

Eugen Reichl

# PROJEKT APOLLO

## DIE MONDLANDUNGEN

RAUMFAHRT-BIBLIOTHEK





Einbandgestaltung: Luis dos Santos

Alle Bilder: NASA oder Archiv des Autors, Grafiken auf den Seiten 19, 66, 89 - 96 und 98:

Dietmar Röttler

Die Quellen- und Literaturhinweise zu diesem Buch finden Sie im Internet unter:

<http://www.der-orion.com/publikationen/>

Eine Haftung des Autors oder des Verlages und seiner Beauftragten für Personen-, Sach- und Vermögensschäden ist ausgeschlossen.

ISBN 978-3-613-31371-2

Copyright © by Motorbuch Verlag, Postfach 103743, 70032 Stuttgart.

Ein Unternehmen der Paul Pietsch-Verlage GmbH & Co. KG

1. Auflage 2024

Sie finden uns im Internet unter [www.motorbuch-verlag.de](http://www.motorbuch-verlag.de)

Nachdruck, auch einzelner Teile, ist verboten. Das Urheberrecht und sämtliche weiteren Rechte sind dem Verlag vorbehalten. Übersetzung, Speicherung, Vervielfältigung und Verbreitung einschließlich Übernahme auf elektronische Datenträger wie DVD, CD-ROM, usw. sowie Einspeicherung in elektronische Medien wie Bildschirmtext, Internet usw. ist ohne vorherige Genehmigung des Verlages unzulässig und strafbar.

Lektorat: Alexander Burden

Innengestaltung: Günther Nord, 69434 Heddesbach



# +

# INHALT

X minus 19 Monate:	
Bewegung nach Stillstand	4
X minus 17 Monate:	
Lunar Module im Flugtest	8
X minus 15 Monate:	
Ein Beinahe-Fehlschlag	12
X minus 13 Monate:	
Pogo unerwünscht	20
X minus 11 Monate:	
Neue Pläne	22
X minus 10 Monate:	
Crew-Rotation	25
X minus 9 Monate:	
Der erste bemannte Flug	29
X minus 7 Monate:	
Die erste Reise zum Mond	37
X minus 5 Monate:	
Mit der Mondfähre in die Erdumlaufbahn	46
X minus 2 Monate:	
Die Generalprobe	56
X minus 1 Monat:	
Letzte Vorbereitungen	64
X 0:	
Tranquillity Base	73
X plus 3 Monate:	
Besuch bei Surveyor	97
X plus 9 Monate:	
Fehlschlag ist keine Option	108
X plus 18 Monate:	
Doch noch Fra Mauro	115
X plus 24 Monate:	
Die erste J-Mission	121
X plus 33 Monate:	
Im Descartes-Hochland	130
X plus 41 Monate:	
Höhepunkt und Ende einer Ära	137



X MINUS 19 MONATE:

# BEWEGUNG NACH STILLSTAND

Der Tod von Virgil Grissom, Edward White und Roger Chaffee am 27. Januar 1967 auf der Startrampe 34 hatte die NASA in fassungsloser Verzweiflung zurückgelassen. Das Apollo-Programm war innerhalb weniger tragischer Sekunden zum Stillstand gekommen. Es dauerte Monate, bis die ungeheure Maschinerie des Vorhabens nach und nach wieder in Gang kam, und sich die NASA langsam aus der Agonie löste. Das befreiende Ereignis war der unbemannte Flug von Apollo 4 am 9. November 1967. Innerhalb von acht Stunden, 36 Minuten und 59 Sekunden bewiesen die USA, dass sie die Mittel und den Willen hatten, Menschen zum Mond zu transportieren, und von dort wieder zurückzubringen.

Die mächtige Saturn V brachte auf ihrem Erstflug das Apollo Command and Service Module (CSM) 017 auf einer steilen suborbitalen Parabel 18.000 Kilometer weit in den Weltraum hinaus. Dort löste sich das Raumschiff von der dritten Stufe der Trägerrakete. Auf dem absteigenden Ast der Bahnkurve zündete Apollo 4 den Raketenmotor seines Service-Moduls und trat mit 40.000 Kilometern pro Stunde in die Erdatmosphäre ein. Auch ein Dummy des Mondlanders war bei diesem Jungfernflug mit an Bord: der Lunar Module Test Article LTA-10R. Der Erfolg von Apollo 4 gab der NASA die Zuversicht zurück, das Vermächtnis von Präsident Kennedy, unter dessen Regierung das Projekt im Jahre 1961 begonnen hatte, doch noch erfüllen zu können.

Bereits am 20. September hatten sich George Low und Owen Maynard mit den Verantwortlichen der NASA-Spitze in Washington zusammengesetzt, um den Plan zu beraten, mit dem die Absicht in die Tat umgesetzt werden konnte. Vor der Apollo 1-Katastrophe war Low stellvertretender

Leiter des Manned Spaceflight Centers in Houston gewesen. Nach dem Unfall war er dafür verantwortlich, die von der Untersuchungskommission geforderten konstruktiven Änderungen in das Raumfahrzeug einzubringen. Maynard war der Chef der Mission Operations Abteilung, und er präsentierte den Plan. Er sah sieben Typen von Missionen vor, die Schritt für Schritt zur Mondlandung führen sollten. Diese Schritte bekamen jeweils einen Buchstaben von A bis G zugewiesen. Die A-Missionen, das waren die unbemannten Erprobungen der Saturn V-Rakete mit dem Kommando- und Servicemodul. B stand für den Test der Mondlandefähre in der niedrigen Erdumlaufbahn. Der Buchstabe C stand für einen oder mehrere Flüge des Kommando- und Servicemoduls im bemannten Betrieb in der Erdumlaufbahn. Diese Missionen sollten bis zu elf Tage dauern. Den Buchstaben D bekam die gemeinsame Erprobung von Mondfahre und Kommandoschiff in der Erdumlaufbahn. E war für den Test von

**Start zum unbemannten  
Erstflug der Saturn V am  
9. November 1967.**

Mondfahre und  
Kommandoschiff in  
einem hochelliptischen





Erdorbit vorgesehen. F war für den Test von Mondfahre und Kapsel in der Mondumlaufbahn reserviert, und mit den Missionen des G-Typs sollten die Landeversuche beginnen.

Jeder Schritt sollte so oft wiederholt werden, bis er sicher gelang. Erst danach wollte man zur nächsten Stufe übergehen. Im Idealfall war pro Buchstabe nur eine Mission notwendig. Lediglich die A-Missionen bildeten eine Ausnahme. Hier wurden von vorneherein mindestens zwei vollständig erfolgreiche Flüge als notwendig erachtet. Erst danach galt die Saturn V für den bemannten Einsatz qualifiziert. Die NASA ging allerdings keineswegs davon aus, dass jeder Schritt mit einer einzelnen Mission erfüllt werden konnte. Die Raumfahrtbehörde rechnete für das Jahr 1968 mit sechs Testmissionen und für 1969 mit fünf Flügen. Danach

wollte man soweit sein, um die Landung auf dem Mond zu wagen. Elf Missionen bis zum Ziel. An weniger möchte man zu diesem Zeitpunkt nicht glauben.

**Dr. Robert Gilruth (kniend links) zeigt Spirow Agnew, zu diesem Zeitpunkt Gouverneur von Maryland, die verholtete Apollo 1-Kommandokabine.**

Es würde also knapp werden, bis zum Ende des Jahres 1969. Das lag auch daran, dass die Technik noch bei weitem nicht so glatt lief, wie sie es sollte. Sorgen machte vor allem das Lunar Module. Wie schon manches Mal zuvor in seiner Entwicklungsgeschichte hatte es alle seine Gewichtsreserven verbraucht, und ein Ende war nicht abzusehen. Es hatte Probleme mit StrukturrisSEN gegeben, und völlig überraschend zeigte auch das Aufstiegs-triebwerk, dessen Entwicklung zunächst so problemfrei gelaufen war, plötzlich Mücken.

Aber auch beim Kommandomodul gab es noch ungelöste Probleme. Sie hingen vor allem mit den konstruktiven Änderungen nach dem Apollo 1-Desaster und der darauf folgenden Einführung vieler neuer Komponenten zusammen. Es mussten hunderte von Bauteilen ausgetauscht und qualifiziert werden, und es waren zahllose konstruktive Details zu ändern. Man war nach der Katastrophe an der Startrampe 34 supervorsichtig geworden. Schon der geringste Verdacht, dass ein Teil möglicherweise eine Feuergefahr darstellen könnte, erregte das Misstrauen der Kontrollgremien. Ihr besonderes Augenmerk legten sie dabei





auf Verkabelungen und Stecker und auf alles, was mit der Sicherheit der Crew zu tun hatte. Das »Flammability Board«, das »Materials Selection Review Board« und das »Crew Safety Review Board« wachten mit Argusaugen darüber, dass nur Material eingesetzt, und Verfahren angewendet wurden, die den neuen Maßstäben genügten.

In Zusammenhang mit vielen dieser Änderungen stand die Umstellung der Kabinenatmosphäre in der Kommandokapsel und im Mondlander. Diese Maßnahme war extrem aufwendig, und sie war die Aufgabe des »Flammability Board«. Sein Vorsitzender war kein geringerer als Robert Gilruth, der Chef des Manned Spaceflight Centers der NASA. Das Board veranlasste mehrere Testserien für unterschiedliche Mischgas-Atmosphären. Das besondere Augenmerk galt dabei den Bedingungen des Testbetriebs der Apollo-Kapsel auf der Startrampe. Bis zur Apollo 1-Katastrophe hatte man für die Bodentests eine 100 Prozent-Sauerstoffatmosphäre verwendet, die unter einem Überdruck von 1,1 Atmosphären stand. Das hatte man für nötig betrachtet, um Leckage-Tests durchführen zu können. Doch das war eine fatale Entscheidung gewesen, denn unter diesen Bedingungen brannte fast jedes Material in der Kapsel wie Zunder.

Bis zum 7. Januar wurden 38 Versuche durchgeführt. Dann hatte man die passende Mischung ermittelt, und begann damit in einer neuen Versuchsreihe zu experimentieren. Man arbeitete nun mit einer Mischatmosphäre aus 60 Prozent Sauerstoff und 40 Prozent Stickstoff. Im Rahmen der Tests hatte man auch herausgefunden, dass reiner Sauerstoff unter den Bedingungen, mit denen die Kapsel im Weltraum betrieben wurde, also unter einem Druck von 0,35 - 0,40 Atmosphären, nicht sonderlich gefährlich war. Nicht gefährlicher jedenfalls, als die normale Luft auf der Erde. Unter diesen Bedingungen breitete sich ein Feuer mit »normaler« Geschwindigkeit aus, und konnte mit einem Feuerlöscher bekämpft werden. Wenn man das Raumfahrzeug also für den Bodenbetrieb sicher machte, dann würde es

automatisch auch für den Betrieb im Weltraum ausreichend feuersicher sein.

Man musste sich ohnehin bald von der Illusion trennen, ausschließlich feuerfestes Material in der Kapsel verbauen zu können. Schließlich brennt ab einer bestimmten Temperatur praktisch jedes Material. In den ersten Monaten nach dem Unfall begannen viele eine Zweigas-Atmosphäre zu fordern, bei der die Stickstoffkonzentration höher war, als die Sauerstoffkonzentration. Das hätte aber die vollständige Neukonstruktion der Apollo-Kapsel erfordert. In diesem Fall hätte man sie in der Umlaufbahn mit einem Luftdruck fast wie auf Meereshöhe betreiben müssen, um den notwendigen Sauerstoff-Partialdruck zu erreichen. In der aktuellen Konfiguration konnte die Kapsel im Weltraum konstruktionsbedingt nicht dauerhaft einen Innendruck von mehr als 0,5 Atmosphären tolerieren. Das Lunar Module sogar nur 0,4 Atmosphären. Eine Mischgasatmosphäre mit niedrigem Sauerstoffanteil hätte eine vollständige Neukonstruktion des Umweltsystems erfordert. Das hätte wiederum zu einem Problem mit den Raumanzügen geführt, denn die konnten gar nicht anders betrieben werden, als mit reinem Sauerstoff bei etwa 0,35 Atmosphären. Bei der Vorbereitung eines Außenbordmanövers hätte der Wechsel von einer Mischgas-Atmosphäre unter einem Druck von einer Atmosphäre in der Kabine, zu einem Druck von 0,35 Atmosphären und reinem Sauerstoff im Raumanzug, ganz eigene Sicherheitsvorkehrungen erfordert, wollte man nicht riskieren, dass die Astronauten die Taucherkrankheit bekämen, also eine Embolie durch Bläschenbildung im Blut.

Schließlich blieb man bei der 60/40-Mischung auf der Startrampe: 60 Prozent Sauerstoff und 40 Prozent Stickstoff unter einem Druck von 11,2 Newton pro Quadratzentimeter.

**Beim Start von Apollo 13 ist das »Wegneigen« vom Startturm, ein Charakteristikum der Saturn V in den ersten Sekunden des Starts, sehr gut zu erkennen.**





Während des Aufstiegs der Rakete in die Umlaufbahn sollte dann über ein Druckausgleichsventil der Kabinendruck so modifiziert werden, dass er beim Erreichen der Umlaufbahn, etwa zwölf Minuten nach dem Verlassen der Startrampe, bei einem Druck von 4 Newton pro Quadratzentimeter und bei 80 Prozent Sauerstoffstättigung lag. Der restliche Stickstoff wurde danach über einen längeren Zeitraum entfernt. Für den Rest der Reise herrschte dann eine reine Sauerstoffatmosphäre im Raumschiff. Diese Lösung erforderte keine strukturellen Änderungen. Aus diesem Grund waren am Ende alle damit zufrieden.

Noch ein ganz anderer Sicherheitsaspekt wurde besonders unter die Lupe genommen: In der ersten Flugminute würde der Ausfall eines Triebwerkes der Saturn V den Absturz der Rakete bedeuten, denn dann würde das Schub-Gewichtsverhältnis auf unter 1 sinken. Zwischen der ersten und zweiten Flugminute wäre das beim Versagen von zwei Triebwerken ebenfalls der Fall. Beide Szenarien sollten für die Besatzung kein Problem sein, denn der Rettungsturm würde die Kapsel in so einem Fall in Sicherheit bringen. Aber die ersten zwei Minuten der Mission waren auch der Zeitraum, in dem sich die Rakete über dem Cape bewegte. Das machte Generalmajor David Jones, dem Kommandanten der Eastern Test Range, erhebliches Kopfzerbrechen. Er sah dieses Monster mit der Sprengkraft einer taktischen Nuklearwaffe schon auf seine Anlagen herunterstürzen, oder – noch schlimmer – auf die Orte Port Canaveral, Cocoa Beach oder Titusville.

KSC Direktor Kurt Debus fragte bei den Leuten von Wernher von Braun im Marshall Center um Rat. Die sahen sich das Problem an, und die Ingenieure modifizierten daraufhin das Neigungsprogramm der Rakete, so dass sie nun früher nach Osten über das Meer hinaus schwenkte als zunächst geplant war. Damit war zumindest diese Gefahr für das Cape gebannt.

X MINUS 17 MONATE:

## LUNAR MODULE IM FLUGTEST

Um den Jahreswechsel 1967/68 war das Lunar Module die einzige Komponente des Apollo-Systems, die noch keinen Weltraumeinsatz absolviert hatte. Das nachzuholen war die Aufgabe von LM-1, dem Lunar Module Nummer 1. Nach der ursprünglichen Planung hätte diese Einheit schon am 16. November 1966 nach Florida geliefert werden sollen, aber das Vehikel geriet in der Fertigung in Probleme und die Monate vergingen. Die Änderungen, die nach Apollo 1 ins Programm kamen, führten zu weiteren Verzögerungen. So erreichte LM-1 erst am 27. Juni 1967 das Cape. Sechs Monate nach dem geplanten Liefertermin und drei Monate nach dem ursprünglich vorgesehenen Startdatum.

Als Trägerrakete für LM-1 kam Saturn IB Nr. 204 zum Einsatz. Das war dieselbe, mit der Grissom, White und Chaffee hätten starten sollen. Sie war nach der Katastrophe im März 1967 wieder zerlegt und von der Startrampe 34 abtransportiert worden. Danach hatte man sie auf Schäden überprüft, die möglicherweise durch das Apollo 1-Feuer entstanden sein könnten. Auch hinsichtlich Korrosion, möglicherweise verursacht durch die lange Standzeit in der Meeresbrise auf der Rampe, wurde sie untersucht. In beiden Fällen war der Befund negativ. Saturn IB Nr. 204 war unbeschädigt. So wurde sie am 12. April 1967 am Startkomplex 37 neu aufgerichtet.

Untersetzt und gedrungen sah die Rakete dort aus, obwohl sie immerhin 55 Meter hoch aufragte. Aber dieses Mal trug sie kein Kommando- und Servicemodul und keinen Fluchtturm an ihrer Spitze. Mit diesen Komponenten wäre sie 13 Meter höher gewesen. LM-1 wurde in einer eigens dafür konstruierten kegelförmigen Nutzlastverkleidung an der Spitze der Rakete verstaut. Der Lander



machte allerdings einen etwas »amputierten« Eindruck, denn er verfügte über keine Beine. Sie wären aber unnötig gewesen.

LM-1 würde nirgendwo landen, sondern am Ende seiner nur wenige Stunden langen Mission in der Erdatmosphäre verglühen.

Insgesamt 25 Tests sollten mit dem Lander durchgeführt werden. Das erhoffte Resultat war, das Lunar Module dann für den bemannten Betrieb freigegeben zu können. Besonders hohe Priorität hatten dabei die Triebwerksversuche. Der spektakulärste Punkt war dabei der so genannte »Fire-in-the-hole«-Test, bei dem das Aufstiegstriebwerk gefeuert werden sollte, während Lande- und Aufstiegsstufe noch miteinander verbunden waren. Dabei sollte die Flugstabilität der Aufstiegsstufe bei einem simulierten Abbruch des Landeanflugs geprüft werden. Daneben sollten auch längere Brennphasen durchgeführt, und die Strukturbelastungen gemessen werden. Missionschef William Schneider führte nach und nach alle Teile des Systems wie in einem riesigen Puzzle zusammen. Als absehbar war, was noch an Tests und Reviews erforderlich war, und der Zeitplan überschaubar wurde, legte er das Startdatum auf den 18. Januar 1968 fest. Am Ende wurde es dann doch der 22. Januar, weil Rocco Petrone Team mit technischen Problemen an der Startanlage zu kämpfen hatte. So begann die Mission am 22. Januar, um 17:48 Uhr abends, kurz vor Sonnenuntergang.

Gleich nach dem Abheben ging die Verantwortung von Rocco Petrone am Cape auf die Flugkontroller John Hodge und Gene Kranz in Houston über. Knapp zehn Minuten nach dem Verlassen der Startrampe war LM-1 im Orbit.

**LM-1 startete ohne Landebeine. Hier wird das Vehikel mit dem Raketenadapter verbunden. Das Bild entstand Ende November 1967.**



**Saturn IB AS-204 mit dem LM-1 unter der Nasenverkleidung wartet auf der Startrampe 37 der Cape Canaveral Luftwaffenbasis auf ihren Start.**





Der niedrigste Punkt der leicht elliptischen Erdumlaufbahn lag bei 162 Kilometern, der höchste Bahnpunkt bei 214 Kilometern. Nach dem Erreichen des Orbit wurde die Paneele der Nutzlastverkleidung abgesprengt, mit denen die Landefähre beim Aufstieg in den Orbit geschützt war. 44 Minuten nach dem Start schoben die Lageregelungstriebwerke das Vehikel mit einem kurzen Impuls langsam von der Rakete weg.

Nun wurde das Raumschiff im Laufe zweier Erdumkreisungen gecheckt. Dann befahl Mission Control dem Lander, das Abstiegstriebwerk für 39 Sekunden zu feuern. Aber schon nach vier Sekunden bemerkte das Steuerungssystem, dass es eine Abweichung von den Planwerten gab, und legte das Triebwerk wieder still. Dieser »Cutoff« wurde durch eine nachträglich in die Software eingebaute Sicherheitsschranke ausgelöst. Die Tanks des Landers waren bei der Zündung nur teilbedrückt gewesen, weil man bei Bodentests ein kleines Leck vermutet hatte. Man wollte den vollen Betriebsdruck deswegen erst unmittelbar vor dem Brennmanöver im Weltraum aufbauen, was eine veränderte Zündsequenz erfordert hätte.

Diese Änderung in letzter Sekunde wurde aber in der Betriebssoftware nicht mehr berücksichtigt. Man hatte es schlichtweg vergessen. Der normale Tankdruck hätte sich innerhalb von sechs Sekunden von selbst aufgebaut. Der Bordcomputer – mit seinem Programm, das von einem regulären Anfangs-Betriebsdruck des Tanks ausging – bemerkte aber, dass der Wert zu niedrig war, und schaltete das Triebwerk wieder ab. Das war zwar ärgerlich, aber keine Katastrophe. Die Bodenkontrolle in Houston nahm den Flugführungscomputer vom Bordnetz,

zog einen der Missionsprogrammierer hinzu, und gab die Kommandos für das Triebwerk danach »online«.

Das Abstiegstriebwerk wurde noch zweimal in Betrieb genommen. Einmal für 33 Sekunden und ein weiteres Mal für 32 Sekunden. Das Aufstiegstriebwerk führte zwei Brennphasen durch. Der erste der beiden war das »Fire-in-the-hole« Flugabbruchmanöver mit einer 60 Sekunden langen Brennphase. Kurz danach

wurde es noch einmal gefeuert, bis der Treibstoff verbraucht war. Diese Zündung belief sich auf sechs Minuten und 23 Sekunden. Gut elf Stunden nach dem Start waren die Tests beendet, und Houston überließ beide Stufen des LM, die jetzt auf unabhängigen Bahnen unterwegs waren, sich selbst.

Trotz des Programmfehlers wurde diese B-Mission als voller Erfolg gewertet. Die unbemannte Mission LM-2 wurde daraufhin storniert. Der nächste Test der Mondfahrt sollte mit Apollo 9 erfolgen, einer D-Mission, die man für das dritte oder vierte Quartal 1968 plante.



**Das Missionsemblem von Apollo 5 zeigt den »Fire-in-the-hole« Moment.**





## APOLLO 5

Der Flug Saturn IB AS-204 war die 24. Mission des Apollo-Programms, der 15. Einsatz eines Trägers der Saturn-Familie, und die vierte Mission einer Saturn IB. Es war der dritte und letzte Flug einer Saturn IB, der nicht mit einem Apollo CSM als Nutzlast durchgeführt wurde.

Die Trägerrakete war die selbe, die für den bemannten Flug von Apollo 1 an der Rampe 34 vorgesehen war. An der Spitze dieser Rakete waren die Astronauten Grissom, White und Chaffee ums Leben gekommen. Beim Apollo-Feuer blieb der Träger aber unbeschädigt. Er wurde an der Rampe 34 demontiert, an der Rampe 37B wieder aufgebaut.

Das LM-1 (Lunar Module 1) entsprach weitgehend dem Serienstandard, wies allerdings eine Reihe von Modifikationen gegenüber einem Einsatzgerät auf. So flog das Vehikel anstatt mit Fenstern mit Aluminiumplatten, da kurz vor dem Start bei einem Test mit LM-5 (dem späteren Lander von Apollo 11) bei einem Drucktest beide Fenster brachen. Außerdem flog LM-1 ohne Landebeine. Der Start

verlief perfekt. 43 Minuten und 42 Sekunden nach dem Verlassen der Startrampe trennte sich das LM von der Trägerrakete. Nach zwei Erdumkreisungen begann das erste Brennmanöver der Abstiegsstufe. Das Triebwerk sollte 39 Sekunden laufen, das Manöver wurde aber schon nach vier Sekunden vom Bordcomputer abgebrochen. Der Fehler lag in einem Computerprogramm, das den Motor stoppte, weil er nicht schnell genug die gewünschten Parameter erzielte. Mission Control ging auf einen Alternativplan über und feuerte das Abstiegstriebwerk manuell zwei weitere Male. Danach wurde ein Abbruch des Landemanövers geprobt, das so genannten »Fire in the hole« Manöver, sowie ein weiterer Test des Aufstiegstriebwerks.

**Am 22. Januar 1968 erfolgte der Start der vierten Saturn IB zur Mission AS-204 (Apollo 5).**

11 Stunden und 10 Minuten nach dem Start war der Test abgeschlossen. Beide Stufen, sowohl die Landestufe als auch die Aufstiegsstufe verblieben in einem Orbit, in dem sie nach wenigen Tagen in die Erdatmosphäre eintraten und verglühten.

Missionsdaten	
Mission	AS-204
Startdatum	22. Januar 1968
Träger	Saturn IB
Gestartet von	Cape Canaveral, LC 37B
Missionszweck	Test Mondlandefähre
Missionsdauer	11 h 10 min
Nutzlast	LM-1
Gewicht	14.360 kg
Perigäum (Anfang)	165 km
Apogäum (Anfang)	222 km
Inklination	31,63 Grad
Wiedereintritt AS*	24. Januar 1968
Wiedereintritt DS**	12. Februar 1968

\* AS = Ascent Stage (Aufstiegsstufe)

\*\* DS = Descent Stage (Landestufe)





## X MINUS 15 MONATE: EIN BEINAHE- FEHLSCHLAG

Trotz des erfolgreichen Fluges machte das Lunar Module den Programmverantwortlichen weiterhin Sorgen. Das lag zum einen am Triebwerk der Aufstiegsstufe, das auf dem Prüfstand gelegentlich Verbrennungsinstabilitäten zeigte. Die bekam man allerdings in den Griff, wenngleich erst nach der Mission von Apollo 9. Viel erschreckender jedoch war eine andere Sache, die man als den »LM-5 Incident« bezeichnete, also den »Vorfall mit der Landfähre 5«. LM 5 war das Vehikel - das wusste man zu diesem Zeitpunkt allerdings noch nicht - mit der später die Apollo 11-Mondlandung durchgeführt wurde. Der »Vorfall« bestand darin, dass während eines Drucktests eines der Fenster aus der Fähre herausgeblasen wurde. Mit Schaudern stellten sich die Programm-Manager vor, was geschehen wäre, hätte sich so etwas mit einer Crew an Bord im Weltraum ereignet. Bei einem anderen Test, als die Fähre in einer Thermal-Vakuum-Kammer für 72 Stunden hohen Temperaturen ausgesetzt wurde, brach noch ein Fenster. Nun gingen alle Alarmglocken an. Corning Glass Works, der Hersteller der Scheiben, begann augenblicklich mit einem Nachbesserungsprogramm. Am Ende produzierten sie, laut George Mueller, dem Chef des bemannten Raumfahrtprogramms der NASA, »die stärksten Fenster, die je in ein Raumschiff eingebaut wurden«.

Ein weiteres Problem war die Entdeckung von Ermüdungsbrüchen in der Aluminiumstruktur des Landers. Das bedeutete weitere Verzögerungen und Nacharbeiten. Schon in der Vergangenheit war es zu Schwierigkeiten mit einer Legierung mit der Bezeichnung 7075 T6 gekommen. Offensichtlich war dieses Problem damals nicht zufriedenstellend behoben worden. Bis Mitte Februar 1968 inspizierte Grumman die LM's 3 bis 8, das waren alle, die

sich zu dieser Zeit in der Fertigung befanden. Insgesamt sahen die Ingenieure etwa 1.400 Komponenten durch. Das war keine leichte Aufgabe, denn viele der suspekten Rohre und Streben waren tief in der Struktur verborgen und schwer zugänglich.

Es stellte sich glücklicherweise heraus, dass nur wenige Teile betroffen waren. Grumman begegnete dem Problem, in dem es alle Strukturelemente, die noch nicht verbaut waren, durch die Aluminium-Legierung 7075 T73 ersetzen. Das bedeutete für jeden Lander allerdings 90 Kilogramm mehr Gewicht. Dabei befand sich das Vehikel ohnehin schon am absoluten Gewichtslimit. So musste Grumman wieder einmal ein Gewichtsreduzierungsprogramm starten. Und schließlich entdeckte man zu allem Überfluss auch noch gebrochene Kabelverbindungen in den Fähren LM-2 und LM-3. Es stellte sich heraus, dass die Kabelbrüche durch zu sorglosen Umgang mit dem Material bei den Tests verursacht worden waren. Alle Landefähren, die bereits in den Testzyklen waren, mussten noch einmal durchgesehen werden und die Techniker bekamen neue Prozeduren verpasst, damit sie pfleglicher mit dem Gerät umgingen.

Der Zeitplan geriet jetzt zusehends ins Wanken. Die Chancen, das Lunar Module noch 1968 bemannt zu fliegen, schwanden mehr und mehr. Und wie sich im April herausstellte, war das noch nicht einmal das größte Problem. Denn in diesem Monat fand die zweite A-Mission statt. Der zweite Testflug der Saturn V. Und der endete um ein Haar im Desaster.

Der Erfolg von Apollo 4 hatte den Programm-Managern keine Verlassung zu der Annahme gegeben, dass man der Saturn V als Träger für einen bemannten Einsatz nicht trauen konnte. Man wollte jedoch die bewährte Regel aus den Mercury-Tagen beibehalten, nach der einem ersten bemannten Flug auf einem neuen Trägersystem zwei erfolgreiche unbemannte Testmissionen in Folge vorausgehen mussten.

Die einzelnen Elemente der Saturn V 502 waren teilweise schon über ein Jahr vor dem Flug am Cape eingetroffen. Am 6. Februar 1968 war die gesamte Kombination mit dem großen Raupentransporter



hinaus zur Startanlage 39A gefahren worden. Das Raumfahrzeug selbst hatte bei diesem Flug keine primären Aufgaben zu erfüllen. Der Mission wurde das CSM-020 zugeordnet, eines der letzten Block 1-Raumfahrzeuge, das bereits viele Verbesserungen der Block 2-Version aufwies, wie beispielsweise die neue Ein- und Ausstiegsluke. Das Raumschiff kam in nahezu perfektem Zustand am Cape an. Es gab noch lediglich 23 so genannte »Engineering Orders« zu erledigen, dann konnte man es in die Startvorbereitungen überführen. Ein funktionsfähiges Lunar Module wurde bei dieser Mission nicht mitgeführt. Stattdessen war ein Massen- und Struktur-Dummy mit der Bezeichnung LTA-2R (LTA = Lunar Module Test Article) an Bord.

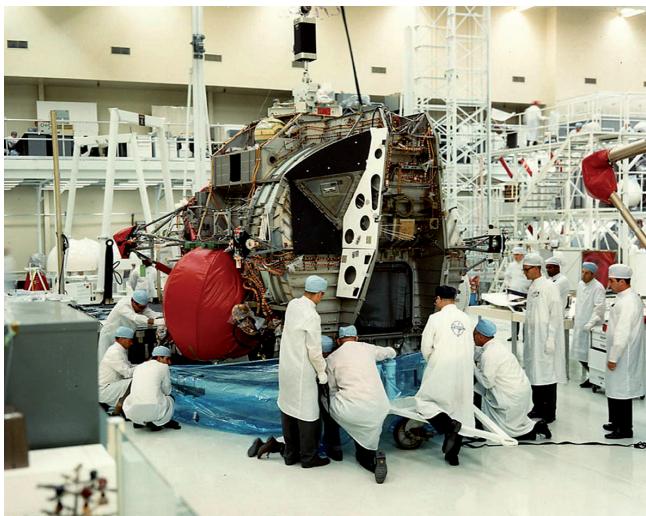
Änderungen im Flugplan brachten noch einmal Unruhe in die Abläufe. Im November 1967 war die Idee aufgekommen, eine Kamera an einem der Fenster der Kapsel anzubringen, um damit Bilder von der Erde zu machen. Das traf die Missionsplaner des Manned Spaceflight Center ziemlich hart. Apollo 6 hatte ja keine Besatzung an Bord, die einfach die Kamera ans Fenster halten konnte. Damit bei dieser Übung auch etwas Sinnvolles herauskam, musste Apollo 6 eine ganz spezielle Raumlage einnehmen, bei der die Kamera auf die

Erde ausgerichtet war. Dafür musste ein eigenes Computerprogramm geschrieben werden, damit der Bordrechner immer dann die Kamera auslöste, wenn diese vorgegebene Orientierung erreicht war. Nach vielen Checks legte man schließlich »Foto-Termine« für die erste und zweite Erdumkreisung fest, und hoffte, von der Baja California und von Texas brauchbare Bilder aus dem Weltraum zu bekommen.

Der Missionsplan von Apollo 6 sah vor, dass die S-IVB Stufe die Apollo und den LTA auf eine Geschwindigkeit von 10.900 Meter pro Sekunde beschleunigen, und damit den Einschuss in eine Mond-Transferbahn simulieren sollte. Danach sollte sich das CSM von der Stufe lösen und das Bordtriebwerk feuern, um die Mondtransfer-Trajektorie abzubrechen.

Damit wollte man einen so genannten »direct-return-abort« simulieren, also einen Flugabbruch direkt im Anschluss an die »Trans-Lunar-Injection (TLI)«. Dieses Manöver sollte das Apogäum der Flugbahn, das nach dem Brennschluss der S-IVB bei etwa 400.000 Kilometern gelegen wäre, auf 22.200 Kilometer senken. Am absteigenden Ast der Ellipse sollte danach das Triebwerk des Service-Moduls noch einmal feuern,

**An den Lunar Modules wurden aufwendige Nacharbeiten notwendig.**





**Die Konsole des Flugdirektors während der Mission von Apollo 6. Von links Generalmajor Vincent Huston von der Luftwaffe, Flugdirektor Christopher Kraft, Apollo-Programm-Manager George Low und der Direktor des Manned Spaceflight Centers Robert Gilruth.**

und dabei so viel Fahrt aufzunehmen, dass Eintrittsgeschwindigkeit und Eintrittswinkel einer realen Rückkehr vom Mond entsprachen.

Die Durchführung der Mission war eigentlich schon für das erste Quartal geplant gewesen, aber wie so häufig hatten sich kleinere technische Probleme kumuliert, und so rutschte der Termin in den April hinein. Das »dress rehearsal« für den Start, die letzte große Übung, die den gesamten Countdown bis fast zur Startsekunde beinhaltete, hatte am 29. März stattgefunden. Am 4. April 1968 war es schließlich soweit.

Exakt um 7:00 Uhr morgens hob Saturn V 502 unter ungeheuern Donnern und Grollen von der Startrampe ab. Die ersten beiden Flugminuten verliefen annähernd normal. Die Triebwerke spien Flammen, so wie man es von ihnen erwartete. Das war dann aber schon fast das letzte normale Verhalten, das die Rakete zeigte, denn unplötzlich traten Schub-Oszillationen auf, die mit den Treibstoffleitungen und der Raketenstruktur in Resonanz traten: der gefürchtete Pogo-Effekt. Die Sensoren in der Kommandokapsel maßen vertikale Stöße in einer Stärke von  $\pm 0.6$  g. Das überschritt die zulässige Obergrenze um mehr als das Doppelte. Als maximal akzeptablen Wert hatte die NASA  $\pm 0.25$  g veranschlagt. 133 Sekunden nach dem Verlassen der Startrampe brachen Teile aus der Adapterstruktur heraus, die den LTA-2R

beherbergte und auf der obenauf das CSM saß. Doch trotz der heftigen Vibrationen tat die erste Stufe ihren Job, und die stark beschädigten Elemente hielten.

Die Triebwerke der zweiten Stufe zündeten zwei Minuten und 30 Sekunden nach dem Verlassen der Startrampe. 75 Sekunden später verzeichnete Triebwerk Nummer zwei einen Leistungsabfall. Fünf Minuten und 19 Sekunden in der Mission verschlechterte sich die Leistung des Raketenmotors noch einmal dramatisch und sechs Minuten und 42 Sekunden nach dem Abheben legte der Flugrechner das Triebwerk still. Fast zwei Minuten vor dem normalen Brennschluss. Nur zwei Sekunden später stellte auch Triebwerk Nummer drei seinen Dienst ein. Nun liefen nur noch drei der fünf J-2 Triebwerke.

Im Versuch, die zu geringe Laufzeit der beiden ausgefallenen Raketenmotoren zu kompensieren, liefen die drei restlichen Triebwerke 58 Sekunden länger als geplant. Dann war der Treibstoff zu Ende, aber die verlorene Geschwindigkeit noch nicht aufgeholt. Die minutenlange Minderleistung von Triebwerk zwei bis zu seinem völligen Ausfall, und das darauf folgende Mitschleppen des toten Gewichtes der beiden stillgelegten Motoren forderten ihren Tribut.

Dann zündete das J-2 Triebwerk der dritten Stufe. Statt der geplanten 165 Sekunden musste