

Project Apollo





Voorwoord

Het Amerikaanse Apollo project is een van de mijlpalen uit de geschiedenis van de ruimtevaart. In een tijdsspanne van tien jaar bouwden de Amerikanen de sterkste raketten uit de geschiedenis en gingen er mee naar de maan.

In deze lesmodule gaan we aan de hand van dit project inzoomen op de verschillende natuurkundige onderwerpen die hierbij om de hoek komen kijken.

De ruimterace tussen de Russen en Amerikanen was begonnen in 1957 toen de Russen als eerste de satelliet Sputnik in een baan om de aarde brachten. De Amerikaanse president John Kennedy sprak op 21 mei 1961 de uitdaging uit om voor het eind van de jaren 60 een man op de maan te krijgen en ook weer veilig terug op aarde te krijgen.

Om dit voor elkaar te krijgen is een hele industrie opgebouwd. Verschillende bedrijven kregen de opdracht om bepaalde onderdelen te ontwikkelen.

Het is verstandig om als eerste de paragraaf over de Saturnus V raket door te nemen (paragraaf 1.2) zodat je de verschillende onderdelen binnen het grotere geheel kan plaatsen. Daarna kun je de rest van deze module in volgorde afwerken. Maar je kan ook een willekeurig ander onderdeel kiezen. **Het is niet nodig om de module op volgorde te maken.** Aan elk onderdeel is een ander stukje natuurkunde gekoppeld.

De vragen gemarkeerd met een asterisk (*) slaan op vwo lesstof.

Ik wens je veel plezier bij het doorwerken van deze module.

Merijn van der Meer

Dankwoord

Ik wil mijn collega Torsten van Goolen bedanken voor het sparren en zijn input voor de layout en het modelleren. Verder wil ik mijn vader Hans van der Meer bedanken voor het verbeteren van de ergste taalfouten.



Dit lesmateriaal is uitgebracht onder de cc by-nc-sa 4.0 licentie, hetgeen betekent dat het werk mag worden gebruikt en veranderd voor niet-commerciële doeleinden, mits de oorspronkelijke auteur(s) worden vermeld. Meer informatie hierover is te vinden op <http://www.creativecommons.nl/>.



Inhoudsopgave

1.1 De Saturnus V raket	4
1.2 Onderdelen Saturnus V	5
1.3 Missie profiel	6
2. S-IC trap	7
2.1 Voortstuwing "We have lift-off"	7
2.2 Gimbalng	11
3. S-II trap	12
3.1 Tweede trap	12
3.2 POGO	14
4. S-IV trap	16
4.1 Derde trap, op weg naar de maan	16
4.2 Trans Lunar Injection - TLI	17
5. Instrument Unit (IU)	19
5.1 Het brein	19
5.2 Saturn Launch Vehicle Digital Computer (LVDC)	21
6. Command & Service Module (CSM)	22
6.1 Naar de maan en terug	22
6.2 Command module in de atmosfeer	23
7. Lunar Excursion Module (LEM)	25
7.1 Op de maan	25
8. Launch Escape System (LES)	28
8.1 Veiligheid boven alles	28
9. Apollo Lunar Surface Experiments Package (ALSEP)	30
9.1 Seismografie (Passive Seismic Experiment - PSE)	31
9.2 Maanstenen en radioactiviteit	33
9.3 Laser Ranging Retroreflector (LRRR)	35
9.5 Suprathermal Ion Detector Experiment (SIDE)	39
10.1 Uitkomsten	41
10.2 Lijst van afkortingen	42
10.3 Bronnen	42



1.1 De Saturnus V raket

Om een mens naar de maan en terug te brengen moet een raket zodanig versneld worden dat deze aan de zwaartekracht van de aarde kan ontsnappen. Daarvoor moet een hele krachtige raket gebouwd worden. De oorsprong van de maanraket ligt al in de Tweede Wereldoorlog met de Duitse V2 raketten. Een deel van het team dat daaraan werkte is overgestapt naar Amerika en heeft samen met andere wetenschappers de raket verder ontwikkeld.

De raket die gebruikt werd om mensen naar de maan te brengen heet de Saturnus V. Hij is ontwikkeld door de NASA (National Aeronautics and Space Administration). Deze raket bestaat uit een aantal delen omdat het onmogelijk bleek om met één enkel deel voldoende snelheid te krijgen om van de aarde los te komen.

Verschillende bedrijven (onder andere Boeing, McDonnell, IBM en Rockwell) hebben er aan meegewerkt omdat het een te grote opdracht voor één bedrijf zou zijn.

De raket heet bij de NASA de "Launch Vehicle". Het eigenlijke deel dat naar de maan moest was de capsule met de astronauten en werd Apollo genoemd. Voor het gemak heeft men het over de lanceringen van de Apollo 1, 2, ... tot en met Apollo 17. De eerste drie missies waren testvluchten. Apollo 1 heeft niet gevlogen, doordat alle drie de astronauten door een brand bij een test op de lanceerinstallatie om het leven kwamen.

Vluchtnummer	Apollo missie	Launch vehicle	Datum	Opmerkingen
AS-501	Apollo 4	Saturn V	09-Nov-67	First Saturn V launch
AS-204	Apollo 5	Saturn 1B	22-Jan-68	First Lunar Module launch
AS-502	Apollo 6	Saturn V	04-Apr-68	Launch vehicle development
AS-205	Apollo 7	Saturn 1B	11-Oct-68	Manned test of command-service module crew: <i>Schirra, Eisele, Cunningham</i>
AS-503	Apollo 8	Saturn V	21-Dec-68	Manned test of Saturn V and lunar orbit crew: <i>Borman, Lovell, Anders</i>
AS-504	Apollo 9	Saturn V	03-Mar-69	Manned test of lunar hardware in earth orbit crew: <i>McDivitt, Scott, Schweickart</i>
AS-505	Apollo 10	Saturn V	18-May-69	Manned test of lunar hardware near moon crew: <i>Stafford, Young, Cernan</i>
AS-506	Apollo 11	Saturn V	16-Jul-69	Lunar Landing; Landing site: Sea of Tranquillity crew: <i>Armstrong, Collins, Aldrin</i>
AS-507	Apollo 12	Saturn V	14-Nov-69	Deploy lunar experiments; investigate Surveyor III; Landing site: Ocean of Storms crew: <i>Conrad, Gordon, Bean</i>
AS-508	Apollo 13	Saturn V	11-Apr-70	Lunar mission aborted; Landing site: Fra Mauro (<i>Intended</i>); crew: <i>Lovell, Swigert, Haise</i>
AS-509	Apollo 14	Saturn V	31-Jan-71	Deploy lunar experiments; photograph later sites Landing site: Fra Mauro crew: <i>Shepard, Roosa, Mitchell</i>
AS-510	Apollo 15	Saturn V	26-Jul-71	Extended investigations with lunar rover Landing site: Hadley-Apennine crew: <i>Scott, Worden, Irwin</i>
AS-511	Apollo 16	Saturn V	16-Apr-72	Exploration of the lunar highlands and the Cayley formation Landing site: Descartes crew: <i>Young, Mattingly, Duke</i>
AS-512	Apollo 17	Saturn V	07-Dec-72	Exploration of Taurus-Littrow region; return largest load of lunar samples Landing site: Taurus-Littrow crew: <i>Cernan, Evans, Schmitt</i>

1.2 Onderdelen Saturnus V

De NASA gebruikte een aantal afkortingen voor de verschillende delen van de Saturnus V. In deze module zullen we dezelfde afkortingen hanteren.

Van onder naar boven zijn deze:

S-IC, de eerste trap. Deze bevatte de sterkste motoren om de raket vanaf stilstand in beweging te brengen.

S-II, de tweede trap. Deze trap bevatte motoren om de raket verder te versnellen.

S-IVB, de derde trap. Deze trap werd gebruikt om in een baan om de aarde te komen en daarna de reis naar de maan in te zetten.

LEM, Lunar Excursion Module. De module die met twee astronauten afdaalt naar de maan en waarvan een deel weer wordt gebruikt om terug te komen naar de CSM.

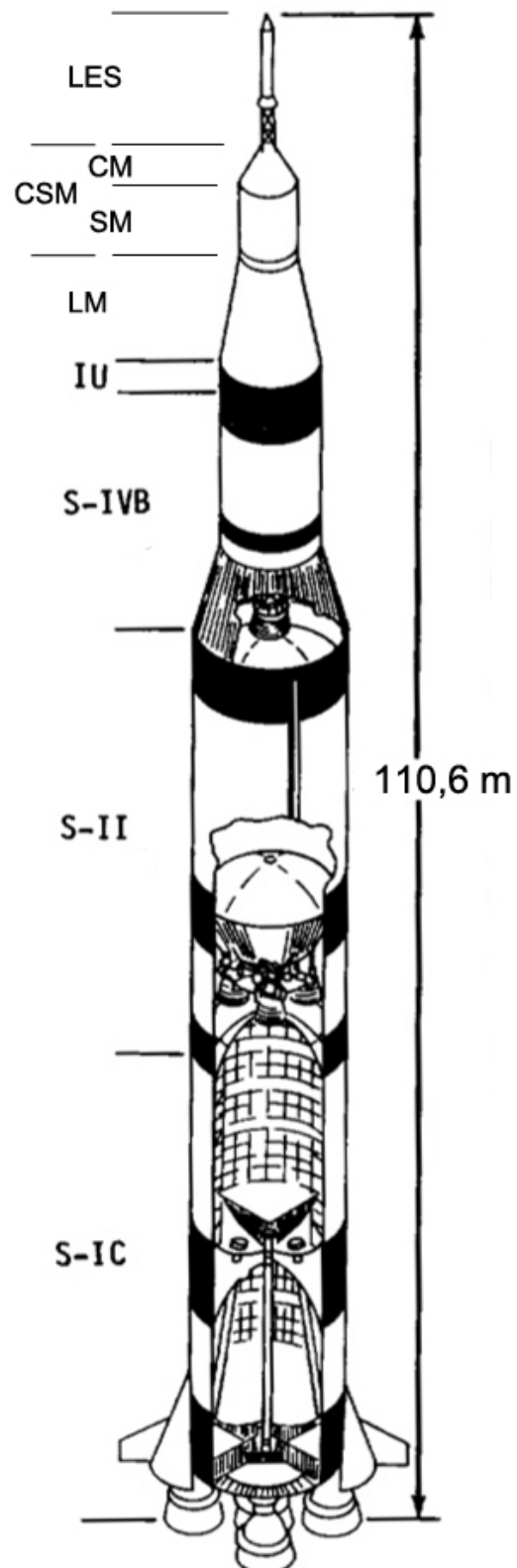
SM, Service Module. Bevat brandstoftanks voor de reis naar de maan en ook zuurstof voor de astronauten.

CM, Command Module. De ruimte waar de astronauten verblijven tijdens opstijgen en landen op aarde.

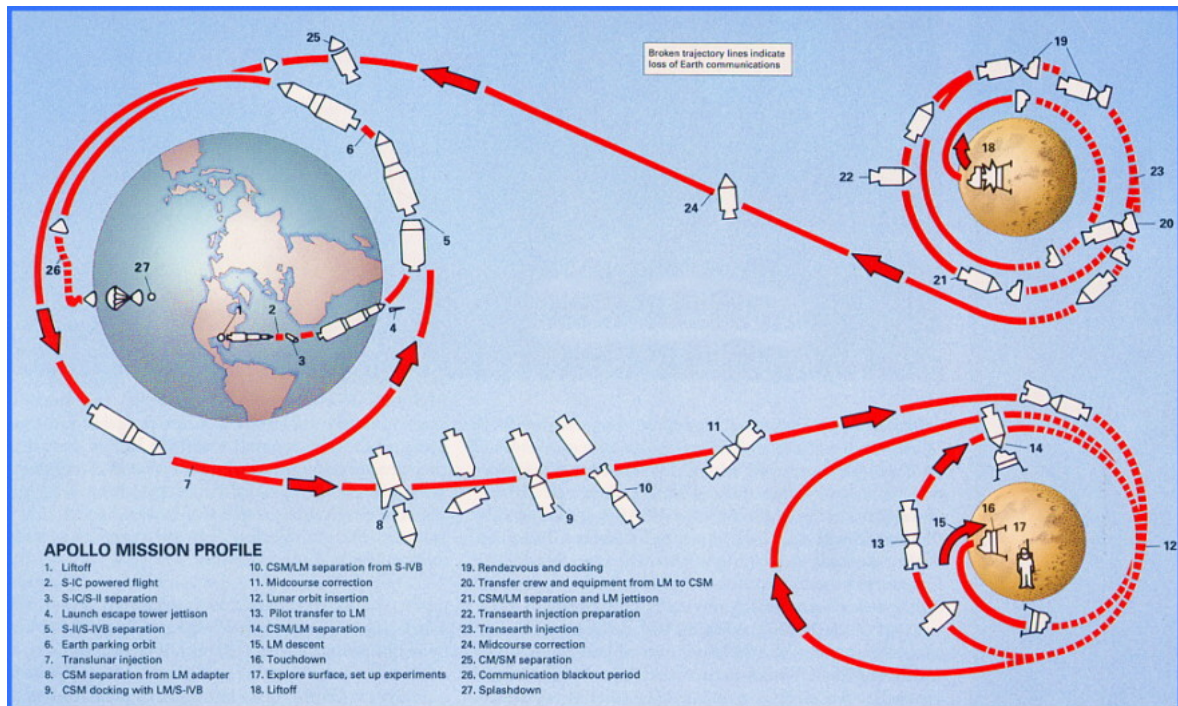
IU, Instrument Unit. Een ring met computers en instrumenten die de verschillende delen van de raket controleerden en automatisch bijstuurden.

CSM, Command Service Module. Tijdens de reis naar de maan waren de SM en CM modules met elkaar verbonden.

LES, Launch Escape System. Een veiligheidssysteem om de astronauten met een soort schietstoel in veiligheid te brengen als er iets mis zou gaan bij de lancering.



1.3 Missie profiel



In zijn algemeenheid bestonden de missies uit de volgende stappen (voor een wat uitgebreider missie-overzicht zie het plaatje).

1. Lancering
2. Opstijgen met de S-IC trap
3. Afstoten van de S-IC trap
5. Afstoten van de S-II trap nadat deze is gebruikt
6. In een baan rondom de aarde
7. Ontbranding van de S-IV trap om los te komen van de aarde
- 8-10. Reeks van stappen om de LEM te koppelen aan de CSM
12. Komen in een baan rondom de maan
14. Loskoppelen van de LEM en deze landen op de maan
18. Opstijgen van de maan en weer aan de CSM koppelen
23. Ontbranding van de CSM om los te komen van de maan en terug te keren naar de aarde
25. Loskoppelen van de CM van de SM
27. Landen van de CM op zee

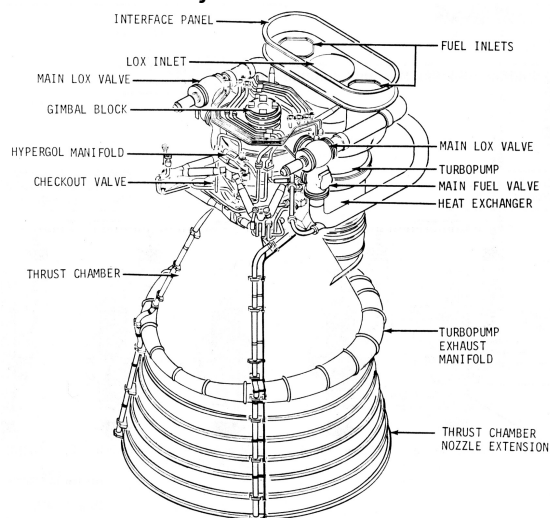
2. S-IC trap

2.1 Voortstuwing "We have lift-off"



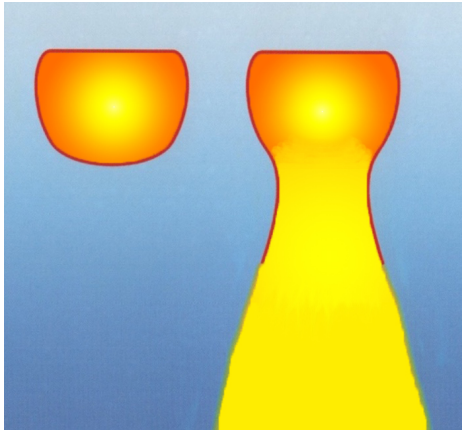
De S-IC trap is de eerste trap van de Saturnus V raket en bevat vijf F1 motoren. De F1 motoren zijn de krachtigste raketmotoren ooit gemaakt.

Hieronder zie je een schematische voorstelling van een F1 motor,



Vloeibare zuurstof wordt tesamen met een hoogwaardige kerosine brandstof (genaamd Rocket Propellant RP-1) de ontbrandingskamer (thrust chamber) ingespoten. Daar vind een chemische reactie plaats waardoor de temperatuur en druk sterk verhoogd worden en de reactieproducten voor de voortstuwing zorgen.

Hieronder zie je twee verbrandingskamers. De linker is gesloten en de rechter heeft een opening naar beneden.



Figuur 1

Opgave 1

Geef met pijlen in de figuur op het werkblad voor beide situaties de richting aan van de kracht uitgeoefend door het verbrande gas.

Opgave 2

Leg aan de hand van je tekening bij opgave 1 uit waardoor de raketmotor rechts een kracht naar boven ondervindt.

Opgave 3

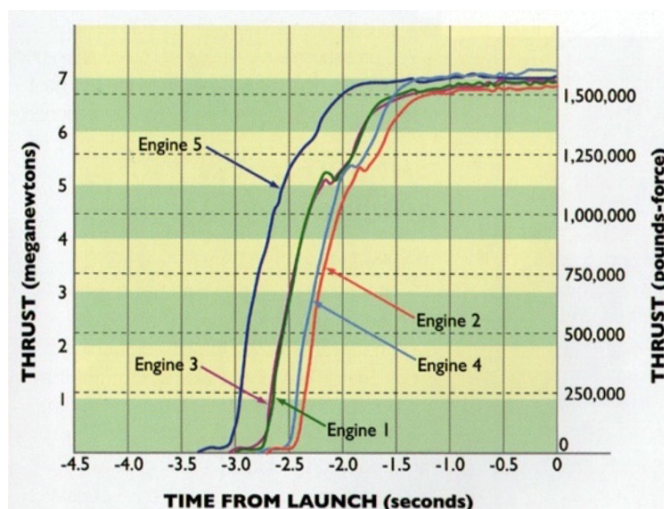
Leg op natuurkundige wijze uit wat er met het verbrande gas gebeurt.

Bekijk een van de volgende youtube filmpjes van de start van een Saturnus V raket: "Apollo 11 ignition"

of ga naar:

<https://www.youtube.com/watch?v=DKtVpvzUF1Y>

De vijf motoren werden na elkaar gestart. Het opstarten duurde slechts iets meer dan een seconde. Hieronder zie je een grafiek van de kracht die elke motor opwekte.



Figuur 2

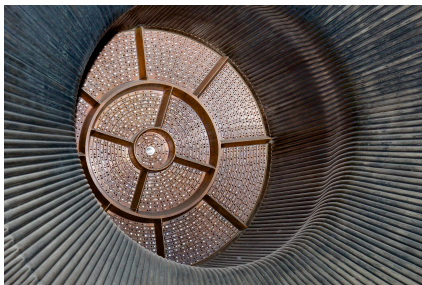
Aan de rechterkant is de schaal de pound-force (lbf). Deze is anders gedefinieerd dan de Newton.

1 pound-force is de kracht om een massa van 1 pond-massa te versnellen met $32,174 \text{ ft/s}^2$. De 32,174 komt vanwege de gravitatieversnelling.

Opgave 4

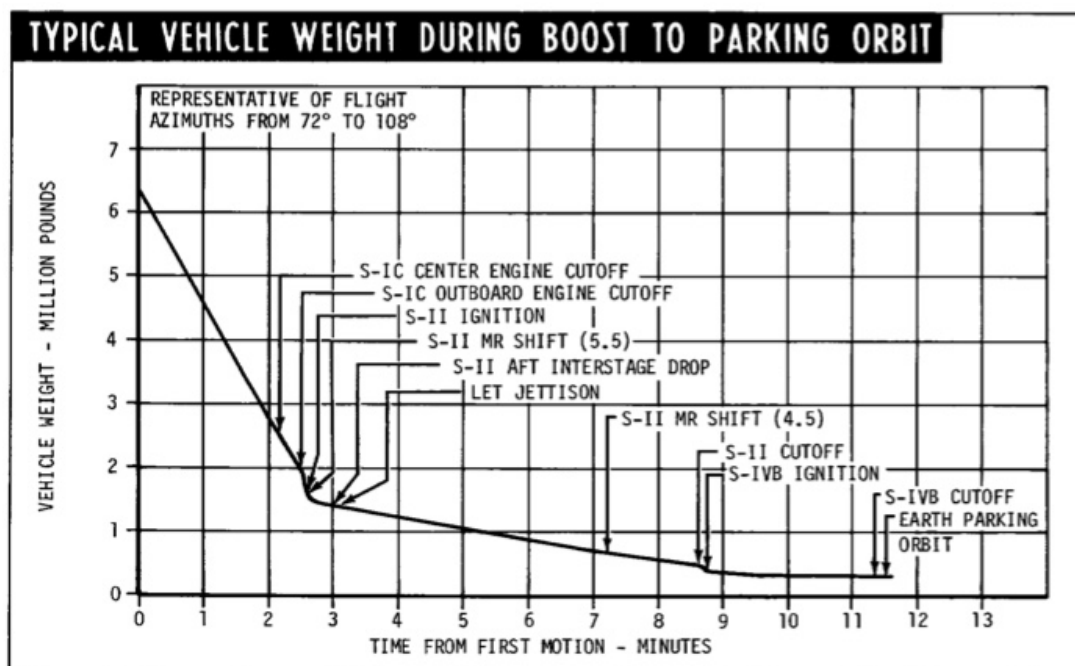
Bereken aan de hand van de bovenstaande definitie hoeveel Newton 1 pound-force is.

De RP-1 raketbrandstof wordt in een enorm tempo door speciale openingen aan het begin van de motor gepompt. Door andere gaten wordt de vloeibare zuurstof gepompt.



Figuur 3 - koperen eindplaat met injectiegaten

Door de verbranding worden de gassen met een snelheid van 2,58 km/s door de motor uitgestoten. Tegelijkertijd neemt de hoeveelheid brandstof in de tank razendsnel af.



Figuur 4

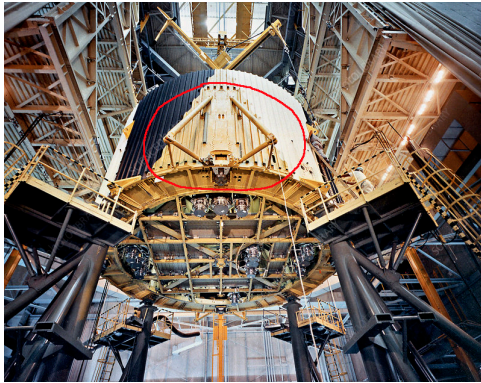
Opgave 5

Laat aan de hand van de grafiek in figuur 4 zien dat elke motor in de eerste twee minuten per seconde 2,7 ton aan brandstof verbruikt.

Opgave 6*

Bereken de impuls van de vijf motoren samen tijdens de eerste twee minuten.

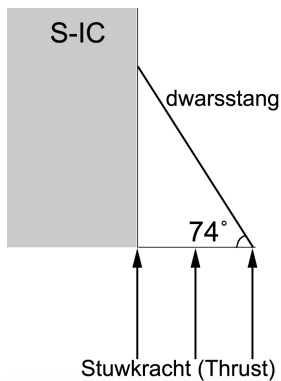
De kracht van de vier motoren aan de buitenkant moet zo efficiënt mogelijk worden overgebracht op de raket. Hiervoor gebruikte men dwarsstangen (de thrust structure). In figuur 5 zie je deze binnen de rode cirkel. Elke motor had twee dwarsstangen.



Figuur 5

Als we aannemen dat de kracht van de motor gelijk wordt verdeeld dan neemt elke dwarsstang $1/3$ van de verticale kracht van de motor op zich.

In figuur 6 is de situatie schematisch weergegeven.



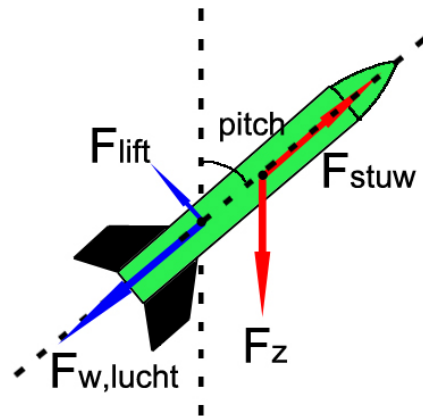
Figuur 6

Opgave 7

Bepaal de kracht (thrust) op één zo'n dwarsstang als de motor volle kracht levert.

Vlak voor het moment van het uitzetten van de S-IC trap (2,5 minuten na de start) is de hoek die de raket met de verticaal maakt 66° (de pitch angle). De motoren leveren nog wel de volle kracht (full thrust). De versnelling is op dat moment 3,1 keer de gravitatieversnelling.

De liftkracht (opwaartse druk) en de wrijving (drag) grijpen aan in het drukcentrum, terwijl de stuwkracht en zwaartekracht in het zwaartepunt aangrijpen. Zie figuur 7.



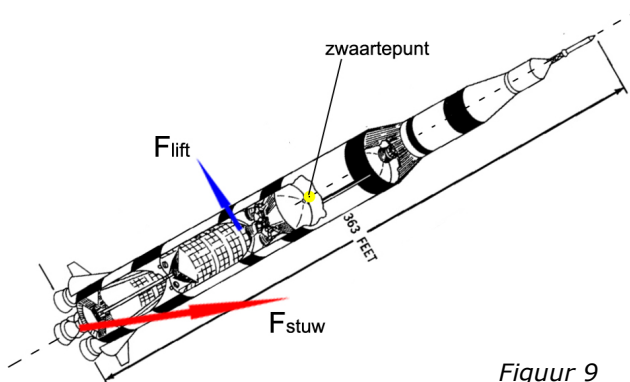
Figuur 7

Opgave 8

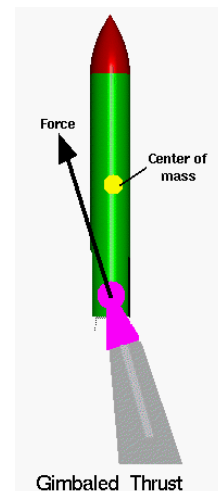
Bepaal met behulp van figuren 2 en 4 de grootte van $F_{w,\text{lucht}}$ vlak voor het moment van afstoten van de S-IC trap.

2.2 Gimbaling

Om de pitch angle van de raket te kunnen regelen kunnen de buitenste motoren iets worden gedraaid (dat noemen ze in het Engels "gimbaling"), zie figuur 8. De raket draait dan om het zwaartepunt.



Figuur 9



Figuur 8

Opgave 9

Leg uit hoe het komt dat $F_{w,\text{lucht}}$ en F_z niet voor een draaiing zorgen.

In figuur 9 is de richting van de stuwkracht weergegeven. Stel dat de vijf motoren op maximale kracht zorgen voor evenwicht met de liftkracht.

Opgave 10

Bepaal met behulp van de figuur op het werkblad de grootte van F_{lift} .

3. S-II trap

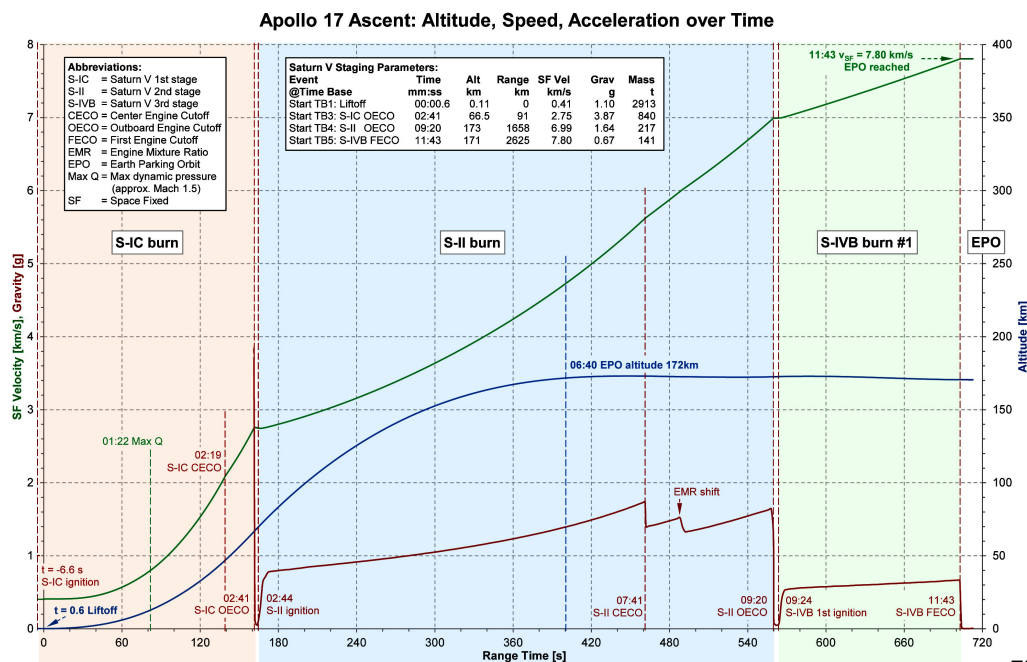
3.1 Tweede trap



Figuur 10

De S-II trap is de tweede trap van de Saturnus V raket en bevat vijf J2 motoren. Dit zijn motoren die vloeibare waterstof verbranden met vloeibare zuurstof. Deze trap neemt het leeuwendeel van de versnelling naar de benodigde baansnelheid voor zijn rekening.

Voor Apollo 17 is het verloop gegeven van de hoogte en de snelheid na lancering. De rode getrokken lijn geeft vanaf $t = 160$ s het aantal keer de gravitatieversnelling die de astronauten ondervonden.



Figuur 11

Op tijdstip $t = 160$ s is de versnelling die de astronauten ondervonden het grootst.

Figuur 11 staat vergroot op het werkblad.



Opgave 11

Bepaal met behulp van de figuur op het werkblad zo nauwkeurig mogelijk de maximale versnelling in aantal keer de gravitatieversnelling die de astronauten van Apollo 17 tijdens het opstijgen ondervonden.

De lancering van de Apollo capsules vond plaats op Merritt Island in de Amerikaanse staat Florida ($28^{\circ} 21' 28''$ noorderbreedte). Het startgewicht van de Apollo missies was ongeveer 6,2 miljoen pond.

Opgave 12

Bereken de kinetische energie die de aarde bij de lancering mee geeft aan de raket als gevolg van de aardrotatie.

Tijdens het branden van de tweede trap (S-II burn) is de gemiddelde massa van de raket $0,45 \cdot 10^5$ kg.

Opgave 13

Bepaal met behulp van figuur 11 op het werkblad de totale energie die de tweede trap aan de raket toevoegt.

Opgave 14

Geef een mogelijke verklaring waarom de snelheid vanaf 560 s nog toeneemt terwijl de hoogte gelijk blijft.

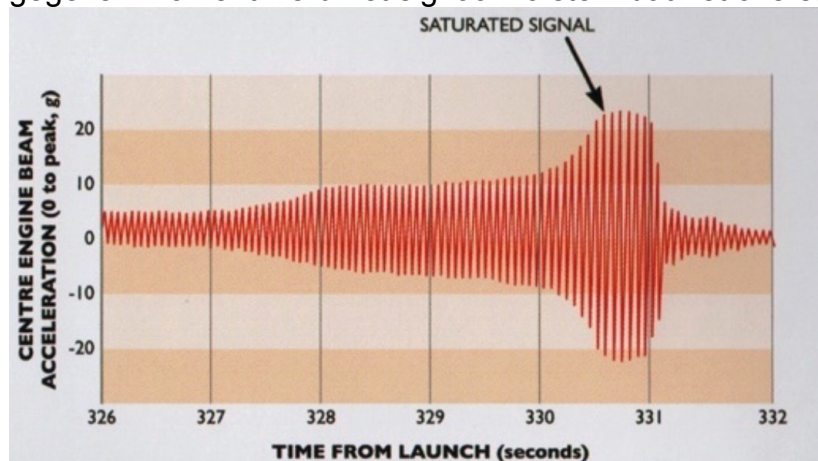
3.2 POGO

Tijdens de verbranding in de S-II trap neemt de hoeveelheid brandstof af. Bij bepaalde frequenties treedt er resonantie op met de beweging van de motor en de inlaat van de turbopomp van de vloeibare zuurstof. Dit wordt POGO genoemd, naar een springstok die een "pogostick" wordt genoemd.

Door de POGO ontstaan drukvariaties (luchtbellen) in de pompen die de brandstof naar de motor brengen. Omdat de twee frequenties bij een bepaald vloeistofniveau samenvallen versterkt dat het effect. Dit gebeurde tijdens verscheidene Apollo missies.

Alleen bij Apollo 13 ging de middelste motor van de S-II zo heftig heen en weer dat er schade aan de constructie die de motor op zijn plaats hield kon ontstaan (het was een ander probleem later in de missie waardoor de Apollo 13 de maanlanding moest afblazen).

Hieronder zie je een grafiek van het trillen van de middelste motor. Op een gegeven moment werd het signaal zo sterk dat het overstuurd (saturated) raakte.

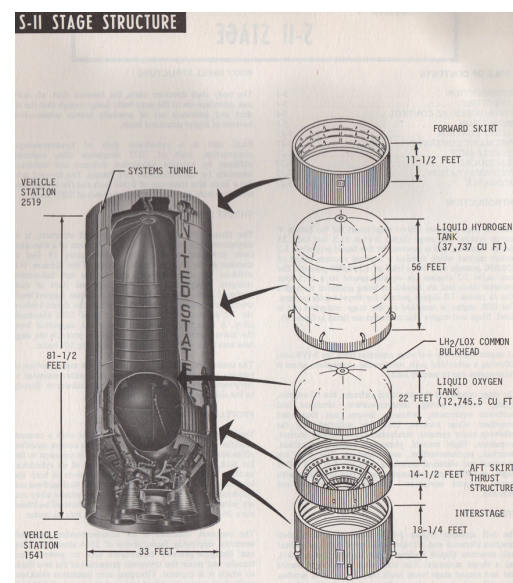


Figuur 12

Opgave 15

Bepaal de frequentie van de POGO van de Apollo 13.

De hoogte van de vloeibare zuurstof tank (Liquid Oxygen = LOX) is 22 feet (figuur 13). In de vloeistof ontstaan drukgolven die zich verticaal door de vloeistof verplaatsen.



Figuur 13



Opgave 16

Geef in de figuur op het werkblad aan waar de knopen en buiken in de grondtoon te verwachten zijn.

Opgave 17

Leg uit of de golven transversaal of longitudinaal zijn.

Opgave 18

Bereken met behulp van figuur 12 en 13 de snelheid waarmee de drukgolven zich door de LOX verplaatsen.

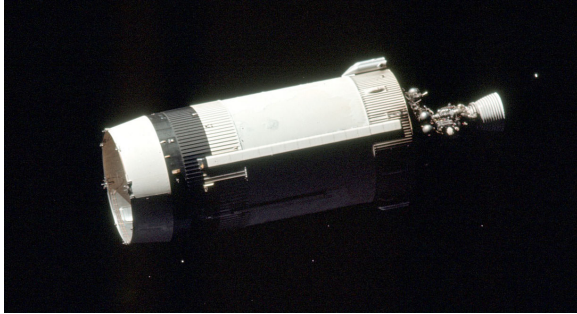
Opgave 19

Beredeneer hoeveel keer hoger de frequentie van de tweede boventoon ligt.

4. S-IV trap

4.1 Derde trap, op weg naar de maan

De S-IV trap is de derde trap van de Saturnus V raket en bevat één J2 motor. Deze trap wordt gebruikt om het laatste zetje te geven om in een baan om de aarde te komen en wordt daarna nog een tweede keer opgestart om op weg naar de maan te gaan.



Figuur 14, S-IV trap die naast een CSM vliegt

Op het moment van het bereiken van de Earth Parking Orbit (EPO) is de snelheid nog onvoldoende voor een éénparige cirkelbaan. Die wordt pas bereikt aan het eind van de eerste ontbranding van de S-IV trap.

De massa van de Apollo 11 was 135,669 kg op moment van bereiken van de EPO en de hoogte van de EPO lag op ongeveer 185 km.

Voor de Apollo 17 was de massa op moment van het bereiken van de EPO 139,158 kg en bevond deze zich op een hoogte van 172 km.

Opgave 20

Bereken de grootte van de middelpuntzoekende kracht op de Apollo 17 op het moment van EPO.

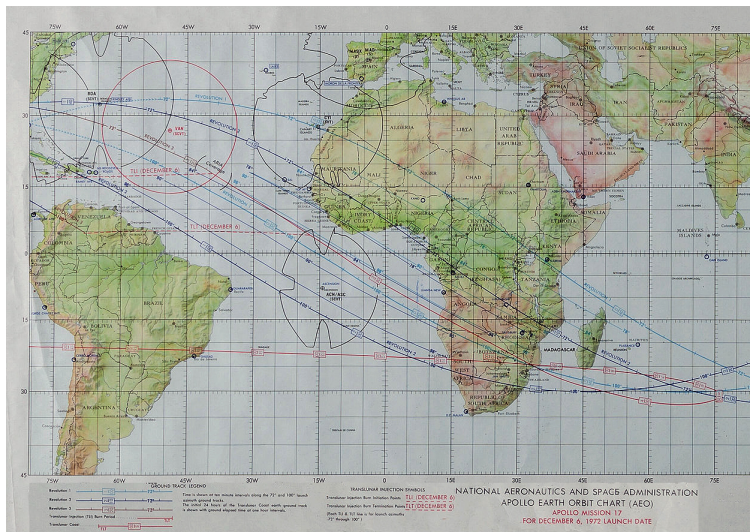
Opgave 21

Bereken de omlooptijd in minuten van de Apollo 17 rond de aarde in de EPO.

Opgave 22

Ga met behulp van de bovenstaande gegevens en figuur 11 na, of de snelheid van de Apollo 11 gelijk was aan die van de Apollo 17 bij het bereiken van de EPO.

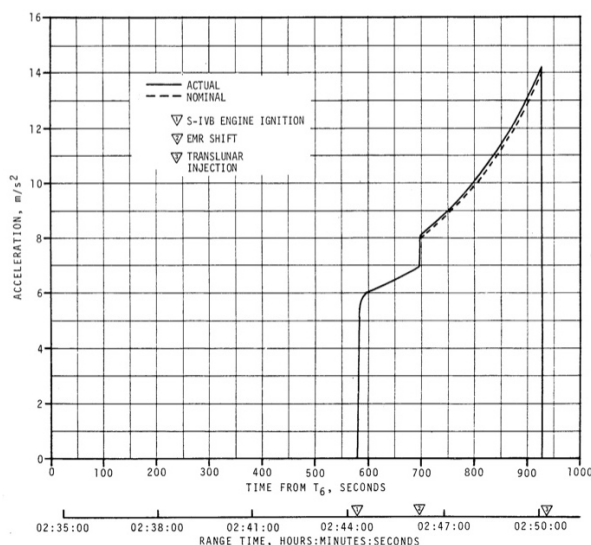
4.2 Trans Lunar Injection - TLI



Figuur 15, Earth Orbit Chart

De positie van de raket in zijn baan om de aarde was van te voren uitgerekend en getekend op een zogenaamde Earth Orbit Chart. De raket vliegt van links naar rechts. Het moment van TLI is in rood aangegeven.

Tijdens het branden van de S-IV trap gedurende korte tijd werd de raket zodanig versneld dat deze in een ellipsbaan kwam die de raket naar de maan bracht. Hieronder zie je een grafiek van de versnelling van de Apollo 11 tijdens de TLI boost.



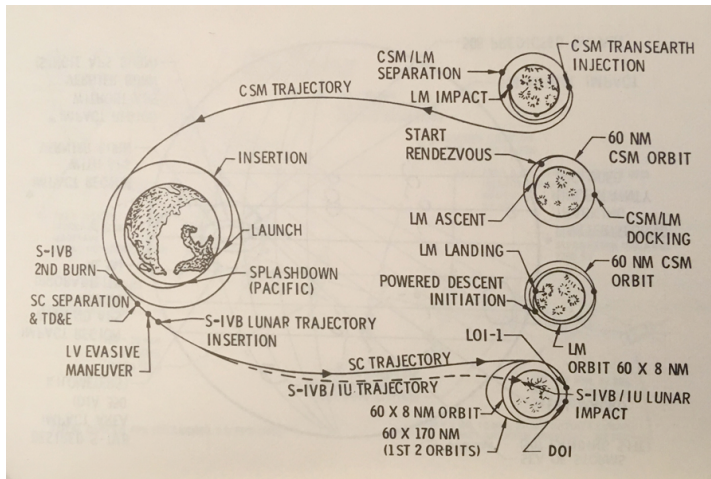
Figuur 16

Figuur 16 staat ook op het werkblad.

Opgave 23

Bepaal met behulp van figuur 4 en figuur 16 het tijdens de TLI ontbranding geleverde gemiddelde vermogen van de S-IV trap van de Apollo 11.

Na de TLI was de rol van de S-IV trap voorbij. Waar Apollo 11 de gebruikte S-IV trap nog in een baan om de zon bracht, werd vanaf Apollo 13 de S-IV trap richting de maan gestuurd om daar gecontroleerd op de maan te laten neerstorten.



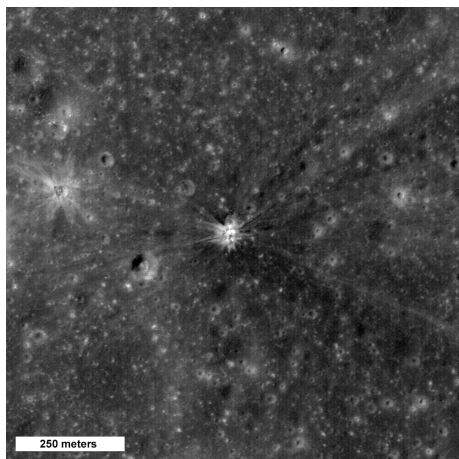
Figuur 17

Bij de Apollo missies 11 en 12 waren namelijk seismometers op de maan geïnstalleerd en deze konden geijkt worden door een bekende massa met een bekende snelheid op de maan te laten botsen.

De massa van de S-IV trap was 14.012 kg en raakte het maanoppervlak onder een hoek van 69 graden met een snelheid van 2,54 km/s.

Opgave 24

Bereken de energie die de S-IV had op moment van neerstorten.



Figuur 18, impactkrater van de S-IVB van Apollo 14

Meer metingen van deze botsingsexperimenten kun je vinden in het deel over experimenten.

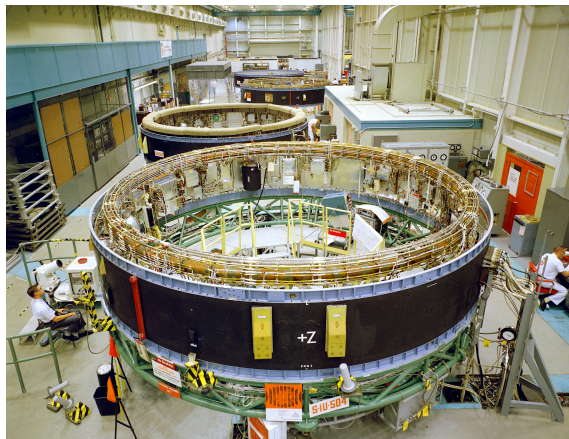
Neem aan dat de S-IV trap tot op 1 meter diepte doordringt in het maanoppervlak.

Opgave 25

Bereken de orde van grootte van de wrijvingskracht die de S-IV trap ondervindt bij de crash op de maan.

5. Instrument Unit (IU)

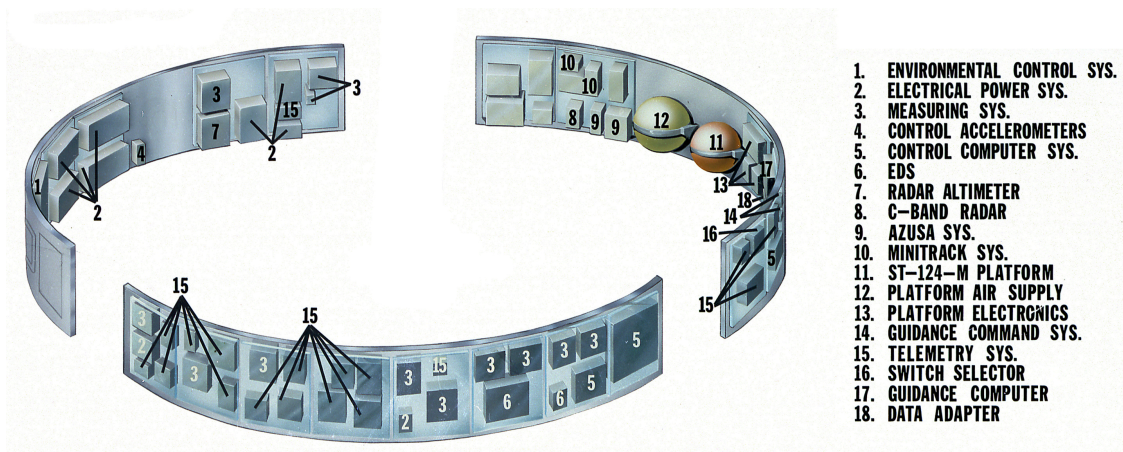
5.1 Het brein



Figuur 19, verschillende IUs in aanbouw

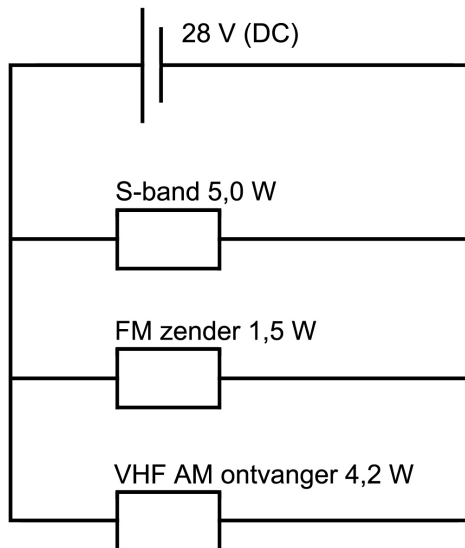
De belangrijkste functies van de IU waren navigatie, radio, elektriciteitsvoorziening en temperatuurregeling. De unit werd door IBM gemaakt en bevatte vrij eenvoudige computers (een mobiel van tegenwoordig heeft al meer rekenkracht dan een hele Saturnus V bij elkaar).

De IU mat niet alleen waar de raket precies was (telemetrie), maar de IU kon de raket ook bijsturen door de hoek van de stuurraketten iets aan te passen of iets meer of minder stuwkracht te laten geven.



Figuur 20, detaillering van een IU

De IU bevat vier Zilver-Zink batterijen van 28 V (gelijkstroom). Op een van die batterijen is onder andere een aantal communicatiesystemen aangesloten: een FM zender, een S-band versterker met zender en een VHF AM ontvanger. Het (aangenomen vereenvoudigde) schakelschema staat hierna.



Figuur 21

Opgave 26

Bereken de weerstand van de FM zender.

Het was mogelijk de VHF AM ontvanger op "key on" te zetten. In die stand heeft de ontvanger een vermogen van 28,8 W.

Opgave 27

Bereken het extra energieverbruik in kWh als de ontvanger 14 minuten in de "key on" stand heeft gestaan.

Opgave 28

Leg uit wat het in de "key on" zetten van de ontvanger voor gevolgen heeft voor de stroomsterkte die de batterij moet leveren.

Opgave 29

Bereken met hoeveel procent de weerstand van de schakeling is afgenomen.

Wil je meer weten over de Instrument Unit?

Bekijk dan het volgende filmpje op Youtube:

<https://www.youtube.com/watch?v=olRF5Ckaga0&t=310s>

5.2 Saturn Launch Vehicle Digital Computer (LVDC)

De Saturn Launch Vehicle Digital Computer (LVDC) was een computer die de autopiloot verzorgde voor de Saturnus V raket vanaf de lancering tot aan het moment dat de raket in een baan om de aarde kwam.

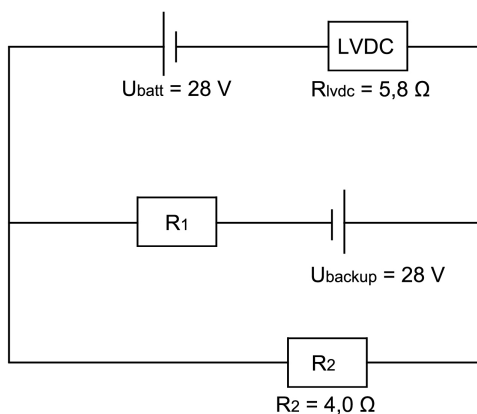
De computer werd door IBM gemaakt en was een van de belangrijkste componenten van de IU. Er waren drie computers en de uitkomsten werden met elkaar vergeleken. De betrouwbaarheid was 99,999 %



Figuur 22, voorbeeld van een LVDC die niet in de ruimte is geweest.

De LVDC was in staat om 12.190 instructies per seconde uit te voeren. Ter vergelijking, een microprocessor van rond het jaar 2012 kan 12 miljard instructies per seconde uitvoeren!

De LVDC werd op twee batterijen aangesloten (één als back-up). Een mogelijke voorstelling van de situatie is weergegeven in figuur 23. De stroomsterkte door de LVDC is 4,8 A.



Figuur 23



Figuur 24, Reserve spanningsverdelers, Foto: collectie auteur.

Opgave 30

Bereken het vermogen van de LVDC.

Opgave 31*

Voer de volgende opdrachten uit:

- Bereken de waarde van de weerstand R_1 .
- Bepaal de richting van de stroom door R_2 .

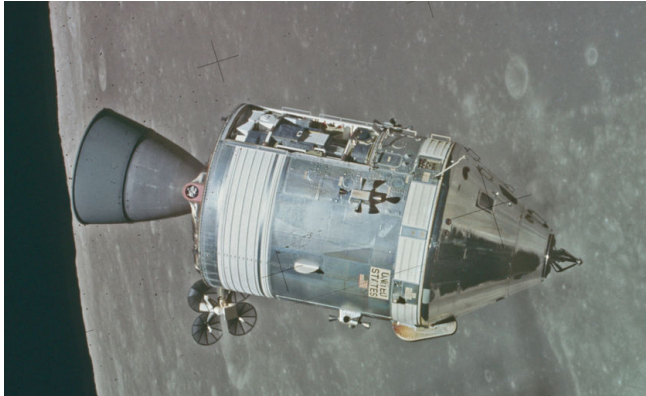
Wil je meer weten over de LVDC die de hele raket bestuurd?

Bekijk dan het volgende filmpje op Youtube:

<https://www.youtube.com/watch?v=dI-JW2UIAG0>

6. Command & Service Module (CSM)

6.1 Naar de maan en terug

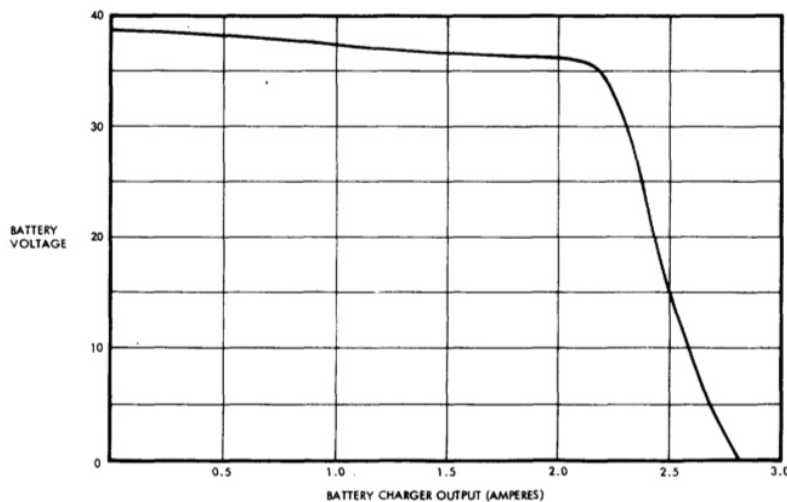


Figuur 25

De CSM is de combinatie van een service module (voorzien van een motor met brandstof, zuurstofvoorraad etc.) en de command module. De command module is het enige stukje van de raket dat weer terug komt op aarde. De ruimte in de CM is erg beperkt, de drie astronauten hadden slechts iets van 6 m^3 ruimte.

De CM bevat een aantal accu's die geheel opgeladen moeten zijn voordat de CM loskoppelt van de SM en de landing op aarde wordt ingezet.

De batterijlader regelt het laden door het meten van de weerstand. De batterijlader slaat af wanneer de stroomsterkte onder de $0,6 \text{ A}$ is gekomen.



Figuur 26

Opgave 32

Bereken de interne weerstand van de batterij op het moment van het afslaan van de lader.

Als de landingsmodule met twee astronauten naar de maan afdaalt, blijft de CM met één astronaut baantjes met een constante snelheid om de maan draaien op een hoogte van 60 mijl.

Opgave 33

Bereken de baansnelheid van CM in zijn baan rond de maan.

6.2 Command module in de atmosfeer

Bij de terugkeer naar de aarde wordt voor de laatste fase de CM losgekoppeld van de SM. Alleen de CM keert terug naar de aarde. De snelheid op het moment van terugkeer in de atmosfeer van de aarde ligt rond de 11 km/s en er moet dus afgeremd worden.

Bij het afremmen in de atmosfeer wordt de lucht voor het voertuig zeer snel gecomprimeerd doordat deze niet snel genoeg weg kan. Dat leidt tot zeer snelle opwarming. Het is dus niet zo dat de wrijving met de lucht (die er op die hoogte nauwelijks is) zorgt voor de hoge temperatuur bij terugkeer in de atmosfeer.



Figuur 27, artiestenimpressie van de terugkeer in de atmosfeer van de CM.

De vlakke kant van de CM is naar onderen gericht, zodat het deel van de CM die er achter ligt beschermt wordt tegen de hoge temperatuur. De onderkant van de CM is cirkelvormig met een diameter van 3,9 m en bestaat uit een materiaal dat verdampt bij hoge temperatuur. Hiermee wordt de enorme hitte afgevoerd.

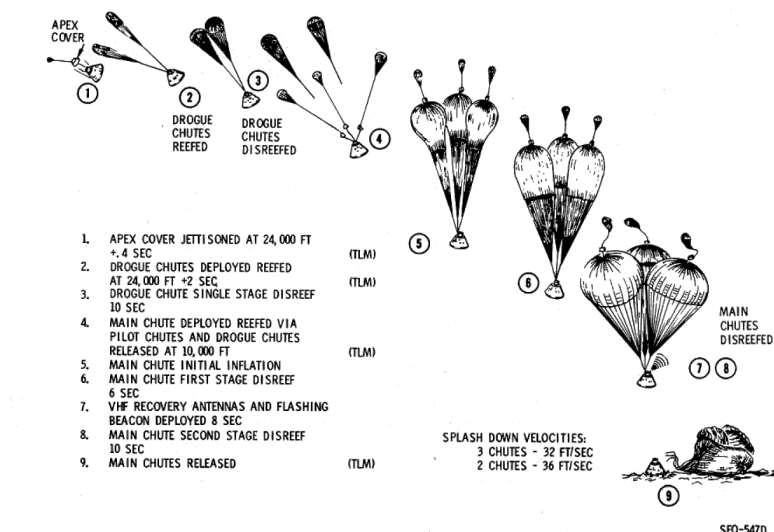


Figure 2.9-31. Earth Landing System, Normal Sequence

Figuur 28

Vanaf een gemiddelde hoogte van 7,0 km worden als eerste de kleine remparachutes geopend. Dit gebeurt automatisch wanneer een bepaalde luchtdruk bereikt wordt.

Vanaf een hoogte van ongeveer 3,3 km gaan de grote parachutes open. Die zorgen ervoor dat de capsule met een snelheid van rond de 35 km/h op het water landt.



In de eerste fase van de landing zal de capsule dus met een terminale maximale snelheid naar beneden komen. In die situatie is de luchtweerstand gelijk aan de gravitatiekracht.

Voor de maximale snelheid geldt:

$$v_{max} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho AC_d}}$$

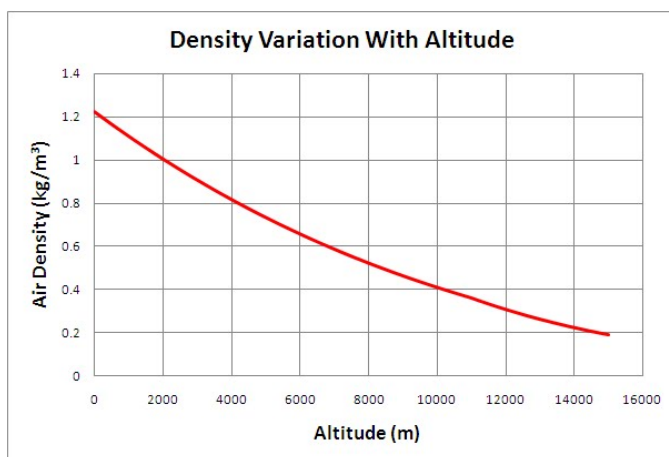
met ρ de dichtheid van de lucht op de betreffende hoogte, A de oppervlakte van het contactoppervlak, C_d de luchtweerstandscoefficient die ongeveer 1,3 is volgens een NASA document en m de massa van de CM, ongeveer 5809 kg.

Opgave 34

Leidt de bovenstaande formule voor de maximale snelheid af met formules uit de Binas.

Opgave 35

Ga met een eenhedenanalyse na wat de eenheid van C_d is.



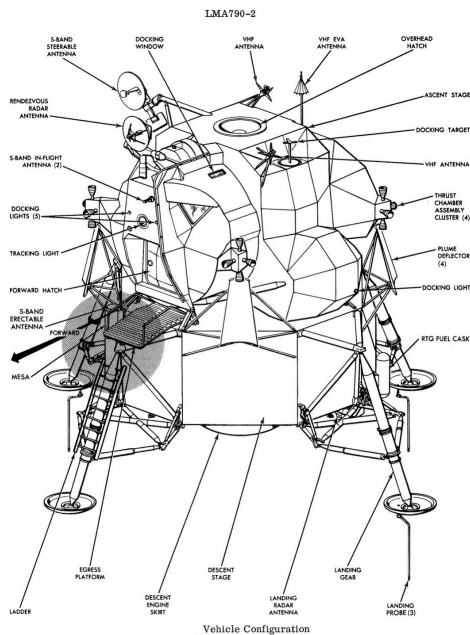
Figuur 29

Opgave 36

Bereken de maximale snelheid in km/h waarmee de CM valt vlak voor het moment dat de kleine remparachutes open gaan.

7. Lunar Excursion Module (LEM)

7.1 Op de maan



Figuur 30

Figuur 31

De LEM is de Lunar Excursion Module en is het voertuig dat gebruikt wordt om af te dalen naar de maan en er ook weer van op te stijgen. Een deel van de LM blijft achter op de maan.

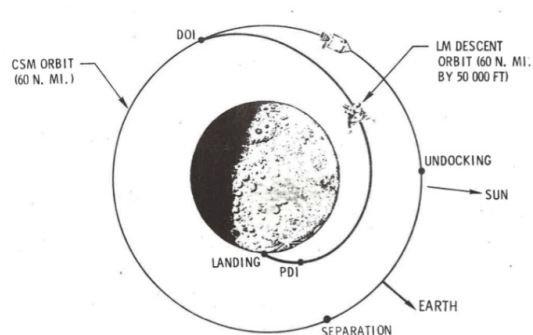
Het bevat een aantal zenders en ontvangers voor communicatiesignalen, maar ook zenders en ontvangers om veilig op de maan te kunnen landen.

Real-time terugkoppeling van Mission Control op aarde zou niet praktisch zijn vanwege de tijdsduur die het kost om het signaal om heen en weer te laten gaan.

Opgave 37

Bereken de tijdsduur van een signaal uitgezonden door de LM vanaf de maan dat via de aarde weer is teruggekomen bij de LM.

De eerste stap van de landing bestaat uit een gecontroleerde ontbranding van de motor om de LM af te remmen en in een elliptische baan van 70 bij 9,5 mijl te komen. Die baan is hoog genoeg om over de hoogste bergen over te vliegen en laag genoeg in het laagste punt om de landing in te gaan zetten.

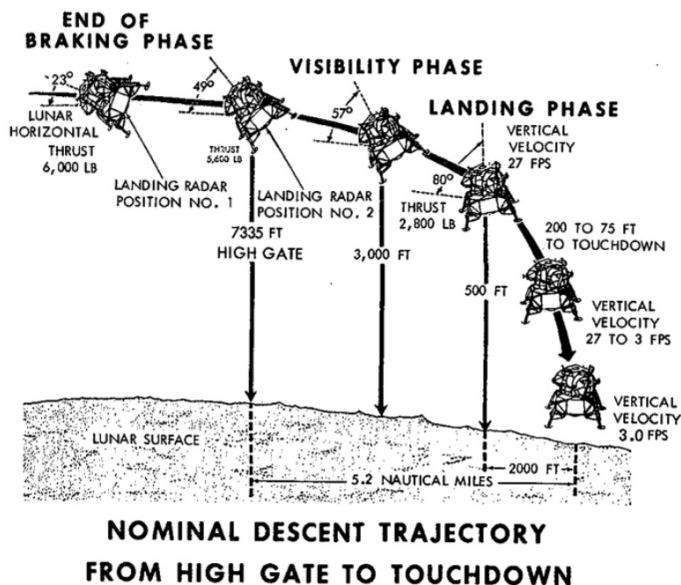


Figuur 32

Bij de tweede ontbranding wordt de LM naar een hoogte van 3 km hoogte (9000 ft) teruggebracht.

Nadat het voertuig voldoende is afgeremd komt het op het punt dat de landing kan worden ingezet (high gate genaamd). De oriëntatie van de LM is zodanig dat de bemanning uitzicht heeft op het maanoppervlak.

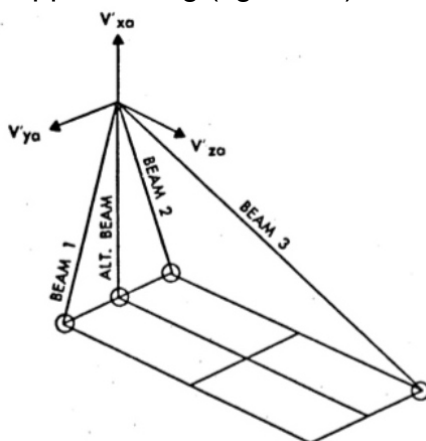
De LM wordt afgeremd en daalt tot een hoogte van 500 voet, vanaf dat punt wordt de echte landing ingezet.



Figuur 33

De afstandsmeting tot de hoogte van het maanoppervlak wordt gedaan op dezelfde manier als een radarmeting op aarde. Een signaal wordt naar het maanoppervlak uitgezonden waar het aan het oppervlak reflecteert en de tijd tot ontvangst wordt gemeten.

Er zitten nog drie extra radarkanalen op de LM, deze vormen de landingsradar. Deze meten de snelheid van het voertuig in drie richtingen met behulp van een Dopplermeting (figuur 34).



Figuur 34

Opgave 38*

Leg uit hoe je aan de hand van een Dopplermeting in de drie getoonde richtingen de landingsmodule correct kan sturen.

De landingsradar zendt een signaal uit van 10,51 GHz. Op het moment dat de landing wordt ingezet op 500 voet hoogte is de snelheid ten opzichte van de maan 18,3 m/s.

Opgave 39*

Bereken het verschil in frequentie als gevolg van de Dopplerverschuiving en geef aan of het gemeten signaal een hogere of lagere frequentie heeft.

Nadat de astronauten op de maan geland zijn voeren ze een aantal van te voren geplande taken uit (deze zijn vooraf tot op de minuut nauwkeurig beschreven). Zo plaatsen ze onder meer een vlag, een seismograaf en andere instrumenten om metingen te kunnen doen.

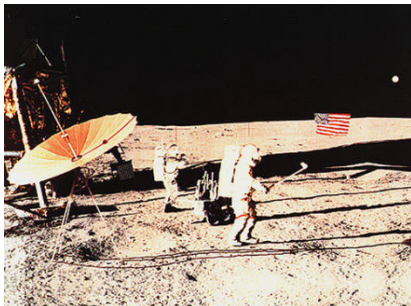
Een enkele astronaut heeft zijn eigen experiment meegebracht:

Bekijk de youtube video: hammer and feather on the moon
<https://www.youtube.com/watch?v=KDp1tiUsZw8>

Het resultaat zal je niet verrast hebben. De astronaut in het filmpje is 1,83 m, dus we kunnen aannemen dat hij de hamer en veer los laat op een hoogte van 1,6 m.

Opgave 40

Bereken de valtijd van de hamer en de veer.



Bekijk de youtube video: Alan Shepard hits a golf ball on the moon
https://www.youtube.com/watch?v=t_jYOubJmfM

In de volgende opgave rekenen we de claim na die astronaut Alan Shepard maakt, namelijk dat de bal "miles and miles" ver weg geslagen is.

We doen een paar aannamen. Kijkend naar het filmpje schatten we dat Alan de golfbal weg slaat onder een hoek van 20 graden. Een normale golfbal bereikt al snel een horizontale snelheid van rond de 112 ms^{-1} . Aangezien het hier niet onder ideale omstandigheden gebeurt, gaan we uit van ongeveer de helft van die snelheid: 56 ms^{-1} .

Opgave 41

Bereken de tijd vanaf de afslag totdat de bal het hoogste punt heeft bereikt. (hint: Bedenk wat er gebeurt met de horizontale snelheid tijdens de vlucht van de bal.)

Opgave 42

Ga met een berekening na of je het eens bent met de bewering dat de golfbal mijlenver terecht is gekomen.

8. Launch Escape System (LES)

8.1 Veiligheid boven alles



Het Launch Escape Systeem (LES) is een beveiligingssysteem dat ervoor moet zorgen dat als er iets met de raket gebeurt tijdens de lancering de astronauten in veiligheid worden gebracht. De LES bevat in totaal vier motoren en brengt de Command module (zie 1.2 Onderdelen Saturnus V), waarin de astronauten zitten, zo snel mogelijk van raket vandaan.

De eerste keer dat de LES bij een bemande ruimtevaart nodig was, was tijdens de lancering van de Soyouz T-10-1 op 26 september 1983. De raket raakte in brand vlak voor de lancering en de LES bracht de astronauten in veiligheid slechts seconden voordat de raket explodeerde.

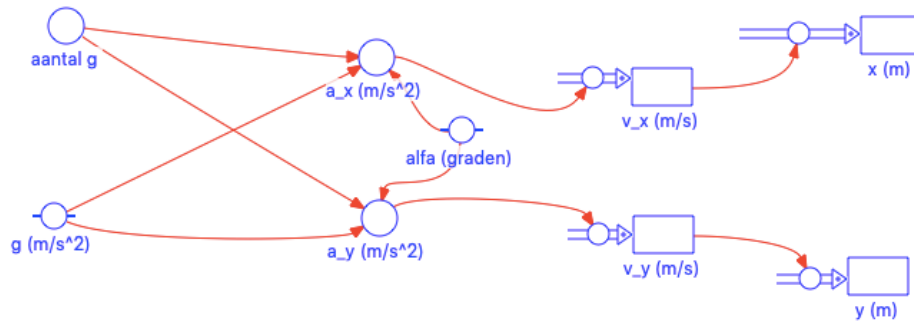
Figuur 35

De astronauten kregen een versnelling van 5g (g de gravitatieversnelling) te verwerken gedurende de eerste 5 seconden van de ontbranding van de LES en liepen zware kneuzingen op. Naar zeggen haalde de capsule een hoogte van ongeveer 2000 meter en landde 4 km vanaf de lanceerinrichting.

De LES stijgt niet loodrecht omhoog op. Deze lanceerhoek alfa (hoek tussen de richting van de raket en de horizontale as) is onbekend. Om hier achter te komen is middels een zeer vereenvoudigd model uitgezocht hoe groot deze lanceerhoek is en welke gevolgen dat zou hebben voor de afstand en hoogte die de capsule aflegt. Hierbij verwaarlozen we luchtweerstand en gebruiken we geen parachutes (arme astronauten).

Hieronder zie je zowel het grafische model als het tekstmodel.

Modelregels	Startwaarden	
1. $a_x := \dots$	$dt = 0,05$'s
2. $a_y := \sin(\alpha) \cdot [\text{aantal } g] \cdot g - g$	$t = 0$'s
3. $v_x := v_x + a_x \cdot dt$	$x = 0$	'm
4. $v_y := v_y + a_y \cdot dt$	$y = 100$	'm
5. $x := x + v_x \cdot dt$	$v_x = 0$	'm/s
6. $y := y + v_y \cdot dt$	$v_y = 0$	'm/s
7. $t := t + dt$	$g = 9,81$	'm/s ²
8. ALS $t \dots$ EINDALS	$\alpha = 65$	'graden



Stopconditie
Als $y \leq 0$

Opgave 43*

Leg uit waarom de horizontale en verticale beweging gescheiden van elkaar moeten worden behandeld.

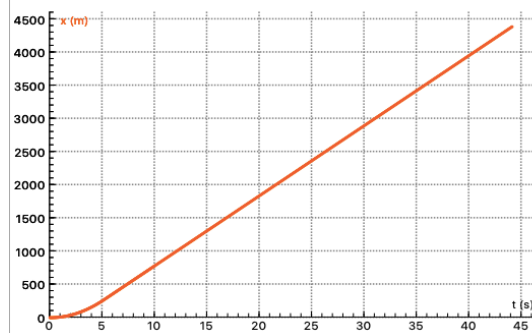
Opgave 44*

Leg uit wat er met de verticale versnelling gebeurt als hoek alfa kleiner wordt.

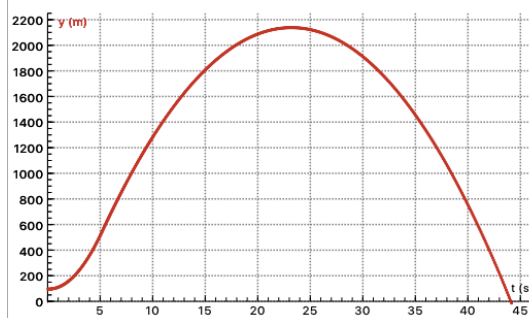
Opgave 45*

Schrijf de hele modelregel voor (1) en (8) op.

Met behulp van het model is een x,t en een y,t grafiek van de beweging gemaakt.



Figuur 36



Figuur 37

Opgave 46

Leg uit waarom de verticale grafiek op 100 m hoogte begint.

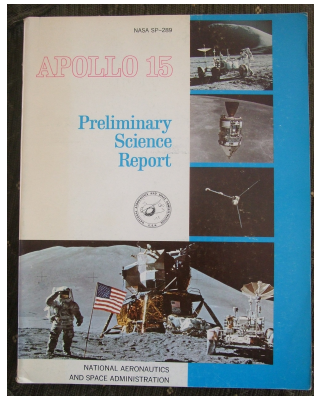
De twee grafieken staan vergroot op het werkblad.

Opgave 47

Bereken onder welke hoek met de grond en met welke snelheid de capsule neerkomt indien er geen parachutes gebruikt zouden worden.

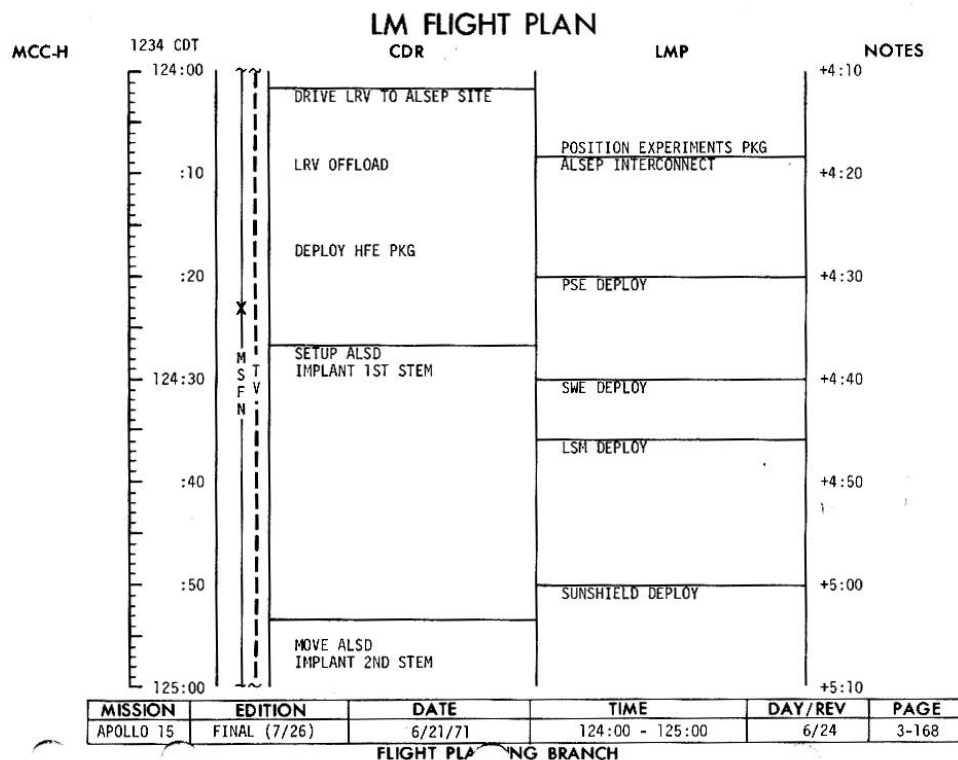
9. Apollo Lunar Surface Experiments Package (ALSEP)

Bij de verschillende maanlandingen zijn wetenschappelijke instrumenten op de maan geplaatst om meer over verschillende eigenschappen van de maan te weten te komen. De meetinstrumenten varieerden van seismografische detectors, reflectoren, instrumenten om radioactiviteit, magnetisme en de soort ionen op het maanoppervlak te meten. Experimenten waren bijvoorbeeld het doen van boringen in het maanoppervlak en het meenemen van bodemonsters.



In dit hoofdstuk worden enkele van deze experimenten behandeld. De astronauten hadden een beschrijving van minuut tot minuut van de taken die ze moesten uitvoeren op de maan. Dit werd beschreven in het vluchtplan voor de missie. Hieronder zie je een voorbeeld van een pagina uit het vluchtplan van Apollo 15. Hier wordt de verschillende meetapparatuur op de maan neer gezet.

De resultaten van de experimenten werden door de NASA gepubliceerd in een "Preliminary science report" (figuur links).

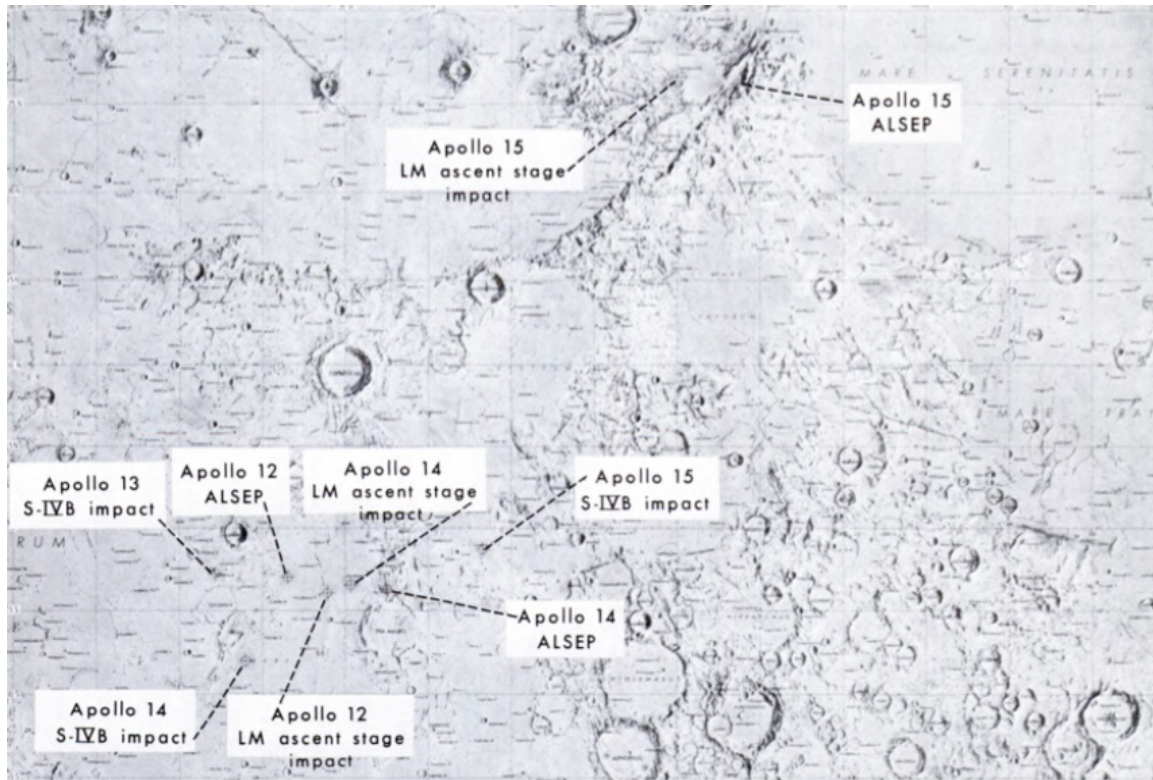


Figuur 38, Stukje van het vluchtplan van de Apollo 15 missie.

9.1 Seismografie (Passive Seismic Experiment - PSE)

Tijdens de missies van Apollo 12, 14 en 15 is meetapparatuur neergezet om nauwkeurig de oorsprong van maanbevingen te meten. De metingen geven inzicht in de structuur van de maan. Een aantal van deze bevingen is door de mens zelf opgewekt door onderdelen van de Saturnus V raket op de maan te laten neerstorten.

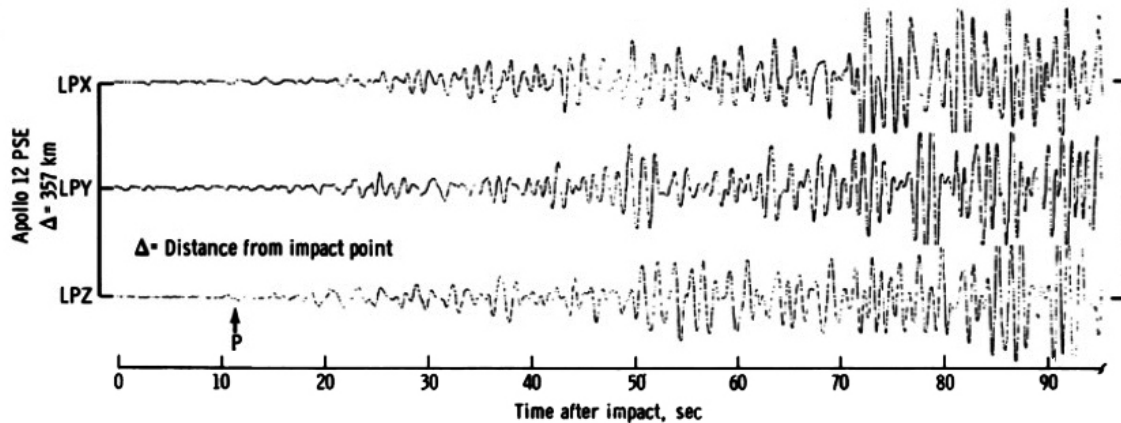
Hieronder zie je een kaartje met de meetstations (de namen met ALSEP) en de positie van de neergekomen onderdelen van de raket.



Figuur 39

Tijdens de missie van Apollo 15 zijn er twee botsingen opgewekt. Het neerstorten van de S-IV trap werd alleen door de meetapparatuur van Apollo 12 en 14 geregistreerd omdat de apparatuur van Apollo 15 nog niet neergezet was op dat moment. Het opstijgen van de LM was de tweede botsing.

In het plaatje zie je de registratie van het signaal van de Apollo 12 site. Tijdstip 0 is 44,1 s na de impact van de S-IV. De P-golven zijn de eerste golven die arriveerden bij het meetstation en zijn golven die zich voortplantten op een diepte van 15 tot 20 km.



Figuur 40

Opgave 48

Bereken met behulp van de figuur de snelheid van de P-golven.

9.2 Maanstenen en radioactiviteit

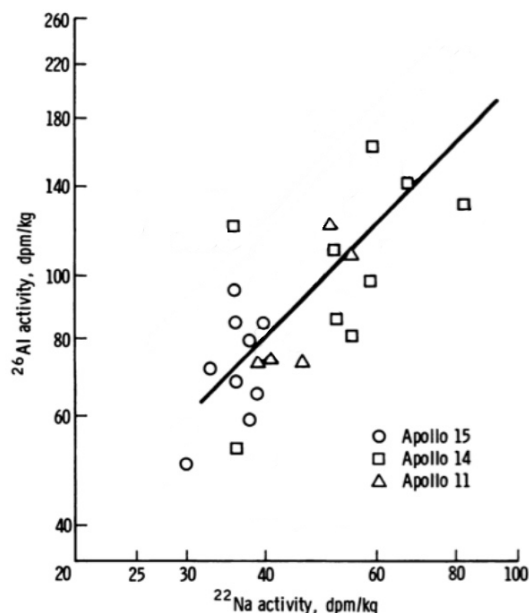
De radioactiviteit op de maan bestaat uit de activiteit van Kalium, Uranium en Thorium dat aanwezig was toen de maan gevormd werd. Maar omdat de maan geen atmosfeer heeft kan kosmische straling uit de ruimte tot in de bodem doordringen en dit leidt tot extra radioactiviteit aan de oppervlakte. De Apollo missies hebben onderzoek gedaan naar deze radioactiviteit.

De kern van SiliciumOxide (SiO_2 (s)) dat aanwezig is in maanstenen wordt door de straling in verschillende stukken gebroken (dit proces heeft "spallation"). Het zuurstof atoom wordt ^{10}Be en het Si atoom wordt ^{26}Al . Bij het laatste proces ontstaat ook een gammafoton met een energie van 1,81 MeV.

Opgave 49

Geef de vervalvergelijking voor ^{26}Al .

Op eenzelfde wijze ontstaat uit ander gesteente op deze manier ^{22}Na . ^{22}Na heeft een andere vervaltijd dan ^{26}Al en uit de verhouding tussen deze twee kan een conclusie worden getrokken over de hoeveelheid kosmische straling die de maan in het verleden en tegenwoordig ontvangt.



Figuur 41

dpm/kg staat voor "desintegrations per minute per kg" gesteente, dus het aantal vervallen per minuut per kg gesteente.

Opgave 50

Bepaal met behulp van de grafiek de verhouding van de activiteit tussen Al en Na in dit stuk gesteente.

Opgave 51

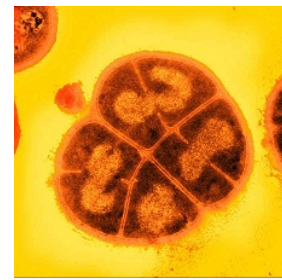
Een langere halveringstijd betekent doorgaans een lagere activiteit. Leg uit hoe het toch kan dat in de samples de gemeten activiteit van Al groter is dan die van Na.

De astronauten van Apollo 11 zetten op 21 juli 1969 2:56 AM voet op de maan en namen in twee uur 21,5 kg aan gesteenten mee. Ze landden weer op aarde op 24 juli 1969 16:50 lokale tijd. Het gesteente had een hoog massapercentage Al-26. We nemen aan dat 50% van de massa van het gesteente uit Al-26 bestaat.

Opgave 52

Bereken de minimale equivalente dosis die een astronaut van Apollo 11 ($m = 80$ kg) opliep tijdens zijn reis terug naar de aarde als gevolg van de gammastraling van Al-26.

Er bestaat een bacterie die tegen een vrij hoge stralingsdosis kan: *Deinococcus radiodurans*. Deze bacterie is gemiddeld $1,5 \mu m$ groot. De dodelijke stralingsdosis voor deze bacterie is 15 kGy. (n.b. een dosis van 5 Gy kan een mens al doden!).



Figuur 42, *Deinococcus radiodurans*

Neem aan dat de bacterie bolvormig is en een gemiddelde dichtheid heeft van $1,3 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$.

Opgave 53

Bereken hoeveel atomen Al-26 moeten vervallen voordat de dodelijke dosis voor de bacterie bereikt is. (Aangenomen dat de bacterie 100% van de straling absorbeert).

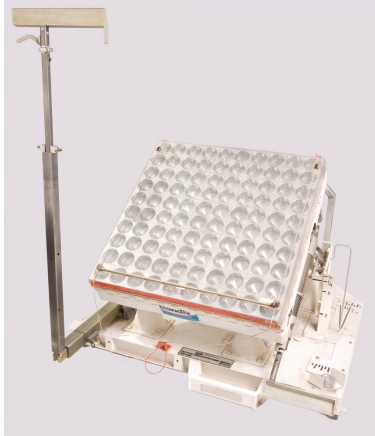
Wil je meer weten over waar de NASA de verzamelde maanstenen bewaard?

Bekijk dan het volgende Youtube filmpje.

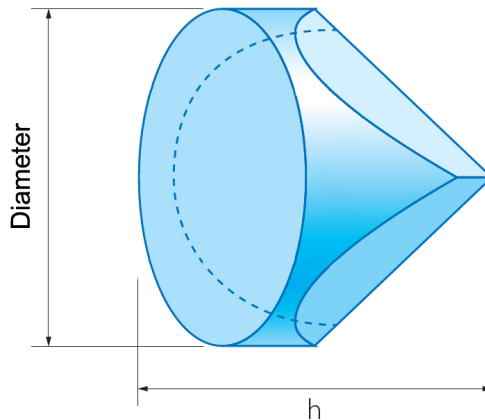
https://www.youtube.com/watch?v=QxZ_iPIdGtl

9.3 Laser Ranging Retroreflector (LRRR)

Al bij de eerste Apollomissie die op de maan landde is er een reflector (figuur 43) op de maan geplaatst om zo afstandsmetingen vanaf de aarde te kunnen doen.



Figuur 43



Figuur 44

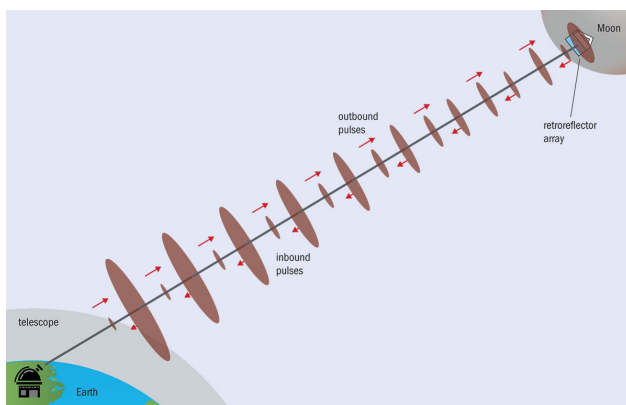
De reflector is opgebouwd uit allemaal kleine hoekkubussen (figuur 44). De LRRR van Apollo 11 had 100 kubussen en die van de Apollo 15 had 300 kubussen. Op het werkblad is voor twee dimensies een doorsnede van een hoekkubus weergegeven.

Opgave 54

Teken op het werkblad de verdere loop van de twee getekende invallende lichtstralen.

Opgave 55

Geef een reden waarom er in het ontwerp van de reflector voor hoekkubussen is gekozen in plaats van een vlakke spiegel.



Figuur 45

Na plaatsing van de reflector worden gedurende enkele uren vanaf de aarde krachtige laserpulsen richting de reflector afgeschoten. De laserbundel heeft een diameter van 2 km als het de maan bereikt en er valt slechts 1 op de 30 miljoen uitgezonden fotonen op de reflector.

Op de terugweg wordt de bundel nog breder en valt 1 op de 30 miljoen fotonen dat door de reflector gereflecteerd is op de spiegel van de telescoop op aarde.



De in 1970 gebruikte robijnlaser gaf elke 3 s pulsen af met een energie van 3 J. De golflengte van de laser is 694,3 nm.

Opgave 56

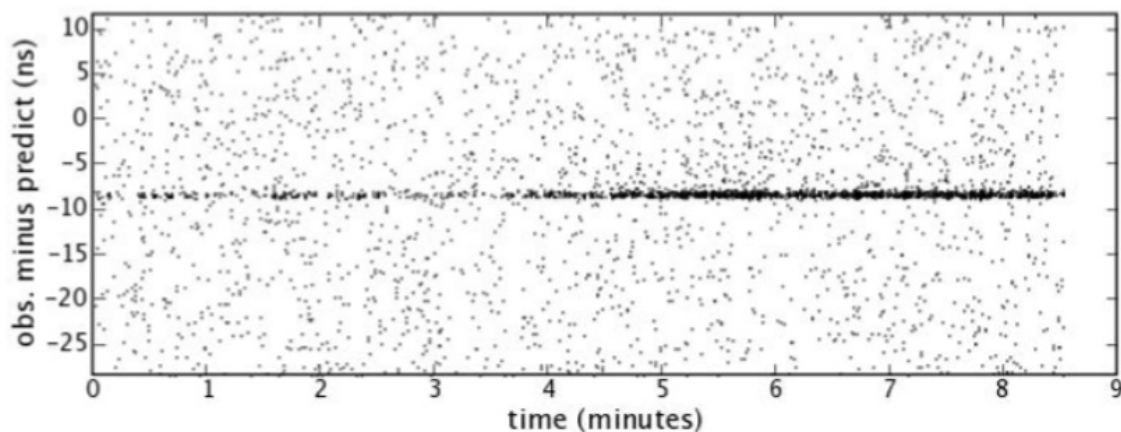
Bereken het aantal fotonen dat na reflectie op de maan geregistreerd wordt door de telescoop op aarde.

In "The big bang theory" doen de vier vrienden het experiment na.

Bekijk de clip: "The big bang theory" Seizoen 3, Aflevering 23.

Op youtube: <https://www.youtube.com/watch?v=-e5CtbbZL-k>

De wetenschappers in 1970 deden een meting van de voorspelde waarde van de afstand en meten het tijdsverschil ten opzichte van die voorspelling. Hieronder zie je negen minuten uit zo'n meting weergegeven. Op de y-as staat de geobserveerde tijdsduur minus de verwachte tijdsduur in nanoseconden.



Figuur 46

Opgave 57

Bereken hoeveel meter de maan dichterbij of verder weg stond dan de voorspelde waarde.

Opgave 58

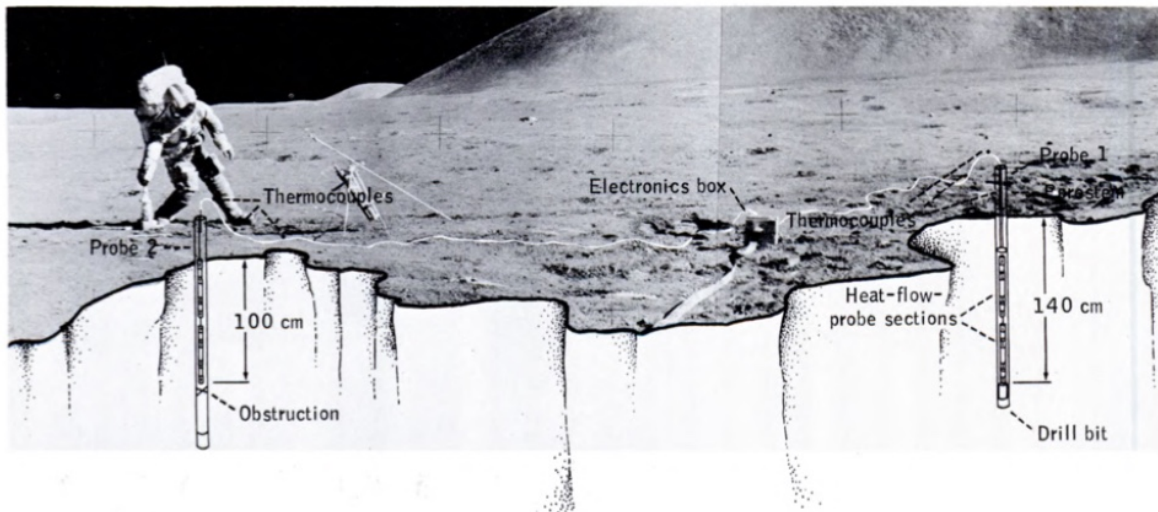
Leg uit of de maan dichterbij of verder weg stond dan de voorspelde waarde.

Ook Mythbusters heeft het experiment gedaan. Bekijk het volgende filmpje als afsluiting van dit onderdeel:

<https://youtu.be/VmVxSFnjYCA>

9.4 Warmtetransport experiment

Om meer over de warmtegeleiding van de maanbodem te weten te komen werd door de astronauten van Apollo 15 het volgende experiment uitgevoerd.

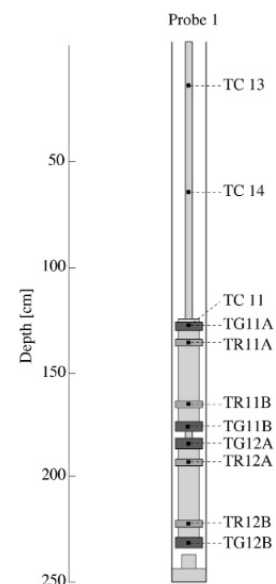


Figuur 47

Er werden twee gaten op ongeveer 10 meter van elkaar in de bodem geboord (om de metingen met elkaar te kunnen vergelijken). In elk gat werd een meetinstrument met omhulsel (in het Engels genaamd "probe") neergelaten, de twee probes werden met elkaar verbonden zodat de temperatuursensoren op dezelfde nulwaarde waren ingesteld.

De probe was ongeveer 2,5 m lang, maar het lukte niet om het gat dieper te boren dan 1,7 m.

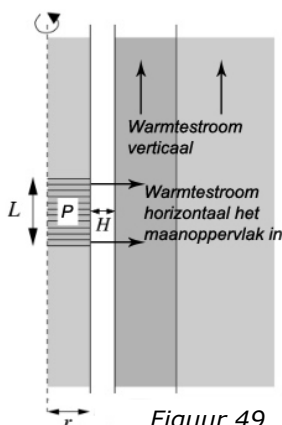
Hiernaast zie je hoe de probe er uit zag. Op de plaatsen gelabeld TC zat een zeer nauwkeurige temperatuursensor. Op de plaatsen met TG zat zowel een nauwkeurige temperatuursensor als ook een warmteweerstand met een vermogen van 0,002 W.



Figuur 48

Sensor TG12A zat op een diepte van 91 cm.

Sensor TG12B zat op een diepte van 133 cm.



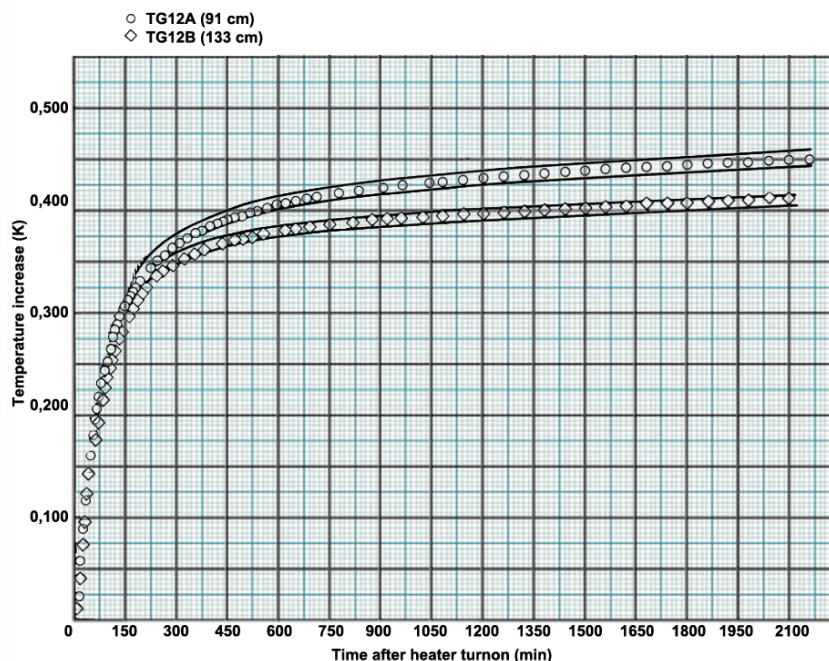
Figuur 49

De warmteweerstand zelf is een cilindervormig en maakt contact met het maanoppervlak via contactoppervlak H. De warmtestroom is naar buiten gericht en vindt plaats over het gehele oppervlak van de cilinder.

De parameters van de warmteweerstand zijn als volgt:

Variabele	Betekenis	Waarde	Eenheid
L	lengte van de warmteweerstand	0,017	m
P	warmtevermogen	0,002	W
r	straal van de probe	0,01	m
ρ	dichtheid van de warmteweerstand	1650	kg m ⁻³
V	volume van het omhulsel van de warmteweerstand	$48 \cdot 10^{-6}$	m ³

Zodra de warmteweerstand met een vermogen van 0,002 W wordt aangezet zal de probe opwarmen. De warmteweerstand werd voor een langere tijd aangezet. Het verloop van de temperatuursensoren TG12A en TG12B is weergegeven in figuur 50. De figuur staat ook op het werkblad.



Figuur 50

In de eerste 150 min warmt de probe op en mag het verloop lineair worden beschouwd.

Opgave 59

Bepaal met behulp van de gegevens in de tabel en de figuur de soortelijke warmte van de probe (sensor en verwarmingselement).

Na 1500 minuten is er evenwicht ontstaan tussen de warmte die wordt aangevoerd en de warmte die wordt afgevoerd op een bepaalde diepte. De warmteweerstand van 0,002 W verwarmt horizontaal een gebied van 1,75 m². Die warmte geleidt verticaal door de bodem van de maan naar boven.

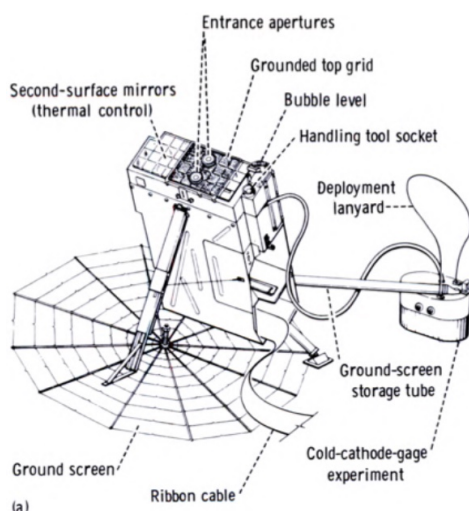
Opgave 60

Bepaal met behulp van de figuur de grootte van de verticale warmtegeleidingscoëfficiënt van de maan.

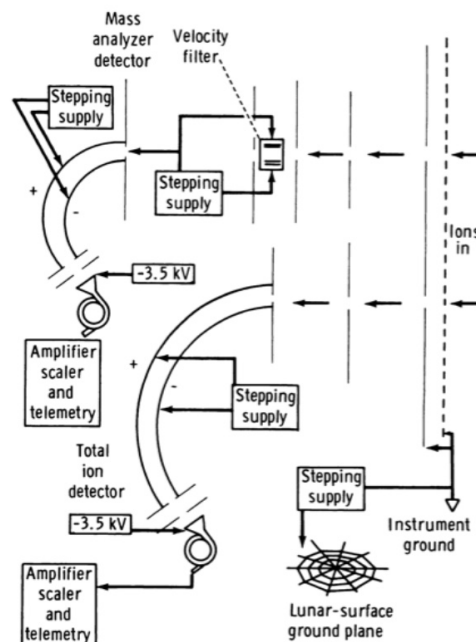
9.5 Suprathermal Ion Detector Experiment (SIDE)

Het ionendetector experiment is opgezet om de energie en massa van positieve ionen vlak boven het maanoppervlak te meten. Die ionen zijn in te delen in twee groepen: (1) ionen die ontstaan als gevolg van de ionisatie van gasen die hun oorsprong op de maan hebben en (2) ionen die van bronnen uit de ruimte (bijvoorbeeld uit de zonnewind) afkomstig zijn.

De eerste categorie is interessant omdat deze hun oorsprong kunnen hebben in de vrijgekomen gasen uit de maanbodem als gevolg van vulkanische of seismische activiteit.



Figuur 51



Figuur 52

De SIDE bestaat uit twee positieve ionen detectoren. De eerste daarvan, de massa detector, is uitgerust met een Wien snelheidsfilter en daarachter gebogen elektrische platen om de energie per lading te meten.

De massa detector meet massaspectra op zes energie niveaus van 0,2 eV tot 50 eV.

De tweede detector bestaat alleen uit gebogen elektrische platen en is de total ion detector, waarmee de energie van het ion gemeten wordt.

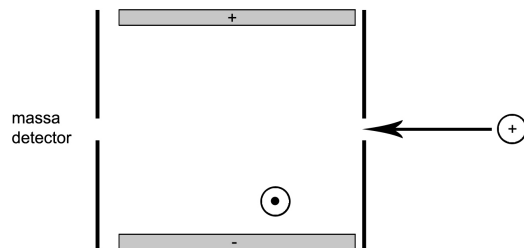
Na de gebogen platen hebben beide detectoren een negatieve spanning van -3,5 kV om de ionen te versnellen zodat het telrendement verhoogd wordt.

In figuur 51 kan je zien dat er een scherm is aangebracht onder de detector. Dit scherm is aangesloten op een voeding die stapsgewijs de volgende waarden doorloopt: 0; 0,6; 1,2; 1,8; 3,6; 5,4; 7,8; 10,2; 16,2; 19,8; 24,3; 0; -0,6; -1,2; -1,8; -3,6; -5,4; -7,8; -10,2; -16,2; -19,8; -24,3 V;

Opgave 61*

Leg uit wat een reden kan zijn geweest dat de wetenschappers dit grondscherm deze verschillende spanningen hebben laten doorlopen.

Het snelheidsfilter van Wien bestaat uit een elektrisch en magnetisch veld die loodrecht op elkaar staan. De grootte van het magnetisch veld is 10,0 mT. Het positief geladen ion komt aan de rechterkant het Wien filter binnen. De richting van het magneetveld is in de figuur aangegeven.



Figuur 53

We bekijken eerst de situatie waarbij er geen spanningsverschil over de twee elektrische platen staat.

Opgave 62*

Teken op het werkblad de verdere beweging van het ion.

Vervolgens zetten we een spanningsverschil van 24,3 V over de twee elektrische platen die 1,98 inch uit elkaar staan. Bij het opstijgen van de LM van Apollo 15 werden in de detector al snel ionen gemeten met een energie van 48,6 eV.

Opgave 63*

Leg uit hoe je door het handig instellen van de waarden voor \vec{B} en \vec{E} ionen met één specifieke snelheid kan doorlaten.

Opgave 64*

Toon aan dat de snelheid van de gemeten ionen $48,3 \cdot 10^3 \text{ m/s}$ is.

Opgave 65*

Laat met de aangetoonde snelheid zien dat het hier om ionen met de massa van Helium gaat.

Het Heliumion wordt in de detector nog versneld door een spanning van 3,5 kV.

Opgave 66*

Bereken de eindsnelheid waarmee het ion in de detector terecht komt.



10.1 Uitkomsten

4. $4,447\text{ N}$
5. $2,7 \cdot 10^3\text{ kg/s}$ *per motor*
6. $35 \cdot 10^6\text{ kg m/s}$
7. $2,4\text{ MN}$
8. $-3,3 \cdot 10^6\text{ N}$
10. $1,2 \cdot 10^6\text{ N}$
11. $3,86\text{ g}$
12. $2,3 \cdot 10^9\text{ J}$
13. $9,70 \cdot 10^{11}\text{ J}$
15. 16 Hz
18. $2,1 \cdot 10^2\text{ m/s}$
19. 3 keer
20. $1,29 \cdot 10^6\text{ N}$
21. $87,8\text{ min}$
22. *ietsje kleiner*
23. $1,8 \cdot 10^9\text{ W}$
24. $4,52 \cdot 10^{10}\text{ J}$
25. 10^{10} N
26. $0,52\text{ k}\Omega$
27. $5,74 \cdot 10^{-3}\text{ kWh}$
29. 70%
30. $0,13\text{ kW}$
31. $-R_1 = 5,86\ \Omega$
- van links naar rechts door R_2
32. $63\ \Omega$
33. $1,6 \cdot 10^3\text{ m/s}$
35. *geen eenheid*
36. $4,0 \cdot 10^2\text{ km/h}$
37. $2,564\text{ s}$
39. $1,28 \cdot 10^3\text{ Hz}$
groter
40. $1,4\text{ s}$
41. $12,58\text{ s}$
42. $1,4\text{ km}$
47. 235 m/s
 $63,2^\circ$
48. $6,36\text{ km/s}$
50. 2
52. 16 nSv
53. $3,5 \cdot 10^2$
56. $1 \cdot 10^4\text{ fotonen}$
57. 2 m
59. $7,6 \cdot 10^2\text{ J/kg K}$
60. $0,012\text{ W/mK}$
64. $48,3 \cdot 10^3\text{ m/s}$
66. $5,8 \cdot 10^5\text{ m/s}$



10.2 Lijst van afkortingen

Afkorting	Betekenis	Omschrijving
CECO	Center Engine Cut Off	Bij uitzetten van de motoren werd altijd eerst de binnenste van de 5 motoren uitgezet. Dit voor de balans.
CM	Command Module	Capsule waar de astronauten verbleven
CSM	Command Service Module	De unit met de astronauten, extra motor, brandstof en zuurstof voor de reis.
EMR	Engine Mixture Ratio	Mengverhouding tussen brandstof en zuurstof in de motor.
EPO	Earth Parking Orbit	Baan rondom de aarde van waaruit de reis naar de maan gestart werd.
IU	Instrument Unit	Ring met instrumenten voor de besturing van de raket.
lbf	pound force	Amerikaanse eenheid voor kracht.
lbm	pound mass	Amerikaanse eenheid voor massa.
LEM	Lunar Excursion Module	Voertuig om vanaf een baan om de maan op de maan te landen en daarna weer er van op te stijgen.
LES	Launch Escape System	Systeem om de capsule met de astronauten weg te schieten in veiligheid als er iets bij de lancering mis zou gaan.
LOX	Liquid Oxygen	Vloeibare zuurstof, voor de verbranding van de raket brandstof en vloeibare waterstof.
LVDC	Launch Vehicle Digital Computer	Computer die de autopiloot verzorgde bij de lancering tot moment van een baan om de aarde.
OECO	Outer Engine Cut Off	Dit was het uitzetten van de buitenste motoren
RP	Rocket Propellant	Raket brandstof, zeer zuivere variant van kerosine.
SM	Service Module	Bevat brandstof tanks, zuurstof, etc
TLI	Trans Lunar Injection	Moment van ontbranding van de motor om de aardbaan te verlaten en los te komen van de aarde naar de maan.

10.3 Bronnen

Boeken en manuals:

SA-507 flight manual, MSFC-MAN-507, NASA, (15 augustus 1969, changed 5 oktober 1969)
 Apollo operations handbook Command and Service module (SM2A-03-SC012, 16 sep 1966)
 Saturn V owner's workshop manual, W. David Woods, reprint april 2019, isbn 978 0 85733 828 0
 AS 509 launch information (McDonnell Douglas astronautics company)
 Apollo_15_Preliminary_Science_Report (NASA SP-289 1972)

Websites:

<https://www.nasa.gov/>
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/topics.htm>
<https://www.hq.nasa.gov/alsj/alsj-psrs.html> (preliminary science reports)
<https://ntrs.nasa.gov/>
<https://airandspace.si.edu>

https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_program

<http://www.longislandaerospacehistory.com/Select/LM/XXX-LM-PROJECT/LM%20project/apollo%20missions/apollo%20profiles/apollo-mission-profile-detail.html>