

Ärendnr



SHK
BIBLIOTEKET

Haveri

SE-YCK B. J. Enduro
vid Hultsfred
22 augusti 1982

UTREDNINGSRAPPORT SE-YCK 27/82

September 1983



UTREDNINGSRAPPORT

ANGÅENDE HAVERI

VID HULTSFREDS FLYGPLATS

DEN 22 AUGUSTI 1982

FLYGPLANTYP	B.J. ENDURO
REGISTRERING	SE-YCK
ÄGARE	RUNE BERNVING KEDJEGATAN 15, 590 93 GUNNEBOBRUK
BESÄTTNING, ANTAL	1 - ALLVARLIGT SKADAD
HAVERIPLATS	57° 31' N 15° 50' E
TIDPUNKT FÖR HAVERIET	1982-08-22 KL 10.40 *)

*) All tidsangivelse i denna rapport avser svensk sommartid.

NORDAIDS FILE NUMBER

I N N E H Å L L		Sid
	INLEDNING	1
1	FAKTAREDOVISNING	2
1.1	Redogörelse för flygningen	2
1.2	Personskador	2
1.3	Skador på flygplanet	3
1.4	Andra skador	3
1.5	Besättning	3
1.6	Luftfartyget	3
1.7	Väder	5
1.8	Navigationshjälpmedel	5
1.9	Radiokommunikation	5
1.10	Flygfältdata	6
1.11	Färdregistrator	6
1.12	Haveriplats och flygplanvrak	6
1.12.1	Haveriplats	6
1.12.2	Flygplanvrak	6
1.13	Medicinska data	6
1.14	Brand	6
1.15	Överlevnadsmöjligheter	7
2	ANALYS	7
3	SLUTSATSER	10
3.1	Sammanfattning av undersökningsresultat	10
3.2	Sannolik haveriorsak	10
4	REKOMMENDATIONER	11

Bilagor

1. Ritning på flygplanet
2. Registerutdrag på föraren
3. Vittnesförhör

(Bilaga 2 och 3 bifogas endast originalrapporten)

INLEDNING

Den 22 augusti 1982 omkring klockan 10.00 startade SE-YCK, ett ultralätt flygplan, typ B.J. Enduro, från Hultsfreds flygplats. Flygplanet var ett sk hembygge och flygningen skedde för att för första gången utprova dess egenskaper i luften. Efter en 180° sväng fortsatte flygplanet i en grävande högersväng och slog i marken.

Föraren skadades svårt och flygplanet totalförstördes.

Statens haverikommission - lagman Karl-Erik Andersson och civilingenjör Åge Röed - påbörjade samma dag utredning på haveriplatsen.

Kommissionen har sammanträtt

1982-08-22	Hultsfreds flygplats (Andersson och Röed)
1983-04-07	SHK kansli (Andersson, Röed samt Tomas Backman, EAA)

1 FAKTAREDOVISNING

1.1 Redogörelse för flygningen

Den 22 augusti 1982 omkring kl 10.35 startade SE-YCK, ett ultralätt flygplan, typ B.J. Enduro, från stråket bana 30 på Hultsfreds flygplats för en provflygning.

- ./.
- Föraren, som själv byggt flygplanet efter inköpta ritningar, hade utprovningstillstånd och hade under en tid kört flygplanet på marken för att prova dess markstyrningsegenskaper och avsåg nu att göra en första verklig flygning. Tidigare hade han endast gjort ett antal korta skutt rakt fram för att prova styregenskaperna i luften. Vid dessa prov framkom att flygplanet var svårt att styra på marken i medvind. Det ville vrida sig upp i vindriktningen. Av denna anledning byggde föraren omsidstyrningen. I stället för att låta sidstyrverket (all flying fin) peka uppåt vände han det 180^o runt flygplanets längdaxel och lät det peka nedåt i propellerns slipström. Sidstyrningen på marken blev då acceptabel även i medvind. Under rakflygningsskuttet fann föraren att flygplanet var en aning känsligt i tippel och att det drog något åt höger. Detta ledde till en landning på ett hjul varvid ett stag skadades. Skadan reparerades och flygningen fortsatte.

Den aktuella flygningen skulle omfatta stigning till 40-50 meters höjd, en 180^o sväng tillbaka mot flygfältets startända, en ny 180^o sväng och därefter landning.

Starten och stigningen förflöpte väl bortsett från att flygplanet pendlade något i höjdlid efter lättningen. När planet nått 50-75 meters höjd påbörjade föraren en högersväng. Vid svängens slut, när flygplanet befann sig på kurs parallellt med banan, gick det plötsligt in i en grävande högersväng och kolliderade med marken efter ca ett svängvarv.

1.2 Personskador

Föraren skadades allvarligt.

1.3 Skador på flygplanet

Flygplanet totalförstördes.

1.4 Andra skador

Inga.

1.5 Besättning

Föraren var vid haveriet 50 år gammal. Han hade giltigt A-certifikat. Hans flygerfarenhet var som följer

Motorflygplan	374 timmar
Segelflygplan	299 timmar

Senaste allmänna läkarundersökning hade skett i november 1981 utan anmärkning.

1.6 Luftfartyget

Flygplanet hade byggts av ägaren/föraren efter inköpta ritningar och hade godkänts för utprovning av luftfartsverket.

Flygplanet med tillverkningsnummer 186 hade konstruerats av B.J. Aircraft, 10 B N.W., Ardmore, Oklahoma 73401, USA. En skiss av flygplanet visas i Fig 1 nedan.

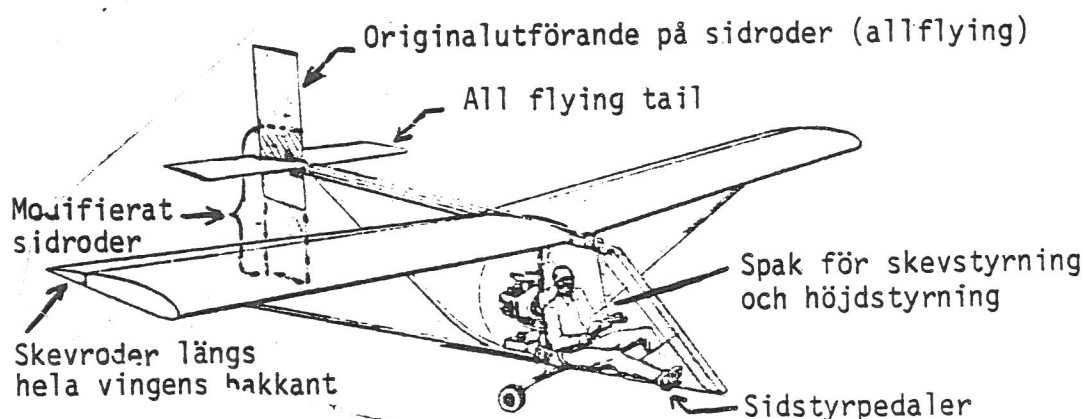


Fig 1. B.J. Enduro

Flygplandata:

Längd:	ca	5 m
Höjd:	ca	2,1 m
Vingyta:	ca	10,5 m ² *)

Max flygvikt	275 kg
--------------	--------

Motor:	Rotox 500
--------	-----------

Den motor som av konstruktören föreslagits var en 16 HK motor som vägde ca 37 kg. Ägaren hade i stället för denna installerat en ungefär dubbelt så stark (32 HK) motor som vägde ca 35 kg. Flygplanets maxvikt enligt ritningen med 170 lbs (77,3 kg) förare anges på ritningen till 436 lbs (198 kg) men var för den aktuella versionen med den starkare motorn 275 kg.

Stallfarten vid 198 kg anges på ritningen till 26MPH (42 km/h). Landningsfarten anges till 30MPH (48 km/h) och maxfarten till 65MPH (105 km/h).

Flygplanet styrs med en hängande spak och med sidroderpedaler. Sidroder och höjdroder är av typen "all flying" utan fasta fen- och stabilisatordelar. Skevrodret sträcker sig längs hela vingens bakkant och har en korda på ca 20 %. Skevroderutslagen uppåt och nedåt är lika stora. Vingen är rektangulär med sidoförhållandet ca 6,2:1. Den har skumplastspryglar och är klädd med tunn fanér vilket ger den en mycket slät yta.

Vingeprofilen är ca 12 % tjock. Den har sin maximala tjocklek vid ca 33 % av kordan. Profilen har plan underkant och en nos med liten radie, se Fig 2.

*) Originalversion 9,7 m². Denna version hade 2 ft förlängd spännvidd.

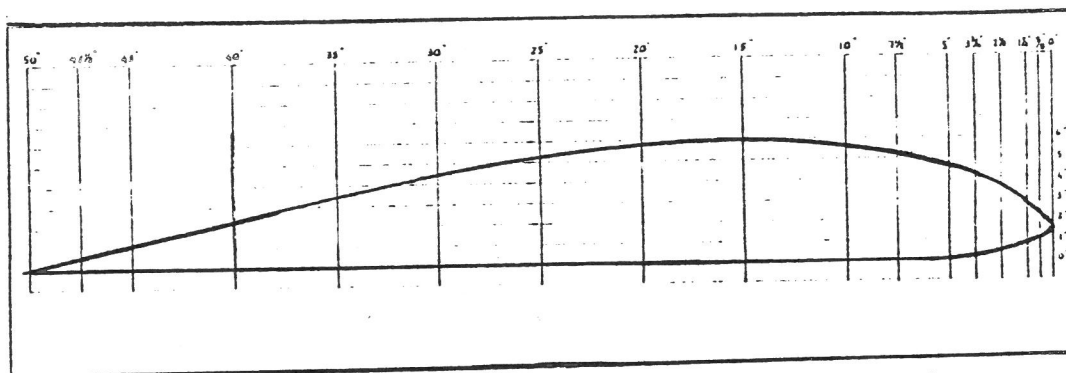


Fig 2. Vingeprofil.

Enligt konstruktören har profiltypen hög lyftkraft och en mild typ av överslagning. Enligt föraren hade han till en början problem med vingen. Flygplanet hade en tendens att dra mot höger. Det visade sig att färgen på högervingens ovansida var en aning ojämn jämförd med väster vingens ovansida. När höger vinge slätades till försvann högertendensen.

Flygplanet har en primitiv fartmätare, en kula i ett glaströr som blåses upp till olika nivåer beroende på fartvinden.

Flygplanets vikt och tyngdpunkt låg vid tillfället inom tillåtna gränser.

1.7 Väder

Klart väder med 2-5 knops vind 300°. Molnmängd 1/8 med molnbas 1 000 - 1 500 ft. Temperatur ca 20° C, QNH > 1 000 mb.

1.8 Navigationshjälpmedel

Ej aktuellt.

1.9 Radiokommunikation

Ej aktuellt.

1.10 Flygfältdata

Hultsfreds flygplats har en 2000 meter lång betongbana 12/30 med intilliggande gräsbevuxet stråk där tillgängligt banutrymme är 1200 meter. Bortsett från låga skogsridåer är terrängen runt fältet hinderfri.

1.11 Färdregistrator

Fanns ej. Krävs ej.

1.12 Haveriplats och flygplanvrak

1.12.1 Haveriplats

Flygplanet havererade ca 60 m norr om bana 30 och ca 200 m öster banändan. Vrakets olika delar var koncentrerade till nedslagsplatsen.

1.12.2 Flygplanvrak

Samtliga roder och styrytor återfanns på nedslagsplatsen. Skador på propellern visade att motorn hade givit effekt vid nedslaget. Inga skador som uppstått före flygplanets kollision med marken och som kan ha bidragit till haveriet kunde upptäckas.

1.13 Medicinska data

Föraren skadades svårt. Allvarligaste skadan var brott på vänster lårben, vilket föranledde långvarig sjukhusvård. Han är numera i huvudsak återställd. Det har inte kunnat konstateras om han ådrog sig hjärnskakning, men han har uppgivit att han inte har något minne av flygningens förlopp.

Ingenting har framkommit som tyder på att hans fysiska eller psykiska kondition varit nedsatt under flygningen.

1.14 Bränd

Utbröt ej.

1.15 Överlevnadsmöjligheter

Föraren satt i en relativt oskyddad position med tung motor bakom förarplatsen. Han bar hjälm och satt fastspänd med midjebälte och en axelrem. Axelremmen brast i sin låsinfästning vid nedslaget.

2 ANALYS

Förarens avsikt var att för första gången utprova flygplanets egenskaper i luften. Själv har han inte något minne av flygningens förlopp men flygningen synes ha skett problemfritt fram till den grävande högersvängen efter fullbordad 180° sväng. Det saknas anledning anta annat än att föraren efter denna sväng sökt rätta upp flygplanet för att planenligt flyga rakt fram till utgångsläget.

Vid undersökningen av vraket kunde inte påvisas några skador som kunde ha uppstått före flygplanets nedslag i marken. Den grävande högersvängen kan därför inte förklaras av att det under flygningen uppstått något tekniskt fel på flygplanet. Däremot finns anledning misstänka fel i flygplanets konstruktion.

Förklaringen till att flygplanet gick in i en okontrollerbar grävande högersväng är sannolikt att högervingen överstegrades när föraren försökte rätta upp flygplanet efter att ha svängt 180° . Flera faktorer kan ha kombinerat till att förorsaka överstegringen. Dessa är:

- o Det anges att flygplanet med en vikt på 198 kg har en överstegringsfart (stallfart) på 42 km/h. Det motsvarar ett mycket högt $C_{L \max}$ -värde, nämligen $C_{L \max} \approx 2.4$. Det är mycket osannolikt att så är fallet. Ett mera sannolikt värde för en rektangulär vinge med sidaförhållandet 5.8:1 är $C_{L \max} \sim 1.4$ om vingen inte har slipats och polerats så att den är absolut slät. Stallfarten blir i så fall ungefär 30 % högre än vad som angivits. Med den högre vikten som det aktuella flygplanet hade blev stallfarten ungefär 62 km/h i stället för 42 km/h. Om föraren inte varit uppmärksam på detta kan han ha legat nära stallfarten vid svängen.

- o Konstruktören anger i sin tillverkningsanvisning att profilen har "high lift and mild stall". Om detta kan sägas att hög lyftkraft och mild överstegring inte går tillsammans. Hög lyftkraft (utan framkantanordningar och klaffar) leder ovillkorligen till en plötslig och dramatisk överstegring. Om man genom mycket noggrann ytbehandling kan få en profil slät och därigenom få hög lyftkraft kan man vara säker på att när vingen överstegras sker detta plötsligt och med dramatisk lyftkraftsförlust. Man kan också vara säker på att profilen blir känslig för störningar så att olika ojämnheter på höger och vänster vinge kommer att ge olika överstegringsvinklar för vingarna. Beläggningen på vingnosen (mygg etc) kan också kraftigt påverka överstegringen.
- o Föraren hade upplevt att högervingen hade en tendens att hänga jämfört med vänstervingen och att detta berodde på olika ytjämnheter på vingarna. Den aktuella profilen har en väl välvd ovansida med max tjocklek på ca 33 %. En sådan profil tenderar att ha laminär strömning (eller mycket tunt gränsskikt) fram till profilens maxtjocklek. Men om profilytan framför maxtjockleken av någon anledning är eller blir ojämn kommer gränsskiktstjockleken bakom profilens maxtjocklek att öka kraftigt jämfört med när profilens yta är slät. Detta kommer att minska vingens lyftkraft vid en given anfallsvinkel. Flygplanet vill rolla i den riktning där den ojämna vingytan befinner sig (d v s man måste flyga med skevroderutslag även vid låga anfallsvinklar). Typisk för en sådan profil är att den är lättstörd och att max lyftkraft kan påverkas av relativt små störningar.
- o Den aktuella profilen har en liten nosradie. En profil med liten nosradie i kombination med en väl välvd ovansida har sannolikt en plötslig överstegring.
- o Flygplanet har skevroder längs hela vinge-bakkanten. När skevrodret fälls ner sjunker vingens stallvinkel (stallvinkelminskningen kan vara 5° - 6°). Om man svänger med en

fart som ligger nära stallfarten kan innervingen i svängen överstegras när skevrodret fälls ned för att lyfta vingen. Flygplanet kommer då att gå in i en störtspiral om föraren inte omedelbart skevar med i rollriktningen och sänker flygplanets nos för att häva stallen.

- o Skevroderutslagen upp och ned var lika stora. Därmed får flygplanet en markerad skevroderbroms. D v s att när ett skevroder fälls ned för att ge en vinge en rörelse uppåt kommer vingens motstånd (p g a ökad lyftkraft) att öka och flygplanet kommer att gira i den riktning där man har skevroderutslag nedåt (vingen som för skevroderutslag uppåt får ingen eller liten motståndsökning p g a minskad lyftkraft som motverkar motståndsökningen av skevroderutslaget).
- o När föraren vände sidrodret nedåt förbättrade han roder-effektiviteten p g a slipströmseffekten från propellern på rodret.

Däremot försämrade han girstabiliteten eftersom strömningen mot flygplanets bakre del vid en gir dels riktas upp av propellern. Vid en girstörning kan därför flygplanet gira snabbare än om sidrodret gått utanför slipströmmen (som i originalversionen).

Med stöd av ovanstående kan det tänkas att följande hände när flygplanet svängde.

Flygplanets fart kan ha sjunkit och kommit nära stallfarten under svängen. Fartmätaren var primitiv och den angivna stallfarten kan ha varit för låg. När föraren gav motskevning för att räta upp flygplanet efter svängen kan skevroderbromsen ha gett en girrörelse som resulterat i en betydande girvinkel p g a nedsatt girstabilitet med sidrodret i slipströmmen. Detta har ökat yttervingens fart och minskat innervingens (d v s högra vingens marginal till stall har minskat). Skevroderutslaget nedåt har sänkt högervingens stallvinkel. Högervingens maximala lyftkraft kan ha varit lägre än vänstervingens p g a olikheter i vingarnas ytjämnhet. Tillsammans kan närhet till stall, sänkt stallvinkel p g a skevroderutslag nedåt och girrörelse p g a skevroderbroms och nedsatt girstabilitet fått högervingen att ställa. Detta har lett till en okontrollerbar störtspiral mot höger.

För att motverka dessa "inbyggda" tendenser hos flygplanet måste man

- o Runda av profilen genom att bygga ut vingnosen nedåt.
- o Lägga "stall-strips" längs innervingarnas framkanter för att garantera vingrotstall med bibehållen rollkontroll.
(Man kan även tordera vingen så att anfallsvinkeln minskar mot vingspetsarna.)
- o Använda större skevroderutslag uppåt än nedåt för att motverka (helst eliminera) skevroderbromsen.
- o Förbättra girstabiliteten (t ex med en fast uppåtriktad fena om man vill ha kvar sidrodret i slipströmmen).
- o Skaffa en bättre fartmätare.
- o Se till att man har exakt samma ytfinish på båda vingarna om man bygger mycket släta vingar (och att ytslätheten bibehålles - torka ren vingen före varje flygning).

3 SLUTSATSER

3.1 Sammanfattning av undersökningsresultat

- a. Flygplanet var godkänt för utprovning.
- b. Föraren var behörig utföra flygningen.
- c. Inga tekniska fel har konstaterats.
- d. Flygplanet provflögs för första gången
- e. Flygplanet har en vingprofil som ger plötslig och kraftig överstegring och högre stallfart än vad som angivits.
- f. Flygplanet har skevroderbroms.
- g. Flygplanets girstabilitet har minskat p g a avvikande utförande av sidroderinstallationen.

3.2 Sannolik haveriorsak

Vid försök till urgång ur sväng har flygplanets högra vinge överstegrats varvid flygplanet gått in i en grävande högersväng som föraren ej förmått bemästra.


Bidragande orsaker har varit

- o Stallfart högre än angivet
- o Skevroderbroms i kombination med nedsatt girstabilitet.
- o Vingprofil som ger plötslig och kraftig överstegring och som är känslig för störningar.

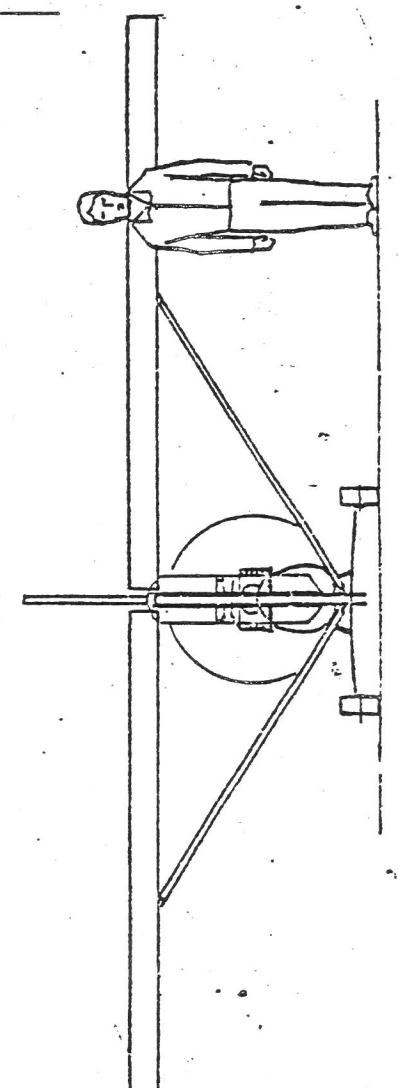
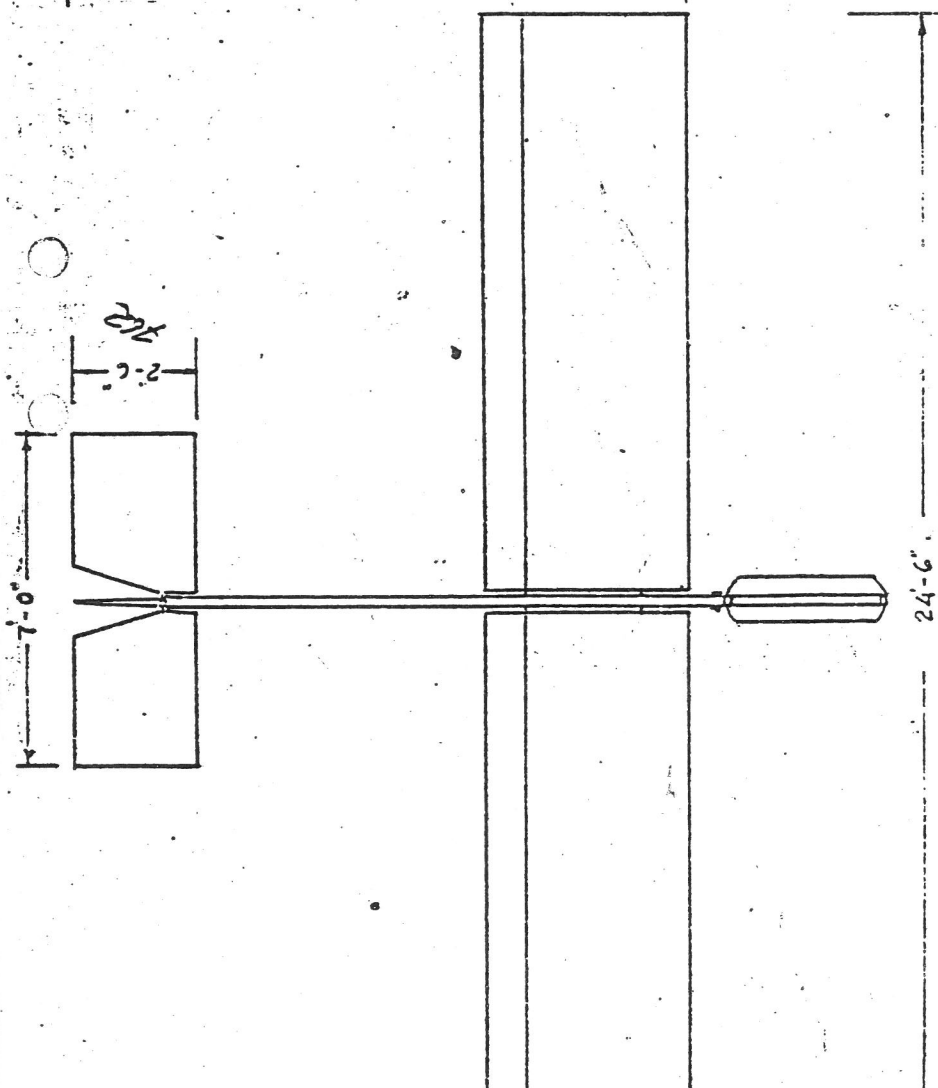
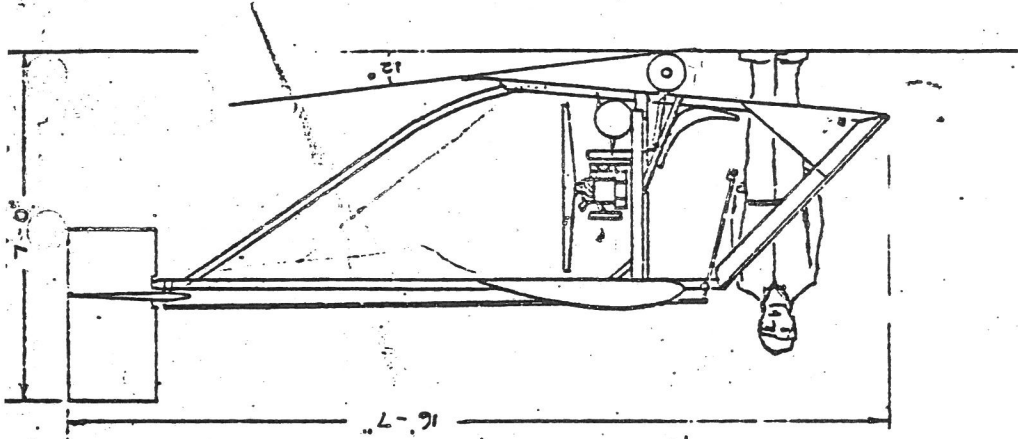
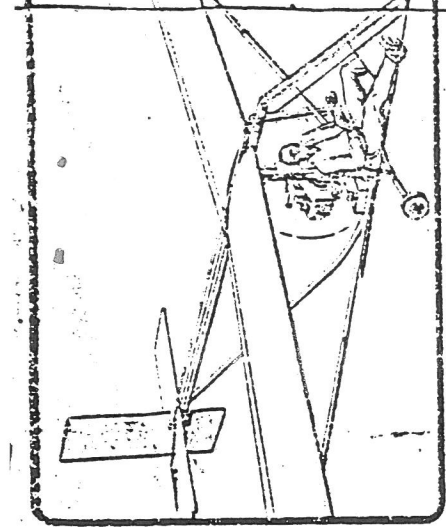
4 REKOMMENDATIONER

Beträffande flygplan av denna typ bör åtgärder vidtagas som ger överstegring med bibehållen rollkontroll, minskad skevroderbroms och förbättrad girstabilitet.


K-E Andersson


Åge Röed

1983-09-26



CALCULATED PERFORMANCE

TOP SPEED: 65 MPH.
 CRUISE: 55 MPH.
 RATE OF CLIMB: 350 FT/MIN.
 STALL: W^2 26 MPH.
 LANDING SPEED: 30 MPH.
 ENDURANCE: 5 HRS.
 RANGE: 250 MILES

POWER LOADING: 27.2 LBS/HP

WEIGHTS
 EMPTY: 103.5
 FUEL: 26 LBS
 PILOT: 170 LBS
 GROSS WEIGHT: 4136 LBS

SPECIFICATIONS

SPAN: 24'-6"
 CHORD: 4'-3"
 ASPECT RATIO: 5.8 - 1
 AIRFOIL: RHODE ST. GENESE 32
 WING AREA: 102 SQ. FT.
 WING LOADING: 4.2 LBS/SQ. FT. $\approx 23 \frac{W^2}{V}$
 SPAN LOADING: 18.1 LBS/FT. 1.50

ENGINE: BRIGGS & STRATTON
 MODEL 401417 4 CYCLE - TWIN
 CYL. 12 HP. 656.0 CC 82 LBS.

SCALE
 $\frac{1}{4}" = 1'-0"$

BJ ENDURO

3-VIEW & SPECS

DESIGNED & DRAWN BY
 Alex. G. + D. Co. Inc.

PLANA