inte ens nivå 3 varför konstant α -återkoppling inte är möjlig.

8.3.5 Lågpassfiltrerad n_z-återföring

En konstant n_z-återföring uppfyllde i den förenklade modellen nivå 2 med $\beta_{nz} = 0.07$. Med hänsyn till servona kommer systemet nu knappast att uppfylla ens nivå 3. Liksom med α-givare har fallet undersökts då n_z -signalen filtreras genom lågpassfilter med tidskonstanten 0.2 sek. Detta gav:

1. Stabiliteten försämrades markant

2. Dämpningskoefficienterna antog negativa värden för M = 0.4 och M = 0.9.

Denna typ av återföring är således helt omöjlig.

8.4 Två givare och konstant förstärkning

Med den förenklade modellen framkom det att med två givare och konstant förstärkning att q- och α-givare var det bästa alternativet. Som utgångspunkt har en PI-kompenserad q-återföring använts och fallet med ett tillägg av α-återföring har undersökts.

Med kompenseringen $G_k = \frac{S + 4}{S + 1}$ och med βq konstant och $\beta\alpha$ varierande gav:

1. Den instablia moden vid M = 0.2 Tp 2. Stabiliseras snabbt då $\beta\alpha$ ökar.

2. Egenfrekvens påverkas inte nämnvärt av $\beta\alpha$.

3. Dämpningen minskar en aning med ökat $\beta\alpha$.

Liksom i fallet med enbart PI-kompenserad q är egenfrekvensen för hög vid M = 0.9 och eftersom dämpningen inte minskar så kraftigt då $\beta\alpha = 0.1$ kan kompenseringen $G_k(S) = \frac{S + 8}{S + 1}$ användas.

Detta gav liksom ovan att egenfrekvens och dämpning inte påverkas så kraftigt av α -återföringen. I diagram 18 är tippsvängningens egenfrekvens och dämpning inritad som funktion av $\beta\alpha$ med βq konstant lika med 0.05. En lämplig kombination av q och α borde vara $\beta q = 0.05$ och $\beta\alpha = 0.1$. Med dessa värden har dämpningen minskat en aning men det har skett en ytterligare stabilisering av den instabila moden vid M = 0.2 Tp 2.

8.5 En givare och variabel förstärkning

A. Variabel q-återföring

Med konstant återkoppling var en PI-kompenserad q-återföring med kompenseringsnätet $G_k(S) = \frac{S + 8}{S + 1}$ och med $\beta q = 0.05$ lämplig.

Med denna som utgångspunkt kan man genom variabel återkoppling förbättra systemet på en del punkter. En ökning av βq vid M = 0.2 medför att den instabila moden vid tyngdpunkt 2 stabiliseras ytterligare. En minskning av βq vid M = 0.9 förbättrar dämpningen.

Ur diagram kan lämpliga förstärkningar för de olika Machtalen utläsas.

Med $\beta q = 0.1$ vid M = 0.2
$\beta q = 0.05$ vid M = 0.4
$\beta q = 0.040$ vid M = 0.9

blir egenfrekvens och dämpning för tippsvängningen:

	M = 0.2		M = 0.4		M = 0.9	
	Tp 1	Tp 2	Tp 1	Tp 2	Tp 1	Tp 2
ω_{nsp}	1.86	1.69	2.72	2.30	7.0	5.8
ζ_{nsp}	0.49	0.55	0.47	0.54	0.47	0.54

Dämpningen vid M = 0.9 har nu förbättrats en aning. Ytterligare ökning av dämpningen är möjlig men då minskar även egenfrekvensen. Den instabila moden vid M = 0.2 Tp 2 har nu stabiliserats ytterligare.

B. Variabel α-återföring

Lågpassfiltret med tidskonstanten 0.2 sek gjorde vid konstant förstärkning att systemet inte ens uppfyllde nivå 3. Med variabel förstärkning kan denna nivå uppnås.

Med β_α = 0.4 M = 0.2
β_α = 0.3 M = 0.4
β_α = 0.2 M = 0.9

kommer $\frac{\omega_{msp}^2}{n/\alpha}$ att variera mellan 0.17 - 0.36 och dämpningen 0.27 - 0.45 för de olika flygfallen. Här blir således både egenfrekvens och dämpning väldigt liten. Jämfört med PI-kompenserat q med konstant förstärkning är alltså variabel α-återföring inte någon fördel.

Sammanfattning

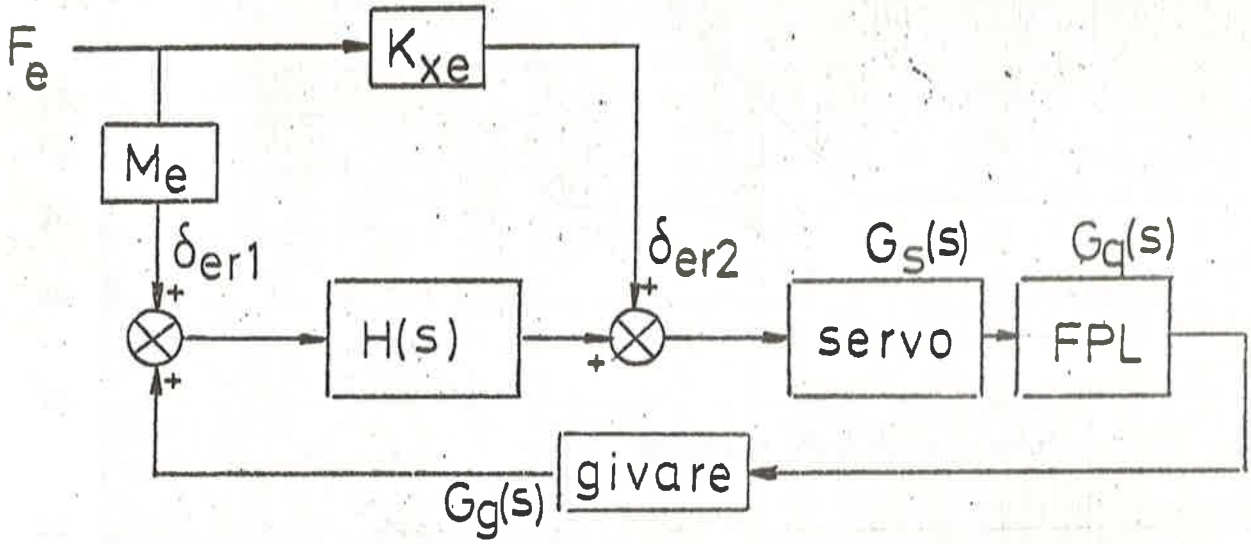
En givare:
Med enbart α- eller n_z-återkoppling uppfylls ej specifikationerna för tippsvängningen. Med den förenklade modellen uppfylldes nivå I med konstant α-föring men servon och framförallt den nödvändiga lågpassfiltreringen av α-signalen försämrar systemet markant.
Med en konstant q-återkoppling med fasretarderande kompensering $G_k(s) = \frac{s+a}{s+b}$
kan kraven på tippsvängningens egenfrekvens och dämpning uppfyllas. Lämplig kompensering är med a=8 och b=1 och värdet på återkopplingen B_q=0.05 . Med dessa värden uppnås kravet på nivå I för tippsvängningen vid de olika flygfallen.

Genom att variera återkopplingen kan systemet förbättras något. Ökning av B_q vid M=0.2 stabiliserar den instabila moden ytterligare vid Tp 2. Minskning av B_q vid M=0.9 förbättrar dämpningen.

Två givare;
En ytterligare stabilisering av den instabila moden vid M=0.2 Tp 2 kan också ske genom att till den ovan PI-q-återkopplingen dessutom tillfoga α-återkoppling. Lämpliga värden på förstärkningarna är B_q=0.05 och B_α=0.I . Nackdelen med detta är att dämpningen vid M=0.9 minskar en aning men kravet på nivå I är fortfarande uppfyllt.

9 BESTÄMNING AV FÖRSTÄRKNINGEN I FRAMGRENEN MED KONSTANT PI-Q-ÅTERKOPPLING

Schematiskt kan systemet beskrivas med följande figur:



där F_E är spakkraft . Specifikation på spakkraften finns angivna i form av storheten spakkraft per lastfaktorenhet och finns i diagrammet nedan.

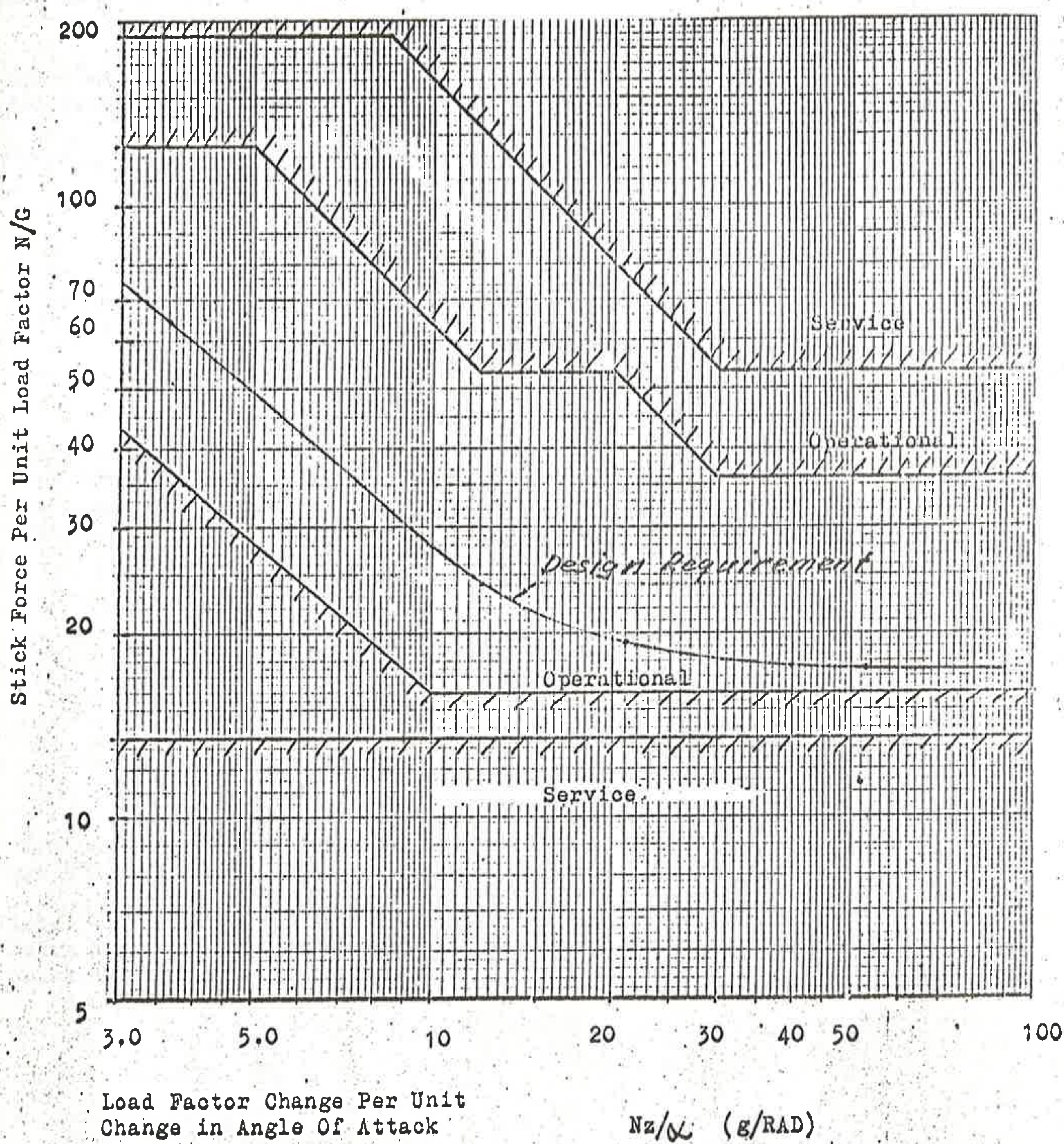


Figure 4.6 Pitch CAS Mode Stick Force Gradient Requirement

Den slutna överföringsfunktionen för lastfaktorn blir för de olika grenarna:

1. $K_{xe} = 0$

$$\frac{n_z}{\delta er1} = \frac{H(S)\ G_s(S)\ G_{nz}(S)}{1 + H(S)\ G_g(S)\ G_s(S)\ G_q(S)}$$

2. $M_e = 0$

$$\frac{n_z}{\delta er2} = \frac{G_s(S)\ G_{nz}(S)}{1 + H(S)\ G_g(S)\ G_s(S)\ G_q(S)}$$

För att bestämma statiska förstärkningen K'_{nz2} ur den slutna överföringsfunktionen förkortas poler mot nollställen bort som ligger i närheten av origo och därefter sätts S = 0. Detta ger med $\beta q = 0.05$

M = 0.2	Tp 1	13.2
	Tp 2	36.8
M = 0.4	Tp 1	26.8
	Tp 2	39.7
M = 0.9	Tp 1	63.0
	Tp 2	72.3 g/rad

K'_{nz1} erhålls med hjälp av sambandet $K'_{nz1} = H(0)\ K'_{nz2}$ där H(0) = 0.05·8 = 0.4.

Med $K_{xe} = 0$ är $M_e = 0.12$ %/N ett lämpligt värde. Detta ger vid de olika flygfallen följande värden på spakkraft per lastfaktorenhet.

M = 0.2	Tp 1	90
	Tp 2	32
M = 0.4	Tp 1	45
	Tp 2	30
M = 0.9	Tp 1	18.9
	Tp 2	16.5 N/g

Dessa värden liger inom operational-gränserna.

Känslighet vid överljudsfart

Vid överljudsfart minskar K_{nz} och det krävs betydligt större roderutslag för att erhålla en viss lastfaktor. Kravet är att kunna erhålla minst lastfaktorn 8 g vid spakkraften 150 N. K_{nz} vid M = 1.1 och vid höjden 3 km har räknats fram med hjälp av diagram 18-19, som visar trimvinkel för rodret som funktion av Machtal och lastfaktor.

K_{nz} = 50.8 g/rad Tp 1

70.4 " Tp 2

Återkopplat blir

$$K'_{nz} = \frac{K_{nz}}{1 + \beta q\, G_k(Q)\, Kq} = \frac{K_{nz}}{1 + \beta q\; 8\; Kq}$$

För Kq och Knz gäller approximativt $K_{nz} = \frac{1}{g} V_o \cos{}_o Kq$

$$K'_{nz} = \frac{K_{nz}}{1 + \frac{\beta q\; 8g}{V_o \cos\theta_o\; K_{nz}}}$$

Insatta värden ger

K'_{nz} = 32.7 g/rad Tp 1

K'_{nz} = 39.9 " Tp 2

Med M_e = 0.12 och F_e = 150 N erhålls en lastfaktorändring.

Δn_z = 4.1 g Tp 1

Δn_z = 5.0 g Tp 2

Dessa värden uppfyller inte kravet Δn_z = 7 g, varför förstärkningen måste höjas från 0.12 till 0.21. Med detta värde M_e = 0.21 erhålls.

		F_e/n_z (N/g)	Δn_z(N), F_e = 150 N
M = 0.2	Tp 1	51.7	2.9
	Tp 2	18.5	8.1
M = 0.4	Tp 1	25.5	5.9
	Tp 2	17.2	8.7
M = 0.9	Tp 1	10.8	13.9
	Tp 2	9.4	16.0
M = 1.1	Tp 2	20.8	7.2
	Tp 1	17.1	8.8

Vid underljudsfart har nu systemet blivit väldigt känsligt och uppfyller inte servicekravet på högsta känslighet 13.5 N/g Emellertid har det ansetts möjligt vid ett nödsystem att sänka gränsen till ungefär 10 N/g varför $M_e = 0.21$ är ett möjligt värde på förstärkningen.

10 SIMULERINGSRESULTAT FRÅN FOSIM, KTH

Vid FOSIM finns möjlighet att simulera flygplan med reducerad statisk stabilitet. Förarkabinen är uppbyggd på en plattform som är rörlig i tipp-, roll- och höjdled. Underlaget för modellen är i stort samma som för JA37 med den ändringen att momentkurvan har ökats med ett tilläggsmoment och därmet reducerat stabiliteten.

Styrautomaten i tippled är uppbyggd enligt fig 1 . Här finns möjlighet att enkelt ändra styrlagen och använda olika givaretyper genom att från en panel trycka in olika switchar.

10.1 Stegsvar vid vindbystörning

Möjlighet finns också att erhålla stegsvar på en skrivare vid olika typer av störningar. Vid vindbystörning har en störning av 5 m/s använts. Detta innebär en ändring i anfallsvinkeln enligt formeln

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta W}{V_o \cos\theta_o}$$

Detta ger för de olika flygfallen

$M = 0.2 \qquad \Delta\alpha = 4.4^{\circ}$

$M = 0.4 \qquad \Delta\alpha = 2.1^{\circ}$

$M = 0.9 \qquad \Delta\alpha = 0.94^{\circ}$

Stegsvar har tagits vid olika flygfall med PI-q-återföringen $\beta q \cdot \frac{S+8}{S+1}$.
Denna styrlag erhålls med switcharna 10 och 8 intryckta och med följande värden på konstanterna

$K_{Q1} = 1$

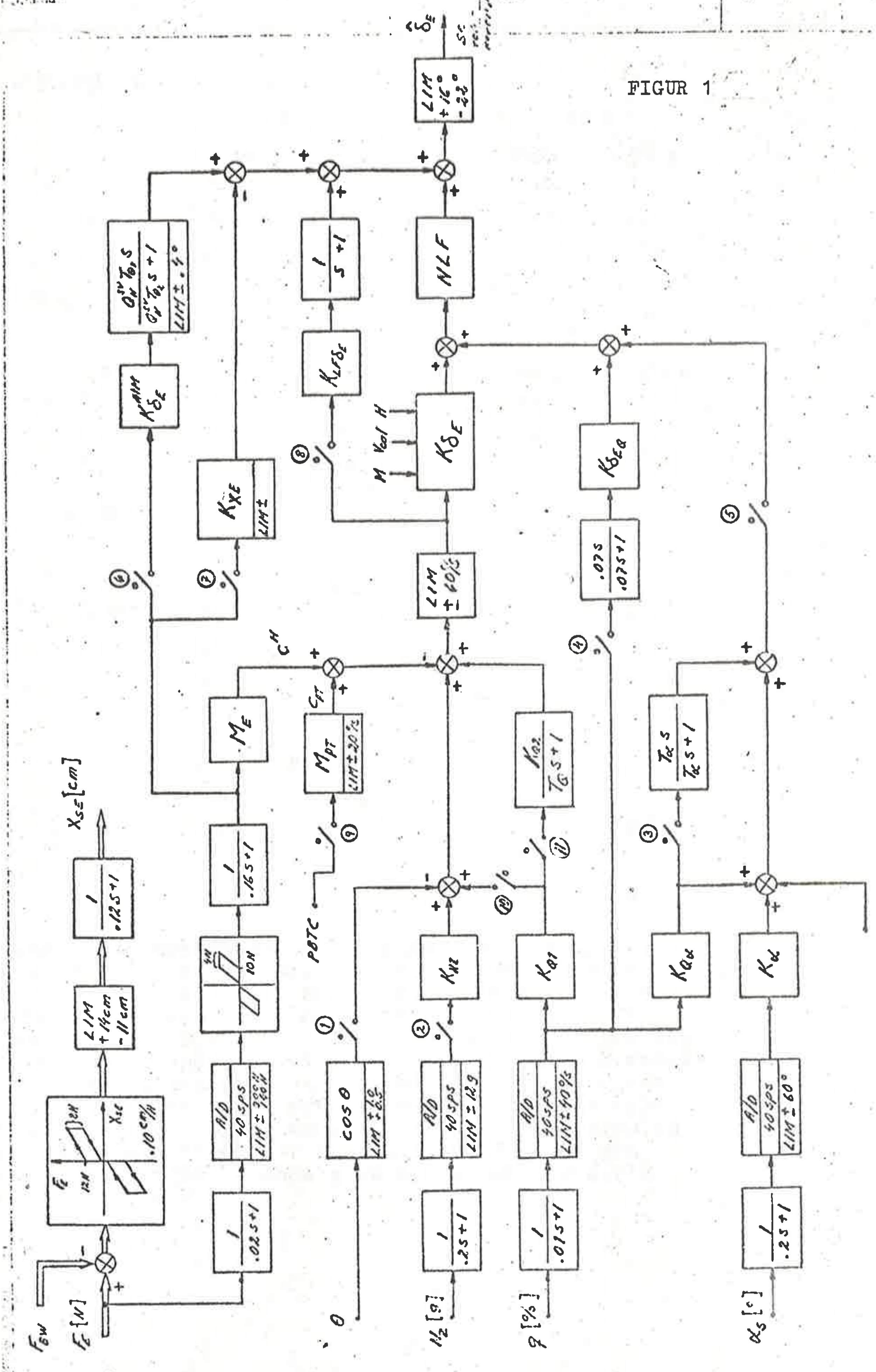
$K_{\delta e} = \beta q$

$K_{LF} = 7 \cdot \beta q$

Ur stegsvaren (se appendix) har för olika värden på återkopplingen egenfrekvens och dämpning approximativt beräknats.

IN 5000 215-064 75.000 11.71 597.132 (Forts.-blad)

FIGUR 1


δ_E
LIM +16° -22°
NLF
$K_{\delta E}$
M
H
$K_{\delta E}^{AIM}$
$K_{LF\delta E}$
K_{XE}
LIM ±
LIM ± 60%
$K_{\delta E\alpha}$
.07S
.075+1
M_E
M_{PT}
LIM ± 20%
C_H
C_{PT}
PBTC
K_{α}
$K_{Q\alpha}$
K_{N2}
K_{Q1}
LIM +14cm -11cm
X_{SE} [cm]
F_{BW}
F_E [N]
cos θ
θ
N_2 [%]
Q [%]
α_S [°]
A/D
40sps
LIM ± 60°
LIM ± 40%
LIM ± 129
1
.25+1
.015+1
.025+1
.125+1
.165+1
S+1
10N

M = 0.2/500 m

	Tp 1		Tp 2	
β	ω_{nsp}	ζ_{nsp}	ω_{nsp}	ζ_{nsp}
0.05	1.4	0.41	1.0	1
0.1	2.0	0.32	1.7	0.7
0.2	2.7	0.29	2.3	0.5

M = 0.4/500 m

	Tp 1		Tp 2	
β	ω_{nsp}	ζ_{nsp}	ω_{nsp}	ζ_{nsp}
0.05	2.3	0.50	2.5	0.76
0.1	3.5	0.43	3.6	0.57
0.2	5.2	0.30	5.3	0.33

M = 0.9/500 m

	Tp 1		Tp 2	
β	ω_{nsp}	ζ_{nsp}	ω_{nsp}	ζ_{nsp}
0.05	7.1	0.38	6.3	0.56
0.1	10	0.18	8.9	0.27
0.2	12	-	13	-0.05

M = 1.1/6 km

	Tp 1		Tp 2	
β	ω_{nsp}	ζ_{nsp}	ω_{nsp}	ζ_{nsp}
0.05	5.8	0.13	5.7	0.18
0.1	6.7	0.11	6.4	0.16
0.2	9.0	0.05	8.8	0.08

Dämpning och egenfrekvens är beräknade ur stegsvaret för q. Värdena från simuleringarna stämmer ganska bra överens med de tidigare beräknade värdena. Vid underljudsfart M=0.2,0.4 och 0.9 uppfylls nivå I på tippsvängningen då B_q=0.05 . Vid B_q=0.I är dämpningen låg vid M=0.9 och endast nivå 3 är uppfyllt. B_q=0.2 resulterar i att systemet blir instabilt vid M=0.9 . För M=I.I gäller att dämpningen är väldigt låg och uppfyller ej nivå 3 där gränsen på dämpningen ζ nsp=0.I5 . Simulering med pilot gav dock att med B_q=0.05 och B_q=0.I planet fortfarande gick att kontrollera vid M=I.I .

IN 5000215-064 75.000 11.71 597.132 (Forts.-blad)

10.2 Stegsvar vid spakkommandon

Vid simulering med pilot erhölls att en del av spakkommandot borde gå igenom den direkta grenen med switchen 7 intryckt och $K_{xe} = 0$. Detta ger en snabbare respons på spakkommandot.

Stegsvar har tagits med PI-q-återföringen $\beta q \frac{S+8}{S+1}$ med $\beta q = 0.1$. Storleken på spakkraft Fe = 32 N vilket innebär ett spakkommando på 22 N eftersom det är en dödzon på 10 N. Förstärkningen i framgrenen är vald till $M_e = 0.12$ och $K_{xe} = 0.02$.

Ur stegsvaren är storheten spakkraft per lastfaktorenhet F_e/n_z beräknat för de olika flygfallen. Dessutom har med hjälp av egenvärdeskörning K_{nz} framtagits och därur beräknats.

		F_e/n_z, FOSIM	F_e/n_z, beräknade	
M = 0.2	Tp 1	92	69	
H = 0.5 km	Tp 2	61	43	
M = 0.4	Tp 1	42	33	
H = 0.5 km	Tp 2	26	27	
M = 0.9	Tp 1	15	14	
H = 0.5 km	Tp 2	14	13	
M = 1.1	Tp 1	22	22	
H = 3 km	Tp 2	19	19	N/g

Dessa värden uppfyller servicekraven på spakkraft per lastfaktorenhet. Med spakkraften 150 N blir lastfaktorn vid
M = 1.1 Tp 1 $\Delta n_z = 150/22 = 6.8$ g
M = 1.1 Tp 2 $\Delta n_z = 150/19 = 7.9$ g

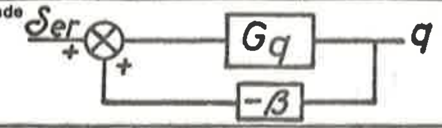
Kravet på 7 g uppfylls nästan. En ökning är möjlig om K_{xe} och M_e ökas och känsligheten vid M = 0.9 kan sänkas till 10 N/g.

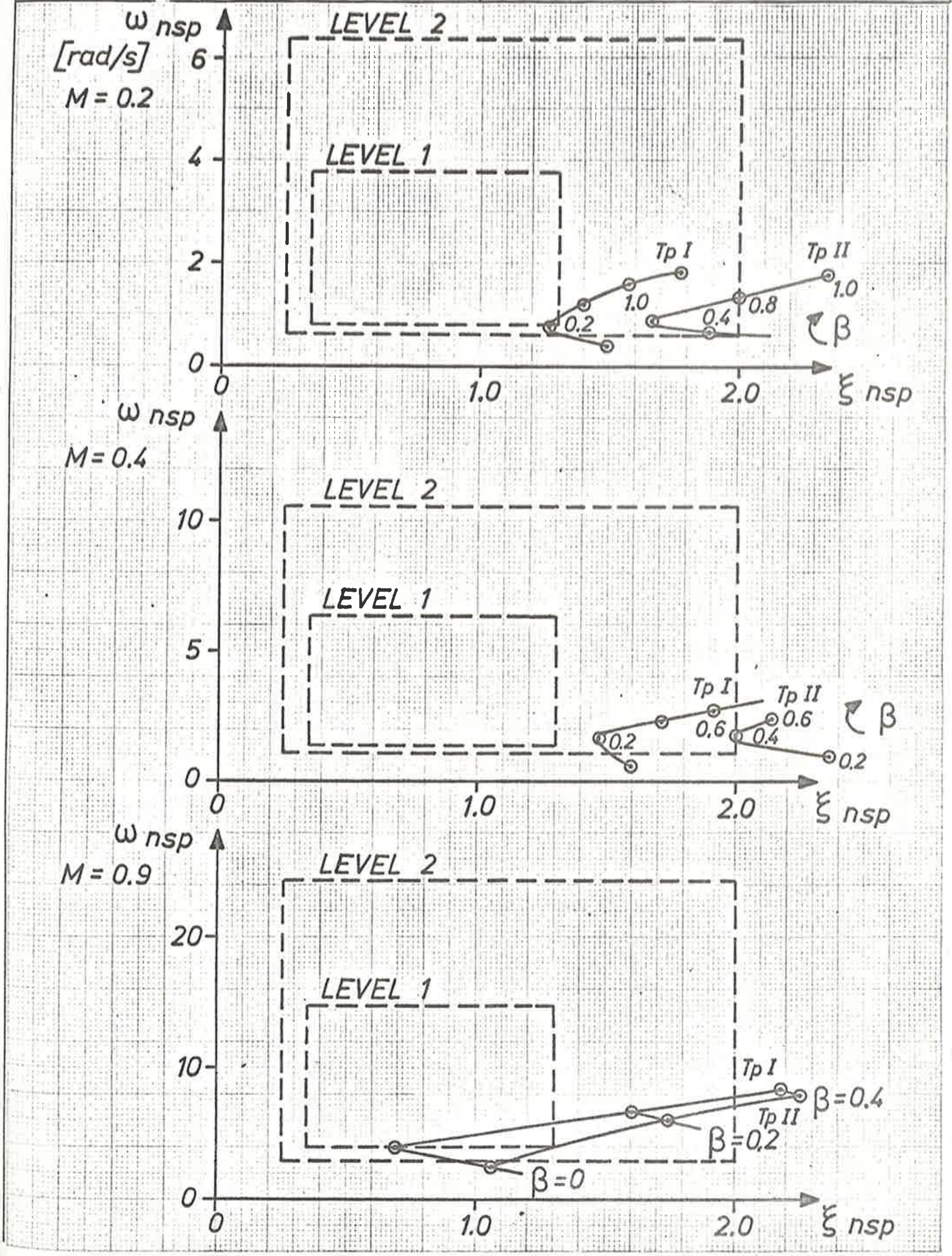
(Forts.-blad)
IN 5 000215-064 75.000 11.71 597.132

SAAB-SCANIA

DIAGRAMBLAD 1

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende	
Fördelning			



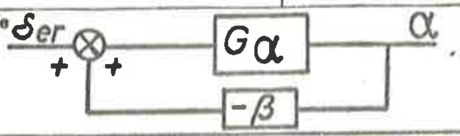


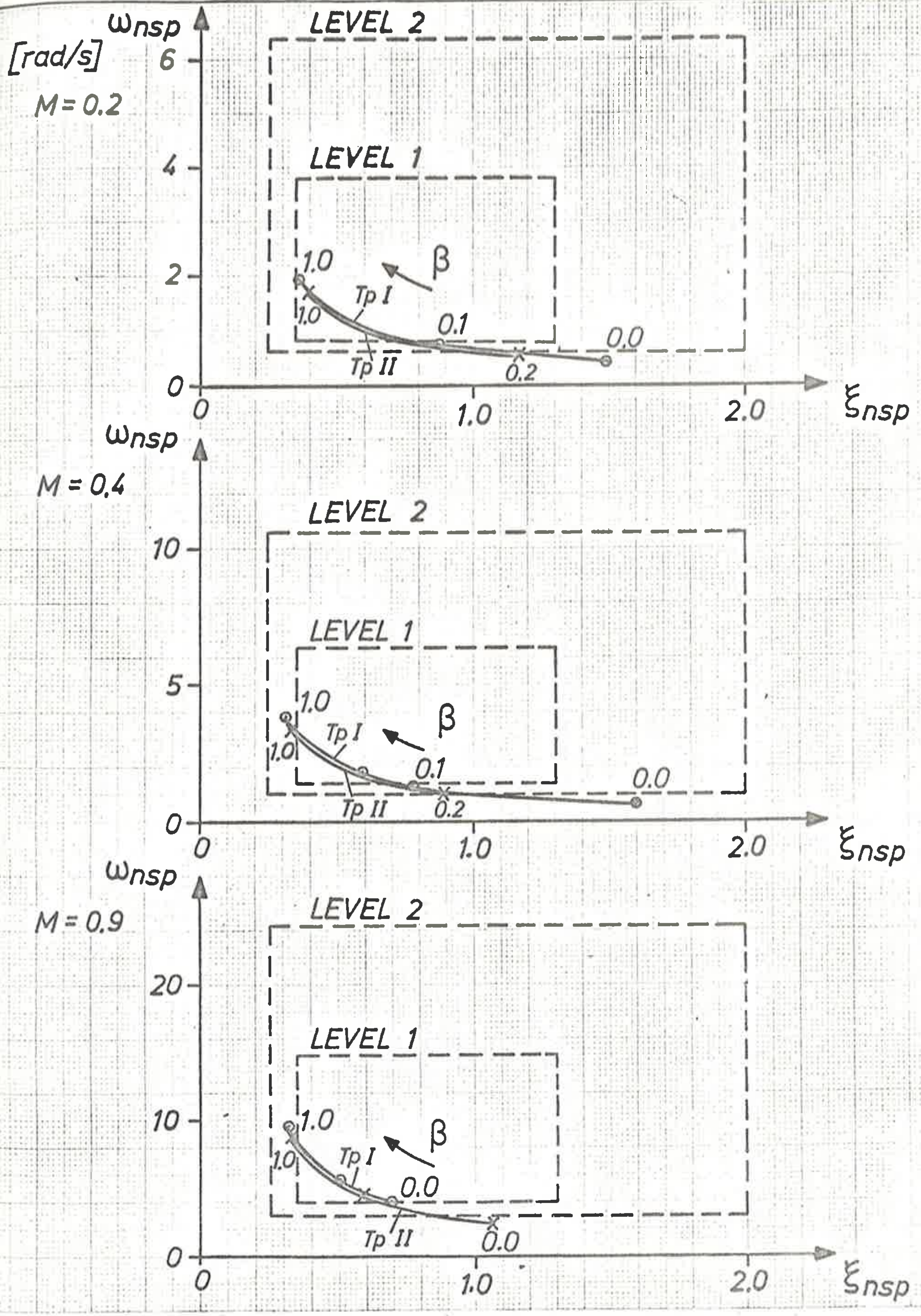
N 0340130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA

DIAGRAMBLAD 2

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende	
Fördelning			

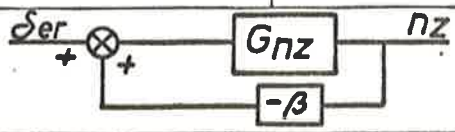


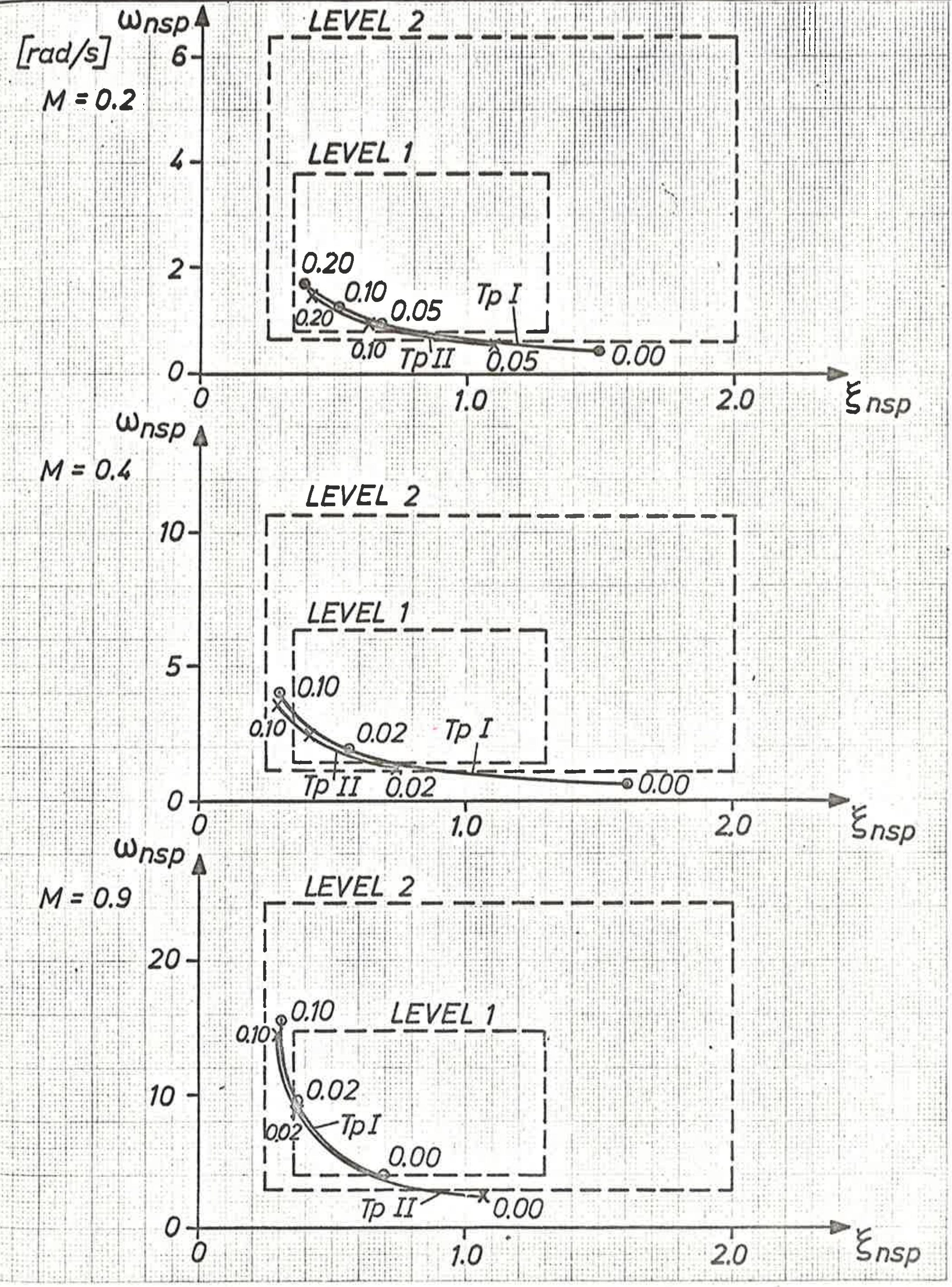


SAAB-SCANIA

DIAGRAMBLAD 3

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende	
Fördelning			



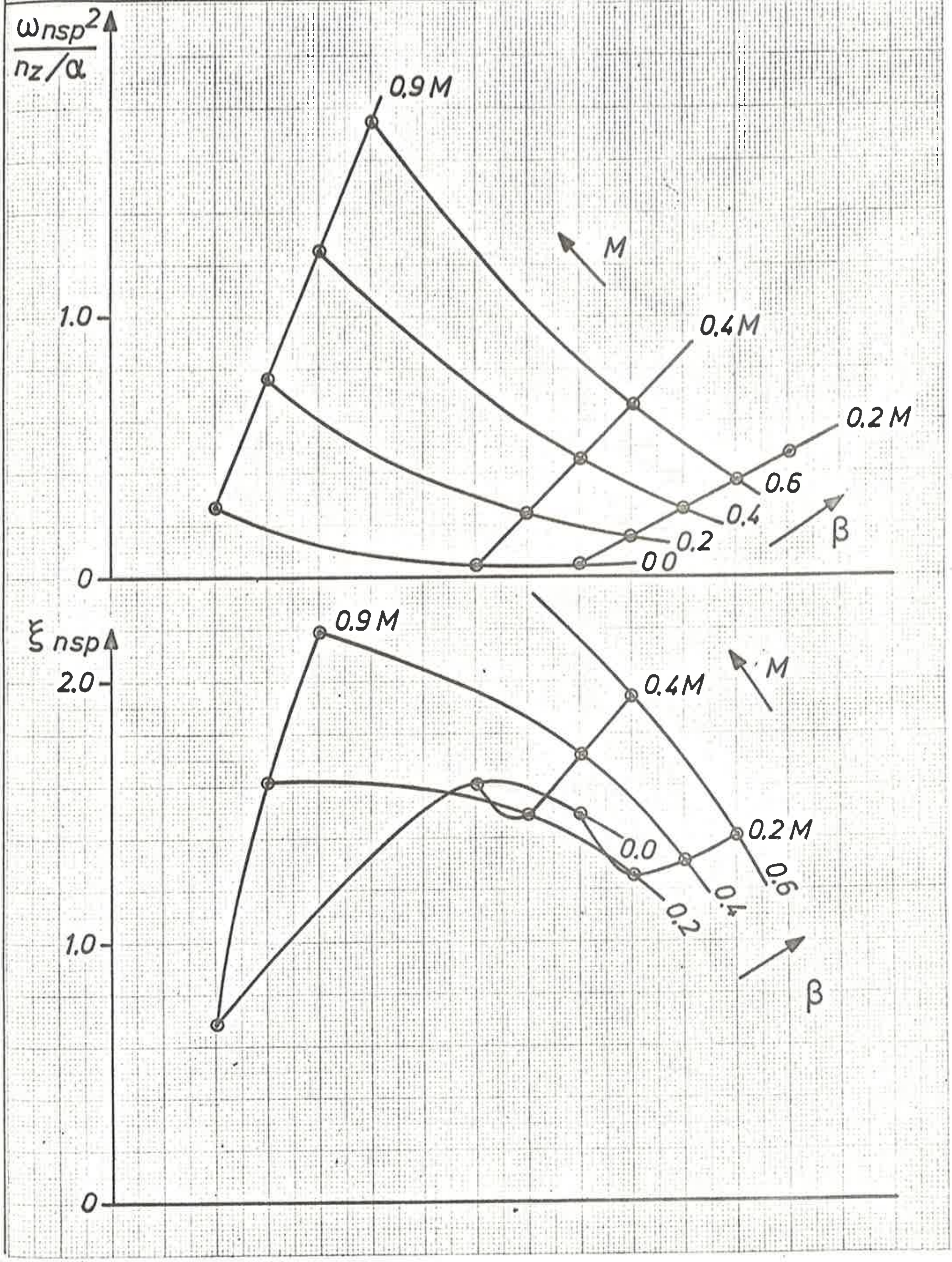


IN 0340130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA

DIAGRAMBLAD 4

Utfärdad		Godkänd		Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad	sign/datum	Kontrollerad	sign/datum	Ärende	
Fördelning				q-återkoppling	

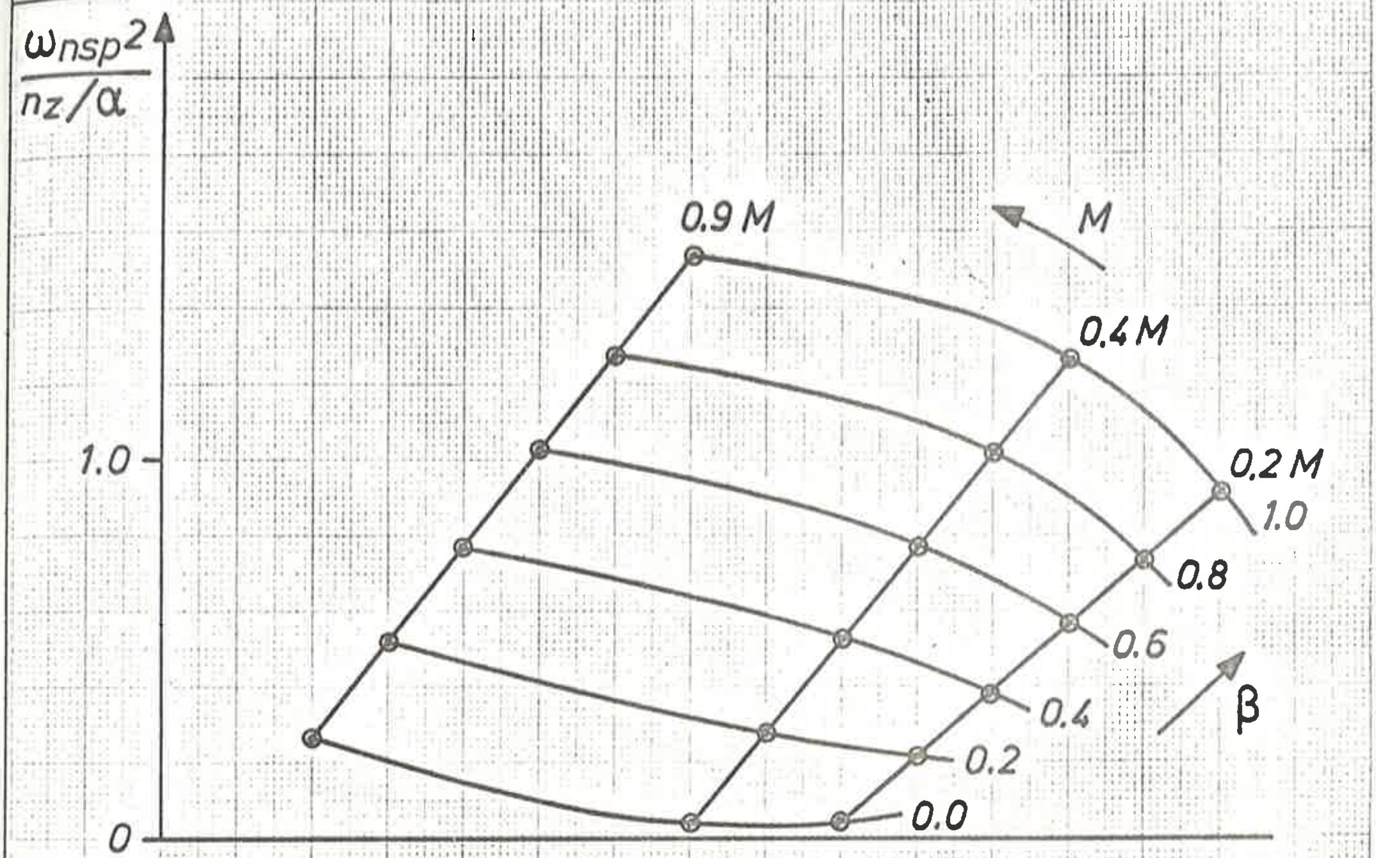


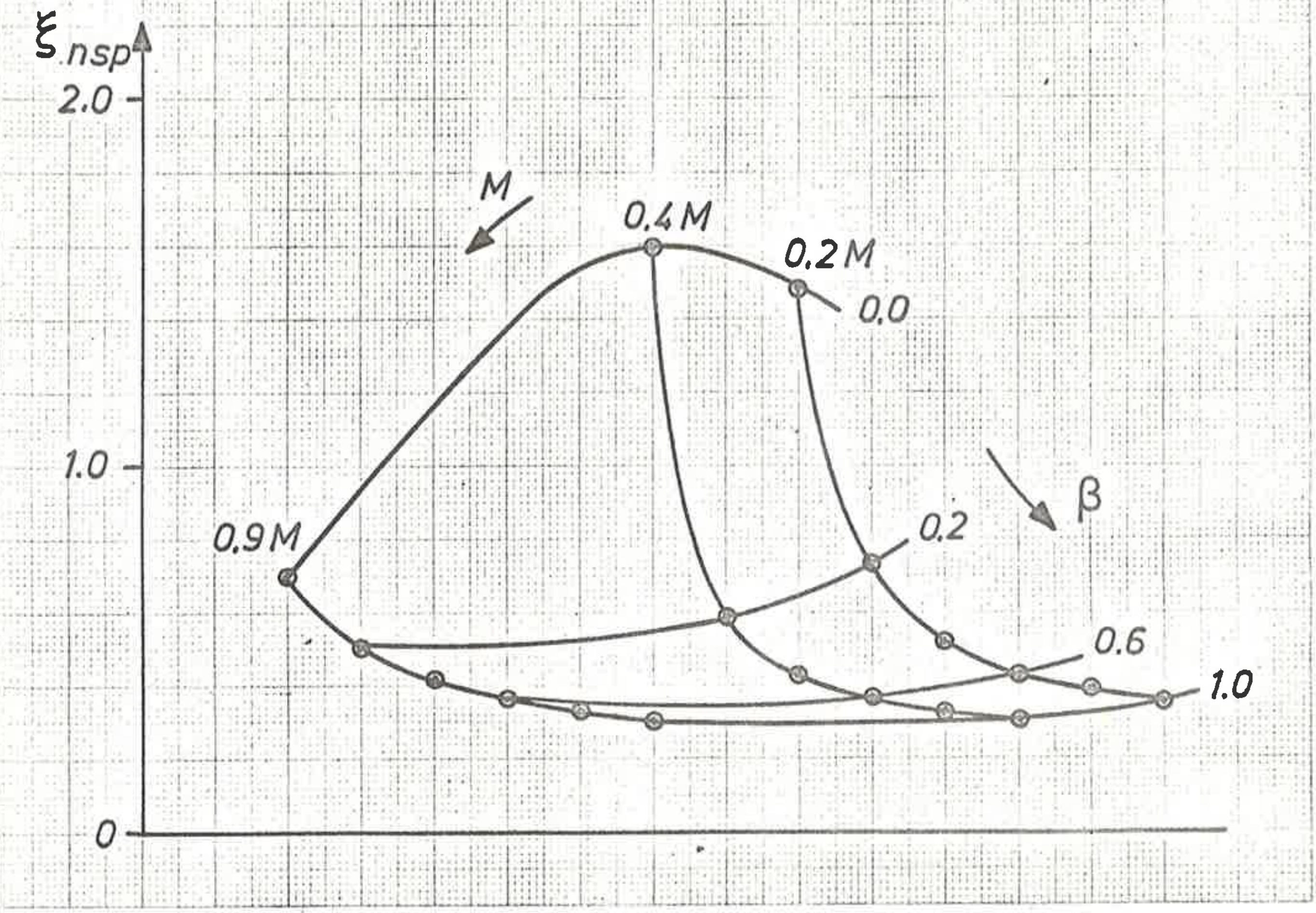
IN 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA

DIAGRAMBLAD 5

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende: α- återkoppling	
Fördelning			



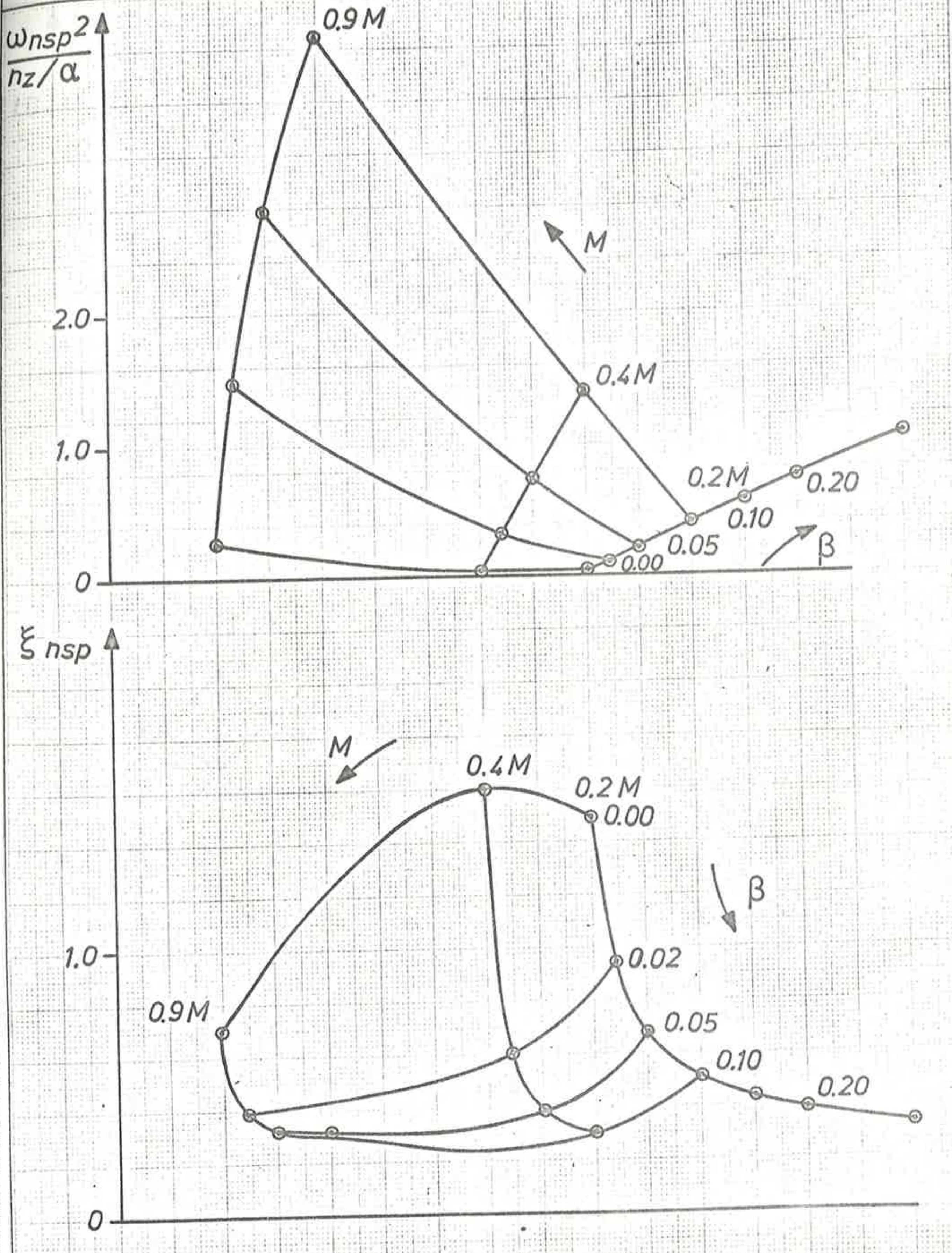


N 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA

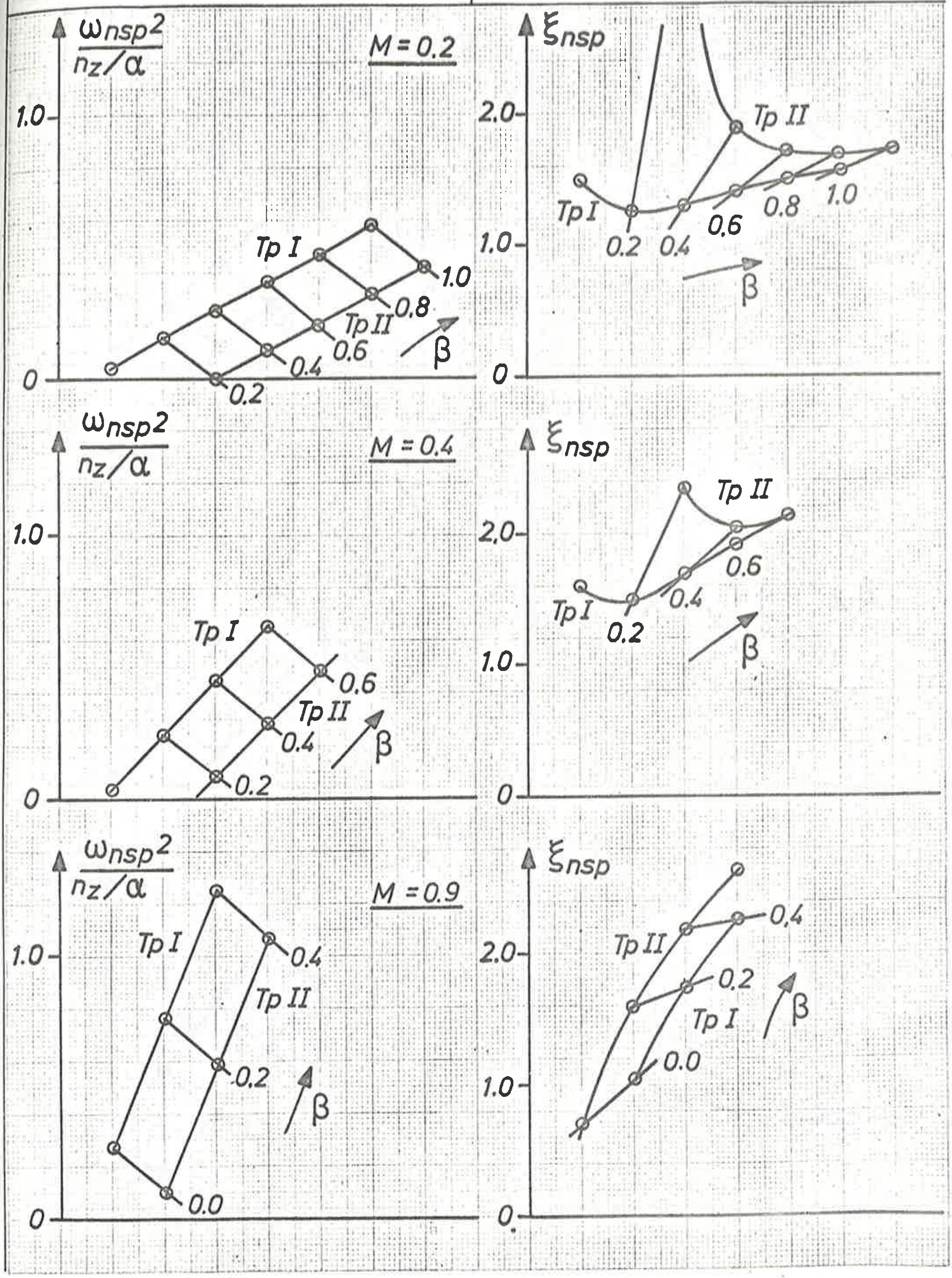
DIAGRAMBLAD 6

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad | sign/datum	Kontrollerad | sign/datum	Ärende: n_z-återkoppling	
Fördelning			



IN 0340130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

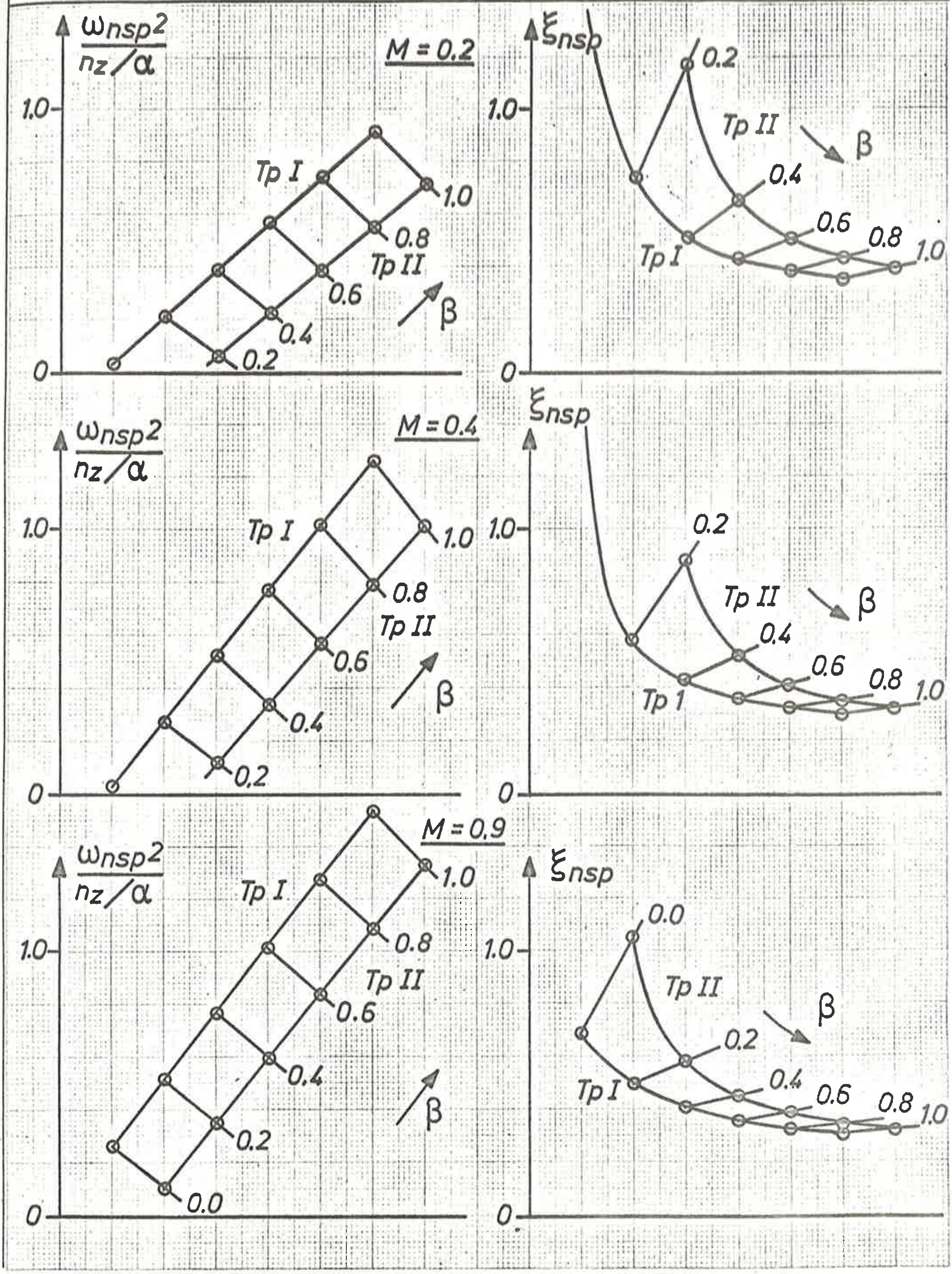
Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad | sign/datum	Kontrollerad | sign/datum	Ärende	
Fördelning		q-återkoppling	



IN 0340130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA DIAGRAMBLAD 8

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende: α-återkoppling	
Fördelning			

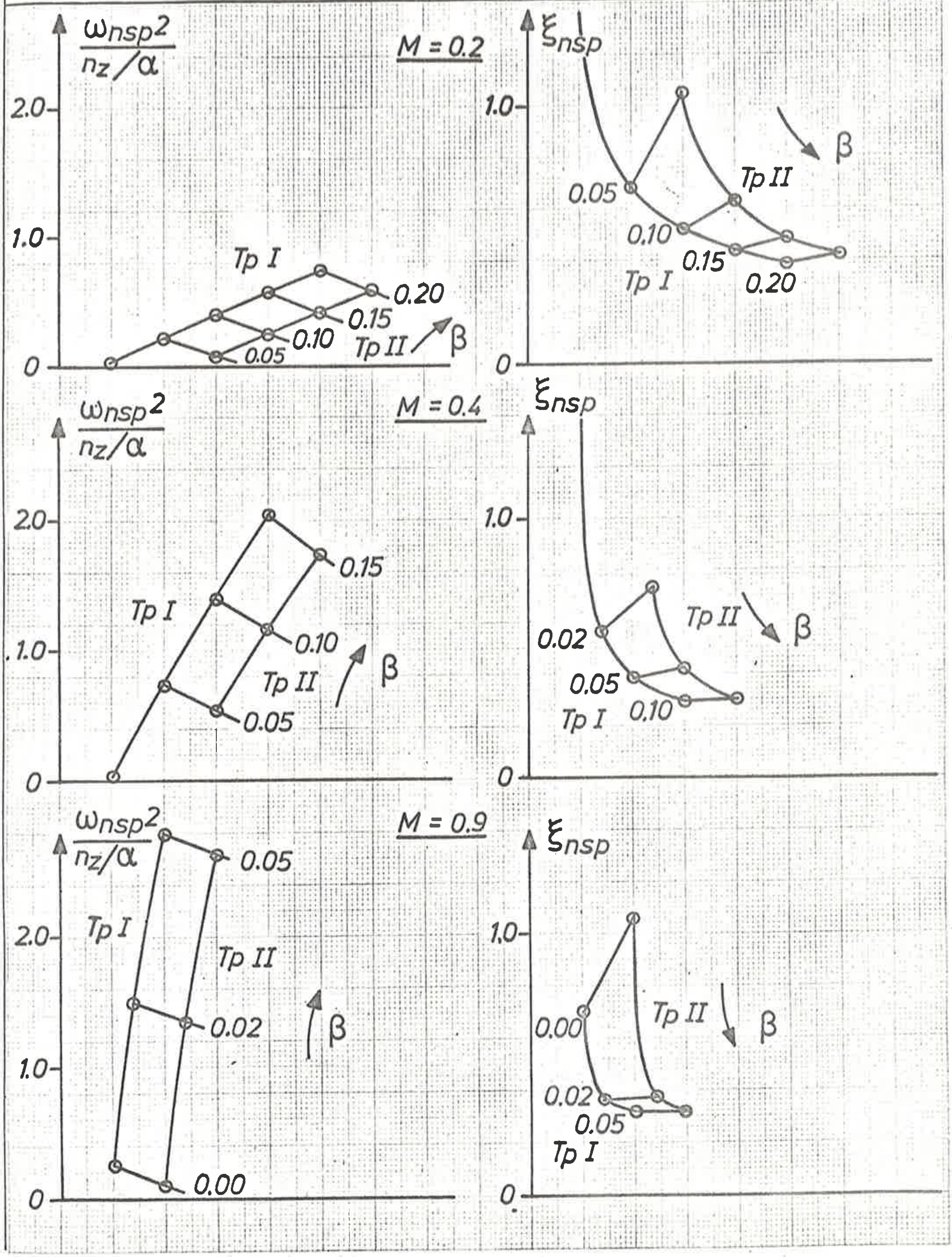


IN 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA

DIAGRAMBLAD 9

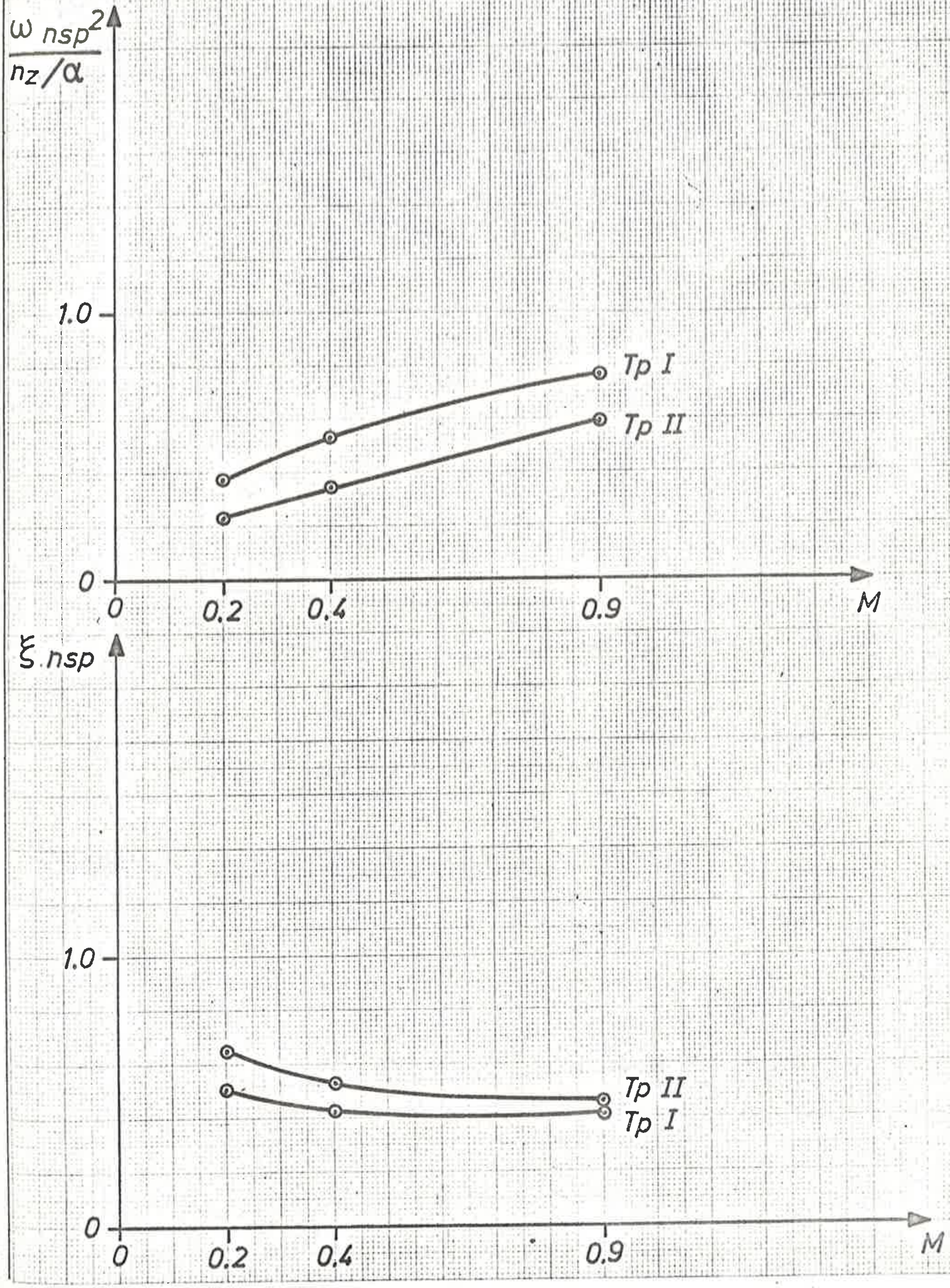
Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende: n_z-återkoppling	
Fördelning			



SAAB-SCANIA

DIAGRAMBLAD 10

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende: Konstant α-återkoppling $\beta\alpha = 0{,}4$	
Fördelning			

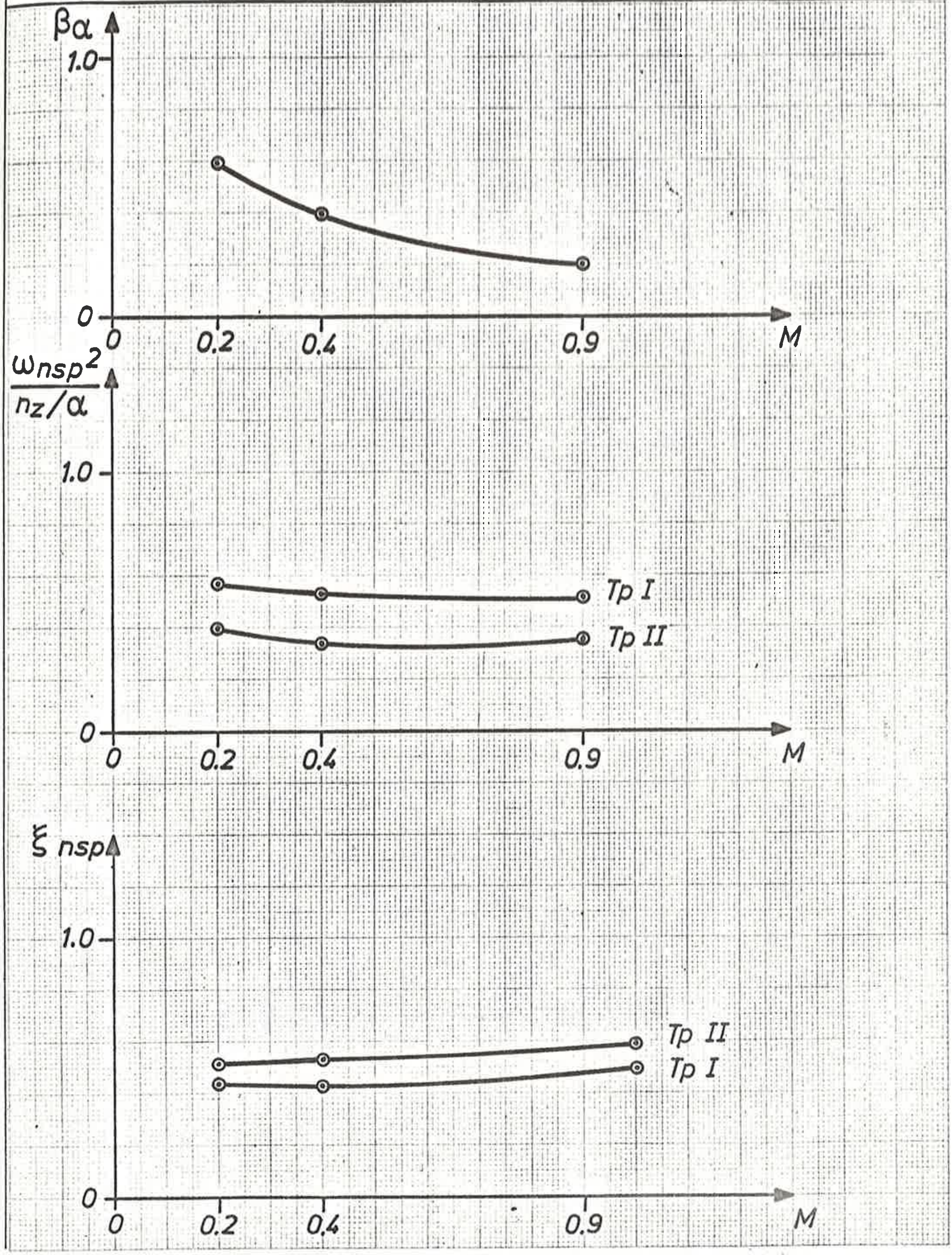


IN 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA

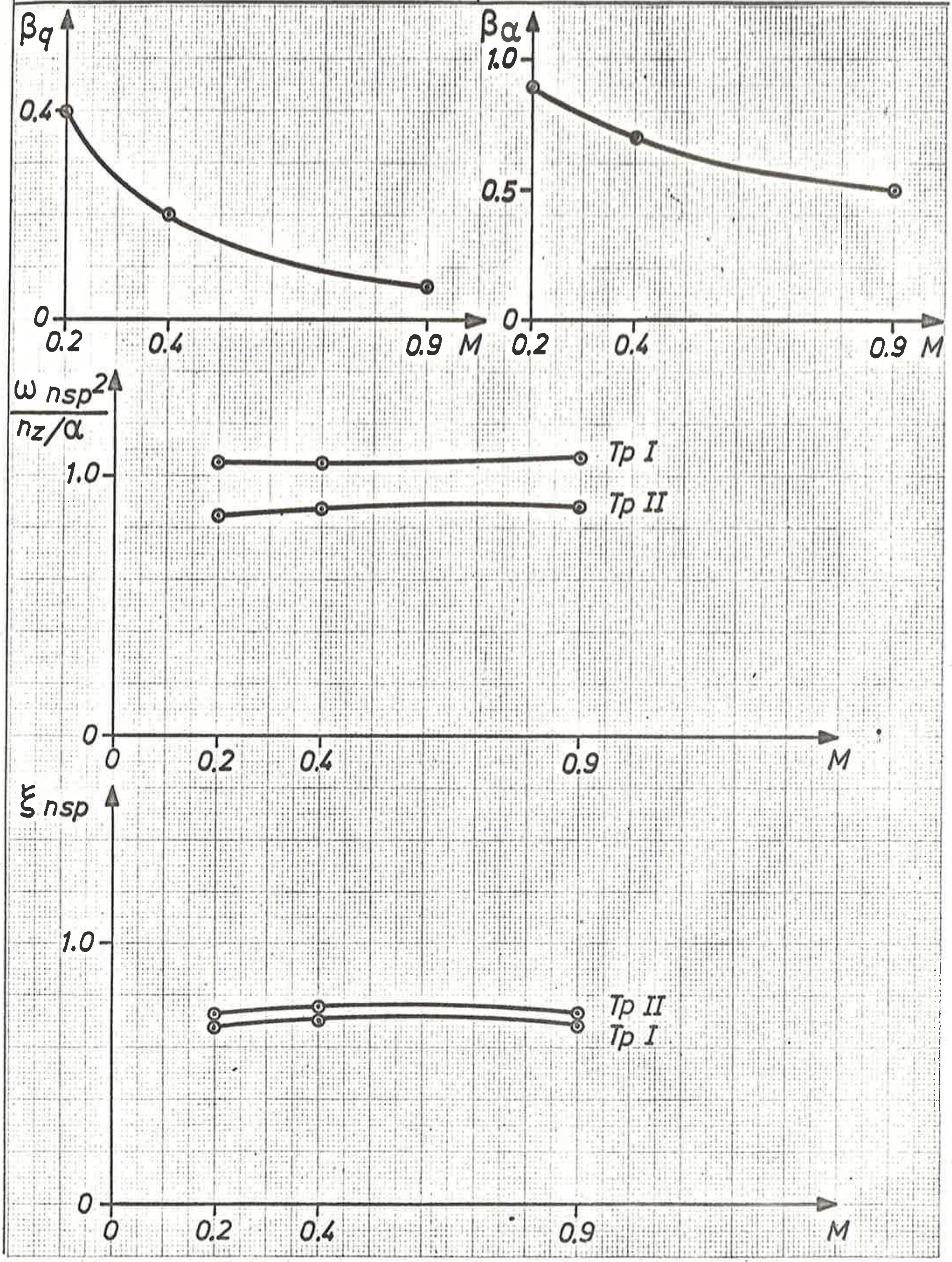
DIAGRAMBLAD 11

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende: Variabel α-återkoppling	
Fördelning			



IN 0340130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

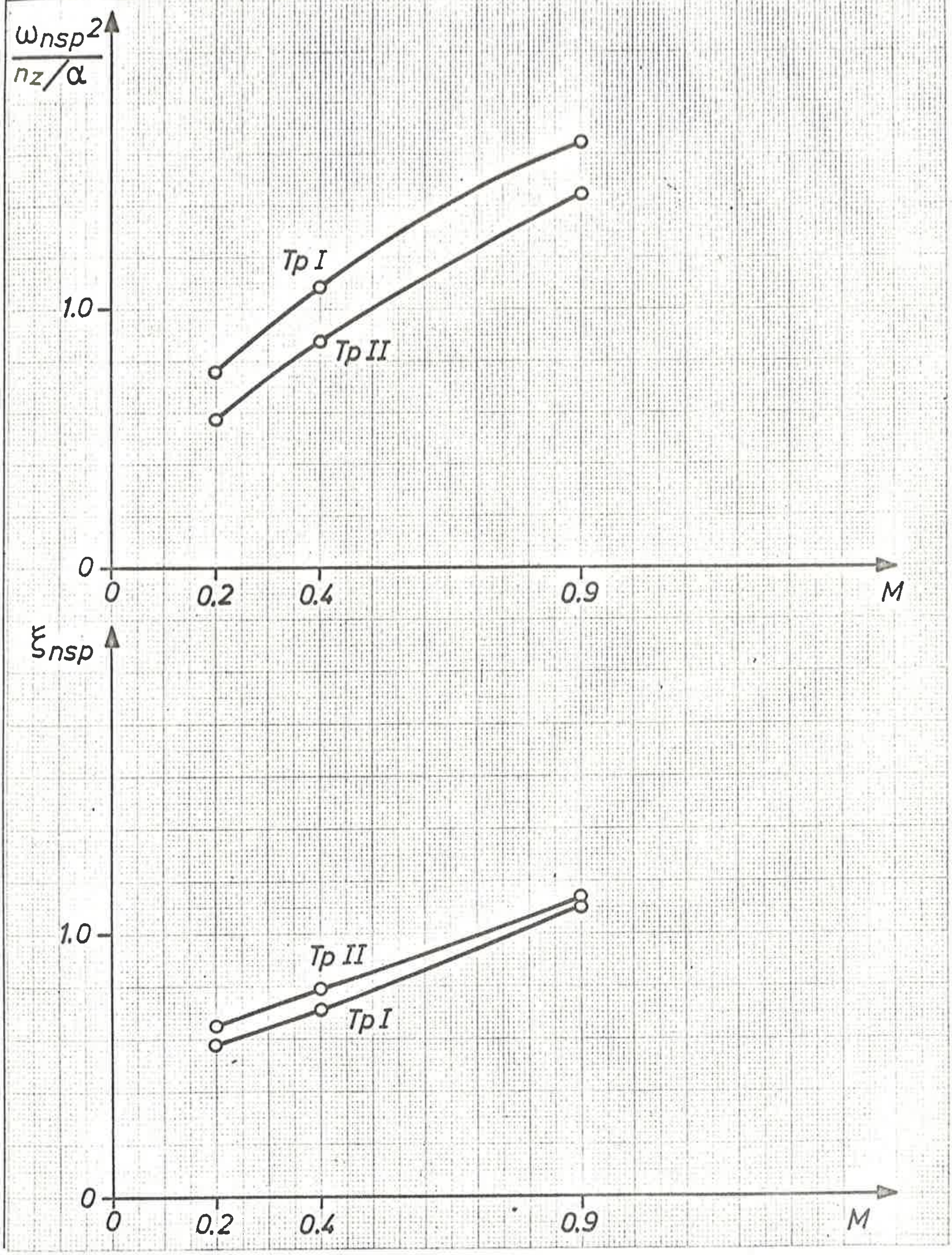
Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende: Variabel q- och α-återkoppling	
Fördelning			



IN 0340 130-000 200x50 74.08 512 054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA DIAGRAMBLAD 13

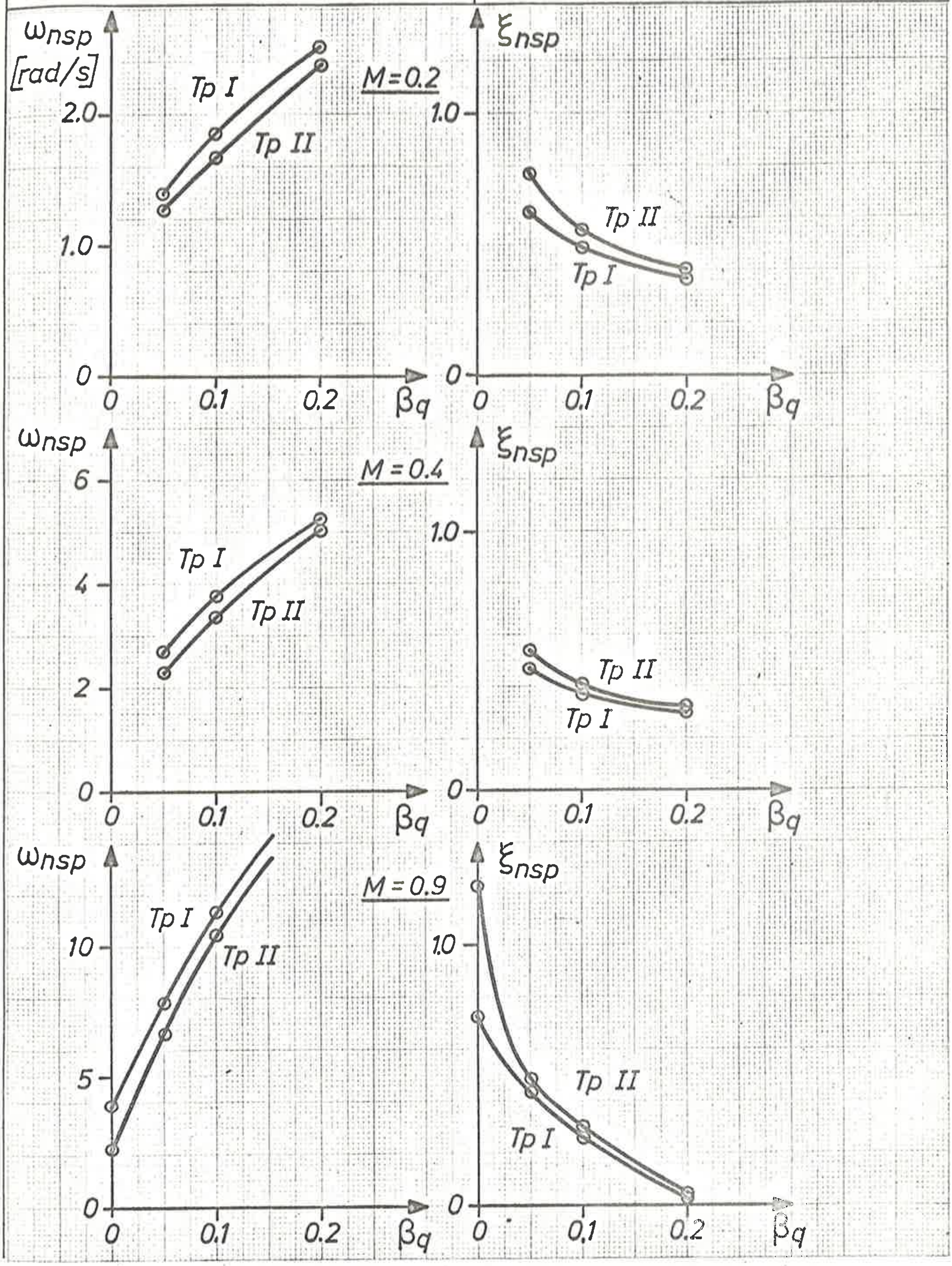
Utfärdad		Godkänd		Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad	sign/datum	Kontrollerad	sign/datum	Ärende: Konstant q- och α-återkoppling $\beta_q = 0.2$ $\beta_\alpha = 0.7$	
Fördelning					



IN 0340 130-000 200x50 74.08 512 054 FACIT-TRYCK

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende	
Fördelning			

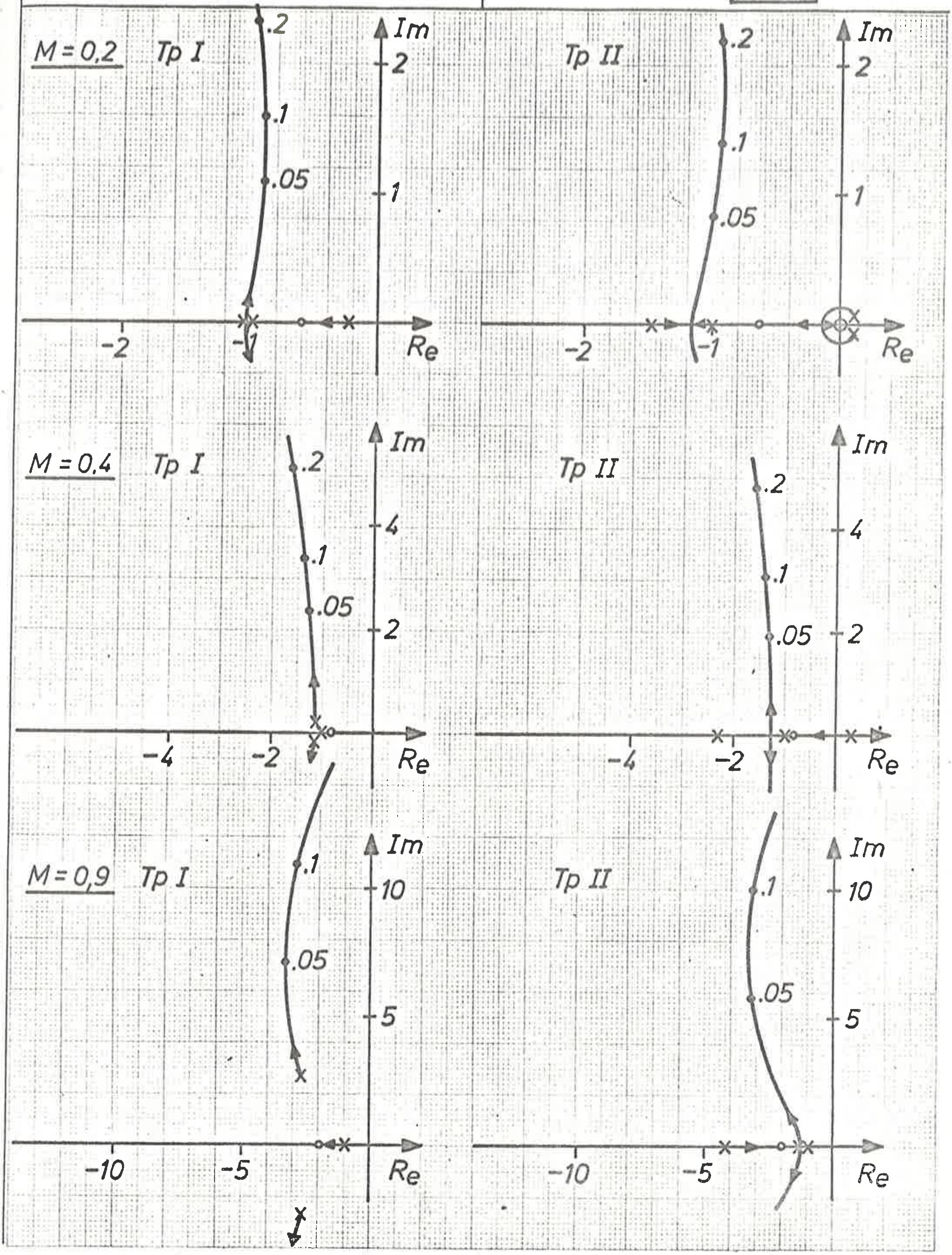
$$q \longrightarrow \boxed{\frac{S+8}{S+1}} \longrightarrow \delta_e$$



IN 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

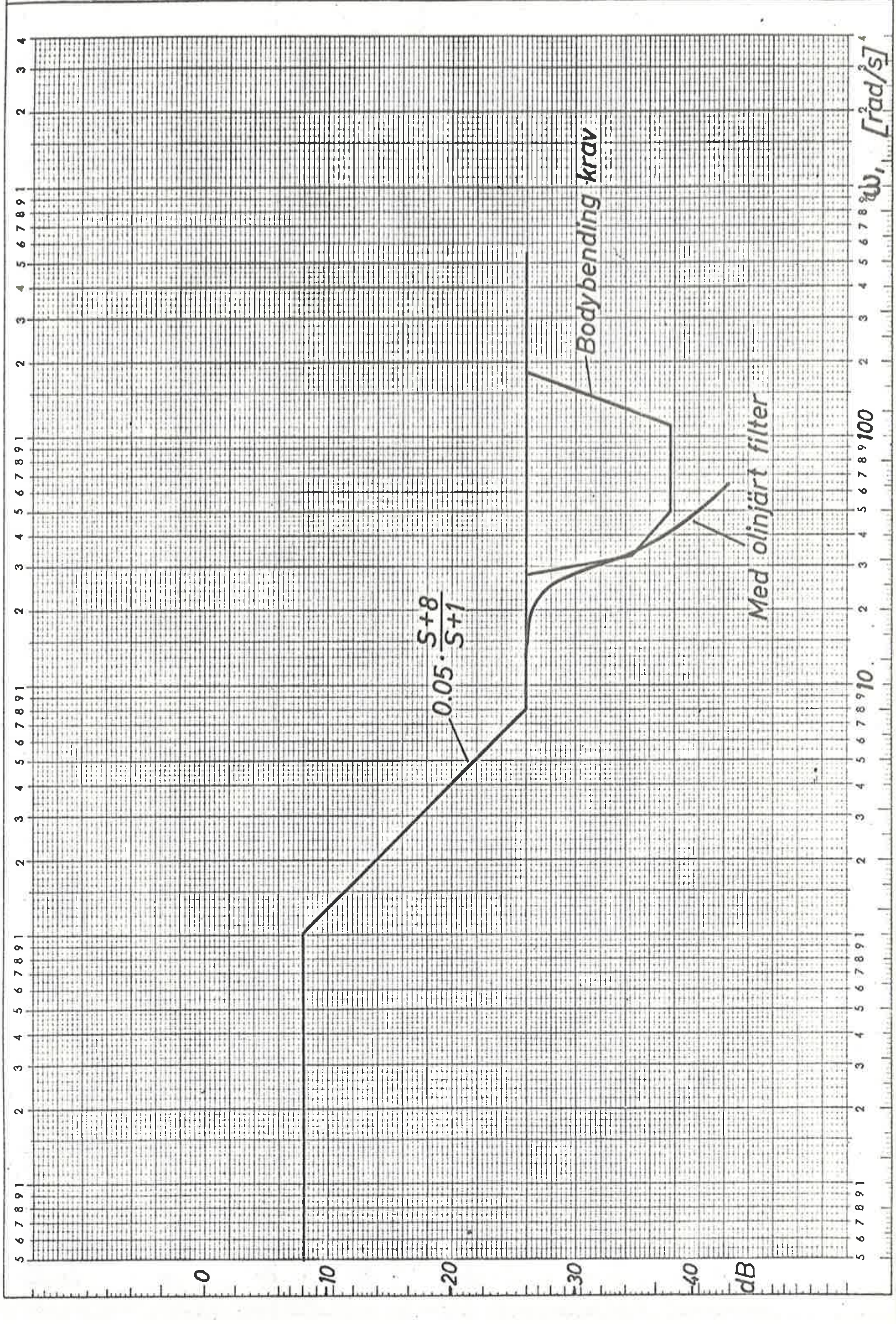
SAAB-SCANIA DIAGRAMBLAD 15

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende	
Fördelning		Rotort $\frac{q}{\delta_e}$	q — $\boxed{\frac{S+8}{S+1}}$ — δ_e

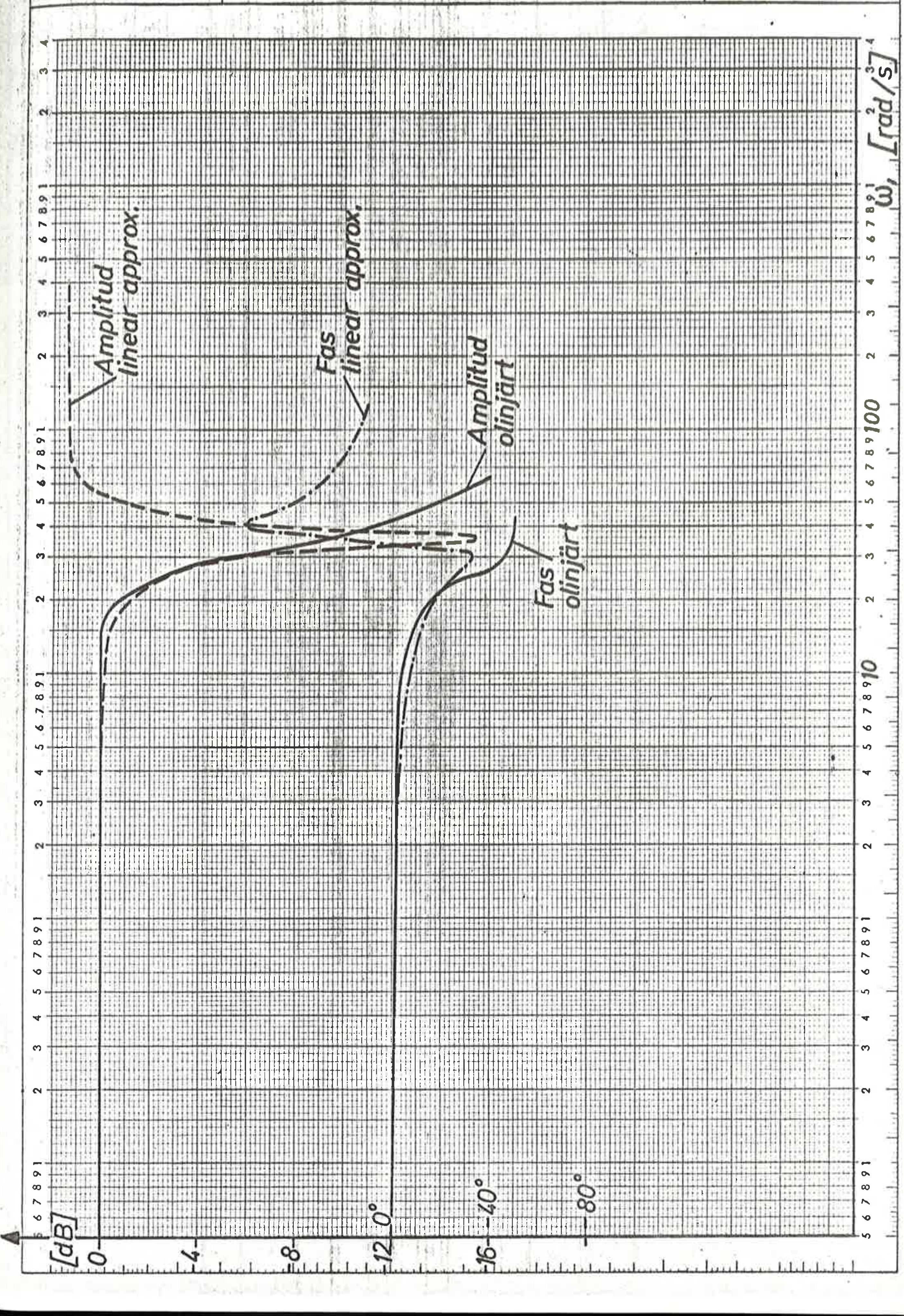


IN 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

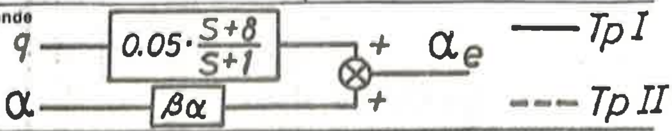
Bodybending krav vid PI-q-återföring

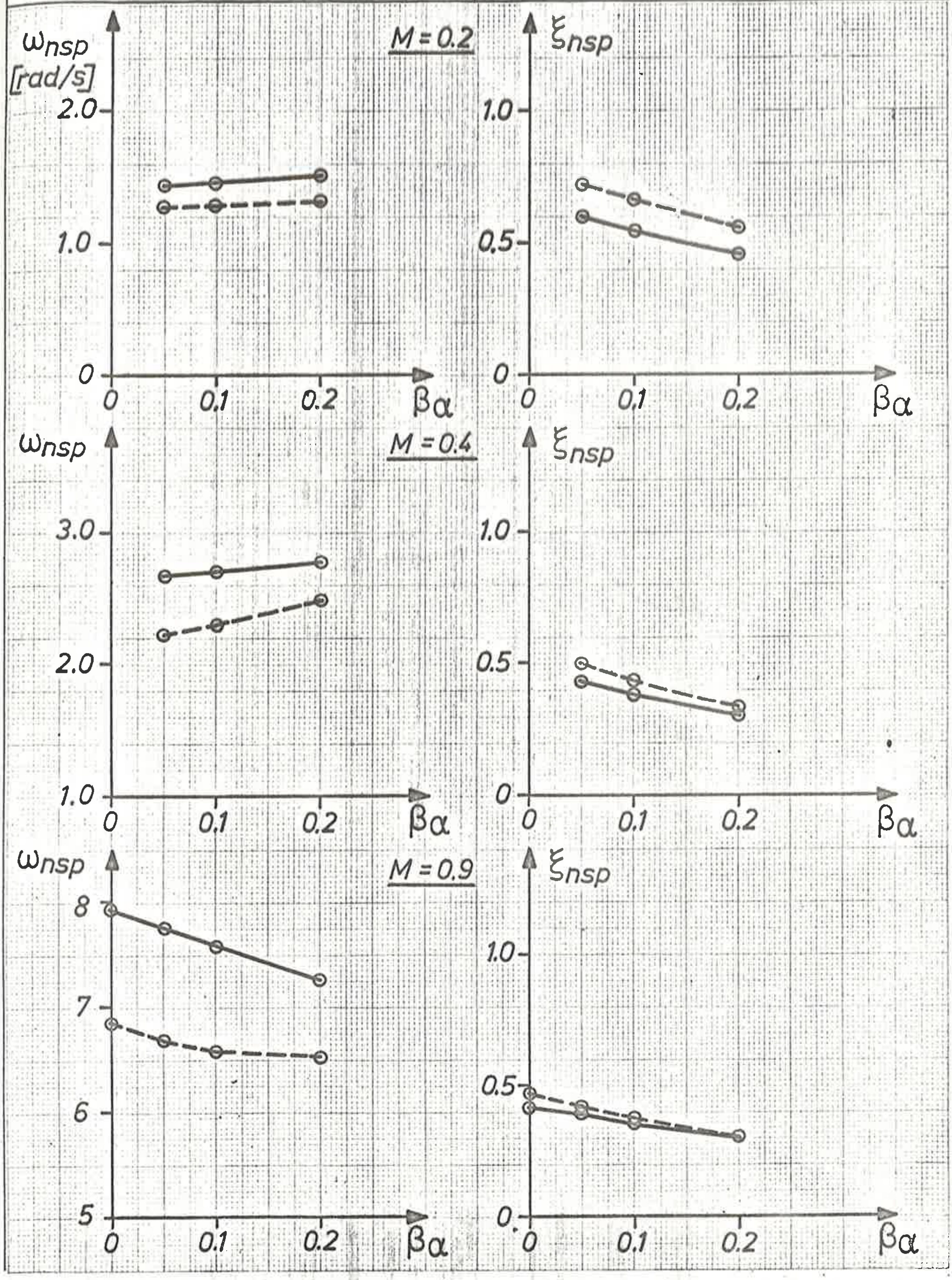


Amplitud och faskurva för olinjärt filter



Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende	
Fördelning			

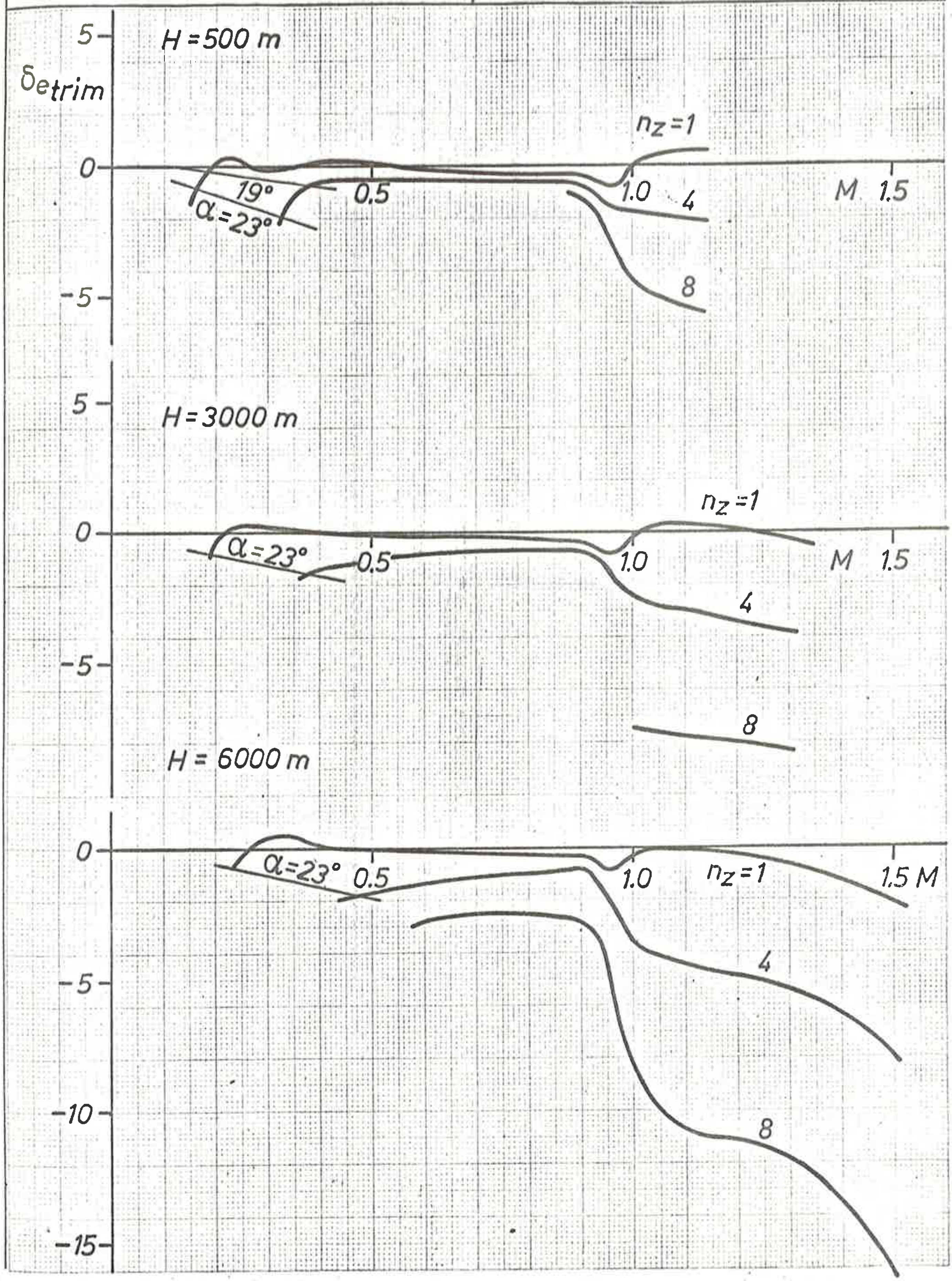




IN 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA DIAGRAMBLAD 19

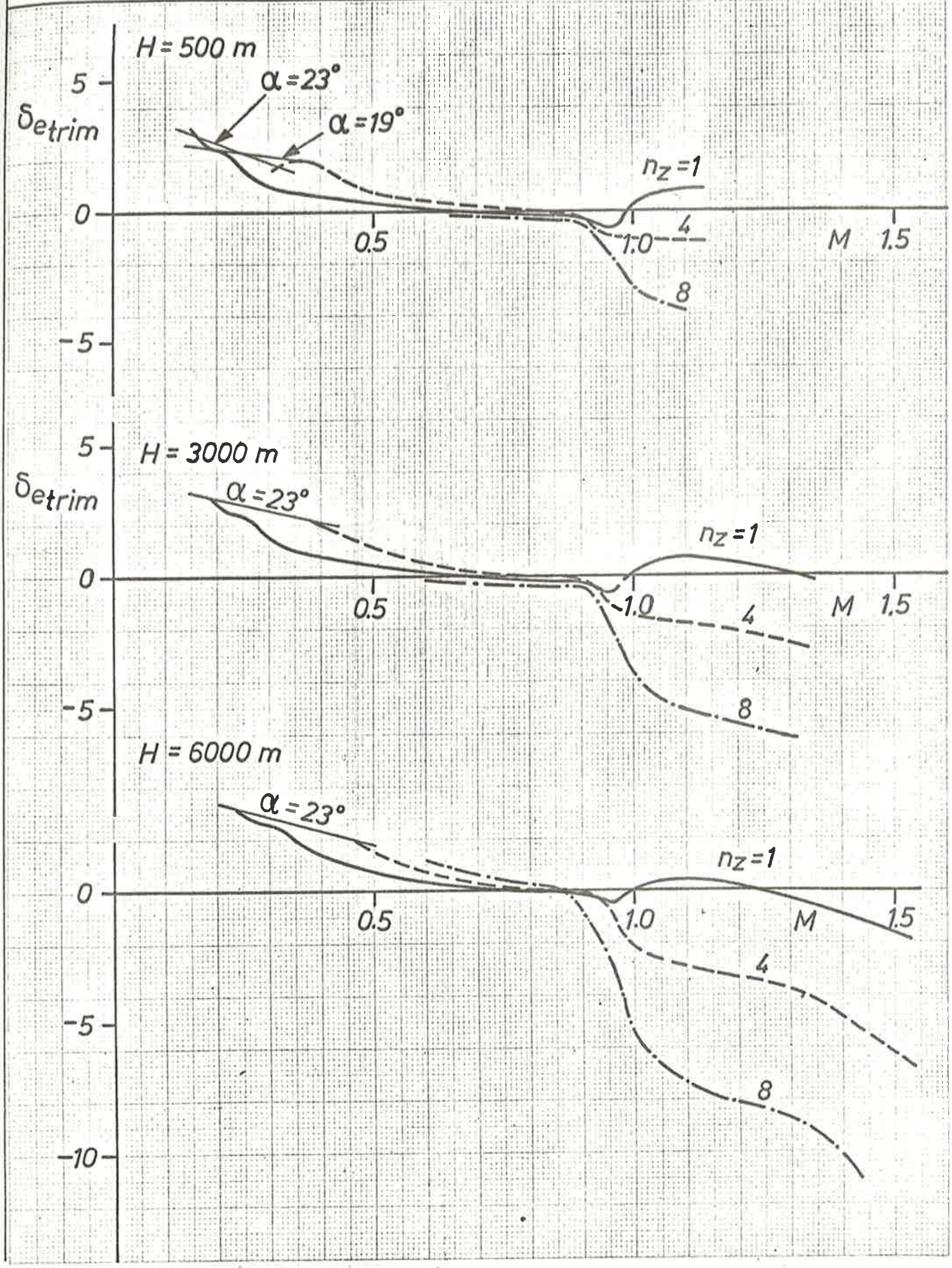
Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende: 37 RSS/ESS Tp I; δ_{etrim} m=14.000 kg	
Fördelning			



IN 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

SAAB-SCANIA DIAGRAMBLAD 20

Utfärdad	Godkänd	Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad / sign/datum	Kontrollerad / sign/datum	Ärende 37 RSS/ESS Tp II	δ_{etrim} m = 14000 kg
Fördelning			

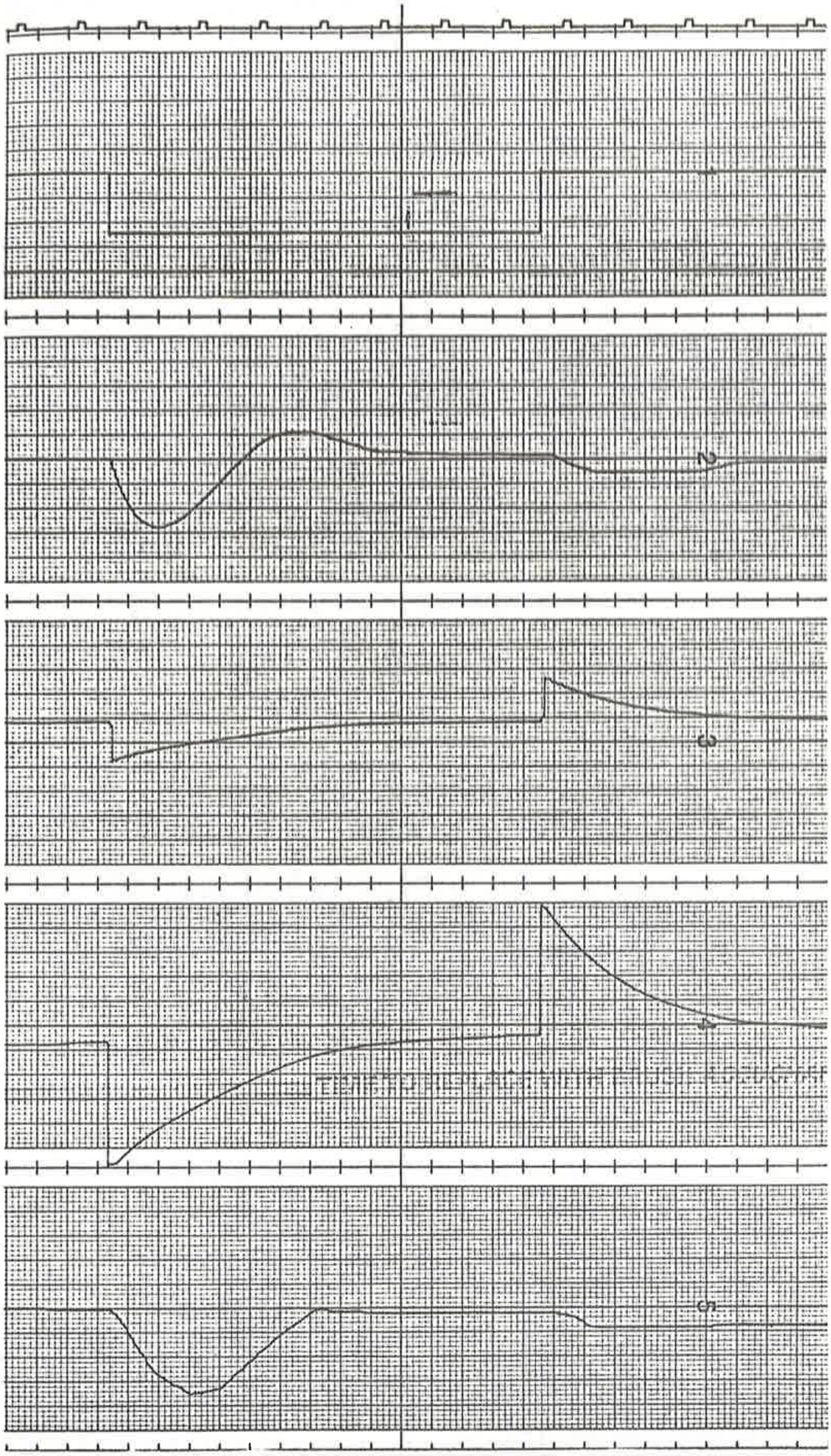


IN 0340 130-000 200x50 74.08 512.054 FACIT-TRYCK

Stegsvar vid vindbystörning

(Forts.-blad)

IN 5 000215-064 75.000 11.71 597.132



t sek

w
5 m/s

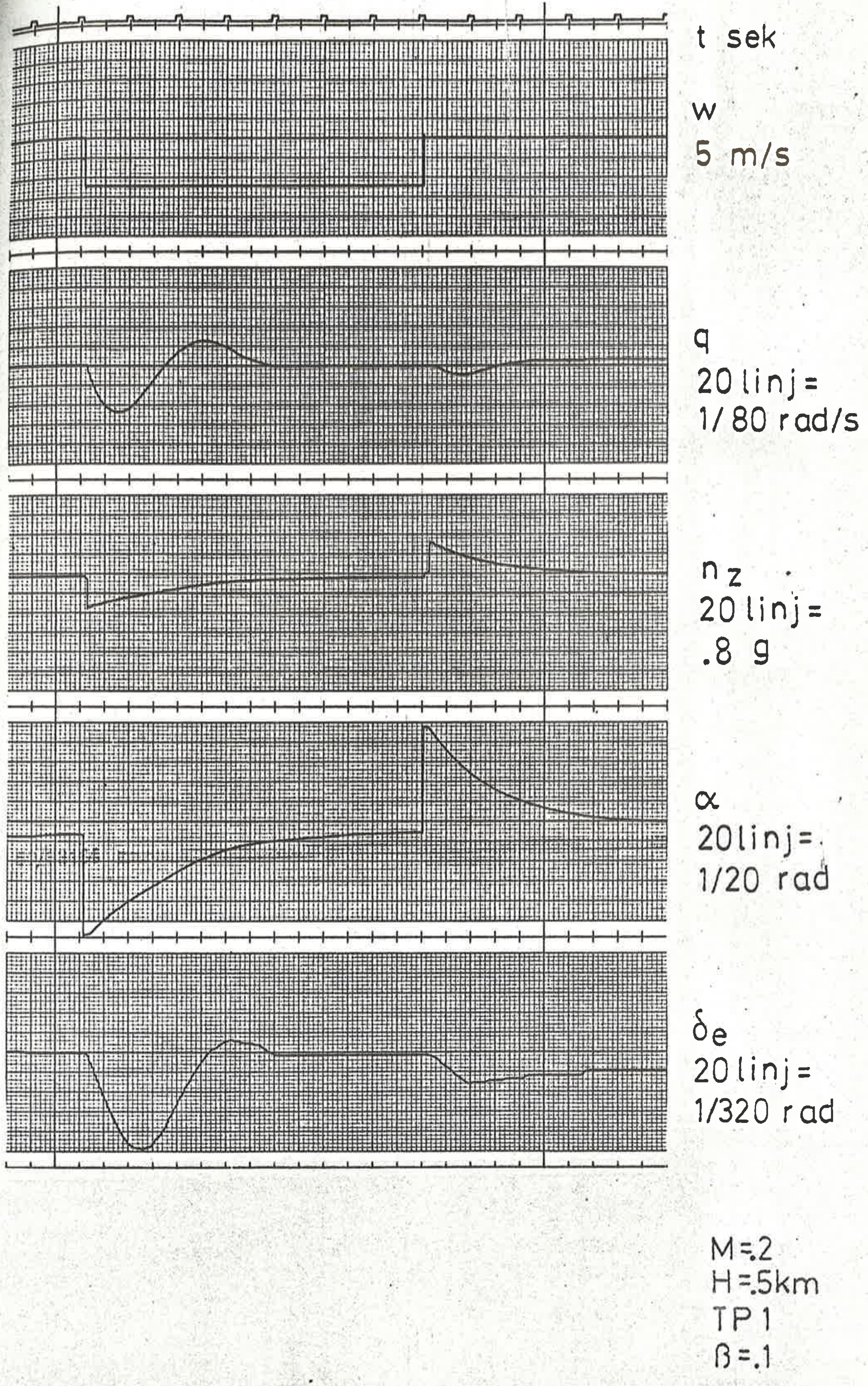
q
20 linj =
1/80 rad/s

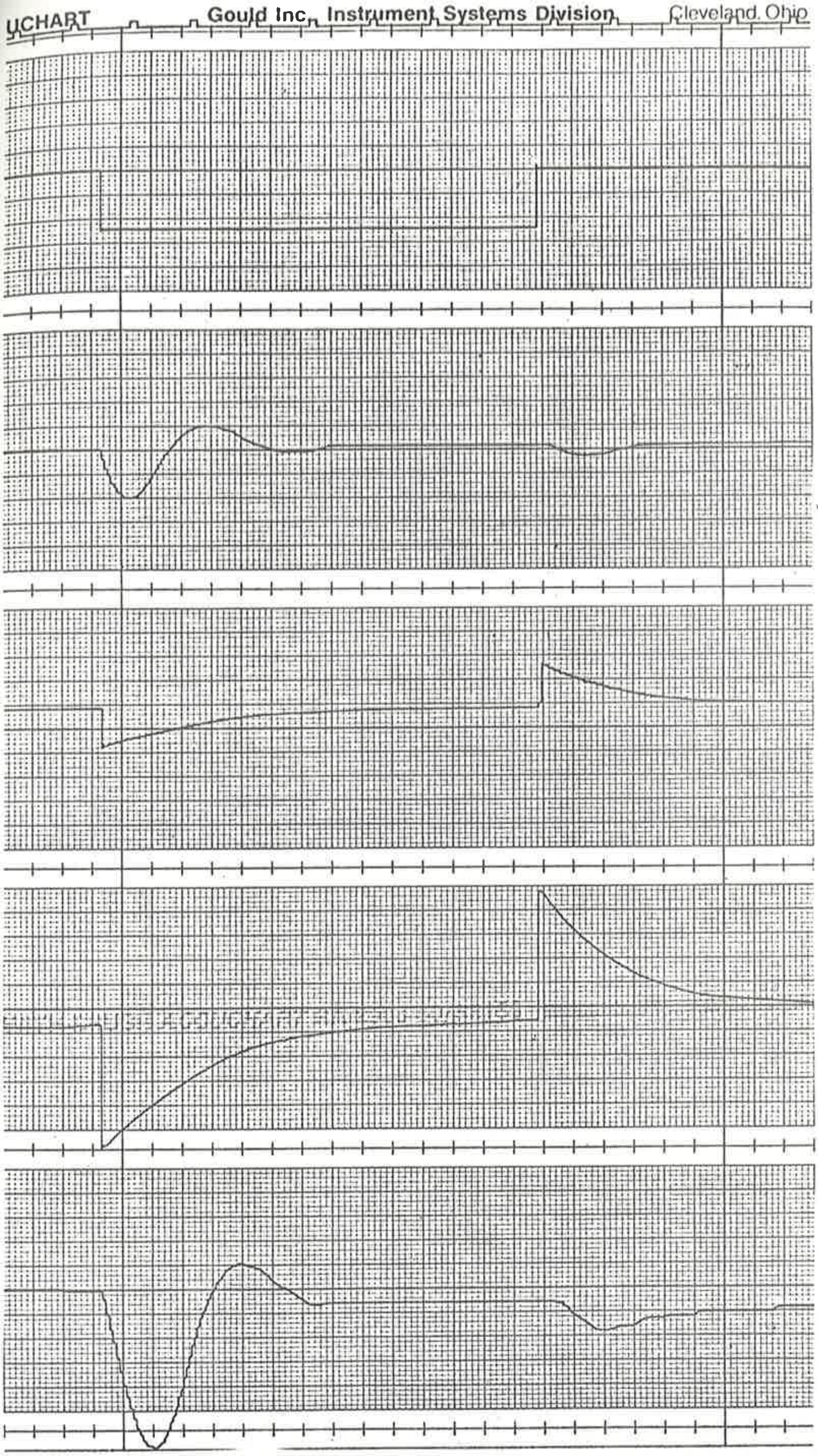
n_z
20 linj =
.8 g

α
20 linj =
1/20 rad

δ_e
20 linj =
1/320 rad

M = .2
H = .5 km
TP 1
β = .05


t sek
w
5 m/s
q
20 linj =
1/80 rad/s
n_z
20 linj =
.8 g
α
20 linj =
1/20 rad
δ_e
20 linj =
1/320 rad
M = .2
H = .5km
TP 1
ß = .1



t sek

w
5 m/s

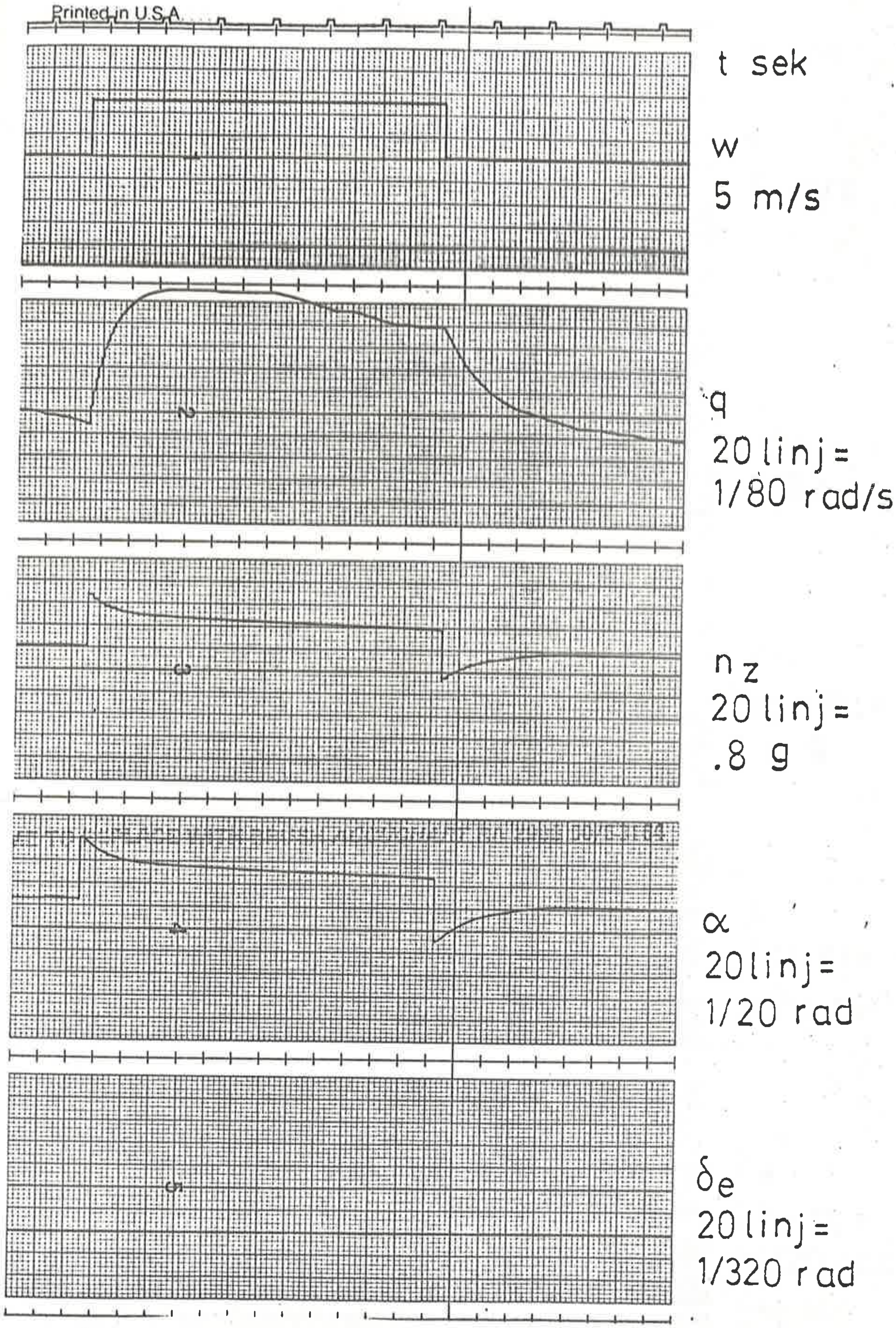
q
20 linj =
1/80 rad/s

n_z
20 linj =
.8 g

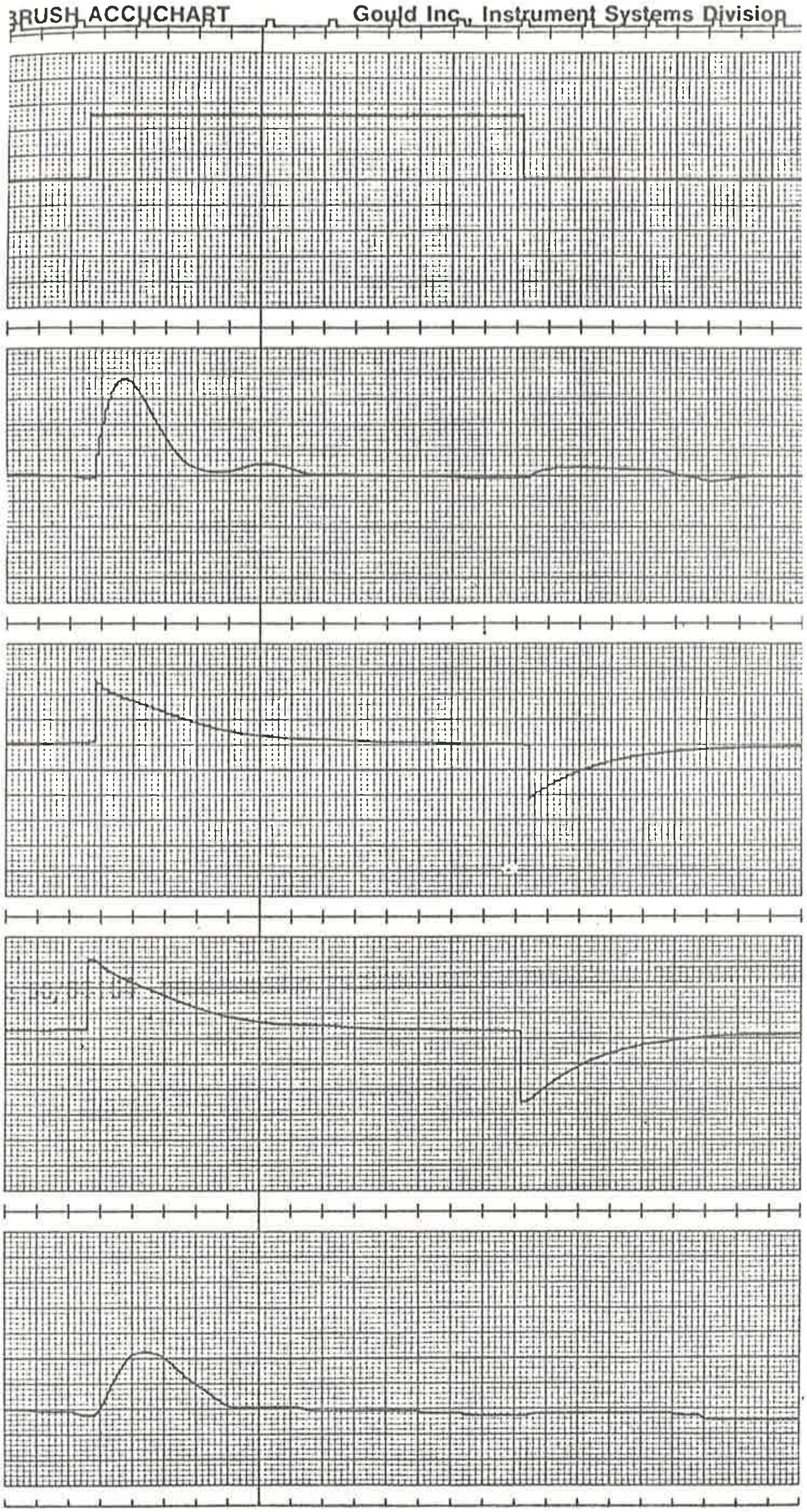
α
20 linj =
1/20 rad

δ_e
20 linj =
1/320 rad

M = .2
H = .5 km
TP 1
β = .2



M = .4
H = .5 km
TP 1
ß = 0



t sek

w
5 m/s

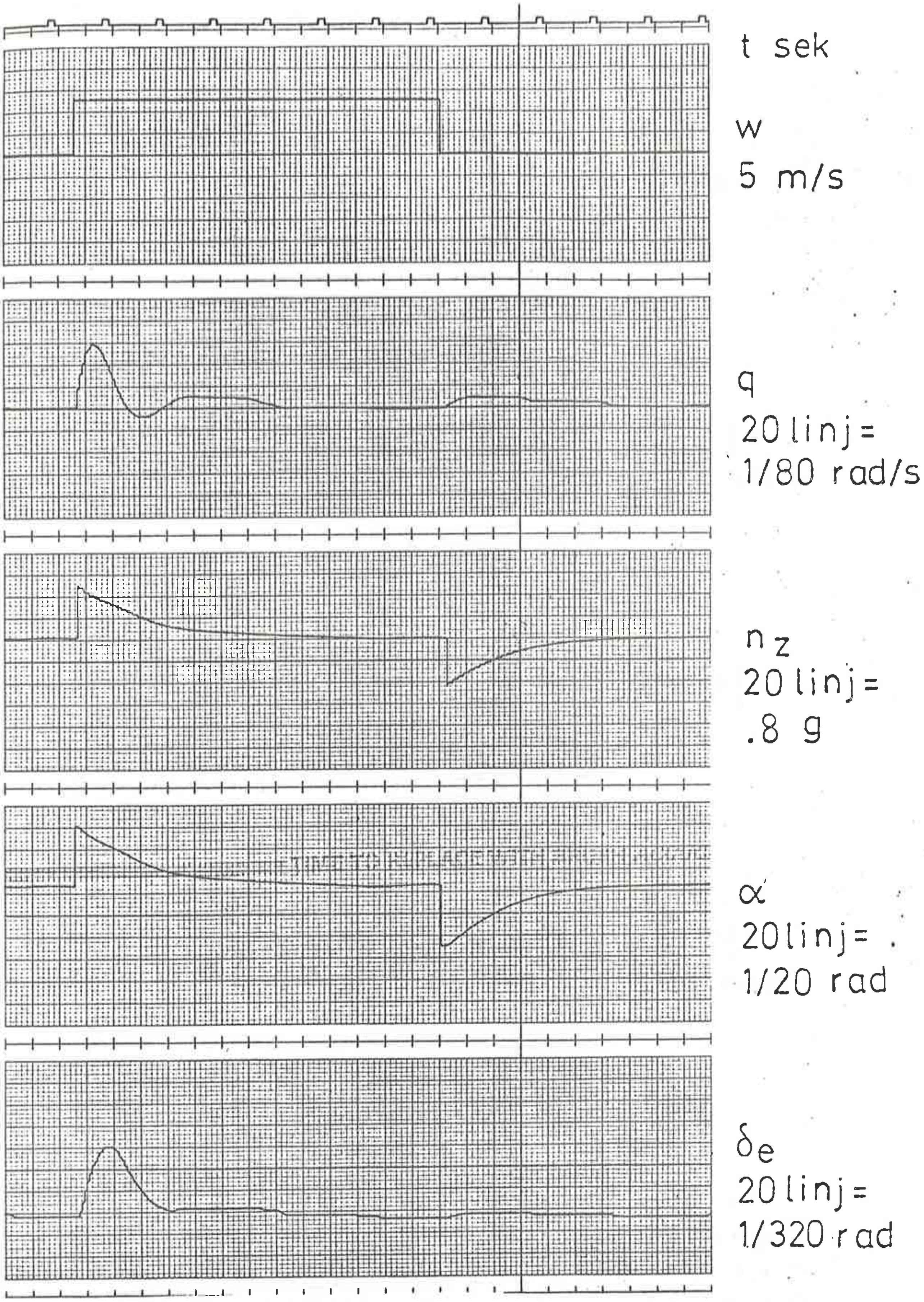
q
20 linj =
1/80 rad/s

n_z
20 linj =
.8 g

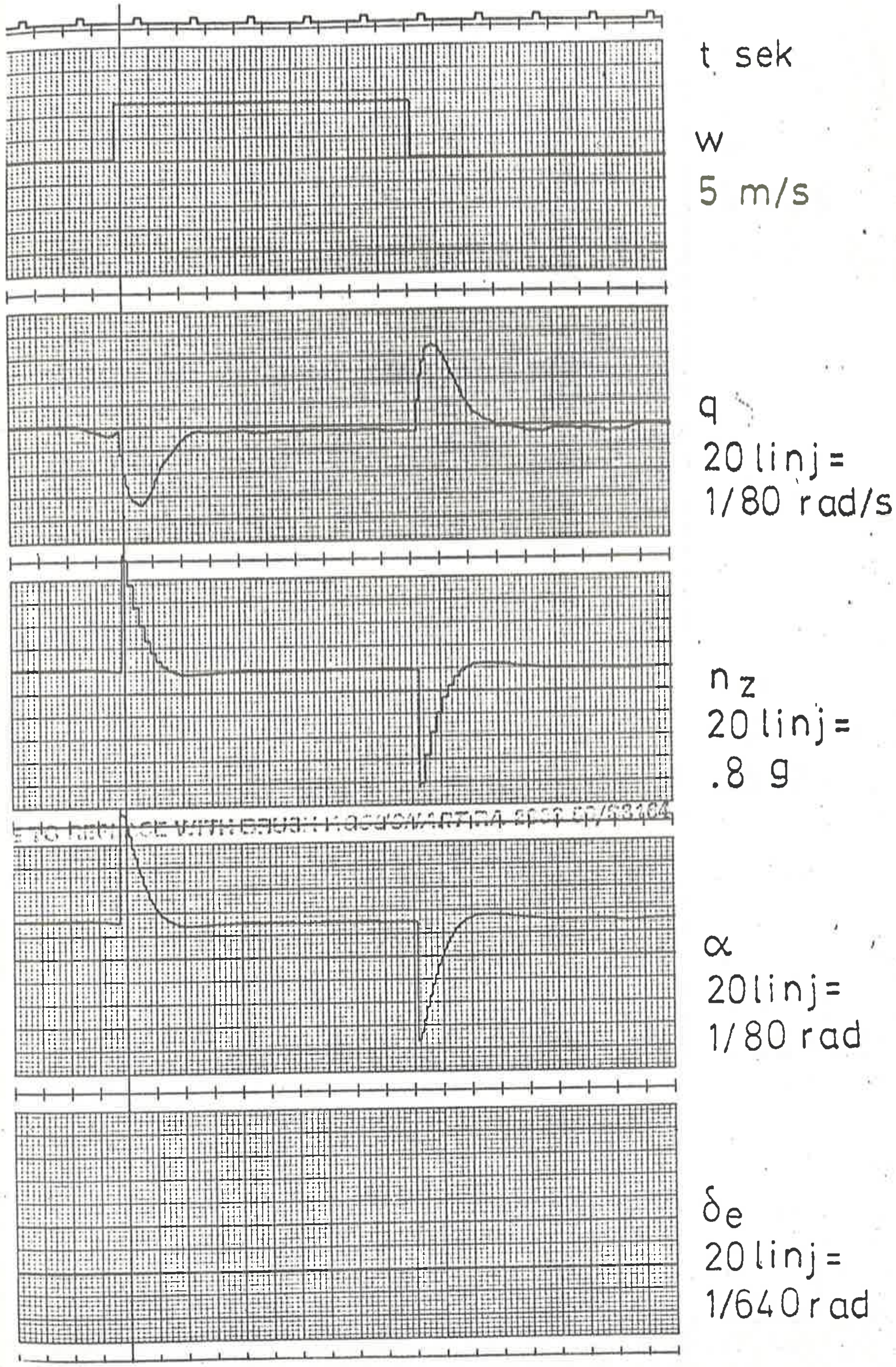
α
20 linj =
1/20 rad

δ_e
20 linj =
1/320 rad

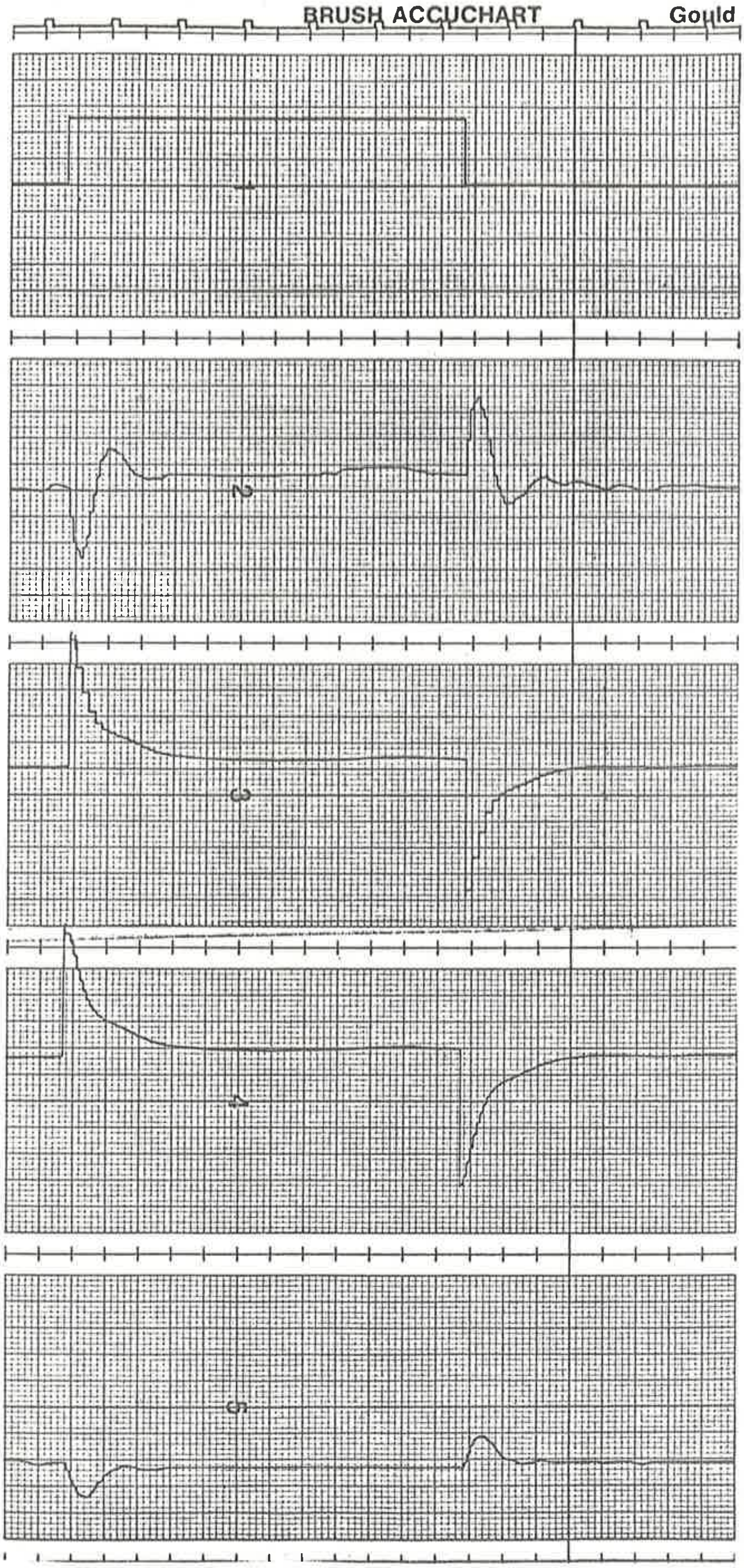
M = .4
H = .5 km
TP 1
β = .05



M = .4
H = .5 km
TP 1
β = .1



M =.9
H =.5km
TP 1
ß = 0



t sek

w
5 m/s

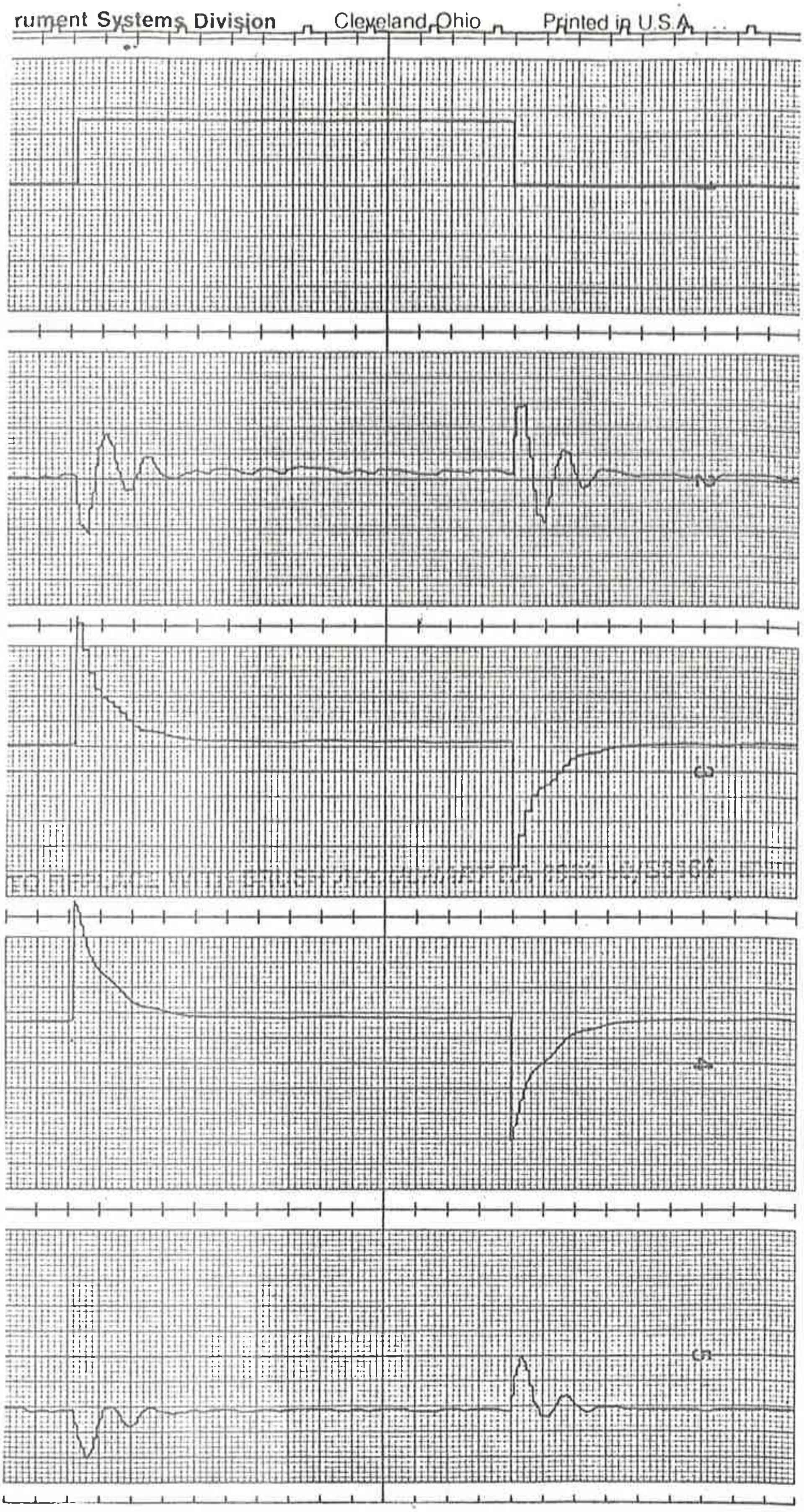
q
20 linj =
1/80 rad/s

n_z
20 linj =
.8 g

α
20 linj =
1/80 rad

δ_e
20 linj =
1/640 rad

M =.9
H =.5km
TP 1
β =.05



t sek

w
5 m/s

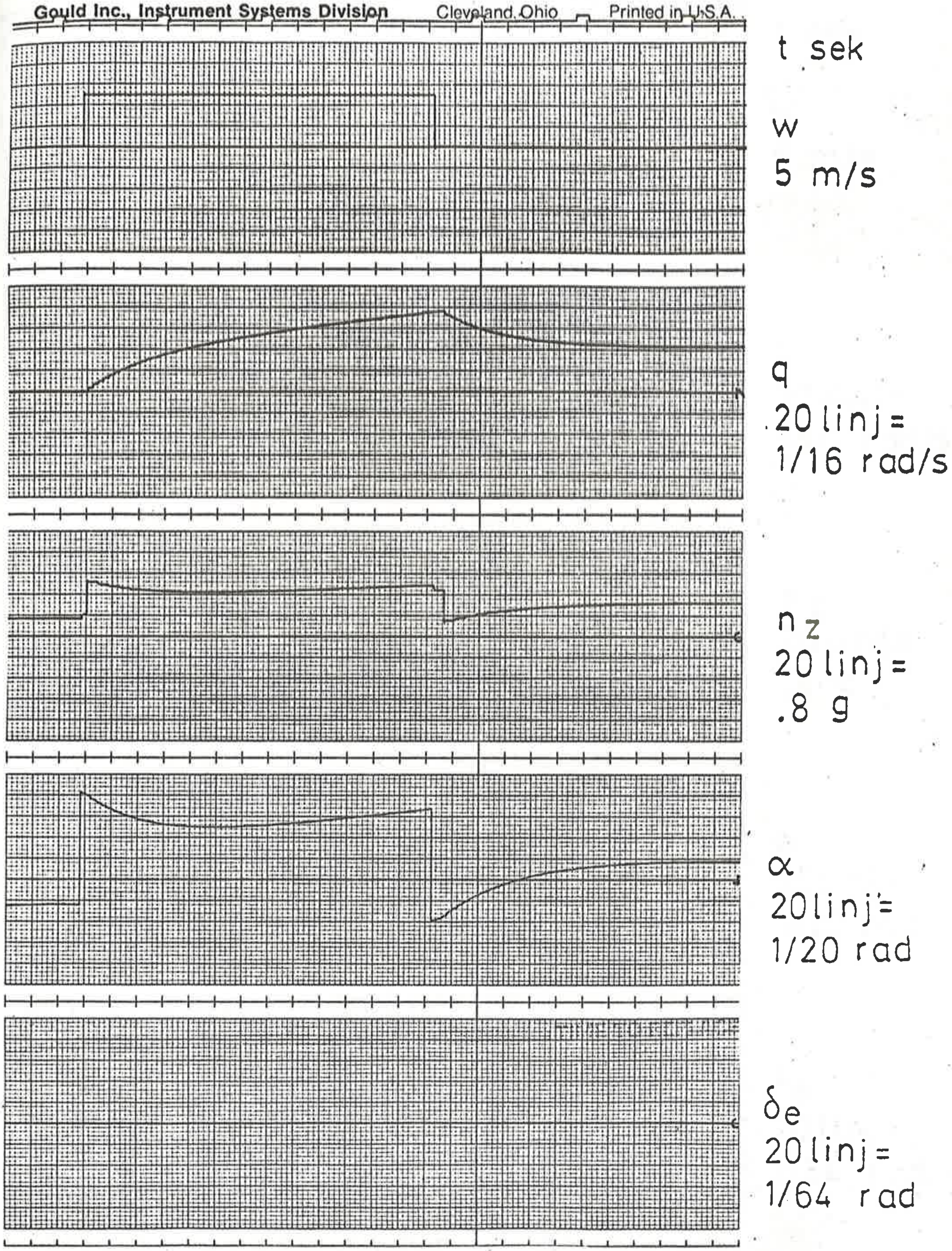
q
20 linj =
1/80 rad/s

n_z
20 linj =
.8 g

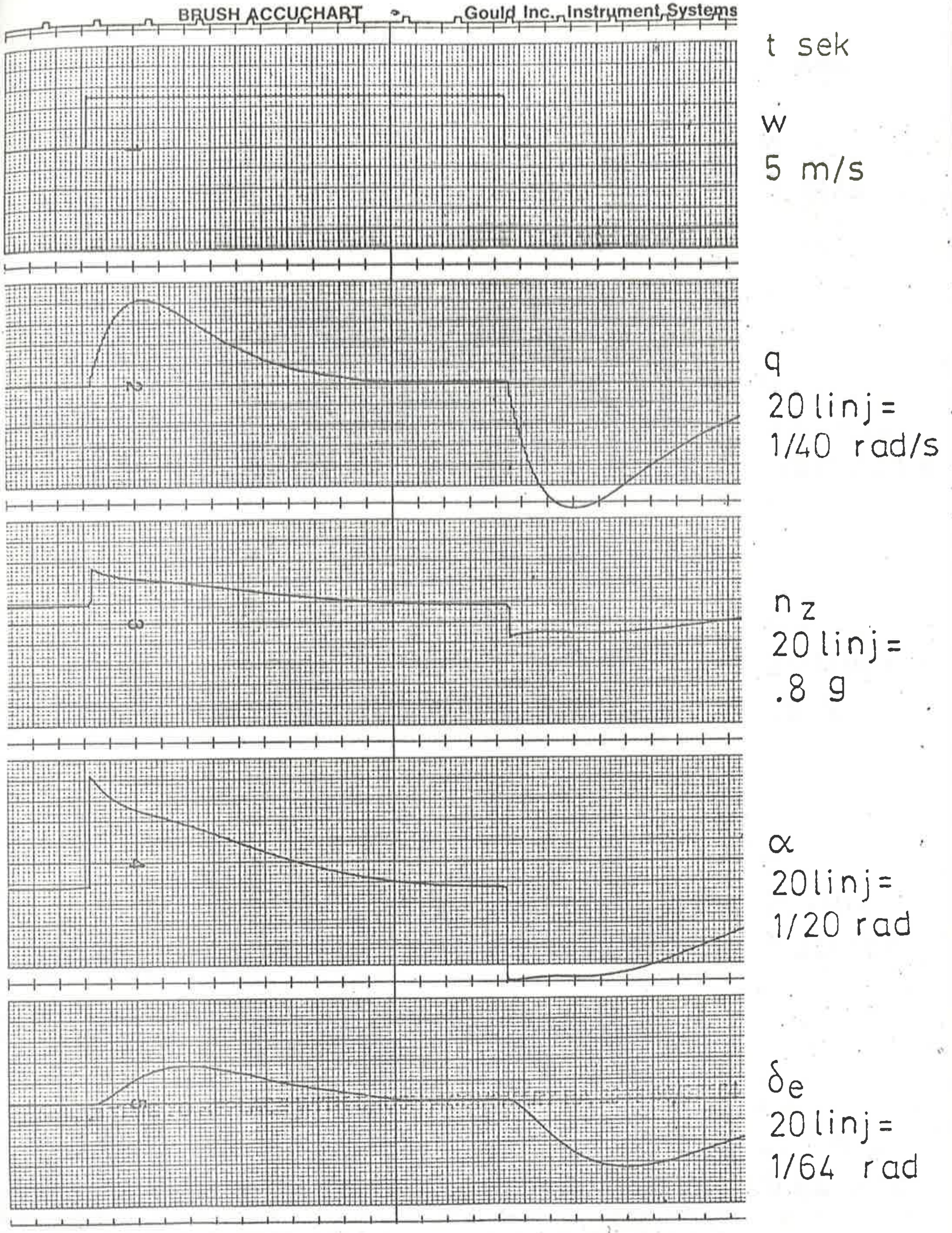
α
20 linj =
1/80 rad

δ_e
20 linj =
1/640 rad

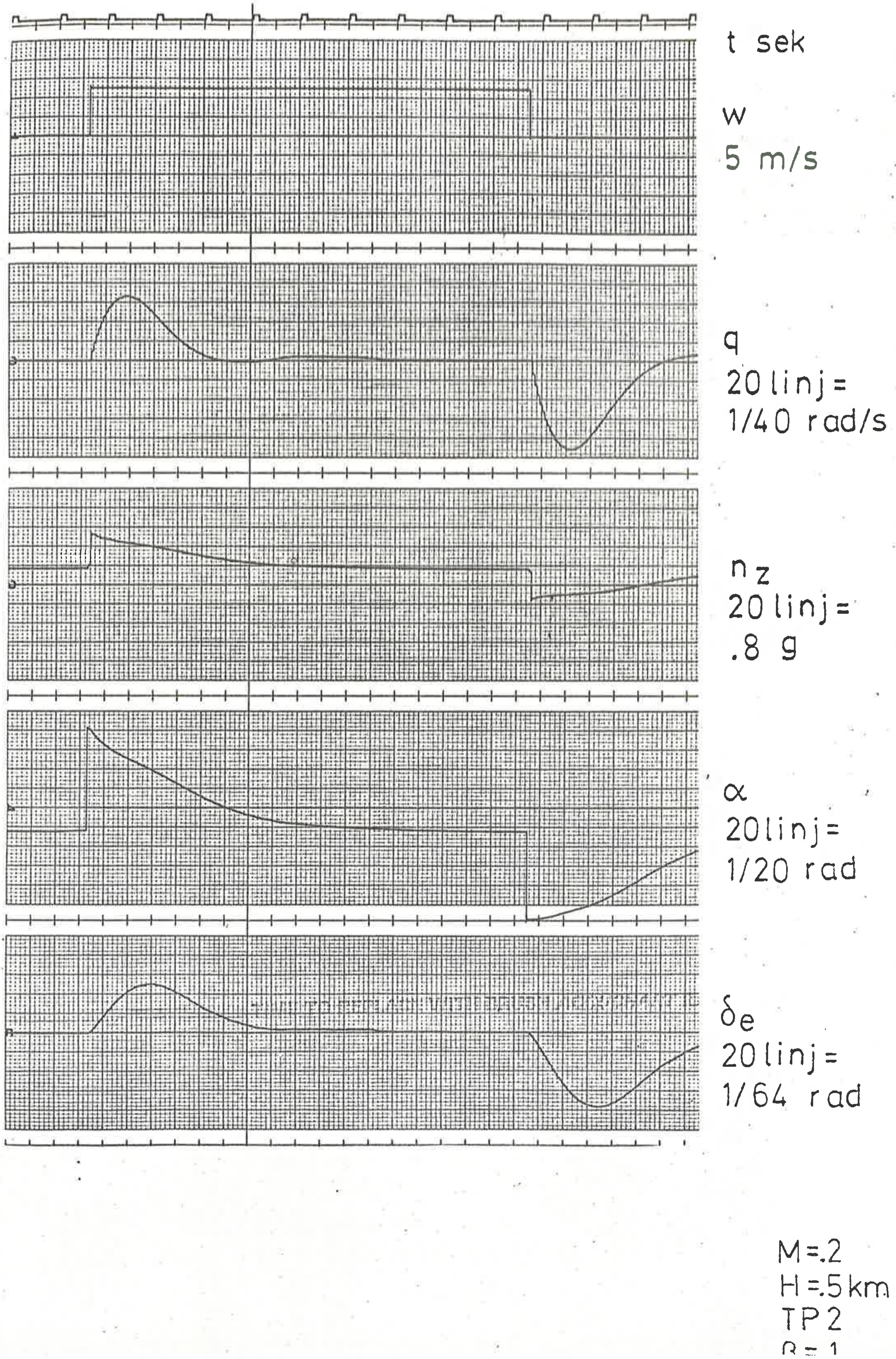
M = .9
H = .5 km
TP 1
β = .1

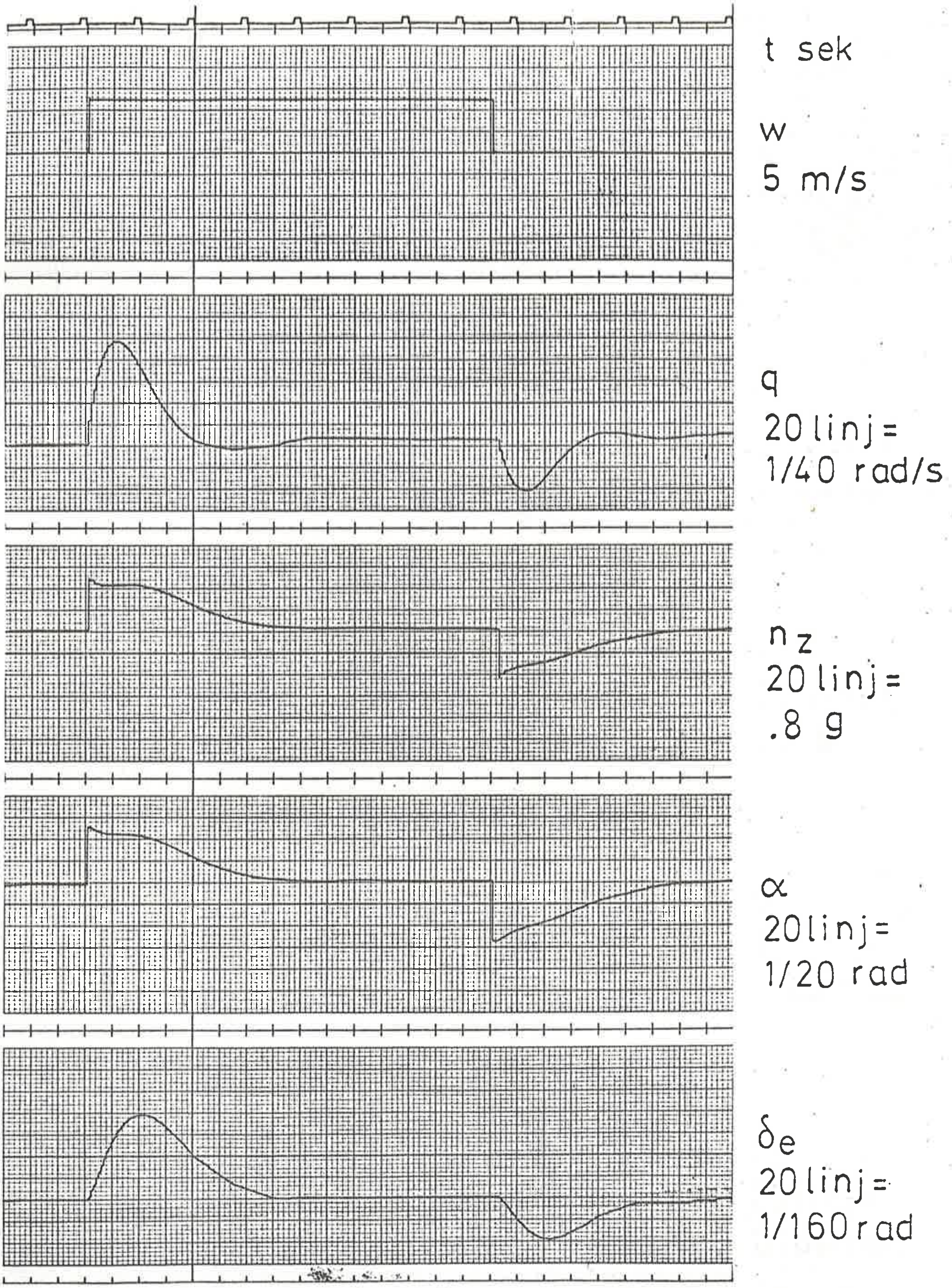


M=.2
H=.5km
TP2
$\beta=0$

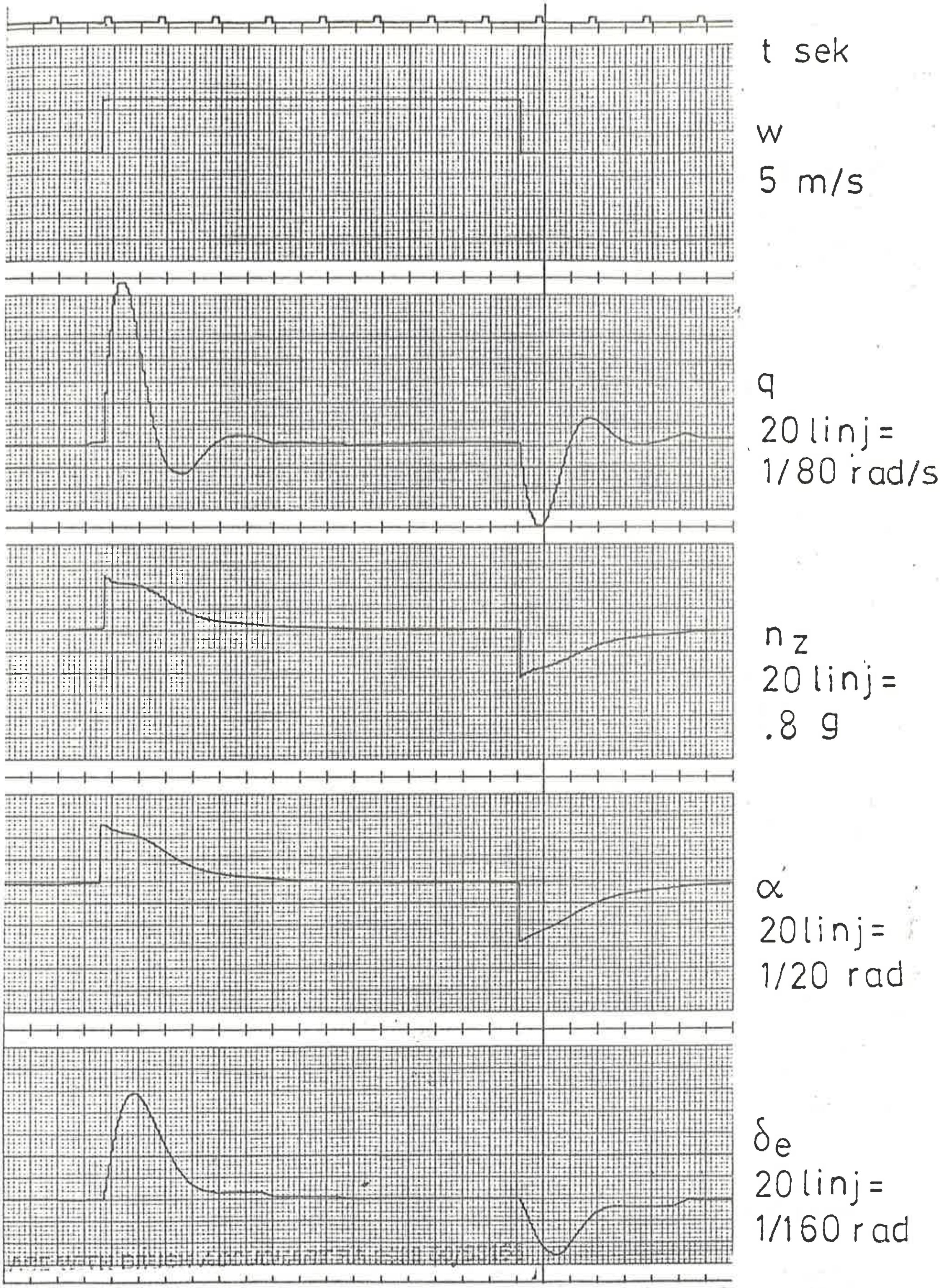


M=.2
H=.5km
TP2
β=.05

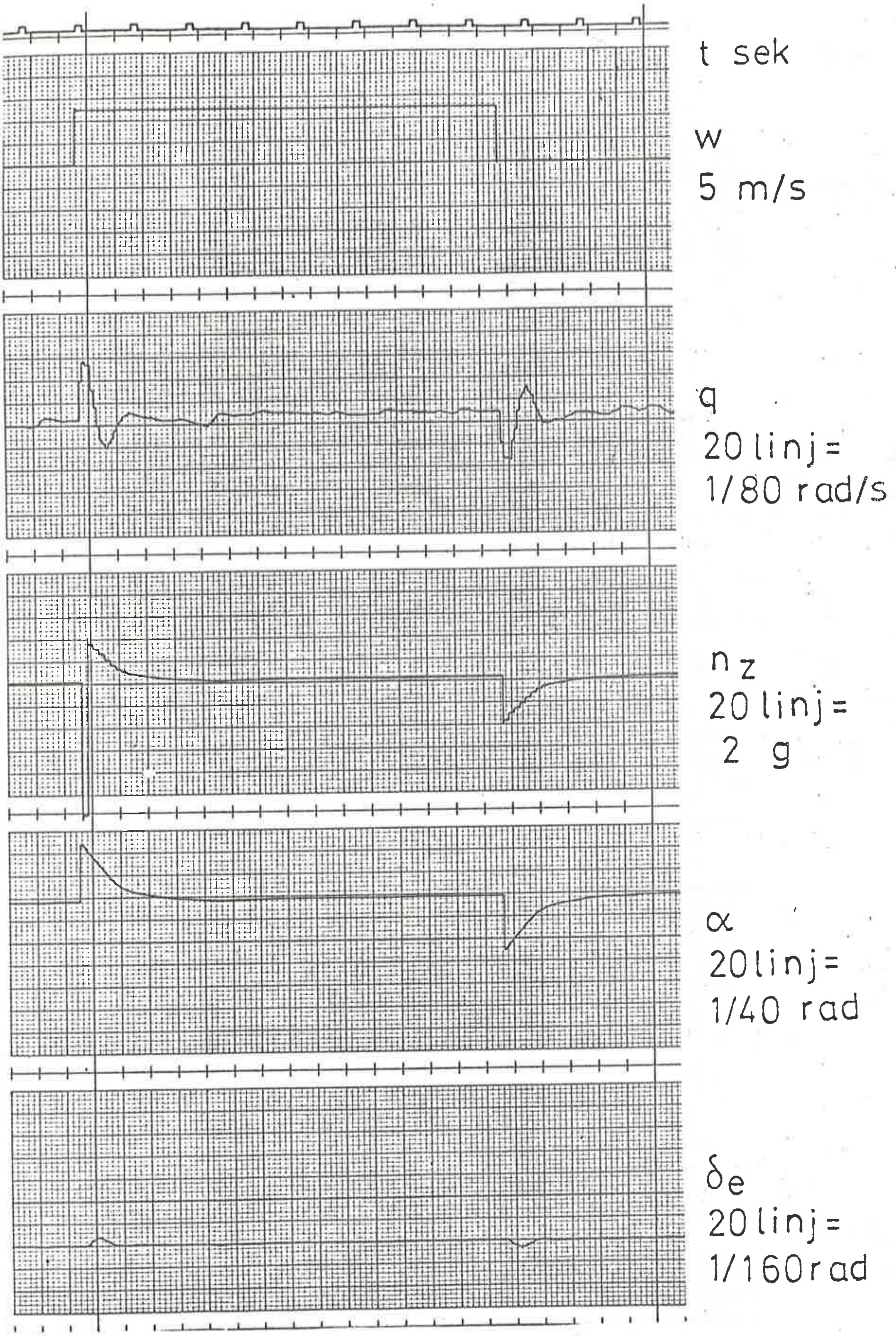

t sek
w
5 m/s
q
20 linj =
1/40 rad/s
n_z
20 linj =
.8 g
α
20 linj =
1/20 rad
δ_e
20 linj =
1/64 rad
M=.2
H=.5 km
TP2



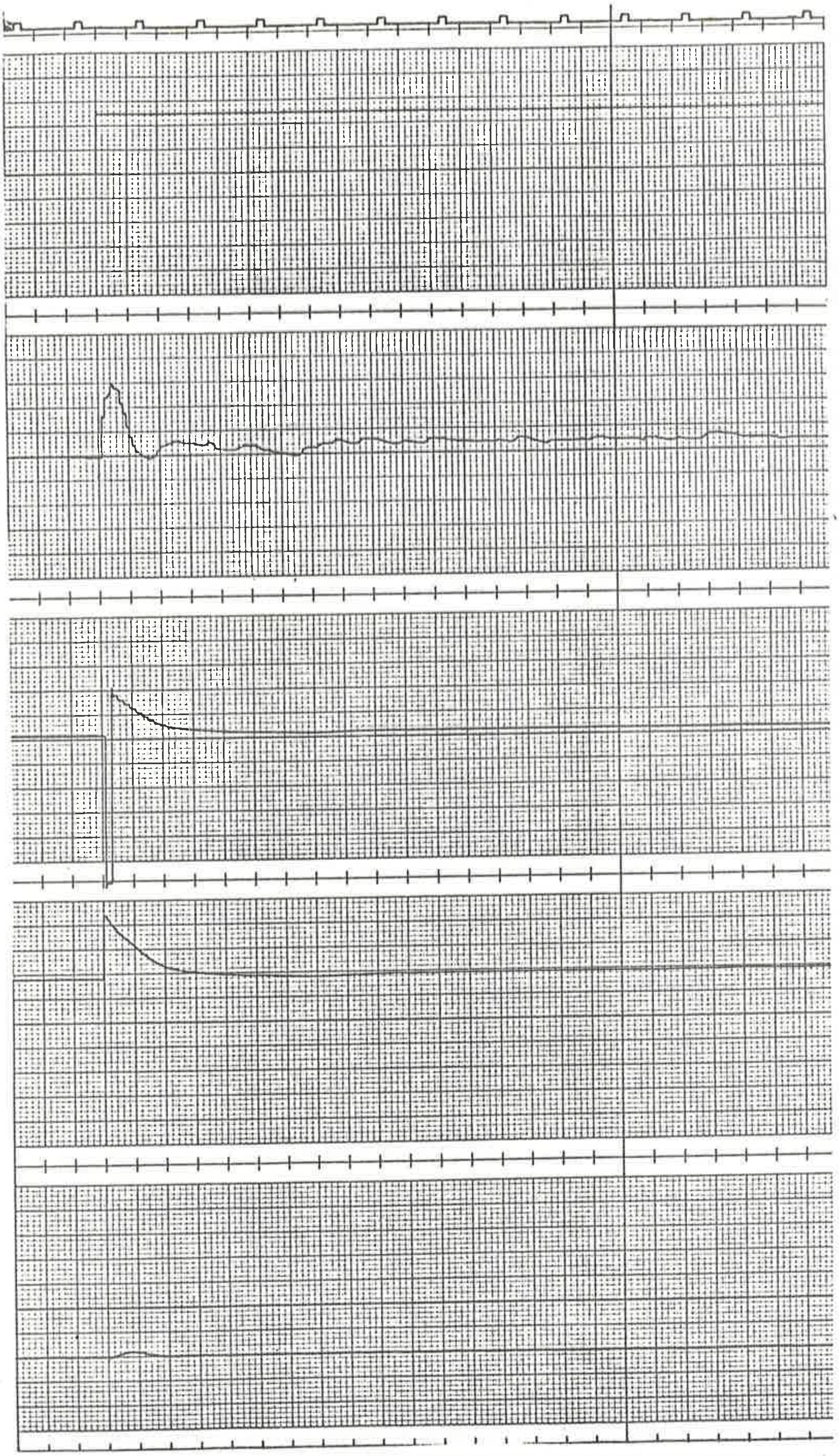
M=.4
H=.5km
TP2
β=.05



M = .4
H = .5 km
TP 2
β = 1



M = .9
H = .5 km
TP 2
ß = .1



t sek

w
5 m/s

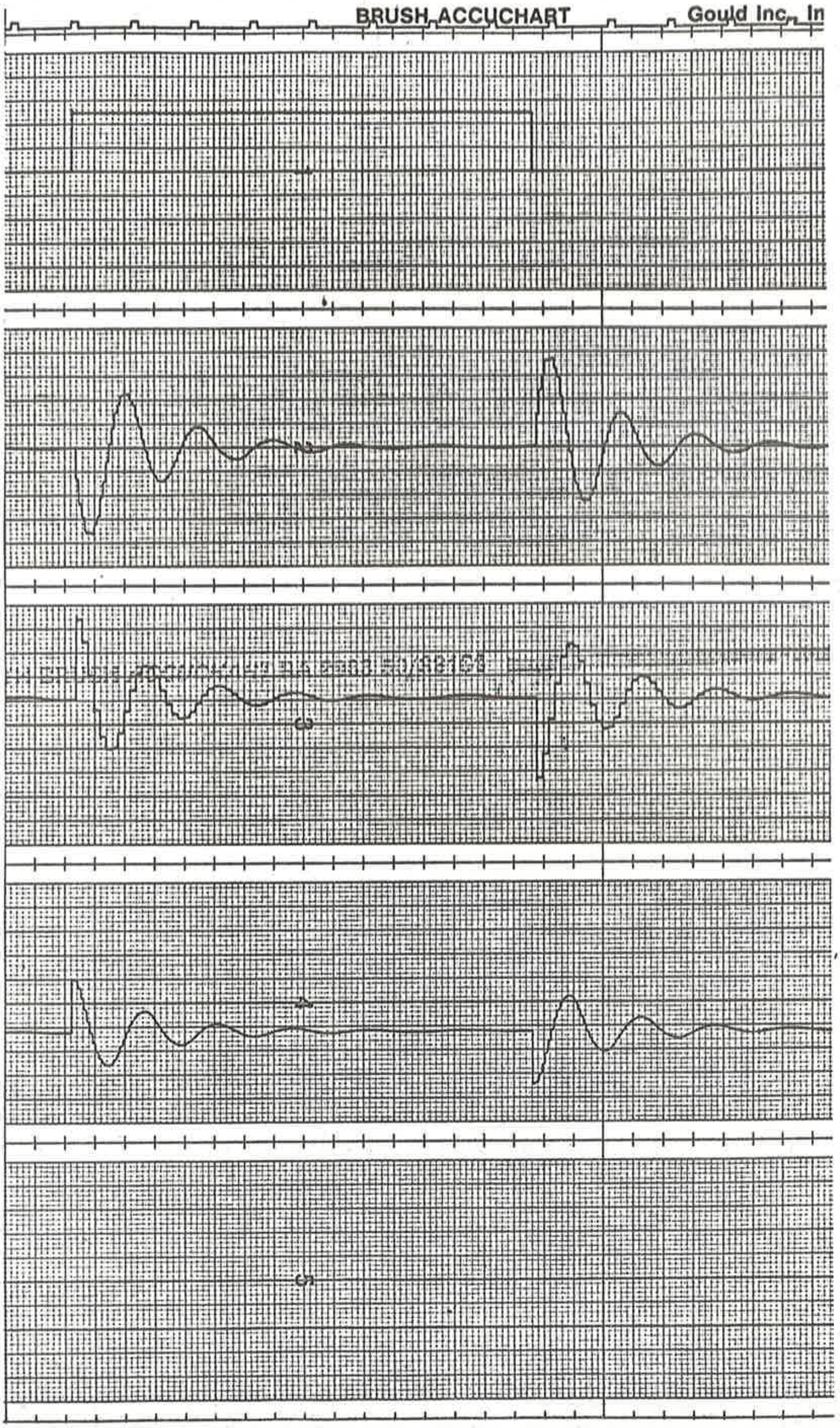
q
20 linj =
1/80 rad/s

n_z
20 linj =
2 g

α
20 linj =
1/40 rad

δ_e
20 linj =
1/160 rad

M = .9
H = .5 km
TP 2
β = .05



t sek

w
5 m/s

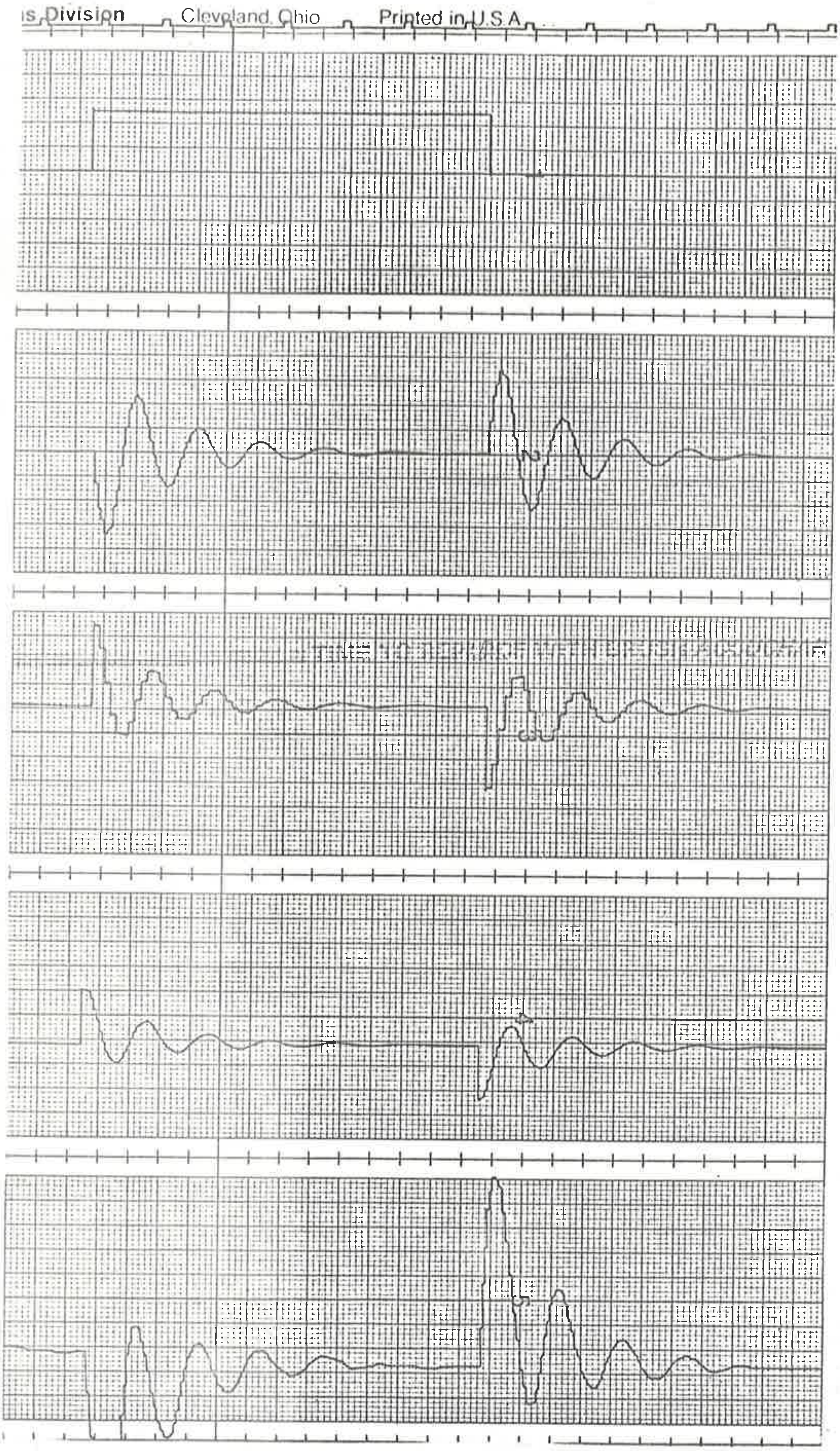
q
20 linj =
1/16 rad/s

n_z
20 linj =
.8 g

α
20 linj =
1/40 rad

δ_e
20 linj =
1/320 rad

M = 1.1
H = 6 km
TP 1
β = 0



t sek

w
5 m/s

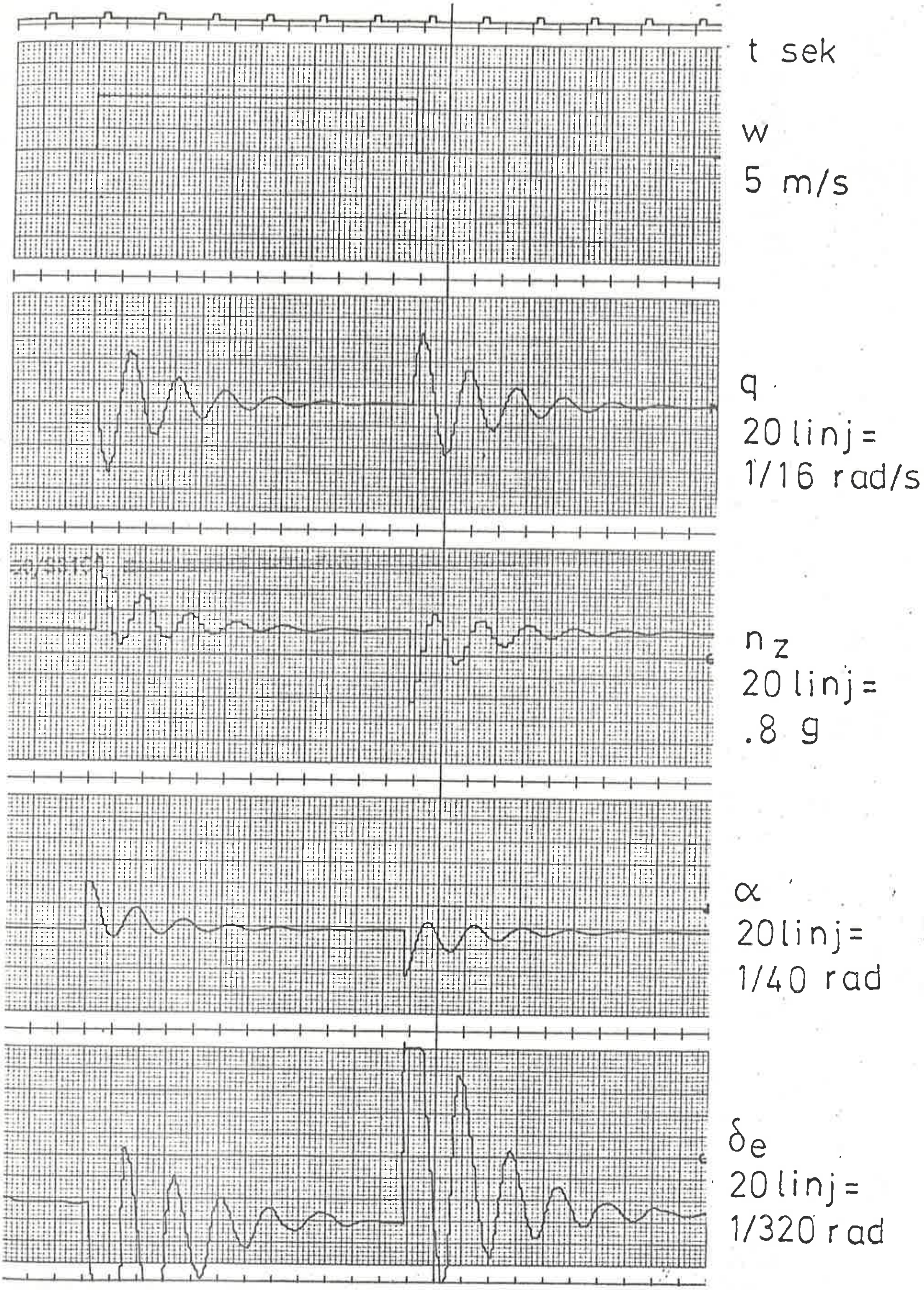
q
20 linj =
1/16 rad/s

n_z
20 linj =
.8 g

α
20 linj =
1/40 rad

δ_e
20 linj =
1/320 rad

M = 1.1
H = 6 km
TP 1
ß = .05



M= 1.1
H = 6 km
TP 1
ß = .1

t sek

w
5 m/s

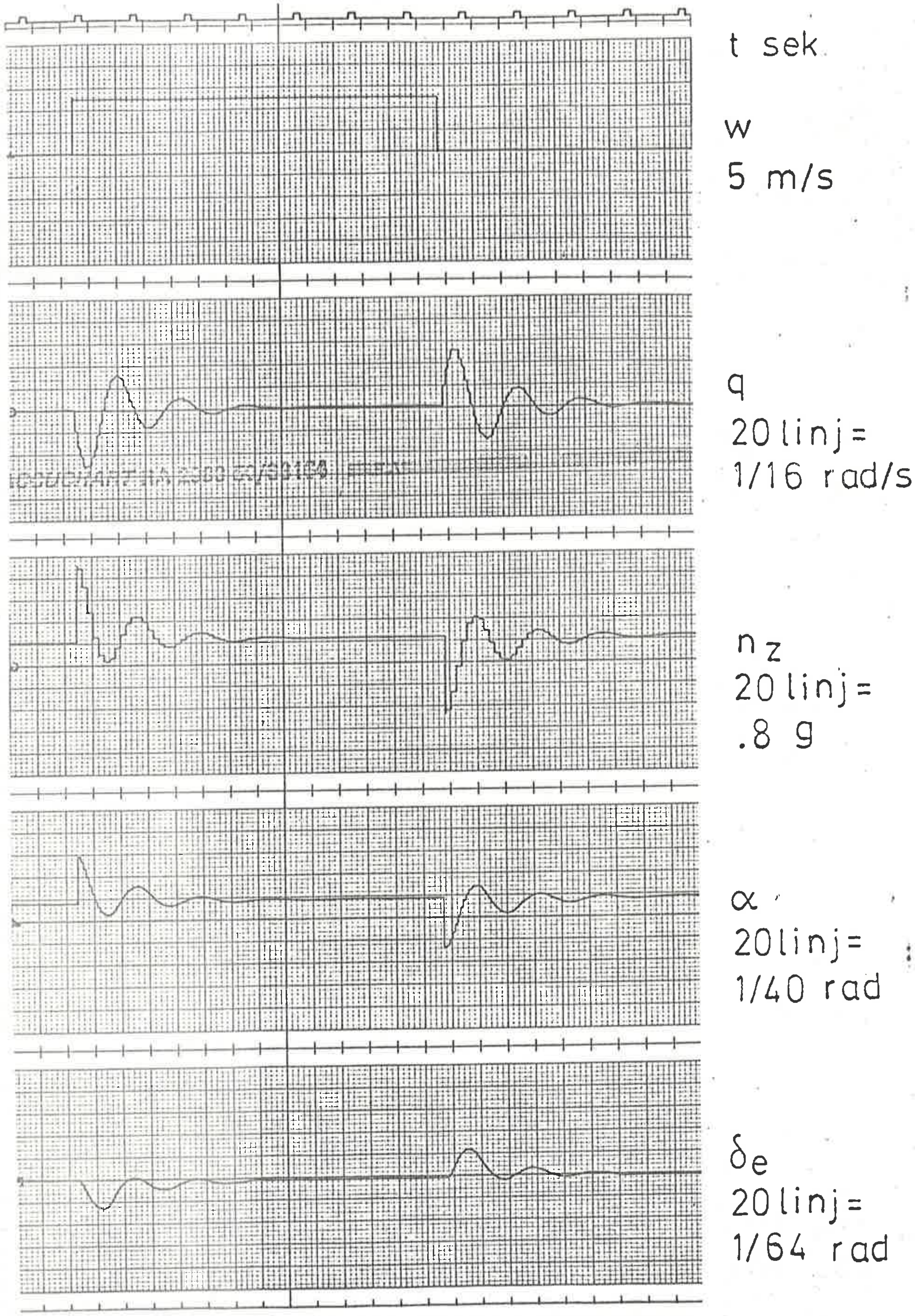
q
20 linj =
1/16 rad/s

n_z
20 linj =
.8 g

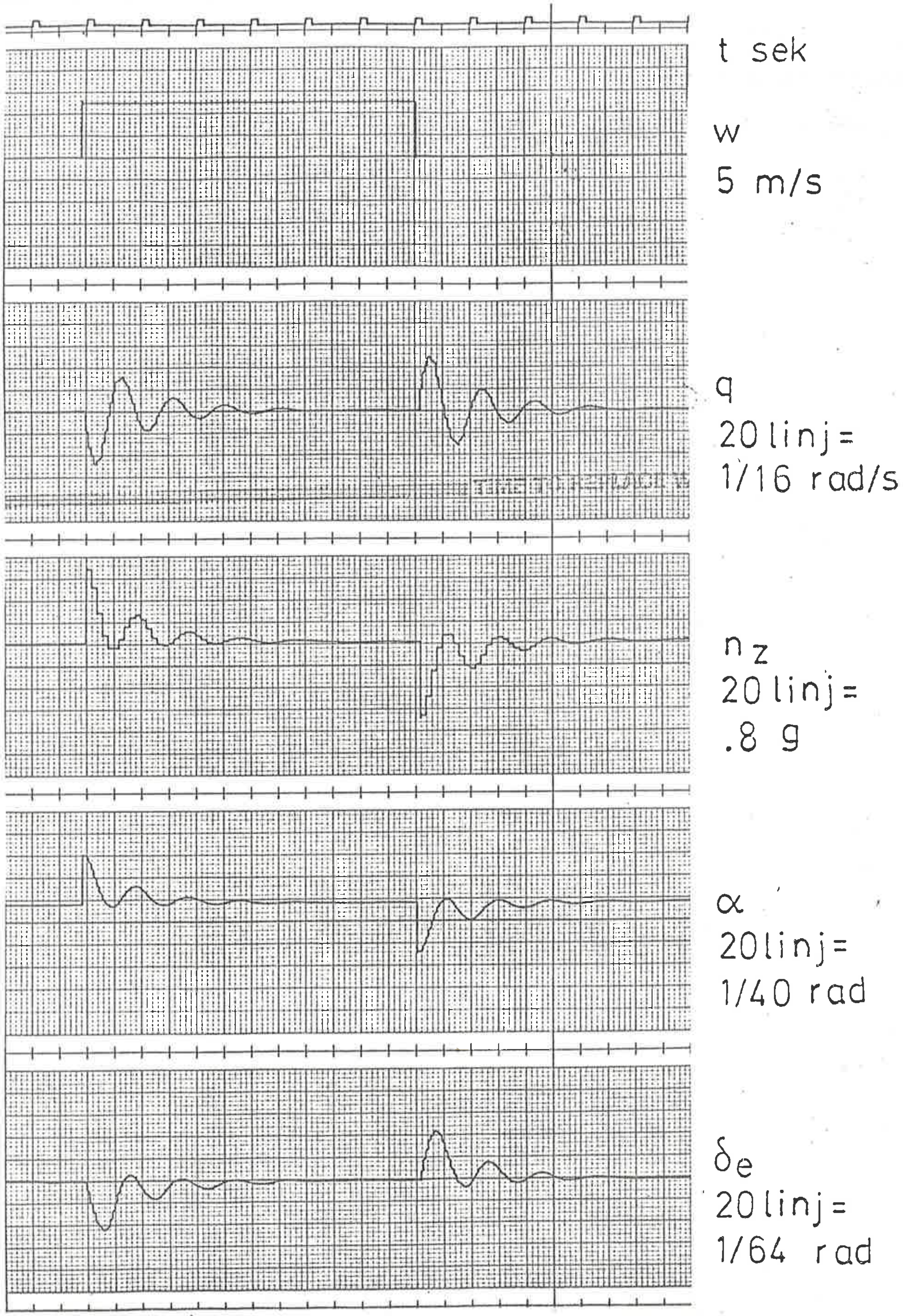
α
20 linj =
1/40 rad

δ_e
20 linj =
1/64 rad

M = 1.1
H = 6 km
TP 2
β = 0

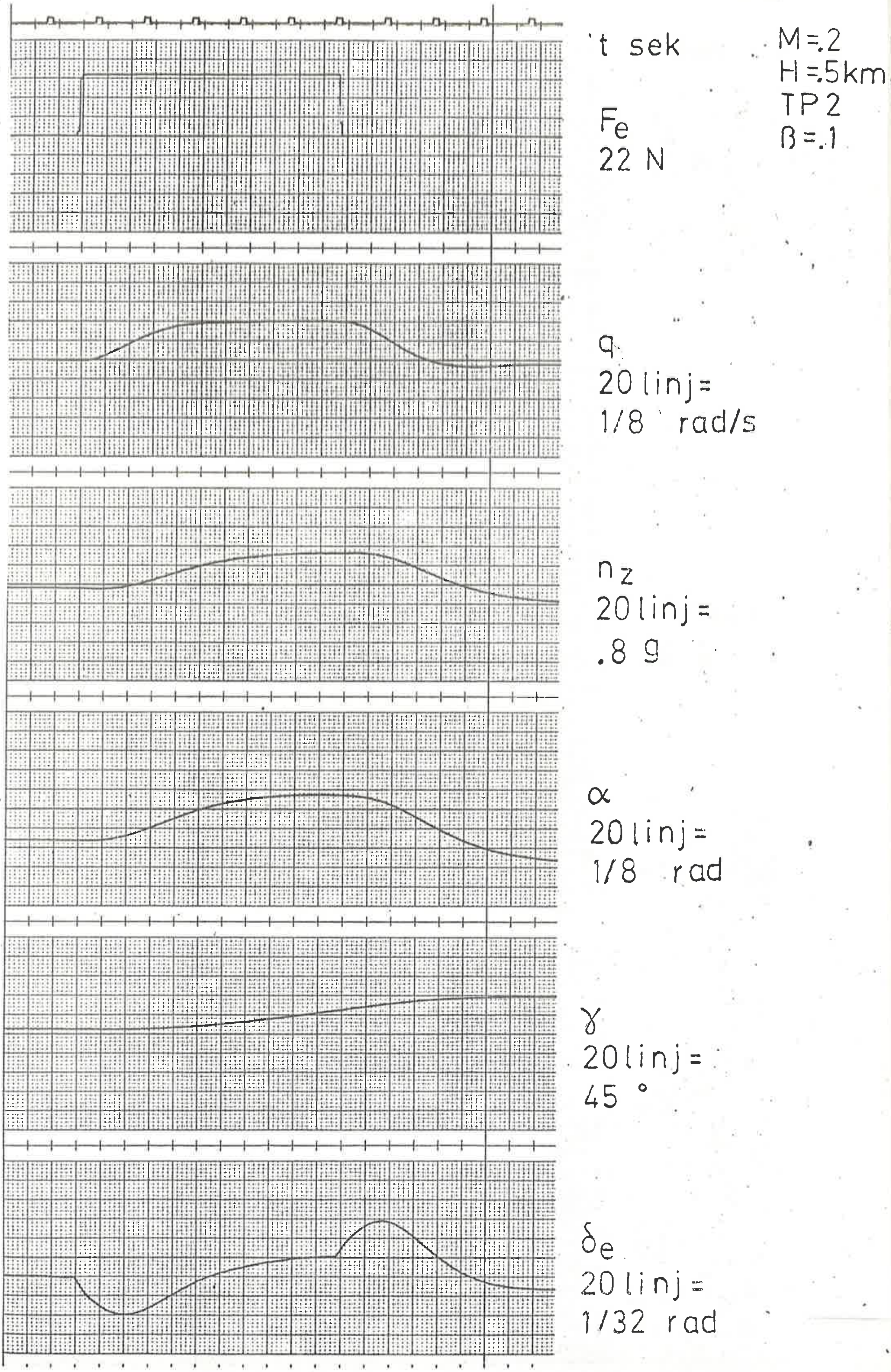


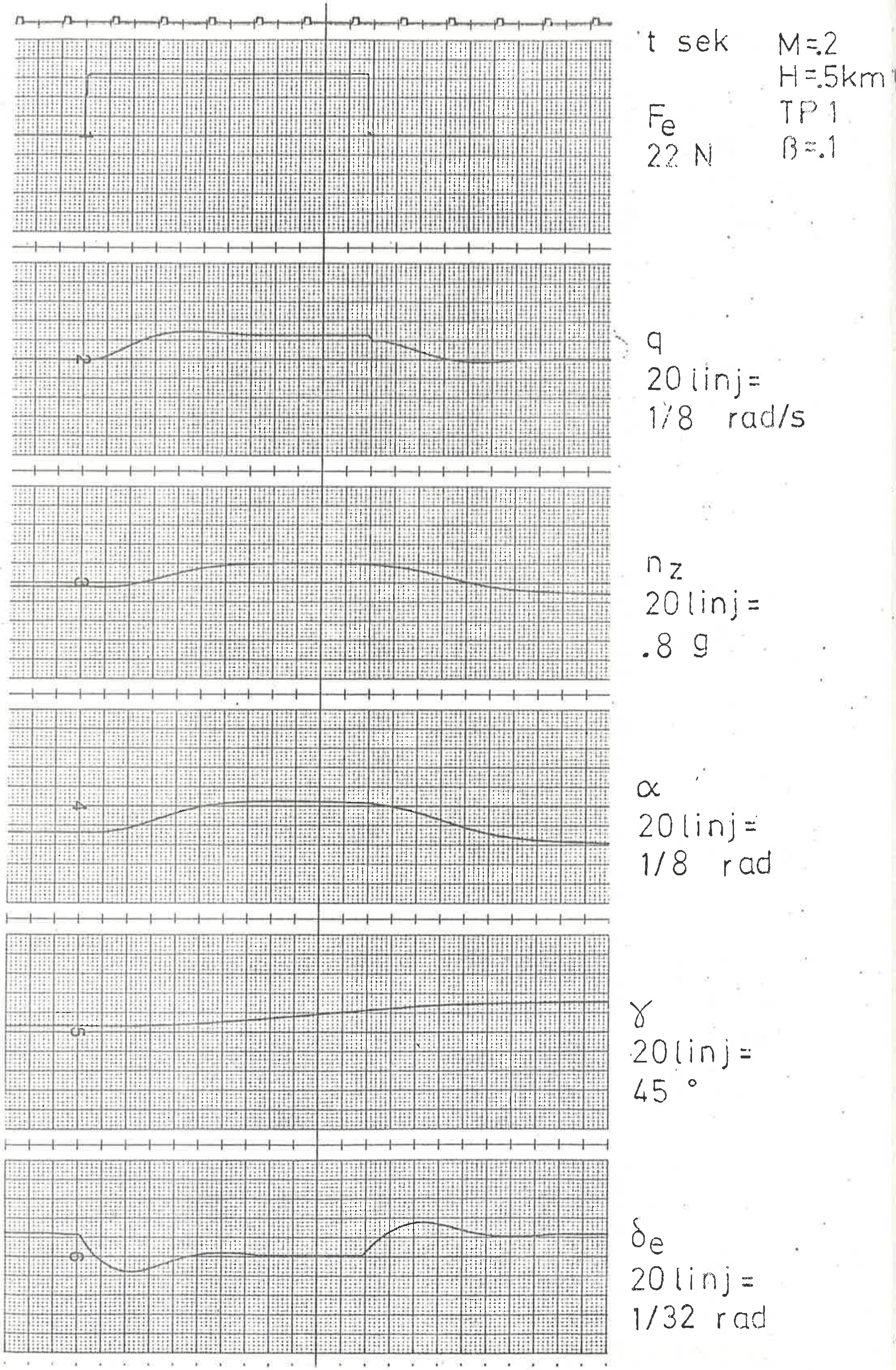
M 1.1
H = 6 km
TP 2
ß = .05



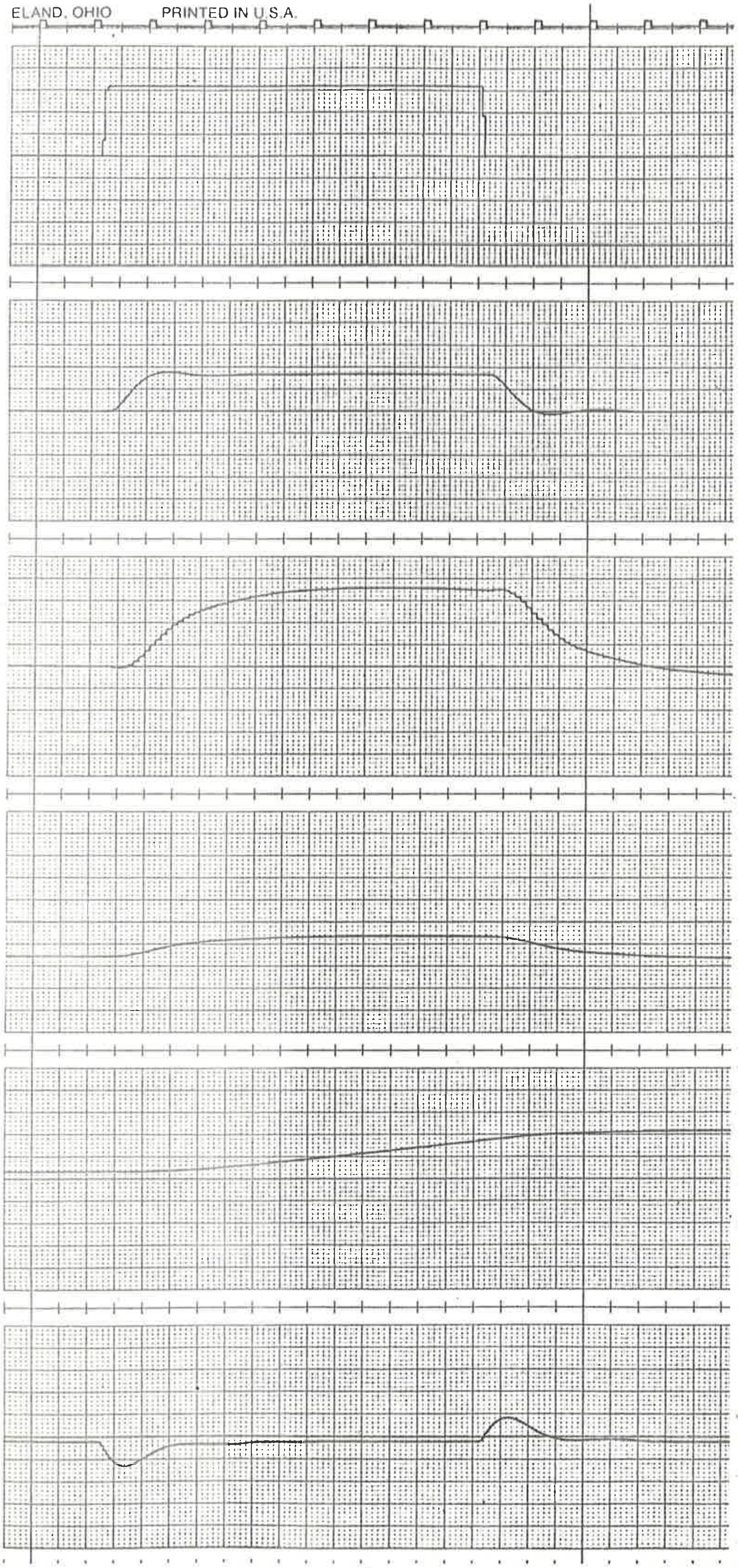
M = 1.1
H = 6 km
TP 2
ß = .1

Stegsvar vid spakkommando


t sek
M =.2
H =.5km
TP 2
β =.1
Fe
22 N
q
20 linj =
1/8 rad/s
nz
20 linj =
.8 g
α
20 linj =
1/8 rad
γ
20 linj =
45 °
δe
20 linj =
1/32 rad



t sek
M=.2
H=.5km
TP 1
β=.1
F_e
22 N
q
20 linj=
1/8 rad/s
n_z
20 linj=
.8 g
α
20 linj=
1/8 rad
γ
20 linj=
45 °
δ_e
20 linj=
1/32 rad



t sek M=.4
H=.5km
F_e TP 1
22 N β=.1

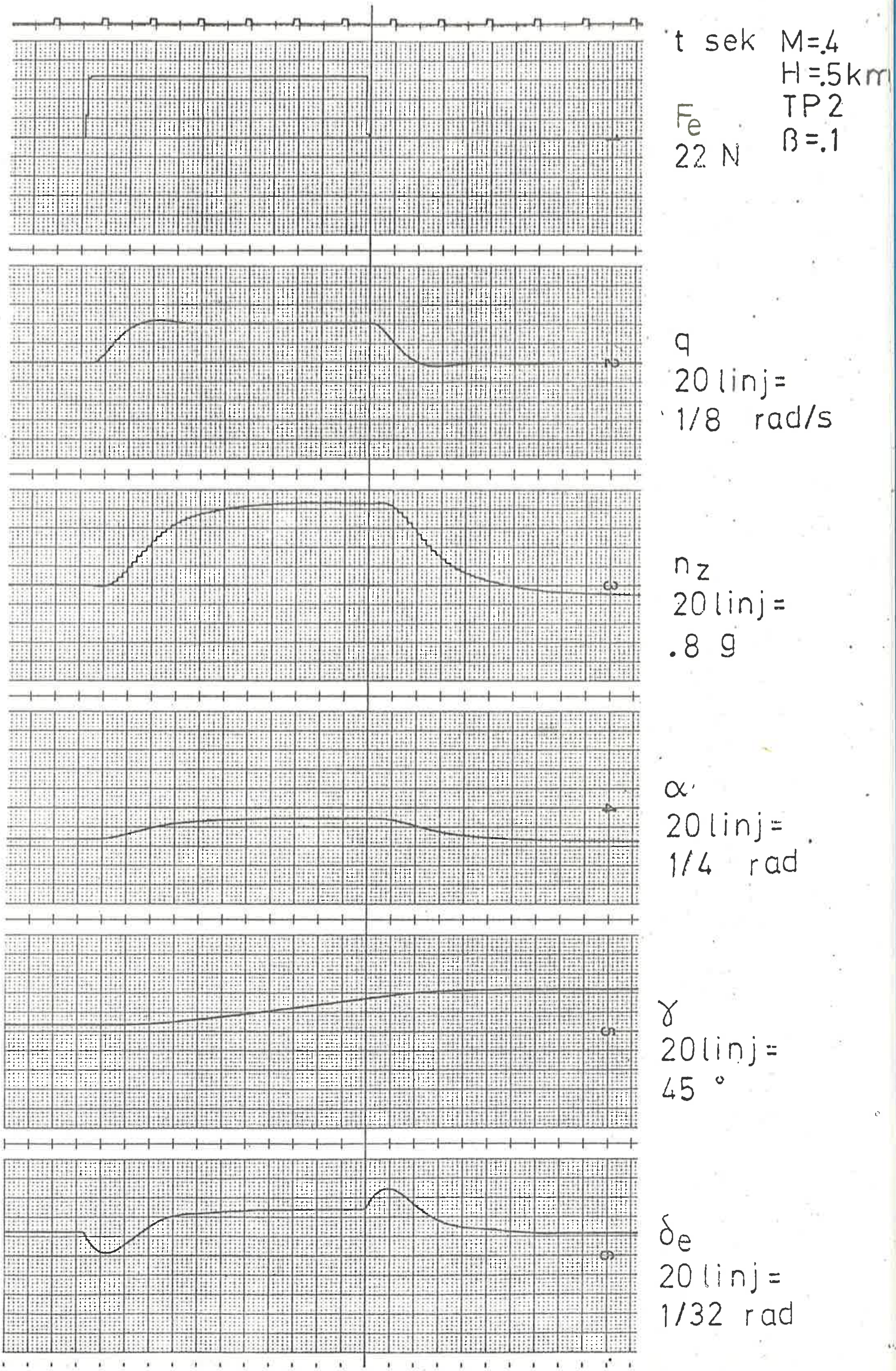
q
20 linj=
1/8 rad/s

n_z
20 linj=
.8 g

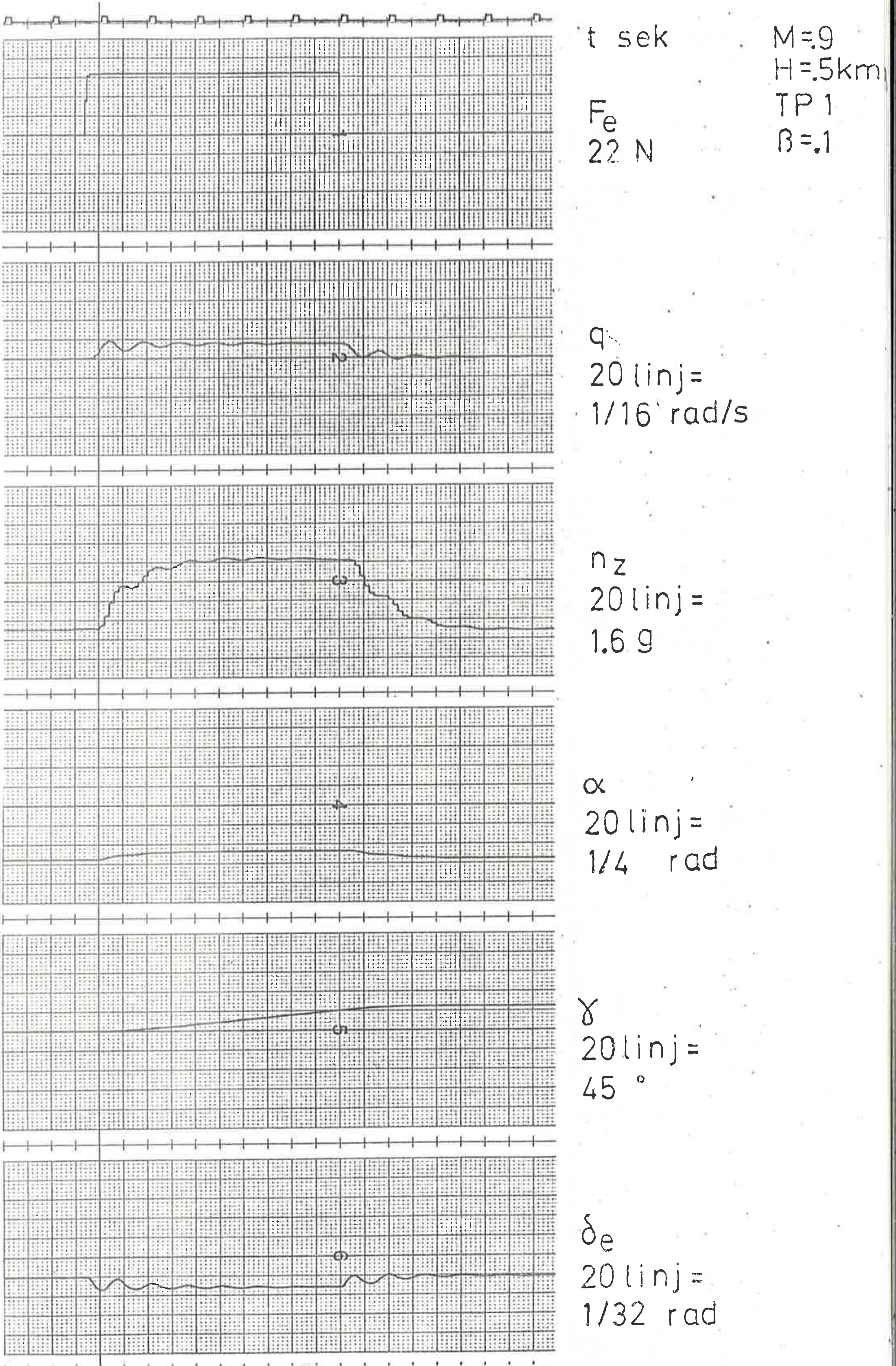
α
20 linj=
1/4 rad

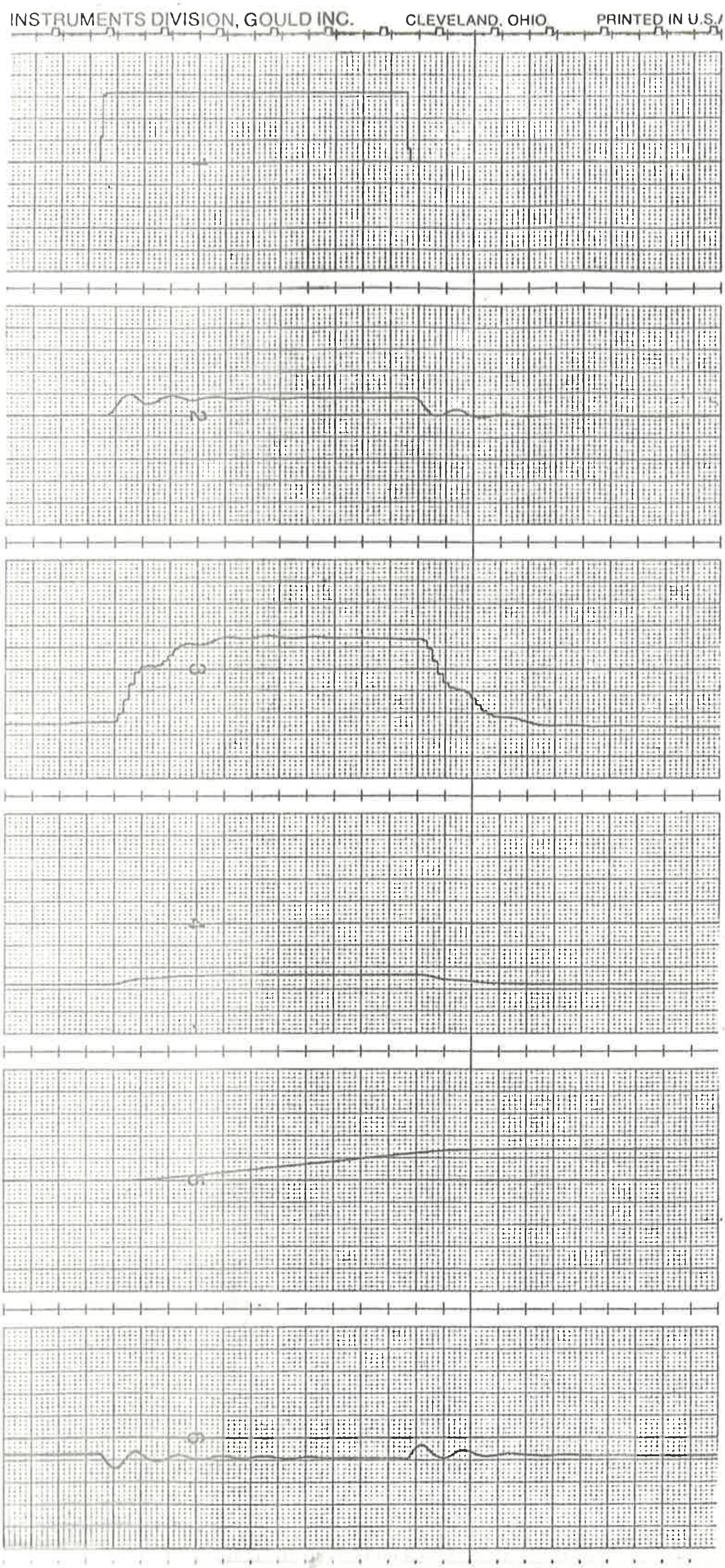
γ
20 linj=
45 °

δ_e
20 linj=
1/32 rad



t sek
M=.4
H=.5km
TP2
β=.1
F_e
22 N
q
20 linj=
1/8 rad/s
n_z
20 linj=
.8 g
α
20 linj=
1/4 rad
γ
20 linj=
45 °
δ_e
20 linj=
1/32 rad


t sek
M = .9
H = .5 km
TP 1
β = .1
F_e
22 N
q
20 linj =
1/16 rad/s
n_z
20 linj =
1.6 g
α
20 linj =
1/4 rad
γ
20 linj =
45 °
δ_e
20 linj =
1/32 rad



t sek

M=.9
H =.5km
TP2
ß =.1

F_e
22 N

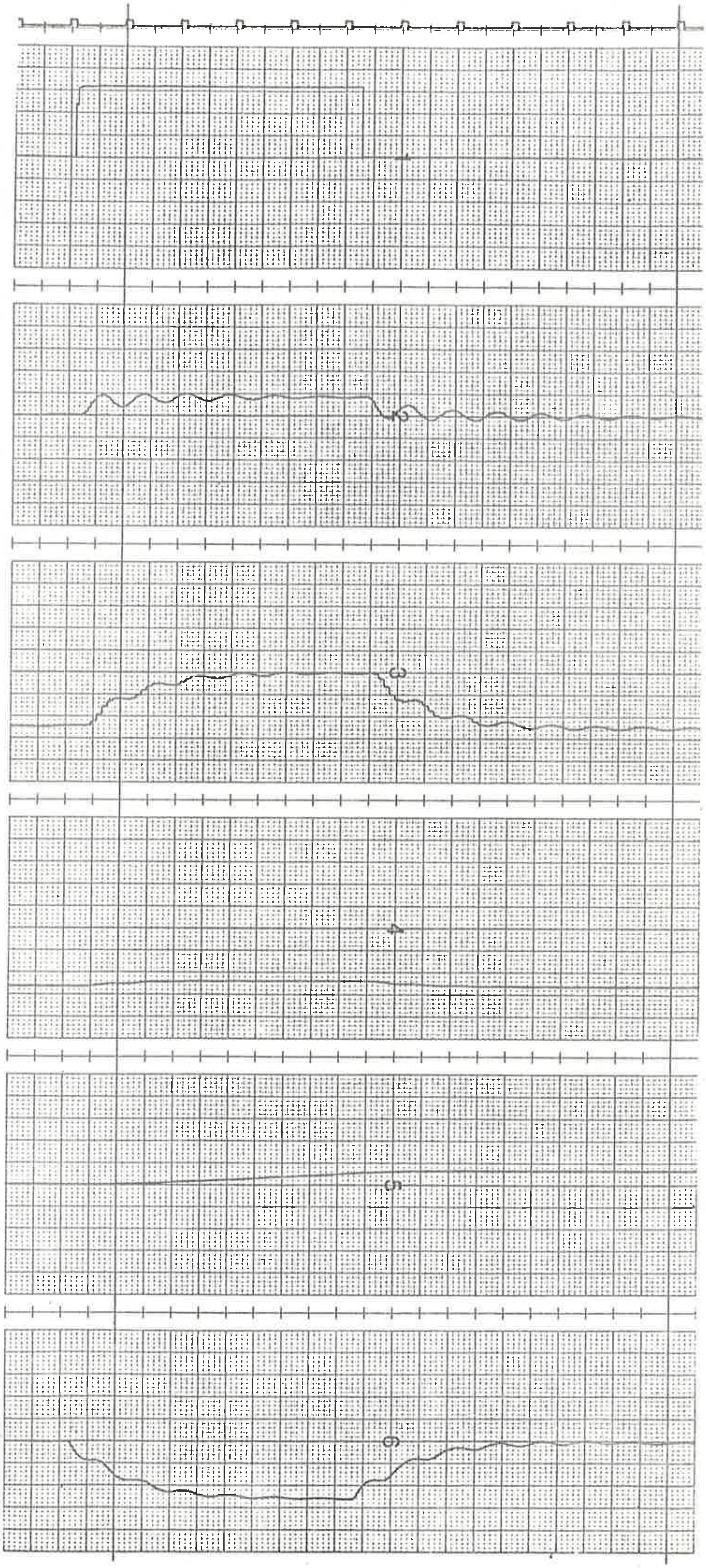
q
20 linj =
1/16 rad/s

n_z
20 linj =
1.6 g

α
20 linj =
1/4 rad

γ
20 linj =
45 °

δ_e
20 linj =
1/32 rad



t sek

M = 1.1
H = 3 km
TP 1
ß = .1

F_e
22 N

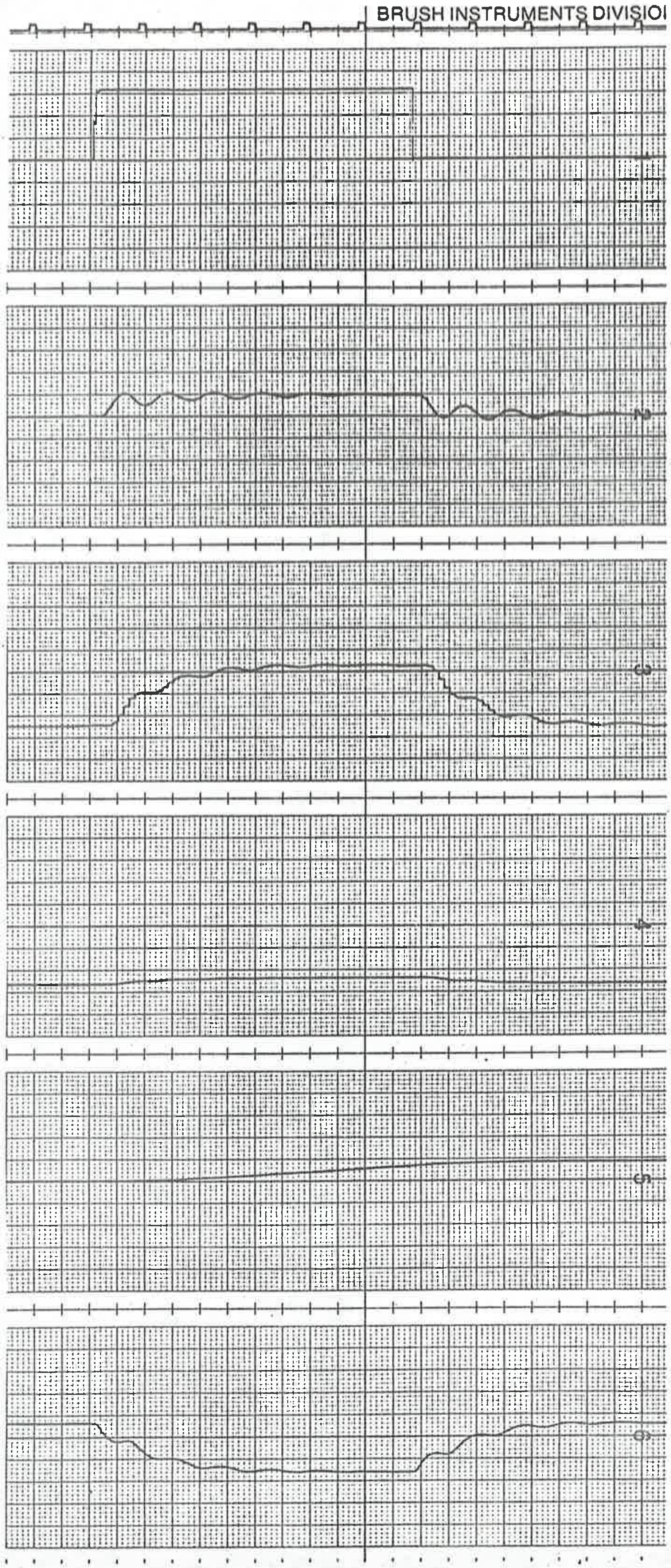
q
20 linj =
1/8 rad/s

n_z
20 linj =
1.6 g

α
20 linj =
1/4 rad

γ
20 linj =
45 °

δ_e
20 linj =
1/32 rad



t sek

M = 1.1
H = 3 km
TP 2
ß = .1

F_e
22 N

q
20 linj =
1/8 rad/s

n_z
20 linj =
1.6 g

α
20 linj =
1/4 rad

γ
20 linj =
45 °

δ_e
20 linj =
1/32 rad