

Bernd Leitenberger



Das Apolloprogramm 1

Saturn Trägerraketen



Edition Raumfahrt



Abbildung 1: Dieses Buch ist den Verdiensten von Wernher von Braun für die Raumfahrt und dem Apolloprogramm gewidmet

Inhaltsverzeichnis

Vorwort

Einführung

Wie funktioniert ein Triebwerk?

Saturn I

Die erste Stufe S-I

Das H-1 Triebwerk

Die zweite Stufe S-IV

Das Triebwerk RL10

Internal Unit IU

Kameras

Einsatzgeschichte

Start einer Saturn I

Saturn IB

Die erste Stufe S-IB

Die zweite Stufe S-IVB

Das Triebwerk J-2

Internal Unit (IU)

Geschichtliche Bedeutung und Einsatz

Start der Saturn IB

Saturn IB Centaur

Saturn V

Die erste Stufe S-1C

Das F-1 Triebwerk

Die zweite Stufe S-II

Die dritte Stufe S-IVB

- Daten der Saturn V Starts
- Saturn C-8 / Nova
- Startvorbereitungen und Start
Abbruchmodi
- Startanlagen
- Nie gebaute Saturn V Varianten
 - Das F-1A
 - Das J-2S
 - Feststoffbooster als Startunterstützung
 - Nukleare Oberstufen
 - Kleine Saturns
 - Reserven reduzieren
 - Die Saturn - 50 Jahre danach
- Die Starts der Saturn
 - Starts der Saturn IB
 - Starts der Saturn V
- N-1
 - Entwicklung
 - Triebwerke
 - Aufbau
 - Testflüge
 - Das Ende der N-1
 - Datenlage
 - N1-F
 - Zusammenfassung
- Quellen
- Weiterführende Literatur
- Abkürzungsverzeichnis

Vorwort

Das Apolloprogramm ist ein Meilenstein der bemannten Raumfahrt. Nicht nur, weil seitdem niemand mehr auf dem Mond gelandet ist. Es wurde in einer heute unvorstellbar kurzer Zeit – acht Jahre lagen zwischen Kennedys Mondrede und der Landung von Apollo 11 – durchgeführt. In den sieben Jahren, bis zur Einstellung von Bushs Mondprogramm „Constellation“, konnte nicht mal die Entwicklung abgeschlossen werden. Zudem demonstrierte die NASA bei Apollo 13, dass sie unter Zeitdruck fähig ist, eine Besatzung mit einem nahezu unbewohnbaren Kommandomodul aus 300.000 km Entfernung zu retten. Diese Leistung stupe ich persönlich höher ein, als die Landung auf dem Mond.

Ich habe mich schwer getan mit einem Buch über das Apolloprogramm. Das liegt daran, dass ich mich primär für die Technik interessiere. Doch die meisten Bücher und Filme über Apollo handeln von der Geschichte, dem Projekt, den Missionen oder den Menschen. Auf der anderen Seite gibt es im deutschsprachigen Raum keine Bücher, welche die Technik des Apollo-Programms tiefergehend erklären. Ich will mit diesem Buch über die Saturn zumindest eine Lücke schließen. In den Literaturhinweisen finden sie Verweise auf weitere Bücher, die sich mehr mit den Missionen, der Geschichte und dem Gesamtprogramm beschäftigen.

Ich habe mich auf die Technik der Saturn beschränkt: Natürlich ist dies nicht alles. Im Apolloprogramm wurden enorme Summen in das Bodensegment investiert. Die Startrampen 39A/B werden bis heute benutzt, ebenso das VAB und der Crawler für den Transport. Das gilt auch für die

Teststände der Triebwerke. Dies alles würde ein weiteres Buch füllen, ebenso die Projektgeschichte, über die es zahlreiche Bücher der NASA gibt.

Selbst bei der Hardware musste ich Schwerpunkte setzen. Es gibt von der NASA enorm viel Literatur zum Apolloprogramm. Ich habe mich auf das beschränkt, was ich für technisch interessant hielt. Das sind bei Raketen die Triebwerke. Dagegen habe ich (für mich) „langweilige“ Dinge wie Strukturen, Tanks, Ventile, Leitungen, Antennen, Sender usw. relativ kurz beschrieben.

Ich habe mich in diesem Buch auf das konzentriert, was ich meistens nicht in anderen Büchern fand: eine genaue Beschreibung der Technik. Mit den dazugehörigen Fakten und Zahlen, die bei vielen Autoren keine Rolle spielen.

Zahlen habe ich, sofern es mehr als einige wenige Werte waren, in Tabellen zusammengefasst, die man beim Lesen überspringen kann, beim Nachschlagen aber leicht findet. Da das Buch sowohl in einem Rutsch wie auch kapitelweise lesbar sein soll, ließen sich Wiederholungen nicht vermeiden. Sie dienen der Bekämpfung des RDS (siehe S. 378).

Da sich dieses Buch nur mit den Trägerraketen beschäftigt, habe ich es um ein Kapitel ergänzt, in dem das russische Gegenstück, die N-1, beschrieben wird. Es folgen noch Band 2 über die Raumschiffe (CSM und LM) und Band 3 über Mondauto, Anzug, Experimente und die Little Joe.

Viele der Zahlenwerte sind so krumm, dass man an eine genaue technische Auslegung glauben möchte. Doch dem ist nicht so. Diese Werte entstehen durch Umrechnung der Originalwerte im „imperialen“ Einheitensystem in metrische Einheiten. So hatten die F-1 einen Nennschub von 1,5

Millionen Pfund, was 6.672 kN entspricht. Der Durchmesser der S-IC betrug 10,01 m, was in den USA 33 Fuß entspricht. Ich habe daher beim ersten Erwähnen eines Wertes in Klammern den Wert in US-Einheiten angegeben. Interessanterweise findet man in dem von ehemaligen deutschen Raketenwissenschaftlern geführten MSFC in den Dokumenten vorwiegend metrische Einheiten. Bei den Dokumenten der US-Industrie werden durchgehend die imperialen Einheiten verwendet. Dabei war schon damals in den USA in Wissenschaft und Technik das metrische System gesetzlich vorgeschrieben.

Dieses Einheitenwirrwarr existiert bis heute und führte 1998 zum spektakulären Verlust des Mars Climate Orbiters, als bei der Korrektur von Kursabweichungen das JPL mit Newton, die von Lockheed-Martin erstellte Software aber mit „Pounds of Force“ rechnete.

Ostfildern im März 2019

Bennd Leitnerberger

Einführung

Die Saturn-Trägerraketen sind einzigartig im Arsenal der US-Träger. Keine andere Raketenfamilie war so erfolgreich (kein einziger Fehlstart) und keine andere Schwerlastrakete wurde in ähnlich kurzer Zeit entwickelt. Alle Saturn wurden von Wernher von Braun entworfen. Die Entwicklung fand im Marshall Raumfahrtzentrum (**M**arshall **S**pace **F**light **C**enter, MSFC) in Huntsville, Alabama statt. Zum Höhepunkt des Apollo-Programms, 1965/66 arbeiteten im MSFC 7.500 Personen. Ein großer Teil der Führungspositionen war mit Deutschen besetzt. 225.000 Personen waren insgesamt in irgendeiner Weise mit Entwicklung und Bau der Saturn V beschäftigt. Zur Spitzenzeit gingen von den 1,8 Milliarden Dollar des Jahresetats des MSFC 90 Prozent an die Industrie weiter.

Die Entwicklung der Saturn begann bereits vor Kennedys „Mondrede“. Allerdings gab es zu diesem Zeitpunkt für die Saturn IB und V nur Studien. Das Apolloprogramm erscheint heute als ein Programm, in Wirklichkeit begannen die Entwicklungen zu unterschiedlichen Zeitpunkten:

- Der Vorschlag für die Saturn I taucht erstmals im Dezember 1957 auf, nur wenige Monate nach dem Start von Sputnik 1 und vor dem Start des ersten US-Satelliten. Zwei Jahre später, am 15.12.1959, wurde ihre Entwicklung offiziell beschlossen. Zuerst nur die der ersten Stufe, am 26.4.1960 auch die Entwicklung der zweiten Stufe.

- Die Entwicklung der Saturn IB wurde am 31.3.1961 beschlossen.
- Die Ausschreibung für das CSM wurde am 12.9.1960 veröffentlicht, damals noch für Erdorbitmissionen und einem geplanten Start auf der Saturn I. Der Vorvertrag mit North American wurde am 12.12.1961 abgeschlossen.
- Die Konzeption der Saturn V wurde im August 1962 abgeschlossen und die Aufträge an die Firmen vergeben.
- Die Konzeption des LM war erst möglich, nachdem das LOR-Verfahren für die Mondlandung selektiert wurde. Der Vertrag mit Grumman wurde erst im Januar 1963 abgeschlossen.

Das bedeutet, dass die Entwicklung der Saturn I drei Jahre vor der des LM begann. Daraus ergab sich, dass die Komponenten in der Reihenfolge Saturn I - Saturn IB - CSM - Saturn V - LM zur Verfügung stehen würden, zumindest wenn alle Teilprojekte gleich lange dauern würden. Erstaunlicherweise trat genau das ein, obwohl die geplante Entwicklungsdauer unterschiedlich war. So sollte eigentlich das LM vor der Saturn V einsatzfähig sein.

Die Aufgaben wurden aufgeteilt. So erfolgte die Entwicklung der Raketen sowie die Tests der Triebwerke und Stufen in Huntsville / Stennis. Die Fertigung wurde an Industriebetriebe vergeben. Dabei achtete das MSFC auf eine Streuung, um das erworbene Know-how möglichst vielen Firmen zukommen zu lassen. Die ersten Träger einer jeden Serie wurden in Huntsville gefertigt. Bei der Saturn I waren es sogar die ersten acht Stück. Diese Vorgehensweise war damals unüblich. Die normale Vorgehensweise war: Die

Regierung veröffentlicht einen **Request for Proposals (RFP)**, eine Ausschreibung, in der sie kurz umreist, was sie plant. Industriefirmen antworten mit konkreten Vorschlägen, aus denen von einem Ausschuss einer ausgewählt wird und diese Firma erhält den Auftrag.

Wernher von Braun kannte von Peenemünde ein anderes System. Dort wurden, um die Entwicklung zu beschleunigen, die Firmen in die Entwicklung integriert. Sie arbeiteten vor Ort und konnten so schneller reagieren. Als weiteren Vorteil haben am Ende der Entwicklung sowohl Regierungsorganisation (NASA) wie auch die Firmen einen Erkenntnisgewinn. Das konnte er bei den folgenden Projekten und den Saturn beibehalten. Ein Vorteil war, dass mit dem Michoud Assembly Facility eine regierungseigene Fabrik zur Verfügung stand, die groß genug für die riesigen Stufen der Saturn war. Diese wurden dort von der Industrie zusammengebaut.

Allerdings war das MSFC in der Industrie berüchtigt. Jede Firma, die mit ihm zusammenarbeitete, musste damit rechnen, Besuch von den Ingenieuren zu bekommen, welche sich alles genau ansahen. Dabei legte von Braun die Kontrolle weit aus. MSFC Ingenieure besuchten auch im Mercuryprogramm den Hersteller der Kapsel, obwohl das MSFC nur die Redstone für das Programm stellte und mit dem Raumschiff gar nichts zu tun hatte. Als sie feststellten, dass dort ein altes Schweißverfahren und andere veraltete Vorgehensweisen eingesetzt wurden, schrieb von Braun deswegen den Leiter des Mercuryprogramms Robert Gilruth an, der davon nicht begeistert war. Innerhalb der NASA nannte man dieses Vorgehen „Kontraktorinfiltration“ und einige Unternehmen bezeichneten es als „Feindliche Übernahme durch die Regierung“.

Ein zweiter Punkt, welcher die Saturn erfolgreich, aber auch teuer machte, war die Qualitätssicherung. Eine der ersten Erfahrungen, die Wernher von Braun bei der ersten US-Rakete machte, war ein Fehlstart. Am 3.5.1954 explodiert die dritte Redstone beim Start. Als General Toftoy fragt „Wernher, why did the rocket explode?“ weiß von Braun keine Antwort. Nach gründlicher Untersuchung stellte sich heraus, dass jemand schon bei der Fertigung geschlampt hatte und er antwortet Toftoy: „It exploded, because the damn son of a bitch blew up!“. In den USA, wo Aerospace-Firmen bei einem Auftrag massenweise ungelernete Arbeiter für die Montage einstellen und bei Auftragsende wieder freisetzen, „Hire and Fire“ genannt, kamen solche Fehler vor. Sie sind bei einer Rakete meistens katastrophal. Wernher von Braun führte bei Chrysler (Hersteller der Redstone) ein rigides Qualitätsmanagement ein, das er in der Folge beibehielt.

Die Qualitätssicherung war durchaus nicht gängig. Als die NASA die Titan für Gemini selektierte, mussten die ICBM angepasst werden. Dies erledigte eine weitere Gruppe von Martin, dem Hersteller der ICBM. Die ersten Raketen, die der Verantwortliche bekam, schickte er wieder zurück, obwohl sie von seinem eigenen Arbeitgeber kamen. Es gab Risse in den Triebwerken und er attestiert den Arbeitern, die sie herstellen, „poor workmanship“. Auch nach dem Brand von Apollo 1 wurden zahlreiche Fertigungsmängel in der Kapsel festgestellt. Der Preis für die rigide Kontrolle war, dass die Entwicklung der Saturn der größte Posten im Apollo-Budget war und die Raketen sehr teuer waren.

Von den Saturn wurden mehr produziert, als letztlich benötigt wurden. Das lag zum einen daran, dass die NASA glaubte, viel mehr Testflüge durchführen zu müssen, bis die Rakete zuverlässig genug für den bemannten Einsatz war. Die Saturn V sollte erst nach dem achten bis zehnten Start

bemannt sein, die Mondlandung mit dem 13-ten bis 14.ten Flug stattfinden. Das Konzept des „All up“ reduzierte die Zahl der Testflüge auf zwei, mit einem dritten als Reserve bei einem Fehlstart. Zum anderen lag es an den Programmänderungen. So wurden die letzten Apollomissionen gestrichen. Doch die Saturn V dafür befanden sich bereits in der Produktion. Später wurde ein Teil der übrig gebliebenen Träger im Skylabprogramm eingesetzt.

Die Wahl der Trägerrakete ist die grundlegende und erste Entscheidung, die in einem Raumfahrtprojekt getroffen werden muss. Denn ihre Nutzlastkapazität ist die Grenze, die nicht überschritten werden kann. Beim Apolloprojekt gab es zwei wesentliche Unterschiede zu den beiden vorhergehenden Projekten Mercury und Gemini: Es wurde keine existierende Trägerrakete verwendet, sondern ein neuer Träger entwickelt. Wie schwer die Nutzlast war, stand damals noch nicht fest.

Dies ergab sich aus der Diskussion über das Verfahren der Mondlandung. Eine Besonderheit des Apolloprogramms war, dass man schon vor dem Programm mit der Entwicklung der F-1 und H-1 Triebwerke begonnen hatte. Die Trägerraketen sollten diese Triebwerke in der ersten Stufe einsetzen. Zuerst favorisierte das MSFC die Technik des **E**arth **O**rbit **R**endezvous (EOR). Bei ihm würden mehrere Raketen eine Stufe im Erdorbit auftanken und zuletzt das Raumfahrzeug starten. Die favorisierte Lösung dafür war die Saturn C-2. Die Saturn C-2 hatte zwei Triebwerke von 4,45 MN Schub (die erste Version des F-1, erst später wurde der Schub auf 6,672 MN erhöht) in der ersten Stufe, eines in der zweiten Stufe und ein J-1 Triebwerk in der dritten Stufe. Mit einer Startmasse von etwa 700 t hätte man viele Starts pro Mondlandung benötigt, um den Treibstoff in den Orbit zu befördern.

Parallel verlief am MSFC die Planung für die Saturn C-8 oder Nova, da die STG (**S**pace **T**ask **G**roup) die direkte Landung favorisierte. Sie hätte acht F-1 Triebwerke in der ersten Stufe benötigt.

Während die Wahl von Sauerstoff und Kerosin für die ersten Stufen aller Versionen nie zur Disposition stand, war die Frage des Treibstoffs der Oberstufen offen. Im Laufe des Jahres 1959 fiel die Entscheidung für die Benutzung von Wasserstoff in den Oberstufen. Wernher von Braun war besorgt, weniger wegen des Antriebs als vielmehr wegen des Handlings der großen Mengen an Wasserstoff am Startplatz. Er konnte aber durch die Erfahrungen, die beim Lewis-Forschungszentrum in den vergangenen Jahren mit wasserstoffangetriebenen Flugzeugen gewonnen wurden, überzeugt werden. Im Herbst stand die Forderung für den Antrieb der Oberstufe: er sollte 150.000 Pfund (667,2 kN) Schub aufbringen. Das wurde zu Jahresende auf 200.000 Pfund (890 kN) erhöht. Das war die Vorgabe für das J-2 Triebwerk.

Im Februar 1961 gab das MSFC die C-2 auf und plante die C-3 mit drei Triebwerken in der ersten Stufe. Damit benötigte man weniger Flüge für das EOR-Verfahren. Im Laufe des Jahres 1961 tauchten dann noch die Entwürfe für die C-4 mit vier Triebwerken in der ersten Stufe und die C-5 mit fünf Triebwerken zu Jahresende auf. Weitere Varianten kamen hinzu, indem die Zahl der J-2 Triebwerke in den Oberstufen wechselte oder F-1 Triebwerke in den Oberstufen durch J-2 ersetzt wurden. So sollten C-2 und C-3 zuerst das F-1 Triebwerk in der zweiten Stufe einsetzen. Ein späterer Vorschlag für die C-3 sah vier J-2 in der zweiten, zwei J-2 Triebwerke in der dritten Stufe aber nur noch zwei F-1 in der ersten Stufe vor.

Dieses Durcheinander endete am Jahresende 1961, als sich das MSFC intern auf die Entwicklung der Saturn C-5 einigte. Die erste Version der Saturn C-5 hatte noch vier J-2 Triebwerke in der zweiten Stufe S-II. Am 6.11.1961 wechselt das MFSC, um die Nutzlast zu erhöhen, auf fünf Triebwerke in der S-II. Am 25.1.1962 gab das NASA-Hauptquartier das Okay für die Entwicklung der Saturn C-5. Sie hatte eine projektierte Nutzlast von 113 t in den Erdorbit und 41 t zum Mond.

Im Frühjahr 1962 gab das MSFC die Entwicklung der Nova endgültig auf. Sie hätte acht bis zehn F-1 Triebwerke in der ersten Stufe erfordert. Dazu ein neu entwickeltes M-1 Triebwerk, das Wasserstoff verbannte, in der zweiten Stufe. Der Hauptgrund für die Aufgabe war die Terminvorgabe. Die größere Nova brauchte länger für die Entwicklung und es gab seit dem 25.5.1961 die Deadline „bis zum Ende des Jahrzehnts“. Die C-5 war kleiner, aber dadurch ein Jahr früher fertig. Damals rechnete man mit einem operationellen Betrieb ab November 1967. Real erfolgte der erste Start zwar im November 1967. Doch in den operationellen Betrieb ging der Träger erst ab Dezember 1968.

Anders verlief die Entwicklung der Saturn I. Sie wurde als Saturn C-1 vor dem Apolloprogramm entwickelt, mit dem Ziel, die NASA-Flotte um eine Trägerrakete mit einer Nutzlast von 10 t zu erweitern. Geplant als dreistufige Trägerrakete (S-I / S-IV / S-V), wurde zwischen Januar und Mai 1961 die dritte Stufe S-V gestrichen. Dadurch blieb die Saturn I auf Erdorbitmissionen beschränkt. Mit dem Beschluss des Baus der Saturn V wurde die Entscheidung getroffen, die letzte Stufe S-IVB auf der Saturn I einzusetzen. Diese Version, Saturn IB, wurde damit zu einem Testvehikel. Die neue Oberstufe war deutlich größer als die bisher geplanten Stufen S-IV und S-V. Damit war es

möglich, Teile von Apollo, wie das CSM ohne Treibstoff oder den Mondlander, alleine im Erdorbit zu testen. Dies entlastete den Zeitplan.

Im Frühjahr 1963 gab die NASA die neue Nomenklatur bekannt. Danach fielen die bisher intern benutzten Bezeichnungen weg. Man konnte die Evolution aber weiterhin an den Nummern erkennen. Aus der Saturn C-1 wurde die Saturn I, aus der „Upgrated Saturn“ oder C-1B die Saturn IB, aus der Saturn C-5 die Saturn V. An die früheren Planungen erinnern noch die Stufenbezeichnungen.

An die hochtrabenden Pläne erinnern auch die Startanlagen für die Saturn. Es entstand zuerst die Startrampe LC-34 für die Saturn I. Geplant waren zwei Startrampen. Doch die Gefahr, dass eine Explosion beide Startrampen lahmlegen könnte, führten im August 1961 zum Beschluss des Baus des Launchkomplexes LC-37 mit zwei weiteren Rampen, von LC-34 räumlich getrennt. Das war, bevor die Entscheidung für die Mondrakete fiel. So war LC-37 für Raketen mit bis zu 13.700 kN Startschub ausgelegt und sollte ab Ende 1962 zur Verfügung stehen. Dafür kaufte die NASA 320 km² Land abseits der bisherigen Startplätze, um einen möglichst großen Abstand von Fernstraßen zu haben. Denn 13.700 kN entsprachen in etwa dem zehnfachen Schub, der bisher maximal auftrat.

Die Planungen erwiesen sich bald als überdimensioniert. Schon von LC-37 wurde nur die Rampe B genutzt, da durch den Brand von Apollo 1 viele Erdorbitflüge mit Saturn IB wegfielen. Geplant waren zeitlich abgestimmte Starts von LM und CSM mit je einer Saturn IB, dafür hätte man beide Startrampen benötigt.

Für LC-39, den Startplatz der Saturn V, waren sogar vier Launchpads geplant. Die Wahl des LOR-Verfahren reduzierte

die Zahl auf zwei. Da eine Saturn V etwa drei Monate auf der Startrampe vorbereitet wurde, brauchte man für die geplante Flugfolge von fünf bis sechs Starts pro Jahr zwei Rampen. Doch nur 1968/9 wurde diese Flugzahl erreicht. Lediglich 1969 wurde LC-39B für die Saturn V genutzt. Danach wurde die Rampe 39B für die Saturn IB umgebaut. Von ihr aus starteten von 1973 bis 1975 die Missionen Skylab 2 bis 4 und Apollo-Sojus. Selbst später blieb das Ungleichgewicht. Als das Space Shuttle LC 39 nutzte, wurde 39A weitaus häufiger eingesetzt als 39B. Bisher gab es 109 Starts von 39A und nur 58 von 39B.

LC-37B wird inzwischen für Starts der Delta 4 genutzt. LC-39A/B wurden von 1981 bis 2011 vom Space Shuttle benutzt. Seit 2015 startet die Firma SpaceX von LC-39A ihre Falcon 9 und Falcon Heavy. Von LC-39B wird die SLS starten. LC-34 und LC-37A wurden abgerissen, nur noch die Betonsockel erinnern an die Startplätze.

In diesem Kapitel habe ich die Komponenten einer Rakete jeweils dort besprochen, wo sie erstmals eingesetzt worden. Also das H-1 Triebwerk bei der Saturn I, das J-2, die S-IVB und IU bei der Saturn IB. Darüber hinaus enthält das Buch kurze Beschreibungen von verschiedenen Varianten, die zumindest einige Zeit in der Planung waren, bzw. Pläne für die Aufrüstung der Saturn V.

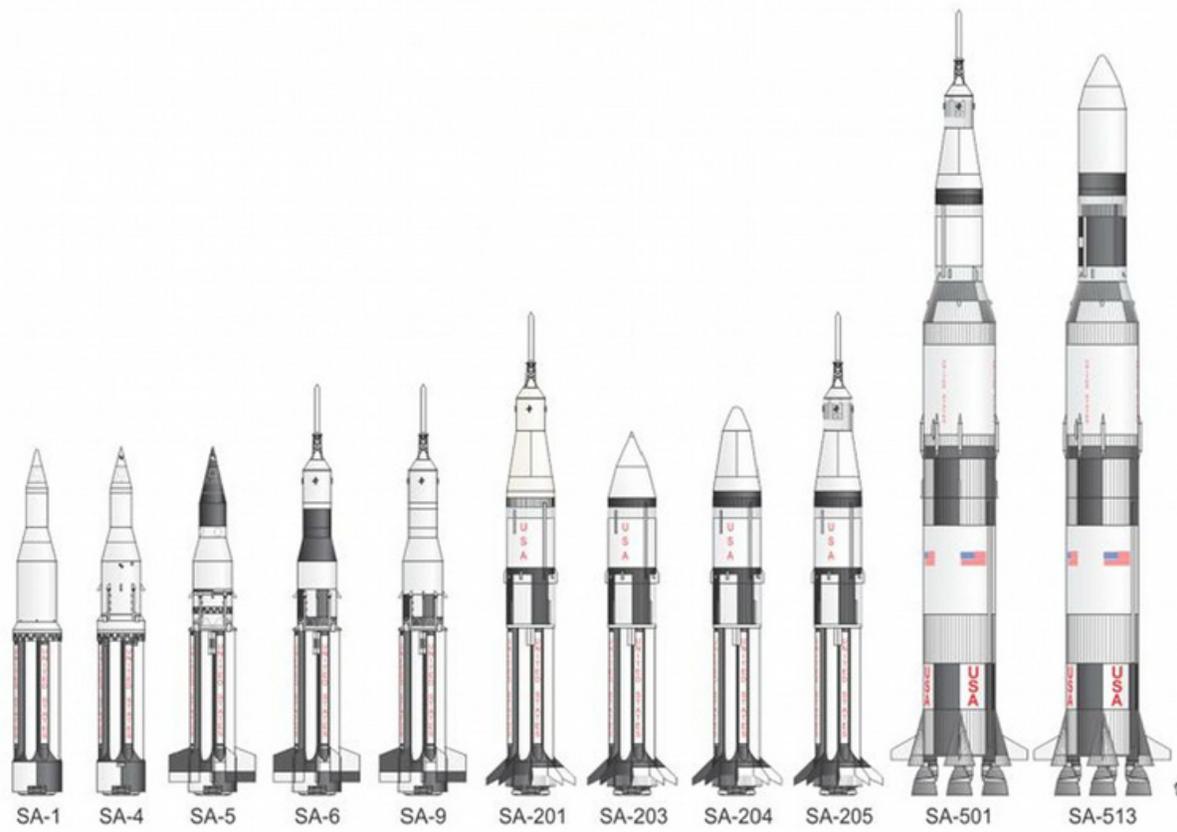


Abbildung 2: Die geflogenen Versionen der Saturn

Nomenklatur

Das System der Startbezeichnung änderte sich im Laufe der Zeit. Die Saturn I Flüge wurden SA-1 bis SA-10 benannt. SA stand für „**S**aturn-**A**pollo“. Schon bei Mercury wurde ein solches System eingeführt. Dort gab es die Flüge MR-1 bis 4 (MR für „**M**ercury **R**edstone“) und MA-1 bis 9 (MA für „**M**ercury **A**tlas“). Bei Gemini gab es dann die Missionen GT-1 bis 12 („**G**emini-**T**itan“). Doch schon bei den Flügen der unbemannten Ziele für Kopplungsmanöver gab es diese Nummerierung nicht mehr. Diese hießen GATV („**G**emini **A**gena **T**arget **V**ehicle“) und die Nummerierung war nicht chronologisch, sondern ein GATV hatte die gleiche Nummer, wie assoziierte bemannte Mission.

Wesentlich populärer waren die Missionsbezeichnungen. Bei Mercury war dies das Funkrufzeichen der Kapsel (beginnend mit „Freedom“) und die Ziffer 7. Ursprünglich wurde die „7“ von Alan Shepard gewählt, weil er die Kapsel mit der Seriennummer 7 hatte. Doch dies wurde von der Presse als Reminiszenz an die sieben Mercuryastronauten verstanden. So änderte die NASA die Ziffer bei den folgenden Flügen nicht mehr.

Bei Gemini nummerierte man die Missionen einfach durch: Gemini 1 bis 12. Bei den Saturn I Flügen wurden nur Modelle von Apollo gestartet. Vielleicht stellte man daher die Trägerrakete (Saturn) vor das Raumschiff (Apollo), anders als bei den vorherigen Flügen. Ab SA-6 wurden auch Boilerplates, Massemodelle des CSM ohne jegliche Funktion, mit den Saturn I gestartet. Deren Mission erhielt eine fortlaufende Nummer, beginnend mit A101 beim Start von SA-6.

Bei der Saturn IB wurde das Kürzel umgedreht und passte nun wieder in das bisher verwendete Schema: AS-2xx für „**A**pollo-**S**aturn“. Die Nummerierung startete mit 201, um sie von der Saturn I abzugrenzen.

Für AS-204 war die erste bemannte Mission geplant. Für Sie hatte Gus Grissom die Bezeichnung „Apollo 1“ gewählt. Allerdings fanden bereits vorher unbemannte Flüge mit funktionsfähigen CSM statt. In den vorherigen Programmen gab es unbemannte Testflüge mit der Programmbezeichnung MR 1+2, MA 1-5 und GT-1/2.

Zu diesem Zeitpunkt waren die Missionen Apollo 2 (Wiederholung des Flugs von Apollo 1 durch die Crew von Schirra, jedoch mit anspruchsvolleren Zielen) und Apollo 3 (Ankopplung der Crew von McDivitt an ein separat gestartetes LM im niedrigen Erdorbit) geplant.

Nach dem Brand von Apollo 1 beschloss die NASA, diese Nummer nicht mehr zu verwenden. Sie änderte auch die Bezeichnungen der beiden geplanten Missionen. Die erste durchgeführte Apollo-Mission war daher Apollo 4, der Jungfernflug der Saturn V. Anders als bei den unbemannten Saturn IB Flügen bekam diese eine Apollobezeichnung. Apollo 7 wurde dann die erste bemannte Mission mit den Zielen von Apollo 1. Es wurde bei den Bezeichnungen nicht mehr zwischen Saturn V und Saturn IB oder bemannt/unbemannt unterschieden.

Neben dieser Missionsbezeichnung bekam jede Trägerrakete eine Bezeichnung, ähnlich wie die LM und CSM Seriennummern hatten. Die Saturn V erhielten dann die Bezeichnung „SA-5xx“. Apollo 4 war der erste Start einer Saturn V mit der Nummer SA-501. Der letzte Start war die Mission Skylab 1 mit SA-513.

Es gibt im Apolloprogramm einen bunten Mix an Bezeichnungen. Die Nummerierung ist mit drei Ausnahmen streng chronologisch. SA-9 flog vor SA-8, da die Rakete in der Produktion weiter fortgeschritten war. AS-203 flog vor AS-202. AS-202 war ein Test des Block I Apollo CSM. Es stand jedoch nicht rechtzeitig vor dem Start zur Verfügung. So zog man den Start AS-203 vor, bei dem keine Nutzlast mitflog. Die Rakete hatte eine modifizierte S-IVB, bei der man den Effekt von Treibstoffen in der Schwerelosigkeit, wichtig für die geplante Wiederezündung bei Saturn V Starts, erproben wollte.

Die letzte Differenz in der Nummerierung gab es bei der letzten Saturn IB Mission. Nach der letzten Skylabmission AS-208 müsste AS-209 folgen. Diese Mission war konkret geplant, es war der Rettungseinsatz eines Apollo-Raumschiffs für den Fall, das die Besatzung von Skylab 4 nicht zur Erde zurückkehren konnte. Parallel wurde das Apollo-Sojus-Testprojekt vorbereitet und dieses hatte schon die nächste Trägerrakete AS-210 zugewiesen bekommen.

Die folgende Tabelle informiert über die Saturn-Varianten, die in der Überlegung waren. Viele Angaben wurden während der Entwicklung geändert, so die Triebwerksart oder der Durchmesser der Stufen.

Projektname	Stufe 1	Stufe 2	Stufe 3	Geplante Nutzlast (1960-62) / Bemerkung
Saturn C-1	8 × H-1	6 × RL-10 1 × J-2		11,8 t LEO-Orbit: Saturn I 18,6 t LEO Orbit: Saturn IB
Saturn C-2	2 × F-1 8 × H-1	2 × J-2 1 × F-1	4 × RL10 1 × J-2	18,1 bis 20,4 t LEO, 7,8 t Fluchtkurs. 6,6 m Durchmesser, 65,8 m Höhe
Saturn C-3	2 × F-1	4 × J-2 1 × F-1	2 × J-2	36,3 bis 45,3 t LEO Orbit, 13,6 t Fluchtkurs, 8,1 bis 9,7 m Durchmesser, 75 m Höhe
Saturn C-3'	3 × F-1	4 × J-2	1 × J-2	78 t LEO Orbit
Saturn C-4	4 × F-1	4 × J-2	1 × J-2	41,5 t zum Mond, kurze Zeit als Mondrakete bevorzugt
Saturn C-5	5 × F-1	4/5 × J-2	1 × J-2	113 t: LEO Orbit, 41 t zum Mond: Saturn V
Saturn C-8	8 × F-1	8 × J-2	1 × J-2	136 bis 150 t LEO Orbit, 58 bis 65 t zum Mond
Nova	8-10 × F-1	2 × M-2	1 × J-2	170 t, 15.2 m Durchmesser, 77,8 bis 81,6 t zum Mond

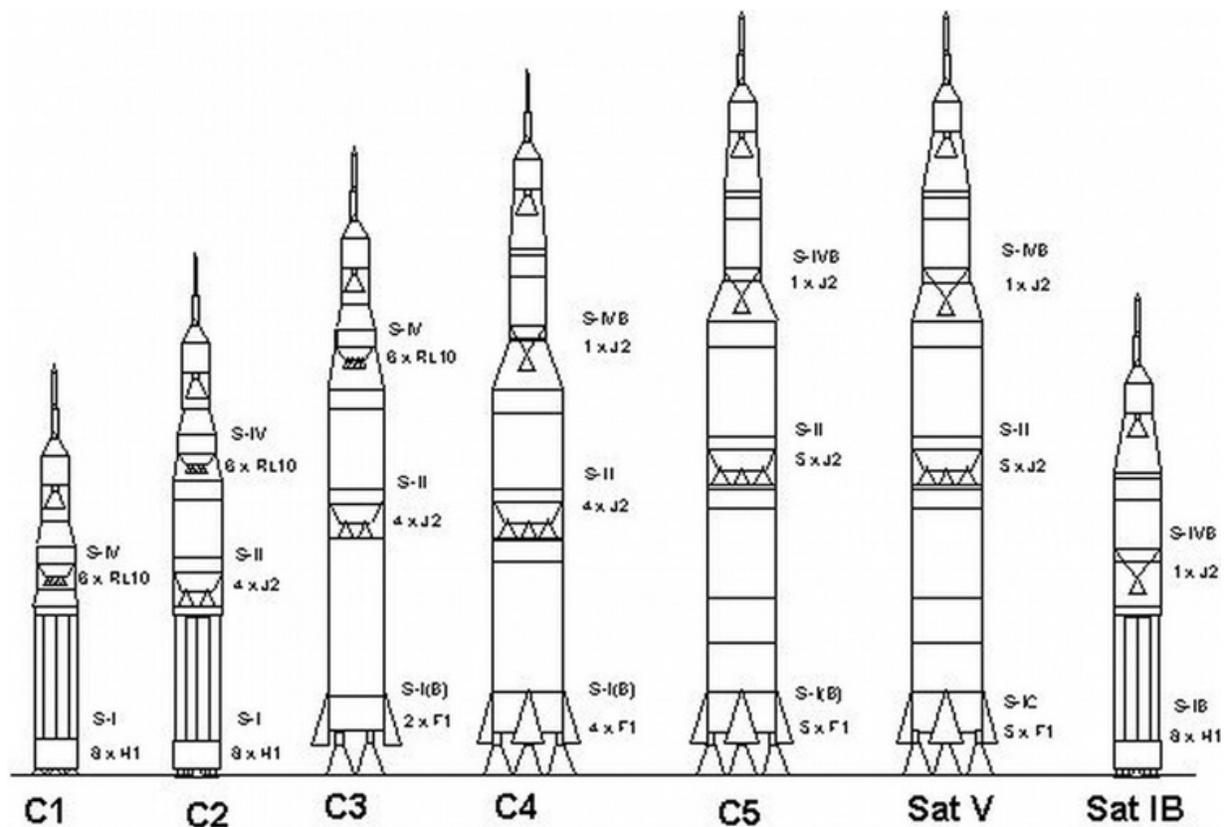


Abbildung 3: Die vorgeschlagenen Varianten der Saturn

Wie funktioniert ein Triebwerk?

Die Saturn V war die letzte Rakete, die Wernher von Braun entwickelte. Er begann fast 40 Jahre vorher mit der Konstruktion seiner ersten Rakete, der A-1. Sein Name ist eng verknüpft mit der Entwicklung des Raketentriebwerks für flüssige Treibstoffe. Die Entwicklung verlief vom explodierenden Prototypen mit wenigen Newton Schub bis zum F-1, dem größten und zuverlässigsten Raketentriebwerk, das jemals gebaut wurde. Dieses Kapitel ist eine kleine Einführung in den Aufbau und Funktionsweise eines Raketentriebwerks, das flüssige Treibstoffe verbrennt. Zum Glück kann man ein Raketentriebwerk in verschiedene Teile aufteilen. Man kann sie getrennt entwickeln und testen. Dann werden sie zusammengebaut und das Triebwerk als Ganzes getestet. Normalerweise werden diese Teile von verschiedenen Firmen gebaut. In Europa entstehen die Teile eines Vulcain-Triebwerks z. B. in Schweden, Deutschland und Frankreich. Ein Triebwerk kann aus folgenden Teilen bestehen:

- Gasgenerator / Vorbrenner: Er erzeugt heißes Gas als Antrieb für die Turbinen.
- Turbine: Wandelt die thermische Energie des Arbeitsgases in mechanische Energie um. Treibt die Treibstoffpumpe an.
- Pumpe: Fördert den Treibstoff und presst ihn unter hohem Druck in die Brennkammer.

- Brennkammer: Verbrennt den Treibstoff und entlässt ihn durch die Düse.
- Düse: Das expandierende Gas überträgt weitere Energie auf das Gefährt, dass es antreibt.

Ein Triebwerk muss nicht aus allen Komponenten bestehen. Druckgeförderte Triebwerke kommen mit Brennkammer und Düse aus. Die Teile sind austauschbar. Als man das J-2X aus dem J-2S entwickelte, verlängerte man die Düse um einen ungekühlten Teil und ersetzte die Turbopumpe (die Kombination aus Turbine und Pumpe) durch ein neueres Exemplar. Analog ging EADS Astrium Mitte der 90er bei der Verbesserung der Ariane 5 vor. Sie schlugen der ESA vor, das bisher druckgeförderte Oberstufentriebwerk um eine Turbopumpe zu ergänzen. Das hätte den Schub des Triebwerks verdoppelt.

Wie bei jedem technischen Gerät steigt die Zuverlässigkeit eines Triebwerks, wenn es weniger Teile enthält. So gelten druckgeförderte Triebwerke als weniger fehleranfällig als aktiv geförderte, weshalb auch alle Triebwerke des Apolloraumschiffs und des Mondlanders rein druckgefördert waren.

Bei allen Triebwerken der Saturn wurden zwei Komponenten verbrannt. Ein Verbrennungsträger mit dem Oxidationsmittel (Oxidator). Bei Verbrennungen im Alltag benötigt man nur den Verbrennungsträger, denn man dann Treibstoff nennt. Der Oxidator steckt in der Luft, es ist gasförmiger Sauerstoff. Sauerstoff ist auch der Oxidator bei den Triebwerken der Saturn. Dort ist es flüssiger Sauerstoff, der nur zwischen -218 und -182 °C flüssig ist. Dafür ist er 780-mal dichter als gasförmiger Sauerstoff unter Atmosphärendruck. Da der Ausdruck „Treibstoff“ bei zwei Komponenten missverständlich ist, benutzt man den

Ausdruck „Verbrennungsträger“ für die Komponente, die durch den Oxidator oxidiert wird. Bei den Saturn ist es das Kerosin oder der flüssige Wasserstoff.

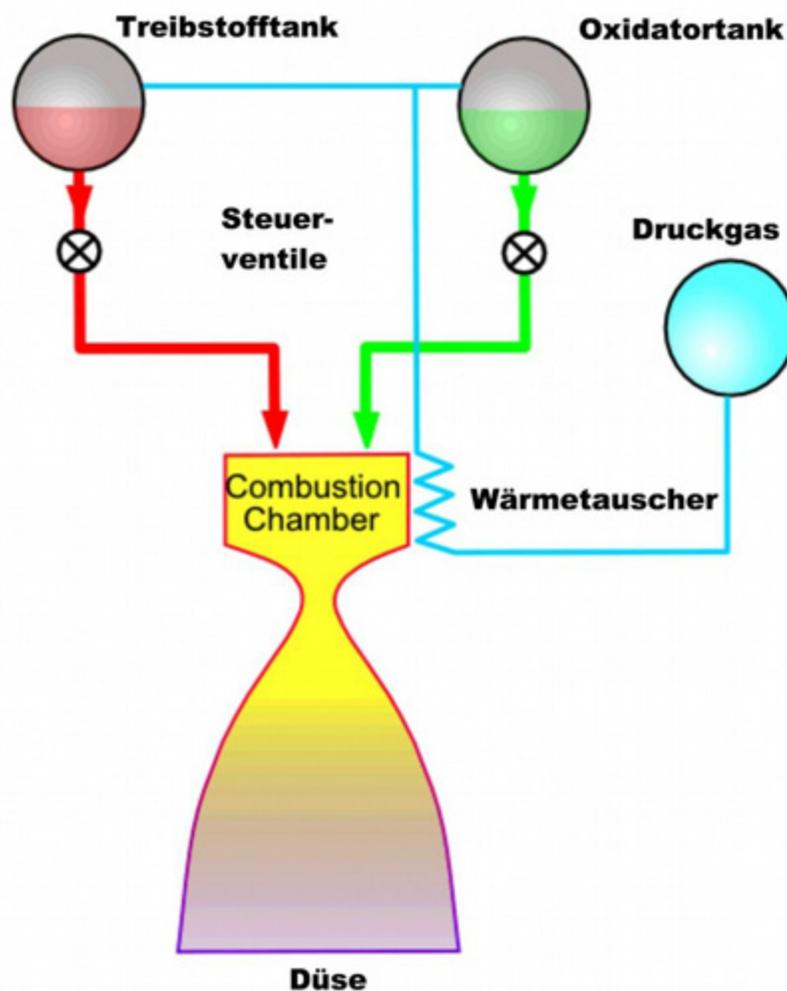


Abbildung 4: Antriebsschema eines druckgeförderten Triebwerks

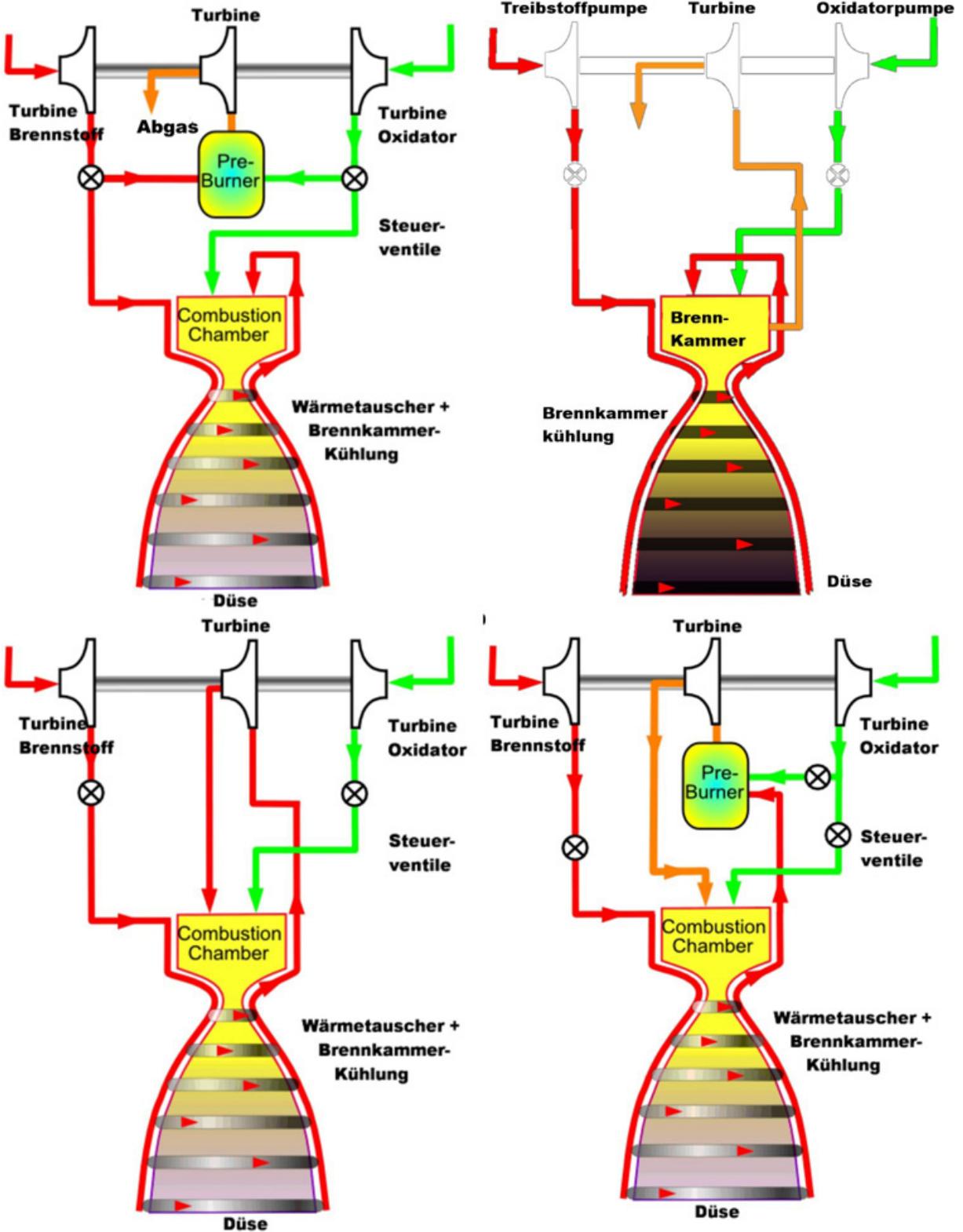


Abbildung 5: Die aktiven Antriebsverfahren: Gasgenerator, Tapp-off, Expander Cycle, Staged Combustion (im Uhrzeigersinn)

Die Brennkammer

Das erste Problem, das man bei der Raketenentwicklung lösen musste: Wie verhindert man, dass die Brennkammer eines Triebwerks selbst verbrennt. In der Brennkammer wird der Treibstoff verbrannt, aber mit einem hohen Stoffumsatz. Bei jedem F-1 Triebwerk waren es über 2 t Treibstoff/Oxidator pro Sekunde. Die dabei entstehende Energie ist so groß, dass die Brennkammer in Kürze schmilzt, wenn auch nur ein Teil der Wärme auf sie übergeht. Das passierte Wernher von Braun bei seinen ersten Versuchen. In den zwanziger Jahren des letzten Jahrhunderts, als man die ersten Triebwerke mit flüssigen Raketentreibstoffen konstruierte, gab es Tote durch Explosionen. Am 17.6.1930 starb der zu dieser Zeit führende Raketenforscher Max Valier bei der Explosion eines von ihm entwickelten Antriebs.

Nun gab es schon damals Raketen mit festen Treibstoffen. Diese hatten das Problem nicht. Zum einen erreicht bei einer Feststoffrakete die Flammenfront die Wand erst, wenn der Treibstoff nahezu verbrannt ist. Zum anderen dient die gesamte Hülle als Brennkammer - die Belastung pro Flächeneinheit ist somit geringer. Zum Dritten liefern feste Treibstoffe weniger Energie und haben niedrigere Verbrennungstemperaturen.

Sehr kleine Triebwerke kommen ohne Kühlung aus. Die Größe einer Brennkammer wird von dem Schub, den das Raketentriebwerk liefern soll, bestimmt - je kleiner der Schub ist, desto kleiner die Brennkammer. Eine weitere Einflussgröße ist der Brennkammerdruck. Hier gilt: je höher der Brennkammerdruck, desto kleiner ist die Brennkammer.

Eine Brennkammer, die mit niedrigem Druck arbeitet, ist daher größer als die eines Hochdrucktriebwerks. Da die Energie nur an der Wand auf die Brennkammer übergeht, ist die Gesamtfläche der Brennkammerwand wesentlich. Eine kleine Brennkammer hat daher im Verhältnis zu ihrem Volumen eine größere Oberfläche als eine große, da das Volumen in der dritten Potenz ansteigt, die Oberfläche aber nur im Quadrat.

Kleine Triebwerke mit einem Brennkammerdruck von etwa 8 Bar und einem Schub von maximal 400 N kommen noch ohne Kühlung aus. Bei ihnen geht so viel Energie auf die Wand über, wie diese Fläche in der gleichen Zeit abstrahlen kann. Die Wände erhitzen sich, bis sie rot glühend werden, erreichen aber nicht die Temperatur, bei der das Material erweicht. Solche Triebwerke werden in Satelliten und Raumsonden als Antrieb oder für die Lageregelung eingesetzt.

Bei mehr Schub muss man die Brennkammer schützen. Der erste Ansatz war, die Brennkammerwand mit einem Material zu bedecken, das langsam verdampft und dabei die Energie aufnimmt. Dieser Ablationsschutz war anfangs aus Graphit, da reiner Kohlenstoff nicht schmilzt, sondern bei etwa 3.750 Grad Celsius direkt in den gasförmigen Zustand übergeht. Graphit wird heute noch eingesetzt, meist allerdings, um die Düsen zu schützen. Sein Nachteil ist, dass er schwer verarbeitbar ist. Er hat nur eine geringe Härte und Festigkeit, wie jeder von Bleistiftminen aus Graphit weiß. Bei den Antrieben von Servicemodul und Mondlander im Apolloprogramm nutzte man einen Ablationsschutz für die Triebwerke. Eingesetzt wurde dort glasfaserverstärkter Kunststoff, der aus Glasfasern in einem ausgehärteten Epoxidharz besteht. Er kann leicht in Form gebracht werden, bevor das Harz ausgehärtet ist. Nach dem Aushärten ist er leicht bearbeitbar. Das Harz verkohlt und die entstehende

Schicht aus Graphit schützt dann wie aufgetragener Graphit. Aus demselben Material wurden damals auch Hitzeschutzschilde hergestellt.

Diese Methode ist für Triebwerke nutzbar, die in druckgeförderten Oberstufen eingesetzt werden. Auch hier muss für ein günstiges Flächenverhältnis der Brennkammerdruck klein sein. Das AJ-10 Triebwerk im SPS (**S**ervice **P**ropulsion **S**ystem) des Apollo-Servicemoduls ist das größte jemals entwickelte passiv gekühlte Raketentriebwerk mit 92 kN Schub.

Ein Triebwerk wie das F-1, mit 6.700 kN Schub, ist nicht passiv kühlbar. Schon in den dreißiger Jahren kam man auf die Methode, die bis heute eingesetzt wird: Die **regenerative Kühlung**. Ein Teil des Treibstoffs wird durch die Brennkammerwand gepumpt, nimmt dabei Wärme auf und erwärmt sich. Danach wird der erwärmte Treibstoff mit dem Rest des Treibstoffs in die Brennkammer injiziert, geht also nicht verloren. Genutzt wird eine Komponente des Treibstoffs, meist der Verbrennungsträger. In den Triebwerken der Saturn waren die Kühlmittel Kerosin und flüssiger Wasserstoff.

Von Braun setzte für die Kühlung seiner ersten Antriebe eine doppelwandige Brennkammerwand ein. Zwischen beiden Wänden konnte der Treibstoff zirkulieren und die innere Wand kühlen. Doppelwandige Brennkammerwände setzten alle frühen Raketen ein, so die A-4, die Redstone, aber auch die russischen Nachbauten der A-4 bis zur R-7. Mit der nordkoreanischen Unha und iranischen Safir, die auf der russischen Kurzstreckenrakete Scud aus den frühen 50-er Jahren basieren, gibt heute noch zwei Raketen mit doppelwandigen Brennkammern.

Später setzte man auf eine leichtere Konstruktion, auch wenn sie produktionstechnisch deutlich aufwendiger ist. Die Triebwerke der Saturn I und V haben Brennkammern aus vielen Hundert miteinander verschweißten Röhren. Die Röhren haben meist einen U-förmigen Aufbau, d. h. die Röhre führt nach unten und dreht am Ende der Brennkammer wieder nach oben, wo sie am Injektor endet. Ein Hohlprofil ist bei gegebener Wandstärke viel stabiler als eine doppelte Wand. Zur Erhöhung der Stabilität werden die Röhren außen von einem Blech oder Versteifungsringen umhüllt, um die Kräfte gleichmäßiger zu verteilen. Es ist üblich, dass unterschiedliche Materialien zum Einsatz kommen, so z. B. an der Innenseite der Brennkammerwand hochtemperaturfeste Legierungen und für die innen liegenden Kühlkanäle Kupfer mit einer viel besseren Wärmeleitfähigkeit.

Eine einfachere Methode als die regenerative Kühlung ist die **Filmkühlung**, die Wernher von Braun auch bei der A-4 einsetzte. Bei der Filmkühlung ist ebenfalls die Brennkammerwand doppelwandig oder besteht aus Röhren. Zusätzlich hat sie in der Innenseite zahlreiche kleine Öffnungen, durch die ein Teil des Treibstoffs in die Brennkammer eindringen kann. Zuerst kühlt der Treibstoff durch Verdampfen die Wand. Er bildet an der Brennkammerwand eine Zone, die reich an Verbrennungsträger ist. Die Verbrennung ist dadurch unvollständig. Deswegen sinken die Temperaturen in dieser Zone ab. Diese Konstruktion hat den Nachteil, dass dieser Teil des Treibstoffs nicht optimal ausgenutzt wird, da er nicht wie der Hauptteil im Injektor intensiv vermischt und optimal verbrannt wird.

Bei vielen Substanzen wie Kerosin oder dem bei der A-4 und Redstone verwendeten Alkoholwassergemisch ist viel Energie notwendig um die Substanz zu verdampfen. Daher

ist die Filmkühlung eine sehr effektive Kühlmethode. Zuletzt führte man die Filmkühlung beim Vulcain 2 ein, als sich nach dem Jungfernflug zeigte, dass die regenerative Kühlung alleine nicht ausreichte.