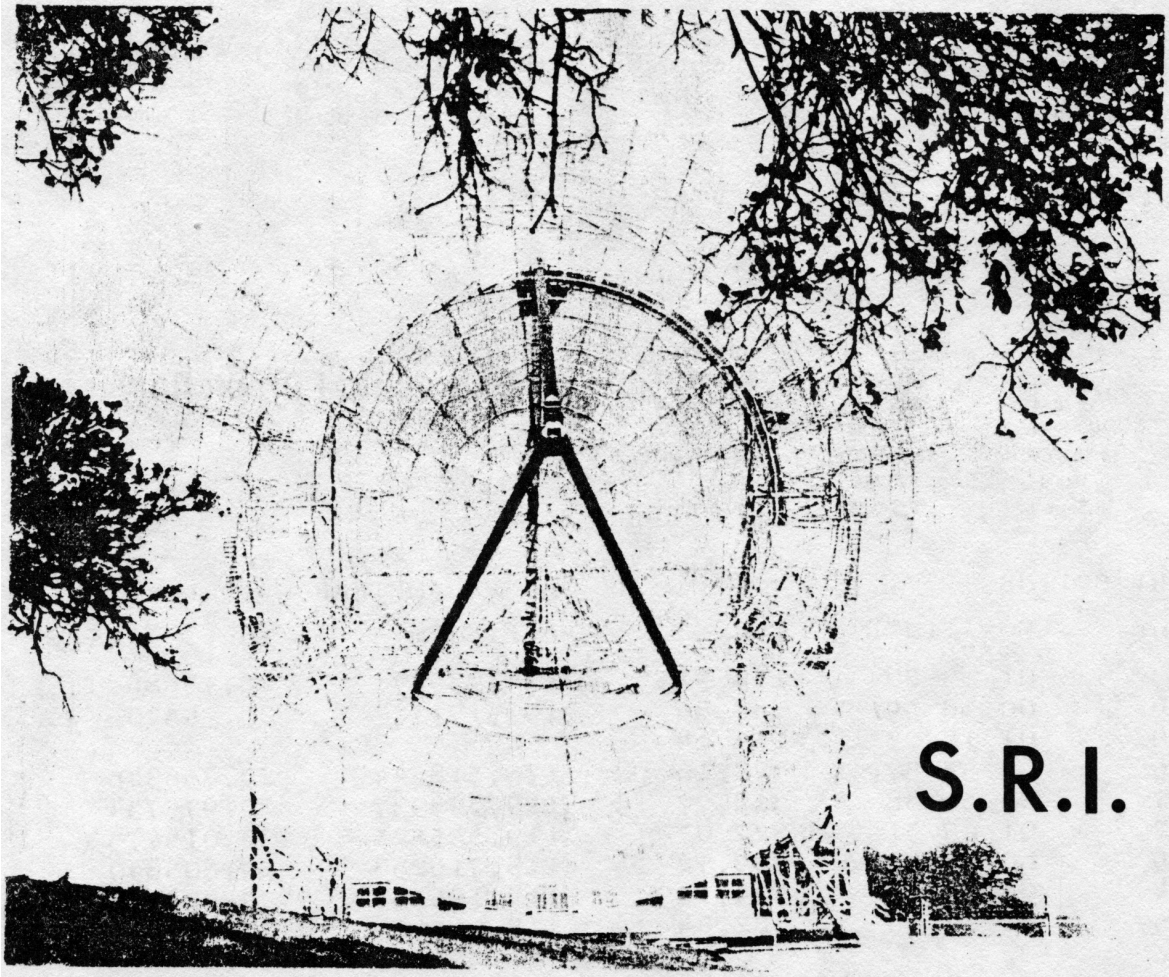
AMSAT-SM

The Swedish Amateur Satellite Group

Info 3



CA KLOCKAN 1145 UT MÅNDAGEN DEN 20 SEPTEMBER LYCKADES TEAMET VID STANFORD UNIVERSITY I USA ATT NÅ UOSAT MED EN KOMMANDO-SIGNAL OCH STÄNGA AV SATELLITENS 145 MHz-FYR.

Man har åter full kontroll över UO-9 vid kommandostationen i Surrey och vi kan äntligen pusta ut efter mer än ett halvårs oro.

Tack vare hårt arbete vid Stanford kunde man med 45m-parabolen, 3 kW och extremt noggrann tracking uppnå tillräckligt hög signalstyrka för att tränga igenom den blockerade kommandomottagaren.

Efter noggranna kontroller har konstaterats att samtliga system ombord på satelliten fungerar. Dock har F100-datorn ökat sin strömförbrukning med ca 30%. Detta antas bero på skador i datorns CMOS-minnen, orsakade av kosmisk strålning. Man tror inte att detta kommer att bli något allvarligt problem.

Spinn-stabiliseringen pågår för närvarande och det bör inte dröja innan UO-9 är operativ!

ORBITS

Keplerian Elements

	RS-3	RS-4	RS-5	RS-6	RS-7	RS-8
Element Set #	35	54	45	32	59	133
Ref. Epoch	82 249.15797890	82 269.58893585	82 262.16480932	82 268.22922800	82 271.51863001	82 272.04675472
1st Der. Mean Mot.	−.00000034	−.00000063	0.00000076	0.00000003	0.00000100	0.00000201
Inclination	82.9611	82.9619	82.9588	82.9586	82.9576	82.9562
RAAN	133.5321	124.9407	129.4189	123.5694	123.1984	124.6265
Eccentricity	0.0058016	0.0017332	0.0010075	0.0049022	0.0021161	0.0019809
Arg. of Perigee	269.8385	290.0576	343.1672	242.6313	248.2804	355.8856
Mean Anomaly	89.6032	69.8601	16.9070	116.9748	111.6003	4.2026
Mean Motion	12.15573132	12.06652081	12.05031478	12.13547862	12.08668327	12.02924776
Rev. # of Ref. Epoch	3192	3415	3321	3418	3444	3434
Date of Predict	30 Sept. 82	30 Sept. 82	30 Sept. 82	30 Sept. 82	30 Sept. 82	30 Sept. 82

	AO-7	AO-8	UO-9
Element Set #	473	693	294
Ref. Epoch	82 271.43005972	82 269.54721075	82 272.37157937
1st Der. Mean Mot.	0.00000010	−.00000096	0.00012906
Inclination	101.4034	98.7739	97.5076
RAAN	275.8201	289.7509	233.9456
Eccentricity	0.0012357	0.0006935	0.0004777
Arg. of Perigee	32.2854	345.2803	125.3562
Mean Anomaly	327.8986	14.8198	234.8320
Mean Motion	12.53376901	13.96484399	15.17478657
Rev. # of Ref. Epoch	36003	23244	5417
Date of Predict	30 Sept. 82	1 Oct. 82	30 Sept. 82

ASR Orbital Predictions

REFERENSVARV 821108

BANPARAMETRAR november

Sat.	Varvnr.	EQX-tid UT	Long. °W	Period min.	Incr. °/varv
AO-7	36513	01 23 20	112,91	114,93927	28,73686
AO-8	23836	00 48 59	88,86	103,17172	25,79520
UO-9	6019	01 18 03	153,14		
RS3	3956	00 55 37	322,10	118,518544	29,756346
RS4	3927	00 58 38	319,77	119,395337	29,975734
RS5	3922	01 29 51	327,07	119,555525	30,015773
RS6	3949	00 09 00	309,72	118,716253	29,805840
RS7	3934	01 52 41	334,10	119,196363	29,925939
RS8	3915	01 13 39	322,34	119,761667	30,067361

DATE	NAME	AUTHORITY
1982 Sept	Marecs B + Sirio 2	ESA ESA
Nov	Exosat	ESA
1983 Jan	ECS 1 + Oscar 9B	ESA Amsat
Mar	IntelsatV F7	Intelsat
May	IntelsatV F8	Intelsat
Jul/ Aug	ECS 2 or Telecom 1A or IntelsatV F9	ESA France Intelsat
Oct	IntelsatV F9 or ECS 2 and/or Telecom 1A or B or ECS 2	Intelsat SEA France ESA
1984 Feb	Spacenet 1 + Arabsat or Telecom 1B	Southern Pacific Arabsat France
May	GStar1 + Telecom 1B or Arabsat 1	GTE France Arabsat
Aug	GStr 2 + Spacenet 2	GTE Southern Pacific
Oct	Spot 1 + Viking	CNES Swedish Space Corp
Dec	Slot available	
1985 Feb	SBTS 1 + Spacenet 3 or ECS 3	Brazil Southern Pacific ESA
Mar	Intelsat VA F14	Intelsat
May	TV-Sat 1	Germany
Jun	Intelsat VA F15 or TDF-1	Intelsat France
Jul	Giotto + STC-1	ESA Satellite TV Corp
Aug	Aussat 1 + SBTS 2	Australia Brazil
Sept	TDF-1 or Intelsat VA F15	France Intelsat
Oct	Ariane 4-01	
Dec	Aussat 2 + Anik D	Australia Canada

WIRELESS WORLD OCTOBER 1982

AMSAT-SM-nätet

varje söndag kl. 1100

Frekvens 3740 kHz

INFO-3

Så har ytterligare ett infoblad sett dagens ljus. En hel del, mest positiva, saker har hunnit hända sedan info-2, och vi ska försöka få med så mycket som möjligt av detta.

Till de stora nyheterna hör naturligtvis att OSCAR 9 äntligen är funktionsduglig igen. Tack vare ett enormt arbete och med hjälp av 150 ft. parabolen vid Stanforduniversitetet, kan vi åter se fram emot en spännande tid med vår första vetenskapliga experimentsatellit.

TELEVERKET har låtit meddela att "en modifiering av amatörradiostatusen i vissa frekvensband håller på att genomföras och beräknas vara klar i mitten av november månad 1982." Vari modifieringen består vet vi inte ännu, men det verkar nog som om vi kan pusta ut!

Den 3 oktober hölls en konferens i Paris, med representanter för samtliga grupper som aktivt deltar i byggandet av amatörsatelliter. Deltog gjorde också Danny Kohn, SMØNBJ, som representant för AMSAT-SM. Mötet behandlade den tekniska utvecklingen av framtida amatörsatelliter. Danny kommer att rapportera om resultatet av mötet.

Ingen har väl undgått att Ariane L5 störtade i Atlanten i stället för att transportera Marecs B ut i sin planerade bana. Allting gick helt perfekt ända tills det tredje raketsteget strejkade, ca 2 minuter innan färden var avslutad. Detta är ett stort bakslag för ESA. Vi får hoppas att allt går som det ska i framtiden.

Thomas Johansson SM5IXE

RS-SATELLITERNAS TELEMETRI (forts. från s 4)

K	Uteffekt transp. $0,2N^2$ (mW)	AK	Uteffekt transp. $0,2N^2$ (mW)
D	Batterispänning 0,2N (V)	AD	Drivsp. transp. 0,1N (V)
O	Belastn.ström 20(100-N) (mA)	AO	Drivsp. transp. 0,1N (V)
G	TLM-kalibr. (normalt 00)	AG	Stab. 1 9 volt 0,1N (V)
U	Anv. ej	AU	Stab. 1 7,5volt 0,1N (V)
S	Sp.regulator temp. N (^oC)	AS	Stab. 2 9 volt 0,1N (V)
W	Kylfläns TX temp. N (^oC)	AW	Stab. 2 7,5volt 0,1N (V)
IK	Uteffekt transp. $0,2N^2$ (mW)	MK	Uteffekt transp. $0,2N^2$ (mW)
ID	O-ställn. mA-meter f. TLM	MD	Antal QSO via robot N
IO	Uteffekt fyr $0,2N^2$ (mW)	MO	Effekt vid heating 0,1N (W)
IG	Känslighet transp.RX N (dB)	MG	Uteffekt robot 20N (mW)
IU	S-mtr 1 service-RX 0,1(N-10)	MU	Uteffekt service-TX 20N (mW)
IS	S-mtr robot-RX 0,1(N-10)	MS	Känslighet robot-RX N (dB)
IW	S-mtr 2 service-RX 0,1(N-10)	MW	Känslighet service-RX N (dB)
NK	Uteffekt transp. $0,2N^2$ (mW)		
ND	Panelström 50N (mA)		
NO	Temp. panel 1 2,7(N-26)(^oC)		
NG	Temp. panel 2 2,7(N-26)(^oC)		
NU	Temp. panel 3 2,7(N-26)(^oC)		
NS	Temp. utrustn. 0,8(N-5)(^oC)		
NW	Gastemp. 0,8(N-10) (^oC)		

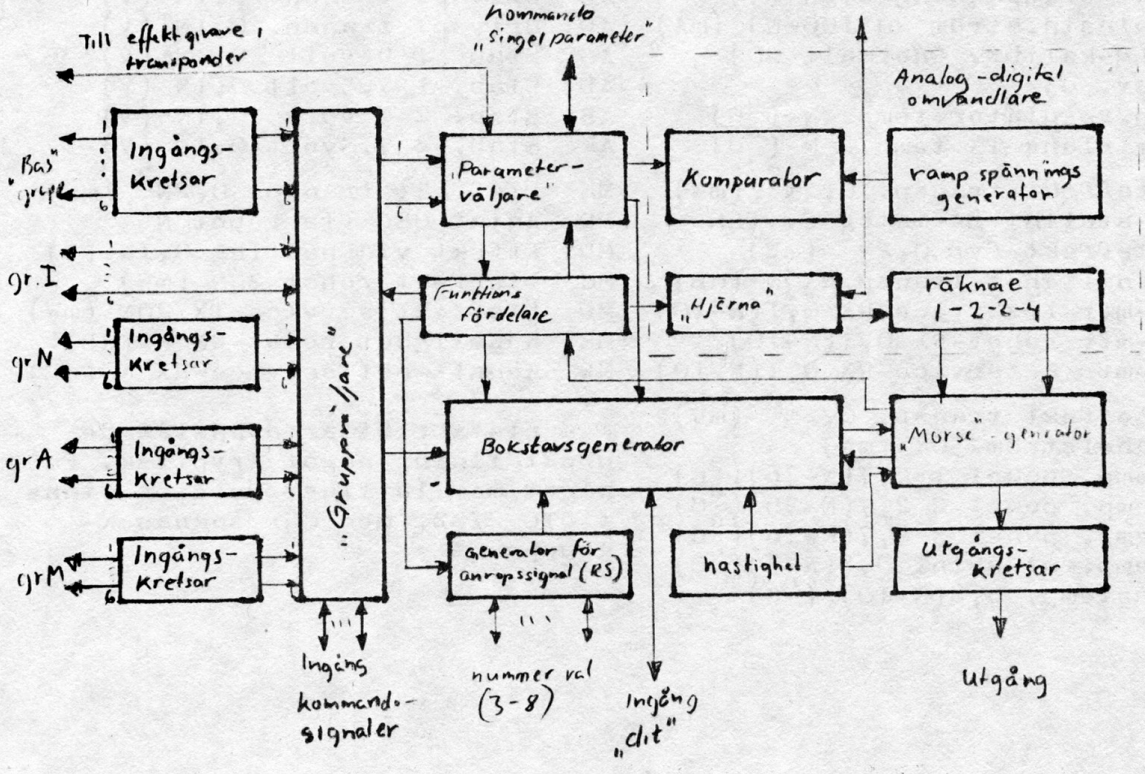
Pga platsbrist är ovanstående uppställning något kryptisk. En något mer lättläst version finns i QTC 2/82, men där saknas N-gruppen.

О чем рассказывает телеметрия спутников РС-3 — РС-8

VAD SÄGER TELEMETRIN PÅ SATELLITERNA RS-3 - RS-8

Ur RADIO nr.9 Översättning SMØDZL/Anders

TLM-12, som konstruktionen kallas, är uppbyggd kring en digital millivoltmeter med området 0 - 990 mV. TLM-12 har 35 kanaler med 31 mätpunkter vars spänningar digitaliseras inom området 00 - 99 och därefter omvandlas till morsesiffror.
Mätfelet uppges till 1% +/- en siffra vid matningsspänningen 9 +/- 0,002V. TLM-12 har ingen separat spänningsmatning utan försörjs från satellitens interna 9V batteri. Strömförbrukning under pågående mätning (0,2s) är 5 mA, annars 1 mA.
Telemetrin är uppdelad i fem grupper med sju parametrar i varje, totalt 35 kanaler. Varje parameter är försedd med ett bokstavsindex, K D O G U S W. Basgruppen har normalt ingen bokstav, de övriga fyra grupperna har I N A M. En sådan här typ av telemetri medger mottagning av signaler under svåra störningar, QSB etc.
Man kan på kommando från marken ändra telemetrin genom att t ex utesluta någon eller några grupper som vid tillfället sänder ointressant information. Basgruppen finns alltid med i telemtrin. När man genomför vissa experiment kandet vara nödvändigt att kontinuerligt få information om en viss parameter. Man kan då på order från marken blockera övriga parameteringångar och endast sända bokstavsprefix + mätdata för en viss parameter.
Telemetrikanalerna finns i tabellen. OBS att parameter (K) indikerar summa effekt från samtliga sändare (fyr, robot, transponder). Om parameter (K) visar 00, betyder detta att transpondern är avstängd. (Fyrens effekt mindre än 0,2 mW?).
Under den tid då markstationen ändrar satellitens status, indikeras detta genom att ett extra "ditt" före telemetrigruppernas bokstav, alltså basgruppen får E, I blir S, N blir R, A blir U och M blir W. Parametrarna IG, MW, MS ger upplysning om ingångsdämpningen på mottagarna. 00 betyder här max känslighet.



ARIANE L5

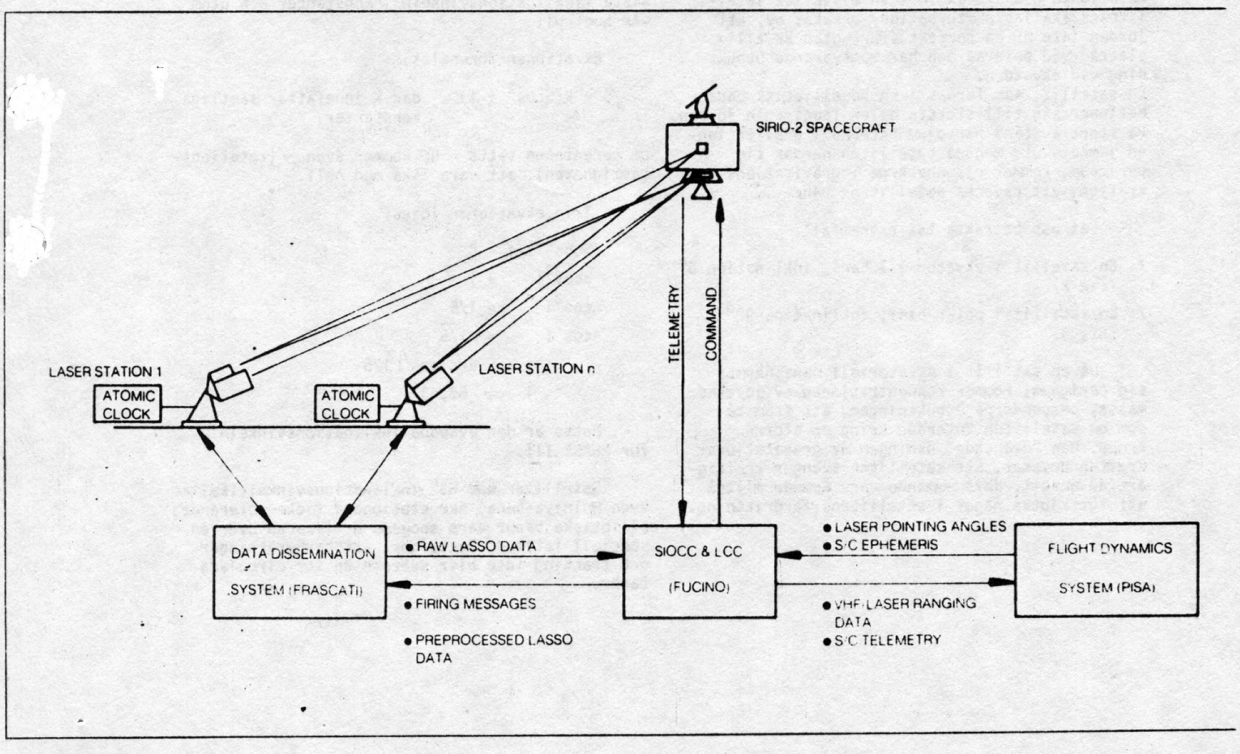
DET GICK ÅT SKOGEN; KLOCKORNA GÅR FORTFARANDE OLIKA!

Den första "operationella" starten för ARIANE, L5, gick som bekant inte så bra. Uppsändningen av L5 hade planerats till den 23 april -82, men fördröjdes till den 10 sept. huvudsakligen, men ej enbart, till följd av modifieringar på Marecs-B:satelliten.
En del problem med Marecs-A, den likartade föregångaren, som sändes upp den 20 dec. -81 och nu är i geostationär pos. över Atlanten, hade dyckt upp under vintern.

Marecs-A:s telemetri- och kommandosystem hade nämligen påverkats av elektrostatiska urladdningar förorsakade av kraftigt ökad solaktivitet sedan februari. Förändringar i Marecs-A:s styr- och kontrollprocedur har införts i avsikt, att skydda satellitens funktion i framtiden. För närvarande fungerar Marecs-A tillfredsställande.
Ingreppen på Marecs-B avsåg, att göra den okänslig för elektrostatiska fenomen.

Sirio-2 (som det var tänkt)

Marecs-B var den andra Europeiska maritima kommunikationssatelliten konstruerad för INMARSAT (International Maritime Satellite Organization). Marecs-B skulle ha placerats över Stilla Havet.
De övriga aktuella satelliterna i INMARSAT:systemet, där även Sverige är medlem, trafiken utväxlas via jordstationen i Eik i Norge, är Marisat och Intelsat V.
Ett fartyg med satellitterminal kan få "direkt kontakt" var än på världshaven, med undantag av Norra Ishavet, det befinner sig.
Den andra satelliten på L5, Sirio-2 var avsedd, som kommunikationslänk för meteorologiska data; alltså att ingå i GTS (Global Telecommunication System, WMO:s världsomspännande telekom.-nät), till Afrika.
Den skulle också ingå i ett system, för att synkronisera atomklockor i olika delar av världen. Kraftiga laserpulser skulle reflekterats mot satelliten och eftersom pulsens "flygtid" är känd; datacentret i Frascati, Italien, (se fig) räknar ut satellitens exakta position, kan man synkronisera klockorna synnerligen exakt.



BETYDELSEN AV DEN FÖRESLAGNA 64° INKLINATIONSVINKELN HOS Phase III-BANAN

PHASE-III satelliten äv avsedd, att ha sitt apogeum över norra halvklotet. För att apogeum ska kvarstå i samma punkt, är det mycket viktigt, att den elliptiska banan placeras på rätt sätt.

Vid olämpligt valda banparametrar kommer storaxeln hos en elliptisk bana (och därmed apogeum) att långsamt rotera i orbitalplanet, med jordens centrum som rotationspunkt. Denna långsamma rotation skulle så småningom medföra, att satellitens apogeum förskjuts till södra halvklotet (fig 1).

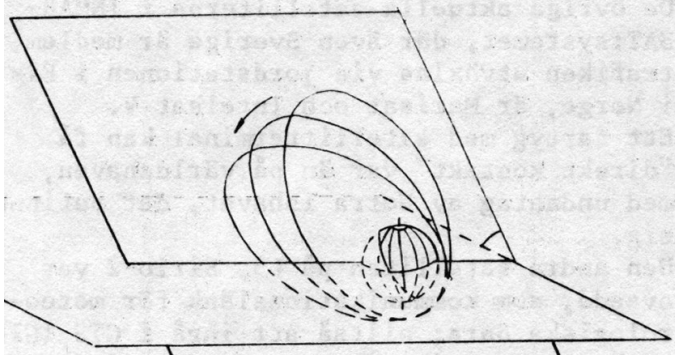


fig 1 banan vrider sig i orbitalplanet. Obs inklinationsvinkeln är oförändrad.

En sådan roterande apogee-punkt orsakar mycket besvär vid beräkning av satellitpassager - upprepade justeringar i datorprogram eller omritning av "Oscar-locatorn" blir nödvändiga. Detta är minst sagt en olägenhet, som kan bli avskräckande för många tilltänkta användare av satelliten.

Rotationen hos storaxeln i en elliptisk satellitbana (kallas perturbation) orsakas av, att jorden inte är en perfekt sfär, utan är tillplattad vid polerna och har motsvarande utbuktning vid ekvatorn.
En satellit, som färdas i en högelliptisk bana, befinner sig till största delen långt från jorden. På stort avstånd har ojämnheterna i gravitationen jämnats ut, men då satelliten närmar sig perigeum, kommer ojämnheterna i gravitationskraften, att påverka satellitens bana.

Låt oss betrakta två extremfall.

1. En satellit i ekvatoriell bana, inklination 0° (fig 2)
2. En satellit i polär bana, inklination 90° (fig 3)

Då en satellit i ekvatoriell bana närmar sig perigeum, kommer koncentrationen av jordens massa, beroende på utbuktningen, att framstå som om satelliten roterade kring en större kropp. Den "oväntade" ökningen av gravitationskraften orsakar, att satelliten svänger kraftigare än avsett. Nästkommande varv kommer alltså att förskjutas något i satellitens färdriktning.

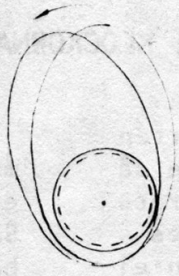


fig 2

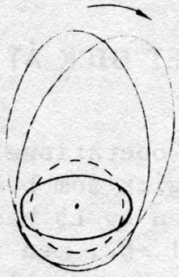


fig 3

En satellit, som färdas i en polär bana kommer att erfara den motsatta effekten. Då den närmar sig perigeum befinner den sig vid det tillplattade polarområdet, varvid jorden framstår som en mindre kropp. Den minskade gravitationen får till följd, att satelliten svänger i en vidare kurva än avsett. Resultatet blir, att efterföljande varv kommer att förskjutas något i motsatt riktning mot satellitens färdriktning.

Från ovanstående resonemang kan man dra slutsatsen, att det borde finnas en inklinationsvinkel mellan den ekvatoriella banan och den polära banan, där de två beskrivna effekterna tar ut varandra.

Rotationshastigheten (β) hos storaxeln i den elliptiska satellitbanan kan uttryckas med följande ekvation:

$$\beta = \tfrac{1}{2}j\sqrt{(g/R)}\cdot(R/a)^{7/2}\cdot(1-e^2)^{-2}\cdot(5\cos^2 i-1)$$

Där: j = konstant för ekvatorutbuktningen
g = jordaccelerationen
R = jordradien
e = banans excentricitet
i = inklinationsvinkeln

Vid närmare undersökning av ekvationen ser vi, att för en viss bana med definierad storaxel och excentricitet, är samtliga termer, utom den sista (inklinationsvinkeln), konstanter och utom vår kontroll.

Ekvationen förenklas:

$\beta = K(5\cos^2 i-1)$ där K innefattar samtliga konstanter.

Om parentesen sätts = 0, kommer även β (rotationshastigheten), att vara lika med noll.

Trig.ekvationen löses:

$5\cos^2 i-1 = 0$
$5\cos^2 i = 1$
$\cos^2 i = 1/5$
$\cos i = \sqrt{1/5}$
$i = \arccos\sqrt{1/5}$
$i \approx 63{,}43°$

Detta är den avsedda inklinationsvinkeln för PHASE III.

Satelliter med 63° inklinationsvinkel (kallas även Molniya-bana) har stationära (icke-roterande) elliptiska banor vars apogeum är fixerad över en speciell latitud. Detta gör, att banberäkningar och tracking inte blir svårare än för circulära banor.

TRACKING:

Om satellitbanan ritas på en transparent film, kan den användas på samma sätt, som motsvarande cirkulära banor används i Oscarlocatorn. Tidsmarkeringarna utmed den utritade linjen kommer att vara konstanta under hela satellitens livslängd, eftersom banellipsen har en fixerad position i förhållande till jorden.

Höjden hos en satellit i elliptisk bana förändras hela tiden. Om man vill ha information om elevationsvinkeln för tracking-ändamål, måste satellitens höjd vara känd.

Även här gör Molnia-banan det hela mycket enkelt. Då satellitens "subsatellit-punkt" korsar en viss latitud på jordytan, kommer dess höjd för just denna latitud, att alltid förbli densamma.

Man kan slutligen konstatera, att 63^{o}-banan gör passageberäkningar för PHASE IIIB lika enkla, som för OSCAR 7 o. 8 och ingen användare bör tveka inför den komplexitet, som den elliptiska banan uppvisar.

Uppgifterna i denna artikel har tagits från: Deskur K.J., "The Importance of the Proposed 64^{o} Angle of Inclination of the Phase III Satellite Orbit", AMSAT Newsletter, Vol XI No.2 1977.

ANVÄNDNING AV SATELLITER.

Det kan vara dags, att fundera en del på, vad amatörsatelliter egentligen bör användas till. Från början var det ju en prestation, att få upp något i luften, som bara pep "HI" och efterhand utvecklades telemetri, för att rapportera allehanda tekniska uppgifter, som strömförbrukning och uteffekt. Sedan kom transpondrarna, som gjorde det möjligt med långväga kommunikation på VHF. Men pionjärtiden får väl anses avslutad. Det börjar bli rutin, att bygga satelliter för somliga. I längden tröttnar man kanske på den vanliga telemetrin; att studera strömförbrukning och liknande kanske inte är så givande.

Nya grepp har tagits i och med UOSAT, som ju är utrustad med kamera och en del intressanta instrument. De klassiska transpondrarna är i princip en kvalificerad för av repeater. Nya typer av banor kan ge nya intressanta problem, även om det också kan bli lättare, att använda satelliterna, genom att de nästan står stilla och man har gott om tid, att ställa in sin utrustning. Det finns alltså fortfarande möjligheter till experimenterande.

Men, är vi intresserade av, att rymden kryllar av transpondrar för "vanlig" kommunikation? Det är inte precis gratis, att bygga och skjuta upp en satellit och då är det kanske fel, att massproducera traditionella transpondrar. Tendensen finns, flera länder har planer på, eller är redan i färd med, att bygga sådana. Plats alltså för eftertanke och tid att bestämma sig för en inriktning inför framtiden.

Det finns ju många sätt, att överföra information, kanske är det dags, att utnyttja digitalteknik, för att utveckla amatörradion? Ett intressant område är "packet switching". Det fanns en introduktionsartikel i QTC förra året och mera detaljer kommer i nästa AMSAT-info.

Tänk på möjligheterna, och kom med synpunkter!

-KUX/OZ

(väntande på nästa kärra)

AMATÖRSATELLITER I GYMNASIESKOLAN

av Thomas Johansson/SM5IXE

Amatörsatelliter erbjuder näst intill obegränsade möjligheter till experiment och radiokommunikation med relativt enkla medel. Inte minst i gymnasieskolan bör det vara möjligt att utnyttja dessa satelliter för att handgripligen lyfta in modern rymdteknologi i klassrummet. Detta har man gjort bland annat i USA, med mycket stor framgång.

Vid mötet i Oskarshamn den 24 april 1982 framfördes förslag på att vi även i Sverige bör försöka intressera både gymnasie- och högskolor för de möjligheter som våra satelliter erbjuder. Amatörsatelliter bör kunna användas vid undervisning i exempelvis ämnen som telekommunikation, systemteknik, reglerteknik och fysik.

En hel del arbete har redan gjorts av bland andra Ebert Lööv på inst. för lärarutbildning vid universitetet i Linköping. Lööv ger i sitt arbete (1) många ideer om hur man på gymnasieskolans 4-åriga tekniska linje bör kunna använda både amatörsatelliter och kommersiella vädersatelliter för experiment och demonstrationer.

Pilotprojekt i Norrköping.

Ytterligare ett steg på vägen har tagits under hösten, då man vid Ebersteinska skolan (eltekn.inst.) i Norrköping startat ett projekt för att bygga upp en mottagningsutrustning för UO-9. Konstruktion och uppbyggnad kommer till stor del att ske i form av elevarbeten inom ramen för ämnet systemteknik.

I systemet kommer huvudsakligen att ingå:

+ Mottagare för 145 MHz General Data Beacon
+ Datorstyrd antenn (tracking), baserad på ABC-80
+ Telemetrimottagning (ASCII) med ABC-80

Vissa planer på att göra mottagningssystemet helt automatiskt finnes. Detta skulle göra det möjligt att registrera UO-9:s telemetri under en länge tid för ev. statistisk granskning av magnetometer- och partikeldata.

Utveckling av programvara och lämpliga interface till just ABC-80 kan vara ett mycket bra val, då denna dator används av de flesta skolor. Att kunna presentera färdiga program- och kretslösningar bör underlätta spridandet av intresset till andra skolor.

Det är viktigt att vi börjar sprida intresset för amatörradiosatelliter även bland icke-amatörer, och jag hoppas att många fler är villiga att börja jobba med detta. Har du själv förslag, ideer eller frågor så hoppas jag att du hör av dig!

(1). Lööv Ebert, RYMDKOMMUNIKATION I GY-SKOLAN, Universitetet i Linköping, Inst. för lärarutbildning vt-79.

(2). Johansson Thomas, Mottagningssystem för Oscar 9 - Kort systempresentation, Ebersteinska skolan 1982.

GEOSTATIONÄRA AMATÖRSATELLITER.

av SM5KUX/Sigge

Två geostationära transpondrar för amatörradio kan bli verklighet under slutet av 1985. Observera redan nu, att täckningen i princip är Amerika. Två 10 MHz breda transpondrar planeras ombord på två 24-kanaliga kommunikations-satelliter för kommersiellt bruk, som skjuts upp av Cablesat General Corp. of Cocoa, Florida. Transpondrarna kommer att finnas ombord på "Cablesat East" och "Cablesat West", vars kommersiella del arbetar i C-bandet. Förslaget har lämnats till FCC, det amerikanska televerket. Anledningen till denna möjlighet är förstås, att chefen för Cablesat är radioamatör, WA4OHK. Administreringen av amatördelen har överlåtits på ARRL, men WA4OHK har uttryckt en del önskemål och idéer. Han vill gärna, att det skapas ett experimentellt "Network" benämnt ARNET, med föreslagen upplänk runt 5.66 GHz och nerlänk runt 3.4 GHz. Det beräknas vara tillräckligt med en 6-fots antenn och 10 w, för att klara kommunikationen från marken. Polarisationen kommer att vara cirkulär. Den östra satelliten kommer att täcka kontinentala USA, Kanada, Centralamerika och delar av Sydamerika. Den västra når tillräckligt långt ut i Stilla Havet, för att täcka Hawaii. WA4OHK skulle också gärna se ett nationellt nödtrafiknät, baserat antingen på datorer eller packet radio.
Uppsändningen är tänkt att ske med rymdfärjan eller STS/PAM-D, som betyder "Space Transportation System -(Shuttle)- med Payload Assist Module type D".

Källor: ASR nr 40 och PHD News, Missouri.

RTTY VIA SATELLIT.

av SM4MOT/Gordon

Det lär ha körts en del RTTY via OSCAR 7, när den var operationsduglig. Däremot verkar RTTY-aktiviteten so gott som obefintlig när det gäller OSCAR 8 och de fyra ryska satelliterna RS5-RS8, vilket sannolikt beror på, att de är mera svårflirtade än OSCAR 7 var, när den var QRV.

Det första problemet man möter vid satellitkörning är, att den från satelliten utsända frekvensen skenbart ändrar sig, när dess signaler tas emot av en fast station på jorden (dopplereffekten). När satelliten närmar sid den fasta stationen är den mottagna frekvensen högre än satillitens verkliga frekvens. Då satelliten fjärmar sig, är förhållandet det motsatta. Dessutom är storleken på frekvensändringen per tidsenhet variabel och beror på var satellitens bana går och var i sin bana satelliten befinner sig i förhållande till stationen på marken.

En annan komplikation är, att signalerna från en satellit ofta besväras av kraftig QSB, beroende på, att satelliten tumlar kring sin tyngdpunkt, vilket gör, att polarisationsplanen hos satellitantennen och jordstationens antenn ständigt intar olika lägen i förhållande till varandra. QSB kan även uppstå på grund av den s.k. faraday-rotationen, d.v.s. växelverkan mellan linjärpolariserade radiovågor och jordens magnetfält.
Den enklaste lösningen, att kompensera sig för dopplereffektens inverkan på RTTY-signalerna är, att försiktigt smeka mottagarens avstämningsratt och samtidigt kolla korset på oscilloscop-skärmen. Kommersiella lösningar för automatisk frekvensföljning finns givetvis, men de förekommer så vitt jag vet inte i amatörtranscievrar.

forts.

RTTY ... forts.

Ett annat sätt, att delvis kompensera sig för doppler-effektens inverkan vore givetvis, att köra FM-RTTY, men detta är inte tillåtet, eftersom man då skulle ta upp ett alltför stort område av satellitens passband till förfång för andra satellitkörare.

När det gäller, att minska på QSB:n, bör man använda sig av antenner för cirkulärpolariserade vågor både vid sändning och mottagning, exempelvis en kryssdipol för 2 m och 70 cm och en horisontell helvågsloop för 10 m (se QTC nr. 12, sid. 413-414).
Sammanfattningsvis kan sägas, att doppler-effektens inverkan är lättare, att komma tillrätta med, än QSB:n.

Nu till mina egna praktiska resultat. De är inte mycket att skryta med, vilket delvis kan skyllas på den dåliga RTTY-aktiviteten över satelliterna. Hör man någon gång en RTTY-signal, har man naturligtvis inte RTTY-grejorna startklara. Men man kan ju arrangera sked, och det har jag gjort med Sigvard, SM4BKD. Vi har kört några gånger via OSCAR 8 och har kunnat ta emot varandras signaler felfritt under några minuter, då inte QSB:n varit för besvärande. Ulf, SM5BRG har också kunnat ta emot mina signaler hyggligt.

Satellitkörning erbjuder ju den unika möjligheten, att man kan ha sig själv till skedpartner. Därför har jag ett flertal gånger kört upp RTTY-signaler till OSCAR 8 via en TU-enhet och tagit emot mina egna signaler via en annan TU-enhet och en Siemens-skrivare. Även detta med resultat, som visar, att det går att köra RTTY via satellit.

PHASE 3 B - NEWS

Efter misslyckandet med L5-raketen har det blivit ytterligare förseningar i uppskjutningsprogrammet. Uppgifterna om när nästa launch kommer att bli, är mycket osäkra och ändrar sig från vecka till vecka. Man siktar för närvarande på ett fönster mellan 14 och 28 april 1983 för uppskjutning av PIIIB. Hurvida denna tid kommer att stå sig vet vi inte. Ev. ändringar meddelas på info-nätet.

Testerna av PIIIB-satelliten är nu avslutade. Alla system fungerar helt perfekt. Följande data har uppmätts:

Mode B-transponder: 50 W PEP, RX 3 dB NF, 435,100 upp ger 145,903 MHz ner.

General beacon: 145,8105 MHz 1,8 W

Mode L-transponder: 32 W PEP, RX 3 dB NF

Bränslevikt: 52 kg (något lägre än beräknat).

Följande data, som vi tidigare saknat, har nu kunnat beräknas:

Acceleration: 1,53 km/s Argument of perigee: 230-235°

PHASE III DIABILDSERIE

SM5CJF/Lennart har en bildserie om Phase III för utlåning. Serien består av 65 bilder på uppbyggnaden av Phase IIIA fram till launch och minuterna innan den följde med Ariane till Atlantens botten.
En verkligt trevlig bildkavalkad att visa på klubbmötet!
Hör av dej till Lennart om du vill låna den.

SARSAT - ETT SYSTEM UTVECKLAT MED HJÄLP AV OSCAR 7.

Ett satellitbaserat system för att lokalisera störtade flygplan har för första gången använts för att rädda liv, meddelar de kanadensiska myndigheterna. Search and Rescue Satellite (SARSAT) är ett nytt system som använder polära satelliter för att lyssna efter flygplans Emergency Locator Transmitter (ELT) på 121,5 och 243 MHz. Deltagare i programmet är USA, Frankrike, Sovjetunionen och Canada. Den första räddningen gjodes över norra British Colombia, Canada, den 10 September 1982 med hjälp av den sovjetiska satelliten Cosmos 1383, som förutom navigationsutrustning innehåller SARSAT-transpondern som extra "baggage".

AMSAT har hjälpt till att inleda SARSAT-systemet med hjälp av OSCAR 7. I december 1975 sysslade bland andra AMSAT's Tom Clark, W3IWI och Jan King, W3GEY med att organisera och utföra de inledande experimenten. (Se AMSAT Newsletter, vol VIII, No 1 Mars 1976).

Den canadensiska räddningsaktionen inleddes då en Cessna 172 störtade den 9 september i norra British Colombia. Flygplanet var ute på ett spaningsuppdrag när det krachade i 15 meter höga träd. De tre besättningsmännen blev svårt skadade, men tack vare den snabba lokaliseringen kunde de räddas.

Cosmos 1383 sköts upp i en så gott som cirkulär bana med höjden 1000 km och inklinationen 83 grader, från Plesetsk den 1 juli i år. SARSAT-satelliten flyger över det störtade flygplanet och återutsänder dess ELT-fyr. Markstationerna använder det observerade dopplerskiftet från ELT:n för att beräkna nedslagsplatsen.

Räddningen i British Colombia är den första rapporterade användningen av SARSAT. Systemet är ännu inte fullt operationellt utan snarare i de sista stegen av utveckling. AMSAT är stolt över att ha tagit del i de tidiga stegen av utvecklingsarbetet. Vi kan alla vara stolta över att fröna till detta humanitära och internationella system såddes med vår egen OSCAR 7! Det amerikanska SARSAT-systemet kommer att sändas upp i februari 1983, som en del av NOAA-E.

Källa: AMSAT Satellite Report, No 43/44 1982.

2m från rymdskytteln

Man har nu fått klartecken från NASA att en amatörstation får tas med upp i skytteln. Flera av deltagarna i rymdskyttelprogrammet är radioamatörer, och det blir W5LFL, Garrier Owen som blir den förste att köra 2m från rymden. Detta kommer att ske från STS-9 i oktober 1983. Ännu är bara banhöjden känd, 100-150 miles. Vi får hoppas att inklinationen blir sådan att även vi nordbor får en chans att höra något.

AO-7

Oscar 7 hörs lite till och från enligt många rapportörer. Förmodligen har det uppstått ett avbrott i batteripaketet och satelliten drivs nu direkt från solpanelerna.
Ännu är det liv kvar i gamla AO-7, trots att dess beräknade livstid gick ut för flera år sedan!

FREKVENSPLANERING BEHÖVS!!

Det är inte bara hemma i Sverige som det finns problem med att flera grupper med olika intressen använder samma fq.s. I San Francisco-området är 145,830 den populäraste frekvensen för FM simplex, och det är förstås inte så populärt hos dem som vill lyssna på UoSAT på 145,825 och det verkar inte finnas mycket till samarbetsvilja för att lösa problemet.

SYNCART (syncronous-amateur-radio-transponder) kommer att förses med linjära transpondrar med underliga frekvensområden. Upplänkarna planeras för 145,050 och 1296,3 MHz. Det är långt från internationella överenskommelser! Ännu värre är det med nerlänkarna, 145,650 och 435,415 MHz vilket innebär kollision med repeaterkanal R2. Det ser ut att vara ganska dålig samordning mellan Reg.1 och Reg.2. Man kan bara hoppas att den nyligen bildade Reg.1 Satellite Coordinating Group kan hjälpa till att förbättra situationen.

-KUX

online

-PUB

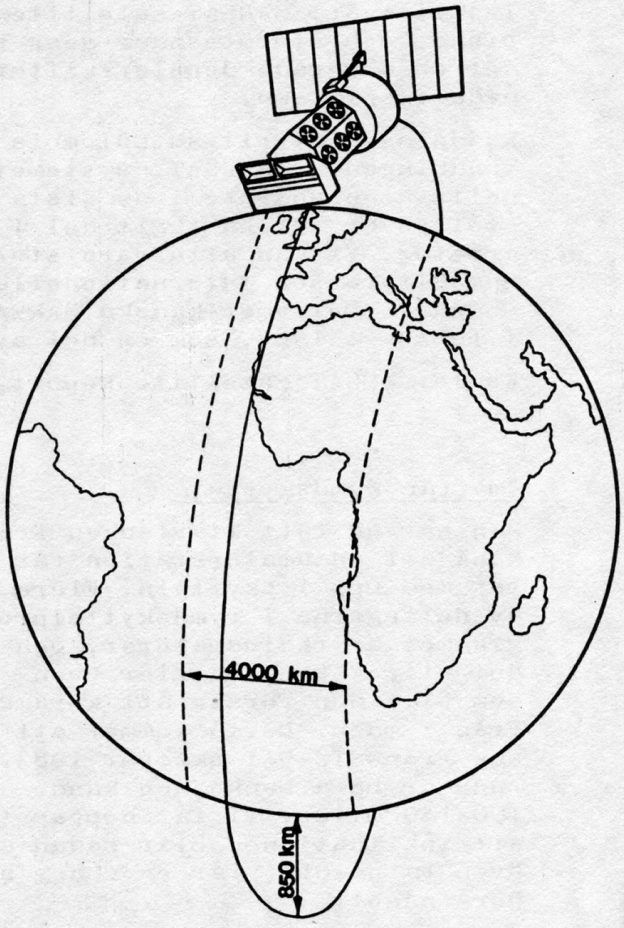
Min efterlysning av datoramatörer i Info-2 gav mycket dåligt gensvar! Om endast 3 (tre!) radioamatörer förutom jag själv är intresserade av, att utbyta program och -idéer är det självklart ingen mening, att organisera något. (Ett särskilt tack till Birger Lindholm, Finland, vars korrespondens varit mycket uppmuntrande). Jag hoppas, att det snopna resultatet beror på tillfälligheter och uppmanar alla, som är det minsta intresserade, att höra av sig till AMSAT-SM.
Jag skulle vilja ha reda på följande:

Vilken dator har Du (om hembyggd, vilken CPU)?
Har Du program, som Du kan sprida, i så fall; vad gör dom? Vilket programspråk?
Erfordras diskett? Operativsystem?
Har Du datorn på jobbet/i skolan eller hemma?
Kan Du åta Dig, att "översätta" program, så att de fungerar på Din maskin?
Kan Du åta Dig, att vara distributör (listning, kopiering av kassetter) av program på Din maskin?

Själv har jag en Texas Inst. 99/4A, men om jag ska åta mig något, så får allt anslutningen bli mkt större (an order of magnitude, som dom stora pojkarna säger). Adressen är alltså:

Online, AMSAT-SM,Box 87, 601 03 NORRK.

N.O.A.A. POLAR ORBITING SATELLITE SYSTEM.



i bana

VÄDERSATELLITER.

APT-systemet.

Principen för APT (Automatic Picture Transmission) är i grund och botten mycket enkel. Vad som är svårt är, att göra ett system för framställning av själva bilden.
De bästa bilderna får man med ett fotografiskt system, alltså ett där man använder antingen fotopapper eller film som exponeras, framkallas och fixeras. Alternativa system bygger på svärtning av papper "direkt" antingen av s.k. elektrosensitivt papper, som mörknar när man leder ström genom det; den klassiska FAX-metoden, eller genom olika torrkopieringsmetoder, t.ex. med laserexponering. Nackdelarna med fotometodens filmlaborerande är uppenbara, men den ger som sagt de bästa bilderna. Dessutom är den billigast, för den händelse man inte kommer över en kasserad FAX-apparat och kan få tag i papper till den.
Vad vi för övrigt snart kommer att se i "kommersiella" tillämpningar är "helelektroniska" system, där bilden lagras i datorminnen, företrädesvis på skiva, och sedan presenteras på en bildskärm där man kan "manipulera" den på olika sätt med hjälp av en dator. Bildkopior tas sedan ut på en skrivare; det kommer nu raskt mycket avancerade skrivare, som även klarar flera färger, från olika tillverkare och priserna dalar, men är fortfarande ovanför radioamatörens "intressetak".
Om nu någon studsar vid tanken på att lagra och bearbeta den analoga APT-signalen i en digital dator, så är det bara att vänja sig. Faktum är, att de NOAA-bilder, som av somliga meteorologer på teve förevisats en häpnande allmänhet, är "digital-behandlade". Dock inte Meteor-bilderna.
Det är en helsäker tippning, att allteftersom skivminnessystemen blir effektivare, så kommer "väderamatörerna", att satsa på datorpresentation allt ivrigare.
Det har hört av sig några "systembyggare" till AMSAT-SM och så småningom får dom väl presentera sina rön i ett Info-blad och dela med sig av sina erfarenheter. Så länge rekommenderas studium av artiklarna i ref. i slutet av artikeln. Alla är naturligtvis välkomna, att höra av sig med tips och/eller förfrågningar.
Låt oss ta en titt på APT-systemet. Filosofin bakom det är, att bilder enligt APT, ska kunna tas emot även med enkla och billiga terminaler, så att även mindre bemedlade användare, ex.vis meteorologiska stationer i u-länder eller mindre flygplatser, kan få satellitbilder.
Systemet bygger på, att satelliten söker av jordytan under sig från den ena sidan till den andra, tvärs "flygriktningen". Signalen sänds i bandet 136-138 MHz, frekvensmodulerat. Bildinformationen är överlagrad på en underbärvåg om 2400 Hz, amplitudmodulerat, där max amplitud representerar "vitt" och min ampl. repr. "svart". Varje avsökningsvarv, eller bildlinje, börjar med en "startpuls", som egentligen är en ton, modulerad på underbärvågen. Sedan skiljer det litet mellan olika satellitsystem, vi ska i den här serien gå igenom: TIROS-N (NOAA-satelliterna), Meteor I o. II och Meteosat, men skillnaderna är obetydliga.
Meteosat har visserligen inte utsändning i 136-138 MHz bandet, men vi tar med den ändå, eftersom dess APT-system är av "rätt" slag. Har man en mottagningsutrustning för de polära satelliterna, så behövs bara en antenn med god förstärkning och en konverter ner till 137 MHz (från sat.-frekvensen 1.7 GHz).

forts.

APT-systemet ... forts.

Vi börjar med det enklaste: de sovjetiska Meteor II. För närvarande arbetar Meteor II nr 7 på 137.300 och Meteor II nr 8 på 137.850 MHz. Meteor II nr 5 är operationell, men när detta skrives (slutet okt.) är den kommenderad i stand-by. De flesta Meteor II sänder på 137.30 MHz men även 137.400 har använts.

Data för Meteor II:

linjefrekvens	120 (120 linjer/min, linjetid 500 ms)
"index of cooperation"	264
"scan density"	3.8 linjer/mm (se text)
antal nivåer i gråskalan	"ej mindre än 12"
avsökningsriktning	från höger till vänster
bildlinjelängd	171-174 mm (se text)
bildskala	1:12 000 000
fasningssignalens längd	90-100 ms
fasningssignalens frekv.	256 Hz (amplitudmod. på underbärv.)
FM-deviation	15 kHz
fotometer av "TV-typ"	känslig i området 0.5-0.7 µm
täckning	2100 km, upplösning 2 km

Några av uppgifterna behöver en kommentar.
"Index of cooperation" är ett mått på förhållandet mellan bildens bredd och längd (höjd?) d.v.s. hur många mm (eller µm), som avsökningen (eller bildritningen) måste avanceras för varje linje. Det härstammar från en tidig FAX-era, då den allenarådande metoden var, att sätta fast den bild man ville sända på en roterande trumma.

Så här fungerar det:

$$\text{scan density} = \frac{\text{index of cooperation}}{\text{diameter på trumman}}$$

För den, som mäter bildbredd i stället för trumdiameter blir det så här, förstås:

$$\text{scan density} = \frac{\text{index of coop.} \cdot \pi}{\text{avsökningslinjens längd}}$$

Observera alltså, att värdena för bildlinjelängd och "scan density" är apparatberoende. Bildlinjelängden är ej heller lika med avsökningslinjens längd eftersom det faller bort en del på båda sidor om bilden; bl.a. nästan 1/5 av linjen för fasningssignalen.
För en "scan density" på 3.8 linjer/mm bör avsökningslinjens längd, d.v.s. pappersbredden om man registrerar direkt på ett fotopapper, vara 210 mm, eller m.a.o. lika med bredden på ett A4-ark.
Fassignalen är alltså ca 15 perioder av en 256 Hz ton. Använd INTE den signalen, för att styra insynkningen av bilden, t.ex. genom att detektera den och styra en trigg-krets. Fassignalen kan alltför lätt bli störd, så att linjetrigg i det ögonblicket helt bortfaller eller, vilket är det troligaste, triggningarna kommer inte jämnt 500 ms efter varandra, vilket gör bilden randig och mycket onjutbar.
Använd i stället en, helst kristallstyrd, mastersignal, som sedan delas ner till rätt frekvens d.v.s. 2 Hz.
För att fasa in sig, gör man några momentana avbrott i signalkedjan, t. ex. med något så enkelt som en tryckströmbrytare, tills triggpulsen kommer just i fasningssignalen.

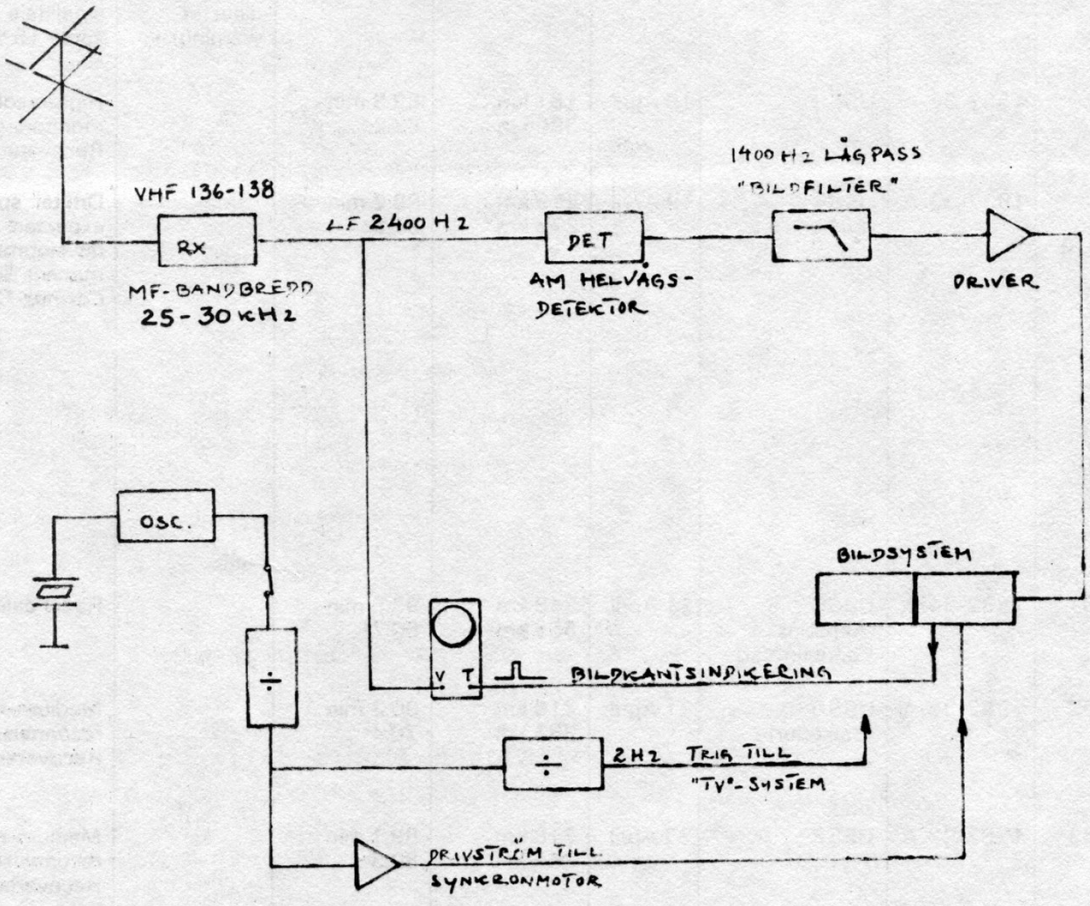
APT-systemet ... forts.

Om man har ett enkelt oscilloskåp, helst med lång efterlysning ju längre desto bättre, i vilket man betraktar LF-signalen, d.v.s. den modulerade 2400 Hz underbärvågen (alltså innan man gjort om den till "skrivström"), och triggar skåpet på 2 Hz synkpulssignalen, så ser man direkt "hur man ligger".
Eftersom man vanligen gör infasningen i början av satellitpassagen och inte startar bildtagningen förrän satelliten fått ett par tre minuter på sig, att klättra upp från horisonten, så missar man ingen viktig bildinformation. Hur snart man startar sin bildmaskin är förstås beroende på, hur många minuter den går från den första linjen till den sista. Man beräknar givetvis så, att bildmatningen kommit halvvägs, när satelliten är som närmast, eftersom man på så vis får en bild från den del av passagen där satelliten hörs bäst. Ett A4-ark bör ta så gott som exakt 10 min.

Ref:
Kennedy G.R., "Weather Satellite Picture Facsimile Machine", Wireless World, dec. 1976- mars 1977

Emiliani o. Righini, "Printing Pictures from 'Your' Weather Geostationary Satellite", QST, apr. 1981

Tellert R., "A System for Reception and Display of METEOSAT Images", VHF Communications, nr 3 1979 - nr 3 1981



SATELLITE LAUNCHINGS NOTIFIED DURING PERIOD 26 MARCH TO 18 JUNE 1982

16

Code name Spacecraft description	International number	Country Organization Site of launching	Date	Périgee* Apogee	Period* Inclination	Frequencies Transmitter power	Observations
Cosmos-1345	1982-26-A	USSR (Plesetsk)	31 March	507 km 550 km	95.2 min 74.0°		Radar calibration satellite
Cosmos-1346	1982-27-A	USSR (Plesetsk)	31 March	623 km 675 km	97.6 min 81.0°		Electronic monitoring satellite (ELINT)
Cosmos-1347	1982-28-A	USSR (Baikonur)	2 April	181 km 364 km	89.7 min 70.4°		High-resolution photographic reconnaissance satellite
Cosmos-1348	1982-29-A	USSR (Plesetsk)	7 April	613 km 39 342 km	709 min 62.8°		Early warning satellite
Cosmos-1349	1982-30-A	USSR (Plesetsk)	8 April	984 km 1025 km	105 min 84.0°		Navigation satellite
Insat-1A box-shaped satellite: 1.42 x 1.55 x 2.18 m; solar array	1982-31-A	India (Eastern Test Range)	10 April	in geostationary orbit at 74° E		6/4 GHz (communications) 5.9/2.6 GHz (direct television broadcasting; radio programmes distribution and disaster warning)	Carries 12 6/4 GHz transponders, two S-band transponders and a radiometry payload to provide 24-hour, half-hourly synoptic observations of weather systems. Owing to a defect in the deployment of an antenna there was a delay in firing the apogee motor. The antenna was finally deployed on 22 April and the satellite placed in geostationary orbit but with a greater consumption of fuel than planned. This could shorten the satellite's 6-7 year lifetime by some 15 %
Cosmos-1350	1982-32-A	USSR	15 April	181 km 380 km	89.8 min 67.2°		High-resolution photographic monitoring satellite. Recovered on 16 May 1982
Salyut-7 3-compartment spacecraft; maximum diameter: 4.15 m; height: 14.25 m; mass: 18,9 tonnes; 3 solar panels oriented towards the Sun	1982-33-A	USSR (Baikonur)	19 April	219 km 278 km	89.2 min 51.6°		Orbital space station. *Salyut-7* is expected to be used in additional development work towards a permanent Soviet space station using *Cosmos-1267* type modules
Cosmos-1351	1982-34-A	USSR (Aktubinsk-Kapustin Yar)	21 April	349 km 555 km	93.5 min 50.7°		Radar calibration satellite
Cosmos-1352	1982-35-A	USSR (Baikonur)	21 April	216 km 383 km	90.2 min 70.4°		Medium-resolution photographic reconnaissance satellite. Recovered on 5 May 1982
Cosmos-1353	1982-36-A	USSR	23 April	218 km 269 km	89.1 min 82.3°		Medium-resolution photographic reconnaissance satellite Recovered on 6 May 1982
Iskra-2 mass: 28 kg	1982-33-C	USSR Moscow Aviation Institute	17 May	342 km 357 km	92.3 min 51.6°		Communication satellite launched from the orbital station *Salyut-7* (1982-33-A)
Cosmos-1354	1982-37-A	USSR (Plesetsk)	28 April	795 km 829 km	101 min 74.0°		Communications monitoring satellite
Cosmos-1355	1982-38-A	USSR (Baikonur)	29 avril	438 km 459 km	93.3 min 65.1°		EORSAT (Electronic intelligence ocean reconnaissance satellite)
Cosmos-1356	1982-39-A	USSR (Plesetsk)	5 May	632 km 684 km	97.6 min 81.2°		Electronic monitoring satellite (ELINT)

SATELLITE LAUNCHINGS

Code name Spacecraft description	International number	Country Organization Site of launching	Date	Perigee* Apogee	Period* Inclination	Frequencies Transmitter power	Observations
Cosmos-1357 to Cosmos-1364 mass: 40 kg each	1982-40-A to 1982-40-H	USSR (Plesetsk)	6 May	1449 km 1520 km	115.4 min 74.0°		Government communication satellites
Big Bird	1982-41-A	United States US Air Force (Western Test Range)	11 May	168 km 257 km	96.4°		Reconnaissance satellite
No name	1982-41-C	United States US Air Force	11 May	699 km 701 km	98.7 min 96.0°		Electronic monitoring satellite
Soyuz-T5 mass: 6.85 tonnes; length: 6.98 m; diameter: 2.72 m	1982-42-A	USSR (Baikonur)	13 May	271 km 329 km	90.4 min 51.6°		Two-man spacecraft, crew: cosmonauts A. Berezovoi and V. Lebedev. Docked with *Salyut-7* on 14 May after which the crew transferred to Salyut-7
Cosmos-1365	1982-43-A	USSR (Baikonur)	14 May	259 km 276 km	89.6 min 65.0°		Nuclear-powered ocean surveillance radar satellite, similar to Cosmos-954
Cosmos-1366	1982-44-A	USSR	17 May	35 820 km geostationary orbit	1437 min 1.5°	SHF	Communication satellite
Cosmos-1367	1982-45-A	USSR (Plesetsk)	20 May	612 km 39 530 km	709 min 62.8°		Early warning satellite
Cosmos-1368	1982-46-A	USSR (Plesetsk)	21 May	218 km 365 km	90.0 min 70.4°		Medium-resolution reconnaissance satellite. Recovered on 3 June 1982
Progress-13 modified *Soyuz* spacecraft without the descent section; mass at launch: 7 tonnes	1982-47-A	USSR (Baikonur)	23 May	191 km 278 km	88.9 min 51.6°		Expendable supply vehicle. Docked with *Salyut-7/Soyuz-T5* complex on 25 May 1982. Carried two tonnes of cargo including 600 kg of fuel, 290 litres of water, food and technical equipment. *Progress-13* was undocked on 4 June and deorbited on 6 June 1982
Cosmos-1369	1982-48-A	USSR (Plesetsk)	25 May	229 km 296 km	89.4 min 82.3°		Recovered on 8 June 1982
Cosmos-1370	1982-49-A	USSR	28 May	203 km 290 km	89.2 min 64.9°		Medium-resolution photographic reconnaissance satellite. Recovered on 11 July 1982

The oldest, continually-operating communications satellite celebrated its 15th year in orbit recently. Though designed to serve just three years when launched in December 1966, NASA's ATS-1 satellite continues to provide people of the Pacific Ocean region with a valued link for communications ranging from medical emergencies to classroom instruction. The cylindrical satellite with spiderlike whip antennas has logged more than 915 million miles through space. It appears to hover 22,300 miles over Christmas Island because its orbit is synchronized with the rotation of the Earth. ATS-1 was built by Hughes.

Intelsat VI will become the world's most sophisticated commercial communications satellite upon launch in 1986. The drum-shaped, spin-stabilized satellite will have twice the capacity of Intelsat V. It will be able to carry 33,000 telephone calls and four TV channels simultaneously. It will weigh about 3700 kilograms at launch, measure 3.6 meters in diameter, and deploy to 11.8 meters in height. Hughes heads an international team building Intelsat VI spacecraft for the International Telecommunications Satellite Organization.

SATELLITE LAUNCHINGS

Code name Spacecraft description	International number	Country Organization Site of launching	Date	Perigee* Apogee	Period* Inclination	Frequencies Transmitter power	Observations
54th Molnya-1 hermetically-sealed cylinder with conical ends; mass: 1000 kg; 6 solar panels	1982-50-A	USSR (Plesetsk)	29 May	653 km 40 633 km	736 min 62.8°	800 MHz band 40 W (emission) 1000 MHz band (reception) 3400-4100 MHz (retransmission of television)	Television and multichannel radiocommunications
Cosmos-1371	1982-51-A	USSR	1 June	793 km 833 km	101 min 74.1°		Communications satellite
Cosmos-1372	1982-52-A	USSR	1 June	258 km 277 km	89.6 min 65.0°		Nuclear-powered ocean surveillance satellite
Cosmos-1373	1982-53-A	USSR	2 June	217 km 368 km	90.1 min 70.4°		Medium-resolution photographic reconnaissance satellite. Recovered on 6 June 1982
Cosmos-1374	1982-54-A	USSR (Aktubinsk-Kapustin Yar)	3 June	225 km	88.9 min 50.7°		Winged re-usable shuttle-type spacecraft for manned space programme. Recovered in Indian Ocean on same day as launched
Cosmos-1375	1982-55-A	USSR (Plesetsk)	6 June	990 km 1021 km	105.0 min 65.9°		Satellite intercept programme: target vehicle
Cosmos-1376	1982-56-A	USSR	8 June	227 km 274 km	89.2 min 82.3°		Natural resources satellite. Recovered on 22 June 1982
Cosmos-1377	1982-57-A	USSR	8 June	179 km 362 km	89.7 min 64.9°		High-resolution photographic reconnaissance satellite. Recovered on 22 July 1982
Westar-5 spin-stabilized cylindrical satellite; diameter: 1.80 m; height: 1.60 m; mass at launch: 572 kg; solar cells and batteries	1982-58-A	United States Western Union (Eastern Test Range)	9 June	In geostationary orbit at 123° W		4198; 4200 MHz 6/4 GHz band (communications)	United States national communication satellite; 24 transponders with capacity of up to 14 400 telephone circuits
Cosmos-1378	1982-59-A	USSR (Plesetsk)	10 June	648 km 682 km	97.8 min 82.5°		
Cosmos-1379	1982-60-A	USSR (Baikonur)	18 June	552 km 1027 km	100.3 min 65.8°		Satellite intercept programme: interceptor satellite. Deorbited on 18 June 1982 after intercepting *Cosmos-1375*
Cosmos-1380	1982-61-A	USSR (Plesetsk)	18 June	156 km 732 km	93.1 min 82.9°		
Cosmos-1381	1982-62-A	USSR (Plesetsk)	18 June	216 km 395 km	90.3 min 70.4°		Medium-resolution photographic reconnaissance satellite. Recovered on 1 July 1982

* Initial orbital data.

Sources: COSPAR, NASA, Specialized Press.

AMATÖRMÄSSIGT I RYMDEN?
OM KRAVEN PÅ DATORER.

av SM5KUX/Sigge

Det klassiska amatörbygget är väl det, som består av prylar från junk-boxen, hopplockade, så att det fungerar hjälpligt. Blir det fel, så är det bara, att lyfta på locket och göra ett angrepp med lödkolven. De principerna måste man överge, om man tänker skicka ut prylarna i rymden. I september -81 hade tidningen BYTE en artikel om datorer i rymden och den är underlag för följande sammanfattning.
Utrustning och programvara, som ska arbeta lång tid utan möjlighet till underhåll, måste självfallet vara mycket tillförlitlig. Rymdklassificering är en process, som kräver noggrann kontroll av komponenter, kort, moduler och program. Kraven är högre än för militär utrustning. En dator, eller annan elektronik, måste till exempel klara följande:

- Upprepad uppvärmning och nedkylning mellan +50 och -10° C.
- Fungera trots mekaniska chocker, elektromagnetisk strålning och laddade partiklar samt röntgenstrålning.
- Motstå accelerationer upp till 30g.
- Oavbruten användning i flera år utan något fel.

Beroende på vilken typ av uppdrag utrustningen används i, så sker en indelning i klasser:

- Bemannade uppdrag.
- Interplanetariska uppdrag.
- Obemannade uppdrag med bana kring jorden.

När människoliv står på spel måste givetvis kraven ställas högt. Det vanligaste för att uppnå tillförlitlighet, är att bygga med redundans (samma sak kan klaras av flera enheter). Vid interplanetariska färder är avståndet så stort, att radiovågorna kan behöva mer än en halvtimme för att nå jorden. När en markstation får meddelande om ett fel, är det kanske redan försent, att vidtaga åtgärder. En satellit i låg bana runt jorden kan ha en omloppstid på ca. 90 minuter, men en kommandostation har bara kontakt under ca 10 min. Under dessa 10 min måste jordstationen ta hand om alla lagrade data o. felrapporter och sedan förse satelliten med instruktioner för nästa 80 min. Under den senare fasen, måste all övervakning och styrning skötas av datorn ombord.
Mikroprocessorer, minnen och interface ombord måste arbeta i vakum över ett stort temperaturområde. Eftersom det inte finns någon luft kan man inte ha fläktar, utan all kylning måste ske genom värmeavledning och utstrålning. Under uppskjutningsfasen förekommer vibrationer och mekaniska chocker, vilka ofta kan orsaka ledningsbrott vid anslutningspunkter. Komponenter i rymdsystem får inte generera elektromagnetiska störningar och måste dessutom tåla att själva utsättas för sådana störningar. Halvledare kan skadas av den strålning, som finns ute i rymden, men självläker delvis, om de är frånslagna ett tag. Strålningsrisken är anledningen till, att satelliter ofta är klädda med aluminiumfolie. Motståndskraften för ex.vis INTEL 8080A (NMOS) är 1000 rad, medan RCA 1802 (CMOS), vilken är den typ, som sitter i Phase III, tål 100 000 rad röntgenstrålning. Det finns speciellt härdade versioner, oftast CMOS, som är relativt tåliga.
Satelliter utnyttjar i allt större utsträckning datorer ombord, för att ge flexibilitet och oberoende från markstationer. En viktig uppgift är attitydkontroll; att se till, att satelliten har rätt riktning, så att antennloberna pekar mot jorden, eller att exempelvis kameran i UOSAT verkligen ser rakt ner utan att pendla. En annan uppgift kan vara, att lagra kommandon, som erhållits vid passage över en jordstation, men som ska utföras senare under varvet. Det finns alltså anledning, att se till, att man kan lita på den utrustning man tänker placera i rymden, utom räckhåll för service och felavhjälpning.

Revised UoSAT Telemetry Sensor Points, Calibrated After Launch

Telemetry Sensor Allocation: from ASR no. 43/44 1982

Channel	Parameter	Range	Cal. Equation
00	Secondary S/C Computer (F100L)	0 -1A	I = 1.2N mA (0.125A I 1A)
01	Solar Array Current +X	0 - 2A	I = 1.12N + 200(for Is less than 200 mA)
02	Battery Half Voltage	0 - 10V	V = N/100 *(1.01)
03	Radiation Detector A O/P	0 - 5V	Count = 40N *(1.04)
04	Radiation Detector B O/P	0 - 5V	Count = 40N *(1.04)
05	Magnetometer Expt. HX-Coarse	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)
06	Magnetometer Expt. HY-Coarse	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)
07	Magnetometer Expt. HZ-Coarse	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)
08	Battery Pack-A Temperature	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
09	Spacecraft Facet Temperature +X	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
10	Visual Display Expt. & CCD Current	0 - 1A	I = 1.2*(N − 30 mA (0.15A I 1a)
11	Solar Array Current +Y	0 - 2A	I = 1.12N + 200(for Is less than 200 mA)
12	2.4 GHz Beacon Expt. Power O/P	0 - 2000mW	P = (N − 99)*0.633 mW
13	Radiation Detectors Expt. EHT Volts	0 - 1000V	V = N volts
14	Radiation Detectors Expt. Current	0 - 250 mA	I = (N + 20)/8 *(0.983) mA
15	Magnetometer Expt HX-Fine	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)
16	Magnetometer Expt. HY-Fine	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)
17	Magnetometer Expt. HZ-Fine	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)
18	Battery Pack-B Temperature	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
19	Spacecraft Facet Temperature −X	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
20	Spacecraft Computer Current	0 - 1A	I = 1.2*(N − 25) mA (0.125A I 1A)
21	Solar Array Current −X	0 - 2A	I = 1.12N + 200(for Is less than 200 mA)
22	Battery/BCR +14V Bus	0 - 20V	V = N/50 *(1.056)
23	Sun Sensor +Z Axis	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)
24	10.4 GHz Beacon Expt. Current	0 - 250 mA	(N − 40)/4 * 0.97
25	Magnetometer Expt. Temperature	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
26	Magnetometer Expt. Current	0 - 250 mA	(N/8)*0.9945
27	Telecommand Receiver Current	0 - 250 mA	I = (N − 16)/8 *(0.952) mA
28	Module Box Assy. Temperature +X1	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
29	Spacecraft Facet Temperature +Y	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
30	Battery Charge Current	0 to +5A	I = 3N mA
31	Solar Array Current −Y	0 - 2A	I = 1.12N + 200(for Is less than 200 mA)
32	Power Conditioning Module +10V	0 - 20V	V = N/60 *(0.93)
33	Telemetry System Current	0 - 20 mA	I = (N − 16)/30 *(1.084) mA
34	2.4 GHz Beacon Expt. Current	0 - 250 mA	I = 0.4*(N − 11) *(1.072) mA
35	145 MHz Data Beacon Power O/P	0 - 2000mW	P = (N − 82)*1.67
36	145 MHz Data Beacon Current	0 - 250 mA	I = (N − 7)/4 * 1.014
37	145 MHz Data Beacon Temperature	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
38	Module Box Assy. Temperature −X1	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
39	Spacecraft Facet Temperature −Y	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
40	+14V Line Current	0 - 5A	I = 2.86N mA
41	+5V Line Current	0 - 5A	I = 1.28(N − 50) mA (0.075A I 1A)
42	Power Conditioning Module +5V	0 - 10V	V = 2N/300 *(1.12)
43	Sun Sensor −Z Axis	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)
44	HF Beacons Expt. Current	0 - 250 mA	I = (N − 36)/3 *1.038 mA
45	435 MHz Data Beacon Power O/P	0 - 2000mW	P = (N − 102)*1.792
46	435 MHz Data Beacon Current	0 - 250 mA	I = (N − 34)/3 *1.053 mA
47	435 MHz Beacon Temperature	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
48	Module Box Assy. Temperature +Y1	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
49	Spacecraft Facet Temperature +Z	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
50	+10V Line Current	0 - 5A	I = 3N mA
51	−10V Line Current	0 - 5A	I = 1.3*(N − 60) mA
52	Power Conditioning Module −10V	0 - −20V	V = 0.0158N - 0.0224'N'('N' of +10v line)
53	Naviagation Magnetometer X-Axis	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)†
54	Navigation Magnetometer Y-Axis	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)†
55	Navigation Magnetometer Z-Axis	0 - 5V	V = N/200 *(1.01)†
56	Speech Synthesiser Current	0 - 250 mA	I = (N-16)/10 *1.009 mA
57	CCD Imager Temperature	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
58	Module Box Assy. Temperature −Y1	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C
59	Spacecraft Facet Temperature −Z	−30 to +50°C	Temp = (474 − N)/5 *(1.01) Degrees C

†Determine vector as follows: $B_z = -189.54*(N_y - 336.55)$ $B_y = +183.486*(N_x - 663.44)$ $B_x = -194.5*(N_z - 496.5)$

$B_t = (B_x^2 + B_y^2 + B_z^2)$