HAMFU
HISTORY

KRIEG IM AETHER

Vorlesungen an der Eidgenössischen Technischen Hochschule in Zürich
im Wintersemester 1980/1981
Leitung:
Bundesamt für Übermittlungstruppen
Divisionär J. Biedermann, Waffenchef der Übermittlungstruppen

ARIANE, die europäische Trägerrakete
Entwicklung und Erstflüge

Referent: B. Schneider, Dipl. Ing. ETHZ

Diese Vorlesung wurde durch die Stiftung HAMFU digitalisiert und als
PDF Dokument für www.hamfu.ch aufbereitet.

ARIANE, DIE EUROPÄISCHE TRÄGERRAKETE ENTWICKLUNG UND ERSTFLÜGE

B. Schneider, Dipl. Ing. ETHZ

INHALTSVERZEICHNIS

1. EINLEITUNG
2. VORGESCHICHTE
3. DAS ARIANE-UEBEREINKOMMEN
4. TECHNISCHE KONZEPTION DER ARIANE-TRAEGERRAKETE
5. INDUSTRIELLE ORGANISATION
6. DIE ABSCHUSSBASIS
7. ENTWICKLUNGSSTAND DES ARIANE-PROGRAMMES, 1. UND 2. TESTFLUG
8. ARIANE-SERIENPRODUKTION
9. ARIANE-NUTZLASTEN
10. WEITERENTWICKLUNGEN

Adresse des Autors:

Bernard Schneider, dipl. Ing. ETH
c/o Contraves AG
8052 Zürich

"Krieg im Aether", Folge XX

1. EINLEITUNG

Am 24. Dezember 1979 startete die Trägerrakete ARIANE der europäischen Weltraumorganisation ESA (European Space Agency) von der Abschussbasis bei Kourou in Französisch-Guyana erfolgreich zu ihrem ersten Testflug und brachte ihre Nutzlast auf die vorgesehene Erdumlaufbahn. Der zweite Testflug vom 24. Mai 1980 misslang infolge eines Triebwerkversagens der ersten Stufe. Zwei weitere Testflüge im Jahre 1981 sind vorgesehen und danach soll ARIANE Ende 1981 operationell einsatzbereit sein. Von den vier Testflügen müssen mindestens zwei erfolgreich sein.

Mit ARIANE versucht sich die europäische Raumfahrtindustrie im Trägerraketenbereich von ihrer bisherigen Abhängigkeit von den USA zu lösen. Die im Rahmen von ESA-Programmen resp. von den ESA-Mitgliedstaaten [1] entwickelten Satelliten sollen in Zukunft mit ARIANE-Raketen gestartet werden, soweit nicht in bestimmten Fällen ein Ausweichen auf nichteuropäische Transportsysteme unvermeidlich ist. Die angestrebte Unabhängigkeit Europa's im Trägerraketenbereich gewinnt besondere Bedeutung, wenn Europa kommerzielle Satellitensysteme exportieren will. Europäische Angebote sind in diesem bereits heissumkämpften Sektor des Weltmarktes für Spitzentechnologie auf dem Weltmarkt nur dann glaubwürdig, wenn für den Start offerierter Satelliten auch ein eigenes und von politischen Zwängen freies Transportsystem zur Verfügung gestellt werden kann. Europa zieht hier eine Lehre aus der Vergangenheit. Als Beispiel für Konsequenzen der früheren Abhängigkeit von den USA sei auf die zwei deutsch/französischen SYMPHONIE-Fernmeldesatelliten verwiesen, für deren Starts die NASA ihre DELTA-Trägerrakete nur unter der Bedingung verkaufte, dass beide Satelliten während der fünfjährigen Lebensdauer ausschliesslich für nicht-kommerzielle Zwecke eingesetzt würden.

2. VORGESCHICHTE

In den Jahren 1964 bis 1975 gab es in Europa zwei Organisationen, die sich mit Raumfahrt beschäftigten:

- die ESRO (European Space Research Organisation) [2] und
- die ELDO (European Launcher Development Organisation) [3]

Die ESRO hatte den Auftrag, wissenschaftliche Satellitenprogramme und ein Höhenforschungsraketenprogramm zu leiten. Bis 1972 hatte die ESRO sieben erfolgreiche Satelliten entwickelt und über 170 Höhenforschungsraketen gestartet.

Die ELDO war beauftragt, die europäische Satellitenträgerrakete EUROPA zu entwickeln. Anfänglich war ELDO erfolgreich, erlitt aber dann schwerwiegende Rückschläge. Im Jahre 1969 gelang es zwar beinahe, einen Testsatelliten mit der EUROPA-Rakete von der Abschussbasis in Woomera (Australien) aus in eine polare Umlaufbahn zu bringen. Infolge eines Fehlers bei der Absprengung der Nutzlastverkleidung, die den Satelliten während des Durchquerens der dichten Atmosphärenschichten schützt, wurde die Umlaufgeschwindigkeit nicht ganz erreicht und der Satellit verglühte nach einer halben Erdumkreisung.

Im November 1971 startete die EUROPA-Rakete zum ersten Mal von der neuen äquatorialen Abschussbasis bei Kourou in Französisch-Guyana aus. (Fig. 1). Hundert Sekunden nach dem Abheben blockierte eine elektrische Entladung der irrtümlicherweise nicht geerdeten Nutzlastverkleidung den Bordcomputer. Die Rakete legte sich quer zur Flugbahn, brach auseinander und explodierte. Dies war der vierte Start mit allen drei operationellen Stufen. Das EUROPA-Programm überlebte diesen letzten Misserfolg nicht und wurde 1972 eingestellt.

1) Mitgliedstaaten der ESA sind: Belgien, Bundesrepublik Deutschland, Dänemark, Frankreich, Grossbritannien, Irland, Italien, Niederlande, Schweden, Schweiz, Spanien.

2) ESRO Mitgliedstaaten: Belgien, Bundesrepublik Deutschland, Dänemark, Frankreich, Grossbritannien, Italien, Niederlande, Schweden, Schweiz, Spanien.

3) ELDO Mitgliedstaaten: Australien, Belgien, Bundesrepublik Deutschland, Frankreich Grossbritannien, Italien, Niederlande.

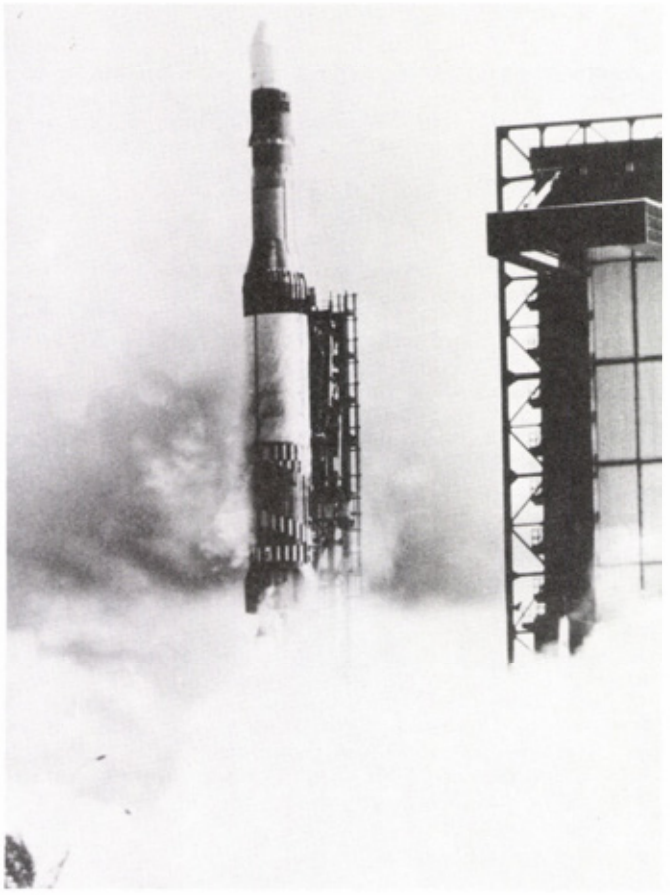


Fig. 1 Letzter Start der EUROPA II Trägerrakete (1971) von Kourou, Französisch-Guyana aus.

Im gleichen Jahr, im Dezember, fiel im Rahmen der europäischen Weltraumkonferenz, welche die ESRO- und ELDO-Mitgliedstaaten in einer Art politischer Dachorganisation vereinigte, ein wichtiger Grundsatzentscheid: die beiden parallel arbeitenden Weltraumorganisationen sollten zu einer Einheitsorganisation, der europäischen Weltraumorganisation ESA, zusammengeschlossen werden.

Der Misserfolg mit der EUROPA-Trägerrakete liess die europäischen Ingenieure nicht ruhen. Die französische Raumfahrtbehörde CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) erarbeitete eine Machbarkeitsstudie, welche zum Schluss kam, dass mit konventionellen Technologien eine Trägerrakete in vorgegebener Zeit und innerhalb eines vorgegebenen finanziellen Aufwandes entwickelt werden könnte. Frankreich schrieb das Pflichtenheft und erstellte einen Entwurf des Trägerfahrzeuges. Die ESA-Mitgliedstaaten kamen zur Ueberzeugung, dass Europa aus politischen und wirtschaftlichen Gründen die Unabhängigkeit auf dem Gebiet der Trägerraketen erlangen müsse.

Die Ministertagung einigte sich Ende 1972 über drei grosse Weltraumprogramme, die zusammen mit den bereits früher beschlossenen neuen ESRO-Satellitenprogrammen (METEOSAT, OTS und ECS) ein breites Tätigkeitsfeld öffneten:

- ESA soll ein bemanntes Weltraumlabor SPACELAB entwickeln, welches an Bord des amerikanischen SPACE SHUTTLE mitgeführt wird; dies in Zusammenarbeit mit NASA (National Aeronautics and Space Administration).

- Es soll eine neue europäische Trägerrakete mit Namen ARIANE entwickelt werden, um die Autonomie im Trägerraketenbereich zu erlangen.

- Als drittes wurde die Verwirklichung des Satellitenprogramms MARECS für den Hochseefunk beschlossen.

3. DAS ARIANE-UEBEREINKOMMEN

Die rechtliche Grundlage für das ARIANE-Entwicklungsprogramm bildet ein am 21. September 1973 geschlossenes Uebereinkommen zwischen der ESA und den das Projekt finanzierenden europäischen Staaten. Es legt die technischen Ziele des ARIANE-Programmes fest, bestimmt die zu seiner Durchführung notwendige Organisation und enthält die Regeln über die Finanzierung.

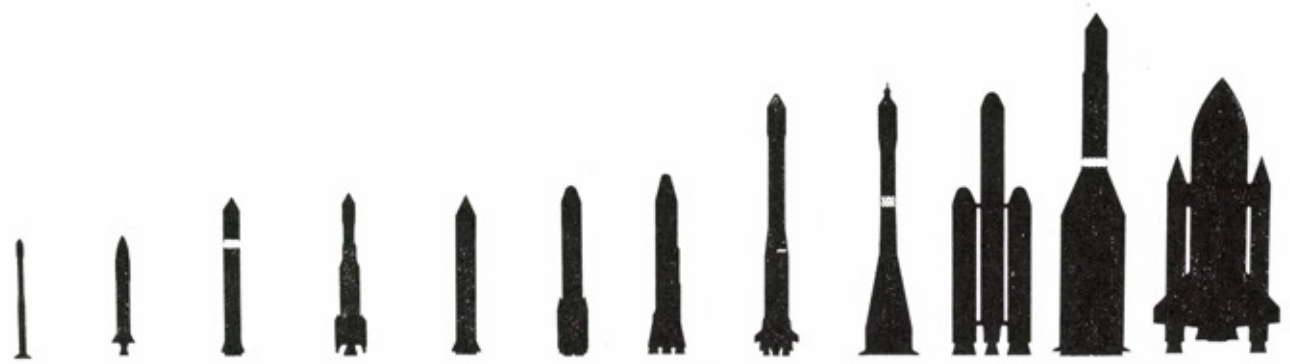
Das technische Ziel des Programms ist die Entwicklung einer Trägerrakete für die folgenden drei Missionen:

- Die Hauptmission der ARIANE besteht darin, geostationäre [4)] Satelliten in eine elliptische Umlaufbahn um die Erde, die sogenannte Uebergangsbahn (Transferorbit), zu befördern, deren Apogäum in der Höhe der geostationären Bahn liegt. Diese Satelliten sind mit einem Zusatztriebwerk ausgerüstet, das im Apogäum gezündet wird und den Satelliten in seine kreisförmige geostationäre Bahn einbringt. Als Hauptmission soll ARIANE eine Nutzlast - Satellit und Apogäumstriebwerk - mit einer Gesamtmasse von mindestens 1'700 kg in die Uebergangsbahn (Perigäum 200 km/Apogäum 35'800 km) befördern. Am Anfang des Entwicklungsprogrammes war eine Masse von nur 1'500 kg spezifiziert. Mit dem Fortschritt der technischen Entwicklung und aufgrund der Leistungsmessungen während der Bodentests konnte die Mindestmasse auf 1'700 kg erhöht werden. Ausserdem ist ARIANE für folgende Nebenmissionen ausgelegt:

  - Beförderung von Satelliten höherer Masse (bis 4'800 kg) in niedrige Kreisbahnen (Höhe: ca. 200 km), insbesondere sonnensynchrone (polnahe) Bahnen, wie sie für Erdbeobachtungssatelliten benötigt werden. Die heliosynchrone Umlaufbahn zeichnet sich dadurch aus, dass der Satellit einen gegebenen Punkt auf der Erdoberfläche stets zur gleichen Ortszeit überfliegt.

  - Einschuss von Satelliten geringer Masse ($\leq$400 kg) auf Flugbahnen mit hohem Antriebsbedarf (z.B. Fluchtbahnen zur Sonne oder zu den Planeten).

Die Trägerrakete ist für einen potentiellen Markt konzipiert, den das ARIANE-Uebereinkommen auf 35 - 50 geostationäre Satelliten im Zeitraum zwischen 1980 und 1990 schätzte. Die Nutzlastkapazität wurde bewusst jener der amerikanischen ATLAS-CENTAUR Trägerrakete angeglichen und beträgt etwa das Doppelte jener der THOR-DELTA. (Fig. 2).



	SCOUT D (USA)	DIAMANT B-P4 (F)	B-1 KOSMOS (UdSSR)	N (JAPAN)	C-1 KOSMOS (UdSSR)	DELTA 3914 (USA)	ATLAS-CENTAUR (USA)	ARIANE	A-2 SOYUZ (UdSSR)	TITAN III-C (USA)	D-1e ZONDA (UdSSR)	STS SHUTTLE (USA)
4a) -	200	220	300	400	700	2500	6500	4500	7500	15000	22000	30000
4b) -	-	-	-	250	350	900	1850	1700	2400	4500	5000	-**
4c) -	-	-	-	130	150	440	910*	925*	1100	1500	1600	-**

Fig. 2 Die Trägerrakete für den Weltmarkt.

4) Geostationäre Satelliten befinden sich auf einer kreisförmigen, in der Aequatorebene liegenden, Umlaufbahn in rund 36'000 km Erdentfernung. Für einen Erdumlauf brauchen sie 24 Std. und stehen deshalb von der Erde aus gesehen still, d.h. sie sind stationär.

4a) Massen auf niedriger Kreisbahn (kg), 200 - 300 km
4b) Massen auf geosynchronem Transferorbit (kg), 200 - 35'800 km
4c) Satellitenmasse auf geosynchronem Orbit (kg)
* incl. Apogäumsmotor Typ INTELSAT V
** je nach Transferstufen

Das ARIANE-Entwicklungsprogramm wird durch Beiträge der Teilnehmerstaaten im Verhältnis der an die Industrie der Teilnehmerstaaten vergebenen Aufträge finanziert. Etwas vereinfacht gilt folgender Beitragsschlüssel:

Belgien	5.0 %	Italien	1.7 %
Bundesrepublik Deutschland	20.1 %	Niederlande	2.0 %
		Schweden	1.1 %
Dänemark	0.5 %	Schweiz	1.2 %
Frankreich	63.9 %	Spanien	2.0 %
Grossbritannien	2.5 % 5)		

Die Entwicklungskosten verteilen sich über die Jahre 1973 - 1980 und betragen zum Preisstand 1973 und zum 1973 geltenden Kurs des französischen Francs gegenüber der ESA-Rechnungseinheit 454.6 MRE 6) (2'472 MFFr.). In diesem Betrag ist eine Marge von 20 % für technisch bedingte Kostensteigerungen eingeschlossen. Die einzelnen Jahresbudgets werden zudem an die Geldentwertung in den Teilnehmerstaaten angepasst. Die Entwicklungskosten decken die Entwicklung der Trägerrakete selbst, der Bodenanlagen inklusive Prüfstände und Transportcontainer, der Abschussbasis, sowie vier Erprobungsstarts. Frankreich gibt die zusätzliche Garantie, alleine eventuelle Kostenüberschreitungen über die 20%ige Marge bis zu 15% der Nominalkosten zu übernehmen.

Heute (Oktober 1980) ergeben die Kostenberechnungen, dass bis zur Vollendung des Entwicklungsprojektes (d.h. bis und mit dem vierten Testflug) 15% der 20% Marge verbraucht sein werden. In dieser Berechnung sind die inflationär bedingten Preissteigerungen nicht berücksichtigt.

4. TECHNISCHE KONZEPTION DER ARIANE-TRAEGERRAKETE

Um Entwicklungskosten, Entwicklungsrisiko und Startkosten niedrig zu halten, basiert die technische Auslegung von ARIANE auf der Verwendung klassischer Trägerraketentechnologie. Daraus ergibt sich fast zwangsläufig ein Dreistufenkonzept und die Verwendung mittelenergetischer aber lagerfähiger Treibstoffe in der ersten und zweiten Stufe. (Fig. 3). Für die dritte Stufe, bei der hochenergetische Treibstoffkombinationen die Nutzlastkapazität am meisten beeinflussen, wurde dagegen ein Flüssigsauerstoff/Flüssigwasserstoffantrieb gewählt. Die Gesamtlänge von ARIANE beträgt 47m, ihr grösster Durchmesser 3.8m. Die Gesamtmasse beim Start liegt bei 207 t, davon sind 187 t (90%) Treibstoff. Der Startschub beläuft sich auf 245 t.

Die erste Stufe (L 140) hat eine Länge von 18.4 m, einen Durchmesser von 3.8 m und eine Gesamtmasse von 165 t, wovon 145 t auf das unsymmetrische Dimethylhydrazin (UDMH) als Brennstoff und Stickstofftetroxyd (N_2O_4) als Oxydator entfallen. Die Treibstoffe sind in zwei identischen Stahltanks gelagert, die durch eine zylindrische Uebergangsstruktur verbunden sind. Die vier Triebwerke des Typs VIKING V sind symmetrisch an einem Schubgerüst befestigt und paarweise um zwei orthogonale Achsen schwenkbar, was eine Lenkung in allen drei Achsen ermöglicht. Die vier Triebwerke entwickeln auf Meereshöhe einen Gesamtschub von 245 t, ihre Brenndauer beträgt 145 Sekunden. Vier je 2 m^2 grosse Stabilisierungsflossen verbessern die aerodynamische Stabilität.

Die zweite Stufe (L 33) besitzt eine Länge von 10.4 m (die Zwischenstruktur zur Erststufe mitgerechnet), einen Durchmesser von 2.6 m und eine Gesamtmasse von 37.6 t, wovon 34 t auf die gleiche Treibstoffkombination wie bei der Erststufe entfallen. Die beiden Treibstofftanks aus Leichtmetalllegierung haben einen gemeinsamen Zwischenboden und stehen unter einem Heliumdruck von 3.5 bar. Das Triebwerk VIKING IV ist kardanisch aufgehängt und zur Nick- und Gierkontrolle 7) um zwei Achsen schwenkbar. Es entwickelt während seiner Brenndauer von 132 Sekunden einen Vakuumschub von 70 t. Zur Rollkontrolle 8) werden Hilfsdüsen verwendet, die mit dem vom Gasgenerator des Triebwerks erzeugten Heissgas arbeiten.

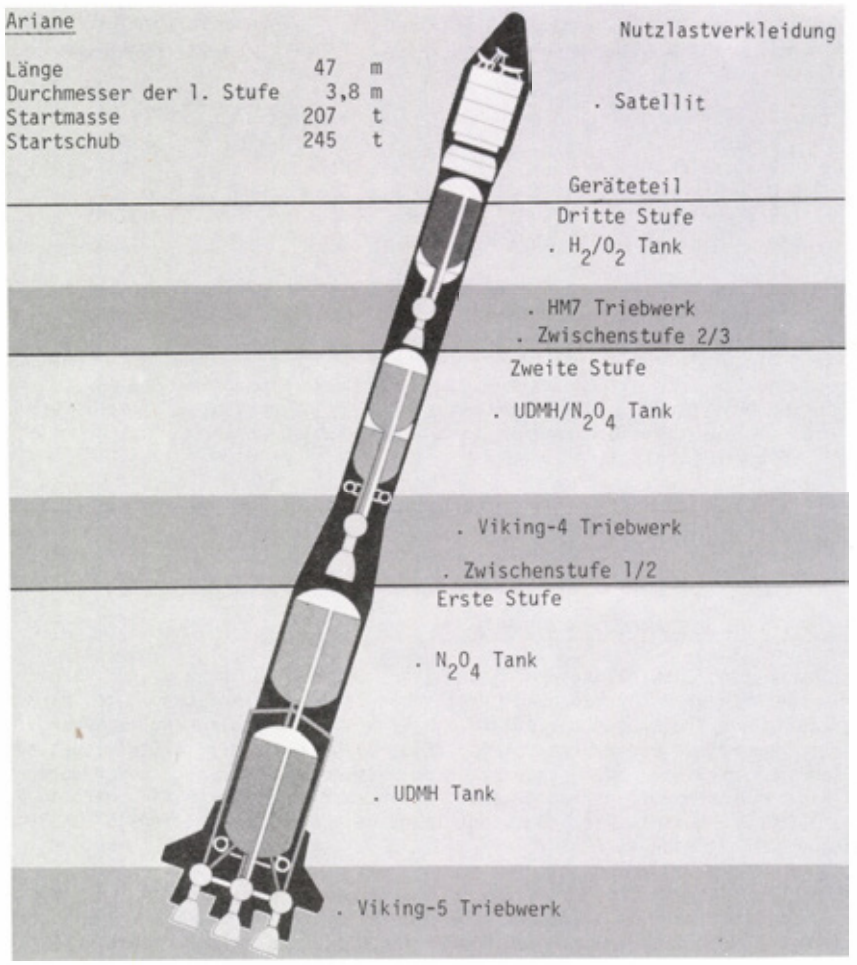
Die kryogene Drittstufe (H 8) hat eine Länge von 8.6 m, inklusive Zwischenstruktur zur Zweitstufe, einen Durchmesser von 2.6 m und eine Gesamtmasse von 9.4 t, wovon 8.2 t auf die Treibstoffe Flüssigwasserstoff und Flüssigsauerstoff entfallen. Die beiden Treibstofftanks aus Aluminiumlegierung haben einen gemeinsamen aber thermisch höchstisolierten Zwischenboden und stehen unter einem Druck von 3 bar. Das Triebwerk HM 7 entwickelt während der langen Brenndauer von 570 Sekunden einen Vakuumschub von 6 t. Das Triebwerk ist zur Steuerung um die Nick- und Gierachse ebenfalls kardanisch aufgehängt. Wasserstoffgespiesene Kaltgasdüsen sorgen für die Rollkontrolle.

5) Grossbritannien hat das ARIANE-Uebereinkommen nicht unterzeichnet, beteiligt sich aber aufgrund einer bilateralen Vereinbarung mit Frankreich in diesem Umfang an den Entwicklungskosten.

6) 1 MRE = 1 Million Rechnungseinheit. 1 Rechnungseinheit (RE) entsprach 1973 SFrs. 4.08.

7) Kontrolle der Rotation um die beiden senkrecht zur Längsachse liegenden Achsen.

8) um die Längsachse der Trägerrakete.



. Fig. 3 Schnitt durch die ARIANE Trägerrakete.

Die Stufentrennung wird durch die Zündung von pyrotechnischen Sprengschnüren ausgelöst, die in den unteren Uebergangsstrukturen der zweiten und dritten Stufe eingebettet sind. Nach der eigentlichen Trennung werden die Stufen voneinander entfernt, und zwar mit Hilfe standardisierter Feststofftreibsätze, die einen Bremsimpuls an die jeweils untere Stufe (8 Raketen für die erste und 3 für die zweite Stufe) und einen Beschleunigungsimpuls an die jeweils obere Stufe (6 Raketen für die zweite und 4 für die dritte Stufe) abgeben.

Auf der dritten Stufe sitzt das Gehirn der Rakete, der 300 kg schwere Gerätespant, in dem auf einer ringförmigen Plattform praktisch die ganze Bordelektronik zusammengefasst ist. Dazu gehören der Rechner für die Autopilot-, Lenk- und Programmschaltfunktionen, die Trägheitsplattform für die Lage- und Beschleunigungsmessung, sowie Geräte für die Telemetrie [9], Bahnvermessung und Selbstzerstörung.

An den Geräteteil schliesst nach oben ein Standardadapter für die Nutzlast, d.h. den oder die Satelliten, an.

Die Nutzlastverkleidung (Fig. 4) hat eine Gesamtlänge von 8.6 m und wiegt 830 kg. Sie ist gegenüber der Drittstufe auf 3.2 m Durchmesser ausgeweitet, um das gesamte Nutzlastvolumen auf 35 m^3 zu bringen. Die obere Struktur besteht aus einer Aluminiumlegierung, während der untere, sich verjüngende Teil aus radiotransparentem Kunststoff besteht, damit die Datenübermittlung des Satelliten zur Erde während des Aufstiegs ungestört empfangen werden kann.

9) Datenübermittlung zur Erde

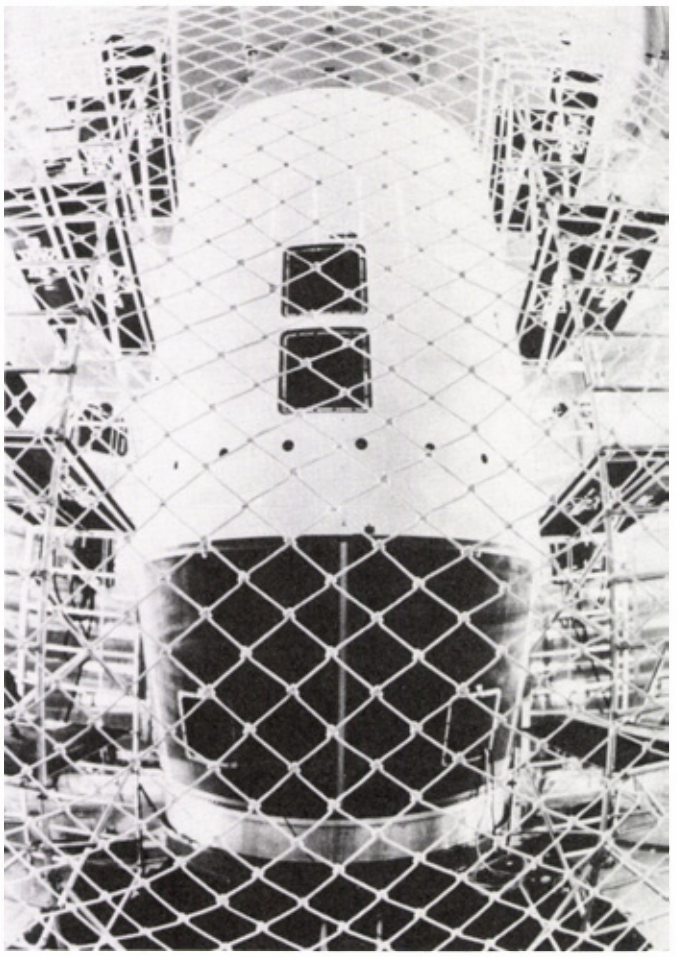


Fig. 4 Die Nutzlastverkleidung wird vorbereitet für einen Trennversuch in der ESA Vakuum-Kammer in Holland (1977).

Die Nutzlastverkleidung schützt den Satelliten, während die Rakete auf der Startrampe steht und während ihres Fluges vor aerodynamischen und thermischen Belastungen, vor Feuchtigkeit, Staub, Sonnenbestrahlung und anderen schädlichen Einflüssen. Sie gibt der Spitze der Trägerrakete die aerodynamische Form und wird nach dem Durchfliegen der dichten atmosphärischen Schichten auf ca. 110 km Höhe, sobald der Satellit nicht mehr gefährdet ist, von der Trägerrakete abgesprengt. Ein lineares pyrotechnisches System trennt die Nutzlastverkleidungsstruktur in zwei Halbschalen und liefert die notwendige Energie, diese entlang ihrer Trennlinie gegenseitig parallel auseinander zu stossen. Weil ARIANE sich im Zeitpunkt dieser Absprengung (normalerweise während der Brenndauer der zweiten Stufe) in einer Phase der Beschleunigung befindet (bis 4.5 mal die Erdbeschleunigung), muss der dynamische Trennvorgang so präzise sein, dass weder der Satellit noch die Trägerrakete beschädigt werden. Es ist zu erwähnen, dass zwischen Satellit und Nutzlastverkleidung nur wenige Zentimeter freies Volumen vorhanden ist. Der Missionserfolg hängt ganz wesentlich vom einwandfreien Absprengen der Nutzlastverkleidung ab.

Instrumente, welche Parameter wie Temperaturen, Vibrationen, Drücke, Winkelgeschwindigkeiten und Absprengdistanzen in Funktion der Zeit messen, sind in der Nutzlastverkleidung integriert. Ein Druckausgleichssystem sorgt dafür, dass die Druckdifferenz Aussen-/Innendruck klein bleibt und die Struktur nicht überbeansprucht wird. Ein Kühlsystem kontrolliert Temperatur und Feuchtigkeit unter der Nutzlastverkleidung, während die Trägerrakete in tropischen Klimabedingungen auf der Startrampe steht. Ein thermischer Schutz auf dem konischen Vorderteil ist so dimensioniert, dass sich weder der Satellit noch die Nutzlastverkleidung während des Fluges zu stark erwärmen.

Die Entwicklung, Konstruktion und Herstellung der Nutzlastverkleidung, inklusive Trennsystem, wurden einem schweizerischen Firmenkonsortium übertragen, welchem unter der Leitung von CONTRAVES als Partner das EIDG. FLUGZEUGWERK in Emmen, die PILATUS FLUGZEUGWERKE in Stans und die FLUG- & FAHRZEUGWERKE ALTENRHEIN angehören (Fig. 5).

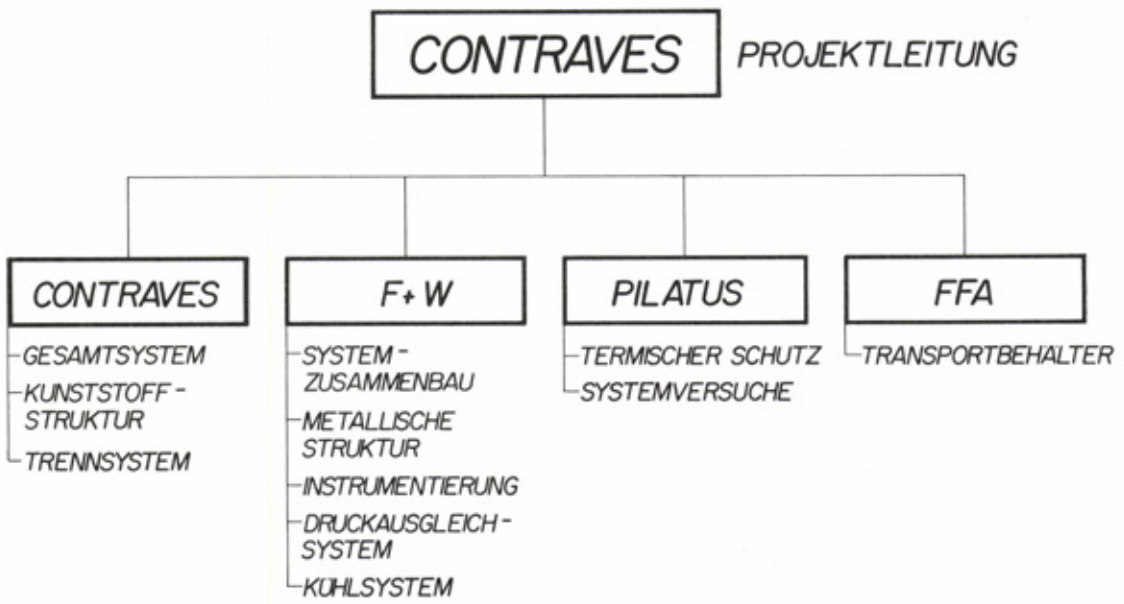


Fig. 5 Schweiz. Firmen-Konsortium für die Entwicklung der Nutzlastverkleidung.

Drei Trennversuche wurden unter der Leitung des Firmenkonsortiums mit einer Nutzlastverkleidung natürlicher Grösse in einer Vakuumkammer der ESA in Holland erfolgreich durchgeführt. In einem Belastungsversuchsprogramm an der EMPA [10]) wurden die Fluglasten simuliert und die Steifigkeit der Struktur kontrolliert. Die dynamischen Struktureigenschaften der Halbschalen wurden durch Standschwingungsversuche bestätigt. Die Regendichtheit der Nutzlastverkleidung wurde mit Hilfe von Regentests verifiziert.

5. INDUSTRIELLE ORGANISATION

Die industrielle Organisation für die Entwicklung der Trägerrakete sieht wie folgt aus (Fig. 6):

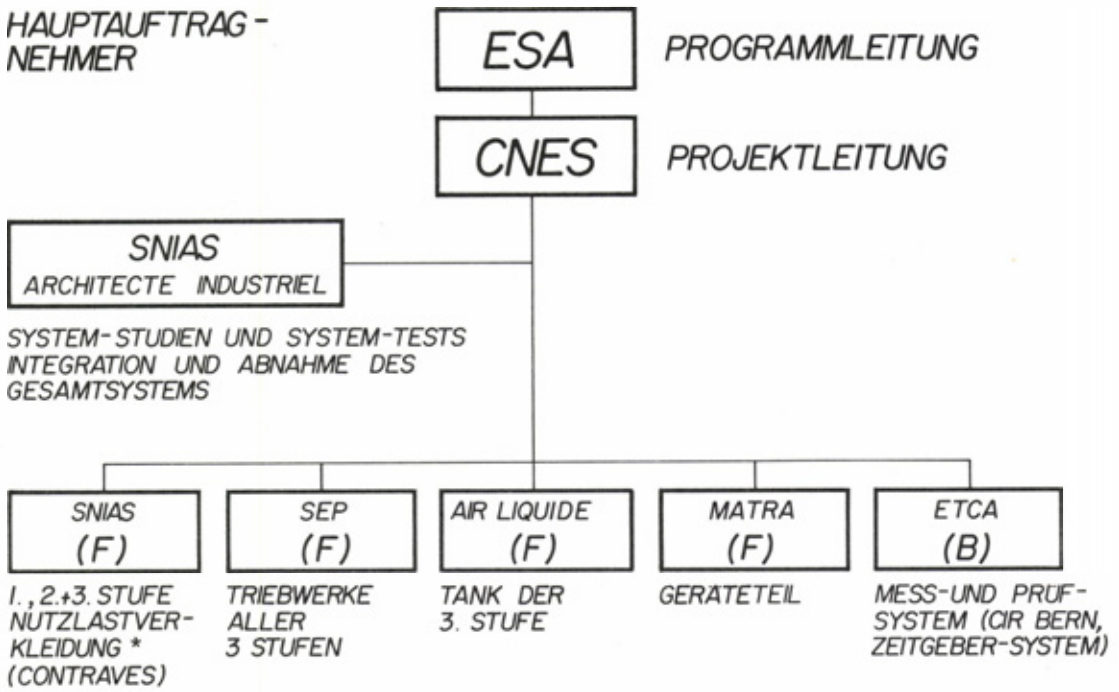


Fig. 6 Industrielle Organisation für das ARIANE Entwicklungs-Programm.

* Die Nutzlastverkleidung wurde CONTRAVES für das schweizerische Raumfahrtskonsortium in Unterauftrag gegeben.

10) EMPA = Eidg. Materialprüfungsanstalt in Dübendorf

Die Programmleitung liegt bei ESA, welche die Projektleitung dem CNES (Centre Nationale d'Etudes Spatiales) übertragen hat. Als eine Art Stabstelle ist SNIAS (Société Nationale de l'Industrie Aérospatiale) als "Architecte Industriel" verantwortlich für die Systemsstudien und Systemstests, die Integration und Abnahme des Gesamtsystemes. SNIAS ist aber auch als Hauptauftragnehmer verantwortlich für die 1., 2. und 3. Stufe sowie für die Nutzlastverkleidung. Diese wurde der CONTRAVES als federführender Firma des schweizerischen Raumfahrtkonsortiums in Unterauftrag gegeben. Weitere Hauptauftragnehmer sind die SEP (Société Européenne de Propulsion) verantwortlich für die Triebwerke aller drei Stufen, AIR LIQUIDE für den Tank der 3. Stufe, MATRA für den Geräteteil und ETCA (Etudes Techniques et Constructions Aéronautiques) für das Mess- und Prüfsystem. Die CIR (Compagnie Industrielle Radioélectrique) von Bern entwickelt das Zeitgebersystem.

Mehrere Dutzend Unterauftragnehmer in allen Teilnehmerstaaten arbeiten im ARIANE-Programm zusammen. So werden - um nur einige zu nennen - die Brennkammern von VOLVO (S) und MESSERSCHMIDT, BOELKOW & BLOHM (D), die Trennraketen von SNIA-VISCOSA (I), die Zwischenstrukturen von CASA (E) und FOKKER (NL) und die Trägheitsplattform von FERRANTI (GB) entwickelt.

6. DIE ABSCHUSSBASIS

Nach erreichter Unabhängigkeit Algeriens musste Frankreich sein Raketenzentrum vom Hammaguir schrittweise räumen. Die französische Regierung beauftragte das CNES mit der Durchführung einer Studie über mögliche Standorte zur Errichtung eines Ersatzstartzentrums für Höhenforschungsraketen und für die Satellitenträgerrakete DIAMANT. [11]) Für die Wahl eines Geländes waren folgende Kriterien ausschlaggebend:

- Es mussten Starts in östliche Richtungen möglich sein, und diese Starts mussten über ein Gebiet führen, wo der Absturz der ersten Stufe keine Gefahr bedeutete.

- Das Gelände musste so nahe wie möglich am Aequator liegen, damit der sich aus der Erdrotation ergebende Geschwindigkeitsgewinn (Schleudereffekt) genützt und die Einbringung geostationärer Satelliten in die Umlaufbahn optimal vorgenommen werden kann.

Die Wahl fiel auf Kourou in Französisch-Guyana (Südamerika), weil er bloss 5.23° nördlich des Aequators liegt und weil das Profil der Meeresküste Starts innerhalb eines weiten Azimutbereiches gestattet, nämlich von -10.5° bis +93.5°. Dabei ist die Nordrichtung mit 0° angenommen und der Drehsinn von Norden nach Osten als positiv definiert.

Dank der günstigen geographischen Lage von Kourou können die Nutzlasten bei Starts in östlicher Richtung rund 17% schwerer sein als bei den Starts mit derselben Trägerrakete vom Kennedy Space Centre aus.

Das unter der Leitung von CNES gebaute Centre Spatial Guyanais (CSG) wurde mit dem Start einer Höhenforschungsrakete (VERONIQUE) 1968 eingeweiht. Die wichtigsten Einrichtungen der Startbasis sind ein technisches Zentrum (Verwaltung, Werkstätten, Fernmeldedienste, Rechenzentrum und Startkontrollzentrum), die Telemetrie und Bahnverfolgungsanlagen (wie Radare und Kinotheodoliten von CONTRAVES), ein Sicherheitsdienst, ein Wetterdienst, sowie Abschussbasen für verschiedene Typen von Höhenforschungsraketen und die Trägerrakete DIAMANT. Zusätzlich gehören zur Infrastruktur Anlagen wie Wasserversorgung, Elektrizitätswerk, Flüssigsauerstofffabrik, Hafen, Spital, Hotels etc. Das Startzentrum liegt 60 km nordwestlich der Hauptstadt Cayenne und die Einrichtungen verteilen sich auf einen 60 km langen und 20 km breiten Küstenstreifen. Französisch-Guyana, ein französisches Departement, zählt ca. 70'000 Einwohner, davon leben über die Hälfte in Cayenne und ca. 600 arbeiten permanent auf der Abschussbasis in Kourou. Der Amazonasurwald bedeckt fast die ganze Fläche dieses spärlich besiedelten Landes. Das Klima ist tropisch, die Temperaturen schwanken zwischen 25° C und 35° C und die Regensaison löst die trockene Jahreszeit periodisch ab. Kourou, einst eine kleine erbärmliche Ansiedlung mit einem Transitzuchthaus, war die letzte Station der "Bagnards" aus Frankreich vor ihrer Einschiffung auf die Teufelsinseln. Diese, ironischerweise "Iles du Salut" genannt, liegen etwa 14 km dem Festland bei Kourou vorgelagert. Heute bilden die drei Inseln - die Ile Royale mit der ehemaligen Zuchthaus-Administration, die Ile Saint-Joseph für renitente Sträflinge und Ausbrecher und die kleine Ile du Diable, wo Hauptmann Dreyfus jahrelange Haft erdulden musste - eine Touristenattraktion.

Aufgrund der weltweit einmaligen geographischen Vorteile des CSG beschloss die ELDO, die Startbasis für die operationellen Versionen der EUROPA-Raketen ebenfalls innerhalb des CSG zu errichten. Nach der Einstellung des EUROPA-Programms lag es nahe, die ARIANE-Startbasis nicht völlig neu zu errichten, sondern die EUROPA-Startbasis um- und auszubauen. In einem Uebereinkommen zwischen ESA und der französischen Regierung des Jahres 1976 sind die Bedingungen für die Benützung des CSG festgehalten und ist die Garantie des freien Zutritts und der freien Benützung der ARIANE Installationen für ESA erbracht. Die der ESA gehörende ARIANE-Startbasis (ELA, Ensemble de Lancement ARIANE, Fig. 7) ist von dem CNES gehörenden Startzentrum CSG, dessen technische Infrastruktur sie mitbenützt, auseinander zu halten. Die ELA umfasst vor allem den grossen Montageturm, den Versorgungsmast, die Startplattform, das ARIANE-Kontrollzentrum, Montagehallen, Satelliten-Vorbereitungshallen usw. Zu ihr gehören aber auch Einrichtungen ausserhalb des CSG wie die Bahnverfolgungs- und Telemetriestationen in Natal und Belem (Brasilien).

11) DIAMANT war eine dreistufige französische Trägerrakete mit ca. 250 kg Nutzlastkapazität für niedrige Umlaufbahnen (ca. 500 km). Die erste Stufe war eine Flüssigstoff-Stufe (UDMH/N_2O_4), während die Zweit- und Drittstufen mit Feststoff-Triebwerken ausgerüstet waren.

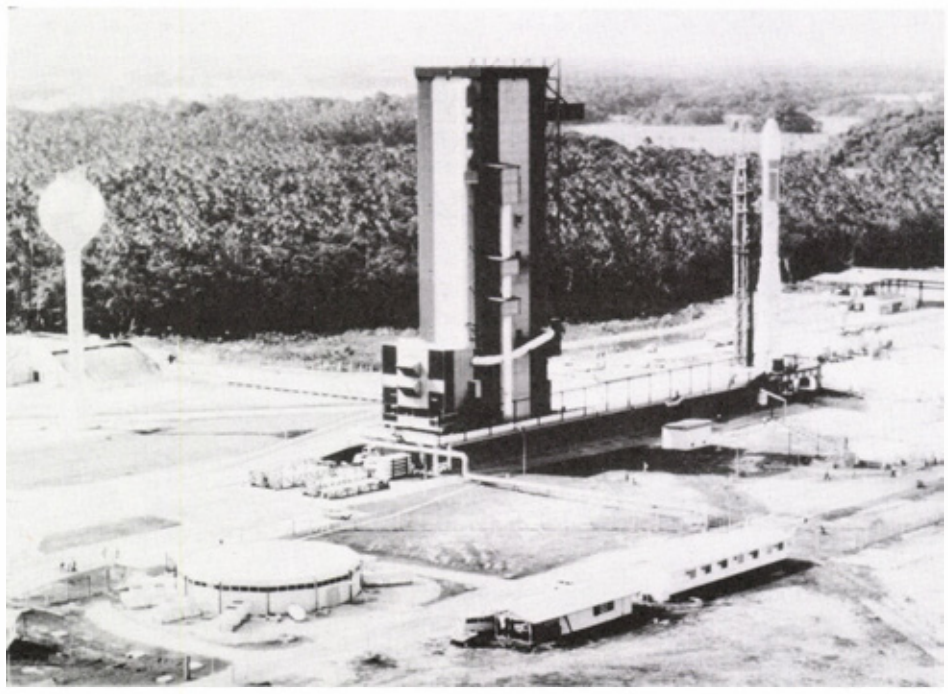


Fig. 7 Das "Ensemble de Lancement ARIANE" in Kourou, Französisch-Guyana. Trägerrakete, Versorgungsmast, Integrationsturm (Mitte) und Wasserreservoir.

7. ENTWICKLUNGSSTAND DES ARIANE-PROGRAMMES - Erster und Zweiter Testflug

Im Jahre 1973 wurde der erste Testflug von ARIANE auf Juli 1979 festgelegt. Während Jahren konnte der Terminplan eingehalten werden, bis im November 1978 bei einem Drittstufentest eine Explosion das Triebwerk beschädigte. Der technisch gesehen relativ geringfügige Zwischenfall (eine halbsekundige Zündverzögerung kombiniert mit dem Versagen einer zum Prüfstand gehörenden Abfackelvorrichtung für Wasserstoffgas), der zudem während eines Fluges gar nicht hätte auftreten können, verzögerte leider das Testprogramm der Drittstufe derart, dass der Erstflug auf Ende 1979 verschoben werden musste. Bisherige technische Schwierigkeiten, von denen das ARIANE-Programm wie jedes Grossprojekt nicht verschont geblieben ist, hatten jeweils innerhalb der bereits vorgesehenen Zeitreserven absorbiert werden können. Fehlerhafte Schweissnähte in den Treibstofftanks der Zweitstufe, Schwierigkeiten mit der Trägheitsplattform und das zu wenig resistente Düsenauskleidungsmaterial der Erststufenmotoren sind einige Beispiele technischer Probleme. Diese sind inzwischen behoben worden.

Erster Testflug

Am 24. Dezember 1979 kam es nun zum langersehnten, spektakulären Höhepunkt des Entwicklungsprogrammes: (Fig. 8, 9, 10, 11, 12) um 14 Uhr 14 Minuten und 38 Sekunden (Ortszeit; 18 Uhr 14 Minuten und 38 Sekunden Schweizerzeit) hob die 210 t schwere ARIANE zum ersten Testflug von der Startrampe der ESA in Kourou ab und stieg donnernd in den fast wolkenlosen blauen Himmel. Nach 23 Sekunden senkrechten Aufstiegs schwenkte die 47 m lange Rakete in ihre sich progressiv neigende, vorprogrammierte Bahn. In 51 km Höhe konnte von Auge der Brennschluss der ersten Stufe, die Trennung und das Zünden der Zweitstufe beobachtet werden. Die Geschwindigkeit betrug 6645 km/h. 248 Sekunden nach dem Start sah man auf dem Fernsehschirm, der das Bild eines der beiden CONTRAVES-Kinotheodoliten übertrug wie sich zwei helle Pünktchen von der jetzt in 112 km Höhe fliegenden ARIANE abspalteten: die Nutzlastverkleidung wurde bei einer Trägerraketengeschwindigkeit von über 12'000 km/h planmässig abgesprengt. 40 Sekunden später: Brennschluss der Zweitstufe und gleich anschliessend "Separation 2./3. Stufe" in einer Höhe von 137 km und bei einer Geschwindigkeit von 17'424 km/h. Gleich darauf die Zündung der komplexen Drittstufe. Die Drittstufe hat weitaus die längste Brenndauer: über 9 Minuten muss sie fehlerlos funktionieren, um die Nutzlast auf die zur geostationären Bahn führende Transferbahn zu bringen. Ca. 20 Sekunden vor dem vorausberechneten Zeitpunkt ist Brennschluss der Drittstufe. Der Bordcomputer hat festgestellt, dass die der geplanten Bahn entsprechende Endgeschwindigkeit von 35'130 km/h erreicht worden ist und das Kommando zum Abschalten der Triebwerke gegeben. Anschliessend erfolgte die Separation der Nutzlast von der Trägerrakete.

1-11

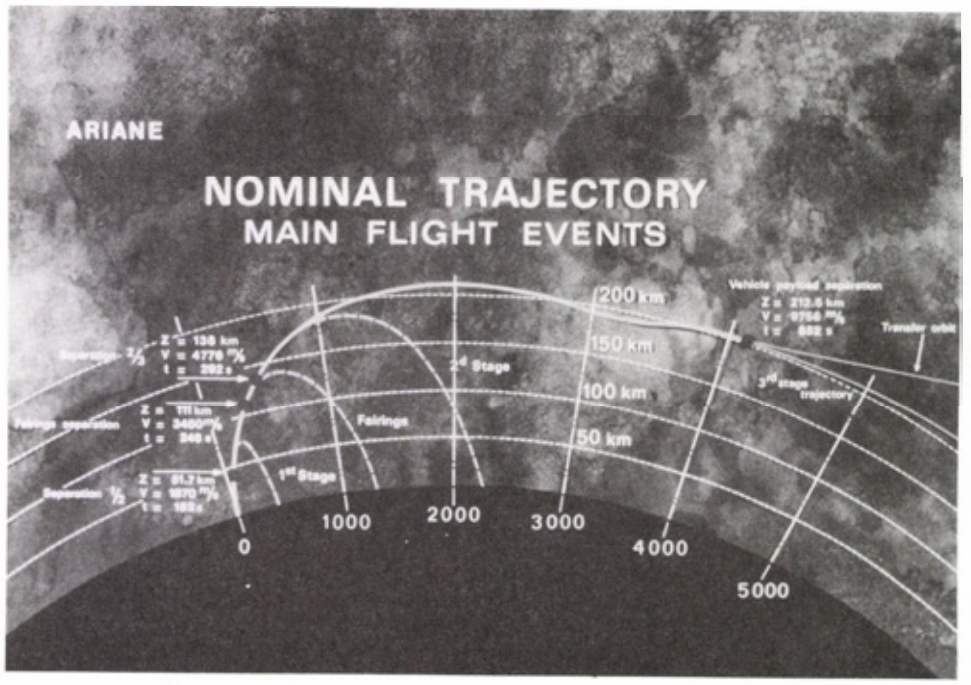


Fig. 8 Nominale ARIANE Flugbahn.

Fig. 9 ARIANE auf dem Starttisch bereit zum ersten Testflug. (Versorgungsmast)

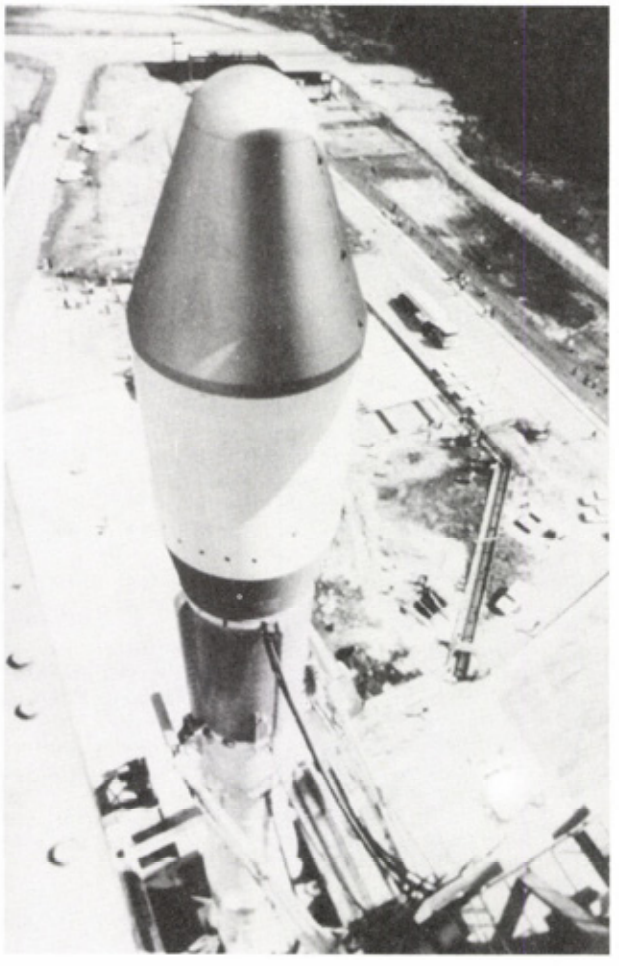


Fig. 10 ARIANE auf dem Starttisch aus der Vogelperspektive. Zuoberst die Nutzlastverkleidung

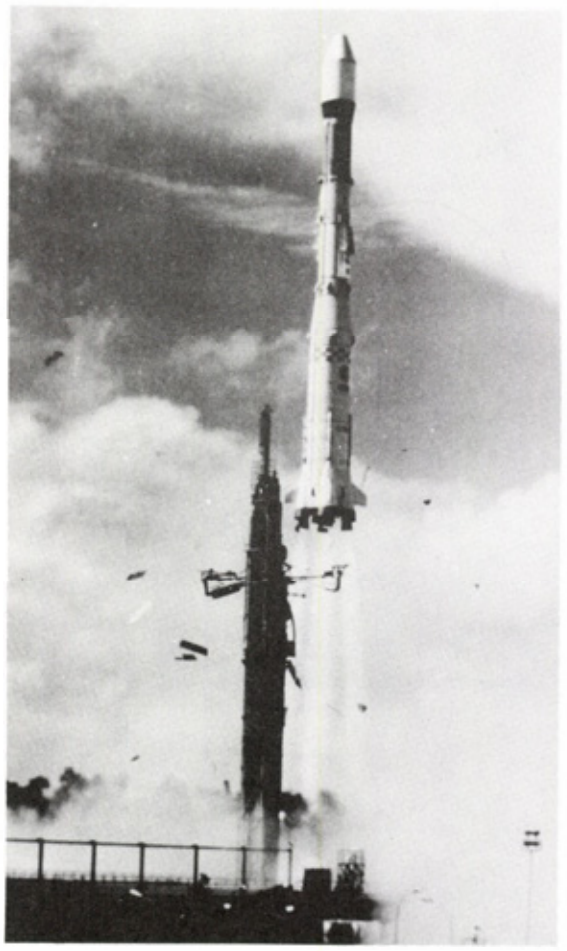


Fig. 11 ARIANE Trägerrakete; Start zum ersten Testflug (24.12.79). Dieser Testflug war ein voller Erfolg.

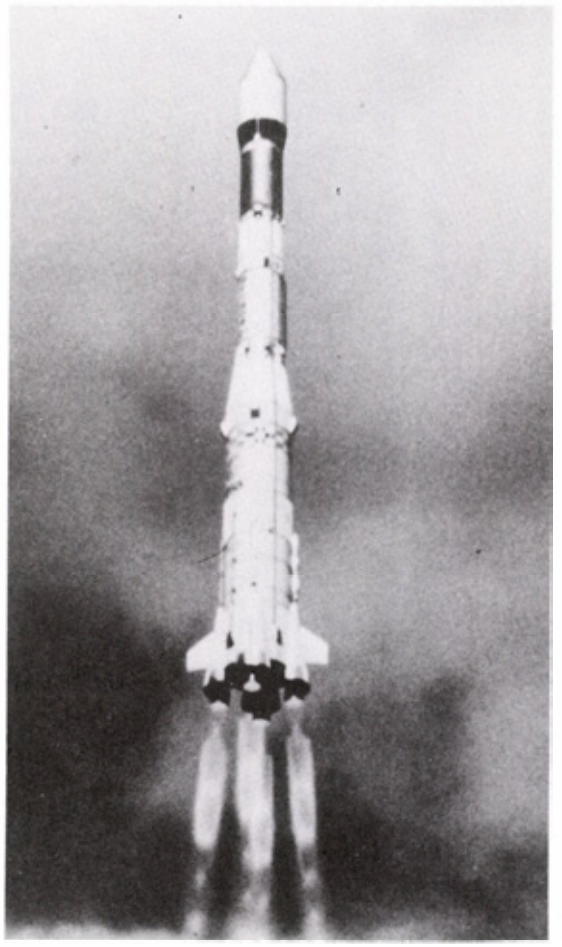


Fig. 12 Erster Testflug der europ. Trägerrakete ARIANE (24.12.79).

Der Erfolg war überwältigend. Acht Jahre nach dem EUROPA Debakel, 16 Jahre nach dem Start der ersten geostationären Satelliten und 22 Jahre nach dem SPUTNIK 1 hat das in der ESA zusammengeschlossene Westeuropa seine eigene Trägerrakete. Die ausgebrannte Drittstufe (1.6 t), der Testsatellit (0.2 t) und der beim Erstflug mitgeführte Ballast (1.4 t) befanden sich in einer Umlaufbahn, die von der vorausberechneten nur minimal abwich. Der erdnächste Punkt der Umlaufbahn, das Perigäum, lag bei 200.8 km (theoretischer Sollwert: 200 km) und der erdfernste Punkt, das Apogäum, bei 36'021 km (theoretischer Sollwert: 35'800 km).

Diese Präzision kann auch bei operationellen Starts kaum übertroffen werden und liegt innerhalb der durch die Bahnkorrekturtriebwerke des Satelliten kompensierbaren Werte.

Die vor dem triumphalen Start aufgetretenen technischen Probleme sind rückblickend geringfügig - vor allem für einen Erstflug. Der interessanteste Zwischenfall war der abgebrochene Startversuch am 15. Dezember 1979. Nach einem reibungslosen Countdown wurden die vier Triebwerke der Erststufe gezündet. 2.8 Sekunden später - nur 0.6 Sekunden vor dem Oeffnen der Niederhalteklammern - stellte der Bordcomputer einen zu geringen Brennkammerdruck im Triebwerk A fest. Er verweigerte daher die Startfreigabe (d.h. das Oeffnen der Niederhalteklammern) und leitete das Programm für das Abstellen der Triebwerke ein. Nominaler Schub aller vier Triebwerke ist für einen erfolgreichen Start entscheidend. Entwickelt ein Triebwerk ungenügend Schub, besteht die Gefahr, dass sich die Rakete zur Seite neigt und infolge Eigengewicht und Massenträgheitskräften auseinanderbricht, explodiert und die Startrampe zerstört.

Schon eine Stunde nach dem Startabbruch stand nach Auswertung der Telemetriedaten fest, dass alle vier Triebwerke normal funktioniert hatten und ARIANE nach Oeffnen der Halteklammern normal abgehoben hätte. Dagegen waren zwei Druckmesser im Motor A durch einen Ueberdruck in der Leitung, die sie mit der Brennkammer verbindet, beschädigt worden. Sie übermittelten darum zu niedrige Messwerte. Technisch handelte es sich um eine Mikroexplosion in der Druckmessleitung, die infolge der selbstzündenden Eigenschaften der Treibstoffe unvermeidlich ist, aber normalerweise die Druckmesser nicht beschädigen sollte.

Die Abhilfe war einfach. Die beschädigten Druckmesser wurden ersetzt. Durch eine Verkabelungsänderung wurde die Startlogik (das Schema) geändert, indem diesmal die absoluten - und nicht die differentiellen - Werte der Drucke in der Brennkammer und in den Treibstoff-Einspritzleitungen berücksichtigt wurden.

Ein Startabbruch nach dem Zünden der Motoren verursacht beträchtliche Probleme. Die mit Wasser vermischten Verbrennungsgase werden zur Druckbeaufschlagung der Erststufentanks verwendet. Sie führen zu einer gewissen Schlammbildung, die die Treibstoff-Filter verstopfen kann. Auch setzt Korrosion ein. Diese Phänomene sind jedoch bis zu etwa zwei Wochen unbedeutend, was bei Bodentests mit Mehrfachzündung nachgewiesen wurde. Immerhin heisst das, dass nach einem abgebrochenen Start nur wenig Zeit bis zu einem neuen Startversuch zur Verfügung steht.

Ein weiteres Problem stellt die Drittstufe nach Abstellen der Triebwerke. Vier Sekunden vor der Zündung schwenken die grossen Arme, die die Drittstufe mit Flüssigsauerstoff und Flüssigwasserstoff speisen, zurück und die Ventilklappen werden geschlossen. Wird der Startversuch nach dem Wegschwenken dieser Arme unterbrochen, müssen die acht Tonnen Sauerstoff und Wasserstoff durch enge Entleerungsöffnungen abgelassen werden, was rund neun Stunden dauert. Anschliessend erfolgt das sukzessive, ebenfalls mehrstündige Entleeren der 180 Tonnen Treibstoffe UDMH und N_2O_4 der Erst- und Zweitstufe. Alle diese Operationen sind hochgefährlich.

Die genauen Prozeduren für die Massnahmen nach einem abgebrochenen Start bestanden schon und eine Verstärkungsequipe von 10 Spezialisten für diesen Fall waren bereits in Kourou stationiert. Ein weiteres Team von 20 Personen war abrufbereit in Europa und traf einen Tag später ein. In Schichtarbeit wurde ARIANE erneut startbereit gemacht. Die Operationen verliefen reibungsloser als vorgesehen. Hatte man zuerst mit einem Starttermin zwischen 24. und 30. Dezember 1979 gerechnet, konnte man bald einen neuen Versuch für den 23. Dezember 1979 festlegen.

Der abgebrochene Start hat hochinteressante Messdaten geliefert. Unfreiwillig wurde ein statischer Brennversuch mit einer vollbetankten ARIANE absolviert - ein Versuch, auf den man im Entwicklungsprogramm aus Zeit- und Kostengründen hatte verzichten müssen. Er hat bewiesen, dass die Rakete und die Nutzlast einen Startabbruch überstehen und die Prozeduren für die neue Startvorbereitung beherrscht werden.

Am 23. Dezember 1979 verzögerten verschiedene kleine Pannen von Bodenanlagen den Countdown. Das Wetter war schlecht. 55 Sekunden vor der Zündung erhielt der Bodencomputer einen Spannungsmesswert einer Bordbatterie verspätet. Die sechs Minuten vor Zündung (H-6) begonnene automatische Startsequenz musste wiederholt werden. Ein Problem tauchte auf: der Heliumdruckbehälter der Drittstufe konnte nicht mehr auf den normalen Druck von 200 bar gebracht werden. Dazu hatten sich die Wetterbedingungen weiter verschlechtert. Der Start wurde auf den nächsten Tag verschoben.

Am 24. Dezember 1979, am Weihnachtstag, herrschten fast ideale Wetterbedingungen. Bis H-2 Minuten 14 Sekunden verlief der Countdown normal. Dann wurde die Schliessung eines Ventils der Drittstufe nicht bestätigt. Das Problem war rasch abgeklärt, das Ventil hatte korrekt funktioniert aber für die Schliessung 11 Sekunden gebraucht statt der vom Computer zugewiesenen 5 bis 10 Sekunden. Die Wiederaufnahme der Sechsminutensequenz erwies sich indes infolge eines defekten Relais der Bodenprüfanlage als unmöglich. Drei Techniker schlossen den defekten Stromkreis kurz und die Startsequenz lief ohne weitere Zwischenfälle weiter bis zum erfolgreichen Start.

Die Lehren waren klar: abgesehen von kleineren Pannen, vor allem an der Bodenausrüstung, waren die Startvorbereitungen ausserordentlich erfolgreich verlaufen. Es darf daran erinnert werden, dass seinerzeit die erste ATLAS-CENTAUR Trägerrakete anderthalb Jahre auf der Startrampe in Cape Canaveral sass, nur um dann nach 55 Sekunden Flug zu explodieren.

Zweiter Testflug

Die auf 33 Arbeitstage festgesetzte Startkampagne für den zweiten Testflug - für den Erstflug dauerte die Startkampagne noch 56 Arbeitstage - verlief ohne wesentliche Schwierigkeiten und das vor Monaten als frühestmögliches Startdatum vom 23. Mai 1980 konnte eingehalten werden. Die letzten Phasen des Countdown verliefen ohne Zwischenfälle bis eine Minute vor dem Start einer der Startcomputer die automatische Sequenz unterbrach, weil er das tatsächlich korrekt erfolgte Schliessen eines Relais in der Bodenanlage nicht richtig erfasst hatte. Zwei weitere Unterbrechungen gehen ebenfalls auf messtechnische und Computer-Probleme zurück und nicht auf reale Defekte an der Trägerrakete. Eine vorbeiziehende Schlechtwetterzone erzwang weitere Verzögerungen, aber um 11 Uhr 29 Minuten 39 Sekunden (Ortszeit: 15 Uhr 29 Minuten 39 Sekunden MEZ) wurde das Zündkommando gegeben - unmittelbar vor Ende des durch die Umlaufbahnbedingungen des wissenschaftlichen Satelliten FIREWHEEL auf drei Stunden beschränkten Startfensters.

Nachdem die Startcomputer normales Funktionieren aller vier Erststufentriebwerke festgestellt hatten, gaben sie 3.3 Sekunden nach dem Zündzeitpunkt H-0 die Halteklammern frei und ARIANE LO2 hob ab. Bis H-0 + 4.4 Sekunden funktionierten die vier VIKING Triebwerke normal. Anschliessend wurden abnormale Schwankungen des Brennkammerdrucks des Motors D mit einer Amplitude von ± 4 bar festgestellt, die in eine Hochfrequenzoszillation (über 1000 Hz) von ± 11 bar übergingen. Der Flammenstrahl von Motor D färbte sich gelb statt durchsichtig-orange. Der mittlere Brennkammerdruck blieb normal. Zwischen H-0 +6 und H-0 +28 Sekunden funktionierte der Motor D wieder normal. Anschliessend traten erneut Druckschwankungen im Motor D auf. Die andern drei Motoren arbeiteten immer noch normal. Die Temperatur im Innern der Antriebseinheit stieg um ca. H-0 + 60 Sekunden brüsk auf 100°C und gleichzeitig fiel der Brennkammerdruck im Triebwerk D von 54 auf 10 bar. Die Rakete begann sich um die Längsachse zu drehen. Zwischen H-0 +64 Sekunden und H-0 +104 Sekunden hielt die Steuerung ARIANE trotz völligen Ausfalls des Triebwerks D in der Soll-Flugbahn - die Drallbewegung stieg auf 60°/Sekunde. Zum Zeitpunkt H-0 +104 Sekunden fiel der Brennkammerdruck in den Motoren A und B, die seit dem Start völlig normal funktionierten, zusammen. Motor C funktionierte weiterhin normal. 108 Sekunden nach dem Zündzeitpunkt fiel der Druck im Motor C ebenfalls ab. ARIANE LO2 stellte sich quer, brach auseinander und löste das Selbstzerstörungssystem aus. Die Sprengladungen rissen alle Treibstofftanks auf, sodass sich Brennstoffe und Oxydatoren vermischten und explodierten. ARIANE LO2 hatte im Moment der Explosion eine Höhe von rund 25 km erreicht.

Die Untersuchungen des Fehlstartes wurden sowohl in Kourou als auch beim Hauptauftragnehmer für die VIKING-Motoren, SEP, sofort eingeleitet. Zwei Triebwerke, darunter das Triebwerk D, welches die hochfrequenten Schwingungen aufwies, konnten aus dem Meer, welches bei der Aufprallstelle bloss einige Meter tief ist, geborgen werden. Eine dicke Amazonas-Schlammschicht erschwerte zwar die Suche und Bergung. Die Telemetriedaten und die Filme wurden mit denjenigen des völlig erfolgreichen Erstfluges und mit den Bodentestmessungen verglichen. Die Fabrikationsdokumentation (z.B. Herkunft des Materials, Dimensionen, Toleranzen) des Motors D wurde ebenfalls analysiert. Es steht fest, dass die Anomalie der hochfrequenten Brennkammerdruckschwankungen, welche erstmals zwischen H-0 +4.4 und H-0 +6 Sekunden im Motor D registriert wurden, die Ursache aller späteren Erscheinungen und somit des Fehlstarts LO2 ist. Die Zerstörung des Motors D nach 64 Sekunden hatte ein Feuer in der Antriebseinheit ausgelöst und zum Ausfall der drei anderen Triebwerke geführt.

Heute (Oktober 1980), nach mehrmonatigen Untersuchungsarbeiten von verschiedenen Fachgruppen durchgeführt und zusätzlichen Bodentestläufen, erhärtet sich die Hypothese, dass die Ursache des Auftretens der hochfrequenten Brennkammerdruckschwankungen in den Fabrikationstoleranzen des Einspritzkopfes liegen. Der Einspritzkopf presst die Treibstoffe UDMH und N_2O_4 durch eine Vielzahl kleiner Oeffnungen in die Brennkammer und sorgt für eine völlige Durchmischung, die die Voraussetzung für eine stabile Verbrennung ist.

Es steht fest, dass eine akustische Wechselwirkung zwischen Startrampe und Antriebseinheit keine primäre Ursache des Versagens war. Im Moment des Zündens und des Abhebens entstehen Druckwellen durch das Auftreten der mit Ueberschallgeschwindigkeit aus den Brennkammern ausgestossenen Gase auf die Beton- und Metallstruktur des Starttisches. Diese Druckwellen und Vibrationen wurden schon vor dem ersten Testflug im Modellversuch simuliert und es wurden keine gefährlichen Erscheinungen festgestellt.

Dritter und Vierter Testflug

Der dritte Testflug mit LO3, ursprünglich für Ende September 1980 vorgesehen, ist nun für März 1981 geplant. Folgende Massnahmen sind vorgesehen:

- Die Fabrikationstoleranzen der Einspritzköpfe werden verringert.

- Die Einspritzköpfe für die Triebwerke werden einer genauen Qualitätskontrolle unterworfen und vor dem Einbau in die Flugeinheit in ein Testtriebwerk eingebaut, welches gezündet und auf Instabilitäten getestet wird, indem der Brennkammerdruck und auch das Treibstoffgemischverhältnis variiert werden. Es sei daran erinnert, dass keiner der VIKING-Motoren vor dem Start einen Probelauf absolviert.

- Der Brennkammerdruck der Triebwerke wird von nominal 54 bar auf 53.5 bar heruntergesetzt. Für LO1 war der Brennkammerdruck 53.5 bar, also etwas unter dem Nominaldruck. Er wurde für LO2 korrigiert, geriet aber dann etwas zu hoch, nämlich 54.5 bar.

Die Auswahlprozedur von fünf geeigneten Einspritzköpfen (vier für die Erststufe, einer für die Zweitstufe) wird erst im November 1980 beendet sein. Erst dann wird das Startdatum LO3 für März 1981 bestätigt werden können.

Der vierte Testflug ist für Juni 1981 und der erste operationelle Flug L5 für Oktober 1981 geplant.

8. ARIANE-SERIENPRODUKTION

Wegen der langen Liefer- und Fertigungsfristen mussten lange vor Abschluss der Entwicklungsphase Vorarbeiten für die serienmässige Trägerraketen-Produktion getroffen werden, um einen Unterbruch zwischen den Erprobungsstarts und den operationellen Starts zu vermeiden.

Die Mitgliedstaaten der ESA haben im Dezember 1977 einen Grundsatzbeschluss und im April 1978 den entsprechenden endgültigen Beschluss gefasst. Nach diesem Beschluss wird der ESA die Verantwortung für die Fertigung und den Start einer ersten, Markteinführungsserie genannten Serie von sechs operationellen Trägern (der sechste ist später hinzugekommen) übertragen.

Im Rahmen dieser ersten Serie werden auch einige auf dem Startgelände benötigte Anlagen für die Vorbereitung der Nutzlasten gebaut und ein System für den gleichzeitigen Start von zwei Satelliten (SYLDA = Système de Lancement Double ARIANE) entwickelt. Die Markteinführungsserie wird von den Teilnehmern der Entwicklungsphase der Trägerrakete sowie Irland, das sich dem Programm für die Produktionsphase angeschlossen hat, durchgeführt.

Die ESA schliesst die Startverträge mit den ARIANE-Benützern. Die Firmenverträge für die Fertigung der Trägerraketen werden vom CNES vergeben, das für die ESA den Startbetrieb leitet. Die Auftragsverteilung ist den besonderen Bedingungen der Produktionsphase angepasst worden (Fig. 13):

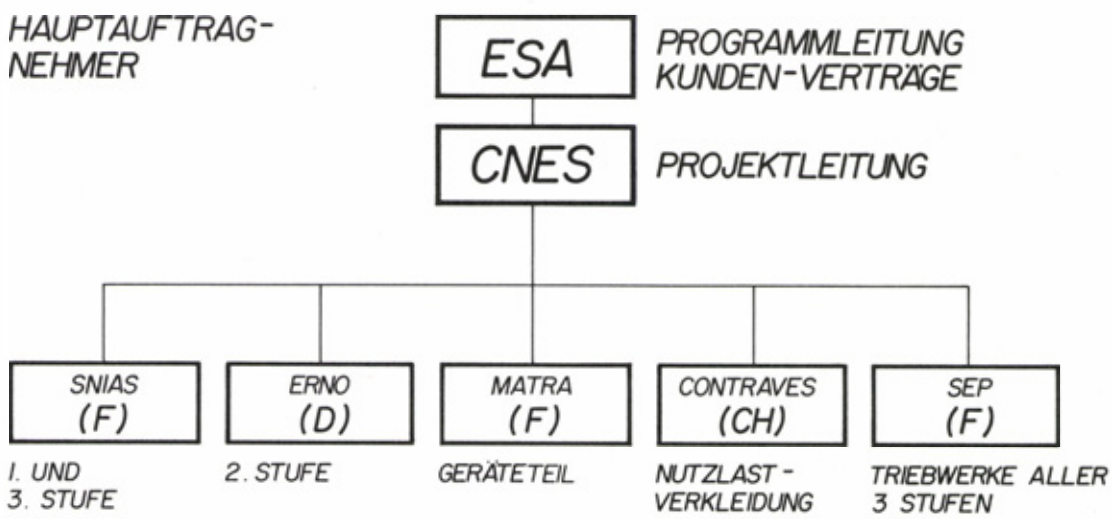


Fig. 13 Industrielle Organisation für ARIANE Markt-Einführungsserie (L5-L10).

Gegenüber der Entwicklungsphase sind ERNO für die Zweitstufe und CONTRAVES für die Nutzlastverkleidung zu Hauptauftragnehmern aufgestiegen.

Jeder Hauptauftragnehmer vergibt unter Berücksichtigung der Arbeitsverteilung der Entwicklungsphase Unteraufträge. Demzufolge hat CONTRAVES die Fertigung der metallischen Struktur und des Kühlsystemes, das Aufbringen des elektrostatischen Schutzanstriches, den Einbau der Instrumentierung, den Zusammenbau der Nutzlastverkleidung und den Transport nach Paris dem Eidg. Flugzeugwerk in Emmen als Unterauftragnehmer übertragen. Der Hitzeschutz wird von den Pilatus Flugzeugwerken in Stans aufgebracht.

Die Abnahme der einzelnen Stufen, des Geräteteils und der Nutzlastverkleidung erfolgt in Europa, danach werden die Stufen per Schiff nach Guyana transportiert wo die Trägerrakete integriert wird. Nach Fertigungszeitplan wird ca. alle drei Monate ein Träger ausgeliefert; der erste operationelle Träger soll in der ersten Hälfte 1981 ausgeliefert werden. Die Trägerraketen der Markteinführungsserie sollen 1981 und 1982 gestartet werden.

Damit bei den operationellen Starts nach 1982 kein Unterbruch eintritt, haben die Mitgliedstaaten der ESA im Juli 1979 die Beschaffung von Material mit langen Lieferfristen für eine zweite Serie von fünf Trägern, deren Produktion von der oben beschriebenen Industrieorganisation übernommen wird, genehmigt. Gegenwärtig befinden sich also zehn operationelle Trägerraketen in der Fertigung.

Nach der Markteinführungsserie (L5 bis und mit L10) wird ARIANESPACE, eine privatrechtliche Aktiengesellschaft, die Trägerrakete ARIANE finanzieren, produzieren und kommerzialisieren (Fig. 14).

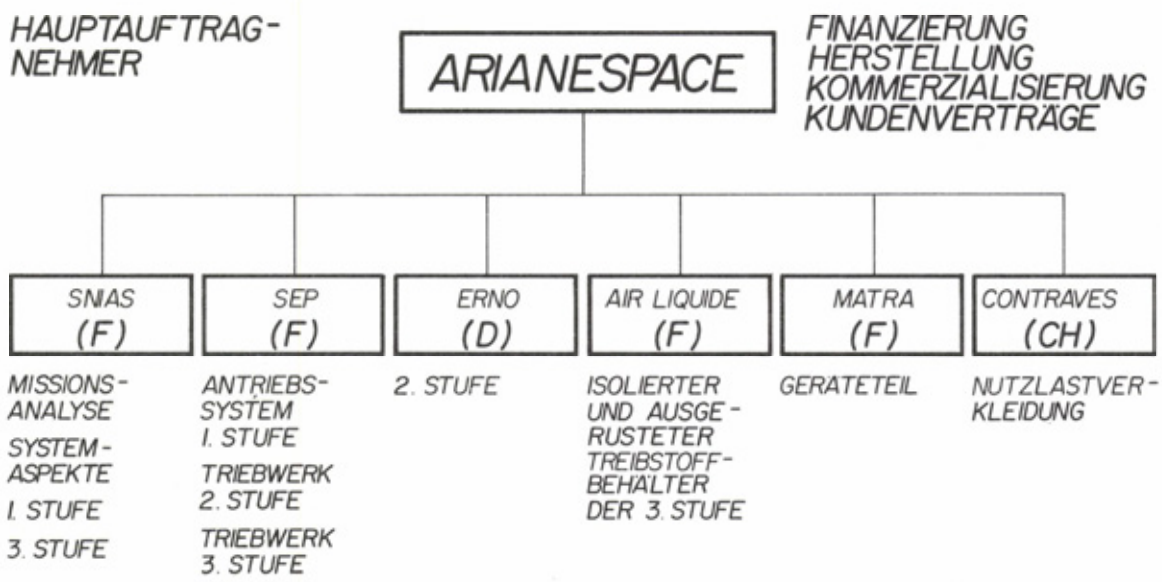


Fig. 14 Industrielle Organisation für Serie-Fabrikation ab L15.

ARIANESPACE ist am 26. März 1980 mit der Unterzeichnung der Satzung der Gesellschaft offiziell gegründet worden. Aktionäre sind die 36 grössten, auf dem Raumfahrtsektor tätigen europäischen Firmen (inkl. CONTRAVES, CIR Bern und das Eidg. Flugzeugwerk Emmen), 11 europäische Banken (inkl. Schweiz. Bankgesellschaft) und das CNES. Damit ist die erste privatwirtschaftlich organisierte Gesellschaft der Welt für die Produktion, den Verkauf und den Start von Satellitenträgerraketen geschaffen worden.

Der ESA-Rat hat sich grundsätzlich damit einverstanden erklärt, dass die Verantwortung für die Produktion und Kommerzialisierung der ARIANE-Trägerrakete nach der ersten Serie, also ab L11, ARIANESPACE übertragen wird.

ARIANESPACE hat ein Kapital von 120 Millionen franz. Francs. Dieses Kapital verteilt sich wie folgt auf die Aktionäre aus elf Ländern:

DEUTSCHLAND	19.60%	
BELGIEN	4.40%	
DAENEMARK	0.70%	
SPANIEN	2.50%	
FRANKREICH	59.45%	(davon CNES 34.2%)
IRLAND	0.25%	
ITALIEN	3.40%	
NIEDERLANDE	3.20%	
GROSSBRITANNIEN	2.40%	
SCHWEDEN	2.40%	
SCHWEIZ	2.70%	

9. ARIANE NUTZLASTEN

Folgende Satelliten werden in den kommenden Jahren Passagiere von ARIANE sein (Fig 15):

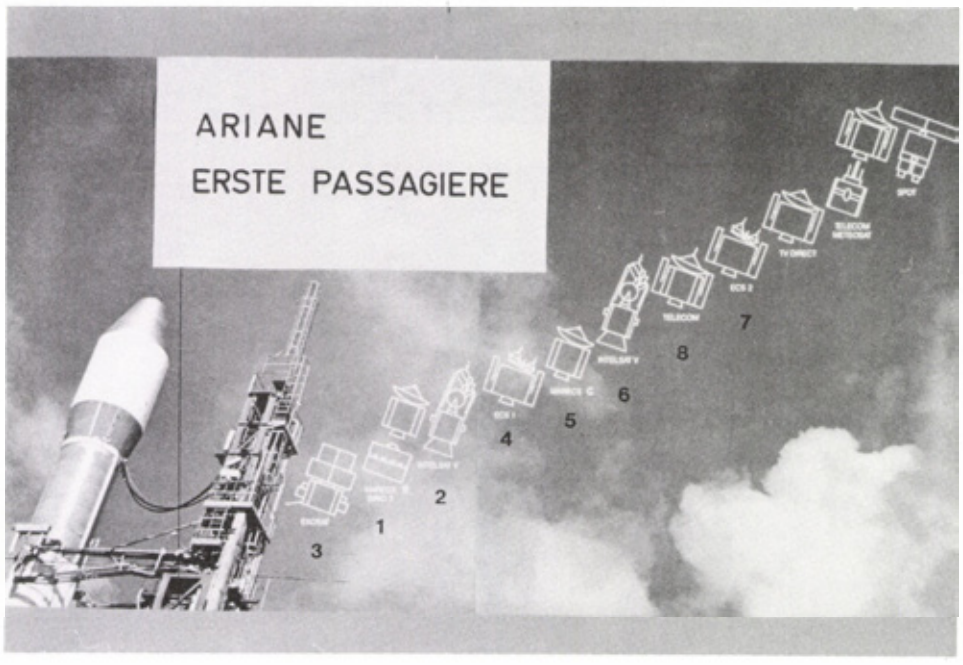


Fig. 15 ARIANE-Nutzlasten für die nächsten Jahre.

- METEOSAT-2 und APPLE werden anfangs 1981 anlässlich des dritten Testfluges (L03) kostenlos transportiert.

METEOSAT-2 (Fig. 16) (700 kg) ist ein ESA-Wettersatellit. Er soll von seiner geostationären Umlaufbahn aus alle 30 Minuten im sichtbaren und infraroten Spektrum ein Bild von den Wolken und der Erdoberfläche auf die Erde senden. Die METEOSAT-Satelliten bilden den europäischen Beitrag an ein weltweites Wetterbeobachtungssystem, welches Wettervorhersagen für Wochen anstatt bloss für Tage produziert.

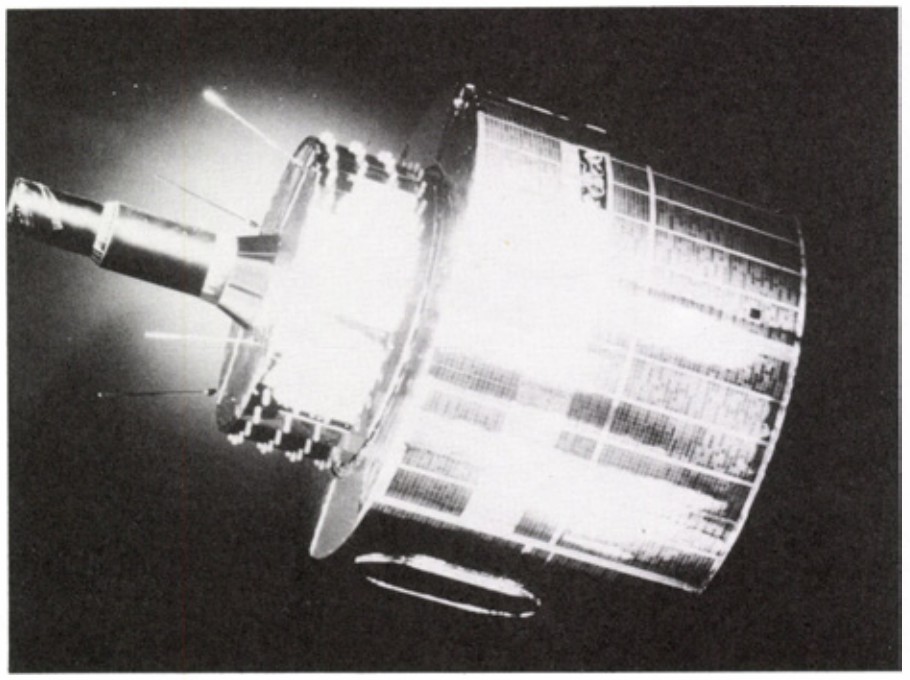


Fig. 16 METEOSAT ist ein Wettersatellit der ESA.

APPLE (660 kg) ist ein experimenteller Nachrichtensatellit der indischen Raumfahrtorganisation ISRO.

- MARECS-A (Fig. 17) (1024 kg), ein europäischer Seefunksatellit, wird ebenfalls kostenlos mit dem vierten und letzten Testflug (L04) Mitte 1981 gestartet.

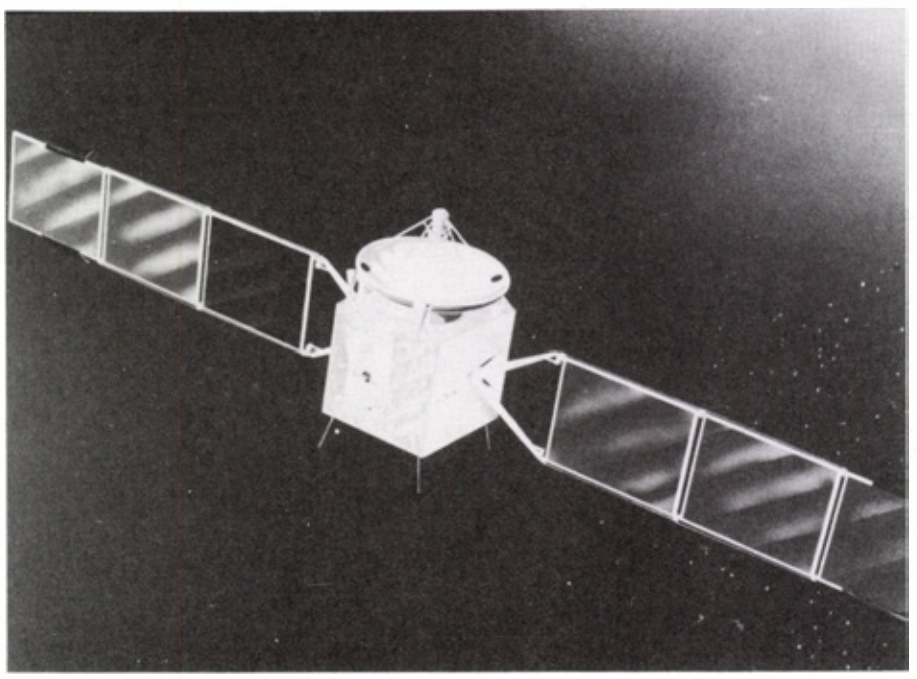


Fig. 17 MARECS ist ein europ. Satellit für Seefunkverbindungen.

MARECS-A ist der erste Satellit des MARECS Programms. Dieses beinhaltet die Entwicklung, den Start und Betrieb von Kommunikationssatelliten, welche in ein globales, maritimes Nachrichtensystem integriert sind. Diese Satelliten werden Telefongespräche, Fernschreiben und Daten allgemein zwischen Schiffen auf See und Bodenstationen, welche an die terrestrischen Verbindungsnetze angeschlossen sind, übertragen.

- EXOSAT (Fig. 18) (500 kg), ein wissenschaftlicher Satellit der ESA, wird voraussichtlich noch 1981 mit Hilfe einer vierten Feststoff-Stufe in eine hochexzentrische Erdumlaufbahn geschossen. Der Satellit soll Daten über kosmische Röntgenstrahlenquellen, wie auch deren Positionen im Weltall ermitteln.

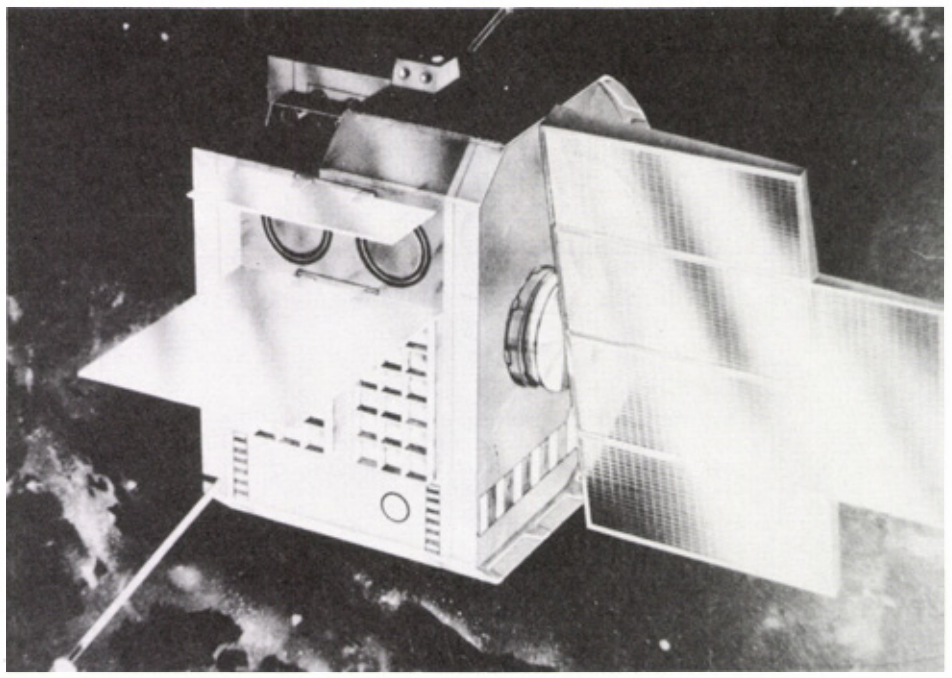


Fig. 18 EXOSAT ein wissenschaftlicher Satellit der ESA (Röntgenstrahlenobservatorium).

- MARECS-B und SIRIO-2 werden mit dem Doppelschuss-System SYLDA (Système de Lancement Double ARIANE) im Jahre 1982 starten. Dies wird SYLDA'S Erstflug sein.

  SIRIO-2, ein weiterer ESA-Satellit wird von geostationärer Umlaufbahn aus meteorologische Daten empfangen und verteilen, um andere, schon existierende Wetterdatenübertragungssysteme zu entlasten. Ferner hat SIRIO-2 ein Lasersynchronisationssystem für Atomuhren an Bord (Synchronisationsgenauigkeit: 1 Nano-Sekunde).

- ECS-1 (900 kg im geostationären Orbit) ist der erste kommerzielle europäische Nachrichtensatellit. Vier weitere solcher Satelliten sind im Bau. Diese Satelliten werden zu einem System vereinigt Telefongespräche und Fernsehübertragungen innerhalb Europa (von Israel bis zu den Kanarischen Inseln und von Island bis nach Nordafrika) übertragen. ECS-1 (European Communication Satellite) soll 1982 gestartet werden.

- INTELSAT V, F6 (1000 kg im geostationären Orbit), ein Nachrichtensatellit des internationalen Konsortiums INTELSAT, dem auch die Schweiz angehört. Dieser Satellit gehört zum grössten und ältesten,internationalen kommerziellen Nachrichtensatellitensystem. Im Jahre 1965, also schon acht Jahre nach dem Start von SPUTNIK-1, wurde der erste kommerzielle Satellit INTELSAT-1 (EARLY BIRD) mit einer THOR-DELTA Rakete gestartet. Bis heute wurden 23 INTELSAT Satelliten gestartet, davon erreichten 18 erfolgreich die geostationäre Umlaufbahn.

Den grossen Fortschritt der Satellitentechnologie in den letzten 15 Jahren unterstreicht der Vergleich in folgender Tabelle:

	INTELSAT I (EARLY BIRD)	INTELSAT V (F1) *
	1965	1980
Masse im geostationären Orbit	38 kg	1000 kg
Elektrische Leistung	40 W	1200 W
Anzahl Umsetzer	2	27
Frequenzbänder (zum/vom Satelliten)	4/6 GHz	4/6 GHz und 11/14 GHz
Telefonkanäle	240	12000
Nominale Lebensdauer	1.5 Jahre	7 Jahre

* F1 ist der erste Satellit der INTELSAT V Generation. Es ist geplant, F1 im Dezember 1980 mit ATLAS CENTAUR zu starten.

- INTELSAT V, F7 soll wie F6 im Jahre 1982 gestartet werden.

In den Jahren nach 1982 sind folgende Nutzlasten für ARIANE Starts fest gebucht:

ECS-2	
INTELSAT V, F8	
TELECOM-1-A	ein französischer Nachrichtensatellit
TV-SAT	ein deutscher Direktfernsehsatellit
TDF-1	ein französischer Direktfernsehsatellit
SPOT	ein französischer Erdbeobachtungssatellit in heliosynchroner Erdumlaufbahn
VIKING	
ECS-3	
TELECOM-1-B	

ARIANESPACE steht mit vielen potentiellen Kunden (z.B. WESTERN UNION, ARABSAT, USA usw.) in Verhandlungen, um weitere feste Aufträge oder Optionen zu erwirken.

Die Tendenz in der Satellitentechnologie zeigt, dass die Nutzlasten grösser, also schwerer werden. Daher ist die Nutzlastkapazität der Trägerraketen zu erweitern.

10. WEITERENTWICKLUNGEN

Bei den Ueberlegungen bezüglich der künftigen Anwendungen der Raumfahrttechnik spielt die Frage der Wirtschaftlichkeit eine immer stärkere Rolle. Die Kosten pro Kilogramm Nutzlast in der Umlaufbahn werden zu einem ausschlaggebenden Kriterium für die Benutzer und zu einem wesentlichen Faktor im Wettstreit der verschiedenen Raumtransportsysteme. Aus diesem Grunde erschien es notwendig, die Möglichkeiten einer Weiterentwicklung von ARIANE zu untersuchen, um sie dem Bedarf der Benutzer optimal anzupassen und die Kosten pro Kilogramm Nutzlast in der Umlaufbahn zu senken. Dieses Erfordernis hat zusammen mit dem Bestreben, immer mehr Masse in die Umlaufbahn zu befördern, zu dem Vorschlag geführt, zunächst einmal die Leistung durch den Doppelstart von Satelliten (SYLDA) zu steigern, wodurch sich die Kosten pro Kilogramm in der Umlaufbahn um etwa 25% senken lassen.

Das CNES hat der ESA ein Programm zur Verbesserung des Trägers vorgeschlagen, das vom ESA-Rat am 26. Juli 1979 grundsätzlich gebilligt worden ist. Es handelt sich um die Konfigurationen ARIANE 2 und ARIANE 3. Am 25. März 1980 hat der ESA-Rat der Fortsetzung des Programms zugestimmt.

Die Trägerrakete ARIANE 3 wird eine Nutzlast von 2'400 kg in die Uebergangsbahn zum geosynchronen Orbit (oder 2 Nutzlasten von je 1'135 kg bei einem Doppelstart) befördern können. Diese Verbesserung der derzeitigen ARIANE-Konfiguration soll wie folgt erreicht werden (Fig. 19):

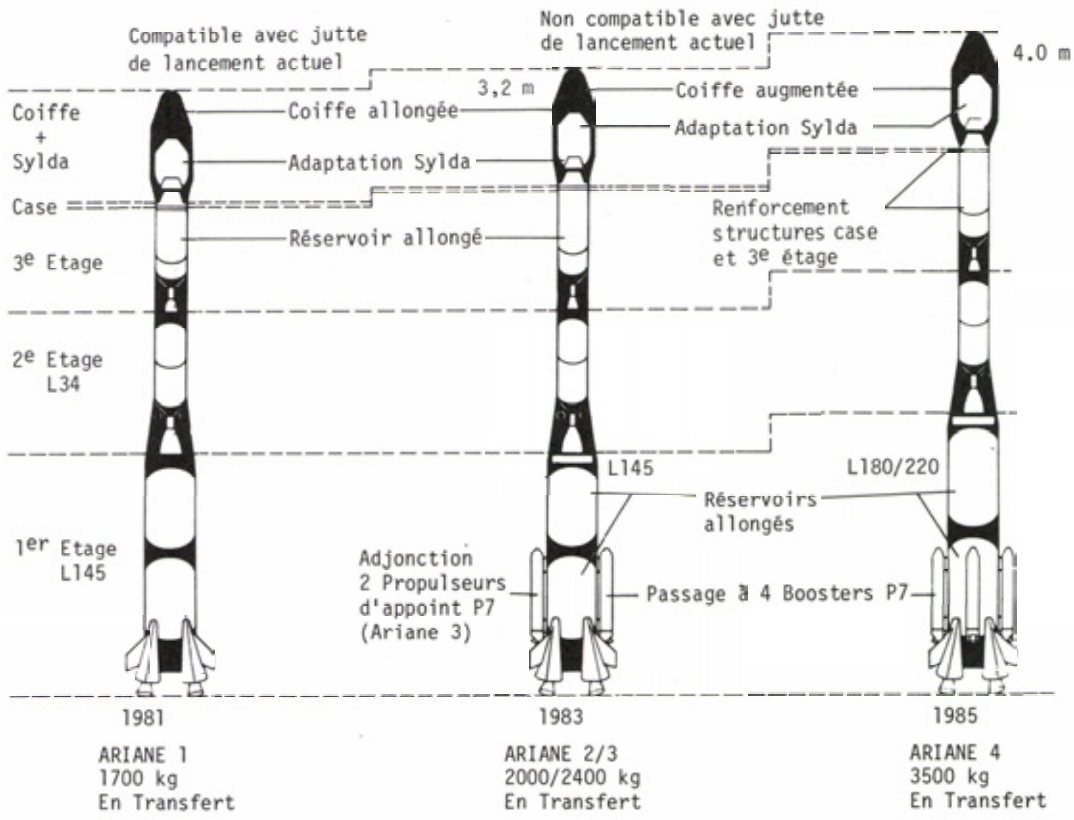


Fig. 19 ARIANE Weiterentwicklung.

- zwei Feststoff-Zusatzraketen an der ersten Stufe; jede Zusatzrakete enthält 7 t Festtreibstoff und liefert einen Schub von 70 t während 30 Sekunden

- Vergrösserung der kryogenen Treibstoffmasse der Drittstufe von 8 auf 10.5 t

- leichte Erhöhung des spezifischen Impulses der Drittstufe.

Ausserdem ist eine Vergrösserung des Nutzlastvolumens vorgesehen, um bessere Bedingungen für Doppelstarts zu schaffen. Der erste Start einer ARIANE 3 ist für 1983 vorgesehen.

Eine Zwischenversion mit einer etwas geringeren Leistung ist ARIANE 2, die gleichzeitig mit ARIANE 3 zur Verfügung stehen wird. Sie hat die gleiche Konfiguration wie ARIANE 3, jedoch keine Zusatzraketen. Mit ihr kann eine Nutzlast von 2'000 kg in die Transferbahn befördert werden. ARIANE 2 und ARIANE 3 werden eine Senkung der Kosten pro Kilogramm in der Umlaufbahn von ca. 30% bewirken (für Einzelstarts).

Wahrscheinlich wird der Trend in der Nutzung des Weltraums dahingehen, dass ab 1985 noch grössere Nutzlasten gestartet werden. Das CNES hat daher Studien in Angriff genommen, um die Leistungen von ARIANE auf mittlere und lange Sicht weiter zu verbessern, und es hat die hierbei ermittelten Konfigurationen ARIANE 4 und ARIANE 5 genannt.

ARIANE 4 wird sich von ARIANE 3 dadurch unterscheiden, dass die Zahl der Zusatzraketen von 2 auf 4 und die Treibstoffmasse der ersten Stufe von 140 t auf 220 t erhöht werden, so dass sich die derzeitigen Einsatzmöglichkeiten von ARIANE praktisch verdoppeln und die Trägerrakete 3'500 kg in die Uebergangsbahn befördern kann. Das Nutzlastvolumen würde wiederum vergrössert. Der Durchmesser der Nutzlastverkleidung von 3.2 m auf 4.0 m und die Länge von 8.6 m auf ca. 12 m erhöht.

Die Kosten pro Kilogramm in der Umlaufbahn würden nur noch 55% derjenigen von ARIANE 1 ausmachen.

Für die Verwendung dieses Trägers muss jedoch in Guyana ein zweiter Startkomplex errichtet werden. Der Bau dieses zweiten Startkomplexes ist schon jetzt gerechtfertigt, da die Zahl der Starts pro Jahr für das Produktionsprogramm erhöht werden muss. Der zweite Startkomplex könnte nach dreijähriger Bauzeit 1984 in Betrieb genommen werden.

ARIANE 5 wäre ein wichtiges Glied in der ARIANE-Familie, ein Zweistufenträger, der ab 1990 bis zu 10 t in eine niedrige Umlaufbahn (200 km Höhe, Kreisbahn) oder 5'500 kg in die Uebergangsbahn befördern könnte. ARIANE 5 würde aus der ersten Stufe von ARIANE 4 und aus einer kryotechnischen Zweitstufe mit 40 t Flüssigsauerstoff und -wasserstoff bestehen. Eine Nutzlastverkleidung mit einem Durchmesser von 5 m würde die Unterbringung sehr grosser Satelliten ermöglichen. Mit ARIANE 5 könnten auch Weltraumstationen oder ein bemannter Raumgleiter (HERMES) gestartet werden.

LITERATURVERZEICHNIS

- "Weltraumberichte" von Dr. Peter Créola,
  Schweizerischer Delegierter bei der ESA,
  Präsident des ARIANE-Programmrats

- Embassy of Switzerland Bulletin, March 1979, Vol. 19, No. 1 -
  "Das ARIANE-Programm der ESA" von Dr. Peter Créola,
  Schweizerischer Delegierter bei der ESA,
  Präsident des ARIANE-Programmrats

- Während des Vortrages wurde ein instruktiver Farbfilm vorgeführt:
  ARIANE - Entwicklung und Erstflug der europäischen Trägerrakete

  Format 16mm, Magnetton, Spieldauer 22 Minuten

  Bezugsquelle: ESA European Space Agency
  8 rue Mario Nikis
  F-75738 Paris 15