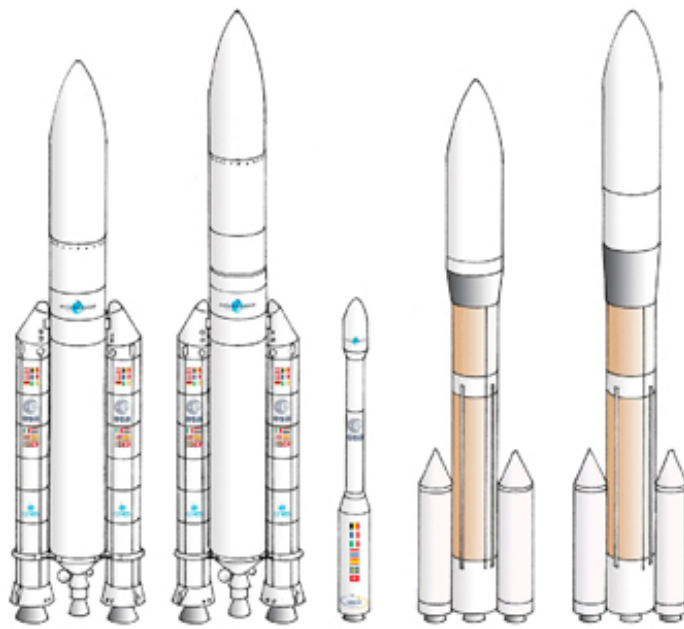




Europäische Trägerraketen 2

Ariane 5, 6 und Vega



Inhaltsverzeichnis

Vorwort

Anmerkungen zu den Daten und Angaben

Ariane 5G

Von der Oberstufe zur Ariane 5

Die Entwicklung

Ariane 5 und Hermes

Der Einsatz

Der zweite Testflug

Der dritte und letzte Fehlstart

Die Flüge

Die Technik der Ariane 5

Die Feststoffbooster EAP238

Die Zentralstufe EPC

Das Vulcain-Triebwerk

Die Oberstufe EPS

Das Aestus-Triebwerk

Vehicle Equipment Bay

Speltra

Die Nutzlastverkleidung

Nutzlastadapter

ASAP-5

Countdown der Ariane 5

Quellen und Referenzen

Das Ariane 5 Evolution Programm

- Die Feststoffbooster EAP241
- Die Zentralstufe EPC173
- Das Vulcain 2-Triebwerk
- Die Sylda-5
- Vehicle Equipment Bay
- Nutzlastverkleidung
- Die EPS-Oberstufe
- Die Oberstufe ESC-A
- Das HM-7B
- Die Varianten
 - Ariane 5G
 - Ariane 5 G+
 - Ariane 5 GS
 - Ariane 5 ECA
 - Ariane 5 ES(V)
- Der Ariane 5 Start
- Der Einsatz
- Ariane 5 Bestellungen
- Die Konkurrenz
- Ariane auf einem wechselnden Markt
- Liste der Ariane 5-Starts
- Quellen und Referenzen

Ariane 5 ME

- ESC-B: eine neue Oberstufe mit einem neuen Triebwerk
 - Die Fähigkeit zur Wiederzündung
- Das Vinci-Triebwerk
- Ariane 2010 Initiative
 - Vulcain Mark III
 - EPC-Stufe

- Feststoffbooster
- ESC-B Oberstufe
- Gesamtbetrachtung
- Die Ariane 5 Entwicklung – ein persönliches Urteil
- Weitergehende Überlegungen
 - Hopper
 - Liquid Fly Back Booster LFBB
 - Ariane 5 – 50t
 - CNES Studie für eine Ariane 5 Mondrakete
 - Ariane 5 mit mehreren Boostern
- Quellen und Referenzen

Die Vega

- Vorgeschichte
 - Wer macht was bei der Vega?
- Vega – die Rakete
 - Die erste Stufe P80 FW
 - Die zweite Stufe: Zefiro 23
 - Die dritte Stufe: Zefiro 9
 - Das AVUM (Altitude and Vernier Upper Module)
 - Nutzlastverkleidung
 - VESPA
- Missionsprofil
- Die Entwicklung der Vega
- Einsatz
 - Der Jungfernflug
 - Die folgenden Starts
- Die Konkurrenz
- Weiterentwicklungen
 - VERTA
 - VENUS-Oberstufe

Vega C

Die Lücke zwischen der Vega und Ariane 5
Quellen und Referenzen

Ariane 6

Technische Beschreibung des PPH Konzepts

Ariane 6.1 und 6.2

Ariane 62 und 64

Technische Beschreibung der Ariane 62 und 64

Die Ariane 6 - ein persönliches Urteil

Quellen und Referenzen

Das Centre Spatial Guyanais

Ariane 5

ELA 3

Nutzlastintegration

Kontrollzentren

Bodenstationen

Vega

Quellen und Referenzen

Abkürzungsverzeichnis

Vorwort

Als ich im Januar 2008 durch einen Artikel in der Zeitschrift 'ct' auf „Books on Demand“ aufmerksam wurde, war das Erste, was ich vorhatte, ein Buch über europäische Trägerraketen zu schreiben. Einige Tage später dämmerte mir, welche Arbeit das bedeuten würde. So entschloss ich mich, als ersten „Testballon“ eine Broschüre über das Gemini-Programm zu schreiben. Erstaunlicherweise fanden sich dafür mehr Käufer, als ich zunächst gedacht hatte. Zwei Bücher später wagte ich mich erneut an das ursprünglich geplante Thema heran.

Vierzig Jahre europäischer Trägerraketenentwicklung lassen sich nur schwer auf wenigen Seiten zusammenfassen. Während der Recherche entschloss ich mich daher, das Thema in zwei Bänden zu behandeln. Aufgrund der unterschiedlichen technischen Konzeption und dem damit verbundenen Bruch in der Entwicklungsgeschichte sind die früheren europäischen Träger von der Diamant bis zur Ariane 4 im ersten Band behandelt. Von allen meinen Büchern steckt in diesem Band die meiste Arbeit, fast zwei Jahre habe ich recherchiert und geschrieben, obwohl ich schon über Material über die Ariane und Vega verfügte.

Dieses Buch wäre nicht ohne fremde Unterstützung zustande gekommen. Ich möchte der ESA für den Zugang zur Fotobibliothek für Professionals danken und Jürgen Klug von MT Aerospace für ausführliche Informationen zu den Ariane 5 Boostern. Martin Sippel vom DLR stellte mir Artikel und Studien über die LFBB und die VENUS-Oberstufe zur Verfügung. Thomas Jakaitis und Kevin Glinka haben sich des

Manuskripts angenommen und es zur Korrektur gelesen. Michel Van hat Grafiken für dieses Buch erstellt und zur Veröffentlichung freigegeben. Alle Grafiken und Diagramme stammen von der ESA, sofern nicht anders vermerkt. Mein Dank gilt auch Mitarbeitern des DLR, die nicht namentlich genannt werden wollen. Das Raumfahrtfirmen oder -agenturen einen Buchautor unterstützen ist, wie ich bei der Recherche feststellte, durchaus nicht selbstverständlich.

Das Buch behandelt Ariane und Vega jeweils in abgeschlossenen Kapiteln. Bei den Weiterentwicklungen der Ariane werden lediglich die jeweiligen 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 Projektstudien.

Den Installationen in Kourou und dem Bodennetzwerk ist ein eigenes Kapitel gewidmet, welches den Ausbau des europäischen Weltraumbahnhofs CSG (**C**entre **S**patial **G**uyanais) in Französisch-Guayana beschreibt. Es schließt an das gleichnamige Kapitel im ersten Band an.

Das Buch soll gleichzeitig Nachschlagewerk sein, wie auch ein Buch über die Trägerraketenentwicklung, das man „von vorne bis hinten“ durchliest. Das machte einige Kompromisse nötig. So gibt es vor allem bei der Ariane technische Besonderheiten, die nun in mehreren Kapiteln angesprochen werden: bei der Entwicklung, der technischen Beschreibung und natürlich, weil dies der Ausgangspunkt für Verbesserungen war, bei den Erweiterungen. Ich habe mich für die kurze Wiederholung entschieden anstatt Querverweise zu setzen, um es dem Leser zu erlauben nachzuschlagen, ohne hin und her blättern zu müssen.

Das Buch wendet sich an Personen, die mehr über Ariane und Vega wissen wollen, als sie in den Presseinformationen von ESA und DLR finden. Ich habe daher die Kapitel über die Grundlagen der Technologien gestrichen, da diesem Personenkreis diese wohl bekannt sind.

Von den Entwürfen der Ariane 5 liegt heute kein Bildmaterial in digitaler, hochauflösender Form vor. Sie stammen aus den achtziger Jahren aus der „Vor Internet“-Ära. Für dieses Buch musste ich daher oft auf gedruckte Dokumente zurückgreifen und diese einscannen. Ich bitte, die Qualität dieser Abbildungen zu entschuldigen. Leider gilt dies auch für sehr neue Entwicklungen, so war es sehr schwer an Diagramme und Zeichnungen der ESC-A/B und Vega zu kommen. Auch hier ist das Material leider von nur mittlerer Qualität.

In den fünf Jahren, die zwischen Auflage 1 und 2 liegen, wurde die Ariane 5 ME gestrichen und die Konzeption der Ariane 6 mehrfach geändert. Von den Vega-Ausbauplänen blieb nur die Vega C übrig. Ich habe mir überlegt diese Teile zu streichen, doch mich doch dagegen entschieden. Das Buch wäre nur wenig dünner geworden und ich denke es ist in historischer Sicht auch interessant, welche Alternativen es sonst noch gegeben hätte.

Ariane 6 ist bei der Drucklegung noch vom Critical Design Review entfernt und die Informationspolitik von Firmen, aber auch Raumfahrtagenturen hat sich in den letzten Jahren deutlich verschlechtert. Es gibt daher von diesem Träger nur wenige Angaben. Leider war auch durch persönliche Anfragen nicht mehr zu erfahren.

Ich bin bekennender „Ariane-Fan“, und dies hat sich auch in Umfang und Stil des Buchs niedergeschlagen. Ich habe mir erlaubt bei der Ariane 5 und Ariane 6 meine persönliche

Meinung zur technischen Entwicklung zum Ausdruck zu bringen.

Und nun: Attention pour le grand finale: dix, neuf, huit

Anmerkungen zu den Daten und Angaben

Es existieren zu fast allen Trägerraketen schwankende technische Angaben. Diese beruhen neben Veränderungen während der Produktion vor allem auf unterschiedlichen Sichtweisen. So ist zum Beispiel manchmal unklar, ob das angegebene Leergewicht einer Raketenstufe dem Trockengewicht oder dem Gewicht nach Brennschluss (mit Treibstoffresten, Flüssigkeiten und Gasen) entspricht. Sofern es mir möglich war, habe ich dies aufgeschlüsselt.

Im weiteren 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. Innerhalb der ESA wurde vor Einführung des Euro mit „**M**illionen **A**ccounting **U**nits“ gerechnet, die später in ECU umbenannt wurden. Der Umrechnungskurs dieser als „MAU“ bezeichneten Größe zur D-Mark schwankte in rund zwanzig Jahren nur wenig. Er lag zwischen 1,90 und 2,07 DM pro ECU. Eine MAU hat damit in etwa den gleichen Wert wie 1 Million Euro (1,96 Millionen DM). Der Dollar änderte seinen Wechselkurs gegenüber der D-Mark stark im Laufe der Jahrzehnte. Es lagen die Extreme im Zeitraum von 1985 bis 2001 zwischen 2,50 und 1,40 DM pro Dollar.

Es gibt in der Raumfahrt eine Reihe von Abkürzungen. Ich habe diese beim ersten Auftreten ausgeführt und verweise auf das Abkürzungsverzeichnis auf S.386.

Praktisch keine Firma, die 1988 einen Entwicklungsauftrag für ein System bekam, heißt heute noch so. Alle

Firmennamen in diesem Buch geben den Stand wieder, als die jeweilige Entwicklung beschlossen wurde.

Alle Nutzlastangaben beziehen sich bei der Ariane auf den GTO-Orbit, bei der Vega auf den Referenzorbit in 700 km Höhe mit einer sonnensynchronen Bahn, also den Missionstypen, die am häufigsten bei beiden Trägern vorkommen. Bei der Ariane 5 ist die Eingabe für eine Einzelstartnutzlast. Bei Doppelstarts ist von dieser das Gewicht der Spelda oder Sylda-5 abzuziehen. Ebenfalls berücksichtigt muss der Nutzlastadapter werden. Auch er gehört zu Nutzlast. Dies kann zusammen bis zu 800 kg ausmachen.

Redaktionsschluss für technische Daten und Angaben über Programme und Projekte war der 1.8.2015.

Ariane 5G

Dieses Kapitel beschreibt die Entwicklung und Technik der Ariane 5. Die Weiterentwicklung wird in den beiden folgenden Kapiteln genauer beschrieben. Nachdem die „Evolution“ der Ariane 5 im Jahr 1995 beschlossen worden war, bekam die Ariane 5 eine neue Bezeichnung: Es wurde nun der Buchstabe „G“ als Abkürzung für „Generic“ (allgemein, gewöhnlich) angehängt, um sie von den folgenden Versionen zu unterscheiden.

Wie die Ariane 1 wurde die Ariane 5G nur wenige Male eingesetzt, um dann leistungsfähigeren Versionen zu weichen. Da der Jungfernflug der Ariane 5 in der „Evolution“ Version jedoch scheiterte, war ihr eine längere Einsatzdauer vergönnt. Dafür wurden einige Zwischenversionen, die Ariane 5 G+ und GS, eingesetzt.

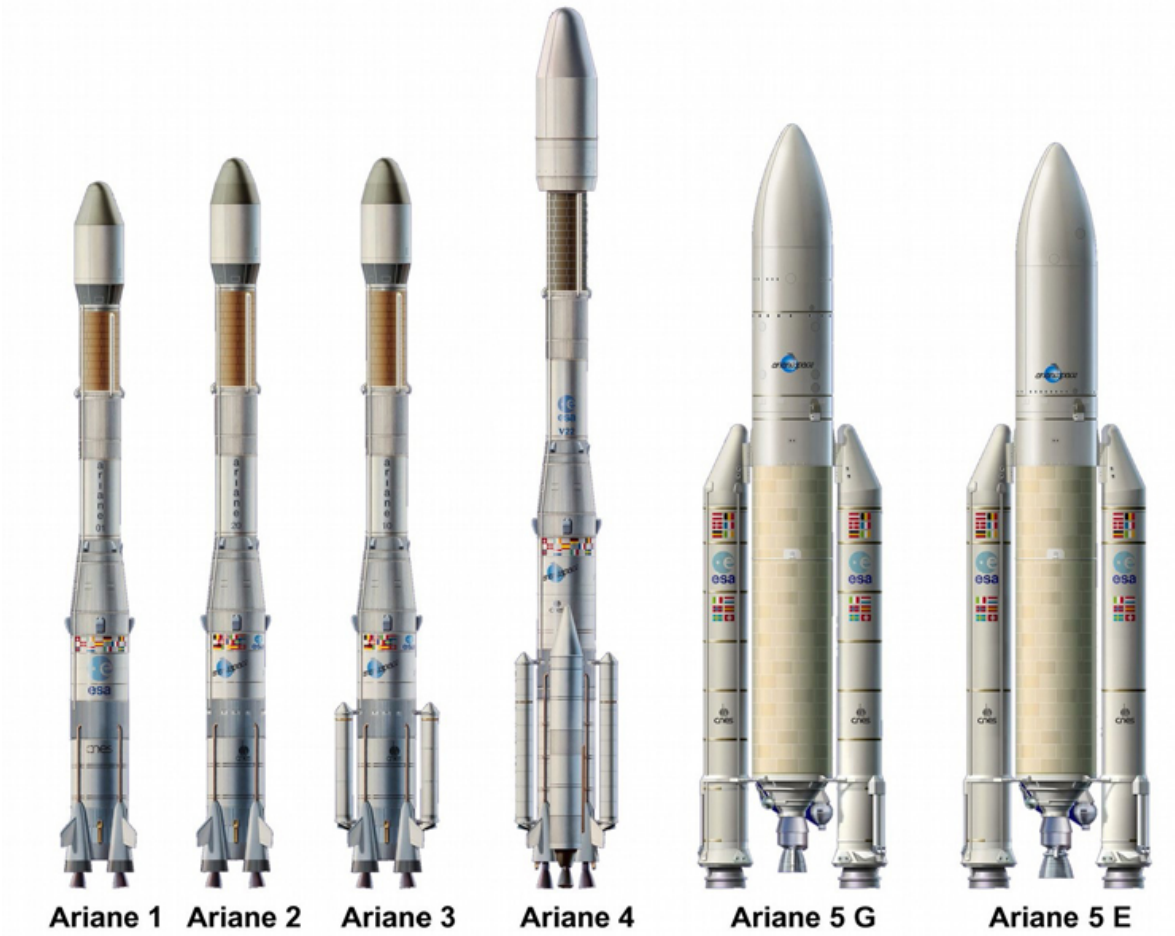


Abbildung 1: Die Ariane Versionen im Größenvergleich zur Ariane 1-4 Familie

Von der Oberstufe zur Ariane 5

Die ersten Ideen für eine Ariane 5 gab es schon 1979, als die Entwicklung der Ariane 2 und 3 beschlossen wurde. Die damalige „Ariane 5“ war noch keine komplett neue Rakete wie die später realisierte Ariane 5. Es handelte sich um die Ariane 4 Erststufe mit einer hydrogenen Zweitstufe von 40-45 t Treibstoffzuladung und 4,65 m Durchmesser. Der Durchmesser der Nutzlastverkleidung hätte auch 4,65 m betragen, womit die Rakete kompatibel zum Nutzlastraum des Space Shuttle gewesen wäre.

Ein Triebwerk von 600 bis 800 kN Schub hätte die zweite Stufe angetrieben. Bei einem Startgewicht von 310 t hätte sie 12 t in einen erdnahen Orbit transportiert und mit der H10 Oberstufe der Ariane 3 etwa 5,5 t in den GTO-Orbit (**G**eosynchronos **T**ransfer**o**rbital). Der Startpreis wäre 35% höher gelegen als bei einer Ariane 1. Pro Kilogramm beförderter Nutzlast sanken die Kosten allerdings um 56%. Der Erstflug war 1979 noch für 1990 geplant. Ihr sollte nach frühen Planungen eine teilweise wiederverwendbare Trägerrakete mit einer geflügelten ersten Stufe folgen.

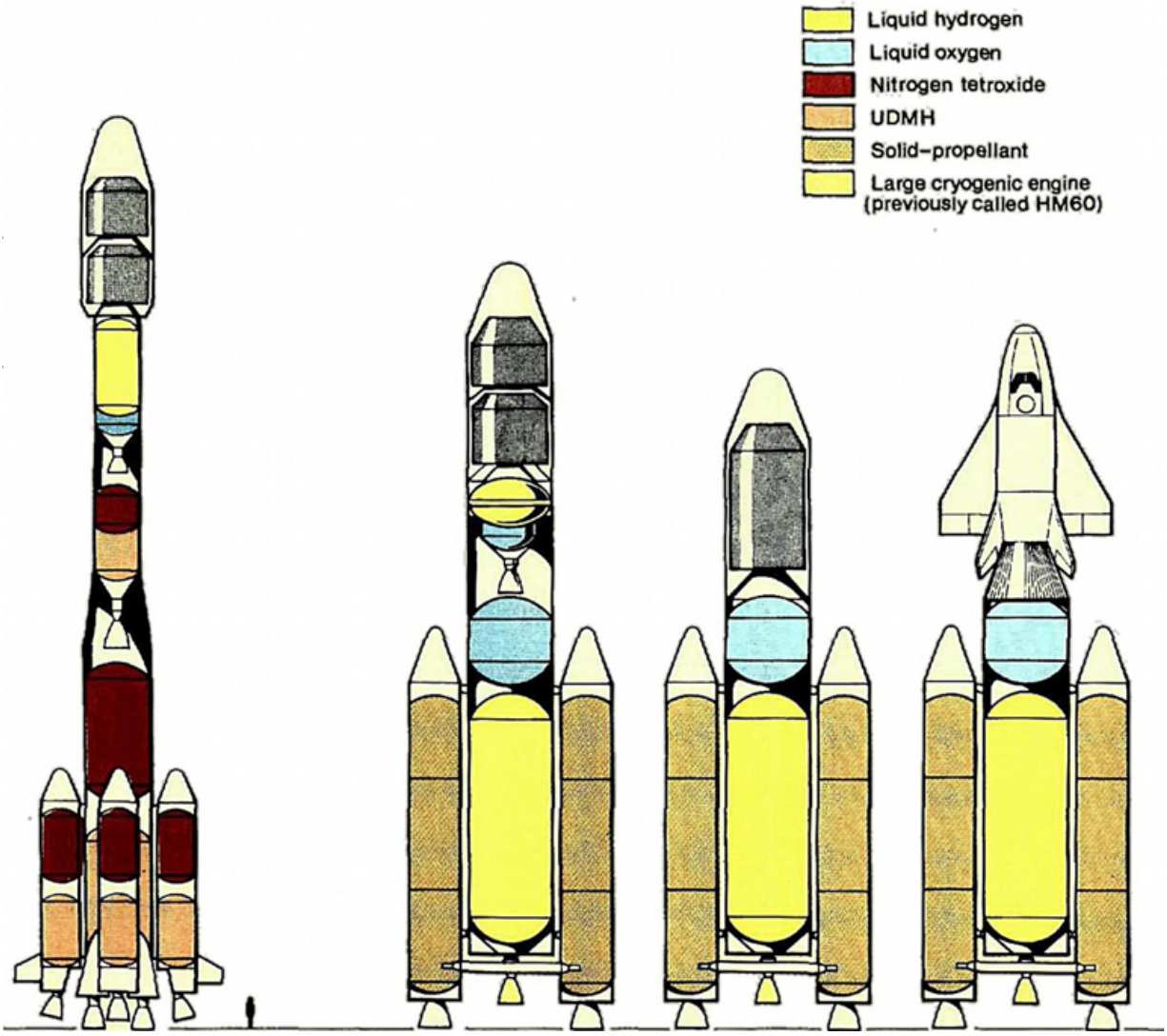


Abbildung 3: Frühe Ariane 5 Entwürfe mit kryogener Oberstufe



Abbildung 4: Hermes auf Ariane 5

Aus dem Triebwerk mit 600 kN Schub wurde das HM-60, das später mehrfach im Schub gesteigert wurde und den Namen „Vulcain“ erhielt. Im Laufe der Jahre wandelten sich die Entwürfe von einer modifizierten Ariane 4 zu einer von Grund auf neuen Rakete.

Der heutige Entwurf der Ariane 5 wurde in der grundlegenden Form 1984 ausgearbeitet. An die Ariane 5

wurden zu diesem Zeitpunkt viele, teilweise widersprüchliche, Anforderungen gestellt.

- Ariane 5 sollte Ariane 4 beim Transport von kommerziellen Satelliten ablösen. Dafür sollte sie über eine höhere Nutzlast verfügen: 5.200 kg im Einzelstart. Marktprognosen von Arianespace sahen voraus, dass die meisten Satelliten in der zweiten Hälfte der neunziger Jahre 2.000 bis 2.800 kg wiegen würden. Ohne Steigerung der Kapazität würde Ariane keine Doppelstarts durchführen können. Diese machten die Starts auf der Ariane 4 erst preisgünstig.
- Gleichzeitig sollte sie günstiger als die Ariane 4 zu produzieren sein. Der Startpreis sollte um 10% sinken, die Kosten pro Kilogramm Nutzlast sogar um 40%.
- Ariane 5 sollte aber auch den Raumgleiter Hermes transportieren. Dafür musste sie 15 t in einen erdnahen Orbit transportieren. Ariane 4 war für den GTO-Transport optimiert und konnte in erdnahen Bahnen ihre Maximalnutzlast nicht ausnutzen.
- Für bemannte Einsätze musste sie sehr zuverlässig sein: Nur ein Start von hundert dürfte bei bemannten Missionen fehlschlagen. Beim Einsatz einer optionalen Oberstufe (für GTO Einsätze) sollte die Zuverlässigkeit noch 1:66 betragen. Die Ariane 4 war nur für ein Verlustrisiko von 1:20 ausgelegt, erreicht wurde aber eine Zuverlässigkeit von 1:38.
- Nicht zuletzt: Die europäische Industrie sollte neue Technologien entwickeln und ihre Kompetenz steigern. Das erklärt einige suboptimale Designentscheidungen, die dann bei der Weiterentwicklung von leistungsfähigeren Lösungen abgelöst wurden.

Das waren einige Herausforderungen. Insgesamt wurden 30 verschiedene Konfigurationen untersucht. Um die Produktionskosten zu senken, war bald klar, dass zwei

Feststoffbooster die Rakete antreiben sollten. Auch bei der zentralen Stufe sollte nur ein Triebwerk verwendet werden, um die Kosten möglichst niedrig zu halten und das Risiko zu senken. Die Zentralstufe sollte flüssigen Wasserstoff als Treibstoff einsetzen. Das erlaubte es, mit nur zwei Stufen einen niedrigen Erdorbit zu erreichen. Für Hermes war so keine Oberstufe nötig. Ein System weniger, das ausfallen konnte. Dadurch erreichte die ESA die gewünschte hohe Zuverlässigkeit, da bei einem Hermes-Start das Vulcain-Triebwerk am Boden geprüft werden konnte, bevor die Booster gezündet wurden und die Rakete abhob. Probleme bei der Zündung sind die Ursache von vielen Fehlstarts. So entfielen zwei der fünf Fehlstarts des HM-7 Triebwerks bei Ariane 1-4 auf Probleme bei der Zündung der dritten Stufe. Bei der Ariane 5 in der Hermes Konfiguration wurde kein Triebwerk im Flug gezündet. So konnte eine hohe Zuverlässigkeit für diese Konfiguration erreicht werden.

Der Schub des Triebwerks wurde auf das notwendige Minimum beschränkt, ohne Reserven für einen Ausbau. Das machte die Entwicklung und die Produktion des Vulcain-Triebwerks preiswerter. Die Entwicklung der Ariane 5 sollte 2.000 bis 2.500 Millionen Dollar kosten.

Für GTO Missionen brauchte die Ariane 5 eine Oberstufe. Hermes-Missionen hätten hingegen keine Oberstufe eingesetzt. Der Raumgleiter Hermes hätte nach dem Abtrennen seine eigenen Triebwerke zünden müssen, um den Orbit zu erreichen. Die GTO-Oberstufe hätte auf der H10 Oberstufe der Ariane 4 basiert und kryogene Treibstoffe verwendet. Diese technisch optimale Lösung wurde 1984 noch favorisiert.

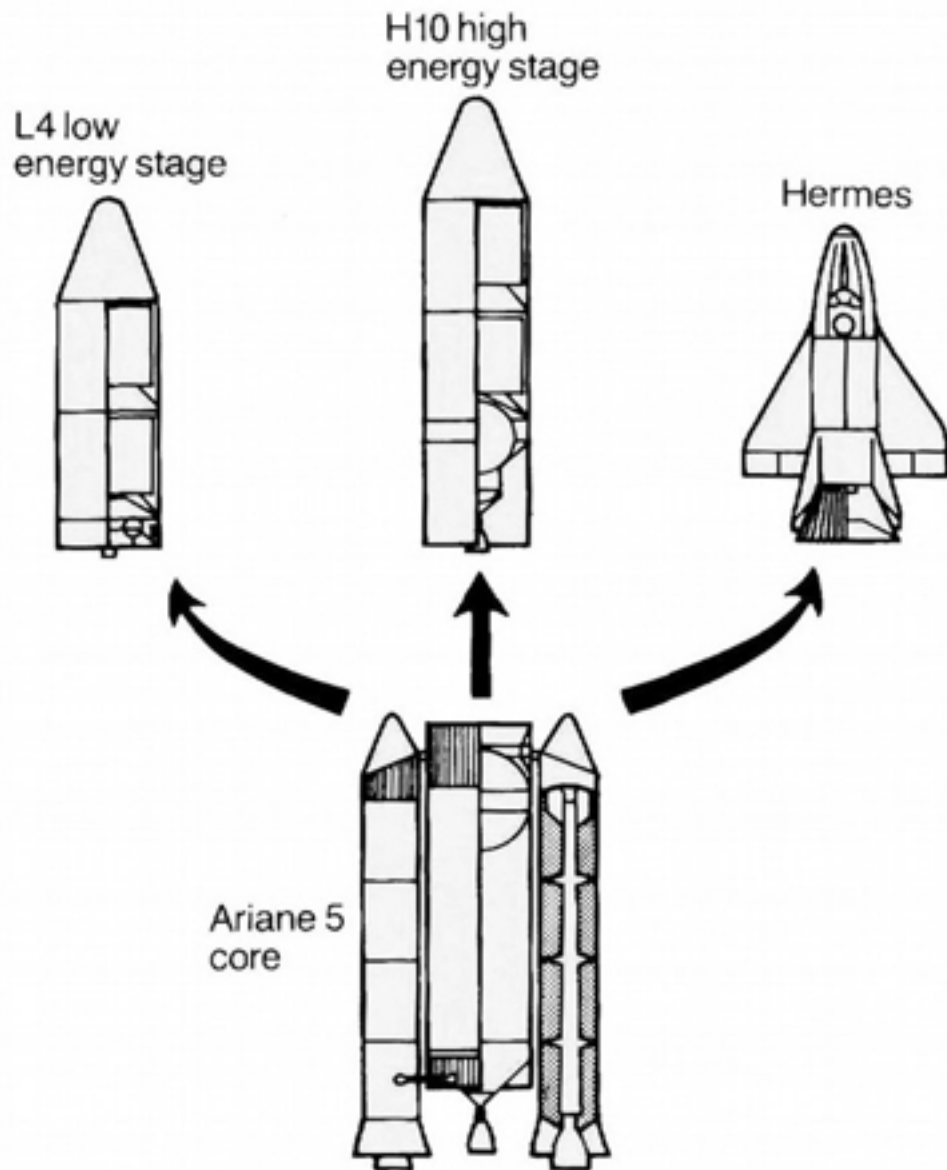


Abbildung 5: Entwurf der Ariane 5 1985 mit zwei Oberstufen

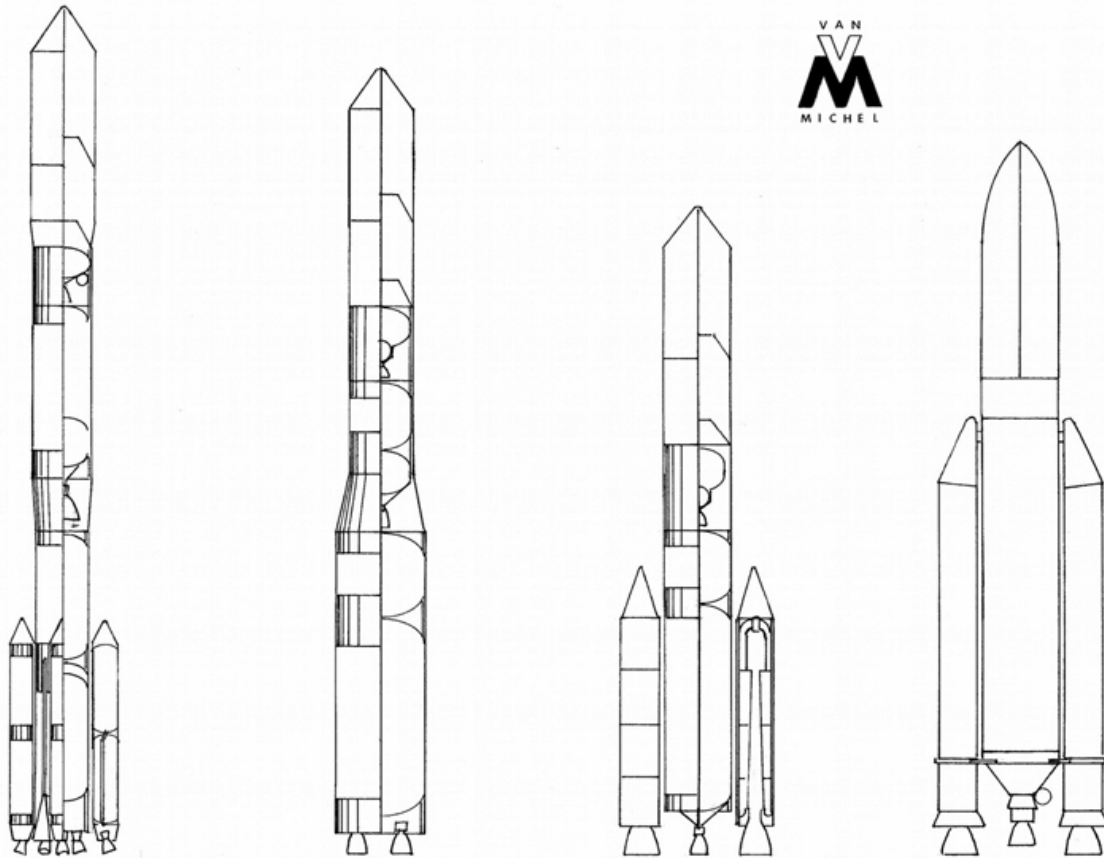


Abbildung 6: Frühe Ariane 5 Entwürfe © der Grafik: Michel Van

Im Januar 1985 kam dann der Vorschlag mit einer zweiten Oberstufe hinzu, die damals L4 (für **L**ow Energy, 4 t Treibstoff) genannt wurde. Diese Stufe wurde in der Folge immer größer. Der allererste Entwurf der Ariane 5 hatte nur 300 kg Treibstoff in der VEB für Feinkorrekturen der Bahn vorgesehen, aber keine Oberstufe. Später folgte eine eigene Stufe mit zuerst 1 t Treibstoff (L1), die dann zur L2 und L4 wurde. Die L4 Oberstufe war zuerst für Missionen in einen sonnensynchronen Orbit (bis 800 km Höhe) gedacht. In dieser Bahn war ein frei fliegendes Labor geplant, das von Hermes regelmäßig gewartet werden sollte. Für Missionen zur Raumstation Freedom (aus der später die ISS entstehen sollte) konnte Hermes auf die L4 Stufe verzichten. Die L4 hatte ein druckgefördertes Triebwerk mit 20 kN Schub.

Der Vorschlag für das Ministertreffen in Rom im Juni 1985 sah somit zwei verschiedene Oberstufen vor. Die Booster und die Erststufe waren kürzer als beim endgültigen Entwurf. Daraus resultierte eine geringere Treibstoffzuladung. Das HM60 sollte einen Schub von 1.000 kN und eine Brenndauer von 500 s aufweisen. Die Entwicklungskosten dieser 550 t schweren Rakete wurden auf 2.600 MAU (**M**illion **A**ccounting **U**nits - interne Rechnungseinheit der ESA und Vorläufer des Euro) geschätzt. Beim Ministerratstreffen wurde beschlossen, dieses Konzept weiter untersuchen zu lassen, und Mittel für Vorentwicklungen des Vulcain-Triebwerks wurden freigegeben. Über die endgültige Entwicklung der Ariane 5 sollte dann beim nächsten ESA-Konzil, drei Jahre später, entschieden werden.

Ariane 5 (1985)	P170	H120	L4
Durchmesser:	3,00 m	5,00 m	5,00 m
Höhe:	27,00 m	27,00 m	4,50 m
Treibstoff:	170 t	120 t	4,00 t
Brenndauer:	120 s	500 s	800 s
Schub:	450 t (Meereshöhe)	102 t Vakuum	20 kN (Vakuum)
Nutzlast:	5.200 kg GTO (mit L4) 8.200 kg GTO (mit H10) 11.000 kg SSO 800 km Höhe (mit L4) 15.000 kg zur ISS (ohne Oberstufe)		

Die Version, die Ende 1987 dem Ministerrat vorgelegt wurde, sah dann schon eine gestreckte Hauptstufe und

Boosters vor. Hermes, die wichtigste Nutzlast, wurde laufend schwerer, und die Ariane 5 musste deswegen entsprechend leistungsfähiger werden. Die kryogene Oberstufe wurde dagegen ersatzlos gestrichen. Die zweite Oberstufe nahm nun 5 t Treibstoff auf (L5). Dieser Entwurf sollte 6,8 t in den GTO-Orbit bringen und 18 t in den LEO transportieren.



Abbildung 7: Start einer Ariane © des Fotos: ESA

Geplante Aufgabenaufteilung 1985	
Matra Marconi Space	VEB
Aerospatiale	Hauptauftragnehmer, Boosterentwicklung, EPC

SEP	Vulcain Triebwerk, Tests in Frankreich
Europropulsion	Boosterintegration
CNES	Bodenanlagen
DFVLR	Tests in Deutschland
MBB/ERNO	EPS Stufe Entwicklung und Integration
Dornier	Speltra
Oerlikon Contraves	Nutzlastverkleidung
Finanzposten	Millionen Accounting Units
Systemstudien und Tests	125
P170 Booster	355
H120 Stufe	270
HM60 Antrieb (inklusive Testeinrichtungen)	738
Andere Elemente der unteren beiden Stufen	95
Oberstufe + VEB	200
Bodenanlagen in Europa	80
CSG Anlagen	450
Testflüge Gesamt	185 2498
Managementkosten ESA/CNES	102
Gesamtbudget	2600

Die kleine L5 Stufe machte einen Kunstgriff möglich: Um nicht zwei Konfigurationen für GTO und Hermes Missionen erstellen zu müssen, wurde das Design der L5 so ausgelegt, dass sie innerhalb der VEB angebracht werden konnte. Die VEB gab die statischen Belastungen der Nutzlast an die Zentralstufe weiter. Das erlaubte es, für erdnahe Missionen die L5 einfach wegzulassen, und es war nur eine VEB für beide Missionstypen notwendig. Allerdings war damit die Größe der Oberstufe begrenzt. Kryogene Treibstoffe, die voluminös sind, schieden von vornherein aus.

Was daraus resultierte, war eine für LEO Missionen optimierte Rakete, die auch GTO Missionen durchführen konnte, aber mit einer deutlich geringeren Nutzlast als für eine so große Rakete üblich. Aus heutiger Sicht eine falsche Entscheidung, doch alleine für den kommerziellen Transport hätte die ESA 1987 nicht die hohen Entwicklungskosten für Ariane 5 beim Ministerrat genehmigt bekommen. Der Erfolg, den später Ariane 4 haben sollte, war zu diesem Zeitpunkt noch nicht vorauszusehen.

Gerade Hermes machte jedoch Probleme: Sein Startgewicht stieg sehr rasch von 17 auf 23 t. Das machte es nötig, die Nutzlast der Ariane 5 weiter zu steigern. So wurden die Stufen nochmals vergrößert, bis 1990 das Design weitgehend eingefroren wurde, siehe folgende Tabelle.

Ariane (1990)	P230	H155	L5	VEB	Nutzlastverkleidung
Durchmesser:	3,0 m	5,4 m	5,4 m	5,4 m	5,4 m
Höhe:	30 m	30 m	4,5 m	2,2 m	11 / 20,5 m
Startgewicht:	269 t	170 t	6,0 t	1,1 t	1,4 / 2,4 t
Treibstoff:	230 t	130 t LOX + 25 t LH2	3,5 t NTO + 1,7 t MMH	0,06 t Hydrazin	
Brenndauer:	125 s	615 s	800 s		
Schub:	750 t (max), 5.703 kN beim Start 375 t (min)	90 t Meereshöhe 104 t Vakuum	20 kN (Vakuum)		
Spezifischer Impuls:	2479 m/s (Meeres- höhe)	3883 m/s (Meeres- höhe)	3316 m/s (Vakuum)		

		4126 m/s (Mittel)			
		4218 m/s (Vakuum)			

Die Nutzlast von 21 t (LEO) beziehungsweise 6,92 t (GTO) entsprach schon derjenigen der Ariane 5G. Es gab dann noch zwei kleinere Änderungen, welche die Oberstufe und VEB betrafen. Die VEB war nicht so leichtgewichtig zu produzieren, wie dies angenommen worden war. Sie wog 1,5 statt 1,1 t. Dies machte ein Anheben der Treibstoffmenge der Oberstufe auf 7 t notwendig. Trotzdem sank die Nutzlast auf 6.290 kg in den GTO.

Die letzte Entscheidung, welche zu einer Revision führte, war eine veränderte Aufstiegsbahn. Bisher war diese auf minimalen Treibstoffverbrauch optimiert. Dies führte dazu, dass die EPC bei GTO Missionen einen niedrigen Erdorbit erreichte. Die ESA beschloss aber, dass die EPC keinen Orbit erreichen sollte, um die Bildung von Weltraummüll zu vermeiden. Das führte zu einer neuen, ballistischen Aufstiegsbahn, bei der die EPC nach einem halben Erdumlauf wieder in die Atmosphäre eintritt. Diese suborbitale Bahn war allerdings energetisch ungünstiger. Dies führte dazu, dass die L7 nochmals 2,5 t mehr Treibstoff aufnehmen und der Schub des Triebwerks von 20 auf 27,8 kN angehoben werden musste. Damit stand Mitte 1991 die endgültige Version fest. Kurz danach wurde im November 1992 Hermes endgültig gestrichen: Er war zu schwer und zu teuer geworden.

Die folgenden Tabellen zeigen die Evolution des Konzepts, das geplante Finanzvolumen, die Beteiligung der Länder und die Aufteilung der Aufgaben.

	1985 Planung	1990 Planung	Ariane 5 beim Jungfernflug

Treibstoff Booster	170 t	230 t	238 t
Treibstoff Zentralstufe	120 t	155 t	158 t
Treibstoff Oberstufe	4 t	5,2 t	9,7 t
VEB	?	1,1 t	1,5 t
Nutzlast (GTO)	5,2 t	6,92 t	6,8 t
Startgewicht	550 t	722 t	746 t

Land	Anteil	Hauptanteil
Frankreich	44,7%	EPC Stufe, EAP Düsen, Vulcain Triebwerk, Bodenanlagen
Deutschland	22%	Boostergehäuse, EPS Stufe, Vulcain Brennkammer, Speltra
Italien	15%	Füllung der Booster, Boosterintegration, Düse Booster
Belgien	6%	
Spanien	3%	VEB Struktur, Speltra
Niederlande	2,1%	Fallschirmsystem Booster
Schweden	2%	LOX Turbopumpen Vulcain, Bordcomputer
Schweiz	2%	Nutzlastverkleidung
Österreich, Irland, Norwegen,	< 1%	

Dänemark		
----------	--	--

Programmkosten (Schätzung 1985)	
Programm	Kosten [MAU] (entsprechend Millionen Euro)
Systemarbeiten	216
EAP Booster	819
EPC Hauptstufe	964
EPS-Oberstufe	732
Industrie	234
Management	212
Bodenanlagen	566
2 Qualifikationsflüge	266
Gesamt	4.144

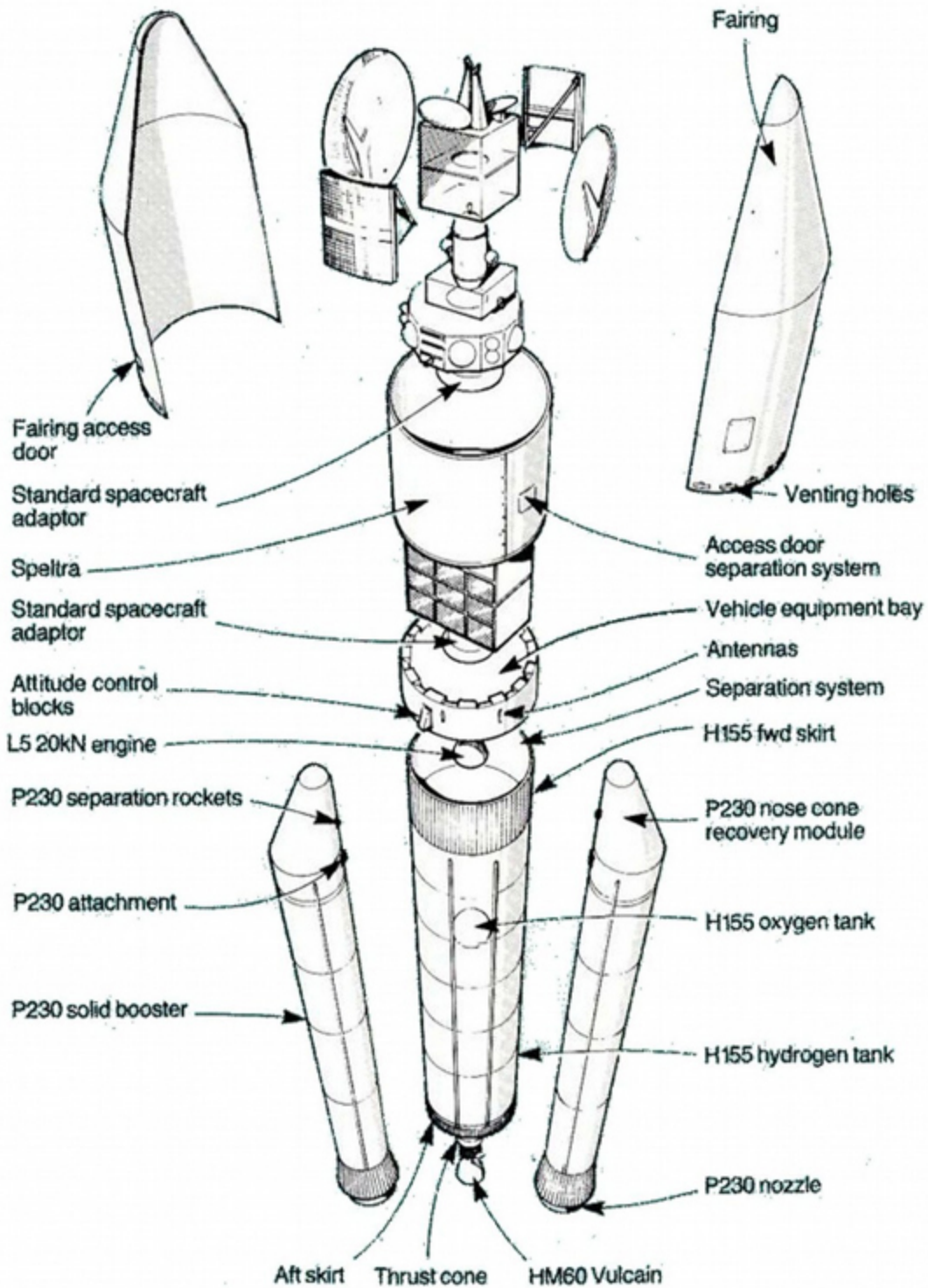


Abbildung 8: Explosionsschaubild der Ariane 1988

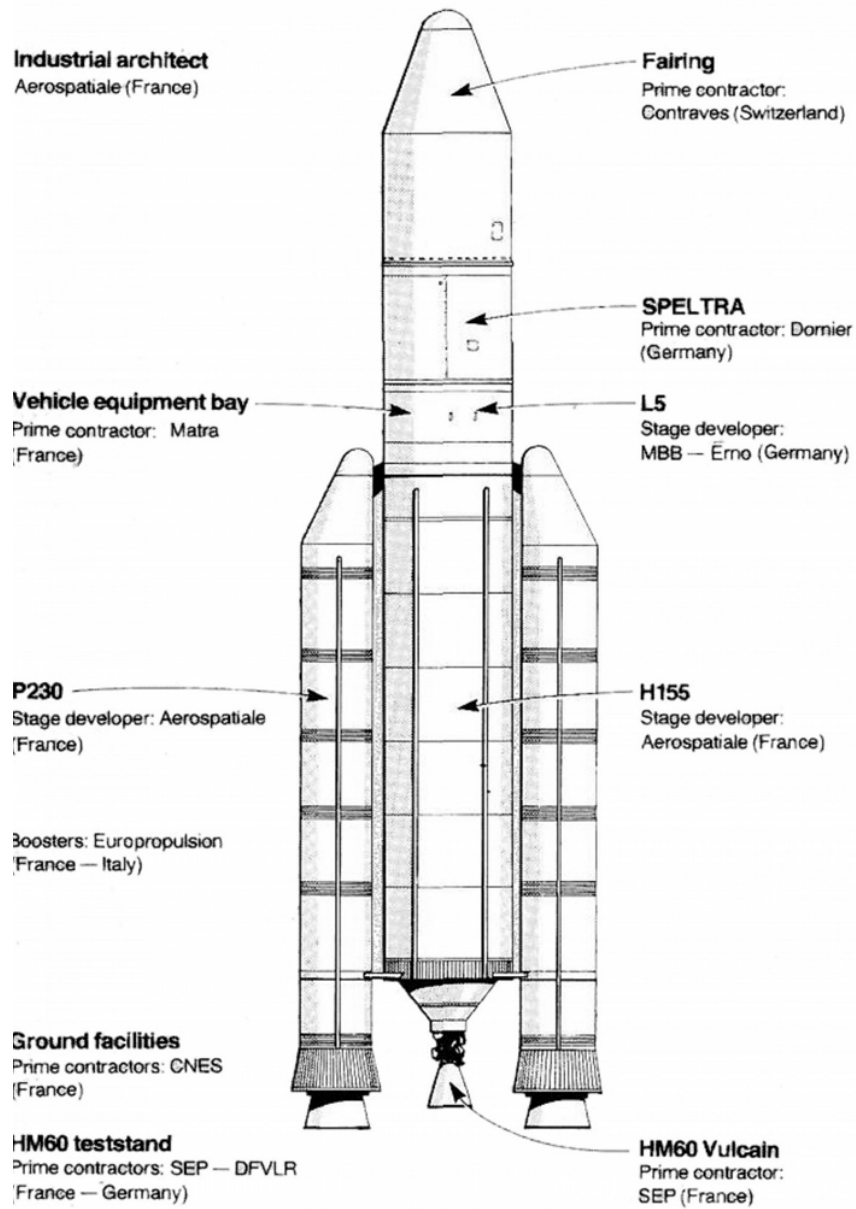


Abbildung 9: Verantwortliche für die Subsysteme (1988)

Die Entwicklung

Nach den Definitionsstudien für den neuen Träger beschloss die ESA bei der Ministerratstagung am 31.1.1985 in Rom zuerst ein Vorbereitungsprogramm für die Ariane 5. Dieses freiwillige Programm (Mitgliedstaaten können teilnehmen, müssen aber nicht) umfasste in einem ersten Schritt bis Dezember 1987 technologische Vorentwicklungen für die kritischen Systeme des neuen Trägers. Dies betraf vor allem Arbeiten an den Turbopumpen des HM-60 Triebwerks, aber auch den Ausbau bestehender Teststände. Dieses Vorbereitungsprogramm, wie auch die Revision des Konzeptes, verlief ohne Probleme, und so konnte die nächste Konferenz im Dezember 1987 über das eigentliche Programm beschließen.

Die geschätzten Kosten lagen nun bei 3.496 MAU auf der Preisbasis von 1986. Dazu kamen noch die schon ausgegebenen 616 MAU für das Vorbereitungsprogramm. So betragen die gesamten Entwicklungskosten 4.114 MAU. Der Erststart war für Anfang 1995 und der erste kommerzielle Einsatz nach zwei Qualifikationsflügen 1996 vorgesehen. Obwohl die Kosten deutlich höher lagen als die noch 1985 veranschlagten 2.600 MAU, bekam Ariane 5 als einziges der drei großen neu beschlossenen Programme (die anderen waren Columbus und Hermes) die Rückendeckung aller Mitgliedsstaaten und wurde einstimmig beschlossen. Die Mehrkosten waren vor allem auf die Anpassung an Hermes zurückzuführen. Sie führten zur Vergrößerung der Booster und der Zentralstufe.