

Bernd Leitenberger



Black Arrow – Diamant - OTRAG

Die nationalen europäischen Trägerraketen



Edition Raumfahrt

Inhaltsverzeichnis

Vorwort

Anmerkungen zu den Daten

Die Aufholjagd bei den Technologien

Erdumlaufbahnen

Diamant

Die Topaze, Rubis, Emeraude und Saphir

Diamant A

Diamant B

Diamant BP.4

Black Arrow

Entwicklungsgeschichte

Die Testflüge

Wasserstoffperoxid - ein ungewöhnlicher Treibstoff

Das Gamma Triebwerk

Die Technik der Black Arrow

Pläne für eine Leistungssteigerung

OTRAG-Rakete

Die Entstehung der OTRAG

OTRAG und die Politik

Die OTRAG Rakete

Entwicklungsgeschichte

Starts der OTRAG-Rakete

Woran scheiterte die OTRAG?

Diskussion

Das CSG

Installationen für die Diamant

Abkürzungsverzeichnis

Vorwort

Ich bin ein überzeugter Anhänger der Ariane und stolz darauf, was Europa mit dieser Rakete erreicht hat. Die in diesem Buch beschriebenen nationalen Träger, die französische Diamant und die britische Black Arrow zeigen auch exemplarisch, wie Raketenentwicklungen aber auch verlaufen können. Der fehlende politische Wille bei der Black Arrow führte dazu, dass sich England hinsichtlich der Raketentechnik heute hinter Entwicklungsländern und seinen ehemaligen Kolonien einreihen muss. Der Gegensatz dazu ist Frankreichs unbedingtes Bestreben nach einem unabhängigen Zugang zum Weltraum - unabhängig von den entstehenden Kosten.

Dieses Buch wäre nicht ohne fremde Unterstützung zustande gekommen. Thomas Jakaitis und Ralph Kanig haben sich dem Manuskript angenommen und es zur Korrektur gelesen. Michel Van hat Grafiken für dieses Buch erstellt.

Das Buch behandelt jede Rakete als abgeschlossenes Kapitel für sich. Die einzelnen Abschnitte können einzeln gelesen oder nachgeschlagen werden. Sofern eine Rakete eine Weiterentwicklung eines bestehenden Modells ist, werden lediglich die Veränderungen besprochen. Jedes Kapitel hat eine einheitliche Struktur. Die Entwicklungs- und Einsatzgeschichte bildet den Anfang, es folgt eine ausführliche Beschreibung der Technologie, und den Abschluss bilden nicht umgesetzte Projektstudien. Auch habe ich bewusst auf die Beschreibung von Raketen verzichtet, die nicht zu einer Trägerrakete führten, auch wenn sie entwicklungsgeschichtlich wichtig waren, wie die deutsche A4 oder die französische Véronique. Keine

Erwähnung finden ausschließlich militärisch eingesetzte Raketen.

Den Installationen in Kourou und dem Bodennetzwerk ist ein eigenes Kapitel gewidmet,, welches chronologisch den Ausbau des europäischen Weltraumbahnhofs CSG (Centre Spatial Guyanais) in Französisch-Guayana beschreibt.

Von den meisten frühen Trägerraketen liegt heute kein Bildmaterial in digitaler, hochauflösender Form vor. Für dieses Buch musste ich oft auf gedruckte Dokumente zurückgreifen und diese einscannen. Die Abbildungen entsprechen daher nicht immer dem heutigen Standard. Ich bitte, diesen Umstand zu entschuldigen.

Neu in der zweiten Auflage ist ein Kapitel über die OTRAG. Ich überlegte lange Zeit, ein eigenes Buch über diese Rakete zu schreiben, auch weil sie in vielen Aspekten von den anderen Trägern abweicht. Die anderen Kapitel wurden in der neuen Auflage vor allem auf Rechtschreibfehler untersucht und nur wenig angefügt.

Anmerkungen zu den Daten

Es existieren zu fast allen Trägerraketen leicht schwankende technische Angaben. Diese beruhen neben dem nachlässigen Umgang mit Zahlenmaterial vor allem auf unterschiedlichen Sichtweisen. So ist zum Beispiel oft unklar, ob das angegebene Leergewicht einer Raketenstufe dem Trockengewicht oder dem Gewicht nach Brennschluss (mit Treibstoffresten, Flüssigkeiten und Gasen) entspricht. Sofern es möglich war, habe ich dies aufgeschlüsselt. Weiterhin habe ich mich bemüht, Zahlen über Entwicklungskosten und Startpreise zusammenzutragen. Dabei gab es jedoch zwei Probleme - wechselnde Währungsangaben (DM, Pfund, Dollar, Accounting Units) mit variablen Umrechnungskursen und die Inflation, die vor allem in den Siebziger Jahren sehr hoch war.

Die NASA berechnet den Wertverlust anhand der Veränderung des Bruttoinlandsproduktes. So entspricht 1 Dollar des Jahres 2000 genau 0,583 Dollar im Jahr 1981. Oder 1 Dollar des Jahres 1981 entsprechen $1/0,583 = 1,71$ Dollar im Jahre 2000. Vor der Einführung des Euros rechnete die ESA in „Millionen Accounting Units“ (MAU). Der Umrechnungskurs gegenüber der Deutschen Mark blieb über Jahrzehnte nahezu unverändert bei etwa 1,90 DM, also etwas weniger als 1 Euro (1 Euro = 1,96 DM). Dollar, Pfund und französische Franc änderten ihren Wert jedoch stark im Laufe der Jahrzehnte. Beim Dollar lagen die Extreme zwischen 4,25 und 1,40 DM pro Dollar, beim Pfund zwischen 8,00 und 3,30 DM pro Pfund und beim Franc zwischen 0,70 und 0,30 DM pro FF. 1984 entsprach ein Dollar 7,2 Franc.

Die folgende Tabelle zeigt exemplarisch die Entwicklung des US GDP-Index (Gross Domestic Product - Bruttoinlandsprodukt) in den Jahren 1960 bis 2007, relativ

zum Jahr 2000. Auf Basis dieser Tabelle berechnet die NASA den heutigen Gegenwart von Aufwendungen us früheren Perioden.

Jahr	GDP Index (relativ zu 2000)	Jahr	GDP Index (relativ zu 2000)
1960	0,2100	1984	0,6744
1961	0,2130	1985	0,6963
1962	0,2154	1986	0,7125
1963	0,2181	1987	0,7311
1964	0,2207	1988	0,7541
1965	0,2245	1989	0,7834
1966	0,2293	1990	0,8125
1967	0,2367	1991	0,8430
1968	0,2451	1992	0,8642
1969	0,2563	1993	0,8838
1970	0,2703	1994	0,9028
1971	0,2838	1995	0,9218
1972	0,2972	1996	0,9395
1973	0,3103	1997	0,9559
1974	0,3327	1998	0,9675
1975	0,3673	1999	0,9802
1976	0,3938	2000	1,0000
1977	0,4233	2001	1,0236
1978	0,4518	2002	1,0432
1979	0,4882	2003	1,0643
1980	0,5310	2004	1,0918
1981	0,5830	2005	1,1251
1982	0,6229	2006	1,1598
1983	0,6504	2007	1,1892

Die Aufholjagd bei den Technologien

Ergänzend zu den Angaben in den folgenden Kapiteln gebe ich hier noch eine kleine Gesamtübersicht zur Technologieentwicklung in Europa.

Europa begann mit der Entwicklung der Raketentechnologie recht spät. Das hatte nachvollziehbare Gründe. Nach dem Zweiten Weltkrieg gab es dringendere Probleme. Die geografische Nähe zu den Ländern des Warschauer Pakts erforderte keine Raketen, um das Land des Gegners zu erreichen. Atombomben, welche der Antrieb für die Raketenentwicklung in den USA und der UdSSR waren, wurden auch erst später und in kleinerer Zahl als bei den beiden Supermächten entwickelt. Weiterhin hatten Russland und die USA fast alle Experten übernommen, die in Deutschland die A4 und andere Raketen entwickelt hatten. Europas Einstieg in die Trägertechnologie erfolgte daher recht spät und begann praktisch bei „Null“.

Am weitesten waren Anfang der sechziger Jahre die Engländer. Sie hatten die Blue Streak entwickelt – immerhin auf der technologischen Stufe der Thor oder Atlas, aber mit Triebwerken, die in Lizenz gefertigt wurden. Die USA halfen mit der Freigabe von Lizenzen, aber auch bei der Konstruktion. Sie waren daran interessiert auch in Europa Raketen auf die Sowjetunion gerichtet zu haben, um die Bedrohung zu verstärken. England verfügte mit der Black Knight zudem über einen Träger mit selbst entwickelten Triebwerken, wenn auch mit der ungewöhnlichen und nicht sehr leistungsfähigen Kombination Wasserstoffperoxid / Kerosin und einem nur geringen Schub.

Frankreichs Trägerrakete Diamant A hinkte in vielen Dingen hinterher. Die erste Stufe verwendete die veraltete

Kombination von Salpetersäure und Terpentinöl. Statt eine Turbine mit Turbopumpe zu verwenden, wurde die gesamte Stufe unter Druckgas gesetzt, wodurch die Leermasse anstieg. Die zweite Stufe verwendete einen Feststoffantrieb mit hoher Leermasse, doch bei der dritten Stufe hatte Frankreich technologisch gleichgezogen. Ein leichtes Glasfasergewebe bildete die Brennkammer, und ihr spezifischer Impuls war hoch. Dasselbe galt auch für die dritte Stufe der britischen Black Arrow. Bei beiden Nationen waren militärische Gründe für die Entwicklung ausschlaggebend. England baute eine Atlas ohne Marschtriebwerk nach, beendete die Entwicklung aber vorzeitig. Frankreich plante schon damals eine eigene Raketentruppe, die natürlich eigene Raketen einsetzen sollten. Gemäß der militärischen Planung mussten diese nicht wie die Blue Streak Moskau erreichen, sondern nur Deutschland, konnten also kleiner ausfallen.

Die ebenfalls in den sechziger Jahren entwickelte Europa-Rakete der europäischen Raumfahrtorganisation ELDO war ein sehr teurer Träger. Zum einen, weil die Verteilung der Aufträge nach Proporz, anstatt nach fachlicher Kompetenz, zu deutlichen Mehrausgaben führte. Zum andern erforderte ein Träger in dieser Größenordnung generell hohe Aufwendungen für Entwicklung, Schaffung von Infrastruktur und Know-How. Von dem Programm zur Entwicklung der Europa-Rakete profitierte vor allem Deutschland, wo es seit dem Exodus der weltbesten Raketenspezialisten am Ende des Zweiten Weltkriegs keine Erfahrungen mit Trägerraketen mehr gab. Deutschland übernahm mit der Entwicklung der dritten Stufe im Entwicklungsprogramm den technologisch aufwendigsten Part. Die Astris genannte Stufe war in ihrer Auslegung mit modernen US-Oberstufen wie der Delta vergleichbar. Neue Technologien wurden dafür entwickelt, wie das Elektronenschweißen oder Explosionsverformen.

Europas Rückstand wurde in den Siebziger Jahren mit dem Ariane-Programm fast aufgeholt. Dieses Programm konnte auf den Vorinvestitionen für die Europa-Rakete aufbauen und wurde daher erheblich preisgünstiger. Die ersten beiden Stufen wurden bewusst einfach gefertigt, mit Triebwerken mittlerer Leistung und einer robusten und nicht besonders leichtgewichtigen Konstruktion. Der Grund dafür war die Minimierung der Entwicklungskosten. Auf der anderen Seite wurde in der dritten Stufe erstmalig außerhalb der USA Wasserstoff als Treibstoff genutzt. Die mit diesem Treibstoff betriebenen Oberstufenversionen der Ariane, H8/H10, entpuppten sich als zuverlässiger als die amerikanische Centaur-Oberstufe, waren aber erheblich preiswerter in der Herstellung.

Die Ariane-5 setzte ab den Neunziger Jahren neue Maßstäbe. Erstmals wurden in Europa sehr große Feststofftriebwerke gebaut. Sie waren leichter als die Booster der Titan-4 und zudem günstiger in der Produktion. Das in der Zentralstufe der Ariane-5 verwendete Vulcain ist das größte und leistungsfähigste Triebwerk, das Wasserstoff im Nebenstromverfahren verbrennt. Die Aestus-Oberstufe erreicht mit einer sehr leichten Konstruktion einen sehr hohen spezifischen Impuls für eine druckgeförderte Stufe. Mit dem Vinci-Triebwerk, das sich für den Einsatz in der Oberstufe ESC-B in der Entwicklung befindet, wird auch in Europa erstmals ein Triebwerk nach dem „Expander Cycle“ eingesetzt werden - mit dem höchsten spezifischen Impuls, den bisher ein chemisch betriebenes Triebwerk erreicht hat.

Die für den Einsatz ab 2012 eingesetzten kleinen Trägerrakete Vega schließlich nutzt leichte Kohlefaserverbundwerkstoffe für das Gehäuse. Auch hier setzt die P85FW Stufe einen Weltrekord. Es scheint, als hätte Europa inzwischen in nahezu allen Technologien die USA überholt. Die einzige Ausnahme ist die Nutzung des

„Staged Combustion“ Prinzips, nach dem die Shuttle-Haupttriebwerke und auch zahlreiche russische Antriebe arbeiten. Zwar gibt es bisher kein Triebwerk dieser Technologie in einer europäischen Rakete, doch unbekannt ist das Verfahren bei uns nicht. Schon 1963 begann die deutsche Firma MBB diese Technologie zu erforschen und entwickelte den Versuchsantrieb P111 mit 60 kN Schub. Die Haupttriebwerke des Space Shuttles arbeiten nach den von MBB entwickelten Prinzipien, die vom Hersteller der Shuttle-Haupttriebwerke, der amerikanischen Firma Rocketdyne, lizenziert wurden.

Treibstoffförderung

Jedes Raketentriebwerk verbrennt Treibstoff unter hohem Druck. Dabei muss der Druck beim Einspritzen in die Brennkammer größer sein, als der durch die Verbrennung erzeugte Druck in der Brennkammer. Anhand des Verfahrens, wie der Treibstoff gegen den Verbrennungsdruck in die Brennkammer eingespritzt wird, unterscheidet man verschiedene Typen von Raketenmotoren.

Bei der **Druckgasförderung** stehen die Tanks selbst unter Druck. Dies limitiert den Brennkammerdruck auf niedrige Werte. Weiterhin werden die Tanks schwer, vor allem, wenn sie nicht kugelförmig sind. Zylindrische Tanks müssen versteift werden, um nicht durch den Druck auszubeulen. Diese Art der Treibstoffförderung ist zwar technisch sehr einfach und zuverlässig, kann aber nur bei kleineren Stufen wie beispielsweise der Astris oder EPS eingesetzt werden. Sie ist bei Satellitenantrieben die einzige Form der Treibstoffförderung, auch weil bei hypergolen Triebwerken es reicht, die Ventile zu den Treibstoffleitungen zu öffnen, um das Triebwerk zu zünden. Es entfällt eine komplexe Anlassequenz, die bei den anderen Verfahren nötig ist.

Beim klassischen **Nebenstromverfahren** wird ein Teil des Treibstoffes in einem Gasgenerator verbrannt. Das dabei entstehende Druckgas treibt eine Turbine an, welche die Leistung für die Treibstoff-Turbopumpe aufbringt. Die Bezeichnung Nebenstromverfahren resultiert aus den beiden Treibstoffströmen zur Brennkammer und zum Gasgenerator. Der Förderdruck kann nun viel höher als der Tankdruck sein. Damit nicht zu hohe Temperaturen entstehen, wird üblicherweise der Verbrennungsträger im Überschuss verbrannt. Das Nebenstromverfahren ist zuverlässig und erprobt, hat aber technologische Grenzen. Bei hohen Brennkammerdrücken sinken die Wirkungsgrade der Turbopumpen stark ab und der Aufwand für die Treibstoffförderung steigt. Das Vulcain Triebwerk setzt hier mit 120 bar einen Rekord, die meisten anderen Triebwerke mit Gasgenerator Betrieb bleiben unter 100 bar Brennkammerdruck. Weiterhin kann beim Nebenstromverfahren das Gas für den Gasgenerator nicht für die Verbrennung genutzt werden. Die Menge des Treibstoffs, die vom Gasgenerator benötigt wird, steigt mit steigendem Förderdruck an. Sehr deutlich zeigt sich dies beim Übergang vom Vulcain zum Vulcain 2: Bei der Steigerung des Brennkammerdrucks von 110 auf 118 bar – also um 7% stieg der Anteil des Stroms zum Gasgenerator um 30%. Das Abgas des Gasgenerators wird zum Teil genutzt, z. B. um die Triebwerke zu schwenken oder mit Düsen die Rollachse zu stabilisieren. Der größte Teil wird aber über einen "Auspuff" neben dem Triebwerk entlassen.

Beim **Hauptstromverfahren** wird der gesamte Treibstoff verbrannt und es wird kein Gasgenerator benötigt. Etabliert haben sich zwei Verfahren. Beim "**Staged Combustion**" Verfahren wird der Treibstoff teilweise in einem Vorbrenner verbrannt (zum Beispiel der ganze Verbrennungsträger mit einem Teil des Oxidators). Das erzeugte heiße Gas treibt dann die Turbopumpe an. Dabei werden sehr hohe

Förderdrücke durch die große Gasmenge erreicht und dieses Gas mit dem Rest des Oxidators dann in die Brennkammer zur vollständigen Verbrennung eingespritzt. Durch den hohen Brennkammerdruck von über 200 bar wird der Treibstoff besonders gut ausgenutzt und es gibt kein unverbranntes Gas wie beim Nebenstromverfahren. Dieses Verfahren setzen die meisten modernen russischen Triebwerke wie das RD-180 ein. Auch das SSME (Space Shuttle Main Engine) arbeitet nach diesem Verfahren. In Europa gibt es noch kein Triebwerk, welches das „Staged Combustion“ Verfahren in der Praxis einsetzt.

Das **„Expander Cycle“** Verfahren ist das zweite Hauptstromverfahren. Der gesamte Verbrennungsträger durchströmt zuerst die Brennkammerwand zur Kühlung, erwärmt sich und verdampft. Das Gas treibt dann die Turbopumpe an. Praktisch anwendbar ist das Verfahren nur bei Wasserstoff und Methan, da andere Treibstoffe nicht bei der Kühlung so weit erwärmt werden, dass sie verdampfen. Da die erzeugte Gasmenge und Temperatur von der aufgenommenen Wärmemenge abhängt, eignet sich dieses Verfahren nur für kleine bis mittelgroße Triebwerke bis etwa 300 kN Schub; da die Oberfläche der Brennkammer quadratisch zum Durchmesser ansteigt, der Schub aber in der dritten Potenz. Vinci ist das bisher erste Triebwerk in Europa, welches dieses Verfahren einsetzt. Erstmals wurde es im RL-10, welches die Centaur Oberstufe antreibt, erprobt.

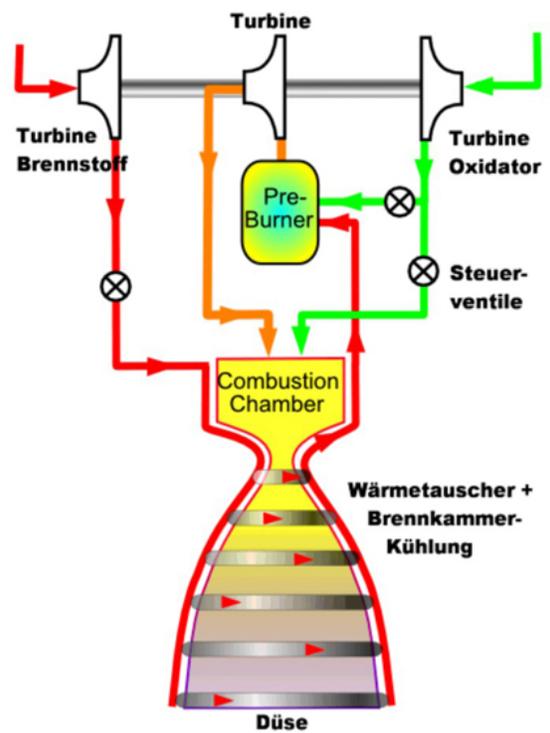
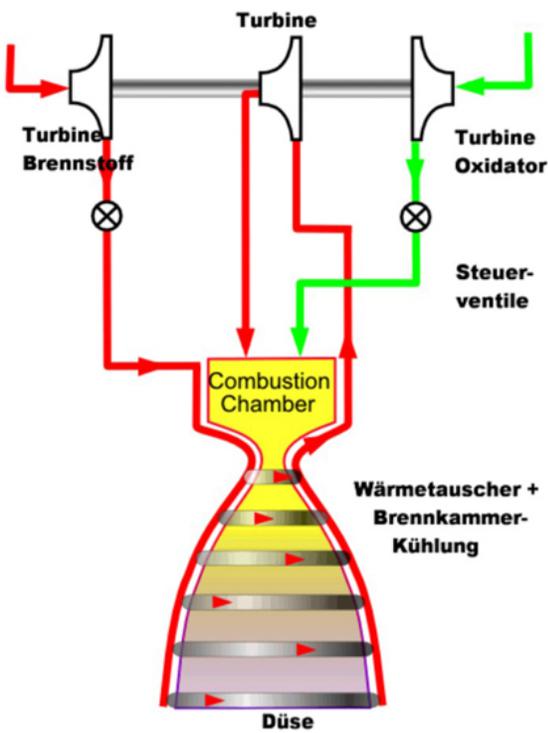
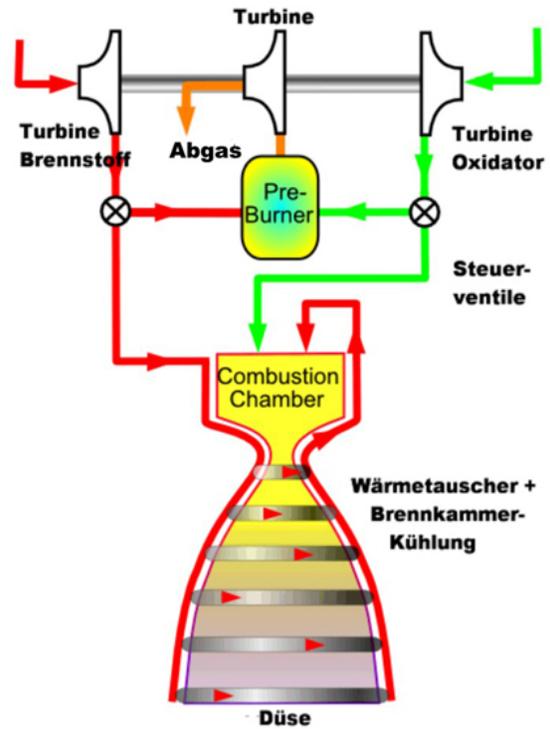
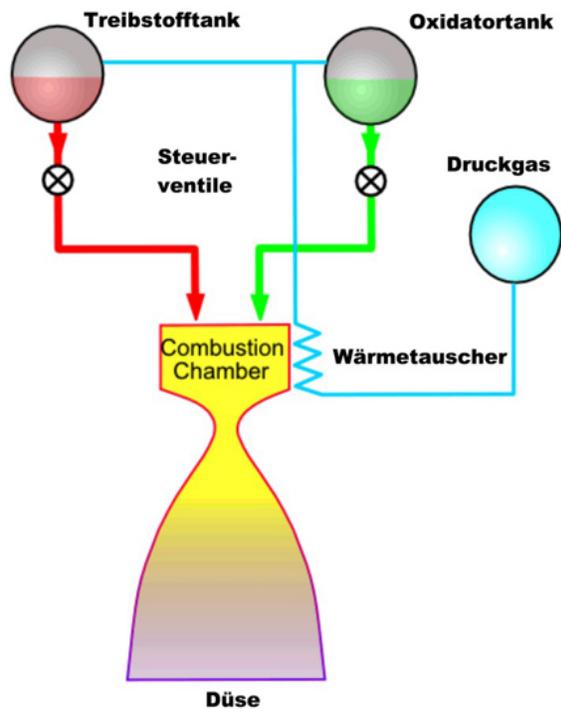


Abbildung 1: Die Treibstoffförderungsverfahren. Im Uhrzeigersinn: Druckgasförderung, Gasgeneratorprinzip, Expander Cycle, Staged Combustion

Erdumlaufbahnen

Im Zusammenhang mit Erdumlaufbahnen werden immer wieder gewisse Begriffe verwendet, die hier kurz erläutert werden sollen. Unter dem **Perigäum** wird der erdnächste Punkt einer elliptischen Umlaufbahn verstanden; der erdfernste Punkt wird als **Apogäum** bezeichnet. Jede Bahn hat eine Neigung zum Äquator, die **Inklination**. Sie legt fest, welche Gebiete der Satellit bei seinen Umläufen überfliegen kann. Eine Bahnneigung (Inklination) von 50 Grad bedeutet also, dass ein Satellit die Erde zwischen 50 Grad nördlicher und 50 Grad südlicher Breite überfliegt und nie höhere Breiten als 50 Grad erreicht.

Es gibt Erdumlaufbahnen mit einer besonderen Bedeutung. Sie werden mit folgenden Abkürzungen bezeichnet:

- **LEO** (Low Earth Orbit): In diesen Orbit können Trägerraketen die größte Nutzlast befördern. Die Bahnhöhe ist niedrig und liegt üblicherweise bei 180 bis 300km. Die Nutzlast einer Trägerrakete wird maximiert, wenn die Inklination des LEO der geografischen Breite ihres Startplatzes entspricht. Oftmals ist ein LEO nur eine Übergangsbahn zur Erreichung anderer Orbits.
- **PEO** (Polar Earth Orbit): Dies ist eine Bahn, welche direkt über die Pole führt und so die Beobachtung der ganzen Erde ermöglicht. Die Bahnhöhe liegt höher als beim LEO, da sonst die Restatmosphäre den Satelliten rasch wieder zum Verglühen bringen würde.
- **SSO** (Sun-Synchronous Orbit): Der sonnensynchrone Orbit ist die wichtigste Umlaufbahn für die Erdbeobachtung. Die Neigung ist etwas größer als beim PEO und liegt je nach Bahnhöhe bei etwa 96 bis 110

Grad. Die typische Bahnhöhe beträgt etwa 600 bis 1.000km. Ein Satellit in dieser Bahn passiert ein Gebiet auf der Erde immer zur gleichen lokalen Uhrzeit, sodass der Schattenwurf bei Aufnahmen aus verschiedenen Umläufen identisch ist. Das erleichtert die Auswertung. Weiterhin werden die Solarpaneele ohne Unterbrechung beschienen und sichern so die Energieversorgung.

- **GEO** (Geo-Synchronous Orbit): Der geosynchrone Orbit liegt in rund 36.000km Höhe über dem Äquator (Inklination;: Null Grad). Ein Satellit in einem GEO umkreist die Erde einmal in 24 Stunden. Da diese sich in 24 Stunden um ihre Achse dreht, steht er von der Erde aus gesehen scheinbar still. Dies ist von Vorteil, wenn der Satellit als Kommunikationsrelais benutzt werden soll, weshalb sich die meisten Nachrichtensatelliten in einem GEO befinden. In der Regel wird ein Satellit von einer Trägerrakete zuerst in einen GTO transportiert, bevor er den GEO durch seinen eigenen Antrieb ansteuert. Der Energiebedarf dafür ist abhängig von der Bahnneigung des GTO.
- **GTO** (Geo-Synchronous Transfer Orbit): Der geosynchrone Übergangorbit ist eine Bahn, welche zwischen dem LEO-Orbit und dem GEO-Orbit liegt. Der erdnächste Punkt liegt üblicherweise in etwa 200km Höhe und der erdfernste in der Höhe des GEO-Orbits, also in rund 36.000km Entfernung. Wenn ein Satellit in 36.000km Höhe angekommen ist, muss er mit seinem eigenen Antrieb auch den erdnächsten Punkt auf diese Höhe anheben (Zirkularisierung). Ist ein Satellit schwerer oder leichter als die Nutzlast für den GTO-Orbit, so wird er in einen subsynchronen (Apogäum kleiner als 36.000km) oder supersynchronen (Apogäum höher als 36.000km) GTO-Orbit befördert. Dies kam früher bei den alten Atlas-Versionen vor, da diese nicht

in demselben Ausmaß an unterschiedlich schwere Nutzlasten angepasst werden konnten. Heute nutzt die Falcon 9 dieses Flugregime.

- **MEO** (Medium Earth Orbit): Mittelhohe Erdbahnen sind alle Bahnen oberhalb des SSO und unterhalb des GEO. Diese Bahnen decken zwar einen großen Bereich von rund 1.200 bis 36.000km Höhe ab, genutzt wird aber nur ein Bereich in 20.000 bis 24.000km Höhe. Hier befinden sich die Bahnen von Navigationssatelliten wie dem amerikanischen Navstar, dem russischen Glonass und dem europäischen Galileo System. Sie sind um 50 bis 60 Grad gegenüber dem Äquator geneigt, um einen globalen Empfang auch in hohen Breiten zu gewährleisten.



Abbildung 2: Eine Topaze vor dem Start

Diamant

Mit der Diamant wurde Frankreich 1965 die dritte Nation, die einen eigenen Satelliten in eine Erdumlaufbahn beförderte. Seither ist Frankreich die treibende Kraft in der europäischen Raketenentwicklung.

Die Topaze, Rubis, Emeraude und Saphir

Nachdem Anfang der Fünfziger Jahre Frankreich begonnen hatte, eigene Atomwaffen zu bauen, kam bald auch der Wunsch nach eigenen, militärisch genutzten Raketen auf. Zuerst war Frankreich bemüht, diese in Zusammenarbeit mit Boeing und Lockheed zu entwickeln, doch die Firmen lehnten dieses Ansinnen ab. Im Jahr 1958 beschloss daher General de Gaulle, der frisch gewählte Präsident Frankreichs, die Gründung der SEREB (Société pour l' Etude et la Réalisation d' Engins Balistiques). Diese Organisation hatte die Aufgabe, militärisch genutzte Raketen zu entwickeln.

Die SEREB entwickelte eine Reihe von Versuchsträgern für diesen Zweck. Diese wurden nach einem Schema bezeichnet - „VE“ als Präfix und eine dreistellige Nummer. Letztere war folgendermaßen aufgebaut:



Abbildung 3: Start einer Rubis

- Erste Ziffer: Anzahl der Stufen
- Zweite Ziffer: Antrieb mit flüssigem (2) oder festem (1) Treibstoff
- Dritte Ziffer: eigenes Navigationssystem (1) oder Fernlenkung (0)

Es bürgerte sich ein, die Raketen nach Halbedeloder Edelsteinen zu benennen. In den folgenden Jahren entwickelte die SEREB einige Versuchstypen, wobei nicht nur an die militärische Eignung gedacht wurde, sondern

auch an eine mögliche Nutzung als Höhenforschungsrakete und später als Satellitenträger. Neben der Trägerrakete musste auch das Navigationssystem neu entwickelt werden. Die Versuchstypen boten die Gelegenheit, dieses System relativ preiswert zu testen.

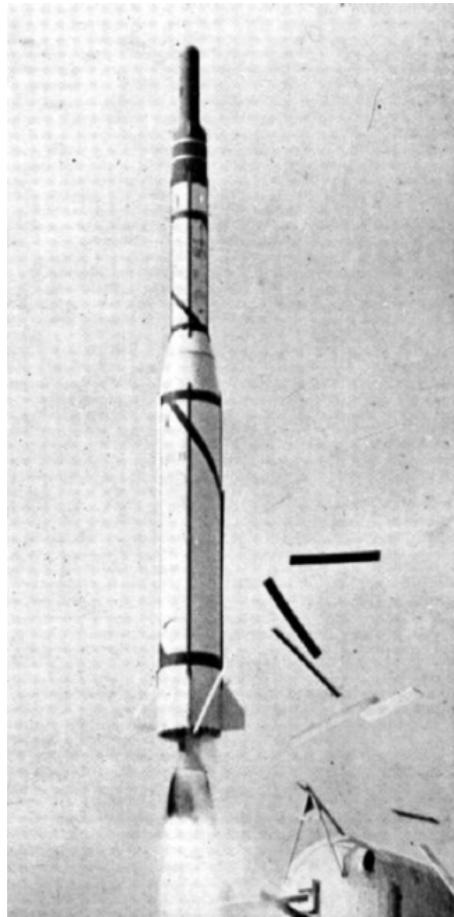


Abbildung 4: Start einer Saphir mit einem Wiedereintrittskopf

Die ersten beiden Träger Aigle und Agate wurden entwickelt, bevor die SEREB an eine Trägerrakete dachte. Die **Aigle** (Adler) war eine 2.355kg schwere und 8,00m lange Feststoffrakete mit 8 t Schub. Die **Agate** (Achat) wog 3.255kg und hatte einen Schub von 19 t bei einer Länge von 8,53m.

Im Jahre 1961 wurde beschlossen, eine eigene Trägerrakete zu entwickeln. Frankreich griff dafür auf die Vorarbeiten der SEREB zurück. Zu Beginn plante die SEREB eine Rakete, die einen 45kg schweren Satelliten transportieren könnte. Das Design sollte so beschaffen sein, dass es innerhalb von zwei Jahren auf 60 bis 80kg Nutzlast ausgebaut werden könnte. Es sollte die Rakete schon 1964 zur Verfügung stehen. Nach einer Revision des Konzepts wurde die Option zur Nutzlaststeigerung gleich umgesetzt und entwickelt wurde eine größere Rakete, deren Erstflug für den März 1965 geplant war. Sie sollte eine Nutzlast von maximal 80kg aufweisen.

Die Vorarbeiten bestanden darin, die einzelnen Stufen zuerst einzeln und dann zusammen mit dem Lenksystem in eigenen Versuchsträgern zu testen. Den Anfang machte von 1962 bis 1965 die **Topaze (VE-111)**. Die Topaze (Topas) sollte später die zweite Stufe der Diamant werden. Ihre Entwicklung war schon vor der Diamant beschlossen worden. Die Topaze war die erste französische Feststoffrakete, die nicht aerodynamisch stabilisiert war. Vier schwenkbare Düsen dienten zu ihrer aktiven Stabilisierung. Weiterhin verfügte sie erstmals über ein eigenes Navigationssystem, das in dieser Form auch bei der Diamant eingesetzt werden sollte. Vom 19.11.1962 bis zum 21.5.1965 gab es 14 Erprobungsflüge der Topaze, davon waren 13 erfolgreich.

Die nächste Stufe war die **VE-210 Rubis** (Rubin). Sie diente dazu, die Nutzlastverkleidung und die Oberstufe der Diamant zu erproben. Die Rubis war das erste Muster, das direkt zur Diamant führen sollte. Sie bestand aus zwei Stufen. Die erste Stufe war die aerodynamisch stabilisierte Agate, welche die Aufgabe hatte, die Oberstufe P0.64 in den Weltraum zu bringen, um sie unter realistischen Bedingungen zu testen. Erprobt wurde das Absprengen der

Nutzlastverkleidung, die Rotation des P0.64 Antriebs sowie seine Abtrennung und Zündung in der Schwerelosigkeit.



Abbildung 5: Eine Diamant A vor dem Start

Die Rubis startete zehnmal. Die ersten sechs Flüge dienten zur Qualifikation, die restlichen vier Flüge nutzten sie als Höhenforschungsrakete. Sie transportierten Experimente der CNES / von Max-Planck-Instituten. In dieser Konfiguration konnte sie 35kg auf 2.000km Höhe, 150kg auf 1.000km Höhe oder 450kg auf 200km Höhe transportieren. Der erste Start fand am 10.6.1964 statt, der Letzte am 10.7.1967, als die Diamant schon im Einsatz war. Zwei der Starts schlugen fehl.