

DA RK

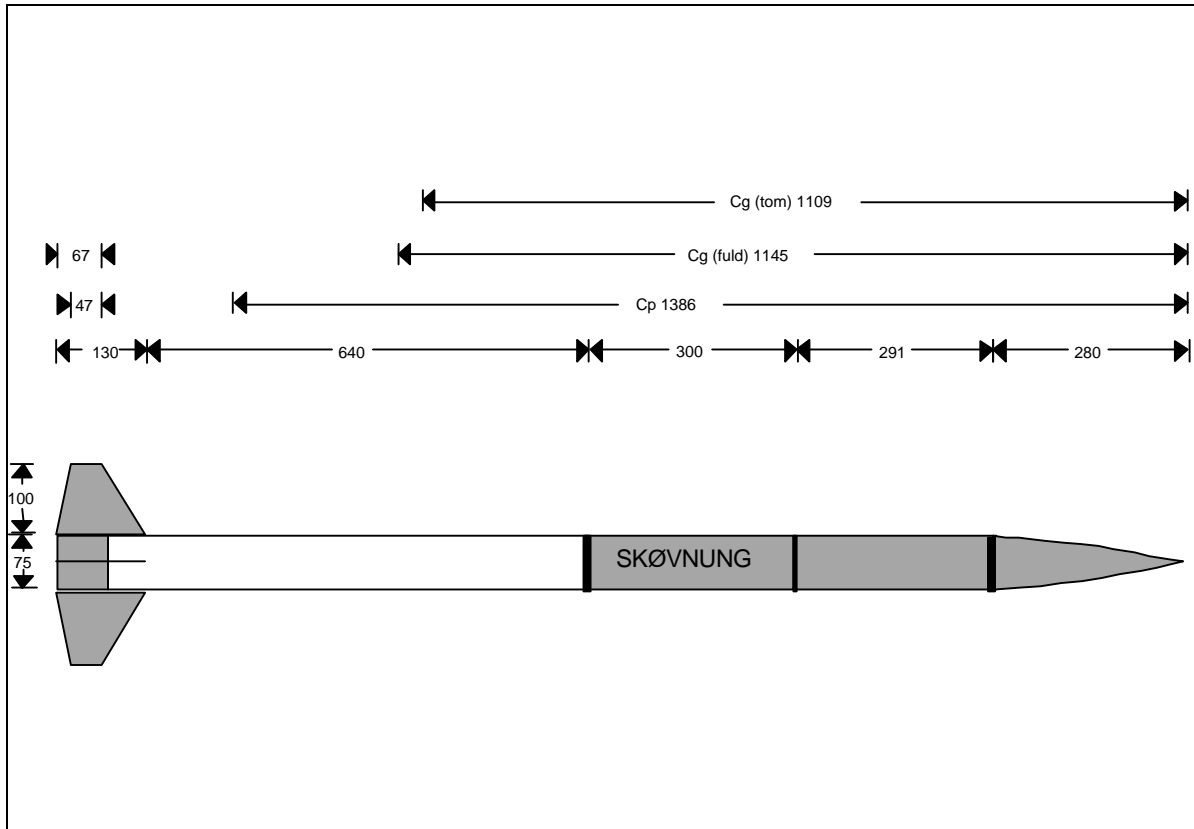


Resultater fra raketprojekt Skøvnung.
Af
Hans Olaf Toft

Dansk Amatør Raket Klub, april 1992, revideret december 1997

Indholdsfortegnelse:

INDLEDNING:	3
MÅLSÆTNING OG PROJEKTBEKRIVELSE:	4
EN KORT GENNEMGANG AF KONSTRUKTIONEN:	7
RESULTATER FRA MÅLEINSTRUMENTERNE:	9
DEN LINEÆRE LYSMÅLER	9
DEN LOGARITMISKE LYSMÅLER	9
TERMOMETERET	10
MAGNETOMETERET	12
ØVRIGE RESULTATER	15
KONKLUSION:	16
LITTERATURLISTE:	17



Indledning:

Raketprojektet SKØVNUNG blev startet af Steen Jørgensen og Hans Olaf Toft, DARK, i januar 1991. I løbet af foråret 1991 blev Skøvning bygget med yderligere assistance af Jørgen Franck, Peter Madsen og især Jan Petersen. Formålet med projektet var, på baggrund af konstruktionserfaringerne fra det tidligere projekt SLEIPNER, (lige som i det tidligere projekt) at skaffe dokumentation for raketens opførsel i alle flyvningens faser ved hjælp af et antal elektroniske måleinstrumenter. Af pædagogiske, økonomiske og arbejdsmæssige årsager blev Skøvning udført som et Minidark projekt, og det blev fra starten besluttet, at måledata havde den allerhøjeste prioritet. Det blev derfor besluttet at flyve på pulverzinkit. Med superfine Zink og en yderst kompakt instrumentsektion, ville den forventede tophastighed højst blive 150 - 200 m/s, hvorved de tidligere observerede aerodynamiske problemer i de transsoniske og subsoniske hastighedsområder ville blive undgået. Konstruktorerne satte deres lid til at andre raketprojekter ville behandle disse højhastighedsproblemer. Den danske sagnkonge Rolf Krake's sværd Skøvning, blev hentet som navn på projektet. Skøvning optræder iøvrigt i de senere islandske sagaer, hvor det får ry for altid at bringe sin ejermand sejr.

Målsætning og projektbeskrivelse:

Den overordnede målsætning for raketprojekt Skøvnung var at skabe en arbejdsplatform, der kan give de erfaringer og det grundlag der er nødvendigt for udarbejdelsen af kommende større og mere ambitiøse projekter.

De overordnede data for Skøvnung er:

Længde 1641 mm
 diameter 75 mm
 motor 75/67 mm standard rustfri Minidark
 startvægt 14.54 kg
 brændstof 5.54 kg Zinkit 3/1
 remanens 0.27 kg
 falskærm 1.25 m² korsfaldskærm udløst efter 17.8 s
 opsendt d. 31 / 7 - 1991 kl 10.50 svensk sommertid fra Skillingaryds Skjutfelt.

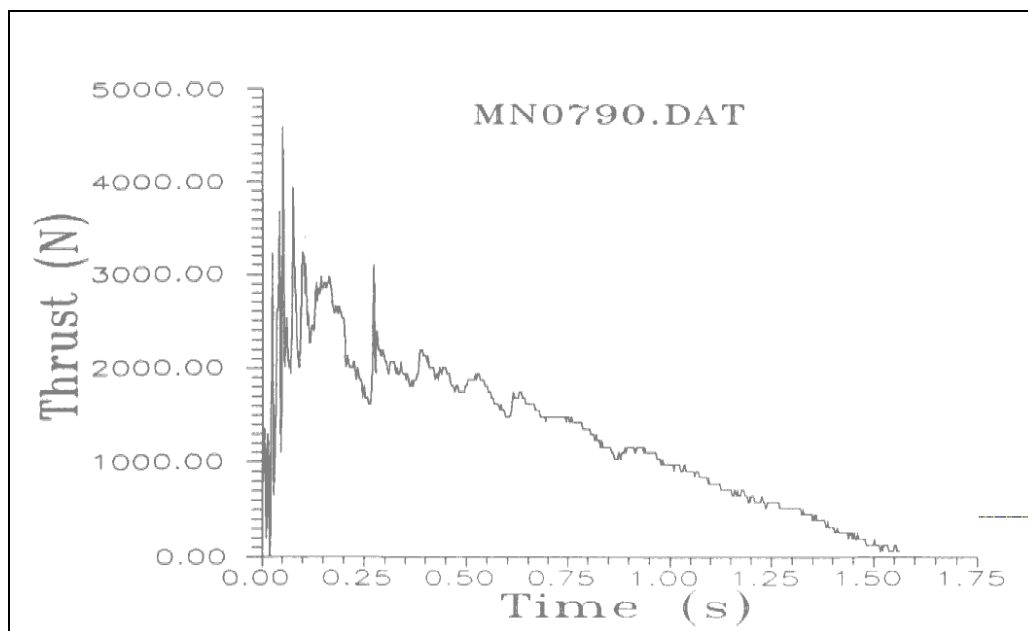
Den forventede performance er givet ved baneberegningen:

```

PROJEKT                : SKØVNUNG
STARTMASSE (kg)        : 14.54
BRÆNDSTOFMASSE (kg)   : 5.54
DRAGKOEFFICIENT (*)   : 0.30
RAKETDIAMETER (cm)    : 7.50
RAMPELÆNGDE (m)       : 6.00
ELEVATION ( °)        : 83.00
BREDDEGRAD ( °)       : 56.00
MOTORFIL (Thrust vs Tid) : MN0790.DAT
BRÆNDTID (s)          : 1.56
SPECIFIK IMPULS (s)    : 37.81
REMANENS (%)          : 5.00
TIDSSTEP (s)          : 0.002
  
```

	Time (s)	Altitude(m)	Vel. (m/s)	Acc. (m/s ²)
Start	0.00	0.00	0.00	0.00
Ramp	0.29	6.03	44.16	165.44
Burnout	1.56	157.32	158.91	4.89
Max Alt.	16.60	1302.25	19.76	9.81

Den benyttede MINIDARK motor udviser de for Zink/Svovl karakteristiske egenskaber med en meget kraftig startthrust, efterfulgt af et langt regressivt forløb. Det noget flossede forløb omkring $t = 0$ skyldes afskydningen af et kraftigt aluminium diaphragma, efterfulgt af kortvarige svingninger i testbænken. Thrustkurven MN0790 er vist nedenfor, men motorens performance kan ændres som følge af ældning af Zinken og temperaturen på affyringstidspunktet.



Skøvning medbragte en datalogger med 6 aktive analoge målekanaler med følgende tilhørende elektroniske måleinstrumenter:

Kanal 0: Termometer.

Kanal 1: Lysmåler med logaritmisk følsomhed.

Kanal 2: X - akse magnetfelt (i raketten's længderetning).

Kanal 3: Y - akse magnetfelt (vinkelret på X).

Kanal 4: Z - akse magnetfelt (vinkelret på X og Y).

Kanal 7: Lysmåler med lineær følsomhed.

Dataloggerens to øvrige analoge kanaler blev benyttet som følger:

Kanal 5: batterispænding.

Kanal 6: Dubblering af kanal 1.

Dataloggerens digitale port blev ikke benyttet. Ved en eventuel dubblering af kanalerne vælges kanalerne parvis som [0,5], [1,6] (som ved den logaritmiske lysmåler) og [2,7] når man ønsker en fordobling af samplefrekvensen.

Af de benyttede måleinstrumenter skulle lysmålerne kunne detektere raketten's spindelfrekvens ved at se forskel på raketten's sol og skyggesider. Den lineære lysmåler har den største følsomhed, mens den logaritmiske har det største dynamikområde. En kombination af disse to skulle give størst mulig sikkerhed for data.

Termometeret, der er opbygget omkring et jern/konstantan termoelement med en transistorbaseret kompensation for raketten's 'indendørs'- temperatur, udnytter at temperaturen fra ganske få meter over jordens overflade aftager med cirka 5.72 grader pr. kilometer. Termometeret kan derfor principielt give oplysninger om både højde og hastighed.

Det 3-aksiale fluxgate magnetometer måler den øjeblikkelige størrelse og retning af Jordens magnetfelt i forhold til raketten. Da Jordens magnetfelt er konstant i både størrelse og retning under de relevante omstændigheder, kan magnetfeltmålingen i princippet give alle oplysninger om raketens øjeblikkelige hældning i rummet og eventuelle spin.

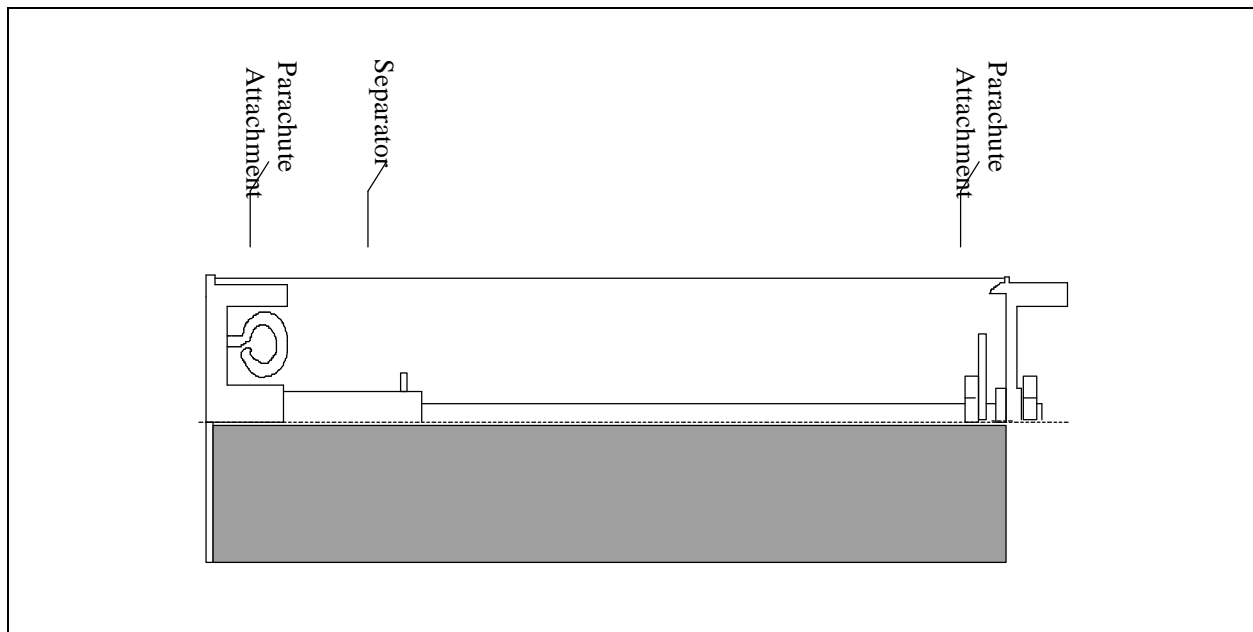
Et planlagt hot-wire anemometer til måling af raketens hastighed og et strain-gauge baseret accelerometer nåede ikke at blive færdigt.

Selve flyvningen forløb ganske vellykket, hvis man ser bort fra en flænge i faldskærmen, og at det ene faldskærmsophæng havde løsnet sig så meget, at elektroniksektionen kunne være faldet af. Det viste sig dog at ingen af delene fik nogen som helst indflydelse og Skøvnung landede under mirakuløst gunstige omstændigheder uskadt på blød mosbelagt skovbund. Overførslen af måledata forløb planmæssigt, og data var i forholdsvis god stand. De to lysmålere har begge været overstyret ved maksimum lysindfald. Termometerets tidskonstant var for stor til at kunne give fornuftig information om den ballistiske fase. Magnetometerets Y kanal har lidt under en dårlig elektrisk forbindelse i den indstøbte sensor, hvilket giver stærkt varierende forstærkning. Det blev dog tilsyneladende løst helt under forberedelserne til opsendelsen. Desuden har næsten alle kanaler været plaget af undersampling fordi raketens spin var større end forventet. Med en samplefrekvens på 10 Hz pr kanal i 40 sekunder og siden 2 Hz pr kanal i 200 sekunder er hurtige signalvariationer ikke mulige at registrere som andet end målefejl.

En kort gennemgang af konstruktionen:

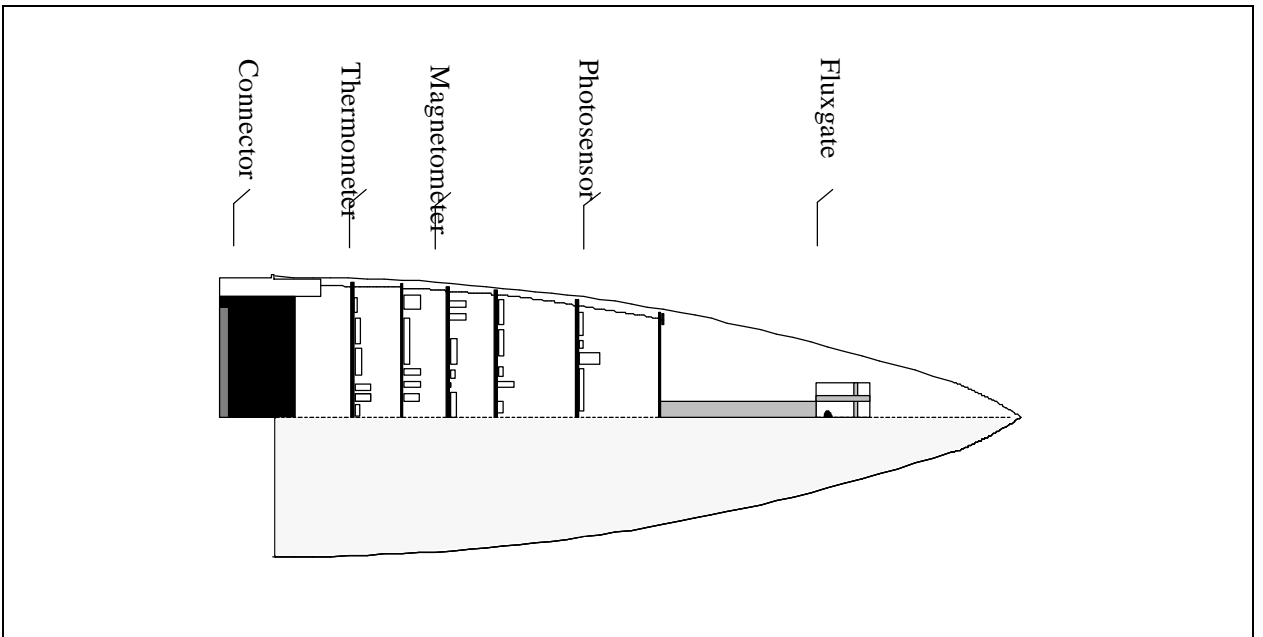
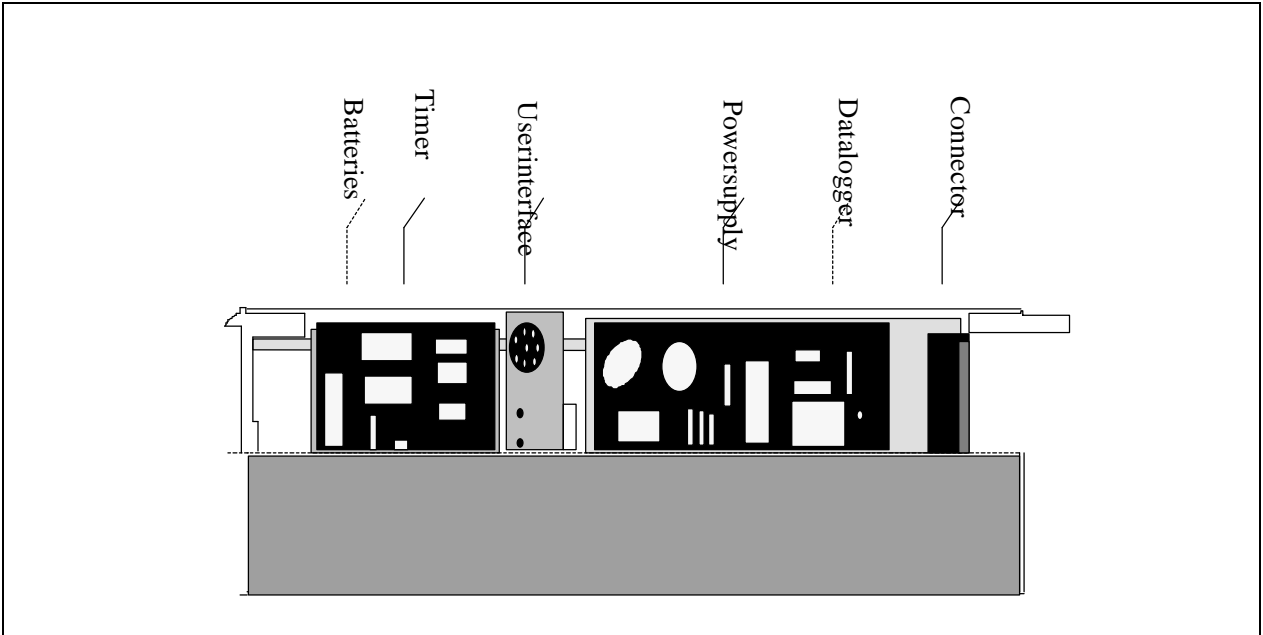
Raketten er i store træk opbygget af 5 enkeltsektioner: finnesektionen, der sikrer den aerodynamiske stabilitet, motorsektionen der er ansvarlig for fremdriften, faldskærmssektionen der er ansvarlig for recuperationen, instrumentsektionen, indeholdt i næsekeglen, der indeholder det elektroniske måleudstyr og servicesektionen der indeholder strømforsyning, datalogger, timer og interface til omverdenen.

Faldskærmssektionen udgøres af en beholder der rummer den 1.25 m² store faldskærm, en pyroteknisk/elektrisk separator og faldskærmsophæng. Faldskærmen er dels fastgjort til bunden af faldskærmsbeholderen, dels til den gennemgående centerstang der er monteret til toppen af faldskærmsbeholderen.



Servicesektionen er anbragt oven på faldskærmssektionen og består af et bundstykke, hvorpå to messingstag er monteret. På disse sidder en batteriholder, print med timer, datalogger og switch-mode strømforstyrning. Desuden sidder der en ring med accelerationskontakter, hovedstrømafbryder og kommunikation til omverdenen. Øverst på stagene sidder en konektor med forbindelser til instrumentsektionen.

Instrumentsektionen huses i rakettenes næsekegle, hvor instrumenterne på runde print er monteret på 3 rustfrie stænger. Specielt instrumentsektionen, men iøvrigt også resten af raketten er udført i overvejende umagnetiske materialer af hensyn til fluxgate magnetometeret.



Resultater fra måleinstrumenterne:

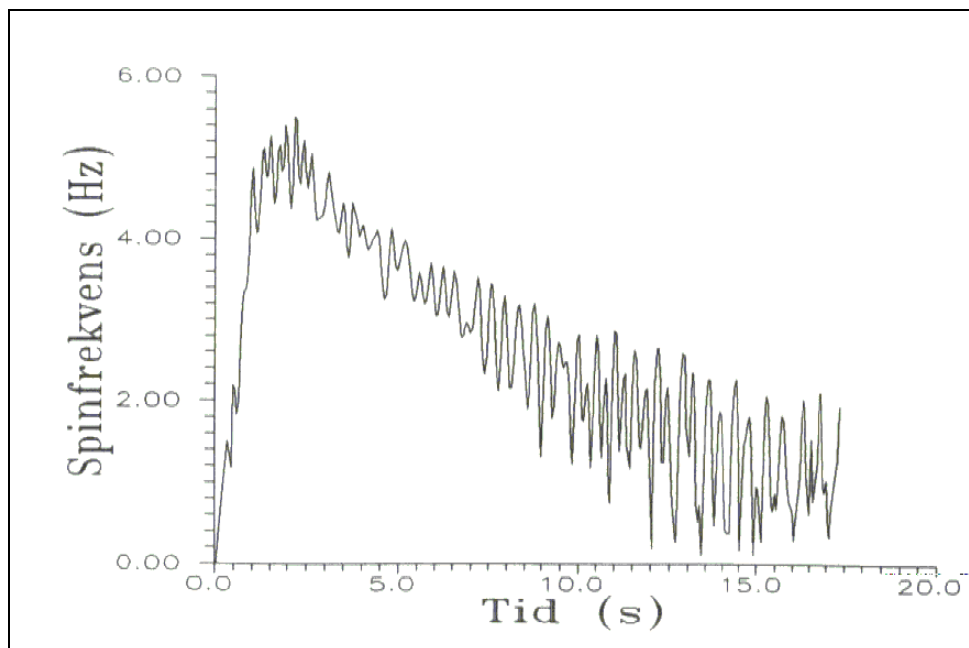
I det følgende gennemgås resultaterne fra de eksperimenter som instrumentsektionen på Skøvning indeholdt. Det matematiske maskineri, som er benyttet ved omregningen fra rådata til resultater er udeladt, og der henvises til artikler i KRAD (1992) for de mere langhårede detaljer.

Den lineære lysmåler:

Den lineære lysmåler viste sig at være en reel fiasko. Den høje følsomhed som den lineære lysmåler har i forhold til den logaritmiske viser sig at være en kraftig ulempe. Overstyring og undersampling på denne kanal har gjort måleresultaterne helt ubrugelige. Konklusionen på denne oplevelse må desværre være, at skønt en lineær lysmåler er et meget simpelt instrument er det ikke værd at flyve.

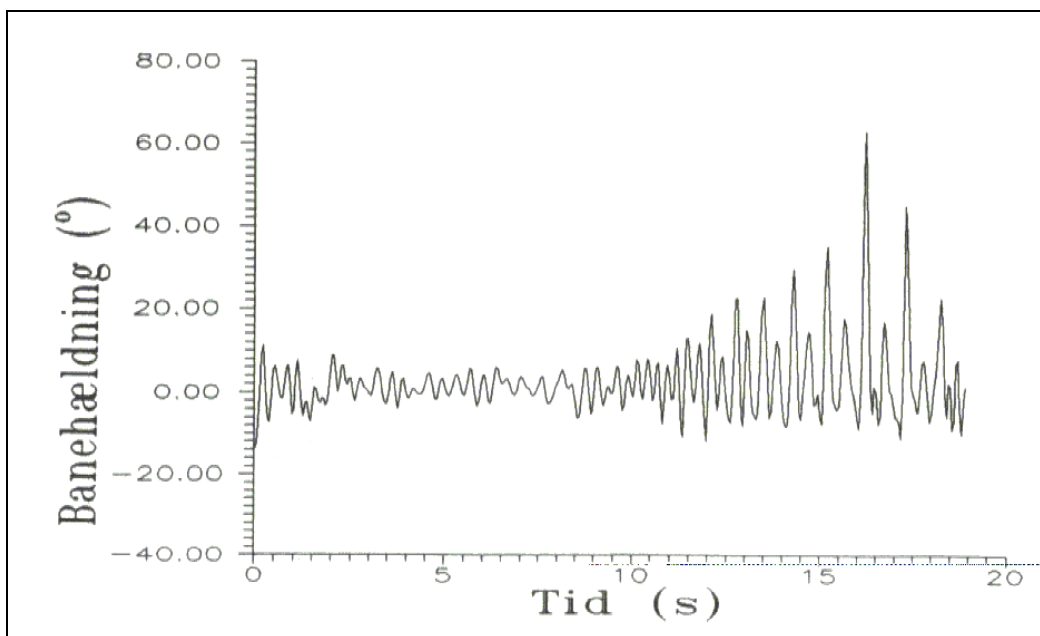
Den logaritmiske lysmåler:

Den logaritmiske lysmåler har ligesom den lineære været overstyret, men på grund af det langt større dynamikområde og den højere samplefrekvens kan der stadig udtrages fornuftige oplysninger af de målte data. Som følge af aerodynamisk asymmetri, som hovedsagelig hidrører fra unøjagtigheder ved monteringen af raketens finner, vil de aerodynamiske kræfter på raketten give anledning til et hastighedsafhængigt spin omkring raketten symmetriakse. Dette spin er i princippet uønsket men desværre også næsten uundgåeligt. Den primære opgave for den logaritmiske lysmåler var en bestemmelse af raketten spinfrekvens som funktion af tiden. På grund af lysmålerens overstyring bliver kurven lidt flosset, men i hovedtræk ganske fornuftig.



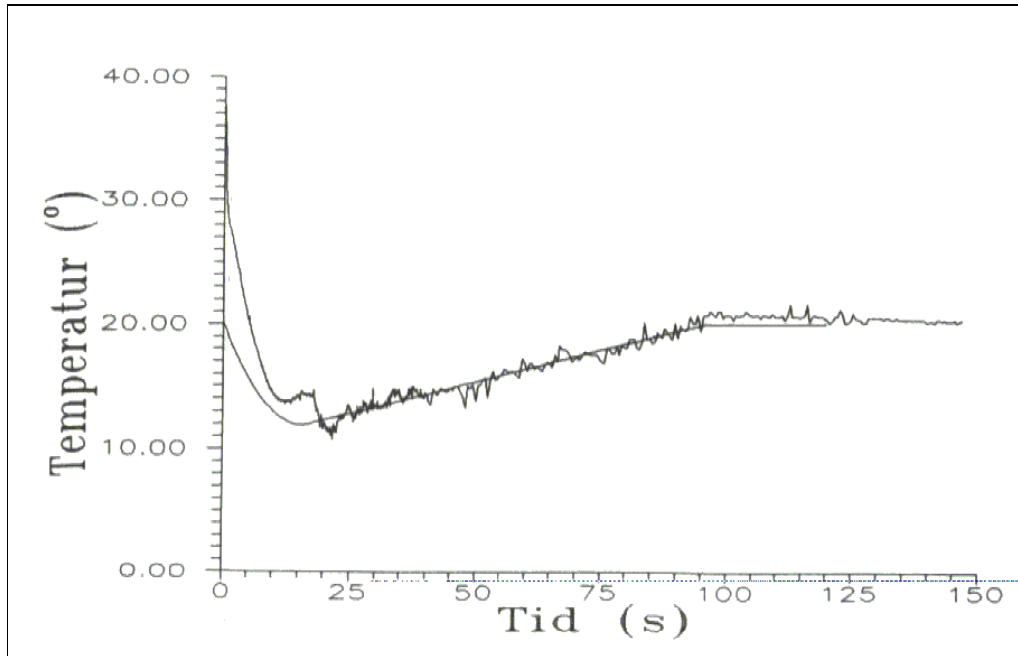
Som ventet stiger spinfrekvensen ganske hurtigt i den drevne fase op til et maksimum på ca 5.7 Hz ved burnout, hvor hastigheden er maksimal. Derefter aftager spinfrekvensen til næsten 0 i toppunktet. Den relativt store spinfrekvens retfærdiggør valget af at benytte 2 målekanaler til denne lysmåler, som ellers kun ville have kunnet måle spin på op til 5 Hz.

Det kan endvidere forsøges at tillægge variationen i lysintensitet en mening. Intuitivt må variationerne skyldes at sollysets indfaldsvinkel, og dermed rakettenes banehældning, ændrer sig under flugten. Omregnes lysintensiteten under løse forudsætninger til en vinkel fremkommer nedenstående kurve. Dette er en ganske fornuftig kurve for banehældningen, omend den ikke passer fuldstændig. Under de første 10 sekunder, hvor raketten næsten følger en ret linie, er den optisk beregnede banehældning ganske konstant. Efter 10 sekunder begynder banehældningen at stige, og antager maksimum ved banens toppunkt. Da lysmåleren ikke kan se forskel på op og ned begynder banehældningen igen at aftage efter toppunktet, når Skøvnung vender næsen nedad. Skønt den optisk bestemte banehældning ikke er helt sammenfaldende med den af magnetometeret bestemte, vurderes det at hvis der gøres et ekstra tiltag for at gøre lysmåleren mere retningsbestemt, så vil banehældningen kunne bestemmes på denne måde med god nøjagtighed.



Termometeret:

Grundlaget for termometermålingen er at luftens temperatur i middel aftager lineært med højden de første ca. 10 kilometer. Den gennemsnitlige temperaturgradient på en skandinavisk sommerdag i op til 1.5 kilometershøjde kan sættes til -5.72 grader/kilometer. Der kan dog forekomme kraftige lokale variationer af temperaturprofilen ved små højder på grund af vind- og skyforhold m.v.. Lufttemperaturen som funktion af tiden, målt fra en position lige under næsekeglen har haft følgende udseende:



Den meget høje starttemperatur skyldes den svage vind og stærke sol på affyringsrampen. Ved at tilpasse banen til dels en parabel og dels en ret linie, baseret på opstigningsfasen, henholdsvis kontrolleret fald i faldskærm kan et estimat over vigtige baneparametre opstilles. Sammenhængen mellem tid og højde findes således til:

$$S = -5.75 \cdot t^2 + 181.69 \cdot t \quad (t < 15.8 \text{ s})$$

$$S = -17.91 \cdot t + 294.82 \quad (t > 15.8 \text{ s})$$

Af disse formler aflæses de vigtigste resultater:

Toppunkt: tid 15.8 s, højde 1435 m.

Ækvivalent starthastighed: 181.82 m/s.

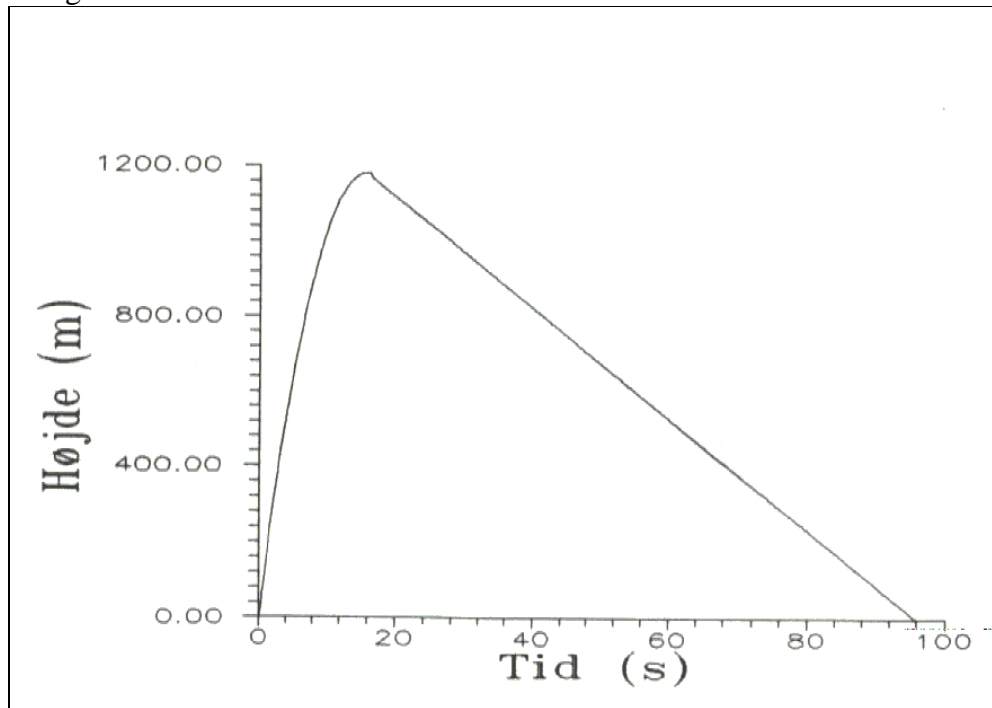
Nedslagshastighed: 17.91 m/s.

Acceleration under den ballistiske fase: $2 \cdot 5.75 = 11.5 \text{ m/s}^2$.

Umiddelbart synes både tophøjden, starthastigheden og den målte tyngdeacceleration at være ca. 20 % for store. Benyttes istedet en lidt mindre, men ikke urealistisk temperaturgradient på -4.7 grader/km bliver tophøjden 1179 m, starthastigheden 149 m/s og tyngdeaccelerationen 9.45 m/s^2 . I så fald er det kun ligevægtshastigheden ved recupering på 14.71 m/s der afviger fra det på forhånd ventede. Imidlertid passer værdien perfekt med et toppunkt på 1150 meter efter 15.8 s og nedslag efter 96 sekunder. Afvigelsen kan helt forklares ved at faldskærmen blev flosset ved separationen, og derfor automatisk får en lidt for høj ligevægtshastighed.

Konklusionen på termometeret må være, at målingen er ganske interessant, men lider under den ulempe, at man ikke kan regne med at kende den relevante temperaturgradient på forhånd. Desuden er det urimeligt at forsøge at måle temperaturen under opstigningen. Hvis temperaturmålingen suppleres med

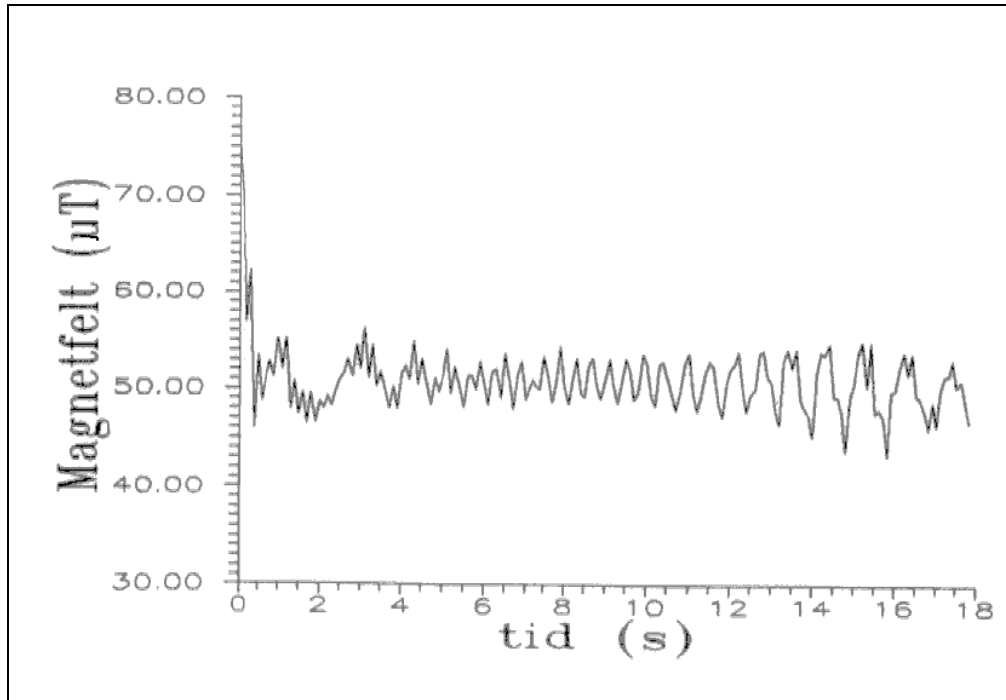
en trykmåling er der imidlertid håb om at kunne få vigtige oplysninger om banen uden at have et facit fra andre målinger.



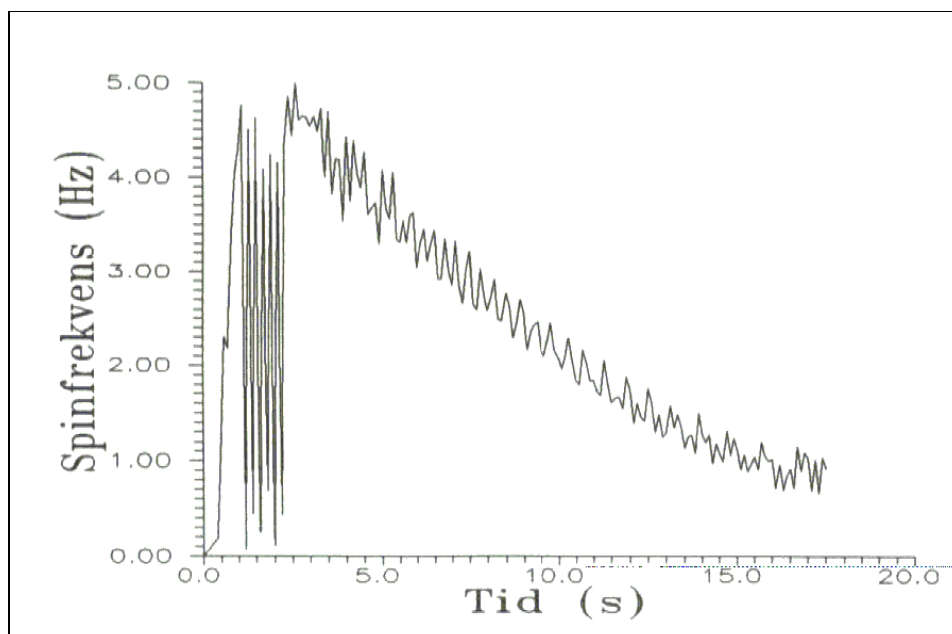
Magnetometeret:

Fluxgate magnetometeret om bord på Skøvning målte de 3 rumlige komponenter af Jordens magnetfeltvektor under affyringen. Jordfeltet kan her regnes for at være konstant i både størrelse og retning, og magnetfeltvektorens koordinater i et koordinatsystem der ligger fast i raketten kan derfor bruges til at bestemme raketens hastighedsvektors vinkel i forhold til affyringsrampens sigteretning. Oplysninger om hastighedsvektorens retning kan siden sammenholdes med en baneberegning, og dermed bestemme hele baneforløbet.

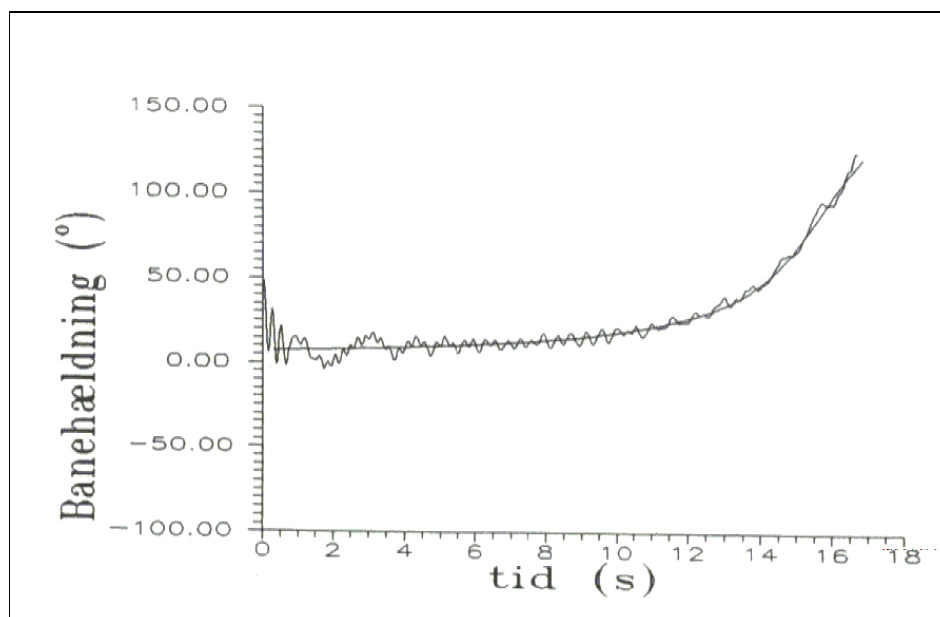
De 3 magnetfeltkomponenter må regnes om til kuglekoordinater for at give følgende oplysninger: størrelsen af magnetfeltvektoren, drejningsvinklen omkring raketens længdeakse og deraf spinfrekvensen, og endelig hastighedsvektorens vinkel i forhold til lodret. Først bestemmes størrelsen af Jordens magnetfelt, der som kontrol vides at ligge på ca 49.5 mT i Danmark og måske lidt mere i Sverige på grund af den jernholdige undergrund. Det målte magnetfelt viser sig at ligge på lidt over 50 mT men har oscillationer. Den egentlige årsag til disse oscillationer kendes ikke, blot synes de at være koblet til raketens spin. Forklaringen kan være inhomogeniteter i det stedlige magnetfelt, induktionsstrømme eller en mekanisk brist i målesystemet. Mest sandsynligt er det imidlertid at denne oscillation er en følge af en kombination af at fluxgate sensorens akser ikke har været helt parallelle med raketten, og at de forholdsvis komplekse beregninger der er udført på oprindeligt ret groft kvantiserede (8bit) rådata.



Rakettens spin er allerede søgt målt med de to lysmålere, men kan også bestemmes af magnetometeret. Omregningen til kuglekoordinater giver magnetfeltvektorens vinkler til både længde og tværakseplanerne, og vinklen til tværakseplanet giver ved differentiation rakettenes spindfrekvens. Da spindfrekvensen imidlertid overstiger de 5 Hz, som er det teoretisk maksimale der kan måles med 10 Hz samplefrekvens, bliver den første del af kurven ubrugelig. Undersamplingseffekterne kan spores næsten helt op til 5 sekunders mærket, hvorefter kurven bliver glat med regelmæssige oscillationer hidrørende fra en upræcis montering af fluxgatesensoren.



Det mest interessante er imidlertid Forløbet af hastighedsvektorens vinkel i forhold til lodret. Denne giver anledning til den følgende opgave: Hvilken værdi af burnouthastigheden (størrelse og retning) giver et forløb af hastighedsvektorens vinkel i forhold til lodret der stemmer bedst overens med det målte for $t > T+1.56$ s?. Spørgsmålet er løst iterativt, hvor også raketens dragkoefficient har været inddraget. Den fundne hastighedsvektor viser sig at være lidt mindre end den oprindeligt forventede, og raketmotorens specifikke impuls må derfor have været lavere end 37.8. Når den nyligt bestemte burnouthastighed regnes tilbage til en specifik impuls bliver fås 35.7 s. Som kontrol udføres den komplette baneberegning endnu en gang med den nye I_{sp} , og denne gang bliver overensstemmelsen mellem målt og beregnet vinkel for hastighedsvektoren overordentligt god. Det bemærkes yderligere, at værdien af dragkoefficienten der tidligere er skønnet til 0.3 også er den værdi der bestemmes ved iterationen.



Den endelige baneberegning er udført med følgende parametre, hvor thrustkurven er skaleret med forholdet mellem den gamle og den nye I_{sp} :

PROJEKT	: SKØVNUNG
STARTMASSE (kg)	: 14.54
BRÆNDSTOFMASSE (kg)	: 5.54
DRAGKOEFFICIENT (*)	: 0.30
RAKETDIA METER (cm)	: 7.50
RAMPELÆNGDE (m)	: 6.00
ELEVATION (°)	: 83.00
BREDDEGRAD (°)	: 56.00
MOTORFIL (Thrust vs Tid)	: MN0790.DAT
BRÆNDTID (s)	: 1.56
SPECIFIK IMPULS (s)	: 35.74
REMANENS (%)	: 5.00
TIDSSTEP (s)	: 0.002

	Time (s)	Altitude(m)	Vel. (m/s)	Acc. (m/s ²)
Start	0.00	0.00	0.00	0.00
Ramp	0.29	6.02	42.80	151.68
Burnout	1.56	148.9	149.46	5.04
Max Alt.	15.80	1171.09	18.87	9.81

Som det ses på grafen giver de ovenfor viste baneparametre et overordentligt godt fit til de målte data. Usikkerheden på burnouthastigheden skønnes at være noget mindre end 0.5 m/s. Usikkerheden på højden må dog sættes til ca 20 m, da der ikke er nogen kontrol på burnout højden. Bemærk imidlertid ligheden med parametrene udledt under gennemgangen af termometeret. Konklusionen på magnetometermålingen er derfor, at skønt det på grund af undersampling ikke er lykkedes at bestemme hele spinfrekvensforløbet, så er resten af banen meget fint bestemt, og forløbet af kurven efter de første 5 sekunder stemmer godt overens med kurven fra den logaritmiske lysmåler. I tilgift er det vist at den principielt ukendte (og meget omdiskuterede) værdi af dragkoefficienten ligger på 0.3. Det må derfor varmt anbefales at benytte magnetometre ved instrumenteringen af kommende raketter.

Øvrige resultater:

Foruden det elektroniske måleudstyr fløj Skøvnung nogle temperaturindikatorer. Af disse var en anbragt på motorrøret, en på næsekeglen, en i elektroniksektionen, en på forkanten af en finne og endelig en i finnesektionen. Der kunne ikke med sikkerhed konstateres nogen sværtning på indikatoren på motorrøret, hvor 193 grader var laveste felt. Indikatoren på næsekeglen havde nogle sværtede felter, men da næsekeglen landede direkte oven på det endnu lune motorrør anses sværtningen at hidrøre herfra. Sod fra udstødningen var et problem for alle de indikatorer, der anbragtes i forbindelse med motoren. På forkanten af finnerne blev termostrippens felter alle så tilsodede at en fornuftig aflæsning var umulig. Indersiden af finnesektionen blev mindre tilsodet, og her kunne det konstateres at alle termostrippens felter sværtedes. Temperaturen har dermed overskredet 254°, hvilket gør en eventuel fremtidig udnyttelse af finnesektionen til elektronik til en yderst vanskelig opgave. Indikatoren i elektroniksektionen kunne bekræfte målingen på ca 40 grader, som også det elektroniske termometer angav.

Konklusion:

Den overordnede målsætning med Skøvning: at skaffe holdbare måleresultater fra en raket er klart blevet opfyldt. Af de benyttede instrumenter har kun et enkelt været en fiasko. De resterende kan anbefales til genbrug på andre projekter, dog vil det være en fordel at supplere termometeret med en trykmåler. Med en højere samplefrekvens vil magnetometeret give alle relevante oplysninger om raketens bane under opstigningen, mens recuperationsfasen må søges overvåget på anden vis, da magnetfeltmålingerne bliver ubrugelige under denne fase. Den logaritmiske lysmåler er et interessant supplement til magnetometeret, og kan måske delvis erstatte dette. En interessant detalje er den indirekte bestemmelse af motorens specifikke impuls. Det er den første indikation af en motors performance under flight. At den specifikke impuls har været lavere end forventet skyldes formentlig først og fremmest at Zinkpartiklerne som følge af ældning er oxyderet på overfladen. Brugen af termostrips var en sidste øjeblikks indskydelse, og har ikke givet nogen egentlige resultater. Det må dog ikke opfattes som en afvisning af forsøget - man må bare ikke forvente de store banebrydende resultater af sådanne forsøg. Som helhed må det siges at Skøvning har givet de oplysninger som det på forhånd var ønsket. Det er imidlertid meget tænkeligt at de målte data rummer endnu flere oplysninger, som med tiden vil komme for dagens lys.

Litteraturliste:

Environmental Science Services Administration.
National Aeronautics And Space Administration.
United States Air Force.
U.S. Standard Atmosphere Supplements, 1966.

F. Primdahl
P. Anker Jensen
Dansk Rumforskningsinstitut's raket magnetometer eksperiment.
Gamma no. 56, maj 1984.

C. Steyaert.
Ballistic rocket flight.
Youth & Space 1981.

H. O. Toft.
2D Baneberegning for passivt stabile raketter.
Dansk Amatør Raket Klub 1992.

Thiokol Chemical Corporation.
NASA Nike-Tomahawk handbook.
Contract NAS5-9693, Item No.6, Job order No. 721R67-04.

W. Wolff.
Raketen und Raketenballistik 3.udgave 19XX.
Deutscher Militärverlag.