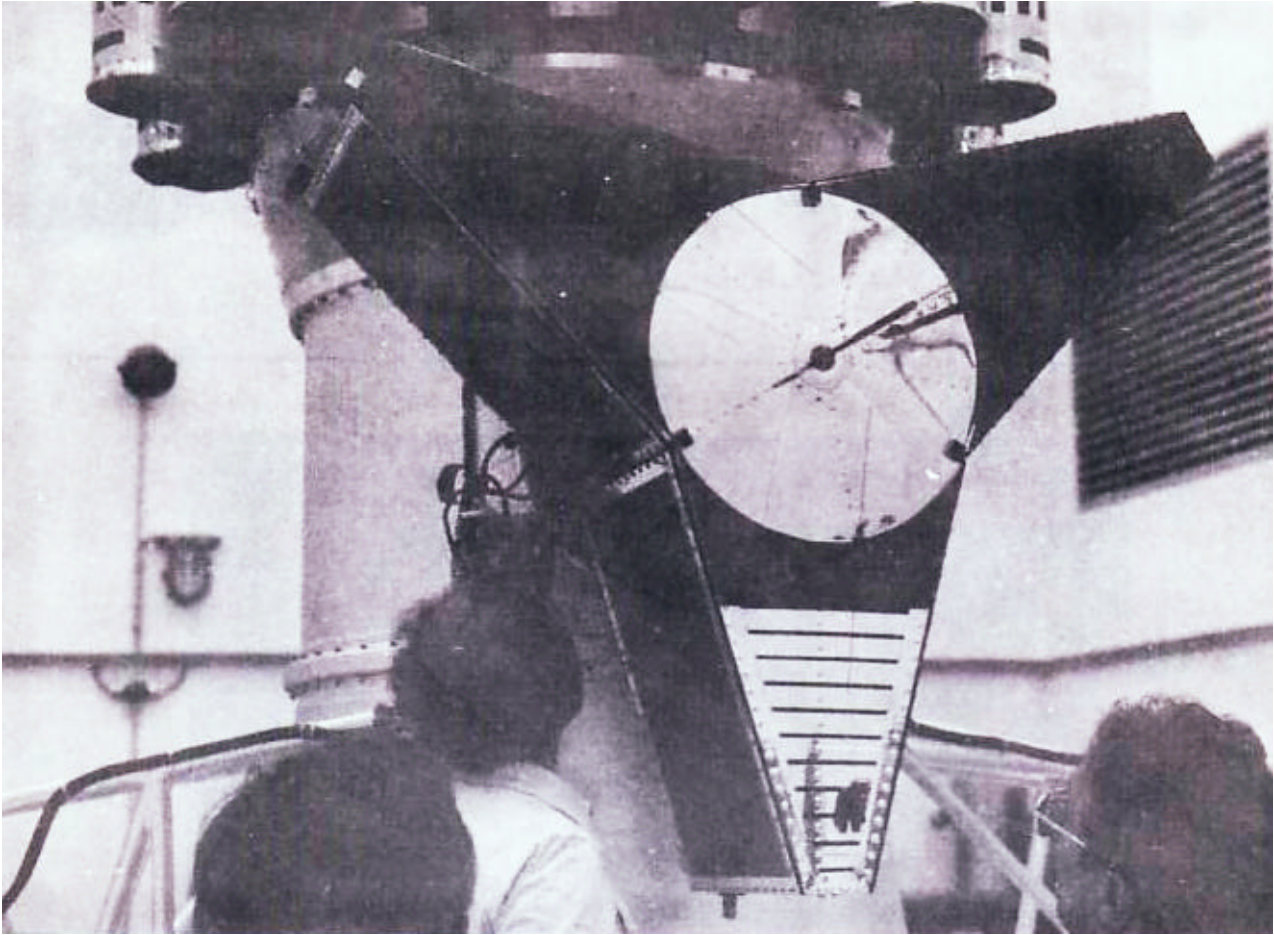


Die dritte Generation

von Jan King, W3GEY, Vize-Präsident Technik, AMSAT-USA (Übersetzt und bearbeitet von Dagmar Pilz unter Mithilfe des AMSAT-Teams in Marburg)



Alle Probleme waren gelöst.... denkste!

Bitte, sehen Sie sich das Foto genau an. Es ist eines der vielen Fotos, die wir in unserer Sammlung der Phase-III-A-Bilder besitzen. Es ist noch viel attraktiver, wenn Sie gerade fünf Jahre damit verbracht haben, den Satelliten zu entwickeln, zu bauen, über ihm zu schwitzen und zu hoffen, dass er Tausenden von Menschen Dienste leisten wird. Als wir zuletzt von dem Satelliten hörten, funktionierte er sogar besser als er aussah. Die Elektronik arbeitete nicht nur vollkommen, sondern ich bin auch überzeugt davon, dass wir an jedes Problem, das mit einem Satelliten auftreten könnte, gedacht und wir uns damit auseinandergesetzt hatten. An alle bis auf eines. Das ist für mich die größte Enttäuschung bei dem Verlust von Phase III A. Hatten wir erfolgreiche Lösungen für alle diese Probleme? Wir können es nicht mit Sicherheit wissen, bis wir alles noch einmal getan haben. Und dann werden wir dieselben Ungewissheiten und dieselben Risiken haben. Sollen wir es noch einmal tun? **Auf jeden Fall!**

Phase III A - Der Verlust

Es ist einfach genug, in Menschenkraft und Dollars anzugeben, was verloren wurde. An anderer Stelle in dieser Ausgabe von ORBIT gibt W3IWI mit dem Titel "Spacecraft Economics" eine vollständige Übersicht der finanziellen Lage des Phase III A. Eine Zusammenfassung ist hier angebracht:

<u>Organisation</u>	<u>Menschenkraft</u>	<u>Geldbeträge</u>
AMSAT & AMSAT Canada	15 Jahre	210.000 Dollar
AMSAT-DL	15 Jahre *	150.000 Dollar
HG5BME et. al.	2 Jahre *	?
JAMSAT	?	5.000 Dollar

* schätzungsweise

Dies ist ein bisschen mehr als bei unseren früheren Schätzungen. Es wurden außerdem 30.000 Dollar vom harten Kern der Konstrukteure gezahlt, wofür sie keine Rückzahlungen forderten. Zusätzlich betrug die Spenden der Industrie in Form von Hardware ungefähr 200.000 Dollar.

Wie Sie ohne Zweifel vermutet haben, der wirkliche Schaden aus dem Phase III A Verlust ist den Menschen entstanden; denen, die den Satelliten gebaut haben, wie auch denen, die gehofft hatten, ihn zu benutzen. Ich war gerührt von der Zahl der Leute, die mir schrieben und beschrieben, wie der Fehlschlag des Starts ihr Wochenende zerstört hatte. John, WOLER, erzählte mir, dass seine Frau, als sie von dem Fehlschlag erfuhr, "sich nur hinsetzte und heulte". Betty verbrachte viele Stunden damit, John zu helfen, gedruckte Schaltungen anzufertigen, um die AMSAT Kommandostations-Empfänger für den Start fertig zu haben. Es gibt viele persönliche Geschichten über die ersten fünf Jahre der Phase III zu erzählen. Ich hoffe, dass es einen Ort und eine Zeit geben wird, sie zu erzählen. Da die Zukunft sich wenig aus den Qualen der Vergangenheit macht, müssen wir nun das Phase-III-A-Buch schließen und weitermachen.

Phase III Die Technik

Während eine Anzahl Artikel über verschiedene Dinge der Phase III für die Anwendung im Druck erschienen sind, ist so ganz und gar nichts veröffentlicht worden, was das gesamte Ausmaß der Phase III-Technik beschreibt. Dies ist hiermit unser Ziel. Eine erstaunliche Menge neuer und kreativer Technik wurde für Phase III entwickelt. Vieles davon könnte patentiert werden. Diese Technik wurde für den Amateurfunk geschaffen und war wichtig für die einmaligen Probleme, die sich ergeben, wenn Amateurstationen einen Satelliten benutzen. Ich werde diese ausführlich durch Beispiele behandeln. Tabelle 1 ist eine Zusammenstellung aller neuen Techniken, die bei Phase III benutzt wurden. Während einige dieser Techniken nur für das Amateur-Satelliten-Programm neu sind, denke ich, dass die durch einen Stern * gekennzeichneten ganz neu für das Raumfahrtgebiet sind. In einem gewissen Maß stehen viele Praktiken und Techniken im Gegensatz zu dem kaufmännischen Herangehen an die Sache, in dem Sinne, dass sie einen anderen Problembereich lösen; Probleme, die die Industrie nicht zu lösen braucht. Zum anderen ist ein Teil der Hardware, die für Phase III entwickelt wurde, direkt anwendbar. Es ist ein Muss, dass dieses Werk veröffentlicht wird und der Industrie zur Verfügung gestellt wird, damit der Amateurfunk gebührend geehrt wird. Jetzt ist die richtige Zeit, in der diese Arbeit getan werden kann.

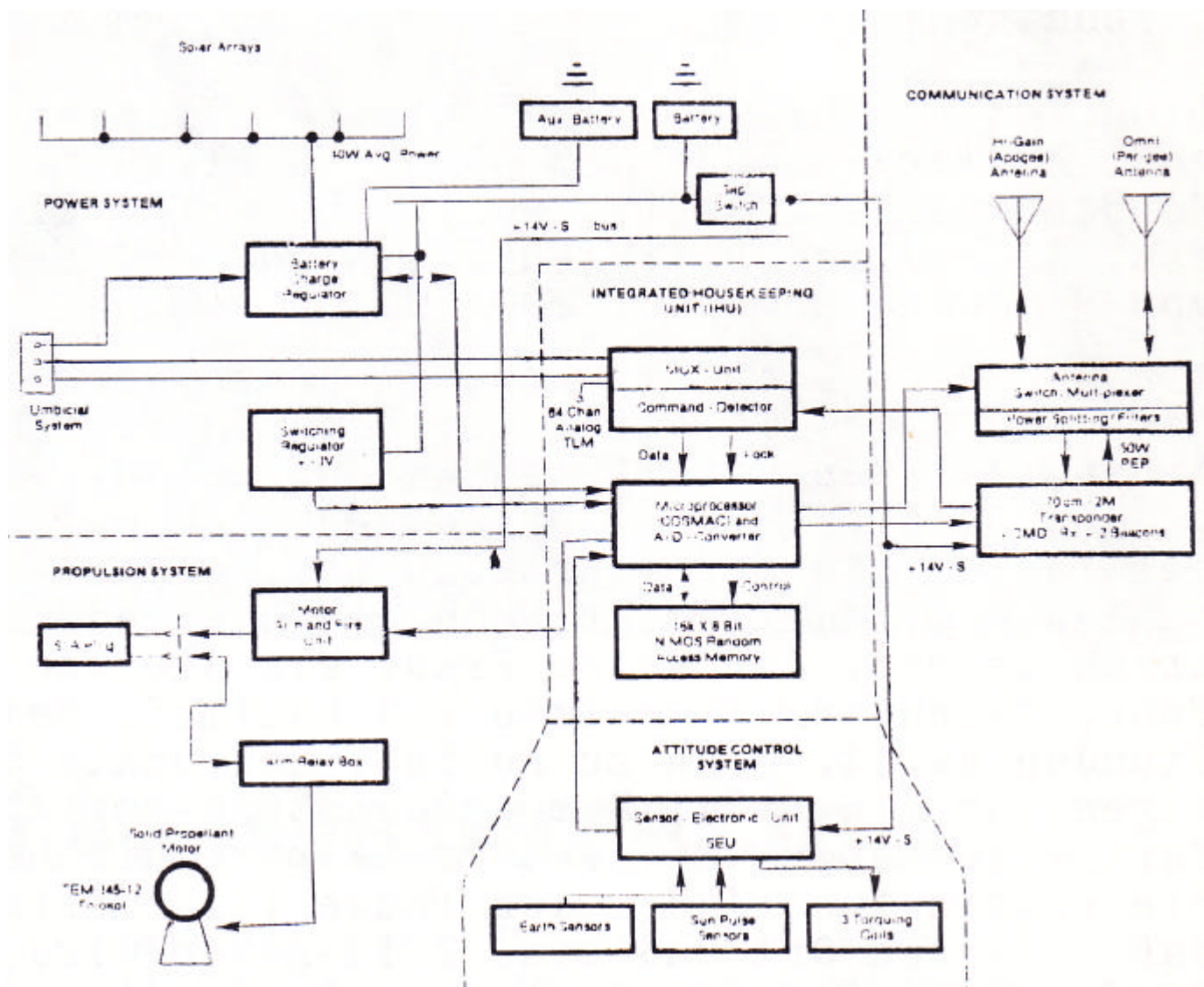


Bild 1: Blockdiagramm des Phase III A Sat.

Wenn Sie das letzte Blockdiagramm des Satelliten (Abb.1) mit früheren Versionen, die ich in der QST herausgegeben habe, vergleichen, werden Sie feststellen, dass wir unseren Planungszielen genau nachgefolgt sind. Es ist offensichtlich, dass gewisse Teile weggelassen wurden, einige wurden hinzugefügt, aber in erster Linie wurden Dinge vereinfacht. Viele Aufgaben, die in Hardware ausgeführt werden könnten, wurden besser mit Software vollbracht, dies ersparte Gewicht, Platz, Zeit und vor allem verbesserten sie die Zuverlässigkeit. Der Hauptverlust im Satellitenplan ist vom Standpunkt des Benutzers der Verlust des zweiten Crossbandtransponders, der wegen seines Gewichtes und Rauminhaltes weggelassen werden musste, und ebenso wegen des Mangels an Zeit, ihn zu entwickeln. Auch die erhoffte S-Band (2.300 MHz)-Bake war das Opfer von WARC-Problemen und der Zeit (d.h. wir konnten nicht mit Sicherheit sagen, welche Frequenz zu benutzen war). Die Möglichkeit der Redundanz im Satelliten wurde wegen des Gewichtes teilweise verringert. Aber beachten Sie bitte, dass wir in der Lage sind, von den Problemen AMSAT-OSCARs 6, 7 und 8 zu lernen und diese Erfahrung auf Phase III anzuwenden. Was begrenzte die Brauchbarkeit und Lebensdauer der Phase II Satelliten? Sie mögen damit übereinstimmen, dass es die Batterien waren. Wir haben in unseren 12 Jahren Erfahrung mit Phase II Satelliten nie einen Transponder verloren. Nun, zumindest gewichtsmäßig, ist ein zweiter Transponder ein naheliegender Tausch gegen eine Batterie. Mit der gemachten Erfahrung musste man logischerweise für die Verwendung einer zusätzlichen Batterie stimmen. Wo Überschuss möglich war, wurde er verwendet in Übereinstimmung mit unserer Fehlschlag-Erfahrung. Es war möglich, die Hardware für den Kick-Motor, für das Lagekontrollsystem und für das Kommunikationssystem zu vereinfachen. Die einzige Enttäuschung für die Planer war, dass wir, während wir ursprünglich nur für einen

2k-BYTE-Speicher für den Computer geplant hatten, und uns schließlich für 16k-BYTES entschieden, sehr gerne 32 k gewollt hätten. Wir haben es fast erreicht! Mehr darüber später.

Mechanisches und Wärmesystem

Phase III wurde gänzlich aus Blech hergestellt (inzwischen ein AMSAT Markenzeichen) und wurde wesentlich strenger mechanisch erprobt als irgendeiner seiner Vorgänger. Vergleichen Sie die Titelseite der QST von Juni 1977 mit dem Foto hier. Verschiedene Konstruktionen und Bestandteile wurden nicht weniger als fünf verschiedenen Vibrationstests unterzogen und ebenso wurde eine Anzahl anderer Prüfungen vorgenommen, was das Zusammenpassen betraf. Alle waren erfolgreich. Keine der mechanischen lasttragenden Bauteile des Satelliten wurden maschinell hergestellt, mit Ausnahme des Adapterringes, was die Kosten sehr verringerte. Eine besonders kluge Idee war der Gebrauch von selbstgemachten Fiberglasabstandshaltern, welche, um die Innenwände des Satelliten zu verstärken, eine dringend erforderliche Leichtgewichtlösung brachten, während sie gleichzeitig als Wärmeisolator für die Elektronik-Module wirkten. Einzelheiten dieses Entwurfs wurden in einer früheren Ausgabe der AMSAT-Newsletters diskutiert. Wenn sie die Geometrie der Struktur untersuchen, werden Sie feststellen, dass das Volumen und Gewicht für die gegebenen Sonnenzellenfläche (Seitenpaneele) auf einen Kleinstwert gebracht sind, und die Trägheitsmomente günstig verteilt sind (d.h. der Satellit dreht sich gut im All).

Wärmemäßig fiel der letzte Entwurf nicht ganz so geradlinig aus. Während wir ursprünglich hofften, dass wenigstens der äußere Entwurf jedes Arms gleich sein würde, war es nicht möglich, dieses Ziel zu erreichen. Es war notwendig, jedes Elektronik-Modul einzeln in den Berechnungen zu betrachten. Auch ist der Überzug auf der Außenseite der Arme verschieden. Im besonderen, der Arm, der den Sender enthält, hat eine äußere Oberfläche, die bewirkt, dass die Wärmestrahlung auf einen Höchstwert gebracht wird, doch nur sehr wenig Sonnenlicht absorbiert. Auf den anderen beiden Armen jedoch sind große Bereiche der Oberfläche senkrecht zur Sonne- mit Wärmedecken bezogen. Das wärmemathematische Modell, das schließlich für Phase III benutzt wurde, enthielt 121 verschiedene Temperaturknoten (Datenpunkte, durch Konstruktion gegeben) mit 399 verschiedenen Leitungsbahnen dazwischen. Jeder Computerlauf, der einen bestimmten Orbit simulierte, erforderte 3.300 Schleifendurchläufe und eine Berechnung von 400.000 Knotentemperaturen. Das mathematische Problem ist gleich dem Lösen eines Systems von 121 linearen Gleichungen, wobei jede zwischen drei und vier Unbekannte für jede Position entlang der Umlaufbahn und für jeden gewählten Sonnenwinkel aufweist. Daraus ergibt sich eine Konstruktion, die dem Satelliten gestattet, mit Sonnenwinkeln zwischen +/- 60 Grad sicher zu arbeiten, auch während einer drei Stunden Eklipse (Verfinsterung durch die Erde) und sogar für eine begrenzte Zeit, in der die Sonne direkt auf die Ober- oder Unterseite des Satelliten scheint.

Stromversorgung

Die Ziele für das Stromversorgungssystem des Phase III-Entwurfs waren besonders ehrgeizig. Zu Beginn der Lebensdauer sollten die Sonnenzellen eine Durchschnittsleistung von 40 Watt oder ungefähr sechsmal die von AMSAT-OSCAR 7 liefern. Nach vier Jahren sollte der Satellit noch 25 Watt liefern, um einen 100 %-igen Arbeitszeitplan zu ermöglichen. Dieses Erfordernis stellte besonders hohe Ansprüche, weil

- a) spezielle Sonnenpaneele für Phase III entwickelt werden mussten
- b) Die Paneele, unsere Größenzwänge vorausgesetzt, mussten von höherer Technologie sein als die der standardmäßigen N- auf P-Silizium-Sonnenzellen (grob gerechnet 10 %) c) Die vorausgesagte Verringerung der Zellenleistung, hervorgerufen durch Strahlungsschäden, erforderte, dass die Siliziumabdeckplatten dicker sein mussten als die mehr Üblichen und weniger teuren Abdeckplatten, die bei den meisten Satelliten benutzt werden.

Es wurde entschieden, dass beide, sowohl das deutsche als auch das amerikanische Team, dieses Problem nebeneinander in Angriff nehmen. Klar auch, wenn beide Gruppen erfolgreich sein würden, gäbe es kein Problem,

denn es wurden genügend Paneele für zwei Missionen gebraucht. Es traf zu, dass beide Gruppen erfolgreich waren, und wir hatten zum Schluss 14 äußerst vortreffliche Sonnenpaneele (zwei Sets mit zwei Ersatzpaneele). Es war der AMSAT-DL möglich, einen großen finanziellen Beitrag zu arrangieren, und sie erhielten ihre Paneele von AEG-Telefunken in Wedel, Deutschland. Diese Paneele benutzten 2 cm x 4 cm höchst wirkungsvolle Violetzellen und 0,5 mm starke Siliziumabdeckplatten. Die Zellen wurden während des Produktionsablaufs des Intelsat-5-Programms hergestellt (geschweißte Verbindungen zwischen den Zellen). In den USA wurde an die Sache anders herangegangen. In Hinblick auf die sehr hohen Kosten der Herstellung von Flightpaneele war es nicht möglich, Paneele zu erwerben, die nach den Standard-Raumfahrt-Spezifikationen angefertigt waren. Nach Durchsicht verschiedener typischer NASA-Spezifikationen war es möglich, Erprobung und Dokumentation, die unbedingt erforderlich war, von derjenigen zu trennen, die wünschenswert aber nicht wichtig war (wie wir es beurteilen). Durch Streichen von weniger wichtigen Anforderungen wurde eine neue Spezifikation erstellt, und sie wurde an mehrere Sonnenzellenhersteller geschickt. Solarex, eine Firma in Rockville, Maryland, bekam AMSAT's ersten größeren Auftrag. Vertreter der Firma Solarex arbeiteten mit uns zusammen, um ein vernünftiges Testprogramm zu entwickeln, und um die Qualitätssicherung zu gewährleisten. Dies stellte sicher, dass die Paneele zufriedenstellend im Weltraum arbeiten würden. AMSAT übernahm die Aufgabe, alle Qualifikationstests an einem Qualifikations-Paneel durchzuführen. Diese Tests wurden im Applied Physics Laboratory (Labor für angewandte Physik) der John Hopkins Universität durchgeführt. Sechs weitere Flugpaneele wurden dann zu denselben Spezifikationen von Solarex hergestellt und ausgeliefert. Diese Handlungsweise brachte es mit sich, dass der Papierkrieg und die Anzahl der Tests gering blieb und die Kosten der Arrays von 400 Dollar pro Watt auf 200 Dollar pro Watt gedrückt wurden. Diese Paneele bestanden aus 2 cm x 2 cm großen Violetzellen mit 0,5 mm dicken Abdeckplättchen, die einen hohen Wirkungsgrad besitzen. Beide Paneelearrays lieferten dieselbe Ausgangsleistung, wenn sie von der Sonne angeleuchtet wurden (27,5 Watt jede einzelne), obwohl ihre physikalischen- und Wärme-Eigenschaften etwas verschieden waren. Schließlich war der Wirkungsgrad jedes Paneels besser als 12,5 %. Mit günstigen Sonnenwinkeln wären zu Beginn der Lebensdauer des Phase III-Satelliten 50 Watt erreicht worden.

Wie bereits früher erwähnt, war die Entscheidung, zwei Batterien in den Satelliten einzubauen, vom gesamten Phase III-Team getroffen worden. Sie basierte auf den Ergebnissen von AMSAT OSCAR 6 und 7 und sogar wegen früherer Anzeichen einiger Probleme mit Batterien an Bord von AMSAT OSCAR 8. Nach mehr als einem Jahr Schreibung konnte AMSAT einige Überzählige NiCad-Zellen von dem ITOS-Wetter-Satelliten-Programm der NASA erhalten. Dies war ein besonderer Vorteil für Phase III, denn diese 6 Ah Kapazität NiCad-Zellen waren noch im NASA Datum Code, und waren zwei Generationen in der Technik weiter als die, die in AMSAT OSCAR 7 fliegen. Zehn dieser Zellen wurden als Primärbatterie in Phase III A benutzt. Die Hilfs- oder Ersatzbatterie wurde aus 10 x 4 Ah Zellen, hergestellt von SAFT Corp. of France, zusammengesetzt. Sie waren ein Beitrag der Europäischen Raumfahrtbehörde (ESA). Das Energieversorgungssystem war so geplant, dass, während die Primärbatterie eingeschaltet war, die Hilfsbatterie ungeladen bereitstand. Nur beim Nachlassen der Primärbatterie würde die Hilfsbatterie geladen werden und dann die alte Hauptbatterie ersetzen. Zu dieser Zeit (hoffentlich erst ungefähr 4 Jahre nach dem Start) würde die Sonnenzellenleistung bedeutend gefallen sein, und dann würde der Betrieb mit reduzierter Leistung während einer Eklipse nötig sein. Unter diesen Bedingungen wäre eine 4 Ah Kapazität für die Hilfsbatterie ausreichend. Bei Verwendung von kleineren Zellen für die Zusatzbatterie kann so zusätzliches Gewicht klein gehalten werden.

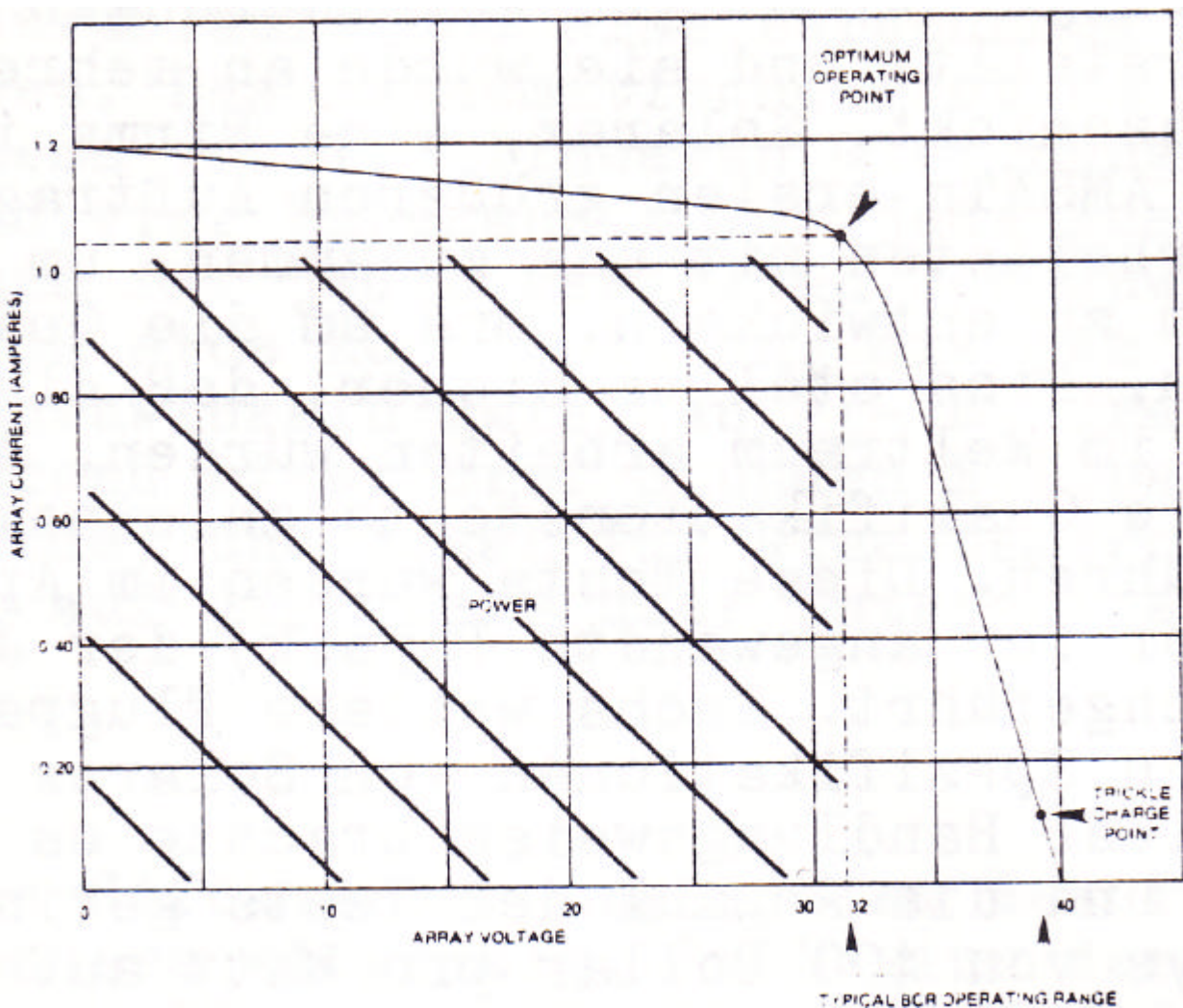


Fig. 2 -- The diagram shows the solar cell voltage-current characteristic curve.

Um ein Überladen der Batterie zu allen Zeiten zu verhindern, muss ein stromregulierendes Gerät zwischen die Sonnenszellenpaneele und der Batterie eingesetzt werden. Der Batterieladeregler ist in den meisten Satelliten ein Nebenschlussregler. Das heißt, dass überschüssige Energie in großen Lastwiderständen vernichtet wird. Das bringt viele Fehlermöglichkeiten, von denen sich manche katastrophal auswirken können. Es erscheint nun logisch, dass die Leistung, wenn sie nicht benötigt wird, gar nicht erst abgegeben zu werden braucht. Mit anderen Worten, löse das Problem an der Quelle - den Solaranlagen. Seit dem Entwurf von AMSAT OSCAR 7 haben wir eine einmalige Lösung der BCR-Probleme benutzt, die meines Wissens, nie weit verbreitet worden ist. Die Strom/Spannungskurve einer Solarzelle (oder mehrere in Serie / parallel) hat eine interessante Eigenart (s. Abb. 2). Sie wirkt als eine Konstantstromquelle über einen weiten Spannungsbereich; nimmt jedoch die Spannung über einen bestimmten Punkt, bekannt als Knie, zu (Last nimmt ab), dann wird der Arraystrom kleiner werden. Wenn diese Eigenart voll genutzt wird, kann der Arbeitspunkt der Arrays so ausgewählt werden, dass er mit dem Batterieladestand, übereinstimmt. Die Technik, die seit 1974 bei allen OSCAR Satelliten angewandt wird, ist es gewesen, den Stand der Batterieladung zu bestimmen, indem die Batteriespannung gemessen wurde und dann die Eingangsspannung von den Arrays durch eine spannungssteuerbare Zenerdiode anzupassen. Die sofort zu erkennende Eigenschaft des BCR ist es dann, dass der Arraystrom vermindert wird, wenn eine Erhöhung der Batteriespannung festgestellt wird, und die Arrayspannung daraufhin angehoben wird. Hierbei ergeben sich zwei Probleme. Beide, sowohl die Batteriezellenspannung als auch der Arrayarbeitspunkt sind temperaturabhängig. Bei den BCRs in den AMSAT OSCAR 7 und 8 Satelliten wurde die Temperaturkompensation in einer ersten Näherung am Ein- und Ausgang durchgeführt mit der Annahme, dass der Temperaturfaktor der Arrays und der Batterie dem einer temperaturempfindlichen Transistorschaltung gleichgesetzt werden konnte. Auch wurde angenommen, dass der

besondere Transistor (im BCR) isothermal mit den Arrays und den Batteriezellen sei. Während sich die erste Vermutung als gültig erwies, zeigten Flugdaten, dass die zweite Annahme nicht zutrifft.

Zusätzlich gibt es wichtige Nebeneinwirkungen auf diese Arbeitspunkte, die durch die langsamen Auswirkungen von Strahlungsschäden an den Solarzellen zusammen mit chemischen Veränderungen in den NiCad Zellen hervorgerufen werden. All das macht ein BCR, wo diese Faktoren eingestellt und dann vergessen werden können, weit entfernt vom Ideal (obwohl es noch arbeitsfähig ist, wie man bei AMSAT OSCAR 7 und 8 sehen kann). Nun löst Phase III alle diese Probleme durch den verhältnismäßig einfachen Prozess, die Eingangs- und Ausgangsspannung des BCR der Computer-Überwachung zu unterstellen. Der Computer dient dann der Kontrolle, und die Software kann alle zur Verfügung stehende sachdienliche Information benutzen, wie z.B. tatsächliche Array- und Batterietemperaturen als auch Daten, die im Zusammenhang mit langen und kurzen zeitabhängigen Phänomenen stehen. Wenn man am Boden durch Telemetrie neue Dinge erfährt, dann können andere Koeffizienten oder sogar ein neues Computerprogramm geladen werden.

Vom Radio Amateur Club an der Techn. Universität von Budapest (Ungarn) (HG5BME) entworfen und konstruiert, war das Phase-III-A-BCR-Modul völlig redundant und erfüllte eine Menge Aufgaben über die eines Batterieladereglers hinaus, z. B.

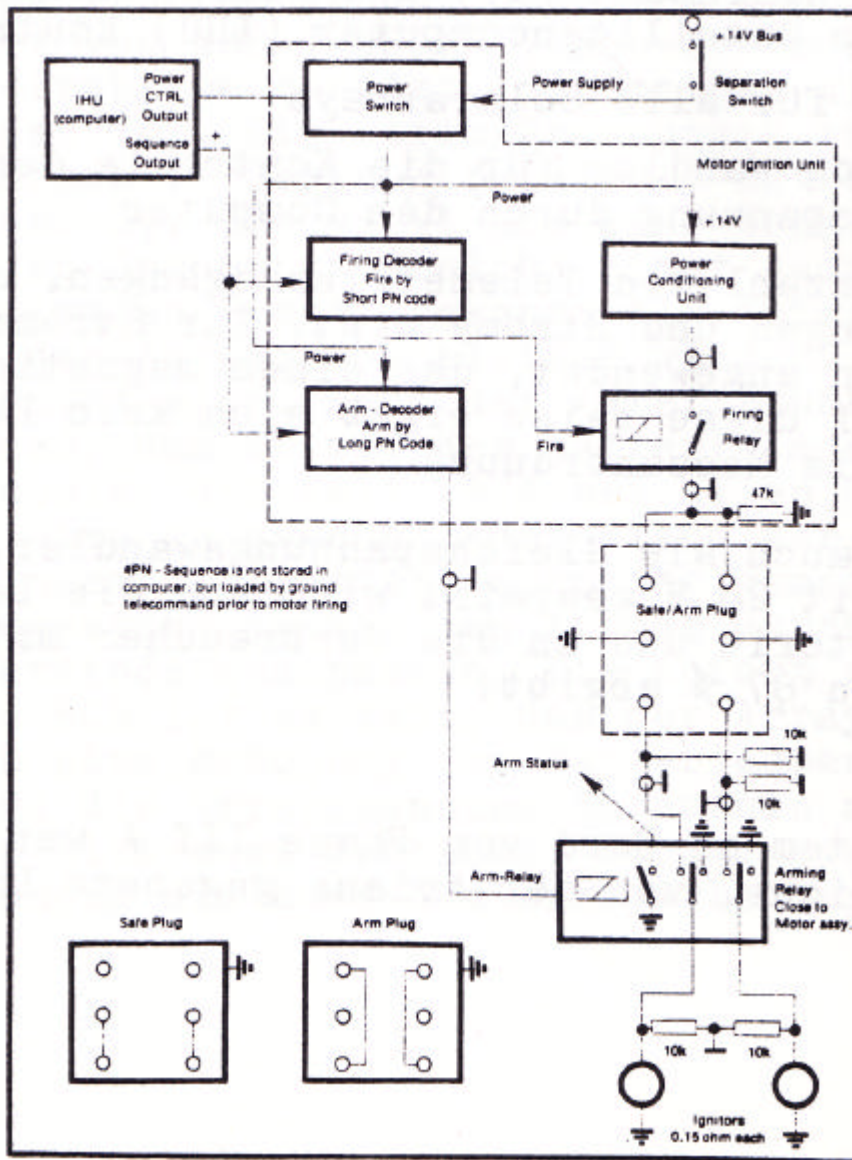
- 1) Völlig redundante + 10 V Regler
- 2) Umschaltrelais für BCR Wahl (1 oder 2), Batterieauswahl (Haupt- oder Hilfsbatterie) und Hilfsbatterieladung. Diese werden vom Satellitencomputer (IHU) kontrolliert.
- 3) Schutzdioden für alle Solararrays
- 4) Digital-Analog Wandler für die Kontrolle der BCR-Eingangs- und Ausgangsspannung durch den Computer
- 5) Eine große Anzahl von Telemetrieausgängen, die alle wichtigen Spannungen und Ströme misst, Zur Strommessung wurde ein Verfahren angewendet, das einen magnetischen Effekt ausnutzt. Auf diese Weise ergab sich kein Leistungsverlust durch die Messanordnung.

Das BCR wirkte auch als Gleichspannungswandler, der von den Solarpaneelen mit 28 V gespeist wird und die Leistung mit 14 V an die Batterie und an die Verbraucher mit einem Gesamtwirkungsgrad von 87 % abgibt.

Antriebssystem

Das Antriebssystem an Bord von Phase III A war so vorgesehen, dass die anfängliche, von der Ariane gegebene Umlaufbahn verändert werden konnte. Es vergrößert die Inklination und das Perigäum, so dass sich verbesserte Kommunikationsmöglichkeiten ergeben. Als der Satellit fertiggestellt war, hätte er auf "Diät" gehen müssen, denn er war 10 kg schwerer als ursprünglich geplant. Es wurde beschlossen, dass das Orbit-Transfer-Manöver abgeändert werden sollte, um durch Ausnutzung der überschüssigen Motorleistung doch noch die angestrebte Inklination mit +/- 1° Abweichung zu erreichen. Mit dem Endgewicht von 85,7 kg würde der Kickmotor die Geschwindigkeit des Satelliten um 1124 m/s ändern. Mehr noch als bei anderen Dingen wollten Amateure beweisen, dass auch sie in der Lage sind, einen wesentlichen Orbitwechsel durchzuführen. Schon das allein hätte die Mühe gerechtfertigt.

Der technologische Aufwand, einen Kickmotor zu zünden, ist einfach. Aber die Technologie, die nötig ist, um die Professionellen davon zu überzeugen, dass Amateure dies sicher können, ist nicht notwendigerweise trivial. Diese Aufgabe sollte von der Motorzündungseinheit erfüllt werden (MIU). Die MIU war so verdrahtet, dass es zwei PN-Bitsequenzen (pseudo unregelmäßig, eine sehr lange und eine sehr kurze) erkennen würde. Beide Sequenzen waren ausreichend lang und "statistisch", so dass die Wahrscheinlichkeit ihres Erscheinens in der normalen Telemetrie so gut wie "Null" ist (falls Sie Mathematiker sind, dann würde man "verschwindend klein" sagen). Bei Erkennung einer der Sequenzen wird das entsprechende "ARM" (scharf machen)- oder "FIRE" (zünden)-Relais für kurze Zeit schließen. Wenn beide PN-Sequenzen innerhalb einer bestimmten Zeit eintreffen, so dass beide Relais



schließen, dann wird der Motor gezündet. Das ARM-Relais war in der Nähe des Kickmotors angebracht und arbeitete als letzte Sicherheitsunterbrechung. Ein SAFEARM (sicher/scharf)-Stecker lag in Reihe mit dem Zündungssignal und ermöglichte eine zusätzliche Unterbrechungsmöglichkeit. Darüber hinaus war die Stromversorgung für bestimmte Systeme von den Separationsschaltern unterbrochen.

Abb. 5 - Kick motor safety arrangement.

Nun sollte bemerkt werden, dass unter normalen Umständen die beiden benötigten PN-Folgen nirgendwo an Bord des Satelliten weder in Hardware noch in Software existierten. Es war daher unmöglich, den Motor zufällig oder sonst wie mit Dingen dieser Art zu starten. Kurz bevor der Motor gezündet werden sollte, sollte eine Kommandostation die "Schlüssel" in den Speicher an den betreffenden Stellen unterbringen. Nun sollte der Computer die Kontrolle übernehmen. Zu der

festgesetzten Zeit würde er alle relevanten Telemetriedaten überprüfen. Wenn alle Daten innerhalb der gesetzten Toleranz liegen, dann ist sicher gestellt, dass der Kickmotor in die vorgesehene Richtung ausgerichtet ist. Jetzt wird der "Zündschlüssel" von der Engineering-Bake gesendet, vom MIU empfangen und innerhalb von 2 ms würde der Phase-III-A-Satellit auf dem Weg in seine Umlaufbahn sein. 22 Sekunden später hätte der Motor seine Aufgabe erfüllt.

Referenzen:

- King, Jan A. "Phase III: Toward the Ultimate Amateur Satellite" QST, Juni, Juli, August 1977
- Letters to the Editor, AMSAT Newsletter, Dezember 1979 von Dick Jansson, WD4FAB
- Popp, Otmar K., DL3SX "An Impression of Elliptical Satellite Orbit Tracks". AMSAT Newsletter, September 1976
- Popp, Otmar K., DL3SX "Antenna Beaming for an Eleven Hour Elliptical Polar Orbit" AMSAT Newsletter, Dezember 1976
- Davidoff, Martin R., K2UBC, "AMSAT-OSCAR-Phase III on the Horizon" QST, May 1980

Tabelle 1, Phase III A

Zusammenfassung bedeutender Techniken.

Ein * weist auf die erste bekannte Anwendung in der Raumfahrt hin

Wärme-System

Getrennte Wärmehaushaltsentwürfe für jeden Arm und den Kickmotorzylinder

- Wärmemathematisches Modell des Phase III Satelliten mit 121 Knoten gebraucht, um geeignete Leistung zu sichern
- Der Satellit kann bei Sonnenwinkeln von +/- 60 arbeiten
- * Der Satellit hat die Fähigkeit, während einer drei Stunden langen Eklipse zu arbeiten, alle Bestandteile innerhalb der Temperaturspezifikation
- * Materialien zur Einstellung der gewünschten Temperatur. Sichtbares Licht wird absorbiert, Infrarote Strahlung gibt die Wärme wieder ab.
- Der äußere Wärmeüberzug ist so gewählt, dass die Verunreinigungsprobleme möglichst gering gehalten werden. (besonders wegen der chemischen Produkte des Kickmotors, die sich aus der Verbrennung ergeben.

Kommunikationssystem:

Transponder mit Kommandoempfänger und zwei Baken, Antennenumschaltrelais, Antennensystem, Transponder

- * Linearer Leistungsverstärker mit hohem Wirkungsgrad durch Anwendung des Hüllkurven-Eliminations- und Restaurationsverfahrens und Doherty Verstärker, 50 % Wirkungsgrad unabhängig vom Ansteuerungspegel
- Für SSB-Betrieb optimierte Spitzen- und Mittelwertregelung der AGC
- * Quarzfilter mit 150 kHz Bandbreite, Shape-Faktor 1,16, (Durchgangsdämpfung kleiner 0,5 dB)
- Verwendung von PSK- (Phase-shift-keying) Modulation mit +/- 90 Umtastung, optimale Übertragungstechnik, da alle Energie in den Modulationsseitenbändern enthalten ist, keine Trägerleistung
- Anwendung des Costas-Loop-Demodulator-Prinzips zur Wiedergewinnung des Trägers der Engineering-Bake.
- * Einfacher NF-Demodulator entwickelt, um Kosten für die Bodenstation niedrig zu halten, kompatibel mit SSB-Empfängern.

Struktur:

ganz aus Blech gefertigte Struktur, qualifiziert für alle Beanspruchungen durch Ariane.

- fähig Belastung von 50 g auszuhalten
- erlaubt den Einbau eines Kick-Motors mit praktisch keinen Ausrichtungsproblemen
- Gebrauch von Fiberglasabstandshaltern erhöht die Stärke, vermindert das Gewicht und erlaubt thermische Isolation der Elektronik-Module
- * Für die gegebene Sonnenzellenfläche ist die Geometrie die günstigste Form für kleinstes Volumen (Gewicht) mit praktisch keiner Selbstabschattung

Stromversorgungssystem:

Sonnenzellen, Batterien, Batterieladeregler,
Paneele der Firma Telefunken

- Violettzellentechnik 12,5 % Wirkungsgrad 2 cm x 4 cm Größe
- 0,5 mm Abdeckplättchen
- geschweißte Drahtverbindungen untereinander

Paneele der Firma Solarex

- Violettzellentechnik 12,5 % Wirkungsgrad, 2 cm x 2 cm Größe
- * Durch entsprechende Spezifikations- und Qualifikationsforderungen wurde ein günstiges Kosten/Leistungsverhältnis erreicht, das die Kosten auf ca. 200 Dollar pro Watt senkten.

Batterien

- verbesserte NiCad-Technik gegenüber früheren Oscar Satelliten
- Redundante Zweitbatterie, die zunächst ungeladen bleibt.

Batterieladeregler

- * Ladekontrolle über Arbeitspunkteinstellung, kein Leistungsverlust durch Vorwiderstände
- Arrayspannung und Batteriespannungseinstellung mittels Computerkontrolle erlaubt eine exakte Anpassung an die Temperatur
- * Stromwandler mit magnetischem Mess-Prinzip, dadurch keine Verluste beim Ermitteln der Ströme für die Telemetrie

Antriebssystem

Motorzündungseinheit, "Feuer"-Relais, Kick-Motor und andere Sicherheitsausrüstung

- * Verwendung von einmaliger Entschlüsselungstechnik mittels PN-Folgetechnik, die die Sicherheit des Personals gewährleistet.
- * Zündung durch Wechselstrom
- * der Sicherheitsstatus des Kick-Motors wird durch Computer (IHU) und Bodencomputer (absolut einzigartig) überwacht

Laderegulierungssystem

Sensoren-Elektronik-Einheit, mit Sonnensensoren und Erdsensoren

- einfacher, aber wirkungsvoller Zweistrahl-Erdsensor, der Photodioden für den sichtbaren Lichtbereich benutzt
- Das wahre Zentrum der halbmondförmigen Erde wird durch Software-Algorithmen bei der Auswertung des Erdsensorsignals gefunden.
- Sonnensensoren vermitteln Umdrehungsrate und Sonnenwinkel
- * Anwendung von Elektromagneten als einziges Mittel zur Lagekontrolle auch in weiter Entfernung
- Mathematisches Modell des Erdmagnetfeldes und aller Umlaufdaten als Software im Computer gespeichert

Integriertes Computersystem(IHU)

Raumflugtüchtige CPU, 16 kB dynamischer Speicher, Kommandodetektor, 64-Kanal-Analog-Multiplexer

- 1802 Prozessor-Chip durch Hdrteproze2 strahlenfest gemacht (Fabrikat Sandia, sehr teuer)
- * erste bekannte Anwendung eines einzelnen Mikroprozessors mit universeller Aufgabenstellung; der Prozessor ist fähig, an acht verschiedenen Aufgaben quasi gleichzeitig zu arbeiten.
- * erste bekannte Anwendung einer High-Level-Sprache an Bord eines Satelliten; die IPS-Sprache wurde speziell für Phase III entwickelt.
- * Anwendung von Hadamar-Fehlerkorrektur-Technik (12-bit-Codeg 8 Datenbits), die "Soft-Errors" eliminiert, die von Alpha-Teilchen-Strahlung hervorgerufen werden. (Das Memory, 16 kB, ist mit MOSTEK-Chips 4116 aufgebaut).
- Selektive Abschirmung gegen Strahlung an allen ICs. Dazu wurden Tantalscheiben unter und auf jedes IC geklebt. Diese lokale Schirmung spart erhebliches Gewicht ein.

Antennensystem

- Zirkularpolarisation durch um 120° Phasen-verschobene Speisung dreier Elemente
- * +10 dB Gewinn auf 2 Meter mit von der Struktur bedingten Problemen (man sagte, dass es so nicht geht, aber das hielt uns nicht auf).
- OMNI-Antenne (rundstrahlend) für 70 cm und 2 m.

Der Phase-III-A-Transponder führte die Tradition von AMSAT OSCAR 6 und 7 fort, indem die Linear-Transponder-Technologie auf den letzten Stand der Technik gebracht wurde; damit waren eine Anzahl bedeutender Verbesserungen, verglichen mit dem Mode B Transponder von AMSAT OSCAR 7, gemacht worden. Es ist notwendig, auf den Status quo zurückzublicken, um einen Vergleich anzustellen. Der 70-cm- zu 2-m-Transponder im AMSAT-OSCAR-7-Satelliten hat eine Ausgangsleistung von nur ungefähr 10 Watt PEP. Im Transponder wurden automatische Verstärkungsregelungen eingesetzt, um das Spitzen- zu Durchschnittsleistungsverhältnis bei 4 : 1 zu halten. Die durchschnittliche HF-Leistung ist dann 2,5 Watt. Durch Anwendung des Hüllkurven-Eliminations- und Restaurationsprinzips (EER) hat die Leistungsverstärkerkette einen Wirkungsgrad von ca. 50 %. Die Bandbreite (3- dB-Punkte) ist 43 kHz. Benutzer im Bereich bis zu 3.500 km können auf den Satelliten zugreifen und verschiedene Ausbreitungsbedingungen in der Nähe der AOS und LOS studieren.

Wenn man bedenkt, dass der Phase III A Satellit ein Apogäum von 35.000 km erreichen sollte und die meiste Zeit in Sicht eines großen Prozentsatzes der Amateure der Welt gewesen wäre, waren Verbesserungen in der Ausgangsleistung und in der Bandbreite nötig. Um Signale vergleichbar mit denen von AMSAT OSCAR 7, Nähe AOS zu erhalten, war eine Erhöhung um 20 dB in der EIRP-Strahlungsleistung notwendig.

Unterschied der Strecke = $20 \log \frac{35.000 \text{ km}}{3.500 \text{ km}} = 20 \text{ dB}$

Um die weltweite Benutzergemeinde unterzubringen, würde die gewünschte Bandbreite ziemlich groß sein. Jedoch setzten praktische Beschränkungen (z.B. weltweite 2-m-Frequenzzuweisung und Quarzfilterherstellung) diese Grenze bei unter 200 kHz. Bei Berücksichtigung der Baken und der Dopplerverschiebung schien eine 150-kHz-Bandbreite ein vernünftiges Ziel zu sein. Der größte Teil der zusätzlichen Streckendämpfung, verglichen mit AMSAT OSCAR 7, sollte am Phase-III-A-Satelliten durch höheren Antennengewinn wettgemacht werden.

Beide "up- und down-link High Gain"-Antennen erreichten einen Mindestgewinn von + 10 dBi. So mussten noch 10 dB durch den Sender auf der "downlink"-Strecke wettgemacht werden. Wegen Beschränkungen der zur Verfügung stehenden Gleichstromleistung konnten nur 7 dB der gewünschten Verbesserung verwirklicht werden. Die

Senderausgangsleistung war mit 50 Watt PEP angesetzt und ergab eine Strahlungsleistung (EIRP) von 500 Watt (3 dB weniger als angestrebt). Dieses "downlink"-Signal wurde von den Planern als ein annehmbarer Kompromiss betrachtet. Der Benutzer hat die Wahl, entweder seinen Empfangsantennengewinn um 3 dB zu erhöhen (mit nur einem etwas kleineren Antennenöffnungswinkel) oder diese schwächeren Signale zu akzeptieren. In der Tat, mit einer zirkularpolarisierten Antenne am Boden und am Satelliten kompensiert der Phase-III-Benutzer das meiste der 3 dB wegen der angepassten Polarisation, die eine Verbesserung gegenüber dem nicht optimierten AMSAT OSCAR 7 ist.

Wenn wir Phase III mit AMSAT OSCAR 7 vergleichen, ist die Zunahme der "uplink"-Streckendämpfung ebenfalls 20 dB. Wiederum waren + 10 dBi Antennengewinn auf 435 MHz geplant und erreicht worden. Während mit dem neuen Transponder leichte Verbesserungen der Empfänger-Rauschzahl erreicht wurde und das Gesamteingangsruschen wegen der größeren Entfernung des Satelliten von der Erde kleiner war, würde der Phase-III-A-Benutzer 7 bis 9 dB zusätzliche "uplink"-Leistung benötigen, um gleiche Resultate wie in AMSAT OSCAR 7 zu erreichen. Dies hat auch den Vorteil, dass die Fähigkeit der "High-Power"-Stationen, den Transponder zu übersteuern, um die gleichen 7 bis 9 dB vermindert ist. Die vergrößerte Transponder-Bandbreite vermindert auch die Leistungaufteilungsprobleme, denn eine starke Station wird sich die Leistung mit vielen anderen Stationen teilen müssen.

Transponder-Technologie

Es ist wichtig, sich die bestehende Technik des im Orbit befindlichen AMSAT OSCAR 7 anzusehen. Neue Benutzer mögen sich nicht dessen bewusst sein, was sie gerade benutzen, andere mögen eine Auffrischung benötigen. Um ein Teilspektrum von einer Frequenz in eine andere umzusetzen, wobei das Hüllkurven-Eliminations- und Restaurationsprinzip angewendet wird, muss ein Linearverstärker benutzt werden, um das Phasen- und Amplitudenverhältnis der ursprünglichen Signale beizubehalten und ein Entstehen von unerwünschten Intermodulationsprodukten zu verhindern. Bekanntlich besitzen Linearverstärker einen schlechten Gleichstrom- zu HF-Leistungsumsetzungswirkungsgrad, der primär durch den Arbeitspunkt des Verstärkers gegeben ist. Das bedeutet, dass ein Ruhestrom unabhängig vom Ansteuerungspegel fließt. Klasse A, AB und B Verstärker haben typische Spitzenwirkungsgrade von 20 bis 50 %. Um die Intermodulation nicht viel schlechter zu machen, wird der Verstärker selten zu Spitzenwerten gesteuert. Im Falle unseres Satelliten ist das Ansteuerungssignal eine Summierung von Signalen, die amplitudenmoduliert sind (CW, SSB und andere). Dieses "Ensemble" von Signalen gehorcht statistischen Gesetzen in Übereinstimmung mit einer Eigenart, bekannt als Rayleigh-Verteilung.

Die Bedeutung davon ist, dass die Durchschnittsausgangsleistung des "Ensemble s" ca. 7 dB unter dem Spitzenwert in einem wirklichen System liegt. Ein klassischer Linearverstärker hat bei diesen Ansteuerungspegeln einen sehr schlechten Wirkungsgrad (zwischen 5 und 20 % unter idealen Bedingungen). Es ist klar, dass solche Verstärker in einem Satellitenentwurf, in dem Gleichstromleistung kostbar ist, nicht toleriert werden können.

Nun stelle ich ein Prinzip vor, welches meiner Meinung nach Karl Meinzer, DJ4ZC, zugeschrieben werden kann: einfach ausgedrückt, es ist möglich, den Wirkungsgrad eines Linearverstärkers über sein "klassisches" theoretisches Maximum zu erhöhen, wenn die Verstärker-Betriebsspannung proportional dem Eingangssteuerungssignal ist. Genauer gesagt, die Eigenschaften des Verstärkers können durch Manipulation irgendeiner Ausgangsgröße um die gewünschte Größe verbessert werden (z.B. dynamischer Scheinwiderstand), so dass die Stromquelle des Verstärkers steuerungsabhängig ist.

Der schlechte Wirkungsgrad der klassischen Linearverstärker kann auf den Zeitanteil, während dem das Ansteuerungssignal klein ist und die Anoden- oder Kollektorspannung konstant bleibt, zurückgeführt werden. In der Tat, es ist möglich, Verstärker zu erreichen, die einen nahezu konstanten und hohen Wirkungsgrad über einen großen Bereich der Ansteuerung haben. Das ist genau die gewünschte Eigenschaft für unsere Bedürfnisse. Diese Art

von Verstärkern wird manchmal "Klasse D" benannt, obwohl es einige Verwirrungen über die Definition gibt, was hier mit einbezogen sein sollte. Siehe Abb.6.

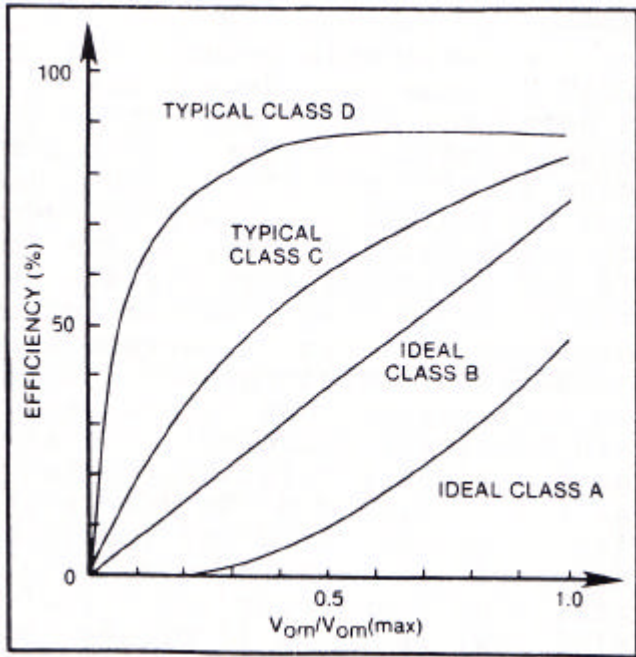


Abb. 6 - Efficiency of Class D power amplifiers remains high down to relatively low output levels.

Es gibt sicherlich verschiedene Möglichkeiten, an den Entwurf eines solchen Verstärkers heranzugehen. Wie Sie annehmen werden, müssen immer einige Abstriche von einem bestimmten Entwurf gemacht werden. In dem Transponder an Bord von AMSAT OSCAR 7 stammte das Hüllkurven Eliminations- und Restaurationsprinzip von L. Kahn und wurde von DJ4ZC für den Mode-B--Leistungsverstärker übernommen. Abb. 7 zeigt dieses Konzept. Auf ZF-Ebene wird die Hüllkurve des Ansteuerungssignals durch Gleichrichtung gewonnen und verstärkt. Die Hauptverstärkerkette, bestehend aus "Klasse-C"-Verstärkern, arbeitet auf der ZF-Ebene, nachdem das Signal durch einen Begrenzer gegangen ist. Es

werden so zwei getrennte Kanäle geschaffen. Der eine, der den "Klasse-C"-Verstärker enthält, enthält nur die Phaseninformation von dem ursprünglichen Signal, während der zweite "Hüllkurven"-Kanal nur die ursprüngliche Amplitudeninformation enthält. Der ursprüngliche Signal wird wieder geschaffen, wenn die Hüllkurve nach passender Linearverstärkung, benutzt wird, um die Endstufe im Phasenkanal zu modulieren. Hoher Wirkungsgrad von Linearverstärkern und ansteuerungsunabhängige Eigenschaften kann man mit diesem Prinzip erreichen, vorausgesetzt, dass der Laufzeitunterschied zwischen den beiden Kanälen klein ist und der Hüllkurvenverstärker einige bestimmte Eigenschaften aufweist.

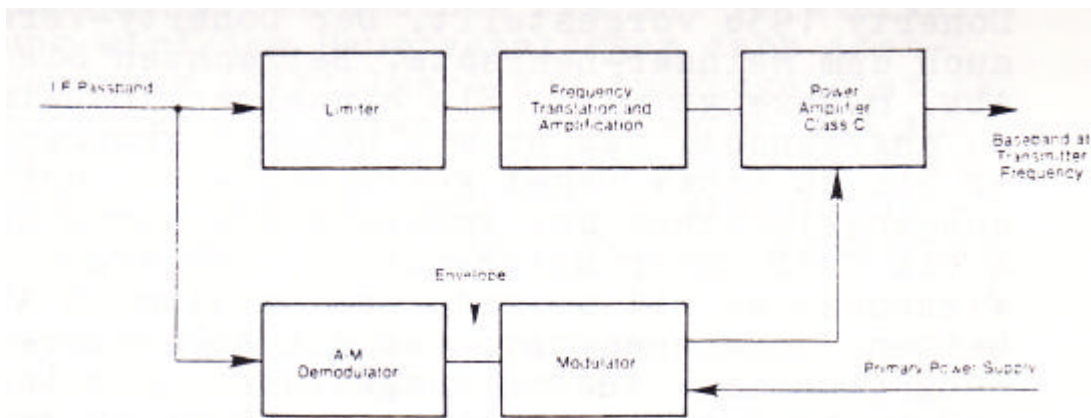


Abb. 7 - The envelope elimination and restoration process.

Die Charakteristik des Hüllkurvenverstärkers ist der "Haupttrick" an dem Transponder. DJ4ZC fand heraus, dass die Bandbreite des Hüllkurvenverstärkers (und des Modulators) drei bis fünf mal größer sein muss als die Transponderbandbreite. Der Linearverstärker selbst muss einen hohen Wirkungsgrad besitzen, um den Wirkungsgrad des gesamten Verstärkers nicht zu verschlechtern. Um das zu erreichen, wurde ein Schaltverstärker benutzt. Das Hüllkurvensignal wurde einem Leistungsschalter zugeführt, der ein rechteckiges Ausgangssignal erzeugte, dessen Tastverhältnis proportional der Amplitude der Hüllkurve während einer bestimmten Abtastperiode ist. Die Eigenschaften des Leistungsschalters bringen es mit sich, dass keine Verlustleistung entsteht, außer während der Umschaltzeit, und das ist gleichbedeutend mit hohem Wirkungsgrad.

Das geschaltete Signal wurde dann in einem Tiefpass gefiltert, so dass die ursprüngliche Hüllkurve bei hohem Pegel für die Modulation zur Verfügung stand. Bei einem 10-Watt-Transponder mit einer Bandbreite von 45 kHz sind die Anforderungen hart, aber erfüllbar. Es ist eine minimale Modulationsbandbreite von 150 kHz erforderlich, und der Verstärker musste Spitzen von 2 Ampere in wenigen Nanosekunden schalten, um die Umschaltzeit klein zu halten. Als 1973 der AMSAT OSCAR 7 gebaut wurde, waren die erforderlichen Transistoren, mit denen diese Anforderungen erfüllt werden konnten, gerade auf dem Markt erschienen.

Die Forderungen für den Phase-III-Transponder von 150 kHz Bandbreite schienen für diesen Typ des Verstärkers zu hoch zu sein. Modulatorbandbreite um 500 kHz und Schaltströme bis zu 10 Ampere in wenigen Nanosekunden wären erforderlich. Nachdem Halbleiter erhältlich sind, die mit diesem Problem fertig werden, bleiben trotzdem noch Bedenken wegen der Langzeitzuverlässigkeit. Als solch ein Modulator getestet wurde, stellte sich heraus, dass das schwierigste Problem die sehr starke HF-Strahlung, die vom schnellen Schalten hervorgerufen wurde, ist. Versuche, diese Störungen von anderen Systemen fernzuhalten, waren nicht erfolgreich.

Die Lösung dieses Problems bestand darin, einen ganz anderen Verstärker zu entwickeln, der zum ersten Mal in der Raumfahrt angewendet wird. Eine andere Möglichkeit, die Probleme dieses Verstärkers mit hohem Wirkungsgrad zu lösen, wurde von W.H. Doherty 1936 vorgestellt. Der Doherty-Verstärker "gehört" auch dem Meiner-Lehrsatz. Betrachten Sie das Konzept, das in Abb. 8 gezeigt wird. Ein einzelner Transistorverstärker wird so angewendet, dass er mit hohem Wirkungsgrad arbeitet, wenn er bis zu einem Pegel gesteuert wird, der der Durchschnittsausgangsleistung der Passband-Hüllkurve entspricht (oder ca. 6 bis 7 dB unter Spitzenwert). Der Transistor kann mit hohem Wirkungsgrad mit irgendeiner bestimmten Ausgangsleistung arbeiten, vorausgesetzt, dass die Kollektor-Spannungsaussteuerung groß ist. Anders ausgedrückt, der Lastscheinwiderstand muss so hoch sein, um eine Anpassung an den Verstärker zu erreichen. Wenn wir die Erfordernisse des Phase-III-Verstärkers als Beispiel nehmen, dann wird der Verstärker, der fähig ist, 25 Watt in einen Scheinwiderstand von Z Ohm bei hohem Wirkungsgrad zu liefern, 12,5 Watt an $2Z$ Ohm bei gleicher Ausgangsspannung und somit denselben Wirkungsgrad liefern. Das Problem dieser Anordnung ist, dass höhere Modulationsspitzen nicht verstärkt wurden, weil die Kollektor-Aussteuerung schon seinen Maximalwert von 12,5 Watt Ausgangsleistung erreicht hat.

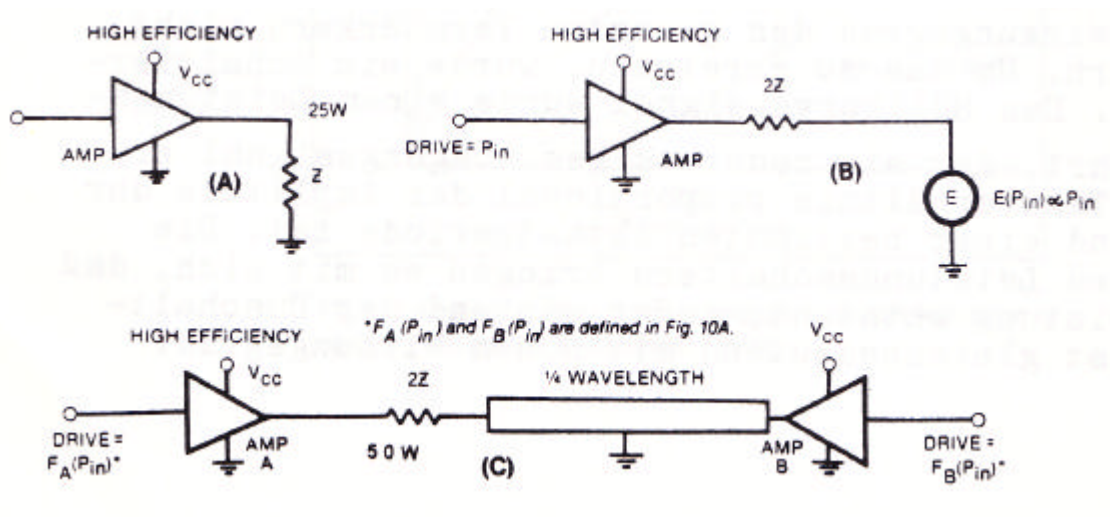


Abb. 8 - Doherty Amplifier Concept. See the text for more details.

Deshalb hat Doherty eine zusätzliche variable Spannungsquelle vorgeschlagen, die in Reihe mit dem Lastscheinwiderstand liegt (Abb. 8B). Diese zusätzliche Spannungsquelle liefert genau die gleiche Spitzenspannung wie die erste Anordnung, und seine Amplitude steigt, wenn die Ansteuerung über einen Durchschnittswert steigt. In erster Linie soll diese Spannungsquelle die Transpondermodulationsspitzen liefern. Bei Spitzenaussteuerung werden Strom und Spannung auf das Zweifache der Durchschnittswerte steigen. Also steigt auch die Ausgangsleistung von durchschnittlichem Wert von 12,5 Watt auf 50 Watt oder um 6 dB. Interessanterweise sieht der erste Verstärker

Die Eigenschaften des im Satelliten eingebauten Doherty-Verstärkers waren ausgezeichnet. Bild 10C zeigt den Wirkungsgrad in Abhängigkeit von der Aussteuerung. Diese Wirkungsgradkurve ist typisch für Doherty-Verstärker. Man beachte, dass der Wirkungsgrad unterhalb des Punktes der Durchschnittsleistung rapide fällt, während er darüber annähernd konstant ist.

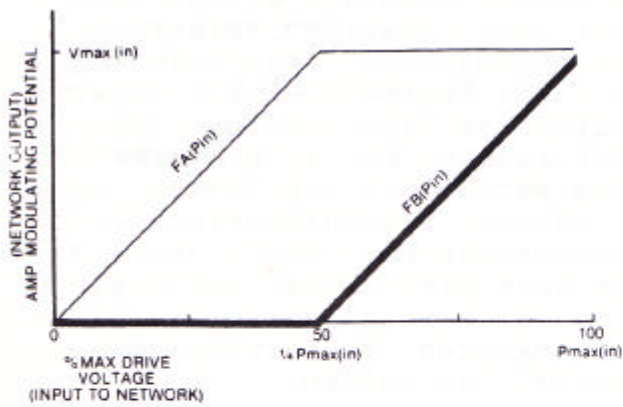


Fig. 10A - Modulation Network Transfer Characteristic.

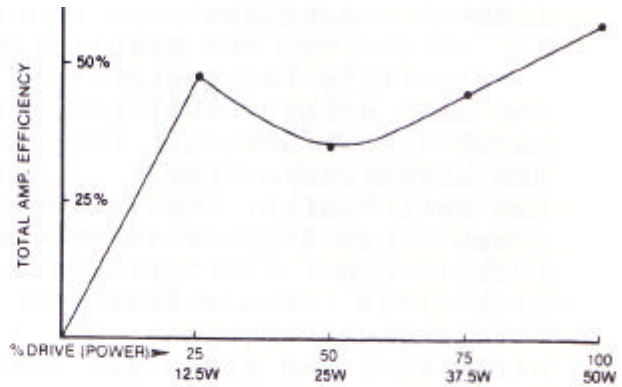
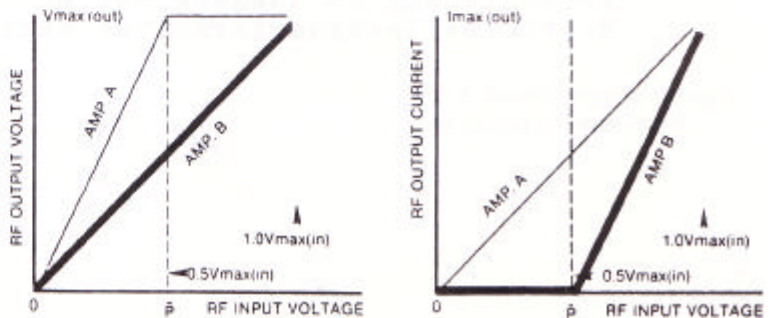


Fig. 10C (above) - Total amplifier efficiency as a function of drive level.

Fig. 10B - Voltage and current relations in the two amplifiers.



Antennensystem

Anders als bei der Entwicklung des Transponders waren für einige Teile des Antennensystems analytische Lösungen nicht möglich. Um ein Gefühl für die Antennenstrahlungsdiagramme zu erhalten, wurde ein Computermodell entworfen. Das Modell erlaubt die "Konstruktion" von allen möglichen Anordnungen von Dipolen mit verschiedenen Winkeln untereinander und die Vorhersage des Strahlungsdiagramms, das von einem Beobachter in der Ferne mit einer zirkular- bzw. linearpolarisierten Antenne gesehen wird. Eine Sache, die nicht berücksichtigt werden konnte, waren die Reflektionseigenschaften der Struktur selbst. Es konnten eine Anzahl von Konstruktionsergebnissen mit dem Modell gefunden werden:

- Die angestrebte "High-Gain"-Antenne für 2 m (2 Elemente an jedem Arm) musste einen Gewinn von 9,5 dBi haben, was früheren Berechnungen entsprach.
- Man fand heraus, dass die 70-cm-"High-Gain"-Antenne nicht an den Armenden montiert werden konnte. Wenn diese drei Dipole soweit voneinander entfernt sind, dann erhält man viele Nebenkeulen und deshalb eine starke Spinmodulation. Es war notwendig, die Montage der 70 cm-Dipole näher an der Spinachse auf der Oberseite der Struktur zu untersuchen. Das Modell sagte gute Eigenschaften für diese Konfiguration voraus.
- Für beide "High-Gain"-Antennen sagte das Modell eine annehmbare Spinmodulation (kleiner 3 dB) bis zu 45° von den Spinachsen voraus, wenn der Benutzer zirkularpolarisierte Antennen anwendet.
- Wie vorhergesagt, hatte die 120°-Geometrie keine Nachteile, um eine zirkularpolarisierte Welle abzustrahlen.

Man konnte annehmen, dass die harte Wirklichkeit einige schmerzliche Überraschungen bereit hielt. Während die 70-cm-Antenne sich von Anfang an gut verhielt, war die 2-m-Antenne problematisch. Man fand heraus, dass keine Anordnung der Antennen an den Enden der Arme eine Vorwärtsstrahlungskeule mit ausreichendem Gewinn und Symmetrie lieferte. Es offenbarten sich zwei Eigenschaften der Struktur:

- a) Wie vorhergesagt war die Struktur eine schlechte Reflektionsfläche, da sie klein ist im Vergleich zur Wellenlänge bei 2 m.
- b) Jeder Antennenstrom, der an den Seiten der Arme fließt (z.B. im Substrat der Solarzellen), neigte dazu, eine Strahlungskeule zu erzeugen, die senkrecht zur Spinachse ist. Der Grund ist wohl, dass zwei gegenüberliegende Panels so etwas wie einen Hornstrahler bilden.

Mit einigen Unterbrechungen wurde nach etwa 5 Monaten eine Konfiguration gefunden, die akzeptabel war: Man fand heraus, dass wenn ein Strahlerelement oben am Ende eines jeden Arms mit einem Winkel von 30° gegen die Oberseite montiert wird, eine gute Strahlungskeule, von der Rückseite des Satelliten ausgehend, entsteht. Durch Anbringen eines passiven Reflektors am unteren Armende konnte die Strahlerrichtung umgekehrt werden, so dass eine symmetrische Vorwärtsstrahlungskeule mit hohem Gewinn entstand. Das verbleibende Problem war, dass drei starke Nebenkeulen, jede um 120° versetzt in Azimut und 60° von der Spinachse entfernt, entstanden. Auch nach vielen Anläufen konnte keine Lösung für die Verringerung der Nebenkeulen gefunden werden, ohne dass die Hauptkeule beeinflusst wird. In der Praxis würden diese Nebenkeulen auch kein ernstes Problem darstellen, da wir geplant haben, die Antenne nur bis zu 40° von der Spinachse zu benutzen, wobei die Spinmodulationseigenschaften noch akzeptabel waren. Nun, es ist schade, dass keine bessere Lösung gefunden werden konnte. Die Art und Weise, wie die Antenne funktioniert, ist bis jetzt noch nicht ganz klar, und deshalb wurde der Fehler mit dem Polarisationsinn gemacht, wie er kurz vor dem Start bekannt gemacht wurde. Die 2-m-Antenne zeigt eine solche klare Umkehrung der Strahlungsrichtung, wenn die Reflektoren angebracht wurden, so dass angenommen wurde, dass eine wirkliche Reflektion durch die unteren Elemente auftrat. Wenn eine zirkular-polarisierte Welle von einer leitenden Oberfläche reflektiert wird, wird der Polarisationsinn ebenfalls umgekehrt: linksdrehende Zirkularpolarisation (LHCP) wird rechtsdrehende Zirkularpolarisation (RHCP). Es wurde angenommen, dass wenn die Strahlerelemente linksdrehend gespeist wurden, die Strahlung rechtsdrehend sein würde. Zu der Zeit, als wir erkannten, dass wir wegen dieser Eigenschaft unsicher waren, war es für Messungen zu spät. Nach bestem Wissen wurde dann die Verkabelung im Satelliten für linksdrehende Polarisation hergestellt. Und wie jeder jetzt weiß, kehrt die "High-Gain"-Antenne des Phase-III-A-Satelliten den Polarisationsinn nicht um. Ich bitte alle um Entschuldigung, die ihre Antenne während des letzten kalten Winters umgestellt haben. Auf diese Weise bekommen Sie vielleicht auch einen Eindruck von den Schwierigkeiten bei der Entwicklung eines Satelliten.

Als nun die 2-m-Antenne arbeitete, dachte man, das alles fertig war. Wieder falsch: Die Elemente ragten so weit weg von der Oberfläche des Satelliten, und deshalb berührten zwei Elemente die Nutzlastverkleidung, da er seitlich an die Rakete montiert wurde. Die drei oberen Elemente mussten auf 85 % eine Viertelwellenlänge verkürzt werden, und es mussten Anpassnetzwerke entwickelt werden, die die zusätzliche Impedanz kompensierten.

Glücklicherweise hat die rundstrahlende Antenne weniger Entwicklungsprobleme. Durch Verwendung eines einfachen Monopols, der auf der Oberseite der Struktur montiert wurde, war das Strahlungsdiagramm von Anfang an fast perfekt. Als wirkliche Überraschung stellte sich heraus, dass eine breite Nullstelle beobachtet wurde, obwohl ein tiefes Null erwartet wurde. Dies würde die Satelliten-Abstrahlungseigenschaften in der Nähe des Perigäums verbessern. Die ausgezeichnete Rotationssymmetrie der Antenne war ebenfalls eine angenehme Überraschung.

Die 70-cm-Omni-Antenne war ein Sperrtopfdipol, der mit seiner Mitte 28,5 cm über der Struktur auf der Spinachse stand. Deshalb waren seine Abmessungen gleich denen des 2-m-Monopols. Diese kombinierte Antenne musste

ebenfalls verkürzt werden, um sicher zu sein, dass sie in die Nutzlastverkleidung passte. Die Strahlungsdiagramme der 70-cm-Omni-Antenne waren wie vorhergesagt.

Insgesamt beinhaltet das Phase-III-Kommunikationssystem den Transponder, 10 Antennenelemente, 2 3-Weg-Leistungsteiler, 8 HF-Relais, 2 Filtermodule, 1 Diplexer-Filter, 4 Anpassnetzwerke und 15 Koaxialkabel. (Die meisten waren versilbertes "Semirigid" Kabel mit SMA-Verbindern).

Mein Dank gilt Karl Meinzer für die Mitarbeit. Wie die meisten wissen, sind Karl und AMSAT-DL verantwortlich für den Entwurf und die Herstellung des Transponders. Die Würdigung aller anderen Beteiligten der Phase III wird in einer späteren Ausgabe des Orbit Magazins erscheinen.

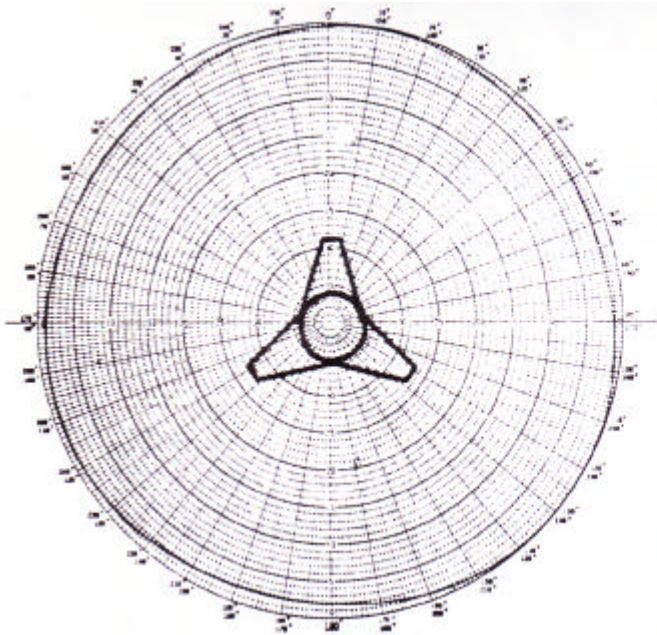


Abb. 12A - Two-meter omni spin modulation at 90°
From the spin axis (in spin plane).
Chart calibration is given in dB

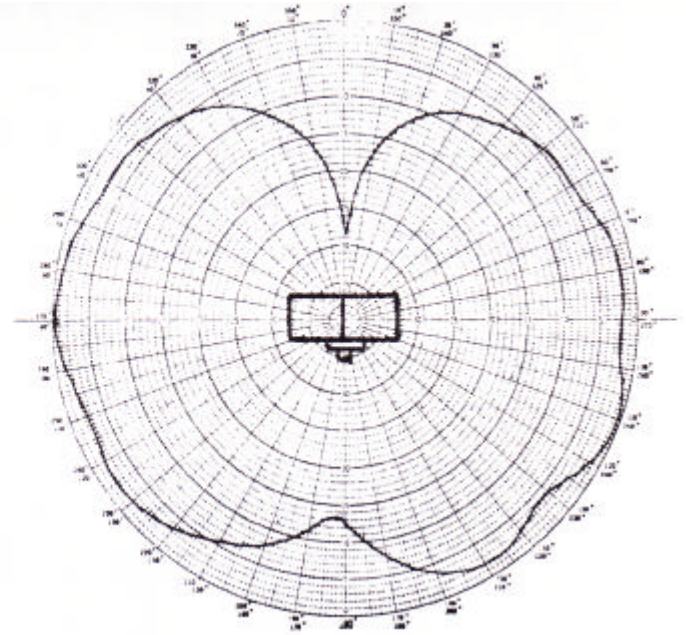


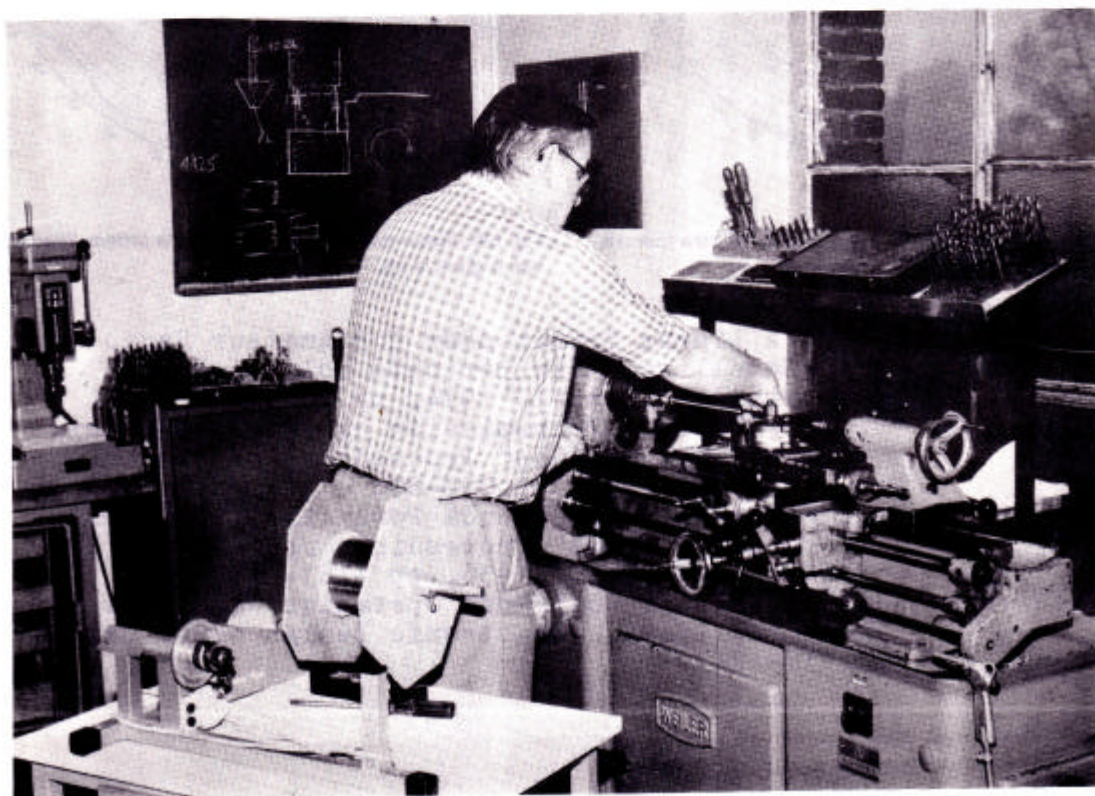
Abb. 12B - Two-meter omni elevation antenna
pattern. Chart calibration is given in dB.

Referenzen

- Meinzer, Dr. K., "A Linear Transponder for Amateur Radio Satellites" UKW Berichte Vol-14, No.2, zweites Viertel, 1974, pp 112-126
- Kahn, L.R. "Single-Sideband Transmission by Envelope Elimination and Restoration" Proceedings of the IRE, Vol. 40, July 1952, pp 803-806
- Doherty, W.H., "A New High Efficiency Power Amplifier for Modulated Waves" Proceedings of the IRE, Vol. 24, No. 9, Sept. 1936, pp 1163-1182
- Raab, F.H., "Get Broadband Dual-Mode Operation with this FET Power Amplifier," Electronic Design News, Okt.1978 PP 117-124



Ulrich Müller (DK4VW) beim Testen der Baugruppe HELAPS (High Efficiency Linear Amplification by Parametric Synthesis) für den zukünftigen AMSAT-Phase-3B-Satelliten.
Fotos: AMSAT-DL/W.Gladisch



Konrad Müller wickelt auf der Drehbank die Spulen für die Magnetstabilisierung des AMSAT-Phase-3B-Satelliten.