

D A R K



Et rent dansk rumskud inden år 2000?

- Et forstudie -

Af

Hans Olaf Toft

Indholdsfortegnelse:

FORORD:	3
GENERELLE OVERVEJELSER OMKRING BALLISTIK OG PROPULSION:	4
PERFORMANCE FOR ET KONKRET KONCEPT:	6
EN ALTERNATIV FREMGANGSMÅDE:	9
EN MINIMUM PAYLOAD:	12
ESTIMATER FOR TIDER OG PRISER:	13

Et rent dansk rumskud inden år 2000 ?

- Et forstudie -

Forord:

Dansk deltagelse i rumfartsprojekter er kraftigt domineret af elektronik og softwarevirksomheders arbejder på fælleseuropæiske projekter. Danmark har ingen større virksomheder indenfor aeronautik og propulsion, og det er derfor udelukket at der kan komme kontrakter til dansk industri indenfor disse områder. Hvis imidlertid ambitionsniveauet reduceres en smule, og man lader begrebet rumfart omfatte raketopsendelser til store højder, hvilket i var ganske naturligt i rumfartens barndom, ser mulighederne anderledes positive ud. Således har Dansk Rumforsnings Institut foretaget egne raketopsendelser (med amerikansk byggede raketter) på Grønland, og skønt dette nu ligger nogle år tilbage deltager man stadig fra tid til anden som experimentatorer ved ballistiske raketopsendelser rundt om i verden. En del andre danske forskningsinstitutioner er interessest i at lave forsøg, både under vægtløse forhold og i store højder. Hvis en billig opsendelsesmulighed forelå, ville disse institutioner ganske givet tage denne mulighed under overvejelse. Således opstår ideen om et rent dansk rumprojekt, varetaget af den eneste organisation i Danmark, der både besider viden på området, og er i stand til at holde omkostningerne nede, nemlig Dansk Amatør Raket Klub (DARK). Målet for denne note er et forstudie til et projekt, der kan sende en lille instrumentlast på op til 10 kg til mere end 80 kilometers højde, baseret på relativt kendt teknologi og frivillig arbejdskraft.

I det følgende skitseres udformningen af et sådant projekt, inklusive en vurdering af de tidsmæssige og økonomiske rammer. Der opereres med et minimum projekt, der lige netop kan overkomme den skitserede opgave, da dette i sig selv anses for rigeligt krævende at udføre for en amatørgruppe, og fordi omkostningerne ønskes holdt nede. Det anses på forhånd at være en nødvendighed at have adgang til eksterne økonomiske ressourcer, og der vil også være brug for et vist samarbejde med uddannelsesinstitutioner. Med hensyn til afviklingen af et sådant projekt vil det være nødvendigt at have rådighed over relativt store afsidesliggende landområder. Den eneste realistiske affyringslokalitet anses for nærværende at være Esrange i det nordlige Sverige. Omstændighederne omkring lån eller leje af dette område kendes ikke. De statiske test af raketmotorerne, som vil være nødvendige at gennemføre for at udvikle og flightkvalificere disse, vil antageligt kunne finde sted i Danmark, enten på Stold eller på Oksbøl skydeterræn.

Generelle overvejelser omkring ballistik og propulsion:

Den umiddelbart mest presserende (men ikke nødvendigvis den teknisk vanskeligste) opgave, er udviklingen af propulsion enheden til en sådan raket. I det følgende gennemgås de overordnede krav, bindinger og nogle vigtige valg til udformningen af propulsion enheden.

Ved konstruktion af et raketsystem haves umiddelbart valget mellem fast og flydende brændstof. Da DARK ikke for nærværende har behersker flydende brændstof i samme grad som fast brændstof, er det sidstnævnte det mest nærliggende valg.

For nærværende eksisterer et fast brændstof baseret på ammoniumperchlorat og polyurethan, der holder en densitet på 1.5 g/cm^3 og en brændrate på mellem 5 og 10 mm/s ved hhv. 1 og 40 bar, og en specifik impuls på ca. 200 s (40 bar) ved havets overflade. I den praktiske udformning af raketmotorerne foregår forbrændingen fra overfladen af en cylindrisk 'sjæl'. Diameteren af denne 'sjæl' er af forskellige praktiske grunde fastlagt til ca. 35% af motorens ydre diameter. Tykkelsen af brændstoflaget, og dermed motorens brændtid, afhænger derfor entydigt af motorens ydre diameter. Den reaktionskraft som motoren yder, afhænger herefter kun af brændstofflokkens længde, eller sagt på en anden måde: hvis mængden af brændstof er fastlagt, kan forholdet mellem brændtid og reaktionskraft (thrust) ændres ved at regulere på længde/diameterforholdet. Dette viser sig imidlertid at være mere brændstofkrævende, end hvis forholdet mellem thrust og brændtid kan reguleres på anden vis.

Propulsion enheden tænkes baseret på raketmotorer benyttende brændstof af ovennævnte type. Selve motorcasingen udføres i kulfibrerarmet epoxy. Dysen er en grafitforet ståldyse. Fremstillingen af motorcasingen udgør en vanskelig men ikke uløselig teknisk opgave, der vil kræve nogle forsøgsemner og et betragteligt antal mandtimer.

Specifikationerne for de skitserede motorer er givet ved følgende generiske design, baseret på eksisterende erfaringer med brændstoffet, samt skøn over hvad der er muligt at opnå med kulfibertechnologi:

- 1) Motorens ydre diameter og mængden af brændstof vælges.
- 2) Diameteren af den cylindriske 'sjæl' sættes til 35% af ydre diameter.
- 3) Diameteren af brændstofflokket sættes til ydre diameter - 1.2 cm.
- 4) Motorens brændtid beregnes ud fra brændstofflokkens ydre diameter og 'sjælens' diameter med en antaget brændrate på 10 mm/s.
- 5) Brændstofflokkens længde beregnes fra dens tværsnitsareal og dens densitet på 1500 kg/m^3 .
- 6) Motorcasing antages at bestå af dyse og endebunde på ialt 2.6 kg + en rørsektion der vejer 2.5 kg/m, og har 110% af brændstofflokkens længde.

Som mål for designet vælges en to trins raket. Af praktiske hensyn vælges de to rakettrin at være udformet mekanisk ens. Første trins motor, ISB (Initial Stage Booster) antages at kunne konstrueres med en ydre diameter på 150mm og en længde på ca. 1300mm. Andet trins motor PSB (Payload Stage Booster) baseres på ISB, så langt det er muligt. Dels skal fremstillingsudstyret kunne genbruges, og dels lattes både design og testfasen af denne motor, når den kan udvikles i tandem med ISB.

De ballistiske forhold omkring en sådan raketopsændelse er yderst komplekse. Af hensyn til luftmodstanden, skal man helst holde hastigheden nede, mens raketten passerer gennem den tætte del af atmosfæren. Omvendt vil en stor hastighed ved brændstofslut (burnout) være nødvendigt for at opnå stor højde. Den bedste måde af takle denne opgave på, er at vente med at antænde andet trin til raketten har nået en betragtelig højde (12-14 km), hvorved luftmodstanden, ved de hastigheder der opnås, reduceres i forhold til hvis de to rakettrin tændes umiddelbart efter hinanden. Til gengæld bliver den endelige burnouthastighed ikke helt så stor. Imidlertid har denne løsning nogle kraftige ulemper med hensyn til den aerodynamiske stabilitet. Udformningen af rakettenes finner kan sikre den aerodynamiske stabilitet, både ved hastigheder mindre end lydets og ved hastigheder større end lydets. Ved hastigheder mellem ca. 90 og 110% af lydets, kan der opstå problemer med stabiliteten, hvorfor raketten ønskes at opholde sig i dette hastighedsområde så kort tid som muligt. Med en raket baseret på fast brændstof, hvor brændtiden for første trin er meget kort, er det i praksis umuligt at undgå at lydets hastighed overskrides på et meget tidligt tidspunkt i baneforløbet. Det er imidlertid ikke noget stort

problem idet det kritiske hastighedsområde passerer i løbet af nogle brøkdele af et sekund. Problemet ligger i at separationen mellem de to rakettrin, og antændelsen af andet trin kan komme til at foregå ved underlydshastighed, hvis man venter for længe med at tænde andet trin. Især omstændighederne ved separationen mellem de to trin er kritisk, men også udsigten til den gentagne, relativt langvarige passage gennem det transsoniske hastighedsområde er ubehagelig. Omstændighederne må anses for så ugunstige, at denne løsning må kasseres. Det må være et krav, at trinseparation og tænding af andet trin foregår ved overlydshastighed, hvorfor størrelsen og udformningen af de to rakettrin må tilpasses denne situation.

Under hensyntagen til både stabilitetskravene og de overordnede krav konkluderes, at første trin skal yde en relativt høj thrust, med deraf følgende reduceret brændtid, mens andet trin helst skal holde en lang brændtid ved en lavere thrust. Herved opnås et tidligt lydmsgennembrud, en relativt lang fase 'på frihjul' ved overlydshastighed, samt en lang og 'rolig' accelerationsfase, hvor andet trin kan brænde ud i den størst mulige højde. Det tætte parløb mellem de to motorer er således ikke ubetinget en fordel. Med samme ydre diameter bliver de to motorer praktisk taget ens, og vil således have sværere ved at nå målet på de 80 km, end en konfiguration, hvor brændstofblokkene er forskellige. Dette kræver imidlertid en forskel i de to motorers design. Brændtiden kan justeres ved at justere brændkammertrykket, hvilket imidlertid også påvirker motorens specifikke impuls. Brændtiden kan også ændres ved at tilsætte forskellige additiver til brændstoffet, eller ved at ændre den geometriske udformning af brændstofblokken. Den cylindriske 'sjæl' kan erstattes med en 'sjæl' med stjerneformet tværsnit, hvorved forholdet mellem thrust og brændtid kan justeres ved at regulere på udformningen af stjernens 'tagger'.

Performance for et konkret koncept:

For at klargøre de praktiske dimensioner af opgaven tages udgangspunkt i et konkret koncept. Om ISB og PSB antages de nedenfor angivne specifikationer. Det bemærkes at motorenes tomvægt, foruden motorcasingsen også skal dække finner, separationsmekanisme etc. Foruden de to motorer medbringes en payload med en samlet vægt på 10 kg. De to rakettrin adskilles efter 13 sekunder, hvorefter andet trin antændes. Dette tænkes at foregå i en enkelt process, hvis varighed indtil videre sættes til et sekund.

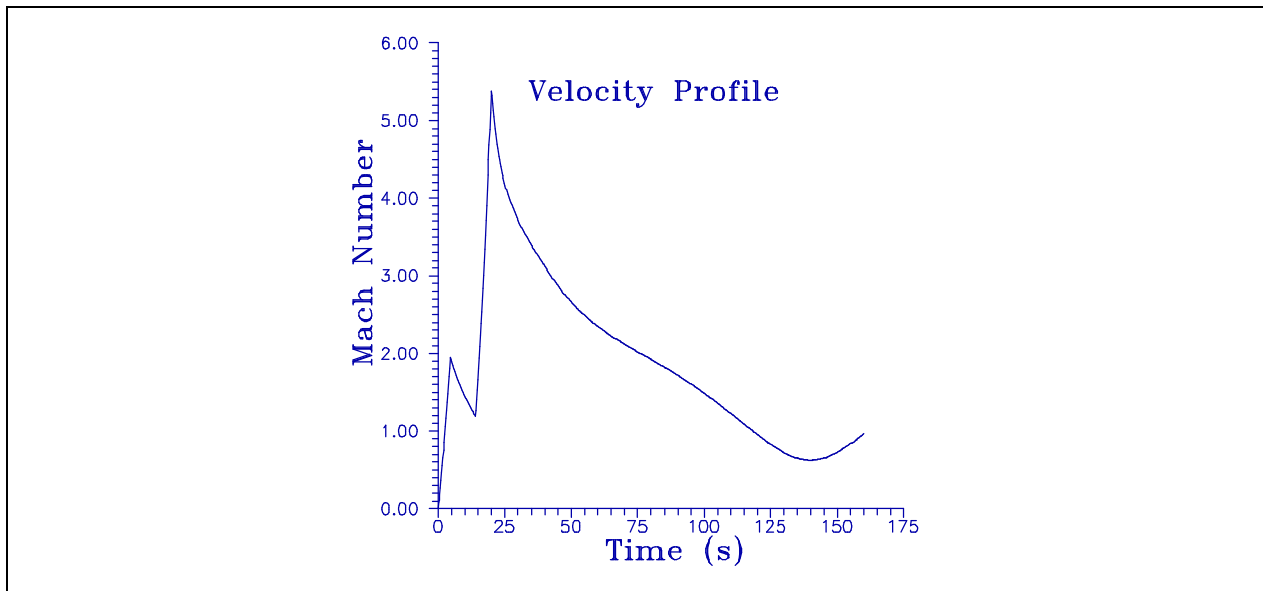
Den samlede performance af de to rakettrin kan sammenfattes til:

Type	ISB	PSB
Tomvægt	8 kg	8 kg (+ 10 kg payload)
Brændstofmasse	22 kg	22 kg
Diameter	150 mm	150 mm
Længde	ca. 1500 mm incl. dyse	ca. 1500 mm incl. dyse
Brændtid	4.6 sekunder	6 sekunder
Specifik impuls	200 sekunder	210 sekunder

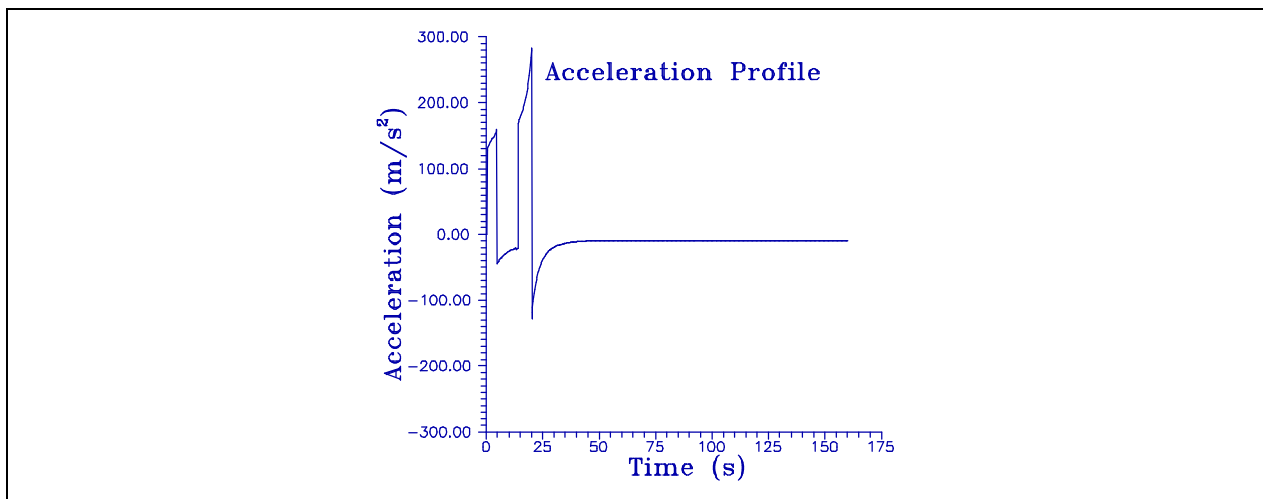
De væsentligste baneparametre for den givne konfiguration kan sammenfattes til følgende:

	Tid	Højde	Hastighed
Burnout, 1. trin	4.6 sekunder	1.4 kilometer	654 meter/sekund
Trinseparation	13 sekunder	5.7 kilometer	401 meter/sekund
Tænding, 2. trin	14 sekunder	6.1 kilometer	378 meter/sekund
Burnout, 2. trin	20 sekunder	11.7 kilometer	1621 meter/sekund
Toppunkt	140 sekunder	82.7 kilometer	158 meter/sekund

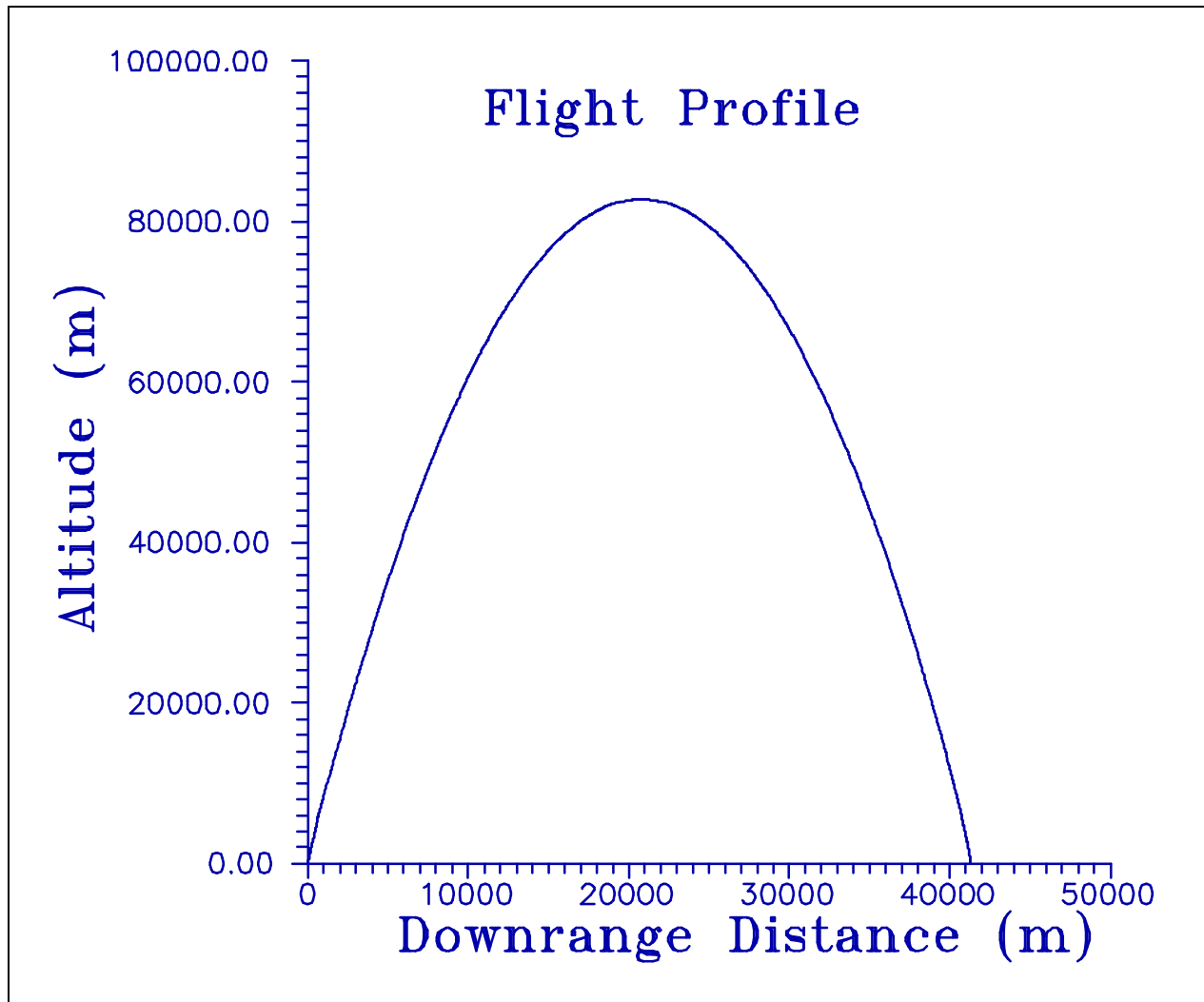
Af sikkerhedsmæssige grunde foretages affyringen ved en elevation på 85 grader, skønt sluthøjden ville blive højere ved en større startelelevation. Det bemærkes endvidere, at sluthøjden bliver større, hvis et kg af motorens tomvægt overføres fra andet til første trin, svarende til at trinseparationsenheden kan monteres udelukkende på første trin. Derimod bliver sluthøjden ringere, hvis brændtiden på PSB kun er 4.6 sekunder som på ISB. Luftmodstandskoefficienten ved lave hastigheder er sat til 0.35. Til gengæld kan det under alle omstændigheder udnyttes at den tyndere luft i den højde, hvori andet trin virker, betyder at den specifikke impuls for andet trin bliver 5-10 % større end ved havets overflade.



Forløbet af de væsentligste baneparametre kan ses på de to plot. Hastigheden ses at have maksimum ved omkring 5.5 gange lydens hastighed. Ved denne meget høje hastighed kan der opstå store problemer med aerodynamisk opvarmning. Det ses endvidere, at andet trin tændes inden hastigheden fra første trin er aftaget til Mach 1. Siden holdes overlydshastighed indtil nær toppunktet, hvor atmosfæren er så tynd, at der ikke forventes problemer med overgangen til underlydshastighed.



Accelerationen ligger mellem ca. +30 og -10g (1g er ca. 10m/s²). Dette er ret høje accelerationsniveauer, men det er ikke urealistisk at konstruere resten af payloaden, så den kan tåle denne belastning. Den store negative acceleration (opbremsning), skyldes den store luftmodstand. Det fremgår af figuren, at der kan regnes med mindst 100 sekunders vægtløshed, afhængigt af hvornår recovery påbegyndes.



Slutteligt viser flight profilen at det primære designmål er opnået. Banens toppunkt befinder sig i godt 80 kilometers højde, over et punkt på jorden ca. 20 kilometer fra affyringspunktet. Banekurven viser et ballistisk forløb, hvor payloaden ikke forsøges bjerget. Nedslagspunktet kommer ved et kontrolleret recovery til at afhænge af de konkrete vindforhold på selve affyringsstidspunktet, og af måden hvorpå recovery systemet fungerer.

En alternativ fremgangsmåde:

Den traditionelle fordel ved en flertrinsraket er, som det allerede i slutningen af det nittende århundrede blev fremført af Konstantin Eduardovitch Tsiolkovsky, at raketens masseforhold, dvs. forholdet mellem slutmassen og startmassen bliver bedre end for en et trinsraket. Et andet godt argument for en flertrinsraket er, at de enkelte trin kan optimeres med hensyn til hver sin opgave, og antændes på de optimale tidspunkter. Der er imidlertid også ulemper ved en flertrinsraket. Dels bliver startmassen større, fordi hvert trin skal medbringe sin egen dyse, som udgør en betragtelig del af tomvægten for en kulfiberbaseret motor, og dels fordi der skal medbringes et antal trinseparationsenheder. Selve separations, og antændingssekvensen for en flertrinsraket udgør desuden en betragtelig fejlrisiko, idet en mislykket separation eller en fejlslagen antænding af et rakettrin med stor sikkerhed betyder, at opsendelsen er slået fejl.

Det kan være fristende at søge en løsning, hvor de åbenlyse fordele af en flertrinsraket forenes med et trins raketens simpelhed. En sådan opgave er slet ikke umulig. Tænkes brændstoffblokkene for ovennævnte ISB og PSB fremstillet hver for sig, og siden limet sammen med et massivt stykke brændstof imellem, og tænkes denne store brændstoffblok anbragt i en enkelt raketmotor, fås en 'double-burn' motor af en type som tilsyneladende er uden fortilfælde i historien. Virkemåden af en sådan motor vil være, at den yder ISB's thrust i 4.6 sekunder, siden fungerer den blot som røggenerator i et passende tidsrum, for så at yde PSB's thrust i 6 sekunder. På denne vis fås de kombinerede fordele fra både et trins- og to-trins løsningen, dog med undtagelse af det forbedrede masseforhold. Imidlertid betyder den lave vægt pr. længde for motorcasingen, at ændringen i masseforholdet bliver yderst beskednen, mens den lavere startmasse vil give en højere hastighed efter den første brændfase.

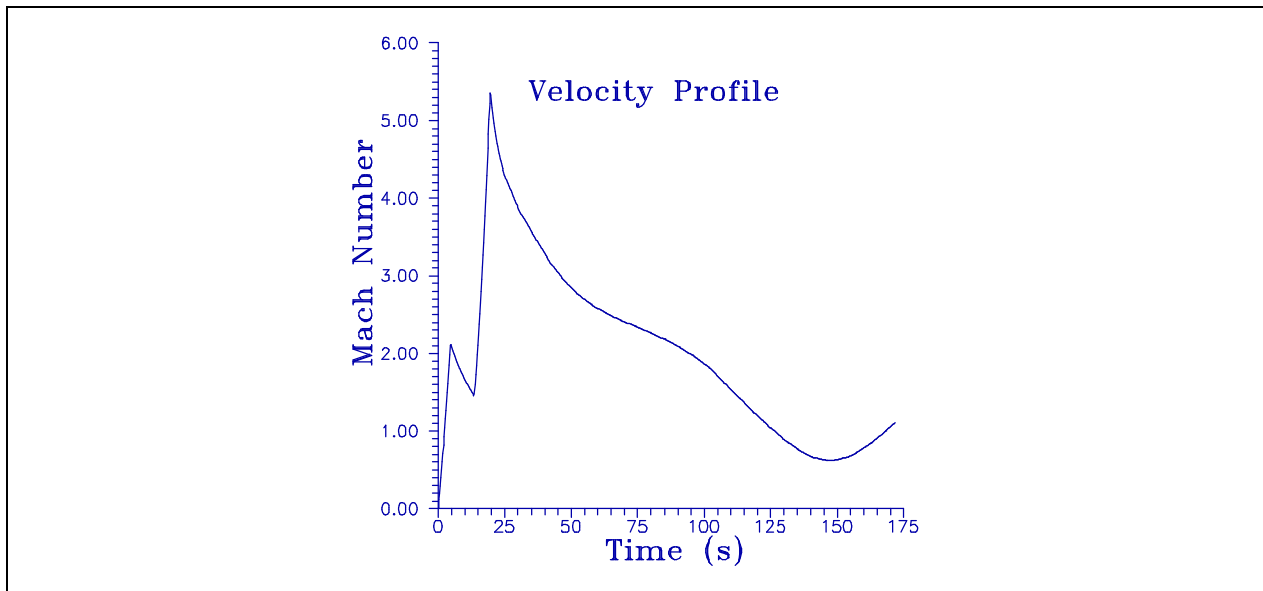
For god ordens skyld angives dimensioneringen af denne SSTS (Single Stage To Space) løsning:

- 1) Der benyttes samme generiske design som tidligere.
- 2) Første brændfase arbejder ved en specifik impuls på 200 sekunder, anden ved 210.
- 3) Forsinkelsesfasen yder en thrust på 50 N ved en brændrate på 5 mm/s.
- 4) Længden af forsinkelsesblokken er $10 \text{ mm/s} \cdot \text{brændtid på første fase} + 5 \text{ mm/s} \cdot \text{ønsket forsinkelse}$.

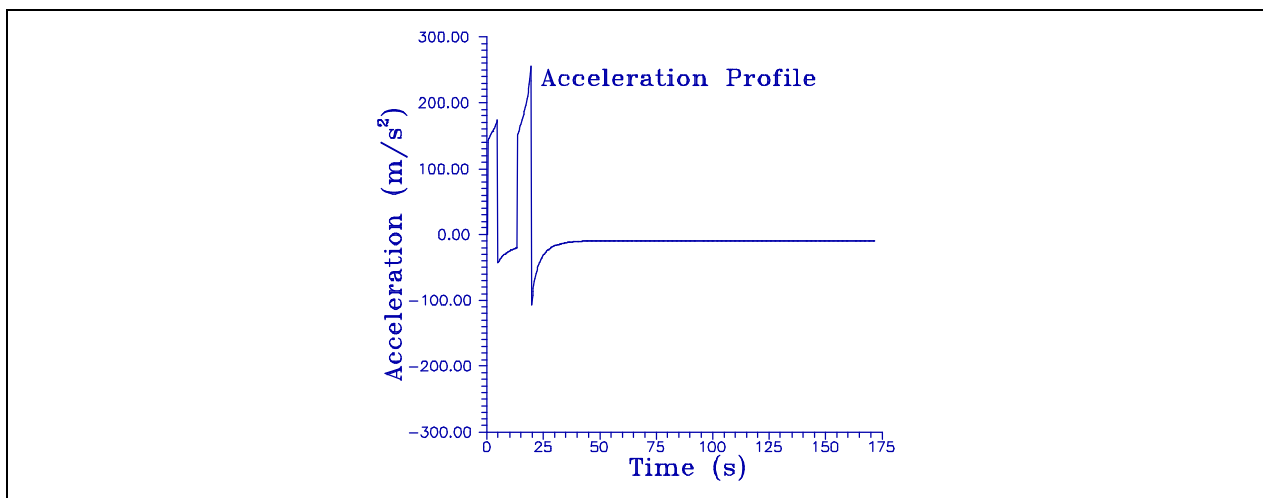
Det bemærkes at røgen fra forsinkelsesenheden, udover at gøre raketten optisk sporbar også hjælper med at reducere luftmodstanden.

Der vælges en løsning med 21 kg brændstof til begge de to brændfaser, samt 2 kg til forsinkelse. Første fase brænder i 4.6 sekunder, anden fase i 6 sekunder, og forsinkelsen sættes til 9 sekunder, ialt en brændtid på 19.6 sekunder. Startmassen sættes til 64 kg, heraf er de 44 kg brændstof. Hovedtrækkene i baneforløbet er følgende:

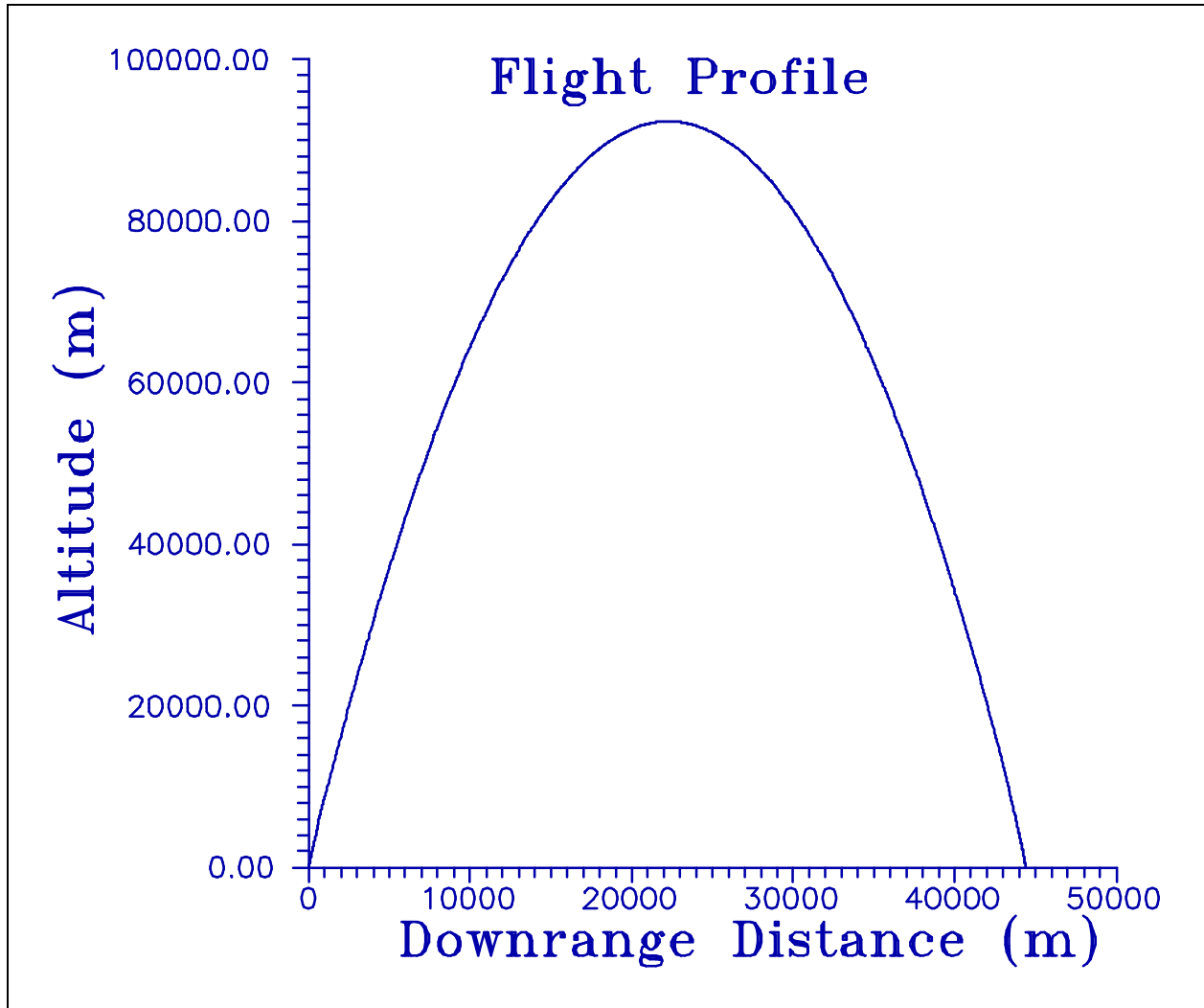
	Tid	Højde	Hastighed
Burnout	19.6 sekunder	12.5 kilometer	1610 meter/sekund
Toppunkt	147 sekunder	92.3 kilometer	282 meter/sekund



En hurtig sammenligning mellem ISB/PSB løsningen og SSTS viser, at sidstnævnte er den klart mest effektive metode. Startmassen er reduceret fra 70 kg til 64 kg, hvilket giver en noget større hastighed efter den første brændfase, end hvad der opnås med ISB. Herved kan forsinkelsen øges fra 9.4 sekunder med adskillige sekunder inden hastigheden igen bliver kritisk. Imidlertid udgør den lange forsinkelse en termisk belastning af raketmotoren, så det vælges at nøjes med 9 sekunders forsinkelse. Alligevel viser det sig, at højden efter anden brændfase er større end ved burnout for PSB, mens de ca. 2 kg ekstra tomvægt giver en lidt dårligere sluthastighed. Luftens densitet aftager imidlertid så kraftigt i denne højde, at de ca. 800 meters forskel bliver til ca. 10 kilometer ved toppunktet.



Både hastighedsforløbet og accelerationsforløbet ligner meget det tilsvarende for ISB/PSB. Den lavere startmasse giver naturligtvis en lidt højere acceleration under første brændfase, mens den større burnouthøjde og lavere burnouthastighed giver en lidt mindre negativ acceleration efter burnout. Fasen med 'vægtløshed' bliver lidt længere, på grund af den længere flyvetid til toppunktet. Toppunktet ligger ca. 10 kilometer højere end for to trins løsningen, hvilket giver en bedre margin på sluthøjden i forhold til de ønskede 80 kilometer. Til gengæld er den valgte 'double-burn' raketmotor en noget større teknologisk udfordring, og usikkerheden på dens performance er tilsvarende større. Fordelene er en mekanisk, og elektronisk simplere konstruktion, hvor problemerne omkring trinseparation er omgået. Den eneste ulempe er den avancerede motorkonstruktion, som desuden rummer alt nødvendigt brændstof samlet på et sted, hvilket gør den farligere at håndtere end to trins løsningen, hvor brændstoffet deles i to 'klumper'.



En minimum payload:

Et så ambitiøst projekt som at sende en instrumentpakke op over grænsen til rummet kræver naturligvis at instrumentpakken holder en fornuftig kvalitet. Selve raketens nyttelast tænkes inddelt i 5 indbyrdes relativt uafhængige dele:

1: FABS (Flight Abort System). En delvis radiostyret enhed, der kan fratage raketten dens aerodynamiske egenskaber og gøre den ustabil for derved at reducere dens rækkevidde i såvel vertikal som horisontal retning. En sådan enhed synes umiddelbart at være i strid med projektets formål, men det ville være helt uantageligt at flyve en raket med det her skitserede potentiale, uden mulighed for at gribe ind i tilfælde af en fatal fejl under opsendelsen.

2: FORS (Flight Observation and Recovery System). Et recuperationssystem der på basis af målte baneparametre, radiosignaler fra jorden og et på forhånd programmeret ur, er i stand til at frigøre de faldskærme der er nødvendige for nedtagning af raketten på de tidspunkter i baneforløbet, hvor det er mest hensigtsmæssigt. FORS skal endvidere varetage alle nødvendige trinseparationer, samt, hvis forholdene tillader det, antænde det næste trin.

3: BIPS (Basic Instrument Package with Service). En enhed, der foruden måleinstrumenter til monitorering af de basale baneparametre også indeholder en eksternt tilgængelig strømforsyning og en eksternt tilgængelig instrumentbus med tilhørende dataopsamling. Desuden tænkes BIPS at rumme alle nødvendige telemetri funktioner.

4: EXIT (Experimentator Instrument Transport). En supportstruktur, hvori en ekstern eksperimentator kan anbringe et teknisk videnskabeligt eksperiment. Kandidater til eksterne eksperimentatorer er danske forskninginstitutioner, højere læreanstalter, gymnasieskoler med videre.

5: ODF (Optical Documentation Facility). En kameraenhed, baseret enten på video eller på cellulid, der kan indstilles (eventuelt fjernstyres) til at tage billeder af interessante dele af raketten og af den øvrige udsigt.

Alle dele af payloaden vil kræve et betydeligt udviklingsarbejde, og kræve teknologier, der endnu ikke beherskes i DARK's regi. Med adgang til de nødvendige økonomiske midler, og samarbejde med læreanstalter mv. må det dog anses for fuldt muligt at konstruere en payload med den specificerede funktionalitet indenfor en begrænset årrække.

Estimater for tider og priser:

Der er ingen tvivl om, at den største økonomiske post i et projekt som dette ligger i udviklingen af raketmotorerne. Der tages udgangspunkt i en brændstofpris på 150 kr/kg, og at selve motorcasingen kan fremstilles for en stykpris på ca 2000 kr. Stykprisen på en PSB (eller ISB) kan hermed opgøres til ca. 5300 kr. Stykprisen på en SSTS formodes at blive lidt større - op imod 9500 kr. Der vil desuden være et vist spild, dels fordi materialerne kun kan indkøbes i bestemte mængder, dels fordi nogle af materialerne har begrænset holdbarhed inden brug, og dels fordi der skal bruges en del materialer til nødvendige pilotforsøg. Under forudsætning af, at der ikke opstår alvorlige problemer under udviklingsforløbet, kan dette være afsluttet på 3-4 år efter 'go-ahead'.

Payloaden anses at kunne udvikles inden for en tilsvarende tidsramme. De mest kritiske dele af payloaden er de systemer, der aktivt har indflydelse på baneforløbet, nemlig flightabortsystemet, recuperationssystemet og trinseparationssystemet som indeholder delikate kombinationer af elektronik, mekanik og pyroteknik.

Foruden selve raketten vil det være nødvendigt at fremstille en del ground support udstyr, herunder affyringsrampe og en teststand til statiske test.

Det samlede budgetestimat ser ud som følger.

Raketmotorer	5 stk ISB	26500 kr
	5 stk PSB	26500 kr
	Diverse	10000 kr
Payload	FABS	15000 kr
	FORS	15000 kr
	BIPS	8000 kr
	EXIT (uden instrumenter)	500 kr
	ODF	8000 kr
Ground Support	Affyringsrampe	5000 kr
	Teststand	5000 kr
	PC, Radioudstyr, Telt mv.	30000 kr.
Rumskud, totalomkostninger		149500 kr

Det tilsvarende regnskab for SSTS løsningen bliver kun ændret på få poster: Der må regnes med mindst 6 stk. motorer, desuden forventes omkostningerne til yderligere udvikling at øges til 20000 kr. ISB og PSB udgår, og prisen på FORS kan reduceres til ca. 5000 kr, da den komplicerede separationsmekanisme undgås. Holdes de øvrige priser konstante bliver totalomkostningerne for SSTS løsningen 153500 kr. Hvad tidsplanen angår, må konstruktionsarbejdet forventes at strække sig over en periode på 3-5 år. Dertil kommer, at der skal gøres et betydeligt arbejde med indsamling af viden, blandt andet omkring aerodynamiske modeller, kulfiberkonstruktioner og støbning og limning af brændstof. Det vil desuden være nødvendigt at opbygge en egentlig organisation omkring projektet, hvor de enkelte opgaver fordeles på et antal arbejdsgrupper. Der skal afses tid til nogle af de uafklarede spørgsmål omkring affyringsområde, og der skal etableres samarbejde med private og offentlige institutioner. Alt sammen er det elementer der tager tid og koster en stor arbejdsindsats. Det kan meget vel vise sig at disse 'udenoms' opgaver reelt bliver mere krævende at løse end de egentlige tekniske opgaver, og det er ikke realistisk at forestille sig et rumskud inden 1999.

Slutteligt er det nødvendigt at komme med en advarsel. Det skitserede forslag til et rumskud er baseret på frivilligt ulønnet arbejde, udført i fritiden. Det kan meget vel blive tilfældet, at en del af projektet kan

mønstre så meget arbejdskraft, at denne del afvikles hurtigere end forudset, mens en anden del af projektet kun kan mønstre sparsom bemanning, og derfor halter bagefter. Under disse omstændigheder kan der opstå væsentlige interne spændinger i projektholdet, som på sigt vil kunne kuldaste hele projektet. Det er derfor nødvendigt, at der på forhånd træffes forholdsregler der sikrer, at alle deltagere kun medvirker i det omfang de har lyst, tid og evner til, og at ingen kommer til at binde sig opgaver, som de ikke magter at udføre ved en acceptabel arbejdsbelastning. Der må kort sagt tages hensyn til, at projektets deltagere også kan have andre mål i livet. Et rumskud er en enorm opgave at løse på amatørbasis.