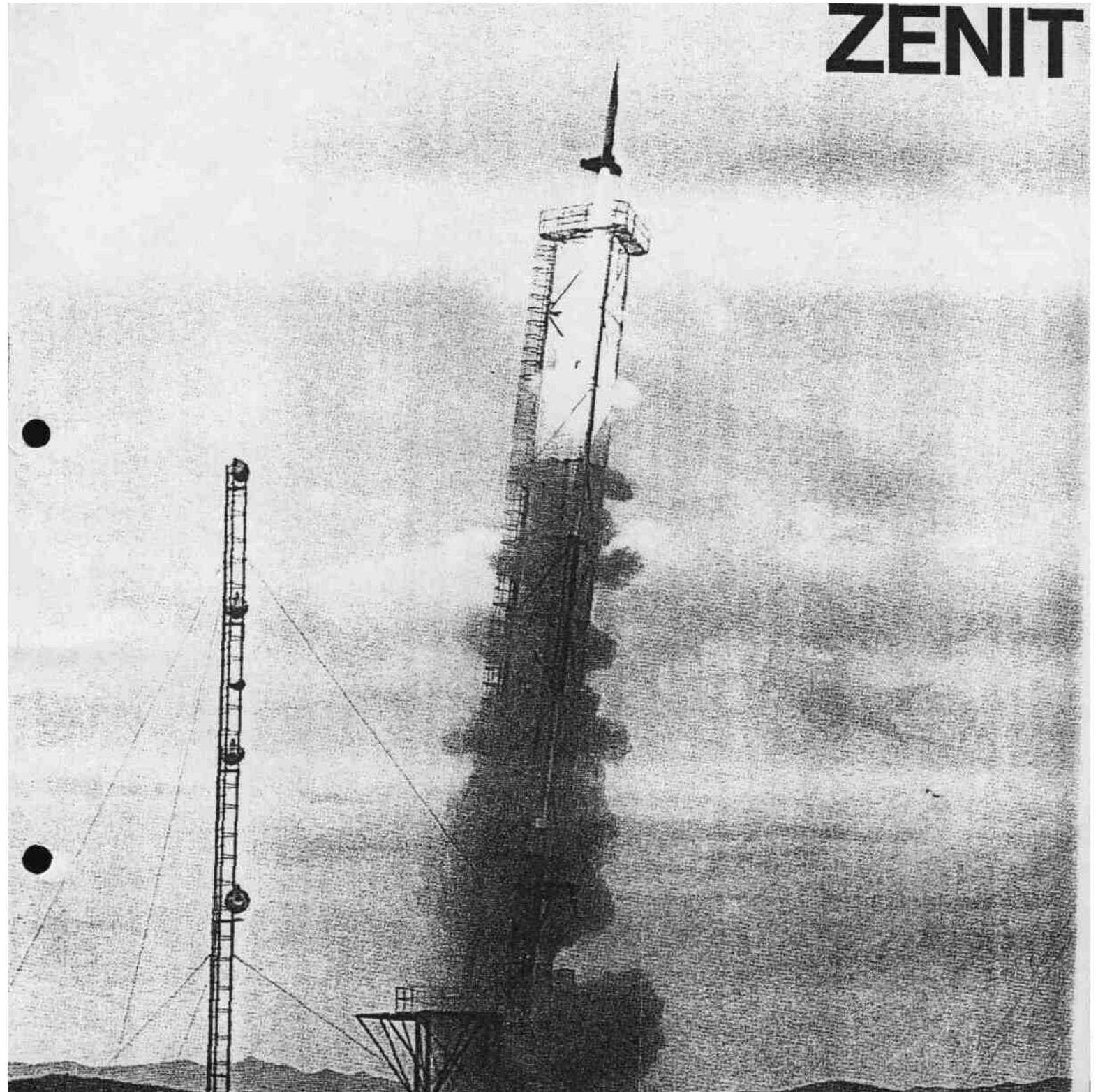
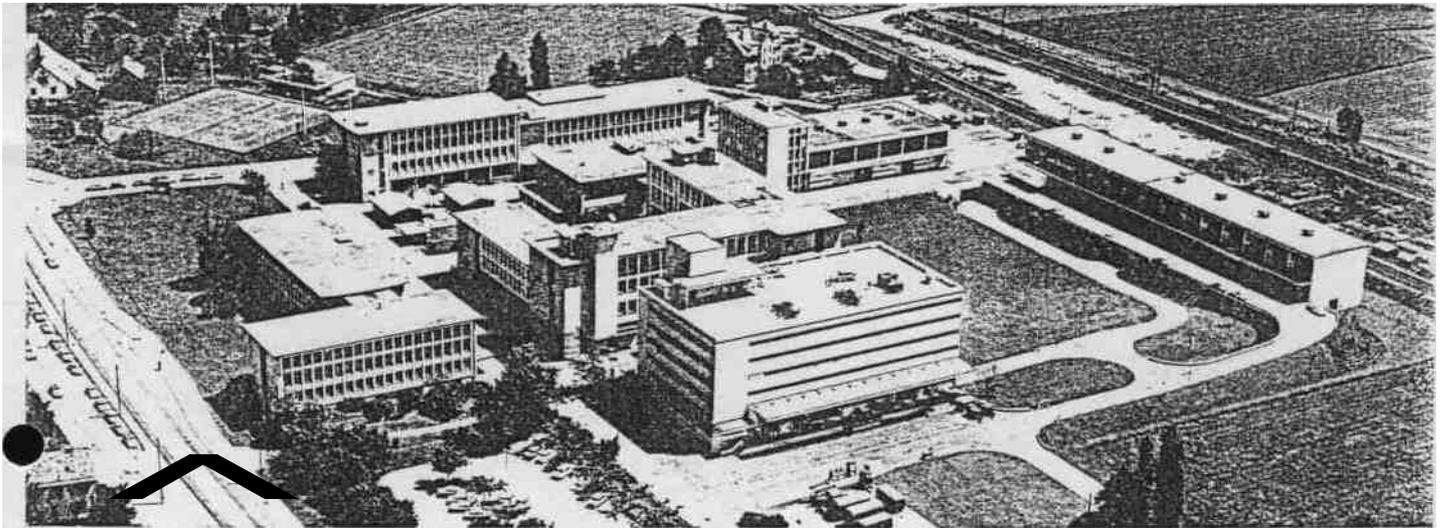


ZENIT



Titelseite:
Start einer ZENIT-Rakete in Sardinien



CONTRAVES Zürich



DORNIER SYSTEM Friedrichshafen

Die Höhenforschungsrakete ZENIT

Die Höhenforschungsrakete ZENIT ist ein Gemeinschaftsprodukt zweier weltbekannter Firmen der Raketen- und Luftfahrtindustrie — CONTRAVES AG, Zürich und DORNIER SYSTEM GmbH, Friedrichshafen.

Das Raketensystem ZENIT, welches die modernsten Erkenntnisse der Raketentechnik mit höchster Qualität und Zuverlässigkeit vereinigt, wurde zur experimentellen Erforschung der unteren Schichten der Ionosphäre entwickelt.

Das Baukastenprinzip der Rakete erlaubt nicht nur eine individuelle Anpassung der Instrumentierung an die wissenschaftlichen Experimente, sondern ermöglicht auch einen einfachen und rationellen Einbau der Nutzlast.

Das Antriebssystem der ZENIT arbeitet mit einem zweiphasigen Feststoffmotor, dessen Entwicklung aus dem Antrieb einer hochwirksamen Lenk-rakete hervorgegangen ist.

Nebst einer Vielzahl an Bord- und Bodenausrüstungen kann ein ausgedehnter Kundendienst angeboten werden, welcher alle BelangederHöhenforschung umfasst.

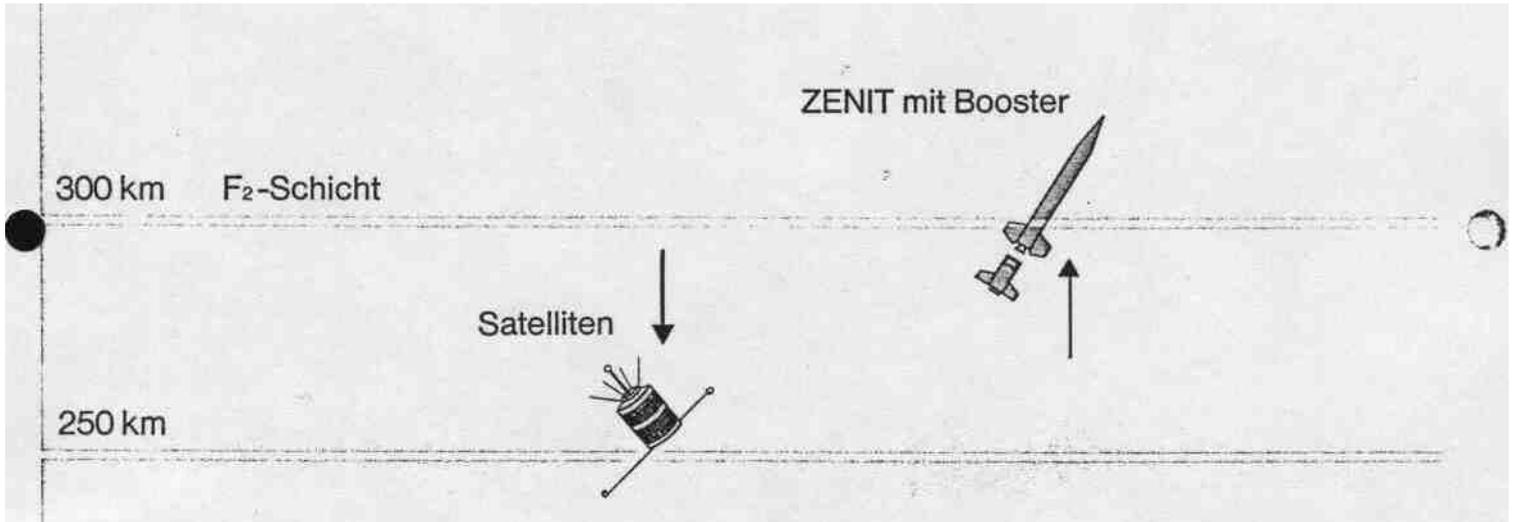
Diese Broschüre vermittelt einen Überblick überdas Raketensystem ZENIT. CONTRAVES AG und DORNIER SYSTEM GmbH würden sich freuen, weitere Auskünfte erteilen zu dürfen.

CONTRAVES AG
8052 Zürich/Schweiz
Schaffhauserstrasse 580
Telefon Zürich 487211
Telex 52517

DORNIER SYSTEM GmbH
799 Friedrichshafen/Deutschland
Telefon Immenstaad a. B. 07545/521
Telex 0734359
Postfach 648

400km

350km



200 km F₁-Schicht

ZENIT



150km

Ionosphäre

100km

E -Schicht

; 50km D -Schicht

Ballone



Die wissenschaftlichen Experimente

Das einzige Fahrzeug, das heute als Träger wissenschaftlicher Experimente in der unteren Ionosphäre zwischen 50 und 250 km eingesetzt werden kann, ist die Höhenforschungsrakete. Für Experimente in Höhen über 250 km werden meistens Satelliten und im Bereiche unter 50 km Balone verwendet.

ZENIT hat nicht nur das Ziel verwirklicht, mit ein und demselben Raketen-typ im Bereiche von 50 bis 250 km operieren zu können, sondern bietet auch die Möglichkeit der Verwendung eines zusätzlichen Boosters, womit je nach Nutzlastgewicht eine Höhe von über 300 km erreicht wird. Diese Variationsmöglichkeit bedeutet ein Höchstmass an Wirtschaftlichkeit.

Die Höhenforschungsrakete ZENIT kann kurzfristig zum Abschuss bereitgestellt werden. Dank des beliebig wählbaren Startzeitpunktes der Rakete lassen sich auch wissenschaftliche Experimente durchführen, die einer raschen zeitlichen Änderung unterliegen.

ZENIT kann beispielsweise als Trägerfahrzeug für Experimente dienen, die folgende Forschungsgegenstände zum Ziele haben:

Zusammensetzung der Atmosphäre

Ionenkonzentration

Elektronendichte

Geophysikalische Erscheinungen

Polarlichter

Magnetfelder

Sonnenstrahlung

Röntgenstrahlen

Ultraviolett-Strahlen

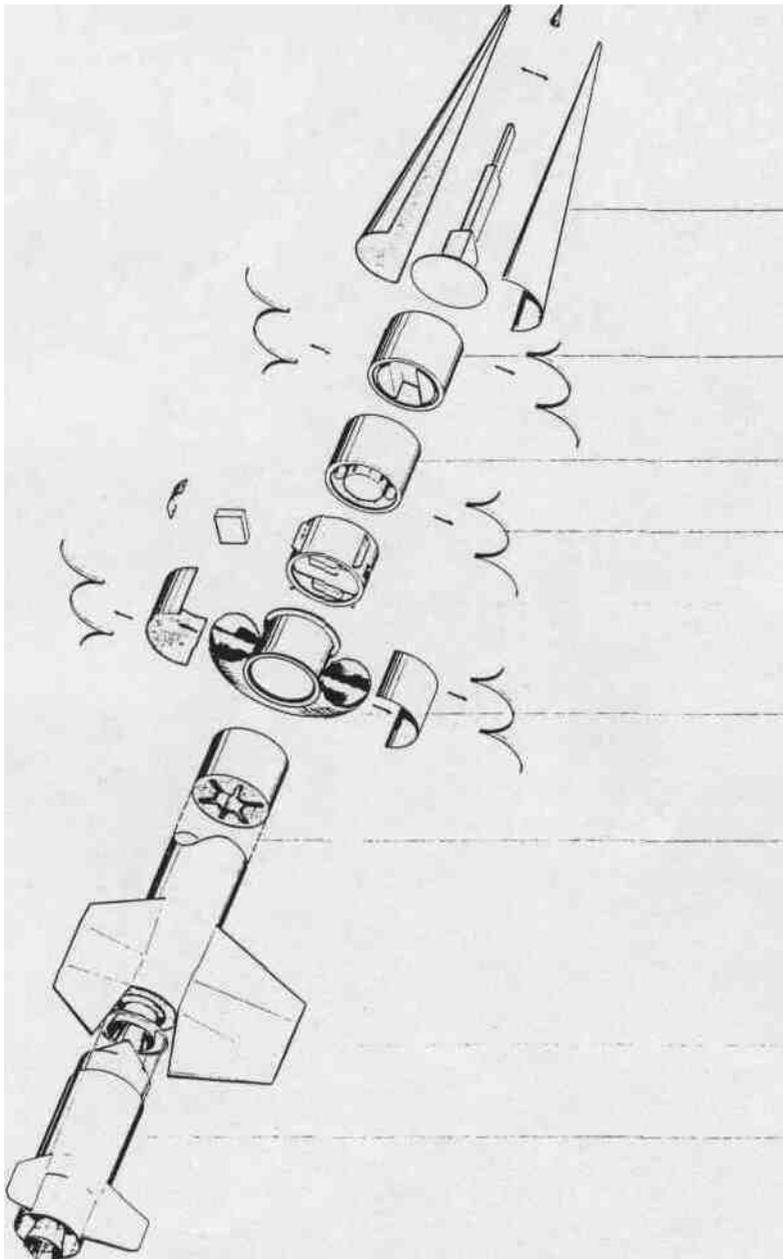
Wellenausbreitung

Mikrometeoriten

Meteorologie

Astronomie

Raumfahrtsmedizin



Teilbarer Nasenkonus

Wissenschaftliche Nutzlast

Lageregelung

Spangenschlösser
(Manacle-Ringe)

Standardisierte Bordelektronik

Fallschirm-Bergungssystem

Feststoffmotor ZENIT

Stabilisierungsflächen

Cuckoo-Booster

Die konstruktive Auslegung

Die Konstruktion der ZENIT ist auf die wissenschaftlichen Experimente ausgerichtet. Die Rakete besteht aus zwei Haupteinheiten: Antrieb und Nutzlast. Die Nutzlastzelle beinhaltet einerseits die wissenschaftlichen Experimente und andererseits die elektronische Bordausrüstung, welche unabhängig von der wissenschaftlichen Nutzlast in einer standardisierten Einheit zusammengefasst und zwischen dem experimentellen Nutzlastraum und dem Motor plaziert ist.

Nutzlastzelle

Die *wissenschaftlichen Experimente* sind im zylindrischen Teil der Nutzlastzelle untergebracht. Dieser Zellenteil besteht aus zusammensetzbaren Modulen, was den Einbau der Experimente und deren Prüfung erleichtert.

Der Nasenkonus kann wahlweise fest angeordnet oder zur Freilegung der Experimente teilbar mit abwerfbarer Hülle ausgebildet werden.

Die *standardisierte Bordelektronik* enthält je nach Bedarf folgende Instrumentierung: Stromversorgung, Telemetrie, Magnetometer, Programmgeber oder Kommandoempfänger, Distanzmesssystem, Sprengsystem, Sensoren.

Für Experimente, welche eine Stern-, Sonnen- oder Mondortung erfordern, steht ein *Lageregelungssystem* zur Verfügung.

Zur Bergung der Nutzlast kann auf Wunsch ein *Fallschirmsystem* mit einem **der** Landestelle angepassten Ortungssystem eingebaut werden.

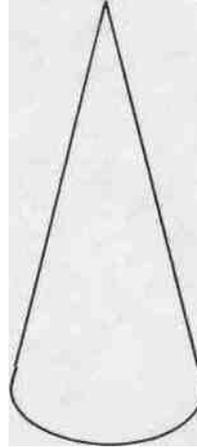
Antrieb

Die Antriebseinheit besteht aus dem zweiphasigen Feststoffmotor, dem Zündsystem und den Stabilisierungsflächen.

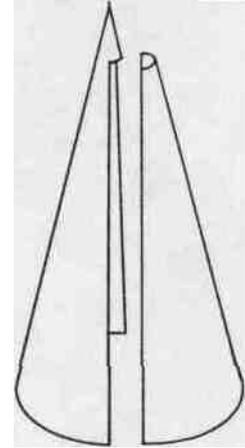
Zur Erhöhung des Nutzlastspektrums kann der Antrieb mit einem zusätzlichen Booster versehen werden.

Nasenkonus

ø 50 mm

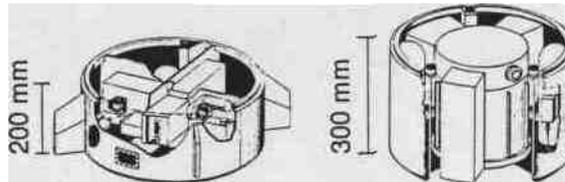


Fester Konus
aus Fiberglas



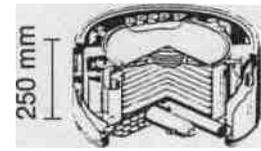
Teilbarer Konus
aus rostfreiem Stahl

Standardisierte Einheiten



Bordelektronik

Lageregelung

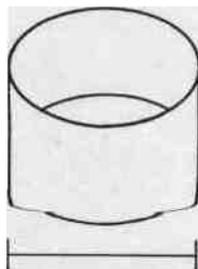


Fallschirm-
Bergungssystem

Normausführung der Nutzlast-Module

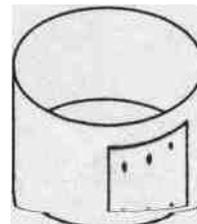
Normlängen von 200, 250 und 300 mm

Grundausführung

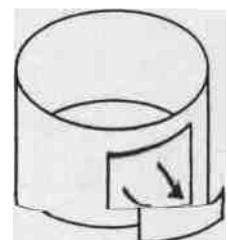


Nutzbarer
Innendurchmesser:
400 mm

mit abnehmbaren
Fenstern



mit absprengbaren
Fenstern



Die Nutzlast

Das für ZENIT angewandte Baukastenprinzip zusammen mit der umfangreichen Auswahl an erprobten Norm-Komponenten, die als Bordausrüstung zur Verfügung stehen, gewährleistet ein Optimum an Flexibilität und Wirtschaftlichkeit.

Konstruktion

Der zylindrische Teil der Nutzlastzelle besteht aus einer Reihe normierter Module, welche durch Ringverschlüsse miteinander verbunden sind (Macle-Ringe). Das Baukastenprinzip erlaubt eine individuelle Anpassung der Nutzlasteinheit an die Instrumentierung und vereinfacht gleichzeitig den zu Prüf- und Kontrollzwecken jeweils notwendigen Ein- und Ausbau der einzelnen Komponenten. Normierte Module sind in Längen von 200, 250 und 300 mm erhältlich. Jede Moduleinheit kann auf Wunsch entweder mit demontierbaren oder mit absprengbaren Fenstern ausgerüstet werden.

Innerhalb der geforderten Stabilitäts- und Gewichtsgrenzen können die Module in jeder beliebigen Anzahl und Kombination verwendet werden.

Die Zellenspitze ist entweder als feste Einheit aus Fiberglas oder zur Freilegung der Experimente als teilbarer Nasenkonus aus rostfreiem Stahl erhältlich.

Anordnung

Die wissenschaftlichen Experimente werden im Nasenkonus und in den vorderen Moduleinheiten untergebracht.

Die standardisierte Bordelektronik mit allen Subeinheiten ist zwischen der experimentellen Nutzlast und dem Motorgehäuse angeordnet.

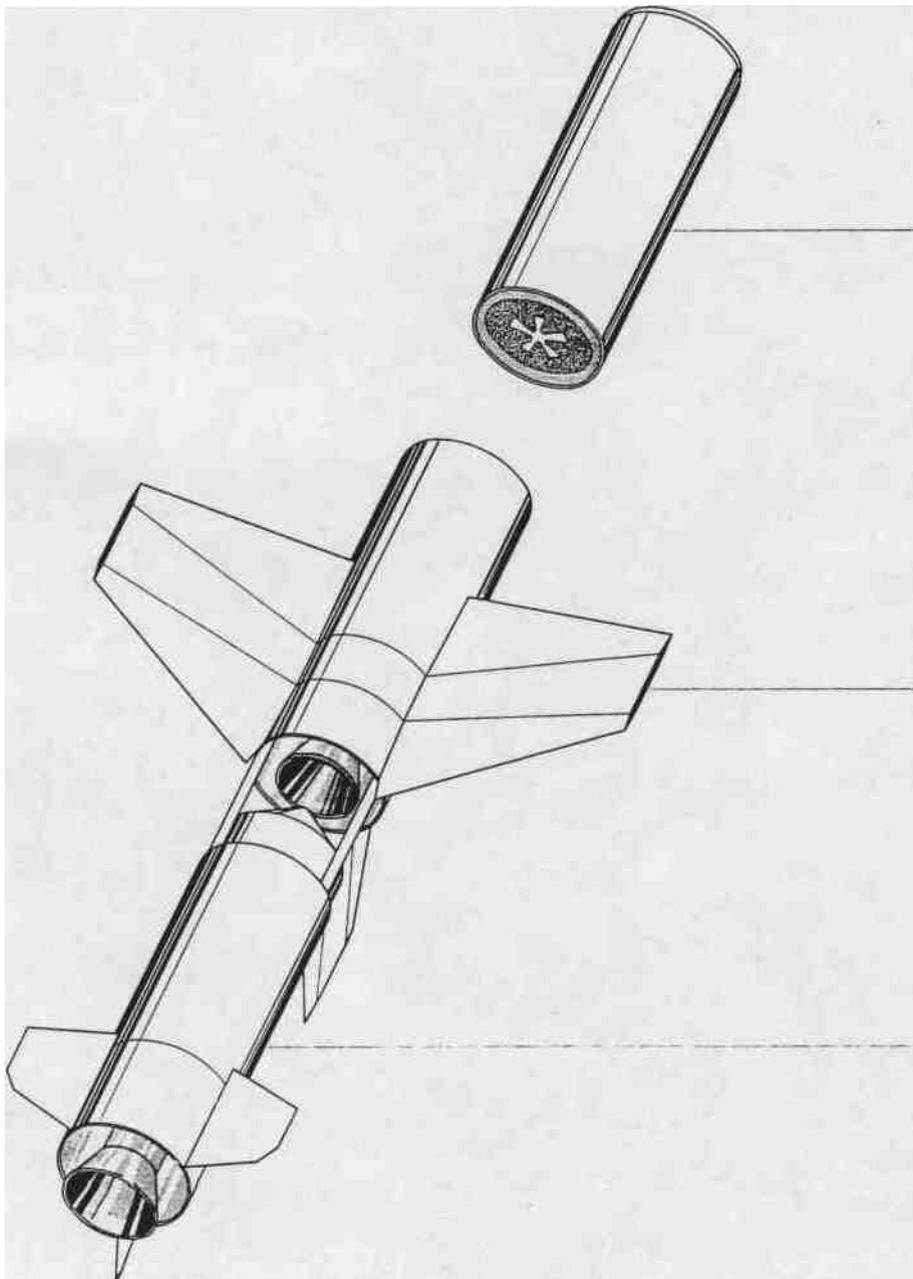
Normierte Moduleinheiten

Drei Normeinheiten stehen zur Verfügung:

Standardisierte Bordelektronik

Lageregelungssystem, Spin- oder Dreiachsen-Stabilisierung

System zur Berauna der Nutzlast zu Land oder auf dem Wasser



Feststoffmotor ZENIT

Stabilisierungsflächen

Cuckoo-Booster

Das Antriebssystem

Antrieb ZENIT

Der Schub wird durch einen zweiphasigen, einstufigen Feststoffmotor erzeugt, der sich durch einen hohen spezifischen Impuls auszeichnet. Die Brennkammer ist aus Stahl in geklebter Schichtbauweise hergestellt. Dank dieser gewichtssparenden Leichtbaukonstruktion ergibt sich für die Rakete ein sehr günstiges Massenverhältnis.

Im Gegensatz zu einem einphasigen Triebwerk ermöglicht der zweiphasige ZENIT-Antrieb eine wirksame Anpassung der Motorleistung an die aerodynamischen Widerstandskräfte. In der Startphase erzeugt das Triebwerk einen höheren Schub als in der nachfolgenden Marschphase. Dies bewirkt einerseits eine Reduktion der Startstreuungen und ermöglicht andererseits infolge des geringeren Luftwiderstandes während der Marschphase eine Heraufsetzung der Gipfelhöhe. Durch den kleineren Schub der zweiten Brennphase wird zudem die Beschleunigung am Ende der aktiven Flugbahn verringert.

Die drei am Heckteil der Rakete angebrachten Flügel dienen zur Erzeugung der aerodynamischen Stabilität. Die jeweils gewünschte Rollgeschwindigkeit der Rakete wird mittels kleiner Trimmklappen eingestellt, die an den Flügelenden angebracht sind.

Zusatzantrieb Cuckoo

Auf Wunsch kann der ZENIT-Motor mit einem zusätzlichen Booster versehen werden, womit die Rakete je nach Nutzlastgewicht eine Gipfelhöhe von über 300 km erreicht. Die Trennung des Boosters vom ZENIT-Motor erfolgt passiv.

Bei diesem Booster handelt es sich um den Cuckoo-Motor, welcher von der Firma Rocket Propulsion Establishment, Wescott, England entwickelt wurde und seit mehreren Jahren eingesetzt wird.

Kommando-Empfangsantenne

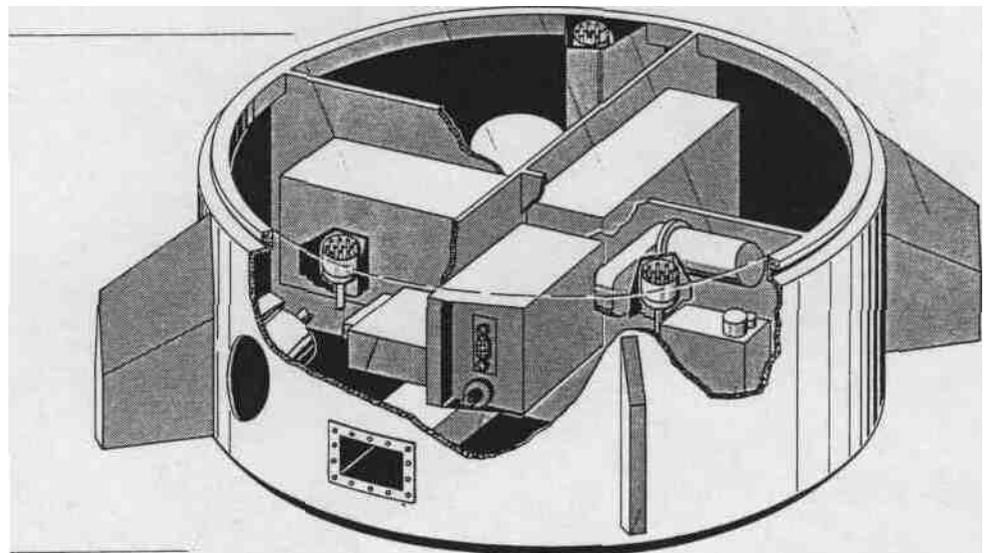
Programmgeber

Verbindungsstecker

IRIG-FM-Multiplexeinheit

Dreiaachsen-Magnetometer

Kommando-Dekoder



fcbwurfstecker

Kommutator

Batteriegehäuse

Kommandoempfänger

Telemetrie-Antenne

Telemetriesender

Die standardisierte Bordelektronik

Die Bordelektronik ist in einem Zellenmodul von 200 mm Höhe untergebracht. Die jeweilige Instrumentierung und deren Anordnung richtet sich nach den wissenschaftlichen Experimenten. Als Standardkomponenten können folgende Einheiten angeboten werden:

Stromversorgung

Batterien
Konverter
Stabilisatoren
Abwurfstecker
Intern-Extern-Schalter

FM-FM-Telemetriesystem

FM-Telemetriesender
Telemetrie-Antennen
Antennenleistungsverteiler
FM-Multiplexeinheit mit 18 oder 36 Kanälen (IRIG-Norm)
Kommutator
Aufbereitungssystem für die Messdaten

Kommandosystem

Programmgeber
Kommandoempfänger
Dekoder
Antennen

Pyrotechnik

Batterie
Sicherheits- und Armierschalter
System zum Abwurf des Nasenkonus und der Fenster
Zerstörungssystem

Lagevermessung

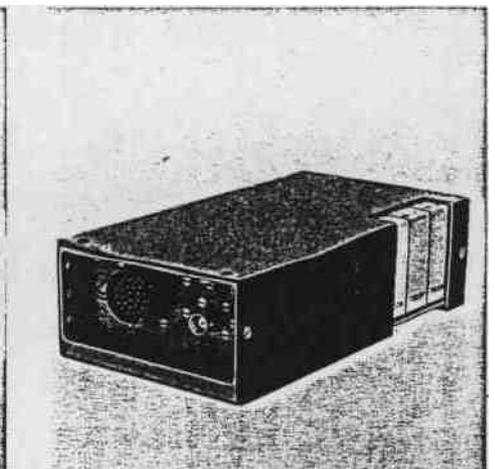
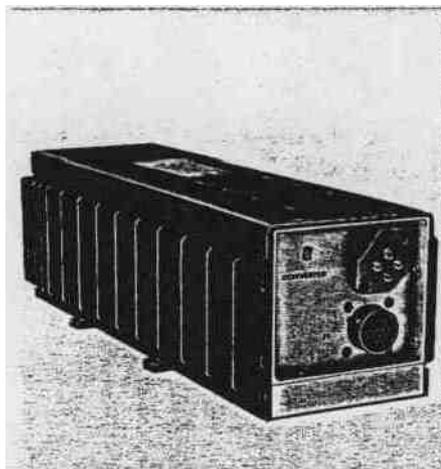
Magnetometer
Wendekreisel

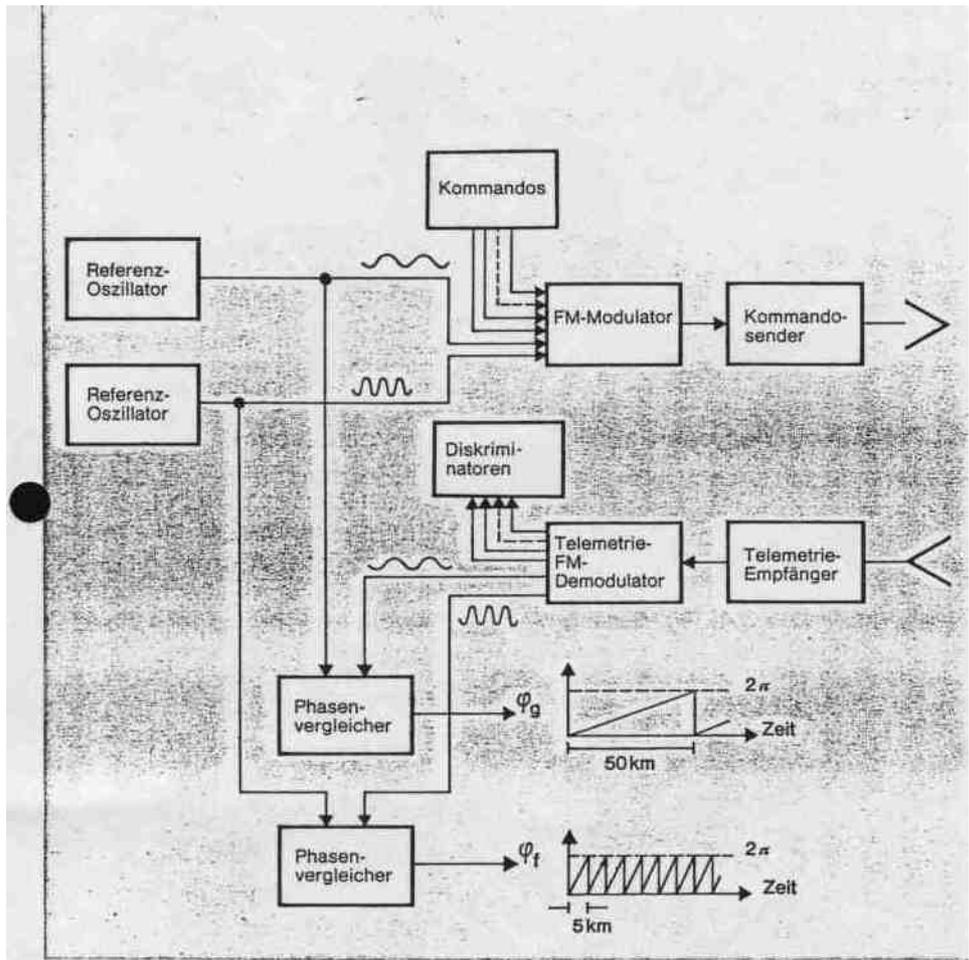
Distanzvermessung

Sofern die Bordeinheit mit Kommandoempfänger und Dekoderausgerüstet wird, ist für die Distanzvermessung keine besondere Instrumentierung notwendig.

Flugbahnvermessung

Radar-Transponder
Antenne





Die Distanzvermessung

Für ZENIT wurde ein Distanzmesssystem entwickelt, das in vielen Fällen die Verwendung kostspieliger Radar-Transponder überflüssig macht. Dieses System vermisst laufend die Schrägdistanz zur Rakete. Mit den aus der Vermessung erhaltenen Daten kann unter Einbezug der Startelevation die Flugbahn in vielen Fällen genügend genau bestimmt werden.

Die Distanzvermessung erfordert keine zusätzliche Instrumentierung, sondern kann mittels Kommandoempfänger, Dekoder und Telemetriesender vorgenommen werden. Die Ermittlung der Distanz der Rakete erfolgt mit Hilfe der Laufzeitmessung von Signalen. Zur Unterteilung der Distanzinformation in ein Grob-Fein-System werden zwei verschiedene Messfrequenzen verwendet.

Bordausrüstung

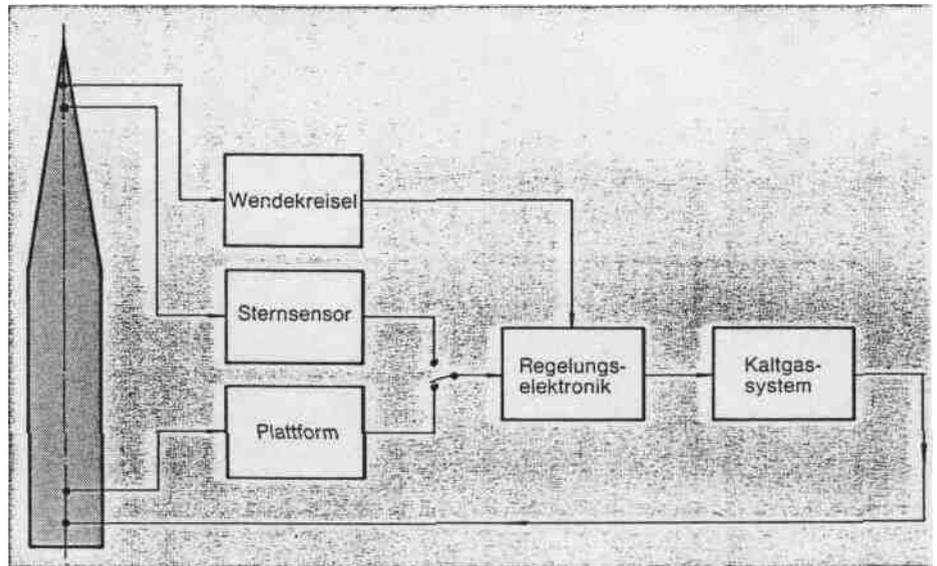
Das Grob-Fein-Distanzmesssignal wird dem bordseitigen Kommandoempfänger übermittelt. Die Referenzsignale werden mittels eines Dekoders von den übrigen Kommandosignalen getrennt und durch den Telemetriesender wieder zur Bodenstation übertragen.

Bodenanlage

In der Telemetrie-Bodenstation wird das Grob-Fein-Distanzsignal von **den** übrigen Telemetriedaten ausgefiltert und in einem Phasenmessgerät **mit** den primär ausgesendeten Signalen der Referenz-Oszillatoren verglichen.

Die Distanzinformation liegt im Phasenwinkel und wird als Sägezahnfunktion aufgezeichnet.

Grob-Bereich	50 km
Genauigkeit	± 500 m
Fein-Bereich	5 km
Genauigkeit	± 50 m



Gasbehälter

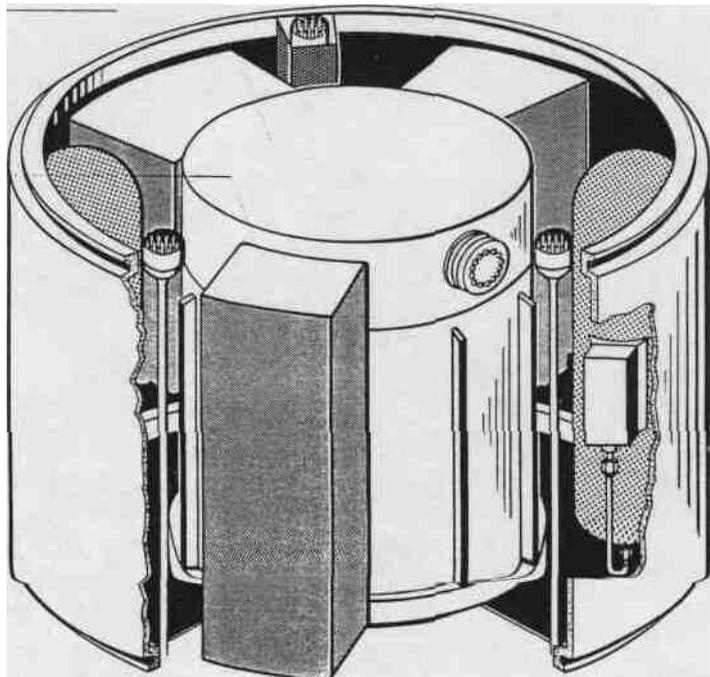
Regelungselektronik

Verbindungsstecker

Lage-Referenzsystem

Regelungselektronik

Regelungselektronik



Die Lagevermessung

Zur Erweiterung des Forschungsbereiches kann ein stern-, sonnen- oder mondorientiertes Lageregelungssystem angeboten werden.

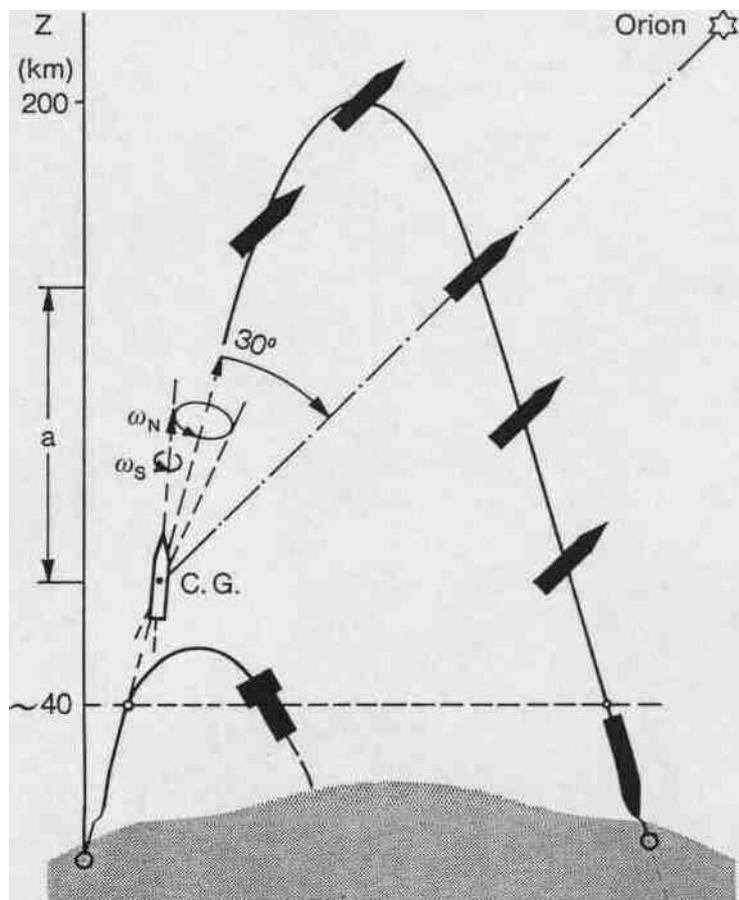
Zur Sternortung verwendet ZENIT das Lageregelungssystem ASTRID. Dabei wird die Längsachse des rotierenden Flugkörpers auf einen vorausbestimmten Stern der Grössenordnung 2 ausgerichtet. Die maximale Abweichung von der Referenzachse beträgt 5 Bogenminuten.

Als Lagereferenz während der Grob-Acquisition dient eine Kreiselplattform. Die maximal zulässige Anfangsabweichung beträgt 45° .

Während der Fein-Acquisition übernimmt ein Stern- oder Sonnensensor die Aufgabe der Lagevermessung, wobei gleichzeitig der Öffnungswinkel des Nutationskegels gemessen wird. Aus diesen Informationen werden mittels der Regelungselektronik die Impulse des Kaltgassystems zur Korrektur des Lagewinkels errechnet.

Das Lageregelungssystem ASTRID besitzt ein Gesamtgewicht von 22 kp.

Für eine Lagevermessung mit noch höheren Genauigkeiten steht das sonnen- oder mondorientierte Dreiachsen-Lageregelungssystem der Firma ELLIOTT Bros. Ltd. zur Verfügung. Dieses System wiegt etwa 50 kp.



a	Acquisitionsphase	(~60 sec)
"s	Spin	(~ 6 Hz)
"N	Mutation	(~ 1 Hz)

Verbindungsstecker

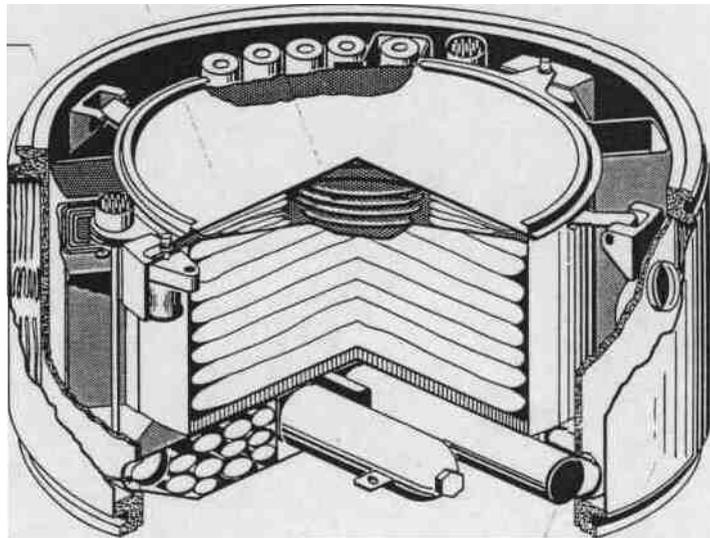
Signalraketen

tremsschirm

Hauptschirm

Funk-Bake mit Antenne

Aufblasbarer Schwimmkörper



-euchtstoff-Farbpatronen

Gasbehälter

Batteriegehäuse

Abwerfbarer Schutzgürtel

Die Bergung der Nutzlast

Das ebenfalls standardisierte Bergungssystem der ZENIT ermöglicht eine weiche Landung der gesamten Nutzlast ohne jegliche Beschädigung der Instrumente. Somit können Nutzlastspitzen mit kosmischen Partikeln sowie auch photographisch belichtete Platten zur Erde zurückgebracht werden. Das Bergungssystem setzt sich aus drei Einheiten zusammen:

Fallschirmsystem

In der ersten Phase des Bergungsvorganges wird ein Bremsschirm zur Stabilisierung der Nutzlastspitze ausgestossen. In einer vorbestimmten Höhe wird sodann barometrisch der Hauptschirm entriegelt. Die Zugwirkung des Bremsschirmes verbürgt die sichere Entfaltung des Hauptschirmes, der einen Durchmesser von 4,5 m aufweist.

Der Bänderschirm weist zudem einen geringen öffnungsstoss auf, besitzt ein stabiles, pendelfreies Flugverhalten und fällt nach der Landung in sich zusammen. Dadurch wird vermieden, dass die Nutzlast über den Boden geschleift und beschädigt werden kann.

Schwimm- und Landesystem

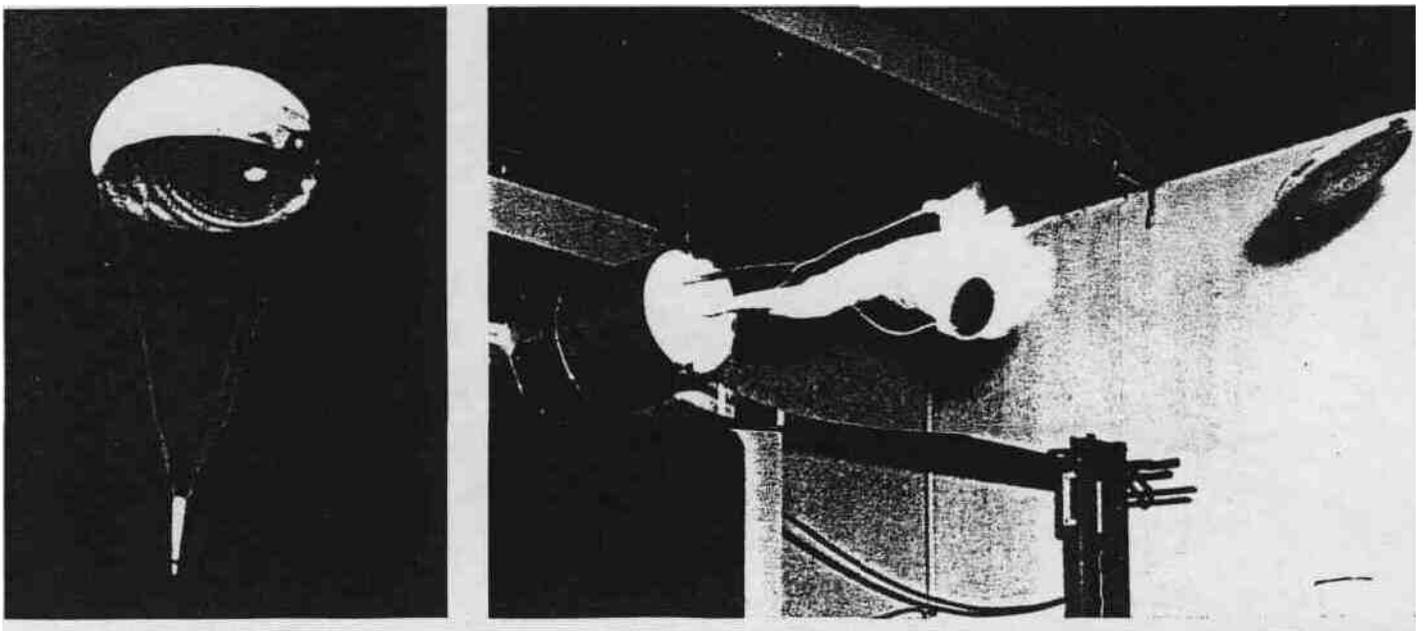
Zur Bergung der Nutzlast auf dem Wasser wird kurz vor der Landung ein peripher am Bergungssystem angeordneter torusförmiger Körper aufgeblasen. Die den Torus umgebenden Schutzgürtel werden dabei abgeworfen. Der aufgeblasene Torus dient als Schwimmer und hält die Nutzlast in vertikaler Lager.

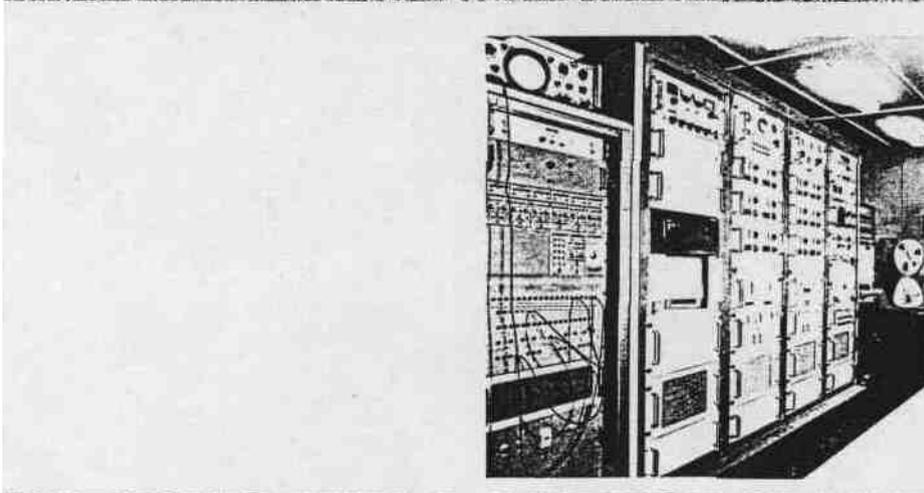
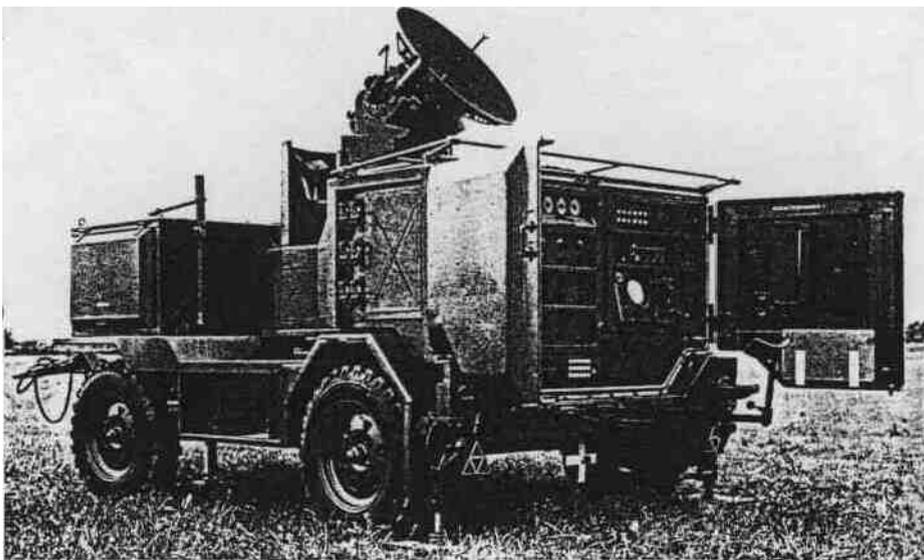
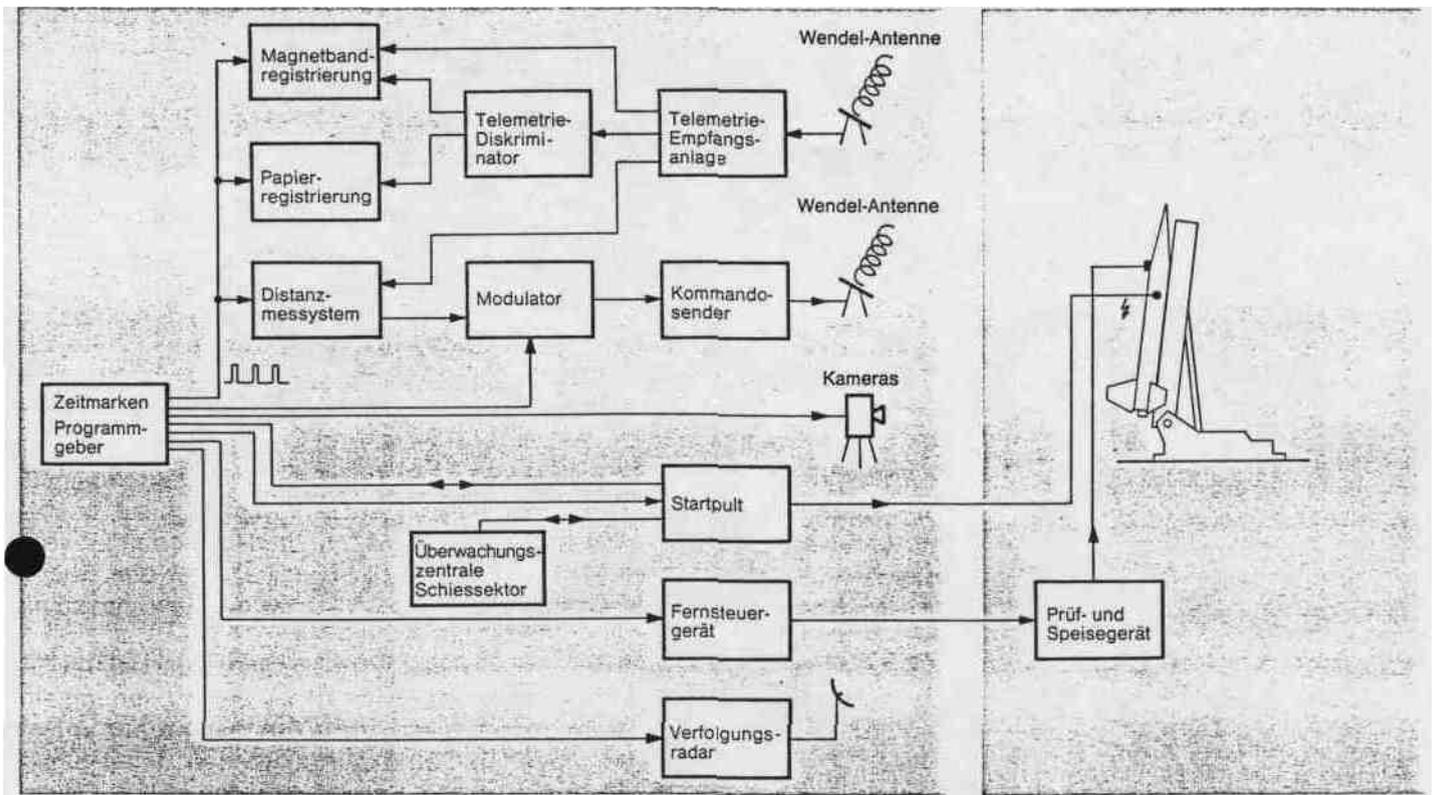
Bei einem Aufsetzen der Nutzlast auf dem Lande dämpft der Torus den Landestoss während des Kippens der Nutzlastspitze von der vertikalen in die horizontale Lage.

Ortungssystem

Zur Auffindung der Nutzlast stehen verschiedene Vorkehrungen zur Verfügung, welche die Ortung in jedem Gelände sowie bei jeder Tageszeit und Witterung gewährleisten:

Farbiger Fallschirm
Funk-Bake mit selbstauffahrender Antenne
Signalraketen in wählbaren Zeitintervallen
Fluoreszierende Wasserfärbung





Die Bodenanlagen

Alle zur ZENIT-Bodenstation gehörenden Geräte sind mobil ausgebildet. Die Bodenanlagen können daher innert kurzer Zeit aufgestellt und den jeweiligen Bedingungen angepasst werden.

Kommandozentrale

Count-down und Abschuss werden vom Kommandopult aus programmiert und überwacht.

Eine zentrale Zeitbasis (Zeitmarken und Programmgeber) synchronisiert die verschiedenen Operationen während der letzten Sekunden vor dem **Start**.

Das externe Raketenspeisegerät wird über ein Fernsteuergerät bedient, womit die Distanz zwischen der Kommandozentrale und dem Startturm der Rakete bis zu 1 km betragen kann.

Die Eichung der Telemetriekanäle kann bis zum Startzeitpunkt der Rakete jederzeit vorgenommen werden.

Prüfanlagen

Zur Prüfung der elektronischen Raketenkomponenten sind keine besonderen Geräte notwendig, da die erforderlichen Stromkreise bereits im Raketenspeisegerät integriert sind.

Die elektrische Schlussprüfung der Rakete im Startturm erfolgt über die sogenannte Nabelschnur und die Telemetrie-Übertragungsstrecke.

Datenempfang und -Registrierung

Die experimentellen Daten, die Flugparameter und die Daten der Distanzvermessung werden von der Telemetrie-Bodenstation empfangen und registriert. Für die Registrierung der Daten stehen folgende Mittel zur Verfügung:

Magnetband-Recorder

Mehrkanal-Papiersreiber

Kameras

Abschussvorrichtung

Die ZENIT-Rakete kann ab Startturm oder mobiler Rampe gestartet werden. Die Verwendung eines Turmes reduziert die Startstreuungen.

Starttürme stehen an folgenden Orten zur Verfügung:

Salto di Quirra, Sardinien

Kiruna, Schweden

Woomera, Australien

Gipfelhöhe (km)

0 min. \

2 min. \

3 min.

4 min.

0 min.

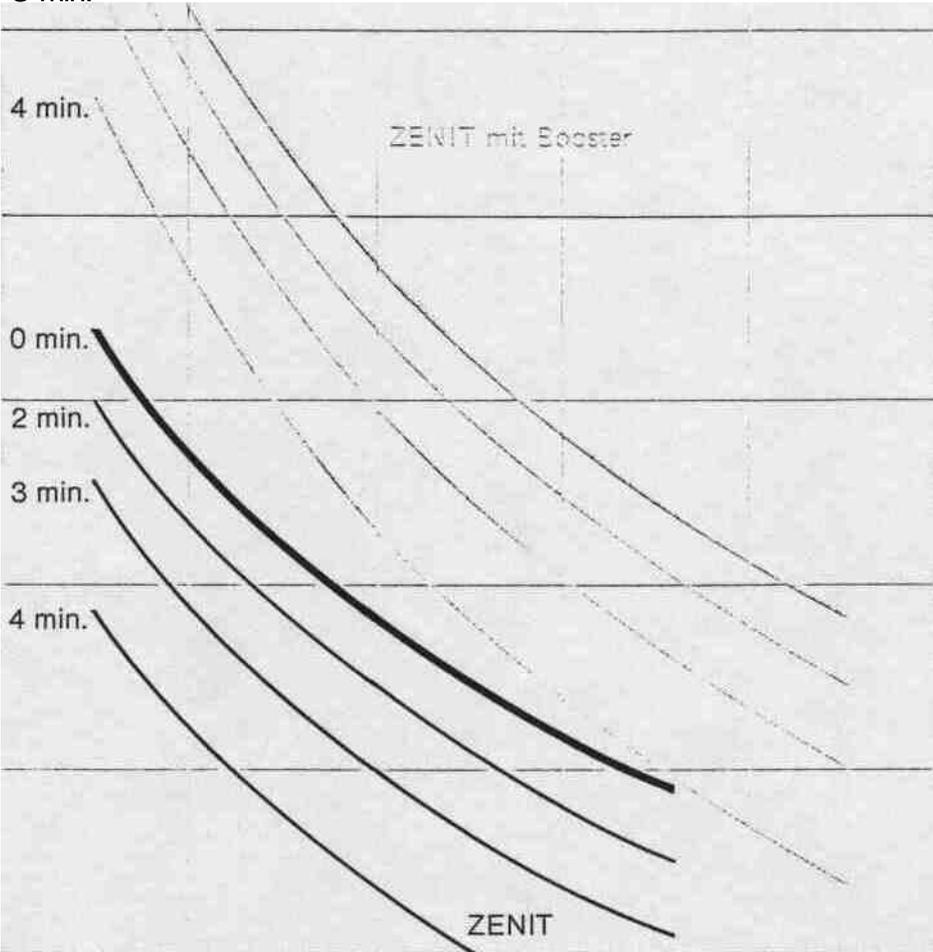
2 min.

3 min.

4 min.

ZENIT

ZENIT mit Booster



Nutzlastgewicht (kg)

100

200

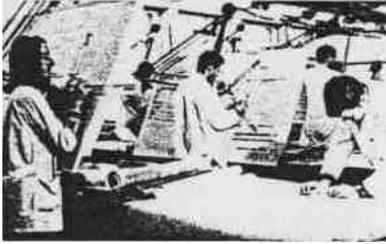
Höhendiagramm der ZENIT bei einer Startelevation von 85°

Dicke Kurven: Gipfelhöhen in Funktion des Nutzlastgewichtes

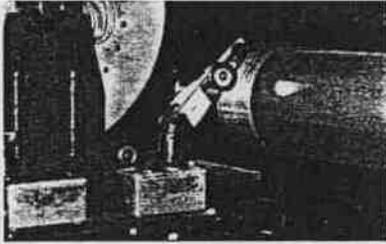
Dünne Kurven: Messzeiten in Minuten über einer bestimmten Höhe

Die Spezifikationen und das Nutzlastspektrum

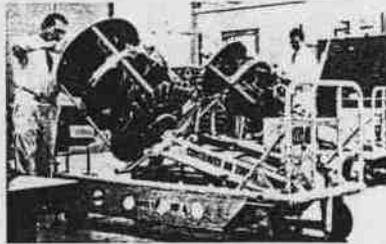
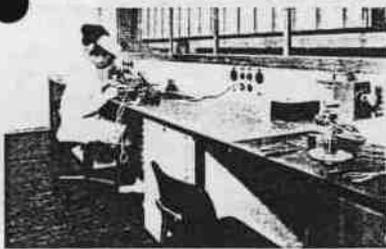
	ohne Booster	mit Booster
Allgemeine Daten		
Gesamtlänge	5.6m	7.1 m
Aussendurchmesser	0.42m	0.42m
Volumen für die wissenschaftliche Nutzlast	-110dm ³	-110dm ³
Startgewicht ohne Nutzlast	~ 600 kg	-840kg
Motor		
Antriebseinheit ZENIT	2-phasiger Feststoffmotor. Brennzeit: 31 Sekunden.	2-phasiger Feststoffmotor. Brennzeit: 31 Sekunden.
Booster		Cuckoo-Booster Brennzeit: 4 Sekunden.
Leistungsdaten		
Nutzlastgewicht	20-180 kg	20-250 kg
Startbeschleunigung	~6g	~8g
Maximalgeschwindigkeit	~ 1600 m/sec.	—1900 m/sec.
Rollgeschwindigkeit	0-10U/sec.	0-10 U/sec.
Vibrationen (10—2000 Hz) Eingang Nutzlastzelle	<2(grms)	



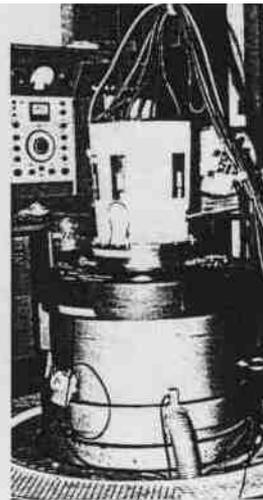
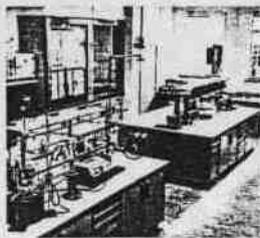
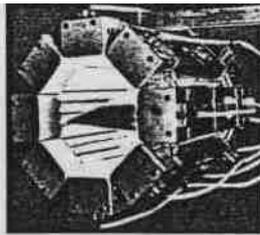
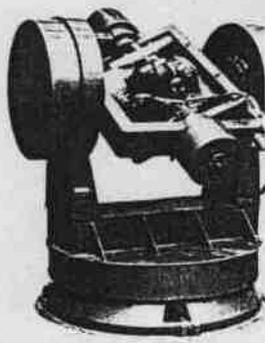
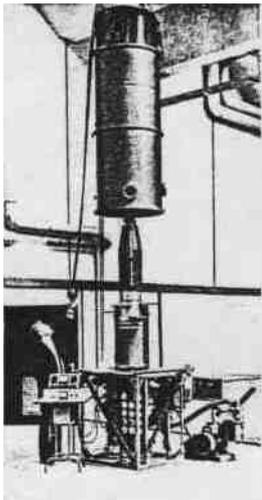
Entwicklung und
Konstruktion



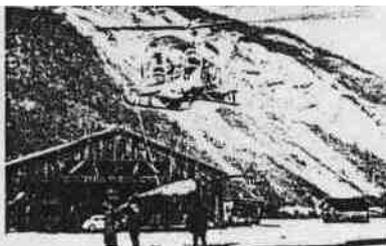
Fabrikation



Montage



Funktions- und
Umweltprüfungen



Feldversuche
und Abschüsse

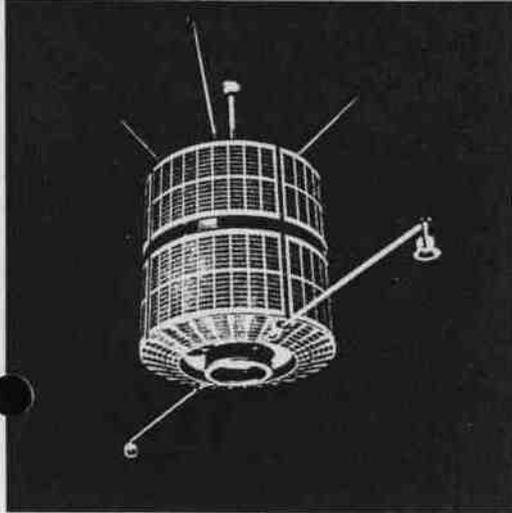


Datenauswertung

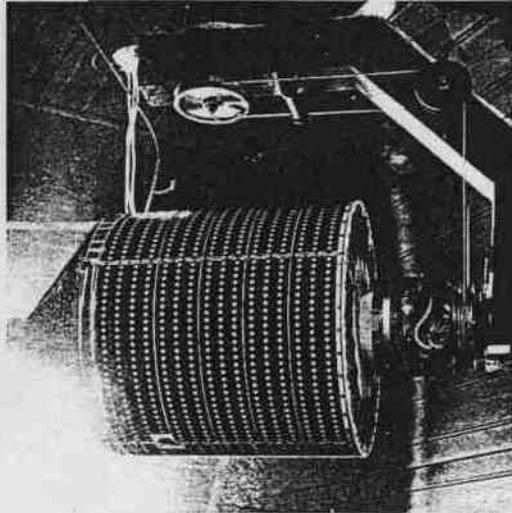
Die technische Assistenz

Nebst einem grossen Stab an erfahrenen und bestqualifizierten Fachkräften besitzen sowohl Contraves AG als auch Dornier System GmbH alle erforderlichen Mittel, um den Kunden jede gewünschte Assistenz gewähren zu können:

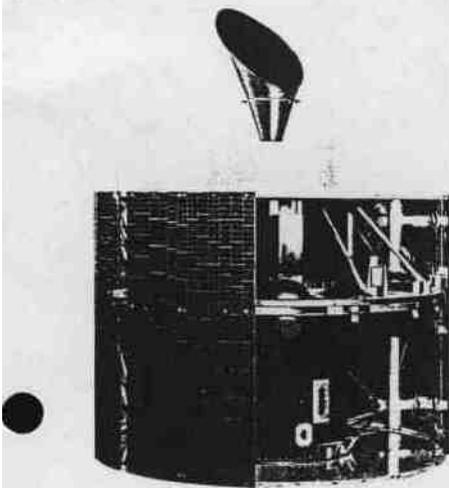
Systemanalysen	zur optimalen Festlegung der experimentellen Programme
Beratung	bezüglich Anordnung, Konstruktion und Einbau der wissenschaftlichen Ausrüstung
Fabrikation	aller Raketen- und Nutzlastkomponenten entsprechend den jeweils verlangten Spezifikationen und Zuverlässigkeitsnormen
Integration	der gesamten Instrumentierung und experimentellen Nutzlast
Funktions- und Umweltprüfungen	aller Raketenkomponenten, einschliesslich der wissenschaftlichen Nutzlasten
Assistenz auf dem Schiessgelände	während der Startvorbereitungen und des Abschusses, einschliesslich Gesamt- und Schlussprüfung der Rakete, Bedienung der Bodenanlagen und Datenregistrierung
Auswertung	der Flug- und Versuchsdaten mit entsprechender Korrelation



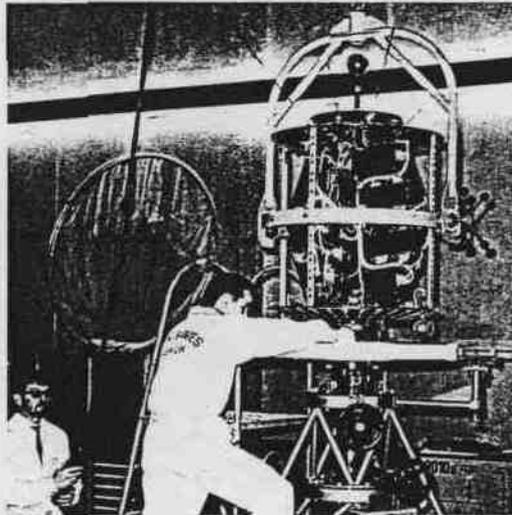
Forschungssatellit ESRO I



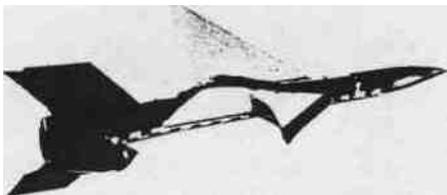
Forschungssatellit AZUR



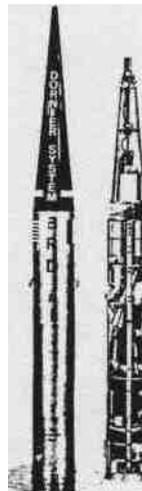
Nachrichtensatellit INTELSAT III



Gerät zur Auswuchtung von Satelliten

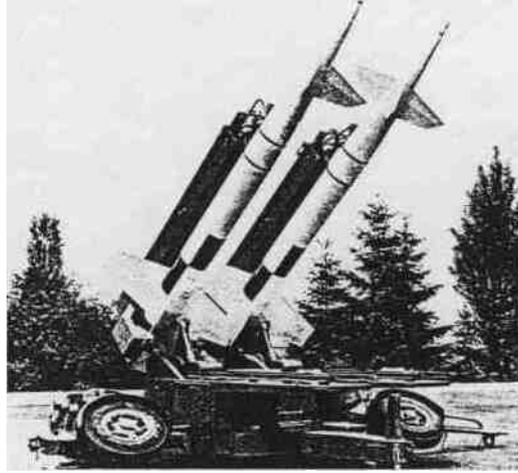


Rückführbare Höhenforschungsrakete

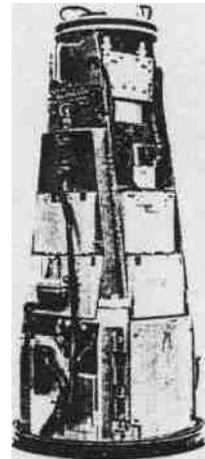


Nutzlastspitze NIKE-APACHE

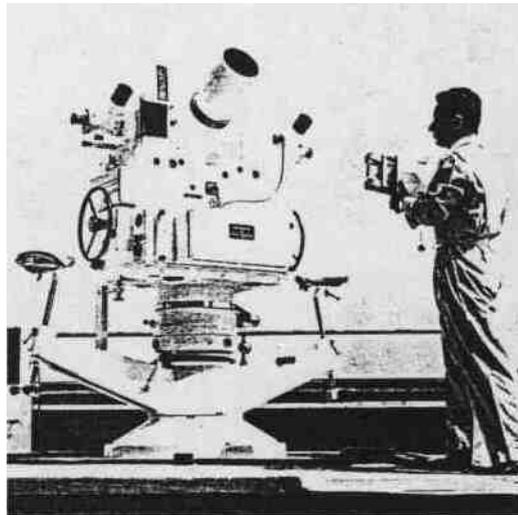
Die Erfahrung



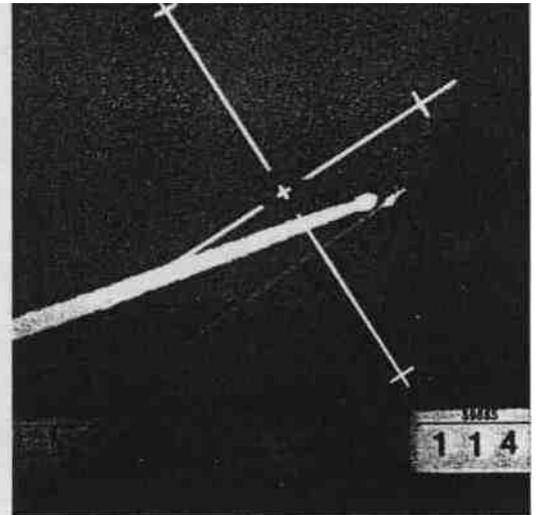
Lenkrakete MICON



Steuereinheit MICON



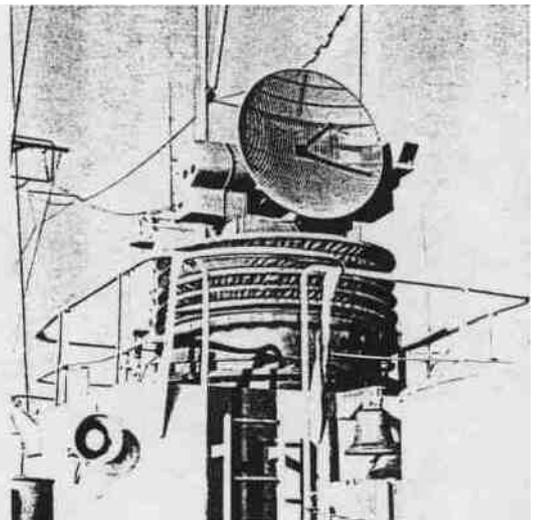
Elektronisch-optische Vermessungsanlage



Flugbahnvermessung



Senkrechtstarter Do-31



Feuerleit-Schiffsradar