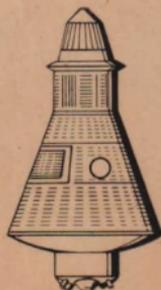
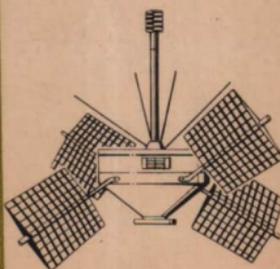
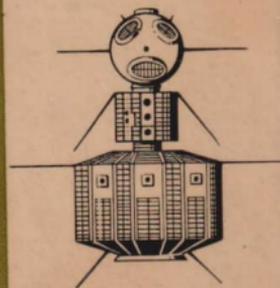
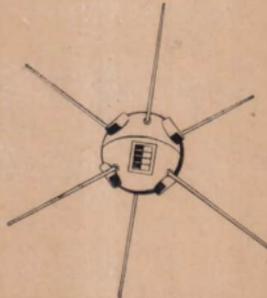
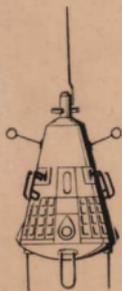


# TYPENBUCH DER RAUMFLUGKÖRPER



Herbert Pfaffe · Peter Stache

# Typenbuch der Raumflugkörper 1957–1964



Deutscher Militärverlag · Berlin 1964

## **Zum Geleit**

Seit dem ersten von Menschenhand geschaffenen künstlichen Erdsatelliten, dem sowjetischen Sputnik 1, der am 4. Oktober 1957 gestartet wurde, ist die Zahl der Raumflugkörper – der Satelliten und der Raumsonden – von Jahr zu Jahr gestiegen. Nur wenige von ihnen sind in technischen Einzelheiten und den mit ihrer Hilfe durchgeführten Aufgaben über den Kreis der Fachleute hinaus in der Öffentlichkeit bekannt geworden. Obwohl an diesen Meilensteinen der Astronautik der zurückgelegte Weg sichtbar geworden ist, kann der ganze Umfang der Entwicklung nur richtig ermessen werden, wenn man auch die Zwischenglieder betrachtet.

Das eingehende Studium der modernsten Technik, der Kosmoteknik, sollte nicht allein auf den Kreis von Menschen beschränkt bleiben, der sich aus beruflichen Gründen oder aus Liebhaberei mit der Astronautik beschäftigt; es wird darüber hinaus all denen empfohlen, die auf den verschiedensten Gebieten der Technik für den technisch-wissenschaftlichen Fortschritt arbeiten.

Das vorliegende Typenbuch vermittelt in seiner zweiten erweiterten Ausgabe alles Wissenswerte über die bisherigen Weltraumexperimente und deren technische Angaben, soweit sie erreichbar waren. Bereits die systematische Auswertung dieser Angaben gibt einen guten Überblick über die technische Entwicklung. Daraus können diejenigen, die es angeht, die weiteren Studien ableiten.

Wenn in diesem Sinne das Typenbuch von recht vielen technisch und wissenschaftlich Interessierten gelesen wird, so haben die Verfasser ihre Mühe und Arbeit nicht vergeblich aufgewendet. Aber auch allen anderen kann das Buch umfassende Kenntnis über die Flugkörper, die von der Erde in den umgebenden näheren oder ferneren Weltraum gebracht worden sind, vermitteln. Wenn daraus eine intensivere Beschäftigung mit der Kosmoteknik entsteht, so wird mit diesem Buch eine weitere Aufgabe erfüllt.

Möge die vorliegende Arbeit in diesem Sinne wirken.

Dr.-Ing. F. Ruhle  
Präsident der  
Deutschen Astronautischen Gesellschaft

## **Vorwort**

Die rasche Entwicklung der Astronautik und besonders die bahnbrechenden Leistungen der Sowjetunion auf diesem Gebiet haben innerhalb weniger Jahre dazu geführt, daß heute das Wissen um das Geschehen im Kosmos immer mehr zum Bedürfnis des modernen Menschen geworden ist. Gerade die äußerst schnelle Entwicklung der Raumfahrt aber macht es schwierig, sich einen umfassenden Überblick darüber zu verschaffen, was seit jenem 4. Oktober 1957, seit dem Start des ersten künstlichen Erdsatelliten Sputnik 1, vor sich gegangen ist, welche erstaunlichen, noch vor einigen Jahren utopisch anmutenden Leistungen vollbracht worden, welche Raumflugkörper in den vergangenen sechs Jahren aktiver Raumfahrtforschung auf ihre Bahn gelangt sind.

Diesen Überblick will das „Typenbuch der Raumflugkörper“ in kurzer, gedrängter und allgemeinverständlicher Form geben. Bereits in der ersten Ausgabe von 1962 wurde versucht, diesem Ziel zu dienen. Das Unternehmen mußte jedoch auf Grund des äußerst knapp bemessenen Raumes, der damals zur Verfügung stand, Stückwerk bleiben.

Deshalb haben sich die Autoren entschlossen, das umfangreiche Material über sämtliche Starts künstlicher Raumflugkörper neu und übersichtlich zu gliedern und in wesentlich erweiterter und verbesserter Form darzustellen. Das „Typenbuch der Raumflugkörper“ ist als Nachschlagewerk gleichermaßen für den interessierten Laien wie für den Fachmann gedacht. Beide sollen das finden, was sie interessiert. Der Laie darf auch manche ausführliche Darstellung über Einzelheiten der Aufgabenstellung und der Ausrüstung von Raumflugkörpern überschlagen, ohne daß er dadurch den Überblick über das Gesamtgeschehen verlore.

Einen Anspruch auf Vollständigkeit kann dieses Buch jedoch bereits zum Zeitpunkt seines Erscheinens nicht mehr erheben. Das liegt in der Natur der Sache, denn fast täglich werden neue Raumflugkörper gestartet. Bis zum 31. Mai 1964 wurden jedoch sämtliche bekanntgegebenen Starts und Startversuche erfaßt.

Die Daten der Raumflugkörper wurden vorzugsweise den offiziellen Communiqués der Institutionen entnommen, in deren Auftrag oder Verantwortlichkeit die Starts erfolgten, also der Akademie der Wissenschaften der UdSSR, der NASA, der USAF usw. In den Fällen, in denen derartige offizielle Verlautbarungen nicht zugänglich waren, wurde auf Informa-

tionen amtlicher Nachrichtenagenturen oder auf Veröffentlichungen in Fachpresse und Fachliteratur zurückgegriffen. Häufig weichen die in verschiedenen Publikationen genannten Daten ein und desselben Raumflugkörpers beträchtlich voneinander ab, so daß es einer äußerst gründlichen Analyse und kritischen Prüfung bedarf, die realen Angaben zu finden beziehungsweise zu errechnen. So geht in den seltensten Fällen aus den Bahndaten – sofern sie nicht aus den schon angeführten offiziellen Kommunikés stammen – hervor, um welche es sich handelt: um vorläufige (unmittelbar nach dem Start gemessene) Daten, um korrigierte Anfangsdaten oder um Daten eines bestimmten späteren Zeitpunkts, zum Beispiel nach fünf Erdumkreisungen.

Im vorliegenden Buch gelten als Bahndaten prinzipiell die korrigierten Anfangsdaten.

Vielfach treten auch durch die Umrechnung aus dem englischen Maßsystem in das metrische System Ungenauigkeiten bei Massen, Abmessungen und Entfernungen auf. Hier wurden folgende Umrechnungswerte zugrunde gelegt:

1 engl. Pfund (lb) = 0,454 kg; 1 engl. Meile (mi) = 1,609 km;

1 engl. Fuß (ft) = 0,305 m; 1 engl. Zoll (in) = 0,0254 m.

Durch die Umrechnung auftretende Kommastellen wurden bei Bahndaten auf den vollen Kilometer auf- beziehungsweise abgerundet.

Uhrzeiten wurden stets auf Mitteleuropäische Zeit (MEZ) umgerechnet; dadurch können sich Startdaten gegenüber anderen Zeitsystemen scheinbar verschieben.

Die Autoren haben sich bemüht, die Daten der Raumflugkörper mit größtmöglicher Genauigkeit unter manchmal mehr als zwanzig verschiedenen Angaben zu ermitteln. Sollten hier und da genauere Werte vorliegen, sind die Autoren für entsprechende Hinweise (mit Quellenangabe) dankbar.

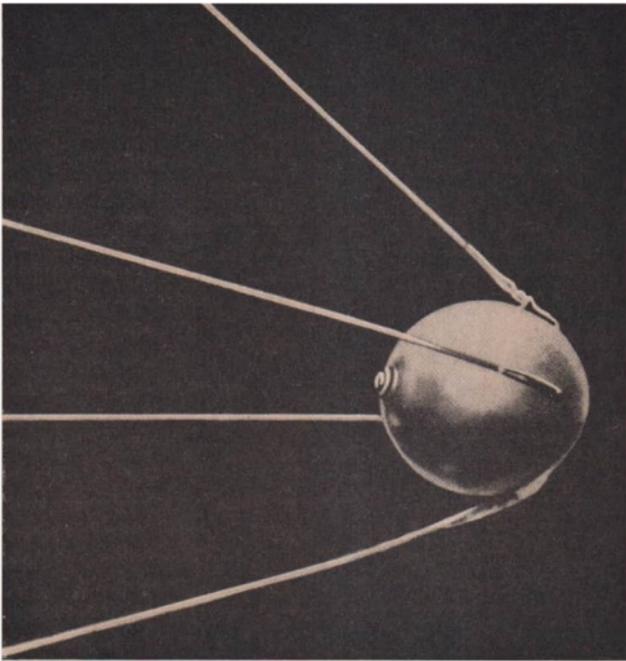
Die Autoren danken auf diesem Wege allen, die durch kritische Hinweise zur ersten Ausgabe 1962 und tätige Hilfe Anteil am Entstehen dieses Buches haben. Unser besonderer Dank gilt Herrn Karl-Heinz Neumann, Mitglied des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft, der uns in hervorragender Weise mit Rat und Tat zur Seite gestanden und uns bei der überaus schwierigen Beschaffung authentischer Unterlagen unterstützt hat.

Berlin, im Juni 1964

Herbert Pfaffe  
Peter Stache

## Erdsatelliten

SPUTNIK 1 · SPUTNIK 2 · EXPLORER · VANGUARD · SPUTNIK 3 · BEACON · SCORE · DISCOVERER · TIROS · TRANSIT · MIDAS · ECHO · COURIER · COMPOSITE · SAMOS · OSO · KOSMOS · ARIEL · TELSTAR · ALOUETTE · ANNA · RELAY · SYNCOM · CENTAUR · VELA HOTEL · POLJOT · ELEKTRON · ANONYMUS



## **SPUTNIK 1 (UdSSR)**

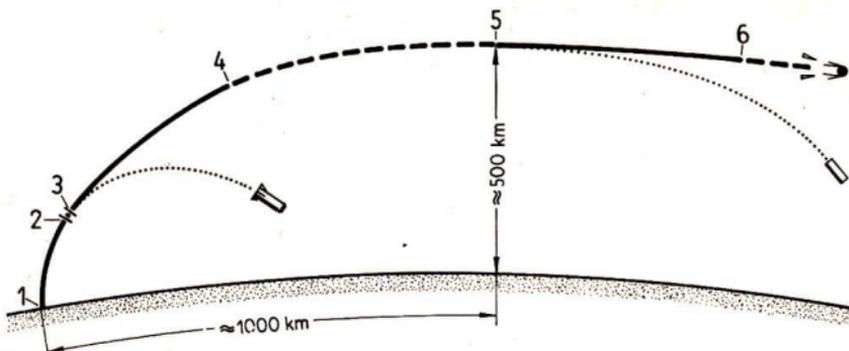
Sputnik 1 (1957 Alpha) wurde am 4. Oktober 1957 als erster künstlicher Satellit der Erde gestartet. Er erreichte eine elliptische Umlaufbahn, deren wichtigste Parameter auf Seite 13 angegeben sind. Sputnik 1 hatte die Form einer Kugel von 0,58 m Durchmesser, aus der vier Stabantennen herausragten. Zwei von ihnen waren 2,4 m lang, die beiden anderen je 2,9 m. Die Masse des Satelliten betrug ohne die letzte Stufe der Trägerrakete 83,6 kg. Seine Hauptaufgabe bestand darin, erste praktische Unterlagen für weitere kosmische Versuche zu liefern. Im Innern des Satellitenkörpers, der mit Stickstoffgas gefüllt war, damit ein besserer Temperaturengleich gesichert war, befanden sich Meßfühler für Innentemperatur und Innendruck sowie zwei Sender von je 1 W Leistung. Sie arbeiteten auf den Frequenzen 20,005 und 40,002 MHz und übermittelten in Form von 0,3<sup>s</sup> langen Impulsen mit gleichlangen Pausen die in Funksignale umgewandelten Meßwerte zur Erde. Während der Pausen des einen Senders

arbeitete jeweils der andere. Gespeist wurde die Sendeanlage durch chemische Stromquellen, die bis zum 27. Oktober 1957 tätig waren. Die relativ kurze Sendezeit erklärt sich daraus, daß bei diesem ersten Versuchssatelliten noch keine Solarbatterien als Stromquellen verwendet wurden.

Zum Start von Sputnik 1 wurde eine Mehrstufenrakete (vermutlich drei Stufen) verwendet. Die Endstufe des Trägersystems erreichte zum erstenmal in der Geschichte der Raketentechnik die erste astronautische Geschwindigkeit von rund 8 km/s. Die Zeichnung auf Seite 12 zeigt die vermutliche Aufstiegsbahn von Sputnik 1. Nach dem Erreichen der Umlaufbahn wurde zuerst die Nasenverkleidung der Raketenendstufe abgeworfen und anschließend der Satellit ausgestoßen. Die letzte Stufe der Trägerrakete hatte annähernd die gleiche Anfangs-Bahngeschwindigkeit wie der Satellit und beschrieb infolgedessen eine Erdumlaufbahn, deren Anfangsdaten denen der Bahnellipse von Sputnik 1 ähnelten: Bahnneigung  $65^{\circ},13$ ; Perigäum 227 km; Apogäum 947 km, Umlaufzeit  $96^m,16$ . – Bei ihren erdnahen Durchgängen wurde ihre scheinbare Helligkeit mit 0 gemessen.

An der genauen Bahnverfolgung von Sputnik 1 und seiner Trägerrakete war ein über den ganzen Erdball verzweigtes Netz von Satellitenbeobachtungsstationen beteiligt. Verschiedene Observatorien und zahlreiche Amateurastronomen machten Hunderte von fotografischen Aufnahmen der Trägerraketen-Endstufe. Besonders interessant für den Bahnverlauf sind die Beobachtungen des britischen Radio-Observatoriums Jodrell Bank. Mit Hilfe von Radarbeobachtungen wurde dort beim 869., 871. und 872. Umlauf eine rapide Abnahme der Bahnhöhe registriert. Auf dem amerikanischen Kontinent wurde die Trägerraketen-Endstufe letztmalig am 30. November 1957,  $19^h11^m$  Ortszeit, über Paolo Alto in Kalifornien, USA, gesichtet. Zu dieser Zeit war sie in einer Höhe von 175 km zu erkennen. Ihre Umlaufzeit betrug nur noch  $82^m,2$ . Einen Tag später konnte während ihres Fluges über Irkutsk, der Tschuktschen-Halbinsel und Alaska ein rasches Absinken beobachtet werden. Das war der Zeitpunkt, zu dem sie in die dichteren Schichten der Erdatmosphäre eindrang und zu zerfallen begann.

Wesentlich schwieriger als die Beobachtung der Trägerrakete war die optische Bahnverfolgung von Sputnik 1 selbst, da der Satellit bedeutend kleinere Dimensionen als die Trägerrakete hatte und seine scheinbare Helligkeit demzufolge auch wesentlich geringer war; sie betrug, bezogen auf 1000 km



Vermutliche Aufstiegsbahn von Sputnik 1 (1957 Alpha). 1 – Zündung der ersten Stufe, 2 – Brennschluß der ersten Stufe, 3 – Zündung der zweiten Stufe, 4 – Brennschluß der zweiten Stufe, 5 – Zündung der dritten Stufe, 6 – Brennschluß der dritten Stufe

Höhe, nur  $+7,6$ . Trotzdem konnte wertvolles Beobachtungsmaterial gewonnen werden. So ging aus den Beobachtungen und den Messungen hervor, daß sich die Umlaufzeit anfangs um  $0,16^s$  je Umlauf beziehungsweise  $2,6^s$  je Tag verkürzte. Die Höhe im Perigäum verringerte sich anfangs um etwa  $0,2$  km je Umlauf ( $3$  km am Tag). Diese tägliche Änderung blieb jedoch nicht konstant, sondern wurde mit abnehmender Bahnhöhe größer. Aus Flugbahnberechnungen und Radarbeobachtungen ergab sich schließlich, daß Sputnik 1 in der Zeit vom 4. bis zum 10. Januar 1958 in die dichteren Schichten der Erdatmosphäre eingedrungen und dort zerfallen und verglüht ist.

Die Beobachtung des Bahnverlaufs, besonders der Änderung von Umlaufzeit und Höhe im Perigäum, lieferte die ersten praktischen Erfahrungswerte über die Lebensdauer künstlicher Erdsatelliten und gestattete es, die bisherigen Berechnungen zu präzisieren und den Lebensdauerfaktor bei der Planung der Bahnen künftiger Raumflugkörper exakter zu berücksichtigen.

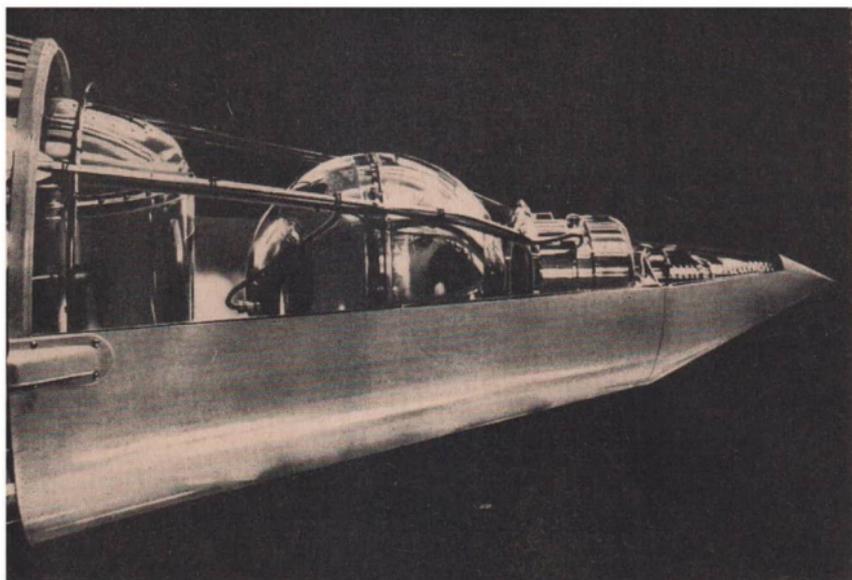
Die Auswertung der Beobachtungs- und der Meßergebnisse von Sputnik 1 erbrachte auch wichtige neue Erkenntnisse auf geophysikalischem Gebiet. So stellte man beispielsweise fest, daß die Dichte der Erdatmosphäre im Apogäum der Bahn von Sputnik 1, also in etwa  $900$  km Abstand von der Erde, bedeutend größer war, als theoretische Ermittlungen vorher ergeben hatten. Demzufolge mußte auch die Hypothese aufgegeben werden, daß die Grenze zwischen den oberen Schichten der

Atmosphäre und dem freien Weltraum in etwa 1000 km Höhe läge. Aus den Bahnveränderungen, die durch die Auswertung der Beobachtungsergebnisse deutlich wurden, konnten auch Rückschlüsse auf die Verteilung der Massen unter der Oberfläche der Erde gezogen werden.

Der Start von Sputnik 1 war ein Triumph der sowjetischen Wissenschaft und Technik, die mit diesem Experiment den ersten künstlichen Satelliten der Erde schuf und auf eine Umlaufbahn um unseren Planeten brachte. Mit dem Flug von Sputnik 1 wurde auch die Richtigkeit der von dem deutschen Astronomen Johannes Kepler (1571–1630) entdeckten Gesetze der Bewegung der natürlichen Planeten erstmals experimentell bestätigt. Es zeigte sich in der Praxis, daß diese Bewegungsgesetze die Wirklichkeit richtig widerspiegeln und sich auch auf die Bahnmechanik künstlicher Raumflugkörper anwenden lassen.

#### **Die wichtigsten Angaben über SPUTNIK 1 (1957 Alpha):**

Gestartet am 4. 10. 1957 – Kugel mit vier Antennen, Durchmesser 0,58 m, Länge der Antennen 2,4 und 2,9 m; Masse 83,6 kg – Bahn-  
daten: Bahnneigung 65°,2; Perigäum 228 km, Apogäum 947 km;  
Umlaufzeit 96m,16 – letzte Funksignale am 27. 10. 1957. Lebens-  
dauer 92 Tage (1480 Umläufe); verglüht am 4. 1. 1958



## **SPUTNIK 2 (UdSSR)**

Sputnik 2 (1957 Beta), gestartet am 3. November 1957, war der zweite künstliche Erdsatellit und der erste Raumflugkörper mit einem Lebewesen an Bord. Er wurde ebenfalls mit einem mehrstufigen Trägersystem auf seine Umlaufbahn gebracht (die wichtigsten Parameter siehe Seite 17). Im Gegensatz zu Sputnik 1 wurde Sputnik 2 jedoch nicht von der letzten Stufe der Trägerrakete getrennt. Nach dem Erreichen der Umlaufbahn wurde lediglich die Verkleidung abgeworfen, die während der Antriebsphase die Spitze der Trägerraketen-Endstufe mit dem Satellitenkörper bedeckt hatte. Von der Masse der Kombination Satellit/Raketenendstufe entfallen 508,3 kg auf den eigentlichen Satelliten.

Die Form von Sputnik 2 glich einem Kegel mit einem Basisdurchmesser von etwa 1,7 m und einer Länge einschließlich der letzten Stufe der Trägerrakete von etwa 26 m.

Der wichtigste Teil der Ausrüstung von Sputnik 2 war die hermetisch abgeschlossene Kabine mit der Eskimohündin „Laika“. Außerdem waren ein Gerät zur Messung der ultravioletten und der Röntgenstrahlung der Sonne, zwei weitere Meßinstrumente für die kosmische Strahlung und ein Druck-

und Temperaturmeßgerät installiert. Die untenstehende Zeichnung zeigt die Anordnung der verschiedenen Apparaturen im Satellitenkörper. Durch die Abtrennung der Nasenverkleidung beim Eintritt in die Umlaufbahn wurden die Meßgeräte für die solare Ultraviolett- und Röntgenstrahlung, der kugelförmige Behälter mit den funktechnischen Apparaturen und ein Teil der Druckkabine freigelegt. Die übrigen Anlagen blieben weiterhin verdeckt.

Aus der Aufzählung der in Sputnik 2 installierten Meßgeräte und Apparaturen geht bereits die Aufgabenstellung hervor:

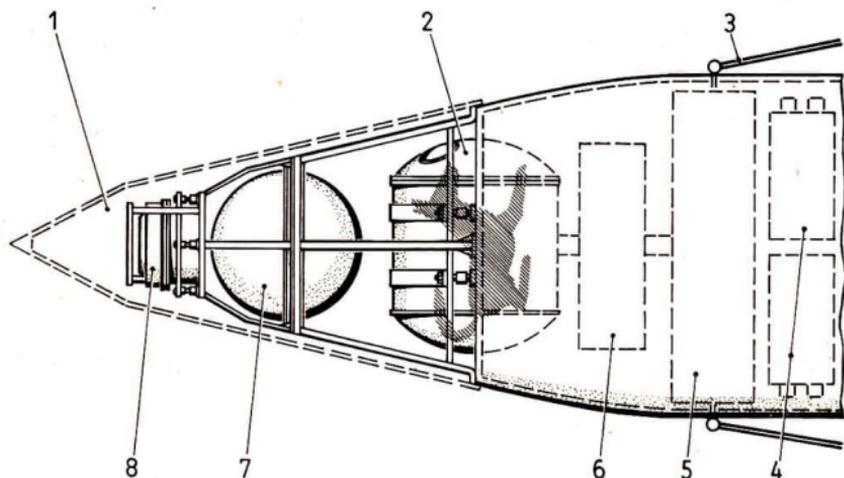
Untersuchung des Verhaltens eines hochorganisierten Lebewesens unter den Bedingungen eines kosmischen Fluges, besonders in Hinsicht auf die Schwerelosigkeit;

Untersuchung der ultravioletten und der Röntgenstrahlung der Sonne, Messung von Zusammensetzung und Intensität der kosmischen Strahlung.

Die Untersuchung der ultravioletten Sonnenstrahlung in großer Höhe über der Erde war deshalb wichtig, weil diese Strahlung von einer bestimmten Wellenlänge an nicht von der Erde aus untersucht werden kann, da sie durch die Ozonschicht und den molekularen Sauerstoff innerhalb der Erdatmosphäre abgeschirmt wird.

Durch die Meßgeräte für die kosmische Strahlung konnte die

**Aufbauschema von Sputnik 2 (1957 Beta). 1 – Schutzkegel, 2 – Kabine mit Versuchstier, 3 – Antennen, 4 – Batterien, 5 – Meßwertsender, 6 – Meßgeräte für kosmische Strahlung, 7 – Funkgeräte, 8 – Meßgerät für Sonnenstrahlung**



Zusammensetzung der sogenannten Primärkomponente genauer ermittelt werden. Wie die Auswertung der Meßergebnisse zeigte, besteht sie neben Elektronen vor allem aus Kernen von Wasserstoff- und Heliumatomen, zum Teil aber auch aus Atomen schwererer Elemente.

Mit Hilfe von Sputnik 2 konnten auch die ersten Anzeichen für die Existenz von Strahlungsgürteln, die unter dem Einfluß des Erdmagnetfeldes rund um die Erde entstehen, ermittelt werden.

Das wichtigste Experiment aber war die Untersuchung des Verhaltens eines hochorganisierten Lebewesens unter den extremen Bedingungen des Weltraumfluges. Zu diesem Zweck hatte man die Eskimohündin „Laika“ als ersten „Passagier“ auf eine Umlaufbahn um die Erde gebracht. Sie war in der bereits erwähnten hermetisch abgeschlossenen Kabine untergebracht. In dieser Druckkabine wurde die Luft mit Hilfe hochaktiver chemischer Verbindungen ständig regeneriert; Innentemperatur und Luftfeuchtigkeit wurden durch ein Meß- und Regelsystem in normalen Werten gehalten, und die infolge der Schwerelosigkeit fehlende natürliche Luftzirkulation wurde durch eine Zwangszirkulation ersetzt. An das Versuchstier waren Meßgeräte angeschlossen, die der Untersuchung der physiologischen Funktionen dienten und ihre Meßergebnisse über das Meßwertübertragungssystem zu den Bodenstationen übermittelten. Die Untersuchungen umfaßten die Messung der Puls- und der Atemfrequenz, des arteriellen Blutdrucks und der Bioströme des Herzens. Auch die Angaben über Luftdruck, Luftzusammensetzung und Lufttemperatur wurden ständig zur Erde übertragen.

Es gelang, die Hündin etwa eine Woche lang am Leben zu erhalten. Während des gesamten Fluges auf der Erdumlaufbahn befand sie sich im Zustand der Schwerelosigkeit. Automatische Apparaturen sorgten für die regelmäßige Fütterung und die Abführung der Stoffwechselprodukte. Nach Abschluß der Versuche, die wertvolles Informationsmaterial lieferten, wurde das Tier schmerzlos getötet.

Ebenso wie Sputnik 1 war auch Sputnik 2 mit zwei Sendern ausgerüstet, die mit Sendeleistungen von je 1 W auf den Frequenzen 20,005 und 40,002 MHz arbeiteten. Der 20-MHz-Sender diente der Übertragung von Meßwerten in Form von modulierten kurzen Impulsen, während die Signale des 40-MHz-Senders den Charakter von Peilzeichen längerer Dauer hatten. Die Stromversorgung wurde durch chemische Batterien gewährleistet. Nach einer Woche stellten die Bord-

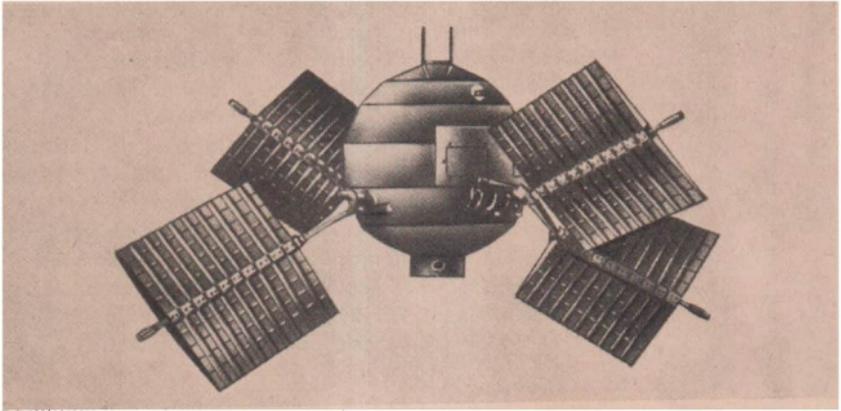
sender am 10. November 1957 die Übertragung von Meßwerten ein, da die Stromquellen erschöpft waren. Diese Zeit mag kurz erscheinen, man muß jedoch bedenken, daß der Energiebedarf der Bordapparatur mit ihren zahlreichen Meß- und Regelsystemen außerordentlich hoch war.

Sputnik 2 hat während seiner 162tägigen Lebensdauer die Erde 2370mal umkreist, bevor er am 14. April 1958 in den dichteren Schichten der Erdatmosphäre verglühte.

Mit diesem Experiment wurde erstmals praktisch bewiesen, daß auch ein hochorganisiertes Lebewesen den Zustand der Schwerelosigkeit über eine relativ lange Zeit ertragen kann – eine Erkenntnis, die für die Vorbereitung bemannter Raumflüge von außerordentlich großer Bedeutung war.

#### **Die wichtigsten Angaben über SPUTNIK 2 (1957 Beta):**

Gestartet am 3. 11. 1957 – Kegel, Durchmesser etwa 1,7 m, Länge einschließlich der nicht abgetrennten Raketstufe etwa 26 m; Nutzmasse 508,3 kg – Bahndaten: Bahnneigung 65°,31; Perigäum 225 km, Apogäum 1671 km; Umlaufzeit 103<sup>m</sup>,76 – letzte Funksignale am 10. 11. 1957. Lebensdauer 162 Tage (2370 Umläufe); verglüht am 14. 4. 1958



## **EXPLORER (USA)**

Von den USA wurden bisher insgesamt 26 Startversuche mit Explorer-Satelliten unternommen. Davon kann man 17 als mehr oder weniger gelungen bezeichnen, 9 waren Fehlstarts.

Dem Aufbau, der Ausrüstung und der Aufgabenstellung nach muß man vier Gruppen von Explorer-Satelliten unterscheiden.

Gruppe 1: Zu ihr gehören Explorer 1, 3 und 4, soweit es sich um gelungene Starts handelt, und die Explorer-Satelliten 2 und 5, deren Starts mißlingen. Die Nutzmassen der Satelliten dieser Gruppe bewegen sich zwischen 8,2 und 11,7 kg. Das Hauptziel der Untersuchungen mit diesen Raumflugkörpern war die Messung der Intensität der kosmischen Strahlung mit Geigerzählern.

Die Explorer-Satelliten haben zur Ermittlung des Aufbaus, der Lage und der Ausdehnung der Strahlungsgürtel der Erde, der sogenannten „van-Allan-Gürtel“, beigetragen.

Als Trägerraketensystem der Satelliten dieser Gruppe fand die Vierstufenrakete Jupiter C (Juno 1) Verwendung. Dabei wurde die militärische Kurzstreckenrakete Redstone als erste Stufe benutzt; die zweite Stufe bestand aus einem Bündel von 11 Feststoffraketen, die dritte aus einem Bündel von 3 Feststoffraketen, und die vierte Stufe, ebenfalls eine Feststoffrakete, war mit dem Satelliten verbunden.

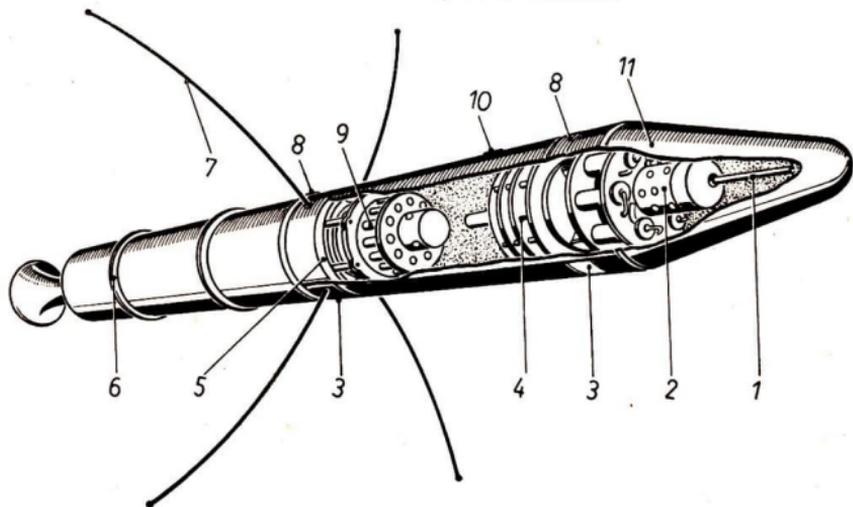
Gruppe 2: Zu ihr gehören die Explorer-Satelliten 6 (siehe Bild oben), 7, 8, 10, 11, 12, 14, 15 und 18.

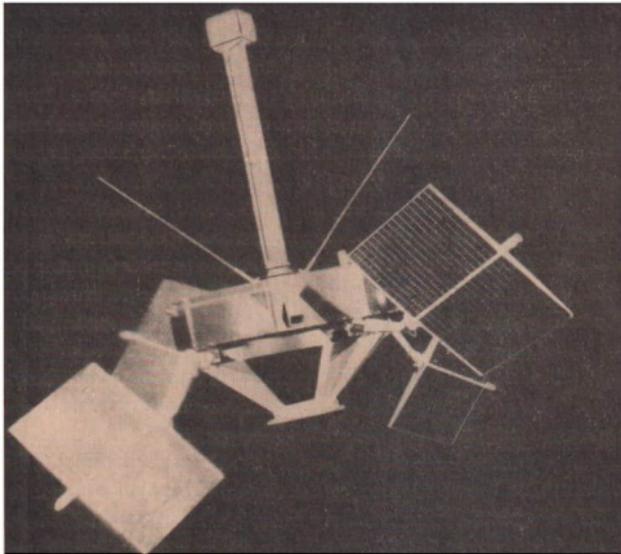
Mit den Satelliten dieser Gruppe wurden die Ionosphäre, die Strahlungsgürtel der Erde und die Mikrometeorite im erdnahen kosmischen Raum eingehender untersucht.

Aus dieser Gruppe sind die Explorer-Satelliten 6 und 12 wissenschaftlich besonders interessant. Bedeutsame Beobachtungen wurden mit den Strahlendetektoren (dazu gehören Ionisationskammer, Geigerzählrohre und Szintillationszähler) des amerikanischen Erdsatelliten Explorer 6 gemacht. Die stark ausgezogene Ellipsenbahn, deren erdnächster Punkt in etwa 250 km, deren erdfernster Punkt jedoch in mehr als 42 000 km Abstand von der Erdoberfläche lag, führte den Schaufelradsatelliten, wie Explorer 6 auch genannt wird, täglich zweimal durch die Strahlungsgürtel.

Mit Hilfe der auf Strahlen bestimmten Energieniveaus ansprechenden Meßgeräte fand man unter anderem, daß der innere, etwa 3000 km dicke Strahlungsring einen schmalen Bereich harter, durchdringender Strahlung aufweist, die durch Protonen von weit mehr als 75 Millionen eV verursacht wird, was bei Elektronen einer Energie von über 13 Millionen eV entspräche. In 2000 km Erdabstand, in Höhe des 20. Breitengrades zum erdmagnetischen Äquator, beträgt seine Dicke etwa 500 km; die Zählrate der mit Blei abgeschirmten

**Aufbauschema von Explorer 1 (1958 Alpha). 1 – Temperaturmeßgerät, 2 – Sender 10 mW, 3 – Meßgerät für Außentemperatur, 4 – Registriergerät für Mikrometeoriten und kosmische Strahlung, 5 – Temperaturmeßgerät, 6 – Registriergerät für Mikrometeoriten, 7 – Antennen, 8 – Temperaturmeßgerät, 9 – Sender 60 mW, 10 – Mikrometeoriten-Mikrophon, 11 – Nasenkonus**





**Strahlungsmeßsatellit Explorer 15 (1962 Beta Lambda)**

Geräte lag bei 1400 Teilchen je Sekunde und Quadratzentimeter.

Schließlich konnten durch Explorer 6 „Ebbe“ und „Flut“ in den Strahlungsgürteln der Erde nachgewiesen werden. Bei dieser Erscheinung scheint keine einfache, direkte Beziehung zur Sonnenaktivität vorzuliegen, da in zahlreichen Fällen heftiger Sonnentätigkeit und intensiver Magnetstürme die Intensität des Strahlungsringes der Erde erst Tage später anstieg.

Auch Explorer 12 befindet sich auf einer sehr langgestreckten elliptischen Bahn. Das Perigäum liegt in einer Entfernung von 288 km, das Apogäum in einer Entfernung 76 900 km von der Erdoberfläche. Die Umlaufzeit beträgt  $26^h24^m$ .

Explorer 12 hat eine Masse von 37,52 kg und besteht aus einem achteckigen flachen Instrumententräger von 69 cm Durchmesser, an dem vier mit insgesamt 5600 Siliziumzellen besetzte Sonnenbatterieplatten angebracht sind. Er ist mit einem 2 W starken Sender ausgerüstet, der in der Sekunde 50 Meßdaten in Form von Funksignalen übermittelt. Bodenstationen in Nord- und Südamerika, in Australien und Südafrika nahmen die 112 Tage währenden Meßwertsendungen auf. Die Instrumentierung von Explorer 12 gestattete um-

fangreiche Untersuchungen der Strahlungsgürtel der Erde sowie die Erforschung des sogenannten Sonnenwindes. Die Satelliten dieser Gruppe wurden mit Raketen vom Typ Juno 2, Thor-Able oder Thor-Delta gestartet.

Am 19. November 1963 startete die NASA den Satelliten Explorer 18 auf eine sehr stark exzentrische Erdsatellitenbahn, der auch die Bezeichnung IMP, eine Abkürzung von Interplanetary Monitoring Plattform (Interplanetare Warnungsplattform) erhielt. Der Satellit hat die Aufgabe, Astronauten vor Sonneneruptionen zu warnen. Es geht vor allem darum, den solaren Protonenfluß und Energie-Informationen über diesen Fluß zu registrieren und die Meßwerte an Empfangszentralen auf der Erde zu übertragen, von wo aus diese an Astronauten, die die Erde umkreisen, weitergegeben werden sollen. Darüber hinaus wird IMP 1 der Sammlung von Daten während eines Teils des elfjährigen Sonnenfleckenzyklus dienen. Gestartet wurde IMP 1 mit einer modifizierten Thor-Delta-Rakete, bei der an Stelle der alten dritten Stufe eine verbesserte Feststoffendstufe mit der Bezeichnung ABL X258 - A 5 D M eingesetzt wurde. Diese Raketenstufe soll einen Schub von 2,5 bis 2,6 Mp liefern.

Nach dem Start wurden für die Bahn als Perigäum 193 km und als Apogäum 197 585 km angegeben. Die Umlaufzeit beträgt 93<sup>h</sup>, die Bahnneigung 33°,35. Man rechnet mit einer Lebenszeit von 6 bis 12 Monaten.

Insgesamt sollen mit IMP 1 acht verschiedene wissenschaftliche Experimente ausgeführt werden, die sich in drei Gruppen einteilen lassen:

Untersuchungen des interplanetaren Magnetfeldes;

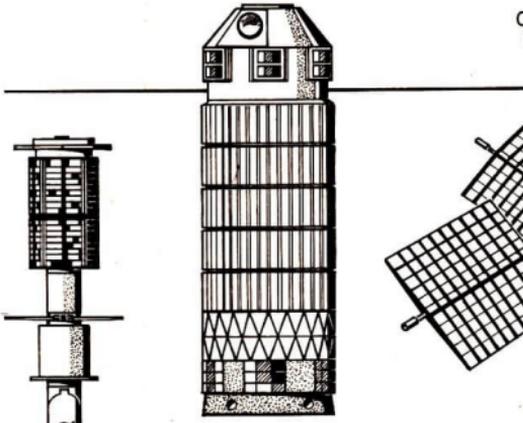
Untersuchungen des Sonnenwindes;

Untersuchungen der kosmischen Strahlen.

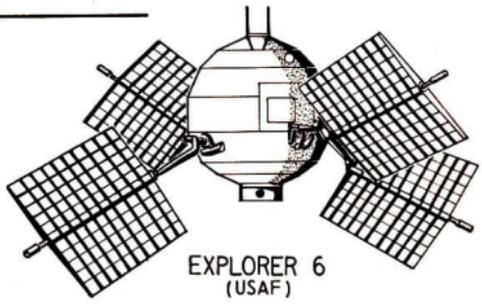
IMP 1 ist mit drei Magnetometern, vier verschiedenen Meßinstrumenten zur Untersuchung des solaren Windes, zwei verschiedenen Instrumententypen zur Untersuchung der kosmischen Strahlung und zwei Geigerzählern ausgerüstet. Von den drei Magnetometern ist eines ein Rubidiumdampf-magnetometer, die beiden anderen sind sogenannte Fluß-magnetometer. Alle drei Instrumente dienen der Messung des interplanetaren Magnetfeldes und des äußeren geomagnetischen Feldes.

Die Meßinstrumente zur Untersuchung des solaren Windes ermitteln die Protonenkonzentration außerhalb des Satelliten, Geringfügig energetische Teilchen werden durch eine Plasmasonde gemessen. Schließlich hat IMP 1 noch einen

0 50 100 cm



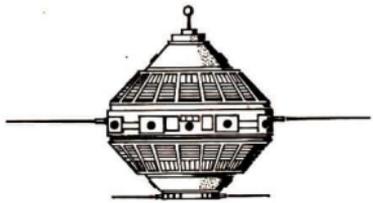
EXPLORER 13 u. 16



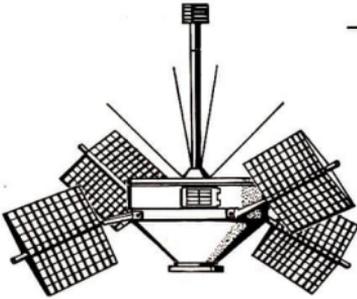
EXPLORER 6 (USAF)



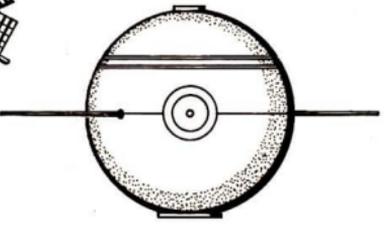
EXPLORER 11



EXPLORER 6 u. 7 (US-Army)



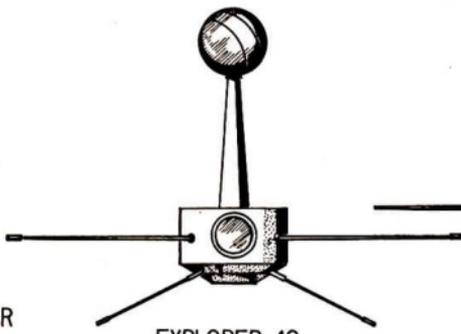
EXPLORER 12, 14, 15, 18



EXPLORER 17



EXPLORER 1, 2, 3, 4, 5



EXPLORER 10



EXPLORER 8

Typentafel der wichtigsten Explorer-Satelliten

Sensor, der die Konzentration und die Temperatur von thermischen Ionen und Elektronen mißt.

Von den Instrumenten zur Untersuchung der kosmischen Strahlung besteht eins aus 25 Halbleiterdetektoren, bei denen auf 64 Kanälen der Durchgang solarer Heliumkerne analysiert wird. Diese Analysatoren geben Auskunft über die Energie der einzelnen Teilchen der solaren Alphastrahlung. Da sie auch für sehr niederenergetische Teilchen empfindlich sind, ist der Genauigkeitsgrad der Energieangabe allerdings gering. Auch die sichere Unterscheidung von Heliumkernen und Protonen ist schwierig.

Von den zwei Geigerzählern ist einer in der Rotationsachse des Satelliten und der zweite senkrecht dazu angebracht.

Gruppe 3: Zu ihr gehören die Explorer-Satelliten 9, 13, 16 und 19. Explorer 9 und 19 waren Ballonsatelliten. Explorer 13 und 16 sind speziell für Untersuchungen der Häufigkeit und der Masse der Mikrometeorite ausgerüstet. Sie messen Konzentration, Größe und Geschwindigkeit von Kleinstmeteoriten und Partikeln kosmischen Staubes in Höhen zwischen 380 und 1000 km und ermöglichen die Erforschung ihrer Einwirkung auf Raumflugkörper.

Explorer 13 hat eine Gesamtmasse von rund 85 kg. Davon entfallen 56,7 kg auf die eigentliche Nutzlast, die von der amerikanischen Weltraumbehörde NASA als Forschungsgerät S-55 bezeichnet wird. Es enthält außer den notwendigen Funkausrüstungen und Batterien eine Vielzahl empfindlicher Detektoren, die jede Berührung mit kosmischem Staub registrieren. 160 davon sind mit Stickstoff und Helium gefüllte Beryllium-Kupfer-Druckzellen. Das Forschungsgerät ist außerdem mit 46 Drahtgitterdetektoren ausgerüstet, die beim Auftreffen kleiner Staubpartikel Meßsignale auslösen. Die gleiche Aufgabe erfüllen auch 2 Kadmiumsulfidzellen. Die Meßdaten aller Geräte werden in elektronischen Speichern gesammelt und über zwei Telemetriesysteme auf ein Abrufsignal zu den Bodenstationen der Erde gefunkt.

Der erste Satellit der vierten Gruppe war Explorer 17. Der Körper dieses Satelliten ist kugelförmig mit einem Durchmesser von 89 cm. Seine Masse beträgt 184 kg. Es handelt sich um einen Satelliten, mit dessen Hilfe die chemische Zusammensetzung, die Dichte und die Temperatur der Hochatmosphäre untersucht werden sollen. Dafür ist Explorer 17 mit zwei Massenspektrometern, vier Manometern und zwei elektrostatischen Ladungsmessern ausgerüstet.

Mit dem Massenspektrometer will man die Häufigkeit von

Helium, atomarem Sauerstoff und atomarem Stickstoff sowie von molekularem Stickstoff und molekularem Sauerstoff in den verschiedenen Höhenbereichen, die der Satellit durchfliegt, feststellen.

Die Spektrometer ähneln Faraday-Käfigen, die durch zwei Magnetfelder gebildet werden.

Von den vier Vakuummanometern sind je zwei für verschiedene Dichtebereiche bestimmt. Mit ihnen will man Angaben über die tägliche Variation der Dichte von Teilchen in der Ionosphäre erhalten. Durch frühere Messungen ist bekannt, daß zwischen Tag und Nacht ein großer Dichteunterschied besteht, daß die Atmosphäre nachts kontrahiert und am Tage expandiert.

Die elektrostatischen Ladungsmesser sind vom Typ der Langmuir-Sonde und wurden von der Universität Michigan entwickelt. Da Explorer 17 keine Meßwertspeicheranlage hat, arbeitet er nur auf Kommando von Bodenstationen. Diese befinden sich an drei Punkten, in Blossom Point (Maryland, USA), St. Johns (Neufundland) und Woomera (Australien).

Gelangt der Satellit in den Sichtbereich einer dieser Stationen, so wird er durch Funkkommando eingeschaltet. Danach schaltet ein zweites Kommando einen Zehnfachschalter ein, mit dem eine der acht möglichen Instrumentenkombinationen in Tätigkeit gesetzt wird. Die Meßinstrumente von Explorer 17 können täglich nur für maximal 4 Minuten eingeschaltet werden. Dagegen sendete Sputnik 3, der neben zahlreichen anderen Instrumenten die gleiche Meßapparatur hatte, ununterbrochen 691 Tage lang.

Eine Stunde nach Erreichen der Umlaufbahn wurde beim Überfliegen der australischen Station Woomera durch ein Funkkommando der Befehl zum Öffnen der Manometer gegeben, die vor dem Start evakuiert und hermetisch verschlossen worden waren. 45 Minuten später, beim Überfliegen Neufundlands, erhielt der Satellit das zweite Kommando, durch das die Manometer ihre ersten Messungen auszuführen begannen. Explorer 17 ist rotationsstabilisiert mit 1,5 Umdrehungen in der Minute und hat ein Orientierungssystem.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche von EXPLORER-Satelliten:**

**EXPLORER 1** (1958 Alpha) – gestartet am 1. 2. 1958 mit Vierstufenrakete Jupiter C in Cape Canaveral – Zylinder mit Nasenkonus, Durchmesser 0,152 m, Länge 2,03 m; Gesamtmasse 13,96 kg, Nutz-

masse 8,22 kg – Bahndaten: Bahnneigung 33°,21; Perigäum 361 km, Apogäum 2530 km; Umlaufzeit 114<sup>m</sup>,9 – letzte Funksignale am 23. 5. 1958. Kreist noch (Lebensdauer etwa 10 Jahre)

**EXPLORER 2** – Fehlstart am 5. 3. 1958 mit Vierstufenrakete Jupiter C in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Massen wie Explorer 1. Bahn nicht erreicht (letzte Raketenstufe zündete nicht)

**EXPLORER 3** (1958 Gamma) – gestartet am 26. 3. 1958 mit Vierstufenrakete Jupiter C in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Explorer 1; Gesamtmasse 14,06 kg, Nutzmasse 8,32 kg – Bahn-  
daten: Bahnneigung 33°,37; Perigäum 192 km, Apogäum 2820 km; Umlaufzeit 115<sup>m</sup>,87 – letzte Funksignale am 16. 6. 1958. Lebensdauer 93 Tage (etwa 1150 Umläufe); verglüht am 27. 6. 1958

**EXPLORER 4** (1958 Epsilon) – gestartet am 26. 7. 1958 mit Vierstufenrakete Jupiter C in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Explorer 1; Gesamtmasse 17,43 kg, Nutzmasse 11,66 kg – Bahn-  
daten: Bahnneigung 50°,29; Perigäum 262 km, Apogäum 2220 km; Umlaufzeit 110<sup>m</sup>,27 – letzte Funksignale am 6. 10. 1958. Lebensdauer 454 Tage (6400 Umläufe); verglüht am 23. 10. 1959

**EXPLORER 5** – Fehlstart am 24. 8. 1958 mit Vierstufenrakete Jupiter C in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Massen ähnlich Explorer 1. Bahn nicht erreicht (1. Raketenstufe rampte nach der Trennung die folgenden Stufen)

**EXPLORER (6)** – Fehlstart am 16. 7. 1959 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral (US Army) – Form, Abmessungen und Masse siehe Explorer 7. Bahn nicht erreicht (Rakete vom Kurs abgewichen, mußte 5,5s nach dem Start gesprengt werden)

**EXPLORER 6** (1959 Delta) – gestartet am 7. 8. 1959 mit Dreistufenrakete Thor-Able 3 in Cape Canaveral (US Air Force) – Kugel mit vier paddelförmigen Auslegern, Durchmesser 0,66 m; Masse 64,4 kg – Bahn-  
daten: Bahnneigung 46°,95; Perigäum 253 km, Apogäum 42450 km; Umlaufzeit 12<sup>h</sup>48<sup>m</sup> – letzte Funksignale am 6. 10. 1959. Lebensdauer etwa 23 Monate; verglüht vor Juli 1961

**EXPLORER 7** (1959 Iota) – gestartet am 13. 10. 1959 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral – Doppelkegel, Durchmesser 0,76 m, Höhe 0,76 m; Masse 48,18 kg – Bahn-  
daten: Bahnneigung 50°,32; Perigäum 557 km, Apogäum 1090 km; Umlaufzeit 101<sup>m</sup>,35. Kreist noch (Lebensdauer etwa 30 Jahre)

**EXPLORER (8)** – Fehlstart am 23. 3. 1960 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse ähnlich Explorer 7. Bahn nicht erreicht (letzte Raketenstufe zündete nicht)

**EXPLORER 8** (1960 Xi) – gestartet am 3. 11. 1960 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse ähnlich Explorer 7 – Bahn-  
daten: Bahnneigung 49°,95; Perigäum 422 km, Apogäum 2293 km; Umlaufzeit 112<sup>m</sup>,8 – letzte Funksignale am 27. 12. 1960. Kreist noch (Lebensdauer etwa 50 Jahre)

**EXPLORER (9)** – Fehlstart am 4. 12. 1960 mit Vierstufenrakete Scout in Wallops Island – Form, Abmessungen und Massen siehe Explorer 9 (1961 Delta). Bahn nicht erreicht (zweite Raketenstufe zündete nicht)

**EXPLORER 9** (1961 Delta) – gestartet am 16. 2. 1961 mit Vierstufenrakete Scout in Wallops Island – kugelförmiger Ballon, Durchmesser 3,66 m; Gesamtmasse 36,3 kg, Nutzmasse 6,63 kg – Bahndaten: Bahnneigung 38°,86; Perigäum 634 km, Apogäum 2583 km; Umlaufzeit 118<sup>m</sup>,28 – letzte Funksignale am 25. 2. 1961. Lebensdauer 1148 Tage; verglüht am 19. 4. 1964

**EXPLORER (10)** – Fehlstart am 24. 2. 1961 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral – Form und Abmessungen siehe Explorer 10 (1961 Kappa); Masse 33,6 kg. Bahn nicht erreicht (letzte Raketstufe funktionierte nicht)

**EXPLORER 10** (1961 Kappa) – gestartet am 25. 3. 1961 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Trommel mit Kugel auf kegelförmigem Träger, Durchmesser 0,49 m, Gesamthöhe 1,32 m; Masse 35,9 kg – Bahndaten: Bahnneigung 33°,0; Perigäum 177 km, Apogäum 181050 km; Umlaufzeit 111<sup>h</sup>,0 – letzte Funksignale am 28. 3. 1961. Lebensdauer 4 Tage (1 Umlauf); verglüht am 29. 3. 1961

**EXPLORER 11** (1961 Ny) – gestartet am 27. 4. 1961 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral – achteckiger Kasten 0,3 m × 0,3 m × 0,6 m auf einem Rohr, Durchmesser 0,15 m, Länge 0,52 m; Masse 42,75 kg – Bahndaten: Bahnneigung 28°,76; Perigäum 482 km, Apogäum 1792 km; Umlaufzeit 108<sup>m</sup>,1. Kreist noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)

**EXPLORER (12)** – Fehlstart am 24. 5. 1961 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse wie Explorer 10. Bahn nicht erreicht (2. Raketstufe zündete nicht)

**EXPLORER (13)** – Fehlstart am 30. 6. 1961 mit Vierstufenrakete Scout in Wallops Island – Form und Abmessungen siehe Explorer 13 (1961 Chi); Masse etwa 85 kg. Bahn nicht erreicht (3. Raketstufe zündete nicht, Rakete mußte in 110 km Höhe gesprengt werden)

**EXPLORER 12** (1961 Ypsilon) – gestartet am 16. 8. 1961 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – achteckiger Kegel, Durchmesser 0,69 m, Höhe 0,48 m, mit 0,8 m langem Rohr und 4 paddelförmigen Auslegern; Masse 37,52 kg – Bahndaten: Bahnneigung 33°,3; Perigäum 288 km, Apogäum 76 900 km; Umlaufzeit 26<sup>h</sup>24<sup>m</sup> – letzte Funksignale am 6. 12. 1961. Kreist noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)

**EXPLORER 13** (1961 Chi) – gestartet am 25. 8. 1961 mit Vierstufenrakete Scout in Wallops Island – Zylinder, Durchmesser 0,61 m, Höhe 1,93 m; Gesamtmasse 84,9 kg, Nutzmasse 57,6 kg – Bahndaten: Bahnneigung 37°,7; Perigäum 124 km, Apogäum 1167 km; Umlaufzeit 97<sup>m</sup>,27 – letzte Funksignale am 28. 8. 1961. Lebensdauer 2 Tage; verglüht am 28. 8. 1961

**EXPLORER 14** (1962 Beta Gamma) – gestartet am 2. 10. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Explorer 12; Masse 40,4 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,95; Perigäum 282 km, Apogäum 98 550 km; Umlaufzeit 34<sup>h</sup>4<sup>m</sup> – letzte Funksignale im Mai 1964. Kreist noch (Lebensdauer etwa 10 Jahre)

**EXPLORER 15** (1962 Beta Lambda) – gestartet am 28. 10. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Explorer 12; Masse 45,4 kg – Bahndaten: Bahnneigung 18°,02; Perigäum 312 km, Apogäum 17 640 km; Umlaufzeit 5h15m – letzte Funksignale im Februar 1963. Kreist noch (Lebensdauer etwa 30 Jahre)

**EXPLORER 16** (1962 Beta Chi) – gestartet am 16. 12. 1962 mit Vierstufenrakete Scout in Wallops Island – Form und Abmessungen wie Explorer 13; Gesamtmasse 100,8 kg, Nutzmasse 73,5 kg – Bahndaten: Bahnneigung 51°,99; Perigäum 755 km, Apogäum 1170 km; Umlaufzeit 104m,32 – letzte Funksignale am 15. 9. 1963. Kreist noch (Lebensdauer etwa 1000 Jahre)

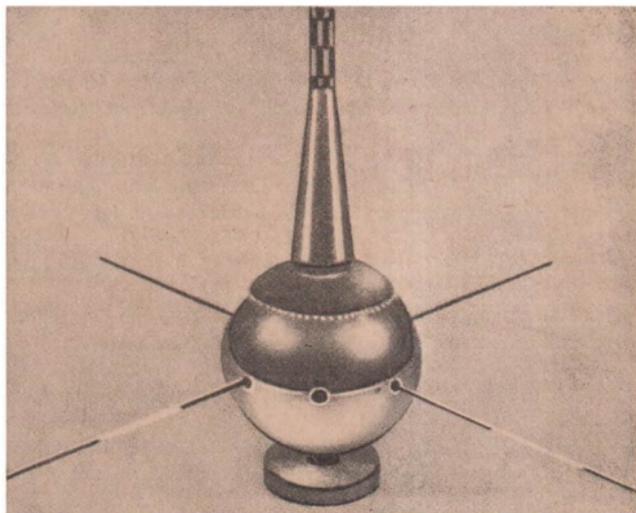
**EXPLORER 17** (1963-09) – gestartet am 3. 4. 1963 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Kugel, Durchmesser 0,89 m; Masse 184 kg – Bahndaten: Bahnneigung 57°,63; Perigäum 256 km, Apogäum 917 km; Umlaufzeit 96m,4. Kreist noch (Lebensdauer etwa 2 Jahre)

**EXPLORER 18** (1963-46) – gestartet am 27. 11. 1963 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Kennedy\* – Form und Abmessungen wie Explorer 12; Masse 62,6 kg – Bahndaten: Bahnneigung 33°,5; Perigäum 193 km, Apogäum 197 585 km; Umlaufzeit etwa 93h. Kreist noch (Lebensdauer etwa 1 Jahr)

**EXPLORER 19** (1963-53) – gestartet am 19. 12. 1963 mit Vierstufenrakete Scout in Point Arguello – Form und Abmessungen wie Explorer 9; Nutzmasse 7,1 kg – Bahndaten: Bahnneigung 78°,61; Perigäum 598 km, Apogäum 2380 km; Umlaufzeit 115m,9. Kreist noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre)

**EXPLORER 20** – Fehlstart am 19. 3. 1964 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Kennedy – achteckiger Zylinder, Durchmesser 0,46 m, Höhe 0,31 m, mit vier Solarzellenflügeln (je 0,25 m breit, 1,68 m lang); Masse 120 kg. Bahn nicht erreicht (3. Stufe arbeitete nur 22s statt 40s)

\* Nach der Ermordung des amerikanischen Präsidenten John F. Kennedy wurde Cape Canaveral in Cape Kennedy umbenannt.



## VANGUARD (USA)

Nachdem die ersten amerikanischen Projekte künstlicher Erdsatelliten noch vor ihrer Verwirklichung wieder eingestellt worden waren, wie das Projekt MOUSE (Minimum Orbital Unmanned Satellite of Earth = kleiner unbemannter künstlicher Erdsatellit) von F. S. Singer oder das Orbiter-Projekt Wernher von Brauns, wurde das „Unternehmen Vanguard“ (Vorhut) mit kaum noch zu überbietendem Reklameaufwand als das erste offizielle Satellitenprojekt der USA für das Internationale Geophysikalische Jahr angekündigt.

Die Planung sah vor, zunächst einen und dann drei weitere etwa 10 kg schwere Meßsatelliten für geophysikalische und meteorologische Zwecke auf Erdumlaufbahnen zwischen 500 und 3500 km Höhe zu bringen.

Als Trägersystem war eine Dreistufenrakete entwickelt worden. Ihre Triebwerke wurden von drei verschiedenen Konzernen gebaut (!), die Gesamtprojektierung und der Zellenbau lagen in der Hand eines vierten. Die Startmasse der 22 m langen Rakete belief sich auf 10 200 kg, der Startschub betrug 12 500 kp, der Schub der Zweitstufe 3 400 kp und der der dritten Stufe 2000 kp.

Nach 2 Fehlstarts am 6. Dezember 1957 und am 5. Februar 1958 glückte am 17. März 1959 der Start des 1,48 kg schweren

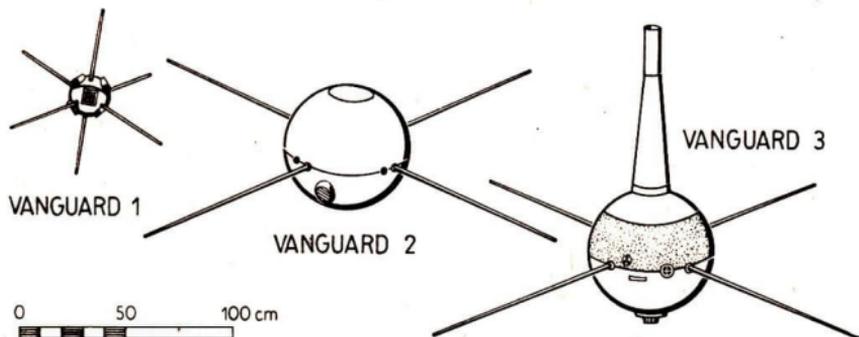
Testsatelliten Vanguard 1 (1958 Beta). Seine gesamte Ausrüstung besteht aus zwei winzigen Sendern von 5 und 10 mW Leistung. Die Sendeenergie bezieht einer aus Solarbatterien, der andere aus chemischen Batterien. Da man vergessen hatte, einen Abschaltmechanismus für die Sender einzubauen, sendet der Satellit noch heute und blockiert damit eine Sendefrequenz.

Fünf Fehlstarts waren gefolgt, bevor am 17. Februar 1959 Vanguard 2 (1959 Alpha) auf seine Bahn gelangte. Als erster von 4 geplanten Satelliten der Hauptserie sollte er Informationen über die Großwetterlage liefern. Zu diesem Zweck war der 9,76 kg schwere kugelförmige Flugkörper mit Infrarotfotозellen und zwei durch Quecksilberbatterien gespeisten Sendern ausgerüstet. Infolge unkontrollierbarer Taumelbewegungen des Satelliten waren jedoch die Meßergebnisse unbefriedigend und nur zum geringen Teil verwertbar.

Nach weiteren 2 Fehlstarts hob am 18. September 1959 Vanguard 3 (1959 Eta) vom Starttisch ab und erreichte seine Bahn. Da beim vorhergegangenen Versuch Schwierigkeiten bei der Trennung des Satelliten von der letzten Raketenstufe aufgetreten waren, wurde Vanguard 3 nicht von der Drittstufe gelöst. Von der Gesamtmasse von 45,4 kg entfällt etwa die Hälfte auf die Raketenendstufe, so daß die eigentliche Satellitenmasse nur 22,76 kg ausmacht. Vanguard 3 trägt zum Unterschied von Vanguard 2 noch einen kegelförmigen Aufsatz mit einem Magnetometer zur Messung des Erdmagnetfeldes. Als zweites Meßgerät ist ein Registriergerät für die Röntgenstrahlung der Sonne installiert.

Damit wurde das Vanguard-Programm eingestellt. Bei 12 Startversuchen gelangten nur 3 Satelliten auf Umlaufbahn.

Typentafel der Vanguard-Satelliten



nen. Die Ergebnisse stehen also in krassem Gegensatz zu dem Reklameaufwand und den Vorschußlorbeeren, mit denen das Unternehmen aus Prestige Gründen bedacht worden ist.

#### **Die wichtigsten Angaben über sämtliche Starts und Startversuche von VANGUARD-Satelliten:**

**VANGUARD (1)** – Fehlstart am 6. 12. 1957 mit Dreistufenrakete Vanguard TV. 3 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse siehe Vanguard 1 (1958 Beta). Bahn nicht erreicht (1. Raketenstufe verbrannte im Startturm)

**VANGUARD (1)** – Fehlstart am 5. 2. 1958 mit Dreistufenrakete Vanguard TV. 3 A in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse siehe Vanguard 1 (1958 Beta). Bahn nicht erreicht (Steuerung der 1. Raketenstufe versagte, Rakete wich vom Kurs ab, wurde in 6000 m Höhe gesprengt)

**VANGUARD 1 (1958 Beta)** – gestartet am 17. 3. 1958 mit Dreistufenrakete Vanguard TV. 4 in Cape Canaveral – Kugel, Durchmesser 0,163 m; Masse 1,48 kg – Bahndaten: Bahnneigung 34°,33; Perigäum 659 km, Apogäum 3910 km; Umlaufzeit 133<sup>m</sup>,8. Kreist noch (Lebensdauer etwa 200 Jahre)

**VANGUARD (2)** – Fehlstart am 28. 4. 1958 mit Dreistufenrakete Vanguard TV. 5 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse siehe Vanguard 2 (1959 Alpha). Bahn nicht erreicht (3. Raketenstufe erhielt keinen Zündimpuls)

**VANGUARD (2)** – Fehlstart am 27. 5. 1958 mit Dreistufenrakete Vanguard SLV. 1 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse siehe Vanguard 2 (1959 Alpha). Bahn nicht erreicht (2. Raketenstufe trennte unkorrekt)

**VANGUARD (2)** – Fehlstart am 26. 6. 1958 mit Dreistufenrakete Vanguard SLV. 2 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse siehe Vanguard 2 (1959 Alpha). Bahn nicht erreicht (2. Raketenstufe trennte vorzeitig)

**VANGUARD (2)** – Fehlstart am 16. 9. 1958 mit Dreistufenrakete Vanguard SLV. 3 in Cape Canaveral. – Form, Abmessungen und Masse siehe Vanguard 2 (1959 Alpha). Bahn nicht erreicht (Schub der ersten Raketenstufe zu gering, Rakete hob nicht ab)

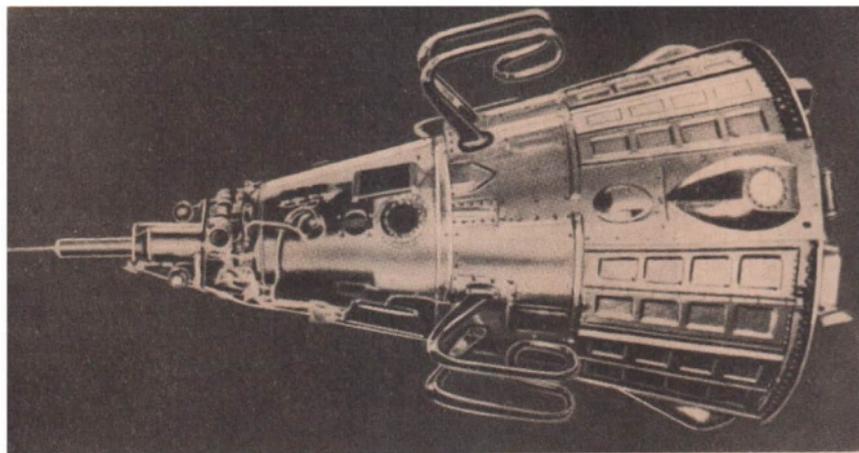
**VANGUARD (2)** – Fehlstart am 26. 9. 1958 mit Dreistufenrakete Vanguard SLV. 3 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse siehe Vanguard 2 (1959 Alpha). Bahn nicht erreicht (2. Raketenstufe lieferte unregelmäßigen Schub)

**VANGUARD 2 (1959 Alpha)** – gestartet am 17. 2. 1959 mit Dreistufenrakete Vanguard SLV. 4 in Cape Canaveral – Kugel, Durchmesser 0,51 m; Masse 9,76 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,88; Perigäum 558 km, Apogäum 3325 km; Umlaufzeit 125<sup>m</sup>,85 – letzte Funksignale am 15. 3. 1959. Kreist noch (Lebensdauer etwa 150 Jahre)

**VANGUARD (3)** – Fehlstart am 13. 4. 1959 mit Dreistufenrakete Vanguard SLV. 5 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse wie Vanguard 2 (1959 Alpha). Bahn nicht erreicht (Steuerfehler der 2. Raketenstufe)

**VANGUARD (3)** – Fehlstart am 22. 6. 1959 mit Dreistufenrakete Vanguard SLV. 6 in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse wie Vanguard 2 (1959 Alpha). Bahn nicht erreicht (2. Raketenstufe lieferte zu geringen Schub)

**VANGUARD 3 (1959 Eta)** – gestartet am 18. 9. 1959 mit Dreistufenrakete Vanguard SLV. 7 in Cape Canaveral – Kugel, Durchmesser 0,51 m, mit aufgesetztem Zylinder, Durchmesser 0,15 m, Höhe 0,66 m; Gesamtmasse 45,4 kg, Nutzmasse 22,76 kg – Bahndaten: Bahnneigung 33°,34; Perigäum 515 km, Apogäum 3748 km; Umlaufzeit 130m,3 – letzte Funksignale am 11. 12. 1959. Kreist noch (Lebensdauer etwa 150 Jahre)



## **SPUTNIK 3 (UdSSR)**

Sputnik 3 (1958 Delta) gelangte am 15. Mai 1958 auf eine Erdumlaufbahn, deren wichtigste Parameter auf Seite 35 wiedergegeben sind. Der Satellit hatte die Form eines Kegels mit einem Basisdurchmesser von 1,73 m und einer Länge von 3,57 m ohne die letzte Stufe der Trägerrakete, die wie bei Sputnik 1 nach Erreichen der Umlaufbahn abgetrennt wurde. Mit seiner Nutzmasse von 1327 kg gehört dieser Satellit auch heute noch zu den schwersten künstlichen Raumflugkörpern, wenn man von den etwa 5 t schweren sowjetischen Raumschiffen absieht.

Sputnik 3 war bereits ein großzügig ausgestattetes automatisches Laboratorium im Kosmos. Seine Ausrüstung und Instrumentierung, die insgesamt 968 kg ausmachten, gestattete die Ausführung eines umfangreichen differenzierten Forschungsprogramms. Dazu gehörten unter anderem folgende Messungen:

Zusammensetzung und Dichte der Erdatmosphäre,  
Konzentration der positiven Ionen in der Hochatmosphäre,  
Größe der elektrostatischen Eigenladung des Satelliten,  
Stärke des elektrostatischen Feldes der Erde,  
Feldstärke des Magnetfeldes der Erde,  
Intensität der solaren Korpuskularstrahlung,  
Zusammensetzung und Veränderung der Primärkomponente der kosmischen Strahlung,

Verteilung der Photonen und der schweren Kerne in der kosmischen Strahlung,

Verteilungsdichte der Mikrometeoriten,

Temperaturen innerhalb des Satelliten und an seiner Außenhaut.

Dieser umfangreichen Aufgabenstellung diente die reichhaltige Instrumentierung und Ausrüstung von Sputnik 3. Sie enthielt folgende, zum Teil eigens für dieses Experiment entwickelte Geräte:

2 Ionisationsmanometer,

1 Magnetmanometer,

1 Hochfrequenz-Massenspektrometer,

2 Kugelgitter-Ionenfallen,

1 Tscherenkow-Zähler,

2 Lumineszenzmesser,

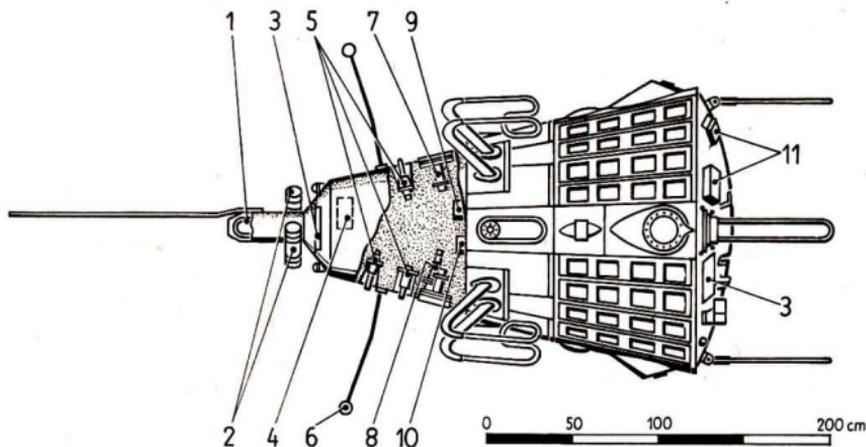
1 Zähler für die kosmische Strahlung,

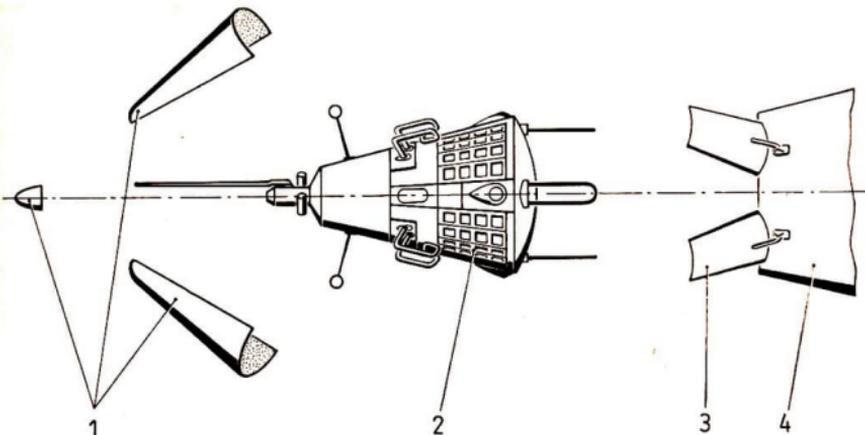
4 piezoelektrische Meteoritenzähler und

mehrere elektrostatische Ladungsmesser.

Die Anordnung eines Teiles dieser Instrumente veranschaulicht das untenstehende Bild. Nicht gezeigt sind die im Innern des rückwärtigen Teils untergebrachten Geräte. Dort befanden sich unter anderem die Meßwert- und Orien-

**Aufbauschema von Sputnik 3 (1958 Delta).** 1 – Magnetometer, 2 – Vervielfacher-Fotozelle zur Registrierung der solaren Strahlung, 3 – Solarbatterien, 4 – Registriergerät für Photonen in der Höhenstrahlung, 5 – Magnet- und Ionisationsmanometer, 6 – Ionenfalle, 7 – Fluxmeter, 8 – Massenspektrometer, 9 – Registriergerät für schwere Kerne der Höhenstrahlung, 10 – Meßgerät für die Intensität der primären Höhenstrahlung, 11 – Registriergerät für Mikrometeoriten





**Schema der Abtrennung von Sputnik 3 (1958 Delta) von der letzten Stufe der Trägerrakete. 1 – Teile des Schutzkegels, 2 – Satellit, 3 – Abdeckbleche, 4 – Endstufe der Trägerrakete**

tierungssender, chemische Batterien, das Programmzeitschaltwerk für den Meß- und Übertragungskomplex, das Innentemperaturmeßgerät mit dem Temperaturregler und die Meteoritzähler. Die Sendeanlage bestand aus einem Mehrkanalmeßwertsender (Frequenz 20,005 MHz) mit Meßwertspeicher und einem Ortungssender (40,002 MHz).

Die Stromversorgung erfolgte sowohl durch chemische Batterien als auch durch Solarzellen; die chemischen Stromquellen stellten ihre Arbeit nach zehntägiger Funktionsdauer am 25. Mai 1958 ein, während der durch die Solarbatterien betriebene Sender bis zum letzten Tag der Existenz des Satelliten tätig war.

Eine wichtige Voraussetzung für das einwandfreie Funktionieren der Meß- und Übertragungsgeräte ist eine konstante Innentemperatur des Satelliten, ganz gleich, ob er im Erdschatten fliegt oder im grellen Sonnenlicht. Die dabei auftretenden Temperaturdifferenzen erreichen beträchtliche Werte, die die Funktionsfähigkeit der empfindlichen Bordapparaturen in Frage stellen oder zumindest die Meßergebnisse verfälschen können. Deshalb wurde Sputnik 3 mit einem Temperaturregulierungssystem ausgerüstet, das aus 16 Sektionen jalousieartiger Blenden bestand, deren Öffnungswinkel nach den Werten des Temperaturmeßgerätes automatisch gesteuert werden konnte. Dadurch wurde der Reflektionsgrad der Satellitenoberfläche verändert und damit die Wärmeaufnahme reguliert.

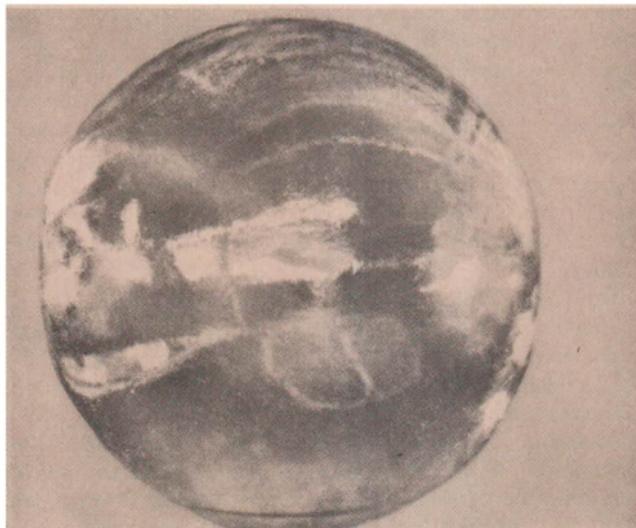
Die Lebensdauer von Sputnik 3 betrug 691 Tage. Am 6. April 1960 verglühte er in den dichteren Schichten der Erdatmosphäre, nachdem er die Erde 10 037 Mal umrundet hatte. Mit der Auswertung der Untersuchungsergebnisse, die mit Sputnik 3 gewonnen wurden, war die erste Etappe des sowjetischen Programms zur Erforschung der Hochatmosphäre mit künstlichen Erdsatelliten abgeschlossen. Mit Sputnik 3 konnten bereits 1958 fast alle die Messungen ausgeführt werden, die die USA mit 17 Explorer-Satelliten bis 1963 durchgeführt haben.

Als nächste Schritte folgten die Untersuchungen des kosmischen Raumes zwischen Erde und Mond, die Vorbereitung der bemannten Raumflüge durch unbemannte Raumschiffe und schließlich die Flüge der sowjetischen Kosmonauten auf Erdumlaufbahnen.

Die Experimente mit künstlichen Erdsatelliten fanden ihre Fortsetzung in dem Programm zur weiteren Erforschung des erdnahen kosmischen Raumes, das am 16. März 1962 mit dem Start von Kosmos 1 (siehe Seiten 73 bis 84) begonnen wurde.

#### **Die wichtigsten Angaben über SPUTNIK 3 (1958 Delta):**

Gestartet am 15. 5. 1958 – Kegel, Durchmesser 1,73 m, Länge 3,57 m; Masse 1327 kg, Instrumente 968 kg – Bahndaten: Bahnneigung 65°,2; Perigäum 226 km, Apogäum 1881 km; Umlaufzeit 105m,95 – letzte Funksignale am 6. 4. 1960. Lebensdauer 691 Tage (10037 Umläufe); verglüht am 6. 4. 1960



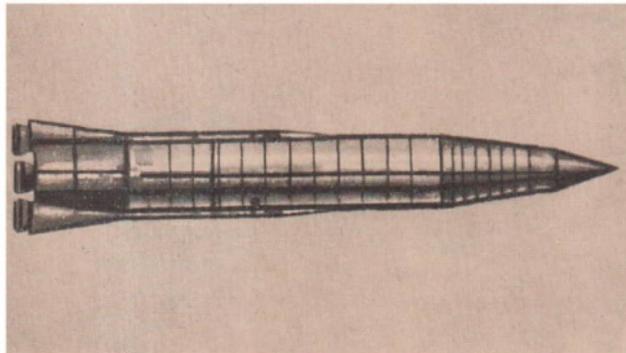
## **BEACON (USA)**

Ziel der Beacon-Versuche, die im Auftrag der amerikanischen Armee unternommen wurden, war die Schaffung von Satelliten, die in Höhen zwischen 650 und 2400 km kreisen und Aufschlüsse über die Luftdichte und deren Einfluß auf Satellitenbahnen liefern sollten. Wie die späteren Echo-Satelliten (siehe Seite 61 bis 64) waren auch die Beacon-Satelliten aluminiumbedampfte Plastikballons. Sie wurden in zusammengefaltetem Zustand in der letzten Raketenstufe mitgeführt und sollten nach Erreichen der Umlaufbahn mit Hilfe von Druckgas aufgeblasen werden. Insgesamt wurden 2 Startversuche unternommen, die jedoch fehlschlagen.

**Die wichtigsten Daten über sämtliche Startversuche von BEACON-Satelliten:**

**BEACON 1** – Fehlstart am 22. 10. 1958 mit Vierstufenrakete Jupiter C in Cape Canaveral – kugelförmiger Ballon, Durchmesser 3,66 m; Gesamtmasse 14,2 kg, Nutzmasse 4,1 kg. Bahn nicht erreicht (letzte Stufe der Trägerrakete mit der Nutzlast trennte sich vor Brennschluß)

**BEACON 2** – Fehlstart am 14. 8. 1959 mit Dreistufenrakete Juno 2 (modifiziert) in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Beacon 1; Gesamtmasse 38,1 kg; Nutzmasse 4,5 kg. Bahn nicht erreicht (1. Stufe der Trägerrakete versagte)

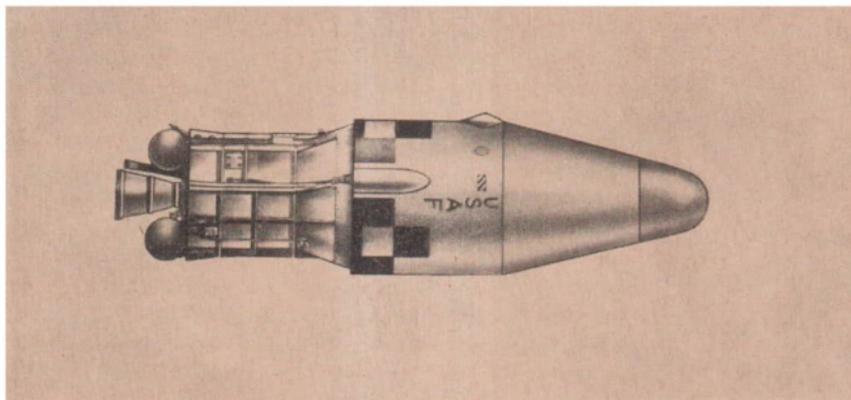


## **SCORE (USA)**

SCORE ist eine Abkürzung für **S**ignal **C**ommunications **O**rbital **R**elay **E**xperiment, zu deutsch etwa Weltraum-Funkverkehrs-Übermittlungsversuch. Trotz dieses wissenschaftlich klingenden Namens war das Experiment ein Unternehmen von höchst fragwürdiger Bedeutung. Es ging dabei im wesentlichen um eine Demonstration der militärischen Stärke der USA. SCORE war ein mit der Atlas-Trägerrakete fest verbundener Testsatellit von 68,1 kg Nutzmasse. Seine Ausrüstung bestand aus einem vorher bespielten Tonband mit einer kurzen Weihnachtsbotschaft des damaligen USA-Präsidenten Eisenhower, deren Text zur Erde gesendet wurde. Wissenschaftlichen Wert hatte dieses Objekt nicht.

### **Die wichtigsten Angaben über SCORE (1958 Zeta):**

Gestartet am 18. 12. 1958 mit Einstufenrakete Atlas B in Cape Canaveral – Kegel, nicht von der Atlas-Rakete getrennt, Durchmesser 2,74 m, Länge 24,38 m; Gesamtmasse 3972 kg, Nutzmasse 68,1 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,3; Perigäum 190 km, Apogäum 1487 km; Umlaufzeit 101m,46 – letzte Funksignale am 13. 1. 1959. Lebensdauer 34 Tage (560 Umläufe); verglüht am 21. 1. 1959



## DISCOVERER (USA)

Insgesamt wurden von den USA 38 Startversuche mit Discoverer-Satelliten unternommen. Davon waren 26 erfolgreich; 12 Starts sind nicht geglückt.

Die amerikanischen Militärbehörden verfolgten mit den Discoverer-Satelliten das Ziel, technische Besonderheiten der Aufklärungssatelliten vom Typ SAMOS zu erproben, nämlich die Rückführung von Instrumentenbehältern zur Erde. Diese Kapseln sollten später Filmmaterial mit Spionageaufnahmen von anderen Staaten aus der Umlaufbahn zurückbringen. Sie wurden in der Regel von Flugzeugverbänden, die weiträumige Netze schleppten, aufgefangen.

Die 26 geglückten Starts entfielen auf folgende Discoverer-Satelliten: 1, 2, 5, 6, 7, 8, 11, 13, 14, 15, 17, 18, 19, 20, 21, 23, 25, 26, 29, 30, 31, 32, 34, 35, 36, 38.

Fehlstarts waren die folgenden Satelliten: Discoverer 3, 4, 9, 10, 12, 16, 22, 24, 27, 28, 33, 37.

Die Kapselrückführung und die Kapselbergung gelangen bei 11 Satelliten, und zwar bei den Discoverer-Satelliten 13, 14, 17, 18, 25, 26, 29, 30, 32, 35 und 36. Davon wurden 7 in der Luft aufgefangen, 4 Kapseln konnten nach längerem Suchen aus der See gefischt werden. Für den Start der Discoverer-Satelliten 1 bis 15 benutzte man ein Trägerraketensystem, dessen erste Stufe aus der Thor- und dessen zweite Stufe aus der Agena-A-Rakete bestand.

Für die künstlichen Erdsatelliten Discoverer 16 bis 38 benutzte man als Zweitstufe die Agena-B-Rakete.

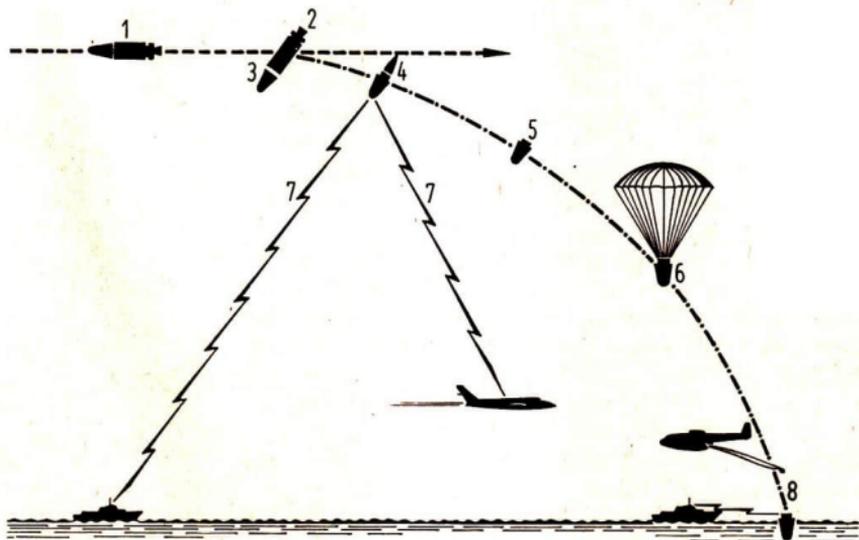
Die Discoverer-Satelliten hatten eine zylindrische Form mit aufgesetztem Nasenkonus. Der Durchmesser aller Satelliten dieses Typs betrug 1,52 m. In der Länge unterschieden sich die Discoverer-Satelliten nach zwei Gruppen. Die erste Gruppe hatte eine Länge von 5,85 m, die zweite Gruppe war 7,62 m lang.

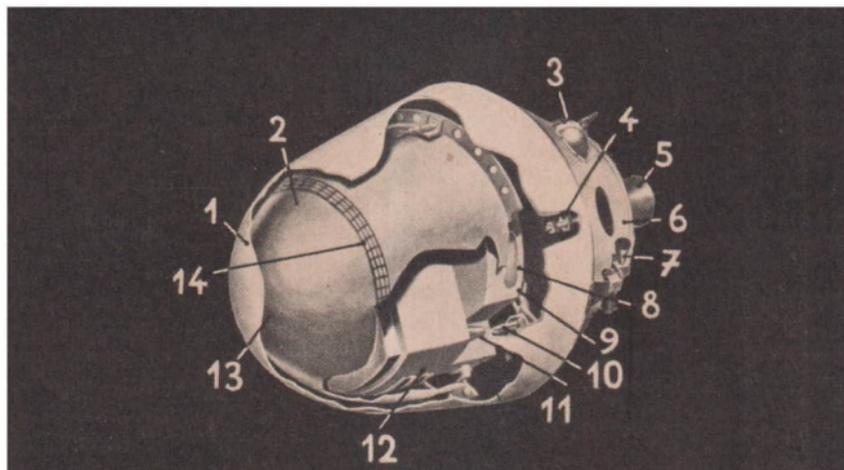
Ein besonderes Merkmal der amerikanischen Erdsatelliten vom Typ Discoverer besteht darin, daß sie alle mit der letzten Stufe des Trägerraketensystems verbunden waren und mit dieser gemeinsam die Erde umkreisten.

Da es sich bei der Discoverer-Serie um rein militärische Satelliten handelt, gibt es über ihre Ausrüstung keine genauen Angaben. Manche Kapseln waren leer, manche enthielten verschiedene Instrumente, in einigen Fällen war die Instrumentierung die gleiche wie bei den MIDAS-Satelliten (siehe Seiten 58 bis 60).

Zur Charakterisierung der einzelnen Discoverer-Satelliten sei folgendes gesagt:

**Schema der Bergung einer Discoverer-Kapsel.** Der auf der Umlaufbahn befindliche Satellit (1) wird durch automatische Steuerungsdüsen gedreht (2). Danach erfolgt der Ausstoß der Kapsel (3), die durch Bremsraketen abgebremst wird (4). In den dichteren Schichten der Atmosphäre (5) entfaltet sich in vorher festgelegter Höhe der Fallschirm (6), an dem die Kapsel zur Erdoberfläche schwebt. Peilsender strahlen Signale aus (7), die den Fangflugzeugen und den Bergungsschiffen die Position der niedergehenden Kapsel (8) angeben, so daß sie in der Luft oder aus dem Wasser geborgen werden kann.





**Aufbauschema einer Discoverer-Kapsel. 1 – Nasenkonus, 2 – Nutzlast, 3 – Druckgasbehälter, 4 – Sprengbolzen, 5 – Bremsrakete, 6 – hinterer Konus, 7 – Stabilisierungsdüsen, 8 – Fallschirm, 9 – Fallschirmbehälter, 10 – Sprengkapseln, 11 – Blinklicht, 12 – Instrumente, 13 – Peilsender, 14 – Farbmarkierung**

Die Experimente mit den Discoverer-Satelliten begannen 1959. Am 28. Februar 1959 wurde Discoverer 1 gestartet. Bei einer Umlaufzeit von rund 96 Minuten verglühte er nach 5 Tagen Lebensdauer.

Im Jahre 1959 erfolgten noch 7 Starts mit Discoverer-Satelliten (Discoverer 2 bis 8). Der letzte Discoverer-Start des Jahres 1959 fand am 20. November statt. In diesem Jahr gab es 2 Fehlstarts. Bei Discoverer 3 zündete die zweite Raketenstufe in falscher Lage, und Discoverer 4 erreichte die Bahn nicht, weil die Trägerrakete einen zu geringen Schub lieferte. Bei allen Versuchen des Jahres 1959 mißlang die Bergung der Kapseln.

Das Jahr 1960 begann mit dem Fehlstart von Discoverer 9 am 4. Februar 1960. Dieser Satellit konnte seine Bahn nicht erreichen, weil sich die zweite Raketenstufe vorzeitig trennte.

Auch der zweite Discoverer-Satellit des Jahres 1960, Discoverer 10, gestartet am 19. Februar 1960, erreichte seine Bahn nicht. Die Trägerrakete wich vom Kurs ab, sie mußte 56 Sekunden nach dem Start gesprengt werden.

Nach dem geglückten Start von Discoverer 11, bei dem aber die Bergung der Kapsel ebenfalls mißlang, war Discoverer 12 wiederum ein Fehlstart. Er erreichte die Bahn nicht, weil die

Brennschlußgeschwindigkeit der letzten Stufe des Träger-  
raketen-systems zu gering war.

Die Starts von Discoverer 13, 14, und 15 glückten.

Bei Discoverer 13, der am 10. August 1960 gestartet wurde und  
dessen Bahnneigung zum Erdäquator  $82^{\circ},85$  betrug, konnte  
zum erstenmal eine Kapsel, die vom Satelliten ausgestoßen  
worden war, geborgen werden. Sie wurde von Schiffen auf-  
gefunden und mit Hilfe eines Bootes aus der See gefischt.

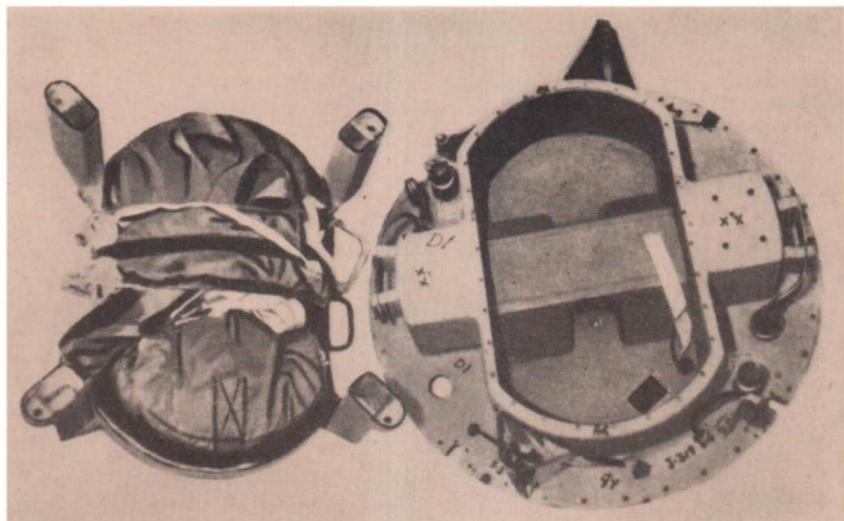
Beim 14. Discoverer-Versuch bewährte sich endlich zum  
erstenmal die geplante Methode, die Kapseln mit weiträumigen  
Netzen, die von Flugzeugverbänden geschleppt werden,  
aufzufangen. Die von Discoverer 14 ausgestoßene Kapsel  
konnte in der Luft geborgen werden.

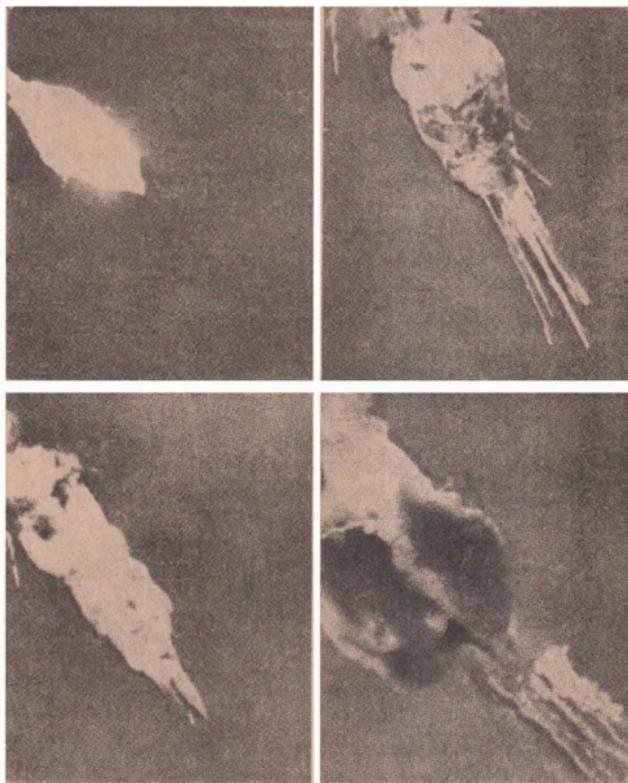
Bei Discoverer 15 mißlang die Bergung der Kapsel wiederum.  
Discoverer 16 war ein Fehlstart. Die Bahn wurde nicht er-  
reicht, weil sich die erste und die zweite Raketenstufe des  
Trägerraketen-system nicht voneinander trennten.

In das Jahr 1960 fielen noch die Starts von Discoverer 17, 18  
und 19, die alle erfolgreich waren. Bei Discoverer 17 und 18  
gelang es wiederum, die Kapseln in der Luft aufzufangen;  
Discoverer 19 führte keine Kapsel mit.

Der erste Discoverer-Satellit des Jahres 1961 war der zwanzigste  
der Serie. Er startete am 17. Februar 1961 mit einer

**Bergeinrichtung der Kapsel von Discoverer 13 (1960 Theta), links Fallschirm,  
rechts Kapseldeckplatte mit Sendeantenne und Blinklichtern**





**56 Sekunden nach dem Start mußte die Thor-Agena-Trägerrakete von Discoverer 10 gesprengt werden, da sie vom Kurs abgewichen war. Die Fotos zeigen vier Phasen der in etwa 6 km Höhe erfolgten Explosion**

Thor-Agena B, wie sie bereits beim Auflassen von Discoverer 16 bis 19 verwendet worden war. Bei der Agena-B-Zweitstufe besteht die Möglichkeit, mehrmals zu zünden, so daß noch Korrekturen in der Satellitenbahn vorgenommen werden können. Die Agena B ist auch etwas leistungsfähiger als die Agena A. Die Gesamtmasse des Discoverer 20 betrug im Gegensatz zu allen bisher gestarteten Satelliten dieses Typs rund 1100 kg, die Nutzmasse wie üblich rund 135 kg. Kapseltrennung und -rückführung gelangen nicht.

Discoverer 21 enthielt bei einer Gesamtmasse von 1000 kg keine Rückkehrkapsel. Seine Instrumentierung bestand aus den Geräten, die für die MIDAS-Satelliten vorgesehen

waren. Es handelte sich hierbei um Apparaturen, die auf Infrarotstrahlung ansprechen.

In das Jahr 1961 fielen insgesamt 17 Discoverer-Starts, Discoverer 20 bis 36. Fünf davon waren völlige Versager; zweimal konnten die Kapseln aus dem Pazifik geborgen werden, dreimal gelang das Auffangen in der Luft.

Der letzte Discoverer-Satellit des Jahres 1961, Discoverer 36, (1961 Alpha Kappa) wurde am 12. Dezember 1961 gestartet. Er führte einen kleinen Huckepack-Satelliten mit, OSCAR 1.

Die restlichen 2 Discoverer-Versuche fielen in das Jahr 1962. Discoverer 37 war ein Fehlstart, Discoverer 38 gelangte auf seine Bahn; die Rückkehrkapsel konnte in der Luft aufgefangen werden.

#### **Die wichtigsten Angaben über sämtliche offiziellen Starts und Startversuche von DISCOVERER-Satelliten:**

Sämtliche Discoverer-Satelliten wurden in Vandenberg AFB gestartet. Als Trägerraketen verwendete man zweistufige Thor-Agena A (Discoverer 1 bis 15) und die leistungsstärkeren, wiederzündbaren Thor-Agena B (Discoverer 16 bis 38). Alle Satelliten hatten die Form eines Zylinders mit Nasenkonus von 1,52 m Durchmesser und 5,85 m Länge (Agena-A-Zweitstufe bei Discoverer 1 bis 15) beziehungsweise 7,62 m (Agena-B-Zweitstufe bei Discoverer 16 bis 38). Die Gesamtmassen betragen bei Discoverer 1 598,7 kg, Discoverer 2 726,4 kg, Discoverer 3 bis 15 771,8 kg, Discoverer 20 1107,0 kg, Discoverer 21 998,8 kg, bei allen anderen (Discoverer 16 bis 19 sowie 22 bis 38) 953,4 kg. Die Nutzmassen beliefen sich bei Discoverer 1 auf 111,1 kg, Discoverer 2 200 kg, bei allen anderen auf 136,2 kg.

**DISCOVERER 1** (1959 Beta) – gestartet am 28. 2. 1959 – Bahndaten: Bahnneigung 89°,7; Perigäum 164 km, Apogäum 978 km; Umlaufzeit 95<sup>m</sup>,9. Lebensdauer 5 Tage; verglüht am 5. 3. 1959

**DISCOVERER 2** (1959 Gamma) – gestartet am 13. 4. 1959 – Bahndaten: Bahnneigung 89°,9; Perigäum 246 km, Apogäum 349 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,5. Lebensdauer 13 Tage; verglüht am 26. 4. 1959

**DISCOVERER 3** – Fehlstart am 3. 6. 1959. Bahn nicht erreicht (2. Raketenstufe zündete in falscher Lage)

**DISCOVERER 4** – Fehlstart am 25. 6. 1959. Bahn nicht erreicht (Trägerrakete lieferte zu geringen Schub)

**DISCOVERER 5** (1959 Epsilon 1) – gestartet am 13. 8. 1959 – Bahndaten: Bahnneigung 80°,01; Perigäum 222 km, Apogäum 737 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,14. Lebensdauer 46 Tage; verglüht am 28. 9. 1959. Kapsel (1959 Epsilon 2) gelangte nicht zur Erde, beschrieb Satellitenbahn mit folgenden Daten: Bahnneigung 78°,94; Perigäum 196 km, Apogäum 1275 km; Umlaufzeit 99<sup>m</sup>,52. Verglüht am 25. 7. 1960

**DISCOVERER 6** (1959 Zeta) – gestartet am 19. 8. 1959 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $84^{\circ},0$ ; Perigäum 214 km, Apogäum 856 km; Umlauf-  
zeit  $95^m,3$ . Lebensdauer 62 Tage; verglüht am 20. 10. 1959

**DISCOVERER 7** (1959 Kappa) – gestartet am 7. 11. 1959 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $81^{\circ},64$ ; Perigäum 166 km, Apogäum 848 km;  
Umlaufzeit  $94^m,55$ . Lebensdauer 19 Tage; verglüht am 26. 11. 1959.  
Bergung der Kapsel mißlungen

**DISCOVERER 8** (1959 Lambda) – gestartet am 20. 11. 1959 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $80^{\circ},65$ ; Perigäum 188 km, Apogäum 1672 km;  
Umlaufzeit  $103^m,66$ . Lebensdauer 108 Tage; verglüht am 8. 3. 1960.  
Bergung der Kapsel mißlungen

**DISCOVERER 9** – Fehlstart am 4. 2. 1960. Bahn nicht erreicht (2. Ra-  
ketenstufe trennte vorzeitig)

**DISCOVERER 10** – Fehlstart am 19. 2. 1960. Bahn nicht erreicht  
(Rakete wich vom Kurs ab, wurde  $56^s$  nach dem Start gesprengt)

**DISCOVERER 11** (1960 Delta) – gestartet am 15. 4. 1960 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $80^{\circ},1$ ; Perigäum 172 km, Apogäum 594 km;  
Umlaufzeit  $92^m,3$ . Lebensdauer 11 Tage; verglüht am 26. 4. 1960.  
Bergung der Kapsel mißlungen.

**DISCOVERER 12** – Fehlstart am 29. 6. 1960. Bahn nicht erreicht  
(Brennschlußgeschwindigkeit zu gering)

**DISCOVERER 13** (1960 Theta) – gestartet am 10. 8. 1960 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $82^{\circ},85$ ; Perigäum 262 km, Apogäum 689 km;  
Umlaufzeit  $94^m,1$ . Lebensdauer 96 Tage; verglüht am 14. 11. 1960.  
Kapsel am 11. 8. 1960 aus der See geborgen

**DISCOVERER 14** (1960 Kappa) – gestartet am 18. 8. 1960 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $79^{\circ},6$ ; Perigäum 187 km, Apogäum 804 km;  
Umlaufzeit  $94^m,5$ . Lebensdauer 28 Tage; verglüht am 16. 9. 1960.  
Kapsel am 19. 8. 1960 in der Luft aufgefangen

**DISCOVERER 15** (1960 My) – gestartet am 13. 9. 1960 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $80^{\circ},93$ ; Perigäum 207 km, Apogäum 763 km; Umlauf-  
zeit  $94^m,24$ . Lebensdauer 34 Tage; verglüht am 18. 10. 1960. Bergung  
der Kapsel mißlungen

**DISCOVERER 16** – Fehlstart am 26. 10. 1960. Bahn nicht erreicht  
(1. und 2. Raketenstufe trennten sich nicht voneinander)

**DISCOVERER 17** (1960 Omikron) – gestartet am 12. 11. 1960 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $81^{\circ},86$ ; Perigäum 189 km, Apogäum 989 km;  
Umlaufzeit  $96^m,45$ . Lebensdauer 47 Tage; verglüht am 29. 12. 1960.  
Kapsel am 14. 11. 1960 in der Luft aufgefangen

**DISCOVERER 18** (1960 Sigma) – gestartet am 7. 12. 1960 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $81^{\circ},5$ ; Perigäum 235 km, Apogäum 680 km;  
Umlaufzeit  $94^m,1$ . Lebensdauer 116 Tage; verglüht am 2. 4. 1961.  
Kapsel am 10. 12. 1960 in der Luft aufgefangen

**DISCOVERER 19** (1960 Tau) – gestartet am 20. 12. 1960 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $83^{\circ},4$ ; Perigäum 211 km, Apogäum 637 km;  
Umlaufzeit  $93^m,0$ . Lebensdauer 33 Tage; verglüht am 23. 1. 1961.  
Keine Kapsel mitgeführt

**DISCOVERER 20** (1961 Epsilon) – gestartet am 17. 2. 1961 – Bahn-

daten: Bahnneigung 80°,91; Perigäum 291 km, Apogäum 789 km; Umlaufzeit 95<sup>m</sup>,4. Lebensdauer 526 Tage; verglüht am 28. 7. 1962. Ausstoß der Kapsel mißlungen

**DISCOVERER 21** (1961 Zeta) – gestartet am 18. 2. 1961 – Bahn-  
daten: Bahnneigung 80°,74; Perigäum 243 km, Apogäum 1072 km;  
Umlaufzeit 97<sup>m</sup>,8. Lebensdauer 426 Tage; verglüht am 20. 4. 1962.  
Keine Kapsel mitgeführt

**DISCOVERER 22** – Fehlstart am 30. 3. 1961. Bahn nicht erreicht

**DISCOVERER 23** (1961 Lambda) – gestartet am 8. 4. 1961 – Bahn-  
daten: Bahnneigung 82°,31; Perigäum 300 km, Apogäum 653 km;  
Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,0. Lebensdauer 373 Tage; verglüht am 16. 4. 1962.  
Kapsel gelangte nicht zur Erde; verglüht am 23. 5. 1962

**DISCOVERER 24** – Fehlstart am 8. 6. 1961. Bahn nicht erreicht (2. Ra-  
ketenstufe zündete nicht)

**DISCOVERER 25** (1961 Xi) – gestartet am 16. 6. 1961 – Bahn-  
daten: Bahnneigung 82°,11; Perigäum 227 km, Apogäum 409 km; Umlauf-  
zeit 90°,87. Lebensdauer 25 Tage; verglüht am 12. 7. 1961. Kapsel  
am 18. 6. 1961 aus dem Pazifik geborgen

**DISCOVERER 26** (1961 Pi) – gestartet am 7. 7. 1961 – Bahn-  
daten: Bahnneigung 82°,94; Perigäum 233 km, Apogäum 811 km; Umlauf-  
zeit 95<sup>m</sup>,0. Lebensdauer 150 Tage; verglüht am 5. 12. 1961. Kapsel  
am 9. 7. 1961 in der Luft aufgefangen

**DISCOVERER 27** – Fehlstart am 21. 7. 1961. Bahn nicht erreicht  
(Rakete wich vom Kurs ab, wurde 1<sup>m</sup> nach dem Start gesprengt)

**DISCOVERER 28** – Fehlstart am 3. 8. 1961. Bahn nicht erreicht (2. Ra-  
ketenstufe zündete nicht)

**DISCOVERER 29** (1961 Psi) – gestartet am 30. 8. 1961 – Bahn-  
daten: Bahnneigung 82°,14; Perigäum 225 km, Apogäum 555 km; Umlauf-  
zeit 91<sup>m</sup>,6. Lebensdauer 10 Tage; verglüht am 10. 9. 1961. Kapsel  
am 4. 9. 1961 aus dem Pazifik geborgen

**DISCOVERER 30** (1961 Omega) – gestartet am 12. 9. 1961 – Bahn-  
daten: Bahnneigung 82°,58; Perigäum 224 km, Apogäum 563 km;  
Umlaufzeit 92<sup>m</sup>,4. Lebensdauer 90 Tage; verglüht am 11. 12. 1961.  
Kapsel am 15. 9. 1961 in der Luft aufgefangen

**DISCOVERER 31** (1961 Alpha Beta) – gestartet am 17. 9. 1961 –  
Bahn-  
daten: Bahnneigung 82°,7; Perigäum 237 km, Apogäum 406 km;  
Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,7. Lebensdauer 39 Tage; verglüht am 26. 10. 1961.  
Ausstoß der Kapsel mißlungen

**DISCOVERER 32** (1961 Alpha Gamma) – gestartet am 13. 10. 1961 –  
Bahn-  
daten: Bahnneigung 81°,69; Perigäum 237 km, Apogäum  
396 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,84. Lebensdauer 31 Tage; verglüht am  
13. 11. 1961. Kapsel am 14. 10. 1961 in der Luft aufgefangen

**DISCOVERER 33** – Fehlstart am 23. 10. 1961. Bahn nicht erreicht  
(2. Raketenstufe trennte vorzeitig)

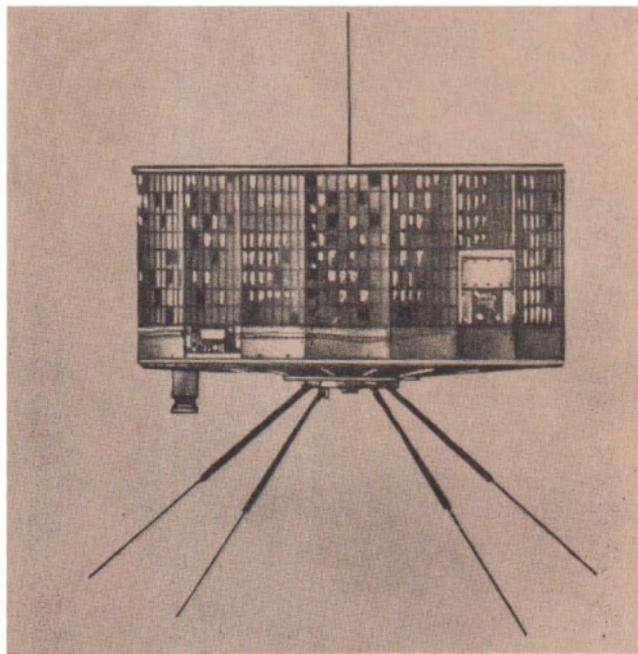
**DISCOVERER 34** (1961 Alpha Epsilon) – gestartet am 5. 11. 1961 –  
Bahn-  
daten: Bahnneigung 82°,67; Perigäum 215 km, Apogäum  
1025 km; Umlaufzeit 97<sup>m</sup>,2. Lebensdauer 32 Tage; verglüht am  
7. 12. 1961. Bergung der Kapsel mißlungen

**DISCOVERER 35** (1961 Alpha Zeta) – gestartet am 15. 11. 1961 – Bahndaten: Bahnneigung  $81^{\circ},63$ ; Perigäum 237 km, Apogäum 278 km; Umlaufzeit  $89^m,76$ . Lebensdauer 18 Tage; verglüht am 3. 12. 1961. Kapsel am 17. 11. 1961 in der Luft aufgefangen

**DISCOVERER 36/OSCAR 1** (1961 Alpha Kappa) – Doppelsatellit, gestartet am 12. 12. 1961 – Bahndaten 1961 Alpha Kappa 1: Bahnneigung  $81^{\circ},2$ ; Perigäum 237 km, Apogäum 448 km; Umlaufzeit  $91^m,5$ . Lebensdauer 85 Tage; verglüht am 8. 3. 1962. Kapsel am 17. 12. 1961 aus der See geborgen. OSCAR 1 (1961 Alpha Kappa 2) – Bahndaten: Bahnneigung  $81^{\circ},2$ ; Perigäum 234 km, Apogäum 414 km; Umlaufzeit  $91^m,1$  – letzte Funksignale am 1. 1. 1962. Lebensdauer 49 Tage; verglüht am 31. 1. 1962

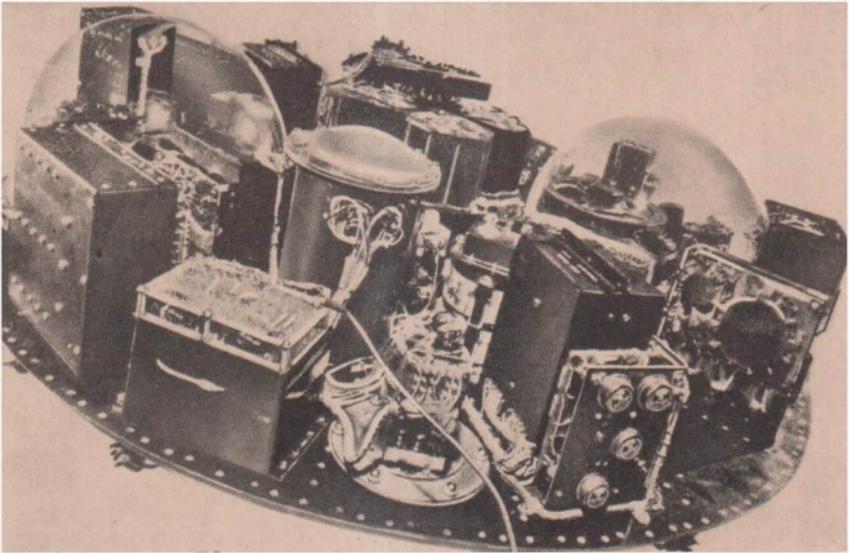
**DISCOVERER 37** – Fehlstart am 13. 1. 1962. Bahn nicht erreicht (2. Raketenstufe zündete nicht)

**DISCOVERER 38** (1962 Epsilon) – gestartet am 27. 2. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung  $82^{\circ},23$ ; Perigäum 334 km, Apogäum 609 km; Umlaufzeit  $90^m,4$ . Lebensdauer 21 Tage; verglüht am 20. 3. 1962. Kapsel am 3. 3. 1962 in der Luft aufgefangen



## TIROS (USA)

Am 1. April 1960 wurde der amerikanische Satellit TIROS 1 vom Versuchsgelände Cape Canaveral mit einer Rakete vom Typ Thor-Able 2 erfolgreich in Umlauf um die Erde gebracht. Er hat eine Masse von knapp 125 kg und die Form eines flachen Zylinders mit 1,07 m Durchmesser und 0,48 m Höhe. Der Winkel zwischen seiner Umlaufbahnebene und der Erd-äquatorebene beträgt etwa  $50^\circ$ . Es handelte sich um das erste Experiment zur Schaffung automatischer meteorologischer Beobachtungsstationen, die in den nächsten Jahren als fliegende Wetterwarten, das heißt als Außenstellen der meteorologischen Beobachtungsstationen, die Erde in verschiedenen Höhen umkreisen werden. Die Bezeichnung TIROS wurde aus den Anfangsbuchstaben von Television and Infra-Red Observation Satellite gebildet. TIROS 1 enthält unter anderem zwei Fernsehkameras, von denen eine ein Wolkengebiet von  $1280 \text{ km}^2$  erfaßte, die andere kleinere Ausschnitte aus diesem Gebiet. Die Kamera, die die Ausschnitte



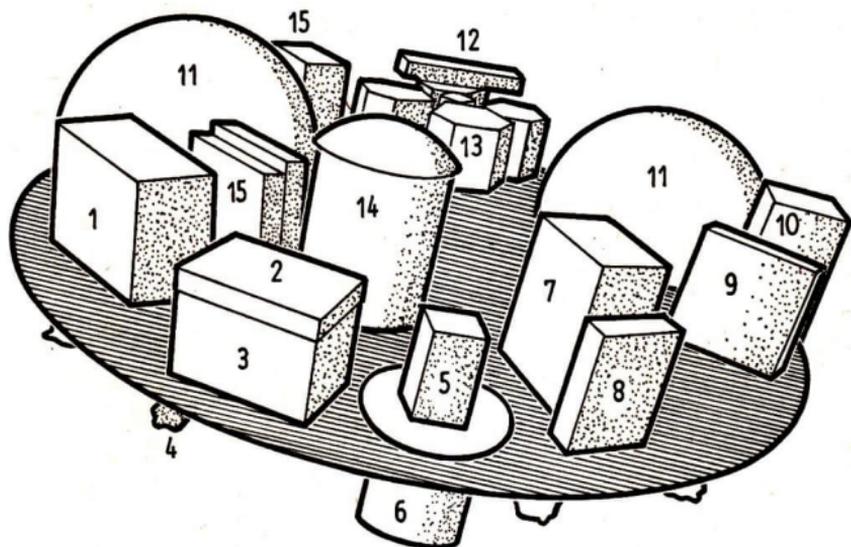
**Ansicht des aufgeklappten Satelliten TIROS 1 (1960 Beta)**

lieferte, konnte auf der Erdoberfläche noch Objekte von rund 90 000 m<sup>2</sup> Ausdehnung abbilden. Die beiden Kameras sind nicht größer als ein Wasserglas. Sie übermittelten ihre Bilder an die Empfänger der Bodenstationen in New Jersey und auf Hawaii, wenn der Satellit in den Empfangsbereich dieser Stationen gelangte. In der Zwischenzeit wurden die Aufnahmen auf Magnetband gespeichert und auf Anforderung an eine der beiden Bodenstationen abgespielt.

Der Versuch der amerikanischen Luft- und Raumfahrtbehörde NASA, mit Hilfe von künstlichen Erdsatelliten die Wolkendecke über der Erde zu fotografieren und mit den Aufnahmen den Meteorologen zusätzliches Beobachtungsmaterial als Unterlage für Wettervorhersagen in die Hand zu geben, erwies sich als Erfolg.

Die Kameras bestehen aus einem Vidicon-Bildwandler (Größe 1,77 cm) und einem Verschluss, der die Speicherung von Einzelaufnahmen auf dem Röhrenschirm ermöglicht. Ein Elektronenstrahl wandelt das gespeicherte Bild in Impulse um, die zu den Empfängern der Bodenstationen übermittelt werden.

Nach etwa 1300 Umläufen, das heißt nach 90 Tagen (TIROS 1), wurden die Geräte des Satelliten abgeschaltet.



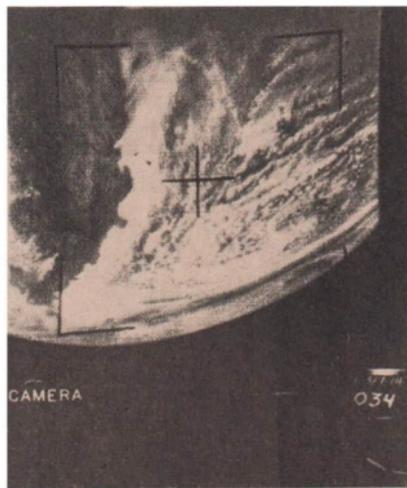
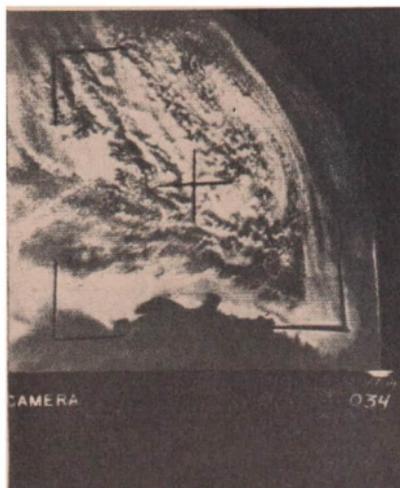
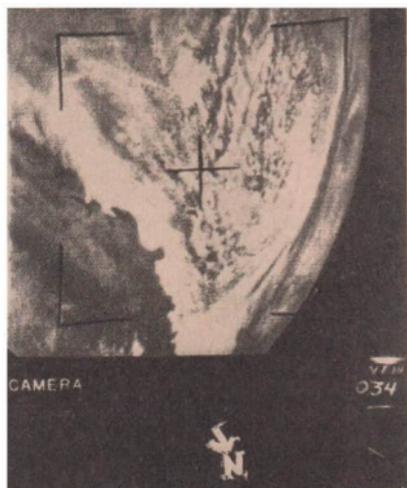
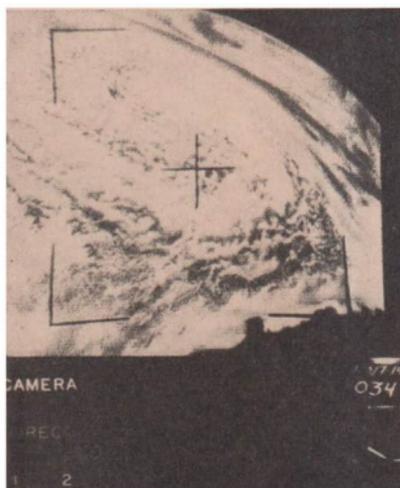
Aufbauschema von TIROS 1 (vgl. nebenstehendes Foto). 1 – Kameraelektronik, 2 – Hilfssynchrongenerator für Fernsehkameras, 3 – Fernsehübertragungsgerät, 4 – Drallstabilisierungsdüsen, 5 – Fernsehkamera, 6 – Weitwinkelobjektiv, 7 – Steuerschaltkreise für Hilfsgeräte, 8 – Spannungsregler, 9 – Umformer für Magnetbandmotor, 10 – Elektronik für Bildspeicheranlage, 11 – Magnetbandbildspeicher, 12 – Batterieladeregler, 13 – chemische Batterien, 14 – elektronischer Zeitgeber für Bildfolgesteuerung, 15 – Steuerschaltkreise

Der Einsatz dieser amerikanischen Wetterbeobachtungssatelliten hat für die Meteorologie bisher schon sehr interessantes Beobachtungsmaterial geliefert.

An einzelnen Wolkenformationen läßt sich die eigentliche Wettersituation in der Troposphäre relativ gut ablesen. Derartige Satelliten werden deshalb in der Zukunft wachsende Bedeutung für die Probleme der Wetterprognosen und ihre Lösung haben.

In einigen Fällen wurden auch frühzeitige Unwetterwarnungen gegeben; denn durch die Wolkenfotos der TIROS-Satelliten kann die Bildung eines Wirbelsturms schon erkannt werden, bevor das durch meteorologische Beobachtungen von der Erde aus möglich ist.

Am 10. April 1960 wurden auf Bildern, die TIROS 1 auf seinem 125. Umlauf machte, Anzeichen für die Bildung eines Wirbelsturms 1300 km östlich von Brisbane, Australien, entdeckt, die vorher keine Wetterbeobachtungsstelle registriert hatte.



**Die Entwicklung eines Sturmes vor der kalifornischen Küste in vier Phasen, aufgenommen von TIROS 3 (1961 Rho)**

Auch über die Bildung von Eisbergen an der Küste Grönlands und Labradors konnte erstmalig durch einen TIROS-Satelliten interessantes Beobachtungsmaterial gewonnen werden.

Bisher wurden 8 TIROS-Satelliten gestartet. Alle Starts ver-

liefen erfolgreich, und alle TIROS-Satelliten umkreisen noch die Erde. Ihre Lebensdauer wird auf etwa 40 Jahre (TIROS 2) bis 100 Jahre (TIROS 3, 4 und 6) geschätzt.

#### Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von TIROS-Satelliten:

**TIROS 1** (1960 Beta) – gestartet am 1. 4. 1960 mit Dreistufenrakete Thor-Able 2 in Cape Canaveral – Trommel, Durchmesser 1,07 m, Höhe 0,48 m; Masse 122,6 kg – Bahndaten: Bahnneigung 48°,39; Perigäum 693 km, Apogäum 758 km; Umlaufzeit 99<sup>m</sup>,15 – letzte Funksignale am 17. 6. 1960. Kreist noch (Lebensdauer etwa 50 Jahre)

**TIROS 2** (1960 Pi) – gestartet am 23. 11. 1960 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie TIROS 1; Masse 127,1 kg – Bahndaten: Bahnneigung 48°,53; Perigäum 628 km, Apogäum 735 km; Umlaufzeit 98<sup>m</sup>,26. Kreist noch (Lebensdauer etwa 40 Jahre)

**TIROS 3** (1961 Rho) – gestartet am 12. 7. 1961 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie TIROS 1; Masse 129,4 kg – Bahndaten: Bahnneigung 47°,89; Perigäum 742 km, Apogäum 814 km; Umlaufzeit 100<sup>m</sup>,4. Kreist noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)

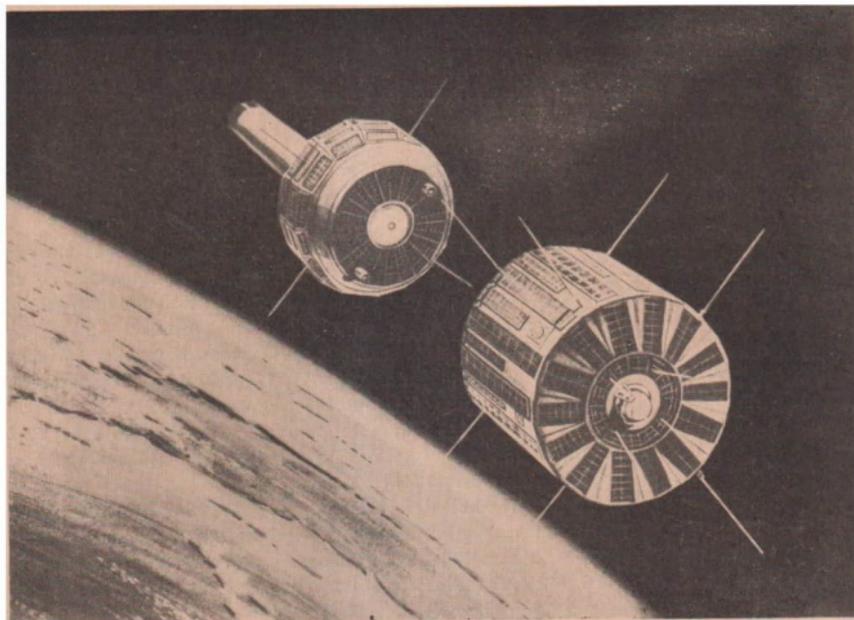
**TIROS 4** (1962 Beta) – gestartet am 8. 2. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse wie TIROS 3 – Bahndaten: Bahnneigung 48°,25; Perigäum 719 km, Apogäum 838 km; Umlaufzeit 100<sup>m</sup>,4 – letzte Funksignale am 10. 6. 1962. Kreist noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)

**TIROS 5** (1962 Alpha Alpha) – gestartet am 19. 6. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Trommel, Durchmesser 1,07 m, Höhe 0,56 m; Masse 129,8 kg – Bahndaten: Bahnneigung 58°,1; Perigäum 590 km, Apogäum 970 km; Umlaufzeit 100<sup>m</sup>,5. Kreist noch (Lebensdauer etwa 50 Jahre)

**TIROS 6** (1962 Alpha Psi) – gestartet am 18. 9. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie TIROS 5; Masse 127,6 kg – Bahndaten: Bahnneigung 58°32; Perigäum 684 km, Apogäum 711 km; Umlaufzeit 98<sup>m</sup>,73. Kreist noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)

**TIROS 7** (1963-24) – gestartet am 19. 6. 1963 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie TIROS 5; Masse 135 kg – Bahndaten: Bahnneigung 58°,23; Perigäum 631 km, Apogäum 637 km; Umlaufzeit 97<sup>m</sup>,4. Kreist noch (Lebensdauer etwa 50 Jahre)

**TIROS 8** (1963-54) – gestartet am 21. 12. 1963 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Kennedy. – Form und Abmessungen ähnlich TIROS 5; Masse 120,3 kg – Bahndaten: Bahnneigung 59°,47; Perigäum 692 km, Apogäum 789 km; Umlaufzeit 99<sup>m</sup>,33. Kreist noch (Lebensdauer etwa 75 Jahre)



## **TRANSIT (USA)**

Die künstlichen Erdsatelliten vom Typ TRANSIT sind amerikanische Navigationssatelliten. Sie dienen den Versuchen, Erdsatelliten über die Dopplerfrequenzmessung zu Navigationszwecken für die amerikanischen Seestreitkräfte, speziell für die mit Polaris-Raketen ausgerüsteten kernenergiegetriebenen U-Boote, einzusetzen.

Bisher wurden 9 Satelliten vom Typ TRANSIT gestartet. 6 Starts waren erfolgreich, einer ein Teilerfolg (TRANSIT 3 B), und 2 schlugen fehl.

Der am 17. September 1959 als erster dieser Klasse gestartete Satellit TRANSIT 1 A erreichte seine Bahn nicht, weil die dritte Raketenstufe nicht zündete.

TRANSIT 1 B kreist noch um die Erde (Lebensdauer etwa 5 Jahre).

TRANSIT 2 A/SR 1 war der erste Doppelsatellit dieses Typs. Er wurde am 22. Juni 1960 gestartet. Beide Komponenten des Satelliten kreisen noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre).

TRANSIT 3 A/SR 2 sollte ebenfalls ein Doppelsatellit werden. Beide Komponenten erreichten die Bahn nicht, die vom Kurs abgewichene Rakete mußte gesprengt werden.

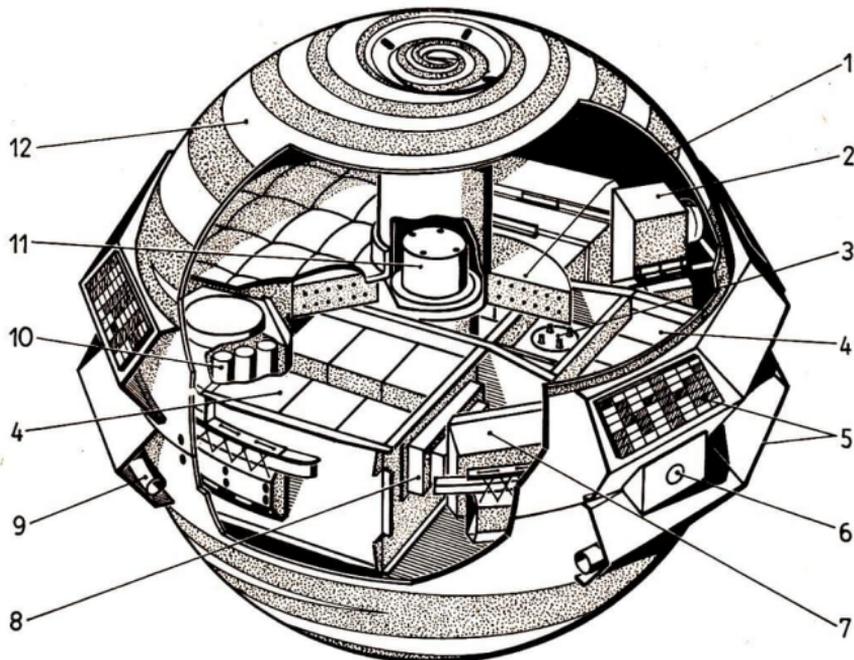
Beim Start von TRANSIT 3 B/LOFTI 1 ist die Trennung der beiden Satellitenkomponenten mißlungen.

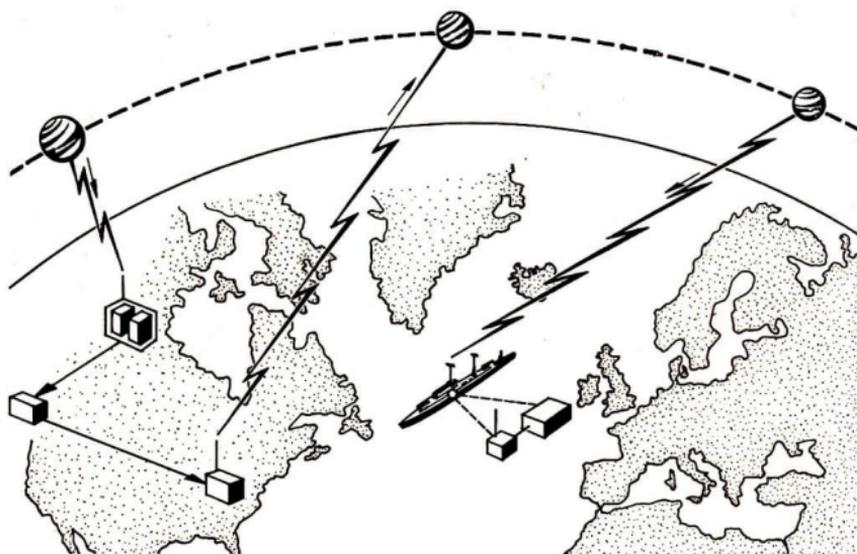
TRANSIT 4 A/INJUN 1/SR 3 war der erste Dreifachsatellit. Er wurde am 29. Juni 1961 gestartet. Die Satelliten kreisen noch (Lebensdauer etwa 600 und 900 Jahre).

Auch die Starts des Doppelsatelliten TRANSIT 4 B/TRAAC (siehe Bild auf Seite 52) und der Einzelsatelliten TRANSIT 5 A und 5 B waren erfolgreich.

Als Beispiel für Funktionsweise und Aufgaben dieser Raumflugkörper einige nähere Angaben über TRANSIT 3 B/LOFTI 1: Der Doppelsatellit wurde mit einer Thor-Able-Star-Rakete auf eine erdumrundende Bahn gebracht. Beide Satelliten dienten militärischen Forschungsaufgaben, TRANSIT 3 B war ein sogenannter Navigationsatellit. In dem mit TRANSIT 3 B gemeinsam gestarteten künstlichen Satelliten LOFTI waren Sender installiert, die auf sehr niedrigen Frequenzen Signale sendeten, die von getauchten U-Booten empfangen werden

**Aufbauschema von TRANSIT 3 B (1961 Eta).** 1 – Antennenkopplung, 2 – Infrarotauge, 3 – Oszillator, 4 – Silber-Zink-Batterien, 5 – Solarzellen, 6 – Fliehkraftregler, 7 – Fernmeßgerät, 8 – Sender, 9 – Nickel-Kadmium-Batterien für Sonnenergiesystem, 10 – Nickel-Kadmium-Batterien für Fernmeßgerät, 11 – mechanischer Zeitgeber, 12 – Antenne





Schema des TRANSIT-Navigationssystems

sollten. Nach amerikanischen Angaben sind die Versuche erfolgreich verlaufen.

Der zuletzt gestartete Navigationssatellit TRANSIT 5 A wurde mit einer Feststoffrakete vom Typ Blue Scout von Point Arguello aus gestartet und auf eine Umlaufbahn um die Erde gebracht. Durch die Verwendung der Feststoffrakete Blue Scout war man gezwungen, die Nutzmasse stark einzuschränken. Sie beträgt nur 61 kg. Alle vorhergegangenen TRANSIT-Satelliten waren mit Thor-Able- oder Thor-Able-Star-Raketen gestartet worden.

Einen Tag nach dem Start des Satelliten TRANSIT 5 A setzte die gesamte Sende- und Empfangsanlage des Raumflugkörpers aus. Man nimmt an, daß dieser Ausfall auf ein Versagen des Kommandoempfängers zurückzuführen ist.

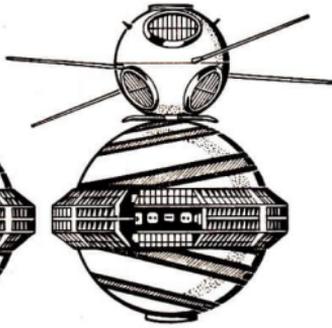
#### Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche mit TRANSIT-Satelliten:

**TRANSIT 1 A** – Fehlstart am 17. 9. 1959 mit Dreistufenrakete Thor-Able 2 in Cape Canaveral – Kugel, Durchmesser 0,91 m; Masse 120,3 kg. Bahn nicht erreicht (3. Raketstufe zündete nicht)

**TRANSIT 1 B** (1960 Gamma) – gestartet am 13. 4. 1960 mit Zwei-



TRANSIT 1A u. 1B

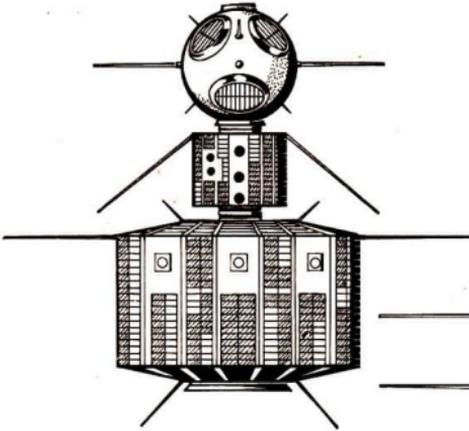


TRANSIT 2A/ SR 1  
TRANSIT 3A/ SR 2

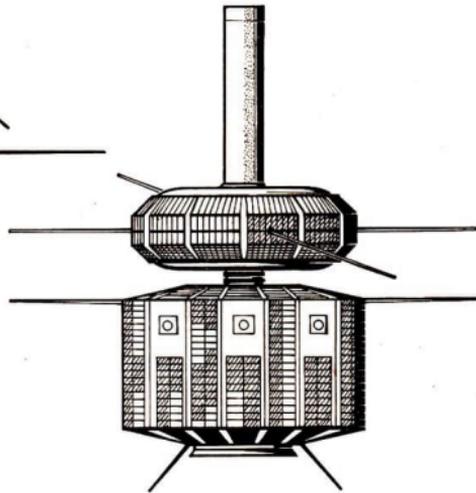


TRANSIT 3B/ LOFTI 1

TRANSIT 4A/ INJUN 1/ SR 3



TRANSIT 4B/ TRAAC



Typentafel der TRANSIT-Satelliten

stufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral – Form, Abmessung und Masse wie Transit 1 A – Bahndaten: Bahnneigung  $51^{\circ},28$ ; Perigäum 388 km, Apogäum 740 km; Umlaufzeit  $95^m,9$  – letzte Funk-signale am 16. 4. 1960. Kreist noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre)

**TRANSIT 2 A/SR 1** (1960 Eta) – Doppelsatellit, gestartet am 22. 6. 1960 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral. TRANSIT 2 A (1960 Eta 1) – Kugel, Durchmesser 0,91 m; Masse 101,15 kg. SR 1 (1960 Eta 2) – Kugel, Durchmesser 0,51 m; Masse 19,1 kg. Verfolgen getrennt ähnliche Bahnen: Bahnneigung  $66^{\circ},77$ ; Perigäum 630/620 km, Apogäum 1055/1065 km; Umlaufzeit  $101^m,7/101^m,6$ . Kreisen noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)

**TRANSIT 3 A/SR 2** – Doppelsatellit, Fehlstart am 30. 11. 1960 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Massen ähnlich TRANSIT 2 A/SR 1. Bahn nicht erreicht (Rakete vom Kurs abgewichen, mußte gesprengt werden)

**TRANSIT 3 B/LOFTI 1** (1961 Eta) – Doppelsatellit, gestartet am 22. 2. 1961 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral. TRANSIT 3 B – Kugel, Durchmesser 0,91 m; Masse 113,5 kg. LOFTI 1 – Kugel, Durchmesser 0,51 m; Masse 26 kg. Trennung mißlungen. Bahndaten: Bahnneigung  $28^{\circ},38$ ; Perigäum 174 km, Apogäum 1007 km; Umlaufzeit  $94^m,5$ . Lebensdauer 36 Tage (etwa 550 Umläufe); verglüht am 30. 3. 1961

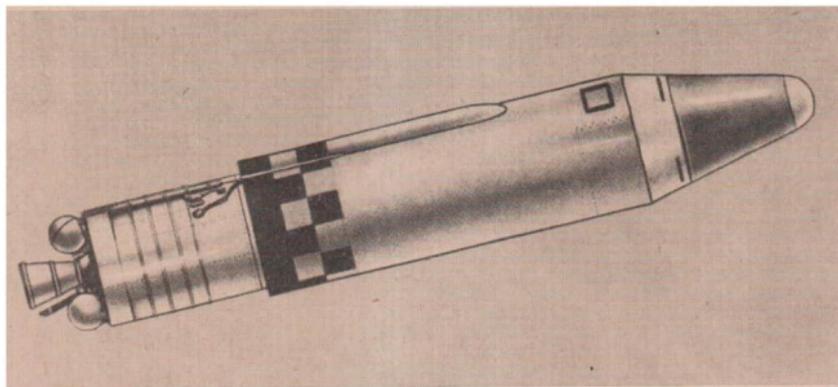
**TRANSIT 4 A/INJUN 1/SR 3** (1961 Omikron) – Dreifachsatellit, gestartet am 29. 6. 1961 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral. TRANSIT 4 A – Trommel, Durchmesser 1,09 m, Höhe 0,79 m; Masse 78,75 kg. INJUN 1 – Trommel, Durchmesser 0,41 m, Höhe 0,33 m; Masse 18,14 kg. SR 3 – Kugel, Durchmesser 0,46 m; Masse 24,75 kg – Bahndaten: TRANSIT 4 A (1961 Omikron 1) – Bahnneigung  $66^{\circ},78$ ; Perigäum 863 km, Apogäum 1006 km; Umlaufzeit  $103^m,7$  INJUN 1/SR 3 (1961 Omikron 2) – Trennung mißlungen. Bahndaten: Bahnneigung  $66^{\circ},78$ ; Perigäum 863 km, Apogäum 1024 km; Umlaufzeit  $103^m,8$ . Kreisen noch (Lebensdauer etwa 900 Jahre)

**TRANSIT 4 B/TRAAC** (1961 Alpha Eta) – Doppelsatellit, gestartet am 15. 11. 1961 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral. TRANSIT 4 B – Trommel, Durchmesser 1,09 m, Höhe 0,79 m; Masse 90,8 kg. TRAAC – „Türknauf“, Durchmesser 1,09 m, Höhe 0,41 m; Masse 90,8 kg – Bahndaten: TRANSIT 4 B (1961 Alpha Eta 1) – Bahnneigung  $32^{\circ},42$ ; Perigäum 937 km, Apogäum 1126 km; Umlaufzeit  $105^m,6$ . TRAAC (1961 Alpha Eta 2) – Bahnneigung  $32^{\circ},43$ ; Perigäum 904 km, Apogäum 1159 km; Umlaufzeit  $105^m,6$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 1000 Jahre)

**TRANSIT 5 A** (1962 Beta Psi) – gestartet am 19. 12. 1962 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello – Form und Abmessungen unbekannt; Masse 61 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $90^{\circ},62$ ; Perigäum 705 km, Apogäum 742 km; Umlaufzeit  $95^m,12$  – letzte Funk-signale am 19. 12. 1962. Kreist noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)

**TRANSIT 5 B** (1963-38 A) – Dreifachsatellit, bestehend aus Transit 5 B

und 2 militärischen Satelliten der amerikanischen Luftwaffe (1963-38 B und C), gestartet am 28. 9. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Vandenberg – Form, Abmessungen und Massen unbekannt – Bahndaten: Bahnneigung  $89^{\circ},81$ ; Perigäum 1070 km, Apogäum 1105 km; Umlaufzeit  $107^m,13$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 5000 Jahre)



## MIDAS (USA)

Die MIDAS-Satelliten sind ebenfalls militärische Objekte der amerikanischen Streitkräfte. Man bezeichnet sie als sogenannte Frühwarnsatelliten.

Die MIDAS-Frühwarnsatelliten sind mit Infrarotdetektoren ausgestattet und sollen Raketenstarts feststellen beziehungsweise Orte ermitteln, an denen Raketenstarts durchgeführt oder vorbereitet werden.

Mit den Infrarotdetektoren sollen also arbeitende Raketen-triebwerke sowohl von fliegenden als auch von startenden Raketen ermittelt werden. Zur Feststellung von Raketenbasen, Raketenproduktionsstätten und Raketenversuchsgeländen sollen die Infrarotdetektoren der MIDAS-Frühwarnsatelliten angeblich sogar auf Triebwerke, die auf Prüfständen erprobt werden, ansprechen.

Offiziell wurden 4 MIDAS-Satelliten gestartet.

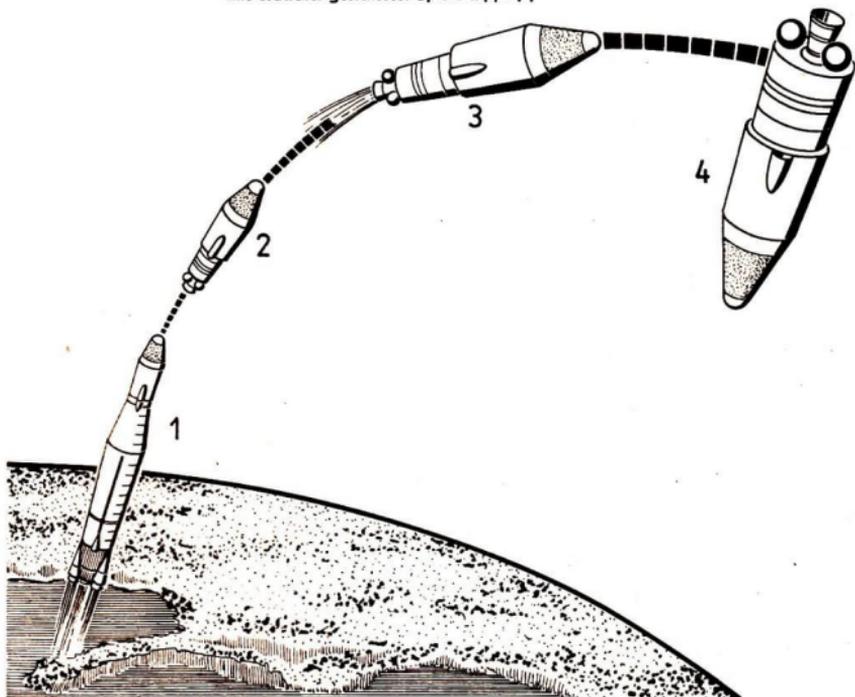
Der erste MIDAS-Start erfolgte mit einer zweistufigen Rakete vom Typ Atlas-Agena A am 26. Februar 1960 in Cape Canaveral. Er schlug fehl, weil sich die zweite Stufe der Träger- rakete nicht von der Atlas-Rakete trennte. Der am 24. Mai 1960 mit dem gleichen Trägerraketensystem auf die Bahn gebrachte Satellit MIDAS 2 bewegt sich noch um die Erde. Seine Lebensdauer soll etwa 10 Jahre betragen. Erfolgreich war auch der Start von MIDAS 3 am 12. Juli 1961. Wegen der erdfernen Bahn mit einem Perigäum von 3431 km und einem Apogäum von 3470 km soll der Satellit, der sich auf einer fast ideal kreisförmigen Bahn bewegt, die nahezu senkrecht

zum Äquator über die Pole verläuft, eine Lebensdauer von etwa 10 000 Jahren haben. Die Startbasis für MIDAS 3 war Point Arguello.

Vom selben Startort aus wurde schließlich am 21. Oktober 1961 MIDAS 4 auf eine erdumrundende Bahn gebracht. Dieser Satellit sandte am 3. November 1961 seine letzten Funk-signale. Seine Lebensdauer wird ebenfalls auf 10 000 Jahre geschätzt.

MIDAS 4 sollte mehrere Millionen Kupferfäden in einem 8 km breiten Band rings um die Erde verstreuen. Die amerikanischen Militärbehörden erhofften sich durch das reflektierende Kupfernadelband eine bessere und sichere Funkverbindung im Kurzwellen- und Ultrakurzwellenbereich zwischen ihren weit verstreuten militärischen Stützpunkten. Der Versuch mißlang, da sich die Kupfernadeln, die durch

**Phasen des Aufstiegs der MIDAS-Satelliten. Nach Brennschluß der Atlas-Rakete (1) trennt sich die Zweitstufe Agena vom ausgebrannten Booster und steigt allein weiter (2). Durch die Zündung des Triebwerkes der Agena-Stufe wird der Satellit auf die Umlaufgeschwindigkeit von etwa 8 km/s beschleunigt (3). Ein Steuermechanismus sorgt dafür, daß der Spionagesatellit in seine Beobachtungsposition mit erdwärts gerichteter Spitze kippt (4)**



eine paraffinähnliche Masse zusammengehalten wurden, nach dem Ausstoß nicht verteilt, sondern in einem „Paket“ zusammenblieben.

Dieses Experiment, das die Bezeichnung „West-Ford“ trägt, ist inzwischen am 9. Mai 1963 wiederholt worden (West-Ford 2).

Wissenschaftler aus allen Erdteilen protestierten öffentlich gegen beide Experimente (West-Ford 1 und West-Ford 2), da eine weitgehende Behinderung des Funkverkehrs zwischen interplanetaren Stationen oder Raumschiffen und den Erdstationen zu befürchten war. Kurz- und Ultrakurzwellen werden von den Kupfernadeln nicht nur zur Erde, sondern ebenso nach außen, in den interplanetaren Raum, reflektiert, so daß auch die Radioastronomie unter diesem militärischen Experiment zu leiden hat.

Im Juli 1963 stellten die USA die Erprobung und die Weiterentwicklung des militärischen Geheimsatelliten MIDAS ein, da sich das Infrarotsystem als unbrauchbar erwies. Dazu wurde mitgeteilt, daß allein im Haushaltjahr 1962 423 Millionen Dollar für das MIDAS-Projekt ausgegeben worden seien, von denen die Hälfte als „umsonst hinausgeworfen“ angesehen werden müsse.

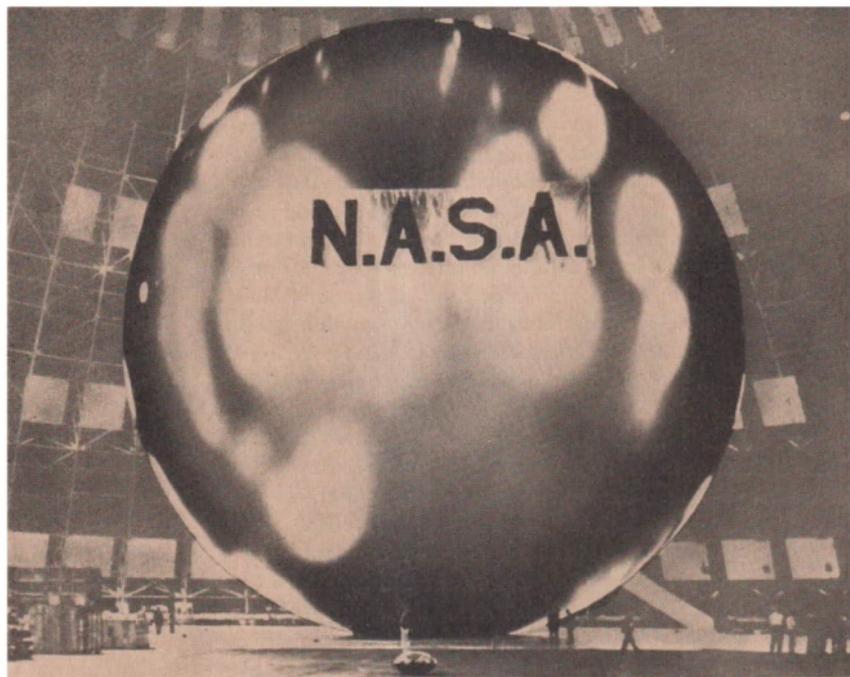
#### **Die wichtigsten Angaben über sämtliche offiziellen Starts und Startversuche von MIDAS-Satelliten:**

**MIDAS 1** – Fehlstart am 26. 2. 1960 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena A in Cape Canaveral – Zylinder mit Nasenkonus, Durchmesser 1,52 m, Länge 6,71 m; Masse 1590 kg. Bahn nicht erreicht (2. Stufe der Trägerrakete trennte nicht)

**MIDAS 2** (1960 Zeta) – gestartet am 24. 5. 1960 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena A in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse wie MIDAS 1 – Bahndaten: Bahnneigung 33°,0; Perigäum 467 km, Apogäum 517 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,34 – letzte Funksignale am 26. 5. 1960. Kreist noch (Lebensdauer etwa 10 Jahre)

**MIDAS 3** (1961 Sigma) – gestartet am 12. 7. 1961 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Zylinder mit Nasenkonus; Durchmesser 1,52 m, Länge 9,14 m; Masse 1589 kg – Bahndaten: Bahnneigung 91°,17; Perigäum 3431 km, Apogäum 3470 km; Umlaufzeit 161<sup>m</sup>,5. Kreist noch (Lebensdauer etwa 10 000 Jahre)

**MIDAS 4** (1961 Alpha Delta) – gestartet am 20. 10. 1961 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Form, Abmessungen und Masse wie Midas 3 – Bahndaten: Bahnneigung 95°,88; Perigäum 3504 km, Apogäum 3747 km; Umlaufzeit 166<sup>m</sup>,0 – letzte Funksignale am 3. 11. 1961. Kreist noch (Lebensdauer etwa 10 000 Jahre)



## **ECHO (USA)**

Am 12. August 1960 wurde der erste passive Funk-Relaisatellit der Erde, Echo 1 A, in Cape Canaveral gestartet. Er umkreist noch heute als helles Satellitenobjekt die Erde.

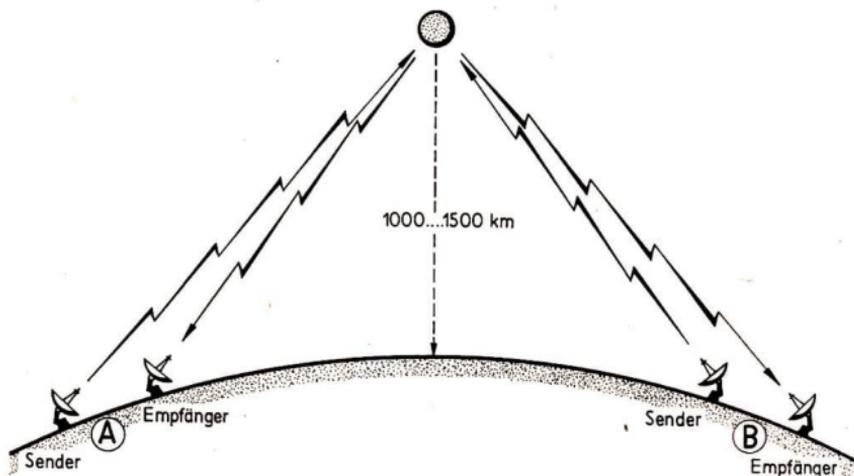
Der Ballonsatellit Echo 1 A, eines der erfolgreichsten amerikanischen Satellitenexperimente, bewies, daß es möglich ist, über passive Kunstmonde Nachrichten im UKW-Bereich zu übermitteln. Damit wurden der Nachrichtenübermittlung erstmals völlig neue Wege erschlossen. Der Satellit lieferte neue Daten über die Dichte der Hochatmosphäre der Erde und machte uns mit einem neuen Parameter in der Satellitenbewegung bekannt, dem Einfluß des solaren Strahlungsdruckes.

Echo 1 A wurde mit einer Thor-Delta-Dreistufenrakete – einer Version der Thor-Able, die sich insbesondere durch die Art der Steuerung von dieser unterscheidet – gestartet.

Die Bahnüberwachung ist bei einem derartigen Satelliten

nur mit Radar oder mit optischen Hilfsmitteln möglich. Eine weitere Überwachungsmöglichkeit ergab sich bei Echo 1 A aus der Tatsache, daß die dritte Stufe der 28 m hohen Thor-Delta-Rakete mit einem Sender von 60 Milliwatt ausgerüstet war, der für die Telemeßbodenstation auf der Wellenlänge 108,06 MHz ein Erkennungssignal ausstrahlte. Diese dritte Raketenstufe folgte dem Ballonsatelliten eine Zeitlang unmittelbar. Auch der Satellit selbst hatte eine kleine Funkbake, die während der ersten Umläufe auf der Frequenz 108 MHz tätig war. Man gab dem Ballon Kugelgestalt, damit die ankommenden Funksignale nach allen Richtungen reflektiert wurden. Der Ballon besteht aus einer Mylar-Kunststoffhülle von nur 0,0127 mm Wandstärke, auf die im Vakuum eine 0,0022 mm starke Aluminiumschicht aufgedampft wurde. Diese Aluminiumschicht hat eine Masse von insgesamt nur 2 kg und gewährleistet bei Funksignalen bis zu 20 000 MHz einen Reflexionsgrad von 98 Prozent. Die aus 82 fest miteinander verschweißten Bauteilen bestehende Ballonhülle mit rund 30 m Durchmesser hat eine Masse von nur 61 kg. Nach Erreichen der Umlaufbahn wurde sie aus einem kugelförmigen Magnesiumbehälter von 67 cm Durchmesser ausgestoßen. Die Hülle begann sich dann durch das restliche darin befindliche Gas von selbst zu entfalten.

**Funktionsschema der passiven Nachrichtensatelliten Echo 1 und Echo 2. Die vom Sender der Bodenstation A ausgestrahlten Ultrakurzwellen werden an der metallüberzogenen Hülle des Ballonsatelliten reflektiert und können vom Empfänger der Bodenstation B empfangen werden. Ebenso ist es möglich, die von der Station B ausgesandten Signale in der Station A aufzunehmen**





**Der Ballonsatellit Echo 2 platzte während des Aufblasens bei einem Höhentest am 15. Januar 1962. Dieses Foto wurde von einer in der letzten Raketstufe installierten Fernsehkamera aufgenommen**

Da das Füllgas durch die von Meteoriten geschlagenen Löcher entweicht, wurden den 5 kg Benzoesäure, die nach Ausstoßen der Hülle durch die Sonneneinstrahlung schnell verdampften und den Ballon aufblähten, 9 kg Antrachinon beigegeben, das infolge seines niedrigen Dampfdruckes sehr langsam verdampft und so das entweichende Füllgas ersetzt. Im Erdschatten kühlt der Ballon binnen wenigen Minuten von  $+ 135^{\circ} \text{C}$  auf  $- 60^{\circ} \text{C}$  ab. Dadurch geht ein Teil des Füllgases wieder in den festen Zustand über, während sich in der Ballonhülle Falten bilden.

Durch den Luftwiderstand der Erdatmosphäre und durch die Sonneneinstrahlung werden Geschwindigkeit und Umlaufbahn des Ballonsatelliten ständig beeinflusst und verändert. Das führte zu wichtigen neuen Meßergebnissen, die ursprünglich nicht im Programm vorgesehen waren. Durch das Abbremsen von Echo 1 A gelang es erstmalig, die Luftdichte in Höhen von über 600 km zu messen. Sie beträgt in 1500 km Höhe  $1,1 \cdot 10^{-18} \text{ g/cm}^3$ . Das ist ein Wert, den man zuvor bereits in 800 km Höhe vermutet hat. Echo 1 A ist auch in Mitteleuropa

heute noch als Stern erster Größe sehr gut zu beobachten. Da die Ballonhülle durch die eingangs beschriebenen Einflüsse der Atmosphäre und der Sonneneinstrahlung inzwischen stark deformiert ist, ergeben sich große Helligkeitsschwankungen.

Nachdem am 15. Januar 1962 ein Höhentest mit dem Nachfolgetyp Echo 2 gescheitert war (siehe Bild auf Seite 63), gelangte am 25. Januar 1964 der schon seit langem angekündigte zweite Ballonsatellit auf eine Erdumlaufbahn. Wie seine Vorgänger besteht auch er aus einer dünnen Kunststoffhülle, auf die eine Aluminiumschicht aufgedampft ist; der Durchmesser beträgt diesmal etwa 41 m. Echo 2 dient ebenfalls Versuchen, Ballons als passive Relaisatelliten zu verwenden.

Als Trägerrakete wurde bei diesem Start wegen der größeren Nutzmasse eine zweistufige Thor-Agena B verwendet.

Mit Echo 2 wurde erstmalig, entsprechend dem im Juni 1962 beschlossenen Programm der Zusammenarbeit zwischen der Sowjetunion, der USA und Großbritannien, Funkverbindung über diesen Relaisatelliten zwischen der britischen Station Jodrell Bank und der sowjetischen Station Simenki aufgenommen. Bereits die ersten Versuche zeigten gute Ergebnisse.

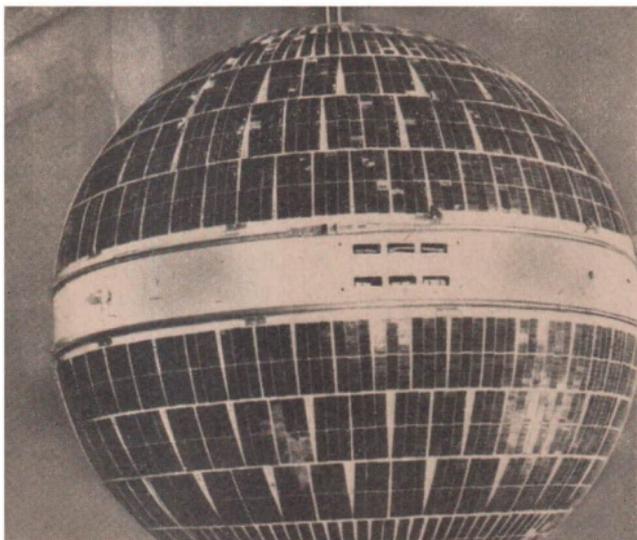
Das Foto auf Seite 61 zeigt Echo 2 während eines Bodentests.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche von ECHO-Satelliten:**

**ECHO 1** – Fehlstart am 13. 5. 1960 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – kugelförmiger Ballon, Durchmesser 30,48 m; Masse 60 kg. Bahn nicht erreicht (Lagesteuerung der 2. Raketenstufe versagte, 3. Stufe erhielt keinen Zündimpuls)

**ECHO 1 A** (1960 Iota) – gestartet am 12. 8. 1960 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form wie Echo 1; Gesamtmasse 109 kg, Nutzmasse 61 kg – Bahndaten: Bahnneigung 47°,22; Perigäum 1524 km, Apogäum 1684 km; Umlaufzeit 118m,22. Kreist noch (Lebensdauer etwa 4 Jahre)

**ECHO 2** (1964–04) – gestartet am 25. 1. 1964 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – kugelförmiger Ballon, Durchmesser etwa 41 m; Gesamtmasse 350 kg, Nutzmasse 257 kg – Bahndaten: Bahnneigung 81°,49; Perigäum 1030 km, Apogäum 1315 km; Umlaufzeit 108m,8. Kreist noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)



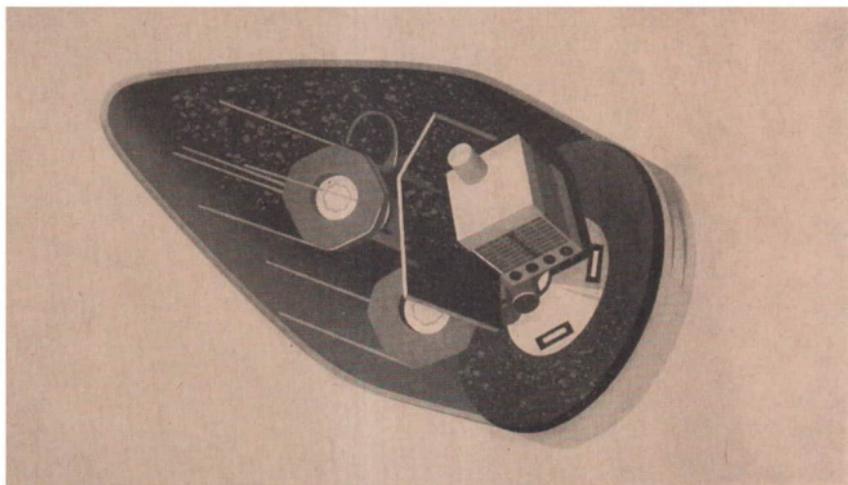
## **COURIER (USA)**

Die Courier-Satelliten, im Auftrag der amerikanischen Armee entwickelt, waren die ersten aktiven Nachrichtensatelliten. Sie sollten Funksignale beziehungsweise Meldungen aufnehmen, speichern und auf Abruf wieder senden. Zur Instrumentierung gehörten fünf Magnetbänder und ein Empfangs- und Sendesystem mit einer Kapazität von 68 000 Wörtern je Minute. Von 2 Startversuchen glückte nur einer.

**Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche von COURIER-Satelliten:**

**COURIER 1 A** – Fehlstart am 18. 8. 1960 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral – Kugel, Durchmesser 1,29 m; Masse 215 kg. Bahn nicht erreicht (Trägerrakete explodierte 2m,36 nach dem Start)

**COURIER 1 B** (1960 Ny) – gestartet am 4. 10. 1960 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Courier 1 A; Masse 227 kg – Bahndaten: Bahnneigung 28°,3; Perigäum 945 km, Apogäum 1238 km; Umlaufzeit 106m,9 – letzte Funksignale am 22. 10. 1960. Kreist noch (Lebensdauer etwa 20 Jahre)

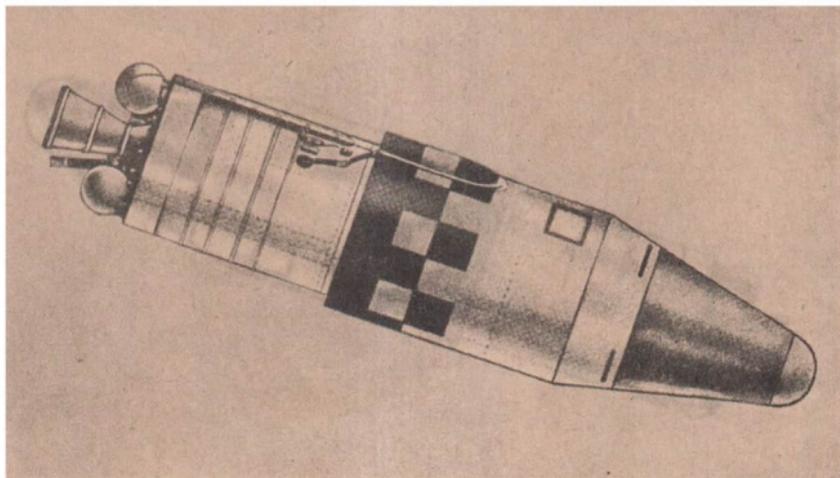


## COMPOSITE (USA)

Mit dem Start von Composite 1 durch die amerikanische Marine sollten 5 kleine Satelliten gleichzeitig auf die Bahn gebracht werden. Sie hatten folgende Aufgaben: SR 4 – Untersuchung der solaren Röntgenstrahlung, INJUN 2 – Untersuchung des Zusammenhangs zwischen dem äußeren Strahlungsgürtel der Erde und dem Polarlichtphänomen, LOFTI 2 – Untersuchung der Ionosphäre, SECOR – geodätische Vermessungen, SURCAL – geheime militärische Aufgaben. Das Unternehmen mißlang. Die Startversuche wurden im Rahmen des militärischen Satellitenprogramms der USA (Anonymus, siehe Seiten 119 bis 128) fortgesetzt (1963-21 A bis F, 1964-01 A bis C).

### Die wichtigsten Angaben über COMPOSITE 1:

Fehlstart am 24. 1. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral – Fünffachsattellit, bestehend aus **SR 4** – Kugel, Durchmesser 0,5 m; Masse 26,3 kg. **LOFTI 2** – Kugel, Durchmesser 0,5 m; Masse 26,3 kg. **SECOR** – Kugel, Durchmesser 0,5 m; Masse 16,3 kg. **INJUN 2** – Würfel, Kantenlänge 0,4 m; Masse 26,8 kg. **SURCAL** – Zylinder, Durchmesser 0,14 m, Höhe 0,24 m; Masse 3,6 kg. Bahn nicht erreicht (2. Stufe der Trägerrakete versagte)



## **SAMOS (USA)**

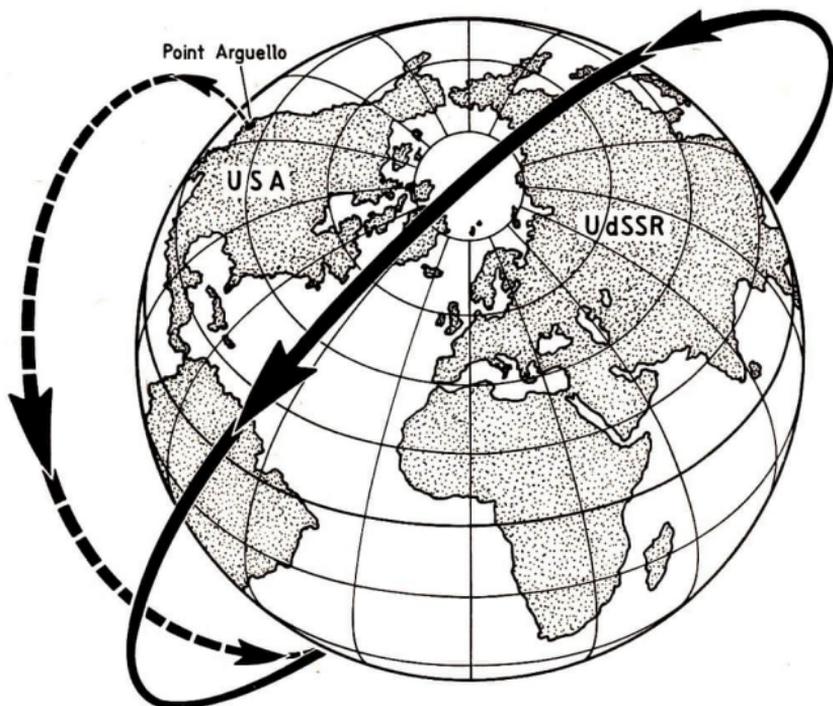
Die amerikanischen künstlichen Erdsatelliten der SAMOS-Serie gehören zu den amerikanischen Geheimsatelliten, die seit Ende 1961 immer stärker in Erscheinung treten. Sie werden von der amerikanischen Luftwaffe gestartet. Über die Aufgaben dieser amerikanischen Geheimsatelliten werden keinerlei wesentliche Angaben gemacht.

Wenn man daher über diese Satelliten eine zusammenfassende Betrachtung geben will, kann man nur auf die bekanntgegebenen Bahndaten zurückgreifen.

Die künstlichen Satelliten der SAMOS-Serie (SAMOS = **S**atellite and **M**issile **O**bservation **S**ystem, Satelliten- und Raketenbeobachtungssystem) dienen naheigenen amerikanischen Angaben ausschließlich militärischen Zwecken. Die Spionagesatelliten vom Typ SAMOS haben vor allem die Aufgabe, fotografische Aufnahmen vom Territorium der Sowjetunion und der Staaten des sozialistischen Lagers zu machen.

Diese Aufnahmen werden nicht sofort an Bodenstationen übermittelt, sondern in einer Kapsel zur Erde zurückgeführt. Zur Erprobung dieses Rückführungssystems dienten bekanntlich die amerikanischen künstlichen Erdsatelliten der Discoverer-Serie.

Der erste Startversuch eines SAMOS-Satelliten mit einer Atlas-Agena-B-Trägerrakete am 11. Oktober 1960 mißlang,



Schema der Bahn des Spionagesatelliten SAMOS 2 (1961 Alpha)

da die zweite Stufe des Trägerraketensystems nicht zündete.

Darauf wurde am 31. Januar 1961 in Point Arguello der Spionagesatellit SAMOS 2 (astronomische Bezeichnung 1961 Alpha) von einer Atlas-Agena-B-Trägerrakete auf eine polare Umlaufbahn gebracht. Die Bahnneigung der fast rechtwinklig zum Äquator verlaufenden Umlaufbahn des Satelliten wurde mit  $97^{\circ},4$  angegeben. Die Bahn selbst verlief zwischen 485 km und 560 km Höhe über der Erdoberfläche. Die Umlaufzeit betrug dementsprechend rund  $95^m$ .

Über die Ausrüstung dieses Satelliten ist so gut wie nichts bekannt. Nach dem Start wurde lediglich erklärt, daß der militärische Satellit nicht von der letzten Stufe seiner Träger Rakete getrennt wurde. Als Instrumentierung soll er fotografische Aufnahmegeräte mitgeführt haben, deren Funktionsfähigkeit untersucht wurde. Nähere Angaben über diese Geräte beziehungsweise über die Ergebnisse ihrer Erprobung

werden von der amerikanischen Luftwaffe geheimgehalten. Eine Rückführung der Instrumentenkapsel war bei diesem Satelliten wahrscheinlich nicht vorgesehen. Es ist auch später nichts darüber bekanntgegeben worden, ob ein derartiger Versuch unternommen worden ist.

Dem Start von SAMOS 2 folgte im selben Jahr noch ein weiterer offizieller Start: SAMOS 3 am 9. September 1961; er war ein Mißerfolg.

Wahrscheinlich handelt es sich bei den amerikanischen SAMOS-Spionagesatelliten um eine direkte Fortsetzung der im großen ganzen erfolgreichen Discoverer-Versuche, die allerdings nicht nur als Vorstufe des SAMOS-Projektes zu gelten haben, sondern auch der Erprobung anderer militärischer Satellitentypen dienen. Dabei ging es bekanntlich in den meisten Fällen darum, Kapseln mit Instrumenten, Filmmaterial und ähnlichem zur Erde zurückzuführen.

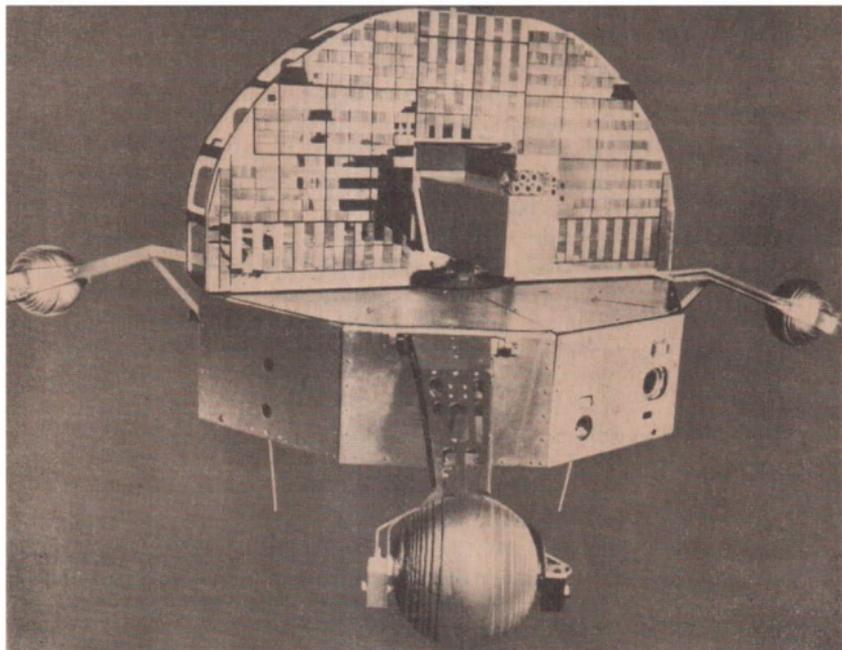
Die Experimente mit den Satelliten der SAMOS-Serie sollten nach amerikanischen Verlautbarungen ursprünglich die Angaben liefern, die die Spionageflugzeuge der Typen RB-47 und U-2 nicht beschaffen konnten. Sie fanden ihre Fortsetzung in den Starts der unbenannten militärischen Geheimsatelliten der amerikanischen Luftwaffe (Anonymus-Serie; siehe Seiten 119 bis 128).

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche von SAMOS-Satelliten:**

**SAMOS 1** – Fehlstart am 11. 10. 1960 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Zylinder mit Nasenkonus, Durchmesser 1,52 m, Länge 6,71 m; Gesamtmasse 1860 kg, Nutzmasse etwa 900 kg. Bahn nicht erreicht (2. Stufe der Trägerrakete zündete nicht)

**SAMOS 2** (1961 Alpha) – gestartet am 31. 1. 1961 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Form, Abmessungen und Massen wie SAMOS 1 – Bahndaten: Bahnneigung 97°,4; Perigäum 485 km, Apogäum 560 km; Umlaufzeit 94m,9. Kreist noch (Lebensdauer etwa 20 Jahre)

**SAMOS 3** – Fehlstart am 9. 9. 1961 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Form, Abmessungen und Massen wie SAMOS 1. Bahn nicht erreicht (Trägerrakete im Startturm explodiert)



## **OSO (USA)**

In Cape Canaveral wurde am 7. März 1962 mit einer Thor-Delta-Trägerrakete der erste automatisch arbeitende Sonnenbeobachtungssatellit OSO 1 (Orbiting Solar Observatory) gestartet.

Die Gesamtmasse des Satelliten beträgt rund 200 kg, wovon etwa 79 kg auf die Instrumente entfallen. Der Satellit hat die Form eines neunflächigen Zylinders, an dem sich drei Ausleger befinden. Der zylindrische Körper des Satelliten rotiert mit 30 Umdrehungen in der Minute. An den Enden der Ausleger sind kugelförmige Druckgasbehälter mit Strahl Düsen zur Regulierung der Rotation angebracht.

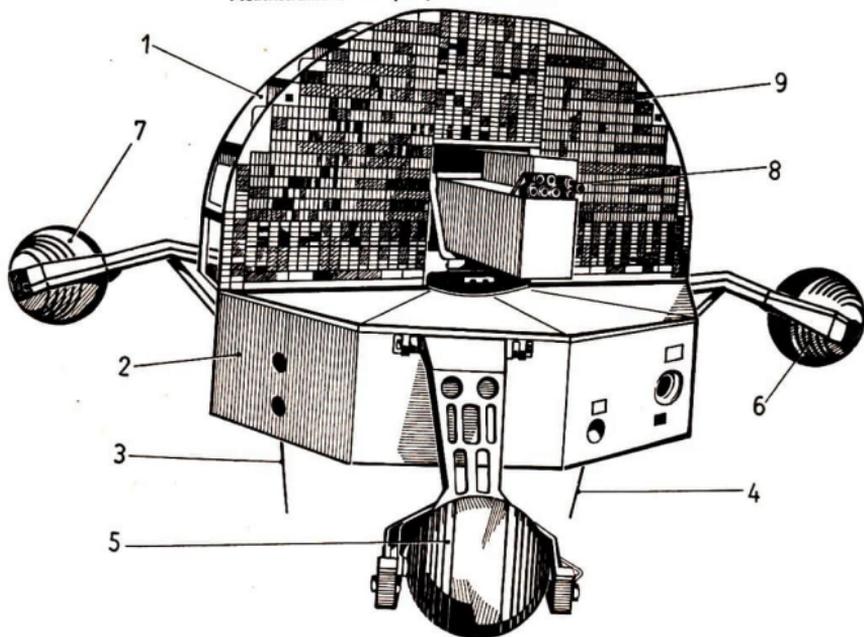
An der Achse des zylindrischen Körpers befindet sich eine halbkreisförmige Scheibe, die nicht mitrotiert, sondern während der Bewegung des Satelliten im Sonnenlicht auf die Sonne ausgerichtet ist. An dieser Scheibe sind 1860 Solarzellen sowie einige Meßgeräte für die Sonnenforschung angebracht.

Die stabilisierte Scheibe soll mit einer Genauigkeit von einer Bogenminute auf das Zentrum der Sonne ausgerichtet sein. In der Scheibe befinden sich ein Spektrometer zur Untersuchung der weichen Röntgenstrahlung der Sonne im Bereich von 10 bis 400 Å, ein Spektrometer zur Untersuchung der harten Röntgenstrahlung im Bereich von 1 bis 8 Å, ferner Meßinstrumente zur Überwachung der Intensität der Röntgenstrahlung im Energiebereich von 20 bis 100 keV und zur Messung der Gammastrahlung mit Intensitäten um rund 0,5 MeV. Weiterhin ist an dieser Stelle ein Meßinstrument zur Untersuchung der kosmischen Staubmaterie installiert. Im rotierenden zylindrischen Teil des Satelliten befinden sich folgende Meßinstrumente:

ein Meßinstrument zur Registrierung der Strahlungsintensität im blauen Strahlungsbereich der Sonne von 3800 bis 4800 Å;

ein Instrument zur Untersuchung der ultravioletten Strahlung der Sonne im Spektralbereich von 1100 bis 1250 Å, im sogenannten Lyman-Alpha-Gebiet;

**Aufbauschema von OSO 1 (1962 Zeta). 1 – feststehender Teil des Satellitenkörpers, 2 – rotierender Teil, 3, 4 – Antennen, 5, 6, 7 – Druckgasbehälter, 8 – Meßinstrumentenkomplex, 9 – Solarzellen**



ein Meßinstrument mit zwei Meßbereichen zur Untersuchung der Gammastrahlung der Sonne in den Bereichen von 0,2 bis 1,5 MeV und 50 keV bis 3 MeV;

Neutronenzähler;

ein Meßgerät zur Untersuchung der Dichte der Teilchen im unteren Teil des inneren Strahlungsgürtels;

ein Meßgerät zur Feststellung der Wärmeaufnahme und Wärmeabgabe verschieden präparierter Teile der Satellitenoberfläche;

ein Meßgerät zur Registrierung der intensiven solaren Gammastrahlung mit Intensitäten von 100 bis 500 MeV, die bei Sonneneruption auftritt.

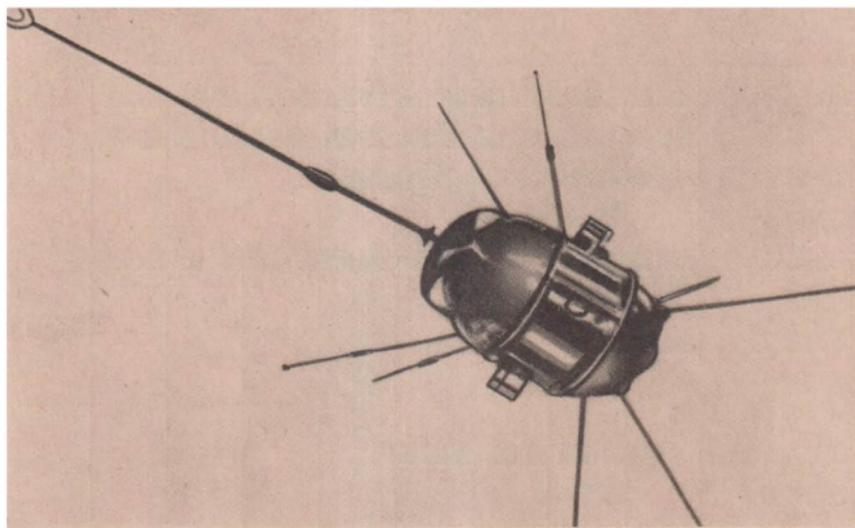
Der künstliche Erdsatellit OSO 1 ist ein reines astronomisches Forschungsinstrument. Insofern ist er ein Vorgänger größerer und später auch bemannter astronomischer Forschungssatelliten, die sowohl von der UdSSR als auch von den USA gestartet werden sollen. Astronomische Beobachtungen außerhalb der dichteren Schichten der Erdatmosphäre sind erstmalig während des Gruppenfluges der Raumschiffe Wostok 5 und 6 ausgeführt worden.

Von Satellitenbahnen aus lassen sich praktisch ungestört visuelle und fotografische Beobachtungen machen, die vor allem für viele Erkenntnisse der Astrophysik von ausschlaggebender Bedeutung sind. Der größte Teil der Erdatmosphäre liegt unterhalb der Satelliten, so daß die störende Luftunruhe völlig ausgeschaltet ist.

Als aktive Lebensdauer – die Zeit, in der die Meßinstrumente und der Sender arbeiten – nahm man für den OSO-Satelliten 6 Monate an. Der Sender fiel jedoch bereits am 22. Mai 1962 aus. Der Satellit selbst wird ebenso wie seine Träger- rakete für zwei Jahrzehnte unsere Erde umkreisen.

#### **Die wichtigsten Angaben über OSO 1 (1962 Zeta):**

Gestartet am 7. 3. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – neunflächiger Zylinder mit drei Auslegern, Durchmesser 1,12 m, Höhe 0,93 m; Gesamtmasse 199,8 kg, Instrumente 78,7 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,92; Perigäum 557 km, Apogäum 577 km; Umlaufzeit 96<sup>m</sup>,8 – letzte Funksignale am 22. 5. 1962. Kreist noch (Lebensdauer etwa 20 Jahre)

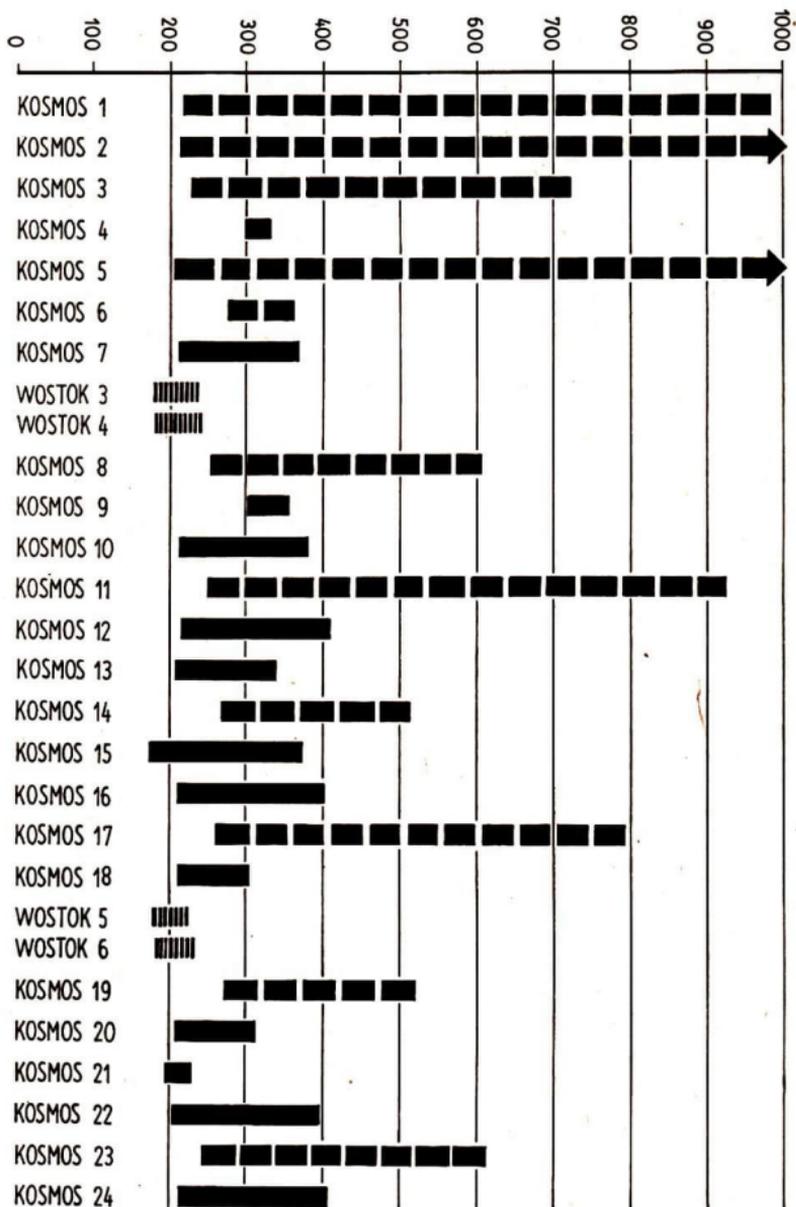


## **KOSMOS (UdSSR)**

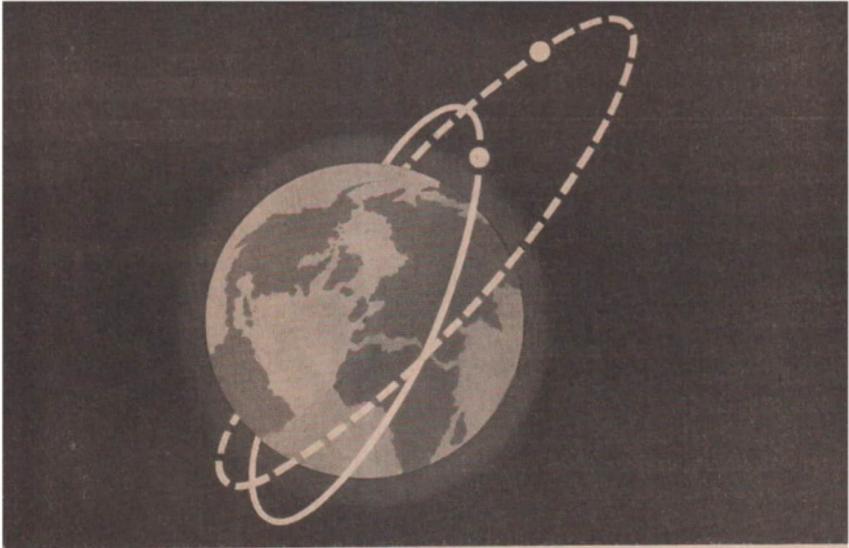
Die Serie der sowjetischen unbemannten Erdsatelliten vom Typ Kosmos begann am 16. März 1962 mit dem Start von Kosmos 1. In der Mitteilung über diesen ersten Start wurde angekündigt, daß im Laufe der nächsten Jahre von der Sowjetunion eine Serie ähnlicher Satelliten aufgegeben werde.

Die Kosmos-Satelliten sollen folgende wissenschaftliche Forschungsaufgaben lösen:

1. Untersuchung der Dichte der Elektronen und Ionen in der Ionosphäre;
2. Untersuchung der von der Sonne ausgehenden Korpuskularstrahlung von Teilchen mit niedrigen Energien;
3. Untersuchung der energetischen Zusammensetzung der unteren Teile der Strahlungsgürtel und der Veränderung ihrer Zusammensetzung im Verlaufe der Zeit und in Abhängigkeit von der Sonnenaktivität;
4. Untersuchung der Zusammensetzung der Primärkomponente der kosmischen Partikelstrahlung und der Änderung ihrer Zusammensetzung im Laufe der Zeit;
5. Untersuchung des Magnetfeldes unserer Erde in verschiedenen Höhen sowie über verschiedenen geographischen Breiten und Längen und Untersuchungen über magnetische Veränderungen in größeren Höhen;



Lage der Bahnen der Kosmos-Satelliten 1 bis 24 (gestrichelt = 49°, volle Linien = 65° Bahnneigung)



Flugbahnneigungen der Kosmos-Satelliten

6. Untersuchung der harten und der weichen Komponente der Röntgenstrahlung der Sonne und ihrer Ultraviolettstrahlung in verschiedenen Spektralbereichen sowie Untersuchung der gleichen Strahlung von anderen kosmischen Objekten;

7. Untersuchungen über die chemische Zusammensetzung der Ionosphäre sowie der neutralen Teilchen in der Hochatmosphäre;

8. Untersuchungen über die Dichte, die Häufigkeit und die Energie von Mikrometeoriten sowie ihrer räumlich und zeitlich bedingten Variationen;

9. Untersuchungen über die Verteilung und die Bildung von Wolken in der Troposphäre der Erde.

Bereits am 6. April 1962 erreichte der zweite Satellit der Kosmos-Serie seine Flugbahn um die Erde. Wie bei seinem Vorgänger standen auch hier im Mittelpunkt der wissenschaftlichen Aufgabenstellung Untersuchungen im erdnahen kosmischen Raum, wobei wiederum die Erforschung der verschiedenen Varianten der kosmischen Strahlung den Schwerpunkt bildete. Die unteren Teile der Strahlungsgürtel der Erde, die von der Sonne stammende kosmische Strahlung und die Primärkomponente wurden in verschiedener Hinsicht erforscht.

Aus diesem wissenschaftlichen Programm geht eindeutig hervor, daß sie die für den längeren Aufenthalt des Menschen im erdnahen Raum notwendigen verfeinerten und länger dauernden Untersuchungen der dort auftretenden wesentlichen physikalischen Faktoren ausführten.

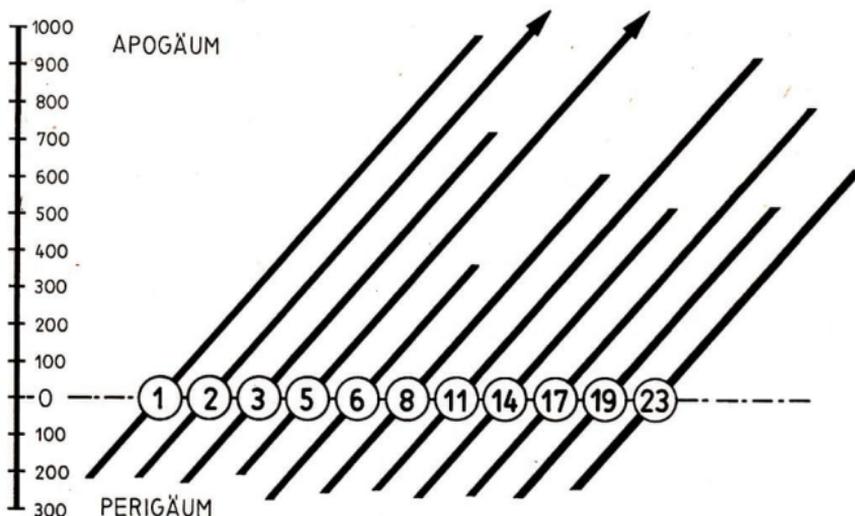
Bis zum 31. Mai 1964 sind insgesamt 30 unbemannte künstliche Erdsatelliten der Kosmos-Serie aufgelassen worden, davon 13 mit  $49^\circ$  und 17 mit  $65^\circ$  Bahnneigung.

Aufgabe dieses Kapitels kann es nur sein, diese Satellitenserie zusammenfassend darzustellen, wobei vor allem die Betrachtung ihrer Bahnen interessant ist. Bei den Kosmos-Satelliten kann man zwei unterschiedliche Hauptflugbahnen feststellen, nämlich die mit rund  $49^\circ$  Bahnneigung und die mit  $65^\circ$  Bahnneigung gegen den Äquator unserer Erde (siehe Bild auf Seite 75).

Wir wollen als erstes die Satellitengruppe mit  $49^\circ$  Bahnneigung betrachten und sie als Gruppe 1 bezeichnen. Dazu gehören die Kosmos-Satelliten 1, 2, 3, 5, 6, 8, 11, 14, 17, 19, 23, 25 und 26.

Am meisten fällt hier die starke Unterschiedlichkeit der Flugbahnen auf. Das Perigäum der ersten 4 Satelliten liegt zwischen 203 und 229 km Höhe. Die erdnächsten Bahnpunkte aller folgenden Satelliten dieser ersten Kosmos-Gruppe lie-

**Schematische Darstellung der Bahnhöhen der Kosmos-Satelliten mit  $49^\circ$  Bahnneigung**



gen im Mittel höher, nämlich zwischen 240 und 274 km. Die Ursache dürfte sehr wahrscheinlich sein, diesen Satelliten eine etwas höhere Lebenszeit zu geben; denn in ihren Apogäen liegen sie mit zwei Ausnahmen nicht so hoch wie die ersten 4 Satelliten dieser Gruppe.

Eine besondere Stellung in dieser Gruppe nimmt Kosmos 6 ein. Dieser Satellit hatte eine relativ kreisähnliche Bahn mit einem Perigäum von 274 km und einem Apogäum von 360 km. Kosmos 6 war – und darin besteht eine weitere Besonderheit – nur 8 Tage lang zu beobachten. Es ist nicht gemeldet worden, ob Kosmos 6 gelandet ist. Wie aus den Bahndaten hervorgeht, ist es unmöglich, daß Kosmos 6 innerhalb von 8 Tagen ohne zusätzliche Bahnkorrektur durch mitgeführte Raketentriebwerke in dichtere Schichten der Erdatmosphäre gelangt sein kann und dort verglüht ist.

Als zweite Gruppe der künstlichen unbemannten Erdsatelliten der Kosmos-Serie wollen wir die Satelliten bezeichnen, deren Bahnen eine Bahnneigung von  $65^\circ$  haben. Es handelt sich um die Kosmos-Satelliten 4, 7, 9, 10, 12, 13, 15, 16, 18, 20, 21, 22, 24, 27, 28, 29 und 30.

Bei diesen Satelliten finden wir im Gegensatz zu denen der  $49^\circ$ -Gruppe eine relativ große Ähnlichkeit in den Flugbahnparametern.

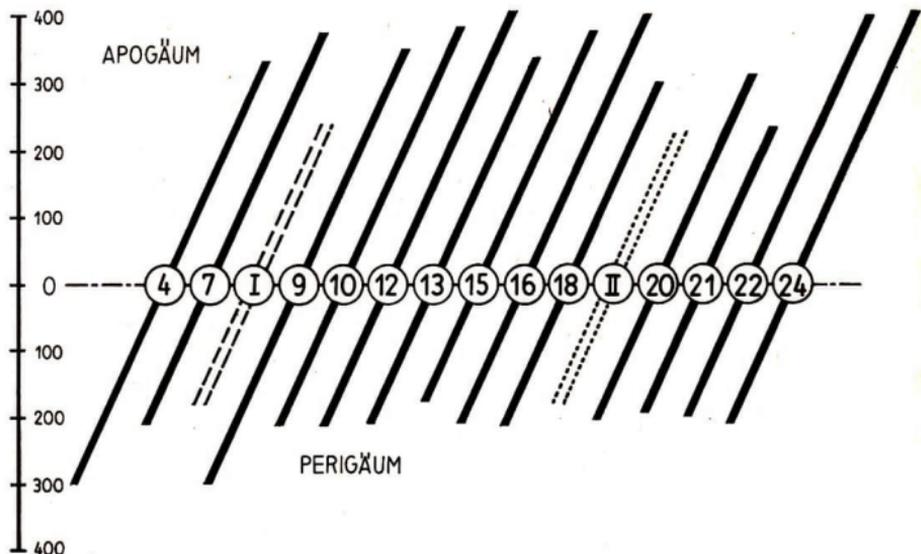
Das Perigäum liegt bei 12 von insgesamt 17 Satelliten im Bereich zwischen rund 200 und 210 km. Bei Kosmos 4 und 9 liegt es mit rund 300 km vergleichsweise extrem hoch, bei Kosmos 21 und 27 mit rund 195 km etwas unter dem Durchschnittswert, während die Bahn von Kosmos 15 mit 173 km extrem niedrig verläuft.

Stärkere Unterschiede weisen die Apogäumshöhen auf. Hier bewegt sich eine größere Gruppe von 9 Satelliten zwischen rund 380 und 410 km Höhe, je drei weitere zwischen rund 300 und 310 km (Kosmos 18, 20, 29) bzw. 330 und 350 km (Kosmos 4, 9, 13), während die Apogäumshöhen von Kosmos 21 und 27 mit 229 bzw. 237 km extrem tief liegen.

Betrachtet man den Bahnverlauf der Kosmos-Satelliten mit  $65^\circ$  Bahnneigung nach der gesamten Bahnlage, lassen sich deutlich vier Gruppen erkennen, die wir mit A, B, C und D bezeichnen wollen:

Gruppe A mit Perigäumshöhen zwischen rund 205 und 210 km und Apogäumshöhen zwischen 370 und 400 km (Kosmos 7, 10, 12, 16, 22, 24, 28 und 30);

Gruppe B mit gleichen Perigäen, aber mit Apogäumshöhen zwischen rund 300 und 310 km (Kosmos 18, 20, 29);



Schematische Darstellung der Bahnhöhen der Kosmos-Satelliten mit 65° Bahnneigung. Die gestrichelten Bahnen (I) sind die von Wostok 3 und Wostok 4, die gepunkteten (II) die von Wostok 5 und Wostok 6

Gruppe C mit Perigäumshöhen von rund 300 km und Apogäumshöhen zwischen rund 330 und 350 km (Kosmos 4 und 9); Gruppe D mit Perigäumshöhen von rund 195 km und Apogäumshöhen zwischen rund 230 und 240 km (Kosmos 21 und 27).

Ausnahmen zur Gruppe A bilden Kosmos 13 mit einem zu niedrigen Apogäum und Kosmos 15 mit zu niedrigem Perigäum.

Die Lebensdauer aller Kosmos-Satelliten mit 65° Bahnneigung war nur kurz; sie lag zwischen 4 und 11 Tagen. Kosmos 21 und 27, die nicht nur hinsichtlich ihrer Bahnen eine Sonderstellung einnehmen, waren sogar nur 3 Tage bzw. 1 Tag (Kosmos 27) zu beobachten. Über Kosmos 4 wurde offiziell bekanntgegeben, daß er nach 4 Tagen gelandet ist. Man darf annehmen, daß das auch für die übrigen Satelliten dieser Gruppe zutrifft, da diese unmöglich innerhalb weniger Tage infolge der Wirkung des Luftwiderstandes in die dichteren Luftschichten eingedrungen und verglüht sein können.

Ein wesentliches Unterscheidungsmerkmal zwischen den Kosmos-Satelliten mit 49° und 65° Bahnneigung besteht in der

Sendefrequenz. Während die Frequenzen der ersten Gruppe im Bereich über 20 MHz liegen (einige Satelliten besitzen noch eine zweite Frequenz im 90-MHz-Bereich), senden die Kosmos-Satelliten mit 65° Bahnneigung auf Frequenzen zwischen 19,994 und 19,996 MHz. Eine Ausnahme bilden hier Kosmos 21 und 27, die auf 19,735 MHz senden.

Die Betrachtungen über die beiden Hauptbahnen der Kosmos-Satelliten führen zu der Überlegung, daß auch in der wissenschaftlichen Aufgabenstellung dieser Satellitengruppen Unterschiede bestehen können. So liegt die Vermutung nahe, daß die Kosmos-Satelliten der ersten Gruppe mit wissenschaftlichen Instrumenten zur Erforschung des erdnahen kosmischen Raumes und kosmischer Körper ausgerüstet sind, wie es auch im sowjetischen Programm zur Erforschung des erdnahen Kosmos zum Ausdruck kommt. In dieser Auffassung bestärkt uns vor allem die innerhalb dieser Gruppe unterschiedliche Lage der Flugbahnen.

Bei den Satelliten der zweiten Gruppe, besonders bei Kosmos 4, 9, 21 und 27, hat es den Anschein, daß es sich um Raumflugkörper handelt, mit denen neben den wissenschaftlichen Messungen der physikalischen Werte im Weltraum auch neue Raumschiffsysteme erprobt werden. Die Einheitlichkeit in der Lage der Flugbahnen deutet jedenfalls darauf hin. Von seiten der Satellitenbeobachtung wurden darüber hinaus noch Tatsachen bekannt, die ebenfalls diese Annahme stützen. In der zweiten Gruppe der Kosmos-Serie waren einige Satelliten lagestabilisiert, denn sie zeigten im Gegensatz zu den letzten Stufen ihrer Trägerraketensysteme bei ihrer Bewegung über den Himmel als Sternpunkt keinen Lichtwechsel. Ihre Funksignale waren eigenartig moduliert und erinnern an die Signale der Raumschiff-Serie, sowohl der unbemannten Raumschiffe 1 bis 5 als auch der bemannten Wostok-Raumschiffe. Außerdem arbeiteten die Sender dieser Kosmos-Satelliten nicht kontinuierlich. Da sehr wahrscheinlich auch hier Frequenzmodulation verwendet wurde, war es nicht möglich, Dopplerkurven aufzunehmen.

Vor kurzem wurde von amtlichen sowjetischen Stellen über neue Experimente berichtet. Wie diese Meldung besagt, untersucht man gegenwärtig in der Sowjetunion intensiv die Möglichkeiten zur Verminderung der Schwerelosigkeit bei länger dauernden bemannten Weltraumflügen. Obwohl alle bisherigen bemannten Raumflüge ergeben haben, daß der Mensch die Schwerelosigkeit auch über längere Zeit gut ertragen kann, halten sowjetische Wissenschaftler diese Expe-

rimente in Hinsicht auf bemannte Raumflüge zum Mond und zu den Nachbarplaneten der Erde für erforderlich.

Die Experimente, einen Ersatz für das Schwerfeld der Erde zu schaffen, sehen etwa folgendermaßen aus: In einigen Kosmos-Satelliten waren zylinderförmige abgeschlossene Kabinen installiert, in denen sich Ratten oder Mäuse befanden. Während des Fluges um die Erde rotierten die Kabinen um ihre Längsachse, so daß die tierischen Insassen infolge der Fliehkräfte an die Wand der Kabine gedrückt wurden. Dadurch wurde den Tieren das Gefühl eines Halts, eines Andruckes beziehungsweise eines festen Bodens unter den Füßen gegeben. Die sowjetischen Wissenschaftler sind damit in der Lage, das auf der Erde wirkende Schwerfeld auch bei Raumflügen bis zu einem gewissen Grade zu ersetzen. Es ist durchaus möglich, daß man für diese Untersuchungen einige Satelliten der Kosmos-Serie lagestabilisiert hat, um in dem lagestabilisierten Raumkörper die zylinderförmigen Kabinen mit den Tieren in Rotation zu versetzen.

Interessant ist noch, daß einige der letzten Kosmos-Satelliten der zweiten Gruppe eine Sternhelligkeit hatten, die die der Wostok-Raumschiffe um eine Größenklasse übertraf. Ihre Helligkeit war also um das Zweieinhalbfache größer. Das bedeutet, wenn wir nicht eine andere Oberflächenbeschaffenheit annehmen wollen, wozu offenbar kein Grund vorliegt, daß die Oberfläche dieser Kosmos-Satelliten mindestens zweieinhalbmals größer ist als die der rund 10 m langen Raumschiffe der Wostok-Serie.

Abschließend sei aber gerade im Zusammenhang mit den letzten Überlegungen darauf hingewiesen, daß es hypothetische Annahmen sind, die sich in der Zukunft nicht unbedingt zu bestätigen brauchen. Es handelt sich hierbei um einige schon ziemlich weitgehende Schlußfolgerungen, die sich aus der Deutung der unterschiedlichen Bahnen ergeben.

Interessante Angaben über die spezifizierte Aufgabenstellung und über Meßergebnisse einiger Satelliten der Kosmos-Serie wurden Ende Mai 1964 von sowjetischen Wissenschaftlern während der COSPAR-Tagung in Florenz gemacht:

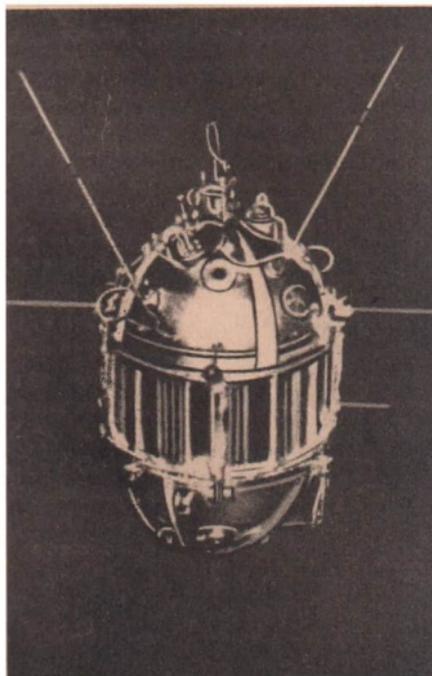
Danach untersuchten Kosmos 3 und 5 unter anderem die von der Sonne ausgehende Korpuskularstrahlung sowie die durch den amerikanischen Atombombenversuch vom 9. Juli 1962 hervorgerufene radioaktive Strahlung.

Kosmos 26 diente der Untersuchung des Magnetfeldes der Erde. Zu diesem Zweck war der Satellit mit zwei Spezial-Pro-

tonenmagnetometern ausgerüstet, die sich an der Spitze eines 3,3 m langen Auslegers befanden. Die Magnetometer waren abwechselnd in Tätigkeit; ihre Meßwerte wurden mit Hilfe einer Datenspeicheranlage aufgezeichnet. Die Auswertung lieferte ein aufschlußreiches Bild über den Verlauf des geomagnetischen Feldes entlang des gesamten Bahnverlaufes von Kosmos 26.

Die ersten 9 Kosmos-Satelliten mit 65° Bahnneigung setzten die im Jahre 1960 mit den unbemannten sowjetischen Raumschiffen 2 und 3 (1960 Lambda und 1960 Rho) begonnenen Untersuchungen der kosmischen Strahlung im Bereich unter 400 km Höhe fort. Die Auswertung der Meßergebnisse zeigte, daß die Strahlungsintensität im Bereich zwischen 207 und 407 km (Kosmos 16) 5,6mal höher ist als zwischen 209 und 301 km (Kosmos 18).

**Zwei Typen von Kosmos-Satelliten. Nähere Angaben zu diesen Bildern (erstmalig während der COSPAR-Tagung Ende Mai 1964 in Florenz gezeigt) wurden nicht gemacht. Wahrscheinlich gehören beide Satelliten zur Gruppe mit 49° Bahnneigung. Bei dem Foto auf Seite 73 handelt es sich möglicherweise um Kosmos 26**



Im April 1962 meldeten die Geigerzähler von Kosmos 4 eine viermal so starke Strahlungsintensität, wie sie im August 1962 gemessen wurde.

Die Analyse der Bahnveränderungen der Kosmos-Satelliten mit 65° Bahnneigung ergab, daß die Luftdichte im 200-km-Höhenbereich sich gegenüber 1958 auf die Hälfte ihres damaligen Wertes verringert hat. Man führt dieses Phänomen auf die Abkühlung der oberen Atmosphärenschichten zurück, die ihre Ursache wiederum im Nachlassen der Sonnenaktivität haben soll.

Weitere Vergleichsmessungen zeigten, daß die Luftdichte in Höhen über 200 km zwischen Tag und Nacht um etwa 40 Prozent ihres Durchschnittswertes schwankt.

Diese ersten Ergebnisse der Untersuchungen mit Kosmos-Satelliten machen deutlich, welch umfangreiches und vielseitiges Forschungsprogramm diese Serie hat und welche Bedeutung ihr im Hinblick auf die bemannte Raumfahrt zukommt.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von KOSMOS-Satelliten:**

**KOSMOS 1** (1962 Theta) – gestartet am 16. 3. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung 49°,0; Perigäum 217 km, Apogäum 980 km; Umlaufzeit 96<sup>m</sup>,35. Lebensdauer 70 Tage; verglüht am 25. 5. 1962

**KOSMOS 2** (1962 Iota) – gestartet am 6. 4. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung 49°,0; Perigäum 211,6 km, Apogäum 1545,6 km; Umlaufzeit 102<sup>m</sup>,25. Lebensdauer 499 Tage; verglüht am 20. 8. 1963

**KOSMOS 3** (1962 Ny) – gestartet am 24. 4. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung 48°,98; Perigäum 229 km, Apogäum 720 km; Umlaufzeit 93<sup>m</sup>,8. Lebensdauer 176 Tage; verglüht am 17. 10. 1962

**KOSMOS 4** (1962 Xi) – gestartet am 26. 4. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung 65°,0; Perigäum 298 km, Apogäum 330 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,6. Lebensdauer 4 Tage; gelandet am 29. 4. 1962

**KOSMOS 5** (1962 Ypsilon) – gestartet am 28. 5. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung 49°,07; Perigäum 203 km, Apogäum 1600 km; Umlaufzeit 102<sup>m</sup>,73. Lebensdauer 339 Tage; verglüht am 2. 5. 1963

**KOSMOS 6** (1962 Alpha Delta) – gestartet am 30. 6. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung 49°,0; Perigäum 274 km, Apogäum 360 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,6. Beobachtet bis 8. 7. 1962

**KOSMOS 7** (1962 Alpha Iota) – gestartet am 28. 7. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung 64°,95; Perigäum 210 km, Apogäum 369 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,1. Beobachtet bis 1. 8. 1962

**KOSMOS 8** (1962 Alpha Xi) – gestartet am 18. 8. 1962 – Bahndaten: Bahnneigung 48°,97; Perigäum 256 km, Apogäum 604 km; Umlaufzeit 92<sup>m</sup>,93. Lebensdauer 364 Tage; verglüht am 17. 8. 1963

**KOSMOS 9** (1962 Alpha Omega) – gestartet am 27. 9. 1962 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $65^{\circ},0$ ; Perigäum 301 km, Apogäum 353 km;  
Umlaufzeit  $90^m,9$ . Beobachtet bis 1. 10. 1962

**KOSMOS 10** (1962 Beta Zeta) – gestartet am 17. 10. 1962 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $65^{\circ},0$ ; Perigäum 210 km, Apogäum 380 km;  
Umlaufzeit  $90^m,2$ . Beobachtet bis 21. 10. 1962

**KOSMOS 11** (1962 Beta Theta) – gestartet am 20. 10. 1962 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $48^{\circ},97$ ; Perigäum 245 km, Apogäum 921 km;  
Umlaufzeit  $95^m,95$ . Lebensdauer 576 Tage, verglüht am 18. 5. 1964

**KOSMOS 12** (1962 Beta Omega) – gestartet am 22. 12. 1962 – Bahn-  
daten: Bahnneigung  $65^{\circ},0$ ; Perigäum 211 km, Apogäum 405 km;  
Umlaufzeit  $90^m,45$ . Beobachtet bis 30. 12. 1962

**KOSMOS 13** (1963-06) – gestartet am 21. 3. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $64^{\circ},97$ ; Perigäum 205 km, Apogäum 337 km; Umlauf-  
zeit  $89^m,77$ . Beobachtet bis 28. 3. 1963

**KOSMOS 14** (1963-10) – gestartet am 13. 4. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $48^{\circ},95$ ; Perigäum 265 km, Apogäum 512 km; Umlauf-  
zeit  $92^m,1$ . Lebensdauer 137 Tage; verglüht am 29. 8. 1963

**KOSMOS 15** (1963-11) – gestartet am 22. 4. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $65^{\circ},0$ ; Perigäum 173 km, Apogäum 371 km; Umlauf-  
zeit  $89^m,77$ . Beobachtet bis 27. 4. 1963

**KOSMOS 16** (1963-12) – gestartet am 28. 4. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $65^{\circ},02$ ; Perigäum 207 km, Apogäum 401 km; Umlauf-  
zeit  $90^m,4$ . Beobachtet bis 8. 5. 1963

**KOSMOS 17** (1963-17) – gestartet am 22. 5. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $49^{\circ},03$ ; Perigäum 260 km, Apogäum 788 km; Umlauf-  
zeit  $94^m,84$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 2 Jahre)

**KOSMOS 18** (1963-18) – gestartet am 24. 5. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $65^{\circ},02$ ; Perigäum 209 km, Apogäum 301 km; Umlauf-  
zeit  $89^m,44$ . Beobachtet bis 2. 6. 1963

**KOSMOS 19** (1963-33) – gestartet am 6. 8. 1963 – Bahndaten: Bahn-  
neigung  $49^{\circ},0$ ; Perigäum 270 km, Apogäum 519 km; Umlaufzeit  
 $92^m,2$ . Lebensdauer 237 Tage, verglüht am 30. 3. 1964

**KOSMOS 20** (1963-40) – gestartet am 18. 10. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $64^{\circ},89$ ; Perigäum 206 km, Apogäum 311 km; Umlauf-  
zeit  $89^m,55$ . Beobachtet bis 28. 10. 1963

**KOSMOS 21** (1963-44) – gestartet am 11. 11. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $64^{\circ},83$ ; Perigäum 195 km, Apogäum 229 km; Umlauf-  
zeit  $88^m,5$ . Beobachtet bis 14. 11. 1963

**KOSMOS 22** (1963-45) – gestartet am 16. 11. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $64^{\circ},93$ ; Perigäum 204 km, Apogäum 394 km; Umlauf-  
zeit  $90^m,36$ . Beobachtet bis 22. 11. 1963

**KOSMOS 23** (1963-50) – gestartet am 13. 12. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $48^{\circ},96$ ; Perigäum 240 km, Apogäum 613 km; Umlauf-  
zeit  $92^m,91$ . Lebensdauer 105 Tage, verglüht am 27. 3. 1964

**KOSMOS 24** (1963-52) – gestartet am 19. 12. 1963 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $65^{\circ},03$ ; Perigäum 211 km, Apogäum 408 km; Umlauf-  
zeit  $90^m,51$ . Beobachtet bis 28. 12. 1963

**KOSMOS 25** (1964-10) – gestartet am 27. 2. 1964 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $49^{\circ},01$ ; Perigäum 272 km, Apogäum 526 km; Umlaufzeit  $92^m,27$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 7 Monate)

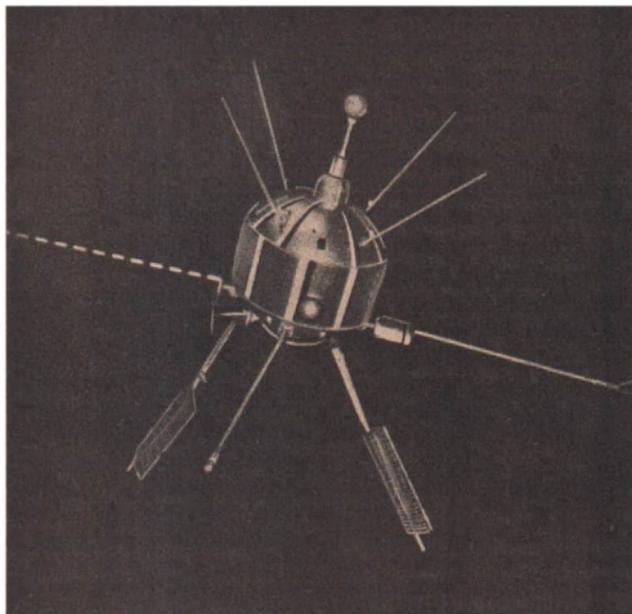
**KOSMOS 26** (1964-13) – gestartet am 18. 3. 1964 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $49^{\circ},00$ ; Perigäum 271 km, Apogäum 403 km; Umlaufzeit  $91^m,0$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 3 Monate)

**KOSMOS 27** (1964-14) – gestartet am 27. 3. 1964 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $64^{\circ},8$ ; Perigäum 192 km, Apogäum 237 km; Umlaufzeit  $88^m,63$ . Beobachtet bis 28. 3. 1964

**KOSMOS 28** (1964-17) – gestartet am 4. 4. 1964 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $65^{\circ},04$ ; Perigäum 209 km, Apogäum 395 km; Umlaufzeit  $90^m,38$ . Beobachtet bis 12. 4. 1964

**KOSMOS 29** (1964-21) – gestartet am 25. 4. 1964 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $65^{\circ},07$ ; Perigäum 204 km, Apogäum 309 km; Umlaufzeit  $89^m,52$ . Beobachtet bis 2. 5. 1964

**KOSMOS 30** (1964-23) – gestartet am 18. 5. 1964 – Bahndaten:  
Bahnneigung  $64^{\circ},93$ ; Perigäum 206,6 km, Apogäum 383,1 km; Umlaufzeit  $90^m,24$ . Beobachtet bis 26. 5. 1964



## **ARIEL (Großbritannien/USA)**

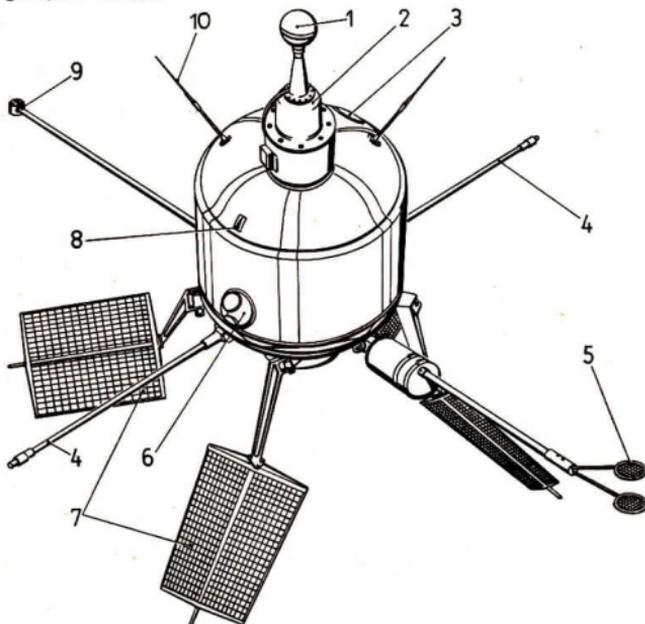
Der Ionosphären-Meßsatellit Ariel 1 (auch als S-51 oder UK-1 bezeichnet) ist der erste Raumflugkörper, der nicht in der UdSSR oder in den USA gebaut wurde. Das Projekt wurde von einer gemeinsamen britisch-amerikanischen Arbeitsgruppe von Wissenschaftlern der Universitäten London und Birmingham sowie von Mitarbeitern des amerikanischen Goddard Space Flight Center, Huntsville, ausgearbeitet. Die Arbeiten begannen bereits 1959. Der Satellit wurde in England gebaut und nach seiner Fertigstellung im Juni 1961 nach den USA gebracht, wo im Goddard Space Flight Center die Endmontage, die Abschlußkontrolle und Tests und Funktionsprüfungen stattfanden.

Die Hauptaufgaben, die mit dem am 26. April 1962 gestarteten Satelliten gelöst werden sollten, waren die weitere Untersuchung der Ionosphäre und die Erforschung des Einflusses der solaren Wellenstrahlung auf die Ionosphäre.

Der Satellitenkörper hat die Form eines Zylinders von 0,58 m Durchmesser und 0,27 m Höhe; oben und unten schließen

sich flache Halbkugelabschnitte von jeweils 13,5 cm Höhe an. Aus dem oberen Halbkugelabschnitt ragen seitlich vier um 45° geneigte Antennen heraus. Auf diesem Teil ist ein zylinderförmiger Ansatz angebracht, der einen Tscherenkov-Zähler enthält. Darauf sitzt ein schwach kegelförmiger Hals mit einer Kugel von 13,5 cm Durchmesser am oberen Ende; in ihrem Innern ist ein Ionenmassenspektrometer untergebracht. Im mittleren zylindrischen Teil sind die Elektronikblöcke aller Meßinstrumente, die Sende- und Empfangsanlage sowie die Sammlerbatterien für die Stromversorgung installiert. An der Außenseite befindet sich ein kleiner halbkugeliger Sonnensensor, ihm gegenüber ein Röntgenstrahlendetektor. Aus der unteren Halbkugel ragen vier paddelförmige Solarzellenträger und, um 45° versetzt, vier weitere stabförmige Ausleger von je 1,20 m Länge heraus. Am Ende des einen Auslegers befinden sich zwei scheibenförmige Sammler zur Messung der Elektronendichte, am Ende eines anderen ein Meßinstrument zur Bestimmung der Elektronentemperatur.

**Aufbauschema von Ariel 1 (1962 Omikron).** 1 – Ionenmassenspektrometer, 2 – Meßgerät für kosmische Strahlung, 3 – Lyman-Alpha-Meßgerät, 4 – Ausleger mit Gegengewicht, 5 – Elektronendichtemeßgerät, 6 – Sonnensensor, 7 – Solarbatterien, 8 – Röntgenstrahlungsmeßgerät, 9 – elektronisches Temperaturmeßgerät, 10 – Antenne



Zwei Ausleger tragen Gegengewichte zur Ausbalancierung des Satellitenkörpers bei der späteren Rotation mit 0,5 Umdrehungen je Minute um seine Achse. In der Mitte der unteren Halbkugel befindet sich der Ansatzflansch für die Befestigung an der letzten Stufe der Trägerrakete.

Als Baumaterial für den Satellitenkörper wurden Aluminium und glasfaserverstärkter Kunststoff verwendet. Die Außenhaut ist zwecks Temperaturregelung zu etwa 75 Prozent goldplattiert. Entsprechend der Auslegung als Ionosphären-Meßsatellit besteht die Instrumentierung von Ariel 1 aus folgenden Meßgeräten:

einer Langmuir-Sonde zur Messung der Elektronendichte und der Elektronentemperatur,

einem kugelförmigen Ionenmassenspektrometer zur Feststellung der chemischen Zusammensetzung und der Temperatur der Ionen,

einem Meßinstrument zur Untersuchung der Röntgenstrahlung der Sonne im Bereich von 3 bis 12 Å,

einem Meßinstrument zur Untersuchung der Lyman-Alpha-Strahlung der Sonne im ultravioletten Bereich,

einem Sonnensensor, mit dem die jeweilige Lage des Satelliten in bezug auf die Sonne festgestellt werden kann,

einer Apparatur zur Bestimmung der Elektronendichte und einem Tscherenkow-Zähler zur Bestimmung der schweren Kerne des Energiespektrums und der kosmischen Strahlung.

Die Sendeanlage arbeitete auf der Frequenz 136,41 MHz, ihre geplante Sendeleistung betrug 250 mW. Der Sender diente sowohl der Übertragung von Meßwerten als auch als Funkbake für die funktechnische Bahnbestimmung. Bei der Meßwertübertragung wurden den Signalen gleichzeitig 66 verschiedene Werte aufmoduliert.

Zur Stromversorgungsanlage gehören die vier paddelförmigen Ausleger mit den Solarzellen, die Nickel-Kadmium-Batterien, ein Nebenschlußregler mit Strombegrenzer für die Batterien, das Batterieschaltwerk und Batterienetzwerk sowie ein Unterspannungsreguliersystem.

Der Start von Ariel 1 am 26. April 1962 verlief erfolgreich. Der Satellit erreichte eine Umlaufbahn, deren wichtigste Parameter auf Seite 88 angegeben sind (geplante Bahndaten: Bahnneigung 55°; Perigäum 320 km, Apogäum 1000 km).

Die ersten Sendesignale wurden am 27. April, 4<sup>h</sup>42<sup>m</sup> MEZ, von einer mobilen Bodenstation in Winkfield bei Windsor

(Großbritannien) empfangen. Der Satellit befand sich zu dieser Zeit auf seiner sechsten Erdumkreisung. Als erste ortsfeste Satellitenbeobachtungsstation nahm die Radio Research Station in Singapore die Signale von Ariel 1 auf.

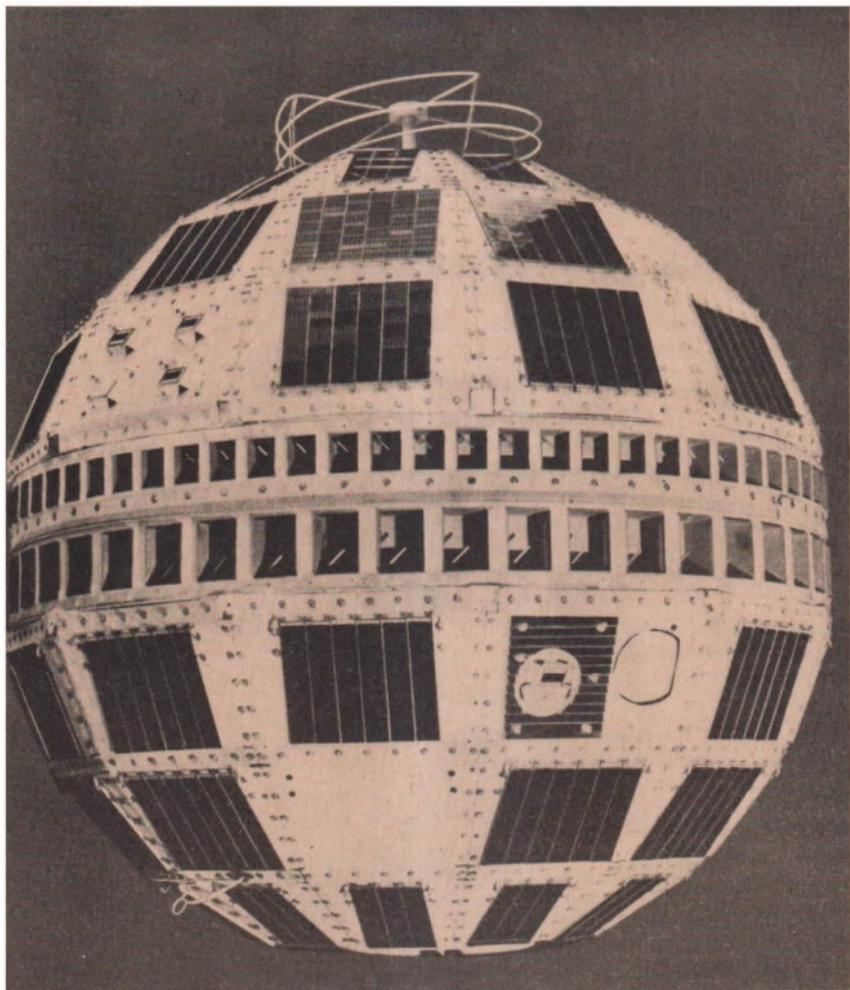
Im großen ganzen funktionierten die Meßinstrumente an Bord des Satelliten normal. Lediglich das Meßgerät zur Untersuchung der Lyman-Alpha-Strahlung arbeitete nicht.

Am 27. März 1964 wurde der zweite Ariel-Satellit gestartet, diesmal jedoch mit einer vierstufigen Feststoffrakete vom Typ Scout. Der Start eines dritten Satelliten dieser Serie ist ebenfalls für 1964 vorgesehen.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von ARIEL-Satelliten:**

**ARIEL 1** (1962 Omikron) – gestartet am 26. 4. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Zylinder mit Auslegern, Durchmesser 0,58 m, Höhe 0,54 m; Gesamtmasse 132,6 kg, Instrumente 59,7 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $53^{\circ},86$ ; Perigäum 395 km, Apogäum 1173 km; Umlaufzeit  $100^m,6$  – Funksignale seit dem 13. 7. 1962 fehlerhaft. Kreist noch (Lebensdauer etwa 20 Jahre)

**ARIEL 2** (1964-15) – gestartet am 27. 3. 1964 mit Vierstufenrakete Scout in Wallops Island – Form und Abmessungen ähnlich Ariel 1; Masse der Instrumente 68 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $51^{\circ},63$ ; Perigäum 213 km, Apogäum 1496 km; Umlaufzeit  $103^m,0$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre)



## **TELSTAR (USA)**

Am 10. Juli 1962 erreichte zum erstenmal in der Geschichte der Astronautik ein „Privatsatellit“ eine Umlaufbahn um die Erde. Telstar 1 wurde durch eine Dreistufenrakete vom Typ Thor-Delta in Cape Canaveral gestartet. Der Satellit ist kugelförmig mit einem Durchmesser von 0,88 m und einer

Masse von 77,2 kg. Bei einem Perigäum von 957 km und einem Apogäum von 5700 km kann man für den Satelliten eine Lebensdauer von etwa 3000 Jahren berechnen.

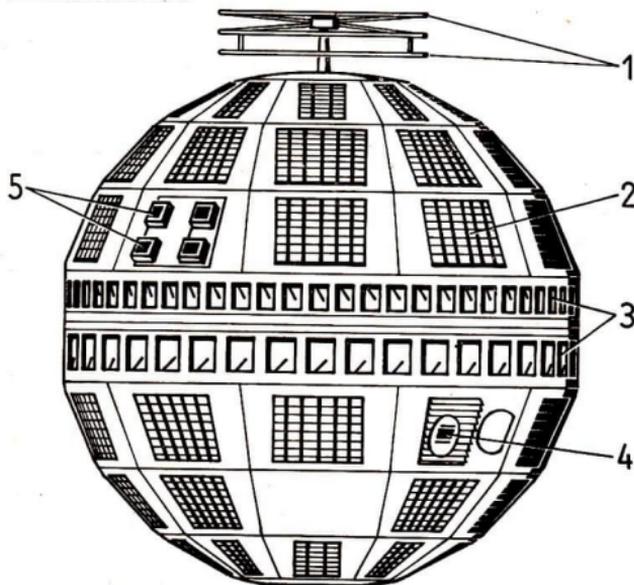
Mit Telstar 1 entwickelte die American Telephone and Telegraphy einen Relaisatelliten für die Übertragung von Fernsehendungen und Telefoniegesprächen, den sie durch die amerikanische Weltraumbehörde NASA auf eine Erdumlaufbahn bringen ließ. Vor dem Start zahlte die American Telephone and Telegraphy 2,7 Millionen Dollar an die NASA.

Das waren die Kosten, die die NASA, eine staatliche Behörde der USA, für den Start des Satelliten verlangte. Für den Fall, daß die Trägerrakete versagt hätte, wäre der gleiche Betrag in Rechnung gestellt worden.

Die Thor-Delta-Trägerrakete funktionierte aber, abgesehen von geringfügigen Abweichungen, die durch das Funk- und Steuerungssystem bedingt waren, einwandfrei. Telstar erreichte seine Umlaufbahn mit den vorgesehenen Parametern.

An der Oberfläche des kugelförmigen Nachrichtensatelliten sind 3600 Solarbatteriezellen angebracht, die 19 Nickel-Kadmium-Akkumulatoren speisen, von denen jeder 15 W leistet.

Fernseh-Relaisatellit Telstar 1 (1962 Alpha Epsilon). 1 – Spiralantenne, 2 – Solarbatterien, 3 – Ringantenne, 4 – Anlage zur Messung des elektrischen Feldes, 5 – Versuchssolarzellen



Von den Bodenstationen werden Fernsehsendungen und Telefongespräche mit einer Frequenz von 6390 MHz an den Satelliten abgestrahlt. Das empfangene Signal sendet der Satellit auf 4170 MHz wieder ab. Seine Sendeleistung beträgt etwa 3 W. Auf diese Weise gelang es, Fernsehbilder und Telefongespräche zwischen den USA und zwei europäischen Stationen zu übertragen. Die ausnutzbare Sendezeit betrug dabei jeweils etwa 15 Minuten, da diese Übertragungen nur so lange möglich sind, wie sich der Satellit über dem optischen Horizont beider Stationen befindet.

Die amerikanische Sendestation liegt in Andover, die europäischen Stationen in Goonhilly in Südwestengland und Pleumeur-Bodou in Frankreich.

Telstar 1, der erste Fernseh-Relaisatellit, demonstrierte in augenscheinlicher Weise eine der praktischen Nutzenanwendungen der Astronautik.

Er gehört zu den Satelliten, auf die sich die amerikanische Kernwaffenexplosion vom 9. Juli 1962 in 322 km Höhe über der Johnston-Insel auswirkte. Wie bekannt wurde, hat diese Explosion einer thermonuklearen Bombe den inneren Strahlungsgürtel der Erde intensiviert beziehungsweise neben den natürlichen Strahlungsgürteln einen weiteren künstlichen geschaffen. Die bei Telstar 1 und auch beim später gestarteten Telstar 2 verwendeten Solarbatterien sind gegen sehr intensive Partikelstrahlung empfindlich. Seit dem 2. August 1962 arbeitete dieser aktive Relaisatellit deshalb unregelmäßig; in der Zeit vom 24. November 1962 bis zum 3. Januar 1963 war die Funkverbindung gestört, und seit dem 21. Februar 1963 schweigt Telstar 1 völlig.

Der Ausfall von Telstar 1 macht besonders deutlich, wie durch die amerikanischen Kernwaffenexperimente in der Hochatmosphäre die wissenschaftliche Forschung und die praktische Nutzenanwendung der Astronautik empfindlich gestört wurden. Durch das Moskauer Abkommen über den Atomwaffenteststopp, das die Hochatmosphäre einbezieht, ist diesen militärischen Experimenten ein Riegel vorgeschoben worden.

Am 7. Mai 1963 wurde Telstar 2, ebenfalls mit einer Dreistufenrakete vom Typ Thor-Delta, in Cape Canaveral gestartet. Form, Abmessungen und Masse sind die gleichen wie bei Telstar 1. Das Perigäum liegt bei 973 km, das Apogäum bei 10 800 km Höhe über der Erdoberfläche. Auch dieser Nachrichtensatellit wird eine sehr lange Lebensdauer haben.

Die Zahl der elektronischen Bauelemente in den Telstar-Satelliten ist sehr hoch. Sie enthalten je 1064 Transistoren,

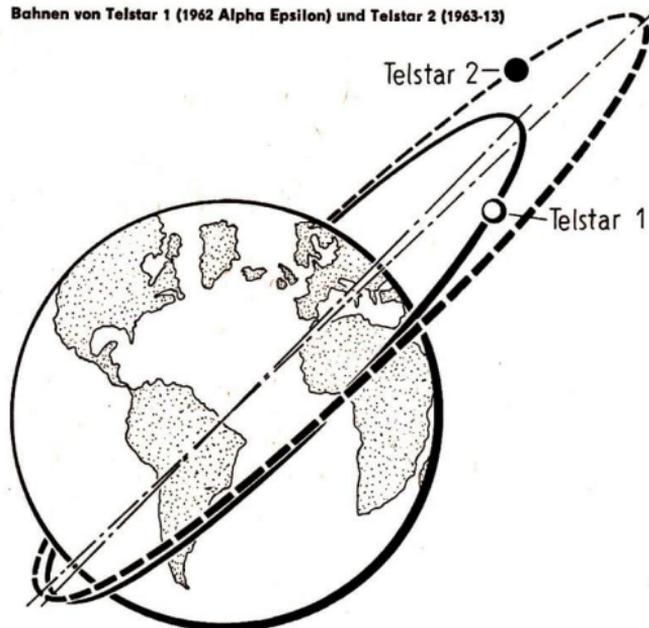
1464 Dioden, 2800 Widerstände, 1150 Kondensatoren, 340 Induktivitäten, 70 Transformatoren und 10 Relais. Es wird eine kristallgesteuerte Mikrowellen-Trägerfrequenzanlage verwendet, die für die Meßwertfernübertragung auf den Frequenzen 12 MHz vom Satelliten zur Erde und 136 MHz von der Erde zum Satelliten arbeitet.

In der praktischen technischen Anwendung der Astronautik werden die Nachrichtensatelliten eine große Rolle spielen. Besonders interessant war in dieser Hinsicht ein Vortrag von G. K. C. Pardoe, der auf dem XIII. Internationalen Astronautischen Kongreß in Warna für die British Space Development Company über ein weltweites Nachrichtensatellitensystem sprach. Ein System von insgesamt 9 Satelliten wurde beschrieben, die sich mit einer Bahnhöhe von 7480 nautischen Meilen auf Umlaufbahnen in der Äquatorebene bewegen. Das System kann auf 12 Satelliten vergrößert werden, wenn das Betriebsprogramm und die Durchlaßkapazität erweitert werden müßten.

Die bisherige Forschung umfaßt die ganze Breite der Entwicklungstätigkeit, die für die Errichtung eines derart umfassenden Nachrichtensystems notwendig ist.

Der Vortragende erläuterte erstmalig die Anforderungen an

**Bahnen von Telstar 1 (1962 Alpha Epsilon) und Telstar 2 (1963-13)**



die Fernmeldeübertragung, die ein für Europa und das Britische Commonwealth gemeinsames System stellen würde. Die Studien haben gezeigt, daß eine große Flexibilität des Übertragungsdienstes für eine große Zahl von Benutzern, von denen einige sehr strenge Forderungen an die Übertragungsgüte haben, notwendig ist. Ferner ist innerhalb dieses Weltsystems ein Zunahmekoeffizient von 9,6 Prozent im Jahr über eine Periode von 20 Jahren anzusetzen. Umfassende Arbeiten sind für ein neues Fernübertragungs-Modulationssystem geleistet worden, wobei mehrfache Eingänge in die Satelliten von mehreren Bodenstationen vorgesehen sind. Die Konzeption sieht den Gebrauch unterteilter Bandbreitenbereiche vor. Jede Bodenstation kann entweder den nominellen Teil ihres Grundfrequenzbandes benutzen oder dieses und den nichtbesetzten Teil des Frequenzbandes unterhalb ihrer Nennfrequenz. Eine solche Anordnung würde zu einer automatischen Stapelung der Bandbreiten in den Satelliten führen. Die ganze Bandbreite würde für die nachfolgende Aussonderung der entsprechenden Kanäle an alle Stationen übertragen. Der Betrieb dieses Nachrichtensystems ergibt in 20 Jahren einen Bruttorücklauf von 700 Millionen englischen Pfund bei einem Gesamtaufwand von 300 Millionen englischen Pfund für Entwicklung, Aufstellung, Betriebskosten und Abschreibung des Systems. An Einzelpositionen sind zu nennen: 1,4 Millionen englische Pfund für ein vollständiges Trägerfahrzeug und 1,8 Millionen englische Pfund für eine größere Bodenrelaisstation mit vier steuerbaren Parabolantennen von ungefähr 25 m Durchmesser.

Die 9 beziehungsweise 12 Satelliten werden in Verbindung mit sechs Hauptzonen arbeiten, die die ganze Erde überdecken. Die Nachrichtensatelliten sollen durch die dreistufige Trägerrakete Eldo, die auf der Blue Streak basiert, von einer am Äquator gelegenen Station aus auf die Umlaufbahn gebracht werden, da es von dem jetzigen englischen Startgelände Woomera in Australien für den Start Richtungsbeschränkungen gibt. Die Satelliten befinden sich zusammengefasst in der Spitze der Trägerrakete.

Um die Schwierigkeiten zu umgehen, die sich aus der Zeitverzögerung von insgesamt 0,3 Sekunden bei der Verwendung von Satelliten in Synchronhöhe ergeben können, ist eine Konzeption ausgearbeitet worden, die verschiedene Bahnhöhen vorsieht.

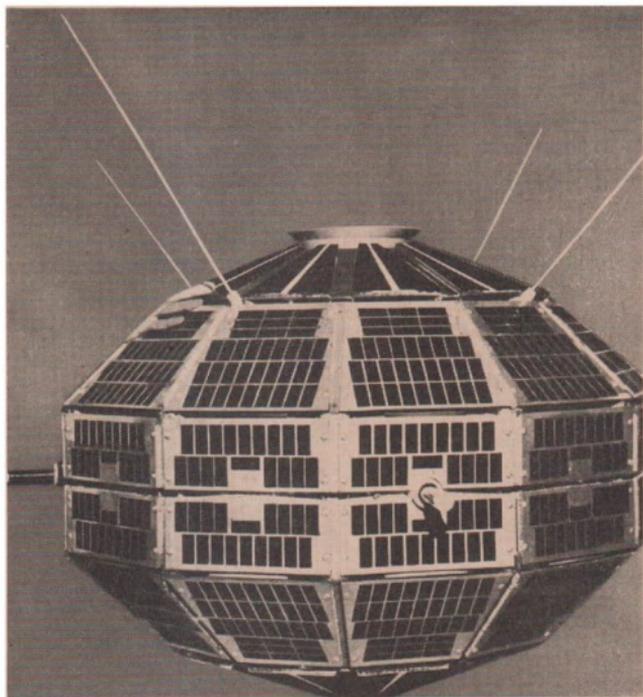
Der erste Satellit, der entwickelt wird, ist für die Synchronhöhe vorgesehen, die den Telefonverkehr innerhalb einer

Zone und den Fernsehverkehr in nur einer Richtung übernimmt. Parallel dazu wird ein System hoher Güte für mittlere Höhen entwickelt, das den Wechselsprech- und Fernsehverkehr bewältigen soll.

**Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von TELSTAR-Satelliten:**

**TELSTAR 1** (1962 Alpha Epsilon) – gestartet am 10. 7. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Kugel, Durchmesser 0,88 m; Masse 77,2 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $44^{\circ},97$ ; Perigäum 957 km, Apogäum 5700 km; Umlaufzeit  $157^m,8$  – Funkverbindung vom 24. 11. 1962 bis zum 3. 1. 1963 unterbrochen, letzte Funksignale am 21. 2. 1963. Kreist noch (Lebensdauer etwa 3000 Jahre)

**TELSTAR 2** (1963-13) – gestartet am 7. 5. 1963 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Telstar 1; Masse 79,5 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $42^{\circ},73$ ; Perigäum 973 km, Apogäum 10800 km; Umlaufzeit  $225^m,05$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 5000 Jahre)



## **ALOUETTE (Kanada/USA)**

Von Vandenberg (USA) wurde am 29. September 1962 mit einer Thor-Agena-B-Rakete erstmalig ein kanadischer Erdsatellit auf eine Umlaufbahn gebracht. Dieser Satellit wurde im Auftrage des kanadischen Verteidigungsministeriums entwickelt und unter der Bezeichnung S-27 vom Canadian Defense Research Telecommunications Establishment gebaut. Seine Entwicklungszeit betrug rund drei Jahre. Er soll im wesentlichen ionosphärischen Untersuchungen dienen.

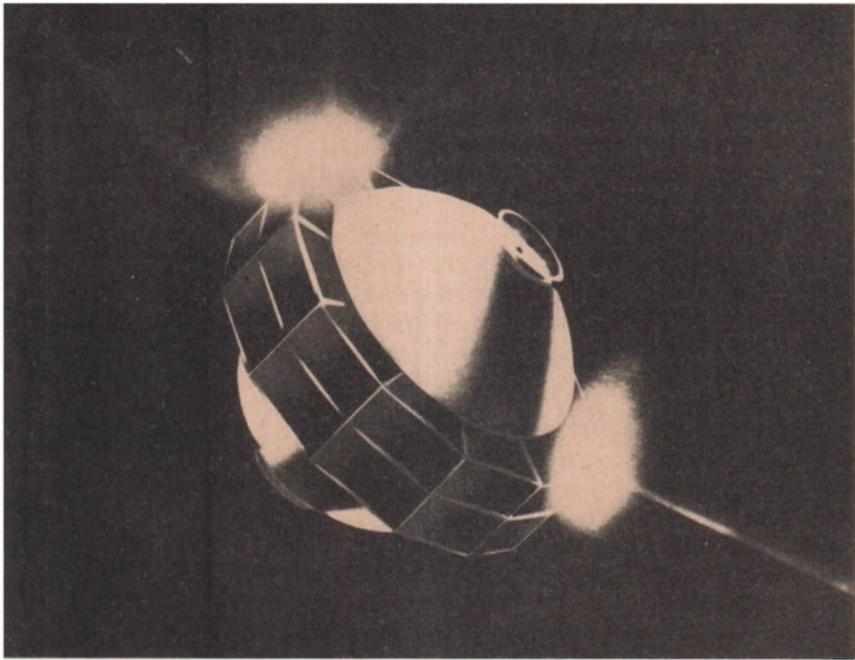
Der Satellit bewegt sich oberhalb des Maximums der Ionisation. Vom Sender werden Impulse von 100 Mikrosekunden Dauer abgestrahlt, die Impulsfolge beträgt 67 Impulse in der Sekunde. Dabei wird das Frequenzband von 1,6 bis 11,5 MHz stufenweise nacheinander abgetastet. Die Stufen betragen jeweils 1 MHz, alle 15 Sekunden erfolgt das Umschalten auf die nächste Stufe. Auf diese Weise läßt sich durch den Empfang der Signale die Grenzfrequenz der Ionosphäre

über bestimmten Punkten der Erdoberfläche ermitteln. Auch die Winkelabhängigkeit der Grenzfrequenz erhält man auf diesem Wege, da der Satellit die einzelnen Bodenstationen nicht immer im Zenit überfliegt. Von den kanadischen Streitkräften wurden drei spezielle Telemetriestationen für diesen Satelliten ausgerüstet, während Großbritannien zwei Stationen, eine in Singapur und eine im Südatlantik, einrichtete.

Die gesamte Funkanlage des Satelliten ist in Miniaturbauweise ausgeführt, weshalb man mit einer relativ geringen Nutzmasse von rund 145 kg auskommt. Die Sendeanlage zur Ionosphärensondierung ist im Satelliten doppelt enthalten, so daß bei Ausfall einer Anlage auf die Ersatzanlage umgeschaltet werden kann. Den Strom bezieht der Satellit aus Solarzellen, die an seiner Außenfläche angebracht sind. Weiter ist der Satellit mit einer Funkbake, die ständig Signale von 136-MHz ausstrahlt, zwei Meßwertübertragungsanlagen und einem Empfänger ausgerüstet. Drei weitere wissenschaftliche Aufgaben werden durch Meßinstrumente gelöst, nämlich die Messung des galaktischen Untergrundrauschens im Radiofrequenzbereich, die Messung der Radiostrahlung, die durch bestimmte Vorgänge innerhalb der Ionosphäre selbst entsteht, und die Untersuchung der kosmischen Strahlung.

#### **Die wichtigsten Angaben über ALOUETTE 1 (1962 Beta Alpha):**

Gestartet am 29. 9. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – abgeflachtes Toroid, Durchmesser 1,07 m, Höhe 0,86 m; Nutzmasse 145,3 kg – Bahndaten: Bahnneigung 80°,49; Perigäum 993 km, Apogäum 1032 km; Umlaufzeit 105<sup>m</sup>,52. Kreist noch (Lebensdauer etwa 2000 Jahre)



## **ANNA (USA)**

Als Aufgabenstellung für die ANNA-Satelliten werden von amerikanischer Seite geodätische Forschungen genannt. Bei der Entschlüsselung des Namens wird jedoch deutlich, daß auch dieses Projekt vorwiegend militärischen Aufgaben dient. Die Bezeichnung ANNA setzt sich nämlich aus den Anfangsbuchstaben der beteiligten Stellen zusammen: **A**rmey, **N**avy, **N**ASA, **A**ir Force. Auftraggeber ist das Naval Weapons Department, die Abteilung Waffenentwicklung der amerikanischen Marine. Die amerikanische Raumfahrtbehörde NASA ist lediglich für die technische Ausführung verantwortlich. Der Entwicklungsauftrag wurde im Januar 1961 an das Physikalische Laboratorium der John-Hopkins-Universität erteilt, und knapp anderthalb Jahre später erfolgte der Start von ANNA 1, der jedoch mißlang. Erst mit dem zweiten Start am 31. Oktober 1962 gelangte der Satellit ANNA 1 B auf seine Bahn.

Seine Aufgabe besteht darin, die Positionen einzelner Punkte

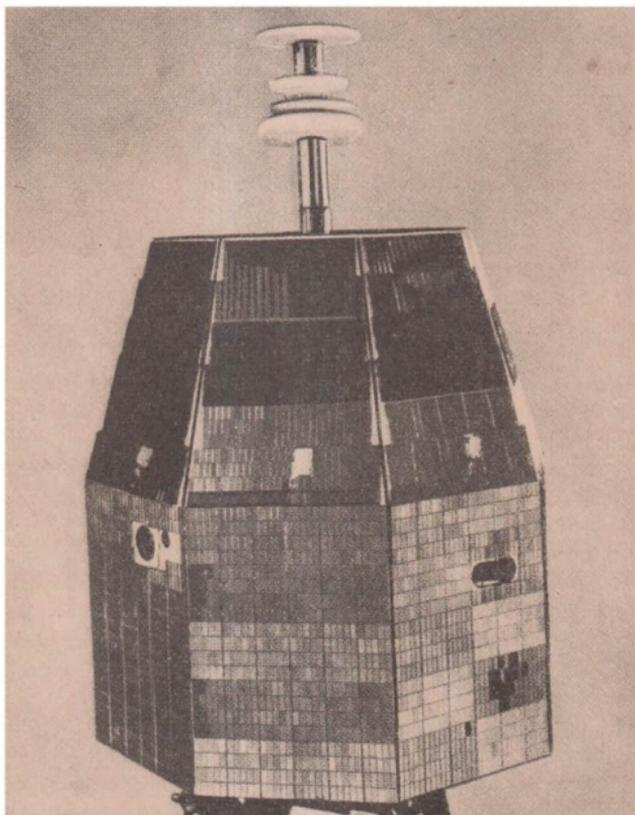
auf der Erdoberfläche mit einer Genauigkeit von  $\pm 10$  m (!) zu bestimmen. Bis jetzt sind die Abstände dieser Punkte nur mit einer Toleranz von  $\pm 150$  m bekannt. Die echten Positionen verschiedener geographischer Punkte, wie kleiner Inseln oder weniger genau vermessener Gebiete, weisen noch Fehler bis zu 2 km auf. Auch die Bestimmung der wirklichen Gestalt der Erde gehört zu den Aufgaben dieses Satelliten.

Die Voraussetzung für derartige Vermessungen ist eine äußerst präzise Positionsbestimmung des kreisenden Satelliten, nachdem zunächst seine Bahnelemente genau ermittelt sind. Zu diesem Zweck ist ANNA 1 B mit drei Instrumentenkomplexen ausgerüstet: mit einer Sendeanlage für die Radiopfeilung, mit Xenonbogenlampen für die optischen Bahnvermessungen und mit einer Sendeanlage für die Messung des Dopplereffekts. Die Xenonbogenlampen erzeugen etwa zwanzigmal täglich Serien von fünf Blitzen mit jeweils 5,6 Sekunden Abstand. Sie werden beim Überfliegen der von der amerikanischen Marine an verschiedenen Punkten der Erdoberfläche eingerichteten Bodenstationen durch Funkkommandos ausgelöst. Für die Beobachtung des Satelliten haben die amerikanischen Streitkräfte insgesamt 42 solcher Stationen eingerichtet. Zweifellos werden auch die Meßergebnisse von ANNA 1 B in erster Linie den beteiligten militärischen Stellen dienen.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche von ANNA-Satelliten:**

**ANNA 1** – Fehlstart am 10. 5. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral – Kugel; Durchmesser 1,22 m; Gesamtmasse 161 kg, Instrumente 60 kg. Bahn nicht erreicht (2. Stufe der Trägerrakete zündete nicht)

**ANNA 1 B** (1962 Beta My) – gestartet am 31. 10. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Massen wie ANNA 1 – Bahndaten: Bahnneigung  $50^{\circ},14$ ; Perigäum 1085 km, Apogäum 1169 km; Umlaufzeit  $107^m,84$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 5000 Jahre)



## **RELAY. (USA)**

Am 13. Dezember 1962 wurde von Cape Canaveral aus der zweite Nachrichtensatellit der Vereinigten Staaten von Amerika, Relay 1, auf seine Umlaufbahn gebracht. Zum Start wurde eine modifizierte Thor-Delta-Rakete verwendet. Bei diesem Trägerraketensystem wurde der Motor der ersten Stufe, der bei den früheren Typen 68 Mp Schub geliefert hatte, durch einen stärkeren Motor von 75 Mp Schub ersetzt. Die zweite Raketstufe wurde um 91 cm verlängert. Durch diese Änderung war es möglich, 59 kg Treibstoff mehr unterzubringen. Damit erhöhte sich die Nutzlastkapazität des Thor-Delta-Trägerraketensystems auf etwas mehr als 350 kg.

Die früheren Trägerraketen vom Typ Thor-Delta hatten bei einer vorgesehenen Bahn von durchschnittlich 500 km Höhe nur eine Nutzmasse von 225 kg befördern können.

Der Satellit hat ähnliche Aufgaben wie sein Vorgänger Telstar 1, nämlich die Übertragung von Fernsehsendungen und Telefongesprächen über interkontinentale Entfernung. Die Flugbahn, die der zweite Nachrichtensatellit der USA erreichte, entspricht ungefähr den geplanten Werten.

Der Satellit hat die Form eines achtseitigen Prismas. Der Durchmesser mißt 74 cm, die Höhe 84 cm. Auf dem oberen Teil des Satelliten ist eine Breitbandantenne von 26 cm Höhe montiert, so daß der Raumflugkörper eine Gesamthöhe von 110 cm erreicht. Die Masse dieses Satelliten beträgt 78,2 kg.

Die Oberfläche ist mit 8215 Silizium-Solarzellen bedeckt. Diese Sonnenbatterien liefern den Strom zum Betrieb der Empfangs-, Sende- und Meßapparaturen.

Relay 1 ist mit einer Funkbake ausgerüstet, die kontinuierlich tätig ist und auf der Frequenz 4080 MHz arbeitet.

Bodenstationen halten ständig Verbindung zu diesem Nachrichtensatelliten. Von den Bodenstationen zum Satelliten wird auf der Frequenz 1725 MHz gesendet, während der Satellit die von der Erde empfangenen Bilder oder Gespräche auf der Frequenz 4170 MHz zurückstrahlt. Insgesamt sind 128 Empfangs- beziehungsweise Sendekanäle gleichzeitig funktionsbereit.

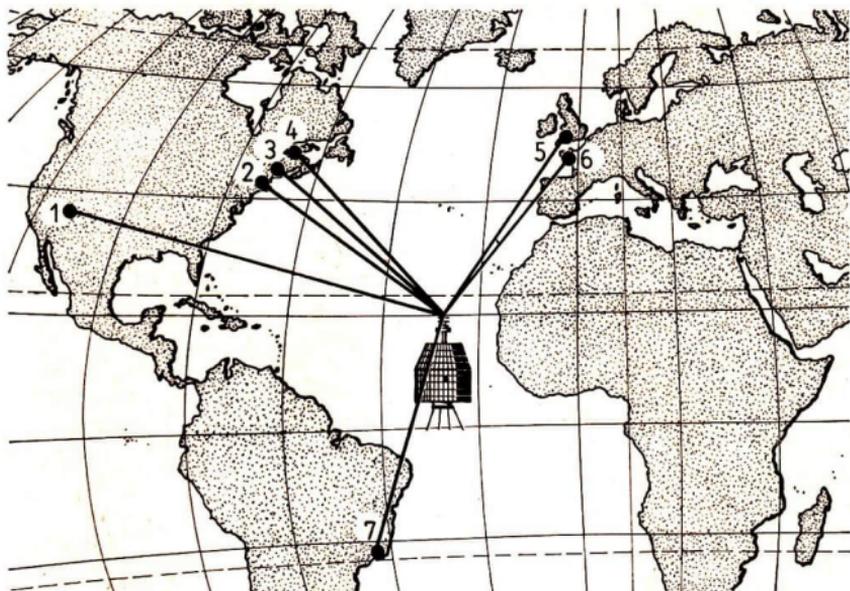
Mit dem Nachrichtensatelliten Relay 1 sind Fernseh- und Telefonverbindungen zwischen den amerikanischen Stationen Andover und Maine einerseits und der englischen Station Goonhilly sowie der französischen Station Pleumeur-Bodou andererseits hergestellt worden.

Erstmals sind mit diesem Satelliten auch zwischen den USA und dem südamerikanischen Kontinent (Brasilien) Funk- und Fernsehsendungen übertragen worden. Zu diesem Zweck wurde in der Nähe der brasilianischen Stadt Rio de Janeiro eine mobile Station eingerichtet. Die Gegenstationen befinden sich in den USA in Nutley und New Jersey.

Ferner sind telefonische Verbindungen zwischen den Stationen Nutley und New Jersey und einer italienischen Empfangsstation aufgenommen worden. Diese soll in Fucino, 75 km nordöstlich von Rom, liegen.

Mit dem Nachrichtensatelliten Relay 1 wurden drei verschiedene wissenschaftliche Untersuchungen ausgeführt.

Um den Einfluß der von den Strahlungsgürteln der Erde eingefangenen Korpuskularstrahlung auf die Lebensdauer und



**Schematische Darstellung des Nachrichtenübermittlungssystems Relay. 1 – Kalifornien, 2 – Virginia, 3 – New Jersey, 4 – Maine, 5 – Goonhilly, 6 – Pleumeur-Bodou, 7 – Rio de Janeiro**

die Funktionstüchtigkeit von Siliziumzellen zu untersuchen, hatte man neben den schon genannten 8215 Silizium-Solarzellen 30 weitere einzelne Zellen an der Außenhaut des Satelliten angebracht. Von diesen 30 Solarzellen waren 9 vom n-p-Typ und weitere 9 vom p-n-Typ sowie eine nicht genannte Zahl von Zellen aus Galliumarsenid. Die meisten dieser Zellen waren mit verschiedenen starken Quarzschichten abgedeckt, nur einige Zellen blieben unbedeckt.

Zur Untersuchung der Einwirkung von Strahlungen auf elektronische Bauelemente hatte man an der Außenhaut des Nachrichtensatelliten 6 Dioden angebracht, um feststellen zu können, ob die im kosmischen Raum vorhandene Strahlung elektronische Bauelemente zerstört oder die Kenndaten dieser Bauelemente in irgendeiner Weise verändert. Darüber hinaus diente dieses zweite wissenschaftliche Experiment dazu, die Temperaturabhängigkeit der Zerstörungen zu bestimmen. Die Temperatur wurde an den entsprechenden Stellen der Satellitenoberfläche durch Thermistoren gemessen. Das dritte wissenschaftliche Experiment untersuchte die Strahlungsintensität. Es wurden zahlreiche Messungen der

Strahlungsstärke und der Strahlungskonzentration ausgeführt. Für diese Messungen entwickelten die Bell Telephone Laboratories und die State University of Iowa neue spezielle Geräte, die man in eine kleeblattförmige Öffnung an einer Seite des Satelliten installierte. Mit dieser Spezialanlage können Protonen in den Bereichen zwischen 35 und 300 MeV, 1 und 8,1 MeV und 15 und 60 MeV gemessen werden. Außerdem gestattet das Gerät die Messung von Elektronen im Bereich von 0,5 bis 1,2 MeV.

Eine zweite Apparatur dient dazu, Messungen der Elektronen im Bereich von 0,25 bis 1,0 MeV und der Protonen im Bereich von 2,25 bis 25 MeV durchzuführen.

Ein besonderes Problem war wie bei allen Nachrichtensatelliten die Lagestabilisierung. Man fand hier durch eine Rotation mit 150 Umdrehungen in der Minute eine einfache Lösung.

Schwieriger war es, mit der Torkelbewegung fertig zu werden, die durch magnetische Kräfte hervorgerufen wird. Zum Ausgleich dieser Torkelbewegung des Gehäuses wurde eine Induktionsspule angebracht.

Man kann sagen, daß Relay 1 im wesentlichen den Erwartungen entsprochen hat.

Nachrichtensatelliten haben eine große Zukunft. Die derzeitigen Satellitenprojekte für Nachrichtenübertragung sehen eine Ausgangsleistung zwischen 1 und 10 W vor, die bis 1970 auf Werte zwischen 1000 und 10 000 W gesteigert werden muß, wie eine Analyse des Anwachsens der zu übertragenden Nachrichten ergeben hat.

Zur Bewältigung dieses Nachrichtenbedarfs sind bis 1980 Bandbreiten über 2000 MHz anzuwenden. Die derzeitige Frequenzuteilung für Nachrichtensatelliten reicht bis etwa 1975 aus. Die vorgesehenen Systeme für die Zeit von 1966 bis 1976 enthalten Anlagen, die 12 Kanäle für kleine und 600 für große Stationen vorsehen.

Man denkt heute bereits an den Einsatz von Satelliten mit hoher Ausgangsleistung durch Verwendung von Kernreaktoren. Ein solcher Satellit wird zunächst mit chemischen Raketenantrieben auf eine Warteumlaufbahn (Parkbahn) gebracht. Von dort aus erfolgt durch einen elektrischen Antrieb, der nur im Vakuum arbeitet und durch den Kernreaktor gespeist wird, der Übergang zur synchronen Umlaufbahn. Dieser Bahnwechsel läßt sich in etwa 60 bis 75 Tagen bewerkstelligen, je nach dem gewählten spezifischen Impuls. Je

höher dieser ist, um so länger dauert der Übergang. Optimal wäre ein spezifischer Impuls von etwa 2000 Sekunden Dauer, der eine Übergangszeit von etwa 25 Tagen ergibt.

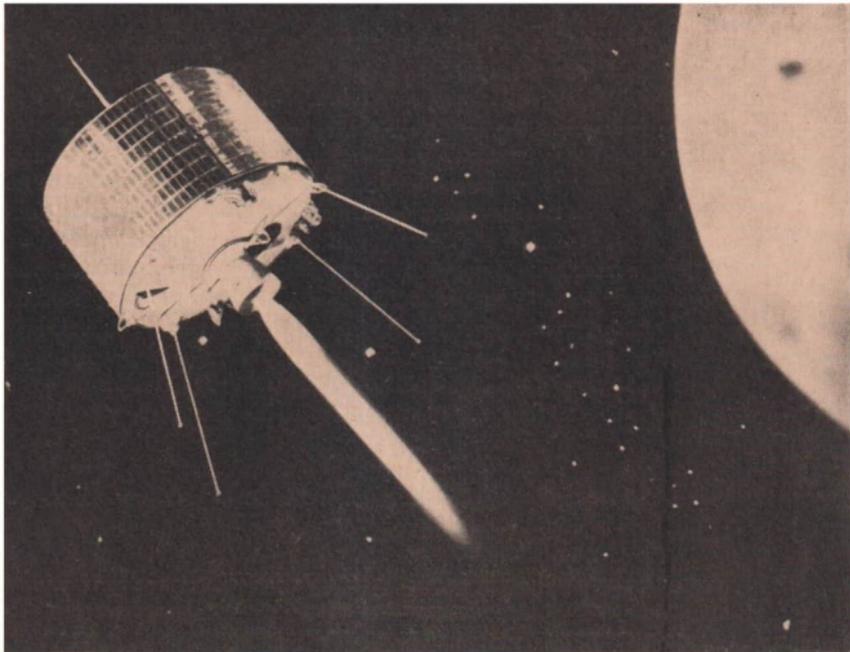
Anfang 1964 Relay 1 durch Funkkommando der Bodenstation außer Betrieb gesetzt werden, da das Programm erfüllt war und man die Sendefrequenzen 136,139 MHz und 136,120 MHz für neue Versuche wieder frei bekommen wollte. Zu diesem Zweck sollte sich auf ein bestimmtes Codesignal eine elektrolytische Lösung über das Hauptkabel ergießen, es zersetzen und damit die Energiezufuhr von den Solarbatterien zu den elektronischen Geräten unterbrechen. Der Versuch schlug jedoch fehl; Relay 1 sendet weiter und blockiert damit zwei wichtige Frequenzen.

Das Programm der Relay-Satelliten wurde im Januar 1964 mit dem Start von Relay 2 fortgesetzt.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von RELAY-Satelliten:**

**RELAY 1** (1962 Beta Ypsilon) – gestartet am 13. 12. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – achtförmiges Prisma, Durchmesser 0,74 m, Höhe 0,84 m (mit Antenne 1,1 m); Gesamtmasse 78,2 kg – Bahndaten: Bahnneigung 47°,53; Perigäum 1328 km, Apogäum 7410 km; Umlaufzeit 185<sup>m</sup>,01. Kreist noch (Lebensdauer mehrere tausend Jahre)

**RELAY 2** (1964-03) – gestartet am 21. 1. 1964 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Kennedy – Form, Abmessungen und Masse wie Relay 1 – Bahndaten: Bahnneigung 46°,31; Perigäum 2078 km; Apogäum 7402 km; Umlaufzeit 194<sup>m</sup>,73. Kreist noch (Lebensdauer mehrere tausend Jahre)



## **SYNCOM (USA)**

Am 14. Februar 1963 wurde in Cape Canaveral mit einer Thor-Delta-Rakete der Nachrichtensatellit SYNCOM 1 gestartet. Es war vorgesehen, den Satelliten auf eine Umlaufbahn zu befördern, die einer 24-Stunden-Bahn entspricht. Zuerst wurde eine elliptische Umlaufbahn mit einem Perigäum von 250 km und einem Apogäum von 36 000 km erreicht.

Kurz vor Zündung der dritten Raketenstufe wurde diese mit kleinen, tangential angebrachten Raketen in eine Rotation von 150 Umdrehungen in der Minute versetzt, damit die Lage des Satelliten während des Aufstiegs bis zum Apogäum konstant blieb. Die Trennung der dritten Stufe erfolgte kurz vor Erreichen des Apogäums. Ein zusätzlicher Feststoffraketenmotor des Satelliten sollte bei Erreichen des Apogäums gezündet werden. Der Satellit hatte dazu eine eigene Steuerungsanlage, deren Zeitschalter rund 5,5 Stunden nach dem Start den im Satelliten eingebauten Raketenmotor zünden sollte.

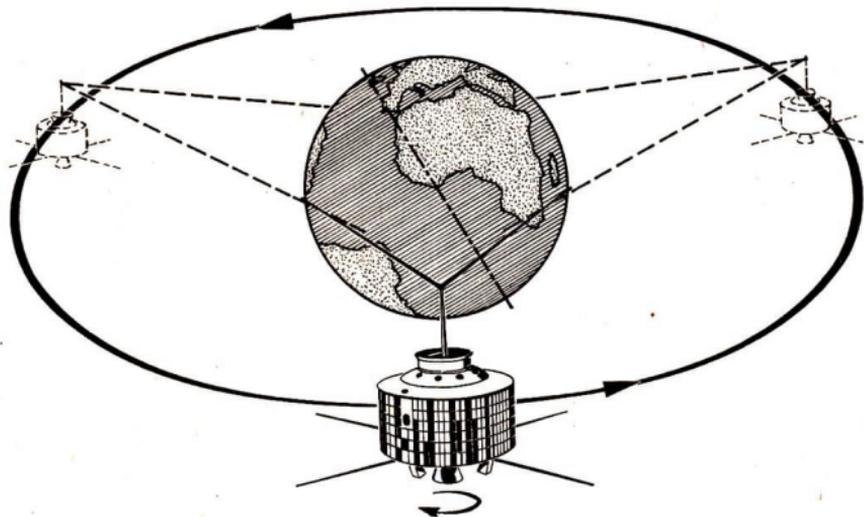
Der Eintritt des Satelliten in die 24-Stunden-Bahn erfolgte über dem Indischen Ozean nahe der Insel Madagaskar. Man beabsichtigte aber, diesen Satelliten über dem Atlantischen Ozean, zwischen Afrika und Südamerika, zu stationieren.

Da man voraussehen konnte, daß es nicht möglich sein würde, die vorgesehene Flughöhe und Fluggeschwindigkeit genau zu erreichen, waren im Satelliten zwei weitere Bahnkorrektur-Strahldüsen vorhanden. Nach dem Erreichen der vorgesehenen 24-Stunden-Bahn hätte man nach einiger Zeit feststellen können, ob sich infolge der Abweichungen von der 24-Stunden-Bahn der Satellit in westlicher oder östlicher Richtung bewegt. Wäre er nach Westen gewandert, hätte man so lange gewartet, bis er seine vorgesehene Lage zwischen Afrika und Südamerika erreicht hätte, dann wäre mit Hilfe der Korrektur-Strahldüsen die restliche Korrektur der Flugbahn erfolgt.

Bei Abweichung in östlicher Richtung wäre die Bahnkorrektur sofort vorgenommen worden.

Man rechnete damit, innerhalb von zwei Wochen den Satelliten in die vorgesehene Position zu bringen. Danach hätte man mit der Nachrichtenübertragung begonnen. Ein weiteres Korrekturtriebwerk, das sich an Bord befand, wäre für die laufenden Bahnkorrekturen eingesetzt worden, die durch die Einwirkung des Mondes und der Sonne bedingt sind. Dieses Triebwerk verwendet als Antriebsmittel Wasserstoffperoxid.

Schema der Bahn von SYNCOM 1 (1963-04)

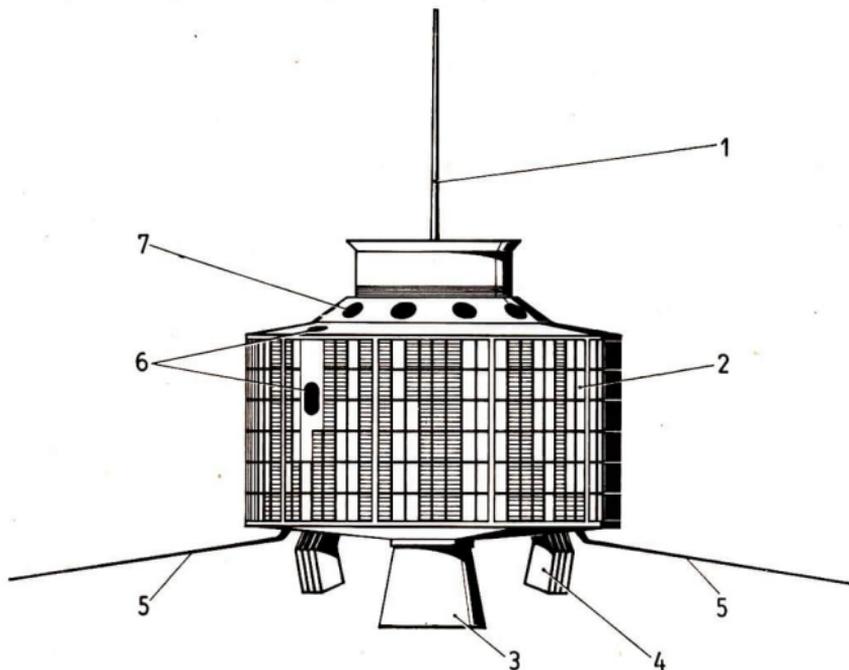


Das Projekt SYNCOM steht unter der Leitung der amerikanischen Heeresatelliten-Kommunikationsagentur. Die Beobachtung des Satelliten erfolgt durch das allgemeine Beobachtungssystem, spezielle SYNCOM-Bodenstationen und eine mobile SYNCOM-Beobachtungsstation.

An der Oberfläche von SYNCOM 1 waren 3840 Silizium-Solarzellen angebracht, um die Nickel-Kadmium-Batterien aufzuladen. Der äußere Teil des Satelliten enthielt die Solarzellen, Stickstoff- und Wasserstoffperoxidbehälter, das Kontrollsystem und den größten Teil der Elektronik. Die Antennen waren an der Oberfläche des Satelliten angebracht. SYNCOM hatte ein passives Temperaturregulierungssystem.

Die beiden Bodenstationen, die zur Nachrichtenübertragung mit SYNCOM vorgesehen waren, befinden sich in Lakehurst und an Bord der „Kingsport“. 5,5 Stunden nach dem Start mit der Thor-Delta-Rakete, der programmgemäß verlief, erreichte der Satellit sein Apogäum, und die Apogäumrakete

**Aufbauschema von SYNCOM 1 (1963-04). 1 – Sende- und Empfangsantenne, 2 – Solarbatterien, 3 – Apogäumrakete, 4 Sonnensensor, 5 – Datenübermittlungs- und Befehlsantennen, 6 – Stickstoffdüsen, 7 – Wasserstoffsperoxiddüsen**



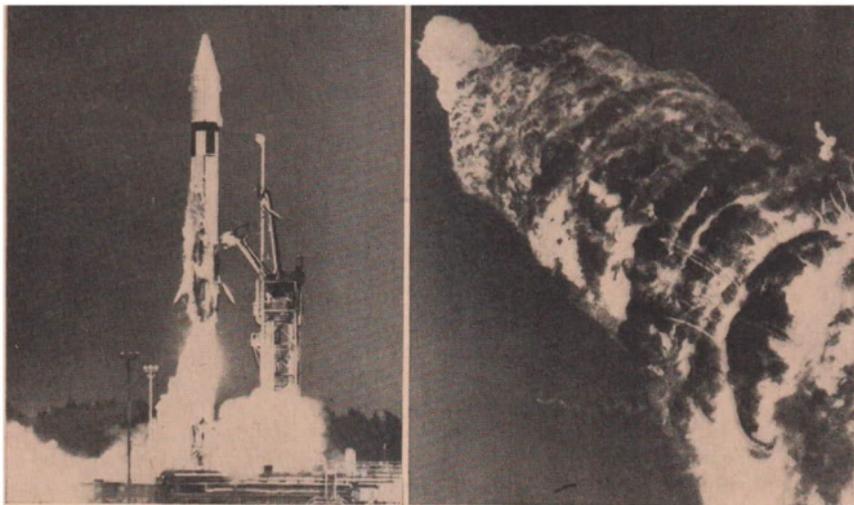
zündete. 20 Sekunden später riß die Funkverbindung plötzlich ab. Man nimmt an, daß der Apogäumsraketentriebwerk explodiert ist.

Der Start von SYNCOM 2 am 26. Juli 1963 war erfolgreich. Der Satellit erreichte seine Umlaufbahn und arbeitet zufriedenstellend.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von SYNCOM-Satelliten:**

**SYNCOM 1 (1963-04)** – gestartet am 14. 2. 1963 mit Dreistufenrakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Zylinder, Durchmesser 0,71 m, Höhe 0,39 m; Gesamtmasse 68,1 kg, Instrumente 39 kg – Bahn-daten: Bahnneigung 33°,2; Perigäum 34415 km, Apogäum 37750 km; Umlaufzeit 24<sup>h</sup>45<sup>m</sup>. Funkverbindung 13<sup>s</sup> nach Wiederzündung abge-rissen; kreist noch (Lebensdauer praktisch unbegrenzt)

**SYNCOM 2 (1963-31)** – gestartet am 26. 7. 1963 mit Dreistufen-rakete Thor-Delta in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie SYNCOM 1; Gesamtmasse 66,7 kg, Instrumente 39 kg – Bahn-daten: Bahnneigung 33°,43; Perigäum 35735 km, Apogäum 36775 km; Um-laufzeit 23<sup>h</sup>28<sup>m</sup>. Kreist noch (Lebensdauer praktisch unbegrenzt)



## **CENTAUR (USA)**

Der erste Versuch, eine Atlas-Centaur-Rakete zu starten, fand am 8. Mai 1962 statt. Er endete nach 55 Sekunden mit der Explosion der Centaur-Stufe, die als Treibstoffkombination Wasserstoff und Sauerstoff verwendet. Dieser Fehlstart verzögerte das Centaur-Programm derart, daß von ursprünglich geplanten 40 Raumflugkörpern, bei denen die Atlas-Centaur als Trägerrakete vorgesehen war, nur 9 gestartet werden konnten – allerdings notgedrungen mit anderen Trägersystemen.

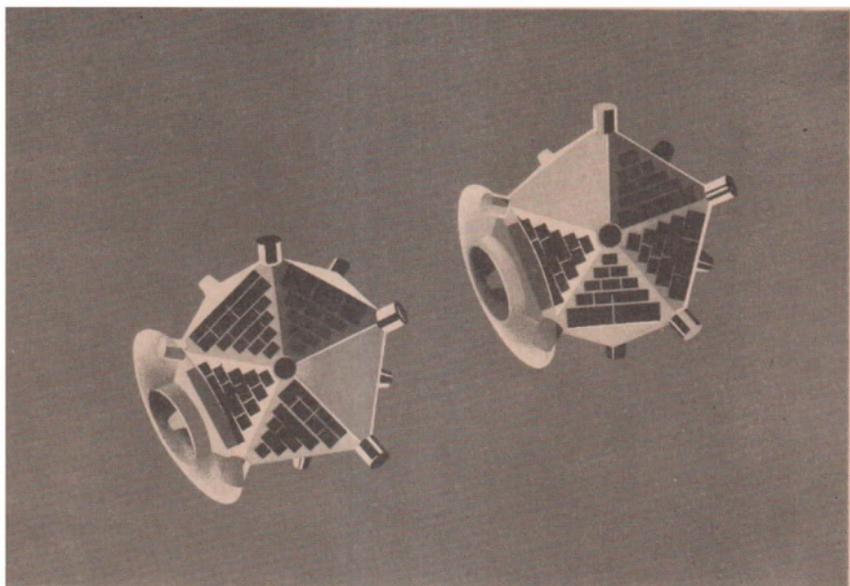
Erst am 27. November 1963 konnte die völlig umkonstruierte Atlas-Centaur 2 starten. Die leergebrannte Zweitstufe gelangte auf eine Satellitenbahn. Man kann Centaur jedoch nicht als künstlichen Erdsatelliten im eigentlichen Sinne bezeichnen, sondern sie spielt die gleiche Rolle wie die (wesentlich schwereren) Trägerraketen-Endstufen der sowjetischen Raumflugkörper. Deshalb wurden Centaur 1 und 2 in den Übersichten auf S. 236 und 256 nicht als Raumflugkörper gezählt, sondern als Raketenstufen.

Die Fotos zeigen den Start und die Explosion von Centaur 1.

**Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche mit CENTAUR-Endstufen:**

**CENTAUR 1** – Fehlstart am 8. 5. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Centaur 1 in Cape Canaveral – Zylinder mit Nasenkonus, Länge etwa 6 m, Durchmesser etwa 3 m; Masse etwa 4500 kg. Bahn nicht erreicht (Centaur-Stufe 55s nach dem Start explodiert)

**CENTAUR 2 (1963-47)** – gestartet am 27. 11. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Centaur 2 in Cape Kennedy – Zylinder mit Nasenkonus, Länge 6,60 m, Durchmesser 3,05 m; Gesamtmasse 4631 kg – Bahn-  
daten: Bahnneigung 30°,35; Perigäum 490 km, Apogäum 1750 km; Umlaufzeit 107<sup>m</sup>,5. Kreist noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre)



## VELA HOTEL (USA)

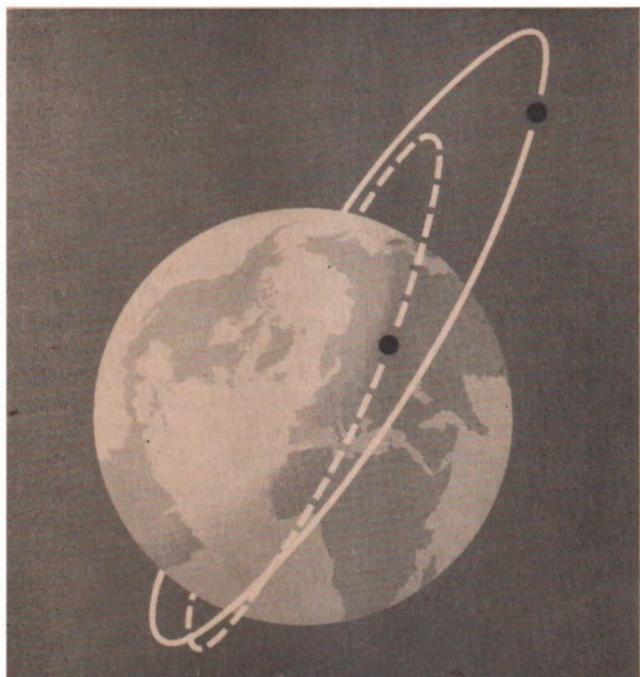
Mit einer Atlas-Agena-D-Rakete wurden am 17. Oktober 1963 von Cape Kennedy die beiden Satelliten Vela Hotel 1 und Vela Hotel 2 gestartet. Dabei gelangte noch der kleine Satellit TRS-6 auf eine Umlaufbahn. Die Vela-Hotel-Satelliten haben die Aufgabe, Kernwaffenexplosionen anzuzeigen. Sie waren mit einem zusätzlichen Raketentriebwerk zur Bahnkorrektur ausgerüstet, einem sogenannten Apogäumsraketenmotor. Beim ersten Durchfliegen des Apogäums wurde die Rakete von Vela Hotel 1 gezündet, so daß der Satellit in eine kreisähnliche Bahn in rund 100 000 km Höhe gelangte. Bei Vela Hotel 2 wurde diese Bahnkorrektur ausgeführt, als er zum zweitenmal sein Apogäum durchlief. Er erreichte eine Flugbahn zwischen 99 800 und 116 900 km. Man hatte mit diesem Manöver erreicht, daß die Bahnebenen der beiden Vela-Hotel-Satelliten senkrecht zueinander stehen. Eigenartig mutet es an, wenn man bedenkt, daß der Start dieser Satelliten knapp eine Woche nach der Unterzeichnung des Abkommens zwischen der Sowjetunion und den USA über das Verbot von Kernwaffenexplosionen im Kosmos erfolgt ist.

## **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von VELA-HOTEL-Satelliten:**

**VELA HOTEL 1 (1963-39 A)** – Dreifachsatellit, bestehend aus Vela Hotel 1, TRS 6 (1963-39 B) und Vela Hotel 2 (1963-39 C), gestartet am 17. 10. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Cape Kennedy – zwölfeckiger Körper, Durchmesser etwa 1,2 m; Masse 220 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $38^{\circ},59$ ; Perigäum 101 800 km, Apogäum 111 050 km; Umlaufzeit 105<sup>h</sup>. Kreist noch (Lebensdauer praktisch unbegrenzt)

**VELA HOTEL 2 (1963-39 C)** – gemeinsam mit Vela Hotel 1 gestartet – Form, Abmessungen und Masse wie Vela Hotel 1 – Bahndaten: Bahnneigung  $37^{\circ},81$ ; Perigäum 99 800 km, Apogäum 116 900 km; Umlaufzeit 108<sup>h</sup>06<sup>m</sup>. Kreist noch (Lebensdauer praktisch unbegrenzt)

**TRS 6 (1963-39 B)** – gemeinsam mit Vela Hotel 1 und 2 gestartet – Dreieckspyramide, Kantenlänge 20 cm; Masse 1,8 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $36^{\circ},77$ ; Perigäum 220 km, Apogäum 103 300 km; Umlaufzeit 38<sup>h},82</sup>. Kreist noch (Lebensdauer etwa 10 Jahre)



## **POLJOT (UdSSR)**

Von der Sowjetunion wurde am 1. November 1963 ein manövrierfähiger Raumflugkörper mit der Bezeichnung Poljot 1 gestartet. Mit ihm wurden die Voraussetzungen erprobt, die zur endgültigen Lösung des Rendezvousproblems noch notwendig sind.

Poljot 1 gelangte auf eine Erdumlaufbahn mit einem Perigäum von 339 km und einem Apogäum von 592 km.

Nach dem Erreichen dieser Anfangsbahn wurden die Bahnelemente verändert. Es wurden mehrfach seitliche Korrekturen ausgeführt und das Apogäum erhöht. Dazu wurden mehrere Systeme von Triebwerken eingesetzt.

In der TASS-Meldung wurde mitgeteilt, daß Poljot 1 eine endgültige Bahn mit folgenden Parametern erreichte: Umlaufzeit 102<sup>m</sup>,5, Bahnneigung 58°55', Perigäum 343 km, Apogäum 1437 km.

Wenn man annimmt, daß Poljot 1 auf eine ursprüngliche Bahn mit 65° Neigung gegen den Erdäquator gebracht

wurde, würde das bedeuten, daß die Bahnneigung um rund  $6^\circ$  verändert wurde (siehe Bild links).

Um die Bahnneigung eines Satelliten zu verändern, ist es notwendig, in einem der Bahnknoten einen Schub fast rechtwinklig zur Bewegungsrichtung des Satelliten wirken zu lassen. Die Größe dieses Schubes läßt sich relativ einfach dadurch bestimmen, daß man an Stelle dieses Schubes die seitliche Geschwindigkeitskomponente ansetzt und diese vektoriell zu der Bahngeschwindigkeit addiert. Daraus wird verständlich, daß die Richtung des Geschwindigkeitsvektors nicht exakt senkrecht zu dem ursprünglichen Geschwindigkeitsvektor wirken kann, da als resultierende Geschwindigkeit die Bahngeschwindigkeit in diesem Punkt der Flugbahn erhalten bleiben muß.

Wesentlich bei diesem Manöver ist, daß mit hoher Genauigkeit die Richtung, in der der zusätzliche Schub wirkt, eingehalten wird.

Ein geringer Fehler in der Richtung des resultierenden Geschwindigkeitsvektors zur Ebene der Flugbahn kann nicht nur eine Veränderung der Flugbahnebene, sondern auch eine Veränderung der Höhe des Apogäums und des Perigäums erzeugen, wenn nämlich die resultierende Bahngeschwindigkeit nicht mehr der ursprünglichen entspricht. Es ist bei dem Experiment mit Poljot 1 nicht ausgeschlossen, daß man mit einer einzigen Korrektur Bahnneigung und Bahnhöhe verändert hat.

Energiemäßig ist es am günstigsten, das Manöver der Korrektur der Bahnebene im Apogäum auszuführen. Da die Geschwindigkeit im Apogäum ihren Minimalwert hat, ist auch der absolute Betrag der Geschwindigkeitsänderung der kleinstmögliche.

Für die Veränderung des Apogäums oder des Perigäums ist es notwendig, in einem dieser beiden Apsidenpunkte einen Schub entgegen der Flugrichtung des Satelliten oder aber in seiner Flugrichtung wirken zu lassen, das heißt, die in diesem Apsidenpunkt vorhandene Geschwindigkeit zu verändern. Will man die Höhe des Apogäums verändern, so muß man den Schub im Perigäum wirken lassen. Soll dagegen die Höhe des Perigäums verändert werden, so muß die notwendige Geschwindigkeitsänderung beim Durchfliegen des Apogäums ausgeführt werden.

Das Bemerkenswerteste bei der Änderung der Apogäumshöhe von Poljot 1 besteht darin, daß das Perigäum der Bahn fast gleich blieb. Es wurde nur um 4 km angehoben.

Das bedeutet wiederum, daß die Ausrichtung des Raumflugkörpers ganz exakt erfolgt sein muß. Jeder auch noch so geringe Fehler in dem Winkel, den die Schubrichtung mit der Erdoberfläche bildet, macht sich in einer Veränderung der Perigäumshöhe bemerkbar.

Aus der TASS-Meldung geht hervor, daß mehrere Seitenmanöver durchgeführt wurden. Daraus kann man schlußfolgern, daß auch die Knotenlänge verändert wurde. Hierzu ist das Manöver nicht schwieriger als zur Änderung der Bahnebene. Allerdings muß es im nördlichsten oder südlichsten Bahnpunkt ausgeführt werden.

Nach Beobachtungen der amerikanischen Ohio Radio Research Station, die mit dem dritten Umlauf von Poljot 1 um die Erde begannen, wurden außer Poljot 1 noch drei weitere Körper festgestellt, die in ähnlichen Bahnen die Erde umkreisten. Wahrscheinlich handelt es sich bei diesen Objekten um Raketentriebwerke, die nach einzelnen Manövern abgetrennt wurden. Vermutlich hat Poljot 1 mindestens drei große Korrekturmanöver ausgeführt, wobei nach jedem Manöver das nicht mehr gebrauchte Triebwerk abgestoßen wurde.

Nach den amerikanischen Beobachtungen scheint eine grobe Änderung der Bahnebene schon während des ersten Umlaufs um die Erde vorgenommen worden zu sein. Beim sechsten Umlauf müssen alle Bahnmanöver bereits abgeschlossen gewesen sein; denn die für diesen Umlauf gegebenen amerikanischen Bahndaten stimmen mit den in der TASS-Meldung genannten endgültigen Bahnwerten genau überein.

Zusammenfassend ergibt sich über die von Poljot 1 durchgeführten Bahnmanöver folgendes Bild: Der Satellit wurde von Baikonur aus gestartet, wobei die anfängliche Bahnneigung  $65^\circ$  betrug. Beim ersten Durchfliegen des absteigenden Knotens wurde über dem Pazifik bei rund  $160^\circ$  westlicher Länge die Grobkorrektur der Bahnebene ausgeführt und dieses Triebwerk abgetrennt. Danach wurde wahrscheinlich noch während des ersten Umlaufs beim Durchfliegen des Perigäums, das offenbar über dem südlichen Pazifik lag, das Apogäum erhöht. Wahrscheinlich ist dann auch dieses Triebwerk abgetrennt worden. Während des zweiten Umlaufs wurden Feinkorrekturen der Bahn mit Hilfe von kleineren Präzisionstriebwerken ausgeführt.

In diesem Zusammenhang ist es interessant, zu überschlagen, wie groß die erforderlichen Treibstoffmengen sein müssen, will man derartige Korrekturen vornehmen. Wenn wir die Masse der Wostok-Raumschiffe voraussetzen, also rund 4,5 t,

so wäre für eine Bahnneigungsänderung von rund  $6^\circ$ , wie man sie für Poljot 1 annehmen muß, eine Treibstoffmenge von rund 2,75 t nötig. Für die Höhenänderung des Apogäums müßten rund 0,45 t Treibstoff erforderlich sein, so daß also der Treibstoff etwa zwei Drittel der Gesamtmasse ausmacht. Die Masse der relativ großen Triebwerke ist dabei nicht berücksichtigt. Mit Poljot 1 ist zum erstenmal ein Raumflugkörper neuer Qualität aufgetaucht, ein Vorläufer kommender sowjetischer Raumschiffe, die in der Zukunft für die verschiedensten wissenschaftlichen und praktischen Aufgaben, unter anderem zum Zusammenbau großer Raumstationen, gebraucht werden.

Inzwischen wurde dieses Programm mit dem Start von Poljot 2 am 12. April 1964 fortgesetzt.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von POLJOT-Satelliten:**

**POLJOT 1 (1963-43)** – gestartet am 1. 11. 1963 – ursprüngliche Bahn-  
daten: Bahnneigung etwa  $65^\circ$ ; Perigäum 339 km, Apogäum 592 km;  
Umlaufzeit  $94^m,0$  – Bahndaten nach dem Manöver: Bahnneigung  
 $58^\circ,92$ ; Perigäum 343 km, Apogäum 1437 km; Umlaufzeit  $102^m,49$ .  
Kreist noch (Lebensdauer etwa 4 Jahre)

**POLJOT 2 (1964-19)** – gestartet am 12. 4. 1964 – ursprüngliche  
Bahndaten: Bahnneigung:  $59^\circ,86$ ; Perigäum 242 km, Apogäum  
485 km; Umlaufzeit  $91^m,86$  – Bahndaten nach dem Manöver: Bahn-  
neigung  $58^\circ,06$ ; Perigäum 310 km, Apogäum 500 km; Umlaufzeit  
 $92^m,4$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 1 Jahr)

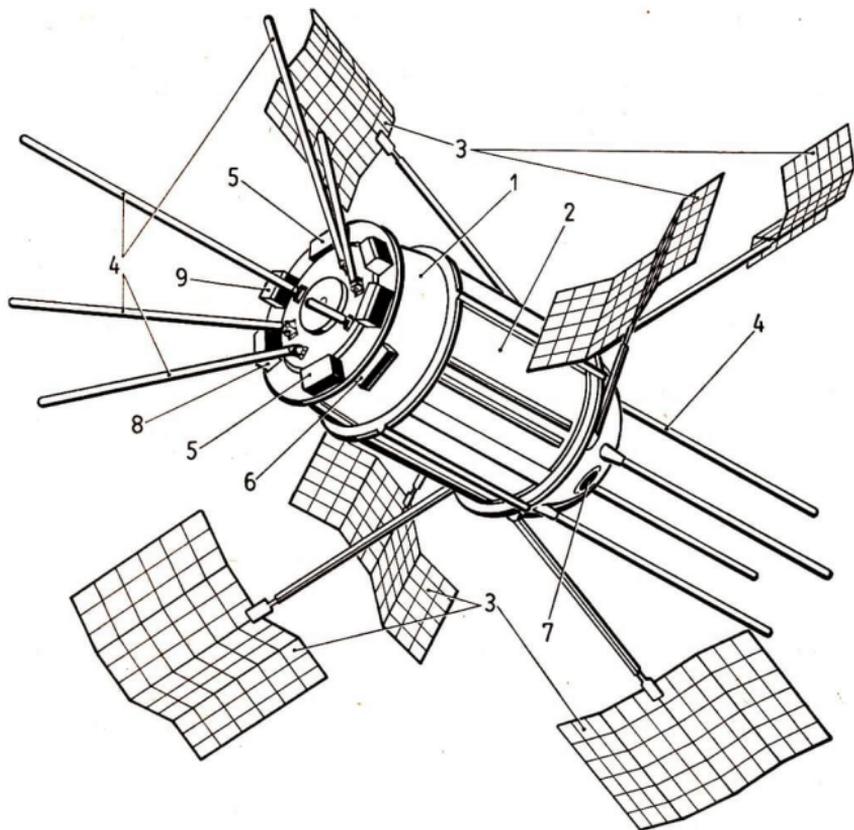
## ELEKTRON (UdSSR)

Die Sowjetunion startete am 30. Januar 1964 mit einer leistungsstarken Trägerrakete zwei Erdsatelliten zugleich. Sie erhielten die Bezeichnung Elektron 1 und Elektron 2. Das Hauptziel dieses umfangreichen Experimentes besteht in der gleichzeitigen Untersuchung des inneren und äußeren Strahlungsgürtels der Erde. Eine raketentechnische Besonderheit war schon die Methode des Starts bei diesem Unternehmen. Beide Satelliten wurden mit einer gemeinsamen Trägerrakete auf ihre Umlaufbahn gebracht. Dabei unterscheiden sich die Bahnen beträchtlich voneinander. Der erste Satellit wurde bereits von der Raketenendstufe getrennt, als diese noch in Tätigkeit war. Diese Methode ist in der Astronautik erstmalig angewandt worden.

Die Bahnen der beiden Satelliten waren entsprechend der vorherigen Berechnung so angelegt, daß Elektron 1 den inneren Strahlungsgürtel und die unteren Ausläufer des äußeren Strahlungsgürtels durchquert. Elektron 2 dagegen durchläuft sowohl den inneren als auch den äußeren Gürtel intensiver kosmischer Strahlung und dazu noch einen weiteren Strahlungsring, der in etwa 50 000 bis 70 000 km Entfernung die Erde umgibt.

Von besonderem Interesse dürfte bei diesen kosmischen Strahlungsmessungen das Grenzgebiet sein, wo das interplanetare Magnetfeld zu wirken beginnt. Man vermutet hier den Ort der Beschleunigung für die Teilchen kosmischer Strahlung, die ständig den äußeren Strahlungsgürtel der Erde auffüllen. Unter Umständen werden die Meßergebnisse dazu verhelfen, den Prozeß der Entstehung und des Eindringens der solaren oder anderer Teilchen der kosmischen Strahlung und damit das ständige Auffüllen der Strahlungsgürtel in seinem ganzen Mechanismus zu entschleiern.

Für das Experiment war es erforderlich, daß die Apsidenlinien der Bahnen von Elektron 1 und Elektron 2 gegeneinander geneigt waren. Dazu mußte einer der Satelliten – wahrscheinlich Elektron 1 – seine Bahn außerhalb des Perigäums erreichen. Das Steuerungs- und Orientierungssystem muß mit außerordentlicher Zuverlässigkeit gearbeitet haben. Die Apsidenlinie der Bahn von Elektron 2 wählte man so, daß man einen möglichst weiten Bereich des äußeren Strahlungsgürtels sowohl im absteigenden als auch im aufsteigenden Teil der Bahn immer über der jeweils gleichen geografischen Breite vermessen konnte. Für die Wahl der Bahnneigung war



**Aufbauschema von Elektron 1 (1964-06 A). 1 – Satellitenkörper, 2 – Jalousien des Temperatur-Regulierungsystems, 3 – Solarzellen, 4 – Antennen, 5 – Mikrometeoritendektoren, 6 – Registriergerät für die Korpuskularstrahlung, 7 – Massenspektrometer, 8 – Protonendetektor, 9 – Gerät zur Untersuchung des Energiespektrums der Elektronen in den Strahlungsgürteln**

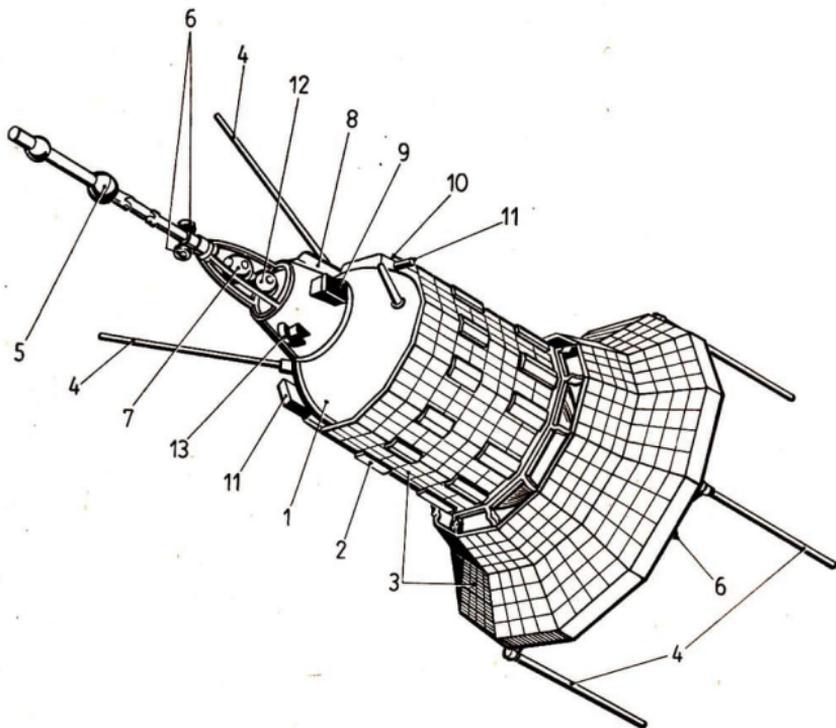
es äußerst wichtig zu berücksichtigen, daß ein Minimum an Bahnstörungen durch Mond und Sonne gegeben war. Ferner mußte man noch die durch die Erdabplattung entstehenden Bahnstörungen auszuschalten suchen. Durch die Wahl der Bahnneigung wurde erreicht, daß die Perigäen sich mit der Zeit weiter nach Norden verschieben. Dabei wird sich die Apsidenlinie der Bahn von Elektron 1 so langsam nach Norden verlagern, daß die Bahn dieses Satelliten im Laufe der Zeit durch das ganze Gebiet des inneren Strahlungsgürtels verlaufen wird. Für Elektron 1 und 2 liegen die Perigäen über der Nordhalb-

kugel der Erde. Dadurch sind günstige Voraussetzungen für die Übertragung der Meßwerte zum gesamten Territorium der UdSSR gesichert.

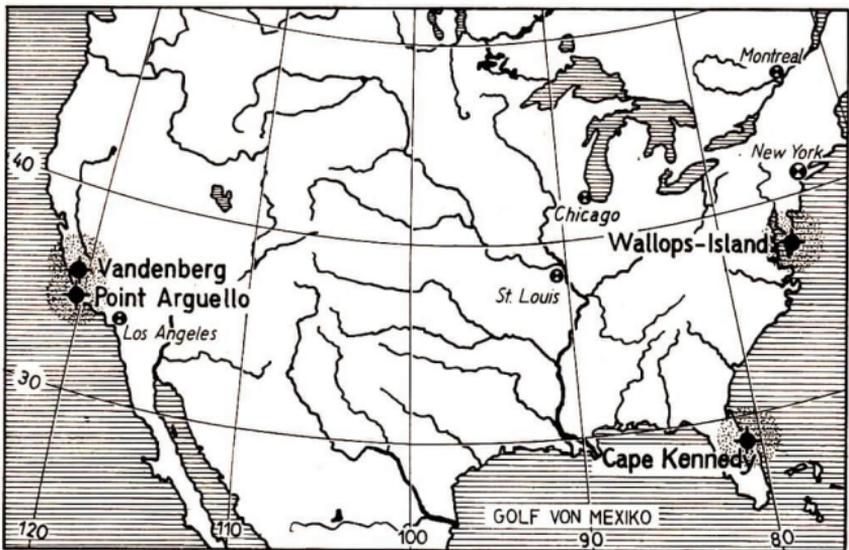
**Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von ELEKTRON-Satelliten:**

**ELEKTRON 1 (1964-06 A)** – gestartet am 30. 1. 1964 – Bahndaten: Bahnneigung  $60^{\circ},83$ ; Perigäum 406 km, Apogäum 7145 km; Umlaufzeit  $2^{\text{h}}49^{\text{m}},32$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 10 Jahre)

**ELEKTRON 2 (1964-06 B)** – gemeinsam mit Elektron 1 gestartet – Bahndaten: Bahnneigung  $60^{\circ},85$ ; Perigäum 457 km, Apogäum 68 200 km; Umlaufzeit  $22^{\text{h}}36^{\text{m}},4$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 10 Jahre)



**Aufbauschema von Elektron 2 (1964-06 B).** 1 – Satellitenkörper, 2 – Jalousien des Temperatur-Regulierungssystems, 3 – Solarzellen, 4 – Antennen, 5 – Magnetometer, 6 – Geber des Sonnen-Orientierungssystems, 7 – Gerät zur Untersuchung des Energiespektrums von Teilchen geringer Energie, 8 – Gerät zur Untersuchung der chemischen Zusammensetzung der kosmischen Strahlung, 9 – Gerät zur Untersuchung des Energiespektrums der Elektronen in den Strahlungsgürteln, 10 – Massenspektrometer, 11 – Gerät zur Untersuchung der solaren Röntgenstrahlung, 12 – Detektor für Protonen geringer Energie, 13 – Falle für geladene Teilchen



## ANONYMUS (USA)

Das Hauptgewicht der Entwicklung und der Erprobung militärischer Satelliten der USA verlagert sich immer mehr auf die sogenannten Aufklärungssatelliten. Man will mit diesen Raumflugkörpern Instrumente schaffen, die den amerikanischen Militärs das Erkundungs-Bildmaterial liefern, in dessen Besitz sie auf andere Weise nicht gelangen können.

Es ist deshalb viel richtiger, diese sogenannten Aufklärungssatelliten Spionagesatelliten zu nennen, denn man beabsichtigt mit ihnen tatsächlich kaum etwas anderes als aktive militärische Spionage. Es erscheint deswegen auch kaum verwunderlich, daß über diese Raumflugkörper von seiten der USA so gut wie keine Angaben gemacht werden. Die amerikanische Regierung hat in einem besonderen Erlaß alle Informationen über die im Weltenraum kreisenden Aufklärungs- und Warnsatelliten sowie alle sonstigen militärischen Satelliten untersagt. Ein Sprecher erklärte dazu, die Verfügung sei aus Sicherheitsgründen ergangen. Verboten wurde in diesem Zusammenhang auch die weitere Verwendung der Namen DISCOVERER, MIDAS und SAMOS.

Die Zahl der Anonymus-Satelliten wächst beständig. 1962 waren es einschließlich der Fehlstarts 41 Satelliten, im Jahre

1963 stieg die Zahl auf 46, und in den Monaten Januar bis Mai 1964 erfolgten insgesamt 11 Starts.

Die Starts der Anonymus-Satelliten werden nur zögernd und nicht selten mit großer Verspätung bekanntgegeben. Die Angaben über die Fehlstarts sind höchst unvollkommen. Nach einem Bericht des amerikanischen Präsidenten Johnson vor dem USA-Kongreß, dem auch die hier veröffentlichten Angaben über die 1963 gestarteten militärischen Satelliten entstammen, ereigneten sich in diesem Jahre 11 Fehlstarts.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher bekanntgegebenen Starts und Startversuche von militärischen Satelliten der US Air Force:**

**Fehlstart** am 22. 11. 1961 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello

**1961 Alpha Lambda** – gestartet am 22. 12. 1961 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 89°,59; Perigäum 233 km, Apogäum 751 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,5. Lebensdauer 235 Tage; verglüht am 15. 8. 1962

**1962 Delta** – gestartet am 21. 2. 1962 mit Dreistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 81°,97; Perigäum 168 km, Apogäum 375 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,7. Lebensdauer 16 Tage; verglüht am 8. 3. 1962

**1962 Eta** – gestartet am 7. 3. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 90°,93; Perigäum 236 km, Apogäum 688 km; Umlaufzeit 93<sup>m</sup>,9. Lebensdauer etwa 1 Jahr; verglüht im März 1963

**1962 Kappa** – gestartet am 9. 4. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 86°,68; Perigäum 2815 km, Apogäum 3380 km; Umlaufzeit 153<sup>m</sup>,0. Kreist noch (Lebensdauer etwa 1000 Jahre)

**Fehlstart** am 12. 4. 1962 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello

**1962 Lambda** – gestartet am 17. 4. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 73°,45; Perigäum 200 km, Apogäum 298 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,5. Lebensdauer 40 Tage; verglüht am 28. 5. 1962

**Fehlstart** am 26. 4. 1962 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello

**1962 Pi** – gestartet am 26. 4. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Bahndaten unbekannt. Lebensdauer 2 Tage; Kapsel am 28. 4. 1962 geborgen

**1962 Rho** – gestartet am 28. 4. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 73°,67; Perigäum 177 km, Apogäum 364 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,0. Lebensdauer 28 Tage; verglüht am 26. 5. 1962

**1962 Sigma** – gestartet am 15. 5. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 82°,45; Perigäum 286 km, Apogäum 654 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,1. Lebensdauer 560 Tage; verglüht am 26. 11. 1963

**Fehlstart** am 23. 5. 1962 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello

**1962 Phi** – gestartet am 30. 5. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 74°,1; Perigäum 194 km, Apogäum 318 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,7. Lebensdauer 12 Tage; verglüht am 11. 6. 1962

**1962 Chi 1/OSCAR 2** – Doppelsatellit, gestartet am 2. 6. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg. Verfolgten getrennt ähnliche Bahnen. 1962 Chi 1 – Bahnneigung 74°,26; Perigäum 210 km, Apogäum 387 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,5. Lebensdauer 27 Tage; verglüht am 28. 6. 1962. Oscar 2 (1962 Chi 2) – Bahnneigung 74°,26; Perigäum 207 km, Apogäum 386 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,5. Lebensdauer 19 Tage; verglüht am 21. 6. 1962

**1962 Psi** – gestartet am 17. 6. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten unbekannt. Lebensdauer 1 Tag; Kapsel am 18. 6. 1962 geborgen

**1962 Omega** – gestartet am 18. 6. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 82°,11; Perigäum 366 km, Apogäum 409 km; Umlaufzeit 92<sup>m</sup>,4. Lebensdauer 498 Tage; verglüht am 30. 10. 1963

**1962 Alpha Beta** – gestartet am 23. 6. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 75°,09; Perigäum 207 km, Apogäum 292 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,58. Lebensdauer 14 Tage; verglüht am 7. 7. 1962

**1962 Alpha Gamma** – gestartet am 28. 6. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 76°,07; Perigäum 209 km, Apogäum 688 km; Umlaufzeit 93<sup>m</sup>,6. Lebensdauer 78 Tage; verglüht am 13. 9. 1962

**1962 Alpha Zeta** – gestartet am 18. 7. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 96°,12; Perigäum 180 km, Apogäum 228 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,73. Lebensdauer 10 Tage; verglüht am 27. 7. 1962

**1962 Alpha Eta** – gestartet am 21. 7. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 70°,28; Perigäum 206 km, Apogäum 379 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,42. Lebensdauer 24 Tage; verglüht am 14. 8. 1962

**1962 Alpha Theta** – gestartet am 28. 7. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 71°,06; Perigäum 222 km, Apogäum 293 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,64. Lebensdauer 27 Tage; verglüht am 24. 8. 1962

**1962 Alpha Kappa** – gestartet am 2. 8. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 82°,25; Perigäum 206 km, Apogäum 423 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,91. Lebensdauer 24 Tage; verglüht am 26. 8. 1962

**1962 Alpha Lambda** – gestartet am 5. 8. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 96°,3; Perigäum 202 km, Apogäum 202 km (?); Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,62. Lebensdauer 1 Tag; verglüht am 6. 8. 1962

**1962 Alpha Omikron** – gestartet am 23. 8. 1962 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 98°,6; Perigäum 618 km, Apogäum 844 km; Umlaufzeit 99<sup>m</sup>,62. Kreist noch (Lebensdauer etwa 15 Jahre)

**1962 Alpha Sigma** – gestartet am 29. 8. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 65°,21; Perigäum 182 km, Apogäum 393 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,38. Lebensdauer 12 Tage; verglüht am 10. 9. 1962

**1962 Alpha Ypsilon** – gestartet am 1. 9. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 82°,82; Perigäum 300 km, Apogäum 670 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,42. Lebensdauer etwa 18 Monate

**1962 Alpha Chi/TRS 1** – Doppelsatellit, gestartet am 17. 9. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg. Trennung mißlungen – Bahndaten: Bahnneigung 81°,84; Perigäum 204 km, Apogäum 668 km; Umlaufzeit 93<sup>m</sup>,33. Lebensdauer 62 Tage; verglüht am 19. 11. 1962

**1962 Beta Beta** – gestartet am 29. 9. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 65°,4; Perigäum 202 km, Apogäum 377 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,3. Lebensdauer 14 Tage; verglüht am 13. 10. 1962

**1962 Beta Epsilon** – gestartet am 9. 10. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 81°,96; Perigäum 212 km, Apogäum 426 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,96. Lebensdauer 37 Tage; verglüht am 16. 11. 1962

**1962 Beta Kappa** – gestartet am 26. 10. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 71°,41; Perigäum 170 km, Apogäum 4850 km; Umlaufzeit 147<sup>m</sup>,87 – letzte Funksignale am 18. 1. 1963. Kreist noch (Lebensdauer etwa 4 Jahre)

**1962 Beta Omikron** – gestartet am 5. 11. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 74°,98; Perigäum 208 km, Apogäum 409 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,71. Lebensdauer 27 Tage; verglüht am 3. 12. 1962

**1962 Beta Pi** – gestartet am 11. 11. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 96°,0; Perigäum 206 km, Apogäum unbekannt; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,65. Kapsel am 12. 11. 1962 geborgen

**Fehlstart** am 11. 11. 1962 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello

**Fehlstart** am 21. 11. 1962 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello

**1962 Beta Rho** – gestartet am 24. 11. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena B in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 65°,14;

Perigäum 204 km, Apogäum 336 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,92. Lebensdauer 18 Tage; verglüht am 13. 12. 1962. Kapsel geborgen.

**1962 Beta Sigma** – gestartet am 5. 12. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 65°,08; Perigäum 195 km, Apogäum 274 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,16. Kapsel am 8. 12. 1962 geborgen

**1962 Beta Tau** – Fünffachsatellit, gestartet am 13. 12. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg. Teilkörper verfolgen getrennt ähnliche Bahnen. **1962 Beta Tau 1 (TRANSIT?)** – Bahnneigung 70°36'; Perigäum 233 km, Apogäum 2786 km; Umlaufzeit 116<sup>m</sup>,26. Kreist noch (Lebensdauer etwa 3 Jahre). **1962 Beta Tau 2 (INJUN 3)** – Kugel, Durchmesser 0,61 m; Masse 48 kg – Bahnneigung 70°38'; Perigäum 235 km, Apogäum 2786 km; Umlaufzeit 116<sup>m</sup>,32. Kreist noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre). **1962 Beta Tau 3** – Bahnneigung 70°36'; Perigäum 224 km, Apogäum 2763 km; Umlaufzeit 115<sup>m</sup>,89. Lebensdauer 200 Tage; verglüht am 2. 7. 1963. **1962 Beta Tau 4** – Bahnneigung 70°34'; Perigäum 232 km, Apogäum 2785 km; Umlaufzeit 116<sup>m</sup>,24. Kreist noch (Lebensdauer etwa 2 Jahre). **1962 Beta Tau 5** – Bahnneigung 70°34'; Perigäum 229 km, Apogäum 2786 km; Umlaufzeit 116<sup>m</sup>,22. Kreist noch (Lebensdauer etwa 3 Jahre)

**1962 Beta Phi** – gestartet am 14. 12. 1962 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 70°97'; Perigäum 202 km, Apogäum 392 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,48. Lebensdauer 25 Tage; verglüht am 8. 1. 1963

**Fehlstart** am 17. 12. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello

**Fehlstart** im Dezember 1962 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello

**1963-02** – Doppelsatellit, gestartet am 7. 1. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg. Teilkörper verfolgten getrennt ähnliche Bahnen. **1963-02 A** – Bahnneigung 82°,3; Perigäum 214 km, Apogäum 391 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,54. Lebensdauer 16 Tage; verglüht am 24. 1. 1963. **1963-02 B** – Bahnneigung 82°,2; Perigäum 209 km, Apogäum 377 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,3. Lebensdauer 8 Tage; verglüht am 16. 1. 1963

**1963-03** – gestartet am 16. 1. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 81°,89; Perigäum 476 km, Apogäum 516 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,66. Kreist noch (Lebensdauer etwa 15 Jahre)

**1963-05** – gestartet am 19. 2. 1963 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 100°,48; Perigäum 487 km, Apogäum 796 km; Umlaufzeit 97<sup>m</sup>,79. Kreist noch (Lebensdauer etwa 30 Jahre)

**Fehlstart** am 28. 2. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena (modifiziert) in Vandenberg

**Fehlstart** am 18. 3. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena (modifiziert) in Vandenberg

**1963-07** – gestartet am 1. 4. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D

in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 75°,4; Perigäum 207 km, Apogäum 409 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,66. Lebensdauer 25 Tage; verglüht am 26. 4. 1963

**Fehlstart** am 26. 4. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg

**1963-14** – Dreifachsattellit, gestartet am 9. 5. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello. Teilobjekte verfolgen getrennt ähnliche Bahnen. **1963-14 A (MIDAS-Nachfolgetyp)** – Bahnneigung 87°,42; Perigäum 3610 km, Apogäum 3680 km; Umlaufzeit 166<sup>m</sup>,6. **1963-14 B (TRS 2)** – Dreieckspyramide, Kantenlänge 16,5 cm; Masse 0,7 kg – Bahnneigung 87°,35; Perigäum 3558 km, Apogäum 3691 km; Umlaufzeit 166<sup>m</sup>,51. **1963-14 C (TRS 3)** – Form, Abmessungen und Masse wie TRS 2 – Bahnneigung 87°,3; Perigäum 3553 km, Apogäum 3668 km; Umlaufzeit 166<sup>m</sup>,47. Kreisen noch (Lebensdauer einige tausend Jahre). In der Bahn von 1963-14 A wurden Kupfernadeln ausgestreut (**1963-14 D – Westford 2**) – Gesamtmasse etwa 22,5 kg – Bahnneigung 87°,4; Perigäum 3657 km, Apogäum etwa 3680 km (Mittelwert); Umlaufzeit 166<sup>m</sup>,6. Kreisen noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre)

**1963-16** – gestartet am 18. 5. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 74°,54; Perigäum 153 km, Apogäum 497 km; Umlaufzeit 91<sup>m</sup>,12. Lebensdauer 8 Tage; verglüht am 27. 5. 1963. Kapsel am 20. 5. 1963 geborgen

**Fehlstart** am 22. 5. 1963 in Point Arguello; Angaben über Trägersystem nicht verfügbar

**Fehlstart** am 12. 6. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello (Trägerrakete unmittelbar nach dem Start explodiert)

**1963-19** – gestartet am 13. 6. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 81°,7; Perigäum 204 km, Apogäum 412 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,67. Lebensdauer 44 Tage; verglüht am 27. 7. 1963

**1963-21** – Sechsfachsattellit, gestartet am 15. 6. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg. Teilobjekte verfolgten getrennt ähnliche Bahnen. **1963-21 A** – Bahnneigung 69°,86; Perigäum 172 km, Apogäum 920 km; Umlaufzeit 95<sup>m</sup>,65. Lebensdauer 53 Tage; verglüht am 8. 8. 1963. **1963-21 B (LOFTI 2 A)** – Sphäroid, Durchmesser 0,51 m; Masse etwa 26 kg – Bahnneigung 69°,88; Perigäum 175 km, Apogäum 884 km; Umlaufzeit 95<sup>m</sup>,2. Lebensdauer 33 Tage; verglüht am 18. 7. 1963. **1963-21 C (SOLARAD 4)** – Kugel, Durchmesser 0,61 m – Bahnneigung 69°,9; Perigäum 175 km, Apogäum 876 km; Umlaufzeit 95<sup>m</sup>,1. Lebensdauer 47 Tage; verglüht am 1. 8. 1963. **1963-21 D (RADOSE 1)** – Bahnneigung 69°,88; Perigäum 175 km, Apogäum 883 km; Umlaufzeit 95<sup>m</sup>,2. Lebensdauer 45 Tage; verglüht am 30. 7. 1963. **1963-21 E** – Bahnneigung 69°,9; Perigäum 175 km, Apogäum 870 km; Umlaufzeit 95<sup>m</sup>,0. Lebensdauer 42 Tage; verglüht am 27. 7. 1963. **1963-21 F** – Bahnneigung 69°,9; Perigäum 183 km, Apogäum 858 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,9. Lebensdauer 20 Tage; verglüht am 5. 7. 1963

**1963-22 (TRANSIT?)** – gestartet am 16. 6. 1963 mit Vierstufenrakete Blue Scout in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung  $89^{\circ},97$ ; Perigäum 744 km, Apogäum 850 km; Umlaufzeit  $100^m,7$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 50 Jahre)

**1963-25 A** – gestartet am 27. 6. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung  $80^{\circ},8$ ; Perigäum 201 km, Apogäum 409 km; Umlaufzeit  $90^m,1$ . Lebensdauer 29 Tage; verglüht am 26. 7. 1963. – Am 1. 7. 1963 wurde von 1963-25 A ein zweiter Satellit getrennt. **1963-25 B (SOLARAD 5?)** – Oktogon; Gesamtmasse 80 kg, Nutzmasse 23 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $82^{\circ},1$ ; Perigäum 323 km, Apogäum 4135 km; Umlaufzeit  $132^m,6$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre)

**1963-26** – gestartet am 28. 6. 1963 mit Vierstufenrakete Scout von Wallops Island – dient geophysikalischen Messungen – Zylinder, Durchmesser 0,58 m, Länge 2,54 m; Masse 99 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $49^{\circ},8$ ; Perigäum 428 km, Apogäum 1295 km; Umlaufzeit  $102^m,08$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre)

**1963-27** – gestartet am 29. 6. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Zylinder mit Nasenkonus, Durchmesser etwa 1,5 m, Länge etwa 9,1 m – Bahndaten: Bahnneigung  $82^{\circ},36$ ; Perigäum 498 km, Apogäum 578 km; Umlaufzeit  $94^m,87$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 15 Jahre)

**1963-28** – gestartet am 12. 7. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena D in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung  $95^{\circ},32$ ; Perigäum 178 km, Apogäum 199 km; Umlaufzeit  $88^m,2$ . Lebensdauer 6 Tage; verglüht am 18. 7. 1963

**1963-29** – gestartet am 19. 7. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg. – Bahndaten: Bahnneigung  $82^{\circ},9$ ; Perigäum 193 km, Apogäum 331 km; Umlaufzeit  $89^m,8$ . Lebensdauer 26 Tage; verglüht am 13. 8. 1963

**1963-30** – Vierfachsatellit, gestartet am 19. 7. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Point Arguello. Teilobjekte verfolgen getrennt ähnliche Bahnen. **1963-30 A (MIDAS-Nachfolgetyp)** – Bahnneigung  $88^{\circ},36$ ; Perigäum 3630 km, Apogäum 3720 km; Umlaufzeit  $167^m,9$ . **1963-30 B (TRS 4)** – Form, Abmessungen und Masse wie TRS 2 (1963-14 B) – Bahnneigung  $88^{\circ},36$ ; Perigäum 3633 km, Apogäum 3716 km; Umlaufzeit  $167^m,9$ . **1963-30 C (TRS 5)** – Form, Abmessungen und Massen wie TRS 2 – Bahnneigung  $88^{\circ},36$ ; Perigäum 3624 km, Apogäum 3726 km; Umlaufzeit  $168^m,1$ . Kreisen noch (Lebensdauer einige tausend Jahre). **1963-30 D** – Ballon, Durchmesser 2,44 m; Masse 2,95 kg – Bahnneigung  $88^{\circ},5$ ; Perigäum 3645 km (?), Apogäum 3765 km (?); Umlaufzeit  $168^m,02$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 5 Jahre)

**1963-32** – gestartet am 31. 7. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung  $74^{\circ},7$ ; Perigäum 158 km, Apogäum 462 km; Umlaufzeit  $90^m,63$ . Lebensdauer 12 Tage; verglüht am 11. 8. 1963

**1963-34** – gestartet am 25. 8. 1963 mit schubverstärkter Thor-Agena D

in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung  $75^{\circ},01$ ; Perigäum 225 km, Apogäum 324 km; Umlaufzeit  $89^m,5$ . Lebensdauer 18,6 Tage; verglüht am 12. 9. 1963

**1963-35** – gestartet am 29. 8. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung  $81^m,89$ ; Perigäum 294 km, Apogäum 324 km; Umlaufzeit  $90^m,85$ . Lebensdauer  $69,7$  Tage; verglüht am 7. 11. 1963

**1963-36** – gestartet am 6. 9. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena D in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung  $94^m,37$ ; Perigäum 168 km, Apogäum 265 km; Umlaufzeit  $89^m,1$ . Lebensdauer 7 Tage; verglüht am 13. 9. 1963

**1963-37** – gestartet am 24. 9. 1963 mit schubverstärkter Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung  $74^m,84$ ; Perigäum 162 km, Apogäum 442 km; Umlaufzeit  $90^m,64$ . Lebensdauer 18,2 Tage; verglüht am 12. 10. 1963. Möglicherweise gelangte noch ein zweiter Satellit **1963-37 B** auf eine Umlaufbahn (nicht bestätigt)

**1963-38 B** – gemeinsam mit TRANSIT 5 B (1963-38 A) gestartet am 28. 9. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung  $89^m,86$ ; Perigäum 1087 km, Apogäum 1146 km; Umlaufzeit  $107^m,4$ . **1963-38 C** – Strahlungsmeßsatellit, Masse 61 kg – Bahnneigung  $89^m,9$ ; Perigäum 1070 km, Apogäum 1130 km; Umlaufzeit  $107^m,4$ . Kreisen noch (Lebensdauer etwa 1000 Jahre)

**1963-41** – gestartet am 25. 10. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena D in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung  $99^m,05$ ; Perigäum 145 km, Apogäum 335 km; Umlaufzeit  $89^m,0$ . Lebensdauer 4 Tage; verglüht am 29. 10. 1963

**1963-42** – Doppelsatellit, gestartet am 29. 10. 1963 mit schubverstärkter Thor-Agena D in Vandenberg. Teilobjekte verfolgten getrennt unterschiedliche Bahnen. **1963-42 A** – Bahnneigung  $89^m,9$ ; Perigäum 280 km, Apogäum 350 km; Umlaufzeit  $90^m,9$ . Lebensdauer 83,5 Tage; verglüht am 21. 1. 1964. **1963-42 B** – Bahnneigung  $89^m,99$ ; Perigäum 310 km, Apogäum 560 km; Umlaufzeit  $93^m,4$ . Kreist noch (Lebensdauer etwa 1 Jahr)

**1963-48** – gestartet am 27. 11. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung  $69^m,99$ ; Perigäum 175 km, Apogäum 379 km; Umlaufzeit  $90^m,08$ . Lebensdauer 17,3 Tage; verglüht am 15. 12. 1963

**1963-49** – Doppelsatellit, gestartet am 5. 12. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Vandenberg. Teilobjekte verfolgen getrennt ähnliche Bahnen. **1963-49 B (TRANSIT ?)** – Bahnneigung  $89^m,97$ ; Perigäum 1069 km, Apogäum 1112 km; Umlaufzeit  $107^m,18$ . **1963-49 C** – Bahnneigung  $89^m,95$ ; Perigäum 1071 km, Apogäum 1110 km; Umlaufzeit  $107^m,16$ . Kreisen noch (Lebensdauer etwa 1000 Jahre)

**1963-51** – gestartet am 18. 12. 1963 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena D in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung  $97^m,89$ ;

Perigäum 140 km, Apogäum 285 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,51. Lebensdauer 30<sup>h</sup>; verglüht am 20. 12. 1963

**1963-55** – Doppelsatellit, gestartet am 21. 12. 1963 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg. Teilobjekte verfolgen getrennt unterschiedliche Bahnen. **1963-55 A** – Bahnneigung 64°94; Perigäum 175 km, Apogäum 354 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,9. Lebensdauer 18 Tage; verglüht am 8. 1. 1964. **1963-55 B** – Bahnneigung 64°51; Perigäum 315 km, Apogäum 394 km; Umlaufzeit 91<sup>m</sup>,71. Kreist noch (Lebensdauer etwa 1 Jahr)

**Fehlstarts 1963** – Nach einem Bericht des amerikanischen Präsidenten Lyndon Johnson vor dem USA-Kongreß ereigneten sich im Jahre 1963 insgesamt 11 Fehlstarts militärischer Geheimsatelliten. Nähere Angaben über Startdaten und -orte wurden nicht gemacht.

**1964-01 (COMPOSITE ?)** – Fünffachsatellit, gestartet am 11. 1. 1964 mit schubverstärkter Thor-Agena D in Vandenberg. Teilobjekte verfolgen getrennt ähnliche Bahnen. **1963-01 A (TRANSIT ?)** – Bahnneigung 69°90; Perigäum 909 km, Apogäum 929 km; Umlaufzeit 103<sup>m</sup>,41. **1964-01 B (GGSE)** – Versuchssatellit zur Gravitationsstabilisierung (Nachfolgetyp von TRAAC – 1961 Alpha Eta 2) – Bahnneigung 69°44; Perigäum 898 km, Apogäum 943 km; Umlaufzeit 103<sup>m</sup>,43. **1964-01 C (EGRS)** – Versuchssatellit zur Radiotriangulation (Nachfolgetyp von SECOR) – rechteckiger Kasten, 0,36 × 0,25 × 0,18 m – Bahnneigung 69°88; Perigäum 906 km, Apogäum 937 km; Umlaufzeit 103<sup>m</sup>,48. **1964-01 D (SR 5)** – Kugel, Durchmesser 0,45 m; Masse 23 kg – Bahnneigung 69°90; Perigäum 904 km, Apogäum 933 km; Umlaufzeit 103<sup>m</sup>,48. **1964-01 E** – rechteckiger Kasten mit Stabantennen; Masse etwa 18 kg – Bahnneigung 69°90; Perigäum 904 km, Apogäum 935 km; Umlaufzeit 103<sup>m</sup>,48. Kreisen noch (Lebensdauer etwa 1000 Jahre)

**1964-02** – gestartet am 19. 1. 1964 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 99°02; Perigäum 808 km, Apogäum 840 km; Umlaufzeit 101<sup>m</sup>,35. Kreist noch (Lebensdauer etwa 100 Jahre)

**1964-08** – gestartet am 15. 2. 1964 mit schubverstärkter Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 74°94; Perigäum 183 km, Apogäum 444 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,76. Lebensdauer 23 Tage; verglüht am 9. 3. 1964

**1964-09** – gestartet am 25. 2. 1964 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena D in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 95°66; Perigäum 173 km, Apogäum 204 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,18. Lebensdauer 4 Tage; verglüht am 1. 3. 1964

**1964-11** – gestartet am 29. 2. 1964 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 82°04; Perigäum 483 km, Apogäum 534 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,6. Kreist noch (Lebensdauer etwa 8 Jahre)

**1964-12** – gestartet am 11. 3. 1964 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena D in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 95°74;

Perigäum 155 km, Apogäum 220 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,5. Lebensdauer 4 Tage; verglüht am 15. 3. 1964

**Fehlstart** am 22. 4. 1964 mit Zweistufenrakete Thor-Able Star in Vandenberg (Mehrfachsattellit)

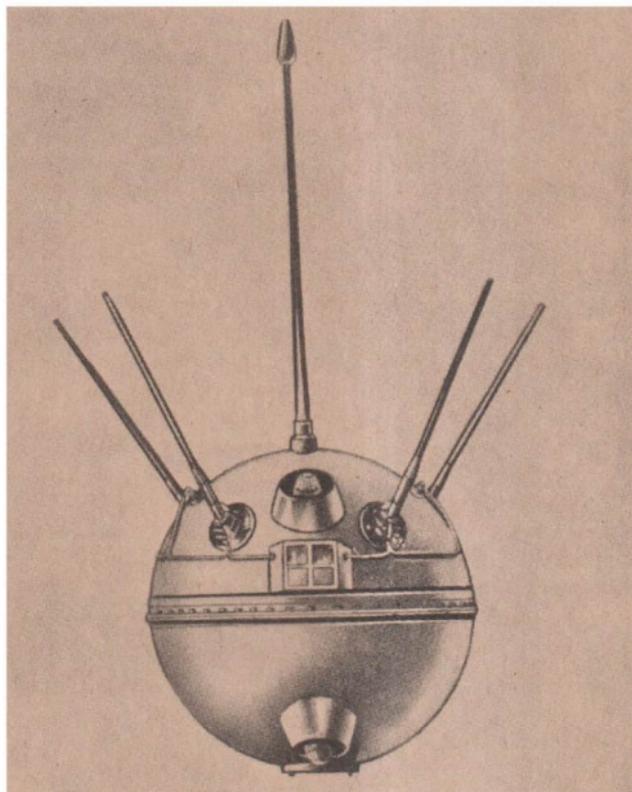
**1964-20** – gestartet am 23. 4. 1964 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena D in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 103°,56; Perigäum 158 km, Apogäum 383 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,83. Lebensdauer 5 Tage; verglüht am 28. 4. 1964

**1964-22** – gestartet am 28. 4. 1964 mit Zweistufenrakete Thor-Agena D in Vandenberg – Bahndaten: Bahnneigung 79°,94; Perigäum 178 km, Apogäum 452 km; Umlaufzeit 90<sup>m</sup>,88. Lebensdauer 28 Tage; verglüht am 26. 5. 1964

**1964-24** – gestartet am 19. 5. 1964 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena D in Point Arguello – Bahndaten: Bahnneigung 101°,12; Perigäum 142 km, Apogäum 380 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,69. Lebensdauer 3 Tage; verglüht am 22. 5. 1964

## **Raumsonden**

LUNIK 1 · PIONEER · LUNIK 2 · LUNIK 3 · VENUS 1 · RAN-  
GER · MARINER · MARS 1 · LUNA 4 · SONDE 1



## LUNIK 1 (UdSSR)

Am 2. Januar 1959 wurde von der Sowjetunion die erste kosmische Rakete in Richtung unseres natürlichen Erdtrabanten, des Mondes, gestartet. Sie erhielt den Namen „Metscha“ und nachträglich in der deutschsprachigen Literatur die Bezeichnung Lunik 1.

Zu den Aufgaben von Lunik 1 gehörten Messungen des Magnetfeldes der Erde und des Mondes sowie die Ermittlung der Dichte des interplanetaren Gases.

Der Instrumentenbehälter von Lunik 1 wurde von einem mehrstufigen Raketenstufen auf die Bahn gebracht und dort von der letzten Raketenstufe abgetrennt. Er hat die Form einer Kugel mit einem Durchmesser von etwa 1 m. Die Gesamtmasse der letzten Raketenstufe einschließlich des Instru-

mentenbehälters betrug 1472 kg, die des Instrumentenbehälters allein 361,3 kg.

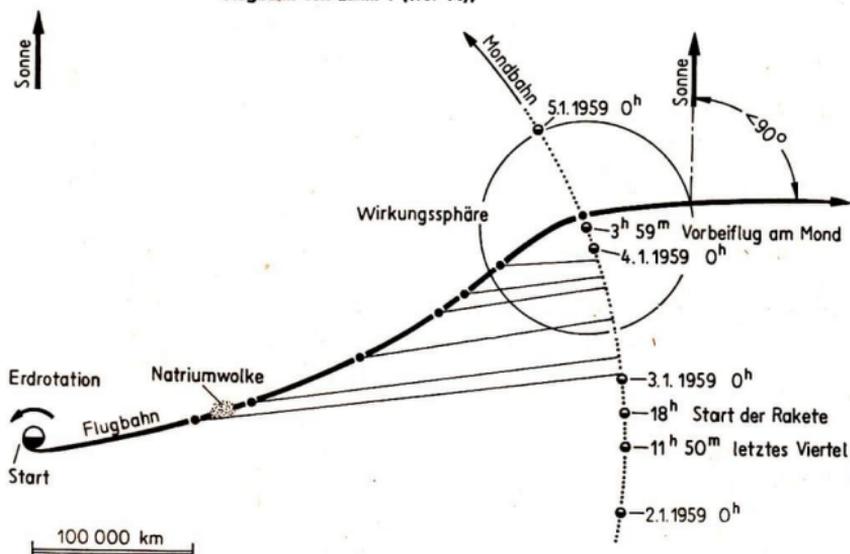
An der Oberfläche des kugelförmigen Behälters aus einer Aluminium-Magnesium-Legierung ragten vier Stabantennen und ein Meßgerät für die Stärke des Magnetfeldes der Erde und des Mondes empor. Die letzte Stufe der Trägerrakete war mit Geigerzählern zur Untersuchung der kosmischen Strahlung und mit einem Meßwertsender ausgerüstet. Die Raumstation näherte sich dem Mond bis auf den kleinsten Abstand von 5000 bis 6000 km.

Lunik 1 beschreibt eine Planetenbahn, deren Perihel in einem Abstand von 146,4 Millionen km und deren Aphel in einem Abstand von 197,2 Millionen km von der Sonne liegt.

Der erfolgreiche Flug von Lunik 1 leitete die zweite Etappe in der friedlichen Erforschung des Kosmos ein. Zum erstmalig in der Geschichte der Raketentechnik wurde die zweite astronautische Geschwindigkeit von 11,2 km/s erreicht. Zum erstmalig gelang es, mit einem von Menschenhand geschaffenen Raumflugkörper die Erdanziehungskraft völlig zu überwinden und tief in die Gravitationswirkungssphäre unseres natürlichen Erdtrabanten vorzustoßen.

Die Bahn verlief in unmittelbarer Nähe des Mondes. Das setzte eine meisterhafte Beherrschung der Steuerungstechnik voraus, da das Trägerraketensystem nur bis zum Brennschluß

Flugbahn von Lunik 1 (1959 My)



des Triebwerkes der letzten Stufe gesteuert werden kann und der Raumflugkörper den weitaus größten Teil der Strecke Erde-Mond ungesteuert wie ein ballistisches Geschoß durchfliegt.

Zur Markierung der Flugbahn wurde unterwegs eine Natriumdampf Wolke ausgestoßen. Solche Bahnmarkierungen haben eine große Bedeutung für die Kontrolle des Flugverlaufs von der Erde. Man koppelt heute große, lichtstarke Spiegelteleskope mit elektronischen Bildwandlern und kann so die Belichtungszeit der künstlichen von Raumflugkörpern erzeugten Objekte wesentlich verkürzen.

Die Natriumdampf Wolke wurde durch Ausstoßen von 1 kg Natrium in 6 Sekunden erzeugt. Die Wolke befand sich in 130 000 km Entfernung von der Erde und war von Sternwarten aus als Sternobjekt sechster Größe zu beobachten.

Die Erzeugung der Natriumdampf Wolke war auch in physikalischer Hinsicht von großer Bedeutung. An der optisch sichtbaren Natriumdampf Wolke konnten die Astrophysiker das Verhalten, insbesondere die Ausdehnung und die Zerstreuung, einer solchen Wolke unter den Bedingungen eines geradezu idealen Vakuums studieren. Solche unmittelbaren Beobachtungen im Weltenraum sind unter anderem von großer Bedeutung für die Kosmogonie, die Wissenschaft von der Entstehung und der Entwicklung der Himmelskörper und den Formen und Zuständen der Materie im Weltall.

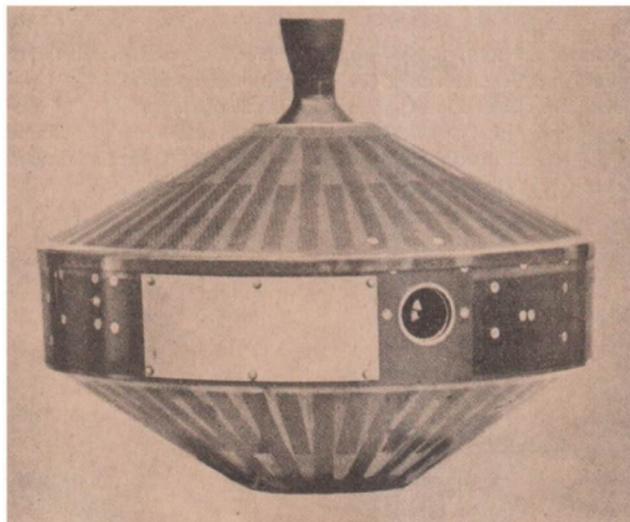
Durch das Gravitationsfeld des Mondes wurde der Instrumentenbehälter programmgemäß in eine elliptische Bahn um die Sonne umgelenkt. Das gleiche geschah mit der Endstufe des Trägerraketensystems. Als künstliche Planetoiden 1 und 2 sind beide Körper praktisch als ewige Bestandteile in das Sonnensystem eingegangen.

Lunik 1 sandte das letzte Funkzeichen aus einer Entfernung von 600 000 km von der Erde.

Besonders erfolgreich war die Ausbeute an Meßergebnissen über die Stärke der kosmischen Strahlung, die mit einem Instrument erzielt wurden, das sich im Innern des Kugelbehälters befand. Lunik 1 lieferte viele wichtige wissenschaftliche Informationen über das Gebiet zwischen Erde und Mond und vor allem über das kosmische Feld in der unmittelbaren Nachbarschaft des Erdtrabanten. Mit diesem Experiment bewies die Sowjetunion, daß auch künstliche Planetoiden der Sonne von Menschenhand geschaffen und auf Bahnen geschickt werden können, die entsprechend den Keplerschen Gesetzen verlaufen.

### **Die wichtigsten Angaben über LUNIK 1 (1959 My):**

Gestartet am 2. 1. 1959 – Kugel mit vier Antennen, Durchmesser etwa 1 m; Gesamtmasse 1472 kg, Instrumentenkapsel 361,3 kg – Bahndaten: Bahnneigung gegen die Ekliptik  $0^{\circ},01$ ; Perihel 146,4 Millionen km, Aphel 197,2 Millionen km; Umlaufzeit um die Sonne 443<sup>d</sup> – letzte Funksignale am 5. 1. 1959 aus 600000 km Entfernung. Kreist noch (Lebensdauer unbegrenzt)



## **PIONEER (USA)**

Die Raumflugkörper der amerikanischen Pioneer-Serie sollten den interplanetaren Raum, insbesondere den Raum zwischen Erde und Mond, erforschen.

Der erste Startversuch (Pioneer 0) erfolgte am 17. August 1958. Er war ein Fehlstart; denn bereits nach 77 Sekunden explodierte die erste Stufe der Thor-Able-Trägerrakete.

Der nächste Start fand im Oktober 1958 statt. Am 11. Oktober 1958 verfehlte Pioneer 1 (Bild oben), der eine Nutzmasse von 17,6 kg in die Nähe des Mondes bringen sollte, infolge zu geringer Brennschlußgeschwindigkeit der letzten Stufe der Thor-Able-Rakete die Bahn. Er näherte sich darauf ziemlich schnell wieder der Erde und verglühte nach  $43^{\text{h}}17^{\text{m}}30^{\text{s}}$  in den dichteren Schichten der Erdatmosphäre.

Auch der am 8. November 1958 gestartete Pioneer 2, der eine Nutzmasse von 15,6 kg in die Nähe des Mondes befördern sollte, erreichte nicht die vorgesehene Bahn, weil die dritte Stufe des Thor-Able-Trägerraketensystems nicht zündete.

Am 6. Dezember 1958 sollte eine Juno-2-Trägerrakete Pioneer 3 auf seine Bahn in Richtung Mond bringen. Dieser Raumflugkörper war mit 5,9 kg Nutzmasse ausgerüstet. Der Brennschluß der ersten Stufe des Trägerraketensystems er-

folgte jedoch 3,7 Sekunden zu früh, so daß die Brennschlußgeschwindigkeit um rund 0,5 km/s zu gering war und die Bahn wiederum verfehlt wurde.

Pioneer 4, am 3. März 1959 mit einem vierstufigen Trägerraketensystem Juno 2 gestartet, brachte einen Teilerfolg. Die erforderliche zweite kosmische Geschwindigkeit von 11,2 km/s wurde erreicht. Pioneer 4 flog in 59 600 km Entfernung am Mond vorbei und wurde nach Lunik 1 der zweite künstliche Planet unseres Sonnensystems. Damit hatten auch die USA ihren ersten künstlichen Planeten im Weltenraum.

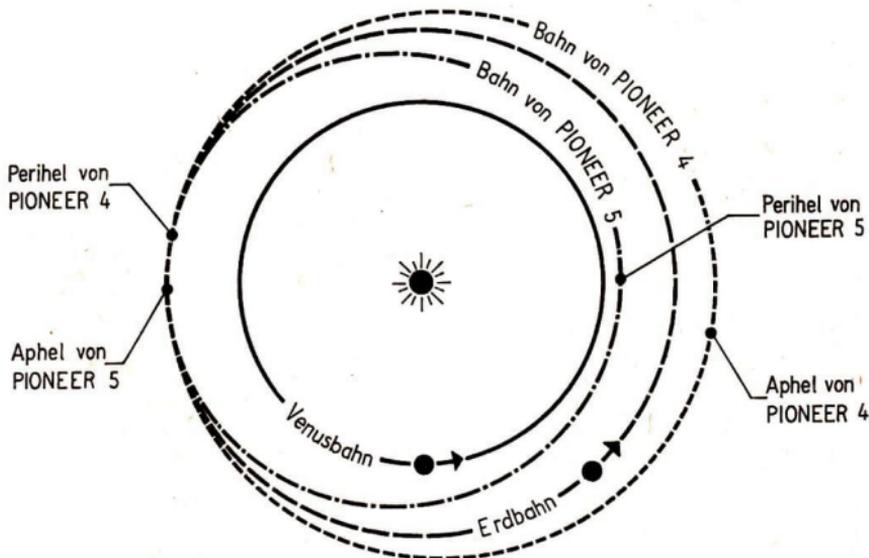
Der in der Instrumentenkapsel installierte Sender gab 90 Stunden lang Meßergebnisse an die Bodenstationen auf der Erde. Bis zu einer Entfernung von 648 000 km von der Erde konnte dieser Raumflugkörper verfolgt werden.

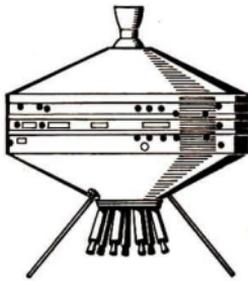
Am 4. März 1959 passierte die amerikanische Mondsonde um 23<sup>h</sup>24<sup>m</sup> MEZ den Mond im geringsten Abstand. Auf dem Wege zum Mond wurden zwei Strahlungsgürtel der Erde durchquert.

An Bord von Pioneer 4 befanden sich zwei Geigerzähler und eine lichtelektrische Anlage, die beim Passieren des Mondes ein Funksignal auslösen sollte.

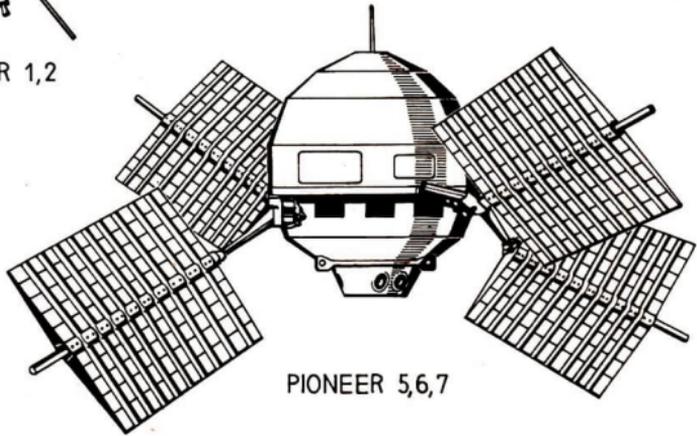
Pioneer 4 erreichte eine elliptische Bahn um die Sonne mit einem Perihel von 147,66 Millionen km (Erde 149,5 Millio-

Bahnen von Pioneer 4 (1959 Ny) und Pioneer 5 (1960 Alpha)





PIONEER 1,2



PIONEER 5,6,7



PIONEER 3,4

**Typentafel der Pioneer-Sonden**

nen km mittlere Entfernung von der Sonne) und einem Aphel von 170,32 Millionen km,

Am 11. März 1960 glückte nach zwei Fehlstarts am 24. September und am 26. November 1959 endlich mit einer dreistufigen Thor-Able 4 der erste wirklich erfolgreiche Start einer Pioneer-Raumsonde. Sie trug die Bezeichnung Pioneer 5 und hatte eine Nutzmasse von 43 kg. Es war geplant, daß sich Pioneer 5 der Sonne bis auf die Entfernung der Venusbahn nähert. Die von dieser Raumsonde erreichte Planetenbahn stimmt mit der voraus berechneten weitgehend überein. Die beiden Sender mit einer Leistungsstärke von 5 und 150 W übermittelten bis zum 26. Juni 1960 Meßdaten zu den Bodenstationen der Erde.

Pioneer 5 sollte bereits Mitte Dezember 1959 starten, der Versuch wurde jedoch wegen Fehlern in elektrischen Geräten abgebrochen und verschoben.

Pioneer 5 ist kugelförmig und hat einen Durchmesser von 0,66 m. Die Umlaufbahn wurde vor dem Start auf 295 Tage

berechnet, sie beträgt jedoch, wie sich bereits aus den ersten Bahnmessungen ergab, 311 Tage. Die Bahn liegt so, daß sich diese interplanetare Sonde den Bahnen von Venus und Erde immer dann annähert, wenn sich die Planeten an anderer Stelle ihrer Umlaufbahn befinden.

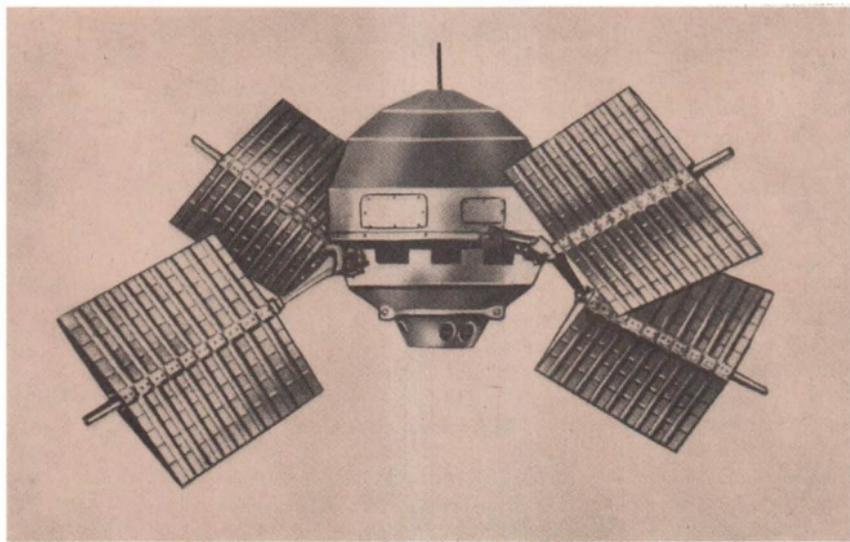
Die Instrumentenkapsel von Pioneer 5 enthält folgende wissenschaftliche Geräte:

ein Zählwerk für energiereiche Strahlen. Das etwa 2,2 kg schwere Gerät registriert vor allem die von der Sonne ausgesandten harten Strahlen;

ein Zählwerk für die Gesamtstrahlung mittlerer Energien. Eine mit Gas gefüllte Ionisationskammer dient zur Bestimmung der Energie der Teilchen, während ein Geiger-Müller-Zähler die Anzahl der auftreffenden Elektronen und Protonen registriert. Beide Geräte zusammen haben eine Masse von etwa 1 kg;

ein Zählwerk für Mikrometeoriten, das Anzahl und Kraft (Masse mal Beschleunigung) der auf Pioneer 5 fallenden meteoritischen Teilchen mißt. Das etwa 0,4 kg schwere Gerät besteht aus einer in der Satellitenwand untergebrachten Membrane und einem Mikrophon. Das Geräusch, das ein aufprallender Meteorit verursacht, wird in einen elektrischen Impuls umgesetzt und durch Funk übertragen;

**Raumsonde Pioneer 5 (1960 Alpha)**



ein Magnetometer zur Bestimmung von Stärke und Richtung der Magnetfelder im Weltraum;

eine 0,225 kg schwere fotoelektrische Zelle. Das ist der sogenannte Positionsanzeiger, der einen bestimmten elektrischen Impuls auslöst, sobald er direkt auf die Sonne zeigt.

Eine Reihe weiterer Geräte, wie Umsetzer, die die Instrumentenanzeige in Sendesignale umwandeln, Verstärker und ein Kommandoteil, das zehn verschiedene Instrumentenfunktionen in Gang setzen kann, spielten bei der laufenden Meßwerterfassung und der Übermittlung der Meßwerte zur Erde eine wichtige Rolle.

Die Kommandos an den Instrumentenblock wurden in einem Zahlencode gegeben. Ein Kommandoempfänger, der ständig eingeschaltet ist, gibt die ankommenden Signale weiter und stellt den Stromkreis zu dem betreffenden Gerät her.

Nach dem Erfolg mit Pioneer 5 mißglückte am 25. September 1960 der Start von Pioneer 6 infolge Versagens der zweiten Stufe der Trägerrakete Atlas-Able 5 A. Das Trägerraketensystem wurde gesprengt, da es vom Kurs abgewichen war.

Auch die Trägerrakete Atlas-Able 5 B von Pioneer 7 explodierte am 15. Dezember 1960 70 Sekunden nach dem Start. Insgesamt verlief von 10 Startversuchen der Pioneer-Serie ein Versuch erfolgreich (Pioneer 5), 3 brachten Teilerfolge (Pioneer 1, 3 und 4), und 6 waren Versager.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche mit PIONEER-Raumsonden:**

**PIONEER 0** – Fehlstart am 17. 8. 1958 mit Dreistufenrakete Thor-Able 1 in Cape Canaveral – Doppelkegel, Durchmesser 0,72 m, Höhe 0,48 m; Gesamtmasse 38,6 kg, Nutzmasse 11,35 kg. Bahn nicht erreicht (1. Raketenstufe explodierte 77s nach dem Start in 15 km Höhe)

**PIONEER 1** (1958 Eta) – gestartet am 11. 10. 1958 mit Dreistufenrakete Thor-Able 1 in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Pioneer 0; Gesamtmasse 38,3 kg, Nutzmasse 17,6 kg. Vorgesehene Bahn nicht erreicht. Maximale Erdentfernung 113780 km. Lebensdauer 43h17m30s; verglüht am 12. 10. 1958

**PIONEER 2** – Fehlstart am 8. 11. 1958 mit Dreistufenrakete Thor-Able 1 in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Pioneer 0; Gesamtmasse 39,2 kg, Nutzmasse 15,6 kg. Bahn nicht erreicht (3. Raketenstufe zündete nicht)

**PIONEER 3** (1958 Theta) – gestartet am 6. 12. 1958 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral – Kegel, Durchmesser 0,25 m, Höhe 0,59 m; Gesamtmasse 26,8 kg, Nutzmasse 5,88 kg. Vorgesehene Bahn

nicht erreicht. Maximale Erdentfernung 102320 km. Lebensdauer 38h06m; verglüht am 7. 12. 1958

**PIONEER 4** (1959 Ny) – gestartet am 3. 3. 1959 mit Vierstufenrakete Juno 2 in Cape Canaveral – Form und Abmessungen wie Pioneer 3; Gesamtmasse 22,7 kg, Nutzmasse 6,1 kg – Bahndaten: Bahnneigung gegen die Ekliptik 0°,127; Perihel 147,66 Millionen km, Aphel 170,32 Millionen km; Umlaufzeit um die Sonne 394,75 – letzte Funksignale am 6. 3. 1959 aus 648000 km Entfernung. Kreist noch (Lebensdauer unbegrenzt)

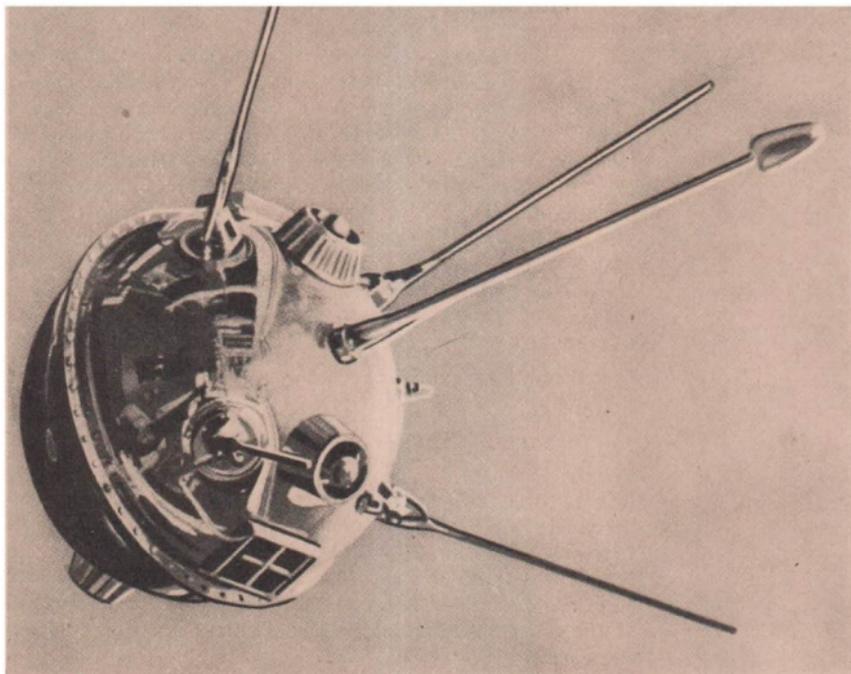
**PIONEER (5)** – Fehlstart am 24. 9. 1959 mit Dreistufenrakete Atlas-Able in Cape Canaveral – Kugel mit vier paddelförmigen Auslegern, Spannweite 1,4 m; Gesamtmasse 170 kg, Nutzmasse 43,0 kg. Bahn nicht erreicht (Trägerrakete explodierte während des statischen Tests im Startturm)

**PIONEER (5)** – Fehlstart am 26. 11. 1959 mit Dreistufenrakete Atlas-Able 4 in Cape Canaveral – Kugel mit vier paddelförmigen Auslegern; Spannweite 1,4 m; Gesamtmasse 170 kg, Nutzmasse 43,0 kg. Bahn nicht erreicht (2. Stufe zündete nicht, Rakete mußte gesprengt werden)

**PIONEER 5** (1960 Alpha) – gestartet am 11. 3. 1960 mit Dreistufenrakete Thor-Able in Cape Canaveral – Form, Abmessung und Massen wie Pioneer (5) – Bahndaten: Bahnneigung gegen die Ekliptik 3°,351; Perihel 120,5 Millionen km, Aphel 148,5 Millionen km; Umlaufzeit um die Sonne 311d,64 – letzte Funksignale am 26. 6. 1960 aus 36,2 Millionen km Entfernung. Kreist noch (Lebensdauer unbegrenzt)

**PIONEER 6** – Fehlstart am 25. 9. 1960 mit Dreistufenrakete Atlas-Able 5 A in Cape Canaveral – Form, Abmessung und Massen wie Pioneer 5. Bahn nicht erreicht (Rakete wich vom Kurs ab, mußte gesprengt werden)

**PIONEER 7** – Fehlstart am 15. 12. 1960 mit Dreistufenrakete Atlas-Able 5 B in Cape Canaveral – Form, Abmessung und Massen wie Pioneer 5. Bahn nicht erreicht (Rakete explodierte 70s nach dem Start in 12 km Höhe)



## LUNIK 2 (UdSSR)

Rund neun Monate nach dem Auflösen von Lunik 1 erfolgte am 12. September 1959 der Start der zweiten sowjetischen kosmischen Rakete, Lunik 2.

Das Experiment diente der Erforschung des Raumes zwischen Erde und Mond sowie dem Nachweis einer möglichen Atmosphäre und eines eventuellen Magnetfeldes des Mondes.

Das Hauptziel dieses zweiten kosmischen Experimentes der UdSSR bestand darin, mit dem Instrumentenbehälter, der mit der Endstufe des Trägerraketensystems verbunden war, den Mond zu treffen, das heißt eine harte Landung auf der Mondoberfläche auszuführen. Aus diesem Grunde enthielt der Instrumentenbehälter eine sehr widerstandsfähige Kapsel. Der Instrumentenbehälter hatte die Form einer Kugel von etwa 100 cm Durchmesser und eine Masse (einschließlich aller Instrumente) von 390,2 kg. Mit der letzten Raketenstufe betrug die Gesamtmasse 1511 kg.

Vor dem Start hatte man den Instrumentenbehälter keimfrei

gemacht, um zu verhindern, daß Lebenskeime, Mikroorganismen oder Bakterien irgendwelcher Art von der Erde zum Mond übertragen werden. Bei der Landung eines bemannten Raumschiffs auf dem Mond ist es wichtig, unseren Erdtrabanten so vorzufinden, wie es seinen natürlichen Entwicklungsbedingungen entspricht.

Die Bahn verlief unter einem Winkel von  $65^\circ$  zum Erdäquator. Zur Markierung des Bahnverlaufes wurde das schon von Lunik 1 durchgeführte Experiment mit einem künstlichen Kometen aus Natriumdampf wiederholt.

Lunik 2 führte ebenso wie Lunik 1 hochempfindliche Meßgeräte und Magnetometer mit. Diese Instrumente stellten kein Mondmagnetfeld fest. Das bedeutet, daß das Magnetfeld des Mondes in seiner Stärke gegenüber der Empfindlichkeit der Meßgeräte zu klein sein muß oder völlig fehlt. Das Fehlen des Mondmagnetfeldes läßt sich durch die langsame Rotation des Mondes erklären. Unser Erdtrabant hat bekanntlich eine zur Erde gebundene Rotation, das heißt, seine Rotationszeit stimmt mit der Zeit überein, in der er einmal die Erde umläuft.

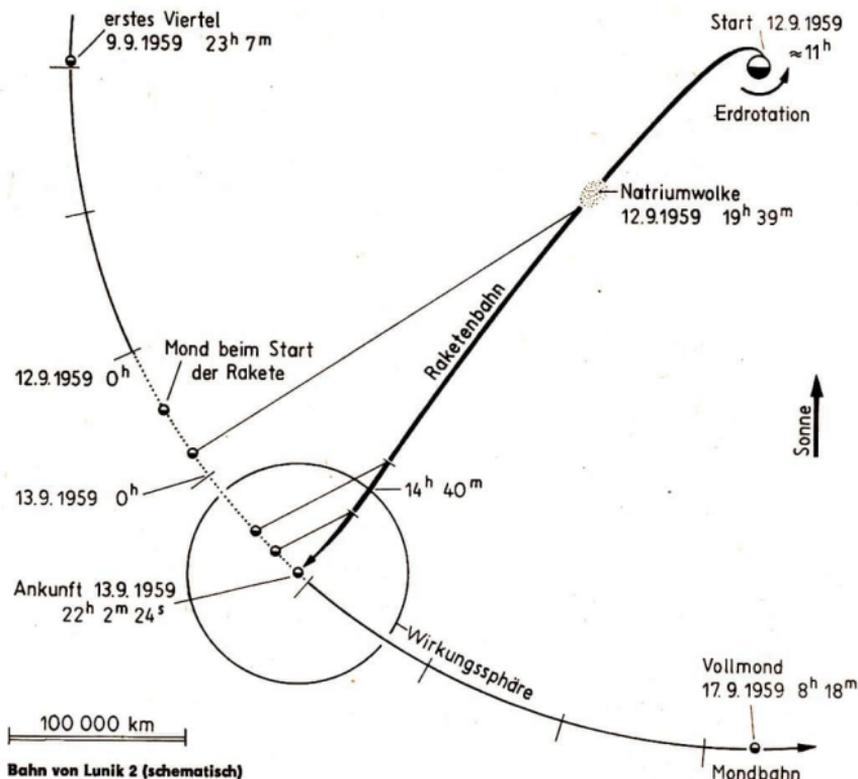
Es gibt für das Fehlen des Mondmagnetfeldes aber auch noch eine andere Erklärung. Der Mond hat achtzigmal weniger Masse als die Erde. Entsprechend seinem Durchmesser ist die Anziehungskraft an seiner Oberfläche fünf- bis sechsmal geringer als an der Oberfläche der Erde.

Bei der Erde erzeugt die große Masse hohe Druckverhältnisse im Zentrum des Erdkörpers. Aus diesem Grunde gehen dort, unterstützt durch die hohe Temperatur des Erdinnern, alle Elemente in die sogenannte metallische Phase über, die man für das Entstehen eines Magnetfeldes verantwortlich machen kann. Beim Mond braucht es hingegen wegen der geringeren Masse und der niedrigeren Temperatur in seinem Innern kein Magnetfeld zu geben.

In einem sowjetischen Institut, das besonders für die Mondforschung eingerichtet wurde, sind alle von Lunik 1 und Lunik 2 zur Erde übertragenen Meßwerte sehr gründlich ausgewertet worden.

Bis zu den Experimenten mit Lunik 1 und Lunik 2 herrschte die Meinung vor, daß der Mond keine Atmosphäre habe. Lunik 1 und vor allem Lunik 2 stellten jedoch eine Art Ionosphäre in 10 000 km Entfernung von der Mondoberfläche fest. Sie entspricht etwa der Erdionosphäre, doch ist ihre Teilchenkonzentration bedeutend niedriger.

Die Ionosphäre der Erde besteht hauptsächlich aus ionisier-



**Bahn von Lunik 2 (schematisch)**

ten Stickstoff- und Sauerstoffatomen beziehungsweise -molekülen und in großer Höhe aus ionisierten Wasserstoff- und Heliumatomen sowie aus freien Elektronen, die durch die ultraviolette Strahlung der Sonne aus den Atomkernhüllen herausgeschossen werden.

Eine Mondatmosphäre im eigentlichen Sinne konnte nicht festgestellt werden. Es bleibt daher bei der Vermutung, daß sich nur unmittelbar über der Mondoberfläche Reste einer sehr dünnen Atmosphäre befinden, die hauptsächlich aus Edelgasen wie Argon, Krypton und Xenon bestehen. Diese Annahme fußt vor allem auf theoretischen Erwägungen der sowjetischen Astronomen Fessenkow und Ambarzumjan. Diese Reste einer Atmosphäre haben sich offenbar deswegen erhalten, weil die Mondgravitation gegenüber diesen relativ schweren Gasen groß genug ist.

Nach fünfunddreißigstündigem Flug landete der Instrumen-

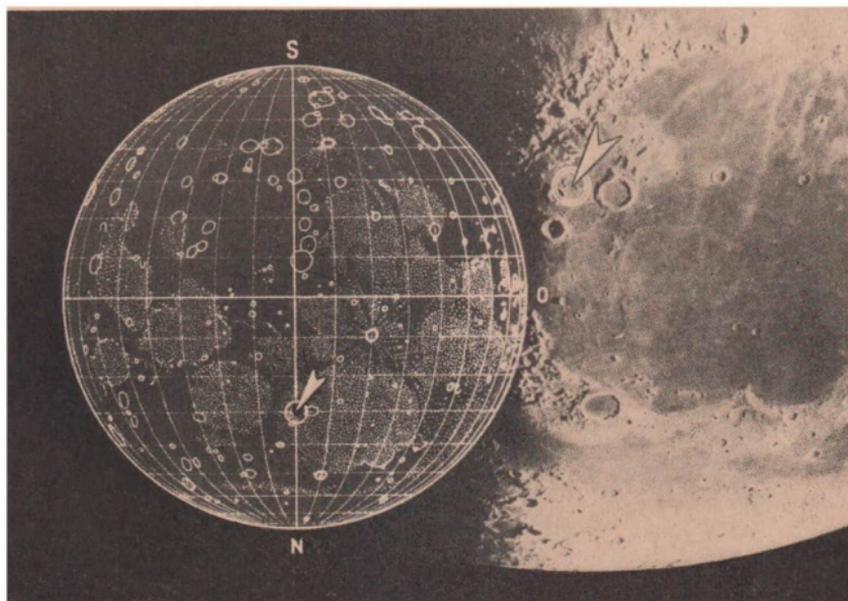
tenbehälter von Lunik 2 am 13. September 1959, 22<sup>h</sup>02<sup>m</sup>24<sup>s</sup> MEZ, nördlich der sogenannten Mondappenninen, in der Nähe der Ringgebirge Archimedes, Aristillus und Autolykus.

Die Instrumentenkapsel schlug wahrscheinlich mit einer Geschwindigkeit von 3 km/s auf der Mondoberfläche auf. Zum selben Zeitpunkt, an dem der mitgeführte Sender aussetzte, beobachteten Astronomen der Sternwarte Budapest einen schwarzen Punkt über der vermutlichen Aufschlagstelle, der sich sehr schnell vergrößerte. Die Budapester Astronomen deuten diese Erscheinung als eine Staubwolke. Dadurch wird die Hypothese erhärtet, daß die Mondoberfläche von einer Schicht aus Vulkanasche und Geröll- und Meteoritenstaub bedeckt ist.

Zur Frage, ob auf dem Mond Spuren eines Lebens zu erwarten sind, äußerte der sowjetische Biochemiker Oparin folgende Meinung:

Die großen Temperaturunterschiede zwischen + 120 °C und - 150 °C sind nur für die äußerste dünne Schicht der Mondoberfläche charakteristisch, die anscheinend aus stark zerkleinerter vulkanischer Asche und aus Meteoritenstaub besteht. Diese Schicht ist wahrscheinlich nur wenige Zentimeter

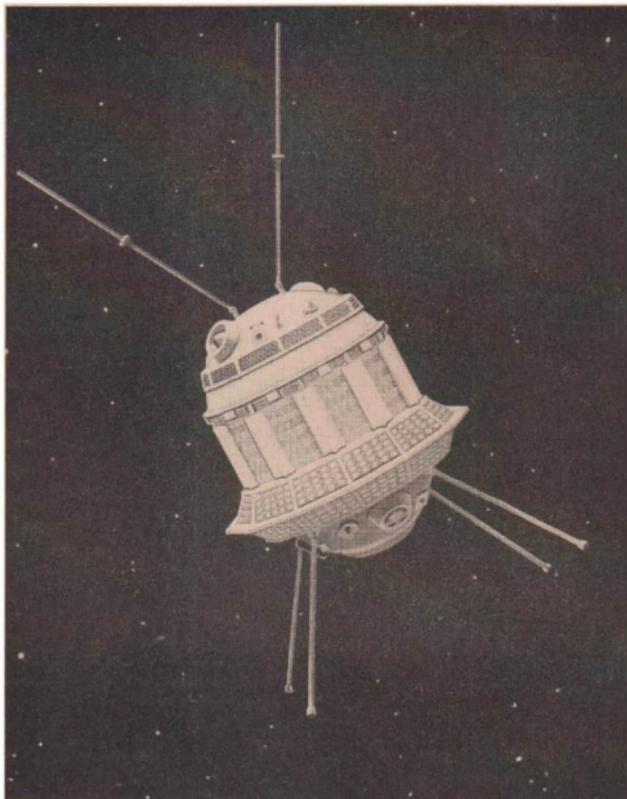
Ort des Aufpralls von Lunik 2 auf der Mondoberfläche



dick, hat aber vorzügliche isolierende Eigenschaften. Deshalb sind die schroffen Temperaturschwankungen unter der Schicht schon bedeutend geringer, und in einer Tiefe von einigen Metern, vielleicht sogar nur einigen Zentimetern, haben die Mondgesteine eine konstante Temperatur von etwa minus 20 °C. Deshalb könnten sich die überaus problematischen „Mondlebewesen“ oder auf dem Mond gelandete Kosmonauten in verhältnismäßig flachen Spalten sowohl vor den sengenden Sonnenstrahlen als auch vor der Kälte der Mondnacht schützen. Es ist also nicht völlig ausgeschlossen, niederes Leben auf dem Mond zu finden. Sichere Auskunft darüber werden wir jedoch erst erhalten, wenn in absehbarer Zeit das erste bemannte Raumschiff auf dem Mond gelandet ist.

#### **Die wichtigsten Angaben über LUNIK 2 (1959 Xi):**

Gestartet am 12. 9. 1959 – Form und Abmessungen ähnlich Lunik 1; Gesamtmasse 1511,0 kg, Instrumentenkapsel 390,2 kg. Flugbahn führte zum Mond. Lunik 2 erreichte den Mond nach 35<sup>h</sup>00<sup>m</sup> Flugdauer am 13. 9. 1959, 22<sup>h</sup>02<sup>m</sup>24<sup>s</sup> MEZ

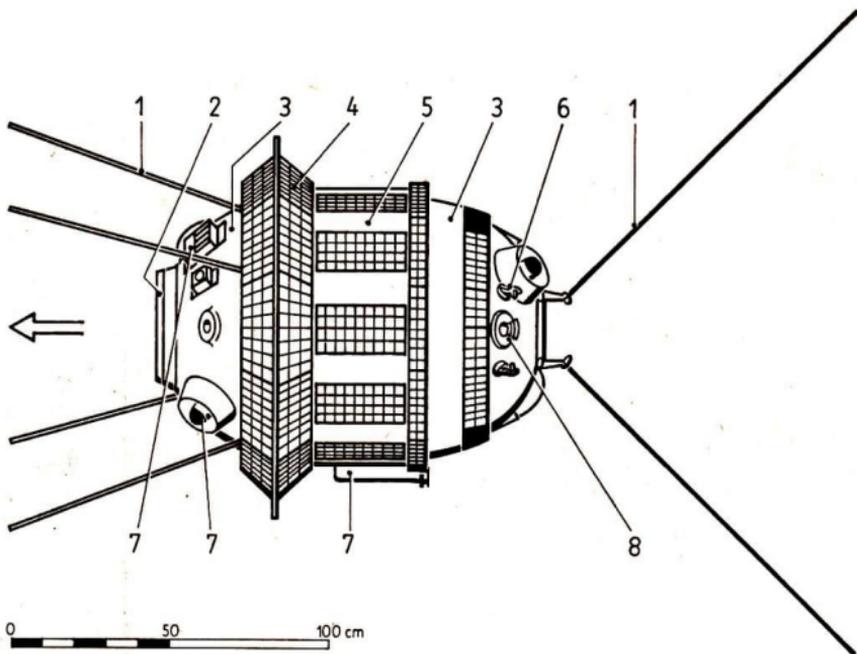


### **LUNIK 3 (UdSSR)**

Die sowjetischen Mondflüge fanden im Herbst 1959 ihre Krönung und ihren einstweiligen Abschluß.

Am 4. Oktober 1959 wurde die dritte sowjetische kosmische Rakete gestartet. Sie erhielt die Bezeichnung Lunik 3. Die Nutzmasse des eigentlichen Instrumentenbehälters betrug 279 kg, die Gesamtumlaufmasse einschließlich der letzten Raketenstufe des Trägerraketensystems 1553 kg.

Die Raumstation näherte sich dem Mond am 6. Oktober, 15<sup>h</sup>16<sup>m</sup> MEZ, auf rund 7000 km. Wenn man annimmt, daß der Startort der Rakete auf dem Territorium der Sowjetunion in 40° nördlicher Breite und in 60° östlicher Länge liegt, so ergibt sich aus der Lage der Anflugbahn ein Startzeitpunkt von



**Aufbauschema von Lunik 3 (1959 Theta).** 1 – Antennen, 2 – Kamerafenster, 3 – Wärmeabschirmung, 4 – Solarbatterien, 5 – Jalousien zur Wärmeregulierung, 6 – Lagesteuerungsdüsen, 7 – Meßgeräte, 8 – Sonnensensor des Orientierungssystems (Fotozellen)

etwa 2<sup>h00<sup>m</sup></sup> MEZ (5<sup>h00<sup>m</sup></sup> Ortszeit) und damit eine Flugdauer von 61 Stunden.

Daraus ergibt sich, daß die Brennschlußgeschwindigkeit der letzten Raketenstufe in Brennschlußhöhe 0,045 km/s unter der zweiten astronautischen Geschwindigkeit gelegen hat. Die Brennschlußgeschwindigkeit in Brennschlußhöhe lag bei Lunik 1 um 0,188 km/s und bei Lunik 2 um 0,166 km/s über der zweiten astronautischen Geschwindigkeit.

Trägt man Rektaszension und Deklination der Rakete in eine Sternkarte ein, kann man für die Anflugbahn eine Neigung von etwa 70° gegen den Himmelsäquator und damit auch gegen den Erdäquator erkennen. Man sieht an dieser Darstellung auch, daß die Startrichtung nach Nordnordost gewählt wurde, also mit der Erdrotation.

Durch die Mondgravitation wurde die Bahnebene um einen Winkel von rund 34° gekippt und die Flugbahn der kosmischen Rakete Lunik 3 stark verändert. Der Raumflugkörper

umflug unseren Erdtrabanten in einem weiten Bogen und gelangte in den interplanetaren Raum weit hinter dem Mond. Die nach dem Passieren der Wirkungssphäre der Mondgravitation, deren Radius man auf etwa 66 000 km schätzt, entstandene Ellipsenbahn hatte eine Neigung von rund 104° gegen den Äquator.

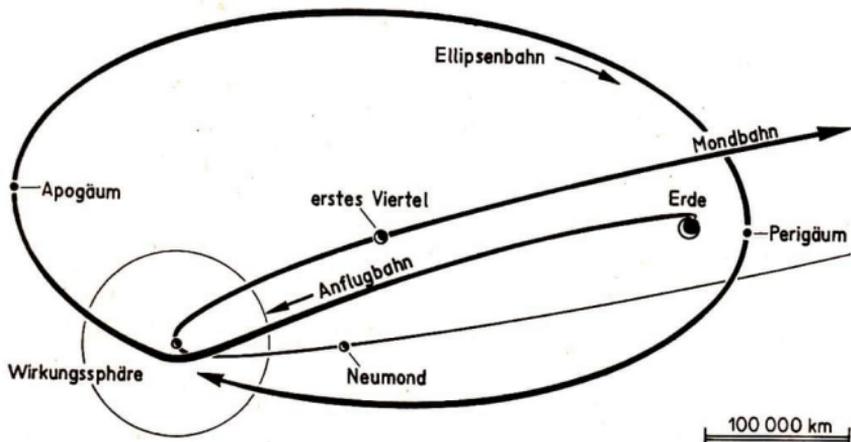
Ziel dieses bedeutendsten Mondfluges des Jahres 1959 war es, den Mond zu umfliegen und die Rückseite des Mondes während des Vorbeifluges zu fotografieren.

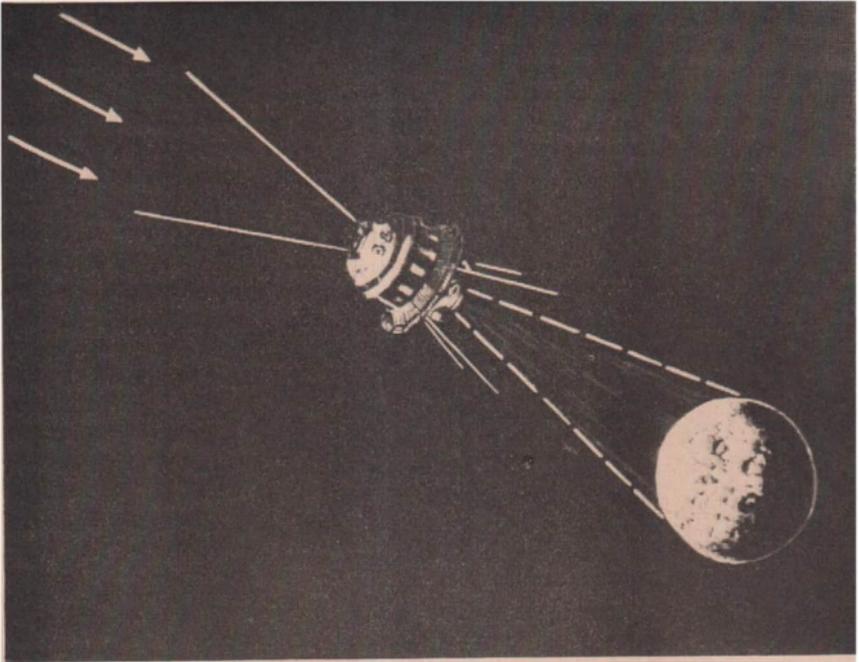
Auf den Mond wurde die Raumstation Lunik 3 mit Hilfe eines „Sonnensuchers“ orientiert und durch ein Kreiselssystem stabilisiert. Der Instrumentenbehälter von Lunik 3 war mit einer Astrokamera mit Brennweiten von 200 und 500 mm ausgerüstet. Die Öffnungsverhältnisse betragen 1:5,6 und 1:9,5. Die für die Belichtung des Filmmaterials nutzbare Phase des Fluges dauerte 40 Minuten.

Für die Anlagen zur Aufnahme und Übertragung der Bilder entwickelten sowjetische Ingenieure ein spezielles Bildfernübertragungssystem, mit dem ausreichend scharfe Halbtonbilder aufgenommen und über Hunderttausende Kilometer Entfernung hinweg übertragen werden konnten.

Neben der Kamera mit den zwei Objektiven befanden sich an Bord der Raumstation eine Kleinanlage zum automatischen Entwickeln und Fixieren des Films, eine Kleinstelektrotronenstrahlröhre, ein hochstabiler fotoelektrischer Vervielfacher, eine elektronische Verstärkerapparatur, eine Abtastvorrich-

Bahn von Lunik 3, senkrecht zur Bahnebene gesehen





**Lage von Lunik 3 zum Zeitpunkt des Fotografierens der Mondrückseite. Die Pfeile geben die Richtung der Sonnenstrahlen an**

tung sowie ein Automations- und Programmierungssystem. Es war dafür gesorgt, daß das Filmmaterial trotz der kosmischen Strahlung unversehrt blieb und die Bearbeitung des Films auch unter den Verhältnissen der Schwerelosigkeit normal funktionierte.

Die Fotos wurden zunächst aus rund 400 000 km und bei Wiederannäherung an die Erde ein zweites Mal aus 40 000 km Abstand an die Bodenstationen übermittelt.

Bei der Übertragung wurde angesichts der gewaltigen Entfernungen und der geringen Senderleistung eine Bildübermittlungsgeschwindigkeit angewandt, die zehntausendmal kleiner war als die Übertragungsgeschwindigkeit gewöhnlicher Fernsehsender. Es empfahl sich, bei diesen ersten Aufnahmen der Mondrückseite einen möglichst großen Teil ihrer unbekannteten Oberfläche aufzunehmen. Deshalb wurde die vollbeleuchtete Mondscheibe fotografiert, auf der die Kontraste bedeutend weniger ausgeprägt sind als bei Seitenbeleuchtung.

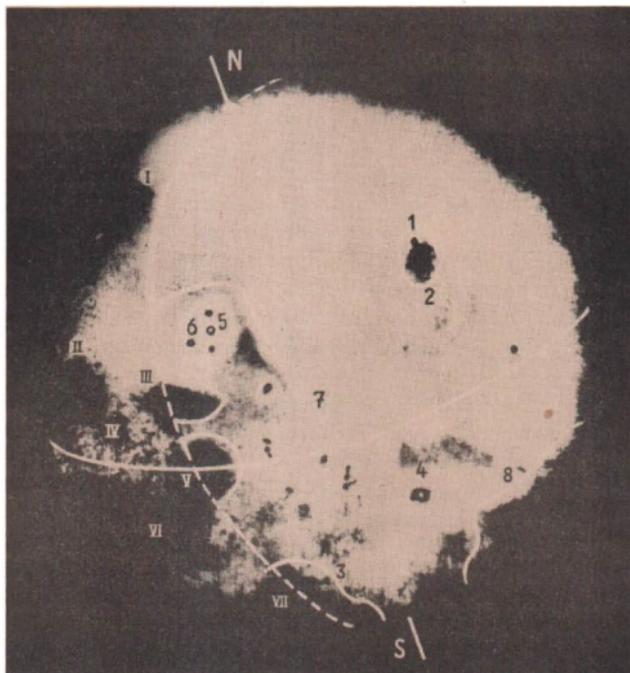
Zur besseren Übermittlung der Aufnahmen durch den Bildfernsehapparat wurde daher eine automatische Kontrastregelung angewandt.

Die von der Mondrückseite gewonnenen Aufnahmen bildeten die Grundlage zur Herstellung eines fast vollständigen Mondglobus und eines fast vollständigen Mondatlas.

Es gibt heute nur noch wenige Prozent der Mondoberfläche, die fotografisch nicht erfaßt und die nicht kartographiert sind.

So sensationell das Fotografieren der Mondrückseite und die Übertragung der Bilder zur Erde auch waren, für die Astronomen bestätigten sie nur die schon lange gehegte Vermutung, daß die Rückseite des Mondes der der Erde zugewandten Seite sehr ähnlich sei.

**Das erste Foto von der bisher unbekanntenen Rückseite des Mondes. Die Zahlen bezeichnen einige markante Objekte: 1 – Mare Moskwa (Moskauer Meer), 2 – Sinus Astronautici (Astronautenbucht), 3 – Fortsetzung des Mare Australe von der Vorderseite des Mondes, 4 – Krater Ziolkowski, 5 – Krater Lomonossow, 6 – Krater Joliot-Curie, 7 – Sowjetskigebirge, 8 – Mare Metscha (Meer der Träume). Die römischen Zahlen kennzeichnen bereits bekannte Gebilde auf der Vorderseite des Mondes**



Die Mondrückseite zeigt die gleichen Oberflächenformationen, die wir auch von der uns bekannten Mondseite her kennen. Zahlreiche Krater und Ringgebirge, die die typischsten Mondformationen sind, wechseln mit Gebirgszügen ab. Wahrscheinlich haben auch auf der Mondrückseite diese Berge stumpfe Kegel als Spitzen und zeigen genausowenig wie die Berge auf der der Erde zugewandten Halbkugel des Mondes eine Verbindung miteinander, sondern ragen bis zur Tiefe der Täler ziemlich unabhängig voneinander herab. Auf der Mondrückseite wurden durch Lunik 3 auch große, wahrscheinlich von Geröllstaub bedeckte Steinebenen entdeckt. Das sind weite Gebiete, die die dunklen Flecken auf der uns zugewandten Halbkugel des Mondes erzeugen und von den Astronomen vergangener Jahrhunderte Mare (Meer) getauft wurden. Sie haben diese Bezeichnung bis heute behalten. Allerdings scheinen die Zahl und die Ausdehnung dieser Mare auf der Mondrückseite geringer zu sein als auf der uns zugewandten Halbkugel. Auch eine kleinere Zahl dunkler, ebener Gebilde, die man Kratermeere nennt, wurde auf der Mondrückseite entdeckt.

Von den Meeren, die am Rande des sichtbaren Teiles liegen, sind auf der Fotografie deutlich das Humboldt-Meer, das Randmeer, das Smyth-Meer und das Südmeer zu erkennen. Es hat sich herausgestellt, daß ein bedeutender Teil des Südmeeres auf der Rückseite des Mondes liegt und seine Grenzen eine unregelmäßig gewundene Form haben. Das Smyth-Meer ist gegenüber dem Südmeer mehr abgerundet; von Süden her ragt ein Gebirgsgebiet in dieses Meer. Auch von diesem Meer liegt ein bedeutender Teil auf der Rückseite des Mondes. Das Randmeer ist langgezogen und hat eine Vertiefung in der dem Krisenmeer entgegengesetzten Richtung. Wie das Smyth-Meer setzt es sich auf der Rückseite des Mondes fort. Das Humboldt-Meer hat eine birnenförmige Gestalt.

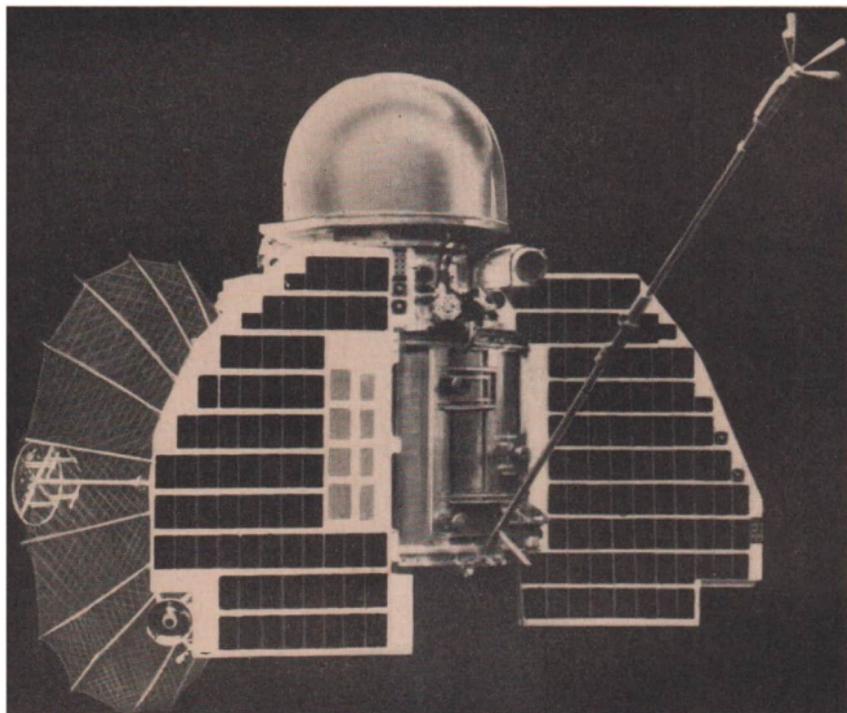
Der gesamte Raum am Westrand der Mondrückseite hat ein Reflexionsvermögen, das für Gebiete zwischen Meeren und Gebirgen charakteristisch ist. Seinem Reflexionsvermögen nach ähnelt dieses Gebiet jener Mondregion, die zwischen den Kratern Tycho und Petavius und dem Nektarmeer liegt. Süd- bis südöstlich vom Humboldt-Meer erstreckt sich an der Grenze dieses Raumes eine über 2000 km lange Bergkette, die den Äquator überquert und bis in die südliche Hemisphäre reicht. Jenseits der Bergkette liegt offenbar eine Festlandplatte mit gesteigertem Reflexionsvermögen.

Im Gebiet von  $+20^\circ$  bis  $+30^\circ$  Breite und von  $+140^\circ$  bis  $+160^\circ$  Länge liegt ein Kratermeer mit einem Durchmesser von etwa 300 km.

Die Aufnahmen von der Mondrückseite und ihre Übertragung zur Erde waren eine große technische Leistung. Da bisher mit interplanetaren Raumsonden von anderen Himmelskörpern keine Bilder gewonnen und zur Erde übertragen werden konnten, ist das Experiment mit Lunik 3 noch heute eine einmalige Spitzenleistung.

#### **Die wichtigsten Angaben über LUNIK 3 (1959 Theta):**

Gestartet am 4. 10. 1959 – Zylinder mit halbkugeligen Endkappen, Durchmesser 0,96 m, Länge 1,30 m; Gesamtmasse 1553 kg, Gesamtnutzmasse 435 kg, Instrumentenkapsel 278,5 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $104^\circ$ ; Perigäum 47500 km, Apogäum 470000 km; Umlaufzeit  $15^d7^h30^m$  – letzte Funksignale im November 1959. Lebensdauer 199 Tage (11 Erdumkreisungen); verglüht am 20. 4. 1960



## VENUS 1 (UdSSR)

Nachdem am 4. Februar 1961 ein 6483 kg schwerer Sputnik (1961 Beta) als Vorversuch auf eine elliptische Bahn gebracht worden war\*, startete die Sowjetunion am 12. Februar 1961 eine Mehrstufenrakete, die einen Trägersatelliten (1961 Gamma 1) auf eine annähernd kreisförmige Bahn mit einer Bahnneigung von  $65^{\circ},0$ , einem Perigäum von 230 km und einem Apogäum von 287 km brachte. Gegen  $2^{\text{h}}32^{\text{m}}$  MEZ befand sich der Satellit in etwa 250 km Höhe über dem Gebiet zwischen Alexandrien und Wolgograd. Er hatte eine Geschwindigkeit von etwa 7,77 km/s. Zu diesem Zeitpunkt löste sich von ihm eine kosmische Rakete, die auf eine Geschwin-

\* Bahndaten: Bahnneigung  $64^{\circ},95$ ; Perigäum 223,5 km, Apogäum 327,6 km; Umlaufzeit  $89^{\text{m}},8$ . Lebensdauer 22 Tage; verglüht am 25. 2. 1961

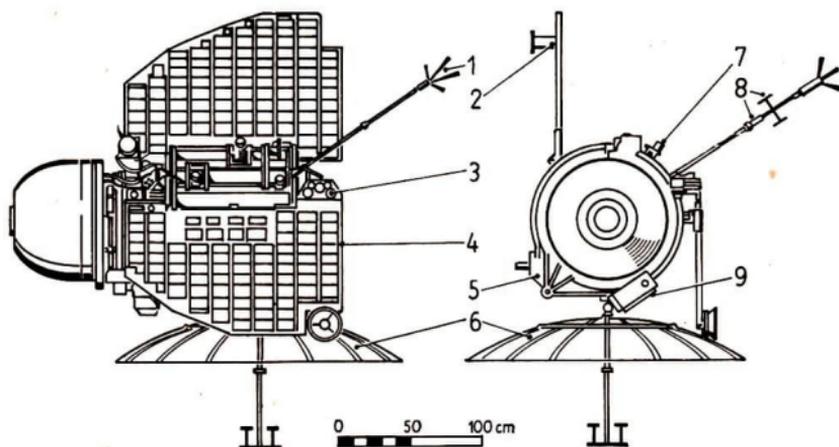
digkeit von 11,55 km/s beschleunigt wurde und eine Raumsonde auf eine Planetenbahn in Richtung Venus brachte. Der Trägersatellit verglühte nach 14 Tagen am 25. 2. 1961. Der Start dieser interplanetaren Sonde (1961 Gamma 3) erfolgte in eine der Erdbewegung entgegengesetzte Richtung. Durch den Start von einem Erdsatelliten konnte die Bahnebene in die Ebene des Planetensystems gelegt werden. Die genaue Präzisierung der Flugbahn ergab folgende Werte: Perihel 105,4 Millionen km, Aphel 150,2 Millionen km, Bahnneigung  $0^{\circ},581$ .

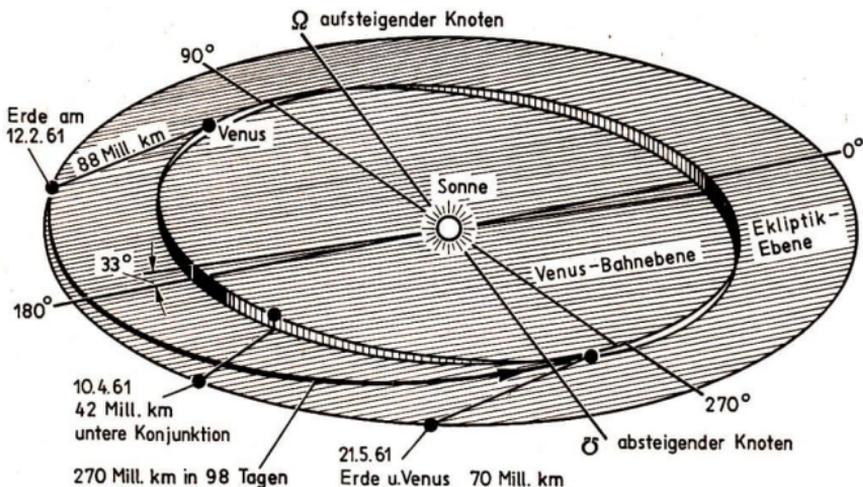
Die Sonde hat ohne die von ihr getrennte Raketenstufe eine Masse von 643,5 kg, ihr Durchmesser ohne die Flächen mit den Solarbatterien beträgt 1,05 m, ihre Länge ohne Antennen 2,035 m. Sie sendete auf der Frequenz 922,8 MHz.

Ihre Flugbahn entspricht einer schnittigen Ellipse. Wie Berechnungen ergaben, erreichte die interplanetare automatische Station um den 19./20. Mai die größte Annäherung an die Venus. Der geringste Abstand von diesem Planeten dürfte etwa 40 000 km betragen haben.

Dadurch, daß die Planetensonde tief in die Wirkungssphäre der Venusgravitation, die bis zu einem Abstand von rund 600 000 km reicht, eingedrungen ist, wird die Bahn dieser Sonde vollständig verändert worden sein.

**Aufbauschema der sowjetischen Sonde Venus 1 (1961 Gamma). 1 – Stabantenne, 2 – Richtantenne, 3 – Temperaturfühler, 4 – Solarbatterien, 5 – Geber des Orientierungssystems zur Sonne und zu den Sternen, 6 – Parabolantenne, 7 – Ionenfalle, 8 – Meßwertgeber des Magnetometers, 9 – Meßwertgeber des Orientierungssystems zur Erde**





Bahn der sowjetischen Venussonde (schematisch)

An Bord der interplanetaren automatischen Station befanden sich die verschiedensten Meßinstrumente, darunter solche zur Messung der kosmischen Strahlung und von Magnetfeldern, zur Messung geladener Teilchen des interplanetaren Gases und der Korpuskularströme der Sonne sowie ein Registriergerät für Mikrometeoriten. Die Apparaturen wurden durch chemische Batterien und Sonnenenergiewandler mit Strom versorgt. Als Quellen ständig neuer Energien dienten die großflächigen Solarbatterien.

In Abständen von jeweils fünf Tagen wurden die Meßwerte in schneller Folge zur Erde übertragen. Vom 27. Februar 1961 an ist es den sowjetischen Bodenstationen nicht mehr gelungen, eine Funkverbindung mit der Venussonde herzustellen. Zu diesem Zeitpunkt befand sich die interplanetare automatische Station etwa 3,8 Millionen km von der Erde entfernt im Weltraum. Über den weiteren Empfang von Signalen der Venussonde wurden von den zuständigen sowjetischen Stellen keine Angaben gemacht. Auch die sehr viel späteren Versuche, mit der großen Radioteleskopanlage von Jodrell Bank (Großbritannien) Funkkontakt zur Raumsonde aufzunehmen, scheiterten. Sowjetische Wissenschaftler nehmen an, daß ein unerwartet hoher Strom der solaren kosmischen Strahlung, der bei der letzten Meßwertübertragung festgestellt wurde, den Ausfall der Sendeanlagen verursacht hat. Die Venussonde, die noch heute eine Planetenbahn um die

Sonne beschreibt, hat annähernd zylindrische Gestalt. Auch die letzte Stufe der Trägerrakete, mit der die Venussonde gestartet wurde, also Objekt 1961 Gamma 2, befindet sich auf einer Bahn im Planetensystem.

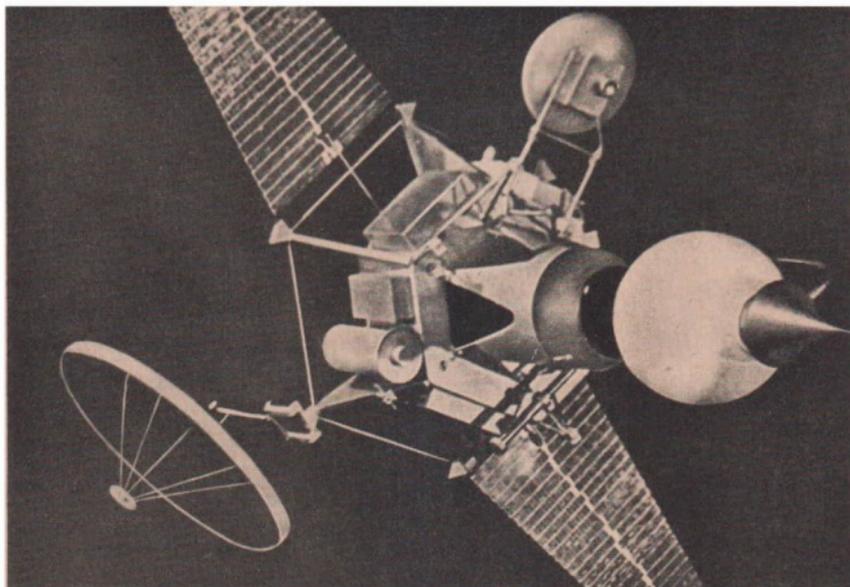
Mit dem Start der Venussonde von einem Sputnik aus wurde erstmals das Problem gelöst, einen schweren künstlichen Erdsatelliten als „Startplattform“ für Raumsonden zu benutzen – eine Möglichkeit, die für unbemannte interplanetare Raumflüge von großer Bedeutung ist und entsprechend genutzt wurde. Auch für künftige bemannte kosmische Flüge in den interplanetaren Raum dürfte diese Startmethode große Bedeutung haben.

Obwohl das Experiment mit der sowjetischen Venussonde nicht vollständig gelang, wurden in den ersten Wochen nach dem Start wertvolle Meßergebnisse über die Parameter der Flugbahn und die physikalischen Verhältnisse im erdnahen Weltenraum und im interplanetaren Raum bis zu fast 4 Millionen km Direktentfernung von unserem Planeten zur Erde gefunkt, entschlüsselt und ausgewertet. Diese Ergebnisse waren von unschätzbarem Wert für die Vorbereitung weiterer interplanetarer Flüge.

Eine besondere Bedeutung hatte der Flug der ersten interplanetaren Sonde noch insofern, als es gelang, die Astronomische Einheit, ein Grundmaß unseres Planetensystems, genauer zu bestimmen.

### **Die wichtigsten Angaben über VENUS 1 (1961 Gamma 3):**

Gestartet am 12. 2. 1961 vom Trägersatelliten 1961 Gamma 1 – Form siehe Bilder auf Seite 152 und 153; Körperdurchmesser 1,05 m, Länge 2,035 m; Masse 643,5 kg – Bahndaten: Bahnneigung gegen die Ekliptik  $0^{\circ},581$ ; Perihel 105,4 Millionen km, Aphel 150,2 Millionen km; Umlaufzeit um die Sonne  $291^d$  – letzte Funksignale am 27. 2. 1961 aus 3,8 Millionen km Entfernung. Lebensdauer unbegrenzt



## **RANGER (USA)**

Die Raumfahrtprojekte der Ranger-Serie sollen den USA Ergebnisse liefern, die die sowjetischen Luniks bereits zwei Jahre früher erbrachten. Dabei geht es in erster Linie um folgende Vorhaben:

Erreichung einer interplanetaren Bahn in der Nähe Erde – Mond;

harte Landung eines Instrumentenbehälters und der letzten Stufe des Trägerraketensystems auf der Mondoberfläche;

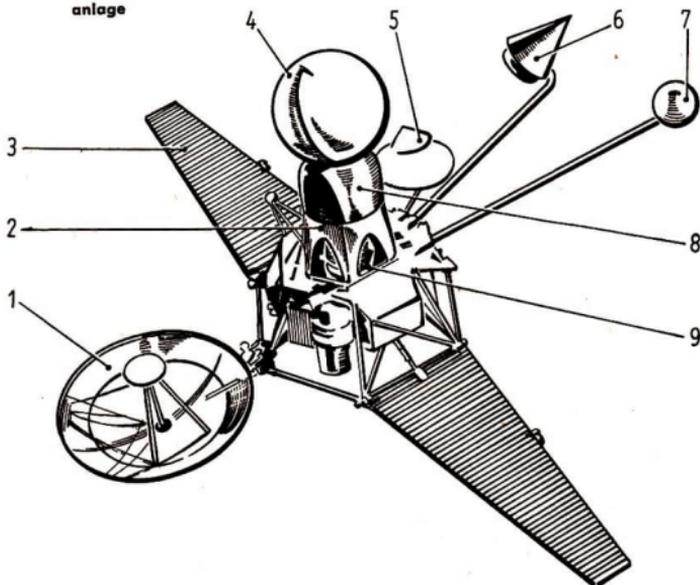
Fotografieren der Vorderseite und der Rückseite des Mondes aus großer Nähe.

Aus den Versuchen mit den amerikanischen Mondsonden Ranger 3 und Ranger 4 geht hervor, daß diese Projekte von der amerikanischen Raumfahrtbehörde erweitert wurden. Es soll offenbar auch eine weiche Landung eines Instrumentenbehälters auf der Mondoberfläche erreicht werden. Die amerikanische Weltraumbehörde verspricht sich davon einen wichtigen und entscheidenden Schritt zur Verwirklichung ihres Dreimann-Apollo-Satellitenprogramms, wobei der Apollo-Raumflugkörper mit der in der Entwicklung befindlichen Saturn-Trägerrakete in Richtung Mond gestartet werden soll.

Für die Jahre 1961 bis 1963 waren insgesamt 9 Flüge mit Ranger-Raumflugkörpern geplant.

Der erste Start einer Raumsonde dieser Serie fand am 23. August in Cape Canaveral statt (Ranger 1). Dieser Start war ein Mißerfolg. Statt der vorgesehenen weit in den interplanetaren Raum reichenden Bahn gelangte Ranger 1 nur auf eine niedrige Erdumlaufbahn mit einem Perigäum von 169 km und einem Apogäum von 504 km. Nach 111 Erdumkreisungen verglühte Ranger 1 am 30. August 1961 in der Erdatmosphäre. Der Start erfolgte mit einer Trägerrakete vom Typ Atlas-Agena B. Von einer Satellitenbahn aus sollte der Raumflugkörper weiter beschleunigt werden und in die Nähe des Mondes gelangen. Die Zündung der zweiten Raketenstufe versagte jedoch, so daß die Raumsonde die erdnahe Umlaufbahn beibehielt. Ranger 1 sollte Messungen in Mondnähe vornehmen. Die Nutzmasse von Ranger 1 belief sich auf 306,5 kg, seine Umlaufzeit um die Erde betrug 91<sup>m</sup>,1. Mit großem Aufwand wurde nach dem gleichen Mißerfolg von Ranger 2 der Start von Ranger 3 betrieben. Nach mehrmaligen Verschiebungen wegen technischer Schwierigkeiten erfolgte er am 26. Januar 1962.

**Aufbauschema von Ranger 3 (1962 Alpha).** 1 – Antenne, 2 – Kapselbasis, 3 – Solarbatterien, 4 – Kapsel, 5 – Antenne, 6 – Antenne für telemetrische Geräte, 7 – Gammastrahlenspektrometer, 8 – Bremsraketen der Kapsel, 9 – Kurssteueranlage





**Geplantes Schlußmanöver von Ranger 3 bei Erreichen des Mondes**

Ranger 3 sollte in Mondnähe gebracht werden, Nahaufnahmen von der Mondoberfläche machen und etwa 40 km über der Mondoberfläche eine Kapsel ausstoßen, die auf dem Mond aufprallen sollte.

Das Experiment scheiterte, weil Ranger 3 den Mond um fast 40 000 km verfehlte. Als Ursache dafür wurde angegeben, der Schub der Atlas-Agena-B-Rakete sei beträchtlich höher gewesen als vorgesehen. Ranger 3 wurde zu einem weiteren künstlichen Planetoiden unserer Sonne.

Schließlich wurde der Start von Ranger 4 vorbereitet. Dieser Mondflugkörper verließ die Parkbahn und zerschellte angeblich am 26. April 1962 auf der Rückseite des Mondes. Vorgesehen war eine weiche Landung, die jedoch auf keinen Fall gelang. Auch der Aufprall auf der Mondrückseite ist wegen der fehlenden Funkverbindung – sie riß 13<sup>s</sup> nach dem Start ab – nicht nachgewiesen.

Auch Ranger 5, gestartet am 18. Oktober 1962, verfehlte das Ziel; die Sonde flog etwa 720 km am Mond vorbei und gelangte auf eine Planetenbahn um die Sonne.

Die erste und bis jetzt einzige verbürgte harte Mondlandung eines amerikanischen Raumflugkörpers führte schließlich Ranger 6 am 2. Februar 1964 aus. Nach  $65^{\text{h}}35^{\text{m}}$  langem Flug, während dem Bahnkorrekturen erfolgreich ausgeführt werden konnten, schlug Ranger 6 um  $10^{\text{h}}24^{\text{m}}$  MEZ mit einer Geschwindigkeit von etwa 2,36 km/s knapp 32 km vom vorgeesehenen Ziel, rund 48 km südlich des großen Ross-Kraters, auf dem Mond auf. Auch das war jedoch nur ein Teilerfolg, da die Fernsehaufnahmen, die Ranger 6 unmittelbar über der Mondoberfläche machen sollte, nicht zustande kamen; die Übermittlungsanlage war ausgefallen.

Von den bisher in Richtung Mond gestarteten 6 Ranger-Sonden war keine ein voller Erfolg, da bei allen, die in die Nähe des Mondes gelangten, die Sendeanlage ausfiel, so daß keine Meßwerte übertragen werden konnten.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts von RANGER-Raumsonden:**

**RANGER 1** (1961 Phi) – gestartet am 23. 8. 1961 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Cape Canaveral – Form ähnlich Ranger 3 (siehe Bild auf Seite 157), Körperdurchmesser 1,52 m, Höhe 3,96 m, Spannweite 5,18 m; Masse 306,5 kg. Vorgesehene Bahn nicht erreicht (Wiederzündung der Agena B versagte, Ranger 1 blieb auf der Parkbahn mit folgenden Daten: Bahnneigung  $32^{\circ},82$ ; Perigäum 169 km, Apogäum 504 km; Umlaufzeit  $91^{\text{m}},1$ ). Lebensdauer 7 Tage; verglüht am 30. 8. 1961

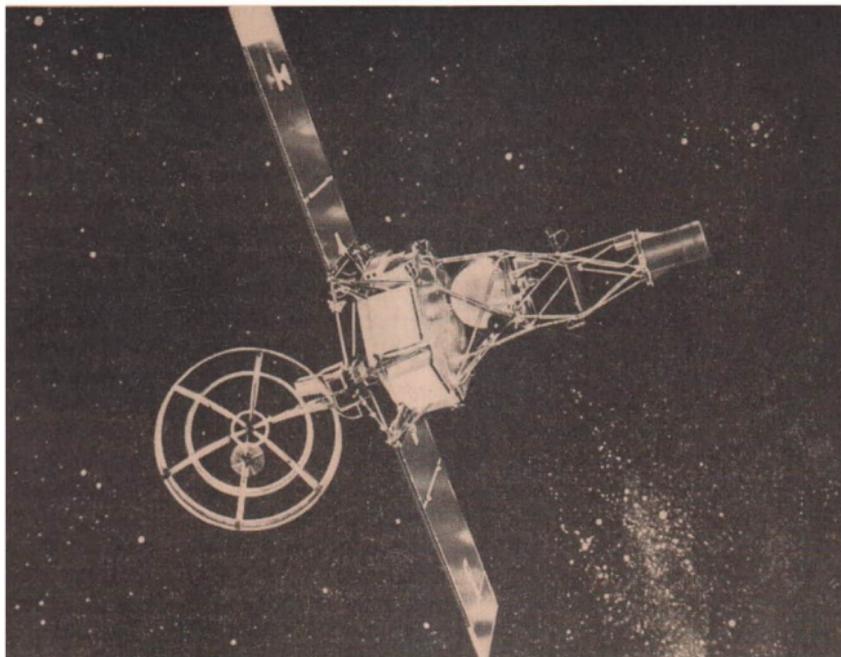
**RANGER 2** (1961 Alpha Theta) – gestartet am 18. 11. 1961 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Masse wie Ranger 1. Vorgesehene Bahn nicht erreicht (Wiederzündung der Agena B versagte, Ranger 2 blieb auf der Parkbahn mit folgenden Daten: Bahnneigung  $33^{\circ},3$ ; Perigäum 153 km, Apogäum 236 km; Umlaufzeit  $88^{\text{m}},3$ ). Lebensdauer 2 Tage; verglüht am 20. 11. 1961

**RANGER 3** (1962 Alpha) – gestartet am 26. 1. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Cape Canaveral – Form siehe Bild auf Seite 157, Durchmesser 1,52 m, Höhe 3,12 m, Spannweite 5,18 m; Masse 330 kg. Verfehlte den Mond um 36 680 km. Beschreibt Planetenbahn mit folgenden Daten: Bahnneigung gegen die Ekliptik  $0^{\circ},39$ ; Perihel 146,8 Millionen km, Aphel 173,4 Millionen km; Umlaufzeit um die Sonne  $406^{\text{d}},44$  – letzte Funksignale am 30. 1. 1962 aus 400 000 km Entfernung. Kreist noch (Lebensdauer unbegrenzt)

**RANGER 4** (1962 My) – gestartet am 23. 4. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Cape Canaveral – Form und Abmessungen ähnlich Ranger 3; Masse 331,4 kg. Weiche Mondlandung mißglückt, zerschellte angeblich am 26. 4. 1962 auf der Mondrückseite

**RANGER 5** (1962 Beta Eta) – gestartet am 18. 10. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Cape Canaveral – Form und Abmessungen ähnlich Ranger 3; Masse 343 kg. Bahn verfehlt (flog etwa 720 km am Mond vorbei)

**RANGER 6** (1964-07) – gestartet am 30. 1. 1964 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Cape Kennedy – Form und Abmessungen ähnlich Ranger 3; Masse 365 kg. Harte Mondlandung am 2. 2. 1964, 10<sup>h</sup>24<sup>m</sup> MEZ

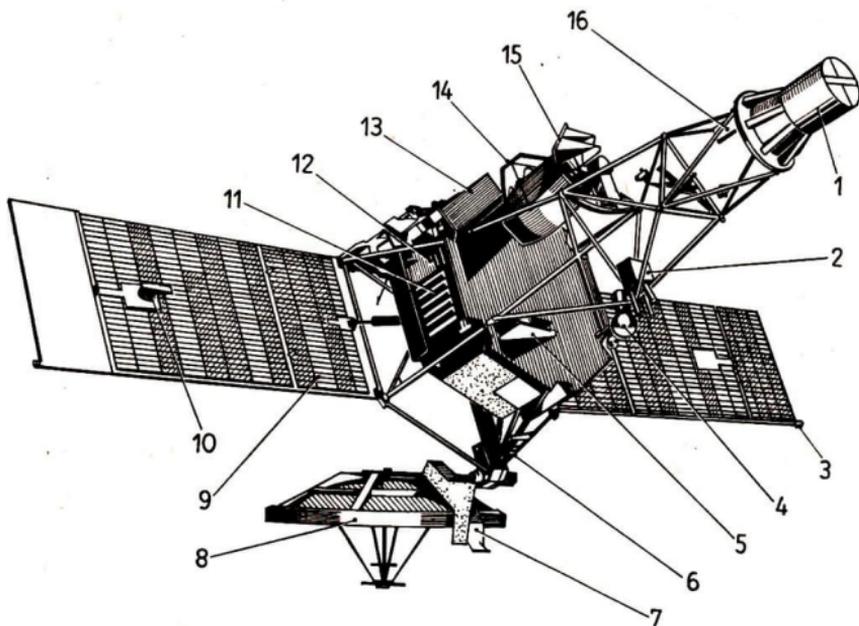


## **MARINER (USA)**

Nach einem Fehlstart (Mariner 1) am 22. Juli 1962 gelang den USA am 27. August 1962 der Start einer interplanetaren Raumsonde mit der Bezeichnung Mariner 2. Als Trägerrakete wurde eine Atlas-Agena B verwendet.

Nach einer Bahnkorrektur beschrieb Mariner 2 eine Planetenbahn. Am 14. Dezember 1962, 20<sup>h</sup>59<sup>m</sup> WZ, erreichte die Sonde unseren Nachbarplaneten Venus in einem Abstand von 34 745 km. Dabei bewegte sie sich an der sonnenbelegten Seite der Venus vorbei.

Die ersten wissenschaftlichen Ergebnisse wurden am 26. Dezember 1962 auf der Tagung der American Association for the Advancement of Science in Philadelphia mitgeteilt. Ein bedeutsames Ergebnis liegt in der Feststellung, daß die Venus kein Magnetfeld von meßbarer Stärke aufweist. Es wurde beim Passieren unseres Nachbarplaneten kein Anstieg des Magnetfeldes über die Stärke des interplanetaren Feldes hinaus festgestellt.



Aufbauschema von Mariner 2 (1962 Alpha Rho). 1 – Rundstrahlantenne, 2 – Teilchenstromdetektor, 3 – Sonnensensor, 4 – Ionenmeßkammer, 5 – Mikrometeoritenmeßgerät, 6 – Sonnensensor, 7 – Erdsensor, 8 – Richtstrahlantenne, 9 – Solarzellen, 10 – Funksignalempfangsantenne, 11 – Jalousien zur Temperaturregulierung, 12 – Sonnenplasmadetektor, 13 – Temperaturkontrollschild, 14 – Radiometer, 15 – Empfangstrichter des Radiometers, 16 – Magnetometer

Weitere Mitteilungen über die wissenschaftlichen Ergebnisse der Venussonde wurden auf einer Konferenz der American Geophysical-Union in der Stanford University gegeben. Kurz zusammengefaßt lauten sie folgendermaßen:

1. Messungen der kosmischen Strahlung: Gemessen wurden die Gesamtpartikelstrahlung im Raum einschließlich der Primärkomponente der kosmischen Strahlung galaktischen Ursprungs und die Ströme von hochenergetischen Teilchen, die von der Sonne ausgesandt werden. In der Nähe der Venus sollte schließlich festgestellt werden, ob sie wie die Erde von Strahlungsgürteln umgeben ist.

Die Tatsache, daß in der Nähe der Venus kein Anstieg der Strahlungsintensität gemessen wurde, spricht dafür, daß das Magnetfeld der Venus nicht so weit in den Raum hinausreicht, wie die Bahn des Raumflugkörpers an den Planeten herangeführt hat.

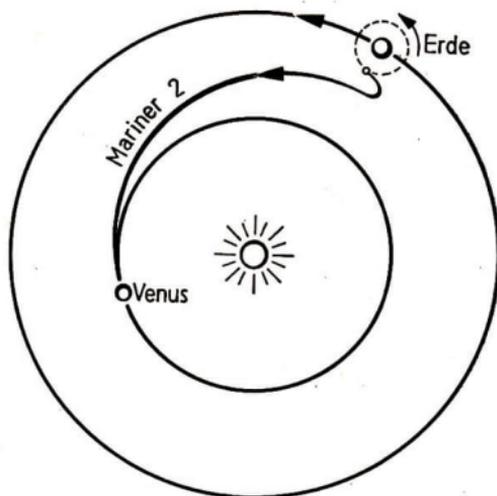
Während des gesamten Fluges erwies sich die Intensität der primären kosmischen Strahlung galaktischen Ursprungs als konstant. Lediglich im Zusammenhang mit einer Sonnen-eruption im Oktober 1962 wurde ein sichtlicher Anstieg der Ionisationsrate festgestellt. Die bei dieser Strahlung zusätzlich auftretenden Teilchen waren stark energetisch.

2. Während des Fluges wurden interessante Messungen über den Sonnenwind gewonnen. Es handelt sich hierbei um Ströme heißen ionisierten Gases, die ihren Ursprung sehr wahrscheinlich im inneren Teil der Sonnenkorona haben. Ihre Geschwindigkeit beträgt weniger als 400 km/s. Die Dichte der Partikel beträgt etwa 2 Teilchen je Quadratzentimeter. Die Temperatur dieser Teilchen mißt wenige 100 000°. Während der ausgewerteten 123 Tage wurden vom elektrostatischen Analysator an Bord von Mariner 2 rund 40 000 Partikelenergiespektren aufgenommen und übertragen.

Im Zusammenhang mit diesen Meßergebnissen wird die theoretische Annahme geäußert, daß das Fehlen eines Magnetfeldes der Venus als Wirkung des Sonnenwindes zu erklären sei, das heißt, das Magnetfeld der Venus könnte durch den Sonnenwind zum Planeten hin eingedrückt sein.

3. Meßergebnisse über die Mikrometeoriten: Das Zählgerät für die Feststellung von Mikrometeoriten zeigte, daß die

Flugbahn von Mariner 2 (schematisch)



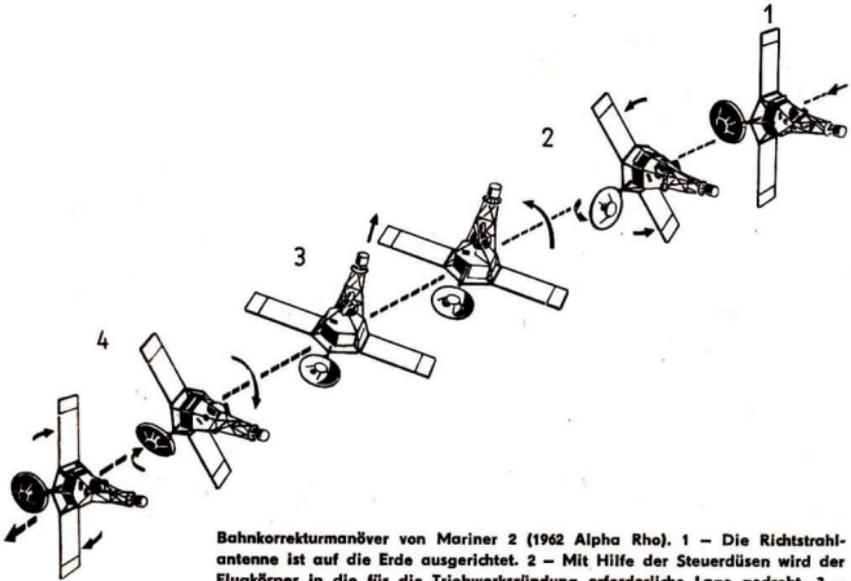
Dichte des interplanetaren Staubes nach Verlassen der erdnahen Gebiete außerordentlich gering ist. In 109 Tagen wurden nur 2 Aufschläge von Mikrometeoriten registriert, während im gleichen Zeitraum an einem künstlichen Erdsatelliten etwa 3700 Aufschläge gemessen werden konnten.

Mariner 2 näherte sich der Venus bis auf rund 35 000 km und drang somit tief in die Wirkungssphäre der Venusgravitation ein, die bis zu einem Abstand von rund 600 000 km reicht. Dadurch änderte sich die Flugbahn der Raumsonde erheblich. Während des gesamten Fluges und vor allem beim Durchqueren der Wirkungssphäre der Venusgravitation wurden Bahnvermessungen nach dem Dopplerprinzip ausgeführt. Dabei wurde meist die 25-m-Parabolantenne der Goldstone-Station in Kalifornien eingesetzt. In 129 Tagen wurden insgesamt 22 000 2-Weg-Dopplervermessungen ausgeführt. Es gelang, die Geschwindigkeit der Raumsonde bis auf 2,5 m/s genau zu bestimmen. Bereits die erste Auswertung der Meßdaten ließ eine sehr genaue Massebestimmung der Venus zu. Es ergab sich  $0,81485 \cdot \text{Erdmasse} \pm 0,015 \text{ Prozent}$ .

4. Besonders interessant sind die Meßergebnisse, die man mit dem Infrarot- und dem Mikrowellenradiometer erhalten hat. Diese beiden Instrumente wurden beim Passieren des Planeten insgesamt achtzehnmal in Tätigkeit gesetzt. Dabei wurden je fünfmal die Nachtseite und die von der Sonne beleuchtete Seite der Venus gemessen, während acht Meßwerte beim Passieren des Terminators, der Grenze zwischen Tag und Nacht, gewonnen wurden.

Die Auswertung der Messungen führte zu der überraschenden Feststellung, daß die Temperatur an der Venusoberfläche etwa 425 °C beträgt. Die Venus ist von einer durchschnittlich rund 30 km starken Wolkenschicht umgeben; an deren Unterkante beträgt die Temperatur etwa 88 °C, und an deren Oberseite mißt sie etwa 54 °C. Man vermutet, daß die Wolkenschicht in etwa 70 km Höhe beginnt und bis rund 100 km Höhe reicht.

Die außerordentlich hohe Temperatur an der Oberfläche der Venus wird sehr wahrscheinlich durch eine Art Treibhauseffekt erzeugt. Die Wärmestrahlung der Sonne, die die Wolkenschicht durchdringt und von der Venusoberfläche reflektiert und diffus zerstreut wird, wird von der Unterkante der Wolkenschicht wieder zurückgeworfen. Auf der Nachtseite können an der Oberfläche der Venus keine wesentlich tieferen Temperaturen auftreten, da die Wärme zwischen der Venusober-



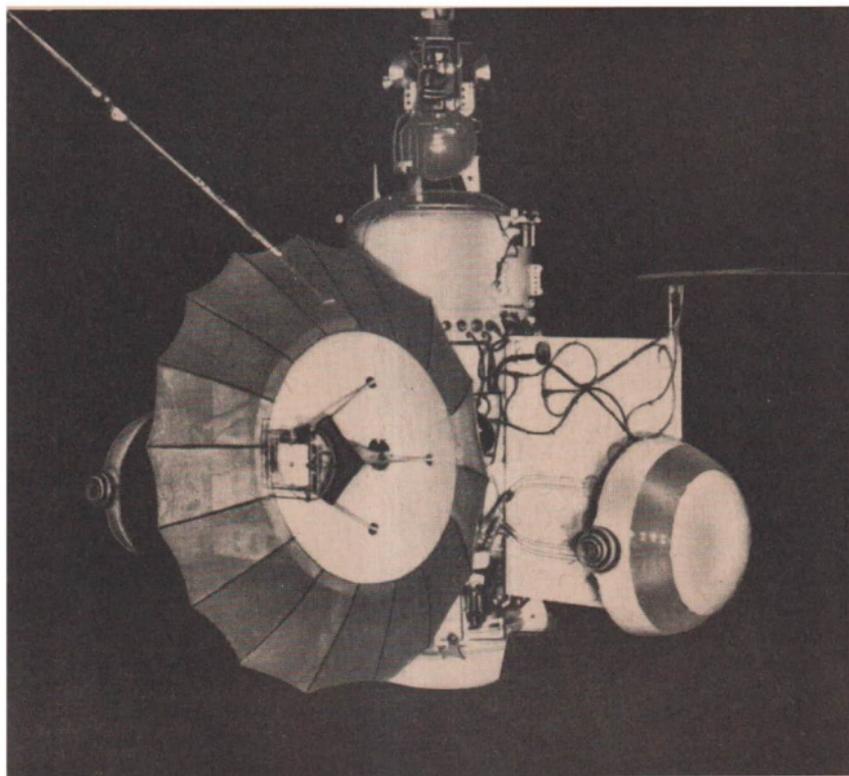
**Bahnkorrekturmanöver von Mariner 2 (1962 Alpha Rho). 1 – Die Richtstrahlantenne ist auf die Erde ausgerichtet. 2 – Mit Hilfe der Steuerdüsen wird der Flugkörper in die für die Triebwerkszündung erforderliche Lage gedreht. 3 – Zündung des Korrekturtriebwerkes. 4 – Wiederausrichten von Richtstrahlantenne und Solarbatterien**

fläche und der Unterseite der Wolkenschicht durch Zirkulation um den ganzen Planeten herumgeführt wird. Lediglich an einer Stelle wurde eine etwas geringere Temperatur von  $416\text{ }^{\circ}\text{C}$  gemessen. Man vermutet, daß an dieser Stelle Gebirge sind oder die Wolkenhülle an ihrer Unterkante etwas durchlässiger für die Wärmestrahlung ist. Die Messungen von Mariner 2 ergaben weiter, daß kondensierte Kohlenwasserstoffverbindungen den Hauptbestandteil der Wolken ausmachen. Bei der hohen Temperatur an der Venusoberfläche muß sich ein Teil der dort vorkommenden Stoffe im geschmolzenen Zustand befinden. Die Temperatur von  $425\text{ }^{\circ}\text{C}$  liegt gerade über dem Schmelzpunkt von Zink.

**Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Starts und Startversuche mit MARINER-Raumsonden:**

**MARINER 1** – Fehlstart am 22. 7. 1962 mit Zweistufenrakete Atlas-Agena B in Cape Canaveral – Form, Abmessungen und Massen ähnlich Mariner 2. Bahn nicht erreicht (Rakete wich vom Kurs ab, mußte nach  $290^{\text{s}}$  gesprengt werden)

**MARINER 2** (1962 Alpha Rho) – gestartet am 27. 8. 1962 mit Zwei-stufenrakete Atlas-Agena B in Cape Canaveral – Form siehe Bilder auf Seite 161 und 162, Höhe 3,6 m, Spannweite 5,0 m; Masse 202 kg – Bahndaten: Bahnneigung gegen die Ekliptik 1°,3; Perihel 105,47 Millionen km, Aphel 183,24 Millionen km; Umlaufzeit um die Sonne 345<sup>d</sup>,9 – letzte Funksignale am 4. 1. 1963 aus 86,88 Millionen km Entfernung. Kreist noch (Lebensdauer unbegrenzt)

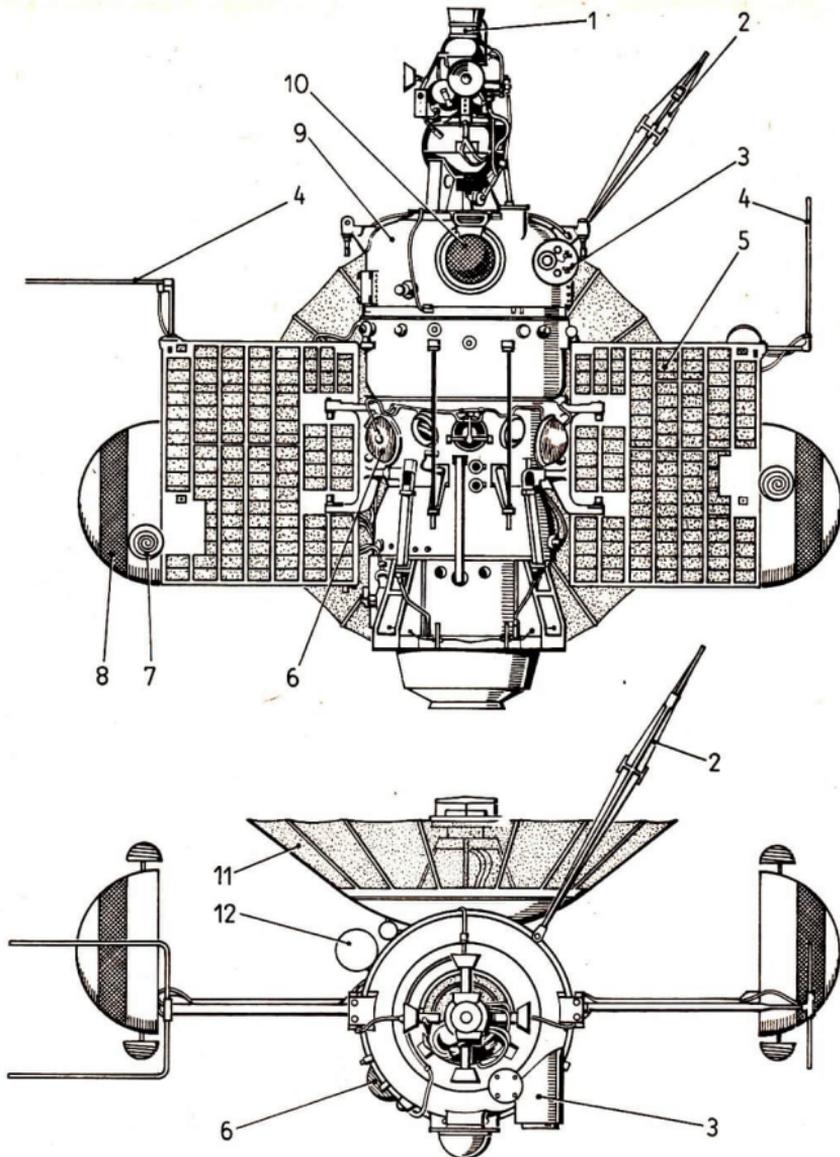


## **MARS 1 (UdSSR)**

Sowjetische Wissenschaftler brachten am 1. November 1962 einen schweren künstlichen Erdsatelliten, 1961 Beta Ny 2, auf eine Umlaufbahn, von dem aus eine interplanetare Raumsonde gestartet und auf die zweite kosmische Geschwindigkeit beschleunigt wurde.

Die Sonde mit der Bezeichnung Mars 1 (1961 Beta Ny 1) gelangte auf eine Flugbahn, die in die unmittelbare Nähe unseres äußeren Nachbarplaneten Mars geführt hat.

Mars 1 ist mit Solarbatterien und „Kühlern“ ausgestattet, die außen an der interplanetaren automatischen Station angebracht sind. An der Außenwand befindet sich ferner eine Parabolantenne von 3 m Durchmesser. Die Sonde selbst besteht aus zwei Teilen, der vorderen Zelle, in der die Geräte



**Aufbauschema von Mars 1 (1962 Beta Ny). 1 – Korrekturtriebwerk, 2 – Magnetometer, 3 – Sonnensensor, 4 – Rundstrahlantenne, 5 – Solarzellen, 6 – Hochdruckgasbehälter für das Orientierungssystem, 7 – Richtantenne, 8 – Flüssigkeitsbehälter für das Orientierungssystem, 9 – hintere Gerätezelle, 10 – Präzisionssucher zur Ausrichtung nach der Sonne, den Sternen und der Erde, 11 – Parabolantenne, 12 – Spektroreflektometer**

installiert sind, die erst in Marsnähe eingeschaltet werden sollten, und der hinteren Zelle, in der alle die Meßapparaturen, Steuerungs- und Regelgeräte sowie Funksysteme untergebracht sind, die während des Fluges zum Mars in Tätigkeit waren.

An der Außenhaut der hinteren Zelle ist ferner ein Korrekturtriebwerk angebracht, mit dem eine geringfügige Korrektur der Flugbahn ausgeführt wurde.

Die funktechnischen Apparaturen setzten sich im wesentlichen aus Sendeapparaturen, mit deren Hilfe die Flugbahnvermessungen ausgeführt und die Meßwerte einschließlich der Angaben über das Funktionieren der einzelnen Systeme zur Erde übertragen wurden, sowie aus Apparaturen zum Empfang von Funk- und Steuerungskommandos von der Erde zusammen.

Ein Orientierungssystem diente zur Stabilisierung der Station nach Loslösung von der letzten Raketstufe, zur Ausrichtung der Solarbatterien auf die Sonne und zur richtigen Lageorientierung vor Beginn des Korrekturmanövers. Dieses Orientierungssystem arbeitete automatisch auf optischem Wege, wobei die Sonne, die Erde und verschiedene Fixsterne oder Planeten als Fixpunkte für das Orientierungssystem benutzt wurden.

Die Meßausrüstung der Sonde Mars 1 gliederte sich in zwei Gruppen:

1. Meßinstrumente, die während des Fluges zum Mars und in der Nähe unseres Nachbarplaneten arbeiteten:

ein Magnetometer zur Messung des interplanetaren Magnetfeldes und seiner Variationen und zur Messung des Marsmagnetfeldes;

eine Meßgruppe aus Gasentladungs- und Szintillationszählern, die die Korpuskularstrahlung im interplanetaren Raum und in Marsnähe in verschiedenen Energiebereichen mißt;

Zählerapparaturen zur Untersuchung der Zusammensetzung der Kernkomponente der primären kosmischen Strahlung galaktischen und solaren Ursprungs;

ein Radioteleskop zur Untersuchung der kosmischen Radiostrahlung in den Bereichen 500 und 50 kHz;

Meßapparaturen zur Feststellung der Protonen- und Elektronenströme niederer Energie solaren Ursprungs und zur Bestimmung der Konzentration der positiven Ionen in der Nähe des Mars;

Impulsgeber zur Registrierung der Dichteverteilung von Mikrometeoriten.

2. Meßinstrumente, die erst in der Nähe des Mars eingesetzt werden sollten:

eine fotografische Apparatur zur Aufnahme der Oberfläche des Planeten mit automatischer Entwicklung und anschließender funktechnischer Übertragung der Bilder;

ein Spektralfotometer zur Bestimmung der Existenz organischer Stoffe an der Oberfläche unseres Nachbarplaneten;

ein Spektrograph zur Untersuchung der Ozonabsorption in der Atmosphäre des Mars.

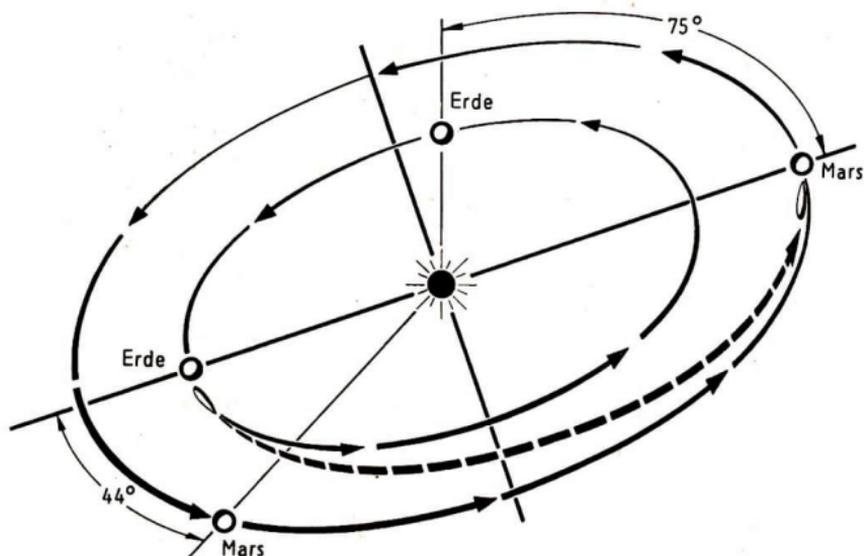
Die Übertragung der Meßwerte der ersten Meßinstrumentengruppe, der Angaben über das Funktionieren der Apparaturen an Bord der Raumstation und der Temperatur- und der Druckverhältnisse an verschiedenen Stellen innerhalb der Station erfolgte anfangs auf Kommando von Bodenstationen alle zwei Tage, ab Anfang 1963 alle fünf Tage und später alle fünfzehn Tage.

Bis in die Nachbarschaft des Planeten Mars gelang es, mit der Station Mars 1 Funkverbindung aufzunehmen. Es zeigte sich, daß alle Systeme und Meßinstrumente normal funktionierten. Auch die Temperatur in der hermetischen Kabine und an den Außenflächen der Station blieb in den vorgesehenen Grenzen. Es wurde eine Vielzahl von Meßwerten über das interplanetare Medium, die kosmische Strahlung, das interplanetare Magnetfeld und die Mikrometeoriten übertragen. Dabei ist besonders interessant, daß Mars 1 auf seiner Bahn sowohl einen bekannten als auch einen unbekanntem Meteoritenstrom durchquerte und eine bisher einmalig hohe Zahl von Meteoritentreffern feststellte, ohne daß die Arbeitsfähigkeit der Station beeinträchtigt wurde. Es muß sich demnach um Kleinstmeteoriten, sogenannte kosmische Staubpartikel, gehandelt haben.

Die schon von den Luniks entdeckte sogenannte Geokorona, die Plasmahülle der Erde, konnte erneut nachgewiesen und vermessen werden.

Verschiedentlich gelang es, intensive Ströme von Korpuskarteilchen solaren Ursprungs nachzuweisen. Bei dem am 30. November 1962 registrierten solaren Strahlungsstrom wurden beispielsweise  $600 \cdot 10^6$  Teilchen  $\times$  Zentimeter<sup>-2</sup>  $\cdot$  s<sup>-1</sup> registriert. Weitere neue Meßwerte wurden über die Strahlungsgürtel der Erde gewonnen. Ferner konnte ermittelt werden, daß im Vergleich zum Jahre 1959 (nach Messungen der Luniks) die galaktische Komponente der kosmischen Strahlung um 50 bis 70 Prozent zugenommen hat.

Das interplanetare Magnetfeld zeigte eine relativ konstante



**Bahn von Mars 1 (schematisch)**

Feldstärke, die nur im Bereich zwischen 4 und 12 Gamma schwankte.

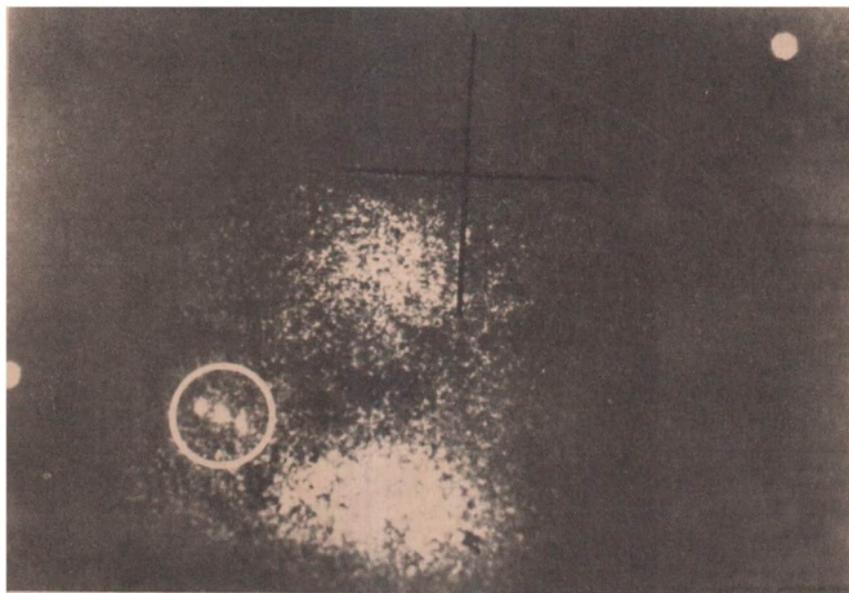
Man stellte fest, daß die Häufigkeit von Mikrometeoriten im erdnahen kosmischen Raum bedeutend größer ist als im interplanetaren Raum. Damit wird auch die Hypothese, daß unsere Erde neben der großen Plasmawolke noch von einer sogenannten „Staubwolke“ umgeben ist, bestätigt.

Nach dem 21. März 1963 gelang es nicht mehr, mit Mars 1 Funkverbindung herzustellen. Die Analyse der durch Fernmessung übertragenen Informationen ergab, daß das Orientierungssystem der Station gestört war.

Am 11. Juni 1963 hatte sich Mars 1 unserem Nachbarplaneten am meisten genähert. An diesem Tage war der Mars  $247 \cdot 10^6$  km von der Erde entfernt.

#### **Die wichtigsten Angaben über MARS 1 (1962 Beta Ny 1):**

Gestartet am 1. 11. 1962 vom Trägersatelliten 1962 Beta Ny 2 – Form siehe Bilder auf Seite 167 und 168, Körperdurchmesser 1,1 m, Höhe 3,3 m, Gesamtbreite 4,0 m; Masse 893,5 kg – Bahndaten unbekannt – letzte Funksignale am 21. 3. 1963 aus 106 Millionen km Entfernung. Kreist noch (Lebensdauer unbegrenzt)



## LUNA 4 (UdSSR)

Am 2. April 1963 startete die UdSSR eine weitere kosmische Rakete (Mondsonde) mit der Bezeichnung Luna 4.

Während die ersten drei sowjetischen Mondsonden (Lunik 1 bis 3) von der Erde aus gestartet wurden, begann Luna 4 ihren Flug zum Mond aus einer Parkbahn. Die letzte Raketenstufe (1963-08 C) mit der automatischen Station (1963-08 A) erreichte eine Satellitenbahn um die Erde. Als Flughöhe für diese Satellitenbahn wurden ungefähr 200 bis 250 km gewählt.

Nimmt man als Startort der Trägerrakete das sowjetische Raketenstartzentrum Baikonur an und rechnet man mit einer Umlaufzeit auf der Satellitenbahn von rund 88 Minuten, so kommt man zu dem Ergebnis, daß die Trägerrakete, die Luna 4 in die Parkbahn brachte, gegen 10<sup>h</sup>45<sup>m</sup> MEZ gezündet wurde. In der Satellitenbahn hätte dann die Station mit der letzten Raketenstufe nicht ganz einen Umlauf ausgeführt und wäre etwa über Ägypten oder dem östlichen Teil des Mittelmeeres gestartet.

Während des Fluges zum Mond veröffentlichte die sowje-

tische Nachrichtenagentur TASS mehrmals Positionsangaben. Nach diesen Angaben läßt sich errechnen, daß die Brennschlußgeschwindigkeit der letzten Raketenstufe um etwa 87 m/s unterhalb der zweiten astronautischen Geschwindigkeit gelegen haben muß. Nimmt man als Höhe des Brennschlußpunktes 200 km über der mittleren Erdoberfläche an, so errechnet sich nach den gegebenen Positionen für die elliptische Flugbahn eine halbe große Achse von 280 000 km. Die Neigung dieser ursprünglichen Ellipsenbahn gegen den Himmelsäquator betrug rund 60°.

Am 5. April, 16<sup>h</sup>00<sup>m</sup> MEZ, befand sich Luna 4 noch rund einen Monddurchmesser nördlich der Mondbahn, bewegte sich dann durch die Ebene der Mondbahn hindurch und erreichte die größte Mondannäherung südlich der Mondbahnebene. Wie aus der TASS-Meldung vom 6. April 1963 hervorgeht, erfolgte die Annäherung um 2<sup>h</sup>24<sup>m</sup> MEZ. Der geringste Abstand von der Mondoberfläche betrug 8500 km. Der TASS-Meldung ist weiter zu entnehmen, daß Luna 4 nunmehr vorläufig eine Satellitenbahn um die Erde beschreibt, deren erdfernster Punkt 700 000 km und deren erdnächster Punkt 90 000 km Abstand von der Erde hat. Die Umlaufzeit beim ersten Erdumlauf dauerte auf dieser Bahn etwa 30,7 Tage. Durch den Einfluß von Sonne und Mond werden Apogäum und Perigäum dauernd angehoben. Das wird schließlich dazu führen, daß Luna 4 die Wirkungssphäre der Erdgravitation, die einen Radius von rund 1 000 000 km hat, verläßt, und in die Wirkungssphäre der Sonnengravitation eindringt. Damit wird Luna 4 in eine Planetenbahn um die Sonne gelangen. Das ist vermutlich Ende des Jahres 1963 erfolgt.

Das Bemerkenswerteste bei Luna 4 ist die außerordentlich hohe Masse, die mit 1422 kg das Drei- bis Vierfache der ersten drei sowjetischen Mondsonden ausmacht.

Wie TASS meldete, arbeiteten Apparaturen und Meßinstrumente der automatischen Station einwandfrei. Mit der Station wurde Funkverbindung auf der Frequenz 183,6 MHz bis einige Tage nach Passieren des Mondes aufrechterhalten. Der Druck und die Temperatur innerhalb der Sonde blieben in den vorgesehenen Grenzen.

Die Flugbahn von Luna 4 wurde auf funktechnischem Wege vermessen. Wie schon bei Mars 1 setzte man wiederum das 2,6-m-Spiegelteleskop des Observatoriums auf der Krim zu optischen Bahnvermessungen ein. Dabei wurden sogenannte Bildwandler benutzt, die das optische Bild auf elektronischem Wege verstärken und mit Belichtungszeiten von wenigen Se-

kunden Dauer auskommen. Das entspricht einer Senkung der Belichtungszeit auf den hundertsten Teil. Jedes Bild wurde dreimal mit je 10 Sekunden Abstand belichtet. Bei Aufnahmen, die am 3. April gemacht wurden, betrug die Sternhelligkeit der Sonde 14,5'. Es gelang, Luna 4 bis zu einem Abstand von 140 000 km von der Erde optisch zu verfolgen (siehe Bild auf Seite 172).

Aus den Berichten über die optische Bahnverfolgung geht hervor, daß zur Zeit der Beobachtung sehr ungünstige Wetterverhältnisse herrschten. Die Luftunruhe war außerordentlich stark. Eine Wolkendecke über dem Observatorium wurde durch Flugzeuge wahrscheinlich auf chemischem Wege beeinflußt. Es gelang, jeweils für die Zeit der Aufnahmen über dem Observatorium künstlich eine Wolkenlücke zu erzeugen.

#### **Die wichtigsten Angaben über LUNA 4 (1963-08 A):**

Gestartet am 2. 4. 1963 vom Trägersatelliten 1963-08 C – Masse 1422 kg – vorläufige Bahndaten: Perigäum 90000 km, Apogäum 700000 km; Umlaufzeit 30<sup>d</sup>,7. Kreist noch (Lebensdauer unbegrenzt)

## SONDE 1 (UdSSR)

Am 2. April 1964 startete die Sowjetunion einen neuen interplanetaren Raumflugkörper. Bei seinem Start wurde die schon seit längerer Zeit bewährte Methode, eine Parkbahn zu benutzen, angewandt. Aus dieser Parkbahn, die der Bahn eines künstlichen Erdsatelliten in etwa 200 km Höhe entsprach, erfolgte dann mit Hilfe einer noch mit dem eigentlichen Raumflugkörper verbundenen Rakete der Start von Sonde 1 in den interplanetaren Raum beziehungsweise ihre Beschleunigung auf eine Geschwindigkeit, die etwas höher als die zweite astronautische Geschwindigkeit lag. Wie es in der ersten TASS-Meldung hieß, gelangte der neue interplanetare Raumflugkörper nach dem Verlassen der Parkbahn auf eine Planetenbahn, die der berechneten sehr nahe kam.

Als Hauptaufgabe von Sonde 1 wurde die Untersuchung des interplanetaren Raums genannt. Es ist anzunehmen, daß der Start u. a. im Rahmen des wissenschaftlichen Programms für die Untersuchungen in den Jahren der ruhigen Sonne erfolgte. Die in diesem Zeitraum sehr geringe Aktivität der Sonne führt dazu, daß die normalen, von der Sonne unbeeinflussten Vorgänge im interplanetaren Raum nur sehr wenig verändert werden. Zur Zeit höherer Sonnentätigkeit finden sehr wahrscheinlich durch die bei Sonneneruptionen entstehenden Partikelströme im interplanetaren Strahlungsfeld stärkere Veränderungen statt. Sie betreffen sowohl das Auftreten verstärkter Strahlen als auch die Gasdichte des interplanetaren Mediums und das interplanetare Magnetfeld.

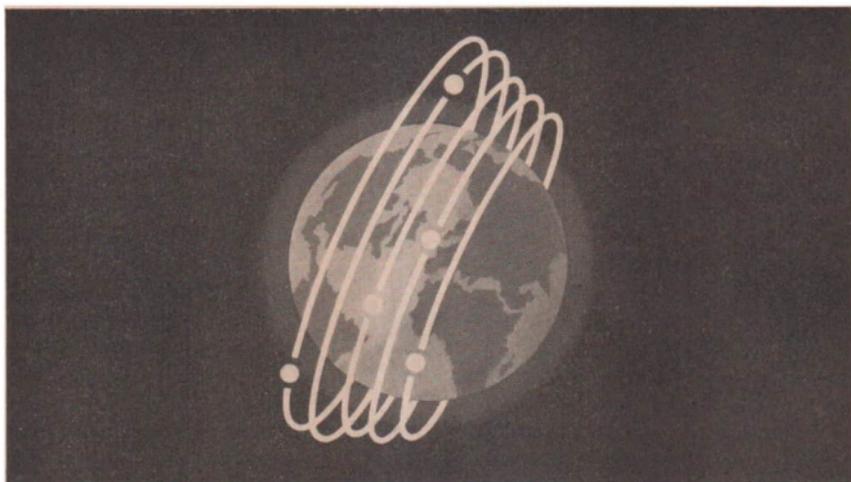
Nach dem Start von Sonde 1 aus der Parkbahn wurde zweimal eine Korrektur ihrer Flugbahn von der Befehlsstelle auf der Erde aus vorgenommen. Die zweite Korrektur erfolgte, als sich die Sonde schon in einer Entfernung von 13 Millionen Kilometern von der Erde befand. Nach den bisherigen Meldungen bestand mehrmals in regelmäßigen Abständen Funkkontakt mit der Sonde 1. Wie aus diesen Meldungen ebenfalls hervorging, arbeiteten die Meßinstrumente und alle Bordsysteme einwandfrei.

### Die wichtigsten Angaben über SONDE 1 (1964-16 B):

Gestartet am 2. 4. 1964 vom Trägersatelliten 1964-16 A – Form, Abmessungen und Massen unbekannt – Bahndaten (errechnet): Bahnneigung gegen die Ekliptik  $4^{\circ},7$ ; Perihel etwa 98 Millionen km, Aphel etwa 150 Millionen km; Umlaufzeit um die Sonne etwa 274<sup>d</sup>. Kreist noch (Lebensdauer unbegrenzt)

## **Raumschiffe**

Unbemannte sowjetische RAUMSCHIFFE · WOSTOK 1 · WOSTOK 2 · Projekt MERCURY · Little-Joe-Tests · MERCURY-Redstone · MERCURY-Atlas · WOSTOK 3 und WOSTOK 4 · WOSTOK 5 und WOSTOK 6 · PROJEKT GEMINI · PROJEKT APOLLO



## TESTRAUMSCHIFFE (UdSSR)

Die Starts der 5 unbemannten sowjetischen Testraumschiffe leiteten einen neuen Abschnitt in der Raumfahrtforschung ein: die unmittelbare Vorbereitung des ersten Raumfluges eines Menschen. Ihnen waren Großversuche mit leistungsstarken Interkontinentalraketen vorausgegangen, die über Entfernungen von 12 000 km in ein Zielgebiet im Pazifik geschossen worden waren.

Die Versuche mit ballistischen Raketen, die gleichzeitig als Trägerraketen künftiger kosmischer Flugkörper ausgelegt waren und deren Nutzlast durch Attrappen der letzten Stufe ersetzt worden war, verliefen erfolgreich. Die maximale Abweichung vom vorgesehenen Aufschlagpunkt betrug anfangs 1 bis 2 km, später nur noch 0,5 km – das entspricht etwa 0,004 Prozent der Flugstrecke. Diese Zielgenauigkeit ließ auf eine weitere Vervollkommnung der Lenk- und Steuerungstechnik schließen.

Das war die Voraussetzung für weitere Versuche, die die sichere Rückführung eines Raumflugkörpers von einer Satellitenbahn zum Ziel hatten und mit dem Start des Raumschiffs 1 eingeleitet wurden. Das Bild oben zeigt schematisch die Bahnlagen der unbemannten sowjetischen Raumschiffe 1 bis 5.

## **RAUMSCHIFF 1 (UdSSR)**

Raumerschiff 1 (1960 Epsilon) wurde am 15. Mai 1960 vom Kosmodrom Baikonur gestartet. Es hatte ohne die letzte Stufe der Trägerrakete eine Masse von 4540 kg. Seine Hauptaufgabe bestand in der Erprobung einer Weltraumkabine, die die Lebensbedingungen künftiger Kosmonauten sichern konnte. Außerdem sollte die Funktionssicherheit der Lenk- und Steuermechanismen sowie der funktechnischen Anlagen getestet werden. Schließlich war vorgesehen, die Kabine vom Raumschiff zu trennen und in die dichteren Schichten der Erdatmosphäre zurückzuführen, wo beide Teile verglühen sollten. Eine Landung war damals noch nicht durchführbar. Der Start verlief erfolgreich, und das Raumschiff erreichte eine kreisähnliche Bahn. Am 19. Mai, 4<sup>h</sup>52<sup>m</sup> MEZ, wurde auf ein Codesignal der Bodenstation hin die Kabine vom Geräteteil getrennt. Infolge einer Störung im Stabilisierungssystem war jedoch der Flugkörper zu diesem Zeitpunkt nicht richtig orientiert, so daß die Kabine einen zusätzlichen Impuls erhielt, der sie auf eine nicht vorgesehene Bahn brachte. Sie flog auf einer elliptischen Bahn weiter, bis sie nach 1017 Erdumkreisungen am 17. Juli 1960 in den dichteren Schichten der Erdatmosphäre verglühte.

Der Flug des Raumschiffs 1 brachte viele äußerst wichtige Erkenntnisse. So wurde experimentell bestätigt, daß es möglich ist, einen fast 5 t schweren Raumflugkörper mit großer Genauigkeit auf eine Erdumlaufbahn zu bringen und während eines mehrtägigen Fluges sicher automatisch zu steuern. Der Flug des Raumschiffs 1 bestätigte also die Richtigkeit der Konstruktion und lieferte wertvolle Erkenntnisse für weitere Unternehmen mit zunächst noch unbemannten Raumschiffen.

### **Die wichtigsten Angaben über RAUMSCHIFF 1 (1960 Epsilon):**

Gestartet am 15. 5. 1960 vom Kosmodrom Baikonur – Masse 4540 kg – Anfangsbahndaten: Bahnneigung 64°,9; Perigäum 312 km, Apogäum 369 km; Umlaufzeit 91<sup>m</sup>,2. Bahndaten nach dem Manöver: Bahnneigung 64°,9; Perigäum 307 km, Apogäum 690 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,27 – letzte Funksignale am 8. 7. 1960. Lebensdauer 844 Tage; verglüht am 22. 8. 1962. Die Kabine (1960 Epsilon 2) verglühte nach 63 Tagen am 17. 7. 1960

## RAUMSCHIFF 2 (UdSSR)

Am 19. August 1960 startete vom Kosmodrom Baikonur das 4600 kg schwere Raumschiff 2 (1960 Lambda). Seine Aufgaben waren gegenüber dem Raumschiff 1 beträchtlich erweitert worden. Im wesentlichen bestanden sie aus der Erprobung der Systeme, die die sichere Rückführung der Kabine gewährleisten sollten, und in der Untersuchung der kosmischen Strahlung (besonders der Primärkomponente) und ihres Einflusses auf den Organismus von Lebewesen. Ferner standen umfangreiche Untersuchungen der Kurzwellen-, der Ultraviolett- und der Röntgenstrahlung der Sonne auf dem Programm.

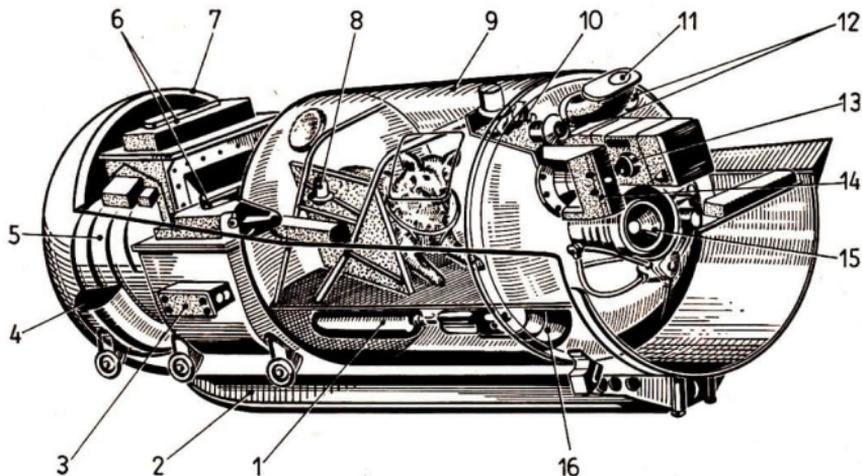
An Bord des Raumschiffs befand sich deshalb eine äußerst vielseitige wissenschaftliche Ausrüstung. In einer hermetisch abgeschlossenen Kapsel waren die beiden Hunde „Bjelka“ und „Strjelka“, vierzig Mäuse, zwei Ratten und eine große Zahl kleinerer Versuchstiere, darunter mehrere hundert Insekten, untergebracht, ferner zwei Gefäße mit Tradeskantia-pflanzen, Samen von Zwiebeln, Mais, Koriander sowie Chlorellaalgen und eine große Zahl verschiedener Bakterien und Bakteriophagen.

Zur Meßausrüstung gehörten unter anderem vier verschiedene Instrumentengruppen für die Untersuchung der kosmischen Strahlung, sechs Meßgeräte für die solare Röntgen- und Ultraviolettstrahlung und ebenso viele für die Untersuchung der weichen Röntgenstrahlung der Korona in der Nähe des Sonnenrandes.

Eine Fernmeß- und Datenübertragungsanlage, zu der auch eine Fernsehkamera gehörte, übermittelte über die Bord-sender mit den Frequenzen 19,995 und 183,6 MHz ständig Meßwerte zu den Bodenstationen. In Verbindung mit den Fernsehbildern ließ sich daraus unter anderem auch das Verhalten der Versuchstiere kontrollieren.

Die Energieversorgung für die zahlreichen Meßgeräte, die Sende- und Empfangsanlagen, die Systeme zur Aufrechterhaltung der Lebensfunktionen der Versuchstiere sowie für die Steuerungs- und Orientierungssysteme wurde von chemischen Stromquellen und großflächigen Solarbatterien übernommen.

Nach Abschluß des intensiven Forschungsprogramms wurde während des achtzehnten Erdumflugs auf ein Funkkommando vom Boden aus die Rückkehr eingeleitet. Die Kabine trennte sich vom Geräteteil und gelangte auf die vorgesehene Rück-



**Druckbehälter von Raumschiff 2 (1960 Lambda).** 1 – Luftversorgungssystem, 2 – Katapultiermechanismus, 3 – Funkortungsgerät, 4 – Heizbatterie, 5 – chemische Batterie zur Stromversorgung, 6 – Apparatebehälter, 7 – Wandung des Druckbehälters, 8 – Bewegungsauslöser, 9 – Behälter für Versuchstier, 10 – Mikrophon, 11 – Antenne des Funkortungsgerätes, 12 – Ventile, 13 – Fernsehkamera, 14 – Spiegel, 15 – Ventilation, 16 – Fütterungsautomat

kehrbahn. In 8 km Höhe wurde die Kapsel mit den Versuchstieren aus der Raumschiffkabine hinauskatapultiert. Sie landete ebenso wohlbehalten wie die Kabine.

Mit der Landung des Raumschiffs 2 wurde die sichere Rückführung kosmischer Flugkörper zur Erde erstmals praktisch erprobt. Eine der Hauptvoraussetzungen für den bemannten Raumflug war damit geschaffen.

#### **Die wichtigsten Angaben über RAUMSCHIFF 2 (1960 Lambda):**

Gestartet am 19. 8. 1960 vom Kosmodrom Baikonur – Masse 4600 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,95; Perigäum 306 km, Apogäum 339 km; Umlaufzeit 90m,72. Nach 17,5 Erdumkreisungen am 20. 8. 1960 gelandet

## RAUMSCHIFF 3 (UdSSR)

Raumschiff 3 (1960 Rho) wurde am 1. Dezember 1960 vom Kosmodrom Baikonur gestartet. Seine Masse betrug ohne die letzte Stufe der Trägerrakete 4563 kg. Seine Aufgabe bestand darin, die mit dem Flug von Raumschiff 2 gewonnenen Erkenntnisse zu erhärten. Auch diesmal wurden zwei Hunde, „Ptscholka“ und „Muschka“, Ratten, Mäuse, Insekten, Pflanzen und andere biologische Objekte in einer Kapsel mitgeführt. Die Ausrüstung mit Meßgeräten und Übertragungsanlagen entsprach ebenfalls der des zweiten Raumschiffs, jedoch waren die Meßinstrumente, speziell die zur Untersuchung der solaren Kurzwellenstrahlung, wesentlich verbessert worden. Sie wurden unter anderem durch eine automatische Anlage ständig auf die Sonne ausgerichtet.

Im Gegensatz zu den bisher gestarteten Raumschiffen, die kreisähnliche Bahnen beschrieben, wurde bei diesem Experiment erstmals versucht, einen Raumflugkörper von einer elliptischen Bahn zurückzuführen. Das ist bedeutend schwieriger als die Rückführung von einer kreisähnlichen Bahn, da nach dem 2. Keplerschen Gesetz die Geschwindigkeit in jedem Punkt einer Ellipsenbahn einen anderen Wert hat und demzufolge auch ein außerordentlich genau bemessener Impuls notwendig ist, das Raumschiff von einem bestimmten Punkt der Bahn abzurufen. Offensichtlich war der der Kabine von Raumschiff 3 während der achtzehnten Erdumkreisung erteilte Steuerimpuls nicht richtig dimensioniert, so daß die Kabine beim Eindringen in die dichteren Schichten der Atmosphäre auf eine nicht vorgesehene Bahn geriet und durch die starke thermodynamische Aufheizung verglühte.

Wenn auch die Rückführung nicht gelang, so war damit keinesfalls der gesamte Versuch gescheitert; denn die Landung war nur ein Programmpunkt von vielen.

Die physiologischen Daten der Versuchstiere wurden auf telemetrischem Wege zu den Bodenstationen übertragen, und auch das Programm zur Untersuchung des kosmischen Raumes durch die bereits beim Raumschiff 2 beschriebenen Meßgeräte konnte vollständig durchgeführt werden.

### Die wichtigsten Angaben über RAUMSCHIFF 3 (1960 Rho):

Gestartet am 1. 12. 1960 vom Kosmodrom Baikonur – Masse 4563 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,97; Perigäum 187,3 km, Apogäum 265 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,6. Nach 17 Erdumkreisungen am 2. 12. 1960 verglüht

## **RAUMSCHIFF 4 (UdSSR)**

Raumschiff 4 (1961 Theta) startete am 9. März 1961 vom Kosmodrom Baikonur. Der 4700 kg schwere Flugkörper diente bereits unmittelbar der Vorbereitung des ersten bemannten Raumfluges, der eine Erdumkreisung vorsah. Deshalb wurde für das Raumschiff eine Bahn gewählt, deren Höhe im Perigäum bedeutend niedriger lag als bei den bisher gestarteten unbemannten Raumschiffen.

Die Kabine des Raumschiffs 4 glich etwa der von Wostok 1. Im Katapultsitz, der bei den späteren Wostok-Raumschiffen den Kosmonauten aufnahm, war eine Puppe in menschlicher Größe angeschnallt. Ein Spezialbehälter, wie er bereits bei den vorausgegangenen Starts unbemannter Raumschiffe verwendet worden war, enthielt wiederum einen Hund, „Tschernuschka“, mehrere braune und weiße Mäuse, Meerschweinchen, Hamster sowie zahlreiche kleinere Tiere, Insekten, Pflanzen und andere biologische Objekte. Eine Fernsehkamera beobachtete das Verhalten des Hundes. Die Bilder wurden ebenso wie die Meßwerte der wichtigsten Körperfunktionen durch ein telemetrisches System zur Erde übertragen. Ferner befanden sich an Bord ein Funksystem für die Bahnvermessung und eine Apparatur für die Funksprech- und Telegrafieverbindung zwischen Raumschiff und Bodenstationen. Selbstverständlich waren auch alle Systemevorhanden, die der Aufrechterhaltung der normalen Lebenstätigkeit eines Menschen und damit auch der Versuchstiere dienen.

Die Hauptaufgabe dieses Fluges bestand darin, zu beweisen, daß die sichere Rückführung eines Raumschiffs von einer elliptischen Bahn möglich ist. Sie wurde voll und ganz erfüllt. Nach einer Erdumkreisung landete das Raumschiff mit den Versuchstieren unbeschädigt im vorgesehenen Raum. Mit diesem Flug war die schwierigste Aufgabe der Vorbereitung des bemannten Raumfluges praktisch gelöst.

### **Die wichtigsten Angaben über RAUMSCHIFF 4 (1961 Theta):**

Gestartet am 9. 3. 1961 vom Kosmodrom Baikonur – Masse 4700 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,93; Perigäum 183,5 km, Apogäum 248,8 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,59. Nach einer Erdumkreisung am 9. 3. 1961 gelandet

## RAUMSCHIFF 5 (UdSSR)

Am 25. März 1961 erfolgte mit dem Raumschiff 5 (1961 Iota) vom Kosmodrom Baikonur der letzte Kontrollstart eines unbemannten Raumschiffs vor dem ersten Raumflug eines Menschen.

Bahnelemente und Ausrüstung dieses Flugkörpers, der eine Masse von 4695 kg hatte, waren praktisch die gleichen wie beim Raumschiff 4. Auch diesmal befanden sich in der Kabine eine „Kosmonautenpuppe“ und der bereits bekannte Spezialbehälter mit den Versuchstieren. Zu ihnen gehörte die Hündin „Swjosdotschka“. Eine Fernsehanlage beobachtete das Verhalten des Tieres, und die wichtigsten Lebensfunktionen wurden auf telemetrischem Wege an die Bodenstationen übermittelt.

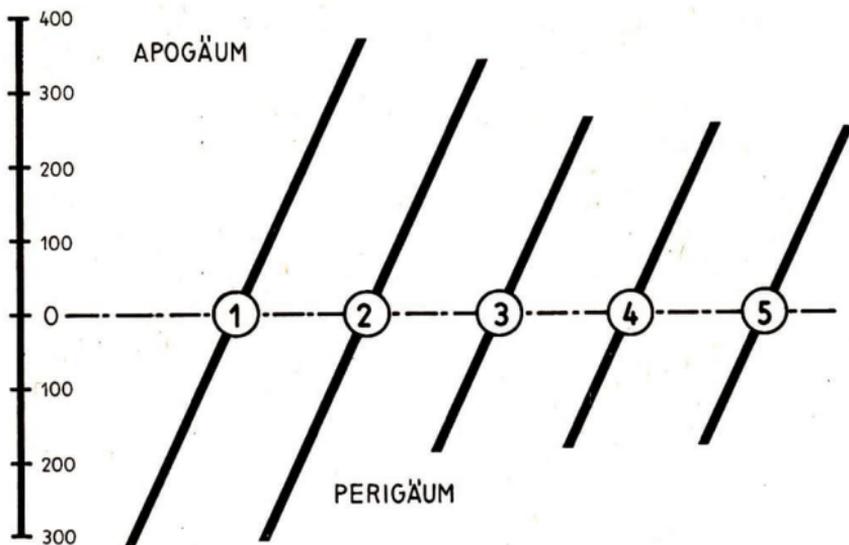
Zu den weiteren Geräten gehörten wiederum ein Funksystem für die Bahnvermessung und die Bahnkontrolle, eine Anlage für die Funkverbindung mit den Bodenstationen und eine Apparatur zur Sicherung der Lebensfunktionen innerhalb der Raumschiffkabine. Sämtliche Geräte arbeiteten während des Fluges einwandfrei.

Nach einer Erdumkreisung wurde Raumschiff 5 durch Funkkommando von seiner Umlaufbahn abgerufen und landete nach einer Flugdauer von rund 110 Minuten im vorgesehenen Raum.

### Die wichtigsten Angaben über RAUMSCHIFF 5 (1961 Iota):

Gestartet am 25. 3. 1961 vom Kosmodrom Baikonur – Masse 4695 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,90; Perigäum 178,1 km, Apogäum 247,0 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,42. Nach einer Erdumkreisung am 25. 3. 1961 gelandet

Die Auswertung der Flüge der 5 unbemannten Raumschiffe brachte viele interessante Ergebnisse und wichtige Erkenntnisse. Sie bestätigten die Annahme, daß sich Raumflugkörper in Bahnen zwischen 180 und 350 km um die Erde bewegen können, ohne daß der lebende Organismus geschädigt wird. Den Beweis dafür lieferte die Hündin „Strjelka“, die mit dem zweiten Raumschiff die Erde siebzehnmals umflogen hatte: Ihre Nachkommenschaft aus dem Wurf vom 30. November 1960 entwickelte sich völlig normal.

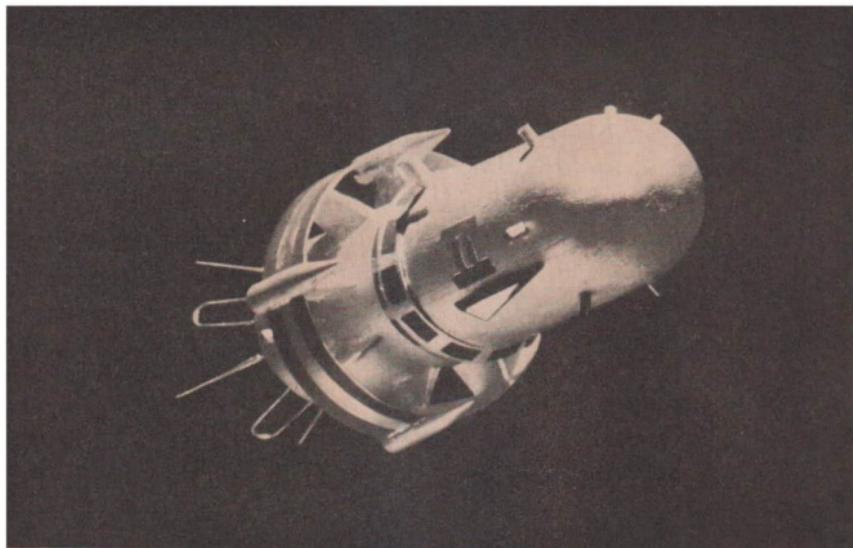


Schematische Darstellung der Bahnhöhen der fünf unbemannten sowjetischen Raumschiffe

Veränderungen ließen sich nur bei niederen Organismen nachweisen. So keimten beispielsweise die trockenen Zwiebelsamen, die nach dem Flug im zweiten unbemannten Raumschiff auf der Erde ausgesät wurden, bedeutend rascher als die Kontrollsamens. Die Untersuchung eines radiumempfindlichen Stammes eines Strahlenpilzes dagegen ergab nach dem Flug eine um das Zwölfwache verminderte Lebensfähigkeit.

Das wichtigste Ergebnis war jedoch die Erkenntnis, daß die Konstruktion der Raumschiffe allen Anforderungen eines kosmischen Fluges genügt und daß die sichere Rückführung schwerer Raumschiffe von elliptischen Bahnen – dem Normalfall bemannter Flüge um die Erde – technisch durchführbar ist.

So wurden von den sowjetischen Wissenschaftlern und Technikern planmäßig und zielstrebig die verschiedenen technischen und physiologischen Probleme des bemannten Raumfluges am unbemannten Objekt untersucht und alle für seine Durchführung erforderlichen Systeme und Apparaturen gründlich erprobt. Diese systematische Arbeit führte dann schließlich zu den aufsehenerregenden Raumflügen der sowjetischen Kosmonauten.



## WOSTOK 1 (UdSSR)

Am 12. April 1961, 7<sup>h</sup>07<sup>m</sup> MEZ, startete vom Kosmodrom Baikonur das erste bemannte Weltraumschiff zu einem Flug auf erdnahe Umlaufbahn. An Bord des 4725 kg schweren Raumschiffs mit dem Namen Wostok 1 befand sich der siebenundzwanzigjährige sowjetische Fliegermajor Juri Alexejewitsch Gagarin – der erste Kosmonaut der Welt.

Das war der Beginn einer neuen Etappe in der Raumfahrtforschung. Sie war durch die Starts der 5 unbemannten sowjetischen Raumschiffe unmittelbar vorbereitet worden. Das Flugprogramm sah vor, die Erde einmal zu umkreisen und dann zu landen.

Major Gagarin startete mit Wostok 1 in nordöstlicher Richtung. Das Raumschiff gelangte auf die vorgesehene Bahn, umrundete den Erdball und landete nach einer Flugzeit von 1<sup>h</sup>48<sup>m</sup> genau am vorausberechneten Ort im Gebiet Saratow.

Die wichtigsten Phasen dieses historischen Fluges seien hier noch einmal zusammengefaßt (Uhrzeiten in MEZ):

7<sup>h</sup>07<sup>m</sup>: Start vom Kosmodrom Baikonur nordöstlich des Aral-Sees (geographische Koordinaten: 66°,3 östlicher Länge, 47°,8 nördlicher Breite)



**Juri Alexejewitsch Gagarin**

7<sup>h</sup>12<sup>m</sup>: Brennschluß der letzten Stufe der Trägerrakete

7<sup>h</sup>22<sup>m</sup>: Kamtschatka wird überflogen; das Raumschiff tritt in den Erdschatten ein. Gagarin meldet den Bodenstationen: „Der Flug verläuft normal; ich fühle mich wohl.“

7<sup>h</sup>35<sup>m</sup>: Die Hawaii-Inseln werden überflogen

7<sup>h</sup>51<sup>m</sup>: Das Raumschiff tritt über Kap Hoorn wieder aus dem Erdschatten aus

8<sup>h</sup>00<sup>m</sup>: Afrika ist erreicht. Gagarin meldet: „Der Flug verläuft weiterhin normal; den Zustand der Schwerelosigkeit ertrage ich gut.“

8<sup>h</sup>15<sup>m</sup>: Das automatische Orientierungssystem zur Lagestabilisierung des Raumschiffs tritt in Funktion

8<sup>h</sup>25<sup>m</sup>: Ein Funkkommando der Bodenstation setzt die Bremstriebwerke in Tätigkeit

8<sup>h</sup>35<sup>m</sup>: Das Raumschiff tritt in die dichteren Schichten der Erdatmosphäre ein

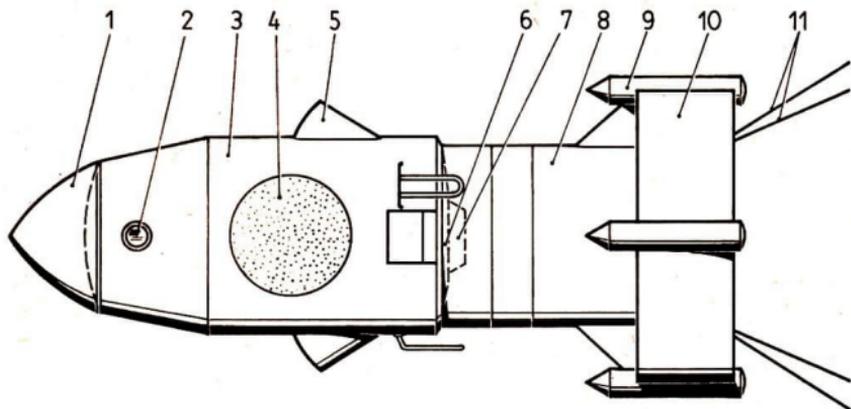
8<sup>h</sup>55<sup>m</sup>: Landung bei Smelowka (Rayon Ternowo) südwestlich der Stadt Engels im Gebiet Saratow (geographische Koordinaten: 46°,6 östlicher Länge, 51°,3 nördlicher Breite)

Während des gesamten Fluges bestand zwischen dem Kosmonauten und den Bodenstationen zweiseitige Sprechfunk- und Telegrafieverbindung über die Frequenzen 9,019, 20,006 und 143,625 MHz. Gagarin wurde ständig von zwei Fernsehkameras beobachtet. Die Bilder wurden ebenso wie die zahlreichen Kontrolldaten der Lebensfunktionen des Kosmonauten zu den Bodenstationen übermittelt.

Wie die Auswertung des Fluges zeigte, überstand Gagarin das Experiment ohne irgendwelche Schädigungen. Er fühlte sich wohl, konnte das volle Versuchsprogramm absolvieren und erbrachte den Beweis, daß der Mensch den Aufenthalt im Kosmos durchaus ertragen kann.

#### **Die wichtigsten Angaben über WOSTOK 1 (1961 My):**

Gestartet am 12. 4. 1961, 7<sup>h</sup>07<sup>m</sup> MEZ, mit Kosmonaut Juri Alexejewitsch Gagarin vom Kosmodrom Baikonur – Zylinder mit Nasenkonus, Durchmesser etwa 2,65 m, Länge etwa 10 m; Masse 4725 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,95; Perigäum 181 km, Apogäum 327 km; Umlaufzeit 89<sup>m</sup>,1 – 1 Erdumkreisung; Flugdauer 1<sup>h</sup>48<sup>m</sup>; Flugstrecke etwa 41000 km. Gelandet am 12. 4. 1961 8<sup>h</sup>55<sup>m</sup> MEZ



**Aufbauschema der Wostok-Raumschiffe. 1 – Nasenkonus, 2 – Bullauge, 3 – Kabine, 4 – Ausstiegsluke, 5 – aerodynamische Bremsen, 6 – Hitzeschutzschild, 7 – Bremstriebwerk, 8 – Geräteteil, 9 – Korrekturtriebwerke, 10 – Ring, 11 – Antennen**

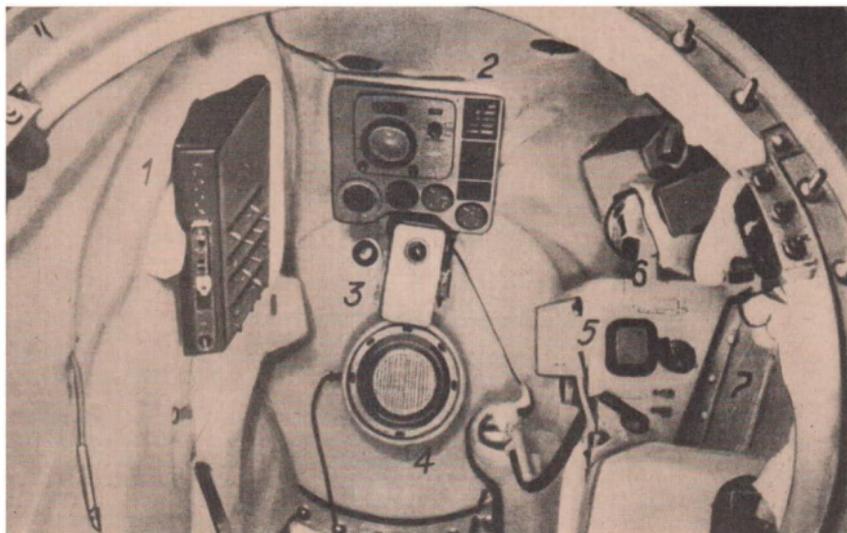
Das Raumschiff Wostok 1 hat die Form eines Zylinders mit Nasenkonus und einem ringförmigen Träger für vier kleine Raketentriebwerke. Es hat einen Körperdurchmesser von etwa 2,65 m und eine Länge von etwa 10 m. Seine Masse beträgt ohne die letzte Stufe der Trägerrakete 4725 kg.

Wostok 1 besteht aus zwei Hauptteilen: der geräumigen Pilotenkabine mit den Apparaturen zur Aufrechterhaltung der Lebensfunktionen des Kosmonauten und den Hand-Bedienanlagen sowie dem rückwärtigen Geräteteil mit den Anlagen, die während des Bahnfluges arbeiten. An der Außenhaut des Raumschiffs sind Steuerorgane, Orientierungselemente, die Jalousien der Temperaturregulierungsanlage und Antennen angebracht. Sie wurden beim Eintritt in die Umlaufbahn durch den Abwurf der Nasenverkleidung freigelegt.

Zur Ausrüstung von Wostok 1 gehörten unter anderem folgende Geräte und Instrumente, geordnet nach den verschiedenen Systemen:

**Steuerungs- und Kontrollsystem:** Steuerpult des Kosmonauten, Armaturen Brett mit Flugüberwachungs- und Navigationsinstrumenten, Orientierungssystem, Handsteuerung  
**Landesystem:** Bremstriebwerke, Sinkfallschirm für die Kabine, aerodynamische Bremsen, Schleudersitz des Kosmonauten

**Druckhalte- und Klimaanlage:** Luftregenerationsanlage, Druckregulierungssystem, Temperaturregulierungssystem



Kabine der Wostok 1. 1 – Bedienpult, 2 – Instrumentenbrett, 3 – Fernsehkamera, 4 – Sichtscheibe mit optischem Orientierungsgerät, 5 – Steuerhebel zur Lagestabilisierung, 6 – Funkempfänger, 7 – Nahrungsmittelbehälter

Meßwertübertragungssystem: Registriergeräte für die Funktion der Bordinstrumente und Apparaturen, Registriergeräte für die physiologischen Funktionen des Kosmonauten, Fernsehübertragungsanlage mit zwei Kameras, Meßwertfernübertragungsgeräte

Funksystem: Bordfunkapparatur, Sprechfunkanlage, Tonbandgerät

Stromversorgungsanlage: chemische Batterien.

Die Raumschiffkabine von Wostok 1 ist sehr geräumig. Sie enthält außer dem Katapultsitz des Kosmonauten alle Geräte, die die Lebensfunktionen des Raumfahrers sichern, das Handsteuerungs- und Kontrollsystem, die optische Orientierungsanlage, die Bedienanlage für die Funkgeräte und andere.

Die Kabinenwände sind mit einer wärmeisolierenden Schicht überzogen. Drei Bullaugen mit hitzeresistenten Scheiben aus organischem Glas ermöglichen dem Kosmonauten eine gute Sicht nach außen; sie können durch Jalousien abgedeckt werden. Zwei Luken mit absprenkbaren Deckeln sichern in jedem Falle ein schnelles Verlassen des Raumschiffs – sowohl wäh-

rend des Abstiegs als auch am Boden, ganz gleich, in welcher Lage die Kabine auch immer landen mag.

Die Druckhalte- und Klimaanlage sorgt automatisch für die Einhaltung der vorgegebenen Werte für Luftzusammensetzung, Luftdruck, Lufttemperatur und Luftfeuchtigkeit. Die Temperatur wurde zwischen  $+15$  und  $+22$  °C gehalten, die Luftfeuchtigkeit zwischen 30 und 70 Prozent. Die Anlage sorgte ferner dafür, daß der  $\text{CO}_2$ -Gehalt nicht über 1 Prozent anstieg; die Regenerierung der Luft erfolgte durch hochaktive chemische Verbindungen.

Sämtliche Anlagen hätten erforderlichenfalls etwa 10 Tage funktionsfähig bleiben können. Für diesen Zeitraum hatte der Kosmonaut auch Nahrungsmittelvorräte in der Kabine und in seinem Sitz. Während des Fluges trug Gagarin einen Raumanzug, der selbst bei raschem Druckabfall in der Kabine sein Leben und seine Arbeitsfähigkeit sicherte.

Nachdem das Flugprogramm erfüllt war, wurde das Raumschiff mit Hilfe des automatischen Orientierungssystems in die zur Zündung des Bremstriebwerkes erforderliche Lage gedreht. Diese Orientierung erfolgte durch optische, elektronische und gyroskopische Sensoren, deren Signale im Elektronikblock des Orientierungssystems in Impulse umgewandelt wurden und die die Lenk- und Steuerorgane betätigten.

Nach der Orientierung schaltete sich das Bremstriebwerk automatisch ein, und das Raumschiff gelangte auf die vorgesehene Rückkehrbahn. Hier wurde das Bremstriebwerk abgetrennt, und in etwa 4 km Höhe öffnete sich über der Kabine ein großer Fallschirm, an dem sie langsam zur Erde sank und mit etwa 5 m/s aufsetzte.

Gagarin hätte bei Versagen des automatischen Orientierungs- und Landesystems das Raumschiff selbst stabilisieren und die Bremsraketen zünden können. Sogar der Ausfall des Bremstriebwerkes hätte keine unmittelbare Gefahr bedeutet; das Raumschiff hätte die Erde dann noch 24 bis 36 Stunden umkreist und wäre dann infolge der tiefen Lage des Perigäums in den dichteren Schichten der Atmosphäre langsam abgebremst worden.

Alle Systeme funktionierten jedoch einwandfrei, und der erste Kosmonaut der Welt landete programmgemäß nach 108 Minuten Flugzeit, von der etwa 30 Minuten auf den Landevorgang entfielen, wohlbehalten am vorgesehenen Ort.



## **WOSTOK 2 (UdSSR)**

Am 6. August 1961 stieß der zweite Mensch in den Weltraum vor. Um 9<sup>h</sup>00<sup>m</sup> Moskauer Zeit (7<sup>h</sup>00<sup>m</sup> MEZ) startete vom Kosmodrom Baikonur das Weltraumschiff Wostok 2 mit dem sechszwanzigjährigen Major German Stepanowitsch Titow.

Im Gegensatz zum Raumflug Juri Gagarins sah das Flugprogramm German Titows vor, die Erde siebzehnmal zu umkreisen. Dementsprechend war auch das Arbeitsprogramm des Kosmonauten umfangreicher. Major Titow hatte das Arbeiten der Bordapparatur zu beobachten, die Handsteuerung zweimal zu erproben, die Erde, den Mond und die Sterne durch die Fenster der Kabine zu beobachten, Filmaufnahmen von der Erdoberfläche zu machen und neben der ständigen Funkverbindung mit den Bodenstationen beim Überfliegen des sowjetischen Territoriums zweimal stündlich Kurzwellenfunkverbindung mit der Erde aufzunehmen.

Hauptziel des Fluges war es, Klarheit darüber zu erlangen, ob sich ein längerer Aufenthalt im Kosmos im biologischen Sinne schädlich auf den Menschen auswirkt, besonders aber, ob und wie ein Kosmonaut die Schwerelosigkeit über einen längeren Zeitraum erträgt.

Der Raumflug Gagarins hatte gezeigt, daß dieser Zustand über rund eineinhalb Stunden ohne körperliche Schäden ausgehalten werden kann und das Wohlbefinden und die Arbeitsfähigkeit des Kosmonauten nicht beeinträchtigt. Beim Flug Titows wurde nun dieser Zeitraum auf mehr als einen Tag ausgedehnt. Dabei mußten das körperliche Befinden des Raumfahrers, seine Arbeitsfähigkeit, der Ablauf der wichtigsten Körperfunktionen und die Möglichkeiten der Nahrungsaufnahme und der Verdauung untersucht werden. Dazu dienten die Fernsehanlage, mit der der Raumfahrer ständig beobachtet werden konnte, die an seinem Körper angebrachten Meßelemente, die Sprechfunkanlage und die Ergebnisse bestimmter Testaufgaben, die Titow auszuführen hatte.

Bei diesem Flug kam ein weiteres erschwerendes Moment hinzu: Da sich der Kosmonaut mehr als 24 Stunden im Welt-raum befand, mußte er selbstverständlich auch eine bestimmte Zeit schlafen. Der normale Rhythmus von Tag und Nacht, wie wir ihn auf der Erde kennen, ist bei einem Raumflug auf der Satellitenbahn nicht gegeben. Titow befand sich bei seinem Flug während jeder Erdumkreisung etwa 37 Minuten im Erdschatten – es herrschte also „Nacht“. Während der restlichen 51 Umlaufminuten wurde Wostok 2 von der Sonne beleuchtet; für Titow war es dann „Tag“. Trotz dieses ungewohnten Rhythmus' mußte der Raumflieger aber eine gewisse Zeit tief und fest schlafen.

Noch in anderer Hinsicht waren die psychischen und physischen Belastungen größer als beim ersten Raumflug: Titow war mehr als 24 Stunden völlig allein in seiner Kabine, und es herrschte in den Pausen zwischen den Sprechfunkverbindungen absolute Stille. Die Wirkung dieses in erster Linie psychologischen Moments, das bei länger dauernden Raumflügen eine wesentliche Rolle spielen dürfte, mußte ebenfalls experimentell untersucht werden. Zwar war der längere Aufenthalt im schalltoten Raum während der Vorbereitung am Boden simuliert worden, doch genaue Aufschlüsse konnte erst die Praxis liefern.

Die Auswertung des Fluges bestätigte, daß diese Versuche voll geglückt sind. Das körperliche Befinden des Kosmonau-



**So sah German Titow die Erdoberfläche aus 200 km Höhe**

ten war während des gesamten Fluges normal. Auch die Schwankungen seiner Körperfunktionen, wie Herz-, Atemtätigkeit usw., lagen innerhalb normaler Grenzen. Nahrungsaufnahme und Verdauung brachten keine Komplikationen. Schwierigkeiten hatte Titow allerdings beim Einschlafen; der Schlaf selbst war tief und ruhig, und schließlich wachte der Raumfahrer sogar 37 Minuten später auf, als im Programm vorgesehen war (siehe Bild auf Seite 192).

German Titow bestätigte, daß er während des gesamten Fluges unvermindert arbeitsfähig gewesen sei. Lediglich der Zustand der Schwerelosigkeit hatte anfangs ein unangenehmes Gefühl ausgelöst, das jedoch nach dem Schlaf ver-

schwunden war. Dieses Unwohlsein ist auf eine Veränderung im Vestibularorgan seines Mittelohrs zurückzuführen. Auf der Pressekonferenz nach dem Flug erklärte Titow: „Ich fühle mich ausgezeichnet, ich habe keinerlei Veränderungen in meinem Organismus verspürt, fühle auch jetzt keine, und auch die Ärzte haben nichts Derartiges festgestellt.“  
Nachstehend die wichtigsten Daten des Fluges German Titows mit dem Raumschiff Wostok 2 (Uhrzeiten in MEZ):

6. August 1961

7<sup>h</sup>00<sup>m</sup>: Start vom Kosmodrom Baikonur

8<sup>h</sup>00<sup>m</sup>: German Titow übernimmt zum erstenmal die Handsteuerung

8<sup>h</sup>28<sup>m</sup>: Beginn der zweiten Erdumkreisung. Der Kosmonaut macht die ersten Filmaufnahmen von der Erde und meldet anschließend Nikita Sergejewitsch Chruschtschow: „Der Flug des sowjetischen Raumschiffs Wostok 2 verläuft erfolgreich; sämtliche Systeme des Raumschiffs arbeiten normal; mein Befinden ist gut.“

9<sup>h</sup>30<sup>m</sup>: Zweites Gespräch mit N. S. Chruschtschow

9<sup>h</sup>48<sup>m</sup>: Ende der zweiten Erdumkreisung

10<sup>h</sup>20<sup>m</sup>: Major Titow sendet eine Grußbotschaft an das Zentralkomitee der KPdSU, an die Sowjetregierung und an das Sowjetvolk

11<sup>h</sup>30<sup>m</sup>: Funkspruch Titows an die Bodenstation: „Ich habe zu Mittag gegessen; mein Befinden ist ausgezeichnet.“ Der Mahlzeit folgen nach einer einstündigen Ruhepause gymnastische Übungen. Danach übernimmt Titow zum zweitenmal die Handsteuerung von Wostok 2

13<sup>h</sup>07<sup>m</sup>: Meldung an die Bodenstationen: „An Bord alles in Ordnung; Befinden ausgezeichnet.“

14<sup>h</sup>31<sup>m</sup>: Titow meldet auf Befragen erneut: „Befinden ausgezeichnet; an Bord alles in Ordnung.“

14<sup>h</sup>48<sup>m</sup>: Meldung des Kosmonauten: „Alles in Ordnung; Kabinendruck konstant, Luftfeuchtigkeit 70 Prozent, Temperatur 20 Grad.“ Der Puls Titows beträgt nach telemetrischen Messungen zu dieser Zeit 80 bis 100 Schläge je Minute, die Atemfrequenz zwischen 20 und 28

14<sup>h</sup>55<sup>m</sup>: Juri Gagarin sendet German Titow einen Funkspruch: „Ich bin mit ganzem Herzen bei dir. Auf baldiges Wiedersehen!“

15<sup>h</sup>42<sup>m</sup>: Titow nimmt die Abendmahlzeit ein und steuert anschließend das Raumschiff zeitweilig selbst

16<sup>h</sup>15<sup>m</sup>: Wostok 2 befindet sich über Moskau. Titow funkt

zur Bodenstation: „Ich gehe jetzt schlafen. Ich bitte, den lieben Moskauern eine ruhige Nacht zu wünschen!“

16<sup>h</sup>30<sup>m</sup>: Beginn der vorgesehenen Ruhedes Kosmonauten bis 24<sup>h</sup>00<sup>m</sup>. Die aktive Funkverbindung mit dem Raumfahrer wird vorübergehend abgeschaltet

21<sup>h</sup>45<sup>m</sup>: Vollendung der zehnten Erdumkreisung

7. August 1961

0<sup>h</sup>37<sup>m</sup>: German Titow erwacht und nimmt sein Arbeitsprogramm wieder auf

3<sup>h</sup>45<sup>m</sup>: Der Kosmonaut nimmt sein Frühstück ein

4<sup>h</sup>00<sup>m</sup>: Beginn der fünfzehnten Erdumkreisung

6<sup>h</sup>20<sup>m</sup>: Vollendung der sechzehnten Erdumrundung. Wostok 2 hat fast 655 000 km zurückgelegt

8<sup>h</sup>18<sup>m</sup>: Landung im vorgesehenen Gebiet bei Krasny Kut, Gebiet Saratow

Das Raumschiff Wostok 2 hat den gleichen prinzipiellen Aufbau wie Wostok 1, ist aber nach den Erfahrungen, die beim Flug Gagarins gesammelt worden sind, und entsprechend der erweiterten Aufgabenstellung vervollkommen worden.

So hatte der Kosmonaut beispielsweise die Möglichkeit, zur Handsteuerung überzugehen, wie das auch im Flugprogramm vorgesehen war. Dabei handelte es sich um die Ausrichtung des Raumschiffs um seine Achsen und die Stabilisierung in einer bestimmten Lage.

Die Sprechfunkverbindung wurde auf den Frequenzen 15,765, 20,006 und 143,625 MHz abgewickelt. Ferner befand sich an Bord von Wostok 2 der Sender „Signal“ mit der Frequenz 19,995 MHz, der automatisch Signale ausstrahlte. In diesen waren Meßwerte über die Körperfunktionen des Kosmonauten enthalten, Informationen über das Funktionieren der Anlagen, die für die Aufrechterhaltung normaler Lebensbedingungen in der Kabine sorgten, Daten über Luftzusammensetzung, Luftdruck, Lufttemperatur, Luftfeuchtigkeit u. a.

Auch Titow befand sich in halbliegender Stellung in seinem Konturensessel, der als Schleudersitz ausgebildet war (siehe Bild auf Seite 197). Der Sessel enthielt neben dem Katapultiermechanismus und dem Fallschirmsystem ein Schlauchboot für eine unvorhergesehene Landung auf dem Wasser. Ferner befanden sich im Schleudersitz Sprechfunk-Sende- und -Empfangseinrichtungen sowie ein genügend großer Sauerstoffvorrat und Lebensmittelrationen,

Titow trug bei seinem Flug einen Raumanzug, dessen Wärmeisolierung und hermetischer Abschluß einen zwölfstündigen

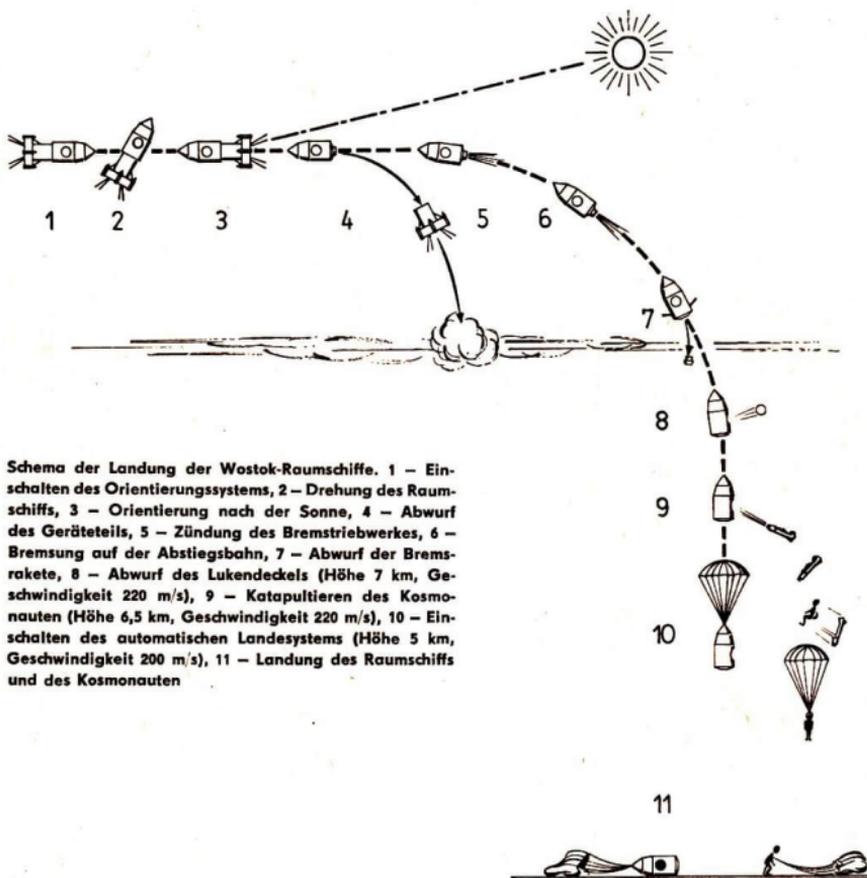


**Der Schleudersitz des Kosmonauten**

Aufenthalt in eiskaltem Wasser ermöglichten, ohne daß unangenehme physische Empfindungen entstanden wären. Ebenso wie Gagarin hätte auch Titow beim Auftreten irgendwelcher Schwierigkeiten das Raumschiff zu jedem gewünschten Zeitpunkt selbst zur Erdoberfläche zurückführen können. Die Landung konnte sowohl im Normalfall als auch bei Gefahr automatisch oder von Hand ausgeführt werden. Bei diesem Flug erfolgte sie automatisch (siehe Bild auf Seite 198). In etwa 7 km Höhe katapultierte sich German Titow aus der Kabine und landete unweit des Raumschiffs.

Daß die Landung von Wostok 2 in unmittelbarer Nähe des Landungsortes von Wostok 1 lag, macht deutlich, mit welcher hoher Präzision die vorgesehenen Bahnparameter eingehalten wurden.

Das Flugprogramm German Titows mit dem Raumschiff Wostok 2 wurde voll erfüllt. Die Ergebnisse lieferten den praktischen Beweis, daß der längere Aufenthalt eines Menschen im Kosmos keine Schäden im Organismus hinterläßt und

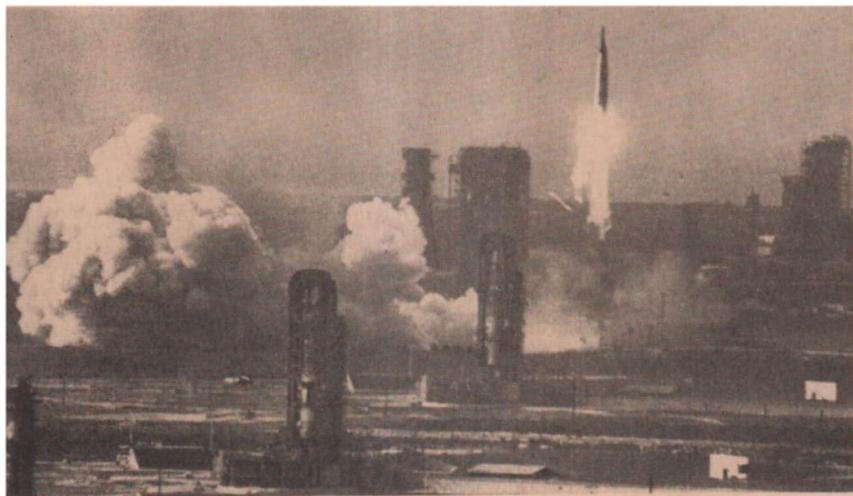


Schema der Landung der Wostok-Raumschiffe. 1 – Einschalten des Orientierungssystems, 2 – Drehung des Raumschiffs, 3 – Orientierung nach der Sonne, 4 – Abwurf des Geräteteils, 5 – Zündung des Bremstriebwerkes, 6 – Bremsung auf der Abstiegsbahn, 7 – Abwurf der Bremsrakete, 8 – Abwurf des Lukendeckels (Höhe 7 km, Geschwindigkeit 220 m/s), 9 – Katapultieren des Kosmonauten (Höhe 6,5 km, Geschwindigkeit 220 m/s), 10 – Einschalten des automatischen Landesystems (Höhe 5 km, Geschwindigkeit 200 m/s), 11 – Landung des Raumschiffs und des Kosmonauten

daß auch lang anhaltende Schwerelosigkeit das Wohlbefinden und die Arbeitsfähigkeit des Kosmonauten nicht beeinträchtigt. Diese Erkenntnis erlaubte die Planung noch längerer kosmischer Flüge, die mit dem Start von Wostok 3 und Wostok 4 verwirklicht wurden.

#### Die wichtigsten Angaben über WOSTOK 2 (1961 Tau):

Gestartet am 6. 8. 1961, 7<sup>h</sup>00<sup>m</sup> MEZ, mit Kosmonaut German Stepanowitsch Titow vom Kosmodrom Baikonur – Form und Abmessungen wie Wostok 1; Masse 4731 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,93; Perigäum 183 km, Apogäum 244 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,46 – 17 Erdumkreisungen; Flugdauer 25<sup>h</sup>18<sup>m</sup>; Flugstrecke 703143 km. Gelandet am 7. 8. 1961, 8<sup>h</sup>18<sup>m</sup> MEZ



## **PROJEKT MERCURY (USA)**

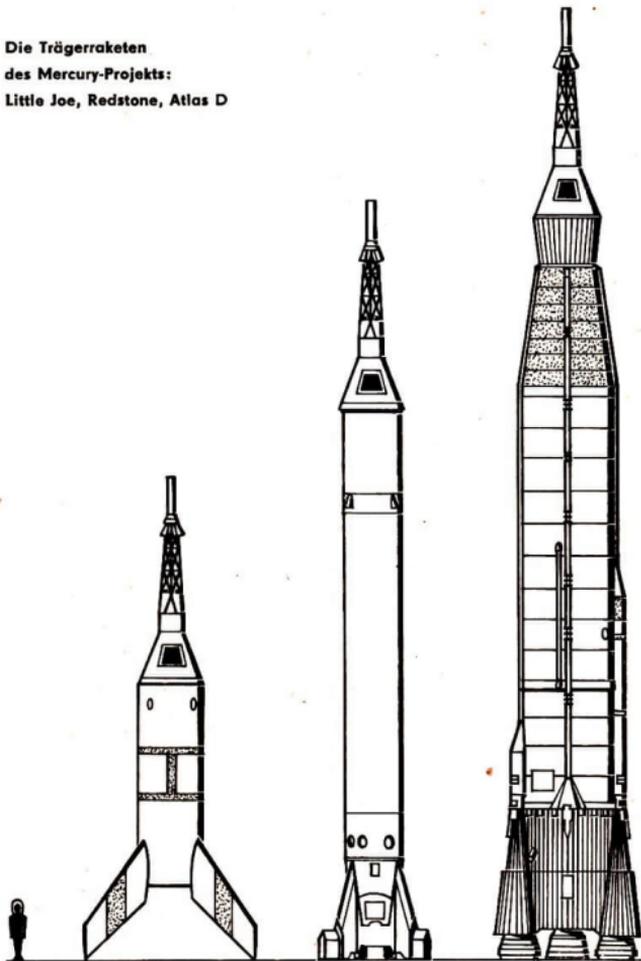
Unter der Bezeichnung Projekt Mercury lief das amerikanische Programm „Der Mensch im Weltraum“. Ziel des Unternehmens waren die Entwicklung eines Raumflugkörpers, der einen Astronauten in den Weltraum tragen und seine sichere Rückkehr ermöglichen konnte, und das Sammeln von Erfahrungswerten über die Fähigkeit des Menschen, längere Zeit im Zustand der Schwerelosigkeit zu verweilen und dabei, wie sich der amerikanische Astronaut Alan B. Shepard ausdrückte, „überlegt zu handeln, ja sogar zu arbeiten“.

Nach dem von der NASA veröffentlichten Programm sollte mit einer Atlas-Trägerrakete eine bemannte Raumkapsel auf eine kreisähnliche Bahn zwischen 150 und 240 km Höhe gebracht werden, 24 Stunden lang auf der Satellitenbahn kreisen und schließlich zurückkehren.

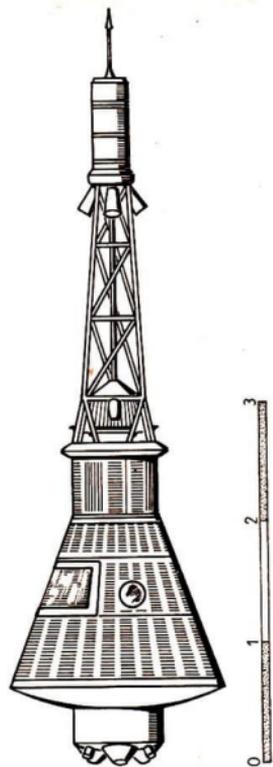
Die einzelnen Etappen des Projekts Mercury lassen sich wie folgt einteilen:

1. Tests der Raumkapsel am Boden und im ballistischen Flug mit Feststoffraketen vom Typ Little Joe;
2. ballistische Flüge mit einstufigen Redstone-Raketen – zunächst unbemannt, später mit Affen an Bord und schließlich mit einem Astronauten;
3. Flüge auf ballistischen und Satellitenbahnen mit Einstufenraketen Atlas in der gleichen Reihenfolge.

Die Trägerraketen  
des Mercury-Projekts:  
Little Joe, Redstone, Atlas D

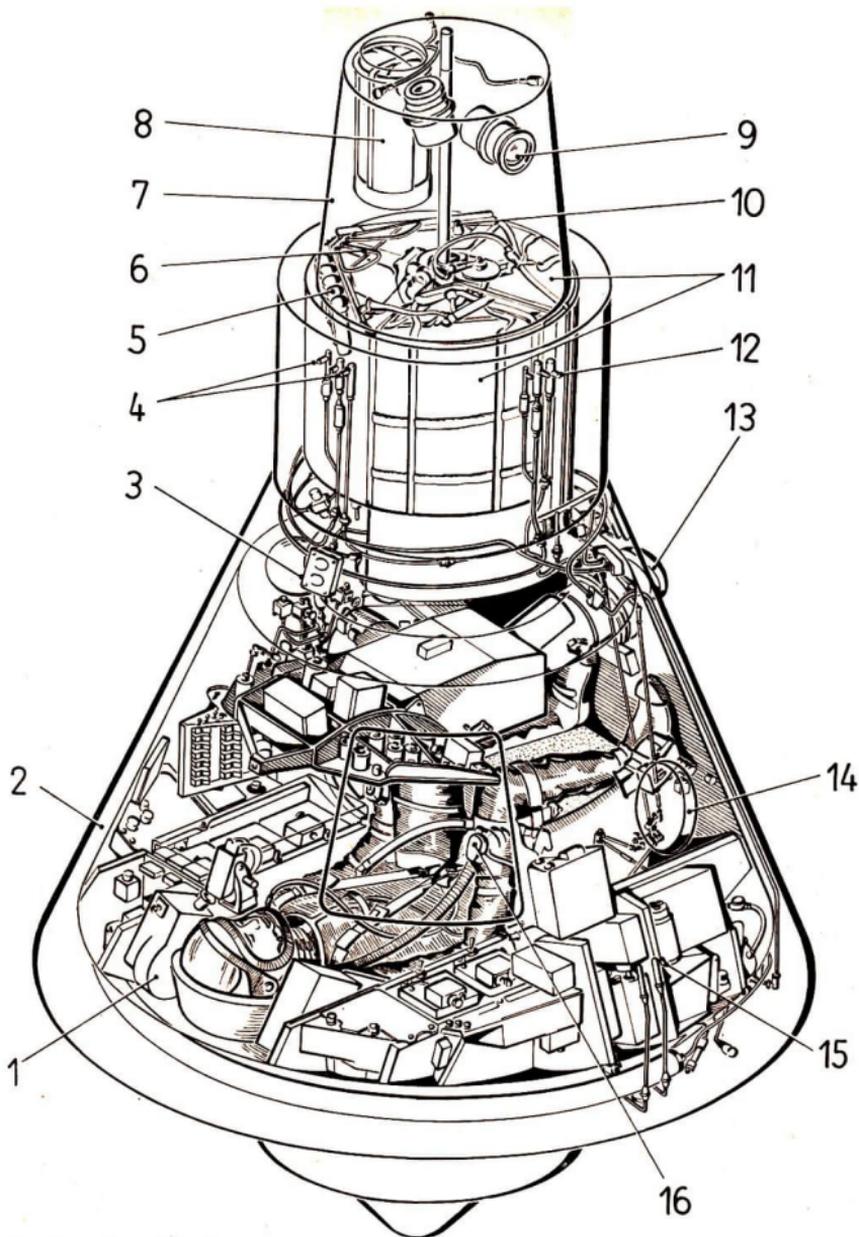


Die Mercury-Kapsel (siehe Bild unten) wurde von der McDonnell Aircraft Corporation im Auftrag der NASA entwickelt und gebaut. Sie hat glockenförmige Gestalt. Ihr Basisdurchmesser beträgt 1,83 m, ihre Höhe 2,90 m. Auf dem oberen Teil ist der sogenannte Rettungsturm montiert, eine Gitterkonstruktion von 4,50 m Höhe, an deren Spitze drei kleine Rettungsraketen angebracht sind. Diese sollen die Kapsel im Gefahrenfall seitlich von der Trägerrakete wegziehen. Die Leermasse der Kapsel beträgt etwa 900 kg. Der Aufbau der Mercury-Kapsel geht aus dem Röntgenschnitt auf Seite 202 hervor. Auf Grund der geringen Nutz-

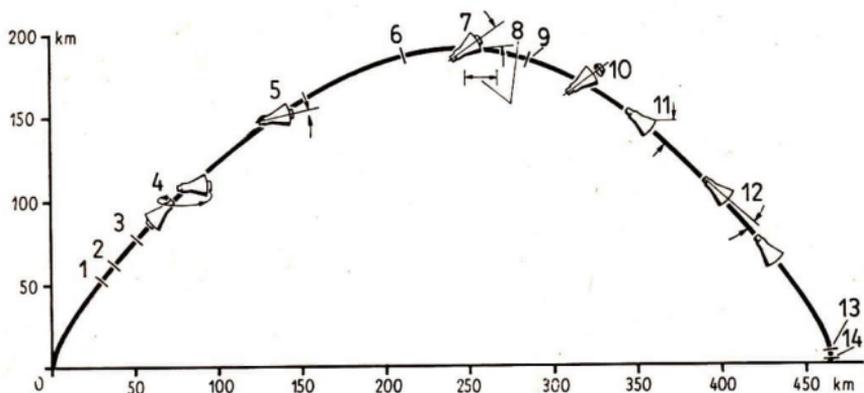


Die Mercury-Kapsel mit dem Rettungsturm

lastkapazität der Trägerraketen waren die Konstrukteure gezwungen, buchstäblich mit jedem Gramm Masse und jedem Kubikzentimeter Raum zu rechnen, damit sie wenigstens die wichtigsten Geräte und Bedienanlagen unterbrachten, die für den geplanten Flug notwendig waren. Die Zeichnung veranschaulicht deutlich, wie der Astronaut in seiner engen Kabine zwischen Instrumenten und Geräten eingepfercht ist. Der Flug der Mercury-Kapsel geht folgendermaßen vonstatten: Bei Brennschluß der Trägerrakete (2,5 Minuten nach dem Start) wird der Rettungsturm abgeworfen; kurz darauf erfolgt die Abtrennung von der Rakete. Nachdem die Aufwärtsgeschwindigkeit auf 5 m/s reduziert worden ist, dreht sich die Kapsel, so daß ihre Basis in Flugrichtung zeigt. In dieser Lage fliegt sie auf ihrer Bahn. Der Abstieg wird durch das Zünden der Bremsraketen eingeleitet, die nach dem Ausbrennen abgeworfen werden. Nach dem Wiedereintritt in die dichteren Luftschichten öffnet sich in etwa 8 km Höhe der



Die Mercury-Kapsel im Röntgenschnitt. 1 - Kamera, 2 - druckdichte Kabine, 3 - Radarschirm, 4 - Stabilisierungsdüsen, 5 - Raucherzeuger, 6 - Antenne, 7 - Antennenkonus, 8 - Fallschirm, 9 - Horizontsucher, 10 - Blitzlichtpatrone, 11 - Fallschirmbehälter, 12 - Stabilisierungsdüsen, 13 - Periskop, 14 - Fenster, 15 - Stabilisierungsdüsen, 16 - Dreiaxiensteuerung



**Ballistische Flugbahn von Mercury-Redstone 3 und 4.** 1 – Brennschluss, Abwurf des Rettungsturmes, 2 – Trennung von der Trägerrakete, 3 – Reduzierung der Aufwärtsgeschwindigkeit auf 5 m/s, 4 – Drehung der Kapsel, 5 – Kapsel stellt sich mit der Längsachse auf 14,5° zur Erdoberfläche ein, 6 – Beginn der Schwerelosigkeit, 7 – weitere Schrägstellung der Kapsel auf 34°, 8 – Zündung der Bremsraketen, 9 – Ende der Schwerelosigkeit, 10 – Abwurf des Bremstriebwerkes, 11 – Längsachse der Kapsel stellt sich auf 40° zur Erdoberfläche ein, 12 – Einsetzen der Rotationsbewegungen, 13 – Öffnen des Hilfsfallschirms, 14 – Öffnen des Hauptfallschirms

Hilfs- und in etwa 3 km Höhe der Hauptfallschirm, an dem die Kapsel zur Erde sinkt. Da die amerikanische Raumfahrttechnik das Problem der weichen Landung auf dem Festland noch nicht gelöst hat, war man gezwungen, die Mercury-Kapseln auf dem Wasser niedergehen zu lassen. Damit der bei der hohen Sinkgeschwindigkeit von etwa 9 m/s außerordentlich harte Landestoß etwas abgeschwächt wird, wird nach dem Öffnen des Hauptfallschirms durch den Abwurf des Hitzeschuttschildes ein gummierter Glasfibersack freigelegt, der sich automatisch mit Luft füllt. Bis zum Eintreffen der Bergungsmannschaften hält sich die Kapsel schwimmfähig. Auch auf Grund der durch die geringe Nutzmasse bedingten kurzen Betriebsdauer (maximal 31 bis 35 Stunden) war dem praktischen Wert der Mercury-Kapsel von vornherein eine Grenze gesetzt. Das Programm war, wie die Praxis bewiesen hat, von Anfang an zur Zweitrangigkeit verurteilt.

Die erste Etappe in der Erprobung der Mercury-Kapseln waren die sogenannten Little-Joe-Tests. Zu diesem Zweck war von den Konzernen North American Aircraft Corp. und McDonnell Aircraft Corp. eine Feststoffrakete entwickelt worden, die aus je 4 gebündelten Castor- und Recruit-Raketen bestand.

Ihre Startmasse betrug 18,1 t, ihr Startschub etwa 50 Mp. Bei diesen Tests sollten besonders das Rückkehr- und das Rettungssystem der Raumkapseln erprobt werden. Den Little-Joe-Versuchen war der Start einer Atlas-Rakete mit einer Kapselattrappe vorausgegangen, der sogenannte Big-Joe-Test.

Von insgesamt 7 Kapseltests verliefen 4 erfolgreich, einer brachte einen Teilerfolg, und 2 waren völlige Versager.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle Kapseltests mit LITTLE-JOE-Raketen:**

**LITTLE JOE 1** – gestartet am 4. 10. 1959 in Wallops Island. Mißerfolg (Kapsel trennte sich nicht, Rakete in 64 km Höhe gesprengt)

**LITTLE JOE 2** – gestartet am 4. 11. 1959 in Wallops Island. Kapsel geborgen

**LITTLE JOE 3** – gestartet am 4. 12. 1959 in Wallops Island. Kapsel mit dem Affen „Sam“ geborgen

**LITTLE JOE 4** – gestartet am 21. 1. 1960 in Wallops Island – Flughöhe 15 km. Kapsel mit dem Affenweibchen „Miss Sam“ geborgen

**LITTLE JOE 5** – gestartet am 8. 11. 1960 in Wallops Island (Kapsel Nr. 3, unbemannt). Mißerfolg (Kapsel trennte sich nicht von der Träger Rakete, mit ihr zusammen im Meer versunken)

**LITTLE JOE 5 A** – gestartet am 18. 3. 1961 in Wallops Island (Kapsel Nr. 14, unbemannt). Teilerfolg (keine Meßergebnisse erhalten). Kapsel geborgen

**LITTLE JOE 5 B** – gestartet am 28. 4. 1961 in Wallops Island (Kapsel Nr. 14, unbemannt). Wiederholung des Versuchs vom 18. 3. 1961 mit der gleichen Kapsel. Kapsel in 4,2 km Höhe getrennt, wurde geborgen



Alan B. Shepard



Virgil I. Grissom

## MERCURY-REDSTONE (USA)

Die ballistischen Flüge mit den modifizierten einstufigen Kampfraketen vom Typ Redstone bildeten die zweite Phase des Mercury-Programms. Sie begann mit einem Fehlstart am 21. November 1960, als sich die Raumkapsel vorzeitig von der Trägerrakete trennte. Die Wiederholung dieses Versuchs glückte am 19. Dezember desselben Jahres; die Kapsel flog 217 km hoch und 379 km weit. Auch der nächste Start am 31. Januar 1961 mit dem Affen „Ham“ als „Passagier“ war im wesentlichen erfolgreich. Durch ungenaues Arbeiten des Steuerungssystems verlief jedoch die Rückkehrbahn zu steil, so daß die Beschleunigung beim Wiedereintritt den Wert von 18 g erreichte. Bei dem überaus harten Aufsetzen aufs Wasser wurde die Kapsel undicht und wäre im Atlantik versunken, hätte man sie nicht relativ schnell gefunden und geborgen.

Am 5. Mai 1961, 15<sup>h</sup>34<sup>m</sup> MEZ, erhob sich schließlich eine Redstone-Rakete vom Starttisch in Cape Canaveral, die an ihrer Spitze die auf den Namen „Freedom 7“ getaufte Mercury-Kapsel mit Alan B. Shepard trug. Nach 2<sup>m</sup>,6 hatte die Rakete Brennschluß. Die antriebslose Periode dauerte etwa

5 Minuten, dann erfolgte die Zündung der Bremsraketen. Dabei wuchs die negative Beschleunigung innerhalb von 30<sup>s</sup> auf 11 g. Nach dem Öffnen des Fallschirms sank die Kapsel mit etwa 9 m/s und schlug um 15<sup>h</sup>49<sup>m</sup> in der Nähe der Bermuda-Inseln auf der Meeresoberfläche auf. Shepard und seine Kapsel wurden von einem Hubschrauber aufgefischt und an Bord des Flugzeugträgers „Lake Champlain“ gebracht. Insgesamt hatte der Flug etwa 15 Minuten gedauert.

Am 21. Juli 1961 wurde dieser Flug wiederholt. Mit der Kapsel „Liberty Bell 7“ flog der Fliegerhauptmann Virgil I. Grissom 15 Minuten auf einer ballistischen Bahn. Weder Kapsel noch Flugprogramm unterschieden sich wesentlich vom ersten Flug, wenn man davon absieht, daß nach amerikanischen Verlautbarungen „der Raumpilot weniger durch ein bereits vorgeschriebenes Aufgabenprogramm beansprucht sein sollte als Alan B. Shepard“. Der Versuch verlief im wesentlichen glatt. Bei der Bergung versank jedoch die Kapsel, nachdem sich Grissom mit Mühe und Not aus seiner Kabine hatte befreien können.

Großen wissenschaftlichen Nutzen hatten die ballistischen Flüge der beiden Amerikaner nicht. Die Ergebnisse, die man bei derartigen Experimenten erzielen kann, erfordern nicht den Einsatz eines Menschen. Der Grund, weshalb man sich in den USA zu diesen Flügen entschlossen hatte, war vorwiegend propagandistischer Natur. Sie sollten das durch den Raumflug Juri Gagarins stark angeschlagene Prestige der USA wenigstens etwas wieder aufwerten.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle Starts und Startversuche von MERCURY-Kapseln mit Redstone-Raketen:**

**MERCURY MR-1** – Fehlstart am 21. 11. 1960 in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 2, unbemannt). Ballistische Bahn nicht erreicht (Kapsel trennte sich vorzeitig, konnte jedoch geborgen werden)

**MERCURY MR-1 A** – gestartet am 19. 12. 1960 in Cape Canaveral (Wiederholung des Starts vom 21. 11. 1960 mit Kapsel Nr. 2, unbemannt). Ballistische Bahn erreicht (Flughöhe 217 km; Flugweite 379 km). Kapsel geborgen

**MERCURY MR-2** – gestartet am 31. 1. 1961 in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 5 mit Affenmännchen „Ham“). Ballistische Bahn erreicht (Flughöhe 249 km; Flugweite 675 km). Kapsel geborgen

**MERCURY MR-3** – gestartet am 5. 5. 1961, 15<sup>h</sup>34<sup>m</sup> MEZ, in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 7 „Freedom 7“) mit Astronaut Alan B.

Shepard – Masse 1020 kg. Ballistische Bahn erreicht (Flughöhe 184 km; Flugweite 483,6 km; Flugdauer 15m). Gelandet am 5. 5. 1961, 15h49m MEZ

**MERCURY MR-4** – gestartet am 21. 7. 1961, 13h23m MEZ, in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 11 „Liberty Bell 7“) mit Astronaut Virgil I. Grissom – Masse 1020 kg. Ballistische Bahn erreicht (Flughöhe 189,9 km; Flugweite 490,8 km; Flugdauer 15m22s). Gelandet am 21. 7. 1961, 13h39m MEZ. Kapsel versunken



## **MERCURY-ATLAS 1-5 (USA)**

Die Versuchsreihe mit Atlas-Trägerraketen begann ebenfalls mit einem Mißerfolg: Am 29. Juli 1960 mußten die amerikanischen Raumfahrtkandidaten erleben, wie sich vor ihren Augen eine unbemannte Atlas-Rakete 65 Sekunden nach dem Start in einen orangeroten Feuerball verwandelte.

Der Versuch konnte erst am 21. Februar des nächsten Jahres wiederholt werden. Diesmal gelangte die unbemannte Kapsel auf eine ballistische Bahn.

Am 25. April 1961 sollte zum erstenmal eine unbemannte Kapsel auf eine Erdumlaufbahn gebracht werden. Der Versuch mißlang jedoch. 40 Sekunden nach dem Start mußte die Atlas-Rakete auf Funkkommando vom Boden aus gesprengt werden, da sie stark vom Kurs abgewichen war.

Der Versuch wurde am 13. September wiederholt. Die dabei verwendete Kapsel führte als Nutzlast eine Apparatur mit, die die Lebenstätigkeit eines Menschen nach vorgegebenem Programm imitierte. Nach einer Erdumkreisung konnte die Kapsel unbeschädigt aus der See geborgen werden.

Diesem ersten gelungenen Flug einer Mercury-Kapsel auf einer Erdumlaufbahn folgte ein Versuch mit tragikomischem Ausgang. Am 29. November sollte der Schimpanse „Enos“ in einer Mercury-Kapsel die Erde dreimal umkreisen. Man stellte jedoch bald fest, daß die Temperaturregulierungsanlage nicht einwandfrei funktionierte und auch das Stabilisierungssystem unregelmäßig arbeitete. So entschloß man sich, den Flug nach zwei Erdumkreisungen abzubrechen. Die Kapsel wurde geborgen. Dabei stellte sich heraus, daß der Affe einen Nervenschock erlitten hatte. Er war darauf dressiert worden, während des Fluges auf bestimmte Lichtsignale hin Hebel zu betätigen. Jedesmal, wenn er einen falschen bediente, sollte er einen leichten elektrischen Schlag erhalten. Die raffinierte Automatik versagte jedoch, und „Enos“ erhielt gerade immer dann einen Schlag, wenn er den richtigen Hebel drückte. Und den hatte er, wie die spätere Auswertung der Filmaufnahmen zeigte, immer wieder bedient!

Obwohl – wie gerade der letzte Flug gezeigt hatte – die Mercury-Kapsel eine Reihe ernsthafter Mängel aufwies, wurde der nächste Start bereits bemannt ausgeführt.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle unbemannten Starts und Startversuche von MERCURY-Kapseln mit Atlas-D-Raketen:**

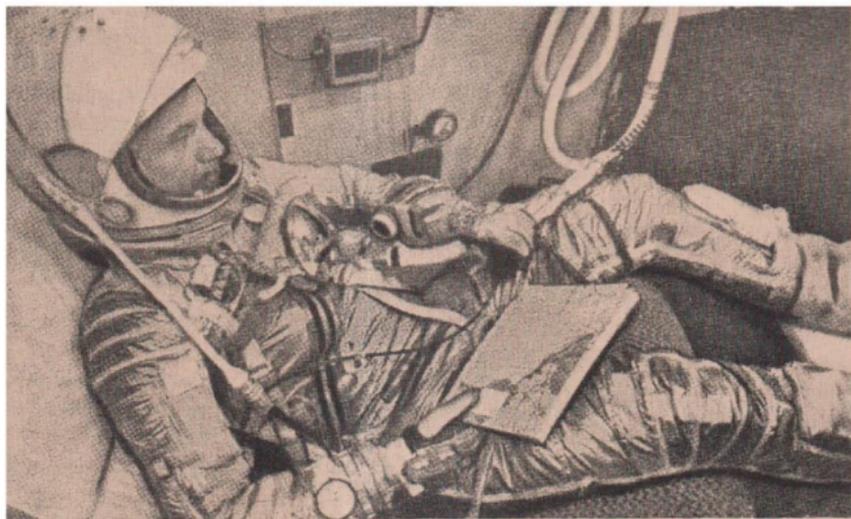
**MERCURY MA-1** – Fehlstart am 29. 7. 1960 in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 4, unbemannt). Ballistische Bahn nicht erreicht (Rakete explodierte 65<sup>s</sup> nach dem Start). Kapsel verloren

**MERCURY MA-2** – gestartet am 21. 2. 1961 in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 6, unbemannt). Ballistische Bahn erreicht (Flughöhe 174 km; Flugweite 2295 km). Kapsel geborgen

**MERCURY MA-3** – Fehlstart am 25. 4. 1961 in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 8 mit „Astronautensimulator“). Erdumlaufbahn nicht erreicht (Rakete kam vom Kurs ab, mußte 40<sup>s</sup> nach dem Start gesprengt werden). Kapsel geborgen

**MERCURY MA-4** (1961 Alpha Alpha) – gestartet am 13. 9. 1961 in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 8 mit „Astronautensimulator“). Wiederholung des Versuchs vom 25. 4. 1961 – Masse 1225,8 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,8; Perigäum 158,7 km, Apogäum 231 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,6. Nach einer Erdumkreisung am 13. 9. 1961 gelandet

**MERCURY MA-5** (1961 Alpha Iota) – gestartet am 29. 11. 1961 in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 9 mit Affenmännchen „Enos“) – Masse 1311 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,5; Perigäum 161 km, Apogäum 237 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,5. Nach 2 Erdumkreisungen am 29. 11. 1961 gelandet



## MERCURY-ATLAS 6 (USA)

Am 20. Februar 1962, mehr als zehn Monate nach dem Raumflug Juri Gagarins mit der rund 4,5 t schweren Wostok 1, gelang es den USA, die erste bemannte Mercury-Kapsel auf eine Erdumlaufbahn zu bringen. Der Start war ursprünglich mit dem für amerikanische Raumfahrtversuche typischen Reklameaufwand für den 20. Dezember 1961 festgesetzt worden, mußte jedoch insgesamt zehnmal aus technischen oder angeblich wetterbedingten Gründen verschoben werden.

Als der vierzigjährige Fregattenkapitän John Herschel Glenn dann am 20. Februar 1962, 15<sup>h</sup>47<sup>m</sup> MEZ, mit seiner Kapsel „Friendship 7“ startete, konnten die amerikanischen Raumfahrttechniker die Sicherheit für diesen Flug nur zu 80 Prozent garantieren. Der sowjetische Kosmonaut Juri Gagarin sagte dazu, als er vom Start seines amerikanischen Kollegen erfuhr: „Ich bange um ihn, denn die amerikanische Raketentechnik ist nicht vertrauenerweckend.“ Um so höher ist Glens Mut zu bewerten, der ja die wechselvolle Geschichte des Mercury-Programms kannte und Zeuge von zwei Explosionen der Atlas-Rakete geworden war.

Der Flug verlief im wesentlichen erfolgreich, ging aber durchaus nicht reibungslos vonstatten. Nach dem Erreichen der Umlaufbahn meldete Glenn, daß er sich ausgezeichnet fühle

und einen überwältigenden Ausblick habe. Bald aber traten die gleichen Fehler im System der Kapsel auf wie bei dem vorangegangenen Flug des Affen „Enos“. Zu Beginn der zweiten Erdumkreisung begann das Stabilisierungssystem unregelmäßig zu arbeiten. Die Kapsel drehte sich 20 Sekunden lang mit je  $1^\circ$  in der Sekunde nach rechts. Dann hörte die Drehung für kurze Zeit auf, begann aber bald wieder von neuem. Glenn mußte die Handsteuerung benutzen, um das fehlerhafte Arbeiten auszugleichen. Zeitweise erhöhte sich die Kabineninnentemperatur auf  $42^\circ\text{C}$ . Trotzdem führte Glenn die dritte Erdumkreisung noch aus. Beim Wiedereintritt gab zwar eine defekte Gefahrensignallampe blinden Alarm, und die Funkverbindung setzte aus, doch die Landung selbst verlief glatt. In 6400 m Höhe wurde der Bremsschirm und in 3000 m Höhe der Sinkfallschirm geöffnet. Die Kapsel schlug mit 10 m/s nordwestlich von Puerto Rico auf der Wasseroberfläche auf. Da durch das fehlerhafte Arbeiten des Stabilisierungssystems erhebliche Abweichungen von der vorgesehenen Flugbahn aufgetreten waren, hatte sich auch der vorgesehene Landeplatz verschoben. 24 Schiffe und 60 Flugzeuge wurden eingesetzt, die Kapsel zu suchen. Bereits 17 Minuten nach dem Aufsetzen wurde die Kapsel vom Zerstörer „Noa“ geborgen. Glenn mußte noch fast 20 Minuten in seiner engen Kabine bleiben, bis es gelang, sie zu öffnen.

Damit war der erste amerikanische Weltraumflug auf einer Satellitenbahn beendet.

#### **Die wichtigsten Angaben über MERCURY-ATLAS 6 (1962 Gamma):**

Gestartet am 20. 2. 1962, 15<sup>h</sup>47<sup>m</sup> MEZ, in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 13 „Friendship 7“) mit Astronaut John H. Glenn – Startmasse 1857,3 kg, Umlaufmasse 1317 kg, Landemasse 1090 kg – Bahndaten: Bahnneigung  $32^\circ,54$ ; Perigäum 157 km, Apogäum 256,6 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,2 – 3 Erdumkreisungen; Flugdauer 4<sup>h</sup>56<sup>m</sup>; Flugstrecke etwa 129000 km. Gelandet am 20. 2. 1962, 20<sup>h</sup>43<sup>m</sup> MEZ

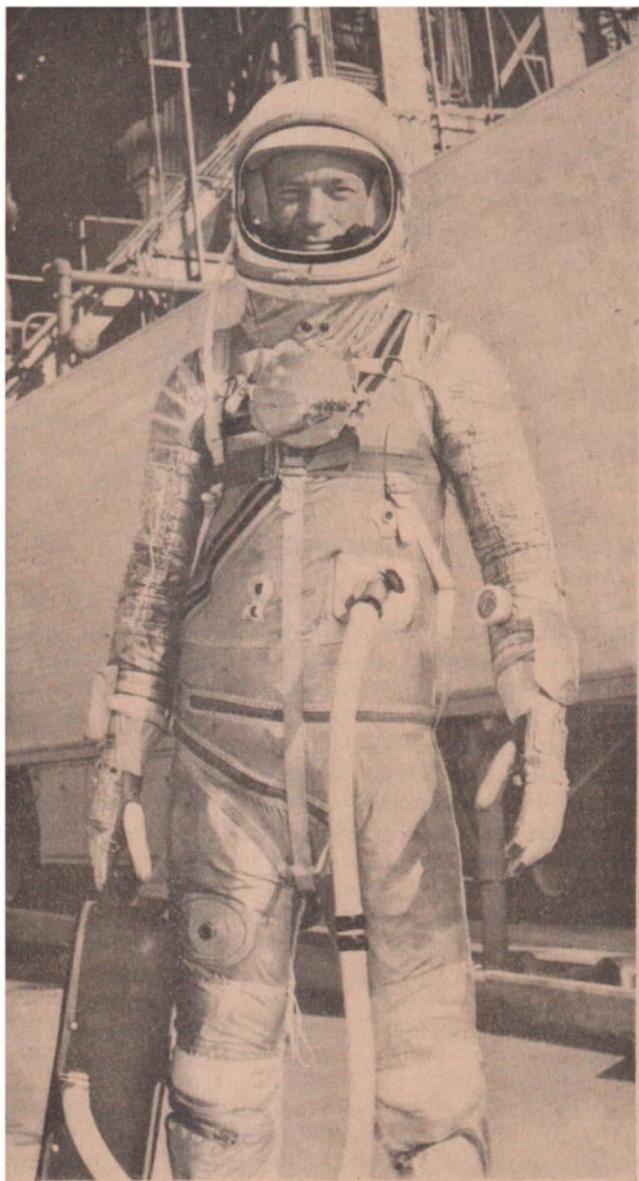


## MERCURY-ATLAS 7 (USA)

Der zweite Start einer Mercury-Atlas fand am 24. Mai 1962 statt. Mit der Kapsel „Aurora 7“ gelangte der siebenunddreißigjährige Korvettenkapitän Malcolm Scott Carpenter auf eine erdnahe Umlaufbahn. Dieser Flug war praktisch eine Wiederholung der dreimaligen Erdumkreisung Glens. Weder das Flugprogramm noch die Ausrüstung der Raumkapsel waren merklich verbessert worden, und bei Carpenters Flug traten die gleichen Schwierigkeiten und Defekte auf: Die Temperaturregulierungsanlage arbeitete nicht einwandfrei, die Funkverbindung brach mehrmals ab, und das automatische Steuerungssystem versagte. Mit erheblicher Abweichung vom vorgesehenen Landeort gelangte jedoch auch Carpenter wieder zur Erde zurück.

### Die wichtigsten Angaben über MERCURY-ATLAS 7 (1962 Tau):

Gestartet am 24. 5. 1962, 13<sup>h</sup>45<sup>m</sup> MEZ, in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 18 „Aurora 7“) mit Astronaut Malcolm S. Carpenter – Startmasse 1922,5 kg, Umlaufmasse 1350,7 kg, Landemassee 1123,4 kg – Bahn-daten: Bahnneigung 32°,54; Perigäum 154,9 km, Apogäum 253,8 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,2 – 3 Erdumkreisungen; Flugdauer 4<sup>h</sup>56<sup>m</sup>; Flug-strecke 122325 km. Gelandet am 24. 5. 1962, 18<sup>h</sup>41<sup>m</sup> MEZ



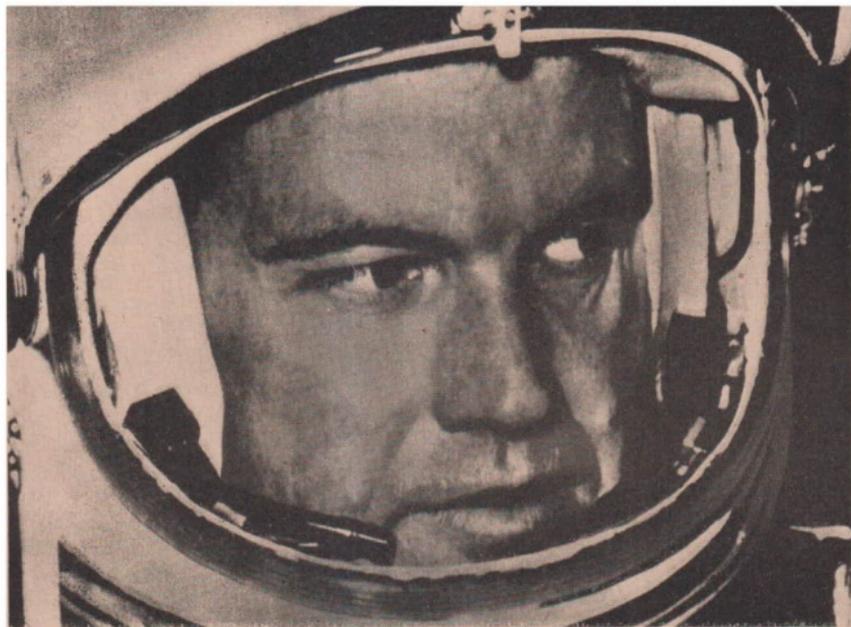


## **MERCURY-ATLAS 8 (USA)**

Am 3. Oktober 1962 startete der dritte amerikanische Raumfahrer, Walter M. Schirra, mit der Mercury-Kapsel „Sigma 7“ zu seinem Flug, der ihn sechsmal um die Erde führte. Hauptziel des Versuchs war die eingehende Überwachung und Kontrolle der Systeme der Raumkapsel, besonders des inzwischen verbesserten Lagesteuerungssystems und seiner Automatik. Bekanntlich war diese Anlage während der bisherigen Flüge stets ausgefallen. Diesmal arbeitete sie jedoch zufriedenstellend. Das Temperaturregulierungssystem fiel jedoch wieder aus, konnte aber von Schirra während des Fluges repariert werden. Im großen ganzen verlief der neunstündige Flug ohne Zwischenfälle. Die Kapsel gelangte in der Nähe des vorgesehenen Landeortes zur Wasseroberfläche.

### **Die wichtigsten Angaben über MERCURY-ATLAS 8 (1962 Beta Delta):**

Gestartet am 3. 10. 1962, 13h15m MEZ, in Cape Canaveral (Kapsel Nr. 16 „Sigma 7“) mit Astronaut Walter M. Schirra – Startmasse 1963 kg, Umlaufmasse 1375 kg, Landemasse 1108 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,55; Perigäum 153 km, Apogäum 283 km; Umlaufzeit 88m,75 – 6 Erdumkreisungen; Flugdauer 9h13m; Flugstrecke etwa 259000 km. Gelandet am 3. 10. 1962, 22h28m MEZ



## **MERCURY-ATLAS 9 (USA)**

Nach mehrmaliger Verschiebung startete am 15. Mai 1963 der vierte amerikanische Astronaut, Gordon L. Cooper, mit der Mercury-Kapsel „Faith 7“ zum bisher längsten Raumflug eines Amerikaners. Er dauerte rund 34 Stunden und führte dreiundzwanzigmal um die Erde. Da das Mercury-System vorher für eine maximale Betriebsdauer von 31 bis 35 Stunden ausgelegt war (die Batteriestromversorgung sogar nur für 20 Stunden), mußten einschneidende Gewichtseinsparungen an der Kapsel vorgenommen werden, damit der erhöhte Bedarf an Sauerstoff, Absorptionsmitteln, zusätzlichen Batterien, Lebensmitteln, Wasserstoffsuperoxid für die Lagesteuerungsdüsen und anderem gedeckt wurde.

Die Aufgaben für den Flug waren umfangreicher als bisher. Im wesentlichen waren zwei Komplexe zu untersuchen: erstens die Fragen, die mit dem längeren Aufenthalt eines Menschen im Raum und der damit verbundenen längeren Einwirkung der Schwerelosigkeit zusammenhängen, und zweitens navigatorische Probleme. Den größten Teil des

Flugprogramms nahmen die physiologischen und psychologischen Untersuchungen ein.

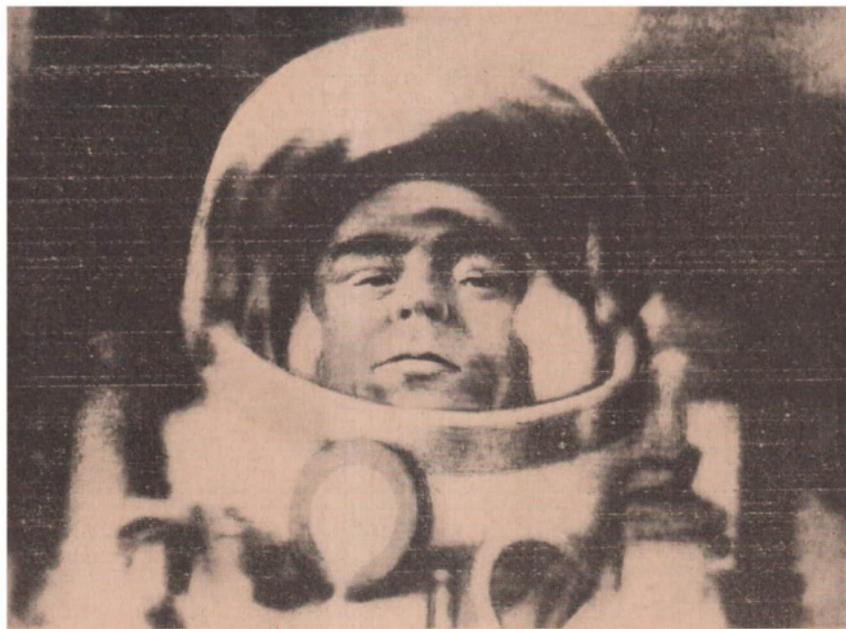
Der Flug selbst verlief im wesentlichen programmgemäß, wenn auch eine Störung im automatischen Landesystem auftrat. Infolgedessen mußte Cooper die Landung manuell ausführen, eine Aufgabe, die er glänzend löste, wie überhaupt der Erfolg des gesamten Fluges weniger auf das Mercury-System als vielmehr auf Coopers Können und seine Kaltblütigkeit zurückzuführen ist.

Gordon Coopers Flug war der bisher größte Erfolg der amerikanischen Raumfahrt. Daß er trotzdem nicht mit den Flügen der sowjetischen Kosmonauten verglichen werden kann, liegt einfach daran, daß die amerikanische Raketen- und Raumfahrttechnik weit hinter der sowjetischen zurückgeblieben ist – eine Tatsache, an der auch Gordon Coopers Erfolg nichts ändert.

#### **Die wichtigsten Angaben über MERCURY-ATLAS 9 (1963-15):**

Gestartet am 15. 5. 1963, 14<sup>h</sup>04<sup>m</sup> MEZ, in Cape Canaveral (Kapsel „Faith 7“) mit Astronaut Gordon L. Cooper – Startmasse 1816 kg, Umlaufmasse 1362 kg, Landemassee 1117 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,55; Perigäum 161,3 km, Apogäum 266,8 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,74 – 23 Erdumkreisungen; Flugdauer 34<sup>h</sup>20<sup>m</sup>; Flugweite etwa 957000 km. Gelandet am 17. 5. 1963, 0<sup>h</sup>24<sup>m</sup> MEZ

Coopers Flug war der letzte des Mercury-Programms. Die Versuche wurden eingestellt, da das System nicht weiterentwicklungsfähig ist und keine längeren Flüge zuläßt. Das bestätigt das Urteil General Medaris', des ehemaligen Leiters der Fernlenk Waffenabteilung des amerikanischen Heeres, der einer westlichen Pressemeldung zufolge gesagt haben soll, daß „die Mercury-Kapsel nach der Durchführung der derzeitigen Versuche nur noch Schrottwert besitze und keiner ihrer Bestandteile für weiterentwickelte Systeme verwendbar sei“. Damit fand das vor vier Jahren verkündete Mercury-Programm 1963 seinen Abschluß.



### **WOSTOK 3 und WOSTOK 4 (UdSSR)**

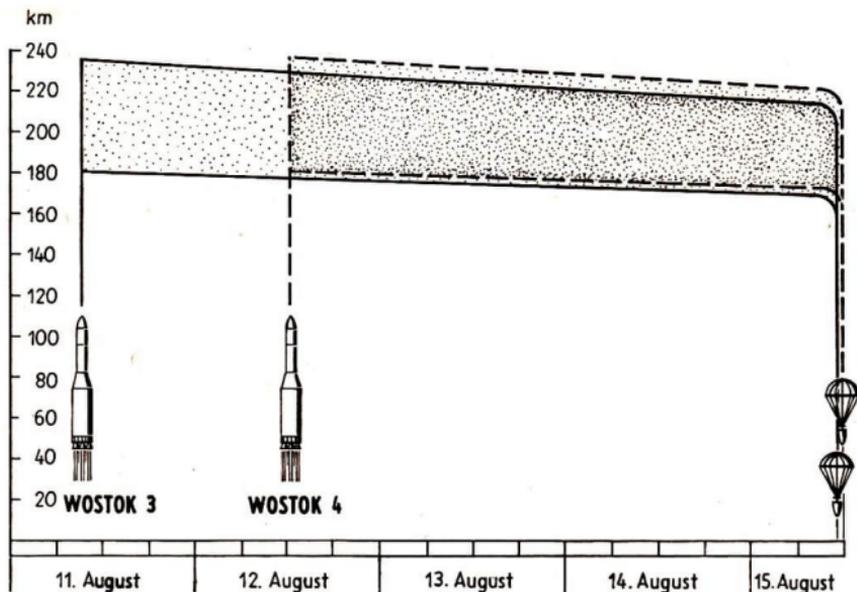
Am 11. August 1962, 9<sup>h</sup>30<sup>m</sup> MEZ, startete vom Kosmodrom Baikonur das dritte sowjetische Weltraumschiff, Wostok 3, mit dem Kosmonauten Andrijan Grigorjewitsch Nikolajew.

24 Stunden später, am 12. August 1962, 9<sup>h</sup>02<sup>m</sup> MEZ, folgte Wostok 4 mit Pawel Romanowitsch Popowitsch.

Damit kreisten erstmals zwei bemannte Raumflugkörper gemeinsam auf ähnlichen Bahnen um die Erde.

Der Startzeitpunkt und die Programmierung der Steuerungssysteme von Wostok 4 wurden so gewählt, daß der Abstand zwischen den Raumschiffen beim Eintritt in die Umlaufbahn ungefähr 5 km betragen sollte.

Die Bearbeitung der Meßergebnisse der Bewegungsparameter beider Raumschiffe zeigte später, daß die geringste Entfernung zwischen den Raumschiffen nach Eintritt von Wostok 4 in die Umlaufbahn 6,5 km betrug. Eine so hohe Präzision bei der Einsteuerung des zweiten Raumschiffs in die Umlaufbahn zeugt von der Vollkommenheit der sowjetischen Trägerraketen und aller Startsysteme.



Der erste kosmische Gruppenflug

Danach veränderte sich die Entfernung zwischen Wostok 3 und Wostok 4 infolge der unterschiedlichen Bahnparameter, auf denen sich die Raumschiffe bewegten, wie folgt:

am Morgen des 13. August, zu Beginn der 33. Umrückung von Wostok 3, auf 850 Kilometer,

am Morgen des 14. August, zu Beginn der 49. Umrückung von Wostok 3, auf 940 Kilometer,

am Morgen des 15. August, zu Beginn der 64. Umrückung von Wostok 3, auf 2850 Kilometer.

Die Apparaturen beider Raumschiffe funktionierten während des gesamten Fluges normal.

Beide Kosmonauten erfüllten ihre Aufgaben und hielten untereinander und mit den Bodenstationen Funkverbindung. Das Flugprogramm bestand im wesentlichen aus folgenden Aufgabenkomplexen:

Erforschung der Möglichkeiten wesentlich längerer bemannter Raumflüge;

Untersuchung des Einflusses, den ein längerer Raumflug und die Schwerelosigkeit auf die wichtigsten physiologischen Funktionen des Menschen ausüben, besonders das Studium des täglichen periodischen Ablaufs der physiologischen Prozesse im menschlichen Organismus bei einem solchen Flug;

Studium der psychologischen Verfassung und der Arbeitsfähigkeit von Kosmonauten auf verschiedenen Abschnitten eines Fluges;

Studium des Einflusses gleicher Raumflugbedingungen auf verschiedene menschliche Organismen;

Überprüfung der Methoden, nach denen Kosmonauten ausgewählt und für längere Flüge vorbereitet werden;

Überprüfung der Wostok-Raumschiffe unter den Bedingungen eines mehrtägigen Fluges;

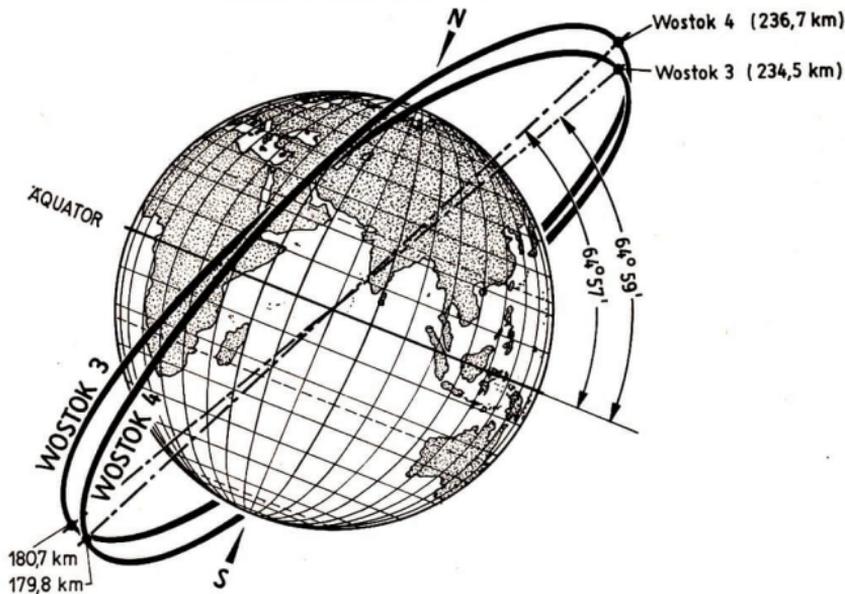
Vervollkommnung der Mittel, ein zweites Raumschiff auf eine Bahn in unmittelbare Nähe eines vorher gestarteten zu bringen;

praktische Untersuchung der Möglichkeit, direkte Funkverbindung zwischen den beiden Raumschiffen über verschiedene Entfernungen herzustellen;

Vervollkommnung der auf der Erde befindlichen Steuerungsmittel für mehrere Raumschiffe, die einen Flug auf erdnahen Umlaufbahnen gleichzeitig ausführen.

Von all diesen Aufgaben ausgehend, hatte man das Programm für die Kosmonauten aufgestellt. Nikolajew und Popowitsch sollten unter anderem folgende Aufgaben lösen: auf dem Ultrakurzwellenkanal des Funktelefoniesystems mit

Schematische Darstellung des Bahnverlaufs von Wostok 3 und Wostok 4



Stationen, die über das Territorium der Sowjetunion verteilt waren, Verbindung aufnehmen; einmal in der Stunde auf dem Kurzwellenkanal mit der Erde Verbindung aufnehmen außer in der Zeit, die für die Erholung vorgesehen war; alle halben Stunden mit dem benachbarten Raumschiff Verbindung aufnehmen, wobei sie sich abwechselnd anrufen sollten; die Sendungen von der Erde mit Hilfe des Rundfunkempfängers für Mittel- und Kurzwellenbereich abhören; regelmäßig psychologische, physiologische und Vestibularproben durchführen, medizinische Selbstkontrolle ausüben (den Puls und die Atemgeschwindigkeit kontrollieren, die Erträglichkeit von Lärm, Vibration, Überbelastung und Schwerelosigkeit feststellen, Appetit, Arbeitsfähigkeit und Schlaf überprüfen); die Bequemlichkeit der sanitären und wohnlichen Ausrüstungen und der hygienischen Bedingungen in der Kabine (Beleuchtung, Reinheit der Luft, Temperatur, Feuchtigkeitsgrad) bewerten; die Besonderheiten der Nahrungsaufnahme und die Qualität der Lebensmittel einschätzen;

mit Hilfe der Handsteuerung das Raumschiff orientieren, um das benachbarte Raumschiff, die Erdoberfläche, die Himmelskörper usw. beobachten zu können; die Bedienbarkeit der Handsteuerung und deren Wirksamkeit einschätzen;

durch das Bullauge direkt und mit dem Fernglas die Erdoberfläche, den Horizont, insbesondere beim Eintreten in den Erdschatten und beim Heraustreten, den Mond und die Sterne beobachten, nach Möglichkeit auch das Nachbarraumschiff; durch das Bullauge Filmaufnahmen machen, wobei den Kosmonauten Motiv und Zeit freigestellt waren; Filmaufnahmen innerhalb der Kabine mit Hilfe einer speziellen Filmkamera anfertigen;

bei gutem Befinden sich während der vierten Umkreisung am ersten Tag und während der zweiten Umkreisung der jeweils folgenden Tage von den Gurten, mit denen der Kosmonaut im Sessel angeschnallt war, lösen und frei in der Kabine schweben, jedesmal 50 bis 60 Minuten. Dabei war es notwendig, die Bequemlichkeit im Zustand des „freien Schwebens“ einzuschätzen, die Möglichkeit und die Qualität der Orientierung im Raum, der Haltung bei entspannten Muskeln, die Möglichkeiten für die Fortbewegung in der Kabine usw.;

die Atmosphäre in der Kabine regulieren und die Arbeit der Bordapparaturen kontrollieren;

wissenschaftliche Experimente durchführen;

viermal am Tage Nahrung zu sich nehmen: das erste Früh-



**Pawel Romanowitsch Popowitsch in der Kabine von Wostok 4**

stück zwischen 5 und 6 Uhr morgens (nach Moskauer Zeit), das zweite Frühstück zwischen 8 und 9 Uhr morgens, das Mittagessen zwischen 14 und 15 Uhr und das Abendessen zwischen 20 und 21 Uhr;

die Ergebnisse der Beobachtungen und den Verlauf des Programms ins Bordbuch eintragen und mit Hilfe des Magnetongeräts aufzeichnen.

Bei schlechtem Befinden sollten die Kosmonauten der Flugleitung unverzüglich Mitteilung machen.

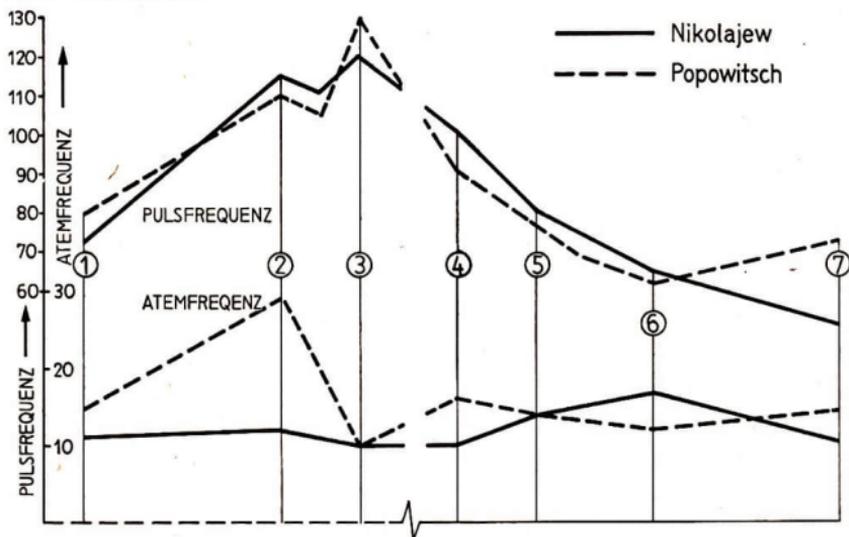
Von besonderem Interesse war das Verhalten der Kosmonauten, als sie ihre Sessel verließen und in der Kabine „frei herumschwammen“. Nikolajew befand sich viermal, insgesamt 3,5 Stunden, außerhalb seines Gurtsystems und Popowitsch dreimal, insgesamt 3 Stunden. Während dieser freien Bewegung in der Kabine führten sie Beobachtungen durch, kontrollierten ihre Fähigkeit, sich in der Kabine zu orientieren, und hielten Funkverbindung aufrecht. Beide fühlten sich wohl und verspürten keine unangenehmen Empfindungen oder Störungen. Das ist ein sehr wichtiges Ergebnis dieses Fluges.

Popowitsch führte ein weiteres interessantes Experiment aus: Er beobachtete Luftblasen in einem hermetisch abgeschlosse-

nen Glaskolben, der zu zwei Dritteln mit Wasser gefüllt war. Normalerweise befand sich die gesamte Luft als große Blase in der Mitte des Kolbens, während das Wasser die Wände bedeckte. Wurde das Glas geschüttelt, so zerplatzte die große Blase in viele kleine, die sich nach und nach wieder zu einer großen Blase formierten. Popowitsch versprühte Wasser auch in der Kabine. Es bewegte sich in Form kleiner Kügelchen zu den Kabinenwänden und setzte sich dort fest.

Am Morgen des 15. August war das Flugprogramm erfüllt. Um 7<sup>h</sup>24<sup>m</sup> MEZ wurde die Bremsanlage von Wostok 3 eingeschaltet, 6 Minuten später die von Wostok 4. Nach dem Durchfliegen der Zone der Überbelastung verließen die Kosmonauten ihr Raumschiff in 6500 m Höhe mit dem Schleudersitz und öffneten den Fallschirm in geringer Höhe. Die Raumschiffe landeten in Kasachstan (48° nördlicher Breite). Durch den Gruppenflug der Raumschiffe Wostok 3 und Wostok 4 mit den Kosmonauten A. G. Nikolajew und P. R. Popowitsch wurde umfangreiches Material gewonnen, darunter eine große Menge Tonbandaufnahmen, Fotos und Filme sowie Aufzeichnungen in den Bordbüchern der Kosmonauten und in den Logbüchern der Bodenstationen, telemetrische Meßergebnisse und anderes.

**Puls- und Atemfrequenzen von A. G. Nikolajew und P. R. Popowitsch. 1 – 4 Stunden vor dem Start, 2 – 5 Minuten vor dem Start, 3 – auf der Aufstiegsbahn, 4 – zu Beginn des Flugs auf der Umlaufbahn, 5 – nach 10 Stunden, 6 – nach 25 Stunden, 7 – nach 50 Stunden**



Die technischen Einrichtungen beider Raumschiffe arbeiteten während des Fluges zuverlässig und störungsfrei. Diese hohe Zuverlässigkeit des gesamten technischen Komplexes – der Trägerraketen, der Raumschiffe, des Vermessungsdienstes, des Steuerungs- und des Nachrichtendienstes – ist eine wertvolle Grundlage für die weitere Entwicklung und Vervollkommnung der Raketen- und Raumflugtechnik.

Eines der wichtigsten Ergebnisse des Fluges sind die Erfahrungen über den Einfluß der Schwerelosigkeit bei längerem Aufenthalt im Raum. Nikolajews und Popowitschs Befinden war während des gesamten Fluges ausgezeichnet. Sie blieben voll arbeitsfähig und überstanden nach mehrtägigem Flug auch die Überbelastung auf der Rückkehrbahn. Die Grafik auf Seite 222 zeigt die Puls- und die Atemfrequenz beider Kosmonauten während des Fluges. Ihre Arbeitsfähigkeit und ihr Wohlbefinden waren auch während der freien Bewegung in der Raumschiffkabine nicht beeinträchtigt. Damit war bewiesen, daß physisch gesunde und entsprechend ausgebildete Menschen auch im schwerelosen Zustand leben und arbeiten können.

Man kann annehmen, daß wesentlich längere bemannte kosmische Flüge möglich sind, wie auch der zweite Gruppenflug gezeigt hat.

#### **Die wichtigsten Angaben über den ersten Gruppenflug:**

**WOSTOK 3** (1962 Alpha My) – gestartet am 11. 8. 1962, 9h30m MEZ, mit Kosmonaut Andrijan Grigorjewitsch Nikolajew vom Kosmodrom Baikonur – Form und Abmessungen wie Wostok 1; Masse 4722 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,98; Perigäum 180,7 km, Apogäum 234,6 km; Umlaufzeit 88m,33 – 64 Erdumkreisungen; Flugdauer 94h22m; Flugstrecke 2639600 km. Gelandet am 15. 8. 1962, 7h52m MEZ

**WOSTOK 4** (1962 Alpha Ny) – gestartet am 12. 8. 1962, 9h02m MEZ, mit Kosmonaut Pawel Romanowitsch Popowitsch vom Kosmodrom Baikonur – Form und Abmessungen wie Wostok 1; Masse 4728 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,95 Perigäum 179,8 km, Apogäum 236,7 km; Umlaufzeit 88m,39 – 48 Erdumkreisungen; Flugdauer 70h57m; Flugstrecke 1981050 km. Gelandet am 15. 8. 1962, 7h59m MEZ



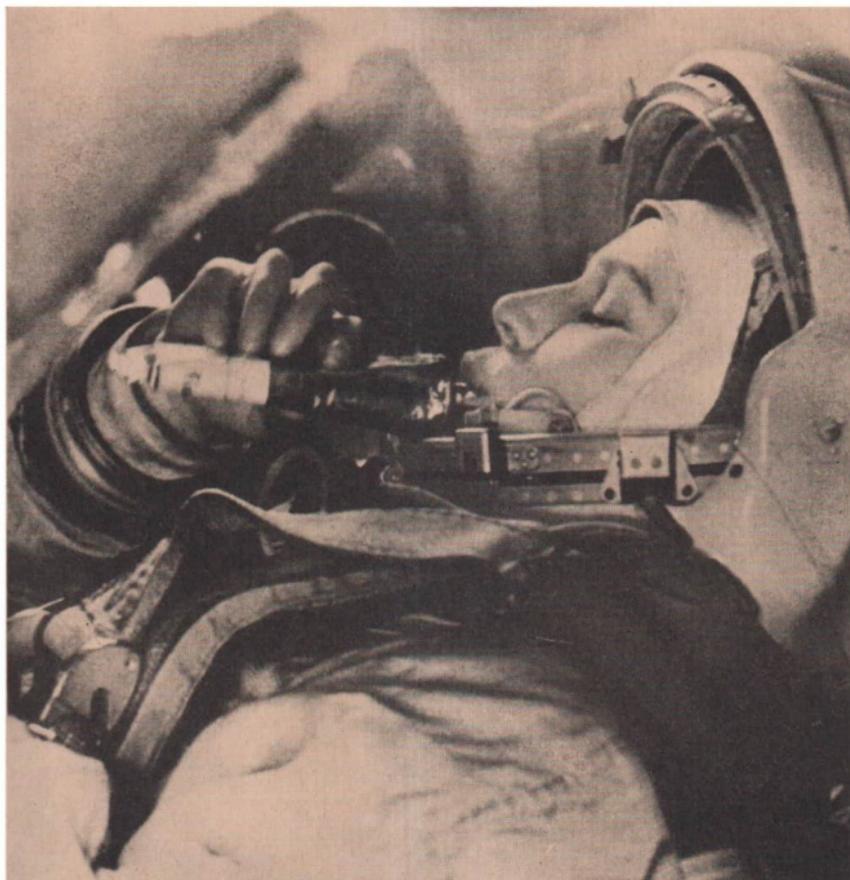
## **WOSTOK 5 und 6 (UdSSR)**

Am 14. Juni 1963, 13<sup>h</sup>00<sup>m</sup> MEZ, wurde in der Sowjetunion das fünfte bemannte Raumschiff auf seine Flugbahn gebracht. An Bord des Raumschiffs befand sich der Oberstleutnant der sowjetischen Luftstreitkräfte Valeri Fjodorowitsch Bykowski. Alle Systeme an Bord des Raumschiffs Wostok 5 arbeiteten normal und einwandfrei.

Am 16. Juni 1963 wurde in der Sowjetunion das Raumschiff Wostok 6 auf seine Bahn gebracht, in dem zum erstenmal eine Frau in den kosmischen Raum flog. Valentina Wladimirowna Tereschkowa war Kosmonautin Nr. 1.

Auch sie überstand den Aufstieg und den Übergang zur Schwerelosigkeit gut. Valentina Tereschkova und Valeri Bykowski hatten ständig zweiseitige Funkverbindung mit Bodenstationen, ihre Bilder wurden von Fernsehkameras zur Erde übertragen. Beide sowjetischen Raumschiffe standen in ständiger Funkverbindung.

Der Flug von Valentina Tereschkova und Valeri Bykowski kann keineswegs als eine einfache Wiederholung des Gruppenfluges der beiden Raumschiffe Wostok 3 und Wostok 4 angesehen werden. Der erste Schritt weiter ist die Tatsache, daß man bei diesem zweiten Gruppenflug die Einwirkung des Weltraums bei Frau und Mann gleichzeitig untersuchen konnte.

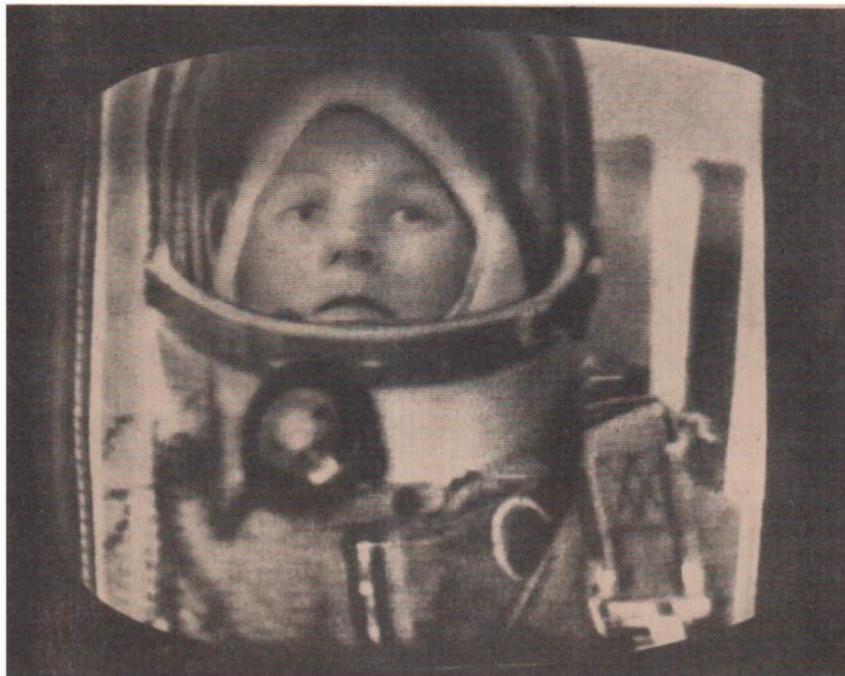


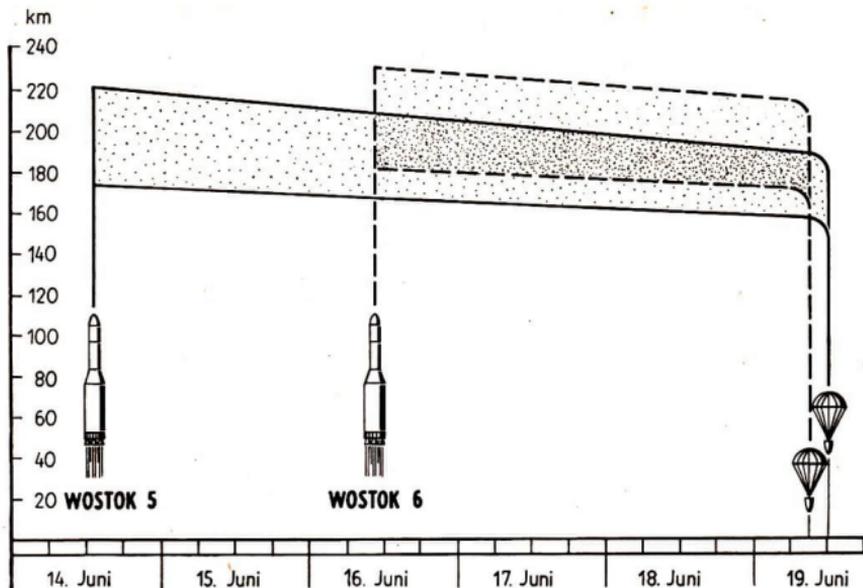
Der zweite Schritt weiter besteht in einer ganzen Reihe von Besonderheiten, über die vor allem das Mitglied der Akademie der Wissenschaften der UdSSR Blagonrawow auf der Pressekonferenz am 25. Juni 1963 in Moskau berichtet hat. Die Raumschiffe Wostok 5 und Wostok 6 hatten zwar die gleiche Masse wie ihre Vorgänger, nämlich rund 5 t, doch waren ihre technischen Einrichtungen nach den Erfahrungen der ersten vier bemannten Weltraumflüge wesentlich erweitert und vervollkommen worden. Außerdem war Wostok 6 besonders für den Flug der ersten Kosmonautin eingerichtet.

Der Flug konnte gründlicher vorbereitet werden, da man über die Sonnenstrahlung, die Meteoriten im erdnahen Kosmos sowie über den Zustand der dünnen Atmosphäreschichten in den erdfernen Bahnteilen genau unterrichtet war. Vor dem Start hatten geophysikalische Raketen den Querschnitt der durchflogenen Atmosphäre genau festgestellt.

Über den ersten Gruppenflug hinaus gingen auch das erweiterte biologisch-medizinische Forschungsprogramm, die

**Fernsehbild von Valentina Tereschkowa**





Schematische Darstellung des Bahnverlaufs von Wostok 5 und Wostok 6

Überprüfung des Systems, das eine normale Funktion des menschlichen Organismus gewährleistet, und die Erprobung verbesserter Nachrichten- und Funkverbindungen.

Das letztere zeigte sich besonders in der hohen Qualität der auf der Erde empfangenen Fernsehbilder. Das zur Übertragung erforderliche Frequenzspektrum konnte eingeeengt werden, was Störungen weitgehend ausschaltete. Der Umfang der von Bord zu Bord und von Bord zur Erde übertragenen wissenschaftlichen Informationen war wesentlich größer als bei den vorhergegangenen bemannten Weltraumflügen. In diesem Zusammenhang ist es interessant zu wissen, daß es bei den äußerst wichtigen Informationen, die während der bemannten Raumflüge zur Erde übermittelt wurden, gelang, Übertragungsfehler auf 0,1 bis 0,3 Prozent zu senken.

Die Lautsprecher und die Mikrophone waren in den Kabinen so verteilt, daß sich die Kosmonauten auch dann mit der Erde gut verständigen konnten, wenn sie sich von ihren Liegesitzen losschnallten und Leibesübungen ausführten. Der Kosmonaut Bykowski hat während seines hundertneunzehnstündigen Fluges zahlreiche Aufnahmen nicht nur von der Erdoberfläche, sondern auch von der Sonne und vom Mond gemacht. Wenn auch diese Aufnahmen noch nicht so

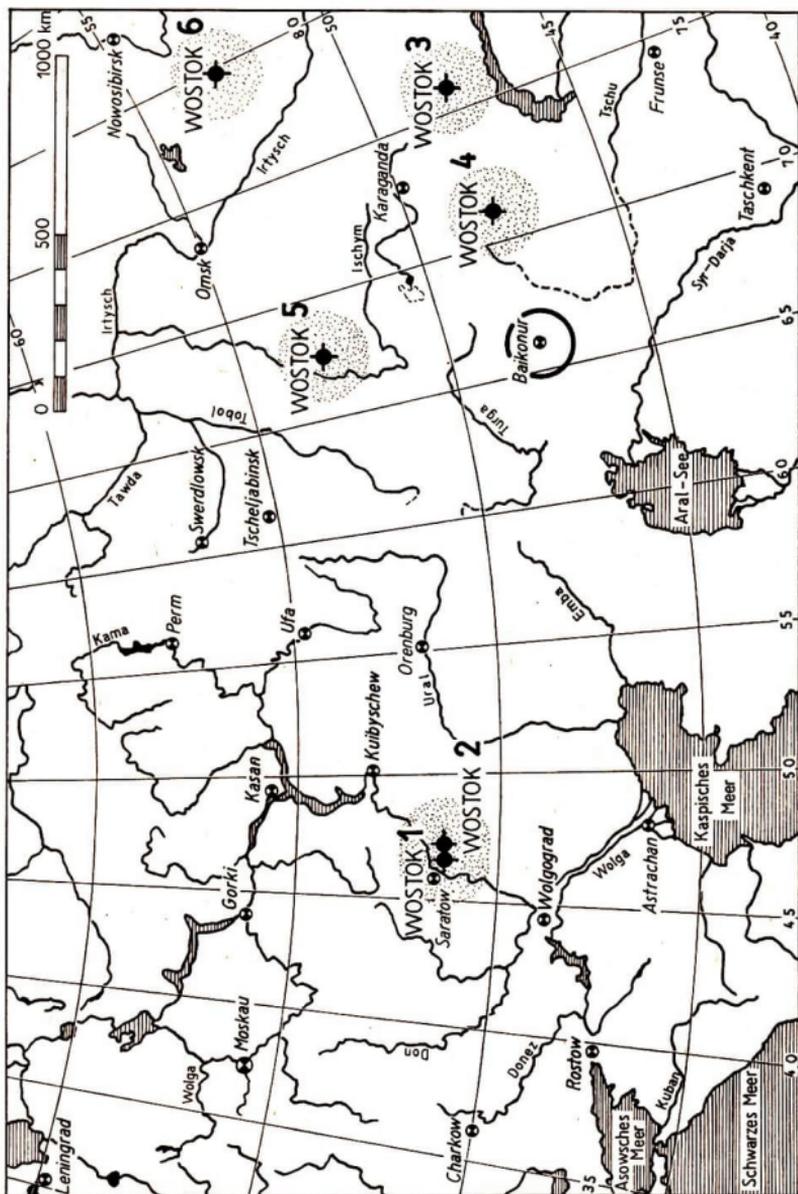
sehr wissenschaftlichen Zielen dienten, weil sie gegenwärtig in erster Linie die Arbeits- und die Reaktionsfähigkeit des Kosmonauten während des Weltraumfluges beweisen sollen, so wird der wissenschaftliche Wert solcher Beobachtungen von Mal zu Mal mehr an Bedeutung gewinnen.

Die sowjetischen Raumschiffe Wostok 3 und Wostok 4 hatten sich maximal auf rund 6,5 km genähert. Beim Gruppenflug von Wostok 5 und Wostok 6 wurde das durch die Annäherung auf rund 5 km noch überboten. Die beiden Raumschiffe umflogen in ihrer ersten gemeinsamen Runde den Erdball in einem Abstand, der sich nur langsam vergrößerte.

Diese großartige Leistung dürfte ohne den Einsatz von Bremsbeziehungsweise Beschleunigungstriebwerken zur Bahnkorrektur, also lediglich durch äußerst präzise Start-, Lenk- und Steuerungstechnik der Trägerraketensysteme, kaum noch zu überbieten sein. Nach den vorliegenden Berichten ist anzunehmen, daß die maximale Annäherung auf 5 km tatsächlich ohne zusätzliche Manöver erreicht worden ist. Eine noch größere Annäherung zweier Raumschiffe durch Manöver liegt aber bereits heute im Bereich der Möglichkeiten der sowjetischen Rendezvousteknik.

Wostok 6 mit der Kosmonautin Valentina Tereschkowa wurde auf eine Anfangsbahn gebracht, die der von Wostok 5 fast gleich. Das Perigäum lag bei 181 km, das Apogäum bei 231 km Abstand von der Erde. Das ist ein erneuter Beweis dafür, mit welcher großartiger Präzision die sowjetischen Wissenschaftler und Techniker die Lenk- und Steuerungstechnik der Träger-raketensysteme beherrschen. Das gilt vor allen Dingen auch für den vorher genau festgelegten Startzeitpunkt von Wostok 6. Der Start mußte praktisch auf den Bruchteil einer Sekunde genau erfolgen, denn nur so konnte das nahe Zusammentreffen der Raumschiffbahnen und der Raumschiffe selbst sichergestellt werden.

Neu war auch gegenüber dem Gruppenflug von Wostok 3 und Wostok 4, deren Starttermine nur rund 24 Stunden auseinanderlagen, daß Wostok 6 fast 48 Stunden nach Wostok 5 gestartet wurde. Man muß dabei bedenken, daß sich in Höhen von 200 km die Bahnen der Raumschiffe durch den Einfluß der Erdatmosphäre und der Erdgravitation schnell verändern. Das mußte bei der Festlegung des Starttermins für das zweite Raumschiff und bei der Berechnung der Brennschlußgeschwindigkeit genauestens berücksichtigt werden. Einerseits gewinnt man durch die größere Zeitspanne zwischen den Starts der beiden Raumschiffe mehr Zeit zu einer



Startort und Landgebiete der sechs bemannten sowjetischen Wostok-Raumschiffe

genauen Bahnberechnung, andererseits wird dieser Vorteil wiederum durch die größeren Veränderungen der Bahn aufgehoben.

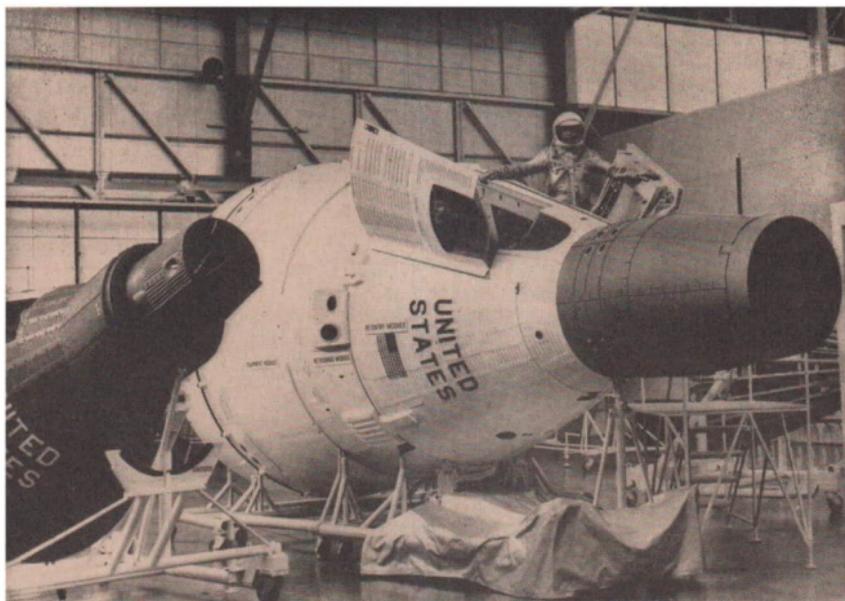
Die Lösung des Rendezvousproblems ist für die Zukunft der Raumfahrt in zweierlei Hinsicht besonders wichtig. Erstens ist vorgesehen, große bemannte Außenstationen der Erde zu schaffen, die als Startbasis für interplanetare Raumraketen und als Forschungslaboratorien im Weltall dienen sollen. Solche großen Außenstationen der Erde können aber nur in ihren einzelnen Bausektoren durch Trägerraketen auf die Bahn gebracht werden. Ohne vollständige Lösung des Rendezvousproblems ist das nicht möglich.

Zweitens wird auch der Start bemannter großer Raumschiffe aus einer Parkbahn um die Erde erst dann erfolgen können, wenn die Teile eines großen Raumschiffs einzeln von Trägerraketen auf diese Parkbahn befördert und dort zusammengeschlossen worden sind.

#### **Die wichtigsten Angaben über den zweiten Gruppenflug:**

**WOSTOK 5** (1963-20) – gestartet am 14. 6. 1963, 13<sup>h</sup>00<sup>m</sup> MEZ, mit Kosmonaut Valeri Fjodorowitsch Bykowski vom Kosmodrom Baikonnur – Form und Abmessungen ähnlich Wostok 4; Masse 4720 kg – Bahndaten: Bahnneigung 64°,97; Perigäum 175 km, Apogäum 222 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,27 – 81 Erdumkreisungen; Flugdauer 119<sup>h</sup>06<sup>m</sup>; Flugstrecke 3325957 km. Gelandet am 19. 6. 1963, 12<sup>h</sup>06<sup>m</sup> MEZ

**WOSTOK 6** (1963-23) – gestartet am 16. 6. 1963, 10<sup>h</sup>30<sup>m</sup> MEZ, mit Kosmonautin Valentina Wladimirowna Tereschkowa vom Kosmodrom Baikonnur – Form und Abmessungen ähnlich Wostok 4; Masse 4713 kg – Bahndaten: Bahnneigung 65°,00; Perigäum 181 km, Apogäum 231,1 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,34 – 48 Erdumkreisungen; Flugdauer 70<sup>h</sup>50<sup>m</sup>; Flugstrecke 1970990 km. Gelandet am 19. 6. 1963, 9<sup>h</sup>20<sup>m</sup> MEZ



## PROJEKT GEMINI (USA)

Am 8. April 1964 wurde von Cape Kennedy die erste unbemannte Zweimann-Raumkapsel mit einer Trägerrakete vom Typ Titan 2 gestartet. Das Projekt trägt die offizielle Bezeichnung GT-1. Die Kapsel erreichte eine Umlaufbahn mit einem Perigäum von 156 km, einem Apogäum von 300 km und einem Neigungswinkel gegen den Erdäquator von  $32^{\circ},56$ . Eine Rückführung der Kapsel war bei diesem Experiment nicht vorgesehen.

Die Titan 2 ist eine zweistufige Rakete mit einer Gesamtlänge von 32,4 m – erste Stufe 21 m, zweite Stufe 5,7 m, Kapsel mit Geräteteil 5,7 m –, einen Durchmesser von 3 m und einer Gesamtstartmasse von 135 t.

Die Raumkapsel hat ähnlich der Mercurykapsel glockenförmige Gestalt mit einem längeren fast walzenförmigen Vorderteil. Ihr Basisdurchmesser beträgt 2,3 m, ihr oberer Durchmesser 0,88 m und ihre Masse 3180 kg.

Die Kapsel besteht aus zwei Baugruppen, einem Rückkehrkörper und einem Instrumententeil. Der Rückkehrkörper unterteilt sich in eine Rendezvoussektion, eine Rückkehrkon-

trollsektion, eine Kabinensektion und einen am unteren Teil angebrachten Berylliumwärmeschutzschild. In der Kabinensektion sind zwei Konturensessel mit je einem Beobachtungsfenster vorgesehen, die bei diesem Versuch durch Instrumente ersetzt waren.

Im Instrumententeil sind eine Retroelektronik und Retro-raketen vorgesehen, die in diesem Falle durch Attrappen ersetzt waren.

Insgesamt verfügte die Kapsel über 104 Instrumente – 79 Temperaturmesser, 16 Beschleunigungsmesser, 9 Gasdruckmesser – mit einer Gesamtmasse von 180 kg.

Die Meßwertübertragungs- und Positionsbestimmungssysteme bestanden aus einer C-Band-Bake, einem Eichphasenschieber, einem DC-AC-Umformer, 3 C-Band-Antennen, 3 Meßwertsendern und einer UHF-Antenne.

Die Aufgabenstellung für diesen unbemannten Teststart bestand in folgendem:

Überprüfung der statischen Stabilität der Geminikapsel beim Start, beim Aufstieg und bei der Trennung von der Träger-rakete

Bestimmung der aerodynamischen Erhitzung der Geminikapsel während des Aufstiegs

Überprüfung der Leistungsfähigkeit des Titan-2-Trägerraketensystems

Überprüfung der integralen Funktionstüchtigkeit aller Systeme der Raumflugkapsel

Überprüfung der Möglichkeit, mit der Titan 2, ihrem Steuerungssystem und dem Bodenlenksystem die vorgesehenen Flugbahnwerte zu erreichen

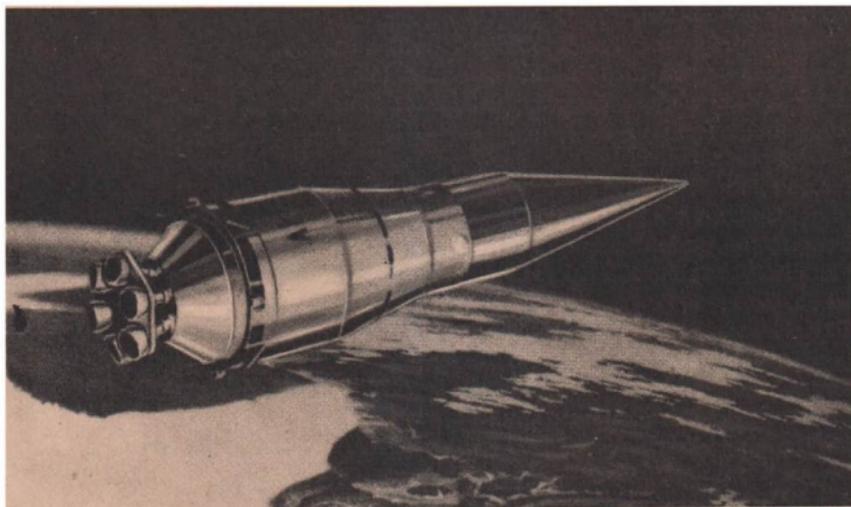
Überprüfung der Möglichkeit, das Flugkontrollsystem (Steuerungsanlage) vom primären zum sekundären System umzuschalten

Überprüfung des Fehlerentdeckungssystems.

Dieser Start diente außerdem der Überprüfung des exakten Funktionierens des Startsystems, des Bahnverfolgungs- und Vermessungssystems, des Arbeitens der Funkbake sowie der Startvorbereitungen und des Startvorganges selbst.

#### **Die wichtigsten Angaben über GEMINI-TITAN 1 (1964-18):**

Gestartet am 8. 4. 1964 mit Zweistufenrakete Titan 2 in Cape Kennedy – Konus mit zylindrischem Vorderteil, Basisdurchmesser 2,3 m, Gesamtlänge 5,7 m; Gesamtmasse 3180 kg – Bahndaten: Bahnneigung 32°,56; Perigäum 156 km, Apogäum 300 km; Umlaufzeit 89m,05. Lebensdauer 4 Tage; verglüht am 12. 4. 1964



## **PROJEKT APOLLO (USA)**

Am 28. Mai 1964 starteten die USA ein erstes Modell des Dreimann-Apollo-Raumfahrzeuges, das eine erste amerikanische Mannschaft im Jahre 1969 auf dem Mond landen soll. Der Start erfolgte mit einer zweistufigen Saturn-1-Rakete. Das Apollo-Modell, für das eine Rückkehr zur Erde nicht vorgesehen war, verglühte am 1. 6. 1964 in den dichteren Schichten der Erdatmosphäre.

Das Apollo-Projekt hat in den letzten Jahren seines rund 10jährigen Bestehens einige wichtige Etappen hinter sich gebracht. Im Dezember vergangenen Jahres konnten bei dem Hauptauftragnehmer, der North American, die ersten Holzattrappen besichtigt werden. Mit dem Start des ersten Modells am 28. Mai 1964 begannen auch die Versuche mit Modellen der Führungsbaugruppe, die eine maßstabgerechte Nachbildung der Kapsel darstellen. Bei diesem ersten Versuch ging es vor allem auch darum, die von Lockheed entwickelte Rettungsanlage zu erproben. Bereits Anfang November vorigen Jahres erfolgte auf der White Sands Missile Range in Neumexiko eine Erprobung der Fallschirmanlage und der von Lockheed entwickelten Rettungsanlage, wobei die Feststoffmotoren bereits am Boden gezündet wurden, um einen mißglückten Start vorzutäuschen.

Vorher wurde bereits ein Modell der Führungskapsel von einem Flugzeug vom Typ C-133 aus einer Höhe von 7600 m abgeworfen, um das Fallschirmbergungssystem von Northrop zu erproben. Weitere Flugversuche mit Modellen der Führungsbaugruppe und der Rettungsanlage sind für das Jahr 1964 geplant.

Die endgültige Ausführung des eigentlichen Raumfahrzeuges an der Spitze der Trägerrakete Saturn 5 besteht aus 3 Hauptbaugruppen. Jede dieser Gruppen hat eine genau festgelegte Aufgabe zu erfüllen. Zusammen mit dem Rettungsturm ist das Fahrzeug 24,4 m hoch.

Die als Befehlszentrale dienende Führungsbaugruppe beherbergt neben dem Führungs- und Navigationssystem die Stromversorgungsanlagen, Geräte für den Nachrichtenaustausch und die Fluglagensteuerung sowie die Regelanlage für Umweltbedingungen und schließlich das Fallschirmbergungssystem.

An die Führungsbaugruppe schließt sich die Antriebsbaugruppe an, die einen Raketenmotor von 9980 kp Schub sowie das Steurdüsen-system enthält.

Mit dem Bau der eigentlichen Mondlandebaugruppe beauftragte die NASA am 14. Januar 1963 die Grumman Aircraft Corporation.

#### **Die wichtigsten Angaben über alle bisher erfolgten Teststarts des APOLLO-Projekts:**

**SATURN-APOLLO SA-5** (1964-05) – gestartet am 29. 1. 1964 mit Zweistufenrakete Saturn I in Cape Kennedy – Zylinder mit Nasenkonus, Durchmesser 5,64 m, Gesamtlänge einschließlich der nicht abgetrennten Raketen-Endstufe 25,6 m; Gesamtmasse 17110 kg, Nutzmasse etwa 6500 kg – Bahndaten: Bahnneigung 31°,44; Perigäum 263 km, Apogäum 756 km; Umlaufzeit 94<sup>m</sup>,8. Kreist noch (Lebensdauer etwa 18 Monate)

**SATURN-APOLLO SA-6** (1964-25) – gestartet am 28. 5. 1964 mit Zweistufenrakete Saturn I in Cape Kennedy – Form ähnlich SA-5, Gesamtlänge mit Raketen-Endstufe 24,4 m; Gesamtmasse 16935 kg, Nutzmasse 7700 kg – Bahndaten: Bahnneigung 31°,78; Perigäum 177 km, Apogäum 231 km; Umlaufzeit 88<sup>m</sup>,55. Lebensdauer 4 Tage; verglüht am 1. 6. 1964

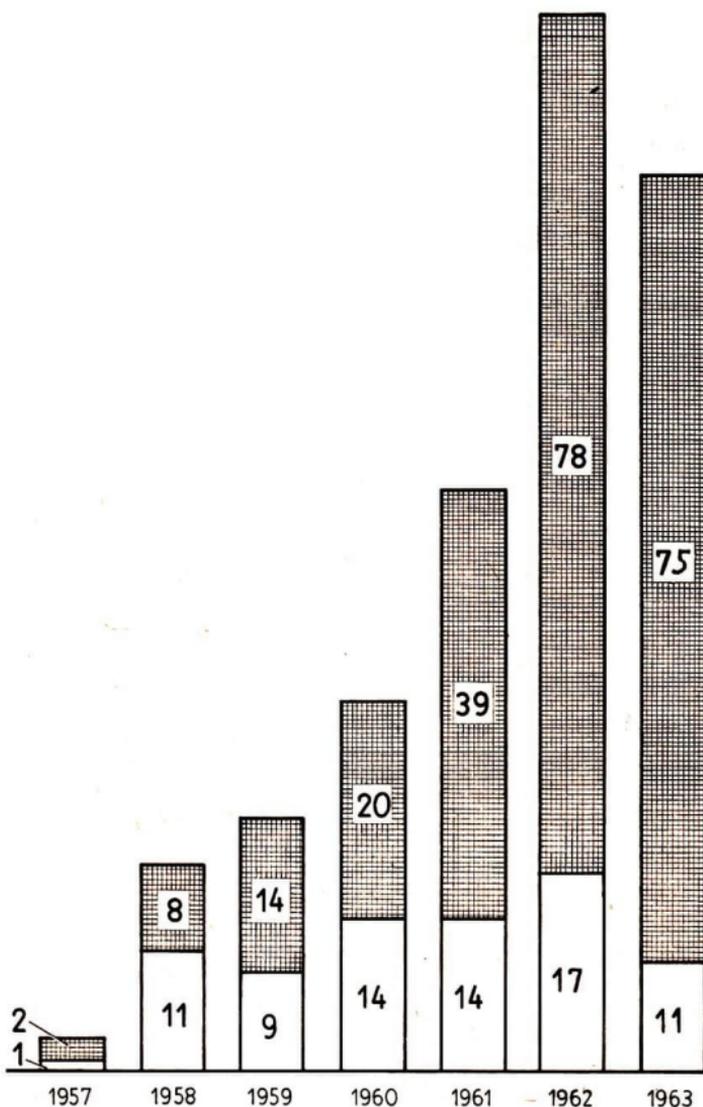
## **Kosmische Bilanz 1957–1964**

Zahlenmäßige Übersicht über alle Starts und Startversuche kosmischer Trägerraketen und Raumflugkörper · Tabelle aller Starts und Startversuche mit künstlichen Erdsatelliten, Raumsonden und Raumschiffen · Raumflugkörper 1957 bis 1964 in alphabetischer Reihenfolge · Noch kreisende Raumflugkörper

## Zahlenmäßige Übersicht über alle in der Zeit vom 4. Oktober 1957 bis zum 31. Mai 1964 erfolgten Starts und Startversuche von Raumflugkörpern

	1957	1958	1959	1960	1961	1962	1963	1964*	ge- samt
<b>Trägerraketenstarts mit Raumflugkörpern</b>	<b>3</b>	<b>19</b>	<b>23</b>	<b>32</b>	<b>47</b>	<b>84</b>	<b>66</b>	<b>27</b>	<b>301</b>
davon geglückt	2	8	14	19	35	72	55	25	230
Fehlstarts	1	11	9	13	12	12	11	2	71
<b>Raumflugkörper, die dabei auf Bahnen gelangen sollten</b>	<b>3</b>	<b>19</b>	<b>23</b>	<b>34</b>	<b>53</b>	<b>95</b>	<b>86</b>	<b>33</b>	<b>346</b>
davon Bahn erreicht	2	8	14	20	39	78	75	31	267
Bahn nicht erreicht	1	11	9	14	14	17	11	2	79
davon									
<b>Erdsatelliten</b>	<b>3</b>	<b>15</b>	<b>17</b>	<b>31</b>	<b>48</b>	<b>84</b>	<b>82</b>	<b>31</b>	<b>311</b>
davon Bahn erreicht	2	6	10	19	34	68	71	29	239
Bahn nicht erreicht	1	9	7	12	14	16	11	2	72
<b>Raumsonden</b>	—	<b>4</b>	<b>6</b>	<b>3</b>	<b>3</b>	<b>6</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	<b>25</b>
auf Planetenbahn	—	—	3	1	1	5	1	2	13
auf Satellitenbahn	—	2	1	—	2	—	—	—	5
Bahn nicht erreicht	—	2	2	2	—	1	—	—	7
<b>Bemannte Raumschiffe</b>	—	—	—	—	<b>2</b>	<b>5</b>	<b>3</b>	—	<b>10</b>
davon Bahn erreicht	—	—	—	—	2	5	3	—	10
Bahn nicht erreicht	—	—	—	—	—	—	—	—	—
<b>Auf Bahnen gelangte Objekte insgesamt</b>	<b>5</b>	<b>13</b>	<b>23</b>	<b>49</b>	<b>287</b>	<b>199</b>	<b>168</b>	<b>69</b>	<b>813</b>
Raumflugkörper	2	8	14	20	39	78	75	31	267
Raketenstufen	1	2	8	11	12	43	32	13	122
Teilobjekte	2	3	1	18	236	78	61	25	424

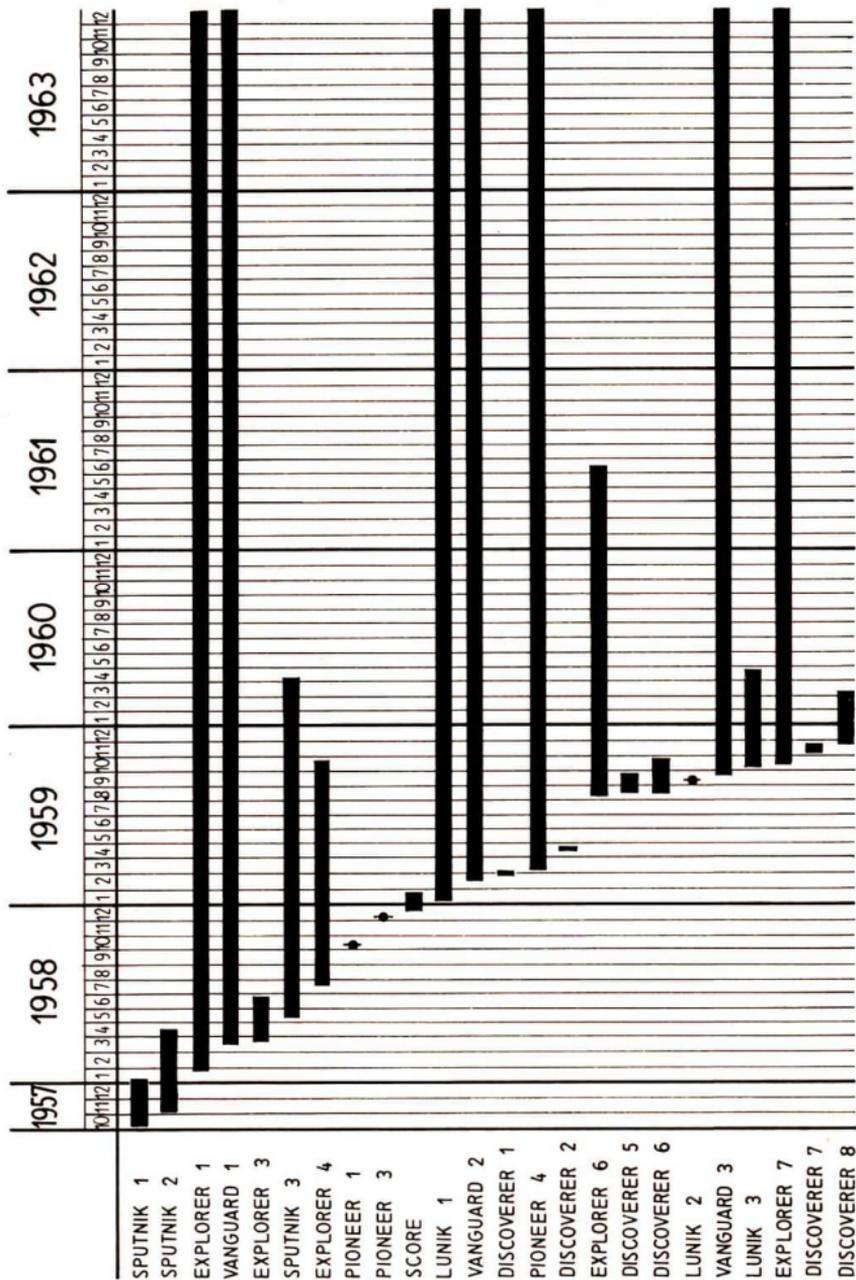
\* 1. 1. bis 31. 5. 1964



Grafische Darstellung der seit 1957 gestarteten Raumflugkörper. Die dunkel getönten Felder geben die Zahl der auf die Bahn gelangten Raumflugkörper an, die hellen Felder die Zahl der Fehlstarts in den betreffenden Jahren

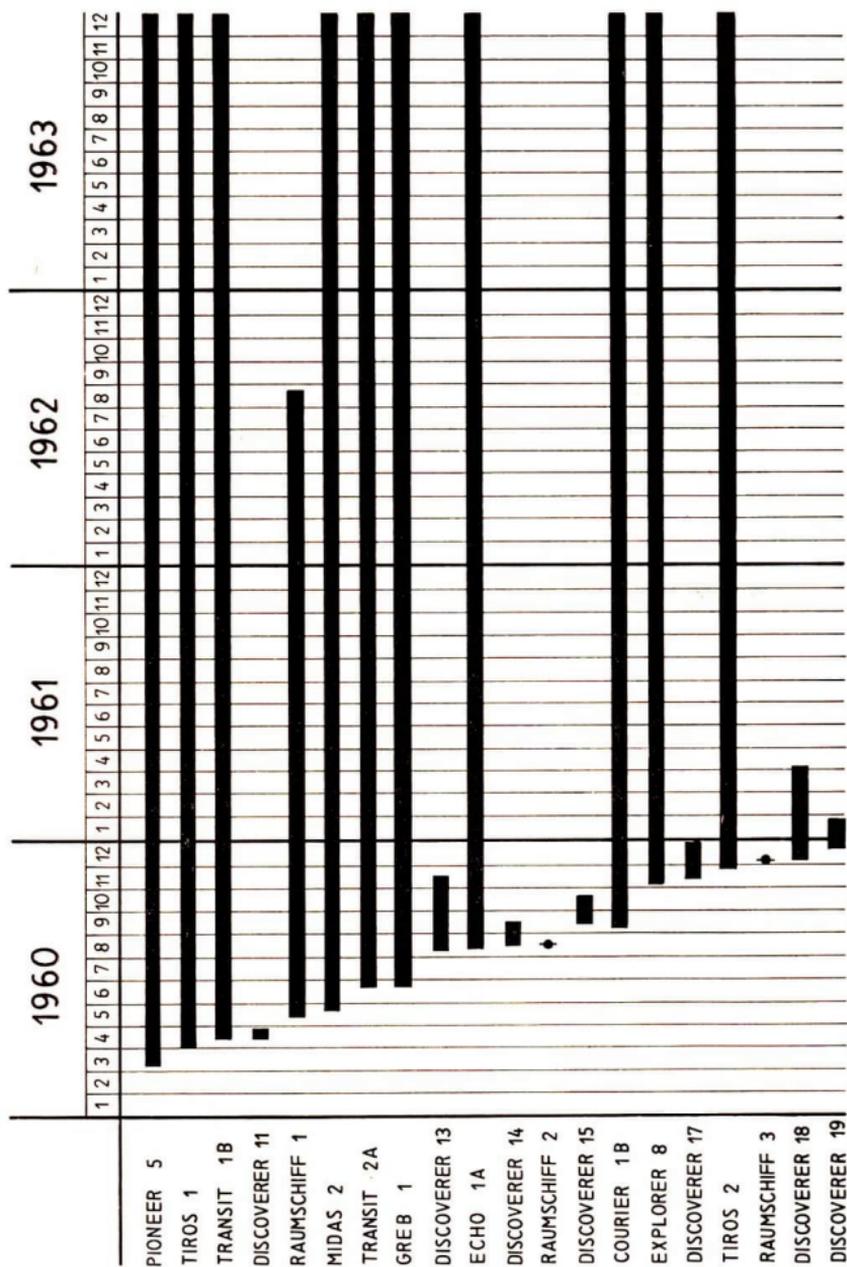
## 1957–1959

Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
4. 10. 1957	1957 Alpha	SPUTNIK 1	4. 1. 1958
3. 11. 1957	1957 Beta	SPUTNIK 2	14. 4. 1958
6. 12. 1957	Fehlstart	VANGUARD (1)	–
1. 2. 1958	1958 Alpha	EXPLORER 1	–
5. 2. 1958	Fehlstart	VANGUARD (1)	–
5. 3. 1958	Fehlstart	EXPLORER 2	–
17. 3. 1958	1958 Beta	VANGUARD 1	–
26. 3. 1958	1958 Gamma	EXPLORER 3	27. 6. 1958
28. 4. 1958	Fehlstart	VANGUARD (2)	–
15. 5. 1958	1958 Delta	SPUTNIK 3	6. 4. 1960
27. 5. 1958	Fehlstart	VANGUARD (2)	–
26. 6. 1958	Fehlstart	VANGUARD (2)	–
26. 7. 1958	1958 Epsilon	EXPLORER 4	23. 10. 1959
17. 8. 1958	Fehlstart	PIONEER 0	–
24. 8. 1958	Fehlstart	EXPLORER (5)	–
16. 9. 1958	Fehlstart	VANGUARD (2)	–
26. 9. 1958	Fehlstart	VANGUARD (2)	–
11. 10. 1958	1958 Eta	PIONEER 1	12. 10. 1958
22. 10. 1958	Fehlstart	BEACON 1	–
8. 11. 1958	Fehlstart	PIONEER 2	–
6. 12. 1958	1958 Theta	PIONEER 3	7. 12. 1958
18. 12. 1958	1958 Zeta	SCORE	21. 1. 1959
2. 1. 1959	1959 My	LUNIK 1	unbegrenzt
17. 2. 1959	1959 Alpha	VANGUARD 2	–
28. 2. 1959	1959 Beta	DISCOVERER 1	5. 3. 1959
3. 3. 1959	1959 Ny	PIONEER 4	unbegrenzt
13. 4. 1959	1959 Gamma	DISCOVERER 2	26. 4. 1959
13. 4. 1959	Fehlstart	VANGUARD (3)	–
3. 6. 1959	Fehlstart	DISCOVERER 3	–
22. 6. 1959	Fehlstart	VANGUARD (3)	–
25. 6. 1959	Fehlstart	DISCOVERER 4	–
16. 7. 1959	Fehlstart	EXPLORER (6)	–
7. 8. 1959	1959 Delta	EXPLORER 6	vor Juli 1961
13. 8. 1959	1959 Epsilon 1	DISCOVERER 5	28. 9. 1959
14. 8. 1959	Fehlstart	BEACON 2	–
19. 8. 1959	1959 Zeta	DISCOVERER 6	20. 10. 1959
12. 9. 1959	1959 Xi	LUNIK 2	13. 9. 1959
17. 9. 1959	Fehlstart	TRANSIT 1 A	–
18. 9. 1959	1959 Eta	VANGUARD 3	–
24. 9. 1959	Fehlstart	PIONEER (5)	–
4. 10. 1959	1959 Theta	LUNIK 3	20. 4. 1960
13. 10. 1959	1959 Iota	EXPLORER 7	–
7. 11. 1959	1959 Kappa	DISCOVERER 7	26. 11. 1959
20. 11. 1959	1959 Lambda	DISCOVERER 8	8. 3. 1960
26. 11. 1959	Fehlstart	PIONEER (5)	–



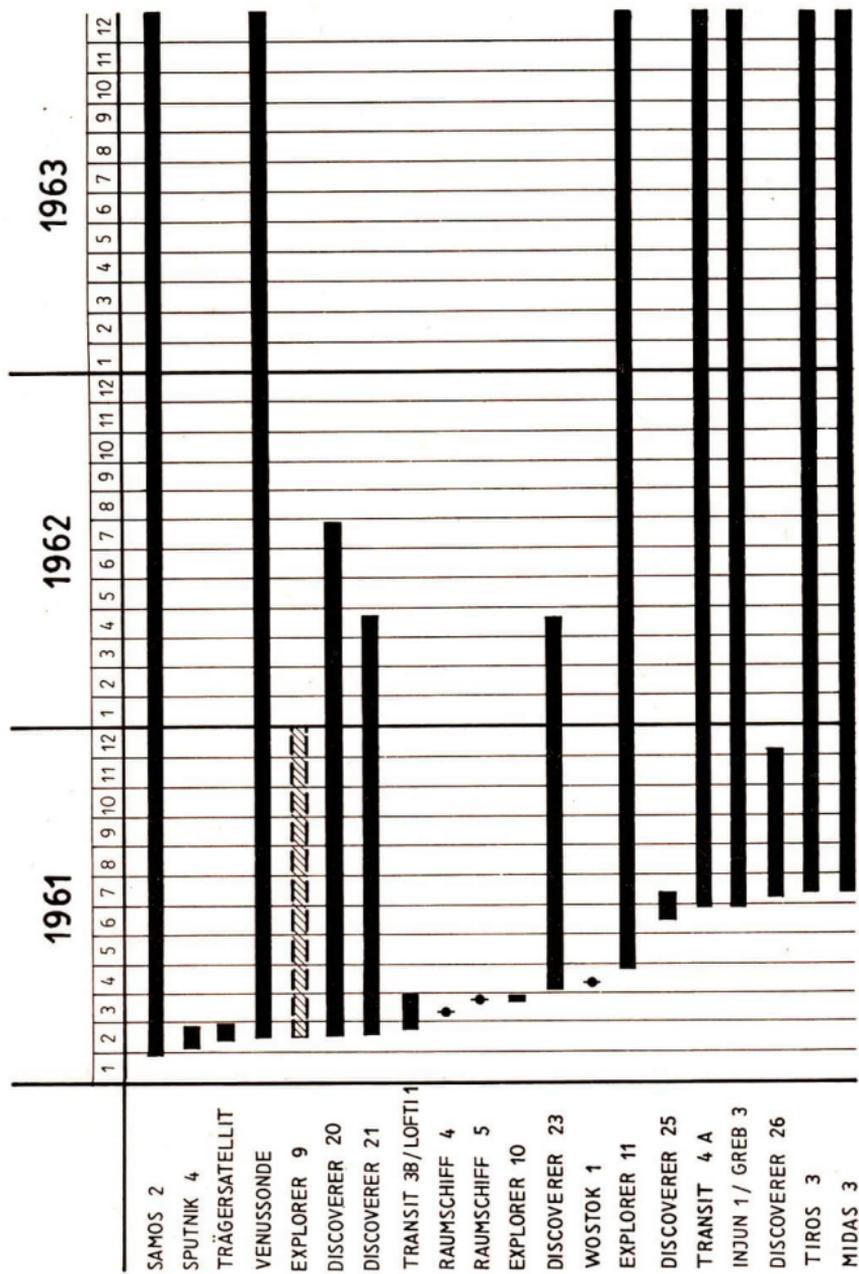
# 1960

Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
4. 2. 1960	Fehlstart	DISCOVERER 9	—
19. 2. 1960	Fehlstart	DISCOVERER 10	—
26. 2. 1960	Fehlstart	MIDAS 1	—
11. 3. 1960	1960 Alpha	PIONEER 5	unbegrenzt
23. 3. 1960	Fehlstart	EXPLORER (8)	—
1. 4. 1960	1960 Beta	TIROS 1	
13. 4. 1960	1960 Gamma	TRANSIT 1 B	
15. 4. 1960	1960 Delta	DISCOVERER 11	26. 4. 1960
13. 5. 1960	Fehlstart	ECHO 1	—
15. 5. 1960	1960 Epsilon	RAUMSCHIFF 1	22. 8. 1962
24. 5. 1960	1960 Zeta	MIDAS 2	
22. 6. 1960	{ 1960 Eta 1	TRANSIT 2 A	
	{ 1960 Eta 2	SR 1	
29. 6. 1960	Fehlstart	DISCOVERER 12	—
10. 8. 1960	1960 Theta	DISCOVERER 13	14. 11. 1960
12. 8. 1960	1960 Iota	ECHO 1 A	
18. 8. 1960	1960 Kappa	DISCOVERER 14	16. 9. 1960
18. 8. 1960	Fehlstart	COURIER 1 A	—
19. 8. 1960	1960 Lambda	RAUMSCHIFF 2	20. 8. 1960 (L)
13. 9. 1960	1960 My	DISCOVERER 15	18. 10. 1960
25. 9. 1960	Fehlstart	PIONEER 6	—
4. 10. 1960	1960 Ny	COURIER 1 B	
11. 10. 1960	Fehlstart	SAMOS 1	—
26. 10. 1960	Fehlstart	DISCOVERER 16	—
3. 11. 1960	1960 Xi	EXPLORER 8	
12. 11. 1960	1960 Omikron	DISCOVERER 17	29. 12. 1960
23. 11. 1960	1960 Pi	TIROS 2	
30. 11. 1960	Fehlstart	{ TRANSIT 3 A	—
		{ SR 2	
1. 12. 1960	1960 Rho	RAUMSCHIFF 3	2. 12. 1960
4. 12. 1960	Fehlstart	EXPLORER (9)	—
7. 12. 1960	1960 Sigma	DISCOVERER 18	2. 4. 1961
15. 12. 1960	Fehlstart	PIONEER 7	—
20. 12. 1960	1960 Tau	DISCOVERER 19	23. 1. 1961

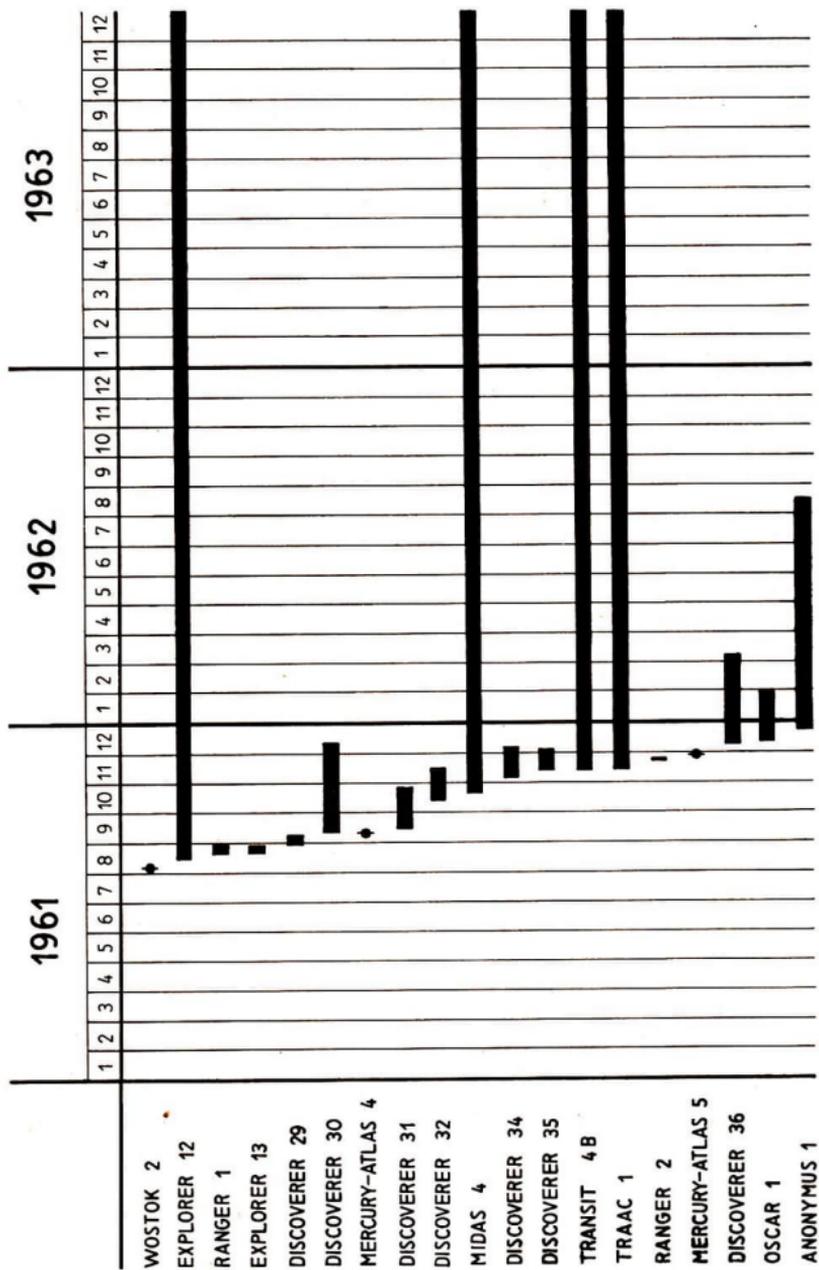


# 1961

Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
31. 1. 1961	1961 Alpha	SAMOS 2	
4. 2. 1961	1961 Beta	Testsatellit	26. 2. 1961
12. 2. 1961	{ 1961 Gamma 1	Trägersatellit f.	25. 2. 1961
	{ 1961 Gamma 3		
16. 2. 1961	1961 Delta	EXPLORER 9	19. 4. 1964
17. 2. 1961	1961 Epsilon	DISCOVERER 20	28. 7. 1962
18. 2. 1961	1961 Zeta	DISCOVERER 21	20. 4. 1962
22. 2. 1961	1961 Eta	{ TRANSIT 3 B	} 30. 3. 1961
		{ LOFTI 1	
24. 2. 1961	Fehlstart	EXPLORER (10)	—
9. 3. 1961	1961 Theta	RAUMSCHIFF 4	9. 3. 1961 (L)
25. 3. 1961	1961 Iota	RAUMSCHIFF 5	25. 3. 1961 (L)
25. 3. 1961	1961 Kappa	EXPLORER 10	29. 3. 1961
30. 3. 1961	Fehlstart	DISCOVERER 22	—
8. 4. 1961	1961 Lambda	DISCOVERER 23	16. 4. 1962
12. 4. 1961	1961 My	WOSTOK 1	12. 4. 1961 (L)
25. 4. 1961	Fehlstart	MERCURY-Atlas 3	—
27. 4. 1961	1961 Ny	EXPLORER 11	
24. 5. 1961	Fehlstart	EXPLORER (12)	—
8. 6. 1961	Fehlstart	DISCOVERER 24	—
16. 6. 1961	1961 Xi	DISCOVERER 25	12. 7. 1961
29. 6. 1961	{ 1961 Omikron 1	{ TRANSIT 4 A	}
		{ INJUN 1	
		{ SR 3	
30. 6. 1961	Fehlstart	EXPLORER (13)	—
7. 7. 1961	1961 Pi	DISCOVERER 26	5. 12. 1961
12. 7. 1961	1961 Rho	TIROS 3	
12. 7. 1961	1961 Sigma	MIDAS 3	

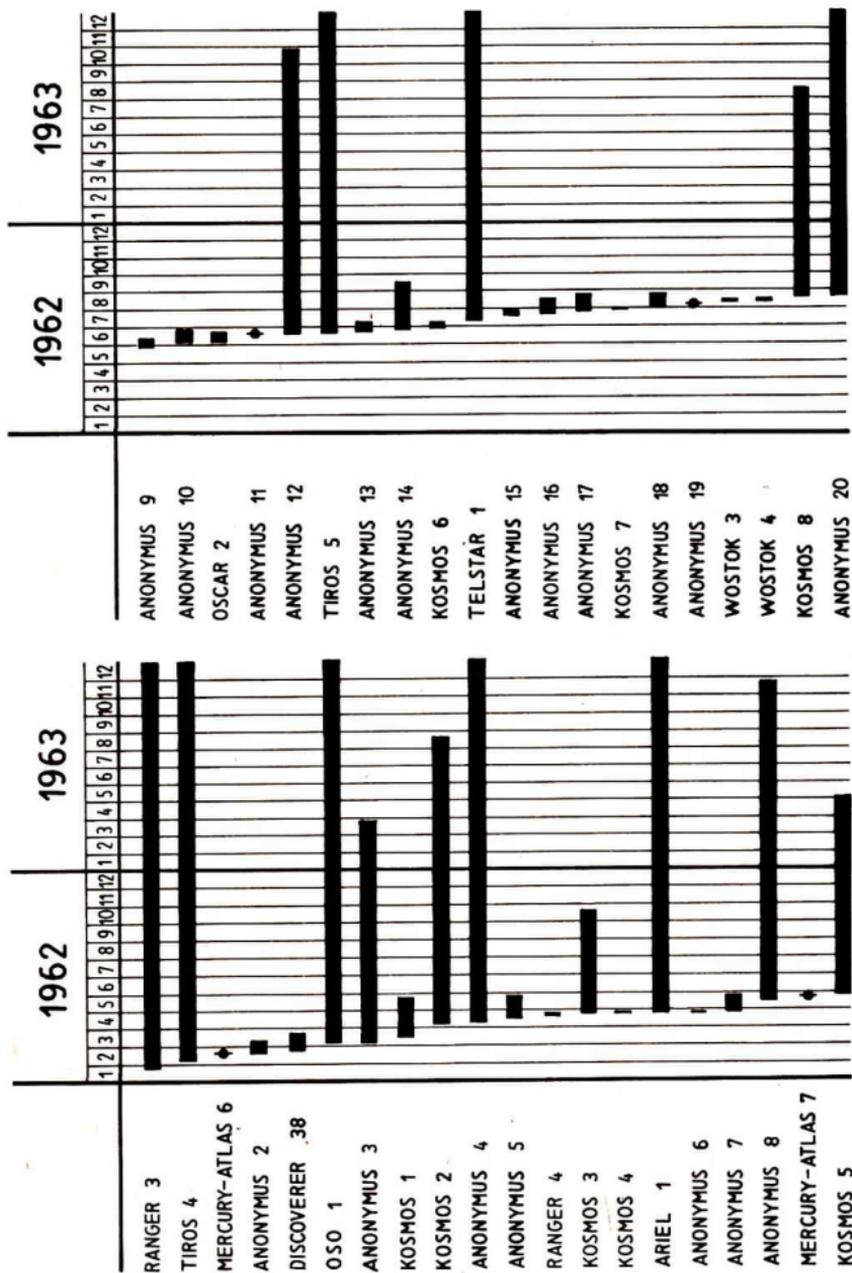


Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
21. 7. 1961	Fehlstart	DISCOVERER 27	–
3. 8. 1961	Fehlstart	DISCOVERER 28	–
6. 8. 1961	1961 Tau	WOSTOK 2	7. 8. 1961 (L)
16. 8. 1961	1961 Ypsilon	EXPLORER 12	
23. 8. 1961	1961 Phi	RANGER 1	30. 8. 1961
25. 8. 1961	1961 Chi	EXPLORER 13	28. 8. 1961
30. 8. 1961	1961 Psi	DISCOVERER 29	10. 9. 1961
9. 9. 1961	Fehlstart	SAMOS 3	–
12. 9. 1961	1961 Omega	DISCOVERER 30	11. 12. 1961
13. 9. 1961	1961 Alpha Alpha	MERCURY- ATLAS 4	13. 9. 1961 (L)
17. 9. 1961	1961 Alpha Beta	DISCOVERER 31	26. 10. 1961
13. 10. 1961	1961 Alpha Gamma	DISCOVERER 32	13. 11. 1961
20. 10. 1961	1961 Alpha Delta	MIDAS 4	
23. 10. 1961	Fehlstart	DISCOVERER 33	–
1. 11. 1961	Fehlstart	MERCURY- SCOUT 1	–
5. 11. 1961	1961 Alpha Epsilon	DISCOVERER 34	7. 12. 1961
15. 11. 1961	1961 Alpha Zeta	DISCOVERER 35	3. 12. 1961
15. 11. 1961	{ 1961 Alpha Eta 1	TRANSIT 4 B	
	{ 1961 Alpha Eta 2	TRAAC 1	
18. 11. 1961	1961 Alpha Theta	RANGER 2	20. 11. 1961
22. 11. 1961	Fehlstart	ANONYMUS	–
29. 11. 1961	1961 Alpha Iota	MERCURY- ATLAS 5	29. 11. 1961 (L)
12. 12. 1961	{ 1961 Alpha Kappa 1	DISCOVERER 36	8. 3. 1962
	{ 1961 Alpha Kappa 2	OSCAR 1	31. 1. 1962
22. 12. 1961	{ 1961 Alpha Lambda	ANONYMUS 1	15. 8. 1962



# 1962

Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
13. 1. 1962	Fehlstart	DISCOVERER 37	–
24. 1. 1962	Fehlstart	COMPOSITE 1	–
26. 1. 1962	1962 Alpha	RANGER 3	unbegrenzt
8. 2. 1962	1962 Beta	TIROS 4	
20. 2. 1962	1962 Gamma	MERCURY MA-6	20. 2. 1962 (L)
21. 2. 1962	1962 Delta	ANONYMUS 2	8. 3. 1962
27. 2. 1962	1962 Epsilon	DISCOVERER 38	20. 3. 1962
7. 3. 1962	1962 Zeta	OSO 1	
7. 3. 1962	1962 Eta	ANONYMUS 3	März 1963
16. 3. 1962	1962 Theta	KOSMOS 1	25. 5. 1962
6. 4. 1962	1962 Iota	KOSMOS 2	20. 8. 1963
9. 4. 1962	1962 Kappa	ANONYMUS 4	
12. 4. 1962	Fehlstart	ANONYMUS	–
17. 4. 1962	1962 Lambda	ANONYMUS 5	28. 5. 1962
23. 4. 1962	1962 My	RANGER 4	26. 4. 1962
24. 4. 1962	1962 Ny	KOSMOS 3	17. 10. 1962
26. 4. 1962	Fehlstart	ANONYMUS	–
26. 4. 1962	1962 Xi	KOSMOS 4	29. 4. 1962 (L)
26. 4. 1962	1962 Omikron	ARIEL 1	
26. 4. 1962	1962 Pi	ANONYMUS 6	28. 4. 1962
28. 4. 1962	1962 Rho	ANONYMUS 7	26. 5. 1962
8. 5. 1962	Fehlstart	CENTAUR 1	–
10. 5. 1962	Fehlstart	ANNA 1	–
15. 5. 1962	1962 Sigma	ANONYMUS 8	26. 11. 1963
23. 5. 1962	Fehlstart	ANONYMUS	–
24. 5. 1962	1962 Tau	MERCURY MA-7	24. 5. 1962 (L)
28. 5. 1962	1962 Ypsilon	KOSMOS 5	2. 5. 1963
30. 5. 1962	1962 Phi	ANONYMUS 9	11. 6. 1962
2. 6. 1962	1962 Chi 1	ANONYMUS 10	28. 6. 1962
	1962 Chi 2	OSCAR 2	21. 6. 1962
17. 6. 1962	1962 Psi	ANONYMUS 11	18. 6. 1962
18. 6. 1962	1962 Omega	ANONYMUS 12	30. 10. 1963
19. 6. 1962	1962 Alpha Alpha	TIROS 5	
23. 6. 1962	1962 Alpha Beta	ANONYMUS 13	7. 7. 1962
28. 6. 1962	Alpha Gamma	ANONYMUS 14	13. 9. 1962
30. 6. 1962	1962 Alpha Delta	KOSMOS 6	8. 7. 1962
10. 7. 1962	Alpha Epsilon	TELSTAR 1	
18. 7. 1962	1962 Alpha Zeta	ANONYMUS 15	27. 7. 1962
21. 7. 1962	1962 Alpha Eta	ANONYMUS 16	14. 8. 1962
22. 7. 1962	Fehlstart	MARINER 1	–
28. 7. 1962	1962 Alpha Theta	ANONYMUS 17	24. 8. 1962
28. 7. 1962	1962 Alpha Iota	KOSMOS 7	1. 8. 1962
2. 8. 1962	Alpha Kappa	ANONYMUS 18	26. 8. 1962
5. 8. 1962	Alpha Lambda	ANONYMUS 19	6. 8. 1962
11. 8. 1962	1962 Alpha My	WOSTOK 3	15. 8. 1962 (L)



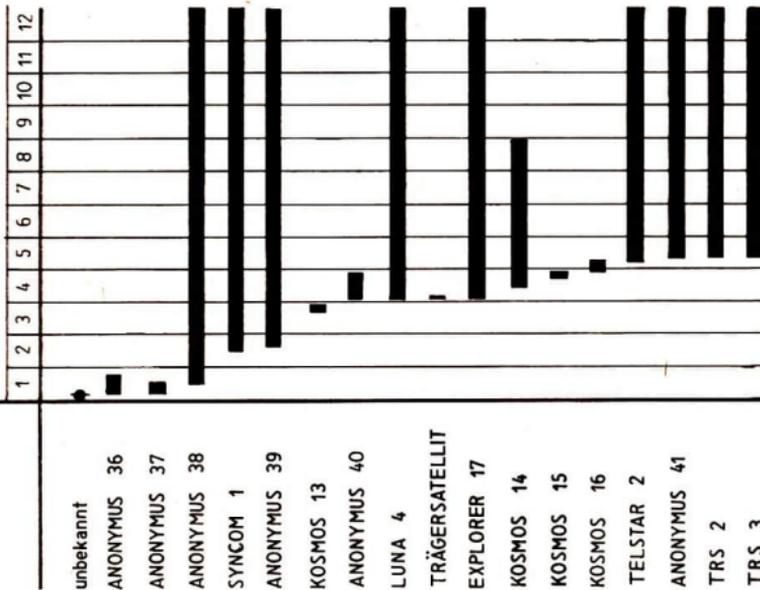
Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
12. 8. 1962	1962 Alpha Ny	WOSTOK 4	15. 8. 1962 (L)
18. 8. 1962	1962 Alpha Xi	KOSMOS 8	17. 8. 1963
23. 8. 1962	Alpha Omikron	ANONYMUS 20	
25. 8. 1962	1962 Alpha Pi	unbekannt	28. 8. 1962
27. 8. 1962	1962 Alpha Rho	MARINER 2	unbegrenzt
29. 8. 1962	1962 Alpha Sigma	ANONYMUS 21	10. 9. 1962
1. 9. 1962	1962 Alpha Tau	unbekannt	6. 9. 1962
1. 9. 1962	Alpha Ypsilon	ANONYMUS 22	Anfang 1964?
12. 9. 1962	1962 Alpha Phi	unbekannt	14. 9. 1962
17. 9. 1962	1962 Alpha Chi	{ ANONYMUS 23 TRS 1 }	19. 11. 1962
18. 9. 1962	1962 Alpha Psi	TIROS 6	
27. 9. 1962	Alpha Omega	KOSMOS 9	1. 10. 1962
29. 9. 1962	1962 Beta Alpha	ALOUETTE 1	
29. 9. 1962	1962 Beta Beta	ANONYMUS 24	13. 10. 1962
2. 10. 1962	1962 Beta Gamma	EXPLORER 14	
3. 10. 1962	1962 Beta Delta	MERCURY MA-8	3. 10. 1962 (L)
9. 10. 1962	1962 Beta Epsilon	ANONYMUS 25	16. 11. 1962
17. 10. 1962	1962 Beta Zeta	KOSMOS 10	21. 10. 1962
18. 10. 1962	1962 Beta Eta	RANGER 5	unbegrenzt
20. 10. 1962	1962 Beta Theta	KOSMOS 11	18. 5. 1964
24. 10. 1962	1962 Beta Iota	unbekannt	29. 10. 1962
26. 10. 1962	1962 Beta Kappa	ANONYMUS 26	
28. 10. 1962	1962 Beta Lambda	EXPLORER 15	
31. 10. 1962	1962 Beta My	ANNA 1 B	
1. 11. 1962	{ 1962 Beta Ny 1 1962 Beta Ny 2 }	MARS 1 Trägersatellit	unbegrenzt 2. 11. 1962
4. 11. 1962	1962 Beta Xi	unbekannt	6. 11. 1962
5. 11. 1962	1962 Beta Omikron	ANONYMUS 27	3. 12. 1962
11. 11. 1962	1962 Beta Pi	ANONYMUS 28	12. 11. 1962
11. 11. 1962	Fehlstart	ANONYMUS	—
21. 11. 1962	Fehlstart	ANONYMUS	—
24. 11. 1962	1962 Beta Rho	ANONYMUS 29	13. 12. 1962
5. 12. 1962	1962 Beta Sigma	ANONYMUS 30	8. 12. 1962
	{ 1962 Beta Tau 1 1962 Beta Tau 2 }	ANONYMUS 31 INJUN 3	
13. 12. 1962	{ 1962 Beta Tau 3 1962 Beta Tau 4 1962 Beta Tau 5 }	ANONYMUS 32 ANONYMUS 33 ANONYMUS 34	2. 7. 1963
13. 12. 1962	1962 Beta Ypsilon	RELAY 1	
14. 12. 1962	1962 Beta Phi	ANONYMUS 35	8. 1. 1963
16. 12. 1962	1962 Beta Chi	EXPLORER 16	
17. 12. 1962	Fehlstart	ANONYMUS	—
18. 12. 1962	1962 Beta Psi	TRANSIT 5 A	
12. 1962	Fehlstart	ANONYMUS	—
22. 12. 1962	1962 Beta Omega	KOSMOS 12	30. 12. 1962



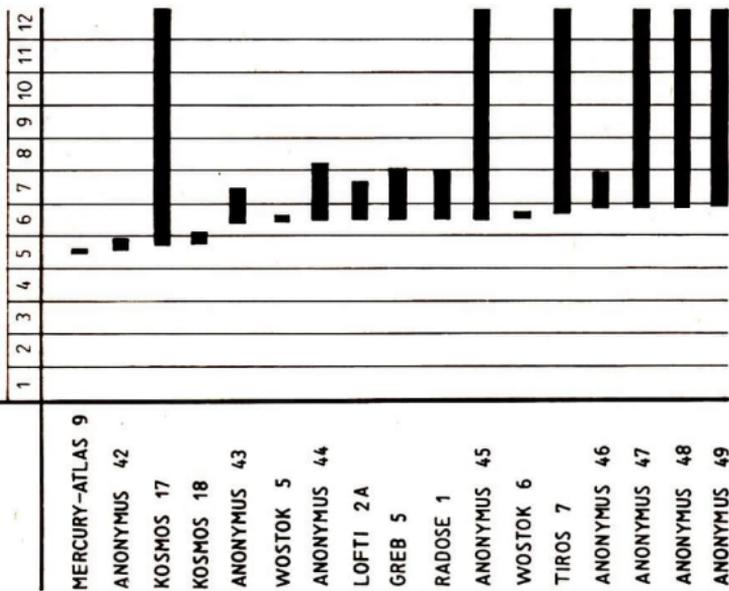
## 1963

Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
4. 1. 1963	1963-01	unbekannt	5. 1. 1963
7. 1. 1963	{ 1963-02 A	ANONYMUS 36	24. 1. 1963
	{ 1963-02 B	ANONYMUS 37	16. 1. 1963
16. 1. 1963	1963-03	ANONYMUS 38	
14. 2. 1963	1963-04	SYNCOM 1	
19. 2. 1963	1963-05	ANONYMUS 39	
28. 2. 1963	Fehlstart	ANONYMUS	—
18. 3. 1963	Fehlstart	ANONYMUS	—
21. 3. 1963	1963-06	KOSMOS 13	28. 3. 1963
1. 4. 1963	1963-07	ANONYMUS 40	26. 4. 1963
2. 4. 1963	{ 1963-08 A	LUNA 4	unbegrenzt
	{ 1963-08 B	Trägersatellit	3. 4. 1963
3. 4. 1963	1963-09	EXPLORER 17	
13. 4. 1963	1963-10	KOSMOS 14	29. 8. 1963
22. 4. 1963	1963-11	KOSMOS 15	27. 4. 1963
26. 4. 1963	Fehlstart	ANONYMUS	—
28. 4. 1963	1963-12	KOSMOS 16	8. 5. 1963
7. 5. 1963	1963-13	TELSTAR 2	
9. 5. 1963	{ 1963-14 A	ANONYMUS 41	
	{ 1963-14 B	TRS 2	
	{ 1963-14 C	TRS 3	
15. 5. 1963	1963-15	MERCURY MA-9	17. 5. 1963 (L)
18. 5. 1963	1963-16	ANONYMUS 42	27. 5. 1963
22. 5. 1963	1963-17	KOSMOS 17	
22. 5. 1963	Fehlstart	ANONYMUS	—
24. 5. 1963	1963-18	KOSMOS 18	2. 6. 1963
12. 6. 1963	Fehlstart	ANONYMUS	—
13. 6. 1963	1963-19	ANONYMUS 43	27. 7. 1963
14. 6. 1963	1963-20	WOSTOK 5	19. 6. 1963 (L)
15. 6. 1963	{ 1963-21 A	ANONYMUS 44 A	8. 8. 1963
	{ 1963-21 B	LOFTI 2 A	18. 7. 1963
	{ 1963-21 C	SOLARAD 4	1. 8. 1963
	{ 1963-21 D	RADOSE 1	30. 7. 1963
	{ 1963-21 E	ANONYMUS 44 B	27. 7. 1963
	{ 1963-21 F	ANONYMUS 44 C	5. 7. 1963
16. 6. 1963	1963-22	ANONYMUS 45	
16. 6. 1963	1963-23	WOSTOK 6	19. 6. 1963 (L)
19. 6. 1963	1963-24	TIROS 7	
27. 6. 1963	{ 1963-25 A	ANONYMUS 46	26. 7. 1963
	{ 1963-25 B	ANONYMUS 47	
28. 6. 1963	1963-26	ANONYMUS 48	
29. 6. 1963	1963-27	ANONYMUS 49	
12. 7. 1963	1963-28	ANONYMUS 50	18. 7. 1963
19. 7. 1963	1963-29	ANONYMUS 51	13. 8. 1963

1963



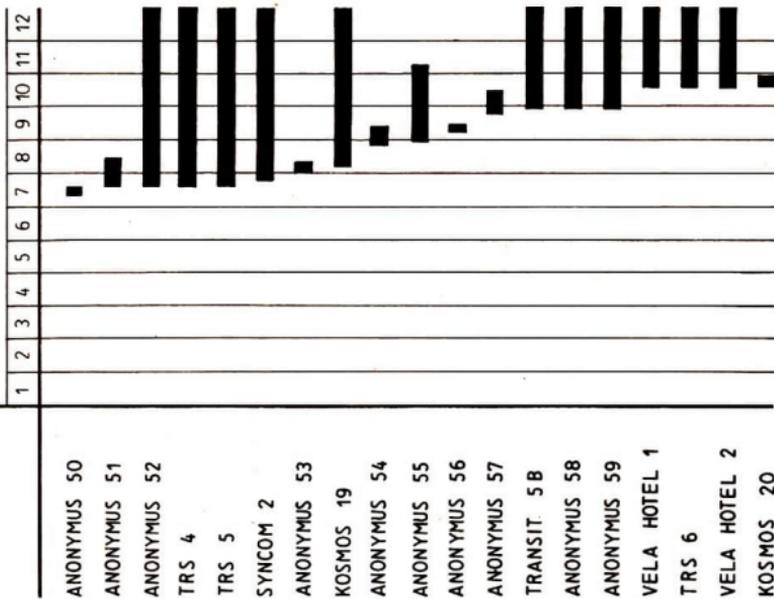
1963



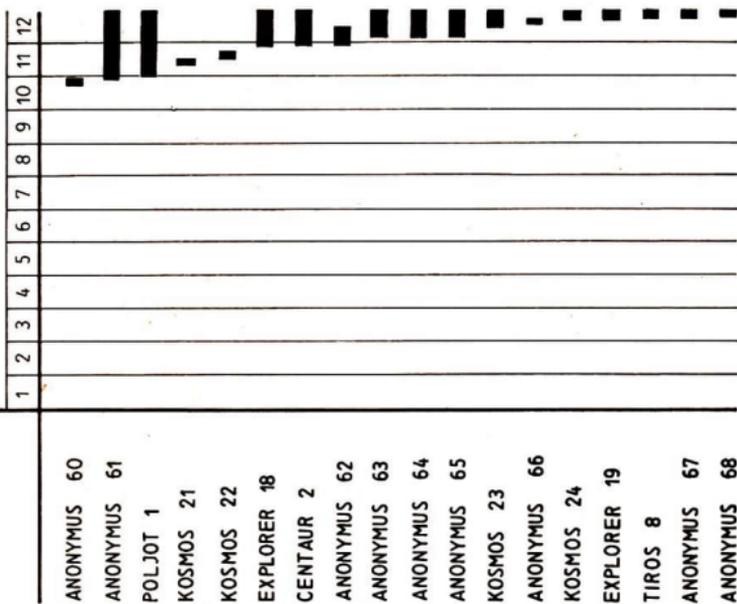
Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
19. 7. 1963	{	1963-30 A	ANONYMUS 52 A
		1963-30 B	TRS 4
		1963-30 C	TRS 5
		1963-30 D	ANONYMUS 52 B
26. 7. 1963	1963-31	SYNCOM 2	
31. 7. 1963	1963-32	ANONYMUS 53	11. 8. 1963
6. 8. 1963	1963-33	KOSMOS 19	30. 3. 1964
25. 8. 1963	1963-34	ANONYMUS 54	12. 9. 1963
29. 8. 1963	1963-35 A	ANONYMUS 55	7. 11. 1963
6. 9. 1963	1963-36	ANONYMUS 56	13. 9. 1963
24. 9. 1963	1963-37	ANONYMUS 57	12. 10. 1963
28. 9. 1963	{	1963-38 A	TRANSIT 5 B
		1963-38 B	ANONYMUS 58
		1963-38 C	ANONYMUS 59
17. 10. 1963	{	1963-39 A	VELA HOTEL 1
		1963-39 B	TRS 6
		1963-39 C	VELA HOTEL 2
18. 10. 1963	1963-40	KOSMOS 20	28. 10. 1963
25. 10. 1963	1963-41 A	ANONYMUS 60	29. 10. 1963
29. 10. 1963	{	1963-42 A	ANONYMUS 61 A
		1963-42 B	ANONYMUS 61 B
1. 11. 1963	1963-43	POLJOT 1	
11. 11. 1963	1963-44	KOSMOS 21	14. 11. 1963
16. 11. 1963	1963-45	KOSMOS 22	22. 11. 1963
27. 11. 1963	1963-46	EXPLORER 18	
27. 11. 1963	1963-47	CENTAUR 2	
27. 11. 1963	1963-48	ANONYMUS 62	15. 12. 1963
5. 12. 1963	{	1963-49 A	ANONYMUS 63*
		1963-49 B	ANONYMUS 64
		1963-49 C	ANONYMUS 65
13. 12. 1963	1963-50	KOSMOS 23	27. 3. 1964
18. 12. 1963	1963-51	ANONYMUS 66	20. 12. 1963
19. 12. 1963	1963-52	KOSMOS 24	28. 12. 1963
19. 12. 1963	1963-53	EXPLORER 19	
21. 12. 1963	1963-54	TIROS 8	
21. 12. 1963	{	1963-55 A	ANONYMUS 67
		1963-55 B	ANONYMUS 68
1963 (Startdaten unbekannt)	{	insgesamt 11 Fehlstarts	ANONYMUS

\* möglicherweise nur Raketenstufe?

1963



1963



# 1964

Start- datum	astronomische Bezeichnung	Name des Raumflugkörpers	Lebensdauer bis
11. 1. 1964	1964-01 A	ANONYMUS	
	1964-01 B	GGSE	
	1964-01 C	EGRS	
	1964-01 D	SR 5	
	1964-01 E	ANONYMUS	
19. 1. 1964	1964-02	ANONYMUS	
21. 1. 1964	1964-03	RELAY 2	
25. 1. 1964	1964-04	ECHO 2	
29. 1. 1964	1964-05	SATURN SA 5	
30. 1. 1964	1964-06 A	ELEKTRON 1	
	1964-06 B	ELEKTRON 2	
30. 1. 1964	1964-07	RANGER 6	2. 2. 1964
15. 2. 1964	1964-08	ANONYMUS	9. 3. 1964
25. 2. 1964	1964-09	ANONYMUS	1. 3. 1964
27. 2. 1964	1964-10	KOSMOS 25	
29. 2. 1964	1964-11	ANONYMUS	
11. 3. 1964	1964-12	ANONYMUS	15. 3. 1964
18. 3. 1964	1964-13	KOSMOS 26	
19. 3. 1964	Fehlstart	EXPLORER 20	—
27. 3. 1964	1964-14	KOSMOS 27	28. 3. 1964
27. 3. 1964	1964-15	ARIEL 2	
2. 4. 1964	1964-16 A	Trägersatellit	3. 4. 1964
	1964-16 B	SONDE 1	unbegrenzt
4. 4. 1964	1964-17	KOSMOS 28	12. 4. 1964
8. 4. 1964	1964-18	GEMINI GT 1	
12. 4. 1964	1964-19	POLJOT 2	
22. 4. 1964	Fehlstart	ANONYMUS	—
23. 4. 1964	1964-20	ANONYMUS	28. 4. 1964
25. 4. 1964	1964-21	KOSMOS 29	2. 5. 1964
28. 4. 1964	1964-22	ANONYMUS	26. 5. 1964
18. 5. 1964	1964-23	KOSMOS 30	26. 5. 1964
19. 5. 1964	1964-24	ANONYMUS	22. 5. 1964
28. 5. 1964	1964-25	SATURN SA 6	1. 6. 1964

## Noch kreisende Raumflugkörper

1957 1958 1959 1960 1961 1962 1963 1964\* gesamt

Auf Bahnen gelangte									
<b>Raumflugkörper</b>	2	8	14	20	39	78	75	31	267
davon niedergegangen	2	6	9	10	28	54	40	13	162
es kreisen noch	—	2	5	10	11	24	35	18	105
davon									
<b>Erdsatelliten</b>	2	6	10	19	34	68	71	29	239
davon niedergegangen	2	4	7	10	24	48	37	12	144
es kreisen noch	—	2	3	9	10	20	34	17	95
<b>Raumsonden</b>	—	2	4	1	3	5	1	2	18
davon niedergegangen	—	2	2	—	2	1	—	1	8
es kreisen noch	—	—	2	1	1	4	1	1	10
<b>Bemannte Raumschiffe</b>	—	—	—	—	2	5	3	—	10
davon gelandet	—	—	—	—	2	5	3	—	10
es kreisen noch	—	—	—	—	—	—	—	—	—

\* 1. 1. bis 31. 5. 1964

Am 31. Mai 1964 befanden sich noch folgende Raumflugkörper in der Bahn (in Klammern astronomische Bezeichnung und Startdatum):

<b>ALOUETTE 1</b>	(1962 $\beta\alpha$ — 29. 9. 1962)
<b>ANNA 1B</b>	(1962 $\beta\mu$ — 31. 10. 1962)
<b>ANONYMUS</b>	(1962 $\kappa$ — 9. 4. 1962)
<b>ANONYMUS</b>	(1962 $\alpha\sigma$ — 23. 8. 1962)
<b>ANONYMUS</b>	(1962 $\alpha\nu$ — 1. 9. 1962)
<b>ANONYMUS</b>	(1962 $\beta\kappa$ — 26. 10. 1962)
<b>ANONYMUS</b>	(1962 $\beta\tau_1$ — 13. 12. 1962)
<b>ANONYMUS</b>	(1962 $\beta\tau_2$ — 13. 12. 1962)
<b>ANONYMUS</b>	(1962 $\beta\tau_5$ — 13. 12. 1962)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—03 — 16. 1. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—05 — 19. 2. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—14 A — 9. 5. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—22 — 16. 6. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—25 B — 1. 7. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—26 — 28. 6. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—27 — 29. 6. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—30 A — 19. 7. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—30 D — 19. 7. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—38 B — 28. 9. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—38 C — 28. 9. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—42 B — 29. 10. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—49 B — 5. 12. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—49 C — 5. 12. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1963—55 B — 21. 12. 1963)
<b>ANONYMUS</b>	(1964—01 A — 11. 1. 1964)

ANONYMUS	(1964-01 E - 11. 1. 1964)
ANONYMUS	(1964-02 - 19. 1. 1964)
ANONYMUS	(1964-11 - 29. 2. 1964)
ARIEL 1	(1962 o - 26. 4. 1962)
<b>ARIEL 2</b>	(1964-15 - 27. 3. 1964)
CENTAUR 2	(1963-47 - 27. 11. 1963)
COURIER 1 B	(1960 v - 4. 10. 1960)
ECHO 1 A	(1960 ι - 12. 8. 1960)
<b>ECHO 2</b>	(1964-04 - 25. 1. 1964)
EGRS	(1964-01 C - 11. 1. 1964)
<b>ELEKTRON 1</b>	(1964-06 A - 30. 1. 1964)
<b>ELEKTRON 2</b>	(1964-06 B - 30. 1. 1964)
EXPLORER 1	(1958 α - 1. 2. 1958)
EXPLORER 7	(1959 ι - 13. 10. 1959)
EXPLORER 8	(1960 ξ - 3. 11. 1960)
EXPLORER 11	(1961 ν - 27. 4. 1961)
EXPLORER 12	(1961 υ - 16. 8. 1961)
<b>EXPLORER 14</b>	(1962 βγ - 2. 10. 1962)
EXPLORER 15	(1962 βλ - 28. 10. 1962)
EXPLORER 16	(1962 βκ - 16. 12. 1962)
EXPLORER 17	(1963-09 - 3. 4. 1963)
<b>EXPLORER 18</b>	(1963-46 - 27. 11. 1963)
<b>EXPLORER 19</b>	(1963-53 - 19. 12. 1963)
GGSE	(1964-01 B - 11. 1. 1964)
INJUN 1/SR 3	(1961 ο <sub>2</sub> - 29. 6. 1961)
INJUN 3	(1962 βτ <sub>2</sub> - 13. 12. 1962)
KOSMOS 17	(1963-17 - 22. 5. 1963)
KOSMOS 25	(1964-10 - 27. 2. 1964)
KOSMOS 26	(1964-13 - 18. 3. 1964)
LUNIK 1	(1959 μ - 2. 1. 1959)
LUNA 4	(1963-08.A - 2. 4. 1963)
MARINER 2	(1962 αρ - 27. 8. 1962)
MARS 1	(1962 βν <sub>1</sub> - 1. 11. 1962)
MIDAS 2	(1960 ζ - 24. 5. 1960)
MIDAS 3	(1961 σ - 12. 7. 1961)
MIDAS 4	(1961 αδ - 20. 10. 1961)
OSO 1	(1962 ζ - 7. 3. 1962)
PIONEER 4	(1959 ν - 3. 3. 1959)
PIONEER 5	(1960 α - 11. 3. 1960)
POLJOT 1	(1963-43 - 1. 11. 1963)
POLJOT 2	(1964-19 - 12. 4. 1964)
RANGER 3	(1962 α - 26. 1. 1962)
RANGER 5	(1962 βη - 18. 10. 1962)
<b>RELAY 1</b>	(1962 βυ - 13. 12. 1962)
<b>RELAY 2</b>	(1964-03 - 21. 1. 1964)
SAMOS 2	(1961 α - 31. 1. 1961)
<b>SATURN SA 5</b>	(1964-05 - 29. 1. 1964)
<b>SONDE 1</b>	(1964-16 B - 2. 4. 1964)

SR 1	(1960 $\eta_2$ - 22. 6. 1960)
SR 5	(1964-01 D - 11. 1. 1964)
SYNCOM 1	(1963-04 - 14. 2. 1963)
<b>SYNCOM 2</b>	(1963-31 - 26. 7. 1963)
TELSTAR 1	(1962 $\alpha\epsilon$ - 10. 7. 1962)
<b>TELSTAR 2</b>	(1963-13 - 7. 5. 1963)
TIROS 1	(1960 $\beta$ - 1. 4. 1960)
TIROS 2	(1960 $\pi$ - 23. 11. 1960)
TIROS 3	(1961 $\rho$ - 12. 7. 1960)
TIROS 4	(1962 $\beta$ - 8. 2. 1962)
TIROS 5	(1962 $\alpha\alpha$ - 19. 6. 1962)
TIROS 6	(1962 $\alpha\psi$ - 18. 9. 1962)
<b>TIROS 7</b>	(1963-24 - 19. 6. 1963)
<b>TIROS 8</b>	(1963-54 - 21. 12. 1963)
TRAAC 1	(1961 $\alpha\eta_2$ - 15. 11. 1961)
TRANSIT 1B	(1960 $\gamma$ - 13. 4. 1960)
TRANSIT 2A	(1960 $\eta_1$ - 22. 6. 1960)
<b>TRANSIT 4A</b>	(1961 $\sigma_1$ - 29. 6. 1961)
TRANSIT 4B	(1961 $\alpha\eta_1$ - 15. 11. 1961)
TRANSIT 5A	(1962 $\beta\psi$ - 18. 12. 1962)
<b>TRANSIT 5B</b>	(1963-38 A - 28. 9. 1963)
TRS 2	(1963-14 B - 9. 5. 1963)
TRS 3	(1963-14 C - 9. 5. 1963)
TRS 4	(1963-30 B - 19. 7. 1963)
TRS 5	(1963-30 C - 19. 7. 1963)
TRS 6	(1963-39 B - 17. 10. 1963)
<b>VANGUARD 1</b>	(1958 $\beta$ - 17. 3. 1958)
VANGUARD 2	(1959 $\alpha$ - 17. 2. 1959)
VANGUARD 3	(1959 $\eta$ - 18. 9. 1959)
<b>VELA</b>	(1963-39A - 17. 10. 1963)
<b>VELA</b>	(1963-39C - 17. 10. 1963)
VENUS 1	(1961 $\gamma_3$ - 12. 12. 1961)

Die fettgedruckten Raumflugkörper sendeten am 31. 5. 1964 noch.

#### Raumflugkörper 1957 bis 1964 in alphabetischer Reihenfolge

Die Abkürzungen bedeuten: G = Umlaufmasse,  $\varphi$  = Bahnneigungswinkel bzw. i = Inklination,  $h_p$  = Höhe im Perigäum bzw. Perihel,  $h_A$  = Höhe im Apogäum bzw. Aphel, T = Umlaufzeit, S = Flugstrecke, D = Flugdauer, H = größte erreichte Höhe (bei ballistischen Flügen)

#### ALOUETTE (KANADA/USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
ALOUETTE 1	1962 $\beta\alpha$	29. 9. 62	145,3	80,49	993	1032	105,52

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## ANNA (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	h <sub>P</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Lebens- dauer bis
ANNA 1 Fehlstart	10. 5. 62	161,0	—	—	—	—	—
ANNA 1 B 1962 $\beta\mu$	31. 10. 62	161,0	50,14	1085	1169	107,84	

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 1 = 50%; Fehlstarts: 1 = 50%

## ANONYMUS (USA)

	Start- datum	Trä- ger- rak.	$\varphi$ Grad	h <sub>P</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Lebens- dauer bis
Fehlstart	22.11. 61	A	—	—	—	—	—
1961 $\alpha\lambda$	22.12. 61	A	89,59	233	751	94,5	15. 8. 62
1962 $\delta$	21. 2. 62	T	91,97	168	375	89,7	8. 3. 62
1962 $\eta$	7. 3. 62	A	90,93	236	668	93,9	3. 63
1962 $\kappa$	9. 4. 62	A	86,68	2815	3380	153,0	
Fehlstart	12. 4. 62	S	—	—	—	—	—
1962 $\lambda$	17. 4. 62	T	73,45	200	298	89,5	28. 5. 62
Fehlstart	26. 4. 62	S	—	—	—	—	—
1962 $\pi$	26. 4. 62	A	—	—	—	—	28. 4. 62
1962 $\rho$	28. 4. 62	T	73,67	177	364	90,0	26. 5. 62
1962 $\sigma$	15. 5. 62	T	82,45	286	654	94,1	26.11.63
Fehlstart	23. 5. 62	S	—	—	—	—	—
1962 $\varphi$	30. 5. 62	T	74,1	194	318	89,7	11. 6. 62
1962 $\varkappa_1$	2. 6. 62	T	74,26	210	387	90,5	28. 6. 62
1962 $\psi$	17. 6. 62	T	—	—	—	—	18. 6. 62
1962 $\omega$	18. 6. 62	A	82,11	366	409	92,4	30.10.63
1962 $\alpha\beta$	23. 6. 62	T	75,09	207	292	88,58	7. 7. 62
1962 $\alpha\gamma$	28. 6. 62	T	76,07	209	688	93,6	13. 9. 62
1962 $\alpha\zeta$	18. 7. 62	A	96,12	180	228	88,73	27. 7. 62
1962 $\alpha\eta$	21. 7. 62	T	70,28	206	379	90,42	14. 8. 62
1962 $\alpha\theta$	28. 7. 62	T	71,06	222	293	89,64	24. 8. 62
1962 $\alpha\kappa$	2. 8. 62	T	82,25	206	423	90,91	26. 8. 62
1962 $\alpha\lambda$	5. 8. 62	A	96,3	202(?)	202	88,62	6. 8. 62
1962 $\alpha\omicron$	23. 8. 62	S	98,6	618	844	99,62	
1962 $\alpha\sigma$	29. 8. 62	T	65,21	182	393	90,38	10. 9. 62
1962 $\alpha\upsilon$	1. 9. 62	T	82,82	300	670	94,42	Anf. 64
1962 $\alpha\chi$	17. 9. 62	T	81,84	204	668	93,33	19.11.62
1962 $\beta\beta$	29. 9. 62	T	65,4	202	377	90,3	13.10.62
1962 $\beta\epsilon$	9.10.62	T	81,96	212	426	90,96	16.11.62
1962 $\beta\kappa$	26.10.62	T	71,41	170	4850	147,87	
1962 $\beta\omicron$	5.11.62	T	74,98	208	409	90,71	3.12.62
1962 $\beta\pi$	11.11.62	A	96,0	206	—	88,65	12.11.62
Fehlstart	11.11.62	S	—	—	—	—	—
Fehlstart	21.11.62	S	—	—	—	—	—

## ANONYMUS (USA), Fortsetzung

	Start- datum	Trä- ger- rak.	$\varphi$ Grad	h <sub>p</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Lebens- dauer bis
1962 $\beta\rho$	24.11.62	T	65,14	204	336	89,92	13.12.62
1962 $\beta\sigma$	5.12.62	T	65,08	195	274	89,16	8.12.62
1962 $\beta\tau_1$	13.12.62	T	70,36	233	2786	116,26	2. 7.63
1962 $\beta\tau_3$			70,36	224	2763	115,89	
1962 $\beta\tau_4$			70,34	232	2785	116,24	
1962 $\beta\tau_5$			70,34	229	2786	116,22	
1962 $\beta\varphi$	14.12.62	T	70,97	202	392	90,48	8. 1.63
Fehlstart	17.12.62	A	—	—	—	—	—
Fehlstart	12.62	S	—	—	—	—	—
1963—02 A)	7. 1.63	T	82,3	214	391	90,54	24. 1.63
1963—02 B)			82,2	209	377	90,3	16. 1.63
1963—03	16. 1.63	T	81,89	476	516	94,66	
1963—05	19. 2.63	S	100,48	487	796	97,79	
Fehlstart	28. 2.63	T	—	—	—	—	—
Fehlstart	18. 3.63	T	—	—	—	—	—
1963—07	1. 4.63	T	75,4	207	409	90,66	26. 4.63
Fehlstart	26. 4.63	T	—	—	—	—	—
1963—14 A	9. 5.63	A	87,42	3610	3680	166,6	
1963—16	18. 5.63	T	74,54	153	497	91,12	27. 5.63
Fehlstart	22. 5.63	—	—	—	—	—	—
Fehlstart	12. 6.63	A	—	—	—	—	—
1963—19	13. 6.63	T	81,7	204	412	90,67	27. 7.63
1963—21 A)	15. 6.63	T	69,86	172	920	95,65	8. 8.63
1963—21 E)			69,9	175	870	95,0	27. 7.63
1963—21 F)			69,9	183	858	94,9	5. 7.63
1963—22	16. 6.63	S	89,97	744	850	100,7	
1963—25 A)	27. 6.63	T	80,8	201	409	90,1	26. 7.63
1963—25 B)			82,1	323	4135	132,6	
1963—26	28. 6.63	S	49,8	428	1295	102,08	
1963—27	29. 6.63	T	82,36	498	578	94,87	
1963—28	12. 7.63	A	95,32	178	199	88,2	18. 7.63
1963—29	19. 7.63	T	82,9	193	331	89,8	13. 8.63
1963—30 A)	19. 7.63	A	88,36	3630	3720	167,9	
1963—30 D)			88,5	3645?	3765?	168,02	
1963—32	31. 7.63	T	74,7	158	462	90,63	11. 8.63
1963—34	25. 8.63	T	75,01	225	324	89,5	12. 9.63
1963—35 A	29. 8.63	T	81,89	294	324	90,85	7.11.63
1963—36	6. 9.63	A	94,37	168	265	89,1	13. 9.63
1963—37 A)	24. 9.63	T	74,84	162	442	90,64	12.10.63
1963—37 B)			nicht bestätigt				
1963—38 B)	28. 9.63	T*	89,86	1087	1146	107,4	
1963—38 C)			89,9	1070	1130	107,4	
1963—41 A	25.10.63	A	99,05	145	335	89,0	29.10.63

## ANONYMUS (USA), Fortsetzung

	Start- datum	Trä- ger- rak.	$\varphi$ Grad	$h_P$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
1963—42 A	29.10.63	T	89,9	280	350	90,9	21. 1.64
1963—42 B			89,99	310	560	93,4	
1963—48	27.11.63	T	69,99	175	379	90,08	15.12.63
1963—49 B	5.12.63	T*	89,9	1069	1112	107,18	
1963—49 C			89,95	1071	1110	107,16	
1963—51	18.12.63	A	97,89	140	285	88,51	20.12.63
1963—55 A	21.12.63	T	64,4	175	354	89,96	8. 1.64
1963—55 B			64,51	315	394	91,71	
1963—55 C			Existenz umstritten				
Fehlstart	unbekannt	—	—	—	—	—	—
Fehlstart	unbekannt	—	—	—	—	—	—
Fehlstart	unbekannt	—	—	—	—	—	—
Fehlstart	unbekannt	—	—	—	—	—	—
Fehlstart	unbekannt	—	—	—	—	—	—
Fehlstart	unbekannt	—	—	—	—	—	—
1964—01 A	11. 1.64	T	69,90	909	929	103,41	
1964—01 E			69,90	904	935	103,48	
1964—02	19. 1.64	T	99,02	808	840	101,35	
1964—08	15. 2.64	T	74,94	183	444	90,76	9. 3.64
1964—09	25. 2.64	A	95,66	173	204	88,18	1. 3.64
1964—11	29. 2.64	T	82,04	483	534	94,6	
1964—12	11. 3.64	A	95,74	155	220	88,5	15. 3.64
Fehlstart	22. 4.64	T*	—	—	—	—	—
1964—20	23. 4.64	A	103,56	158	383	89,83	28. 4.64
1964—22	28. 4.64	T	79,94	178	452	90,88	26. 5.64
1964—24	19. 5.64	A	101,2	142	380	89,69	22. 5.64

Die Abkürzungen in der Spalte „Trägerrakete“ bedeuten:  
A—Atlas-Agena, S—Blue Scout, T—Thor-Agena, T\*—Thor-  
Able Star

bekanntgegebene Startversuche: 95; davon erfolgreich (?):  
75 = 79%; bekanntgegebene Fehlstarts: 20(?) = 21%

### ARIEL (GROSSBRITANNIEN/USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
ARIEL 1	1962 o	26.4.62	59,7	53,86	395	1173	100,6
ARIEL 2	1964-15	27.3.64	68,0	51,67	213	1496	103,0

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 2 = 100%; Fehlstarts: 0

### BEACON (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
BEACON 1	Fehlstart	22.10.58	4,1	—	—	—	—
BEACON 2	Fehlstart	14. 8.59	4,5	—	—	—	—

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 0; Fehlstarts: 2 = 100%

### CENTAUR (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
CENTAUR 1	Fehlstart	8. 5. 62	~4500	—	—	—	—
CENTAUR 2	1963-47	27. 11. 63	4631	30,35	490	1750	107,5

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 1 = 50%; Fehlstarts: 1 = 50%

### COMPOSITE (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
COMPOSITE 1	Fehlstart	24.1.62	99,3	—	—	—	—

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 0; Fehlstarts: 1 = 100%

### COURIER (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
COURIER 1A	Fehlstart	18.8.60	215	—	—	—	—
COURIER 1B	1960 v	4.10.60	227	28,3	945	1238	106,9

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 1 = 50%; Fehlstarts: 1 = 50%

## DISCOVERER (USA)

			Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	h <sub>p</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Lebens- dauer bis
DISCOVERER 1	1959	$\beta$	28. 2.59	598,7	89,7	164	978	95,9	5. 3.59
DISCOVERER 2	1959	$\gamma$	13. 4.59	726,4	89,9	246	349	90,5	26. 4.59
DISCOVERER 3		Fehlstart	3. 6.59	771,8	—	—	—	—	—
DISCOVERER 4		Fehlstart	25. 6.59	771,8	—	—	—	—	—
DISCOVERER 5	1959	$\epsilon$	13. 8.59	771,8	80,01	222	737	94,14	28. 9.59
DISCOVERER 6	1959	$\zeta$	19. 8.59	771,8	84,0	214	856	95,3	20.10.59
DISCOVERER 7	1959	$\kappa$	7.11.59	771,8	81,64	166	848	94,55	26.11.59
DISCOVERER 8	1959	$\lambda$	20.11.59	771,8	80,65	188	1672	103,66	8. 3.60
DISCOVERER 9		Fehlstart	4. 2.60	771,8	—	—	—	—	—
DISCOVERER 10		Fehlstart	19. 2.60	771,8	—	—	—	—	—
DISCOVERER 11	1960	$\delta$	15. 4.60	771,8	80,1	172	594	92,3	26. 4.60
DISCOVERER 12		Fehlstart	29. 6.60	771,8	—	—	—	—	—
DISCOVERER 13	1960	$\theta$	10. 8.60	771,8	82,85	262	689	94,1	14.11.60
DISCOVERER 14	1960	$\chi$	18. 8.60	771,8	79,6	187	804	94,5	16. 9.60
DISCOVERER 15	1960	$\mu$	13. 9.60	771,8	80,93	207	763	94,24	18.10.60
DISCOVERER 16		Fehlstart	26.10.60	953,4	—	—	—	—	—
DISCOVERER 17	1960	$\omicron$	12.11.60	953,4	81,86	189	989	96,45	29.12.60
DISCOVERER 18	1960	$\sigma$	7.12.60	953,4	81,5	235	680	94,1	2. 4.61
DISCOVERER 19	1960	$\tau$	20.12.60	953,4	83,4	211	637	93,0	23. 1.61
DISCOVERER 20	1961	$\xi$	17. 2.61	1107,0	80,91	291	789	95,4	28. 7.62
DISCOVERER 21	1961	$\zeta$	18. 2.61	998,8	80,74	243	1072	97,8	20. 4.62
DISCOVERER 22		Fehlstart	30. 3.61	953,4	—	—	—	—	—
DISCOVERER 23	1961	$\lambda$	8. 4.61	953,4	82,31	300	653	94,0	16. 4.62
DISCOVERER 24		Fehlstart	8. 6.61	953,4	—	—	—	—	—
DISCOVERER 25	1961	$\xi$	16. 6.61	953,4	82,11	227	409	90,87	12. 7.61
DISCOVERER 26	1961	$\pi$	7. 7.61	953,4	82,94	233	811	95,0	5.12.61
DISCOVERER 27		Fehlstart	21. 7.61	953,4	—	—	—	—	—
DISCOVERER 28		Fehlstart	3. 8.61	953,4	—	—	—	—	—
DISCOVERER 29	1961	$\psi$	30. 8.61	953,4	82,14	225	555	91,6	10. 9.61
DISCOVERER 30	1961	$\omega$	12. 9.61	953,4	82,58	224	563	92,4	11.12.61
DISCOVERER 31	1961	$\alpha\beta$	17. 9.61	953,4	82,7	237	406	90,7	26.10.61
DISCOVERER 32	1961	$\alpha\gamma$	13.10.61	953,4	81,69	237	396	90,84	13.11.61
DISCOVERER 33		Fehlstart	23.10.61	953,4	—	—	—	—	—
DISCOVERER 34	1961	$\alpha\epsilon$	5.11.61	953,4	82,67	215	1025	97,2	7.12.61
DISCOVERER 35	1961	$\alpha\zeta$	15.11.61	953,4	81,63	237	278	89,76	3.12.61
DISCOVERER 36	1961	$\alpha\kappa$	12.12.61	953,4	81,2	237	448	91,5	8. 3.62
DISCOVERER 37		Fehlstart	13. 1.62	953,4	—	—	—	—	—
DISCOVERER 38	1962	$\epsilon$	27. 2.62	953,4	82,23	334	609	90,4	20. 3.62

Startversuche: 38; davon erfolgreich: 16 = 42%; teilweise erfolgreich: 10 = 26%; Fehlstarts: 12 = 32%

## ECHO (USA)

		Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
ECHO 1	Fehlstart	13.5.60	60,0	—	—	—	—	—
ECHO 1A	1960 i	12.8.60	62,4	47,22	1524	1684	118,22	
ECHO 2	1964—04	25.1.64	257,0	81,49	1030	1315	108,0	

Startversuche: 3; davon erfolgreich: 2 = 66,7%; Fehlstarts: 1 = 33,3%

## EGRS (USA)

		Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Sub- satellit von
EGRS	1964—01 C	11. 1. 1964	69,88	906	937	103,48			Ano- nymus

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## ELEKTRON (UdSSR)

		Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T h	Lebens- dauer bis
ELEKTRON 1	1964-06A	30.1.64	60,83	406	7145	2,82	—	
ELEKTRON 2	1964-06B			457	68200	22,67	—	

Startversuche 2: davon erfolgreich: 2 = 100%; Fehlstarts: 0

## EXPLORER (USA)

		Start-		$\varphi$	$h_p$	$h_A$	T	Lebens-
		datum	G	Grad	km	km	min	dauer
								bis
EXPLORER 1	1958 $\alpha$	1. 2.58	13,96	33,21	361	2530	114,9	
EXPLORER 2	Fehlstart	5. 3.58	13,96	—	—	—	—	—
EXPLORER 3	1958 $\gamma$	26. 3.58	14,06	33,37	192	2820	115,87	27. 6.58
EXPLORER 4	1958 $\epsilon$	26. 7.58	17,43	50,29	262	2220	110,27	23.10.59
EXPLORER (5)	Fehlstart	24. 8.58	17,5	—	—	—	—	—
EXPLORER (6)	Fehlstart	16. 7.59	41,5	—	—	—	—	—
EXPLORER 6	1959 $\delta$	7. 8.59	64,4	46,95	253	42450	12 <sup>h</sup> 48 <sup>m</sup>	Juli 61
EXPLORER 7	1959 $\iota$	13.10.59	41,18	50,32	557	1090	101,35	
EXPLORER (8)	Fehlstart	23. 3.60	41	—	—	—	—	—
EXPLORER 8	1960 $\xi$	3.11.60	40,8	49,95	422	2293	112,8	
EXPLORER (9)	Fehlstart	4.12.60	36	—	—	—	—	—
EXPLORER 9	1961 $\delta$	16. 2.61	36,3	38,86	634	2583	118,28	19. 4.64
EXPLORER (10)	Fehlstart	24. 2.61	33,6	—	—	—	—	—
EXPLORER 10	1961 $\kappa$	25. 3.61	35,9	33,0	177	181050	111 <sup>h</sup>	29. 3.61
EXPLORER 11	1961 $\nu$	27. 4.61	42,75	28,76	482	1792	108,1	
EXPLORER (12)	Fehlstart	24. 5.61	41	—	—	—	—	—
EXPLORER (13)	Fehlstart	30. 6.61	85	—	—	—	—	—
EXPLORER 12	1961 $\upsilon$	16. 8.61	37,52	33,3	288	76900	26 <sup>h</sup> 24 <sup>m</sup>	
EXPLORER 13	1961 $\times$	25. 8.61	84,9	37,7	124	1167	97,27	28. 8.61
EXPLORER 14	1962 $\beta\gamma$	2.10.62	40,4	32,95	282	98550	34 <sup>h</sup> 4 <sup>m</sup>	
EXPLORER 15	1962 $\beta\lambda$	28.10.62	45,4	18,02	312	17640	5 <sup>h</sup> 15 <sup>m</sup>	
EXPLORER 16	1962 $\beta\kappa$	16.12.62	100,8	51,99	755	1170	104,32	
EXPLORER 17	1963—09	3. 4.63	184,0	57,63	256	917	96,4	
EXPLORER 18	1963—46	27.11.63	62,6	33,5	193	197585	93 <sup>h</sup>	
EXPLORER 19	1963—53	19.12.63	704	78,61	598	2380	115,9	
EXPLORER 20	Fehlstart	19. 3.64	120	—	—	—	—	—

Startversuche: 26; davon erfolgreich: 16 = 61,5%; teilweise erfolgreich  
1 = 4%; Fehlstarts: 9 = 34,5%

## GEMINI-TITAN (USA)

	Start-	G	$\varphi$	$h_p$	$h_A$	T	Lebens-	
	datum	kg	Grad	km	km	min	dauer	
							bis	
GEMINI GT 1	1964—18	8.4.64	3180	32,56	156	300	89,05	12. 4.64

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## GGSE (USA)

	Start-	G	$\varphi$	$h_p$	$h_A$	T	Lebens-	Subsatellit
	datum	kg	Grad	km	km	min	dauer	von
							bis	
GGSE 1964—01 B	11.1.64	69,44	898	943	103,43			Anonymus

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## INJUN (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Subsatellit von
INJUN 1	1961 $\sigma_2$	29. 6.61	18,14	66,78	863	1024	103,8	TRANSIT 4A
INJUN 2	Fehlstart	24. 1.62	26,8	—	—	—	—	Composite 1
INJUN 3	1962 $\beta_{\tau_2}$	13.12.62	48,1	70,38	235	2786	116,32	Anonymus

Startversuche: 3; davon erfolgreich: 1 = 33,3%; teilweise erfolgreich: 1 = 33,3%;  
Fehlstarts: 1 = 33,3%

## KOSMOS (UdSSR)

	Start- datum	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
KOSMOS 1	1962 $\vartheta$	16. 3.62	49	217	980	96,35
KOSMOS 2	1962 $\iota$	6. 4.62	49	212	1546	102,25
KOSMOS 3	1962 $\nu$	24. 4.62	48,98	229	720	93,8
KOSMOS 4	1962 $\xi$	26. 4.62	65	298	330	90,6
KOSMOS 5	1962 $\upsilon$	28. 5.62	49,07	203	1600	102,73
KOSMOS 6	1962 $\alpha\delta$	30. 6.62	49	274	360	90,6
KOSMOS 7	1962 $\alpha\epsilon$	28. 7.62	64,95	210	369	90,1
KOSMOS 8	1962 $\alpha\xi$	18. 8.62	48,97	256	604	92,93
KOSMOS 9	1962 $\alpha\omega$	27. 9.62	65	301	353	90,9
KOSMOS 10	1962 $\beta\zeta$	17.10.62	65	210	380	90,2
KOSMOS 11	1962 $\beta\theta$	20.10.62	48,97	245	921	95,95
KOSMOS 12	1962 $\beta\omega$	22.12.62	65	211	405	90,45
KOSMOS 13	1963—06	21. 3.63	64,97	205	337	89,77
KOSMOS 14	1963—10	13. 4.63	48,95	265	512	92,1
KOSMOS 15	1963—11	22. 4.63	65,00	173	371	89,77
KOSMOS 16	1963—12	28. 4.63	65,02	207	401	90,4
KOSMOS 17	1963—17	22. 5.63	49,03	260	788	94,84
KOSMOS 18	1963—18	24. 5.63	65,02	209	301	89,44
KOSMOS 19	1963—33	6. 8.63	49	270	519	92,2
KOSMOS 20	1963—40	18.10.63	64,89	206	311	89,55
KOSMOS 21	1963—44	11.11.63	64,83	195	229	88,5
KOSMOS 22	1963—45	16.11.63	64,93	204	394	90,36
KOSMOS 23	1963—50	13.12.63	48,96	240	613	92,91
KOSMOS 24	1963—52	19.12.63	65,03	211	408	90,51
KOSMOS 25	1964—10	27. 2.64	49,01	272	526	92,27
KOSMOS 26	1964—13	18. 3.64	49,00	271	403	91,0
KOSMOS 27	1964—14	27. 3.64	64,8	192	237	88,63
KOSMOS 28	1964—17	4. 4.64	65,04	209	395	90,38
KOSMOS 29	1964—21	25. 4.64	65,07	204	309	89,52
KOSMOS 30	1964—23	18. 5.64	64,93	207	383	90,24

Startversuche: 30; davon erfolgreich: 30 = 100%; Fehlstarts: 0

## LOFTI (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Subsattelit von	
LOFTI 1	1961 $\eta$	22. 2. 61	26	28,38	174	1007	94,5	30. 3. 61	TRANSIT3B
LOFTI 2	Fehlstart	24. 1. 62	26,3	—	—	—	—	—	Composite1
LOFTI 2A	1963—21 B	15. 6. 63	26	69,88	175	884	95,2	18. 7. 63	Anonymus

Startversuche: 3; davon erfolgreich: 1 = 33,3%; teilweise erfolgreich: 1 = 33,3%;  
Fehlstarts: 1 = 33,3%

## LUNIK (UdSSR)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T d	Lebens- dauer bis	
LUNIK 1	1959 $\mu$	2. 1. 59	361,3	0,01	$146,4 \cdot 10^6$	$197,2 \cdot 10^6$	443	ewig
LUNIK 2	1959 $\xi$	12. 9. 59	390,2	Flugbahn führte zum Mond			13. 9. 59	
LUNIK 3	1959 $\theta$	4. 10. 59	278,5	104,4	47500	470000	15,31	20. 4. 60
LUNA 4	1963—08A	2. 4. 63	1422,0		90000	750000	30,7	ewig

Startversuche: 4; davon erfolgreich: 3 = 75%; teilweise erfolgreich: 1 = 25%;  
Fehlstarts: 0

## MARINER (USA)

	Start- datum	G kg	i Grad	$h_p$ $10^6$ km	$h_A$ $10^6$ km	T d	Lebens- dauer bis	
MARINER 1	Fehlstart	22. 7. 62	200	—	—	—	—	
MARINER 2	1962 $\alpha\rho$	27. 8. 62	202	1,3	105,47	183,24	354,9	ewig

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 1 = 50%; Fehlstarts: 1 = 50%

## MARS-SONDE (UdSSR)

	Start- datum	G kg	$h_p$ $10^6$ km	$h_A$ $10^6$ km	T	Lebens- dauer bis
MARS 1	1962 $\beta v_1$	1. 11. 62	893,5			ewig

Startversuche: 1; davon teilweise erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

**MERCURY-ATLAS (USA)**

	Start-	G	$\varphi$	$h_p$	$h_A$	T	Um-	Landung	Astronaut
	datum	kg	Grad	km	km	min	läufe	am	
MA-1 Fehlstart	29. 7. 60	1200	—	—	—	—	—	—	—
MA-2 ballist.	21. 2. 61	1200	H = 174 km; S = 2295 km				21. 2. 61	—	—
MA-3 Fehlstart	25. 4. 61	1225	—	—	—	—	—	—	—
MA-4 1961 $\alpha\alpha$	13. 9. 61	1226	32,8	159	231	88,6	1	13. 9. 61	—
MA-5 1961 $\alpha\iota$	29. 11. 61	1311	32,5	161	237	88,5	2	29.11. 61	Affe „Enos“
MA-6 1962 $\gamma$	20. 2. 62	1317	32,54	157	257	88,2	3	20. 2. 62	Glenn
MA-7 1962 $\tau$	24. 5. 62	1351	32,54	155	254	88,2	3	24. 5. 62	Carpenter
MA-8 1962 $\beta\delta$	3. 10. 62	1375	32,55	153	283	88,75	6	3.10. 62	Schirra
MA-9 1963-15	15. 5. 63	1362	32,55	161	267	88,74	23	17. 5. 63	Cooper

Startversuche: 9; davon erfolgreich: 5 = 56%; teilweise erfolgreich: 2 = 22%;  
Fehlstarts: 2 = 22%

**MERCURY-REDSTONE (USA)**

	Start-	G	H	S	D	Astronaut
	datum	kg	km	km	min	
MR-1 Fehlstart	21. 11. 60	1000	—	—	—	—
MR-1 A ballist.	19. 12. 60	1000	217	379	16,0	—
MR-2 ballist.	31. 1. 61	1000	249	675	16,5	Affe „Ham“
MR-3 ballist.	5. 5. 61	1021	184	484	15,0	Shepard
MR-4 ballist.	21. 7. 61	1021	190	491	15,37	Grissom

Startversuche: 5; davon erfolgreich: 3 = 60%; teilweise erfolgreich:  
reich: 1 = 20%; Fehlstarts: 1 = 20%

**MERCURY-SCOUT (USA)**

	Start-	G	$\varphi$	$h_p$	$h_A$	T	Lebens-
	datum	kg	Grad	km	km	min	dauer
							bis
MS 1 Fehlstart	1. 11. 61	—	—	—	—	—	—

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 0; Fehlstarts: 1 = 100%

## MIDAS (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
MIDAS 1	Fehlstart	26. 2.60	1590	—	—	—	—
MIDAS 2	1960 $\xi$	24. 5.60	1590	33,0	467	517	94,34
MIDAS 3	1961 $\sigma$	12. 7.61	1589	91,17	3431	3470	161,5
MIDAS 4	1961 $\alpha\delta$	20.10.61	1589	95,88	3504	3747	166,0

Startversuche: 4; davon erfolgreich: 3 = 75%; Fehlstarts:  
1 = 25%

## OSCAR (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Subsattelit von	
OSCAR 1	1961 $\alpha x_2$	12. 12. 61	4,5	81,2	234	414	91,1	31. 1. 62	Discoverer 36
OSCAR 2	1962 $x_2$	2. 6. 62	4,5	74,26	207	386	90,5	21. 6. 62	Anonymus

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 2 = 100%; Fehlstarts: 0

## OSO (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
OSO 1	1962 $\zeta$	7. 3. 62	199,8	32,92	557	577	96,8

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## PIONEER (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ $10^6$ km	$h_A$ $10^6$ km	T d	Lebens- dauer bis
PIONEER 0	Fehlstart	17. 8.58	11,35	—	—	—	—
PIONEER 1	1958 $\eta$	11.10.58	17,6	—	—	—	12.10.58
PIONEER 2	Fehlstart	8.11.58	15,6	—	—	—	—
PIONEER 3	1958 $\theta$	6.12.58	5,88	—	—	—	7.12.58
PIONEER 4	1959 $\nu$	3. 3.59	6,07	0,127	147,66	170,32	394,75 ewig
PIONEER (5)	Fehlstart	24. 9.59	43,0	—	—	—	—
PIONEER (5)	Fehlstart	26.11.59	43,0	—	—	—	—
PIONEER 5	1960 $\alpha$	11. 3.60	43,0	3,351	120,5	148,5	311,64 ewig
PIONEER 6	Fehlstart	25. 9.60	43,0	—	—	—	—
PIONEER 7	Fehlstart	15.12.60	43,0	—	—	—	—

Startversuche: 10; davon erfolgreich: 1 = 10%; teilweise erfolgreich:  
3 = 30%; Fehlstarts: 6 = 60%

## POLJOT (UdSSR)

	Start- datum	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	
POLJOT 1 1963—43	1. 11. 63	~65	339	592	94,0	(Anfangsbahn)
			58,92	343	1437	102,49
POLJOT 2 1964—19	12. 4. 64	59,86	242	485	91,86	(Anfangsbahn)
			58,06	310	500	92,40

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 2 = 100%; Fehlstarts: 0

## RADOSE (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Subsattelit von
RADOSE 1 1963—21 D	15. 6. 63		69,88	175	883	95,2	30. 7. 63	Anonymus

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## RANGER (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
RANGER 1 1961 $\varphi$	23. 8. 61	306	32,82	169	504	91,1	30. 8. 61
RANGER 2 1961 $\alpha\delta$	18. 11. 61	306	33,3	153	236	88,3	20. 11. 61
RANGER 3 1962 $\alpha$	26. 1. 62	330	0,39	146,8	173,4	406,44	ewig
				Mill.	Mill.	Tage	
RANGER 4 1962 $\mu$	23. 4. 62	331	Flug zum Mond (?)				26. 4. 62
RANGER 5 1962 $\beta\eta$	18. 10. 62	343	flog am Mond vorbei				ewig
RANGER 6 1964—07A	30. 1. 64	365	harte Mondlandung				2. 2. 64

Startversuche: 6; davon erfolgreich: 0; teilweise erfolgreich: 4 = 66,7%;  
Fehlstarts (vorgesehene Bahn nicht erreicht): 2 = 33,3 %

## RELAY (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
RELAY 1 1962 $\beta\omega$	13.12.62	78,2	47,53	1328	7410	185,01	
RELAY 2 1964-03	21. 1. 64	78,2	46,31	2078	7402	194,73	

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 1 = 50%; teilweise erfolgreich: 1 = 50%; Fehlstarts: 0

### SAMOS (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
SAMOS 1 Fehlstart	11.10.60	1860	—	—	—	—	—
SAMOS 2 1961 $\alpha$	31. 1.61	1860	97,4	485	560	94,9	
SAMOS 3 Fehlstart	9. 9.61	1860	—	—	—	—	—

Startversuche: 3; davon erfolgreich: 1 = 33,3%; Fehlstarts: 2 = 66,7%

### SATURN-APOLLO (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
SATURN SA-5	1964-05	29.1.64	17110	31,44	263	756	94,8
SATURN SA-6	1964-25	28.5.64	16935	31,78	177	231	88,55

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 2 = 100%; Fehlstarts: 0

### SCORE (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
SCORE 1958 $\zeta$	18. 12. 58	3972	32,3	190	1487	101,46	21. 1. 59

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

### SECOR (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Subsatellit von
SECOR 1 Fehlstart	24. 1. 62	16,3	—	—	—	—	—	Composite 1

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 0; Fehlstarts: 1 = 100%

### SOLARAD (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Sub- satellit von
SOLARAD 4	1963-21 C	15. 6. 63	69,9	175	876	95,1	1.8.63	Anonymus

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## SONDE (UdSSR)

	Start- datum	G kg	i Grad	h <sub>P</sub> km	h <sub>A</sub> km	T d	Lebens- dauer bis
SONDE 1 1964-16 B	2. 4. 64		4,7	98·10 <sup>6</sup>	150·10 <sup>6</sup>	274	ewig

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## SPUTNIK (UdSSR)

	Start- datum	G kg	φ Grad	h <sub>P</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Lebens- dauer bis
SPUTNIK 1 1957 <sub>α</sub>	4.10.57	83,6	65,2	228	947	96,16	4.1.58
SPUTNIK 2 1957 <sub>β</sub>	3.11.57	508,3	65,31	225	1671	103,76	14.4.58
SPUTNIK 3 1958 <sub>δ</sub>	15. 5.58	1327,0	65,2	226	1881	105,95	6.4.60

Startversuche: 3; davon erfolgreich: 3 = 100%; Fehlstarts: 0

## SR (USA)

	Start- datum	G kg	φ Grad	h <sub>P</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Lebens- dauer bis	Subsatellit von
SR 1 1960 <sub>γ<sub>2</sub></sub>	22. 6. 60	19,1	66,77	620	1065	101,6		TRANSIT 2A
SR 2 Fehlstart	30. 11. 60	19,1	—	—	—	—	—	TRANSIT 3A
SR 3 1961 <sub>α<sub>2</sub></sub>	29. 6. 61	24,75	66,78	863	1024	103,8		TRANSIT 4A
SR 4 Fehlstart	24. 1. 62	26,3	—	—	—	—	—	Composite 1
SR 5 1963-21 C	15. 6. 63	23	69,90	904	933	103,47		Anonymus

Startversuche: 5; davon erfolgreich: 2 = 40%; teilweise erfolgreich: 1 = 20%;  
Fehlstarts: 2 = 40%

## SURCAL (USA)

	Start- datum	G kg	φ Grad	h <sub>P</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Lebens- dauer bis	Subsatellit von
SURCAL 1 Fehlstart	24. 1. 62	3,6	—	—	—	—	—	Composite 1

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 0; Fehlstarts: 1 = 100%

## SYNCOM (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T h	Lebens- dauer bis
SYNCOM 1	1963-04 14. 2. 63	68,1	33,2	34415	37750	24,75	
SYNCOM 2	1963-31 26. 7. 63	66,7	33,43	35735	36775	23,47	

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 1 = 50%; teilweise erfolgreich: 1 = 50%

## TELSTAR (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
TELSTAR 1	1962 $\alpha\varepsilon$ 10. 7. 62	77,2	44,97	957	5700	157,8	
TELSTAR 2	1963-13 7. 5. 63	79,5	42,73	973	10800	225,05	

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 1 = 50%; teilweise erfolgreich: 1 = 50%; Fehlstarts: 0

## TIROS (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
TIROS 1	1960 $\beta$ 1. 4. 60	122,6	48,39	693	758	99,15	
TIROS 2	1960 $\pi$ 23. 11. 60	127,1	48,53	628	735	98,26	
TIROS 3	1961 $\rho$ 12. 7. 61	129,4	47,89	742	814	100,4	
TIROS 4	1962 $\beta$ 8. 2. 62	129,4	48,25	719	838	100,4	
TIROS 5	1962 $\alpha\alpha$ 19. 6. 62	129,8	58,1	590	970	100,5	
TIROS 6	1962 $\alpha\psi$ 18. 9. 62	127,6	58,32	684	711	98,73	
TIROS 7	1963-24 19. 6. 63	135,0	58,23	631	637	97,4	
TIROS 8	1963-54 21. 12. 63	120,3	59,47	692	789	99,33	

Startversuche: 8; davon erfolgreich: 8 = 100%; Fehlstarts: 0

## TRAAC (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Subsatellit von
TRAAC 1	1961 $\alpha\eta_2$ 15. 11. 61	90,8	32,43	904	1159	105,6		TRANSIT 4B

Startversuche: 1; davon erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## TRÄGERSATELLITEN (UdSSR)

		Start- datum	$\varphi$ Grad	$h_P$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
TESTSATELLIT	1961 $\beta$	4. 2.61	64,95	224	328	89,8	26. 2.61
TRÄGER VENUS 1	1961 $\gamma_1$	12. 2.61	65,0	230	287	89,6	25. 2.61
TRÄGER MARS 1	1962 $\beta_{v_2}$	1.11.62	~65	~200	~300	~90	2.11.62
TRÄGER LUNA 4	1963-08C	2. 4.63	~65	~200	~250	~88	3. 4.63
TRÄGER SONDE 1	1964-16A	2. 4.64	64,88	186	215	88,65	3. 4.64

Startversuche: 5; davon erfolgreich: 5 = 100%; Fehlstarts: 0

## TRANSIT (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_P$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
TRANSIT 1A	Fehlstart	17. 9.59	120,3	—	—	—	—
TRANSIT 1B	1960 $\gamma$	13. 4.60	120,3	51,28	388	740	95,9
TRANSIT 2A	1960 $\eta_1$	22. 6.60	101,15	66,77	630	1055	101,7
TRANSIT 3A	Fehlstart	30.11.60	101,15	—	—	—	—
TRANSIT 3B	1961 $\eta$	22. 2.61	113,5	28,38	174	1007	94,5
TRANSIT 4A	1961 $\sigma_1$	29. 6.61	78,75	66,78	863	1006	103,7
TRANSIT 4B	1961 $\alpha\eta_1$	15.11.61	90,8	32,42	937	1126	105,6
TRANSIT 5A	1962 $\beta\psi$	18.12.62	61,0	90,62	705	742	95,12
TRANSIT 5B	1963-38A	28. 9.63	—	89,81	1070	1110	107,13

Startversuche: 9; davon erfolgreich: 6 = 66%; teilweise erfolgreich: 1 = 11%; Fehlstarts: 2 = 23%

## TRS (USA)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_P$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis	Subsattelit von					
TRS1	1962 $\alpha\alpha$	17.9.62	0,7	81,84	204	668	93,33	19. 11. 62					
TRS2	1963-14 B	9.5.63	0,7	87,35	3558	3691	166,51	Anonymus					
TRS3	1963-14 C								0,7	87,3	3553	3668	166,47
TRS4	1963-30 B								0,7	88,36	3633	3716	167,9
TRS5	1963-30 C	19.7.63	0,7	88,36	3624	3726	168,1	Anonymus					
TRS6	1963-39 B								17.10.63	1,8	36,77	220	103300

Startversuche: 6; davon erfolgreich: 6 = 100%; Fehlstarts: 0

**UNBEMANNTE RAUMSCHIFFE (UdSSR)**

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Um- läufe	Lebens- dauer bis
Raumschiff 1	1960 $\varepsilon_1$	15. 5.60	4540	64,9	307	690	94,25	22. 8.62
Raumschiff 2	1960 $\lambda$	19. 8.60	4600	64,95	306	339	90,72	18 20. 8.60
Raumschiff 3	1960 $\rho$	1.12.60	4563	64,97	187	265	88,6	17 2.12.60
Raumschiff 4	1961 $\theta$	9. 3.61	4700	64,93	184	249	88,59	1 9. 3.61
Raumschiff 5	1961 $\iota$	25. 3.61	4695	64,90	178	247	88,42	1 25. 3.61

Startversuche: 5; davon erfolgreich: 4 = 80%; teilweise erfolgreich:  
1 = 20%; Fehlstarts: 0

**VANGUARD (USA)**

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T min	Lebens- dauer bis
VANGUARD (1)	Fehlstart	6.12.57	1,48	—	—	—	—
VANGUARD (1)	Fehlstart	5. 2.58	1,48	—	—	—	—
VANGUARD 1	1958 $\beta$	17. 3.58	1,48	34,33	659	3910	133,8
VANGUARD (2)	Fehlstart	28. 4.58	9,76	—	—	—	—
VANGUARD (2)	Fehlstart	27. 5.58	9,76	—	—	—	—
VANGUARD (2)	Fehlstart	26. 6.58	9,76	—	—	—	—
VANGUARD (2)	Fehlstart	16. 9.58	9,76	—	—	—	—
VANGUARD (2)	Fehlstart	26. 9.58	9,76	—	—	—	—
VANGUARD 2	1959 $\alpha$	17. 2.59	9,76	32,51	558	3325	125,85
VANGUARD (3)	Fehlstart	13. 4.59	9,76	—	—	—	—
VANGUARD (3)	Fehlstart	22. 6.59	9,76	—	—	—	—
VANGUARD 3	1959 $\eta$	18. 9.59	45,4	33,34	515	3748	130,17

Startversuche: 12; davon erfolgreich: 3 = 25%; Fehlstarts: 9 = 75%

**VELA HOTEL (USA)**

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	$h_p$ km	$h_A$ km	T h	Lebens- dauer bis
VELA HOTEL 1	1963—39A	17.10.63	220	38,59	101800	111050	105 <sup>h</sup> 00 <sup>m</sup>
VELA HOTEL 2	1963—39C						108 <sup>h</sup> 06 <sup>m</sup>

Startversuche: 2; davon erfolgreich: 2 = 100%; Fehlstarts: 0

## VENUS (UdSSR)

	Start- datum	G kg	i Grad	h <sub>P</sub> 10 <sup>6</sup> km	h <sub>A</sub> 10 <sup>6</sup> km	T d	Lebens- dauer bis
VENUS 1 1961 $\gamma_3$	12. 2. 61	643,5	0,581	105,4	150,2	291	ewig

Startversuche: 1; davon teilweise erfolgreich: 1 = 100%; Fehlstarts: 0

## WOSTOK (UdSSR)

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	h <sub>P</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Um- läufe	Landung am	Kosmo- naut
WOSTOK 1 1961 $\mu$	12. 4. 61	4725	64,95	181	327	89,10	1	12. 4. 61	Gagarin
WOSTOK 2 1961 $\tau$	6. 8. 61	4731	64,93	183	244	88,46	17	7. 8. 61	Titow
WOSTOK 3 1962 $\alpha\mu$	11. 8. 62	4722	64,98	181	235	88,33	64	15. 8. 62	Nikolajew
WOSTOK 4 1962 $\alpha\nu$	12. 8. 62	4728	64,95	180	237	88,39	48	15. 8. 62	Popowitsch
WOSTOK 5 1963—20	14. 6. 63	4720	64,97	175	222	88,27	81	19. 6. 63	Bykowski
WOSTOK 6 1963—23	16. 6. 63	4713	65,00	181	231	88,34	48	19. 6. 63	Tereschkowa

Startversuche: 6; davon erfolgreich: 6 = 100%; Fehlstarts: 0

## UNBEKANNTE SATELLITEN

	Start- datum	G kg	$\varphi$ Grad	h <sub>P</sub> km	h <sub>A</sub> km	T min	Lebens- dauer bis
1962 $\alpha\pi$	15. 8. 62		64,88	175	250	88,73	28. 8. 62
1962 $\alpha\tau$	1. 9. 62		65,15	180	390	90,38	6. 9. 62
1962 $\alpha\varphi$	12. 9. 62		65,0	175	(?) 175	88 (?)	14. 9. 62
1962 $\beta\iota$	24. 10. 62		65(?)	?	?	90(?)	29. 10. 62
1962 $\beta\xi$	4. 11. 62		64,7	195	590	92,42	6. 11. 62
1963—01	4. 1. 63		65(?)	?	?	!	5. 1. 63

# **Kleines Lexikon der Astronautik**

Erklärungen der wichtigsten Grundbegriffe der Astronautik  
Physikalische Grundbegriffe · Abkürzungen · Formeln und  
Formelzeichen · Das griechische Alphabet · System der astro-  
nomischen Bezeichnungen für Raumflugkörper

## A

**absteigender** → **Knoten** Schnittpunkt des absteigenden Astes der Satellitenbahn mit der Äquatorebene der Erde (s. Bild auf S. 287); Punkt, an dem der Satellit von der nördlichen auf die südliche Erdhalbkugel übertritt

**AE** (Astronomische Einheit)  $1 \text{ AE} = 149\,500\,000 \text{ km}$ . Grundmaß der Entfernungen im Planetensystem

**Antriebsbahn** Flugbahn, die eine Rakete oder eine Raketenstufe mit arbeitendem Triebwerk, also vom Start bis zum → Brennschluß, zurücklegt

**Aphel** Sonnenfernster Punkt der Bahn eines natürlichen oder künstlichen → Planeten

**Apogäum** Erdfernster Punkt der Bahn eines natürlichen oder künstlichen → Satelliten

**Apsiden** Punkte des größten und des geringsten Abstandes eines natürlichen oder künstlichen Himmelskörpers vom → Zentralkörper, z. B. eines künstlichen → Erdsatelliten von der Erde (← Perigäum bzw. → Perihel, → Apogäum bzw. → Aphel)

**Apsidenlinie** Gedachte Verbindungslinie zwischen den → Apsiden, also zwischen → Apogäum und → Perigäum bzw. zwischen → Aphel und → Perihel (s. Bild auf S. 281)

**Äquatorialbahn** Umlaufbahn eines künstlichen → Erdsatelliten mit dem → Bahnneigungswinkel  $0^\circ$ . Sie liegt genau in der Äquatorebene der Erde

**Asteroiden** → Planetoiden

**Astronautik** Theorie und Technik der Weltraumfahrt. Einer ihrer Begründer ist Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski (1857–1935)

**astronautische Geschwindigkeiten** Geschwindigkeiten, von deren Größe die → Bahnform künstlicher Raumflugkörper abhängt. Man unterscheidet: 1. astronautische Geschwindigkeit (Kreisbahngeschwindigkeit) =  $7,92 \text{ km/s}$ ; 2. astronautische Geschwindigkeit (parabolische Geschwindigkeit) =  $11,18 \text{ km/s}$ ; 3. astronautische Geschwindigkeit (hyperbolische Geschwindigkeit)  $> 11,18 \text{ km/s}$ . Diese Werte beziehen sich auf die Erdoberfläche (← Bahnformen)

**astronomische Bezeichnung** Jeder künstliche Raumflugkörper, der mindestens 90 Minuten lang eine Umlaufbahn um die Erde oder um die Sonne beschreibt, erhält eine international festgelegte Registrierungsnummer, die astronomische Bezeichnung. Bis zum 31. Dezember 1962 bestand sie aus der Jahreszahl und zusätzlichen Buchstaben des → griechischen Alphabets in der Reihenfolge der Starts. Der erste in jedem Jahr gestartete Raumflugkörper erhielt den Zusatzbuch-

staben Alpha, der zweite Beta usw. (z. B. 1957 Alpha – Sputnik 1, 1957 Beta – Sputnik 2). Wurden in einem Jahr mehr Starts registriert, als das Alphabet Buchstaben hat, so wurden zwei Zusatzbuchstaben verwandt (z. B. 1961 Omega – Discoverer 30, 1961 Alpha Alpha – Mercury-Atlas 4). Bei mehreren mit einem Start auf Umlaufbahnen gelangten Objekten erhielt der Körper mit der größten scheinbaren → Helligkeit die Zusatzzahl 1, der zweithellste die 2 usw. (z. B. 1961 Iota 1 – Kosmos 2, 1962 Iota 2 – Endstufe der Träger- rakete)

Seit dem 1. Januar 1963 wird ein neues, einfacheres System der Registrierung verwendet. Danach werden die im Laufe eines Jahres gestarteten Raumflugkörper in der Reihenfolge des Starts fortlaufend nummeriert (z. B. 1963-09 – Explorer 16, 1963-10 – Kosmos 14). Teil- objekte erhalten Zusatzbuchstaben, die wiederum nach der schein- baren Helligkeit vergeben werden (z. B. 1963-08 A – Luna 4, 1963- 08 B – Endstufe der Trägerrakete, 1963-08 C – Trägersatellit).

Die Tatsache, daß ein Raumflugkörper eine astronomische Bezeich- nung erhält, gibt jedoch keinen Aufschluß darüber, ob er die ge- plante Bahn erreicht oder eingehalten und ob er das vorgesehene Programm erfüllt hat

**Atmosphäre** Gashölle eines Himmelskörpers. Die Erdatmosphäre unterteilt sich in → Troposphäre, → Stratosphäre, → Ionosphäre und → Exosphäre

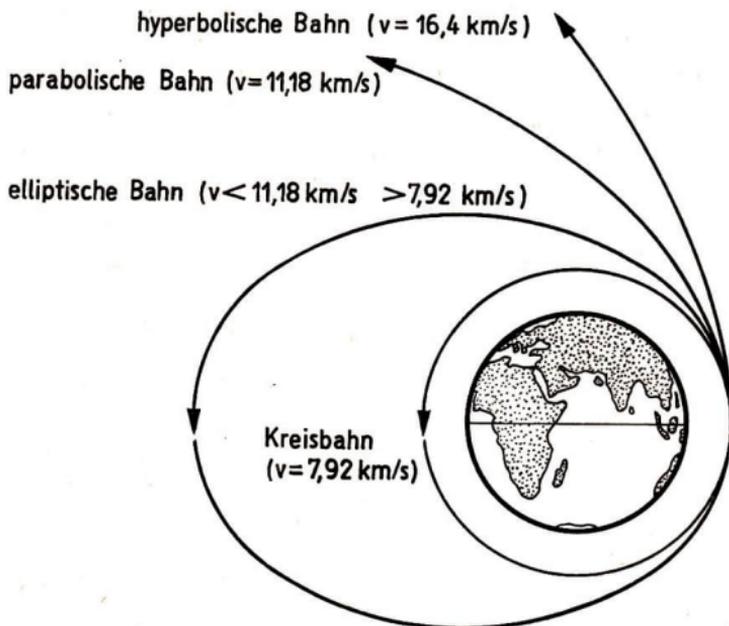
**aufsteigender → Knoten** Schnittpunkt des aufsteigenden Astes der Satellitenbahn mit der Äquatorebene der Erde (s. Bild auf S. 287); Punkt, an dem der Satellit von der südlichen auf die nördliche Erd- halbkugel übertritt

## B

**Bahnebene** Gedachte Ebene, in der die Umlaufbahn eines → Pla- neten oder → Satelliten liegt

**Bahnformen** Die Bahnform eines Himmelskörpers wird in erster Linie durch die → Bahngeschwindigkeit bzw. die Anfangsgeschwin- digkeit bestimmt (s. Bild auf S. 280). Erteilt man z. B. auf der Erde einem Raumflugkörper eine Anfangsgeschwindigkeit von 7,92 km/s, so wird er theoretisch eine → Kreisbahn um die Erde beschreiben. Bei Geschwindigkeiten zwischen 7,92 und 11,18 km/s wird die Bahn zur → Ellipsenbahn mit um so größerer → Exzentrizität, je höher die Geschwindigkeit ist, bis sie bei 11,18 km/s zur Parabel und schließlich bei 16,4 km/s zur Hyperbel wird. Die letztgenannten Bah- nen führen in den kosmischen Raum hinaus (→ astronautische Ge- schwindigkeiten)

**Bahngeschwindigkeit** Geschwindigkeit, mit der ein natürlicher oder künstlicher Himmelskörper um den → Zentralkörper kreist. Ihre



#### Bahnformen und Geschwindigkeiten

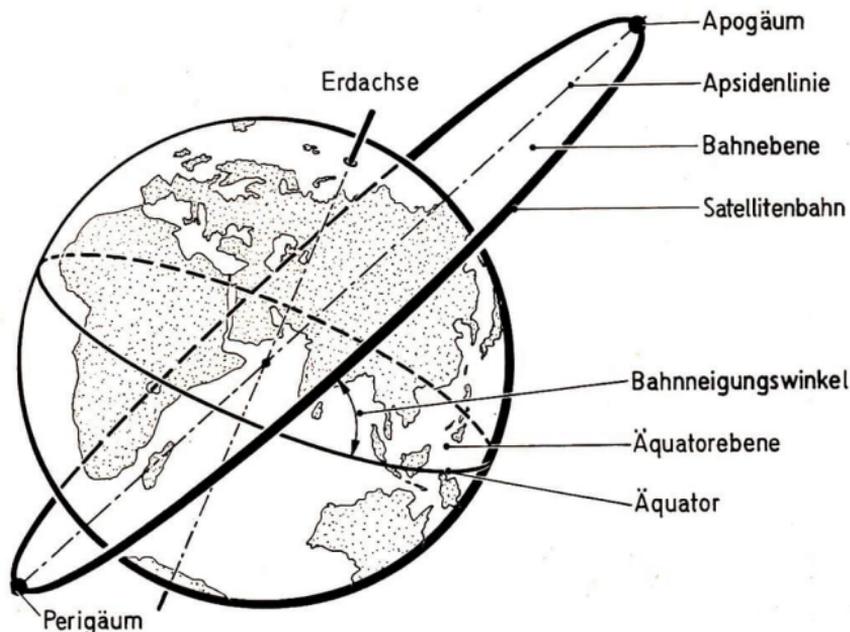
Größe hängt von der Form und der Lage der Bahn ab und ist nach den  $\rightarrow$  Keplerschen Gesetzen in jedem Ort der Umlaufbahn (außer bei der idealen  $\rightarrow$  Kreisbahn) unterschiedlich ( $\rightarrow$  astronautische Geschwindigkeiten und  $\rightarrow$  Bahnformen)

**Bahnhöhe** Höhe der Bahn eines künstlichen  $\rightarrow$  Erdsatelliten über der Erdoberfläche (in Meereshöhe). Man unterscheidet als markante Punkte die Höhe im  $\rightarrow$  Apogäum ( $h_A$ ) und im  $\rightarrow$  Perigäum ( $h_P$ )

**Bahnknoten**  $\rightarrow$  Knoten.

**Bahnneigungswinkel** Winkel zwischen der  $\rightarrow$  Bahnebene eines künstlichen  $\rightarrow$  Satelliten und der Äquatorebene der Erde (s. Bild rechts oben).

**Bahnparameter** Elemente, die Größe, Form und Lage einer Satelliten- oder Planetenbahn im kosmischen Raum bestimmen (s. Bild rechts oben). Die wichtigsten Bahnparameter sind  $\rightarrow$  Bahnneigungswinkel ( $\varphi$ ) bzw.  $\rightarrow$  Inklination ( $i$ ),  $\rightarrow$  Bahnhöhe im  $\rightarrow$  Apogäum bzw.  $\rightarrow$  im Aphel ( $h_A$ ), Bahnhöhe im  $\rightarrow$  Perigäum bzw. im  $\rightarrow$  Perihel ( $h_P$ )  $\rightarrow$  Umlaufzeit ( $T$ ), lineare  $\rightarrow$  Exzentrizität ( $e$ ), numerische  $\rightarrow$  Exzentrizität ( $\epsilon$ ), Länge der großen  $\rightarrow$  Halbachse ( $a$ ) und  $\rightarrow$  Rückläufigkeit der  $\rightarrow$  Knoten ( $R$ )



**Bahnparameter**

**Berührungsellipse** Bahn eines Raumflugkörpers um die Erde oder um die Sonne, die die Bahn des Mondes oder eines Planeten berührt bzw. unter spitzem Winkel schneidet (→ Hohmann-Bahn)

**Beschleunigung** Änderung einer Geschwindigkeit in Größe oder Richtung, bezogen auf eine bestimmte Zeiteinheit. Dimension:  $(m/s^2)$

**Bremstriebwerk** Rückstoßtriebwerk, dessen → Impuls entgegengesetzt zur Flugrichtung eines Raumflugkörpers wirkt und somit eine Bremswirkung hervorruft

**Brennschluß** Zeitpunkt, in dem das Triebwerk einer Rakete oder Raketenstufe stillgesetzt wird oder seine Funktion einstellt. Die genaue Einhaltung des Brennschlusses ist für die Form und die Lage der Bahn ebenso wichtig wie die Einhaltung der → Brennschlußgeschwindigkeit

**Brennschlußgeschwindigkeit** Geschwindigkeit einer Rakete oder einer Raketenstufe bei → Brennschluß

## C

**COSPAR** (Committee on Space Research) Komitee für Raumforschung

## D

**DAG** Deutsche Astronautische Gesellschaft (DDR). Gegründet am 22. Juni 1960, Mitglied der → IAF

**Deklination** Auf das Koordinatensystem der scheinbaren Himmelskugel bezogener Abstand eines Himmelskörpers vom Himmelsäquator. Nördliche Abweichung wird als Plus-Deklination bezeichnet, südliche Abweichung als Minus-Deklination

**Dopplereffekt** Nach dem österreichischen Physiker Christian Doppler (1803–1853) benannte Frequenzänderung eines Radio- oder Lichtsignals bei der Annäherung oder beim Entfernen der Energiequelle vom Standort des Beobachters. Mit Hilfe des Dopplereffekts lassen sich Bahngeschwindigkeiten und Bahnorte von Himmelskörpern bestimmen

## E

**Ekliptik** Scheinbare → Bahnebene der Sonne

**Ellipsenbahn** Normalfall der → Bahnform natürlicher und künstlicher Himmelskörper (→ Keplersche Gesetze)

**Endmasse** Masse einer Rakete oder einer Raketenstufe nach Verbrauch des Treibstoffs

**Ephemeriden** Zum Auffinden bzw. zur Bahnverfolgung eines Himmelskörpers notwendige Koordinaten, die die Zeit-, Orts- und Helligkeitskomponenten einschließen

**Erdsatellit** Raumflugkörper, der eine → Kreis- oder → Ellipsenbahn um die Erde beschreibt (s. Typenteil, S. 10 bis 128)

**Erdsensor** → Sensor

**Exosphäre** Äußerste Schicht der Erdatmosphäre mit Plasmacharakter (sämtliche Atome sind ionisiert, → Ionisation). Ihre Ausdehnung schwankt infolge der Sonnentätigkeit; sie reicht durchschnittlich bis etwa 3000 km Höhe

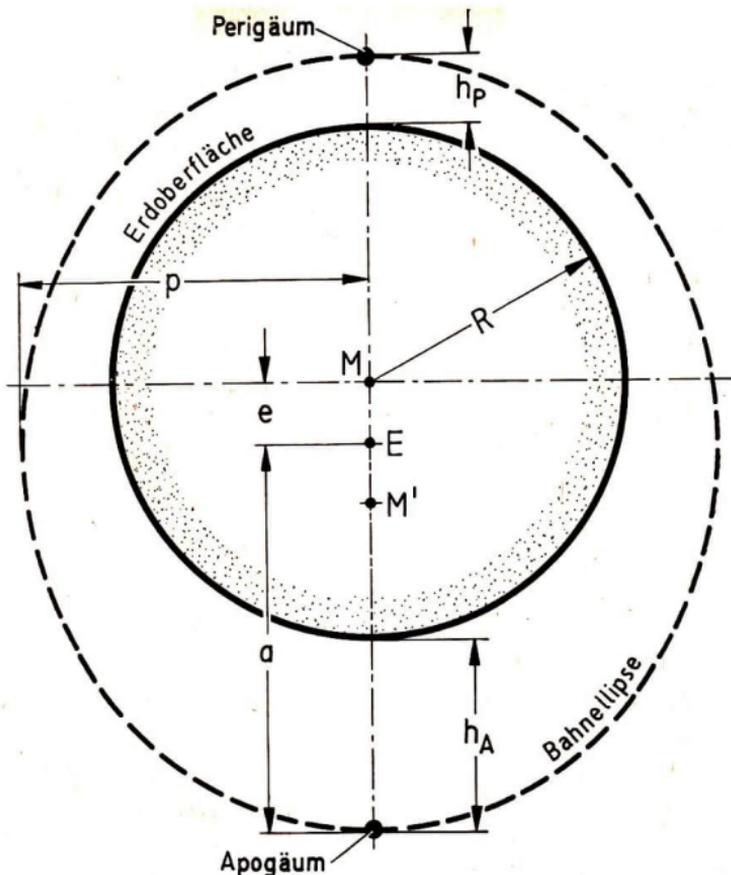
**Exzentrizität** Man unterscheidet die lineare und die numerische Exzentrizität. Die lineare Exzentrizität  $e$  ergibt sich aus

$$e = \frac{h_A - h_P}{2}$$

( $h_A$  = Bahnhöhe im Apogäum,  $h_P$  = Bahnhöhe im Perigäum)  
Die numerische Exzentrizität  $\varepsilon$  kann man nach der Formel

$$\varepsilon = \frac{e}{a}$$

errechnen ( $e$  = lineare Exzentrizität,  $a$  = Länge der großen → Halbachse)



Ellipsenbahn und ihre wichtigsten Parameter.  $a$  – große Halbachse,  $E$  – Mittelpunkt der Bahnellipse,  $e$  – lineare Exzentrizität,  $h_A$  – Höhe im Apogäum,  $h_p$  – Höhe im Perigäum,  $M$  – Brennpunkt und Massenschwerpunkt (Erdmittelpunkt),  $M'$  – zweiter Brennpunkt,  $p$  – halber Ellipsenparameter,  $R$  – Erdradius

## F

**Fixstern** Himmelskörper, der seinen auf das Gradnetz der scheinbaren Himmelskugel bezogenen Standort nur sehr langsam verändert und somit scheinbar stillsteht

## G

**Geiger-Müller-Zählrohr** Meßgerät zur Feststellung der Konzentration von Strahlungspartikeln

**Geigerzähler** → Geiger-Müller-Zählrohr

**Gravitation** Anziehungskraft von Körpern unterschiedlicher - Massen. Sie verhält sich direkt proportional der Masse und -gekehrt proportional dem Quadrat der Entfernung. Die Gravitation der Erde (Erdanziehung) beträgt an der Erdoberfläche  $9,81 \text{ m/s}^2$

**griechisches Alphabet** Astronomie und → Astronautik bedienen sich zur Kennzeichnung kosmischer Objekte in großem Umfang griechischer Buchstaben. Das griechische Alphabet lautet (Kleinbuchstaben):

α Alpha	η Eta	ν Ny	τ Tau
β Beta	θ Theta	ξ Xi	υ Ypsilon
γ Gamma	ι Iota	ο Omikron	φ Phi
δ Delta	κ Kappa	π Pi	χ Chi
ε Epsilon	λ Lambda	ρ Rho	ψ Psi
ζ Zeta	μ My	σ Sigma	ω Omega

**Größenklasse** Maß für die scheinbare → Helligkeit eines Himmelskörpers. Die durchschnittlich hellsten Sterne werden in die 1. Größenklasse eingestuft, schwächere Sterne werden der 2., 3. und den folgenden Größenklassen zugeordnet. Himmelskörper 6. Größenklasse sind mit dem bloßen Auge gerade noch erkennbar. Mit hochleistungsfähigen Beobachtungsinstrumenten können Himmelskörper bis zur 22. Größenklasse nachgewiesen werden

**Grundgleichung** der Raketentechnik → Ziolkowski-Gleichung

## H

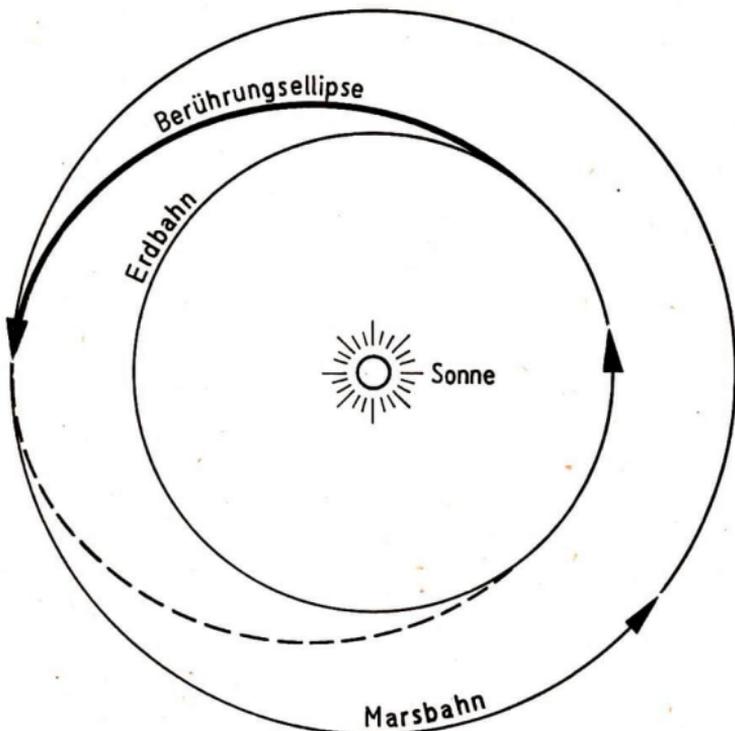
**Halbachsen** Halbe Länge der großen bzw. der kleinen Achse einer Ellipse (große bzw. kleine Halbachse). Die Länge der großen Halbachse ergibt sich aus dem 3. Keplerschen Gesetz mit

$$a = 331,5 \sqrt[3]{T^2}$$

( $T$  = Umlaufzeit in Minuten). Siehe auch Bild auf Seite 283

**Helligkeit** Die Helligkeit von Himmelskörpern wird in → Größenklassen angegeben. Man unterscheidet absolute und scheinbare Helligkeit. Absolute Helligkeit: Helligkeit eines Himmelskörpers, die er in einer Standardentfernung von 10 Parsek = 32,6 Lichtjahre hätte. Scheinbare Helligkeit: von der Entfernung abhängige Helligkeit eines Himmelskörpers, wie sie auf der Erde wahrgenommen wird

**Hohmann-Bahn** Von dem Essener Ingenieur Walter Hohmann (1880–1945) bereits 1925 berechnete → Bahnform zum Erreichen verschiedener Himmelskörper. Es handelt sich dabei um → Berührungselipsen (Bild rechts oben)



Hohmann-Bahn (Berührungselipse)

## I

**IAF** (Internationale Astronautische Föderation). Dachorganisation aller nationalen Astronautischen Gesellschaften

**IGJ** (Internationales Geophysikalisches Jahr)

**Impuls** Produkt aus Masse mal Geschwindigkeit. Dimension:  $(\text{kg} \cdot \text{s})$

**Inklination** Neigungswinkel der  $\rightarrow$  Bahnebene eines künstlichen  $\rightarrow$  Planeten gegen die  $\rightarrow$  Ekliptik

**interplanetare Materie** Staubteilchen bzw. Gasmaterie des interplanetaren Raumes. Sie tritt meist gemischt als Staub/Gaswolke auf

**Ionisation** Abspaltung von Elektronen von Atomkernen bzw. ihre Anlagerung an Atomkerne, wodurch positive oder negative Ionen entstehen

**Ionisationskammer** Mit Gas gefüllte Kammer, die zum Nachweis von Strahlungspartikeln und deren positiver oder negativer Ladung dient

**Ionisationsmanometer** Meßgerät zur Feststellung des Ionisationsgrads

**Ionosphäre** Über der → Stratosphäre liegende Schicht der Erdatmosphäre, in der durch die Ultraviolettstrahlung der Sonne die Gasatome in Ionen und freie Elektronen aufgespalten werden. Sie reicht bis etwa 1000 km Höhe

## K

**Keplersche Gesetze** Von dem deutschen Astronomen Johannes Kepler (1571–1630) entdeckte und formulierte Gesetze der Bewegung der → Planeten um die Sonne. Sie gelten sinngemäß auch für die Bewegung der künstlichen → Erdsatelliten und der → Raumsonden mit elliptischen Bahnen. Die drei Keplerschen Gesetze lauten:

1. Die Planeten bewegen sich auf Ellipsen, in deren einem Brennpunkt die Sonne steht.
2. Der Leitstrahl oder Radiusvektor überstreicht in gleichen Zeitabschnitten gleiche Flächengrößen.
3. Die Quadrate der Umlaufzeiten der Planeten verhalten sich wie die dritten Potenzen der großen Halbachsen der Umlaufellipsen.

**Knoten** Schnittpunkte der Satellitenbahn mit der Äquatorebene der Erde (s. Bild rechts)

**Knotenlinie** Verbindungslinie zwischen → aufsteigendem und → absteigendem Knoten

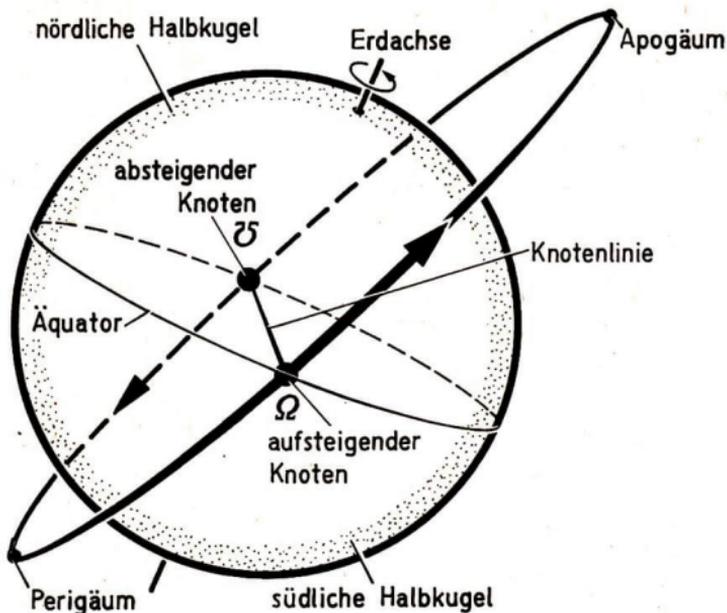
**Korpuskularstrahlung** → kosmische Strahlung

**kosmischer Staub** → interplanetare Materie

**kosmische Strahlung** Energiereiche Teilchenstrahlung, die ihren Ursprung in der Sonne bzw. in der Milchstraße hat. Sie besteht aus Kernen von Wasserstoff- und Heliumatomen sowie einem geringeren Anteil von Kernen schwererer Elemente

**Kraft** Produkt aus → Masse mal → Beschleunigung. Dimension:  $\langle kp \rangle$

**Kreisbahn** Bahn, die ein Raumflugkörper um die Erde beschreibt, wenn er diese mit einer Anfangsgeschwindigkeit von 7,92 km/s verläßt. Ideale Kreisbahnen wurden bisher weder bei natürlichen Himmelskörpern beobachtet noch bei künstlichen Raumflugkörpern erreicht (→ Bahnformen)



Knoten und Knotenlinie

## L

**Langmuir-Sonde** Meßgerät zur Bestimmung der Elektronendichte und der Elektronentemperatur

**Lebensdauer** Zeitspanne zwischen dem Augenblick, da ein Raumflugkörper seine Bahn erreicht, und dem Zeitpunkt seines Verglühens, seiner Landung auf der Erde oder dem Aufprall auf einen anderen Himmelskörper (z. B. Lunik 2). Die Lebensdauer hängt hauptsächlich von der → Bahnhöhe im Perigäum, von der → Bahnform sowie von der → Umlaufmasse und von der Oberflächengröße des Raumflugkörpers ab

**Lyman-Alpha-Zähler** Meßgerät zur Untersuchung der sogenannten Lyman-Alpha-Strahlung der Sonne im ultravioletten Bereich

## M

**Magnetometer** Meßgerät zur Feststellung der Magnetfeldstärke von Himmelskörpern

**Masse** Eigenschaft der Materie, die sie auch bei Schwerelosigkeit beibehält. Dimension (kg)

**Massenverhältnis** Verhältnis zwischen  $\rightarrow$  Startmasse und  $\rightarrow$  Endmasse einer Rakete oder einer Raketenstufe. Vom natürlichen Logarithmus des Massenverhältnisses und der Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase aus der Düse hängt die Geschwindigkeit einer Rakete ab

**Meteor** Von  $\rightarrow$  Meteoriten oder  $\rightarrow$  Mikrometeoriten erzeugte Lichterscheinung am Himmel

**Meteorit** Teilchen der  $\rightarrow$  interplanetaren Materie von Staubkorngröße bis zur Größe von  $\rightarrow$  Planetoiden

**Mikrometeorit** Teilchen der  $\rightarrow$  interplanetaren Materie von mikroskopischer Größe bis zu Staubkorngröße

## N

**NASA** (National Astronautics and Space Administration) Raumfahrtbehörde der USA

**Nutzmasse** Masse der Teile eines Raumflugkörpers, die zur Aufrechterhaltung seines Flugprogramms notwendig sind

## O

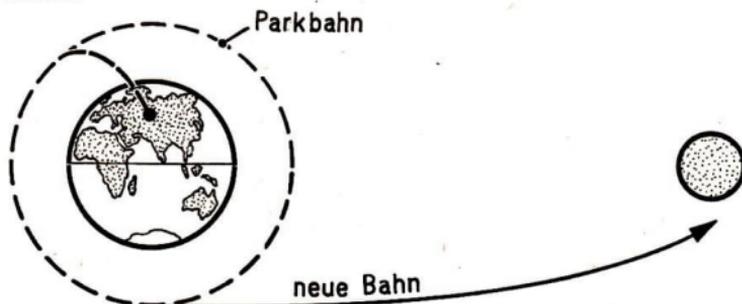
**Orbit** Umlaufbahn (engl.)

## P

**Parkbahn** Vorläufige kreisförmige oder elliptische Bahn eines Raumflugkörpers, die er verläßt, um eine neue Bahn einzunehmen (z. B. Luna 4, Ranger)

**Perigäum** Erdnächster Punkt der Bahn eines natürlichen oder künstlichen  $\rightarrow$  Satelliten

**Parkbahn**



**Perihel** Sonnennächster Punkt der Bahn eines natürlichen oder künstlichen → Planeten

**Planet** Um einen → Fixstern (Sonne) kreisender natürlicher oder künstlicher Himmelskörper

Natürliche Planeten unseres Sonnensystems: Merkur, Venus, Erde, Mars, Jupiter, Saturn, Uranus, Neptun, Pluto.

Künstliche Planeten (besser → Planetoiden): siehe Typenteil „Raumsonden“, S. 130 bis 176

**Planetoiden** Kleine → Planeten. Die natürlichen Planetoiden (auch Asteroiden genannt) sind zum Teil von unregelmäßiger Form und haben Durchmesser zwischen etwa 1 km und 700 km. Sie bewegen sich größtenteils zwischen der Mars- und der Jupiterbahn. Künstliche Planetoiden: interplanetare → Raumsonden, oft auch als künstliche → Planeten bezeichnet. Sie bewegen sich auf → Ellipsenbahnen, in deren einem Brennpunkt die Sonne steht

**Polarbahn** Umlaufbahn eines künstlichen → Erdsatelliten mit dem → Bahnneigungswinkel 90°. Sie führt genau über die Pole der Erde

## R

**Raumsonde** Raumflugkörper, dessen Aufgabe in der Erforschung des interplanetaren Raumes besteht (s. S. 130 bis 176)

**Rektaszension** Auf das Koordinatensystem der scheinbaren Himmelskugel bezogener Abstand eines Himmelskörpers vom Frühlingspunkt (Schnittpunkt des Himmelsäquators mit der → Ekliptik). Messung im Äquatorialsystem

**Rückläufigkeit** der → Knoten. Infolge der Abplattung der Erde dreht sich die → Bahnebene der Satellitenbahn, ohne jedoch dabei ihren → Bahnneigungswinkel zu verändern. Dabei bewegen sich die Knoten entgegengesetzt zur Richtung der Erdrotation

## S

**Satellit** Um einen → Planeten kreisender natürlicher oder künstlicher Himmelskörper. Fast alle Planeten unseres Sonnensystems haben einen oder mehrere natürliche Satelliten. Der natürliche Satellit der Erde ist der Mond. Künstliche Satelliten der Erde → Erdsatelliten

**scheinbare Helligkeit** → Helligkeit

**Schub** Antriebskraft von Rückstoßtriebwerken. Der Schub läßt sich in der einfachsten Form nach der Formel

$$P = \frac{G \cdot c}{g}$$

errechnen ( $P$  = Schub in kp,  $G$  = Treibstoffverbrauch in kg/s,  $c$  = Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase in m/s,  $g$  = Fallbeschleunigung auf der Erdoberfläche = 9,81 m/s<sup>2</sup>)

**Sensor** Meßfühler (Sucher), der zur Ausrichtung eines Raumflugkörpers auf die Sonne (Sonnensensor), auf die Erde (Erdsensor) oder auf andere Objekte des Himmels dient

**solar** Von der Sonne stammend, auf die Sonne bezogen

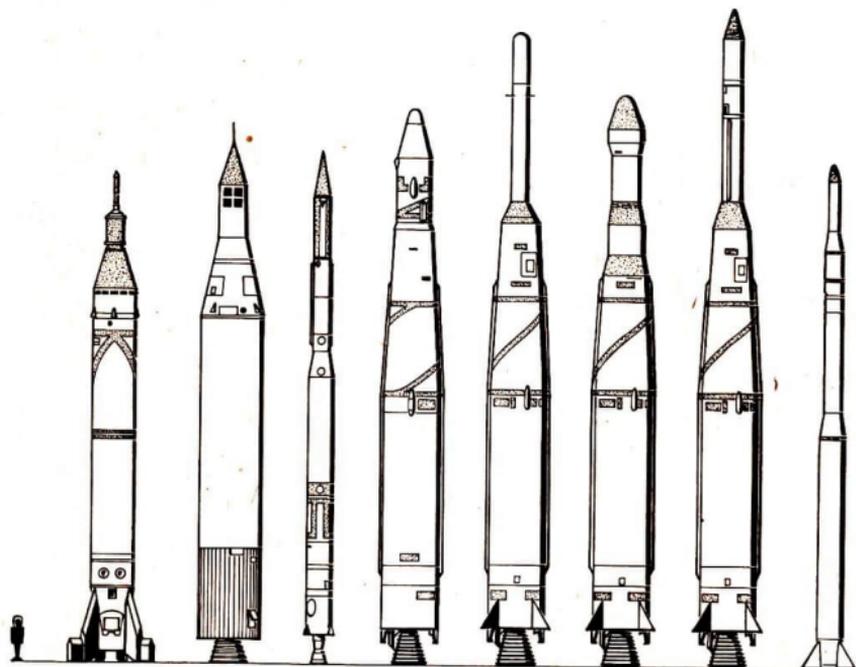
**Solarbatterien** Aus Halbleiterelementen bestehende Zellen, in denen die Sonnenenergie in elektrischen Strom umgewandelt wird

**Solarzellen** → Solarbatterien

**Sonnensensor** → Sensor

**Sonnenwind** In der Sonnenatmosphäre (Chromosphäre) erzeugte Ströme heißen Gases, die sich mit Geschwindigkeiten von mehreren hundert Kilometern je Sekunde durch den interplanetaren Raum bewegen

**Sonnenzellen** → Solarbatterien



JUPITER C

JUNO 2

VAN-GUARD

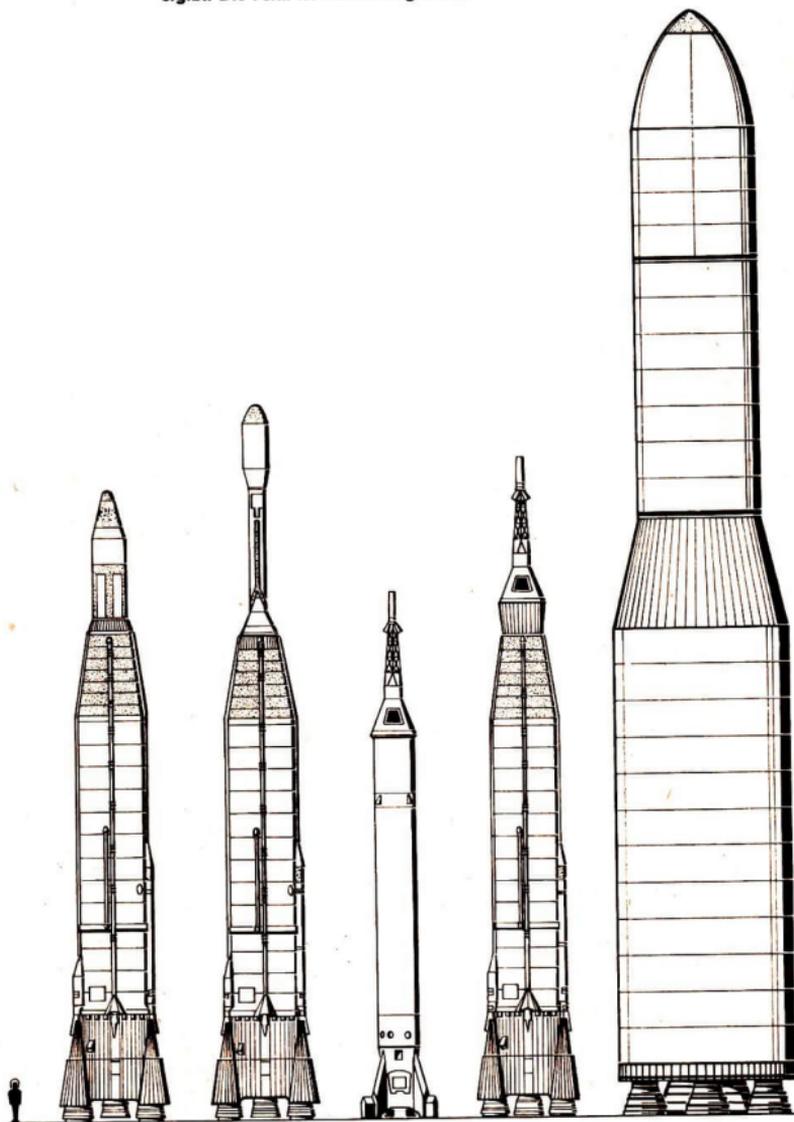
THOR-AGENA

THOR-ABLE

THOR-ABLE STAR DELTA

SCOUT

Trägerraketen der USA. Zum Vergleich ist die mögliche Größe der Trägerrakete der Wostok-Raumschiffe dargestellt, wie sie sich aus einer Nutzmassenrechnung ergibt. Die Form ist willkürlich gewählt



ATLAS -  
AGENA

ATLAS -  
ABLE

REDSTONE -  
MERCURY

ATLAS -  
MERCURY

WOSTOK

**Startmasse** Masse der aufgetankten, startfertigen Rakete

**Stratosphäre** An die → Troposphäre anschließende Schicht der Erdatmosphäre, in der noch Luftströmungen herrschen. Sie reicht bis etwa 100 km Höhe

## T

**Trägerraketen** Für den Start von Raumflugkörpern ausgerüstete, meist mehrstufige Raketen (siehe Bild auf S. 290 u. 291)

**Troposphäre** Unterste Schicht der Erdatmosphäre, in der sich das Wettergeschehen abspielt. Sie reicht bis etwa 10 km Höhe

**Tscherenkow-Zähler** Meßgerät zur Bestimmung der schweren Kerne in der → kosmischen Strahlung und des Energiespektrums dieser Strahlung

## U

**Umlaufmasse** Masse eines Raumflugkörpers in der Umlaufbahn

**Umlaufzeit** Zeit für einen vollendeten Umlauf eines natürlichen oder künstlichen Himmelskörpers um den → Zentralkörper

## Z

**Zentralkörper** Himmelskörper, um den ein → Satellit oder ein → Planet kreist (meist der Massenschwerpunkt des Systems). Der Zentralkörper unseres Planetensystems ist die Sonne

**Ziolkowski-Gleichung** Klassische Grundgleichung der Raketentechnik, nach ihrem Entdecker Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski (1857–1935) benannt. Die Gleichung zeigt, daß die erreichbare → Brennschlußgeschwindigkeit einer Rakete ausschließlich von der Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase und dem → Massenverhältnis abhängt. Die Formel lautet

$$v = c \cdot \ln \frac{M_0}{M_1}$$

( $v$  = Brennschlußgeschwindigkeit,  $c$  = Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase,  $M_0$  = Startmasse,  $M_1$  = Endmasse der Rakete)

## Inhaltsverzeichnis

### Erdsatelliten

Sputnik 1	10
Sputnik 2	14
Explorer	18
Vanguard	28
Sputnik 3	32
Beacon	36
SCORE	37
Discoverer	38
TIROS	47
TRANSIT	52
MIDAS	58
Echo	61
Courier	65
Composite	66
SAMOS	67
OSO	70
Kosmos	73
Ariel	85
Telstar	89
Alouette	95
ANNA	97
Relay	99
SYNCOM	104
Centaur	108
Vela Hotel	110
Poljot	112
Elektron	116
Anonymus	119

### Raumsonden

Lunik 1	130
Pioneer	134
Lunik 2	140
Lunik 3	145
Venus 1	152
Ranger	156
Mariner	161
Mars 1	167
Luna 4	172
Sonde 1	175

<b>Raumschiffe</b>	
Testraumschiffe	178
Raumschiff 1	179
Raumschiff 2	180
Raumschiff 3	182
Raumschiff 4	183
Raumschiff 5	184
Wostok 1	186
Wostok 2	192
Projekt Mercury	199
Mercury-Redstone	205
Mercury-Atlas 1–5	208
Mercury-Atlas 6	210
Mercury-Atlas 7	212
Mercury-Atlas 8	214
Mercury-Atlas 9	215
Wostok 3 und Wostok 4	217
Wostok 5 und Wostok 6	224
Projekt Gemini	231
Projekt Apollo	233
<b>Kosmische Bilanz 1957–1964</b>	235
<b>Kleines Lexikon der Astronautik</b>	277
<b>Literatur</b>	295

## Literatur

- Eichler, G., Körner, H.: Satelliten, Leipzig/Jena, Urania-Verlag 1958
- Gagarin, J.: Mein Flug ins All, Berlin, Kongreß-Verlag 1961
- Gartmann, H. (Hrsg.): Econ Weltraum-ABC, Düsseldorf, Econ Verlag GmbH
- Hardt, K. H.: Geheimnisse um Raketen, Berlin, Deutscher Militärverlag 1962
- Hoffmann, H.: Der Mensch im All, Berlin, Verlag Kultur und Fortschritt 1961
- Kalitzin, N. S.: Weltraumflüge von Ziolkowski bis Gagarin, Leipzig, VEB Fachbuchverlag 1961
- Körner, H.: Stärker als die Schwerkraft. Vom Werden und von den Zielen der Raumfahrt, Leipzig/Jena, Urania-Verlag 1960
- Künstliche Erdsatelliten, Folge 1 bis 14, Moskau 1959 bis 1963
- Melnikow, N., Kotysch, N.: 17mal um die Erde, Berlin, Kongreß-Verlag 1962
- Mielke, H.: Künstliche Satelliten, Raumraketen, Berlin, Deutscher Militärverlag 1960
- Neumann, K.-H.: Funktechnische Satellitenbeobachtung, Berlin, Deutscher Militärverlag 1962
- Nikolajew, A., Popowitsch, P.: Himmelsbrüder, Leipzig/Jena/Berlin, Urania-Verlag 1963
- Rothmayer, R.: Raketen, Sputnik, Weltraumschiff, Leipzig/Jena, Urania-Verlag 1958
- Sternfeld, A.: Künstliche Satelliten, Leipzig, B. G. Teubner Verlagsgesellschaft 1959
- Titow, G.: 700 000 Kilometer durch den Weltraum, Moskau, Verlag für fremdsprachige Literatur 1963
- „AERO-SPORT – Welt des Fliegens – Weltraumfahrt“, Berlin, 1961/H. 1 bis 12; 1962/H. 1 bis 12; 1963/H. 1 bis 12; 1964/H. 1 bis 6
- „Astronomie und Raumfahrt“, Berlin, 1963/H. 1 bis 4; 1964/H. 1
- „Aviation Magazine“, Paris, Jg. 1961, 1962, 1963, 1964
- „Aviazia i Kosmonautika“, Moskau, 1962/H. 1 bis 12; 1963/H. 1 bis 12
- „Flight International“, London, Vol. 76 (1959); Vol. 77 (1960); Vol. 78 (1960); Vol. 79 (1961); Vol. 80 (1961); Vol. 81 (1962); Vol. 82 (1962); Vol. 83 (1963); Vol. 84 (1963); Vol. 85 (1964)
- „Interavia“, Genf, 1959/H. 11; 1961/H. 12
- „Krylja Rodiny“, Moskau, 1961/H. 1 bis 12; 1962/H. 1 bis 12; 1963/H. 1 bis 12; 1964/H. 1 bis 6
- „Presse der Sowjetunion“, Berlin, Jg. 1957 bis 1964
- Schnellinformationen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft, Berlin 1960–1964
- „Weltraumfahrt und Raketentechnik“, Frankfurt a. M., 1962/H. 1 bis 12; 1963/H. 1 bis 2

1. bis 6. Tausend

Deutscher Militärverlag · 1964

Lizenz-Nr. 5

Druckgenehmigung der Karten: Mdl der DDR Nr. 192/64

Umschlag: Wolfgang Ritter

Zeichnungen: Hans J. Künzelmann, Joachim Arfert

Lektor: Wolfgang Sellenthin, Korrektor: Evelyn Lemke

Hersteller: Günter Hennersdorf

Gesamtherstellung: Sachsen-Druck Plauen

EVP: 9,80 MDN