

Gießener Ionentriebwerke für die Raumfahrt

Zukunftsantrieb für Satelliten und Raumsonden / Von Horst Löb

Elektrische Raketentriebwerke stehen heute an der Schwelle ihres technischen Einsatzes oder werden bereits vereinzelt geflogen (wie z. B. das sowjetische Meteor-Aggregat). Die elektrischen Ionen- oder Plasmamotore werden schon in den neunziger Jahren die Palette der konventionellen, chemischen Raketentriebe sinnvoll ergänzen. Bereits die frühen Raketenpioniere, wie K. E. Ziolkowski und besonders H. Oberth, erkannten die Vorteile elektrischer Raketen mit deren hohen spezifischen Impulsen. Nach dem 2. Weltkrieg bat W. von Braun den wissenschaftlichen Leiter des NASA-Zentrums in Huntsville, E. Stuhlinger, die Möglichkeiten des Ionenantriebs näher zu untersuchen. In den folgenden Jahren begannen erste Experimente in den USA, in der Sowjetunion und danach auch in Westeuropa. Seit 1964/65 führten die beiden Raketengroßmächte eine ganze Reihe von Raumtests durch. In den siebziger Jahre gesellten sich noch Japan und die VR China hinzu.

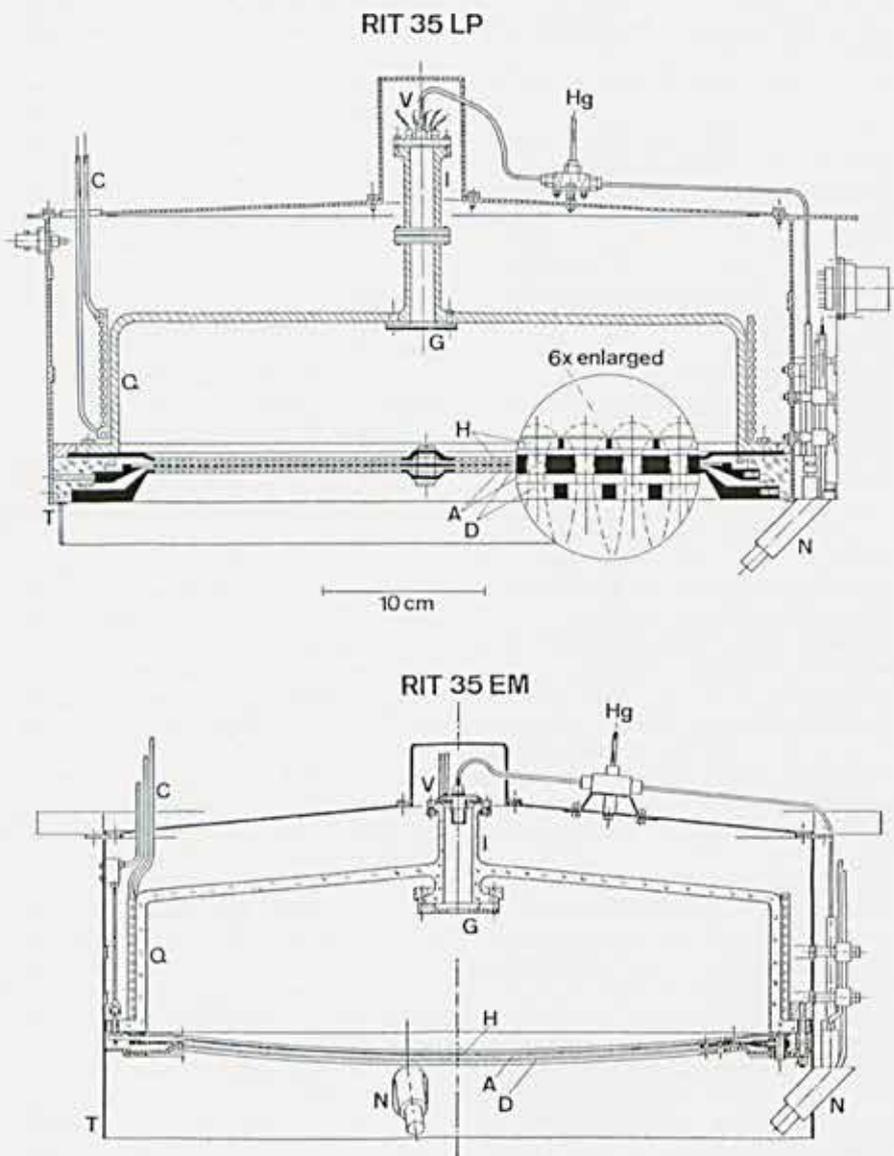


Bild 1: Schnittzeichnung des deutschen 35 cm Ionentriebwerks RIT 35 (Laborprototyp „LP“ der Universität Gießen und Ingenieurmodell „EM“ von MBB-ERNO in Ottobrunn). Die Zeichnungen veranschaulichen auch die Funktionsweise der Hf-Antriebe; es bedeuten V = Treibstoffverdampfer, I = Isolator, G = Treibstoffverteiler, Q = Ionisator, C = Schwingkreissspule, H = Extraktionsanode und Plasmahalter, A = Beschleunigungsgitter, D = Bremsgitter, N = Neutralisator und T = Triebwerkshülle.

Mit Unterstützung des Bundesministeriums für Forschung und Technologie (BMFT) wurden am I. Physikalischen Institut der Justus-Liebig-Universität Gießen Anfang der sechziger Jahre die Untersuchungen an einem speziellen Ionentriebwerkstyp „RIT“ aufgenommen. Im Verlauf eines rund 15jährigen, zunächst nationalen, danach europäischen Wettbewerbs, konnte sich das RIT-Prinzip durchsetzen. Die Aggregate RIT 10 und RIT 35 bilden heute den Schwerpunkt des ESA-Programms über Zukunftsantriebe, deren Tests und Einsätze.

Grundprinzip elektrischer Antriebe

Die konventionellen, also chemischen, Raketentriebwerke haben heute zwar schon einen hohen Perfektionsgrad und beeindruckende absolute Leistungswerte erreicht. Ihre Schubkräfte werden auch für künftige Aufgaben völlig ausreichen. Leider begrenzt aber ihr Prinzip, nämlich die Verbrennung bzw. die chemische Energie, alle spezifischen Antriebsgrößen: Die Austrittsgeschwindigkeit des Antriebsstrahls erreicht höchstens 4,3 km/s, und man muß die fehlende Qualität an spezifischer Energie bzw. an spezifischem Impuls durch eine entsprechende Quantität an Treibstoff ersetzen. Zusammen mit dem zusätzlich erforderlichen Stufenprinzip schränkt dies die eigentliche Nutzlast auf nur wenige Prozent der Raketenstartmasse ein.

Die „Zukunftsantriebe“ ersetzen nun die begrenzte chemische Antriebsenergie durch Kern- oder Sonnenenergie. Die damit erreichbaren, um viele Zehnerpotenzen höheren Energien ermöglichen – zumindest grundsätzlich – entsprechend bessere Antriebswerte.

Das heute effizienteste und technisch am weitesten entwickelte Verfahren zur Umwandlung der nichtchemischen Primärenergie in die kinetische Strahlenergie der Rakete benutzt die elektrische Energie als Zwischenglied: In elektrischen Ionen- oder Plasma-Triebwerken wird der Treibstoff zunächst ionisiert, d. h. elektrisch aufgelad-

den, und dann mittels elektrischer oder magnetischer Felder auf z. B. 30 bis 50 km/s beschleunigt. Eine Gasentladung im sogenannten „Ionisator“ ersetzt die konventionelle Brennkammer; gitterförmige, auf Hochspannung liegende Beschleuniger-Elektroden oder geeignete Magnetfeldkonfigurationen ersetzen die Raketendüse.

Möglichkeiten und Grenzen elektrischer Antriebe

Die rund 10mal höheren Strahlgeschwindigkeiten elektrischer Triebwerke führen bei gegebenem Impulsbedarf, also z. B. vorgegebenem Flugauftrag, entweder zu einer beträchtlichen Einsparung von Treibstoff, was natürlich der Nutzlast zugute kommt, oder sie ermöglichen Flüge, selbst mit einer einzigen Antriebsstufe, für die konventionell eine mehr- oder gar vielstufige Rakete nötig wäre.

Den hohen spezifischen Antriebswerten stehen aber leider außerordentlich niedrige absolute Leistungsdaten gegenüber: Wegen der Größe und Masse – schon allein der Solarzellenanlage oder des Kernreaktors als Stromquelle – sind alle elektrischen Triebwerke leistungsbegrenzt; ihre Schubwerte liegen meist unter 1 Newton, und sie müssen einige 1000 Stunden „brennen“, um die Rakete auf Endgeschwindigkeit zu beschleunigen.

Die elektrischen Antriebe können also nur im nahezu kräftefreien und luftleeren Welt- raum eingesetzt werden. Sie sind dort aber allen konventionellen Aggregaten um so überlegener, je höher Nutzlast- und/oder Antriebsbedarf sind.

Die Ionen- und Plasma-Antriebe werden also die heutigen Raketen nicht ersetzen, aber ergänzen.

Einsatzbereiche elektrischer Antriebe

In der Astronautik unterscheidet man grundsätzlich die sogenannten Sekundär- oder Steuertriebwerke von den Primär-, Haupt- oder Marschantrieben. Von besonderer Bedeutung für die elektrischen Triebwerke von heute sind die Stabilisierung kommerzieller Satelliten und der Antrieb anspruchsvoller Raumsonden. Natürlich spricht man auch schon von Einsätzen etwa auf bemannten Marsflügen; wir wollen aber solche „Möglichkeiten nach dem Jahr 2000“ hier ausklammern.

1. Bahn- und Lagerregelung von Satelliten

Auf alle Raumflugkörper wirken eine Reihe von Störkräften, welche die bordeigenen Steuertriebwerke kompensieren müssen.

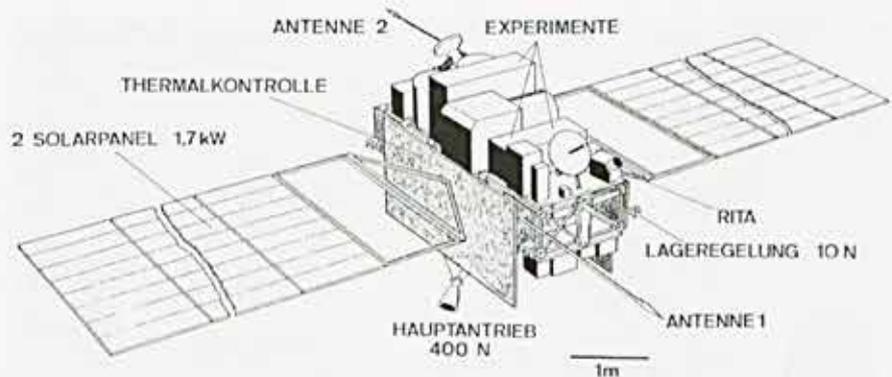


Bild 2: MBB/ERNO-Zeichnung des 3,5 t schweren, wiederverwendbaren Shuttle-Satelliten EURECA (European Retrieval Carrier) der ESA mit RIT 10-Anordnung „RITA“ als eines von 15 Experimenten (voraussichtlicher Starttermin Anfang 1988).

Beispielsweise verursachen bei den kommerziell wichtigen geostationären Satelliten, deren Sollbahn in der Äquatorebene liegt. Gezeitenkräfte eine Pendelbewegung in Nord-Süd-Richtung. Um diese Störung laufend zu kompensieren, führen die heutigen Satelliten 25% ihrer Startmasse als chemischen Treibstoff an Bord und lassen sich damit rund fünf Jahre stabilisieren. Danach müssen sie aufgegeben und ersetzt werden. Der Trend zu immer größeren, leistungsfähigeren und damit auch sehr teuren Synchronsatelliten, z. B. für das Direktfernsehen, zieht zwangsläufig den Wunsch nach längeren Betriebszeiten nach sich. Damit werden die zwar aufwendigeren, aber treibstoffsparenden elektrischen Triebwerke kommerziell interessant; ihre Betriebsdauer beträgt zehn Jahre und mehr, und es lassen sich bis zu 15% der Satellitenmasse – zugunsten zusätzlicher Übertragungseinrichtungen – einsparen. Der Schub solcher elektrischen „Sekundärtriebwerke“ ist allerdings gering: 10 bis 50 mN – je nach Satel-

litenmasse und täglicher Schubzeit. Das deutsche RIT 10-Aggregat ist für solche Steueraufgaben vorgesehen.

2. Antrieb interplanetarer Sonden

Bisher wurden alle Raumflüge mit konventionellen Triebwerken durchgeführt. Fortschreitend von relativ einfachen zu immer komplizierteren und anspruchsvolleren Projekten werden aber bald Antriebsvermögen, d. h. Fluggeschwindigkeiten, von z. T. 15 bis 25 km/s erforderlich werden, die nur mit elektrischen Triebwerken zu verwirklichen sind. In diesen neuen Anwendungsbereich fallen u. a. zwei ESA-Programme:

- Zur Erforschung des Asteroidengürtels soll die 2,5 t schwere Sonde „AGORA“ (Asteroid Gravity, Optical, and Radar Analysis) eingesetzt werden. Wegen der großen Typenvielfalt der Asteroiden muß AGORA mindestens drei, möglichst fünf von ihnen hintereinander anfliegen und jeweils auf Kreisbahnen umrunden.
- Vor kurzem erklärte die ESA die Entnahme von Materialproben aus dem Kern eines Kometen und deren Rückführung zur Erde zu einem von vier „Corner Stones“ ihrer Programmplanung für die neunziger Jahre. Eine Zusammenarbeit mit der NASA wird angestrebt.

Die erforderlichen Schubwerte der für beide Projekte vorgesehenen elektrischen „Primärtriebwerke“ liegen bei 1 N, wobei die Bündelungstechnik angewandt werden kann.

Das deutsche Triebwerk RIT 35 ist für solche Marsaufgaben vorgesehen.

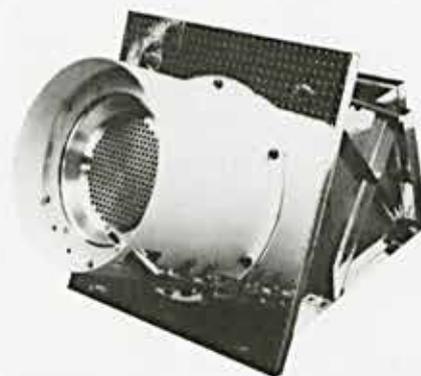


Bild 2a: Ingenieurmodell des RIT 10, gebaut von MBB/ERNO

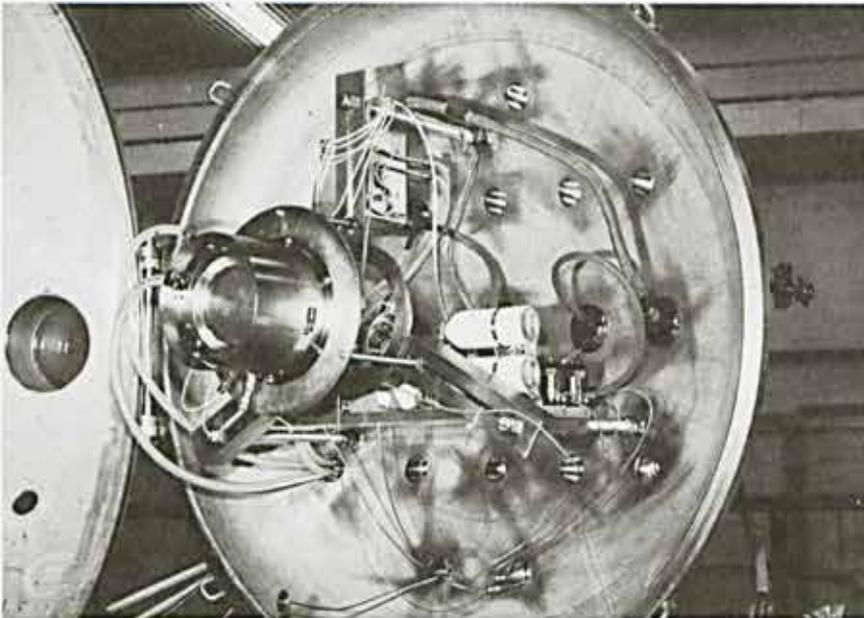


Bild 3: Steuertriebwerk RIT 10 (flugfähige Version von MBB-ERNO) in der Vorkammer des großen Gießener Prüfstandes „P 100000“ (28 m³ Volumen der Hauptkammer, 10⁵ l/s Sauggeschwindigkeit); im Februar/März 1985 wurden Funktionstests mit Xenon-Treibstoff durchgeführt.

Elektrische Triebwerkstypen

Grundsätzlich besteht ein elektrischer Antriebsmodul aus der Energiequelle, z. B. Solarzellenflügeln, der Triebwerkselektronik mit Regler, der Treibstoffversorgung und den eigentlichen Triebwerken.

Wir wollen im folgenden nur die Triebwerke selbst betrachten.

Im Verlaufe von 2¹/₂ Jahrzehnten intensiver Entwicklungen und aufwendiger Qualifikations- bzw. Testprogramme haben sich weltweit je 3 Ionen- und Plasmatriebwerkstypen durchgesetzt. Tabelle 1 vergleicht die Leistungswerte einiger wichtiger Aggregate.

Generell zeichnen sich hierbei die mit elektromagnetischen (Lorentz-)Kräften arbeitenden *Plasmaaggregate* durch relativ hohe Strahl- und Schubdichten, d. h. durch einen kompakten und auch konstruktiv einfachen Aufbau aus. Allerdings begrenzen die verwendeten Bogen- und Funkenentladungen (über Elektrodenaufheizung und Erosion) die Systemwirkungsgrade und die Lebensdauer.

Die mit elektrostatischen (Coulomb-)Kräften arbeitenden *Ionenaggregate* liefern zwar nur „dünne“, raumladungsbegrenzte Antriebsstrahlen und benötigen noch eine gesonderte Elektronenquelle zur Strahlneutralisation; ihre Wirkungsgrade und Betriebsdauern liegen aber so deutlich über denen der Plasmageräte, daß sie sowohl bei der Bahnregelung von Satelliten als auch für interplanetare Langstreckenflüge deutliche Vorteile besitzen.

In der Sowjetunion bevorzugt man dennoch die Plasmaversion, wobei alle drei modernen Typen geflogen werden, nämlich die gepulst und mit Treibstoffablation arbeitenden sogenannten „PPT“-Aggregate, der Übergangstyp „Meteor“ und die besonders schubstarken *magnetoplasmadynamischen*

oder MPD-Triebwerke. Auch die US-Air Force, Japan und China benutzen PPT-Systeme; Japan und Italien/ESA entwickeln zudem MPD-Geräte.

Sieht man vom kleinen, sogenannten Feldemissions-Triebwerk „FEFP“ des European Space Technology Center (ESTEC) ab, das z. Z. von der französischen Firma SEP industrialisiert wird, so konkurrieren auf dem Ionentriebwerksssektor der Gleichstromentladungstyp der NASA (Kaufman- oder Elektronenstoß-Antrieb), der inzwischen auch von Japan übernommen wurde, und die heute von der ESA unterstützten, deutschen Radiofrequenz-Ionentriebwerke „RIT“.

RIT-Triebwerke

Die RIT-Triebwerke arbeiten mit einer selbständigen, elektrodenlosen Hochfrequenz-Entladung. Sie liegen zwar in den Wirkungsgraden geringfügig unter den Gleichstromgeräten, weisen aber keinerlei lebensdauerbegrenzende Zerstäubungsprobleme auf.

Die Hochfrequenz-Triebwerke bestehen aus dem Treibstoffzufuhrsystem, der Ionenquelle, dem Beschleuniger und einem Strahlneutralisator (Bild 1).

Wie bei allen Ionenaggregaten verwendet man aus Impulsgründen Treibstoffe mit hohem Atomgewicht, vorzugsweise Quecksilber, das an einem elektrisch beheizten Netz verdampft wird, oder Xenon. Über einen Isolator, der das auf Massepotential liegende Treibstoffsystem vom hochgespannten

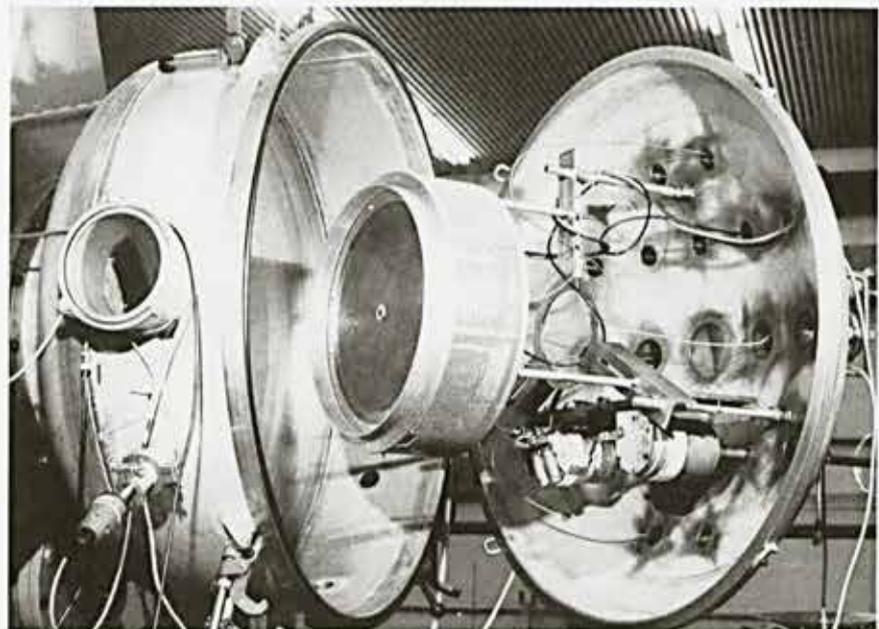


Bild 5: Laborprototyp des 35 cm-Marschtriebwerkes RIT 35 LP in der Triebwerks-Vorkammer des großen Vakuumprüfstandes der Universität Gießen; seit Anang 1986 laufen im Auftrag der ESA (MBB-Subcontract) Funktionstests zur Ermittlung der Betriebswerte.

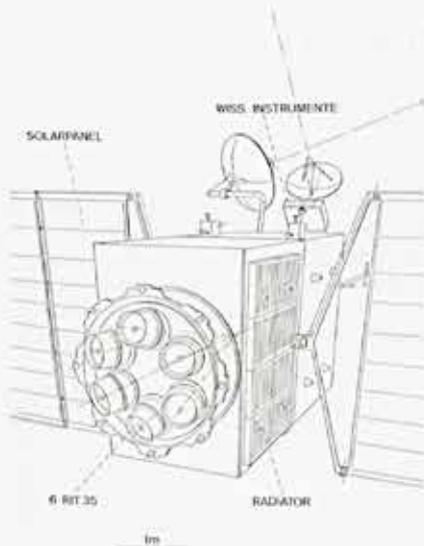


Bild 4: Zentralkörper mit einem Bündel von 6 RIT 35-Triebwerken der geplanten europäischen Vielfach-Asteroiden-sonde AGORA (MBB-ERNO-Studie im Auftrag der ESTEC/ESA).

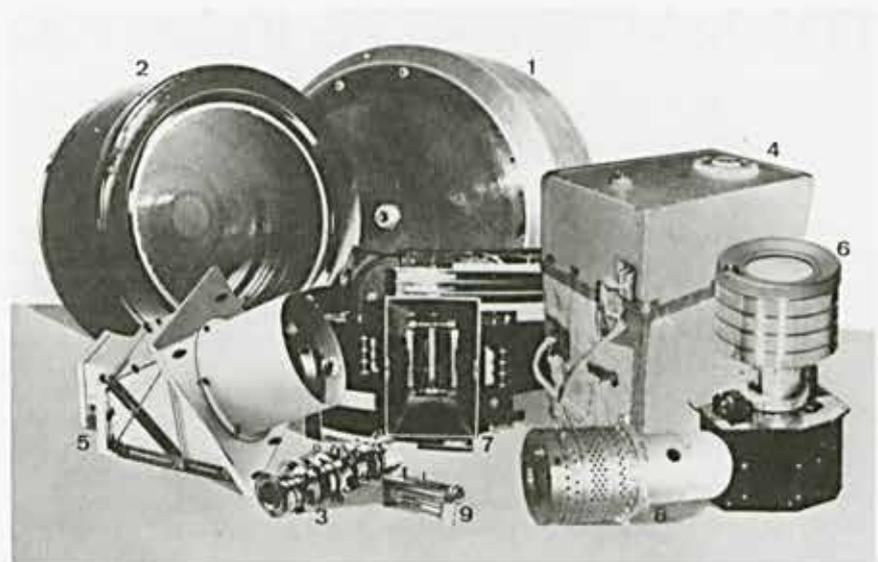


Bild 6: Photomontage elektrischer Triebwerke, nach dem Schub geordnet: 1 = RIT 35, 2 = Elektronenstoß-Ionentriebwerk 900 EM/J (NASA), 3 = MPD-Plasmatriebwerk Kosmos (UdSSR), 4 = MPD-Triebwerk KX (Japan), 5 = RIT 10, 6 = Elektronenstoß-Ionentriebwerk SIT 8 (NASA), 7 = PPT-Plasmatriebwerk Nova (USAF), 8 = Elektronenstoß-Ionentriebwerk EM (Japan) und 9 = Feldemissionstriebwerk FEEP (SEP, Frankreich).

Ionisatorplasma trennt, strömt der Treibstoff in die Ionenquelle ein (Quellendruck ca. 0,3 µbar). Diese besteht aus einem geometrisch optimierten Quarzgefäß, um das die Induktionsspule eines 1 MHz-Generators liegt. Das ionenoptische Extraktions- und Beschleunigungssystem setzt sich aus drei Gitterelektroden zusammen, die auf +1,5 kV, -1,5 kV und 0 kV liegen. Als Strahlneutralisator-Elektronenquelle dient eine Hohlkathoden-Niedervoltbogenentladung, die aus dem Treibstoffreservoir mit-versorgt wird.

Aus einer Familie von fünf Gießener RIT-Modellen sind die 10- und 35-cm-Versionen von aktuellem Interesse (s. Tabelle 1).

1. Steuertriebwerk RIT 10

Abgesehen von dem sowjetischen Plasmamotor „Meteor“, ist das 10-mN-Hochfrequenz-Ionentriebwerk international das z. Z. schubstärkste Sekundäraggregate. Im Auftrag des BMFT wurde es in Gießen von 1960 bis 1970 zur Laborreife gebracht, danach von MBB in Ottobrunn industriell weiterentwickelt und schließlich von der DFVLR Stuttgart bodenerprobt; drei RIT-10-Geräte absolvierten erfolgreich einen 8000-h-Dauertest mit 1000 Ein-Aus-Schaltzyklen.

Nachdem der ursprünglich vorgesehene Einsatz auf dem deutschen Direktfernsehsatelliten „TV-Sat“ aus nichttechnischen Gründen vorerst ausgesetzt wurde, ist die

Tabelle 1: Leistungsdaten der RIT-Triebwerke im Vergleich zu amerikanischen, sowjetischen und japanischen Ionen- bzw. Plasmaaggregaten

Land	RIT 10	RIT 35	NAL 5	SIT 8	900 EM	Meteor	Kosmos
	BRD/ESA		Japan	USA/NASA		UdSSR	
Triebwerkstyp	HF-Ionentriebwerke		Elektronenstoß-Ionentriebwerk			Hall-Triebwerke	MPD-Triebwerke
Treibstoff	Hg, Xe		Hg			Xe, Cs	K, Cs
Treibstoffverbrauch, mg/s	0,33	4,0	0,10	0,19	4,5	2,0	6,0
Leistungsverbrauch, kW	0,29	3,9	0,09	0,13	2,7	0,45	4,0
Wirkungsgrad, %	53	71,5	30	51,5	74	22	30
Strahlgeschwindigkeit, km/s	31	37	20,5	26,5	30,5	10	20
Schub, mN	10	150	2,5	5	129	20	120
Erster Flugtest	1988	?	1982	?	—	1971	1974
Erster Einsatz	>1990	~1993	?	?	—	1976	?

Raumproben nun auf der wiederverwendbaren ESA-Plattform „EURECA“ vorgesehen (s. Bild 2). Da aufgrund der Sicherheitsbestimmungen des Shuttle-Trägers Quecksilber als Treibstoff nicht benutzt werden kann, mußte das Rit 10 auf Xenon umgestellt werden. Ein von MBB kürzlich im 28 m³ großen Gießener Prüfstand „P 100 000“ durchgeführter Funktionstest mit Xenon (s. Bild 3) verlief erfolgreich; außerdem ließ sich der Triebwerkschub auf 25 mN steigern.

2. Marschtriebwerk RIT 35

Mit 150 mN Nominalschub ist das 35-cm-HF-Gerät weltweit der leistungsfähigste Ionenantrieb. Es ist zum Antrieb interplanetarer Forschungs sonden vorgesehen, wie

z. B. in gebündelter Anordnung auf AGORA (s. oben; Bild 4).

Die heutige Version geht zurück auf einen Prototypen aus dem Jahre 1974, der hauptsächlich zur Diagnostik von Hochfrequenz-Antrieben diente, und auf zwei weitere Labormodelle, die bis 1981 in Gießen und bei der DFVLR Stuttgart entwickelt und getestet wurden. Als sich 1983 die Pläne für die genannten ESA-Programme konkretisierten, wurde RIT 35 unter weitgehender Verwendung der inzwischen vorliegenden RIT 10-Qualifikationsergebnisse überarbeitet. Gegenwärtig laufen im Auftrag der ESA Reihentests an einem Prototypen (s. Bild 1 oben und Bild 5); die Firma MBB-ERNO als industrieller Hauptauftragnehmer hat mit der Entwicklung eines Ingenieurmodells RIT 35 M begonnen (s. Bild 1 unten).