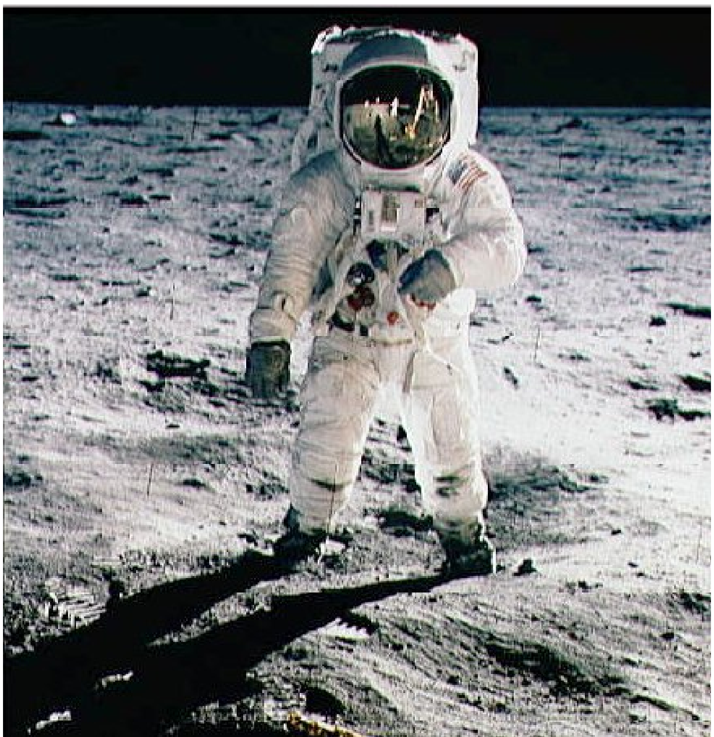
Neil Armstrong, Michael Collins og Edwin Aldrin.

That's one small step for a man. One giant leap for mankind.

-Neil Armstrong, Månen juli 1969.



Edwin Aldrin fotograferet af Neil Armstrong. Bemærk at man lige kan ane Neil Armstrong i Aldrins visir.

Indholdsfortegnelse

Indledning

I denne note skitseres nogle naturvidenskablige aspekter af en politisk beslutning, som ændrede verden – nemlig menneskets første rejse til Månen.

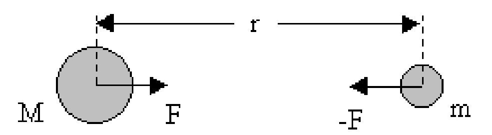
Undvigelseshastighed og rute til Månen

Når man som konstruktør af rumskibe skal dimensionere sit rumskib, har man flere overvejelser at gøre:

1. Hvor hurtigt skal rumskibet flyve, for at slippe fri af Jordens tyngdefelt?
2. Hvor lang tid må flyveturen vare?
3. Hvor meget vejer nyttelasten – altså astronuater, udstyr, mad mm?
4. Hvad må turen koste?
5. Hvilken teknologi opfylder ovenstående krav?

Undvigelseshastighed-hvor hurtigt skal en raket bevæge sig for at undslippe Jorden?
Newton fandt i slutningen af 1600-tallet at legemer med masse tiltrækker hinanden, dvs. legemerne mærker en kraft imod hinanden. Han fandt, at følgende sammenhæng gælder:

$F_G = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2}$, hvor m og M er masserne af de to legemer, r er afstanden mellem de to legemers tyngdepunkter, F_G er *Gravitationskraften* på legemet og $G = 6{,}67 \cdot 10^{-11}\ Nm^2/kg^2$. G kaldes for *Gravitationskonstanten*. På figur 1 kan du se, hvordan F virker på to planeter.



Figur 1. Bemærk at kraftens størrelse er ens for de to legemer. Det er kun retningen, der er omvendt.

Newton fandt også frem til, at hvis man finder alle kræfterne på et legeme, så kan man bestemme accelerationen af legemet. Hvis kræfterne ligger i én dimension får man: $F_{total} = m \cdot a$. F_{total} er summen (regnet med fortegn) af alle de kræfter, som virker på legemet. Denne lov, som i øvrigt hedder Newtons 2. lov, kan bruges til at forudsige bevægelsen af et legeme.

Eksempel 1.
Månen har en masse på $m = 7{,}348 \cdot 10^{22}$ kg, Jorden har en masse $M = 5{,}976 \cdot 10^{24}$ kg. Deres indbyrdes afstand er i gennemsnit $r = 3{,}844 \cdot 10^{8}$ m. Den kraft, der virker på Jorden er, numerisk set, ligeså stor som den kraft, der virker på Månen og størrelsen er:

$$F_G = \frac{6{,}67 \cdot 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{kg^2} \cdot 5{,}976 \cdot 10^{24} kg \cdot 7{,}348 \cdot 10^{22} kg}{(3{,}844 \cdot 10^{8} m)^2} = 1{,}98 \cdot 10^{20}\ N.$$

Vi ser så, at Jordens acceleration må være $a_{Jord} = 1{,}98 \cdot 10^{20}$ N/$5{,}976 \cdot 10^{24}$ kg = $3{,}32 \cdot 10^{-5}$ m/s^2. Månens acceleration bliver $a_{Måne} = 1{,}98 \cdot 10^{20}$ N/$3{,}348 \cdot 10^{22}$ kg = $5{,}92 \cdot 10^{-3}$ m/s^2. Bemærk, at selvom begge tal er små, så er Månens acceleration 81 gange større end Jordens acceleration. Derfor ser det ud til, at det er Månen, der bevæger sig rundt omkring Jorden. (I virkeligheden bevæger Jorden og Månen sig omkring deres fælles tyngdepunkt.)

Ved hjælp af Newtons gravitationslov kan man vise følgende lov om et legemes – for eksempel en rakets - mekaniske energi på jordoverfladen:

$$E_{mek} = E_{kin} + E_{pot} = ½ \cdot m \cdot v^2 - G \cdot m \cdot M/R$$

Ovenfor er E_{kin} rakettens bevægelsesenergi, og E_{pot} er rakettens potentielle energi, dvs. den energi, som raketten har i kraft af, at den er i nærheden af et andet legeme. (Jorden for eksempel). I udtrykket for den potentielle energi, står der et R. Det betyder nu radius af Jorden. Formlen gennemgås mere detaljeret i 2.g/3.g-Fysik. (Er raketten over jordens overflade erstattes R med r, som så betyder afstanden fra raketten til Jordens massemidtpunkt.)

Det smarte ved ovenstående formel er, at det viser sig, at hvis $E_{mek} < 0$, så er legemet bundet til det andet legeme. Hvis $E_{mek} \geq 0$ er legemet frit – dvs. det har energi nok til at forlade det andet legeme. *Dermed kan man regne ud hvor stor en hastighed en raket skal have for at slippe fri af Jorden eller Månen*.

Grænsetilfældet er altså $E_{mek} = 0$. Dvs. følgende må gælde:

$$0 = ½ \cdot m \cdot v_{undvigelse}^2 - \frac{G \cdot m \cdot M}{R} \Leftrightarrow$$

$$½ \cdot m \cdot v_{undvigelse}^2 = \frac{G \cdot m \cdot M}{R} \Leftrightarrow$$

$$v_{undvigelse} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot M}{R}}$$

Bemærk, at rakettens masse, m, ikke længere indgår i formlen. Det betyder, at undvigelseshastigheden er ens uanset, hvor stor en raket man bruger!

Eksempel 2.
Da Jorden har massen $M = 5{,}976 \cdot 10^{24}$ kg og Jordens ækvatorradius er $R = 6{,}378 \cdot 10^6$ m får man, at undvigelseshastigheden for Jorden er:

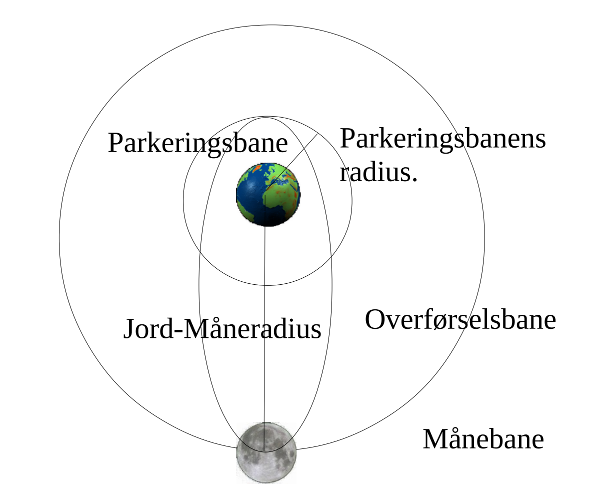
$$v_{\text{undvigelse}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 6{,}67 \cdot 10^{-11} \frac{\text{N} \cdot \text{m}^2}{\text{kg}^2} \cdot 5{,}976 \cdot 10^{24}\,\text{kg}}{6{,}378 \cdot 10^6\,\text{m}}} = 11{,}2\,\text{km/s}.$$

For Månen får man en undvigelseshastighed på 2,37 km/s.

I praksis behøvede Apollo-rumskibet ikke at nå helt op på 11,2 km/s, for ovenstående gælder, hvis man skyder en kanonkugle afsted fra Jordens overflade. En raket har derimod en motormekanisme med, så den kan danne mekanisk energi, mens den flyver, og dermed kan energibetingelsen blive opfyldt alligevel.

Flyvetid

Det er nemt at indse, at jo længere tid en besætning er væk, des dyrere bliver den i mad-, ilt-, varme- og elforbrug (dvs. nyttelast) og dermed også i brændstof. Men omvendt betyder en lav flyvehastighed også et lavt brug af brændstof. Brændstof er dyrt, så det er vigtigt at spare på denne. Lad os prøve at finde en rejsetid for en rumrejse til Månen, hvis man vil spare mest muligt på brændstoffet.



Figur 2. Hohmann-bane mellem Jorden og Månen.

Flyveruten

Den tyske stadsarkitekt, Walther Hohmann, viste i 1925, at den mest energiøkonomiske rejse mellem to kloder er givet ved en ellipsebane, der naturligvis rører de to kloders baner. Man flyver altså ikke på en direkte linie mellem de to kloder. Det giver øget rejsetid, men brændstofbesparelsen er så høj, at det alligevel er langt det billigste at flyve ad en elliptisk rute. Du kan se en animation af en Hohmann bane på nedenstående websted: http://www.schulphysik.de/java/ physlet/applets/hohmann1.html.

Betragt figur 2. Rumskibet er bragt op i en parkeringsbane[1], hvor det bevæger sig i en cirkelbane omkring Jorden. Når næste motortrin tændes, skydes rumskibet i en ellipsebane ud mod Månen. Det gælder altså om at få startet ellipsebanen, når Månen står i en bestemt position i forhold til rumskibet – ellers vil Månen og rumskibet ikke kunne mødes.

Lidt om ellipser

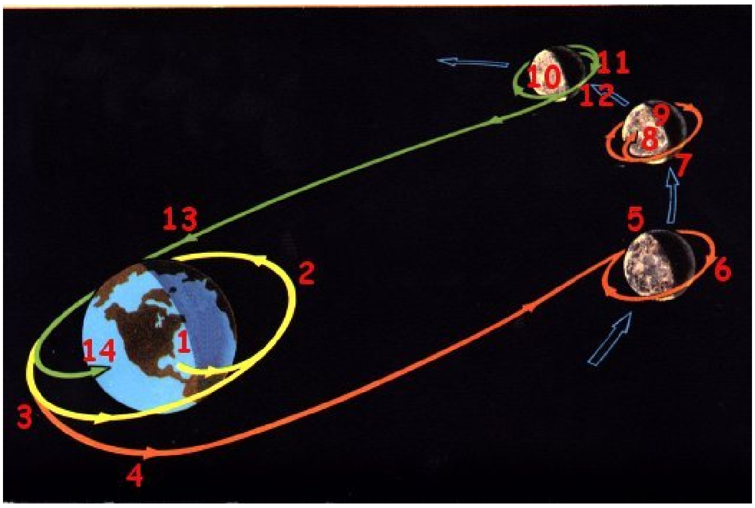
Hohmann-ellipsen har Jorden i det ene brændpunkt, og rumskibet bevæger sig på ellipseranden. Man definerer den korteste afstand mellem Jorden og rumskibet for pericenterafstanden, mens den fjerneste afstand kaldes apocenterafstanden.

Fra NV-Verdensbilleder lærte vi, at der gælder følgende sammenhæng mellem omløbstid, T, og halve storakse, a, i en ellipse: $\frac{a^3}{T^2}=\frac{G\cdot M}{4\cdot\pi^2}$, hvor M i dette tilfælde er Jordens masse. Formlen kaldes også Keplers 3. lov.

Apollo 11 blev placeret i en parkeringsbane i afstanden 6565 km over Jordens centrum, dvs den var 187 km over Jordens overflade. Ved at betragte figur 2 kan man altså se, at pericenterafstanden må være 6565 km.

Eftersom Månen i gennemsnit er $3{,}844\cdot 10^8$ m fra Jordens centrum, har vi altså direkte apocenterafstanden.

Den halve storakse a kan nu bestemmes: $2a = r_a+r_p = 3{,}844\cdot10^8\text{ m}+6{,}565\cdot10^6\text{ m} = 3{,}91\cdot10^8$ m, altså er $a = 1{,}955\cdot10^8$ m. Dermed kan vi nu vha. Keplers 3. lov bestemme omløbstiden til $T = 8{,}60\cdot10^5$ s. Eftersom rumskibet kun skal flyve halvdelen af en ellipsebane, bliver rejsetiden dermed 5,0 dage. Det er ikke et voldsomt langt tidsrum, så en Hohmann-bane var ok for NASA, da rejseruten skulle bestemmes. Det endte da også med, at Apollo-raketterne kun brugte ca 3,4 dage[2] om at flyve til Månen. Grunden til at det gik lidt hurtigere, er, at Månens tiltrækningskraft ikke er medtaget i beregningerne ovenfor.



Figur 3. Apollo 11 sendes op fra Cape Kennedy i punktet 1. I punkt justeres ind på parkeringsbanen. I 3 tændes raketten igen, og den slukkes i 4. Der flyves til Månen. Fra 5-8 landes på Månen. og fra 9-14 flyves der hjem igen. **Kilde: http://home.planet.nl/~eling037/index.htm**

Øvelse 1.
Download programmet Hohmann.fpr fra AT-rummet i Lectio. Dette program simulerer en raket, som er parkeret i en højde på 187 km over ækvator, og som så

1 Apollo 11 var 1½ omdrejning i parkeringsbanen.
2 Første månerejse blev afsendt den 16/7 kl. 9:32:00 EDT 1969, ankomst til Måneparkeringsbanen den 19/7 kl. 13:21:50 EDT og de landede på Månen 20/7 kl. 16:17:40 EDT. De var hjemme igen 24/7 kl. 16:50:35 EDT.

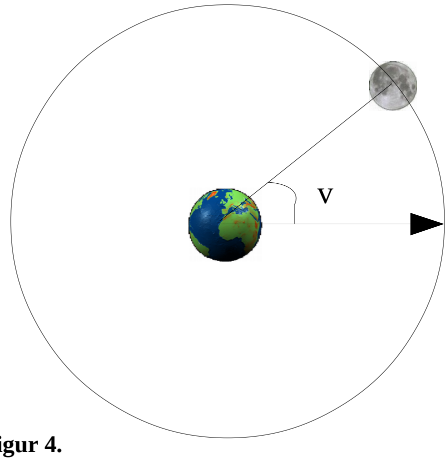
bliver sendt ud i en Hohmann-bane.

1. Varier starthastigheden for raketten, indtil du får en ellipsebane, der netop krydser Månebanen.
2. Juster nu Månens startposition indtil Månen og raketten mødes i skæringspunktet.
3. Finjuster vinkel og starthastigheden af raketten.
4. Sammenlign den beregnede bane med banen i figur 3.

Bemærk, at Månens gravitationsfelt ændrer rakettens bane. Derfor skal man justere sin bane, når man nærmer sig Månen. En tegner hos NASA har i øvrigt illustreret Apollos flyvebane som vist på figur 3.

Øvelse 2.
Du fandt en startposition for Månen, når raketten skal sendes afsted fra parkeringsbanen. Den vinkel kan man bestemme teoretisk. Månen bevæger sig 360º rundt i sin bane på 27,321 døgn. Vi fandt på side 3, at rejsetiden til Månen er 5 dage. Måne og raket mødes 'kl. 12' på tegningen på figur 4.

1. Med udgangspunkt i ovenstående oplysninger, skal du finde ud af hvor Månens startposition er målt fra vandret. (Se figur 4.) Dvs. du skal beregne v på tegningen.



Figur 4.

Rakettens virkemåde

Hvis man vil forlade Jordens atmosfære, er der med vores teknologi kun én måde at gøre det på – nemlig ved hjælp af en raket. Raketteknologien er dog ikke problemløs:

1. Raketter skal bruge enorme mængder brændstof.
2. Raketter er farlige at anvende.
3. De koster forfærdeligt meget i forhold til alle andre transportformer.

Vi vil i de kommende sider betragte den traditionelle raket, som brænder medbragt brændstof af. Ionraketter vil vi dermed ikke medtage her, selvom de er meget mere økonomiske i drift, og selvom de kan nå hastigheder op på flere procent af lysets hastighed. (Ulempen ved disse raketter er, at accelerationstiden er meget lang, og dermed bliver rejsetider for ture i det indre Solsystem for lange.)

Raketteknologien har dog også fordele:

1. En raket kan yde en enorm effekt.
2. Den kan brænde udenfor atmosfæren, såfremt man medbringer en oxidant. (Oftest O_2, men AlO_2 kan f. eks. også bruges. Det sker i faststof-raketter.)

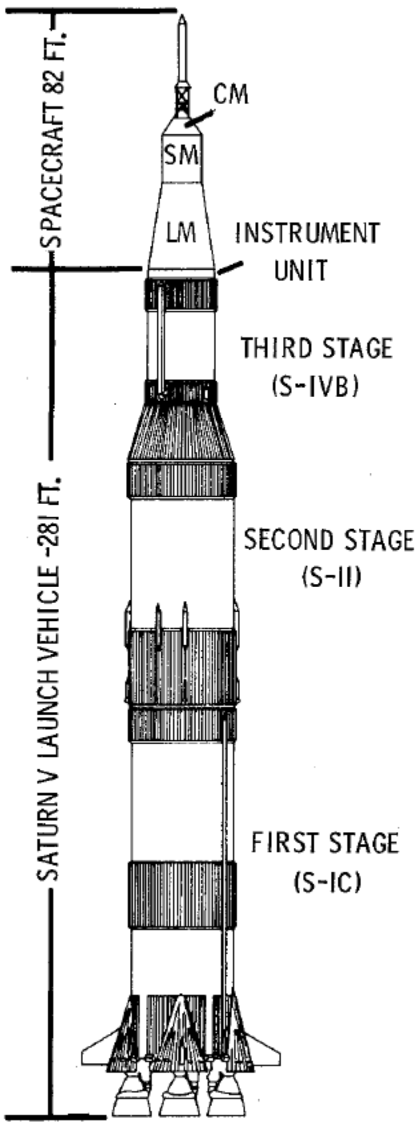
Figur 5. Saturn V-raketten. Kilde: http://www.nasa.gov/ http://www.astronautix.com.

Saturn V-raketten.[3]

Den raket, som bragte amerikanerne til Månen ser ud som vist på figur 5. Raketten er til i dag den største raket, mennesket nogensinde har bygget. Den var 110,6 høj hvilket er et par meter længere end en almindelig fodboldbane.

På figur 6 kan du se en skitse over de forskellige enheder, som udgjorde raketten. I talangivelserne i figur 6 kan man se, at nyttelasten var 53,5 ton (inkl. returkapsel) medens brændstof og rakettrin til at flyve derop var 2936 ton. Dvs. knap 2% af den medbragte masse var egentlig nyttelast.

Figur 7 viser, hvor lille en del af raketten, der var til rådighed for besætningen – klaustrofobi er ikke en god egenskab for en astronaut.



Øverst ses redningsmodulet, som blev afkastet, når raketten havde forladt parkeringsbanen.

CM: Command Module. Det er der astronauterne boede.

SM: Service Module. Raketten, der skulle bringe dem hjem igen.

LM: Lunar Module. Modulet som skulle bringe besætningen ned til Månen og op igen. De øverste dele havde en længde på 82ft, som svarer til 25m.

De øverste dele vejede 53,5 ton.

Instrumentdepot. Den var 0,91m lang og vejede 1,95 ton.

Endelig følger de 3 raketstadier.

3. trin. Længde=17,8m. 1 stk J-2 motor. M= 11,4 ton. $M_{brændstof}$ = 106,9 ton.

2. trin. Længde=24,8m. 5 stk J-2 motorer. M = 36,3 ton. $M_{brændstof}$ = 444,6 ton.

1. trin. Længde=42m. 5 stk. F-1 motorer. M = 131,1ton. $M_{brændstof}$ = 2149ton.

Totalmassen var 2936 ton når raketten var fuldt lastet.

Figur 6. Skitse af Saturn V-raketten.

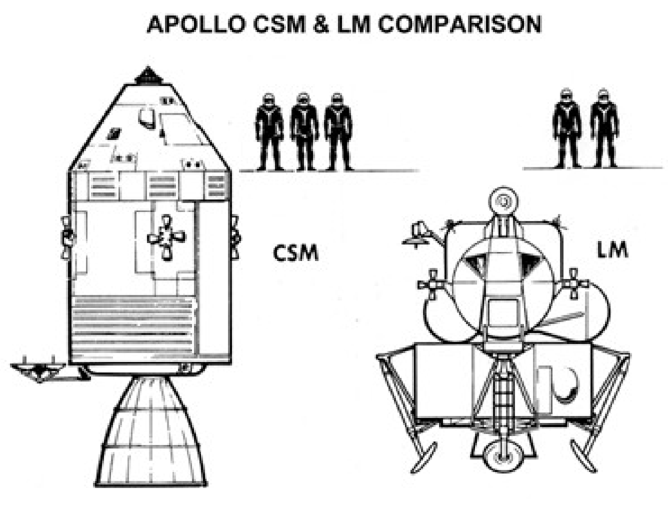
Raketteori

Når man ser hvor stor et apparat Saturn V-raketten var, undres man sikkert over, hvorfor det skulle være nødvendigt at bygge raketten så stor – og hvorfor byggede de en flertrinsraket? For at kunne besvare disse spørgsmål, er det det nødvendigt at vide en smule raketteori.

Forestil dig, du sidder på en kontorstol med hjul. Hold en tung taske i dine arme. Kast den derefter voldsomt fra dig, og du vil opdage at kontorstolen og dig selv kastes i modsat retning. Du oplever altså en rekylvirkning.

Ovenstående eksempel er analogt til hvad der sker i en raket. Kontorstolen svarer til rumskibet, du svarer til raketmotoren, og tasken svarer til udstødningsgasserne i raketten.

For at kunne blive i stand til at regne på



Figur 7. Forstørrelse af CM/SM og LM. **Kilde: NASA**.

3 Videoklip med opstart kan ses her: http://home.planet.nl/~eling037/foto.htm

raketter må vi dog lige lægge noget fysik og noget matematik på ovenstående kendsgerning.

Raketligningen

For at få en dybere forståelse af rakettens virkemåde laver vi som altid først en tegning af problemstillingen.

På figur 8a kan du se en raket, der har slukkede motorer, men som bevæger sig med hastigheden v. (Denne hastighed har den for eksempel fået ved en tidligere antændelse af motorerne.)

På figur 8b kan du se en raket, der accelererer pga en tændt motor. På figur 8c er motoren slukket igen, og raketten har fyret massen, $m_{brænd}$, af. Den har fået en ny hastighed, v+dv, hvor dv altså beskriver tilvæksten i rakettens hastighed.

Nu skal vi anvende noget fysikforståelse på problemet.

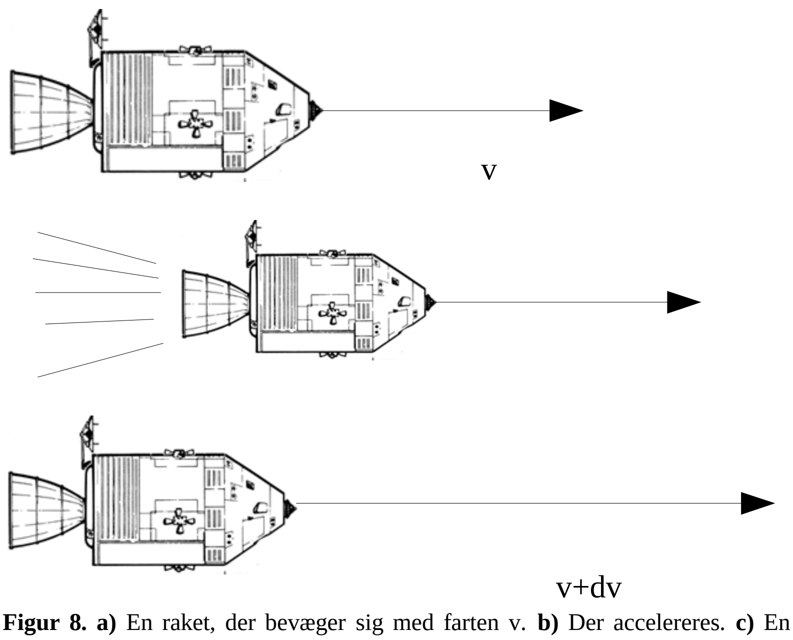
Du har tidligere lært, at totalenergien af et isoleret system er bevaret. Dvs. hvis vi betragter raketten samt omgivelserne, hvor udstødningsgasserne blæses ud, for ét system, så er energien bevaret.

I almindeligt sprog kan det formuleres som, at den kemiske energi, der er lagret i brændstoffet, omdannes til bevægelsesenergi og potentiel energi for raketten. Dog forsvinder der energi i form af varmeudvikling samt gnidning. Derfor er energiligninger svære at anvende her.

Nu viser det sig at der er yderligere en størrelse, naturen næsten altid holder bevaret. Denne størrelse kaldes for *impulsen*, *p* – et andet ord for impuls er *bevægelsesmængde.*

Impulsen for et legeme med masse m og fart v, er givet ved p=m·v. Her skal man huske at vælge en positiv retning for bevægelsen og så huske, at v kan være både positiv og negativ afhængig af dens retning ift. den valgte positive retning.

Intuitivt er det lige så svært at forstå, hvad impuls er, som hvad for eksempel energi er. Men læseren kan jo forholde sig til det faktum, at utallige eksperimenter har vist, at impulsen ér bevaret i de fleste tilfælde. I højniveaufysik vil impuls i øvrigt blive grundigere gennemgået.



Figur 8. a) En raket, der bevæger sig med farten v. **b)** Der accelereres. **c)** En raket, der bevæger sig med farten v+dv, efter at den har fyret en lille mængde brændstof a.

Det er rigtig godt at kende til impulsbevarelse, for det giver os begrænsninger i mulige løsninger, og dermed giver det os muligheden for at løse et kompliceret problem.

Impulsen for raketten i figur 8a er således givet ved $\mathbf{p_{total,\ start} = m \cdot v}$, hvor m er totalmassen af raketten, og v er dens fart. Man ser at fartens fortegn skal være +, hvis vi vælger positiv retning mod højre.

I den periode, hvor raketmotoren er tændt har raketten forbrændt massen $m_{brændstof}$. Brændstof + oxidant er kastet bagud med farten $v_{udstødning}$[4]. Derved har raketten fået en ny hastighed på v+dv. Dvs. vi nu kan udregne impulsen til slut:

Den udkastede brændstof+oxidants impuls: $p_{brændstof} = m_{brændstof}\cdot(v-v_{udstødning})$. Her har vi defineret, at størrelsen $v_{udstødning}$ er positiv.

Raketten mistede jo noget masse ved forbrændingen af brændstoffet. Derfor bliver dens nye masse $m-m_{brændstof.}$ Dermed bliver rakettens impuls: $p_{raket}=(m-m_{brændstof})\cdot(v+dv)$.

Nu kan vi regne totalimpulsen ud til slut:

$$\mathbf{p_{total,\,slut} = p_{brændstof} + p_{raket} = m_{brændstof}\cdot(v-v_{udstødning}) + (m-m_{brændstof})\cdot(v+dv)}.$$

Da eksperimenter viser, at impulsen er bevaret er $\mathbf{p_{total,\,slut} = p_{total,\,start.}}$ Dermed kan vi altså slutte følgende:

$$\begin{aligned}
&p_{total\,,slut}=p_{total\,,start}\Leftrightarrow\\
&m_{brændstof}\cdot(v-v_{udstødning})+(m-m_{brændstof})\cdot(v+dv)=m\cdot v\Leftrightarrow\\
&m_{brændstof}\cdot v-m_{brændstof}\cdot v_{udstødning}+m\cdot v+m\cdot dv-m_{brændstof}\cdot v-m_{brændstof}\cdot dv=m\cdot v\Leftrightarrow\\
&-m_{brændstof}\cdot v_{udstødning}+m\cdot dv-m_{brændstof}\cdot dv=0\Leftrightarrow\\
&m\cdot dv=m_{brændstof}\cdot dv+m_{brændstof}\cdot v_{udstødning}\Leftrightarrow\\
&m\cdot dv=m_{brændstof}\cdot(dv+v_{udstødning})\Rightarrow\\
&m\cdot dv=m_{brændstof}\cdot v_{udstødning}
\end{aligned}$$

I sidste spring i ovenstående udledelse, har vi uden videre smidt dv væk. Det skyldes, at udstødningsgasserne bevæger sig med en meget større hastighed end rakettens *tilvækst* i hastighed i det lille tidsrum, vi betragter. Derfor er det en meget lille fejl at begå.

For hver klump brændstof, $m_{brændstof}$, der fyres af i et kort tidsrum, dt, vil rakettens totalmasse, m, aftage. Dvs. *tilvæksten, dm,* i rakettens masse i tidsrummet dt er også $dm=-m_{brændstof}$. Dette kan vi indsætte i formlen ovenfor, og så ender vi med at få:

$$\begin{aligned}
&m\cdot dv=m_{brændstof}\cdot v_{udstødning}\Leftrightarrow\\
&m\cdot dv=-dm\cdot v_{udstødning}\Leftrightarrow\\
&v=v_{udstødning}\cdot\ln\left(\frac{m_o}{m}\right)+v_o
\end{aligned}$$

Det sidste ensbetydende tegn, kan du kun lære at forstå, når du har haft differentialregning eller integralregning. Ovenfor er m_0 startmassen af raketten, og m er massen til et tidspunkt t. Ligningen kaldes for *raketligningen.* Når al brændstoffet og alle stadier i raketten er affyret, vil det for Saturn V-rakettens vedkommende betyde at m er massen af Kommandomodulet, Servicemodulet, Månemodulet og Instrumentmodulet.

Raketligningen giver altså sluthastigheden for raketten, når man kender start- og slutmassen af raketten, men kun under den forudsætning at udstødningsgasserne smides ud med samme hastighed hele tiden og såfremt, der ikke er et kraftfelt til at accelerere bevægelsen. Dvs. hvis en raket står på landjorden og bliver tændt, så vil sluthastigheden i virkeligheden være mindre end den værdi, man kan beregne ovenfor. Heldigvis kan man tage højde for det problem i sine beregninger. Det lærer eleven i øvrigt i 2. g fysik.

4 $v_{udstødning}$ er set fra raketten. Set udefra må udstødningsgasserne bevæge sig med farten $v-v_{udstødning}$, hvor v er rakettens fart.

Eksempel
En raket udenfor et tyngdefelt udsender gas med farten 1000m/s. Raketten starter i hvile, dens startmasse er 100kg og dens slutmasse er 10kg. Slutfarten kan dermed beregnes til:

$$v = 1000\frac{m}{s}\cdot\ln\left(100\frac{kg}{10}kg\right)+0 = 2{,}3\frac{km}{s}.$$

Flertrinsraketten

Som figur 6 viser, var Saturn V-raketten en flertrinsraket. Hvorfor det er nødvendigt med flere trin, kan vi forstå udfra raketligningen. Vi ved, at rakettten skal nå en mekanisk energi, der svarer til den mekaniske energi for et legeme, der netop kan nå ud til Månens afstand. Energien er jo proportional med massen, så det gælder om at få massen gjort så let som muligt og at få farten så høj som mulig.

Hvis man betragter raketligningen ser man, at jo større forhold der er mellem start- og slutmasse for raketten, des større sluthastighed får man. Derfor er der megen god fornuft i at skille sig af med overflødig masse – for eksempel brændstoftanke. Det regnes der på i opgaveafsnittet.

Saturn V-raketten havde to motortyper. I den ene, F-1, som blev brugt ved trin 1 har udstødningsgasserne en fart på $v_{udstødning} = 2{,}55\cdot10^3$ m/s, mens udstødningsgassernes hastighed for den motortype, som blev brugt i trin 2 og 3 har en udstødningshastighed på $v_{udstødning} = 4{,}17\cdot10^3$ m/s.[5]

At regne på en flertrinsraket, hvor man også tager højde for tyngdekraften, er lidt kompliceret. I F-Pro programmet *saturnv.fpr* kan du se en simulering af opsendelsen til Månen. Programmet regner ikke helt korrekt, for der er ikke taget højde for luftmodstanden ved starten. Du kan variere parametrene i start-løkken, og se om du kan få raketten skudt længere væk end simuleringen som udgangspunkt er sat op til.

Betydning af måneprogrammet

Efter kort at have berørt teorien bag raketter, har læseren måske fået et indtryk, at det ikke er nogen enkel sag at bygge en rumraket. (Hele det tekniske aspekt er jo slet ikke omtalt, og det er meget værre end det teoretiske.) Derfor kan man spørge sig, om projektet var al besværet værd.

Figur 9. Landingssteder på Månen. **Kilde: http://www.cas.usf.edu/~jryan/moonmap.JPG.**

Værdien af projektet kan måles på flere måder.

1. Hvilke videnskablige resultater har vi opnået? (Hvad fik vi lært om Månen? Har vi nu mulighed for at sortere i modeller over Jordens og Månens skabelser?)
2. Hvad blev spin-off? Altså hvilke teknologiske landvindinger kan bruges i andre sammenhænge?
3. Er der nogle ikke-videnskablige

5 Kilde: http://www-pao.ksc.nasa.gov/nasafact/count2.htm

resultater at måle værdien på? For eksempel den politiske sejr i at sætte sig et mål og realisere det i kamp mod sin yndlingsfjende, som var den daværende Sovjetunion.

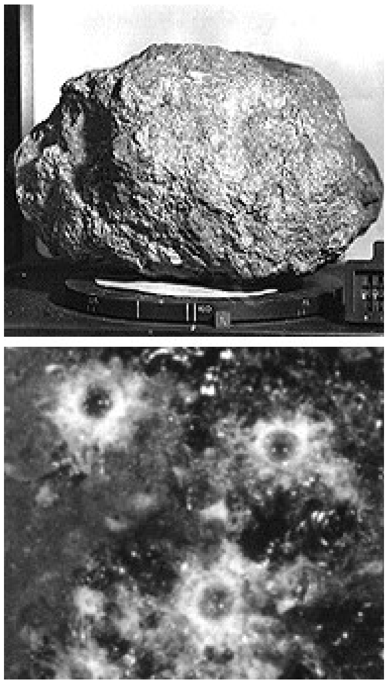
Videnskablige resultater.

Månelandingerne gav os 382 kg månesten med retur til Jorden.[6] Apollo 11 – altså den første månefærd - gav os 22 kg. Stenene er ganske anderledes end jordsten – både kemisk set og af udseende.

Stenene blev indsamlet fra forskellige landingssteder. På figur 9 kan man se stederne inkl. de steder, hvor de russiske Luna-sonder også samlede materiale op.

Figur 10 viser en månesten, som i første øjekast ligner en almindelig sten, men som er radikalt anderledes, når man ser nærmere efter.

Stenene er næsten helt uden vandmolekyler – hvilket der altid vil være i Jordsten (ca 2 % vand), og stenene er også helt uden lermineraler, som findes overalt i Jordsten. Mængden af jern er også lavere end i Jordsten, mens mængden af ilt-isotoper passer meget godt med Jordens indhold af ilt.



Figur 10. En 11,7kg månesten. Den ene side af stenen er perforeret af mini-meteornedslag. Nederste billede viser en forstørrelse. Dette fænomen kan ikke ses på Jordens sten, da atmosfæren forhindrer meteorstøvet i at komme ned og lave minihuller i sten og overflade. **Kilde: Se fodnote 6.**

Dermed var der en vigtig lektion i stenmaterialet. Månen er bygget anderledes end Jorden.

Der findes ikke sedimentære sten, så vidt vi ved. Derfor har der ikke være flydende vand på Månen på noget tidspunkt.[7]

Når man taler om stens alder regnes fra størkningstidspunktet. Dvs. en ung sten på Jorden betyder at den er størknet for kort tid siden – f.eks. en sten, som kommer fra en aktiv vulkan.

Månestenene er også blevet aldersbestemt, og man har fundet, at de er mellem 3,2 Gyr og 4,0 Gyr gamle.[8] (De ældste sten findes i bjergene og de yngste i dalene.) Da Solsystemet er 4,6 Gyr viser det, at den geologiske aktivitet på Månen er stoppet ganske tidligt. Her på Jorden er klipper meget mere spredt i alder. De yngste sten er kun nogle få år, mens de ældste findes i geologisk stille områder (Canada), og de er knap 4 Gyr gamle.[9]

Stenene bliver stadigvæk analyseret af ca. 125 forskerhold verden over, så kun tiden kan vise, hvilke andre hemmeligheder, de indeholder.

Interesserede kan læse mere om måneresultaterne i kilden nævnt i fodnote 7.

Spin-off

Det stykke teknologi, som direkte blev udviklet var naturligvis Saturn V-raketten, men da den er ret begrænset i brug, kan man dårligt kalde den for spin-off. Spin-off betyder i øvrigt teknologiske

6 Kilde: http://science.nasa.gov/headlines/y2001/ast23feb_2.htm
7 Kilde: http://www.windows.ucar.edu/tour/link=/teacher_resources/new_on_moon.html
8 Kilde: http://en.wikipedia.org/wiki/Moon_rock
9 Kilde: http://pubs.usgs.gov/gip/geotime/age.html

sideeffekter af et projekt. Nedenfor er nævnt enkelte eksempler på spin-off fra NASAs rumprogrammer. Nogle af eksemplerne er fra senere rumprogrammer, men disse programmer ville aldrig være opstået uden de erfaringer, man fik fra måneprogrammet.

Materialer

- Brandsikkert tøj.
- Køledragt. Tøj, der kan køle. Bruges til at lindre symptomer for sklerosepatienter og andre syge mennsker.
- Aluminiseret polymermateriale. Bruges til at isolere bygninger med. Findes også i Falck-kasser, så nedkølede mennesker lettere kan opvarmes igen.
- Metaller til tandbøjlefremstilling. (Oprindeligt antennemateriale.)
- Stof til løbesko.

Maskiner

- Mikrocomputeren. Computere skulle være små. Mikroteknologien blev dog især drevet frem af våbenkapløbet. (Til atommissiler.) Men måneprogrammet var en del af den kolde krig.
- Sakse til at frigøre mennesker fra metalkasser. (Rumskibe – men saksene virker også for folk, der skal skæres ud af en bil.)
- Batteridrevet værktøj.
- Branddetektorer.
- Strålingsdetektorer.
- Luftkvalitetsmålere.

Hjemmeapparater

- Babymad. (ARLA er faktisk pt (år 2006) i gang med at udvikle rummad, som muligvis også ender i køledisken i supermarkedet.)
- Vandrensningssystemer.
- Transportable varmeapparater/køleskabe. (I biler for eksempel.)
- Fitness-udstyr.
- Aerodynamisk badetøj. (Svømmekonkurrencer.)
- Dugfri ski-briller.
- Sports-BH.
- Dustbusterstøvsugeren.

Sundhed

- Apparatur til brystkræftsdiagnosticering.
- Biopsi-udstyr.
- Programmerbar pacemaker.
- Stemmekontrolleret kørestol.
- Knogleanalyseudstyr.
- Apparater til lindring af smerter og spasmer.

En mere udførlig liste kan du læse på adressen: https://spinoff.nasa.gov/features/

Økonomer har regnet på det økonomiske afkast af rumfartsinvesteringerne, og det viser sig at for hver krone, man investerer i rumteknologi, får samfundet 7 kroner tilbage i form af spin-off. Økonomisk set er det altså meget fordelagtigt at deltage i rumforskningen.

Figur 11. Sputnik 1. **Kilde: http://home. case.edu/~sjr16/ advanced/ 20th_soviet _sputnik.html**

Politiske resultater

NATO-landene og Warzwava-pagt landene kæmpede fra 2. verdenskrigs afslutning og frem til Murens fald i 1989 i den såkaldte kolde krig. Atomvåbenkapløbet var sikkert i manges øjne lig med den kolde krig, men der var også en kamp om at være teknologisk overlegen, og her kommer Apollo-programmet ind i billedet. Det var John F. Kennedy, som startede selve *måne*kapløbet, og det var også USA, som vandt det.

Russerne startede dog *rum*kapløbet, da de den 4/10 1957 sendte Sputnik 1-satellitten i omløb om Jorden. De var USA klart overlegen i de efterfølgende år. Således sendte de Jurij Gargarin i omløb om Jorden 12/4 1961.

I dag har russerne specialiseret sig i engangsraketter, der kan sende store mængder apparatur ud i kredsløb om Jorden. Faktisk er det pt. russerne, der holder liv i ISS-rumstationen, da de amerikanske rumfærger stadigvæk har startforbud pga. flere nedstyrtninger. (Maj 2006.) Sidenhen er rumfærgeprogrammet skrinlagt, så nu er det kun russiske soyuz-raketter, der kan transportere astronauter, mens der er flere måder at transportere udstyr derop.

Det russiske rumprogram er, som du nok kan ane, en historie i sig selv, og det vil komme for vidt, at gennemgå den her.

Konklusion

I denne note er rakettens virkemåde blevet skitseret med Apollo 11 som eksempel.

Eleven skulle dermed være blevet i stand til at indse, hvordan realiseringen af f.eks. politiske beslutninger kan kræve naturvidenskablige overvejelser, hvor komplicerede overvejelserne kan være, og hvilken indvirkning resultaterne har på det omgivende samfund.

-o-

Opgaver

1. En enkeltrinsraket.

Sæt dig alene i 20 minutter og besvar så meget af opgaven, som du kan. Derefter sætter du dig sammen med 1-2 klassekammerater, og sammenligner resultater. Lav til sidst resten af opgaven sammen.

En raket vejer m_{raket} = 10 tons. Den har $m_{brændstof}$ = 90 tons brændstofkapacitet, og den skal bære en satellit op i kredsløb om Jorden. Satellitten er en spionsatellit, og den skal anbringes i højden 200 km. Det viser sig, at raketten dermed skal opnå en topfart på 8,032 km/s. Satellitten vejer m_{nytte} = 10 tons. Raketten kan udsende udstødningsgasserne med en hastighed på 2,5 km/s.

1. Beregn massen af en fuldt lastet raket samt en raket efter, at den har brændt al brændstoffet af.
2. Benyt raketligningen til at finde maksimumfarten for raketten.
3. Kan raketten bringe satelitten op i den ønskede bane?
4. Benyt nu raketligningen til at finde den startmasse, der er påkrævet for at raketten bliver i stand til at sende satelitten op i den ønskede højde. (Regn med at det ekstra materiale til skroget vejer 11% af brændstoffet.)
5. Kan raketten opfylde sit formål?

2. En 2-trinsraket.

Sæt dig alene i 20 minutter og besvar så meget af opgaven, som du kan. Derefter sætter du dig sammen med 1-2 klassekammerater, og sammenligner resultater. Lav til sidst resten af opgaven sammen.

Vi betragter nu en raket, der er opsplittet i to dele. Trin 2 på raketten svarer til den samlede raket fra opgave 1. Altså et raketskrog med massen 10 tons, brændstof med massen 90 tons og en satellit med massen 10 tons.

Trin 1 består af en raket med brændstof. Den har massen $m_1 = m_{brændstof}+m_{skrog}$. Du kan antage at skroget vejer 11% af brændstoffets masse. Totalmassen $m_0 = m_1+m_2$.

1. Beregn ved hjælp af raketligningen hvor stor m_1 skal være for at raketten kan sende satelliten op i en højde på 200 km – dvs så topfarten er 8,032 km/s.
2. Hvor mange procent at rakettens totalmasse udgøres af satelittens masse?
3. Hvorfor bruger man flertrinsraketter?
4. Hvad tror du, man kan gøre, for at reducere prisen på en satellitopsendelse?

3. Vandraketter.

Medbring en 1½ liters sodavandsflaske og gerne en fodbetjent cykelpumpe. Find 4 kammerater at arbejde sammen med.

Tag skolens rokit-udstyr og byg en raket. Snup nogle rør og byg en rampe, så raketten hælder i forhold til lodret.

Klassen laver nu en måleserie, hvor hver gruppe affyrer tre raketter. Man skal variere væskemængderne (brændstoffet) i spring af 0,5 dL. Start med 0 mL. Dvs. skemaet ser ud som følger:

Vandmængde/dL	***Flyvelængde***
0	
0,5	
1,0	
osv	

Tegn en graf over de to størrelser og find ud af hvor meget vand, man skal bruge for at sende raketten længst væk.

Fyld nu den optimale vandmængde i raketterne, og varier nu affyringsvinklen. Hvilken vinkel sender raketten længst væk?

Data for Saturn V-raketten

F-1 motoren.
Trin 1 bestod af 5 motorer, som brændte 2149 ton brændstof af i løbet af 160 s. Motorerne havde en 'thrust'-altså drivkraft på $6{,}925\cdot10^6$ N pr. stk.

Raketten startede på Cape Canaraval (b = 28,4º) og slutfarten var 13425 km/h = 3729 m/s og den var 61 km over overfladen.

J-2 motoren.
Trin 2 bestod af 5 motorer, som brændte 444,6 ton brændstof af i løbet af 390sek. Motorerne havde en drivkraft på $1{,}016\cdot10^6$ N pr. stk.

Trinnet startede ved 61 kms højde og endte 183 km over Jordens overflade, og sluthastigheden var 24618 km/h = 6838 m/s.

Trin 3 bestod af en enkelt J-2 motor, som kunne tændes og slukkes flere gange. Første gang den var tændt, brændte den i 150 s; den havde en drivkraft på 851,4 kN, og den nåede en fart på 27997km/h. I denne højde var den 187 km over jordoverfladen. Den havde i alt 106,9 tons brændstof med.

Senere blev den tændt igen, brændte i yderligere 300 s og opnåede så en sluthastighed på 39259 km/h=10,91 km/s.