



(Arvidsson)

SJK  
Sjöskeppshaverikommissionen

## HAVERI

N 369 MD

helikopter typ Hughes 500 MD

vid Vikingstad

den 2 juni 1980

UTREDNINGSRAPPORT N 369 MD 7/80

Mars 1982

H A V E R I

N 369 MD

helikopter typ Hughes 500 MD

vid Vikingstad

den 2 juni 1980

UTREDNINGSRAPPORT N 369 MD 7/80

Mars 1982



UTREDNINGSRAPPORT

ANGÅENDE HAVERI  
VID VIKINGSTAD  
DEN 2 JUNI 1980

HELIKOPTERTYP	HUGHES 500 MD
REGISTRERING	N 369 MD (USA) HUGHES HELICOPTERS, CULVER CITY, CALIFORNIA, USA
BESÄTTNING, ANTAL	TVÅ, ALLVARLIGT SKADADE
PASSAGERARE, ANTAL	INGEN
HAVERIPLATS	VID VIKINGSTAD 58° 24' N, 15° 22' 0
TIDPUNKT FÖR HAVERIET	1980-06-02 KL 0913 <sup>*)</sup>

\*) TIDSANGIVELSERNA AVSER SVENSK SOMMARTID.

## INNEHÅLL

sida

	INLEDNING	1
1	FAKTAREDOVISNING	2
1.1	Redogörelse för flygningen	2
1.2	Personskador	4
1.3	Skador på helikoptern	4
1.4	Andra skador	4
1.5	Besättning	4
1.6	Helikoptern	5
1.7	Vädret	9
1.8	Navigeringshjälpmedel	9
1.9	Radiokommunikation	9
1.10	Landningsmöjligheter	9
1.11	Färdregistrator	10
1.12	Haveriplats och helikoptervrak	10
1.12.1	Haveriplats	10
1.12.2	Helikoptervrak	10
1.13	Medicinsk information	10
1.14	Brand	12
1.15	Överlevnadsmöjligheter	12
2	ANALYS	13
2.1	Vänstersvingen	13
2.2	Helikopterns flygegenskaper	14
2.3	Motorn	16
2.4	Styrsystemet	17
2.5	Driftstörningen 1980-04-30	18
3	SLUTSATSER	19
3.1	Sammanfattning av utredningsresultat	19
3.2	Sannolik haveriorsak	20
4	REKOMMENDATIONER	20

Bilagor

1. Utdrag ur Flying qualities with TOW missile launchers on the model 369 MD/TOW Helicopter, March 1978
2. Vikt-tyngdpunktsdiagram
3. Lastfaktornomogram
4. Utsagor av hörda personer
5. Medicinsk rapport
6. Teknisk rapport

Bilagorna 4, 5 och 6 fogas endast till originalrapporten.

## INLEDNING

Den 2 juni 1980 havererade en av försvaret inhyrd USA-registrerad helikopter av typ Hughes 500 MD i trakten av Vikingstad. Helikoptern totalförstördes vid kollision med marken. De två ombordvarande, som utgjorde besättningen, skadades allvarligt.

Statens haverikommission underrättades om haveriet samma dag och påbörjade utredningen under eftermiddagen.

Kommissionen - lagman K-E Andersson, ordförande och överstelöjtnant C Jernow - har till utredningen knutit följande experter:

Flygöverläkare Lars Laurell  
Överstelöjtnant Sören Lindell  
Marindirektör Gunnar Karlsson  
Major Raymond Briesenfelt  
Flygingenjör Tord Stubbendorf  
Kapten Gunnar Johnsson (skyddsombud)

Kommissionen har sammanträtt:

- 1980-06-02--03 på Malmen och haveriplatsen  
(Andersson, Jernow, Laurell, Lindell, Karlsson,  
Briesenfelt, Stubbendorf och Johnsson)
- 1980-08-26 i Stockholm  
(Andersson, Jernow, Laurell, Lindell, Karlsson,  
Briesenfelt och Johnsson)
- 1980-03-12 i Stockholm  
(Andersson, Jernow, Laurell, Karlsson och Johnsson).

## 1 FAKTAREDOVISNING

### 1.1 Redogörelse för flygningen

Den 2 juni 1980 kl 0910 startade N 369 MD, en av försvaret för utvärderande pansarvärnshelikopterprov inhyrd helikopter av typ Hughes 500 MD, från Linköping/Malmen, ESCF. Besättningen utgjordes av två förare ur armén.

Den förare som var befälhavare och som satt i högersits navigerade efter starten med hjälp av karta medan den förare som satt i vänstersits (skytten) flög mot en plats ca 4 km norr om Vikingstad. På denna plats var en militär målbil uppställd i östra delen av en i västlig riktning gående vägsträcka som skulle följas i början av flygprovet.

Molnundersidan låg på en höjd av knappt 100 m och flygsynvidden uppskattades av befälhavaren till 4-5 km.

När befälhavaren upptäckte målbilen fördes helikoptern på nordvästlig kurs med fart ca 110 kt och på flyghöjd 50-75 m. Han gav då skytten direktiv att följa nämnda vägsträcka åt väster varefter han ägnade sig åt att läsa kartan. Direktivet innebar att en vänstersväng med ca 45 graders kursändring skulle utföras.

När befälhavaren tittade upp från kartan märkte han att helikoptern med ökande vänsterbankning förlorade höjd samt att varning för lågt rotorvarvtal indikerades. Han upplevde även belastningen som hög innan vänster rotorperiferi tog i marken. Skytten upplevde därtill att den vänstra stigspaken utan hans medverkan rörde sig uppåt under vänstersvängen.

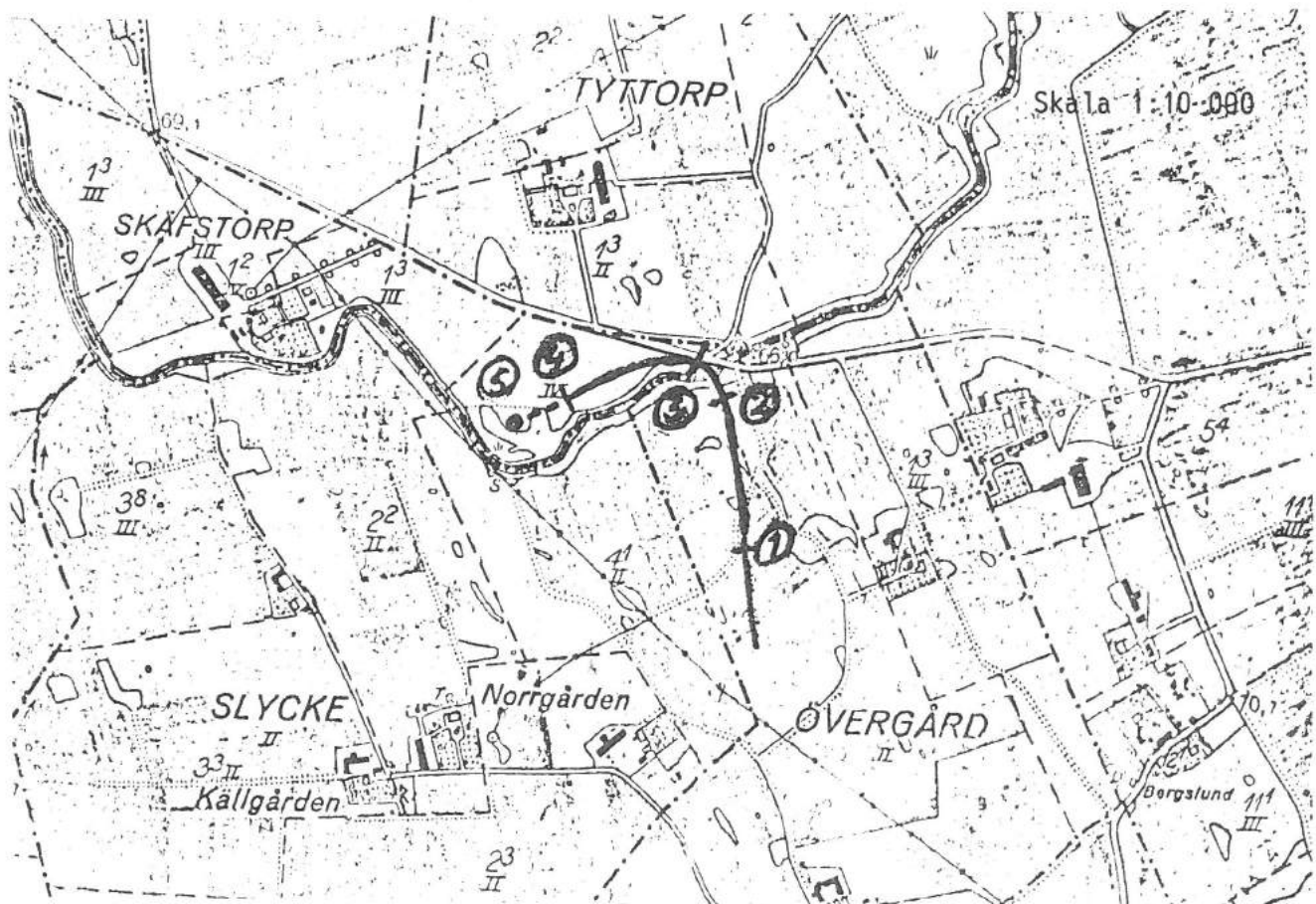
Målbilens personal (två man) förvånades över att helikoptern passerade nära dem i vänstersväng med så stor bankning som ca 60°. Från målbilen såg de även att helikoptern förlorade höjd och att den kolliderade med marken med rotorn först.

När rotorn tog i marken var helikopterns fart ca 100 kt, bankningsvinkel ca  $45^{\circ}$  vänster, attityd något nos-upp och färdriktning sydvästlig.

I denna riktning, som innebär att helikopterns kursändring under svängen uppgått till ca  $115^{\circ}$ , kanade helikoptern på underlaget som utgjordes av åkermark. Under kaningen sönderdelades helikoptern och kabin delen med de ombordvarande stannade ca 80 m längre fram räknat från den punkt där rotorn först tog i marken. Övriga helikopterdelar spreds över en ca 125 m lång sträcka.

Helikopterns färdväg är inritad på kartskissen nedan där markeringarna har följande innebörd:

1. Helikoptern på rak kurs.
2. Sväng påbörjas, bankning ca  $30^{\circ}$ .
3. Bankningsvinkeln ökar okontrollerat, helikoptern förlorar höjd.
4. Första nedslagsplats.
5. Slutposition för kabin delen.



Efter markkollisionen som skedde kl 0913 gick motorn ännu under ca två minuter varefter den stannade av sig själv. Någon brand uppstod ej.

Målbilens personal underrättade omedelbart via radio ATS Malmen om haveriet samt kunde snabbt få ut den skadade besättningen ur helikoptervrakets vars kabindel var demolerad dock med bibehållen grundstruktur. Besättningen fördes ca 15 minuter efter haveriet från platsen i ambulans till Regionsjukhuset i Linköping för vård.

#### 1.2 Personskador

	Besättning	Passagerare	Övriga
Döda	-	-	-
Allvarligt skadade	2	-	-
Lindrigt skadade	-	-	-

#### 1.3 Skador på helikoptern

Helikoptern totalförstördes.

#### 1.4 Andra skador

Obetydliga markskador.

#### 1.5 Besättning

Helikopterbesättningen - två flygförare ur arméflygbataljonen i Boden (AF1) - var avdelad tillsammans med ytterligare en besättning för att utföra den taktiska utprovningen av helikoptern.

Befälhavaren var vid tiden för haveriet 44 år gammal och hade uppnått tio års flygtjänst i armén. Han genomgick bl a flyginstruktörskurs 1972-73 vid F 5, Ljungbyhed. Hans totala flygtid var 3 096 timmar. Han hade flugit helikopter Hughes 500 civilt 60-70 timmar och militärt ca åtta timmar. Han genomgick senaste årliga läkarundersökning 1979-04-11 och undersökning av cirkulationsorganen 1979-06-20. Han var inplanerad att genomgå förnyad årlig läkarundersökning dagen efter haveriet.



Skytten var vid tiden för haveriet 35 år gammal och hade uppnått sju års flygtjänst i armén. Han genomgick bl a flyginstruktörskurs 1976-77 vid F 5, Ljungbyhed. Hans totala flygtid var 1 813 timmar. Han hade flugit helikopter Hughes 500 militärt ca fem timmar. Han genomgick senaste årliga läkarundersökning 1979-12-14 och undersökning av cirkulationsorganen 1980-01-11.

Båda förarna innehade giltigt civilt flygcertifikat (BH).

Båda förarna var vid tiden för haveriet i god allmän flygtrim samt i god fysisk och psykisk kondition.

#### 1.6 Helikoptern

Helikoptern, typ Hughes 500 MD - en militär version av den civila helikoptertypen Hughes 500 - var tillverkad av Hughes Helicopters, Culver City, California, USA, år 1979 och hade tillverkningsnummer 590492D. Dess motor var av typ Allison 250-C 20B med tillverkningsnummer CAE-831166.

Helikoptern var utrustad med dubbelkommando, robotlavettage (TOW), robotsikte, styrautomat samt viss mät- och registrerutrustning. Helikopterns utseende framgår av bilden nedan.



Av bilden nedan framgår att skyttens utrymme i kabinen begränsas av robotsiktet och att den vänstra styrspaken är kortare än den högra.



Det högra pedalstället (för manövrering av stjärtrotorn) är justerbart i längdled i tre lägen. Skyttens pedalställ (det vänstra) är ej justerbart beroende på att detta ej är möjligt med robotsiktet installerat. Det vänstra pedalstället är därför fixerat i det bakre läget. Skytten kan dock göra fulla pedalutslag.

Vid haveriet låg helikopterns tyngdpunkt (98,5 in) inom föreskrivna gränser och flygvikten (2 920 lbs) under den maximalt tillåtna med full robotlast (3 000 lbs). Den mät- och registrerutrustning som fanns ombord motsvarade i vikhänseende full robotlast. Inga robotar medfördes under flygningen.

Helikoptern och motorn hade vid haveriet uppnått samma totala gångtid nämligen 157 tim 34 min. Vid en gångtid av 152 tim 42 min dvs ca fem gångtimmar före haveriet skadades helikoptern under ett typinflygningspass på Malmen 1980-04-30 när den kolliderade med marken i samband med en gungliknande sväng på låg höjd över fältet. Vid detta tillfälle skadades bl a centralbalkens infästning till landstället, landställets infästning till stötdämparen samt brast en av rullarna till flappningsstoppet. Helikoptern reparerades och godkändes för fortsatt flygning genom Hughes Helicopters försorg.

Helikoptern ägdes av tillverkaren Hughes och hade registreringsbeteckning N 369 MD eftersom den var civilt inregistrerad i USA. Enligt kontrakt 1980-03-14 mellan Saab-Scania AB - Hughes generalagent i Sverige - och Försvarets materielverk (FMV) förhyrdes helikoptern av FMV för tiden 1980-04-14--06-01. Kontraktstiden förlängdes på grund av händelsen 04-30. Helikoptern var i princip underkastad de civila luftfartsbestämmelserna.

Luftfartsverket har emellertid genom skrivelse 1968-11-08 meddelat särskilda bestämmelser för militär flygning med förhyrda civila luftfartyg enligt vilka försvarsmakten medgivits att i ett flertal hänseenden tillämpa militära bestämmelser vid flygning med förhyrda luftfartyg som framföres av militära eller av försvarsgrenschefer godkända förare. I kontraktet mellan Saab-Scania och FMV hänvisades bl a till nämnda skrivelse.

Enligt angivna bestämmelser är bl a medgivet att tillämpa OSF i stället för BCL under förutsättning att luftfartyget framföres i enlighet med för luftfartygstypen gällande civil flyghandbok eller däremot svarande handling.

Några undantag från gällande civila bestämmelser vad avser aktuella luftfartygs luftvärdighet finnes ej. I det hänseendet gäller BCL.

Huvudregeln är visserligen att endast svenska luftfartyg är underkastade tillsyn av luftfartsverket när det gäller luft- och miljövärdighet. Vad gäller utländska luftfartyg gäller dock bl a att de för flygning i Sverige skall ha godkänt utländskt luftvärdighetsbevis.

För den aktuella helikoptern utfärdade luftfartsmyndigheten i USA FAA 1980-04-04 ett "special airworthiness certificate" i kategori "experimental". Enligt beviset fick helikoptern användas endast för "market surveys" vilket torde innebära att helikoptern endast fick flygas i samband med potentiella kunders prov av helikoptern. Som ytterligare villkor gällde bl a att helikoptern ej fick flygas över annat lands territorium utan vederbörande lands tillstånd. Under april månad 1980 fram till den 30 april flögs helikoptern omkring åtta timmar i Sverige. Den 30 april skadades helikoptern som tidigare nämnts då den vid flygning på låg höjd kolliderade med marken. Flygningarna under april avsåg typinflygning av militära flygförare vid Saab-Scania. Något tillstånd att flyga helikoptern i Sverige fanns då ännu ej. Framställning härom gjordes av Saab-Scania hos luftfartsverket först 1980-05-24. Luftfartsinspektionen meddelade då Saab-Scania muntligen att man godtog det av FAA utfärdade luftvärdighetsbeviset. I brev 1980-06-13 till Saab-Scania bekräftade luftfartsinspektionen sitt per telefon lämnade medgivande att flyga helikoptern inom Sverige klassad i experimentklass. Med stöd av det muntliga medgivandet hade helikoptern åter börjat flygas den 27 maj 1980. Det är tveksamt vad luftfartsinspektionens medgivande innebar utöver att flygning tilläts i Sverige. På förfrågan har därifrån uppgivits att medgivandet endast avsåg de tillfällen helikoptern skulle flygas under civila former.

De särskilda bestämmelserna i luftfartsverkets skrivelse 1968-11-08 är emellertid fortfarande gällande och medger att ett av försvarsmakten inhyrt civilt luftfartyg får användas för militär flygning under vissa angivna förutsättningar. Något avsteg från angivna bestämmelser skedde ej vid flygningen 1980-06-02. Vid denna tidpunkt var också luftvärdighetsbevisets tillståndskrav uppfyllt vad avser rätten att flyga helikoptern i Sverige.

Under provverksamheten i Sverige har bl a följande helikopterhandlingar använts:

- Helicopter Log Book, dvs den loggbok som förts av den tekniskt ansvarige mekanikern från Hughes Helicopters under verksamheten

i Sverige. Denna loggbok innehåller även sådan information som normalt återfinnes i gångtidsjournaler inom svenska försvaret,

- Engine Log, dvs ett dokument som närmast motsvarar svenska försvarets motorjournaler.

Båda dessa dokument har genomgåts utan anmärkning.

Dessutom har flygningarna redovisats på vanligt sätt med flygbesked och loggblad.

Ingenting har vid genomgång av dessa handlingar framkommit som kan ha påverkat haveriet men i skarven mellan den amerikanska och den svenska flygtidsredovisningen har eventuellt ett mindre fel vad avser total gångtid uppstått.

#### 1.7 Vädret

Vid tiden för haveriet karaktäriserades vädret i det för flygningen aktuella området av fuktdis under ett helslutet molntäcke med undersida ca 90 m över terrängens medelnivå. Under moln var sikten ca 5 000 m, lufttemperaturen +14<sup>o</sup> C, daggpunkten +14<sup>o</sup> och den relativa fuktigheten 99 %. Vid Malmen var QFE 993 mb och QNH 1 004 mb.

#### 1.8 Navigeringshjälpmedel

Navigation utfördes med hjälp av karta, kompass och marksikt.

#### 1.9 Radiokommunikation

Kommunikationen mellan helikoptern och Malmentornet fungerade utan anmärkning. Någon annan radiokommunikation ägde ej rum.

#### 1.10 Landningsmöjligheter

Utan betydelse för haveriet.

### 1.11 Färdregistrator

Någon registrering från den aktuella flygningen finnes ej.

Den mät- och registrerutrustning som medfördes i helikoptern var ej igång under flygningen. Utrustningen skulle ej användas under aktuellt prov varför säkringarna var urtagna.

### 1.12 Haveriplats och helikoptervrak

#### 1.12.1 Haveriplats

Skissen på nästa sida över haveriplatsen utvisar spridningen av de större vrakdelarna.

#### 1.12.2 Helikoptervrak

Vid den inledande undersökningen av helikoptervrakets konstaterades att gul pitchlänks övre gängade del var onormalt urgängad.

Vid undersökning av det brustna styrplattelagret upptäcktes sprickor vid infästningshålerna. Sprickorna föreföll vara av utmattningskaraktär.

Den tekniska undersökningen på haveriplatsen påbörjades haveridagens eftermiddag och pågick under fyra dagar i bra väder. Vrakdelarna transporterades 1980-06-06 till FMV-F:T, Malmslätt, och lades upp i Tp 80-hangaren. Vissa av helikopterns system demonterades och undersöktes därefter successivt och viss materiel, såsom motorn, insändes till Försvarets fabriksverk (FFV) för specialist- och laboratorieundersökningar.

### 1.13 Medicinsk information

Befälhavaren vårdades på Regionsjukhuset i Linköping under en tid av tre dygn dels därför att han vid haveriet blev kortvarigt medvetslös när han erhöll ett slag mot huvudet dels för primär behandling av erhållna skador. Dessa skador utgjordes av revbensfrakturer,

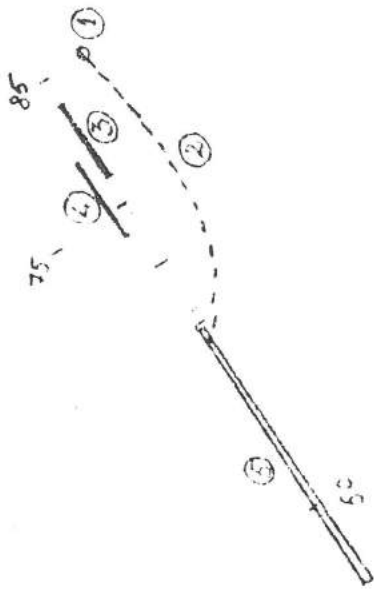
SKISS ÖVER

HÄVERIPLATSEN

SKALA 1:500



NEDSLAGSDIRKTNING  
215°



1. Första islagsmärke av rotorblad.
2. Spår av rotorperiferien.
3. Spår av vänster robotlavett.
4. Spår av vänster landställsmed.
5. Spår av nosskastet.
6. Framre del av stjärtboomen.
7. Stjärt med fena, stabilisator och stjärtrotor.
8. Kabin del med höger robotlavett.
9. Delar av huvudrotorblad.
10. Stjärtrotordrivaxel.
11. Vitt bladhorn.
12. Bladdämpare.

METER

hand-, ben- och knäskador samt ett flertal spridda sår och kontusioner. Han överfördes därefter till hemorten för fortsatt poliklinisk behandling vid Centrallasarettet i Boden. Han återgick i flygtjänst 1980-09-03. Fortfarande har han vissa besvär och funktionsnedsättning i höger hand.

Skytten erhöll som följd av haveriet svåra ansiktsskador och vårdades på Regionsjukhuset i Linköping under en dryg månad då en omfattande ansiktsskirurgi genomfördes. Han återgick i flygtjänst 1980-10-28. Därefter har fortsatt rekonstruktiv ansiktsskirurgi utförts och bedöms han numera vara återställd utan några väsentliga men.

#### 1.14 Brand

Någon brand utbröt ej.

#### 1.15 Överlevnadsmöjligheter

Det förhållandet att besättningen undkom med visserligen allvarliga men dock lokala skador synes vara hänförligt till att kabinens grundstruktur i förevarande helikoptertyp är utformad bl a för att vara motståndskraftig vid haveri.

Befälhavarens flyghjälm har trots att den blev kraftigt sönderslagen främst över vänster tinningsregion skyddat honom från att få allvarliga huvudskador.

Skyttens flyghjälm, som återfanns på haveriplatsen, lossnade under haveriförloppet. Hans ansiktsskador har av allt att döma uppkommit som följd av islag i helikopterns robotsikte.



## 2 ANALYS

### 2.1 Vänstersvängen

Den aktuella vänstersvängen påbörjades vid fart ca 110 kt och på flyghöjd 50-75 m. Enligt besättningen skedde svängingången mjukt och i planflykt. Avsedd kursändring var ca  $45^{\circ}$  åt vänster och skytten (som flög) bankade som han bedömde  $30-35^{\circ}$  för att utföra en helt normal sväng.

Svängen förändrade emellertid snabbt karaktär sedan den påbörjats. Belastningen och bankningen ökade okontrollerat och helikopterns flygbana blev onormalt brant krökt i horisontalplanet samtidigt som svängen blev så pass grävande att kollision med marken ej kunde undvikas. Kursändringen blev ca  $115^{\circ}$  i stället för  $45^{\circ}$  som var avsett.

Det sätt på vilket vänstersvängen utvecklades tyder på att bladstall erhållits som medfört bankningsvinkelökning och tätning. Eftersom varning för lågt rotorvarvtal indikerades måste motståndsökningen på den stallade rotorn ha medfört att rotorvarvtalet minskat från 102-103 % (normalt rotorvarvtal vid flygning) till under ca 98 %. Höjdförlusten har uppstått som följd av att den stallade rotorn ej kunnat alstra tillräcklig lyftkraft.

Tiden från det att bladstall och tätning erhållits fram till markkollisionen har varit kort (ca sex sekunder). Någon möjlighet att återfå kontrollen över helikoptern har därför ej funnits. Det förhållandet att skytten upplevde att den vänstra stigspaken utan hans medverkan rörde sig uppåt under svängen har sannolikt berott på att de krafter som återförs till stigspaken från rotorn ej utbalanseras under flygning. I den aktuella helikoptertypen påverkas stigspaksläget bl a av en fjäder och ett överknäckningsläge i det helt mekaniska styrsystemet. I den aktuella helikoptern var systemet så injusterat att stigspaken hade en tendens att röra sig uppåt om spakrörelsen ej motverkades med handkraft eller om friktionsbromsen ej var ansatt. Eftersom nämnda stigspakrörelse är långsam är den ej heller särskilt märkbar för föraren. Om blad-

vinkeln på detta sätt ökat utan att föraren märkt det kommer stallgränsen att uppnås snabbare än väntat efter påbörjad sväng och stigspaken av sig själv att snabbt röra sig ytterligare uppåt i likhet med vad flertalet svenska förare erfor under utprovningen omedelbart före sättning i samband med autorotationslandning. Under den aktuella flygningen var friktionsbromsen (som kan regleras enbart från högersits) ej ansatt. Mindre sannolikt är att spakrörelsen orsakats av att befälhavaren, såsom denne ej funnit utslutet, spontant skulle ha ingripit och lyft sin stigspak.

I sammanhanget bör framhållas att om stigspaken förts uppåt sedan bladstall utvecklats har detta förvärrat situationen genom att bladvinkelökningen då leder till än mer utvecklad stall.

## 2.2 Helikopterns flygegenskaper

Hughes Helicopters flygutprovningsrapport avseende aktuell helikoptertyp (Flying qualities with TOW missile launchers on the model 369 MD/TOW Helicopter, March 1978) har studerats och jämförts med de erfarenheter som erhöles vid den tekniska flygutprovning som genomfördes vid FMV-F:T innan den taktiska utprovningen påbörjades. Vissa delar av Hughes flygutprovningsrapport återfinnes i Bilaga 1.

Vid en flygning med 500 MD som utfördes av en provflygare från Hughes Helicopters medföljde SHKs tekniske expert varvid förevisades bl a helikopterns sväugegenskaper.

Vid en sammanfattande bedömning av Hughes 500 MD flygegenskaper grundat på ovan angivet utredningsmaterial kan sägas att helikoptern har goda flygegenskaper men kräver större påpasslighet av föraren än t ex Jet Ranger (hkp 6) som den vid haveriet aktuella besättningen var van vid.

I sammanhanget bör framhållas beträffande Hughes 500 MD att:

- o Kontrollerbarheten är marginell vid hög fart. Oaktat helikoptern från hållfasthetssynpunkt kan flygas vid farter upp emot 152 kt rekommenderar Hughes 130 kt som maximal tillåten fart ( $V_{ne}$ ). Se Bilaga 1.

- o Störningar i form av (allvarlig) bladstall, stora spak krafter samt instabilitet i flygläget inträffar vid fart 110-120 kt och vid 30-40 graders bankning samt vid flygvikter i närhet av maximalt tillåten. Se Bilaga 1.
- o Helikoptern utnyttjas normalt med flygvikt nära maximalt tillåten och därtill nära maximalt tillåtet framtungt tyngdpunktsläge. Se Bilaga 2. Härav följer att stall erhålles vid måttliga bankningsvinklar som inritats i nomogrammet Bilaga 3 (där  $W 1\ 300\ \text{kg} = 2\ 900\ \text{lbs}$ ).
- o Känslighet för oren flygning föreligger. Så t ex resulterar en felaktig pedalbehandling i en normal/brant sväng i att svängen snabbt blir grävande och bankningsvinkeln stor. Detta är dock mest markant vid högersväng.

./.

./.

Framhållas bör även att robotsiktet medför att det är obekvämare att flyga i vänster- än i högersits. Vänstersitsens tillbakaförda pedalställ och kortare styrspak bidrar därtill vilket också påpekades av de förare som SHK samtalade med efter haveriet. Mot denna bakgrund bedömer SHK att precisionen vid flygning från vänstersits kan påverkas negativt särskilt om förarens benlängd är stor. Under en andra provperiod som ägde rum under år 1981 med 500 MD flögs helikoptern rutinmässigt enbart från högersits vilket ytterligare belyser vad som här nämnts.

---

Rent logiskt borde sådana flygegenskaper hos en viss given helikoptertyp som kan inverka begränsande på helikopterns manöverprestanda och som framkommit under utprovning beskrivas i helikoptertypens Flight Manual och däri även återspeglas i form av manöverprestandabegränsningar och/eller flygrestriktioner om flygsäkerheten kräver det. Så sker också vad beträffar flygplan (särskilt militära flygplan) men, enligt vad SHK erfarenhetsmässigt funnit, sällan beträffande helikoptrar. Orsaken härtill är för SHK obekant.

Från flygsäkerhetssynpunkt är förhållandet emellertid otillfredsställande. Det borde vara naturligt att man från tillverkares och vederbörande lands luftfartsmyndighets sida i möjlig mån försöker tillgodose operatörs-/användarsidans behov av kunskap om manöverprestandabegränsningar även för helikoptrar.

I föreliggande fall kan konstateras att tidigare nämnda störningar i form av (allvarlig) bladstall, stora spakkrifter samt instabilitet i flygläget som inträffar vid fart 110-120 kt och vid 30-40 graders bankning samt vid flygvikter i närhet av maximalt tillåten ej på något sätt berörs i Flight Manual för Hughes 500 MD. Mot denna bakgrund framstår det som anmärkningsvärt att man från Hughes sida ej framhöll nämnda flygegenskaper för svensk utprovningansvarig instans. Under utredningen har framkommit att man vid FMV-F:T ej hade tillgång till Hughes flygutprovningsrapport inför den första provperioden i Sverige. Rapporten delgavs SHK efter haveriet som ett led i utredningen.

### 2.3 Motorn

Trots att den havererade helikopterns motor av allt att döma varit i fullgod funktion under flygningen fram till haveriet har en grundlig genomgång av den skett vid FFV-CVA och vissa motordelar dessutom specialundersökts vid FFV-CVM materiallaboratorium.

Vid demontering av motorn konstaterades att innerbanan i lager 2 1/2 saknades och att en extra tättningsring fanns på kopplingen mellan friturbinaxeln och utgående drev. Därtill konstaterades synnerligen kraftiga turbinskador i form av total nedgång av huvudrotorlager 6 och 7, skärning mellan turbinhjul steg 3 och statordelen, brott på inneraxeln och turbinkompressoraxeln samt isläpningsskador orsakade av både radiella och axiella lägesförändringar mellan turbinrotorerna och statordelen.

De iakttagna skadorna förklarar entydigt varför motorn stannat men någon primärorsak till skadeuppkomsten har ej kunnat fastställas. Uteslutas kan ej att under motorns gångtid onormala påkänningar uppkommit på lager 6 och 7 samt på turbinkompressoraxeln och inneraxeln vid dessas bakre ändar till följd av nämnda avvikelser som konstaterades vid demonteringen.

Enligt vittnen gick motorn efter markkollisionen under en tid av ca två minuter innan den stannade. Detta i kombination med att besättningen ej upplevde motorfunktionen såsom onormal (varningen för lågt rotorvarvtal indikerades av aerodynamiska skäl) gör att skadorna i motorn sannolikt ej inverkat på haveriet. I sammanhanget bör nämnas att tiden för motorskadornas utveckling är ytterst svårbedömd och att markkollisionen kan ha initierat eller påskyndat uppkomsten av skadorna.

#### 2.4 Styrsystemet

De uppgifter som besättningen lämnade när utredningen inleddes tydde på att något ovanligt fel med dramatiska konsekvenser skulle ha kunnat inträffa i styrsystemet varför utredningen bl a inriktades på att klarlägga om så varit fallet.

Redan på haveriplatsen konstaterades att gul pitchlänks övre gängade del var onormalt urgängad. Om den hade varit det under flygningen skulle besättningen ha upplevt mycket kraftiga vibrationer vilket den uppgav sig ej ha förmärkt. Laboratorieundersökning av pitchlänken visade också att den övre delen varit korrekt igängad under flygningen. Urgängningen har skett sedan rotorbladen brustit vid haveriet och styrplattan fortsatt att rotera innan motorn stannat.

---

Vid undersökning av styrplattlagret konstaterades sprickor vid infästningshålen till den fasta styrplattan. Sprickorna föreföll vara av utmattningsskaraktär.

Vid SHKs tekniske experts besök hos Hughes diskuterades huruvida de eventuella utmattningssprickorna hade gått till restbrott under flygningen kort tid före haveriet och vad resultatet i så fall skulle ha blivit. Enligt Hughes beräkningar skulle bladflappingen redan efter tre rotorvarv efter brott ha uppgått till ca 35 grader vilket bl a skulle ha inneburit kontakt med stjärt-

bommen (vilket ej har skett). Hughes gjorde även en egen laboratorieundersökning som resulterade i att utmattningsbrott ej kunde uteslutas. För att klarlägga brottmekanismen utföres ett utmattningsprov. Resultatet därav innebär att någon utmattningsutredning av sprickorna ej erhöles.

För att ytterligare undersöka förutsättningarna för ett eventuellt brott under flygning med initialsprickor och med maximala flyglaster utförde FFA en brottmekanisk undersökning. Av denna framgår att det är osannolikt att styrplattans fläns har brustit under flygning.

Undersökningarna kompletterades av FFV varav framgått att man är av den uppfattningen att de påträffade sprickorna är förorsakade av utmattning.

Sammanfattningsvis kan sägas att det i styrplattelagret existerat sprickor, troligen av utmattningskaraktär, men att det ej är sannolikt att dessa gått till brott med aktuella flyglaster och att sprickorna således ej förorsakat haveriet. Sprickförekomsten kan vara hänförlig till olämpligt material och/eller olämplig montering.

## 2.5 Driftstörningen 1980-04-30

Såsom tidigare nämnts skadades den aktuella helikoptern 1980-04-30. Då flögs helikoptern i typinflygnings syfte av den förare, som vid föreliggande haveri var befälhavare, med en av Hughes provflygare som lärare. Händelsen som ej anmäldes till luftfartsverket utreddes av FMV-F:T såsom en driftstörning med skada. Man utgick uppenbarligen ifrån att helikoptern var ett militärt luftfartyg. Händelseförlopp och orsakssamband när det gäller driftstörningen skiljer sig väsentligen från aktuellt haveri.

Efter reparation och godkännande för flygning genom Hughes försorg har helikoptern flugits ca fem timmar före det föreliggande haveriet utan några nämnvärda anmärkningar. Åtgärderna på det dynamiska systemet efter driftstörningen begränsades till okulärbesiktning och utbyte av skadade delar.

### 3 SLUTSATSER

#### 3.1 Sammanfattning av utredningsresultat

- a) Besättningen var behörig att utföra flygningen.
- b) Besättningen var i god kondition och i god allmän flygtrim. Skytten (som flög) hade begränsad erfarenhet av helikoptertypen (ca fem flygtimmar).
- c) Helikoptern hade giltigt luftvärdighetsbevis.
- d) Helikoptern hade underhållits enligt därför gällande bestämmelser.
- e) Helikoptern hade efter att ha skadats vid en driftstörning 1980-04-30 reparerats och flugits ca fem timmar utan nämnvärda anmärkningar när haveriet inträffade.
- f) Under vänstersväng i planflykt på flyghöjd 50-75 m vid fart ca 110 kt och bankning 30-35<sup>0</sup> erhöles bladstall varigenom helikoptern hamnade i tätning och svängen blev så pass grävande att kollision med marken ej kunde undvikas.
- g) Tillverkaren har vid flygutprovning av helikoptertypen funnit att risk för (allvarlig) bladstall föreligger i aktuellt flygfall. Att så är fallet framgår ej av Flight Manual för helikoptertypen.
- h) Helikopterns motor har varit behäftad med skador och företett avvikelser från normalt utförande. I styrplattelagret har funnits sprickor sannolikt av utmattningsskäraktär.

### 3.2 Sannolik haveriorsak

Under vänstersväng i planflykt på 50-75 meters flyghöjd vid fart ca 110 kt och med 30-35 graders bankning har helikoptern hamnat i bladstall som utvecklats till tätning. Till följd av att den stallade rotorn ej kunnat alstra tillräcklig lyftkraft har helikoptern förlorat höjd. Tillgängligt höjdutrymme har varit för litet för att besättningen skulle kunna förhindra att helikoptern kolliderade med marken.

Helikoptertypens flygegenskaper i aktuellt flygfall som besättningen ej var informerad om och som innebär störningar i form av (allvarlig) bladstall, stora spakkrifter och instabilitet torde främst ha bidragit till haveriet.

Därutöver kan följande faktorer ha inverkat

- o Den förare som förde helikoptern satt till vänster på skyttens plats varifrån precisionsartad manövrering är försvårad till följd av begränsat kabinutrymme.
- o Den förare som förde helikoptern hade begränsad erfarenhet av helikoptertypen.

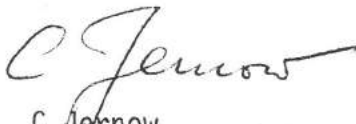
## 4 REKOMMENDATIONER

1. Luftfartsverket bör snarast anmoda FAA (Federal Aviation Association) att med Hughes Helicopters ta upp följande frågor:
  - a) Komplettering av Flight Manual för helikopter Hughes 500 MD i vad avser manöverprestandabegränsningar betingade av risk för allvarlig bladstall.
  - b) Eventuell modifiering av styrplattelagret i helikopter Hughes 500 MD såväl i vad avser materialval och tillverkningsmetoder som montering.



2. Luftfartsverket bör anmoda FAA att med motortillverkaren, Allison, undersöka i vad mån kontrollrutiner i samband med lagermontering behöver förbättras.

  
K-E Andersson

  
C Jernow

1982-03-24

369-FT-8103



# Hughes Helicopters

INTERNAL COMMUNICATION

Page E-1

TO: H. T. Lund

CC: See Distribution

DATE: Sept. 21, 1977

Ref: 78-13-31-013

SUBJECT: Model 500 MD:  
TOW UNIQUE V<sub>NE</sub>

FROM: F. S. Okamoto *FSO*B. H. Jackson *BHJ*Approved: S. V. LaForge *SVL*K. B. Amer *KB*Concur: J.R. Ernst / W.J. Hodgson *WJH*SUMMARY

V<sub>NE</sub> tests with the TOW configuration (2 TOW pods) has been conducted at speeds up to 152 KCAS in both straight and 30° bank turns. At this speed, pilots indicate that the aircraft controllability is marginal and recommend 130 KCAS as the practical operational V<sub>NE</sub> based on FAA V<sub>NE</sub> criteria. Thus, for the TOW Unique Flight Manual, it is recommended that the operational V<sub>NE</sub> be restricted to 130 KCAS as shown in Figure 1. However, it should be noted that from a structural safety consideration, the TOW aircraft has been successfully flown to a V<sub>NE</sub> speed of 152 KCAS.

DISCUSSION

TOW configured V<sub>NE</sub> tests were conducted on A/C N8608F, Flights 68 and 69, on 7/29/77 at 3000 pounds gross weight. Airspeed calibration of the TOW configuration is shown in Figure 2 and indicate no change from the basic aircraft. The V<sub>NE</sub> test c.g. was established at 102 inches (max.aft c.g.) for the TOW as compared to 103 inches for the standard 500MD. This one inch reduction in longitudinal c.g. improved the aircraft handling characteristics such that V<sub>NE</sub> tests were conducted up to 152 KCAS in both straight and 30° bank turns. However, the pilots report that above 130 KCAS, the onset of blade stall and the resulting pitch-up, excessive nose low attitude, high rate of descent, and excessive collective pitch required to maintain the required power setting, result in marginal aircraft handling characteristics during the pull-out maneuver.

Based on FAA V<sub>NE</sub> criteria, we are recommending a operational V<sub>NE</sub> of 130 KCAS from sea level to 5100 feet density altitude as shown on Figure 1. The crossed hatched area shown between 130 and 152 KCAS indicate that from a structural safety standpoint, the TOW aircraft has been successfully tested up to speeds of 152 KCAS.

Distribution:

- E.E.Cohen	S.R.Spector
J.R.Ernst	R.S. Taylor
J.N.Kerr	D.S. Wells
F.C.Stribble	R.A. Wagner
	M. Vague

FSO/mmc

# Hughes Helicopters

REPORT TITLE _____	REPORT NO. <u>369-FT-8103</u>
PREPARED BY _____	SUBJECT _____
CHECKED BY _____	MODEL NO. <u>369MD/TOW</u>

FORM 653

A-C NO. <u>NS608F</u>		FLT. NO. <u>91</u>		OAT <u>24° C</u>	
MODEL NO. <u>369MD/TOW</u>		DATE <u>8/30/77</u>		BAR <u>+45' HP</u>	
PURPOSE <u>A/C HANDLING QUAL / POD LINK LOADS</u>		WIND <u>5</u>		KTS _____	
CONFIGURATION <u>PODS LEVEL (1°40' BFLOW FRL) 4 BALLAST TUBES INST.</u>					
CREW <u>HENCH / HOLLAND</u>		TOGW <u>3085</u>		CG <u>110.5 / 8</u>	
				TR <u>-137 / -097</u>	

INST REC	MANEUVER	KIAS KCAS	Q IPS	HP OAT	CONTROL POSIT		
					LAT	LONG	PED
NOTE: Q <sub>ACTUAL</sub> = Q <sub>IND</sub> - 1.5 PSI							
QUALITATIVELY EVALUATE FLIGHT CHARACTERISTICS							
NOTE: ALL POINTS N <sub>2</sub> = 103%							
	HOVER (5KT HEADWIND)				47	29	37
	CLIMB @ MCP	20 110	82.8	No INSTABILITY NOTED			
		108	"				
	CROISE CONTROLLABILITY	60 30	45	600 20	41	52	60
		80	53		42	57	59
		100	58		44	64	60
		110	69	700 22	45	68	57
		120	82		44	74	52
		128	98.7		43	80	50
	VH	123 120	82.8	700 22	44	74	53
	LONGITUDINAL PULSE FWD	120 117	82.8	MILD LEFT ROLL			
	" " " AFT	120 117	82.8	MILD RT ROLL			
378	WINDUP TURN RIGHT 45° MAX	100 99	82.8	500 20			
A/C PITCHING, PORPOISING, BLADE STALL HIGH OSCILLATORY CYCLIC & COLL LOADS							
379	" " LEFT MAX 45°	100 99	"	"	SAME AS RIGHT		
380	" " RIGHT MAX 35°	120 117	"	"	SAME AS RIGHT		
IN AND OUT OF BLADE STALL, HIGH OSCILL CYCLIC AND COLL LOADS							
381	" " LEFT MAX 35°	120 117	"	"	SAME AS RIGHT		
CONST.							
START	1048						
STOP	1152						
TOTAL	1.0 HR FLT						

# Hughes Helicopters

REPORT TITLE _____	REPORT NO. 369-FT-8103
PREPARED BY _____	SUBJECT _____
CHECKED BY _____	MODEL NO. 369MD/TOW

Pg 2 of 2

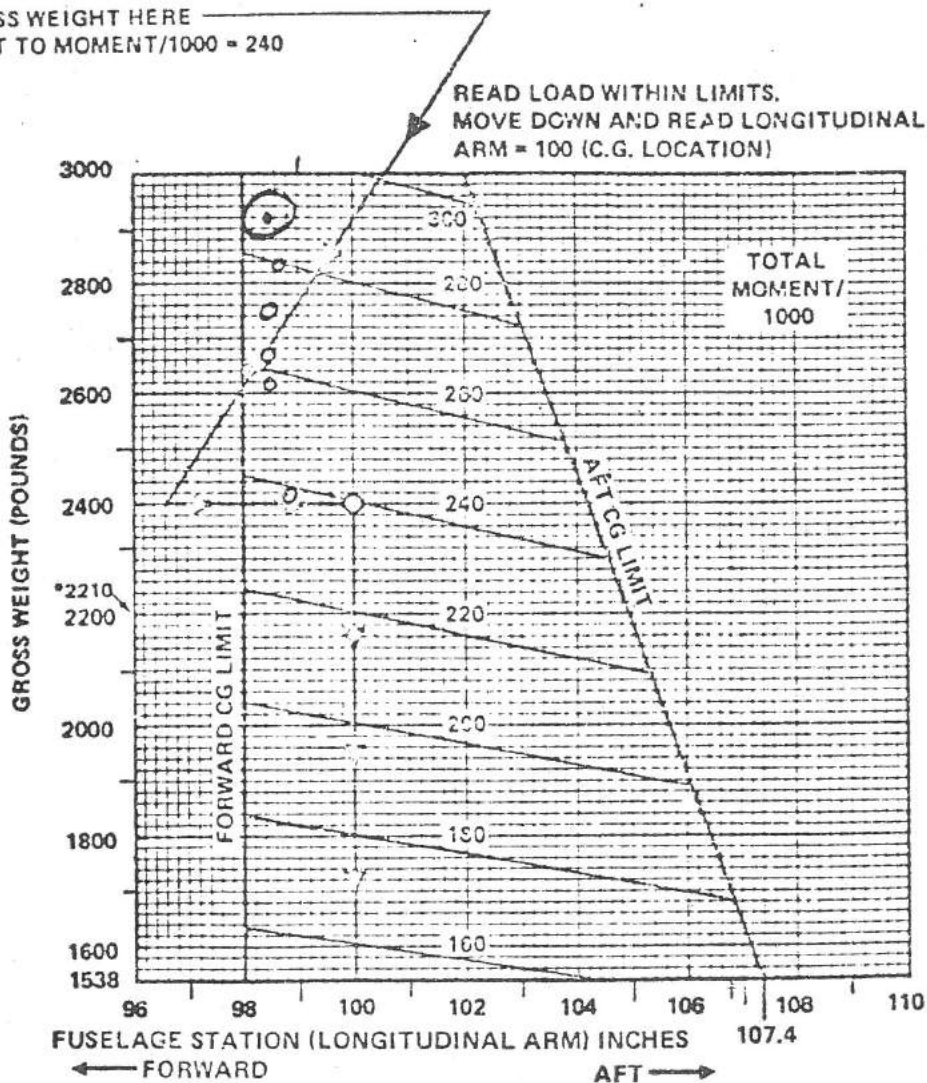
FORM 563	A-C NO. N8608F	FLT. NO. 91	OAT _____
MODEL NO. 369MD/TOW	DATE 8/30/77	BAR _____	"HG" _____
PURPOSE _____	WIND _____	KTS _____	

CONFIGURATION \_\_\_\_\_

CREW	TOGW	CG	TR						
INST REC #	MANEUVER	KIAS RCAS	Q	HP GAT					
		KTS	IPS	FT					
382 383	WINDUP TURN LEFT MAX 30°	130	82.8	500 20					MODERATE A/C "THUMPING"
VERY HIGH CYCLIC & COLL LOADS, INADS OUT SEVERE BLADE STALL, PITCH & ROLL TENDENCY									
384	" " RIGHT MAX 30°	130 127	"	"					SAME AS RIGHT
385	THROTTLE CHOP W/ L & R "S" TURNS (PEDALS FIXED)	130 127	82.8	500 20					GOOD YAW STABILITY
A/C APPEARS TO HAVE LESS TRANSIENT TRIM FORCE GRADIENT THAN DOES STANDARD 369D. NOSE "COMES UP NICE"									
386	(CYCLIC ONLY) PULL UP & PUSH OVER	110 108	70						NOTED CHANGE IN CYCLIC & COLL FORCES
387	CYCLIC & COLLECTIVE PULL UP	110	"	"					" " " "
388 389	CYCLIC PULL UP	130 127	82.8						BLADE STALL - EXTREME CONTROL LOADS
390	CHANDL LEFT PULL UP	110 102	82.8	OK					
391	" " RIGHT	" "	" "	OK					
	180° AUTO TURNS LEFT	75 76		OK					
	" " RIGHT	75 76		OK					
392	AUTO FLARE, HIGH SP VIDES								
NOTES ALL DATA TAKEN AT SEA LEVEL DUE TO WEATHER									
A' WIND SHEAR LOCATED MID FIELD HAMPED									
CONTROLLABILITY DATA, AND PRECLUDED RELIABLE									
START	CRUISE DECK ANGLE RECORDS.								
STOP									
TOTAL									

Hughes 500D Helicopter (Model 369D)  
Helicopter 500MD/TOW

EXAMPLE:  
 WANTED:  
 DETERMINE IF LOADING LIMITS ARE EXCEEDED AND DETERMINE C.G. POSITIONS.  
 KNOWN:  
 GROSS WEIGHT = 2400 LB; TOTAL MOMENT/1000 = 240 IN-LB  
 METHOD:  
 ENTER GROSS WEIGHT HERE  
 MOVE RIGHT TO MOMENT/1000 = 240

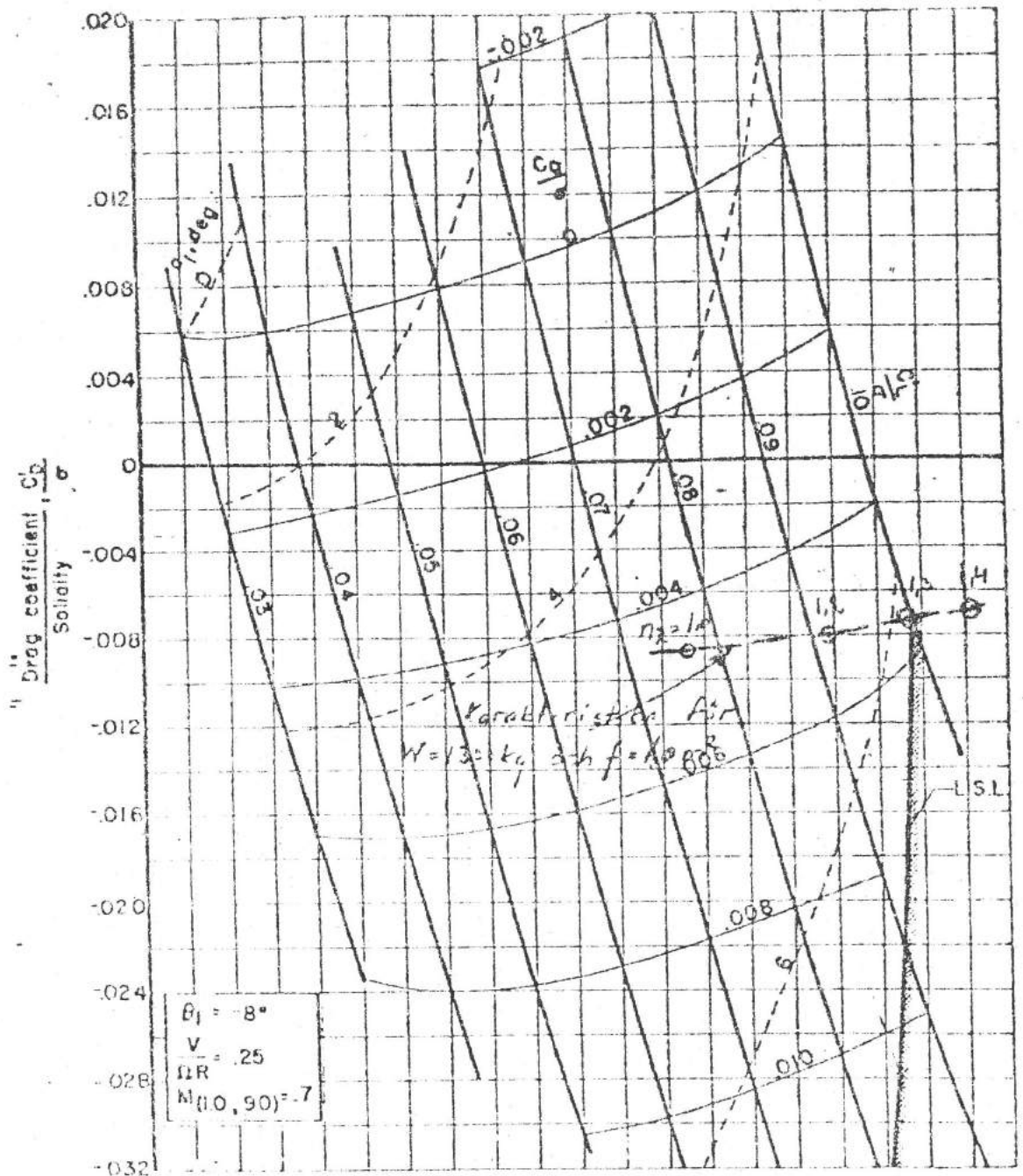


\*MINIMUM FLYING WEIGHT PLUS TOW SYSTEM EMPTY

INCLUDES WEIGHT EMPTY, AVIONICS, PARTICLE SEPARATOR, IR SUPPRESSOR,  
 SIGHT UNIT, LAUNCHER INSTALLATION, PILOT, AND ENGINE OIL

5104-023A

Figure 6-1. Longitudinal Center of Gravity Envelope



(a)  $C_D/\sigma$  and  $\alpha_1$ .

Figure 4.- Calculated characteristics of a rotor with  $-8^\circ$  twist for  $V/\Omega R = 0.25$  and  $M(1.0, 90) = 0.7$ .

Tip Speed Ratio (TSR)  $\left\{ \begin{array}{l} \Omega R = 198 \text{ m/s} \\ R = 4.04 \text{ m} \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} \sigma = \frac{5 \cdot 0.114}{\pi \cdot 4.04^2} = 0.009 \\ \text{TSR} = \frac{198}{158} = 1.25 \end{array}$

Tip Speed Ratio (TSR)  $\rightarrow \frac{51}{158} = 0.26$  ,  $M_{1.0, 90} = \frac{198 \cdot (1.0 \cdot \pi)}{340}$

32

Wind speed  $V = 10 \text{ m/s}$  ,  $W = 1300 \text{ kg}$

$D = 11 \text{ sep}$