



LUND UNIVERSITY

System för automatisk landning av flygplan

Projektarbete i systemteknik våren 1974

De la Cour, Ulric; Gupta, Birenda; Källgren, Sören; Larsson, Tord; Lindholm, Bo; Ulveland, Peter

1981

Document Version:
Förlagets slutgiltiga version

[Link to publication](#)

Citation for published version (APA):

De la Cour, U., Gupta, B., Källgren, S., Larsson, T., Lindholm, B., & Ulveland, P. (1981). *System för automatisk landning av flygplan: Projektarbete i systemteknik våren 1974*. (Technical Reports TFRT-7218). Department of Automatic Control, Lund Institute of Technology (LTH).

Total number of authors:
6

General rights

Unless other specific re-use rights are stated the following general rights apply:

Copyright and moral rights for the publications made accessible in the public portal are retained by the authors and/or other copyright owners and it is a condition of accessing publications that users recognise and abide by the legal requirements associated with these rights.

- Users may download and print one copy of any publication from the public portal for the purpose of private study or research.
- You may not further distribute the material or use it for any profit-making activity or commercial gain
- You may freely distribute the URL identifying the publication in the public portal

Read more about Creative commons licenses: <https://creativecommons.org/licenses/>

Take down policy

If you believe that this document breaches copyright please contact us providing details, and we will remove access to the work immediately and investigate your claim.

LUND UNIVERSITY

PO Box 117
221 00 Lund
+46 46-222 00 00

CODEN: LUTFD2/(TFRT-7218)/1-37/(1981)

SYSTEM FÖR AUTOMATISK LANDNING AV FLYGPLAN

PROJEKTARBETE I SYSTEMTEKNIK VÅREN 1974

ULRIC DE LA COUR
BIRENDA GUPTA
SÖREN KÄLLGREN
TORD LARSSON
Bo LINDHOLM
PETER ULVELAND

INSTITUTIONEN FÖR REGLERTEKNIK
LUNDS TEKNISKA HÖGSKOLA
JUNI 1981



SYSTEMTEKNIK

SYSTEM FÖR AUTOMATISK


LANDNING AV FLYGPLAN

Författare: Ulric de la Cour
Birenda Gupta
Sören Källgren
Tord Larsson
Bo Lindholm
Peter Ulveland

LUND INSTITUTE OF TECHNOLOGY DEPARTMENT OF AUTOMATIC CONTROL Box 725 S 220 07 Lund 7 Sweden		Document name	
		Internal report	
		Date of issue	
		June 1981	
Author(s) Ulric de la Cour Tord Larsson Birenda Gupta Bo Lindholm Sören Källgren Peter Ulveland		REPORT NUMBER: LUTRA 81/1 CODEN: LUTRA 81/1-37/(1981)	
		Supervisor Lars Pernebo	
		Sponsoring organization	
Title and subtitle Projektarbete i Systemteknik våren 1974. Autopiloter för flygplan. (Independent studies in Systems Engineering 1974. Autopilots for aeroplanes).			
Abstract This report contains two independent studies performed in the undergraduate course of Systems Engineering (Reglerteknik - Systemteknik) during spring 1974. The first one contains computer simulations of an autopilot for landing of aeroplanes. In the second one an autopilot for straight flight is studied.			
Key words			
Classification system and/or index terms (if any)			
Supplementary bibliographical information			
ISSN and key title		ISBN	
Language		Recipient's notes	
Swedish		Number of pages	
Security classification		37	

DOKUMENTOATABLAD RT 3/81

Distribution: The report may be ordered from the Department of Automatic Control or borrowed through the University Library 2, Box 1010, S-221 03 Lund, Sweden, Telex: 33248 lubbis lund.

	sid
INNEHÅLLSFÖRTECKNING	
FÖRORD	
1 INLEDNING	1
1.1 Bakgrund	1
1.2 Förutsättning	1
1.3 Referensram	1
2 AVHANDLING	3
2.1 Problemanalys	3
2.2 Problembehandling	4
2.2.1 Systemets överföringsfunktion	4
2.2.2 Radarstrålevinkelns betydelse	5
2.2.3 Stabilitet	6
2.2.4  Kompensering	6
2.3 Kontroll	7
2.4 Resultat	7
2.5 Rekommendationer för fortsatt forskning	7
Bilagor	8
LITTERATURFÖRTECKNING	20

FÖRORD

Föreliggande seminarierapport ingår som obligatoriskt moment i ämnet Systemteknik vid institutionen för Reglerteknik vid Lunds Tekniska Högskola.

Uppgiften har utförts som grupparbete av 6 teknologer.

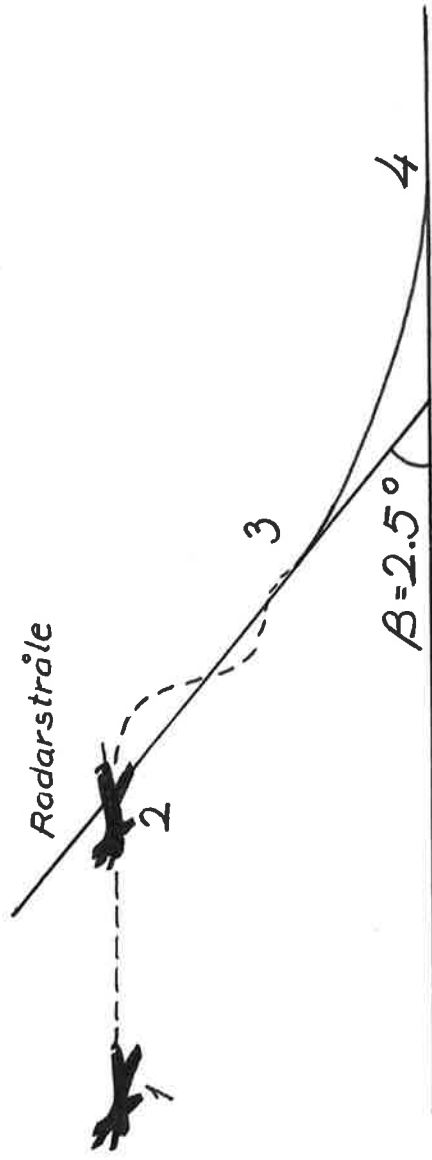
För den maskinella databehandlingen har vi använt institutionens processdator PDP-15.

1 INLEDNING

1.1 Bakgrund

För att öka flygsäkerheten, önskar man ett automatiskt system för landning av flygplan.

1.2 Förutsättning

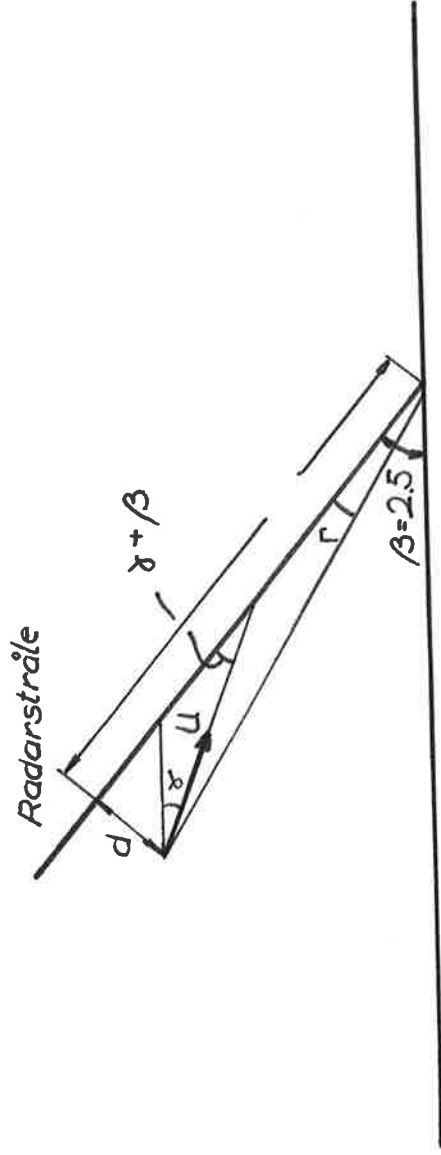


Figur 1

Ett plan, som flyger horisontellt (1), skall, då det korsar radarstrålen vid (2), bringas att följa denna till punkten (3) och därefter följa en exponentialkurva till landningsplatsen (4).

1.3 Referensram

Vi betraktar fallet att planet skall följa strålen från (2) till (3).
Se figur 2.



Figur 2

I det fall som visas i figuren ovan, betraktas δ och Γ som negativa.
 U är planetets hastighet, vilken betraktas som konstant till sitt
 belopp.

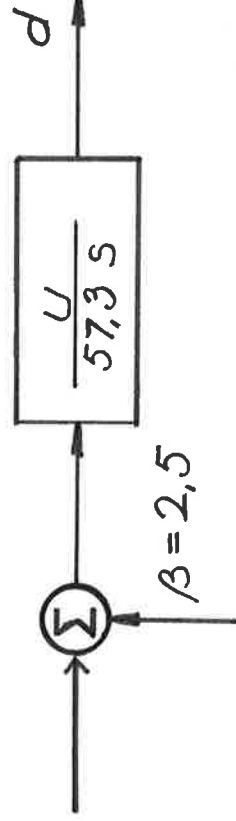
2. AVHANDLING

2.1 Problemanalys

Ur figur 2 fås $\dot{d} = U \sin(\gamma + 2,5^\circ) \approx \frac{U}{57,3} (\gamma + 2,5^\circ)$

Laplaceformerna: $d = \frac{U}{57,3s} (\gamma + 2,5)$

Vi har således:



Figur 3

Ur figur 2 fås även $\tan \Gamma = \frac{d}{R}$

För små vinklar: $\Gamma = \frac{57,3}{R} d$ (grader)

För ett jet-transportplan vid låg hastighet och låg höjd gäller följande samband mellan θ och θ_{ref}

$$\frac{\theta(s)}{\theta_{ref}(s)} = \frac{53,6(s+0,585)}{(s+0,5)(s+5,5)(s^2+5,4s+11,4)} \quad (\text{grad/volt})$$

där θ är vinkeln mellan planetets längdriktning och horisontalplanet.



Figur 4

θ_{ref} är en spänning, som anger önskat värde på θ (en grad motsvarar en volt).

Överföringsfunktionen från θ till δ ges för det aktuella planet av:

$$G_1(s) = \frac{0,585}{s+0,585}$$

Tillgänglig mätsignal är endast vinkeln Γ , som erhålls m.h.a. radarn.

Vi bestämmer en regulator, som bringar vinkeln Γ mot noll.

Regulatorn används för att ge lämpliga θ_{ref} -värden.

Regulatorn skall vara sådan, att Γ blir noll i stationärt tillstånd, oberoende av värdet på vinkeln β .

När detta väl är uppfyllt, kan man i den fortsatta analysen sätta $\beta=0$.

Om planet hamnat vid sidan av radarstrålen, skall det närma sig denna på ett acceptabelt sätt.

Regulatorn skall fungera i intervallet

$$0,5 \text{ km} \leq R \leq 10 \text{ km}.$$

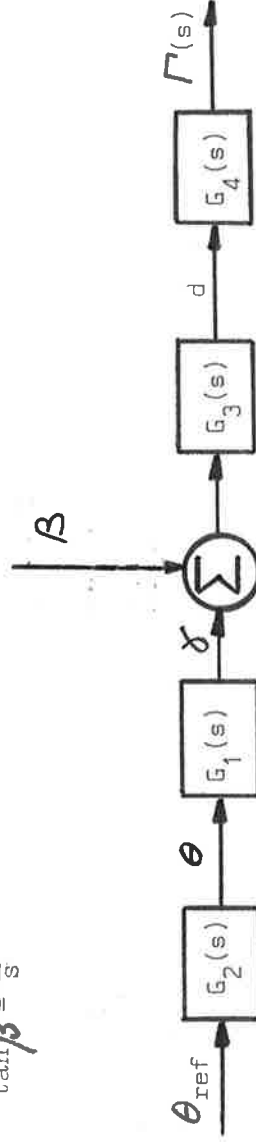
Planetets hastighet är konstant $|U| = 75 \text{ m/s}$

2.2 Problembehandling

2.2.1 Systemets överföringsfunktion

För systemet kan följande blockschema upprättas:

$$\tan \beta = \frac{b}{s}$$



Man erhåller följande överföringsfunktion:

$$G_1(s) = \frac{0,585}{s+0,585}$$

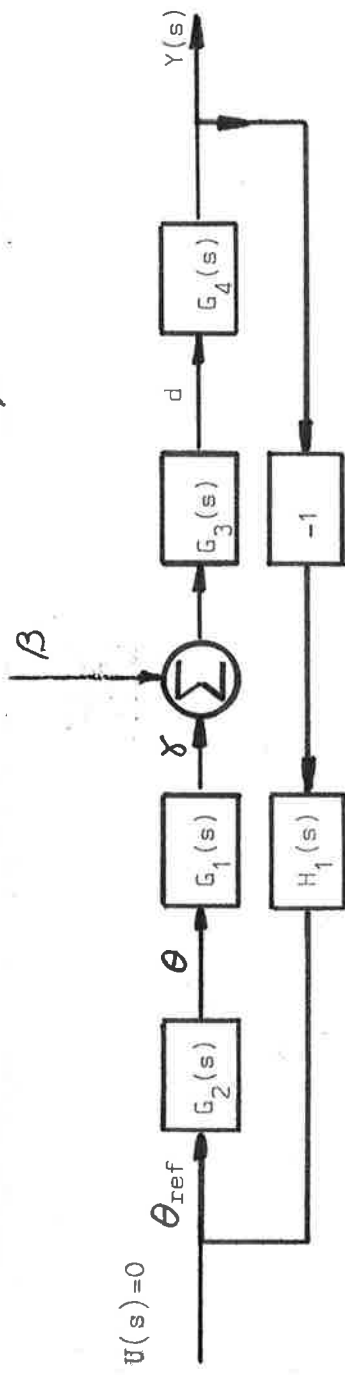
$$G_2(s) = \frac{53,6(s+0,585)}{(s+0,5)(s+5,5)(s^2+5,4s+11,4)}$$

$$G_3(s) = \frac{U}{57,3s}$$

$$G_4(s) = \frac{57,3}{R}$$

2.2.2 Radarstrålevinkelns betydelse

Vi bestämmer ett villkor på $H_1(s)$ i nedanstående fig. så att $y(t)$ i stat. tillstånd blir oberoende av b . ($\tan \beta = \frac{b}{s}$)



Vi får då följande överföringsfunktion:

$$Y(s) = \frac{H_1(s) \times G_1(s) \times G_2(s) \times G_3(s) \times G_4(s)}{1 + H_1(s) \times G_1(s) \times G_2(s) \times G_3(s) \times G_4(s)} \times U(s) + \frac{G_3(s) \times G_4(s)}{1 + H_1(s) \times G_1(s) \times G_2(s) \times G_3(s) \times G_4(s)} \times \frac{\beta}{s}$$

$H_1(s)$ bestäms ur slutvärdesteoremet.

$$\lim_{s \rightarrow 0} s \frac{G_3(s) \times G_4(s)}{1 + H_1(s) \times G_1(s) \times G_2(s) \times G_3(s) \times G_4(s)} \times \frac{\beta}{s} = 0$$

detta medför

$$\lim_{s \rightarrow 0} \frac{U \times \frac{1}{R \times K_1 H_1(s)}}{R \times K_1 H_1(s)} = 0$$

medför $\frac{1}{H_1(0)} = 0$
dvs.

$$H_1(s) = \frac{H_2(s)}{s} \quad \text{där } H_2(0) \neq 0$$

2.2.3 Stabilitet

Det ursprungliga systemets rotort och stegsvar finns i bilagorna 1 och 2.

Diagrammen visar klart att systemet är instabilt. $H_1(s) = K_2/s$

Systemet studeras först för $R=10\text{km}$.

För att dra in rotorten i vänstra halvplanet placeras 2 nollställen i $(s+0,402)$ och $(s+0,350)$.

Förstärkningen injusteras så att bästa resultatet med avseende på översläng och dämpning erhålls. ($K_2=47$)

Systemets stegsvar, Bode-diagram och Nichols-diagram finns redovisade i bilagorna 3,4 och 5.

Nichols-diagrammet visar att resonanstoppen ligger under $1,5$, ~~1,5~~ Stegsvaret har en översläng på c:a **35 %**.

Insvängningstiden är 10 sek.

Detta får anses tillfredsställande.

Systemet studeras sedan för $R=0,5$ km.

Förstärkningen K_2 blir nu $\frac{10}{0,5} = 20$ ~~88~~ högre.

Enligt bilaga 6, som visar systemets Nichols-diagram, framgår att systemet nu är instabilt.

2.2.4 Kompensering

För att motverka instabiliteten, införs en fasavancerande länk i systemet.

Ur bilaga 7 fås att fasavanceringen bör läggas vid $\omega = 5$ rad/s.

Detta ger följande fasavancerande nät: $\frac{s+2,5}{s+25}$

Fasavanceringen gör systemet stabilt, vilket bilaga 8 visar.

Bilaga 9 visar systemets stegsvar.

2.3 Kontroll

Vid kontroll av systemet för $K_2=47$, visar bilaga 10 att systemet är stabilt, men att resonansstoppen har ökat.

Stegsvaret (bilaga 11) visar ett något slängigt system. Insvingningstiden har ökat till omkring 100 sek, vilket dock får anses tillfredsställande med tanke på **det stora avståndet till landningsbanan (10 000 m)**.

Systemets rotort **i en omgivning av origo** visas i bilaga 12.

2.4 Resultat

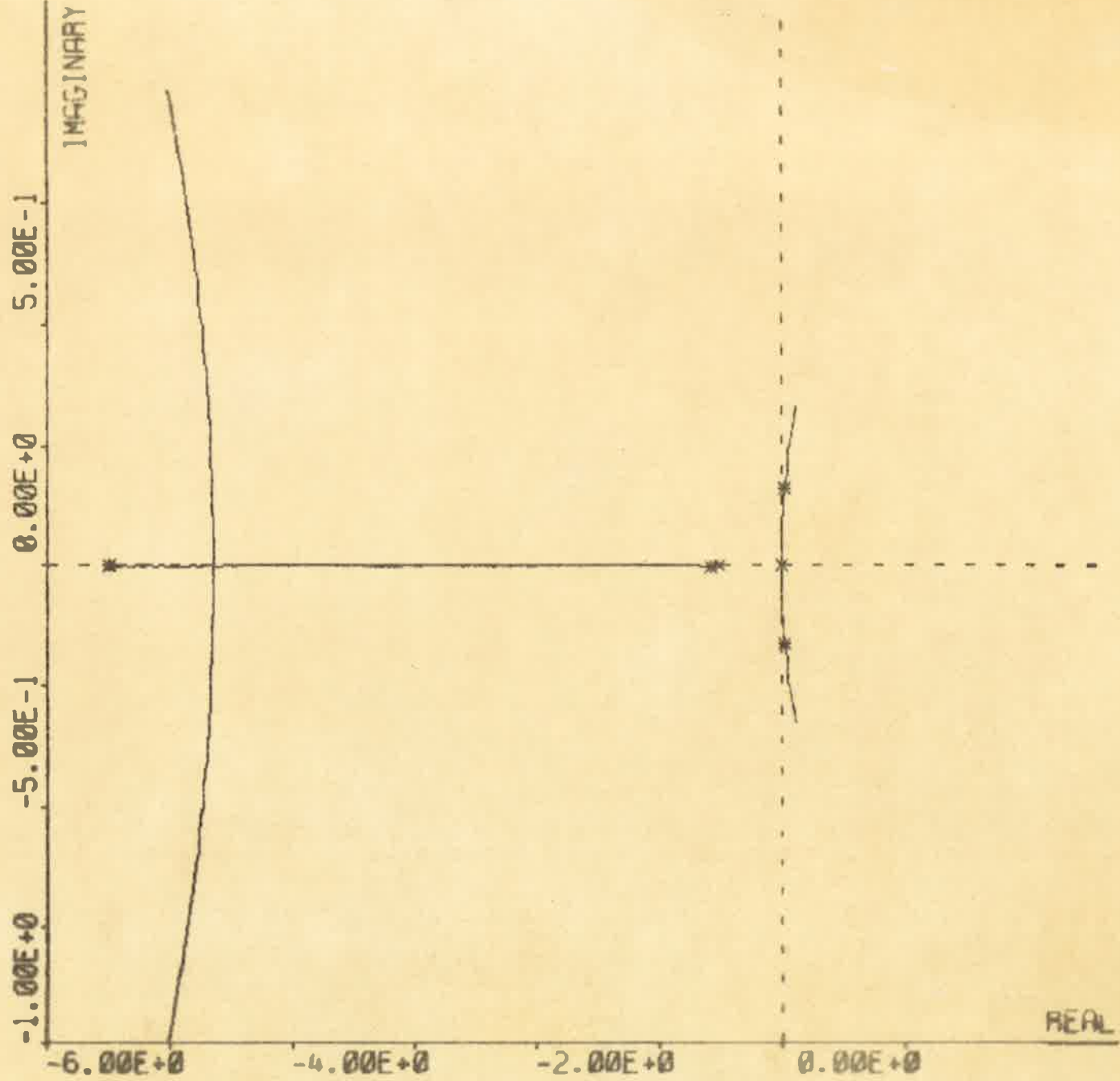
För att snabbt minska vinkeln mellan planetns anfallsvinkel och radarstrålens vinkel, dvs vinkeln Γ i figur 2, skall en regulator med följande överföringsfunktion användas.

$$G(s) = K_2 \frac{(s+2,5)(s+0,402)(s+0,350)}{s(s+25)}$$

2.5 Rekommendationer för fortsatt forskning

För att få ett system för automatisk landning av flygplan med bättre egenskaper, bör även avståndet R mätas. Detta medför ett konstant K_2 -värde.

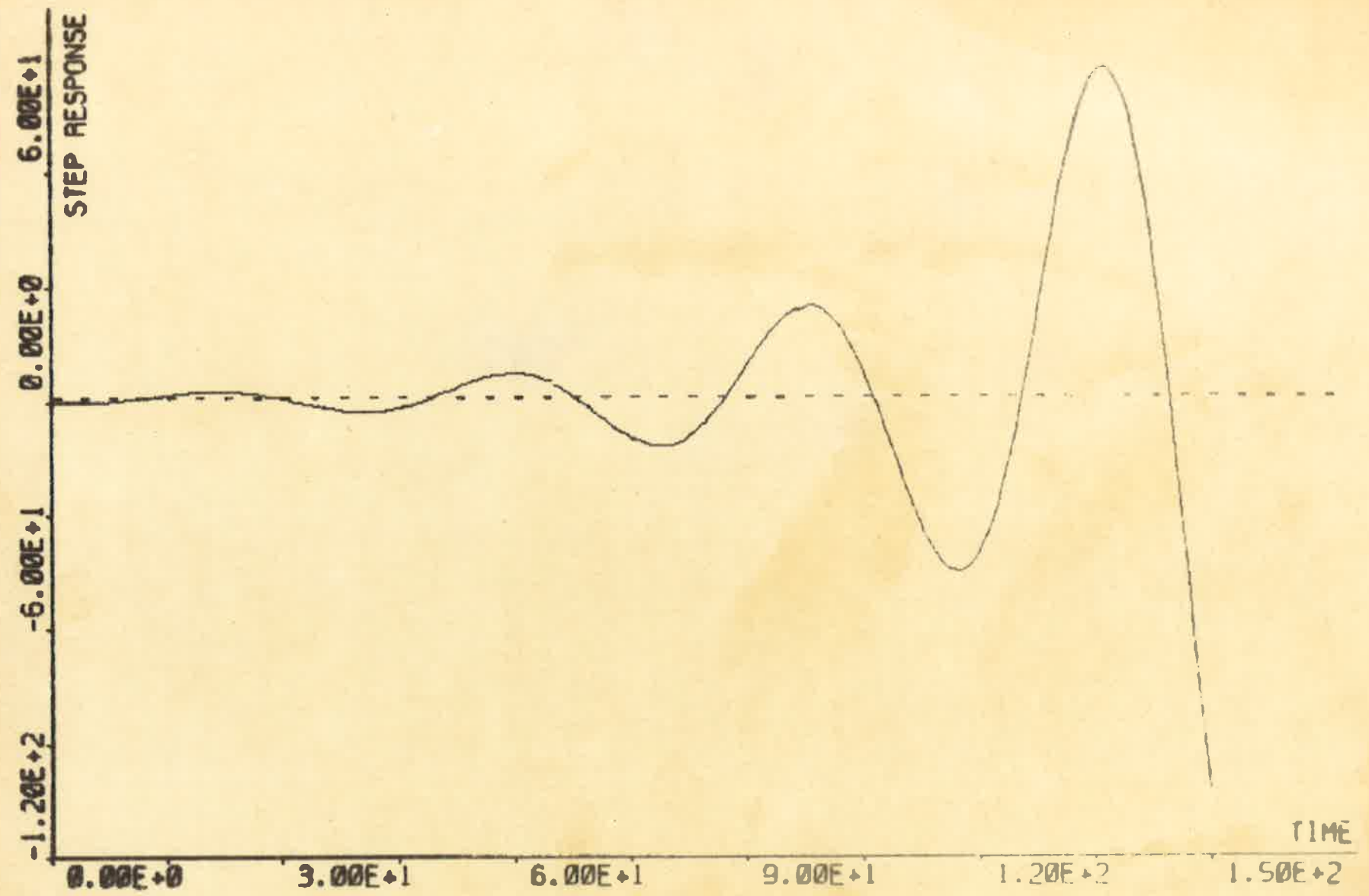
OPEN LOOP: ○ ZEROS: × POLES.
 CLOSED LOOP POLES: *
 UNIT CIRCLE: □ CONSTANT SPEED CIRCLE: ▸
 CONSTANT DAMPING: | CONT. SYST: + SAMP. SYST.
 SYSTEM COMPENSATED
 GAIN. SYSTEM: 1.000E+0 TOTAL LOOP: 1.000E+0



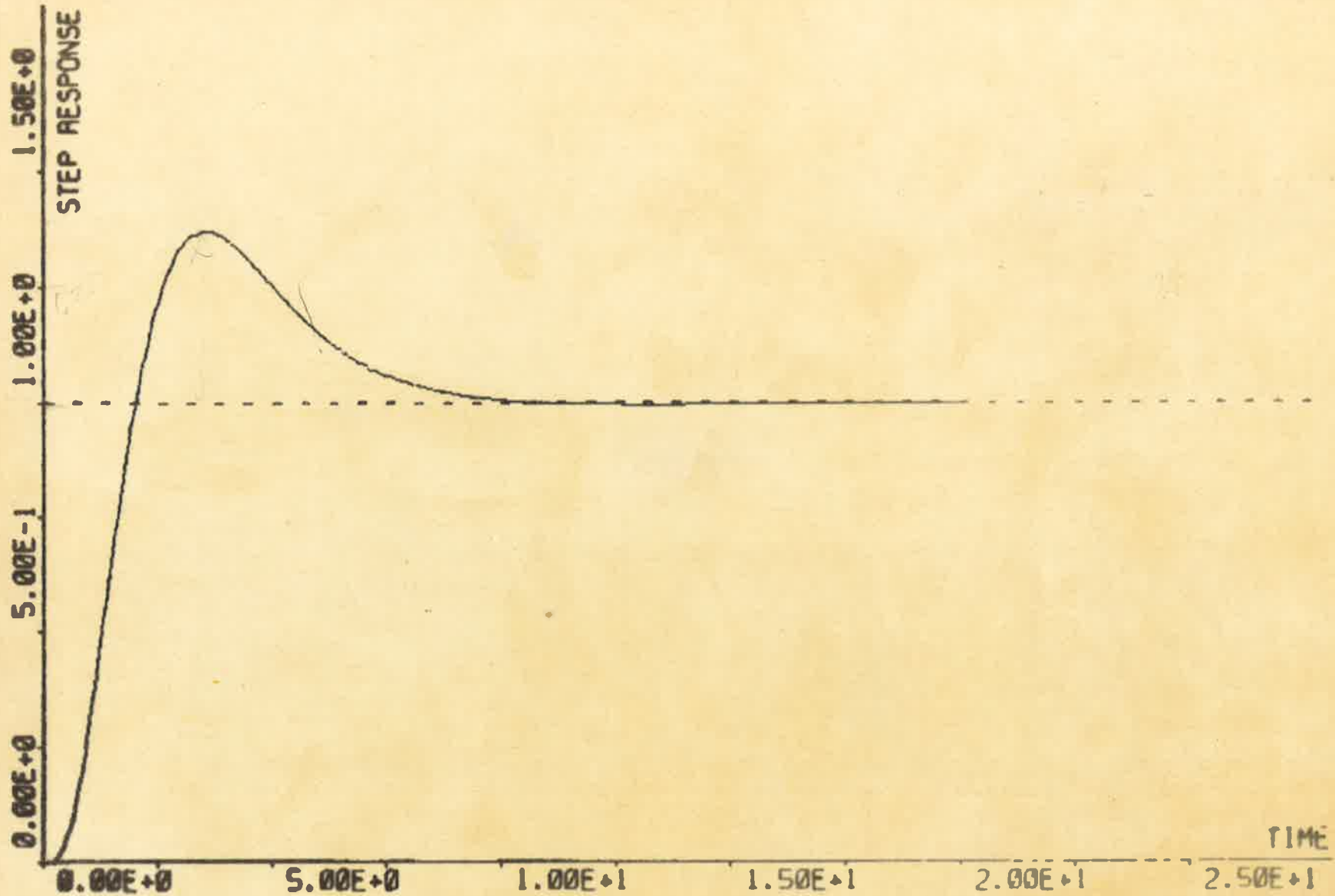
$$s^2(s+0.5)(s+5.5)(-2.7 \pm j2.027)$$

Bikya 2

$$\frac{1}{s^2(s+0.5)(s+5.5)(-2.7 \pm j2.027)}$$



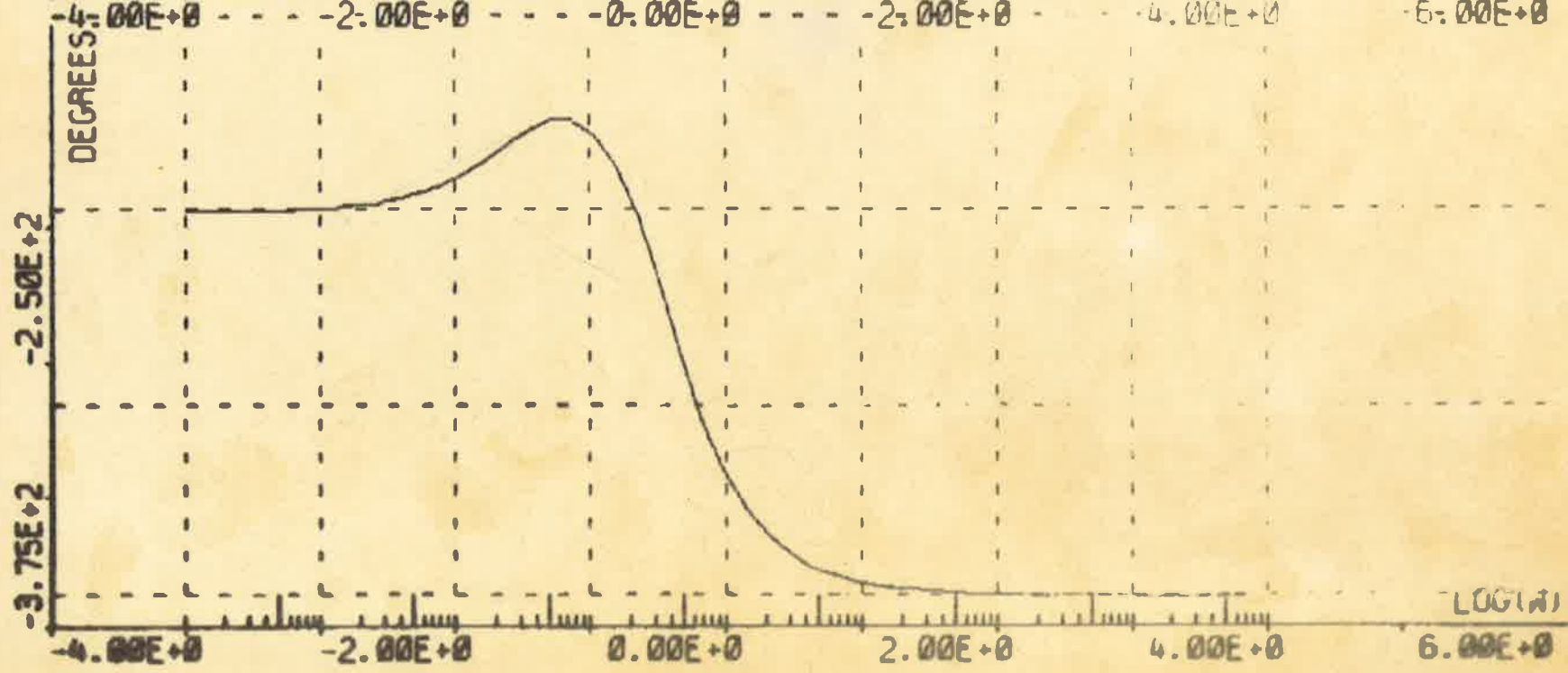
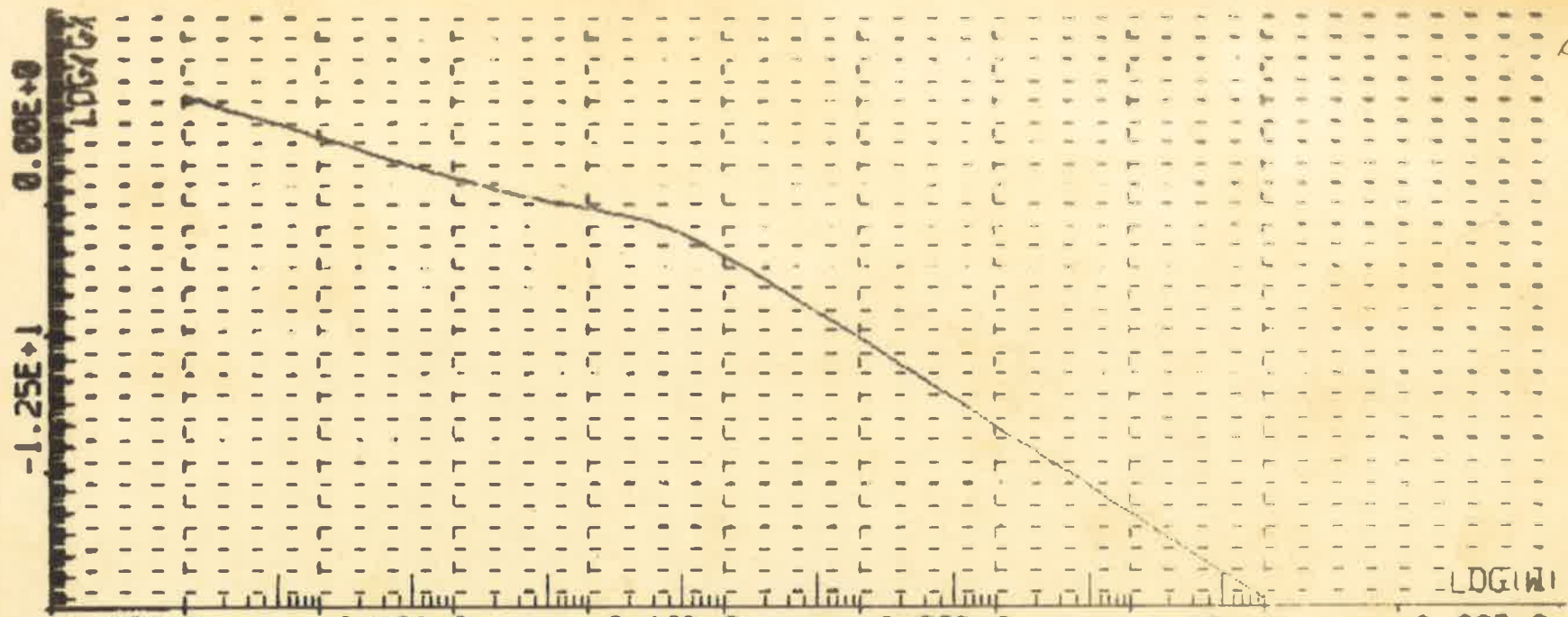
STEP RESPONSE FOR CLOSED LOOP COMPENSATED SYSTEM. TIME DELAY = 0.000E+0



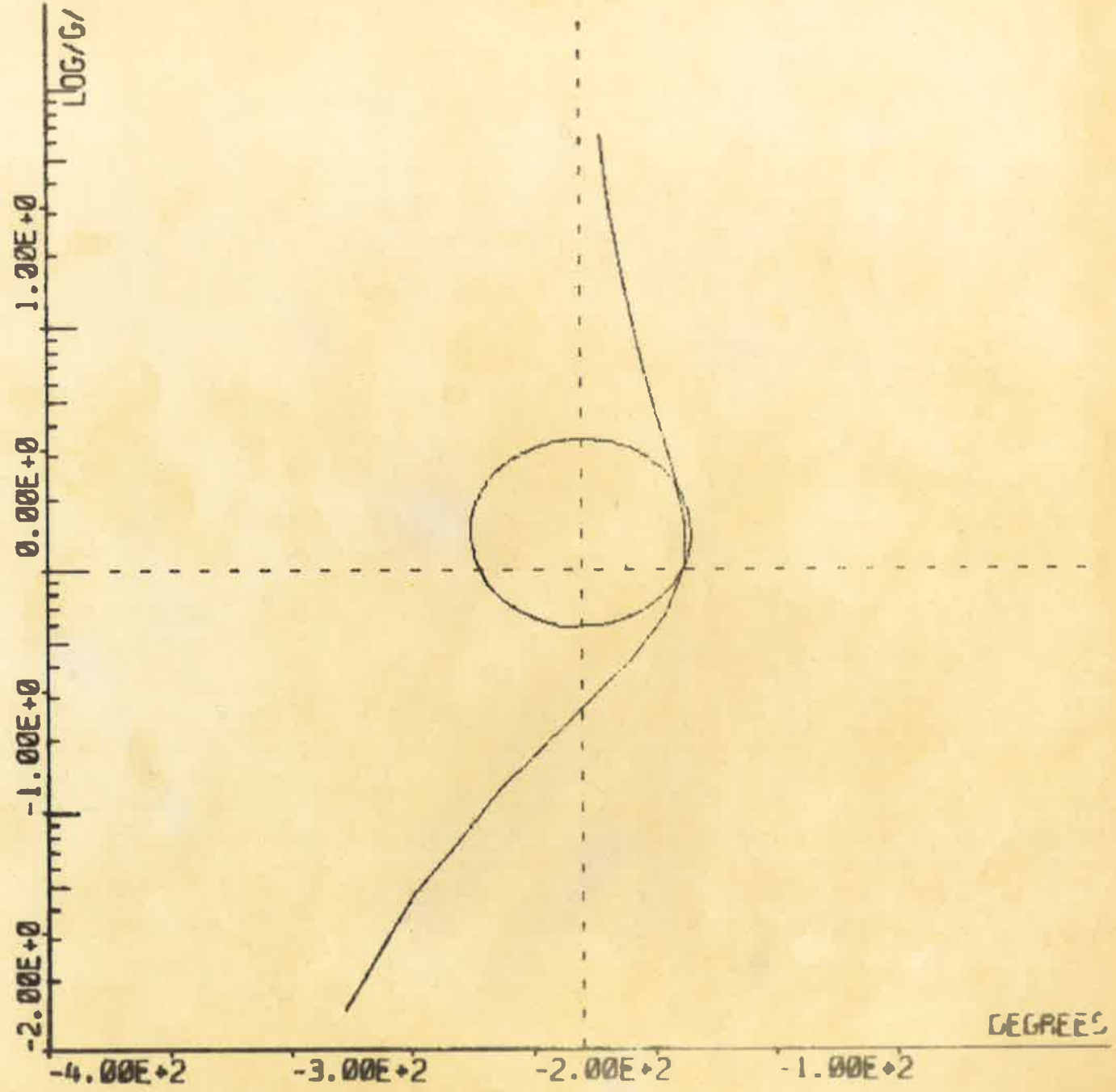
STEP RESPONSE FOR CLOSED LOOP COMPENSATED SYSTEM. TIME DELAY = 0.000E+0

Bilaga 4

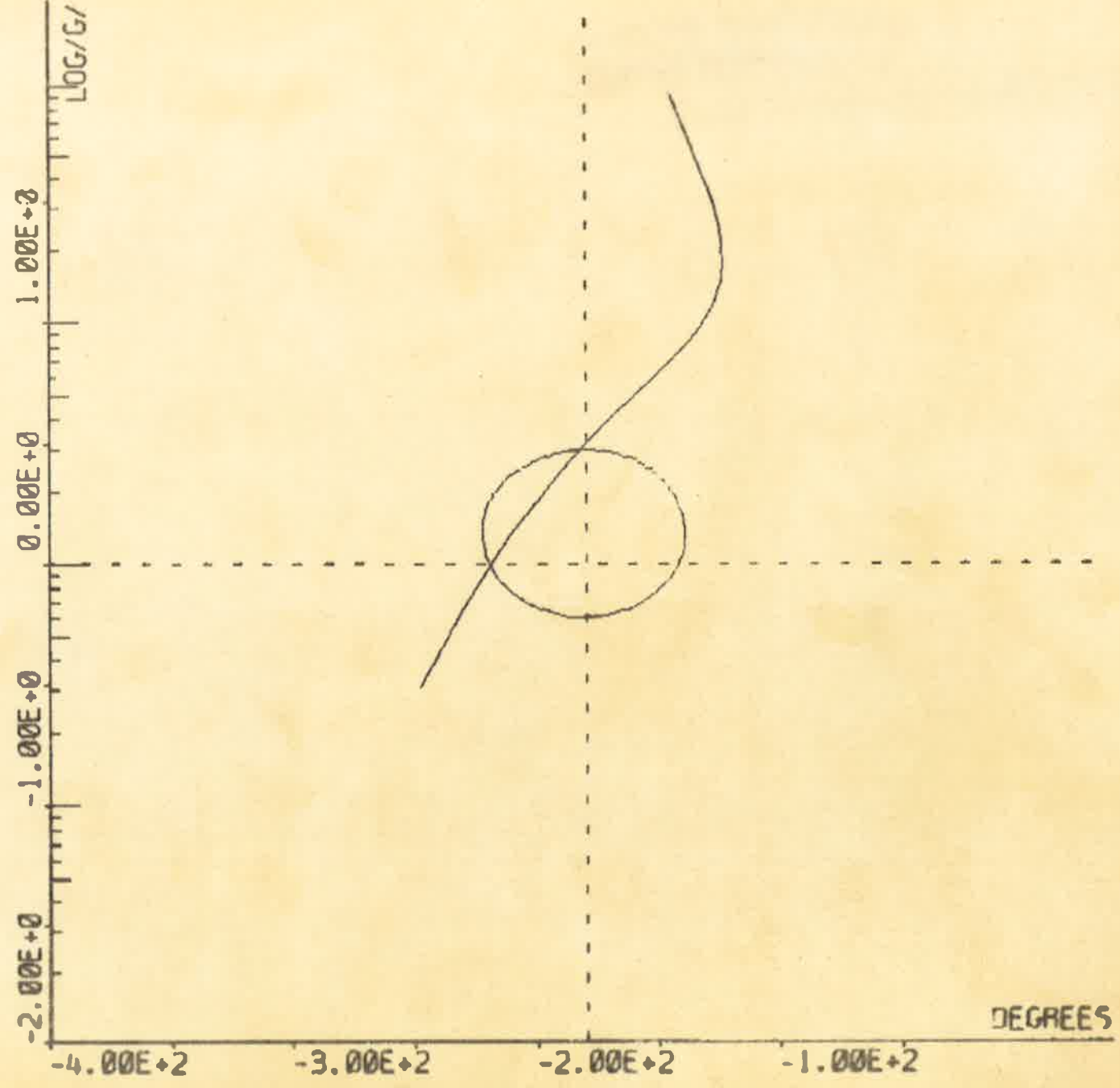
K=47



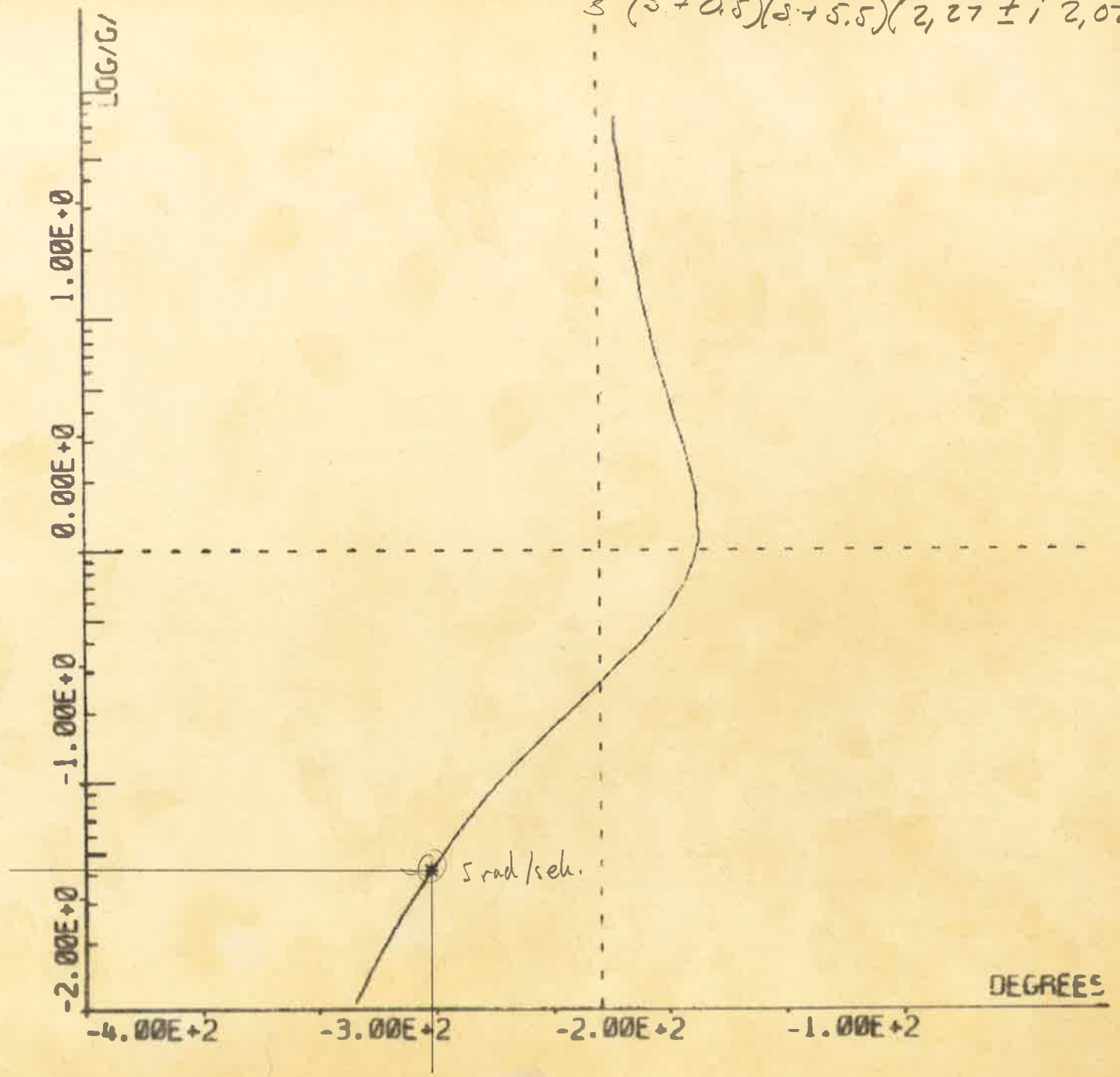
NICHOLS DIAGRAM
FREQUENCY RANGE: $1.000E-3$ TO $1.000E+5$ RAD/SE
FREQUENCY =
CONSTANT CLOSED-LOOP MAGNITUDE CURVE: $M = 1.400E+0$
TOTAL LOOP GAIN: $4.700E+1$



NICHOLS DIAGRAM
FREQUENCY RANGE: 1.000E-2 TO 1.000E+1 RAD/SE
FREQUENCY =
CONSTANT CLOSED-LOOP MAGNITUDE CURVE: M = 1.500E+0
TOTAL LOOP GAIN: 9.400E+3

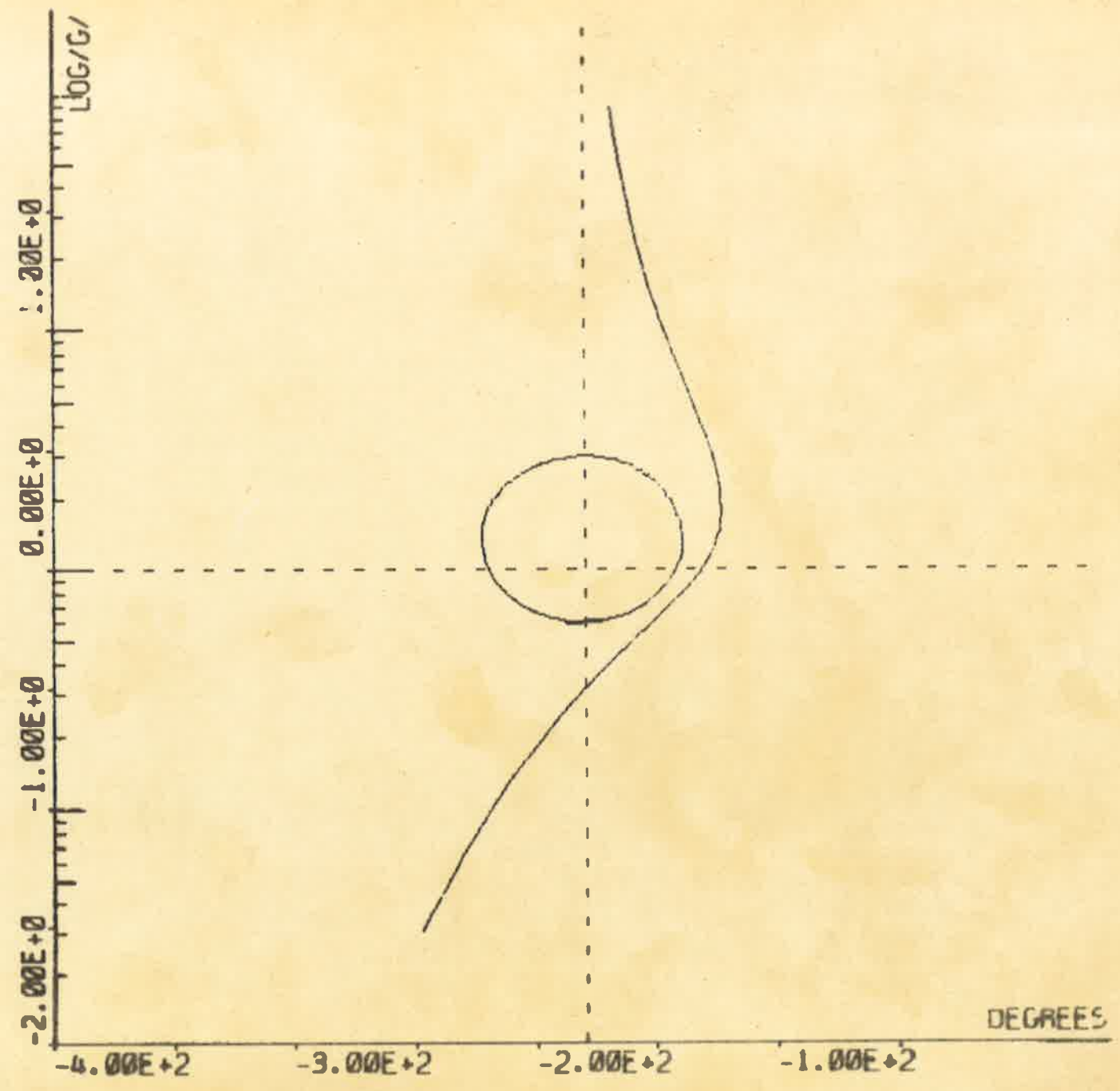


NICHOLS DIAGRAM
FREQUENCY RANGE: 1.000E-2 TO 1.000E+1 RAD/SE
FREQUENCY = 5.000E+0 RAD/SEC AT *
CONSTANT CLOSED-LOOP MAGNITUDE CURVE: M =
TOTAL LOOP GAIN: 4.700E+1

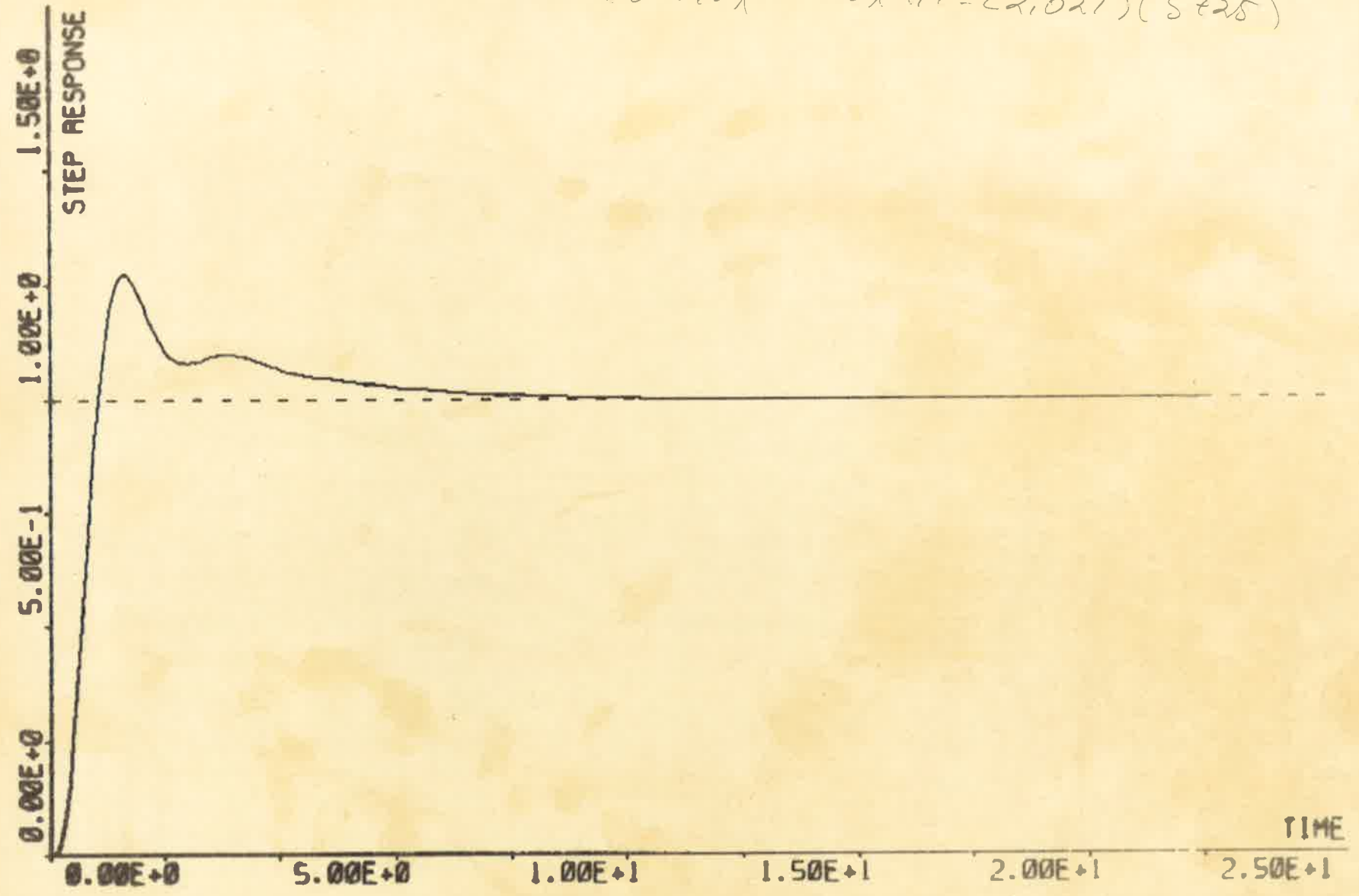


$$\frac{47(s+0.402)(s+0.35)}{s^2(s+0.5)(s+5.5)(2.27 \pm i 2.027)}$$

NICHOLS DIAGRAM
FREQUENCY RANGE: 1.000E-2 TO 1.000E+1 RAD/SE
FREQUENCY =
CONSTANT CLOSED-LOOP MAGNITUDE CURVE: M = 1.500E+0
TOTAL LOOP GAIN: 9.400E+2

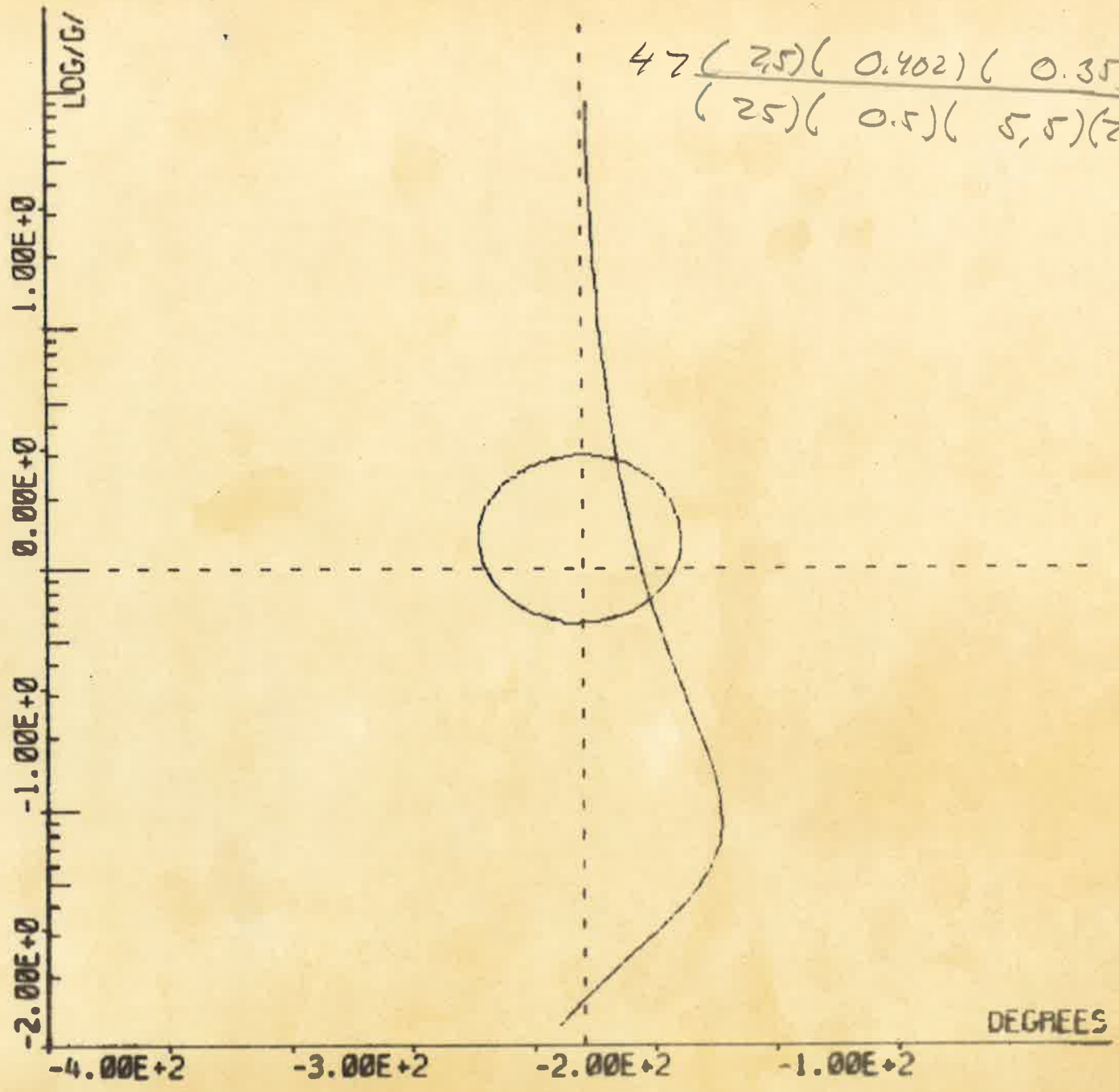


$$\frac{940 (s+2.5)(s+0.402)(0+0.35)}{s^2 (s+0.5)(s+5.5)(2.7 \pm j2.027)(s+25)}$$



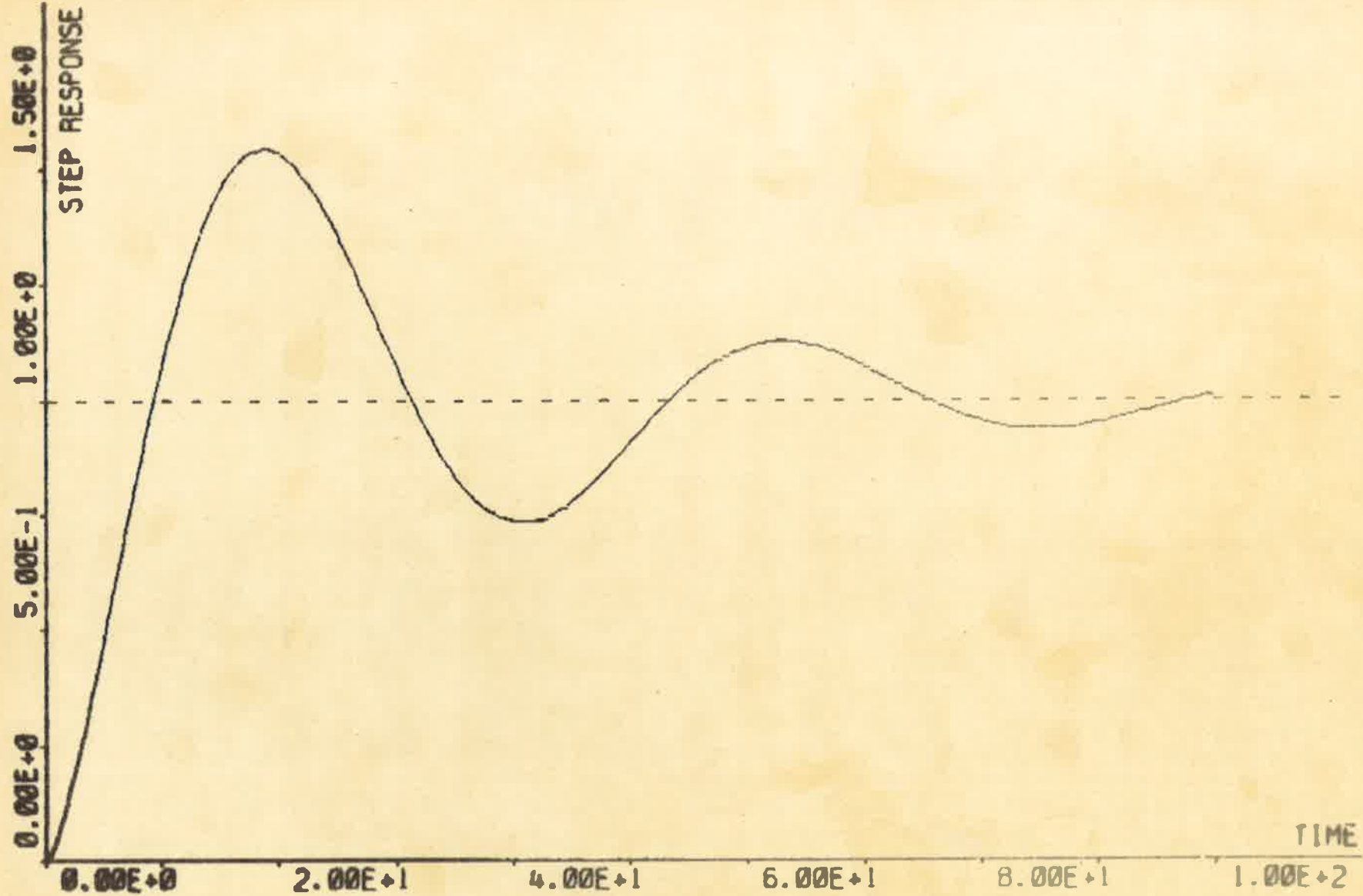
STEP RESPONSE FOR CLOSED LOOP COMPENSATED SYSTEM. TIME DELAY = 0.000E+0

NICHOLS DIAGRAM
FREQUENCY RANGE: 1.000E-2 TO 1.000E+1 RAD/SE
FREQUENCY =
CONSTANT CLOSED-LOOP MAGNITUDE CURVE: M = 1.500E+0
TOTAL LOOP GAIN: 4.700E+1



$$\frac{47 (2.5) (0.402) (0.35)}{(25) (0.5) (5.5) (2.7 \pm 2.027)}$$

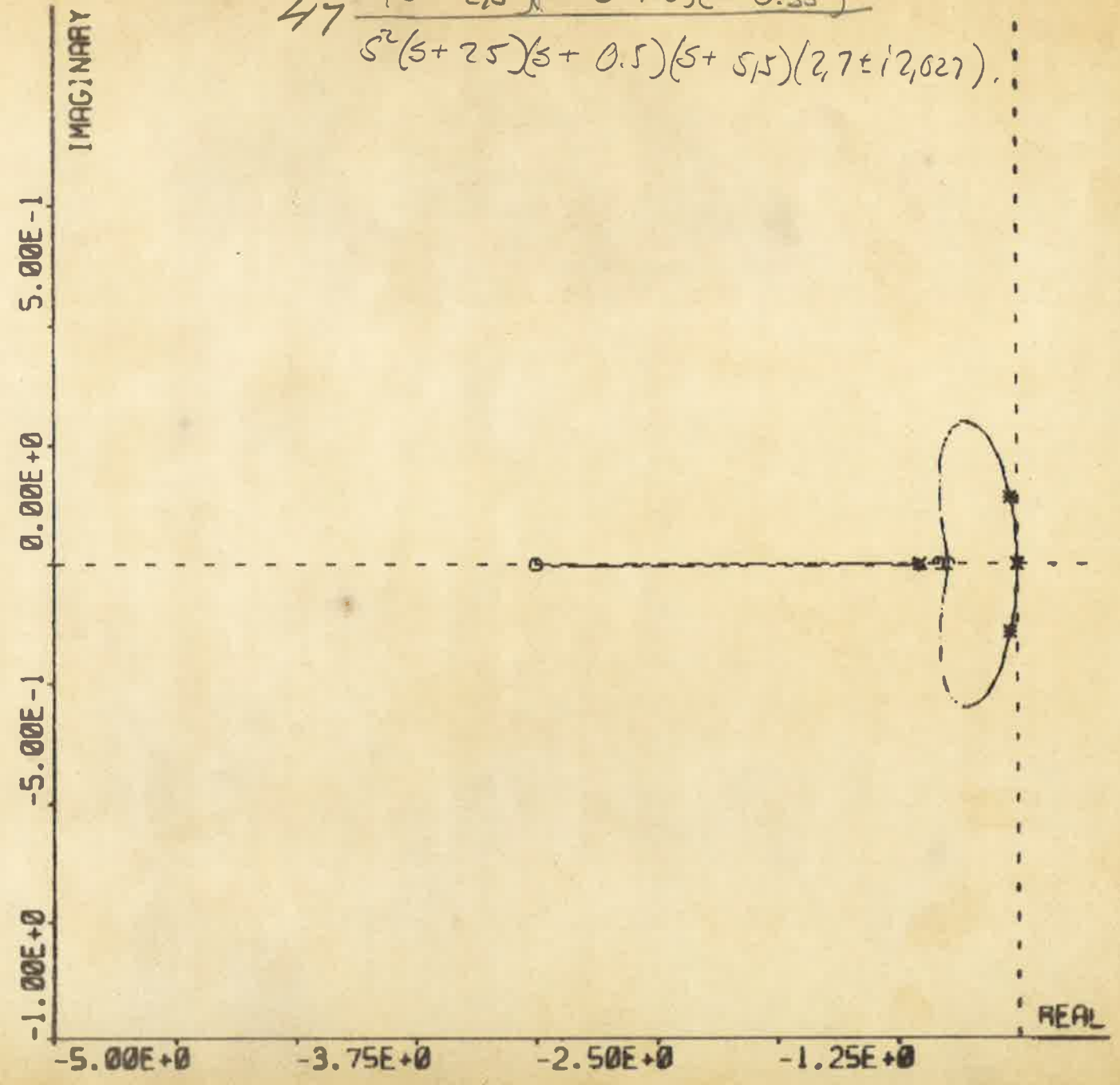
47 $\frac{(s+2.5)(s+0.402)(s+0.35)}{s^2(s+0.5)(s+5.5)(2.7 \pm j2.02)(s+25)}$



STEP RESPONSE FOR CLOSED LOOP COMPENSATED SYSTEM. TIME DELAY = 0.000E+0

Bilaga 12

OPEN LOOP: ○ ZEROS: × POLES.
 CLOSED LOOP POLES: *
 UNIT CIRCLE: ◻ CONSTANT SPEED CIRCLE: ▴
 CONSTANT DAMPING: | CONT. SYST: + SAMP. SYST.
 SYSTEM COMPENSATED
 GAIN. SYSTEM: 4.700E+1 TOTAL LOOP: 4.700E+1



47 $\frac{(s + 2.5)(s + 0.702)(s + 0.35)}{s^2(s + 2.5)(s + 0.5)(s + 5.5)(2.7 \pm i2.027)}$

Uppgift i systemteknik vårterminen 1974
avseende

SYSTEM FÖR KONTROLL AV ETT FLYGPLANS VINKEL MOT
HORIZONTALPLANET?

Utförd av: Ulf Björllingsson
Arne Persson
Magnus Hellblom
Gunnar Frost
Göran Bernhardsson
Ryszard Raczkowski

Problemformulering

Att av de problem man ställs inför då det gäller att bestämma en regulator för ett flygplan, är att det uppför sig olika t.ex. vid små och stora attackvinklar. Attackvinkeln är vinkeln mellan rörelseriktningen och vingplanet. Regulatorn måste kunna fungera i samtliga fall.



Oavsett om planet skall styras automatiskt eller manuellt, gäller det att kontrollera vinkeln Θ mellan planet's längdriktning och horisontalplanet.

Målsättning

Vår uppgift var att bestämma en regulator som ser till att vinkelhastigheten $\dot{\Theta}$ följer en given signal Θ_{ref} så bra som möjligt. Målsättningen var att stegsvarets översläng skulle vara max 20% och insvängningstiden mindre än 5 sekunder.

Förutsättningar

I planet finns två gyron, dels ett som ger en spänning proportionell mot vinkelhastigheten $\dot{\Theta}$ och dels ett, som ger en spänning proportionell mot vinkeln Θ . Dessutom har vi tillgång till elektronisk utrustning i form av förstärkare och differensbildare.

Överföringsfunktionen från vinkelhastighetslaget δ till vinkelhastigheten $\dot{\Theta}$ för små attackvinklar:

$$G_1(s) = \frac{-15(s+0.4)}{s^2+0.9s+8} \quad \left(\frac{\text{grad/sek}}{\text{grad}} \right)$$

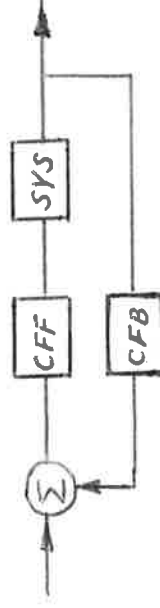
och för stora attackvinklar:

$$G_2(s) = \frac{-9(s+0.3)}{(s+3,8)(s-2,9)} \quad \left(\frac{\text{grad/sek}}{\text{grad}} \right)$$

Vingklaffarnas utslag bestäms av ett hydraul-servo vars insignal är en spänning U och som har överföringsfunktionen

$$G_H(s) = \frac{-10}{s+10}$$

Till hjälp i vårt arbete hade vi ett program "Classical Design Package" (CDP) som vi fick köra på institutionens processdator PDP. Med uppgifter om systemets överföringsfunktion, återkoppling och regulator kan man med CDP snabbt få fram rotort, stegsvar och dylikt, både för det öppna och det slutna systemet



Beskrivning av arbetsgången

Eftersom planet var instabilt vid stora attackvinklar, valde vi att börja med att försöka stabilisera planet för dessa.

Systemet skrevs om så att vi fick $G = G_2(s) \cdot G_1(s)$

$$G = \frac{90s + 27}{s^3 + 10.9s^2 - 2.02s - 110.2}$$

Test 1

Vi lade in en ^{P/}proportionell regulator i CFF och återkopplade med -1.

Med denna regulator blev planet stabilt först vid en förstärkning

större än 2000. Enbart en proportionell regulator visade sig således omöjlig.

Test 2

Nästa regulator blev en fasretarderande av formen $k \frac{s+a}{s}$. Or-

saken härtill var att vi ville tvinga in rotorten i vänstra halvplanet. Genom att använda oss dels av Hurwitz' teorem samt rotort och stegsvar fann vi att $k = 3$ och $a = 3$ gav oss det bästa resultatet se figur 1. Tyvärr fick vi en alltför stor översläng ca 60% medan insvängningstiden var 5 sekunder.

Test 3

För att försöka komma till rätta med dessa problem införde vi en fasretarderande länk av formen $N \frac{s+b}{s+bN}$. Hela regulatorn fick då

utseendet $N \frac{s+b}{s+bN} \cdot k \frac{s+a}{s}$ efter endel provande med olika

N och b fann vi att $b = 20$ och $N = 5$ gav oss det bästa resultatet om vi också ändrade på k till 8. Överslängen var ca 25% och insvängningstiden ca 3 sekunder. Visserligen var denna kombination av b, N och k inte den optimala men eftersom vi hittills inte studerat det stabila systemet ville vi inte arbeta för mycket på att få det instabila systemet alltför snyggt. Det var dock den bästa kombination vi kunde få med en relativt måttlig arbetsinsats se figur 2A. Vi testade nu

regulatorn på det stabila systemet och fann att det uppförde sig något bättre än det instabila. Överslängen var ca 20 % och insvängningstiden mindre än en sekund se figur 2B.

$$\text{Den regulator som vi nu hade såg ut som följande } 40 \frac{(s+3)(s+20)}{s(s+100)} =$$

$$= 40 \frac{s^2 + 23s + 60}{s^2 + 100s}$$

Genom att ändra på koefficienterna i täljaren försökte vi att åstadkomma en kompromiss mellan dels det instabila och dels det stabila systemet. Vi undvek dessutom att nollställena skulle bli komplexa för att inte i onödan komplicera det hela. Vi fann att följande regulator bäst skulle styra planet både vid stora och små attackvinklar och dessutom snabbt svänga in sig efter en godtagbar övergångslängd.

$$40 \frac{1.5s^2 + 24s + 96}{s^2 + 100s} = 12.5 \frac{s+8}{s+100} \quad 4.8 \frac{s+8}{s}$$

För det instabila systemet blev överlängen ca 16 % och insvängningstiden med $p = 5\%$ ca 0.3 sekunder se figur 3A. För det stabila systemet blev överlängen ca 18 % och insvängningstiden mindre än 0.1 sekund, se figur 3B. För de båda systemen tog vi också fram rotorten se figur 4A för det instabila systemet och figur 4B för det stabila systemet. För det instabila systemet tog vi också fram ett Bodediagram figur 5 där vi fann att förstärkningen kunde sänkas med en faktor 3.3 innan systemet blev instabilt.

Regulatorn, flygplanet samt återkopplingen får då följande utseende.

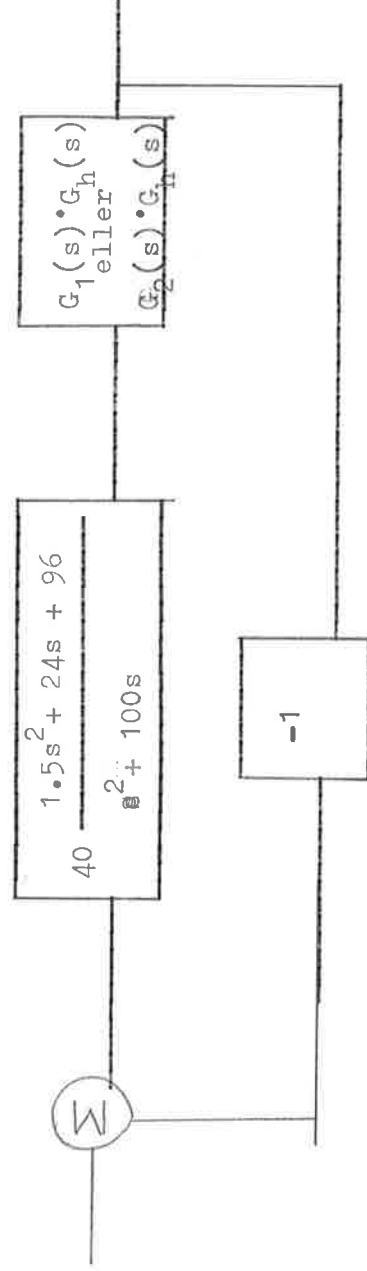


Fig 1

STEP RESPONSE FOR CLOSED LOOP COMPENSATED SYSTEM. TIME DELAY = 0.000E+0

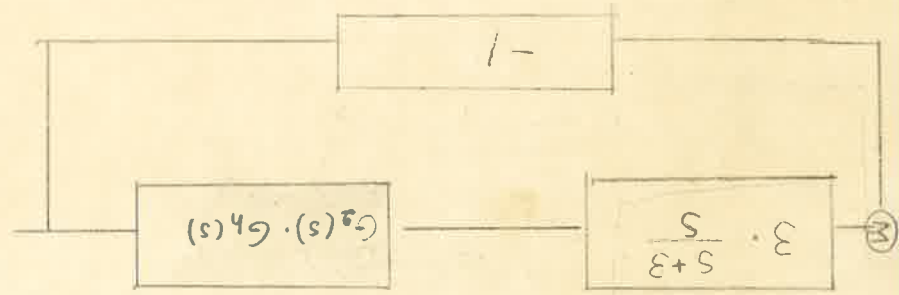
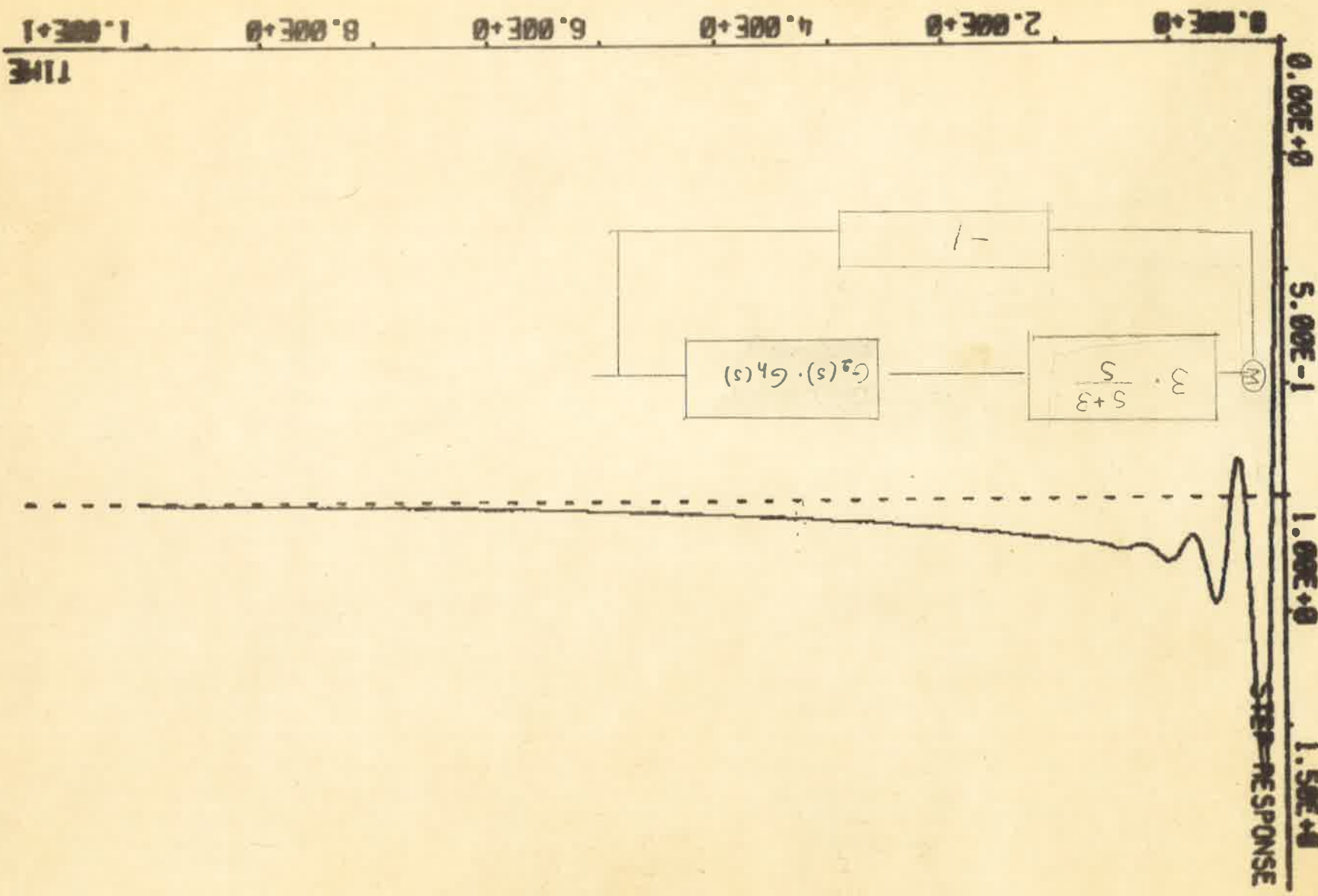
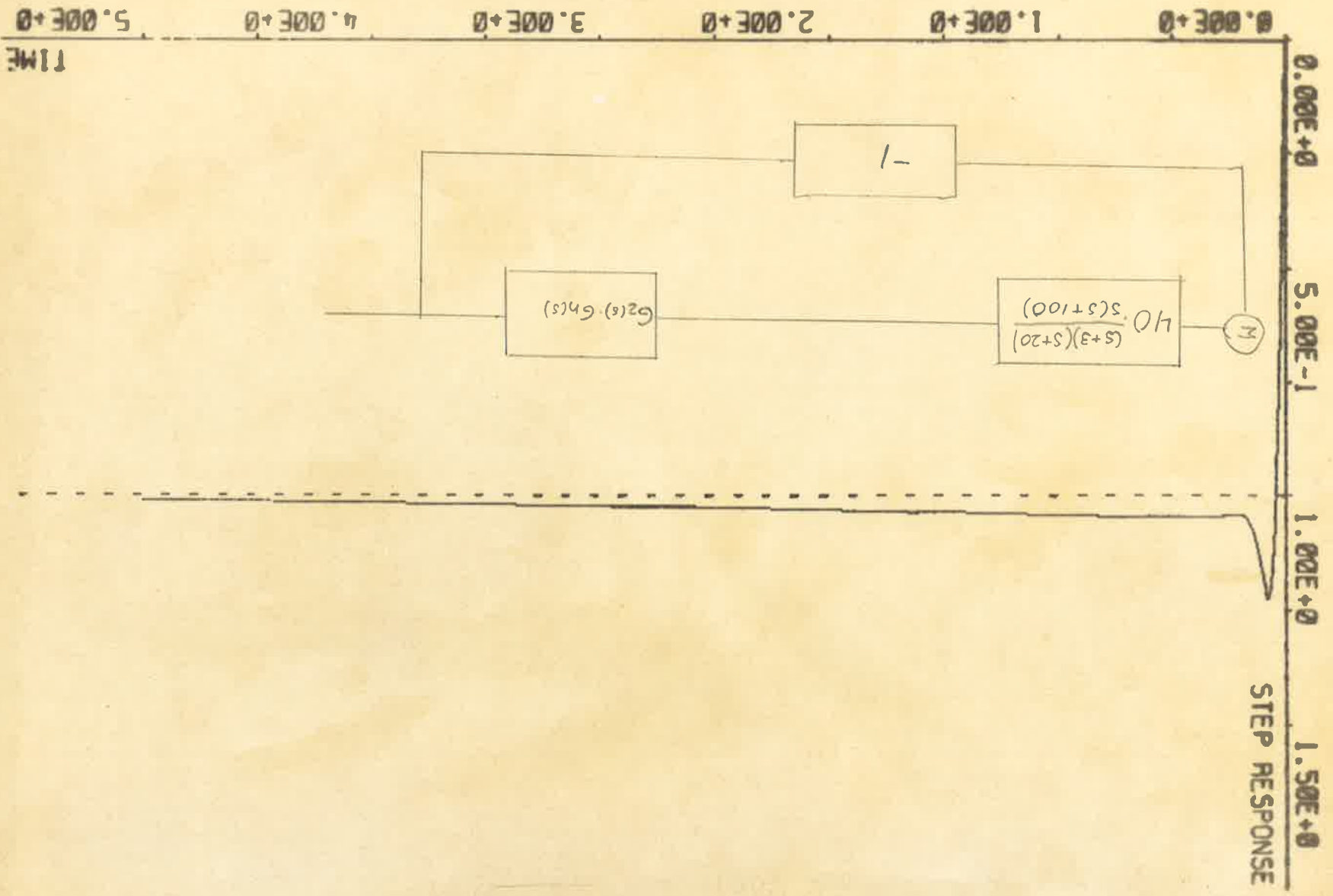


Fig 7

Fig 2A



STEP RESPONSE FOR CLOSED LOOP COMPENSATED SYSTEM. TIME DELAY = 0.000E+0

0.00E+0 1.00E+0 2.00E+0 3.00E+0 4.00E+0 5.00E+0

TIME

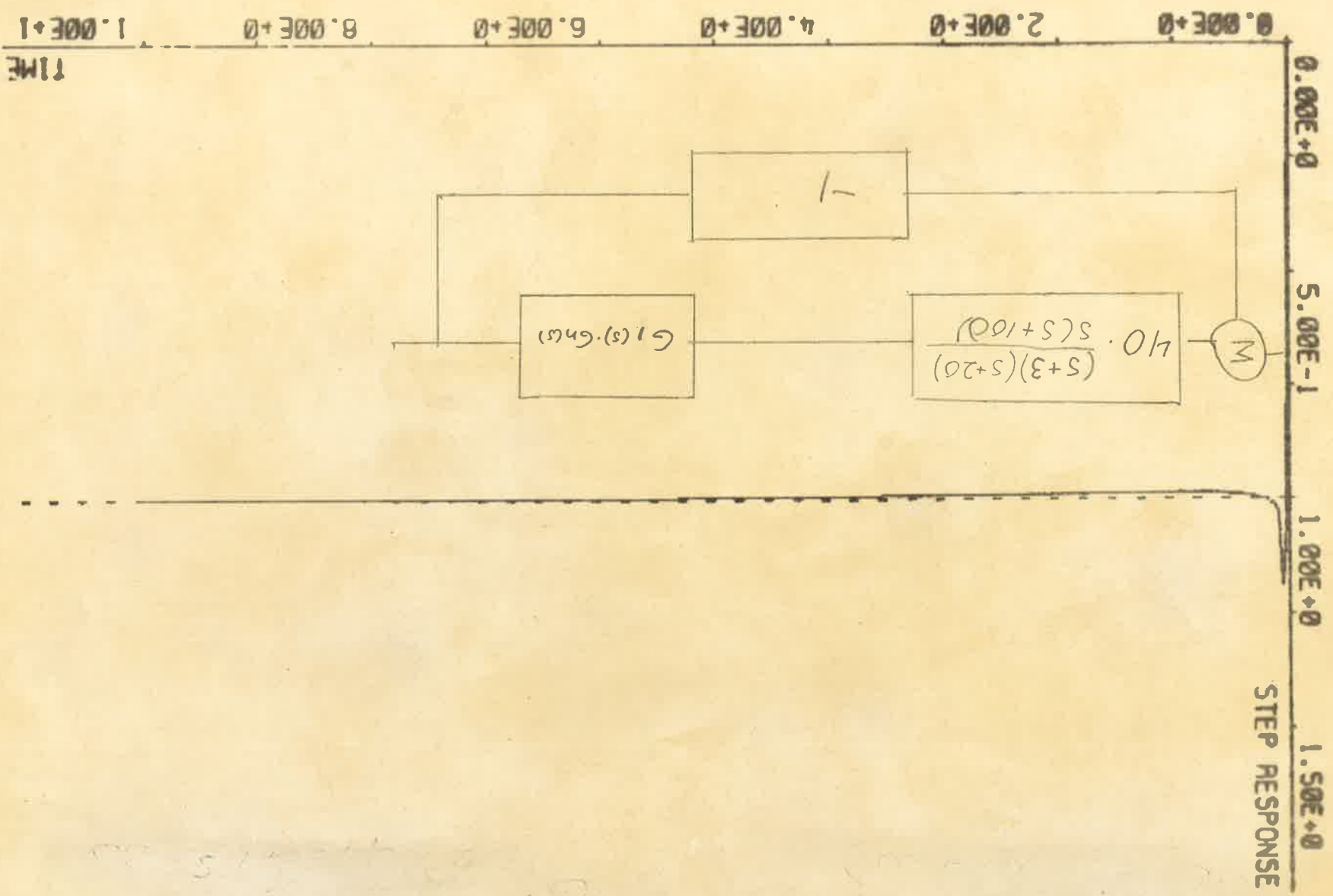
STEP RESPONSE

1.00E+0

1.50E+0

5.00E-1

0.00E+0



STEP RESPONSE FOR CLOSED LOOP COMPENSATED SYSTEM. TIME DELAY = 0.000E+0

Fig 2 B

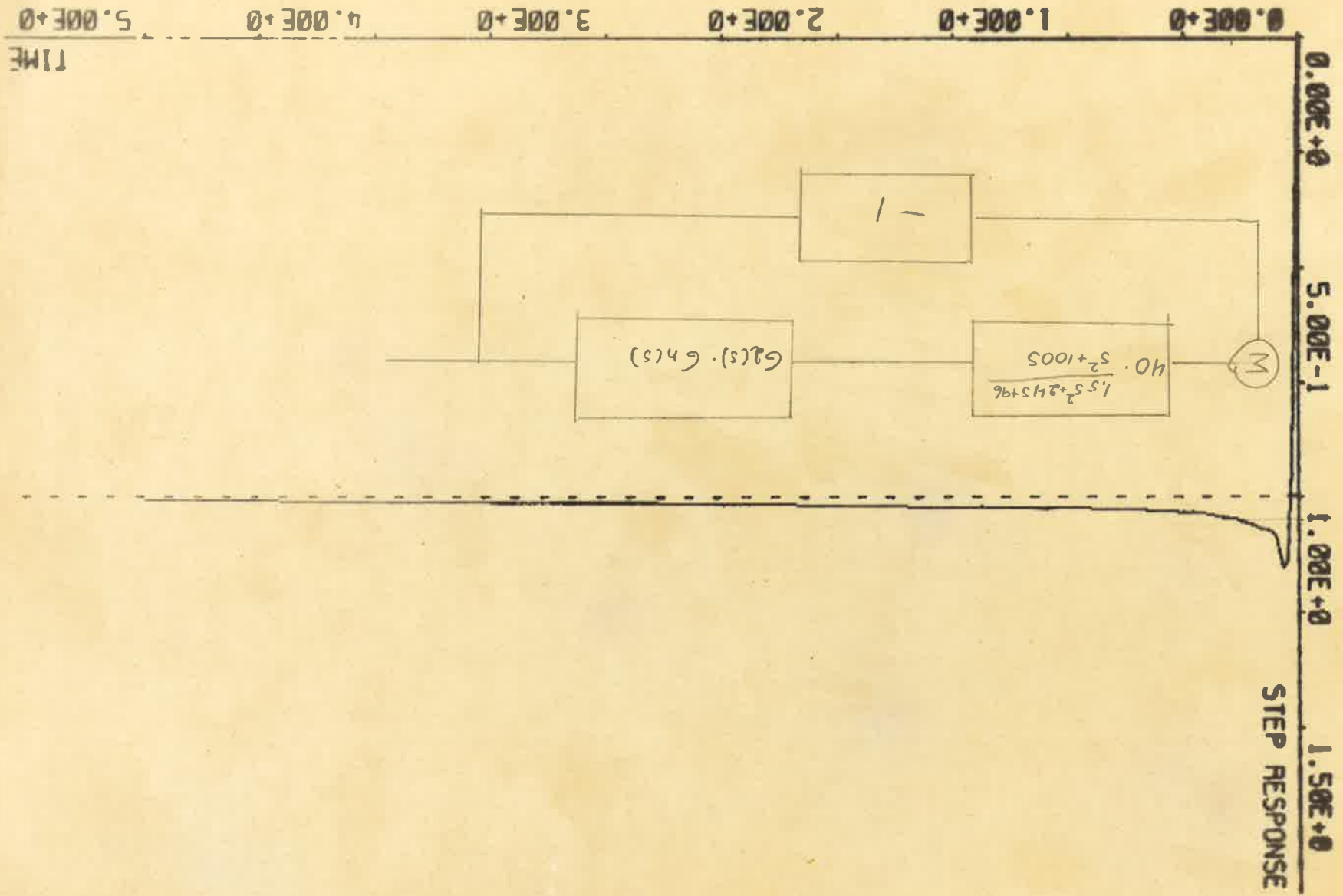
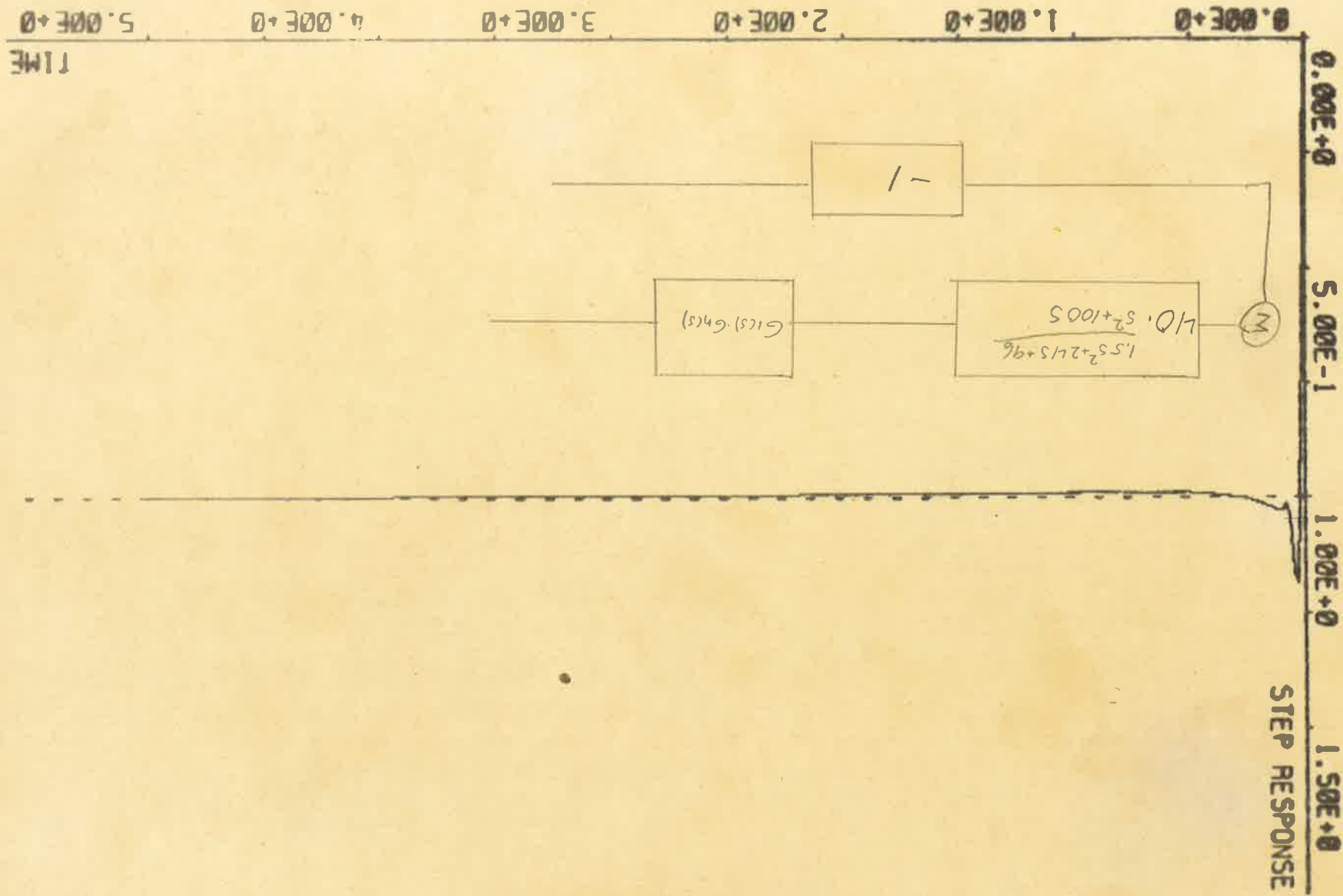


Fig 3A

STEP RESPONSE FOR CLOSED LOOP COMPENSATED SYSTEM. TIME DELAY = 0.000E+0

Fig 2

Fig 3 B



OPEN LOOP: ○ ZEROES: × POLES.
 CLOSED LOOP POLES: *
 UNIT CIRCLE: ⊖ CONSTANT SPEED CIRCLE: ▴
 CONSTANT DAMPING: † CONT. SYST: + SAMP. SYST.
 SYSTEM COMPENSATED
 GAIN. SYSTEM: 1.000E+2 TOTAL LOOP: 6.000E+3

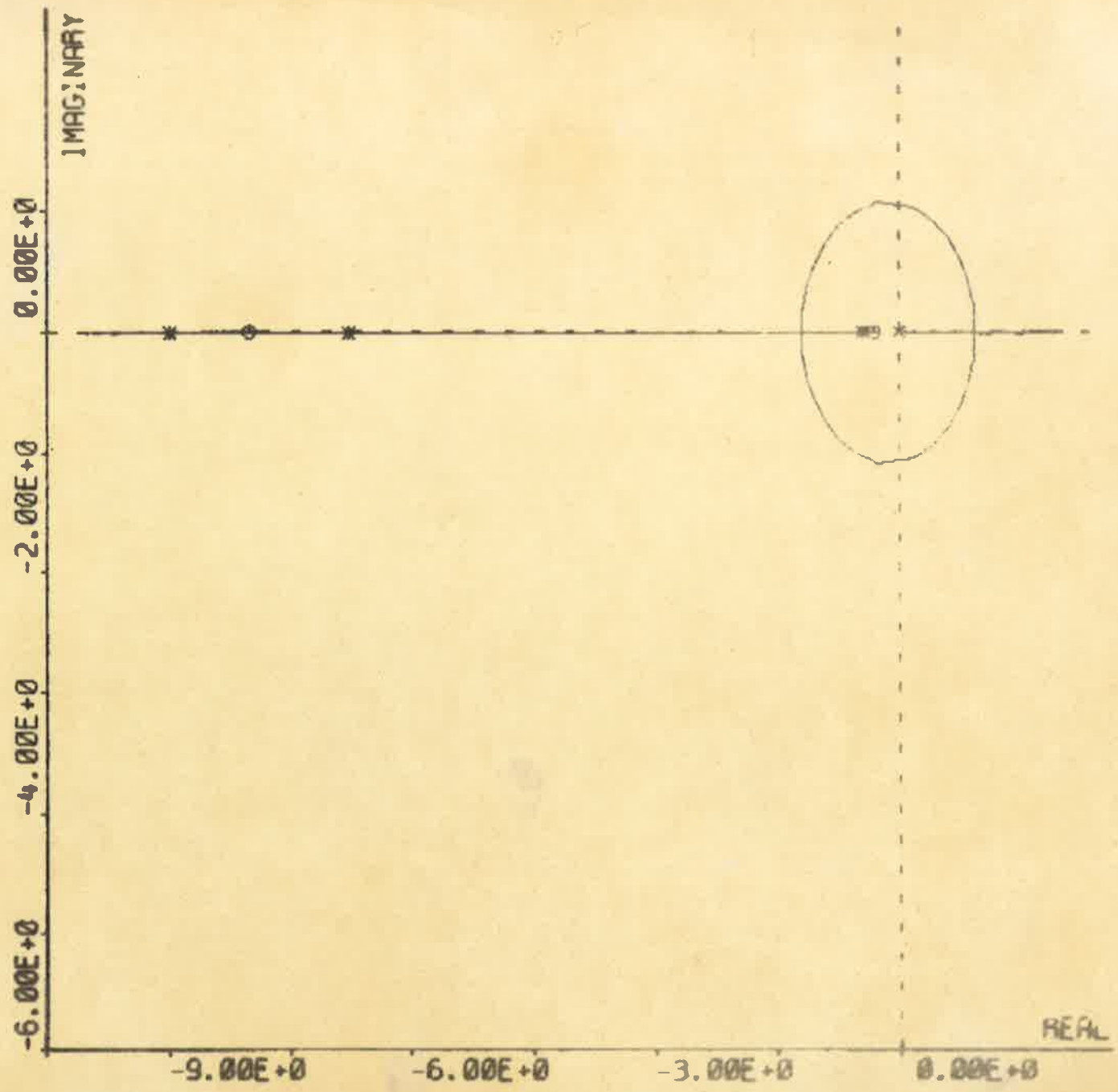


Fig 4A

OPEN LOOP: ○ ZEROES: × POLES.
 CLOSED LOOP POLES: *
 UNIT CIRCLE: ⊙ CONSTANT SPEED CIRCLE: ▸
 CONSTANT DAMPING: | CONT. SYST: + SAMP. SYST.
 SYSTEM COMPENSATED
 GAIN. SYSTEM: 1.500E+2 TOTAL LOOP: 9.000E+3

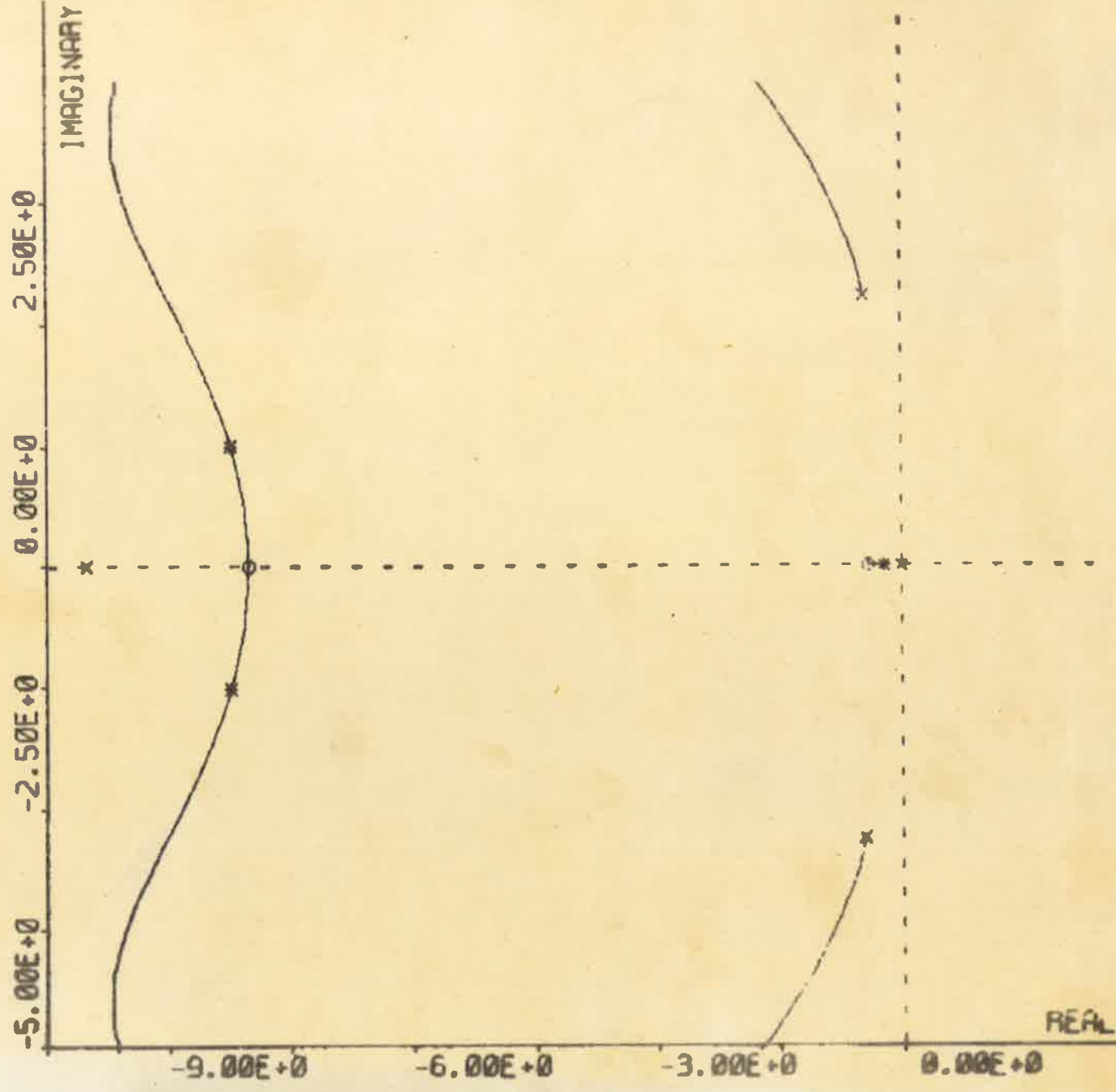


Fig 4B

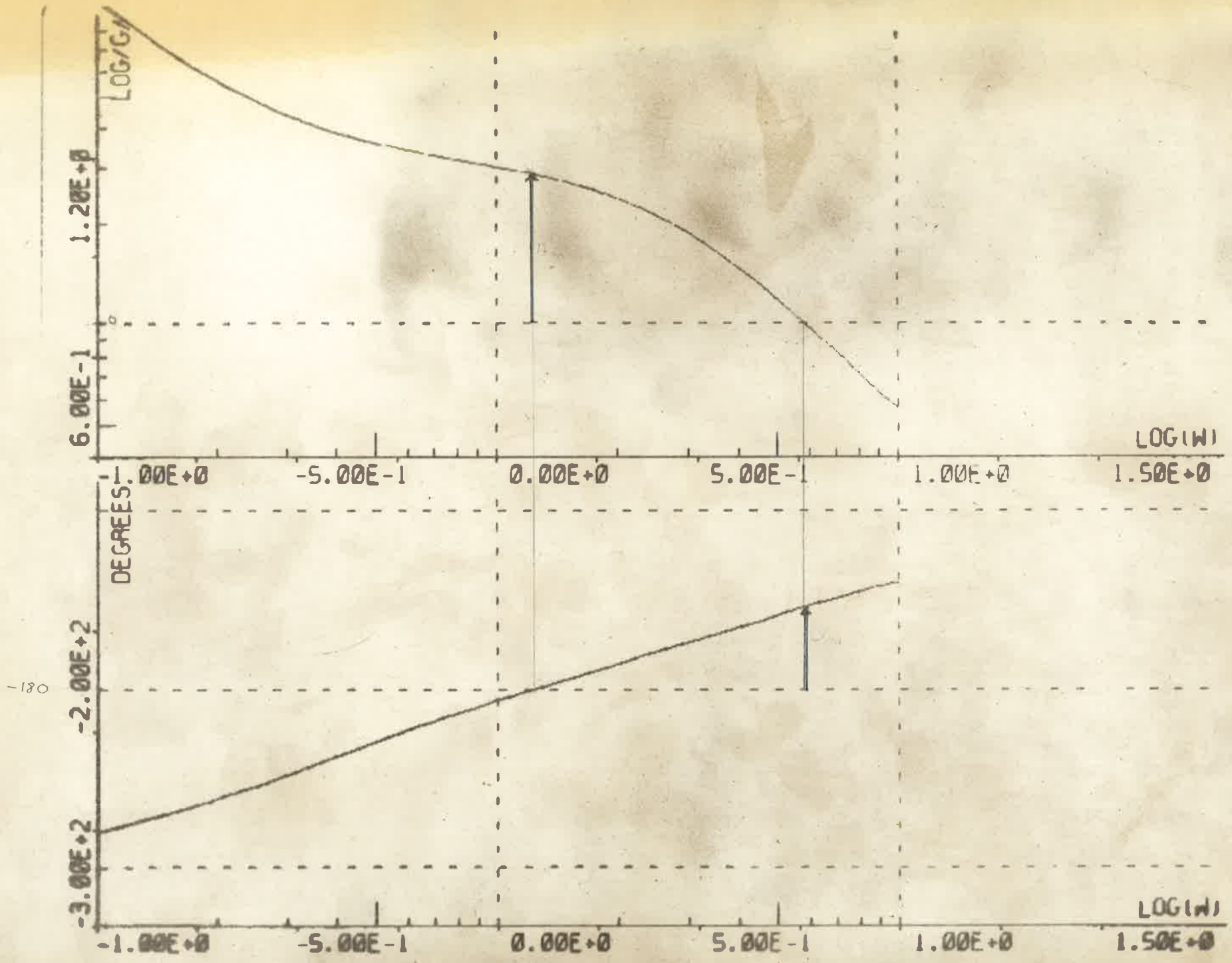


Fig 5