

Orion – kontrollierter Rücksturz zur Erde

In Bezug auf den SuW-Beitrag „Orion – Erster Testflug erfolgreich“ / Blick in die Forschung (SuW 2/2015)

Wolfgang Wieser

Die bemannte Raumfahrt hat sich in den letzten Jahrzehnten auf den erdnahen Weltraum konzentriert. Seit der letzten Apollo-Mission 17 im Jahr 1972 haben sich keine Menschen mehr weiter als etwa 400 km von der Erde entfernt (Arbeitshöhe von Skylab, MIR oder ISS). Zwar gibt es mit Russland, den USA und China drei Nationen, die schon Menschen ins All transportiert und sicher wieder zurückgebracht haben, das einzige Land, das zurzeit routinemäßig bemannte Raumfahrt betreibt, ist allerdings nur Russland.

Nach dem Ende der Space-Shuttle-Ära beginnen die USA mit der Orion-Kapsel ein neues Raumfahrtprogramm, mit dem nach eingehender Testung wieder Astronauten ins All gebracht werden sollen. Das Projekt ist mittelfristig für Flüge zum Mond bzw. Mars ausgelegt. Mit Hilfe einer mehrstufigen Trägerrakete wird die Kapsel ins All transportiert, absolviert dort ihre Aufgaben und stürzt, geschützt von Hitzeschilden und gebremst von Fallschirmen, wieder zur Erde zurück. Der Wiedereintritt in die Erdatmosphäre ist eine entscheidende und auch sehr gefährliche Flugphase. Ein großer Teil der kinetischen Energie soll dabei in Wärme umgewandelt werden, ohne die Kapsel dabei zu zerstören. Eine weitere Gefahrenquelle für die Astronauten stellt die erhöhte Strahlendosis jenseits der schützenden Atmosphäre dar. Prinzipiell ist eine Abschirmung von Strahlung jederzeit durch genügend dicke Bleiplatten zu erreichen. Allerdings ist eine Optimierung der Abschirmung notwendig, um bei möglichst wenig Masse einen möglichst hohen Schutz zu gewährleisten.



Rückkehr der unbemannten Orion-Kapsel nach erfolgreicher, zweimaliger Umrundung der Erde und dem Aufenthalt im Van-Allen-Strahlungsgürtel. Foto: NASA/James Blair

Das der Erde am nächsten liegende Strahlungsfeld, das Astronauten bei einem Einsatz jenseits der ISS durchqueren müssen, ist der Van-Allen-Strahlungsgürtel. Die Strahlenbelastung der Astronauten beim Flug durch dieses Feld lässt sich durch geschickte Wahl der Route, eine kurze Verweildauer und durch Abschirmung minimieren.

Beide potenzielle Gefährdungen, der Wiedereintritt wie auch die Strahlenbelastung sollten mit Hilfe des Exploration-Flight-Test 1 (EFT-1) der unbemannten Orion-Kapsel am 5.12.2014 untersucht werden.

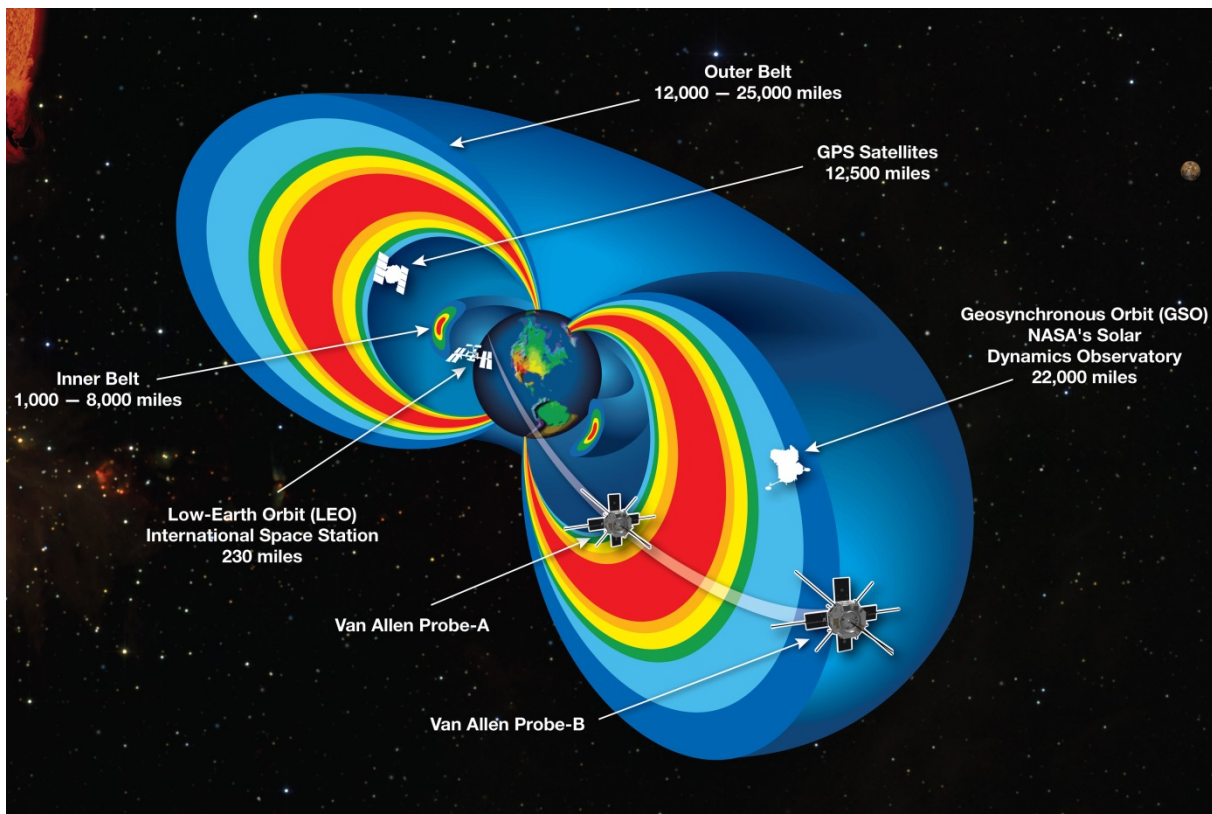
Im vorliegenden Material werden veröffentlichte Informationen genutzt, um den Start und den ersten Orbit der Orion-Kapsel mit Hilfe eines **Excel-Programms** zu simulieren. Ein **Bastelbogen** der NASA für jüngere Schüler ergänzt das Material.

Übersicht der Bezüge im WIS-Beitrag		
Physik	Mechanik, Quantenphysik	Newton-Gesetze, Raketengleichung, Van-Allen-Strahlungszone, Radioaktivität
Astronomie	Raumfahrt, Himmelsmechanik	Kepler-Gesetze, Bahngeschwindigkeit auf einer Kepler-Ellipse
Fächerverknüpfung	Astronomie – Geographie Astronomie – Informatik	Breitenkreise (→Bahngeschwindigkeit), Strahlungszonen (→Van-Allen-Strahlungsgürtel), Karten, Projektionen und ground track, Modellierung, Halbschrittverfahren, Excel-Programmierung
Lehre allgemein	Kompetenzen (Fachwissen, Erkenntnisgewinnung), Unterrichtsmittel	Modellierung, Formeln anwenden, Methoden übertragen, Zusammenhänge erkennen, Java-Applet, Bastelbogen

Orion – kontrollierter Rücksturz zur Erde

Bei bemannten Raumfahrtmissionen spielen der Schutz und die Sicherheit der Astronauten eine entscheidende Rolle. Neben dem Start ist vor allem der Wiedereintritt in die Erdatmosphäre eine sehr gefährliche Phase des Fluges, da während des Rücksturzes zur Erde das Material der Raumkapsel enormen thermischen Belastungen ausgesetzt ist.

Eine weitere direkte Gefahr für die Astronauten während des Flugs stellt die erhöhte Strahlendosis jenseits der schützenden Atmosphäre dar. Prinzipiell ist eine Abschirmung von Strahlung jederzeit durch genügend dicke Bleiplatten zu erreichen. Das maximale Startgewicht der Rakete limitiert jedoch die Auswahl an Materialien und deren Dicke. Eine Optimierung der Abschirmung ist notwendig, um bei möglichst wenig Masse einen möglichst hohen Schutz zu gewährleisten. Die der Erde am nächsten liegenden **Strahlungszonen**, die Astronauten bei einem Einsatz jenseits der ISS durchqueren müssen, sind die Van-Allen-Strahlungsgürtel, die zuletzt im Jahr 2013 von den zwei NASA-Sonden Van Allen Probe-A und Probe-B untersucht wurden.



Darstellung der beiden Van-Allen Strahlungsgürtel, die sich in einer Entfernung von 1600 km – 13000 km bzw. 19000 km – 40000 km über der Erdoberfläche befinden. (Abbildung: NASA)

Die **Van-Allen-Gürtel** sind donutförmige Regionen, in denen energiereiche, geladene Teilchen vom Magnetfeld der Erde eingeschlossen sind. In niedrigen geographischen Breiten um den Äquator herum findet man in Höhen von 1600 km bis 13000 km hauptsächlich hochenergetische Protonen. In einer Höhe von 19000 km bis 40000 km besteht der Van-Allen-Gürtel hauptsächlich aus Elektronen. Die Strahlenbelastung lässt sich durch geschickte Wahl der Flugroute, eine kurze Verweildauer und durch Abschirmung minimieren. So wurde z.B. die Flugroute der Apollo-Missionen so gewählt, dass die Astronauten nur sehr kurz im Van-Allen-Gürtel verweilten und dort nicht durch die größte Teilchendichte flogen. Eine Abschätzung über die Strahlenbelastung der Apollo-11-Astronauten beim Flug durch die Strahlungsgürtel findet man unter <http://www.braeunig.us/apollo/VABraddose.htm>.

Beide potenzielle Gefährdungen, der Wiedereintritt wie auch die Strahlenbelastung sollten mit Hilfe des Exploration-Flight-Test 1 (EFT-1) der unbemannten Orion-Kapsel am 5.12.2014 untersucht werden. Dazu wurde eine sehr exzentrische **Flugellipse** gewählt, deren erdfernster Punkt in einer Höhe von 5808 km und somit im inneren Van-Allen-Gürtel lag, während sich der erdnächste Punkt mit -23 km eigentlich unterhalb der Erdoberfläche befand. Damit war gewährleistet, dass die Kapsel auf dem Weg zum Perigäum mit einer sehr hohen Geschwindigkeit in die Erdatmosphäre eintauchen und von Fallschirmen gebremst auf der Erdoberfläche landen wird. Die beim Rücksturz maximal auftretende **Bahngeschwindigkeit** entsprach etwa 80 % der Rückkehrgeschwindigkeit von einer Mondmission.

Der Start erfolgte am 5.12.2014 um 12:05 UT von der Startrampe 37 in Cape Canaveral/Florida auf einer geographischen Breite von $28^{\circ} 29' 59''$. Als Transportmittel wurde die zweistufige Delta IV Trägerrakete in der Heavy-Ausführung (Delta IV Heavy) gewählt, die große Nutzlasten in eine Erdumlaufbahn befördern kann und bisher hauptsächlich für Spionagesatelliten zum Einsatz kam. Um die Kapsel auf die oben beschriebene Flugbahn zu bringen, wurde sie nach dem Start zusammen mit der zweiten Stufe der Delta IV Heavy für eine Erdumrundung auf eine erdnahe Umlaufbahn mit Perigäum bei 185 km und Apogäum bei 888 km Erdentfernung gebracht. Das Ausbrennen der zweiten Stufe führte die Kapsel dann in die gewünschte sehr exzentrische Flugbahn mit einem sehr großen Apogäum, von dem aus sie der Erde entgegenstürzte und im Pazifik vor der Halbinsel Baja California wasserte.

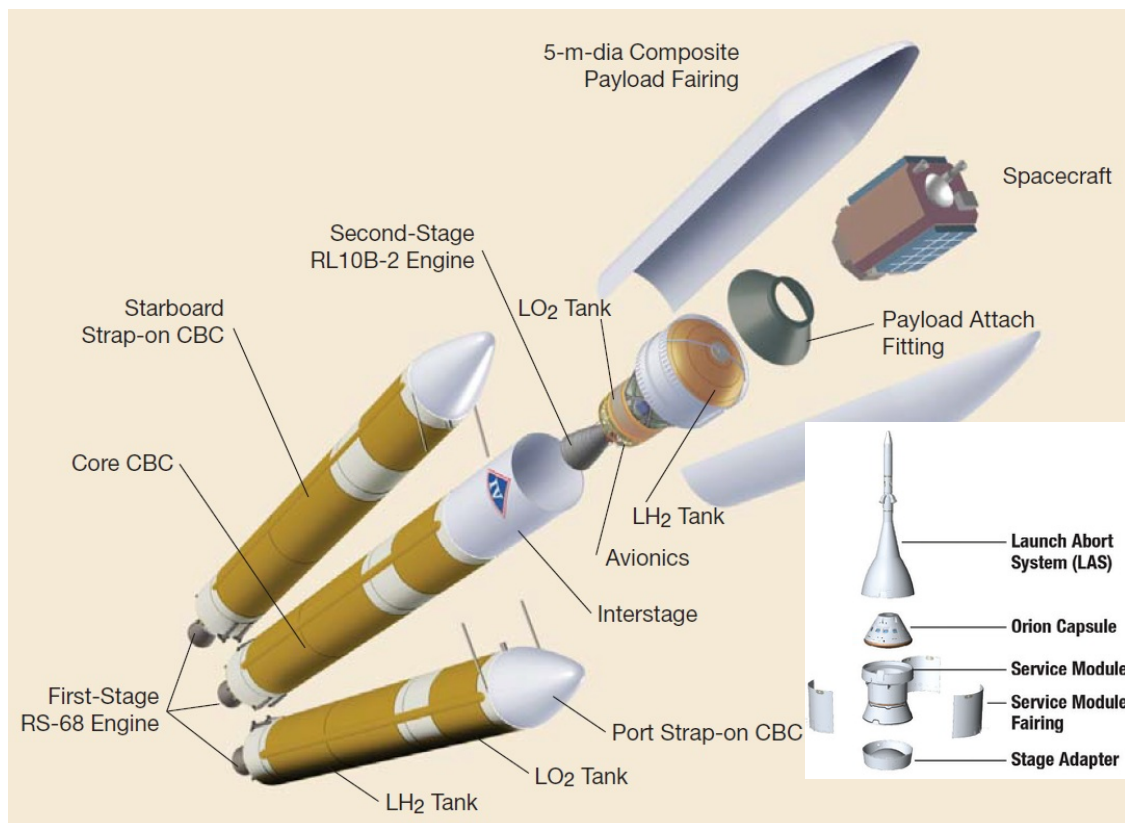
Zum Flug EFT-1 sind bisher nur wenige offizielle Flugdaten bekannt gegeben worden. Trotzdem kann aus bisher veröffentlichten Daten zur Trägerrakete Delta IV Heavy und den Informationen zu den Orbits ein realitätsnaher Flugverlauf mit Excel simuliert werden. Die Informationen stammen Großteils von Veröffentlichungen der United Launch Alliance (ULA), einem „joint venture“ aus Lockheed Martin und The Boeing Company, die Raketen (Atlas & Delta) für den Transport von Nutzlasten ins All entwickeln (Auftraggeber: Verteidigungsministerium, NASA, militärischer Nachrichtendienst NRO, Luftwaffe u.a.). Eine weitere Quelle sind die Internetseiten www.spaceflight101.com, auf denen über aktuelle Raketenstarts informiert wird.

Eine frei verfügbare Information über den Orbit ist der sogenannte „**ground track**“, die Projektion der Flugbahn auf die Erdkugel. Sie sollte den Schülern von anderen Missionen (Apollo, ISS etc.) schon bekannt sein, sorgt jedoch immer wieder für Irritationen, da die sinusförmige Spur auf der Mercator-Projektion der Erde eine ständige Kurskorrektur der Raumfahrzeuge vermuten lässt. Diese Vorstellung lässt sich korrigieren, indem man die Flugbahn mit Hilfe einer Schnur auf einem Globus verfolgt. Die sinusförmige Spur auf der Karte führt sehr schnell auf Großkreise auf dem Globus, auf denen die Raumfahrzeuge die Erde umrunden. Ein **Java-Applet** zum Thema „ground tracks“ findet man auf: <http://satellite.tracks.free.fr/satrace/satrace.php?language=de>.



Ground track des EFT-1 Flugs der Orion Kapsel. Von Cape Canaveral aus umkreiste die Kapsel auf einer erdnahen Umlaufbahn einmal die Erde, um nach dem erneuten Zünden der zweiten Stufe in eine sehr exzentrische Umlaufbahn einzuschwenken und nahe der Halbinsel Baja California zu wassern. (Abb.: NASA)

Für die Programmierung der Simulation müssen zuerst die Eckdaten der Mission ermittelt werden. Der Start führte in eine erdnahe Umlaufbahn, auf der die Kapsel die Erde in einer Entfernung zwischen 185 km und 888 km umrundete. Um die 21,2 t schwere Orion-Kapsel incl. zweiter Raketenstufe und notwendigem Treibstoff für die zweite Zündung auf diese Höhe zu bringen, war eine der schubkräftigsten amerikanischen Trägerraketen notwendig – die Delta IV Heavy.



Schematischer Aufbau einer Delta IV Heavy: Drei Common Booster Cores (CBCs) bilden die erste Stufe. Sie werden mit flüssigem Wasserstoff (LH₂) und flüssigem Sauerstoff (LO₂) betrieben. Die zweite Stufe besitzt ein Triebwerk, das auch mit LH₂ und LO₂ arbeitet. Als Nutzlast ist beim EFT-1 die Orion-Kapsel an Bord (rechter Einschub). Zusätzlich zur normalen Ausführung hat die Delta IV Heavy eine Rettungsrakete (LAS) an der Spitze, die im Notfall die Kapsel von der Rakete abtrennen und aus dem Gefahrenbereich schießen kann. (Abb.: ULA)

Die erste Stufe besteht aus drei Common Booster Cores (CBCs), die mit flüssigem Wasserstoff (LH₂) und Sauerstoff (LO₂) betrieben werden und als Triebwerk ein RS-68 benutzen. Das RS-68 ist das zweitstärkste Triebwerk weltweit, das mit LH₂/LO₂ betrieben wird. Es kann 3,0 MN Schub auf Meereshöhe und 3,4 MN Schub im Vakuum erzeugen. Die CBCs sind je 41 m hoch bei einem Durchmesser von 5,1 m, haben ein Leergewicht von 26,4 t und sind mit 29,5 t LH₂ (416 m³) bei -253°C bzw. 173 t LO₂ (151 m³) bei -183°C gefüllt. Bei voller Leistung (102 %) werden von jedem CBC ca. 0,84 t Treibstoff pro Sekunde ausgestoßen.

Auf dem mittleren CBC sitzt die zweite Stufe mit der Orion-Kapsel. Die Antriebsstufe hat eine Höhe von 13,7 m bei gleichem Durchmesser wie die erste Stufe und einem Leergewicht von 3,5 t. Auch die zweite Stufe wird mit LH₂/LO₂ betrieben, von denen 4,0 t LH₂ und 23 t LO₂ an Bord sind. Als Triebwerk dient ein RL-10B-2, das einen Schub von 112 kN erzeugen kann. Dabei werden 3,5 kg LH₂ und 20,6 kg LO₂ pro Sekunde verbraucht. An der Spitze der zweiten Stufe befindet sich das Service Modul für die Orion-Kapsel, die Kapsel selbst sowie die Rettungsrakete. Zusammen ergibt sich für die zweite Stufe eine Masse von 21,2 t, wovon die Kapsel 8,9 t beansprucht und den Astronauten einen Raum von etwa 9 m³ zur Verfügung stellt.

Damit der gewünschte Erdorbit erreicht werden konnte, war eine Reihe von Schubkraft- und Lageveränderungen während des Flugs notwendig. Die Schubkraftregelung ist relativ gut dokumentiert, während die Bahnänderungen noch nicht veröffentlicht sind sondern mit Hilfe des Excel-Programms selbst angepasst werden müssen.

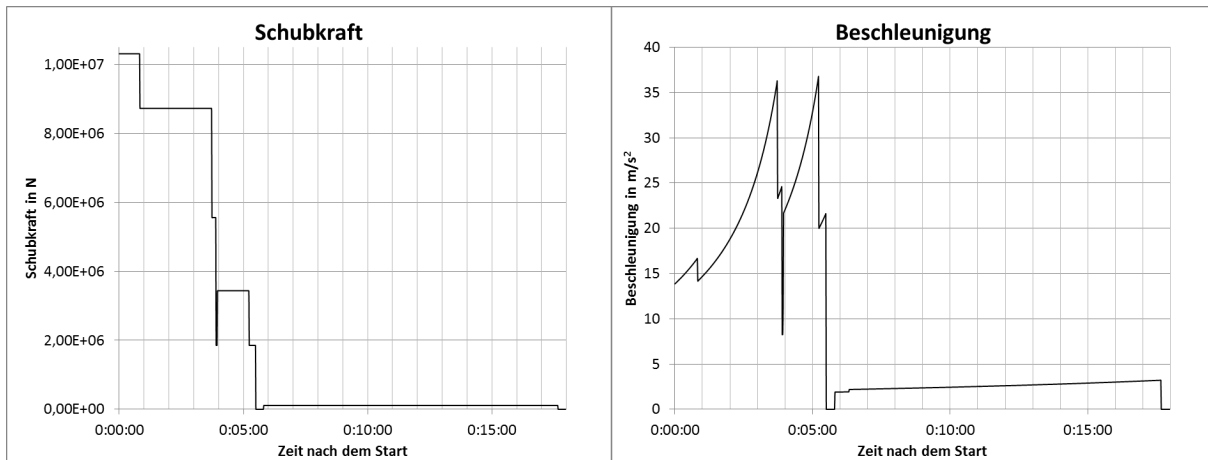
Der Testflug lässt sich grob in vier Phasen unterteilen:

- In der Startphase wird alles außer der ersten Stufe in eine erdnahe Umlaufbahn gebracht.
- Es folgt eine Erdumrundung auf einer elliptischen Umlaufbahn mit Apogäum bei 888 km bzw. Perigäum bei 185 km über der Erdoberfläche. Die Bahn ist um $28,8^\circ$ gegen den Erdäquator geneigt.
- Durch erneutes Zünden der zweiten Stufe wird eine sehr exzentrische Umlaufbahn eingeschlagen, die zu einem Apogäum in einer Höhe von 5808 km bzw. einem Perigäum bei -23 km führt. Der negative Wert für das Perigäum bedeutet somit einen Einschlag auf der Erdoberfläche.
- Um den Einschlag auf der Erdoberfläche zu vermeiden, wird die Orion-Kapsel von der zweiten Stufe abgetrennt und durch den Abstieg in der Atmosphäre gebremst, um dann mit Hilfe von Fallschirmen im Pazifik zu wassern.

Die Startphase und der erste Umlauf soll mit Hilfe eines **Excel-Programms** simuliert werden. Sie Phasen laufen folgendermaßen ab:

Vergangene Zeit nach dem Start	Ereignis/Beschreibung
00:00:00	Startmasse: 744,1 t
	CBC: Leermasse: $3 \cdot 26,4 \text{ t} = 79,2 \text{ t}$ Treibstoff: $3 \cdot 202 \text{ t} = 606 \text{ t}$ Gesamtmasse: 685,2 t Zweite Stufe: Leermasse: 3,5 t Treibstoff: 27,2 t Gesamtmasse: 30,7 t Orion: 21,2 t Rettungsrakete: 7 t
	Alle CBCs laufen mit vollem Schub (102 %): Gesamtschub: 10,03 MN Gesamtverbrauch: 2,52 t/s
00:00:50	Mittleren CBC drosseln auf 55 % Schub Gesamtschub: 8,73 MN Gesamtverbrauch: 2,12 t/s
00:03:44	Äußere CBC drosseln auf 55 % Schub Gesamtschub: 5,56 MN Gesamtverbrauch: 1,38 t/s
00:03:54	Äußere CBC aus Gesamtschub: 1,85 MN Gesamtverbrauch: 0,46 t/s
00:03:56	Äußere CBC werden abgeworfen
00:03:57	Mittlerer CBC erhöht auf vollen Schub Gesamtschub: 3,44 MN Gesamtverbrauch: 0,85 t/s
00:05:14	Mittlerer CBC drosseln auf 55% Schub Gesamtschub: 1,85 MN Gesamtverbrauch: 0,46 t/s
00:05:30	Mittlerer CBC aus
00:05:33	Mittlerer Booster wird abgeworfen
00:05:49	Zünden der zweiten Stufe Gesamtschub: 112 kN Gesamtverbrauch: 24 kg/s
00:06:20	Rettungsrakete wird weggesprengt
00:17:39	Zweite Stufe aus
bis 01:55:26	Erster Orbit

Aus den obigen Daten lässt sich ein Diagramm über den zeitlichen Verlauf der Schubkraft und der Beschleunigung erstellen:



Die Beschleunigung ergibt sich aus der Schubkraft, indem diese durch die noch vorhandene Gesamtmasse geteilt wird. Dementsprechend muss der Massenverlust durch den Treibstoffverbrauch oder das Absprennen von Raketenteilen (CBCs, Rettungsrakete...) berücksichtigt werden. Dazu wird in einer Excel-Tabelle jede Sekunde die aktuelle Gesamtmasse errechnet. Im **beiliegenden Excel-Programm** findet man auf dem zweiten Tabellenblatt die Raketendaten im Laufe des Aufstiegs:

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	Zeit	CBC1/3 Schub	CBC1/3 Verbrauch	CBC1/3 Masse	CBC2 Schub	CBC2 Verbrauch	CBC2 Masse	St2 Schub	St2 Verbrauch	St2 Masse
2	0:00:00	6,8748E+06	1,7085E+03	4,5680E+05	3,44E+06	8,5426E+02	2,2840E+05	0,0000E+00	0,0000E+00	5,8900E+04
3	0:00:01	6,8748E+06	1,7085E+03	4,5509E+05	3,44E+06	8,5426E+02	2,2755E+05	0,0000E+00	0,0000E+00	5,8900E+04
4	0:00:02	6,8748E+06	1,7085E+03	4,5338E+05	3,44E+06	8,5426E+02	2,2669E+05	0,0000E+00	0,0000E+00	5,8900E+04
5	0:00:03	6,8748E+06	1,7085E+03	4,5167E+05	3,44E+06	8,5426E+02	2,2584E+05	0,0000E+00	0,0000E+00	5,8900E+04
6	0:00:04	6,8748E+06	1,7085E+03	4,4997E+05	3,44E+06	8,5426E+02	2,2498E+05	0,0000E+00	0,0000E+00	5,8900E+04
7	0:00:05	6,8748E+06	1,7085E+03	4,4826E+05	3,44E+06	8,5426E+02	2,2413E+05	0,0000E+00	0,0000E+00	5,8900E+04
8	0:00:06	6,8748E+06	1,7085E+03	4,4655E+05	3,44E+06	8,5426E+02	2,2327E+05	0,0000E+00	0,0000E+00	5,8900E+04

In Spalte A ist die vergangene Zeit nach dem Start abgelegt. Die Spalten B, C und D beschreiben den Zustand der beiden äußeren CBCs zusammengenommen: Die Schubkraft in Newton (hier: 102 %), der aktuelle Verbrauch in kg pro Sekunde und die Masse in kg zu Beginn dieser Zeitmarke. Die Masse berechnet sich für Zeiten nach dem Start aus der Masse in der Zeile vorher, von der der Treibstoffverbrauch aus der Zeile vorher abgezogen wird. Die gleichen Größen werden für den mittleren CBC in den Spalten E, F und G berechnet. Schubkraft, Verbrauch und Masse der zweiten Raketenstufe incl. Kapsel und Rettungsrakete befinden sich in den Spalten H, I und J.

Mit Hilfe der zur Verfügung stehenden Schubkraft kann die Trägerrakete ohne weiteres die erforderliche Höhe der Umlaufbahn erreichen. Der Test eines senkrechten Starts soll das Halbschrittverfahren erläutern, mit dem danach der realistischere Fall berechnet wird (siehe **beiliegendes Excel-Programm: Flug-sekrecht.xlsx**).

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	Schritt	Zeit	Gesamtmasse	Schubkraft	Beschleunigung	ay	gy	vy	y	Höhe
2	0	0:00:00	744100	1,0312E+07	1,39E+01	1,39E+01	-9,80E+00	2,03E+00	6,38E+06	0,00E+00
3	1	0:00:01	741537,2072	1,0312E+07	1,39E+01	1,39E+01	-9,80E+00	6,14E+00	6,38E+06	2,03E-03
4	2	0:00:02	738974,4144	1,0312E+07	1,40E+01	1,40E+01	-9,80E+00	1,03E+01	6,38E+06	8,17E-03
5	3	0:00:03	736411,6215	1,0312E+07	1,40E+01	1,40E+01	-9,80E+00	1,45E+01	6,38E+06	1,85E-02
6	4	0:00:04	733848,8287	1,0312E+07	1,41E+01	1,41E+01	-9,80E+00	1,88E+01	6,38E+06	3,30E-02
7	5	0:00:05	731286,0359	1,0312E+07	1,41E+01	1,41E+01	-9,80E+00	2,31E+01	6,38E+06	5,17E-02
8	6	0:00:06	728723,2431	1,0312E+07	1,42E+01	1,42E+01	-9,80E+00	2,74E+01	6,38E+06	7,48E-02
9	7	0:00:07	726160,4503	1,0312E+07	1,42E+01	1,42E+01	-9,80E+00	3,18E+01	6,38E+06	1,02E-01
10	8	0:00:08	723597,6574	1,0312E+07	1,43E+01	1,43E+01	-9,80E+00	3,63E+01	6,38E+06	1,34E-01
11	9	0:00:09	721034,8646	1,0312E+07	1,43E+01	1,43E+01	-9,80E+00	4,08E+01	6,38E+06	1,70E-01
12	10	0:00:10	718472,0718	1,0312E+07	1,44E+01	1,44E+01	-9,80E+00	4,53E+01	6,38E+06	2,11E-01

In Spalte B ist die vergangene Zeit nach dem Start abgelegt, die Spalten C und D enthalten die aktuelle Gesamtmasse der Rakete und die aktuelle Schubkraft, ermittelt aus den Informationen des zweiten Tabellenblatts. Daraus errechnet sich die Beschleunigung (Spalte E), die nur in y-Richtung, also senkrecht zum Boden wirkt (Spalte F). Dem entgegen wirkt die Erdbeschleunigung, die in Spalte G berechnet wird. In Spalte I ist die Position der Rakete über dem Erdmittelpunkt angegeben, in Spalte J die Höhe über dem Erdboden. Es gelten folgende Berechnungsvorschriften:

$$\text{Beschleunigung} = \frac{F}{m} \rightarrow E2 = D2 : C2$$

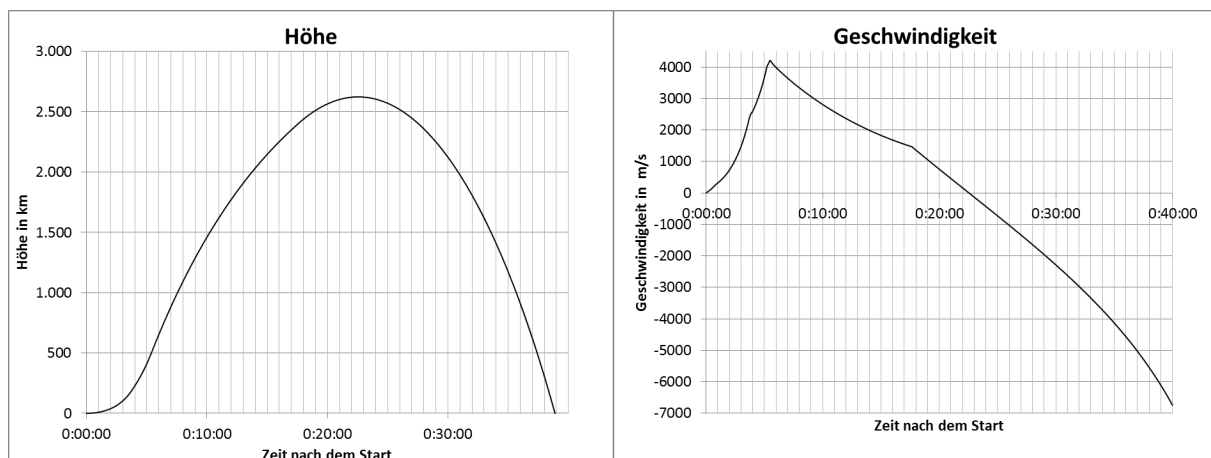
$$gy = G \cdot \frac{M_{\text{Erde}}}{r^2} \rightarrow G2 = 6,671 \cdot 10^{-11} \cdot 5,97 \cdot 10^{24} : I2^2$$

$$\text{Höhe} = I2 - 6378 \cdot 10^3$$

Die Werte in einer Zeile geben bis auf die Geschwindigkeit die Werte der physikalischen Größen zu Beginn dieser Zeitmarke an. Die Geschwindigkeit wird auf halbem Weg zur nächsten Zeitmarke aus den Beschleunigungen der aktuellen Zeitmarke bestimmt. Diese Geschwindigkeit dient zur Berechnung des zurückgelegten Wegs, der in der nächsten Zeitmarke eingetragen wird. Lediglich die erste Zeile (Anfangsbedingungen) weicht von diesem Schema ab. Für die obige Tabelle ab Spalte E ergeben sich folgende Formeln zur Bestimmung der Zellenhalte (X entspricht dem Wert: $6,671 \cdot 10^{-11} \cdot 5,97 \cdot 10^{24}$):

E	F	G	H	I	J
Beschleunigung	ay	gy	vy	y	Höhe
=D2/C2	=E2	=X/I2^2	=0,5*(F2-G2)*1	=6378 · 10 ³	=I2-6378 · 10 ³
=D3/C3	=E3	=X/I3^2	=H2+(F3-G3)*1	=I2+H2*1	=I3-6378 · 10 ³
=D4/C4	=E4	=X/I4^2	=H3+(F4-G4)*1	=I3+H3*1	=I4-6378 · 10 ³

Bei diesem, wie auch bei den folgenden Flügen wurde der Luftwiderstand vernachlässigt, da keine verlässlichen Werte bzgl. des c_w -Werts der Rakete oder der angeströmten Fläche veröffentlicht sind. Nach 2336 Zeilen bzw. nach einer Zeit von ca. 39 Minuten wird der Wert für die Höhe negativ, d.h. die Kapsel landet nach einem Ausflug in über 2600 km Höhe wieder auf dem Erdboden:



Die Schubkraft der Rakete reicht also ohne weiteres aus, die erforderliche Höhe der Umlaufbahn erreichen. Damit die Orion-Kapsel auf dieser Höhe aber bleiben kann, muss sie eine nicht zu vernachlässigende **Bahngeschwindigkeit** besitzen. Um die minimale bzw. maximale Geschwindigkeit auf der Bahn zu berechnen, ist zuerst die große Halbachse der Umlaufbahn zu ermitteln. Mit dem bekannten Erdradius ergibt sich:

$$\begin{aligned} r_{\text{Perigäum}} &= r_{\text{Erde}} + 185 \cdot 10^3 \text{ m} = 6563 \cdot 10^3 \text{ m} \\ r_{\text{Apogäum}} &= r_{\text{Erde}} + 888 \cdot 10^3 \text{ m} = 7266 \cdot 10^3 \text{ m} \\ a &= 0,5 \cdot (r_{\text{Perigäum}} + r_{\text{Apogäum}}) = 6914,5 \cdot 10^3 \text{ m} \end{aligned}$$

Daraus lässt sich mit der bekannten Erdmasse und der Gravitationskonstanten die maximale Bahngeschwindigkeit im Perigäum bzw. die minimale Bahngeschwindigkeit im Apogäum berechnen:

$$\begin{aligned} v &= \sqrt{G \cdot M_{\text{Erde}} \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \\ v_{\text{max}} &= \sqrt{G \cdot M_{\text{Erde}} \cdot \left(\frac{2}{r_{\text{Perigäum}}} - \frac{1}{a} \right)} = 7987 \frac{\text{m}}{\text{s}} \\ v_{\text{min}} &= \sqrt{G \cdot M_{\text{Erde}} \cdot \left(\frac{2}{r_{\text{Apogäum}}} - \frac{1}{a} \right)} = 7214 \frac{\text{m}}{\text{s}} \end{aligned}$$

Diese Geschwindigkeiten erreicht man am besten, wenn die Rakete nach dem Start nicht senkrecht in den Himmel steigt, sondern in Richtung Osten auf einer gekrümmten Bahn in das Perigäum der Umlaufbahn fliegt. So wird schon während des Aufstiegs ein Teil der Beschleunigung zum Erreichen der notwendigen Bahngeschwindigkeit genutzt. Ein Start in Richtung Osten hat den weiteren Vorteil, dass die schon vorhandene Bahngeschwindigkeit der Erde aufgrund der täglichen Rotation der Erde um ihre eigene Achse als Anfangsgeschwindigkeit der Rakete genutzt werden kann.

Tatsächlich verlief der Start nur um 5° Richtung Äquator geneigt, so dass im Rahmen dieser Abschätzung von einem Start in Ostrichtung ausgegangen werden kann. Die Bahngeschwindigkeit eines Punktes auf der geographischen Breite von Cape Canaveral ($28^\circ 29' 59''$) berechnet sich nach:

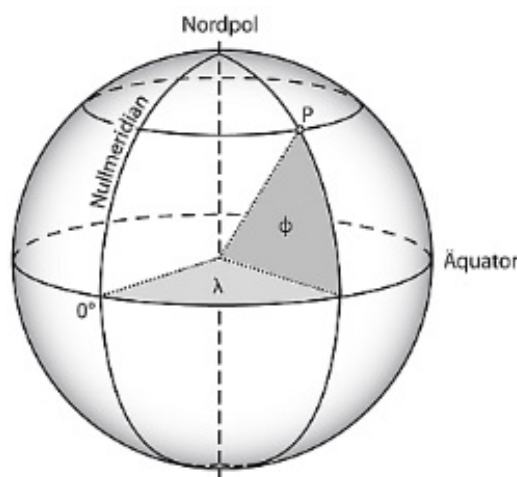
$$v = \frac{\text{Länge des Breitenkreises}}{1 \text{ Tag}}$$

$$v = \frac{2\pi r_{\text{Breitenkreis}}}{24 \cdot 3600 \text{ s}}$$

$$v = \frac{2\pi r \cdot \cos(28^\circ 29' 59'')}{24 \cdot 3600 \text{ s}}$$

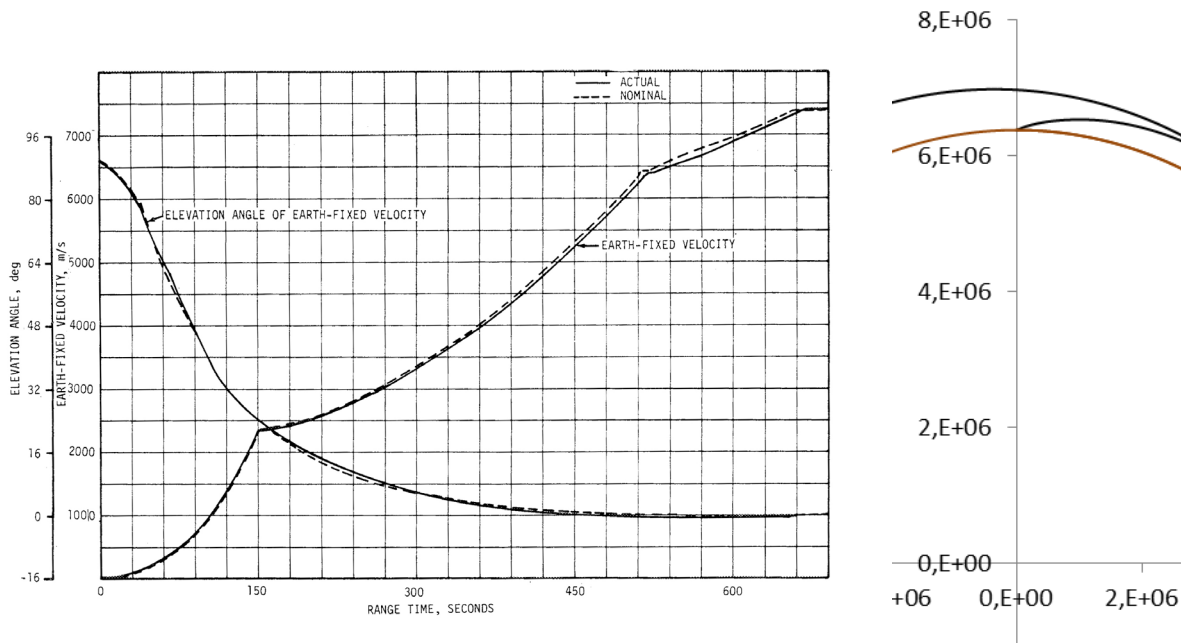
$$v = \frac{2\pi r \cdot \cos(28^\circ 29' 59'')}{24 \cdot 3600 \text{ s}}$$

$$v = 408 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$



Die Delta IV Heavy hebt demnach schon mit einer horizontalen Anfangsgeschwindigkeit von 408 m/s ab. Für die Simulation soll die Flugbahn in einer Ebene liegen, so dass die Bahnpunkte durch zwei Koordinaten (x; y) festgelegt werden können. Der Ursprung des Koordinatensystems liegt bei dieser Darstellung im Erdmittelpunkt, die y-Achse durchstößt die Erdoberfläche in Cape Canaveral.

Leider ist nicht bekannt, in welcher Flugphase die Rakete unter welchem Neigungswinkel (elevation angle) fliegt, so dass der Flugverlauf über ein Versuch-und-Irrtum-Verfahren angepasst werden muss. Der Neigungswinkel bestimmt, unter welchem Winkel relativ zum Horizont die Raketenbeschleunigung wirkt und gibt somit vor, wie deren Betrag auf die Beschleunigung in x-Richtung und y-Richtung aufgeteilt wird. Als Anhaltspunkt für die zeitliche Änderung des Neigungswinkels wurde der Flugverlauf der Apollo-4-Mission herangezogen:

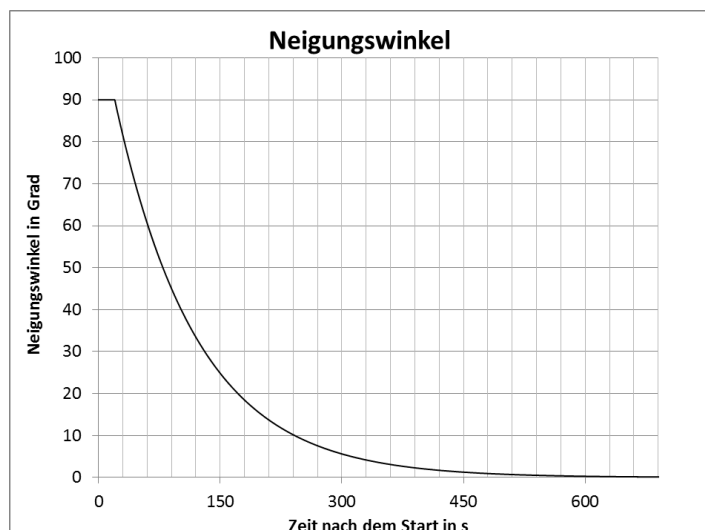


Links: Neigungswinkel der Saturn V Rakete bei der Apollo-4-Mission nach dem der Flugverlauf der Orion-Mission modelliert wurde (Saturn V Launch Vehicle Flight Evaluation Report-AS-501 Apollo-4-Mission). **Rechts:** Koordinatensystem der simulierten Erdumkreisung (schwarz). Der Koordinatenursprung liegt im Erdmittelpunkt, die y-Achse durchstößt die Erde (braun) am Startort Cape Canaveral.

Der modellierte Verlauf des Neigungswinkels wird in zwei Abschnitte unterteilt: In der ersten Phase bleibt der Winkel konstant bei 90°, d.h. die Rakete steigt senkrecht in den Himmel. Danach fällt der Winkel exponentiell ab, bis die Rakete nahezu parallel zur Erdoberfläche fliegt. Für die Modellierung des Winkels sind zwei Parameter notwendig:

Der Zeitpunkt T1, nachdem der senkrechte Aufstieg verlassen wird.

Eine Zeitspanne T2, nach der der Neigungswinkel auf 45° abgeflacht ist. Der mit den Daten T1 = 20 und T2 = 90 simulierte zeitliche Verlauf des Neigungswinkels für die Apollo-4-Mission ist in nebenstehendem Bild wiedergegeben.



Wenn die Missionszeit t über den Wert T1 hinausgeht, berechnet sich der Neigungswinkel α über die Formel:

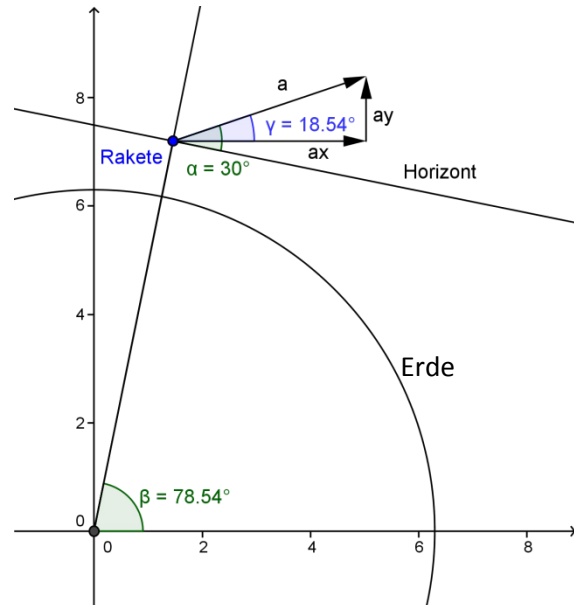
$$\alpha = 90^\circ \cdot 10^{k \cdot [t - T1]} \quad \text{mit } k = \frac{\log_{10} 0,5}{T2 - T1}$$

Vor dem Zeitpunkt T1 ist der Neigungswinkel 90°.

Da der Missionsverlauf sehr stark von der Wahl des Neigungswinkels abhängt, ist es eine reizvolle Aufgabe für die Schüler, die richtige Aufstiegsvariante zu finden. Der Einfluss des Neigungswinkels auf die Aufteilung der Beschleunigungen zeigt untenstehendes Bild:

Die Rakete hat sich vom Startpunkt entfernt, so dass die x-Achse mit der Verbindungslinie Erdmittelpunkt/Koordinatenursprung – Rakete einen Winkel β (hier: $78,54^\circ$) einschließt. Senkrecht auf dieser Verbindungslinie und durch den Ort der Rakete verläuft der Horizont. Der Neigungswinkel α markiert den Winkel zwischen dem Horizont und der Raketenbeschleunigung (hier: 30°). Um die x- bzw. y-Komponenten der Beschleunigung zu erhalten, benötigt man den blauen Winkel γ . Der Winkel zwischen ax und dem Koordinatenursprungsstrahl ist β , der Winkel zwischen a und dem Koordinatenursprungsstrahl ist $90^\circ - \alpha$. Demnach gilt für γ :

$$\gamma = \beta - (90^\circ - \alpha) = \alpha + \beta - 90^\circ$$



Damit lässt sich der senkrechte Raketenstart zu einem zweidimensionalen Raketenflug umgestalten. Dazu benötigt man zu jedem Zeitpunkt den Neigungswinkel α und den Positionswinkel β . Der Neigungswinkel wird über die oben beschriebene Methode ermittelt, für den Positionswinkel β der Rakete bei den Koordinaten (x,y) gilt:

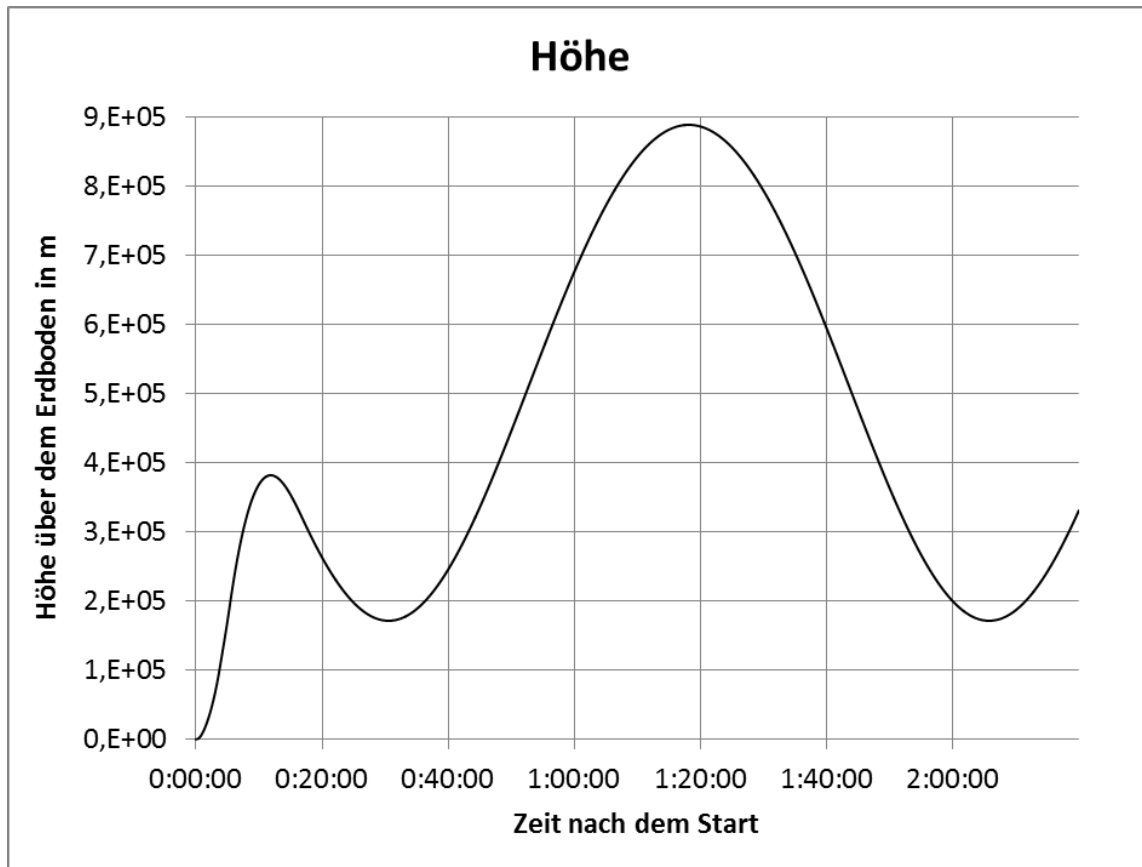
$$\tan(\beta) = \frac{y}{x}$$

Daraus ergibt sich folgende Excel-Tabelle (angehängt als Flug-real.xlsx):

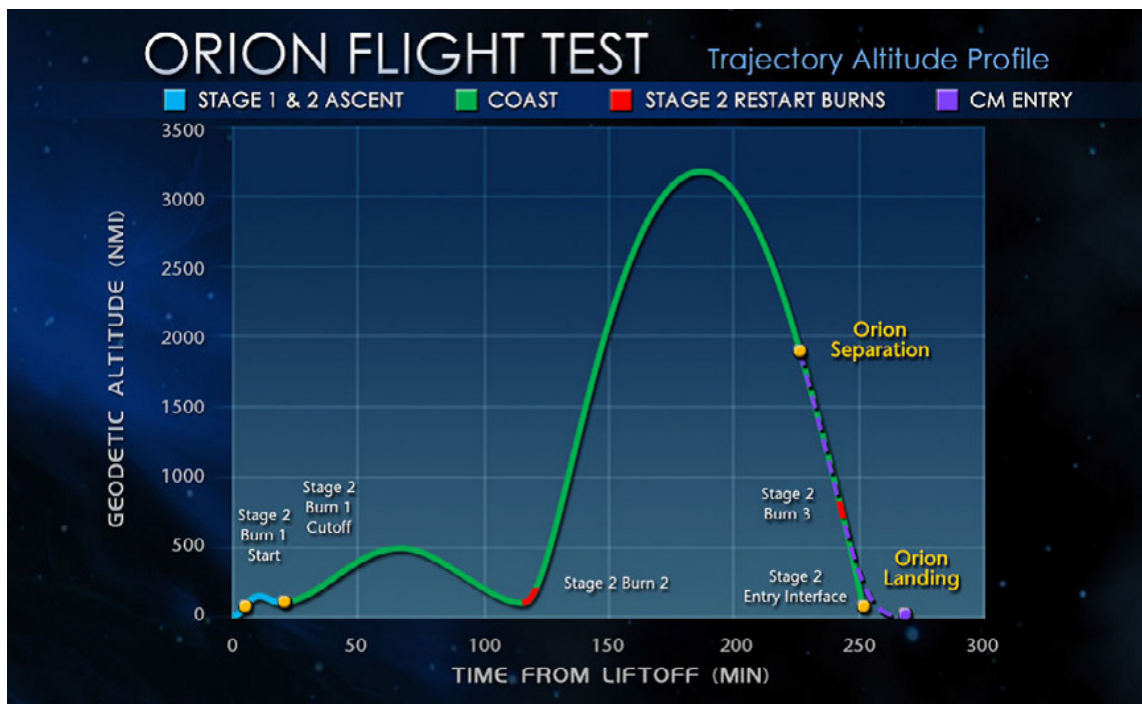
	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T
1	Beschleunigung	Winkel	ax	ay	gx	gy	vx	vy	x	y	Abstand	Höhe	Geschwindigkeit	Positionswinkel	Neigungswinkel	Tune
1	Beschleunigung	Winkel	ax	ay	gx	gy	vx	vy	x	y	Abstand	Höhe	Geschwindigkeit	Positionswinkel	Neigungswinkel	Tune
2	1,39E+01	1,57079633	8,49E-16	1,39E+01	-6,0018E-16	-9,79766186	4,08E+02	2,03E+00	0	6,38E+06	6378137	0	407,5119254	1,570796327	1,570796327	1,5
3	1,39E+01	1,57073244	8,89E-04	1,39E+01	0,000625984	-9,79765556	4,08E+02	6,14E+00	4,08E+02	6,38E+06	6378139,04	2,0434977	407,5533732	1,570732436	1,570796327	111,5
4	1,40E+01	1,56572727	7,07E-02	1,40E+01	-0,001251964	-9,79763652	4,08E+02	1,03E+01	8,15E+02	6,38E+06	6378145,22	8,22189318	407,7066468	1,570668545	1,565855056	-0,00273664
5	1,40E+01	1,55582741	2,10E-01	1,40E+01	-0,001878044	-9,79760459	4,08E+02	1,45E+01	1,22E+03	6,38E+06	6378155,58	18,5832678	408,0420715	1,570604643	1,556019096	
6	1,41E+01	1,5459893	3,49E-01	1,40E+01	0,002504432	-9,79759962	4,08E+02	1,88E+01	1,63E+03	6,38E+06	6378170,17	33,1748763	408,5609019	1,570504709	1,546244921	
7	1,41E+01	1,53621254	4,88E-01	1,41E+01	-0,003131337	-9,79750147	4,09E+02	2,30E+01	2,04E+03	6,38E+06	6378189,04	52,0429959	409,2642491	1,570476721	1,536532143	
8	1,42E+01	1,52649671	6,27E-01	1,41E+01	-0,003758967	-9,79743001	4,09E+02	2,74E+01	2,45E+03	6,38E+06	6378212,23	75,2329413	410,1530774	1,570412658	1,5266880376	
9	1,42E+01	1,51684141	7,66E-01	1,42E+01	0,004387531	-9,79734509	4,10E+02	3,18E+01	2,86E+03	6,38E+06	6378239,79	102,78908	411,2282015	1,570348498	1,517289237	
10	1,43E+01	1,50724624	9,05E-01	1,42E+01	-0,005017239	-9,79724658	4,11E+02	3,62E+01	3,27E+03	6,38E+06	6378271,75	134,754846	412,4902842	1,57028422	1,507758345	
11	1,43E+01	1,4977108	1,04E+00	1,43E+01	-0,005648297	-9,79713436	4,12E+02	4,07E+01	3,68E+03	6,38E+06	6378308,17	171,172759	413,9398362	1,570219801	1,498287322	
12	1,44E+01	1,48823469	1,18E+00	1,43E+01	0,006280917	-9,7970083	4,13E+02	4,52E+01	4,09E+03	6,38E+06	6378349,08	212,084435	415,5772161	1,570155221	1,488875791	
13	1,44E+01	1,47881751	1,32E+00	1,43E+01	-0,006915305	-9,79688826	4,14E+02	4,97E+01	4,50E+03	6,38E+06	6378394,53	257,530601	417,4026322	1,570090458	1,479523378	
14	1,45E+01	1,46945888	1,46E+00	1,44E+01	-0,007551672	-9,79671414	4,16E+02	5,43E+01	4,92E+03	6,38E+06	6378444,55	307,551116	419,4161443	1,57002549	1,470229713	

Die Spalten A bis E blieben unverändert. Um die Beschleunigungen in x- und y-Richtung zu berechnen, ist der oben beschriebene Winkel γ in Spalte F zu ermitteln. Er setzt sich unter anderem aus dem Positionswinkel aus Spalte R und dem Neigungswinkel in Spalte S zusammen: $\gamma = \text{Spalte R} + \text{Spalte S} - 90^\circ$. Mit dem Cosinus des Winkels aus Spalte F wird ax (Spalte G), mit dem Sinus wird ay (Spalte H) berechnet. Die Erdbeschleunigung muss auch auf die beiden Raumrichtungen aufgeteilt werden. Mit dem Cosinus des Positionswinkels wird gx (Spalte I), mit dem Sinus wird gy (Spalte J) berechnet. Um die Erdbeschleunigung am Ort der Rakete zu bestimmen, ist der Abstand zum Erdmittelpunkt notwendig, der in Spalte O berechnet wird. Die Geschwindigkeiten und Ortskoordinaten berechnen sich wie beim einfachen, senkrechten Fall. Die horizontale Anfangsgeschwindigkeit durch Ausnutzen der Erddrehung wird als Anfangsbedingung in der Zelle K2 berücksichtigt. Zur besseren Auswertung werden in den Spalten P und Q die Höhe über der Erdoberfläche und der Geschwindigkeitsbetrag ermittelt.

Mit den Werten $T_1=1,5$ und $T_2=111,5$ ergibt sich ein Flugverlauf, der die Orion-Kapsel in den gewünschten Orbit transportiert:

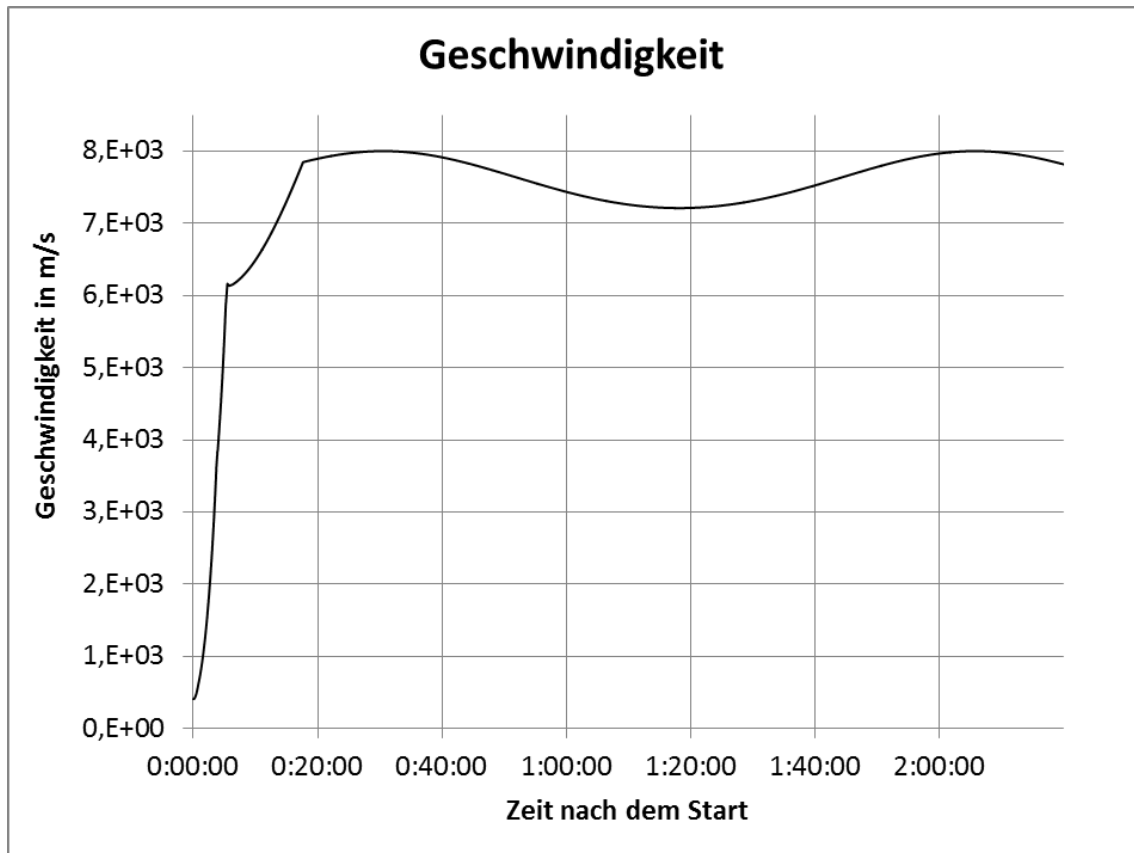


Der Vergleich mit der tatsächlichen geflogenen Kurve zeigt für den ersten Orbit eine gute Übereinstimmung:

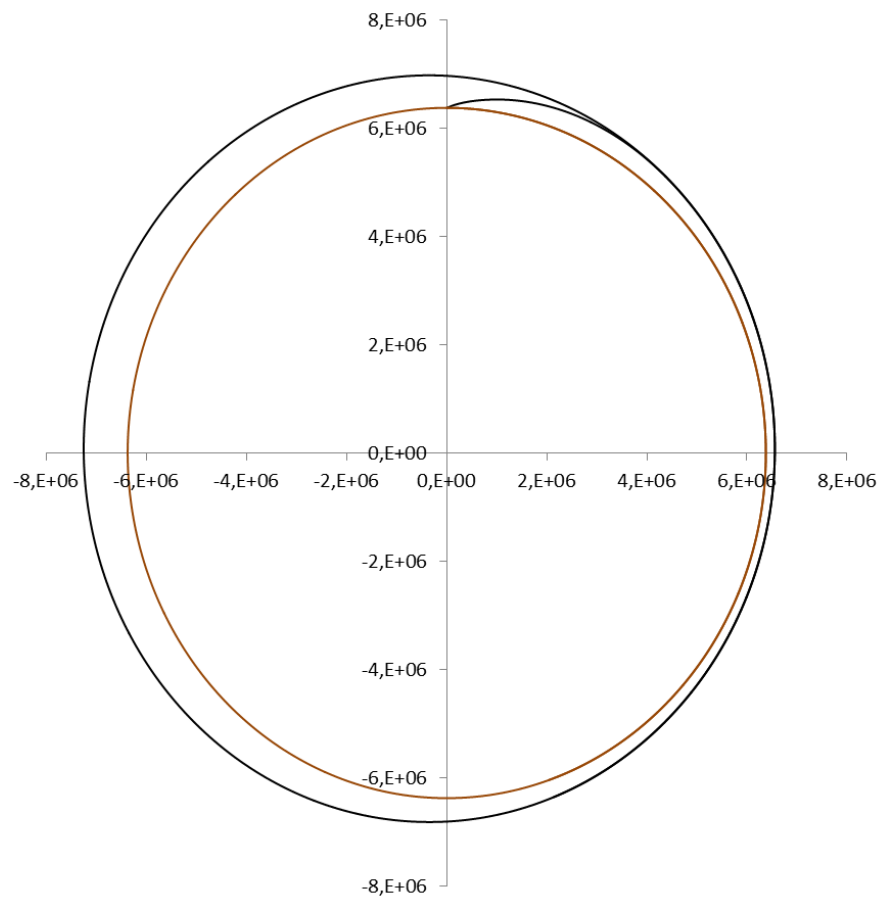


Höhe der Orion-Kapsel über dem Erdboden im Laufe des Flugs. Der simulierte Orbit soll den Höhenverlauf bis zum wiederholten Zünden der zweiten Raketenstufe bei $t = 1 \text{ h } 55 \text{ min}$ wiedergeben. (Abb.: NASA)

Die Geschwindigkeit im Verlauf des Flugs entwickelt sich wie folgt:



und es ergibt sich daraus folgender Orbit:



Mit dem verbleibenden Treibstoff lässt sich nun die Orion-Kapsel in die exzentrische Umlaufbahn befördern, was hier nicht weiter verfolgt werden soll. Eine Erweiterung des Excel-Programms durch Schüler auf einen zweiten Orbit ist durchaus machbar. Während der Neigungswinkel während des Ausbrennens der zweiten Stufe nicht bekannt ist, lässt sich folgendes angeben:

01:55:26	Zünden der zweiten Stufe Gesamtschub: 112 kN Gesamtverbrauch: 24 kg/s
02:00:59	Zweite Stufe wird abgeschaltet
03:23:41	Abtrennung der Orion-Kapsel
04:14:35	Eintritt in die Erdatmosphäre in einer Höhe von 122 km mit ca. 32000 km/h

Im Folgenden sollen die minimale Geschwindigkeit im zweiten Orbit berechnet werden, sowie die maximale Geschwindigkeit beim Eintritt in die dichte Atmosphäre 122 km über der Erdoberfläche (Entry Interface).

$$r_{\text{Perigäum}} = r_{\text{Erde}} - 23 \cdot 10^3 \text{ m} = 6355 \cdot 10^3 \text{ m}$$

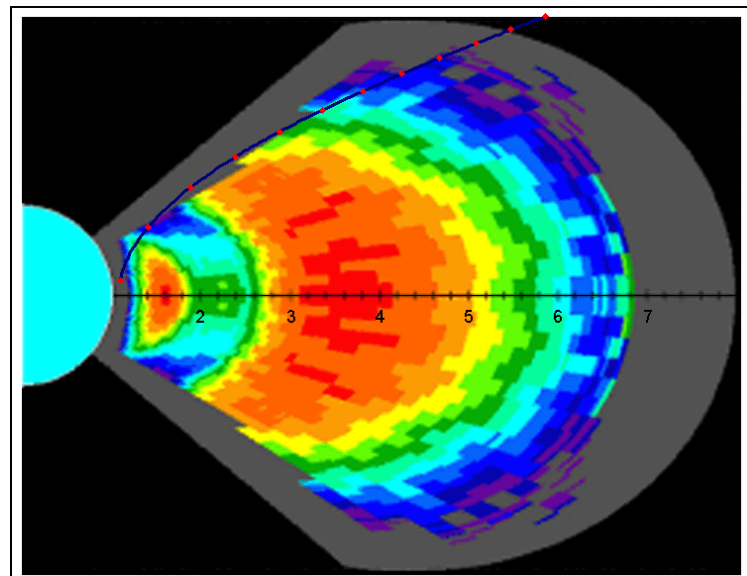
$$r_{\text{Apogäum}} = r_{\text{Erde}} + 5808 \cdot 10^3 \text{ m} = 12186 \cdot 10^3 \text{ m}$$

$$a = 0,5 \cdot (r_{\text{Perigäum}} + r_{\text{Apogäum}}) = 9270,5 \cdot 10^3 \text{ m}$$

$$v_{\text{min}} = \sqrt{G \cdot M_{\text{Erde}} \cdot \left(\frac{2}{r_{\text{Apogäum}}} - \frac{1}{a} \right)} = 4734 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{\text{max}} = \sqrt{G \cdot M_{\text{Erde}} \cdot \left(\frac{2}{122 \cdot 10^3 \text{ m} + 6378 \cdot 10^3 \text{ m}} - \frac{1}{a} \right)} = 8921 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Mit nur 4,7 km/s durchflog die Kapsel relativ langsam in 5808 km Höhe (0,9 Erdradien) den Van-Allen-Gürtel. Im Bild rechts ist die Strahlungsbelastung im äquatornahen Weltraum bis 7 Erdradien von der Erde entfernt dargestellt. Orion befand sich im orange-roten Bereich (0,9 Erdradien entfernt, auf einer um 28° zum Äquator geneigten Bahn) und war somit einer hohen Belastung ausgesetzt. Auf diese Weise konnten die Wissenschaftler die Strahlenbelastung im Inneren der Kapsel messen. Ergebnisse dieser Messungen sind noch nicht veröffentlicht. Außerdem eingezeichnet ist die Bahnkurve der Apollo-11-Mission, die die dichtesten Regionen des Van-Allen-Gürtels umflog.



Strahlenbelastung im Van-Allen-Gürtel. Die X-Achse ist in Erdradien skaliert. (Abb.: Joe Fennel). Zusätzlich eingezeichnet ist die Flugbahn der Apollo11 Mission (Robert Braeuning)

Beim Eintritt in die Erdatmosphäre beträgt die Geschwindigkeit der Kapsel rund 9 km/s. Auf dem Weg durch die Atmosphäre wird sie innerhalb von 5 Minuten auf eine Geschwindigkeit von 133 m/s abgebremst. Dies entspricht einer durchschnittlichen Bremsbeschleunigung von:

$$a = \frac{v - v_0}{t} = 29 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

Dabei legt sie einen Bremsweg von

$$s = \frac{v^2 - v_0^2}{2a} = 1358 \text{ km}$$

zurück, obwohl sie nur von 122 km auf 7 km herabfällt. Der Wiedereintrittswinkel kann somit abgeschätzt werden:

$$\sin(\vartheta) = \frac{122 \text{ km} - 7 \text{ km}}{1358 \text{ km}} \rightarrow \vartheta = 4,9^\circ$$

Die Apollo-Missionen sind unter einem Winkel von etwa $6,5^\circ$ in die Erdatmosphäre eingetaucht, Missionen, die aus dem erdnahen Weltraum kommen, sollten einen Winkel von etwa 2° einhalten.

Das eigentliche Bremsmanöver übernimmt die Atmosphäre, die sich und auch den Schutzschild durch Kompression und Reibung aufheizt. Dabei muss Hitzeschild Temperaturen von ca. 2200°C aushalten.

Ein Modell der Orion-Kapsel, das solche Temperaturen garantiert nicht aushält, ist im Anhang zu finden. Es handelt sich dabei um ein **Papiermodell**, das von der NASA zur Verfügung gestellt wird. (http://www.nasa.gov/audience/foreducators/topnav/materials/listbytype/Orion_Model.html#.VLVGQxaF8Tt)

Internet- & Literaturquellen:

- Braeunig, Robert A., Apollo and the Van Allen Belts, <http://www.braeunig.us/apollo/VABraddose.htm>; aufgerufen am 13.01.2015
- NASA; Orion Flight Test; Exploration Flight Test-1; PRESS KIT/December 2014 [http://www.nasa.gov/sites/default/files/files/orion_flight_test_press_kit\(1\).pdf](http://www.nasa.gov/sites/default/files/files/orion_flight_test_press_kit(1).pdf).
- Orion Exploration Flight Test 1 – Mission Data; <http://www.spaceflight101.com/eft-1-mission-data.html>; aufgerufen am 13.01.2015
- Saturn Flight Evaluation Working Group; Saturn V Launch Vehicle Flight Evaluation Report – AS-501 Apollo 4 Mission; MPR-SAT-FE-68-1; Jan 15, 1968
- United Launch Alliance; Delta IV Launch Services User's Guide; June 2013
- Orion Crew Vehicle Paper Model; http://www.nasa.gov/audience/foreducators/topnav/materials/listbytype/Orion_Model.html#.VLOEKnuUHQ; aufgerufen am 13.01.2015

