

# Hvordan får man en person op i 100 km højde og ned igen i live?

Carsten Kanstrup. 2017-02-22.

ck@innovatic.dk

## Forord

Dette skrift viser en alternativ løsningsmodel til dem, der bl.a. er skitseret af Copenhagen Suborbitals (CS) og Raketmadsens Rumlaboratorium ApS (RML) – (se Links).

## Krav

Begge projekter beskæftiger sig med at få en astronaut i rummet og sikkert ned igen. Da overgangen mellem atmosfæren og rummet er internationalt accepteret som Kármán linjen i 100 km højde over jorden, skal man altså sigte efter at nå minimum 105 km op. Den største udfordring er det bemandede aspekt. Her har man 4 muligheder:

- Man kan "man-rate" sine systemer ved f.eks. at tage udgangspunkt i IEC 61508 og så vælge et passende sikkerhedsniveau svarende til f.eks. risikoen ved meget farlig sport som f.eks. bjergbestigning eller racerløb. Det trækker tænder ud i form af et langt udviklingsarbejde og en masse papirusseri. For det første skal alle kritiske komponenter nøje specificeres i mindste detalje. Det er f.eks. ikke nok bare at hente en kritisk O-ring hos den lokale VVS'er. For det andet skal man fordele den acceptable risiko på alle kritiske systemer og derefter sandsynliggøre, at hvert enkelt delsystem har mindst den tildelte pålidelighed. Hvis man f.eks. accepterer en maksimal dødsrisiko på 2 % svarende til at bestige Mount Everest og på den baggrund f.eks. tildeler en sprængmøtrik en maksimal "failure-on-demand" på 0,2 %, kan man enten beregne sig frem til den pålidelighed ud fra de indgående komponenter i møtrikken, hvis man da kan skaffe de data, og skal så garantere kravet med en statistisk sikkerhed på 99%, da der er tale om et uprøvet system. Alternativt kan man teste 1.500 af disse møtrikker (3 gange så mange som svarende til den ønskede fejlfrekvens på 1/500), hvilket ifølge tabel D.4, afsnit D.2.3.3 i IEC 61508-7 garanterer kravet med en tilstrækkelig statistisk sikkerhed på 95%, hvis der ikke forekommer én eneste fejl. Begge muligheder er nok håbløse for såvel RMRL som CS – både med hensyn til arbejdstimer og økonomi. Som de siger hos Terma: "Vi bruger samme komponenter som alle andre - vi betaler bare 1000 gange så meget for dem."
- Man kan glemme alt om sandsynlighedsberegning og blot tage chancen; men i så fald spiller man reelt set russisk roulette eller endog plat eller krone om liv og død.
- Man kan fjerne alle kritiske fejlmuligheder, så der ganske simpelt ikke er noget, der skal man-rates. Det er den løsning, jeg lægger op til i dette forslag, hvor jeg f.eks. foreslår at suge kapslen fast til raketten med vakuum og en kraftig elektromagnet for at kunne garantere en fejlsikker frikobling.

- Man kan ende med at give en testdukke turen, stoppe der, og så fremhæve det som en gevaldig succes, som beviser, at det er muligt for amatører at komme i rummet. Man får pudset glorien, men må alligevel have en lidt dårlig smag i munden som f.eks. en cykelrytter, der vinder et løb på doping ☺.

Man kan hurtigt fastslå, at det absolut mest kritiske er nedturen – nogle siger 80 % af sværhedsgraden. På opturen er der ikke de store problemer, da accelerationen næppe overstiger 2,5 g plus tyngdeaccelerationen på 1 g (9,81 m/s<sup>2</sup>). Uanset om man så benytter en ståkapsel, som med hensyn til g-kræfter må betegnes som den dårligst tænkelige konstruktion, kan man bare have et "dødemands- eller kyllingegreb", som astronauten under opturen kan løsne lidt på, hvis g-påvirkningerne bliver for ubehagelige. Så drosles motoren/motorene ned, hvilket selvfølgelig reducerer maksimalhøjden lidt, da man skal slås mod tyngdekraften i længere tid, og får astronauten blackout og slipper grebet helt, kan man bare drosle ned til minimum acceleration – f.eks. 1,5-2 g – og så aborte, når højden er stor nok. Det er dog meget vigtigt at gøre det så hurtigt som muligt, da hjertet ellers kan gå i stå!

For at sikre, at højre hjertehalvdel, som modtager iltfattigt blod fra kroppen, og venstre hjertehalvdel, som pumper iltrigt blod ud i kroppen, hele tiden behandler den samme blodmængde, så der ikke opstår staser, er hjertet indrettet således, at jo mere det udvides af indstrømmende blod fra kroppen, jo mere vil det trække sig sammen i næste slag. Dette kaldes Starlings hjertelov. Det betyder omvendt, at hvis blodtilbageløbet begrænses, som det sker ved store g-påvirkninger, hvor blodmængden i bækkenet og benene øges, vil hjertet sætte sin pumpefunktion ned. Det reducerer blodforsyningen til hjernen, hvilket kan føre til tunnelsyn, nedsat farvesyn og i værste fald blackout og bevidstløshed. Det kan faktisk ske allerede ved 1 g, som det kendes fra soldater i geled. Afhjælpes problemet (bevidstløsheden) ikke inden for omkring 1 minut ved at man lægges ned eller bringes i vægtløs tilstand, fører det til hjertestop, og man dør! Under opturen skal der derfor abortes så hurtigt som muligt, og under den del af nedturen, hvor kapslen bremses ned af atmosfæren, skal astronauten bringes i næsten vandretliggende stilling, hvilket i praksis betyder, at hele nedturen af sikkerhedsmæssige årsager er nødt til at foregå i den stilling.

På nedturen er det naturlovene, der bestemmer, og her er en cylinderformet stå- eller siddekapsel alt for farlig og/eller uhensigtsmæssig af flere årsager:

- Hvis kapslen **ikke** forsynes med finner, ballutes eller lignende, vil den tumle vildt rundt i luften, da der ikke er meget dæmpning i systemet.

I sig selv vil en cylinderformet kapsel lægge sig vandret i luften. Det er den mest stabile tilstand, som svarer til, at et pendul stiller sig lodret. Hvis man imidlertid giver kapslen et skub f.eks. som følge af turbolens, vil man tilføre noget kinetisk energi, som betyder, at kapslen kan komme i svingninger mellem at være vandretliggende og mere eller mindre skråtstillet. Det svarer igen til et pendul, hvor energien skiftes til at være opbevaret som ren potentiel energi ( $m \times g \times h$ ), når pendulet er i sin højeste position (svarer til at kapslen står skråt), og ren kinetisk energi ( $\frac{1}{2} m \times v^2$ ), når pendulet står lodret. Hvis ikke den tilførte energi fjernes fra systemet igen som følge af dæmpning (luftmodstand), vil svingningen fortsætte i uendelig tid og vil typisk forstærkes af yderligere turbolens.

- Man er 100 % afhængig af, at en ballute eller en lille drogue bremsefaldskærm virker korrekt. Ellers kan man ikke garantere, at hastigheden nogensinde kommer langt nok ned til, at man kan springe ud med en personfaldskærm eller udløse hovedskærmen, uden at den flås i stykker. En

vandretliggende cylinder med en vægt på 300 kg, en længde på 1,8 m og en diameter på 65 cm vil ved en luftdensitet på 0,86 kg/m<sup>3</sup>, som forekommer i 3,5 km højde, hvor hovedskærmen skal udløses (udløses i 3 – 4 km højde), opnå en terminalhastighed (minimum faldhastighed) på ca. 400 km/t. Er kapslen forsynet med finner, så den stiller sig lodret i luften, og har den en halvkugleformet spids med en luftmodstandskoefficient på 0,46, bliver terminalhastigheden ca. 760 km/t. Ved den hastighed vil en drogue eller en ballute på bare 2 m<sup>2</sup>, som foldes ud, give et træk på over 30 kN svarende til 3,1 ton, og det vil udsætte astronauten for 10 g.

Yderligere er der det **meget** store problem, at man i praksis ikke kan skyde højere end den endelige skudhøjde. Det betyder, at det er umuligt at sikre, at en ballute eller drogue har en rimelig sikkerhedsfaktor.

- Man skal garantere, at hastigheden og/eller luftdensiteten **altid** bliver lav nok til at folde en ballute eller drogue ud. I praksis betyder det f.eks., at man skal garantere at hastigheden i omkring 3 – 4 km højde **aldrig** kommer over ca. 700 km/t – heller ikke under et utilsigtet "gravity turn", hvilket er meget vanskeligt.
- En cylinderformet kapsel, der bringes op i 100 km højde, vil – hvis der ikke er nogen ballute eller drogue til at bremse ned – gå ind i atmosfæren (ca. 35 – 40 km højde) med omkring 1000 m/s (Mach 3) svarende til et frit fald, da terminalhastigheden ud fra luftmodstanden er højere, og den vil bremse ned med 6-10 g (deceleration 5-9 g). Her hjælper intet "kyllingegreb", og selv om den såkaldte cannonball-stilling, hvor astronauten krummer sig sammen som en kanonkugle med knæene op mod brystet og hovedet ned mod knæene, måske kan holde blodtrykket og blodtilbageløbet under kontrol, så astronauten ikke får blackout, har den nogle meget alvorlige ulemper:
  - Det er ikke muligt at foretage en ordentlig fastspænding af astronauten. Det betyder også, at et HANS device (Head and Neck Support device), som i motorsport bruges til at støtte hjelmen, ikke kan fungere korrekt, da det netop skal holdes mod kroppen/brystet af sikkerhedsselerne over skuldrene. Uden ordentlig fastspænding og nakkestøtte vil astronauten og hans hoved blive kastet rundt i kapslen som følge af den uundgåelige turbolens, som dels skyldes cylinderkapslens manglende aerodynamik, men også luftens varierende tryk. Godt nok er der ikke meget turbolens over vand og i stor højde; men ved en indgangshastighed på op mod 1000 m/s kommer man **meget** hurtigt fra én luftmasse til en anden, og under 14 – 15 km højde kan turbulensen skabes af skyer og af jetstrømme med lufthastigheder over 90 km/t. Bemærk, at et HANS device holder hovedet fast mod kroppen og **ikke** mod kapslen eller mod monocoquen i en racerbil. Hvis hovedet holdes fast mod kapslen, risikerer man at brække nakken, hvis overkroppen kastes fremefter. Af denne årsag kan man heller ikke undvære hjelmen, som et HANS device er forbundet til, selv om en hjelm ikke er nødvendig af andre årsager.
  - Der er risiko for en diskusprolaps eller andre skader i lænden, fordi det naturlige lændesvaj rettes ud, så ryghvirvlerne åbner sig ud mod rygsøjlen, hvilket kan føre til at diskus skiverne eller den bløde, indre del "smuttes" ind i rygsøjlen.
  - Hovedet, der typisk vejer omkring 6 – 7 kg med hjelm, kan blive presset ned mellem benene med op til 70 kg tryk og altså give et drejningsmoment på nakkehvirvlerne på op til omkring

150 Nm ved 10 g og en momentarm på 22 cm! Dette kan under uheldige omstændigheder, hvor f.eks. hovedstøtten mod knæene smutter, være nok til at brække nakken eller springe det ledbånd, der holder hovedet fast, så tappen presses ind i rygsøjlen, som det sker ved hængning.

- Der er ved **meget** store g-påvirkninger en lille risiko for, at øjnene popper ud af øjenhulerne. Af denne årsag kniber nogle formel-1 kørere øjnene sammen, når de bremser ned med op mod 5 g.
- Astronauten vil ved blackout og deraf følgende abort ikke automatisk bringes i liggende stilling, hvilket som omtalt ovenfor vil føre til døden.
- Idéen med bemandede, suborbitale flyvninger er – som på andre rejser – at være der selv og ikke bare se det hele på en stor fladskærm; men så skal man som Virgin Galactic netop også satse på at give astronauten en god turoplevelse. Skal han bare tilbringe turen i cannonball stilling uden at se en pind og i noget, der må betegnes som ren, rå overlevelse, kan man lige så godt droppe bemanded rumfart og sende en sæk sand med, hvis man bare vil bevise, at man kan få en ca. 70 kg tung payload op i 100 km højde.
- Der er problemer med rotation. Hvis en kapsel med en diameter på 1 m forsynes med en ballute til nedbremsning, finner, bremsevinger eller lignende, der har en skævhed svarende til bare 0,18°, vil kapslen ved 1000 m/s roteres op til 60 OPM, hvilket gør astronauten bevidstløs. Ved mindre kapseldiameter – f.eks. 65-80 cm, er problemerne naturligvis tilsvarende større. De maksimale skævheder skal derfor holdes under omkring 0,05°, hvilket er aldeles urealistisk – specielt fordi man ikke kan garantere, at evt. finner ikke kan få et lille stød.
- Den lander meget hårdt på vandet med en ”maveplasker”, og gør man kapslen spids, kan den ikke bremse ned igennem atmosfæren.
- Da faldhastigheden typisk vil være ca. 200 km/t, lige før hovedskærmen foldes ud i ca. 3 – 4 km højde, og man af hensyn til landingen i vandet samtidig må begrænse landingshastigheden til måske 7 m/s, skal der bruges en ganske stor faldskærm, som skal åbne sig langsomt – f.eks. vha. to trin.
- Skulle astronauten overleve nedturen og nedslaget på vandet, kommer problemet med bjergningen. En cylinderformet kapsel roterer håbløst rundt i vandet ved den mindste bevægelse med risiko for søsyge, og astronauten kan ikke komme ud ved egen hjælp, uden at kapslen fyldes med vand, når lugen åbnes – hvis lugen da i det hele taget kan åbnes indefra. Disse ulemper kan man måske afhjælpe med f.eks. en **meget** tung vægt i bunden, som får kapslen til at stå lodret i vandet; men ekstra vægt er ikke særlig hensigtsmæssig ved en raket, hvor hvert kg skal ”betales” med adskillige kg brændstof, og en tungere kapsel vil have endnu sværere ved at bremse op i atmosfæren, så g-kræfterne øges, og der kræves en større faldskærm. Desuden bliver det umuligt at gøre kapslen synkefri, da der ganske simpelt ikke kan skabes nok volumen til den nødvendige mængde opdriftsmiddel. Man kan også bruge oppustelige balloner til at løfte lugen og stabilisere kapslen; men så er konstruktionen ikke fejlsikker.

Små, snævre kapsler på omkring 65-80 cm i diameter har yderligere nogle ulemper.

- Der er ikke plads til andet end en udadgående luge, som typisk vil blive anbragt i toppen, hvilket er stærkt problematisk af tæthedshensyn. Er lugen ikke helt tæt, så kapseltrykket falder for meget, lider astronauten en smertefuld død, hvis man ikke kan tilføre nok erstatningsluft/ilt fra en trykflaske, og det kan man i alt fald ikke, hvis lugen pludselig springer op.
- Der er ikke nok luftvolumen til at overleve mere end omkring ½ time, hvis luftrensningen svigter. Specielt CO<sub>2</sub> koncentrationen bliver hurtig for høj til at trække vejret, og den høje fugtkoncentrationen kan gøre det umuligt at køle ved at svede og i øvrigt at se ud af lugen pga. dug.

Kort sagt, det duer ikke. Man må i stedet skabe en kapsel, som overholder følgende krav:

- Under indgang i atmosfæren **SKAL** astronauten ligge ned i den optimale position til at modstå store g-kræfter og være effektivt spændt fast og støttet som i en formel-1 racer dvs. med individuelt tilpasset sæde, en 5- eller 6-punkts sele, HANS device og puder til sideværts hovedstøtte.
- Kapslen skal have selvstabiliserende, rumflyagtige egenskaber, så den ligger stabilt i luften, og forholdet mellem vægt og drag/lift bliver **mange** gange bedre end ved en cylinderkapsel. Derved begynder opbremsningen i større højde, og den kinetiske energi af kapslen når ikke så højt op.

En stoppet vindmølle decelererer kun den luftmasse, der svarer til lidt under vingearialet. Når det ikke engang er hele vingearialet, skyldes det den luftpude, der dannes og som leder luften udenom. Sættes vindmøllen derimod i gang, decelererer den hele det overstrøgne areal, og der dannes ingen luftpuder omkring vingerne. På tilsvarende måde skal kapslen ikke bare have drag som følge af et stort areal (som ved en rund faldskærm), men også lift som følge af en fremadgående bevægelse, så der hele tiden er nye luftmasser at accelerere på samme måde som en flyvinge. Det er præcis det, Virgin Galactic gør med Spaceship 1 og 2, når vingerne drejes til næsten lodret position. Så skaber kroppen og vingestumperne både drag pga. den lodretgående bevægelse og lift pga. den fremadgående bevægelse. Det bremser så godt, at der ikke behøves varmeskjold, og g-kræfterne begrænses til, hvad passagererne kan udholde – selv i et normalt flysæde, som ikke er optimalt tilbagelænet.

- Kapslen skal kunne kobles sikkert fri af boosterens og denne finner – uanset højde og hastighed.
- Kapslen skal have tilstrækkelig aerodynamik til at kunne løbe hastigheden af sig, inden faldskærmen foldes ud, hvis det f.eks. bliver nødvendigt at aborte med kørende motor og/eller under et gravity turn, hvor hastigheden aldrig når ned i nærheden af 0.
- Den skal være styrbar til en vis grad, så:
  - Den kan styres fri af boosterens efter kapselseparering.
  - Den kan bringes i nærheden af opsamlingsstedet – selv ved en del vindpåvirkning.
  - Astronauten føler sig som pilot og ikke bare en sæk sand.
- Den skal være spids nok til at skabe lav luftmodstand og kunne gennembyde lydturen, uden at det hele ryster fra hinanden. Det gælder både på opturen og nedturen og betyder, at faldskærmen(e) ikke kan monteres i spidsen af raketten, hvilket gør det nødvendigt med en klar og stabil op-side under nedturen, så faldskærmen(e) kan udløses/suges ud fra oversiden på samme

måde som ved en faldskærmsudspringer. En stabil op-side er også nødvendigt for at astronauten ligger ned og ikke hænger i loftet.

- Den skal lande på vandet med en spids forrest i et blødt "nose-dive" eller "tail-dive", så astronauten kan overleve landingshastigheder på op til 150 km/t i tilfælde af et helt eller delvist faldskærmssvigt. Mange redningsbåde til f.eks. olieplatforme kan på denne måde klare landingshastigheder på op til 110 – 130 km/t, hvilket nås ved et frit fald fra omkring 70 m højde, og da kapslen skal være endnu mere spids, burde 150 km/t være realistisk. Den nødvendige drejning af kapslen til lodret position sker blot ved at forbinde faldskærmen til haleenden. I tilfælde af et 100 % faldskærmssvigt sker det ved at dreje kapslen om på ryggen og så foretage ¼ loop, som beskrevet senere. Under normale omstændigheder, kan kapslen f.eks. dimensioneres til at lande med ca. 50 km/t (14 m/s), hvilket svarer til udspring fra 10-m vippen. Sammenlignet med en cylinderformet kapsel, som lander med 7 m/s, kan faldskærmsstørrelsen være 4 gange mindre, da "drag" afhænger af hastigheden i 2. potens. Der behøves derfor ikke en 2-trin faldskærm for at begrænse åbningsrykket til en given størrelse, hvilket fjerner en kritisk fejlmulighed og formodentlig gør det muligt at benytte en velafprøvet standardfaldskærm med bevist pålidelighed.
- Den skal være tilstrækkelig asymmetrisk til ikke at dykke dybere i vandet, end den kan tåle – f.eks. 10 meter svarende til 1 bar.
- Den skal have bådagtige egenskaber efter landing, så den ligger helt stabilt uden oppustelige balloner etc., og astronauten uden problemer kan kravle ud af en opadvendt luger ved egen hjælp.
- Den skal være 100 % synkefri – selv i bordfyldt tilstand.
- Den skal have halv- eller helplanende egenskaber ved slæbning, så den kan slæbes i høj hastighed efter en RIB, hvis astronauten f.eks. er skadet og ikke umiddelbart kan hjælpes ud.
- Den skal have tilstrækkelig luftvolumen til at overleve i lang tid, selv om luftrensningen skulle svigte. I praksis vil det sige, fra lugen lukkes til den åbnes.
- Den skal have en **indvendig** struktur, der er kraftig nok til at håndtere et indvendigt testtryk på 2-3 bar (nominelt 1 bar).
- Der skal anvendes fejlsikre løsninger – dvs. ingen aktiv opblæsning af balloner og lignende, ingen sprængmøtrikker til frigørelse fra raketten og ingen næsekegle, der skal skydes af.

Man må altså designe kapslen først og så designe resten af raketten og motorsektionen ud fra de krav, kapslen stiller, som f.eks.:

- Kravet om selvstabilisering betyder, at kapslen nødvendigvis må være asymmetrisk med en stabil og klar forskel på tyngdepunktet og luftens angrebscenter. Under opturen bør raketten imidlertid være symmetrisk, da det letter styringen meget. Dette dilemma kan løses med en lang, skrå eller let krum eller flerkantet delelinje ned gennem raketten, så både raket og kapsel bliver asymmetrisk efter separering. Derved ødelægges også boosterens mulighed for at fortsætte ligeud efter abort – i alt fald inden for atmosfæren, hvilket også er **meget** vigtigt. Det nytter jo ikke noget at stoppe motorerne, hvis raketten alligevel fortsætter rent ballistisk og rammer f.eks. Bornholm ved affyring fra skydeområdet ESD 138/139.

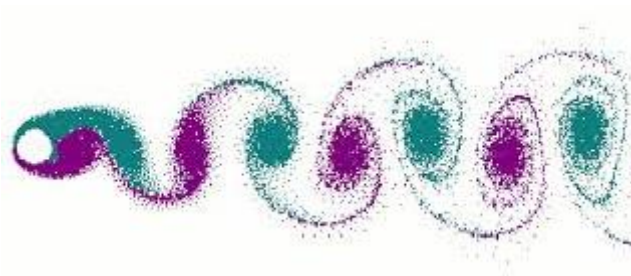
- Raketten skal have god passiv stabilitet, hvilket letter styringen meget. En let og relativ stor kapsel flytter luftens angrebscenter fremefter i forhold til raketens tyngdepunkt, hvilket forringer den passive stabilitet. For at kompensere for dette, må finnearealet på raketten øges. Den passive stabilitet bør dog ikke gøres alt for meget større end nødvendigt, da det øger tendensen til et såkaldt gravity turn. Så længe raketten går lige lodret op, vil tyngdekraften ikke skabe nogen sideværts acceleration; men hvis vinklen er  $\alpha$  i forhold til lodret, vil tyngdekraften trække raketten sidelæns med en kraft på  $m \times g \times \sin(\alpha)$ , hvor  $m$  er massen af raketten og  $g$  er tyngdeaccelerationen på ca.  $9,81 \text{ m/s}^2$ . Hvis der ikke var nogen finner, ville den stigende, sideværts hastighed som følge af denne kraft ikke betyde noget; men inden for atmosfæren vil luftmodstanden på finnerne føre til en selvforstærkende drejning i retning mod jorden. Dette gælder i øvrigt også for spinstabiliserede raketter.
- Der skal benyttes en metode til aktiv styring, hvor de store finner ikke modvirker styringen. Det kan f.eks. gøres ved at styre kraften individuelt på 4 motorer eller vha. 4 pulsbreddemodulerede jets i spidsen – evt. suppleret med front mounted canards (FMC) som på AIM-9 Sidewinder missilet. Derimod er jet-vanes i udstødningen uegnede, da store finner vil modarbejde deres styring, og enten jet-vane(s) eller finne(r) måske oven i købet kan stalle pga. belastningen med pludselig tab af stabilitet til følge. Dette er i øvrigt også et problem ved grimblede motorer på passivt stabile raketter med faste finner. Desuden giver jet-vanes et tab på omkring 10 % og kan være vanskelige at skalere til stor størrelse, da varmeoptagelsen stiger med 2. potens, men varmeledningen og dermed kølingen kun med 1. potens.
- Motorkonstruktionen skal være sikker nok til at undvære et LES system, da den asymmetriske kapsel ikke vil kunne trækkes eller skubbes ligeud efter separering (kun tyngdekraften kan lægge den stabilt i luften). I praksis betyder det, at hybridmotorer er at foretrække; men ethanolmotorer kan evt. også bruges, da ethanol i modsætning til f.eks. petroleum ikke kan brænde på vand og ikke skaber miljøforurening ved lækage.
- Kravet om fejlsikre løsninger og ikke mindst fejlsikker frikobling af kapslen betyder, at kapslen må suges fast til raketten med én eller flere kraftige elektromagneter og evt. vakuum, som i tilfælde af små lækager kan opretholdes af en simpel "vandstråle vakuumpumpe" baseret på flowet af oxidiser eller brændstof. Vakuum giver en stor kraft, som afhænger af lufttrykket. Ved starten, hvor motorerne tilsammen yder ca. 100 – 140 kN, er holdekräften ved f.eks.  $1 \text{ m}^2$  sammenkoblingsflade 100 kN, og da de påvirkninger, som nogen del af raketten kan komme ud for, stammer fra motorerne, er det fuldt tilstrækkeligt, da kræfterne i lodret retning optages af en bæring, som beskrevet senere. I 5 km højde er trykket ca. 0,5 bar og holdekräften derfor kun det halve; men til gengæld er motorerne også droslet ned til i størrelsesordenen 50 – 100 kN, så forholdet passer stadig nogenlunde. Højere oppe er det selvfølgelig ikke længere muligt at basere sig på vakuum alene; men da kræfterne reduceres, er det formodentlig nok med én eller flere kraftige elektromagneter som supplement. F.eks. kan man med en (vand- og lufttæt) holdemagnet som den nedenfor viste opnå en holdekræft på 7,5 kN ved en effekt på kun 6 W ved 12 V eller 24 V, en vægt på 5 kg og en størrelse på  $225 \times 63 \times 44 \text{ mm}$  og samtidig til en overkommelig pris på ca. 1900 kr. Ved flere magneter, større strømme eller større magnetareal kan man måske helt undvære vakuumsystemet.



## Grundkoncept

Den simpleste måde at lægge astronauten ned under nedturen uden samtidig at skulle lave en urealistisk stor kapsel er ved at lægge kapslen mere eller mindre vandret i luften under nedturen, hvad den vil gøre af sig selv alligevel, med mindre den forsynes med **meget** store finner og/eller har tyngdepunktet **meget** (urealistisk) langt fremme.

En rund kapsel, der ligger ned, har imidlertid ikke særlig stor luftmodstand (drag), da luften til dels bare løber udenom. Desuden dannes der turbolenshvirvler på oversiden, som skiftevis forlader kapslen i den ene og den anden side, som vist nedenfor, hvilket medfører vibrationer:



Kilde: Wikipedia – se links for animation.

Frekvensen hvormed dette sker kaldes hvirvelafløsningsfrekvensen, og den kan for subsoniske hastigheder beregnes som:

$$f = St \times V / D, \text{ hvor } St \text{ er Strouhals nummer, } V \text{ er hastigheden i m/s og } D \text{ er diameteren i m.}$$

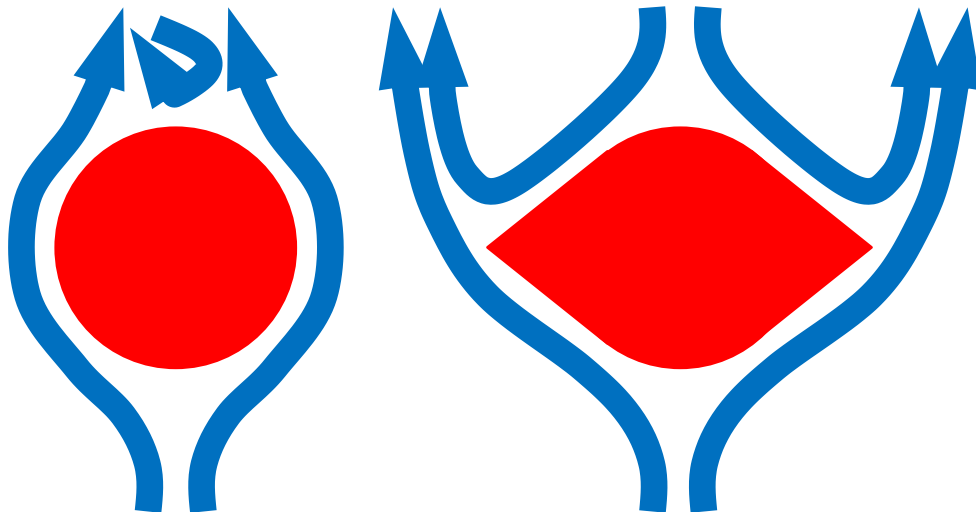
For en cylinder kan Strouhals nummer estimeres ud fra Reynolds nummer (Re) som:

$$St = 0,198(1 - 19,7/Re), \text{ for } 250 < Re < 2 \times 10^5$$

Under  $Re = 250$  falder værdien, og over  $2 \times 10^5$  stiger den. I praksis kan Strouhals nummer med en rimelig tilnærmelse bare sættes til maksimalt 0,2. En vandretliggende cylinder med en diameter på 1 m, som bevæger sig med 400 km/t (111 m/s), vil altså oscillere som følge af turbulensen med en frekvens på op til 22 Hz, hvilket vil skabe infralyd i kapslen og kan gøre det meget vanskeligt for en astronaut at fokusere.



Hvis man derimod forsyner cylinderen med nogle vinkelformede vingeprofiler, kan man skabe en rombeformet profil, som er selvstabiliserende i roll retningen, og hvor turbulenserne på oversiden begrænses og til dels erstattes af en luftstrøm, der accelereres nedefter og derfor giver stort drag selv i en relativ lille størrelse som vist nedenfor:



Det er vigtigt, at kanterne er skarpe, for at luftflowet fra undersiden kan danne en vakuumpumpe, som skaber et meget lavt tryk på oversiden og dermed bedre lift. Luften må ikke kunne løbe ubesværet fra underside til overside. Det er også vigtigt, at oversiden ikke er plan/vandret, da det faktisk **formindsker** luftmodstanden! F.eks. er luftmodstandskoefficienten ( $C_d$ ) for en cylinder = 0,47; men hvis den øverste halvdel fjernes, falder den til kun 0,42. På tilsvarende måde vil luftmodstandskoefficienten for den rombeformede struktur falde fra omkring 0,8 – 0,85 til kun ca. 0,5 – 0,6, hvis den øverste halvdel skæres af!

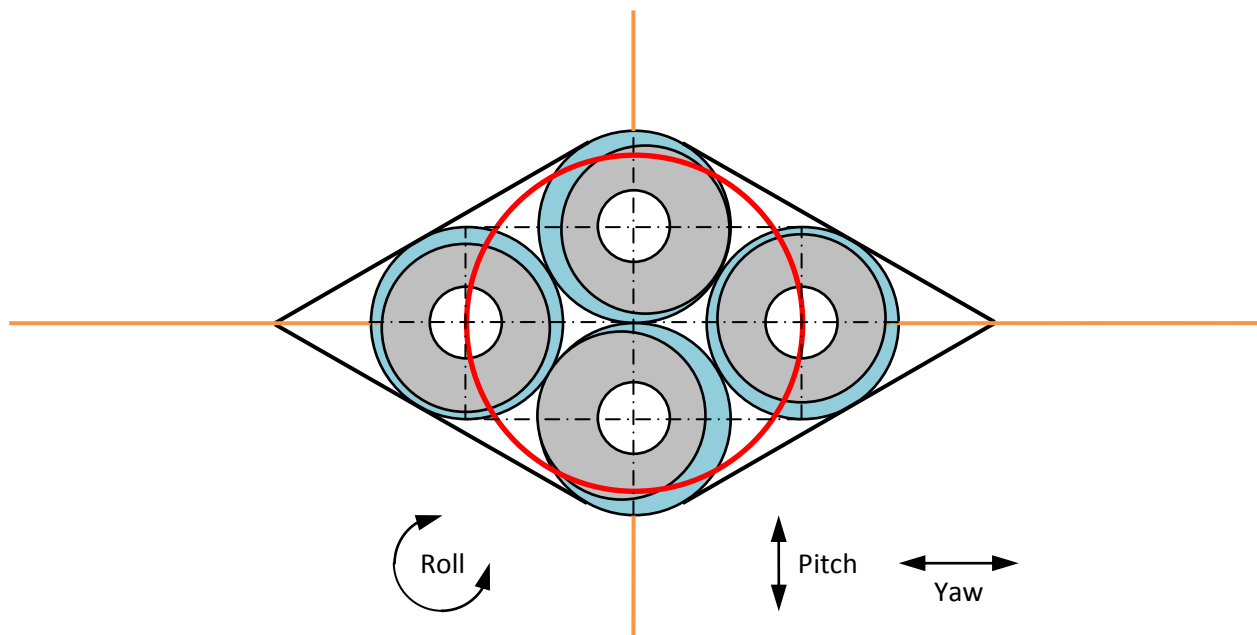
For rombeformede profiler kan Strouhals nummer sættes til 0,2 ved et bredde/højde forhold på 1,5 og til 0,185 ved et bredde/højde forhold på 2, og da  $D$  samtidig stiger (samme højde), og faldhastigheden  $V$  reduceres som følge af den større luftmodstandskoefficient og det større areal (omvendt proportional med kvadratroden af  $D$ ), betyder det, at frekvensen ved et bredde/højde forhold på 1,9 ( $St = 0,19$ ) reduceres ca. 3 gange i forhold til en vandretliggende cylinder med samme højde (diameter).

Pga. den trekantformede struktur med træk i den nederste del og tryk i den øverste har rombeformen et optimalt styrke/vægt forhold, og den giver samtidig en stor stabilisering af lugeområdet, som beskrevet senere. Ved normale finner eller vinger har man et problem med at overføre drejningsmomentet til kroppen, hvilket kræver meget materiale – specielt hvis man ikke kan komme til at føre en bjælke hele vejen igennem fra den ene side til den anden.

Profilen har yderligere den fordel, at den kan stabilisere raketten i roll-retningen og dæmper den om pitch retningen, hvis den videreføres ned langs boosterens. En rund raket opnår udelukkende stabilitet i roll retningen vha. finnerne; men det betyder også, at selv den mindste skævhed vil betyde, at raketten begynder at rotere, hvilket den absolut ikke må. Ved bare 60 OPM bliver astronauten bevidstløs, og det bliver betydelig vanskeligere at lave aktiv styring, da pitch og yaw hele tiden bytter plads i forhold til rummet, så man ikke bare kan anvende langsomme aktuatorer. Pga. den store dæmpning i pitch retningen,

som rombeprofilen giver, kan man evt. reducere den passive stabilitet en smule i den retning vha. mindre finner, da den aktive styring også stabiliserer systemet. Det reducerer risikoen for et gravity turn, hvis raketten af én eller anden grund ikke går lige lodret op. Når en linedanser benytter en paraply er det netop for at give dæmpning, hvorimod en lang balancestang forøger inertimomentet og dermed gør systemet langsommere. Begge dele gør systemet lettere at kontrollere.

Den ønskede rombeform fremkommer automatisk, hvis man baserer sig på 4 motorer i en dobbelttrekant, som forsynes med 2 spidsvinklede (evt. bukkede) dækplader/vingeplader som vist nedenfor; men kapselkonceptet kan også tilpasses en rund raket med kun én motor.



Dyserne er let vinklede for at muliggøre styring i alle 3 akser – pitch, yaw og roll. Dyserne er vist grå, og dysevinklingen er stærkt overdrevet (skal i praksis kun være nogle ganske få grader). Dyserne på de to midterste motorer er på tegningen vinklet således, at de skaber roll **mod** uret. Dyserne på de to yderste motorer er vinklet modsat, så de skaber roll **med** uret; men vinklingen er mindre som følge af den større momentarm. Ved at variere (fordele) kraften på de to motorpar i forhold til hinanden kan man styre roll, og ved at variere kraften på de to motorer i hvert par kan man styre pitch og yaw. For at skabe den samme styrekraft i pitch og yaw retningen peger dyserne på de inderste motorer også en smule indefter, så centerlinjen passerer forbi raketens tyngdepunkt i samme afstand som for de yderste dyser, der kun er vinklet i pitch retningen.

I praksis vil man for at få størst mulig højde køre med maksimal motorkraft, da man derved ikke skal slås mod tyngdekraften så længe. Det betyder, at man kun kan formindske kraften på en motor – ikke forøge den. Hvis man f.eks. vil ændre kurs i pitch-retningen, må man reducere kraften på den ene pitch-motor – f.eks. med 10 %; men derved giver pitch-parret 5 % mindre kraft end yaw-parret, hvilket vil føre til et roll. Det er derfor også nødvendigt at reducere kraften på begge yaw-motorer med 5 %, hvilket dog yderligere understøtter pitch-drejningen. Den totale kraft reduceres altså med 5 %; men selv ved grimal systemer eller jet-vanes kan man heller ikke styre uden at miste kraft. Drejer man en dyse 18,2 grader, vil man også få en 5 % reduktion i kraften i raketens længderetning, og ved jet-vanes mister man yderligere op mod 10

% alene i friktion. Tabet ved grimbalsystemet er dog nok mindre end ved den omtalte motorstyring, hvilket nok er årsagen til, at systemet ikke benyttes af de professionelle på trods af flere motorer. Til gengæld spares hele grimbalsystemet med den vægt og kompleksitet, det giver.

Drejningsmomentet er 2 gange den halve forskel i motorkraft gange en armlængde på ca. 0,4 m svarende til radius af den røde cirkel på ovenstående tegning (de midterste motorer er vinklet let indad). Hvis f.eks. den ene ydermotor yder 20 kN, den modsatte reduceres med 10 % til 18 kN (og de to midterste reduceres med 5 % til 19 kN), skabes et drejningsmoment på 800 Nm. Hvis raketten på dette tidspunkt antages at have en vægt på 4 ton, og massen er ligeligt fordelt over en længde på 12 m, vil inertimomentet være:  $I = \frac{1}{12} m L^2 = 48.000 \text{ kgm}^2$ . Et drejningsmoment på 800 Nm kan derfor skabe en vinkelacceleration på  $\alpha = 800 \text{ kgm}^2/\text{s}^2 / 48000 \text{ kgm}^2 = 0.0167 \text{ rad/s}^2 \approx 1 \text{ }^\circ/\text{s}^2$ . Da vinkeldrejningen er givet ved  $\omega = \frac{1}{2} \alpha t^2$  vil en 10 % forskel i 3.16 s altså give en vinkeldrejning på ca. 5°; men bevægelsen skal selvfølgelig stoppes igen med en modsat rettet kraft, så det i dette tilfælde tager ca. 6,3 s at ændre kursen 10 grader. I praksis skal regulatoren naturligvis gribe ind med mindre kraft, længe før fejlen bliver så stor; men eksemplet er bare brugt til at illustrere, at systemet giver styrekraft nok til at rette selv meget store kursfejl op i løbet af motorenes brændetid, som vil være i størrelsesordenen 90 s.

Den viste styringsmetode har yderligere den fordel, at den er relativt enkel ren reguleringsmekanisk – i modsætning til f.eks. aerodynamisk styring. Hvis motorkraften reduceres i takt med, at raketten mister vægt, hvilket normalt vil være tilfældet, så accelerationen holdes nogenlunde konstant af hensyn til astronauten, og man ser bort fra luftmodstanden, vil der også være et nogenlunde konstant forhold mellem drejningsmoment og inertimoment, så reguleringsparametrene stort set ikke ændrer sig undervejs. Det gør regulatoren let at designe og gør det muligt at teste den i jordhøjde – f.eks. ved at ophænge en testrakete med 2 eller 4 motorer hel- eller halv-kardansk, forsyne den med vanddæmpning til simulering af finnerne og betragte stepresponsen. Desuden er systemet let at gøre fejlsikkert, da der kun er tale om at nedblænde et flow, og hvis det f.eks. gøres med en let skrånstillet fordeleplade lejret i flowets retning (lodret aksel), vil flowet automatisk stille pladen i neutral stilling, hvis drejekraften på akslen fjernes, hvilket alt efter aktuatorstype kan ske ved blot at fjerne styrespændingen eller vha. en magnetisk kobling. Jet-vane og grimbalsystemer, der benytter gear eller hydrauliske aktuatorer, kan være langt vanskeligere at gøre fejlsikre.

Rakettens finner er vist med brunorange farve og bare tegnet som linjer. I praksis bør de have en trekantformet eller rombeformet profil, så de ikke så let staller ved en vinkeldrejning. De lange sidefinner går igennem klædningen og helt ind til motorerne, så de stabiliseres af den derved fremkommende trekantstruktur. Affyringsstårnet/skinnen anbringes på en af de fire flader, så raketten står lidt skråt på affyringsrampen, og finnerne ikke er i vejen.

Forholdet mellem raketten/kapslens bredde og tykkelse er ca. 1:1,9 eksklusiv finner, så ved en typisk kapselhøjde på 0,9 – 1 m, bliver bredden 1,7 – 1,9 m. Det relativt store forhold kombineret med vinkelformen gør det muligt for kapslen at ligge stabilt i luften og på vandet efter landing. Forsøg med en papmodel viser, at den rombeformede profil meget hurtigt lægger sig vandret og helt stabilt i luften og roligt synker nedefter; men den har selvfølgelig 2 stabile tilstande. Ved hjælp af en skrånstillet delelinje ned gennem raketten (beskrives nedenfor), en "viftehalet" og et asymmetrisk tyngdepunkt ser det imidlertid ud som om, at det er muligt at få den til at vende sig i luften, så den altid har samme side opad. Derved behøver astronauten ikke at sidde i et halvkardansk ophængt sæde, hvilket letter konstruktionen meget og

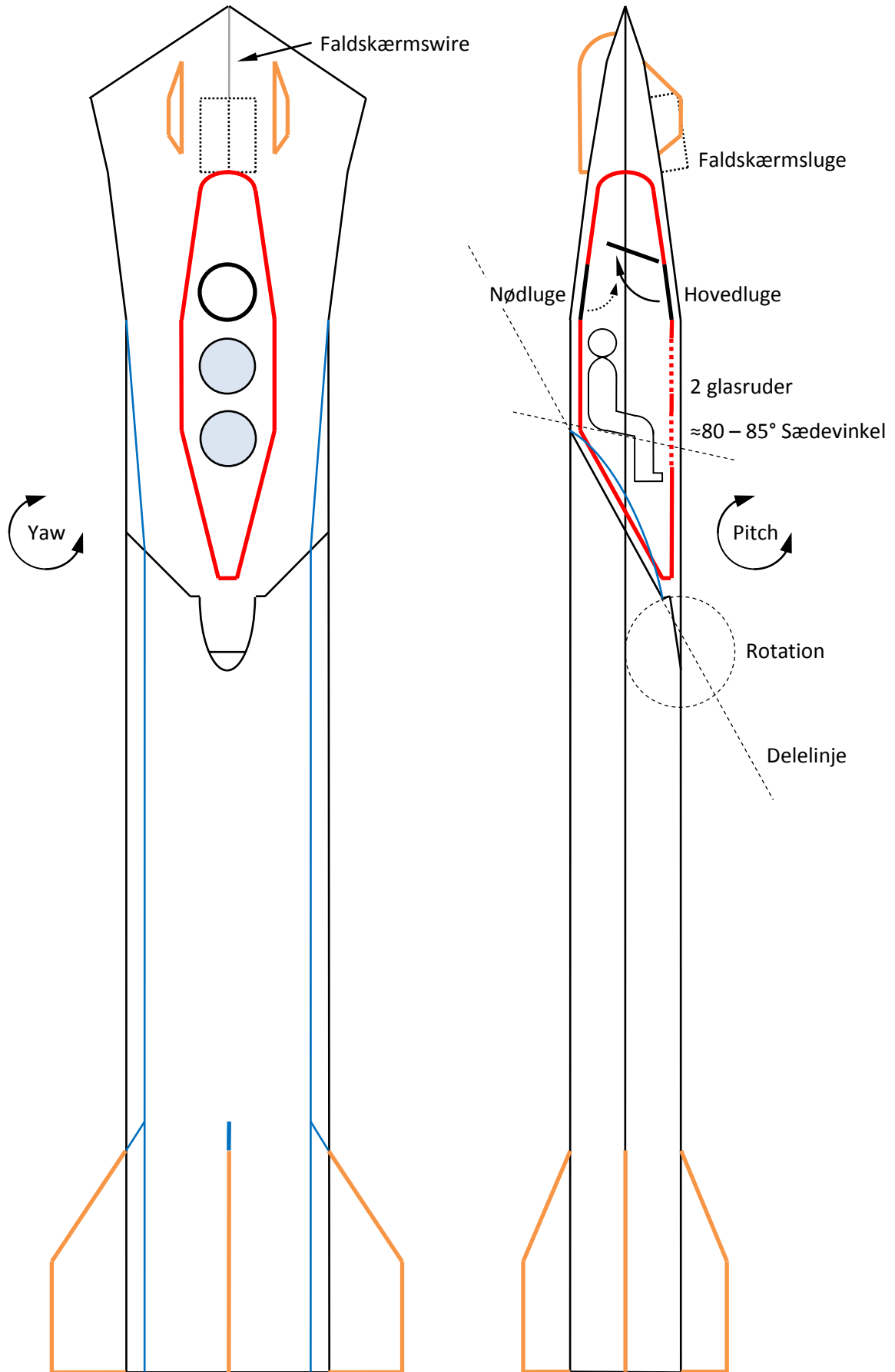
gør det muligt med en mindre kapsel og dermed en mindre raket. Samtidig gør den skrå flade det muligt at frakoble kapslen på en sikker måde selv ved store hastigheder, som beskrevet senere.

Den røde cirkel repræsenterer en trykbærende struktur, som astronauten befinder sig i. Området mellem dækpladerne og LOX tankene og området mellem dækpladerne og kapselstrukturen skummes op med isolations- og opdriftsmateriale som f.eks. EPS eller EPUR, som reducerer astronautens varmepåvirkning, giver længere "åbentid" for LOX og gør kapslen synkefri. Skummet skal være en type, der tåler vakuum (og temperaturerne), så kun kapselcylinderen behøver at være trykbærende, og dækpladerne derfor kan være relativt tynde, hvis de da ikke samtidig bruges til at koble LOX tanke og motorer sammen.

Når en rund cylinder (den trykbærende del) forsynes med en luge i siden, opstår der som følge af den trykdifferens på op til 1 bar, som opstår uden for atmosfæren, store spændinger i materialet, som vil prøve at vride siderne af åbningen udefter. Uden den rombeformede struktur skulle der bruges meget materiale til at modvirke dette; men "vingepladerne" fungerer som en høj bjælke, der meget effektivt holder sammen på lugeåbningen, så den bare virker som et relativt lille hul i en plade.

## Skrå delelinje

Den lange, skrå delelinje, der går diagonalt ned gennem raketten, er vist nedenfor på en tegning af raketten. Dog er forholdet mellem raketten's længde og tykkelse/bredde nok lidt fortegnat. Boosterdelen af raketten skal nok være lidt længere.



Næsekeglen bør i pitch retningen være en Von Karman (LD Haack) geometri, som giver den laveste supersoniske luftmodstand under opturen. I yaw retningen skal den derimod brede sig ud i en svag viftefacon ligesom bagenden af en tube for på den måde at skabe en vinge, som kan vippe kapslens spids nedefter gennem atmosfæren og dermed give kapslen fremdrift, så den skrå delelinje kan sørge for, at den vender sig rigtigt i luften med hovedlugen opad. Den varierende bredde giver samtidig den bageste del en lavere hvirvelafsløsningsfrekvens end den forreste, hvilket reducerer vibrationsniveauet, da der ikke er nogen fremherskende frekvens, og den fremadgående bevægelse blæser desuden nogle hvirvler væk og reducerer dermed problemet yderligere.

De blå linjer viser alternative muligheder. F.eks. kan man reducere "liftet" på kapslens forreste del ved at reducere rombeprofilens bredde – evt. helt ind til de runde tanke. Denne reduktion kan så føres ned langs boosterens, selv om man derved mindsker rollstabiliseringen og den passive stabilitet. Desuden er det muligvis en fordel at udforme delefladen som et kurvet eller flerkantet turbineblad for at skabe den størst mulige sideværts kraft i pitch retningen. Det er meget vigtigt, at kraften er så stor, at kapslen ikke kan lægge sig stabilt i luften med undersiden opad, men i den situation vil dykke ind i en "baglæns salto", så den kommer til at vende rigtigt, som vist senere. For at sikre dette yderligere, skal det tilstræbes, at tyngdepunktet af kapslen kommer så tæt på astronautens sæde som muligt. Det gør ikke noget, at kapslen på den måde bliver sidetung i pitch retningen, for det kan man kompensere for i boosterens.

Når noget gennembyrder lydmuren, opstår der en deltaformet chokbølgefront som vist nedenfor:

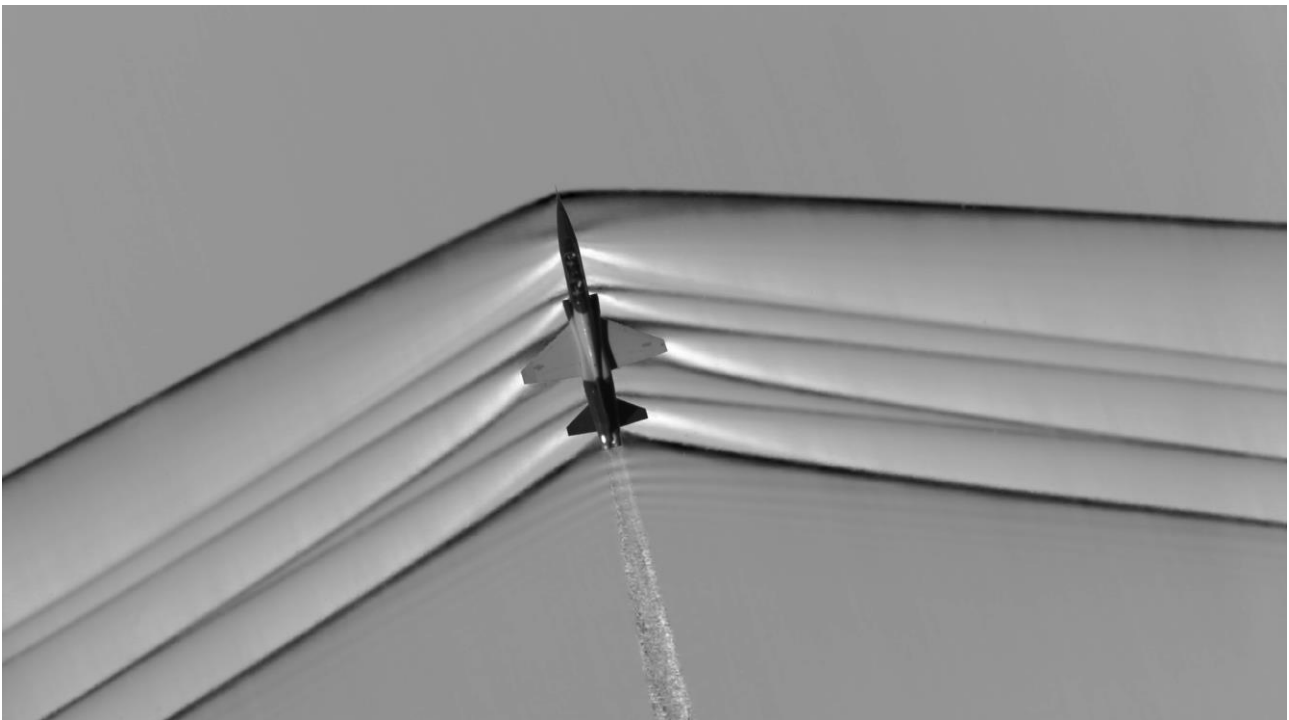


Foto: NASA.

Chokbølgens vinkel afhænger af hastigheden, og kapslens topvinkel skal tilpasses denne vinkel, så den giver så lav en luftmodstand under opturen som muligt. Det er netop denne deltaform, der er årsagen til, at nogle jagerfly har deltaformede vinger, selv om man kunne opnå større lift pr. areal ved mindre vinkling.

Astronautens sæde er vinklet ca.  $80^\circ - 85^\circ$  for at gøre rygsøjlen så stærk som mulig og skabe den bedst mulige balance i krop og ryg under turen op efter samme princip, som ved de kendte Stokke stole, som vist nedenfor:



Ved f.eks. en normal  $90^\circ$  vinkel, vil lændesvajet rettes en smule ud (ca.  $10^\circ$ ), så rygsøjlen ikke længere har den perfekte S-form, og astronauten vil med en lodret sæderyg (der er ikke plads til andet) føle det som om, kroppen falder forover. Ved endnu større lændebøjning vil der være en stor risiko for en diskusprolaps, når kroppen belastes i lodret retning af store g-kræfter.

Raketten er forsynet med 3 små finner i spidsen – to på oversiden af kapslen og én på undersiden. Under opturen bruges alle finner til at skabe aerodynamisk dæmpning i yaw retningen, hvor raketten i sig selv ikke har så stor dæmpning. Under nedturen klappes finnen i astronautens rygside ud og bliver drejelig, så det er muligt at styre kapslen. Samtidig stabiliserer finnerne kapslen, så den ikke går i spind. Finnernes profil skal have det tykkeste sted langs raketten's overflade, så den finne, der klappes ud, er så stabil som mulig i indklappet tilstand.

De to luger er hængslet i to punkter for oven, så der kun behøves én eller to lukkemekanismer for neden.

Den trykbærende del af kapslen (vist rød) kan f.eks. konstrueres som to keglestubbe, en cylinder og en korbogen. I tidligere forslag, hvor astronauten lå ned på tværs af raketten i et halvkardansk ophængt sæde, var det nødvendigt med en diskosformet struktur (dobbel korbogen), som den rombeformede yderstruktur giver fint plads til; men en diskos kræver **meget** større godstykkelse selv om det er muligt med spanter mellem den trykbærende del og yderstrukturen.

Det bedste er selvfølgelig at støbe kapslen i en kulfiber komposit, så man kan få den bedste aerodynamik og den laveste vægt; men ved en stål- eller aluminiumskapsel må formen kunne tilnærmes med nogle sammensatte stykker. Kapslen skal naturligvis kunne holde til de ca. 500° C, som luftmodstanden under opturen skaber, så glasfiber duer nok ikke pga. den såkaldte glastemperatur, som får materialet til at ekspandere voldsomt allerede ved ca. 150-200° C. Den skal desuden være lige så stærk som monocoque'en i en formel-1 racer, så astronauten kan overleve selv **meget** store belastninger.

Under opturen kan astronauten se ned gennem de 2 glaseruder. Han eller hun kan samtidig begrænse accelerationen vha. et "kyllingegreb", hvis den bliver for ubehagelig, som beskrevet tidligere, så selv om en vandretliggende position havde været bedre til at overføre g-kræfterne, anses den siddende position for sikker, og den giver den bedste turoplevelse. I rygliggende position, som i tidligere versioner, ser astronauten bare op i himlen under hele turen. I praksis kan man tåle omkring 5 g i siddende stilling, før der indtræder tunnelsyn, nedsat farvesyn og evt. blackout, så raketens acceleration må begrænses til omkring 4 g (astronauten kan ikke skelne tyngdeacceleration og raketacceleration fra hinanden). I praksis kommer raketens acceleration dog næppe over 2,5 g, så selv uden "kyllingegreb" er der ikke de store problemer.

## Frikobling af kapslen

Den skrå delelinje sørger sammen med en speciel bæring for, at kapslen **altid** kan kobles sikkert fri af raketten – uanset hastighed og højde og dermed også under et evt. "gravity turn", hvor hastigheden måske aldrig kommer under 1000 km/t.

Kapslen kobles fri fra boosterens ved at udløse elektromagnet(erne) og evt. vakuum og skubbe det øverste hjørne af koblingsfladen fra hinanden i **raketens længderetning** og evt. en anelse udefter med f.eks. en trykluftaktuator, så der opstår et "hajgab". Det er vigtigt, at kraften primært er rettet i raketens længderetning og **ikke** f.eks. vinkelret på skillelinjen, således at kapslen **aldrig** kan vippe til den forkerte side og blive "løbet ned" af boosterens. Af denne årsag bør aktuatorens også tryksættes umiddelbart før, elektromagnet(erne) og evt. vakuum udløses. Aktuatorens er en sikkerhed, hvis pakningen skulle klæbe, og den kan være nødvendig, hvis man må foretage en abort under høj hastighed, eller hvis motorerne ikke kan stoppes. I de situationer kan luftmodstanden og/eller accelerationen pga. motorkraften presse kapslen mod boosterens, så de ikke separeres, selv om man slukker elektromagnet(erne) og udløser evt. vakuum, hvilket er et **meget** stort problem ved traditionelle kapsler, der ikke har en skrå delelinje. I praksis vil aktuatorens nok af pladshensyn sidde i kapslens nederste del og så skubbe skillefladens øverste del fra hinanden vha. et drejeled, som også kan skabe to trykpunkter ved siden af hinanden (i små fordybninger i boosterens), så kraften fra kapslen under frakobling kommer til at hvile på flere stabile punkter.

Så snart "hajgabet" åbner det mindste, vil kapslens vifteformede hale virke som en skråtstillet vinge (FMC), som forstærker åbningsprocessen inden for atmosfæren, og man kan yderligere forstærke ved at udnytte den aktive styring til at styre raketten nedad i forhold til kapslens overside, hvis styringen har virket hidtil (ikke er årsagen til aborten).

Det er særdeles vigtigt, at kapslen kobles fri af boosterens og dennes finner som et fly, der letter fra en startbane, og **ikke** som en motorhjelms på en bil, der ved en fejl klapper op under kørslen. Dette kan f.eks. sikres ved at kapslens lodrette bæring flyttes lidt op på den skrå flade, udformes som et kort udsnit af en

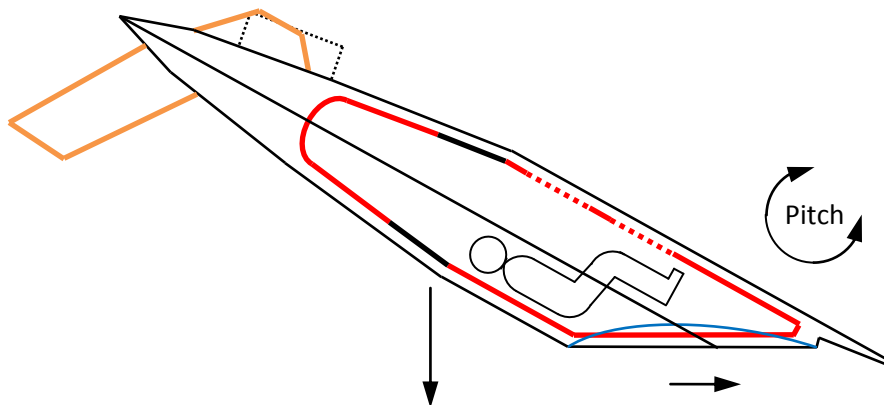


cirkel med centrum i kapslens nederste spids, som vist med den stiplede cirkel, og smøres så den har lav friktion. Derved vil kapslen i begyndelsen drejer sig nøjagtig, som hvis den var lejret i spidsens nederste punkt; men når åbningsvinklen overstiger ca.  $5 - 7^\circ$ , ophører den lodrette bæring, og kapslen kan frit forlade boosterens uden at "klappe op".

Da kapslen ikke er passiv stabil i bagudgående retning vil den udadgående drejning af "halen" forstærkes, hvorved kapslen laver en "håndbremsevingning". Det er den absolut hurtigste måde, den kan bremse ned på, hvilket er specielt vigtigt, hvis aborten må foretages i lav højde, hvor det er alt afgørende, at hastigheden hurtigst muligt bringes ned under  $150 - 200$  km/t, hvor hovedskærmen må udløses. Under denne bevægelse kan astronauten blive udsat for ganske store g-påvirkninger; man han eller hun er i den helt optimale position til at modstå dem, idet presset kommer mod ryggen, så astronauten foretager en forlæns salto.

Efter frakobling sker der tre ting:

- Kapslen lægger sig skrå i luften, som vist nedenfor, efter samme princip, som når man lægger en sejlbåd "bak" ved at trække fokken op mod luv (den skrå eller let buede deleflade virker som fokken og halen som storsejlet), eller som en wobler, hvor linetrækket udgøres af tyngdekraften.



Hvis der **ikke** var nogen skrå deleflade og ingen "viftevinge", men bare den rombeformede facon og evt. en næsekegle, ville kapslen have to stabile tilstande; men den skrå flade drejer kapslen – evt. via et halvt loop (baglæns salto), indtil der er balance mellem lift og drag fra fladen og fra halen. Den skrå flange skal gøres netop så lang, at kapslen i den stabile position peger lidt nedefter som vist og derfor bevæger sig fremefter, hvilket giver større drag ved at forhindre luftpudedannelse på undersiden, giver lift som en vinge, og blæser hvirvlerne på oversiden væk, så problemet med vibrationer som følge af hvirvelafsløsningsfrekvensen reduceres. Ved indgangen i atmosfæren bliver astronauten udsat for både en stor lodretgående kraft, der virker mod ryggen, og en mindre vandretgående kraft (nedbremsning i fremadgående retning), der virker op gennem kroppen. Nettoresultatet er derfor, at det vil føles som at ligge/sidde i en **meget** stærkt tilbagelænet stol, hvilket er den helt ideelle position til både at kunne udholde store g-kræfter og samtidig kunne styre kapslen.

Terminalhastigheden, dvs. den hastighed kapslen bremses ned til efter et frit fald fra stor højde, kan beregnes som:

$v = \sqrt{(2 \times m \times g)/(\rho \times A \times C_d)}$ , hvor  $v$  er hastigheden i m/s,  $m$  er massen i kg,  $g$  er tyngdeaccelerationen på ca.  $9,81 \text{ m/s}^2$ ,  $\rho$  er luftens densitet i  $\text{kg/m}^3$ ,  $A$  er arealet i  $\text{m}^2$  og  $C_d$  er luftmodstandskoefficienten.

Kapslen vil formodentlig få en vægt på maksimalt 400 kg med astronaut og et areal på ca.  $9,5 \text{ m}^2$ . Det effektive areal er dog mindre, da kapslen står skråt i luften. Til gengæld får kapslen lift af den fremadgående bevægelse. Hvis man antager, at de to mekanismer giver nogenlunde samme bidrag bare med modsat fortegn, og  $C_d$  lidt konservativt sættes til 0,8, hvilket svarer til en ballute med en vinkel på  $\pm 38^\circ$ , vil terminalhastigheden i 3 – 4 km højde, hvor faldskærmen skal foldes ud, og luftens densitet er ca.  $0,86 \text{ kg/m}^3$ , være ca.  $35 \text{ m/s} = 125 \text{ km/t}$ . Det er derfor fuldstændig unødvendigt med en ballute eller bremsefaldskærm til at bremse ned, og hastigheden er faktisk kun omkring 2/3 af terminalhastigheden for en faldskærmsudspringer! Den lave hastighed kombineret med en høj tilladelig landingshastighed, som beskrevet senere, betyder også, at man ikke behøver en 2-trins faldskærm, og at det er fuldstændig uproblematisk at springe ud med en personfaldskærm, hvis faldskærmen ikke virker.

Til sammenligning vil en lang cylinderformet kapsel med en vægt på 300 kg og en diameter på 1 m ( $A = 0,8 \text{ m}^2$ ,  $C_d = 0,82$ ) med en tophængt ballute med et areal på  $3 \text{ m}^2$  og en  $C_d$  på 0,8 få en terminalhastighed i 3 – 4 km højde på ca.  $47 \text{ m/s} = 170 \text{ km/t}$ . Desuden vil denne løsning ikke kunne bruges, hvis det ikke kan garanteres, at hastigheden aldrig kommer under ca.  $700 \text{ km/t} = 194 \text{ m/s}$ , da en sådan ballute, der udfoldes ved den hastighed, giver en kraft på:

$$F = \frac{1}{2} \times \rho \times A \times C_d \times v^2 = 0,5 \times 0,86 \times 3 \times 0,8 \times 194^2 \text{ [N]} = 39 \text{ kN svarende til 4 ton og 13 g!}$$

- Finnen på kapslens underside klapper ud og bliver drejelig, så kapslen kan styres. Da finnen er på undersiden, vil den ikke blot dreje kapslen om yaw retningen, men også om roll-retningen, hvilket forstærker drejningen. Ved en meget kraftig drejning, hvor kapslen kommer om på siden, vil den samtidig få næsen til at dykke nedad, hvilket gør det lettere at bringe kapslen ind i noget, der ligner en "baglæns salto" eller et loop. Denne manøvre bruges til at muliggøre overlevelse i tilfælde af et totalt faldskærmsvigt, som beskrevet nedenfor.

Man kan også vælge at forsyne hver side af viftevingen med en flap på bagkanten, som kan styre både pitch og roll og dermed kapslens retning. Problemet er bare, at disse flaps under opturen kommer til at virke som vingeforkanter, hvilket stiller **meget** store krav til den mekaniske stivhed og styrke og gør det svært at forhindre turbolens ved overgangen mellem flaps og vinge. Desuden er det lettere at skabe store styrekræfter ved at dreje kapslen om både yaw og roll retning end om kun roll retningen, hvilket reducerer det nødvendige finneareal, og man undgår, at kapsellængden bliver forøget af flaps (flaps er ikke en del af vingearialet, da kraften i neutral position bør være 0).

For at sikre at kapslen ikke flyver for langt væk, hvis astronauten er bevidstløs, kan styringen f.eks. forspændes med en fjeder eller gøres asymmetrisk, så kapslen i den situation vil cirkle rundt ligesom et svævefly omkring en termikboble. Man kan også gøre det muligt at styre fra jorden. For at gøre det lettere for astronauten at styre kapslen hen i nærheden af opsamlingsstedet er der to glasruder, hvor den nederste giver mulighed for at se horisonten, og man kan evt. supplere

med et kamera og en skærm, så astronauten også kan se jorden og havet. I så tilfælde er det vigtigt, at der ikke er nogen sporbar tidsforsinkelse, da det fører til luftsyge.

- Boosteren forhindres i at fortsætte ligeud – i alt fald inden for atmosfæren, hvilket specielt er vigtigt efter en evt. abort. Hvis den også har rombeformet facon, vil den formodentlig lægge sig næsten vandret i luften med enten den ene eller den anden side opad eller måske altid med den samme side efter samme princip som kapslen.

Når man når ned i faldskærmhøjde (ca. 3 – 4 km), udløses faldskærmen(e) via den opadvendte luge. Trækket føres til kapslens hale (spidsen af raketten), så kapslen stiller sig lodret som ved opturen og møder vandet med spidsen (den skrå delelinje) forrest, så man får et blødt "nose-dive", som det kendes fra windsurfing eller fra redningsbådene på en olieborerplatform. Den bløde landing gør det muligt at satse på mindre, men kraftigere faldskærme, som derfor ikke så let rives i stykker.

Selv ved et 100 % faldskærmssvigt, som betyder den visse død ved en cylinderkapsel, er der to reelle overlevelseschancer:

- Hvis astronauten er ved bevidsthed, kan han eller hun bare løsne lugefastgørelsen på den opadvendende luge, udlufte luge og kapsel med f.eks. en momentarm/håndtag, der vipper lugen fri, og hoppe ud med en personfaldskærm. Da lugen automatisk vipper ned og ikke skal fjernes, og kapslens faldhastighed er ca. 125 km/t i nedadgående retning og formodentlig kun ca. 30 – 40 km/t i fremadgående retning, er det helt uproblematisk.
- Hvis styringen er kraftig nok til at vende kapslen om på ryggen, hvilket bør tilstræbes, gøres det, når kapslen når ned i en nøje fastlagt højde over vandet. Den skrå flange vil så få den til at dykke mod vandet som fra øverste position i et loop, og times det perfekt, lander kapslen i et perfekt "nose-dive" med vel i størrelsesordenen 150 km/t, og astronauten vil føle det lidt som ved en baglæns salto. Holder kapslen, burde astronauten også overleve uden nævneværdige skader.

Svifter også de to muligheder, rammer man vandet med ca. 125 km/t i nedadgående retning og omkring 30 – 40 km/t i fremadgående. Det giver et meget ubehageligt "maveplasker" dog med tendens til "nose-dive" pga. den fremadgående hastighed; men med en stærk kulfiberkapsel og en astronautfastspænding som i en Formel 1 racer, er der stadig gode overlevelsesmuligheder. Kevin Magnussen tog den ind i dækbarrieren med 290 km/t uden nævneværdige skader, selv om raceren var totalskadet, og kørte ræs en uge efter.

Når kapslen rammer vandet, vil den skrå delelinje sikre, at den ikke dykker dybere, end den kan holde til – selv ved helt eller delvist faldskærmssvigt, hvor hastigheden kan komme langt over 100 km/t, og astronauten er i den ideelle position til at optage de derved opstående drejende kræfter. Drejningen betyder også, at kapslen vil dykke ud lidt væk fra faldskærmen(e), hvilket er helt ideelt. Normalt vil den lægge sig i den mest stabile position med hovedlugen opad; men skulle det ikke være tilfældet, kan astronauten blot kravle ud af nødlugen.

## Spin

Spin er en meget farlig, selvforstærkende effekt, der opstår, når dele af en flyvinge begynder at stalle. Hvis det f.eks. er den venstre vinge, vil den miste opdrift og samtidig få større luftmodstand i fremadgående retning. Det resulterer i, at flyet kommer til at ligge skråt i luften (roll) og tvinges mod venstre. Begge dele gør situationen endnu værre. Vinklingen drejer flyet yderligere mod venstre, og drejningen giver højre vinge en større fremadgående hastighed end venstre og samtidig en mindre angrebsvinkel på luften, hvorved forskellen i lift og stall bliver endnu større. Selv om kapslen ikke har egentlige vinger, og en stor del af nedbremsningen kommer fra drag (ikke lift), er det alligevel en situation, der må formodes at kunne opstå, og som der skal tages hensyn til. Felix Baumgartner gik også i spin, da han sprang ud (med faldskærm) fra 39 km højde.

Af hensyn til start og landinger kan den halefinne, der skal give passiv stabilitet i yaw retningen på et normalt fly, naturligvis kun sidde på oversiden; men det er den dårligste placering ud fra et spin og styringsmæssigt synspunkt, for når der lægges belastning på halefinnen som følge af spin rotationen og yderligere, hvis man prøver at trække flyet ud af spinnet med finnen, vil den sideværts belastning på finnen resultere i et moment om roll-aksen, som prøver at løfte den yderste vinge endnu mere. Det er én af årsagerne til, at kapslens styrefinne er anbragt på undersiden (der er ingen problemer med start og landinger). Hvis kapslen begynder at rotere om yaw-aksen, vil den sideværts påvirkning af styrefinnen give et drejende moment, der vil vinkle den yderste "vinge" nedad og dermed prøve at modvirke drejningen på samme måde, som når der styres kontra i en bil, der skrider med baghjulene.

På et normalt fly styres der i luften (hvor flyet kan vinkles) stort set udelukkende ved at vippe det om roll-aksen; men pga. den passive stabilitet, giver det ikke mulighed for radikale manøvrer – specielt ikke ved meget høje hastigheder, hvor flyet stort set fortsætter næsten lige ud, selv om vingerne nærmest står lodret i luften. Skal man lave en radikal drejning, må man ødelægge den passive stabilitet og få bagenden til at "skride ud", og det er netop, hvad den undermonterede, drejelige finne kan på samme måde som en speedbåd med påhængsmotor eller Z-drev, som stort set kan vende på en tallerken.

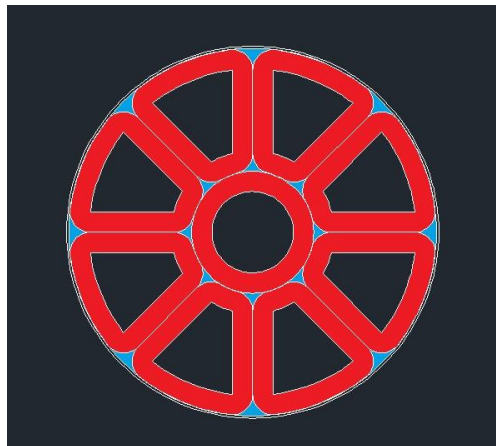
## Motorkoncept

Der er flere fordele ved at bruge 4 motorer i stedet for én – specielt når der benyttes hybrider, hvilket det efterfølgende er baseret på:

- Man kan lave aktiv styring vha. en simpel kraftstyring på motorerne parvis og 2-og-2 som beskrevet tidligere. Dette er vigtigt, da man ved f.eks. LOX/PE hybrider ikke kan lave monopropellant damptrusterer som ved  $H_2O_2$ , og jet-vanes eller grimblet dyse er udelukket, da finner og jet-vanes eller grimbaler vil modarbejde hinanden.

LOX eller  $N_2O$  fordeles mellem motorparrene og motorerne indbyrdes vha. en simpel fordeleplade, der styres af en gyro i hver retning (én for roll, én for yaw og én for pitch) vha. f.eks. en PI eller PID regulering, hvor P-leddet er ulineært (lavt gain omkring 0) og I-leddet evt. kan udgøres af de aktuatorer, som driver fordelepladerne.

- Det er meget lettere at udvikle en lille motor på f.eks. 25 – 35 kN og så bare lave 4 ens end at udvikle én stor med 4 gange så stor kraft. Store motorer kan bl.a. give problemer med dårlig køling og akustisk forbrændingsinstabilitet, og det er **meget** svært at skalere en motor op i størrelse pga. de forskellige potenser, de enkelte dele skaleres med. F.eks. stiger det varmeoptagende areal med 2. potens af størrelsen, men varmeledningsevnen kun med 1. potens. Selv om man kan få en lille motor til at fungere, er der absolut ingen garanti for, at designet kan skaleres op, så bortset fra nogle få grundforsøg, kan det være spildt ulejlighed at udvikle en lille motor! Man kan opfatte 4-motor konceptet som 4 ens raketter, der skydes af samtidig. Det er ikke sværere at udvikle end én, men kræver selvfølgelig mere arbejde. Rigtig mange kommercielle raketter har benyttet dette princip. Saturn 5 raketten, som er den største raket, der nogensinde er skudt af, benyttede 5, Rocketdyne F-1 motorer, og Space-X benytter 1, 9 eller 27 Merlin motorer.
- Der skabes automatisk 4 gange så mange porte i "grainen" på en hybrid, hvilket formodentlig gør det muligt at anvende en simpel rotationsstøbning i stedet for en kompliceret "wagon-wheel" struktur, som er meget vanskelig at fremstille. En "wagon-wheel grain" med 8 kanaler plus centerhul som den nedenfor viste, har i starten et brændareal på ca. 6,64 gange motorens diameter (D) gange "grainens" længde (L), hvilket for en motordiameter på 900 mm giver 6000 mm<sup>2</sup>/mm. 4 motorer med en diameter på hver 450 mm vil med samme brændstoftykkelse **tilsammen** have et brændareal på 9,52 DL = 4300 mm<sup>2</sup>/mm, så motoren behøver kun at være 40 % længere for samme brændareal. Desuden er der ikke er en indre struktur, der risikerer at falde fra hinanden sidst i "burnet", så man kan udnytte mere af "grainen" – formodentlig op mod 95 %, hvor man kun kan udnytte omkring 80 % af en "wagon-wheel grain", så i praksis behøver grainen kun at være omkring 1/3 længere, og der er mindre spildvægt.



- Evt. vibrationer bliver mindre, da det skulle være mærkeligt, om alle motorer vibrerer i takt.
- Hvis én motor svigter under start, kan man lukke 100 % for LOX tilførslen til det par, så der kommer mere LOX til de andre motorer. Det betyder, at raketten ikke accelererer helt så hurtigt og ikke længere kan styres i pitch eller yaw retningen, men til gengæld begynder at rotere, så den bliver spin-stabiliseret (finner og rombeform begrænser rotationen til en acceptabel hastighed i den tykke

atmosfære). Kapslen kan så kobles fra, så snart raketten kommer tilstrækkelig højt op til, at faldskærmene kan foldes ud.

Når man – f.eks. ved hjælp af ledninger, der brænder over – konstaterer, at der kun er en smule brændstof tilbage, hvilket vil ske i omkring 40 km højde, kan man evt. drosle motorerne ned på "vågeblus", så der er aktiv styring hele vejen op. Hvis man bare lader motorerne brænde ud i ca. 50 km højde, vil resten af turen til de 100+ km foregå rent ballistisk, hvilket kan betyde, at især boosterens lander langt fra det ønskede punkt, hvis kursen i netop det øjeblik, hvor motorerne stoppes, ikke er korrekt. Problemet er ikke så stort for kapslens vedkommende, da den kan styres. Når bare én motor brænder helt ud, skal de resterende stoppes, så raketten ikke kommer ud af kurs eller begynder at rotere.

Motorerne skal have to hovedtrin (plus neddrooling med "kyllingegreb"). Dette udnyttes (også) til test inden afgang. Først startes på "vågeblus", som ikke må være nok til at raketten kan løfte sig, og når man har sikret sig, at alle motorer kører, skiftes til 100 % vha. en fælles ventil. Derved undgår man hold-down systemer, som giver en sikkerhedsrisiko.

Den største ulempe ved en LOX hybrid er, at den kan være svær at få stabil – specielt i stor størrelse og hvis der ikke er en stor forskel på fødetryk og kammertryk. Denne ulempe kan dog muligvis minimeres eller helt fjernes med i alt fald 3 simple tiltag:

- Flowstabilisering vha. kinetisk energi i form af f.eks. et langt – evt. opsnoet LOX rør eller vha. en passiv turbine eller en pumpe med svinghjul. Det er præcis det samme, man gør i elektronik, når man indsætter en spole, der netop også stabiliserer flowhastigheden (strømmen) vha. kinetisk energi (magnetfelt). Man kan selvfølgelig også forøge fødetrykket og bruge en injektor med større modstand; men derved skal man bruge en kraftigere tank, hvilket koster yderligere vægt.
- Iblanding af stoffer som f.eks. savsmuld (cellulose) eller aluminiumspulver, som kan forbrænde/gløde direkte på overfladen. Plast- og gummimaterialer skal først fordampe, før de kan forbrænde, hvilket skaber et hønen-og-ægget problem, som kan forårsage ujævn forbrænding. Uden varme, ingen fordampning, men uden fordampning, ingen varme. Af denne årsag kan et stearinlys heller ikke brænde uden en væge, og da paraffin ( $C_nH_{2n+2}$ ) kemisk er identisk med PE bortset fra kædelængden, er det rimeligt at antage, at tilsætning af et passende vægemateriale kan forbedre og stabilisere forbrændingen. Iblanding af cellulosematerialer vil reducere brændværdien lidt, da cellulose indeholder ilt og dermed materialebestanddele, der allerede er forbrændt og derfor ikke kan forbrænde yderligere; men ved PE er det under alle omstændigheder nødvendigt at iblande lidt materiale, som begrænser indtrængningsdybden for lys fra forbrændingen, så det ikke smelter for tidligt.
- Indførsel af en for-brænder af f.eks. MDF plade (sammenpresset savsmuld), som kan hæve temperaturen og fordampe LOX.

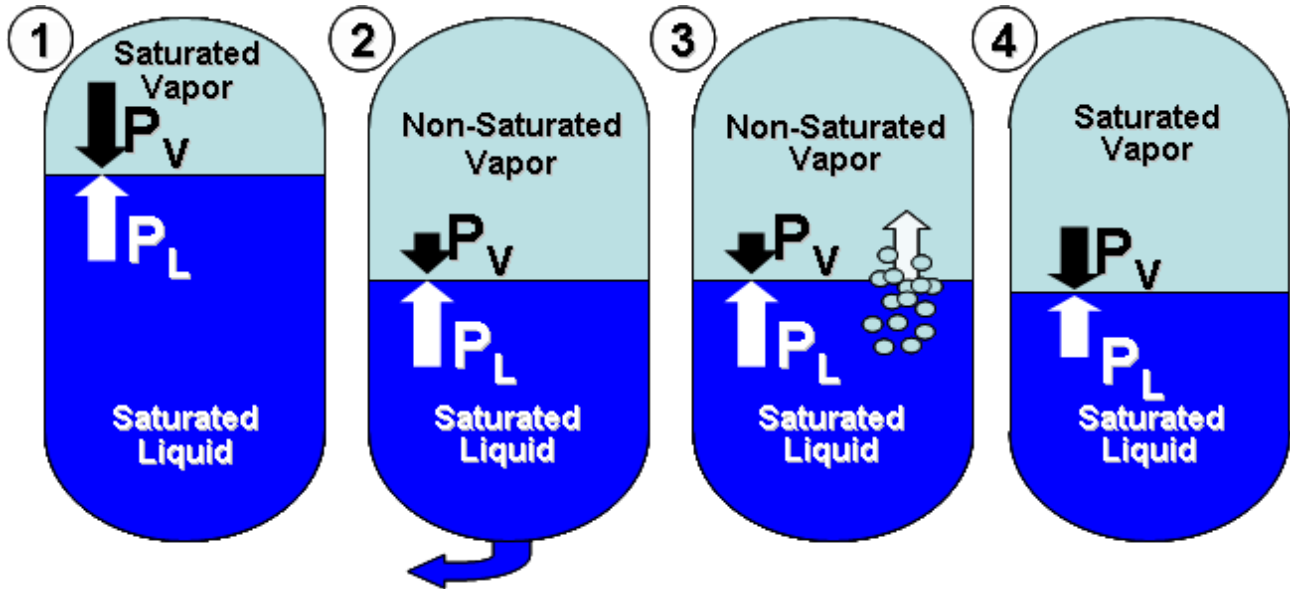
En anden ulempe er, at det kan være vanskeligt at få brugt alt brændstof, uden at grainen falder fra hinanden. Dette er dog intet problem, hvis man f.eks. ved at bruge flere motorer kan nøjes med en rotationsstøbt "grain" uden "eger".

Der er et par andre problemer med LOX motorer, som også gælder for bi-propellant motorer; men de burde være rimelig lette at løse:

- Det lave kogepunkt på ned til  $-183^{\circ}$  C kan betyde, at ventiler fryser fast; men det problem kan løses eller i alt fald minimeres med seriekoblede ventiler, som kan motioneres og testes.
- LOX er ikke "storeable"; men den viste tankisolering, som fremkommer pga. rombeformen, bør i altfald kunne forlænge "åbentiden", og sikkerhedsventilerne sørger for, at trykket aldrig stiger for meget (automatisk trykregulering), og har man ilt nok i sine beholdere, kan man bare blive ved med at supplere med LOX i takt med fordampningen, indtil skydeområdet er frit.
- Det kan tage op til omkring 1 time at tanke raketten med LOX. Dette er dog ikke kun en ulempe, men betyder også, at teknologien ikke er særlig interessant for terrorister som Al Qaeda og ISIS og dermed heller ikke for PET eller andre, som kunne tænkes at ville sætte en begrænsning på udvikling af raketteknologi. I et konfliktområde er det ganske simpelt alt for bøvlet og tungt at smide en LOX dewar plus raket bag i en Toyota pickup, smutte ud til et passende skydeområde, rejse raketten, starte tankning af LOX, vente en god time og håbe på, at det ikke opdages af termofølsomme satellitter eller droner, og så skyde raketten i retning af det mål, man vil ramme. Faststof er derimod nemt til det formål, og raketten kan gøres betydelig mindre.

## VaPak tryksætning

Brug af kryogen LOX eller nedkølet  $N_2O$  skaber ikke kun problemer, men også nogle meget store fordele. Det er let at skabe is til køling og affugtning af kapslen, og tryksætningen af LOX eller  $N_2O$  kan foretages meget elegant og simpelt med det såkaldte VaPak (Vapor pressurization) system, som kendes f.eks. fra butan lightere og propan dåser. Derved slipper man for trykgasser og adiabatisk trykfald og kan klare sig med et væsentlig mindre ullage volumen og dermed mindre tankvægt. Princippet er illustreret nedenfor:



1.  $P_L = P_V$  (fluids are in equilibrium)
2. Liquid is removed, vapor expands,  $P_L > P_V$
3. Liquid boils, repressurizes vapor
4.  $P_L = P_V$  (fluids are in equilibrium with  $P_4 < P_1$ , cycle repeats)

Kilde: Holder Consulting Group, USA – se Links.

Når der tappes LOX eller  $N_2O$  af, falder trykket i tanken; men herved falder kogepunktet også som vist nedenfor:

Tryk [bar]	Kogepunkt [°C]		Densitet [kg/m <sup>3</sup> ]	
	LOX	$N_2O$	LOX	$N_2O$
1	-183	-88,7	1142	1231
5	-164	-56,4	1042	1131
10	-154	-38,2	976	1068
15	-146	-25,9	925	1022
20	-141	-16,4	880	983
25	-136	-8,4	838	948
30	-132	-1,6	795	915
35	-128	4,5	750	883
40	-125	10,0	700	852

Det betyder, at der er overskudsvarme til at fordampe LOX eller  $N_2O$ , indtil der igen indstiller sig en ligevægt. Derved falder trykket kun relativt langsomt, indtil al LOX eller  $N_2O$  er fordampet, og der kun er gas tilbage. Det er derfor heller ikke nødvendigt at tilføre ekstra varme til fordampning og opvarmning af LOX i



kammeret/injektoren, som der er tilfældet, hvis man i stedet sprøjter f.eks.  $-183^{\circ}\text{C}$  kold LOX ind. Den sparede energi konverteres direkte til større højde.

I et køleskab fjerner man netop denne overskudsvarme i kondensatoren efter kompressoren, så varmen til fordampning i stedet må tages fra det, der skal køles ned.

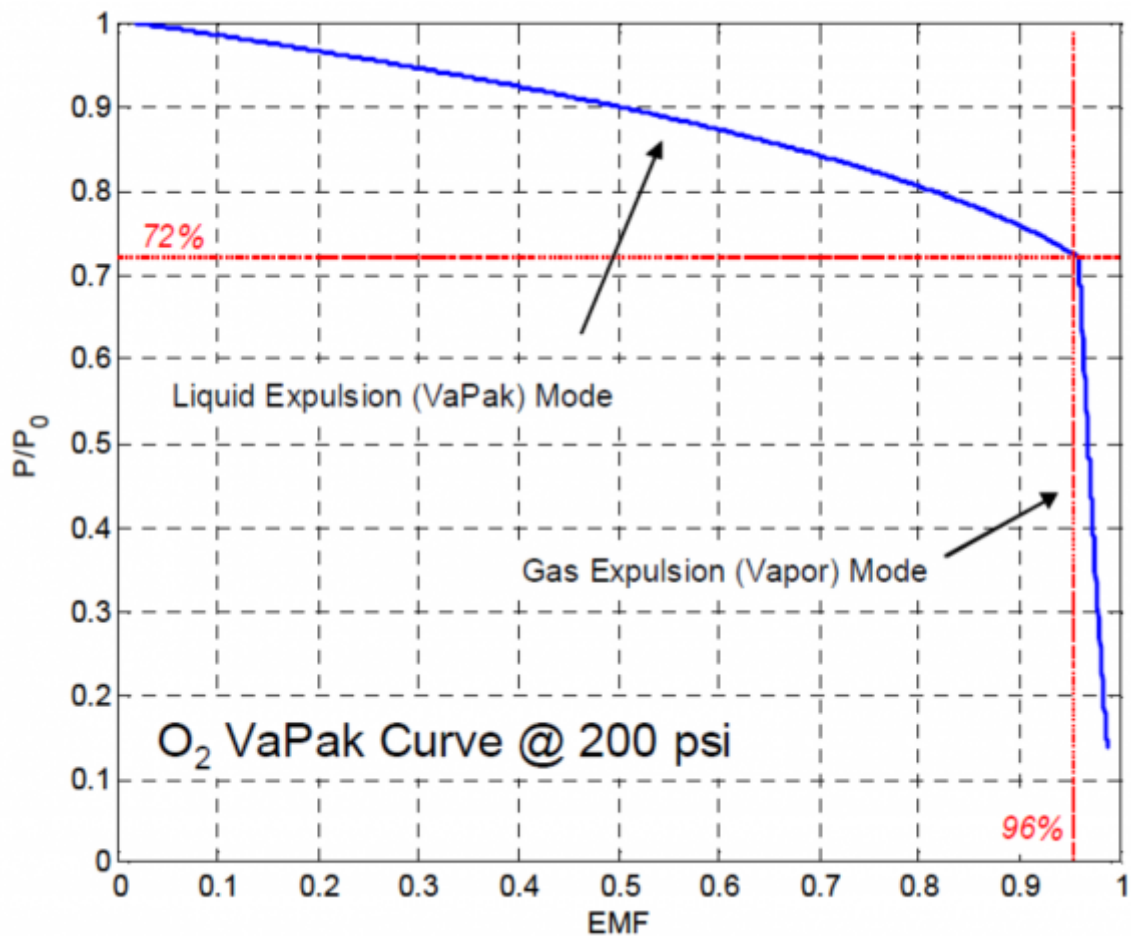
Det arbejde, gassen udfører med at presse LOX eller  $\text{N}_2\text{O}$  ud, må ifølge energibevarelsessætningen svare til den frigjorte termiske energi som følge af den faldende temperatur (faldende kogepunkt), og ved at varme LOX op tilfører man mere energi til systemet, end det er muligt at medbringe i form af tryksætningsgas – **og det uden at ofre ekstra vægt** bortset fra det ekstra tankvolumen, som er nødvendig pga. den faldende densitet ved højere tryk, hvilket f.eks. for LOX er 23 % ved 20 bar som det fremgår af tabellen.

$\text{N}_2\text{O}$  indeholder bindingsenergi, som frigiver varme ved spaltning (exoterm proces), hvilket giver en stabil motordrift og i sig selv kan give en ISP på ca. 180 s. Da  $\text{N}_2\text{O}$  desuden kører ved temperaturer, hvor man kan anvende alle tankmaterialer og de fleste standardventiler, er  $\text{N}_2\text{O}$  ud fra et teknisk synspunkt det nemmeste at benytte; men ISP er noget dårligere end ved LOX, hvilket i sidste ende kan blive afgørende for at nå de 100+ km, og det er muligvis for farligt at håndtere, så LOX bør nok være første valg. Specielt gasfasen af  $\text{N}_2\text{O}$  er farlig, så ingen dele bør kunne varmes op over  $36,4^{\circ}\text{C}$ , hvor  $\text{N}_2\text{O}$  bliver superkritisk dvs. er på gasfase uanset trykket – også selv om sikkerhedsdatabladene normalt siger maksimalt  $50^{\circ}\text{C}$  for en  $\text{N}_2\text{O}$  beholder. Virgin Galactic (Scaled Composites) har haft en alvorlig ulykke med denne teknologi, hvor 3 personer døde og mange kom til skade (se vedhæftede link). Desværre ved ingen med sikkerhed, hvad der gik galt, og der er derfor ingen, der med sikkerhed kan sige, hvordan man undgår en sådan ulykke; men nedenstående citat fra linken maner ialtfald til forsigtighed – specielt hvis  $\text{N}_2\text{O}$  ikke holdes under  $36,4^{\circ}\text{C}$  f.eks. ved overrisling af tankene med havvand.

*At  $96.8^{\circ}\text{F}$  [ $36.4^{\circ}\text{C}$ ],  $\text{N}_2\text{O}$  becomes a super-critical fluid, regardless of the pressure it is subjected to. Beyond that point, as temperatures increase, pressure increases at a high rate. Super-critical  $\text{N}_2\text{O}$  is very susceptible to pressure-shock which will result in a very high velocity detonation during which temperatures can exceed  $5,000^{\circ}\text{F}$ . The presence of H.T.P.B would greatly exacerbate the danger of flowing super-critical  $\text{N}_2\text{O}$ .*

H.T.P.B står for Hydroxyl-terminated polybutadiene, der er et forstade til polyurethane, som bruges som hybridbrændstof af bl.a. Scaled Composites og RML, så det må antages, at det er ekstremt farligt at injicere superkritisk  $\text{N}_2\text{O}$  ind i en hybridmotor, da en hurtig trykstigning kan bevæge sig baglæns og få hele  $\text{N}_2\text{O}$  tanken til at detonere. Ifølge flere links kan et trykstød ikke på samme måde bevæge sig gennem  $\text{N}_2\text{O}$  på flydende form.

Trykforløbet ved **LOX** VaPak er vist nedenfor:



Kilde: Holder Consulting Group, USA – se Links.

200 psi  $\approx$  14 bar, hvilket er meget nær motorens forventede starttryk på ca. 15 – 20 bar.

Y-aksen viser det relative tanktryk, og X-aksen viser, hvor meget masse, der er tappet af (EMF = Expended Mass Fraction). EMF = 0 angiver fuld tank, og EMF = 1 angiver, at al massen af både LOX og GOX er tappet af. Det ses, at 96 % af massen kan tappes af som LOX – resten som GOX. Det faldende tanktryk reducerer motorkraften efterhånden som oxidationsmiddel og brændstof forbruges (vægten af raketten reduceres), og motoreffektiviteten reduceres yderligere, hvis der benyttes et ukølet dysemateriale som f.eks. grafit, som eroderer ca. 0,1 mm/s. Tilsammen betyder disse faktorer, at accelerationen af raketten til sidst i "burnet" ikke bliver for stor (kan også drosles ned med "kyllingegrebet"). Et konstant tryk er faktisk en ulempe på samme måde som det alt for store (eksponentielle) trykfald, der opstår ved tryksætning med f.eks. helium.

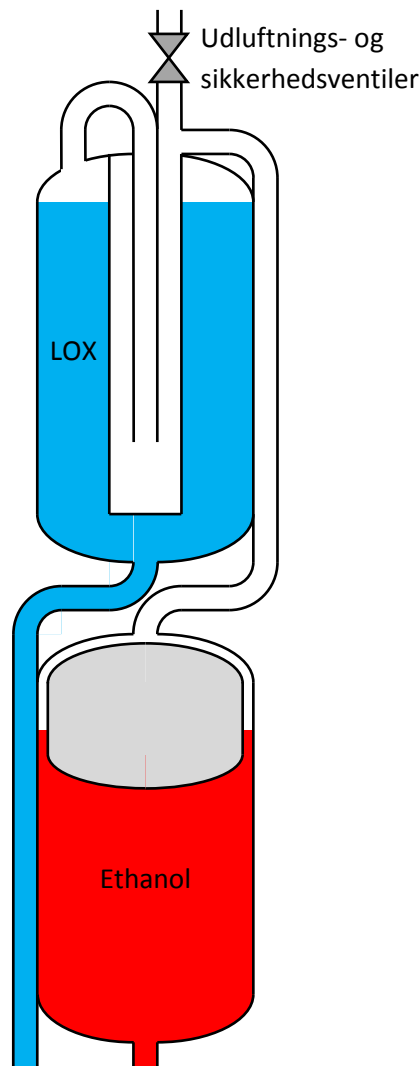
**Det er meget vigtigt, at f.eks. LOX og GOX har samme temperatur** (i det efterfølgende omtales kun LOX, men det samme gælder for  $N_2O$  væske og gas). Hvis man blot lader LOX fordampe langsomt vha. f.eks. solindfald på raketten og måske oven i købet har en varmeisolerende flydeplade mellem LOX og GOX, vil GOX blive varmere end LOX. Når man så begynder at aftappe LOX, falder trykket **meget** hurtigt, indtil GOX har samme temperatur som LOX, og først derefter begynder VaPak systemet at fungere. Der sker normalt ikke megen varmeudveksling i overfladen mellem gas og væske, og da kondensering af GOX frigiver nøjagtig

samme mængde energi, som fordampning af LOX kræver, sker der heller ikke nogen kondensering af GOX på en koldere LOX overflade.

Det er lettest at sikre samme temperatur ved at udføre LOX tanken som en koaksialkonstruktion, hvor startvolumenet (ullagevolumen) til GOX er den inderste del, som ikke behøver at være særlig kraftig, da trykket er ens på begge sider bortset fra det hydrostatiske tryk som følge af væskesøjlen og accelerationen. Da den yderste LOX del fyldes ca. 80 % op, og bliver næsten fuld, når trykket er bygget op, flytter det samtidig tyngdepunktet fremefter, hvilket er en fordel for raketens passive stabilitet. GOX-delen behøver ikke at være cylinderformet, men kan måske med fordel være kegleformet med den tykkeste del nedefter som en kemikolbe. Det giver mere LOX overflade i starten, hvilket måske kan lette stødkogningen, og det flytter tyngdepunktet endnu længere fremefter. For at forhindre at LOX løber ind i GOX delen, kan forbindelsen mellem de to tanke f.eks. udføres som et isoleret U-rør, der går lidt højere op end LOX tanken og ender nede i bunden af GOX delen, så man under påfyldning af LOX kan presse atmosfærisk luft ud via en udluftning øverst i GOX delen. Der må ikke være nogen flydeplade over LOX.

Det er kun nødvendigt med et start/ullage-GOX-volumen på ca. 10 % ud over det, LOX fylder ved det givne tryk, for at sikre, at trykket ikke falder pludseligt (transient), lige når LOX ventilen åbner. Ved tryksætning med f.eks. helium har man brug for ca. 50 % for at undgå et alt for voldsomt adiabatisk trykfald, hvilket gør tanken meget tungere og flytter tyngdepunktet bagud, med mindre man f.eks. anbringer det ekstra volumen i en separat tank under LOX tanken. Desuden er helium dyrt og en meget begrænset ressource, som man bør spare på.

VaPak systemet er specielt elegant ved hybrider, da der kan være problemer med at få kurven for oxidationsmiddel og brændstof til at passe sammen ved bi-propellant motorer (væskemotorer). Specielt opstår der et transition-gab i det område, hvor der f.eks. ikke er mere oxidationsmiddel på væskeform, men stadig brændstof på væskeform. Hvis man kan acceptere et større trykfald, hvad man normalt vil kunne eller ligefrem tilstræber, er det dog formodentlig muligt at presse både brændstof (ethanol) og LOX ud med GOX. Dette kan gøres ved at lægge et flydestempel i brændstof beholderen, som vist nedenfor:



Kold GOX og ethanol er ikke hypergolt (selvantændende); men stemplet skal alligevel være højt nok til at kunne fungere som flammefælde, så evt. forbrændingsprodukter blokkerer for tilførsel af ny ilt, og det skal selvfølgelig kunne tåle trykket. Der må ikke være meget ullagevolumen over stemplet, da det meste skal udgøres af den inderste del af koaksialbeholderen for at holde GOX på samme temperatur som LOX.

Hvis man ikke synes om idéen med GOX i ethanoltanken, kan man i stedet tryksætte ethanoltanken med kvælstof fra en trykflaske og så elektronisk styre trykket, så det matcher med trykket i LOX delen, indtil man løber tør for trykgas. Derefter må LOX flowet reduceres vha. afspærringsventilen, så det matcher med ethanolflowet. Problemet med trykgas er imidlertid, at det ud over øget kompleksitet giver en forøgelse af vægten. En given mængde trykgas **incl. beholder** vejer nogenlunde det samme uanset trykket, så vægtemæssigt svarer det til et stort ullagevolumen – større end det rumfang, der skal bruges til stemplet. Af denne årsag duer det heller ikke at bruge trykgas i LOX delen, for det er urealistisk at medbringe tilstrækkelig med trykgas til **både** LOX-tanken og ethanoltanken, og når man løber tør for trykgas, styrtdykker trykket pga. det lille ullagevolumen (trykflaske i stedet for ullage). Desuden er det nødvendigt at bruge helium til tryksætning af LOX, hvor man kan bruge kvælstof til ethanol, og al trykgas er inaktiv og derfor ren spildvægt, da den ikke kan indgå i forbrændingen på noget tidspunkt. Ved VaPak vil trykket godt

nok styrtdyke, når der ikke er mere væske tilbage; men GOX eller  $N_2O$  gas kan stadig udnyttes og give de sidste meter.

En ulempe ved VaPak systemet er, at man ikke kan skyde, før trykket er bygget op af sig selv; men da der skydes fra Østersøen eller et andet havområde, er den ulempe let at fjerne. Når skydeområdet er frit, kan man f.eks. bare pumpe havvand gennem nogle varmerør – f.eks. de to trekantformede mellemrum, der er i midten mellem 4 (forbundne) LOX tanke. Man skal bare sørge for, at varmeledningsevnen er så tilpas dårlig og/eller flowet af havvand så tilpas højt, at man kan have  $-183^\circ\text{C}$  ved 1 bar og f.eks.  $-141^\circ\text{C}$  ved 20 bar på den ene side og mere end  $0^\circ\text{C}$  på den anden, hvilket kan opnås med et tyndt isolationslag, som i sin simpleste form blot kan bestå af et opbygget lag is. Is er en relativt dårlig varmeleder med en varmeledningsevne på kun  $1,6 - 2,2\text{ W/m}\cdot\text{K}$  og har yderligere den fordel, at lagtykkelsen vil være selvregulerende for maksimal effektoverførsel. Ved stort vandflow med høj temperatur bliver laget tyndere og varmeoverførslen større end ved lille flow og faldende temperatur. Til sammenligning er varmeledningsevnen for (tynde) aluminiumsprofiler  $205 - 237\text{ W/m}\cdot\text{K}$  og den er  $0,35\text{ W/m}\cdot\text{K}$  for et lag epoxy, som kunne være alternativer. Havvand ved omkring  $15 - 22^\circ\text{C}$  indeholder al den energi, man har brug for, og har samtidig en god margin, før frysepunktet nås. Havvandet løber automatisk ud, når raketten starter (koblingsflanger trækkes fra hinanden), eller tappes af, når det ønskede tryk er nået, og skal selvfølgelig ikke med på turen. Det er meget vigtigt, at man ikke varmer på GOX delen, der skal have samme temperatur som LOX. Én eller flere simple sikkerhedsventiler i GOX tankens top kan sikre, at trykket aldrig bliver højere end det ønskede (begrænser ikke det ønskede trykfald under "burnet"); men det er bedst at undgå, at de åbner, da de ellers kan få svært ved at lukke helt tæt igen. Når man varmer på LOX, dannes der en temperaturgradient gennem den, og ved at varme på ydersiden af LOX delen opnår man, at det koldeste sted bliver på væggen af GOX tanken, så den dannede GOX køles og trækker sig sammen, så trykket falder. Derved er raketten klar til start, så snart trykket har nået det ønskede niveau. Hvis man **ikke** benytter koaksialtank, så der er risiko for, at GOX er varmere end LOX, må man i stedet vente på, at sikkerhedsventilerne åbner, så temperaturen af GOX ikke længere stiger, og derefter vente på, at LOX bliver varm nok.

En anden ulempe er, at densiteten af LOX falder ved stigende temperatur, hvilket kræver større tankvægt, som beskrevet tidligere.

Man skal desuden være opmærksom på, at den LOX, der tappes af til motoren, er lige på kogepunktet, så hvis trykket i rørføringen og/eller injektoren falder, vil LOX koge. Hvis det er et problem, kan denne ulempe dog let undgås på to måder:

- Ved at anbringe LOX tanken øverst, som vist, så søjletrykket øger injektortrykket med:

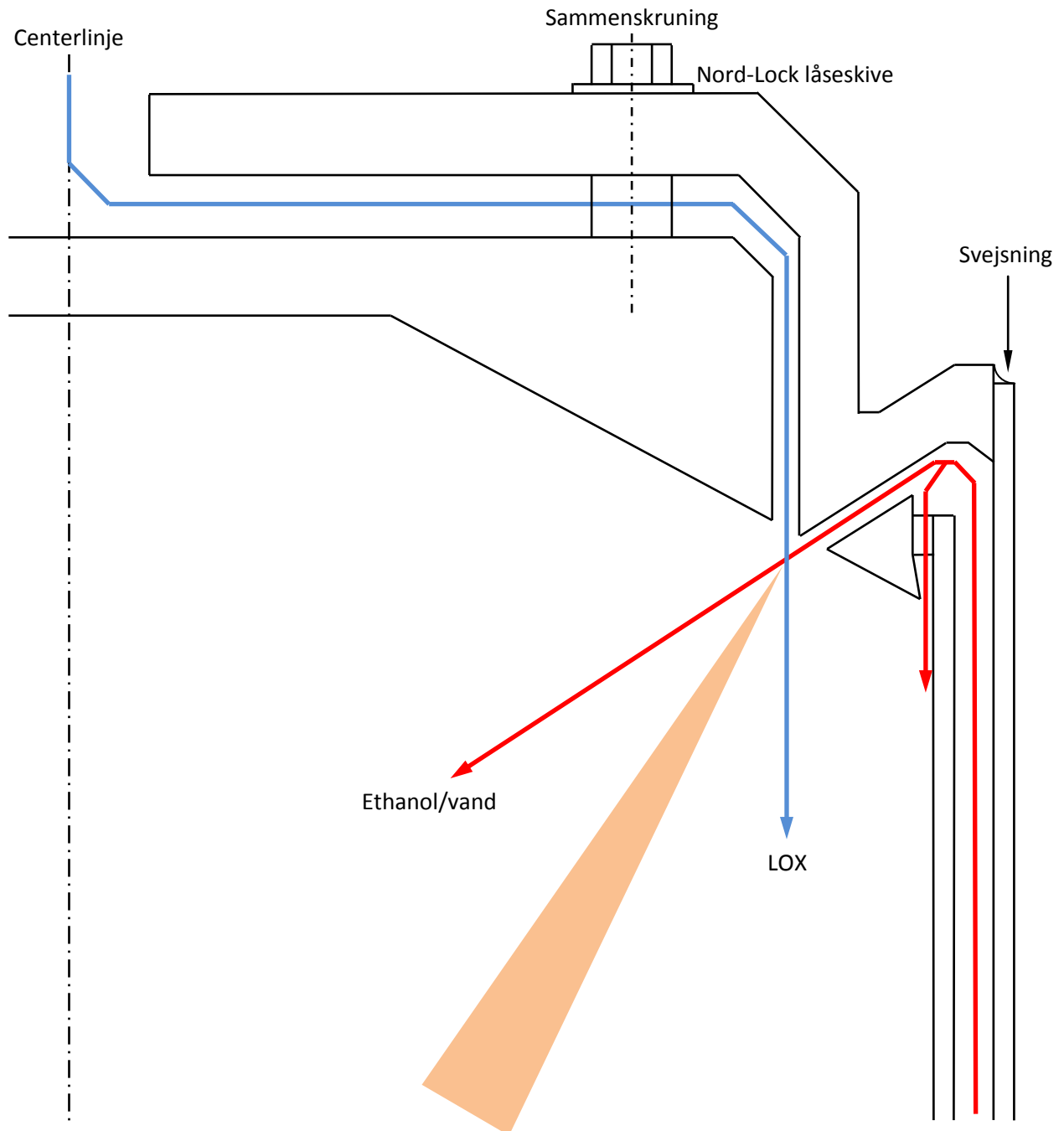
$P = h \times d \times a / (10^5\text{ N/m}^2)$ , hvor P er trykket i bar, h er søjlehøjden i m, d er densiteten af LOX i  $\text{kg/m}^3$  ( $1142\text{ kg/m}^3$ ) og a er den samlede acceleration i  $\text{m/s}^2$  dvs. tyngdeacceleration g på  $9,81\text{ m/s}^2$  plus raketacceleration.

Ved en raketacceleration på 2,5 g, kan formlen simplificeres til  $P = 0,39 h$ .

- Ved hjælp af en impedanstilpasning i form af en langsomt/svagt stigende rørdiameter, som det f.eks. ofte gøres på udgangen af en centrifugalpumpe, så flowhastigheden langsomt nedsættes; men trykket til gengæld stiger.

## Injektor og kølekappe til væskemotorer

Et muligt injektordesign til en væskemotor er vist nedenfor:



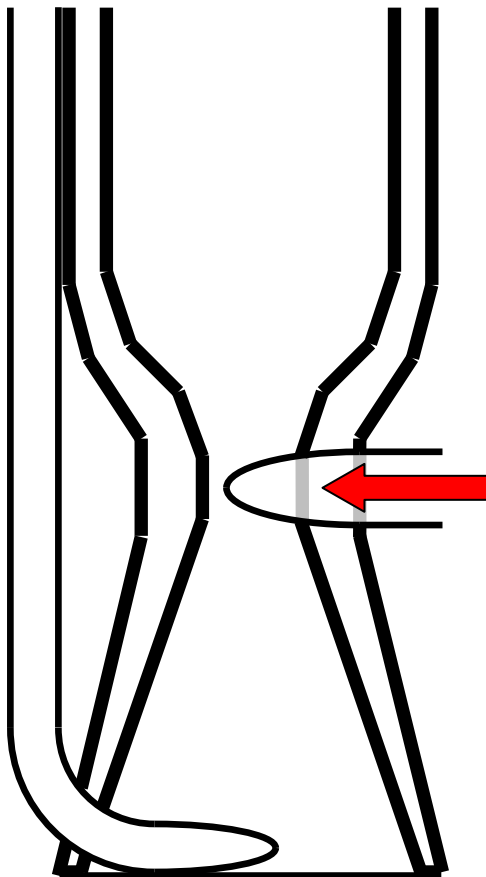
Injektoren kræver kun 3 drejede dele plus et par afstandsstykker og er en afart af pintle injektoren, som er kendt for dens meget store stabilitet og throttleområde og meget simple konstruktion; men som til gengæld i den traditionelle udformning giver en **meget** stor varmebelastning på kammervæggen, som yderligere forstærkes af, at såvel LOX som ethanol spredes, så molekylerne måske ikke mødes og reagerer

før på kammervæggen. Det problem er her løst ved at udføre pintlen som en udvendig ringstruktur, som sender varmen ind mod centrum i stedet for ud mod kammervæggen og samtidig koncentrerer uforbrændte molekyler i stedet for at sprede dem. Den større diameter betyder også mindre spaltebredde, hvilket kan medvirke til en bedre opblanding. En yderligere fordel er, at spalten i en pintle injektor ikke er nær så tilbøjelig til at tilstoppes af urenheder som f.eks. de små huller i en "brusehovedinjektor", og konsekvensen af en delvis tilstopning er meget mindre.

Hvis man benytter VaPak, kan der være risiko for en ukontrolleret kogning i injektoren, da LOX er lige på kogepunktet; men her har den viste injektor også den meget store fordel, at man kan impedanstilpasse ved at udforme LOX spalten, så spaltebredden spreder en smule, hvis man ønsker at reducere eller forsinke fordampningen (giver højere tryk), eller spidser, hvis man vil sikre, at der altid sker fordampning i injektoren. Man kan sågar udforme spalterne som en De Laval dyse ligesom motoren selv, hvor spalten først indsnævres over et kort stykke i en "kværk" og derefter ekspanderer i en "klokkedyse", hvor fordampningen og ekspansionen så foregår. Det er ikke praktisk muligt i en "brusehovedinjektor", da det er **meget** svært at lave tynde, koniske huller og ikke mindst De Laval huller. **Bemærk at disse metoder til kontrolleret LOX injicering også kan bruges ved hybridmotorer.**

Den bageste del af kammeret er vinklet for at begrænse stående bølger og dermed akustisk instabilitet. Den kan også udformes på andre måder (kegler, ringe etc.), der reducerer refleksionerne.

Ethanolen tilføres via en omstrømningskøling af dysen og kammeret, som f.eks. kan udføres således:



Brændstoffet (ethanol) tilføres tangentielt ved kværken på samme måde, som hvis man tilførte det gennem udblæsningen på en centrifugalpumpe. På den måde opstår der to "brændstofcykloner" – én mod toppen og én mod dyseenden, som bevirker, at brændstoffet som følge af det skrueformede flow får en væsentlig længere vejlængde i motoren og dermed **meget** længere tid til at optage varmen, end hvis flowet bare var langsgående. Dermed kan man benytte større afstand mellem inderdel og kølekappe, så det ikke er nødvendigt at stabilisere afstanden med "spacere", som er bedst at undgå, da de nedsætter køleevnen og er yderst vanskelige at montere, og montagen (slaglodning) yderligere kan give en uhensigtsmæssig varmebehandling og asymmetri, som nedsætter styrken af inderdelen. Yderligere oplagres kinetisk energi i rotationen, som kan stabilisere flowet på samme måde som en spole kan stabilisere en elektrisk strøm (energien i et magnetfelt er også oplagret som kinetisk energi). Det er vigtigt, at brændstoffet tilføres på det smalleste sted (kværken), så centrifugalkraften ikke modvirker flowet, og ved at variere forholdet mellem de to flow er det let at variere forholdet mellem dysekøling og kammerkøling, hvilket ikke er muligt ved et langsgående flow. Da der vil ske en impedansændring, som medfører et lidt højere tryk, hvis brændstofhastigheden nedsættes (mindre kinetisk energi medfører ifølge energibevarelsessætningen mere potentiel energi = tryk), er det hensigtsmæssigt at arealet i dysen snævres ind mod dyseenden. Det er især på dette sted, at der er risiko for en implosion af inderdelen som følge af brændstoftrykket, da det ikke er så stort et modtryk som i brændkammeret. For at undgå en implosion, er det også vigtigt, at motoren startes langsomt, så der kan opbygges et modtryk, før der kommer fuldt tryk på kølekappen.

For at undgå ustabilitet som følge af perioder med LOX, men uden ethanol og omvendt, bør den oplagrede kinetiske energi i rørføringen være nogenlunde ens for ethanol og LOX. Da man får ekstra rørføring og ekstra kinetisk energi som følge af brændstofrotationen i kølekappen, er det endnu en årsag til at anbringe LOX tanken øverst.

Hvis man som foreslået benytter 4 motorer, og brændstofrotationen ikke stoppes, før brændstoffet tilføres kammeret, bør brændstofrotationen være modsatrettet i to af motorerne, og man skal vælge en flowretning, der understøtter roll styringen – se "Grundkoncept" – således at hvis dysevinklingen af et par giver en raketrotation **med** uret, skal brændstofflowet for dette par gå **mod** uret, så det ved impulsmomentbevarelse også prøver at dreje raketten med uret. Man kan dog også stoppe brændstofrotationen helt eller delvist i toppen af motoren ved at tilføre brændstoffet gennem røret fra dyseenden i modsat retning af "cyklonen", så de to strømme støder sammen.

## Opstart af væskemotorer

Der er flere problemer med opstart af specielt en væskemotor:

- Den er tilbøjelig til at "hardstarte" dvs. starte med en eksplosion, hvilket kan sprænge brændkammeret. Det problem har en hybrid ikke.
- Den er svær at starte pga. den kolde LOX.

Begge problemer kan klares ved at starte motoren, som man starter en skærebrenner eller en autogensvejser – dvs. ved at åbne for brændstof før ilt og dermed starte på atmosfærisk luft.



Hvis man sætter et bøjet rør ind i LOX tilførslen, som via en kontraventil til det fri kan tilføre atmosfærisk luft, lukker for LOX'en og så åbner lidt for ethanolen, behøver man bare en lille tændladning eller f.eks. en brænderlanse op gennem udstødningen for at antænde den (delvist) forstøvede ethanol. Når så ethanolen begynder at brænde, vil den selv suge atmosfærisk luft ind gennem injektoren efter samme princip som en vandstråle vakuumpumpe (se tegning af injektor). Derefter behøver man bare langsomt at åbne for LOX'en. Rørbøjningen i lufttilførslen sikrer, at man langsomt kan variere luft/LOX forholdet, indtil LOX trykket bliver så stort, at det overstiger sugevirkningen, som kan varieres med rørbøjningen, og kontraventilen derfor lukker. Systemet klarer også hardstartproblemet, for selv om motoren skulle starte med et "puf", hvis man f.eks. antænder den med en brænderlanse, er der ikke nok ilt i atmosfæriske luft (kun 21 %) til at skabe for stort tryk i kammeret.

## Raketligningen

En raket skal som alt andet overholde impulsbevarelsessætningen dvs. at summen af samtlige impulsvektorer for systemet skal være konstant. Impulsen er defineret som masse gange hastighed, så når man reducerer raketens impuls med en konstant udstødningsmasse pr. tidsenhed  $dm/dt$  gange udstødningshastigheden  $U_e$  i forhold til raketten, må man for at bevare den samlede impuls forøge raketens hastighed tilsvarende fra  $v$  til  $v + dv$ . For en betragter på jorden har raketten en hastighed  $v$  i opadgående retning, så udstødningshastigheden i forhold til jorden er  $v - U_e$ , og udstødningsgasserne har derfor en impuls på  $dm(v - U_e)$ . Impulsbevarelsessætningen  $P(t) = P(t + dt)$  giver så:

$$m v = (m - dm)(v + dv) + dm(v - U_e) \Leftrightarrow$$

$$m v = m v + m dv - dm v - dm dv + dm v - dm U_e$$

Leddene  $(dm dv)$  kan bortkastes, da det bliver 0, når  $dt$  går mod 0. Tilbage er så:

$$0 = m dv - dm U_e \Leftrightarrow$$

$$dv = U_e dm/m$$

Da  $\int dx/x = \ln(x)$  fås ved integration:

$$\Delta v = U_e \ln(m_0/m), \text{ hvor } m = m_0 - (t \times dm/dt) \text{ og } \Delta v \text{ er hastighedstilvæksten.}$$

Dette kaldes raketligningen.  $m_0$  er raketens startvægt, og  $m$  er vægten, når alt brændstof er brugt eller på et vilkårligt tidspunkt.

**Bemærk, at raketligningen udelukkende fremkommer ud fra impulsbevarelsessætningen. Den tager derfor hverken hensyn til tyngdekraften og den tid, man skal slås mod den, eller til luftmodstanden. Med mindre raketten skydes af ude i verdensrummet eller vandret uden for atmosfæren, er den beregnede  $\Delta v$  derfor væsentlig større end den faktiske!**

Somme tider omskrives formlen til:

$$\Delta v = U_e \ln(MR), \text{ hvor } MR \text{ er "propellant Mass Ratio"} = m/(1 - \delta_p), \text{ hvor } \delta_p \text{ er "propellant mass fraction"} = \text{vægten af brændstof relativt til raketens totale startvægt. Hvis f.eks. brændstoffet udgør } 2/3 \text{ af startvægten, er } MR = 3.$$

En motors effektivitet dvs. kraft i forhold til mængden af "propellant" pr. sekund kan udtrykkes ved  $I_{sp}$  (Specific Impulse):

$$F_{\text{trust}} [\text{N} = \text{kgm/s}^2] = I_{sp} [\text{s}] \times \text{flowrate} [\text{kg/s}] \times g [\text{m/s}^2]$$

Da accelerationen for en given masse er proportional med kraften, er der en vis mere eller mindre lineær sammenhæng mellem  $I_{sp}$  og acceleration.

Den nødvendige  $I_{sp}$  for at nå en given højde kan med en vis tilnærmelse beregnes således:

$$h = \frac{1}{2} I_{sp}^2 g_0 \ln MR (\ln MR - 1/TW + 1/(MR \times TW)), \text{ hvor } g_0 \text{ er tyngdeaccelerationen på } 9,81 \text{ m/s}^2 \text{ og } TW \text{ er "Trust to weight ratio".}$$

Et højt TW forhold reducerer tabet til tyngdekraften, da raketten accelererer hurtigere og derfor ikke skal slås mod tyngdekraften så længe. Til gengæld flyver den så hurtigere i relativ tyk atmosfære, hvilket forøger luftmodstanden. Derfor skal TW forholdet optimeres for mindst mulige tab.

Bemærk at en stor del af formlen kommer direkte fra raketligningen. Formlen tager ikke hensyn til luftmodstand og modstand som følge af styring. Derfor er den praktisk opnåelige højde kun ca. 70-80 % af dette.

Indsætter man  $I_{sp} = 200 \text{ s}$ ,  $MR = 3$  svarende til at brændstoffet udgør 2/3 af startvægten,  $TW = 1,5$  og en højdefaktor på 75 %, fås en højde på 106 km, hvilket er lige på grænsen.

Analyserer man formlen nøje, afhænger den voldsomt af både  $\delta_p$  og  $I_{sp}$ . Ved 67 % og  $I_{sp} = 200 \text{ s}$  går det lige. Ved 70-75 %  $\delta_p$  er der rigelig sikkerhedsmargin. Ved beregning af  $\delta_p$  skal man huske, at det er **meget** svært at få afbrændt alt brændstof, uden at grainen falder fra hinanden, og det er **meget** svært at sikre lige nøjagtig den rigtige mængde oxidationsmiddel, så der hverken er for meget eller for lidt. Derfor er det nødvendigt at regne med en noget højere brændstofmængde end den indsatte  $\delta_p$  – f.eks. 72 % ved en krævet  $\delta_p$  på 67 %.

Udstødningshastigheden  $U_e$  i raketligningen kan findes ved at sætte den kinetiske energi af udstødningsgassen lig med ændringen i entalpi (eller initial energi) af gassen efterhånden som den køler og ekspanderer gennem dysen.

Ændringen i inertial energi er:

$$C_p \times M (T_c - T_e), \text{ hvor } C_p \text{ er varmfylden (den specifikke varme) ved et konstant tryk, } M \text{ er massen af gassen og } T_c \text{ og } T_e \text{ er temperaturen i henholdsvis brændkammeret og i udgangen af dysen.}$$

Da den kinetiske energi af udstødningsgassen er  $\frac{1}{2} M U_e^2$ , fås:

$$U_e^2 = 2C_p (T_c - T_e)$$

$C_p$  kan beregnes ud fra molekylvægten som:

$$C_p = \gamma/(\gamma - 1) \times R/m, \text{ hvor } \gamma \text{ er forholdet mellem varmfylden ved konstant tryk og varmfylden ved konstant volumen, som er } 1,3 \text{ for luft, men lidt mindre – ca. } 1,2 \text{ – for udstødningsgasser ved høje}$$

temperaturer. R er den universelle gaskonstant på 8,3145 J/(mol·K) og m er molekylvægten af udstødningsgassen.

Udstødningstemperaturen  $T_e$  kan beregnes ud fra trykket, så formlen kan substitueres med:

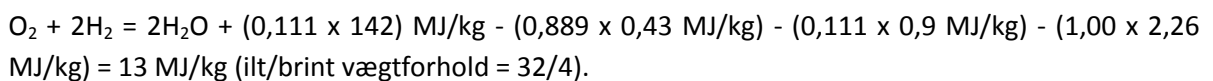
$U_e^2 = 2\gamma/(\gamma - 1) \times RT_c/m \times (1 - (p_e/p_c)^{(\gamma - 1)/\gamma})$ , hvor  $P_e$  er atmosfæretrykket og  $P_c$  er trykket i brændkammeret.

For  $P_e = 0$  = vakuum kan formlen simplificeres til:

$$U_e^2 = 2\gamma(\gamma - 1) \times RT_c/m$$

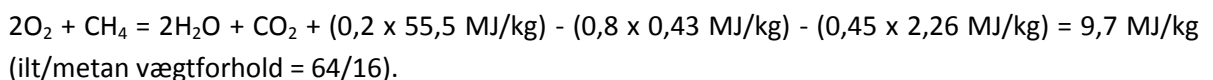
Som man kan se, er udstødningshastigheden med god tilnærmelse proportional med kvadratroden af både  $T_c$  og  $1/m$ . For at skabe en høj  $I_{sp}$  skal man altså have en høj temperatur i brændkammeret og en lav molekylvægt. Derfor er  $H_2O_2$  ikke nær så dårlig som man skulle formode ud fra en ren energibetragtning, for de mange, lette  $H_2O$  molekyler bidrager positivt til en høj  $I_{sp}$ .

Generelt kan man sige, at jo mere brint, et brændstof indeholder i forhold til bl.a. kulstof, jo bedre, da det giver både en høj brændværdi og en lav molekylvægt, hvorimod indhold af vand og indholdet af ilt dvs. materialebestanddele, som allerede er oxideret og dermed ikke kan brænde, virker negativt og reducerer brændværdien. Netop af disse årsager kørte rumfærgernes SSME motorer på LOX og ren brint, der frigiver 13 MJ/kg "propellant", hvilket mig bekendt ikke overgås af nogen anden brændstofkombination, og samtidig har den lavest mulige molekylvægt:

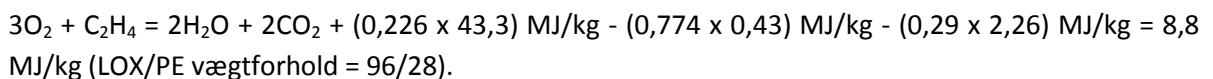


De 0,43 MJ/kg er fordampningsvarmen for ilt, de 0,9 MJ/kg fordampningsvarmen for brint og de 2,26 MJ/kg fordampningsvarmen for vand.

SpaceX satser i Raptor på det næstbedste, der er metan ( $CH_4$ ), som frigiver 9,7 MJ/kg:

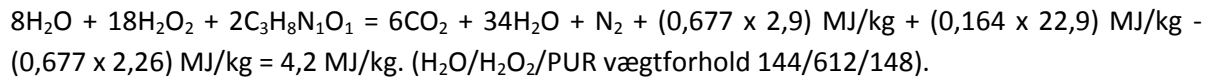


Til hybridmotorer skal man bruge faste materialer, og her er PP ( $C_3H_6$ )<sub>n</sub> og PE ( $C_2H_4$ )<sub>n</sub> dem, som har mest brint i forhold til kulstof og samtidig ingen "negative" stoffer. Begge frigiver ca. 8,8 MJ/kg, hvilket er på højde med olieprodukter:



PE har yderligere den fordel, at det er relativt billigt. Genbrugs PE granulat koster fra 5.000 kr./ton. Det kan endvidere rotationsstøbes.

I stedet for LOX som oxidationsmiddel kan man også benytte f.eks. hydrogenperoxid  $H_2O_2$ ; men effektiviteten er en del lavere – primært på grund af den store vandmængde, der skal medbringes, spaltes fra og fordampes, og det kan under visse omstændigheder være eksplosivt. 81 %  $H_2O_2$  + PUR frigiver kun 4,2 MJ/kg:



Til gengæld bidrager de mange forholdsvis lette H<sub>2</sub>O molekyler til en alligevel forholdsvis høj I<sub>sp</sub>. Bemærk at PUR indeholder ilt og altså allerede oxideret materiale, som ikke kan forbrænde.

Når jeg foreslår LOX + PE, skyldes det den uovertrufne sikkerhed (ingen mulighed for hardstart og ingen eksplosionsrisiko), den store frigivne energimængde på ca. 8,8 MJ/kg "propellant", når fordampningsvarmen for LOX og for det genererede vand er trukket fra (kan ikke genvindes i dysen, da der ikke sker nogen kondensering) og det store indhold af brint, der giver en lav molekylvægt af udstødningsgasserne.

## Radiokommunikation

Det mest effektive er at anbringe "mission control" på et højt punkt eller tårn inde på Bornholm ca. 35 km fra affyringsstedet, så man med faste, opadrettede retningsantenner, der peger mod slutpunktet, kan sikre en nogenlunde konstant feltstyrke hele vejen op, og så der stadig er nogenlunde "line-of-sight" til skydeområdet (havvand, der er koldere end lufttemperaturen, bøjer radiosignaler nedefter, så det letter kravet). Idéen er den, at raketten under opturen kommer mere og mere ind i radiostrålen, hvilket i sig selv forøger feltstyrken, men til gengæld kommer længere væk, hvilket reducerer feltstyrken. Balanceres de to mekanismer, bliver feltstyrken nogenlunde konstant hele vejen op. Hvis man i stedet anbringer "mission control" f.eks. ½ km fra affyringsstedet, vil feltstyrken, der aftager med 2. potens af afstanden, variere en faktor 40.000, hvilket gør det nødvendigt med et kompliceret – og støjfuldt – AGC (Automatic Gain Control) system og gør det umuligt at teste systemet før afgang ved at reducere sendestyrken, da det ville betyde, at PA-trinnet (Power Amplifire) skulle udkobles. Dermed kan man f.eks. heller ikke garantere, at et fejlsikkert abortsystem ikke kobler ud i utide.

Som kommunikationsfrekvens kan man f.eks. vælge radioamatørernes 70 cm bånd 432 – 438 MHz. Det giver mulighed for et rimeligt stort fangareal på modtagesiden selv med de mulige antenner på kapslen (ved 1/4 bølge antenner er fangarealet proportionalt med antennelængden i 2. potens), og båndet er bredt nok til at overføre én videokanal i HD kvalitet, hvis man kan få lov til at udnytte hele båndet i skydeperioden. Antennerne på kapslen bør være vinklet 45°, så de ikke skaber antenneinterferens. Som modulationsart kan man til abortsystem, datatelemetri, tekstbeskeder til astronauten og styring af kapsel under nedturen f.eks. benytte en 3-level, DC-fri QPSK kode, som er let at detektere sikkert og støjimmunt med en simpel kvadratur PLL, som tillader klasse C drift af PA trinnet, hvilket giver høj virkningsgrad og gør det let at nedregulere effekten under test, og som muliggør, at man konstant udsender en bærebølge med maksimal effekt under flyvningen, så systemet ikke kan forstyrres af f.eks. små håndstationer. Desuden er signalintegriteten af et QPSK signal let at verificere med et oscilloskop, hvilket ikke er tilfældet ved f.eks. OFDM, og en sådan test er altafgørende for at kunne garantere en god sikkerhedsmargin. En virker/virker-ikke test garanterer **intet!**

## Afslutning

Ovenstående må kun opfattes som nogle løse skitser, der viser, hvordan man evt. kunne løse opgaven. Der er p.t. kun foretaget nogle foreløbige forsøg med en meget simpel papmodel uden nogen hensyntagen til tyngdepunktet, så jeg kan ikke garantere, at princippet vil virke.

Ret til ændringer forbeholdes. Evt. kommentarer, forslag og fejlrettelser modtages gerne.

## Links

Hvirvelafsløsningsfrekvens (Vortex Shedding):

Wikipedia: [https://en.wikipedia.org/wiki/Vortex\\_shedding](https://en.wikipedia.org/wiki/Vortex_shedding)

Yderligere oplysninger om VaPak:

[http://www.holderaerospace.com/downloads/Technical\\_Papers/Active%20Control%20of%20VaPak%20Systems.pdf](http://www.holderaerospace.com/downloads/Technical_Papers/Active%20Control%20of%20VaPak%20Systems.pdf) .

[http://www.holderaerospace.com/downloads/Technical\\_Papers/VaPak%20Systems%20Overview.pdf](http://www.holderaerospace.com/downloads/Technical_Papers/VaPak%20Systems%20Overview.pdf) .

Rapport om Scaled Composites ulykke med N<sub>2</sub>O:

<http://www.knightsarrow.com/rockets/scaled-composites-accident/>

Beregning og simulering af en flyvning til 100 km højde:

[http://www.spacefuture.com/archive/flight\\_mechanics\\_of\\_manned\\_suborbital\\_reusable\\_launch\\_vehicles\\_with\\_recommendations\\_for\\_launch\\_and\\_recovery.shtml](http://www.spacefuture.com/archive/flight_mechanics_of_manned_suborbital_reusable_launch_vehicles_with_recommendations_for_launch_and_recovery.shtml)

Raketgrupper:

Copenhagen Suborbitals: <http://www.copenhagensuborbitals.com>

Raketmadsens Rumlaboratorium ApS: <http://www.raketmadsen.dk>