



AMSAT-SM

INFO

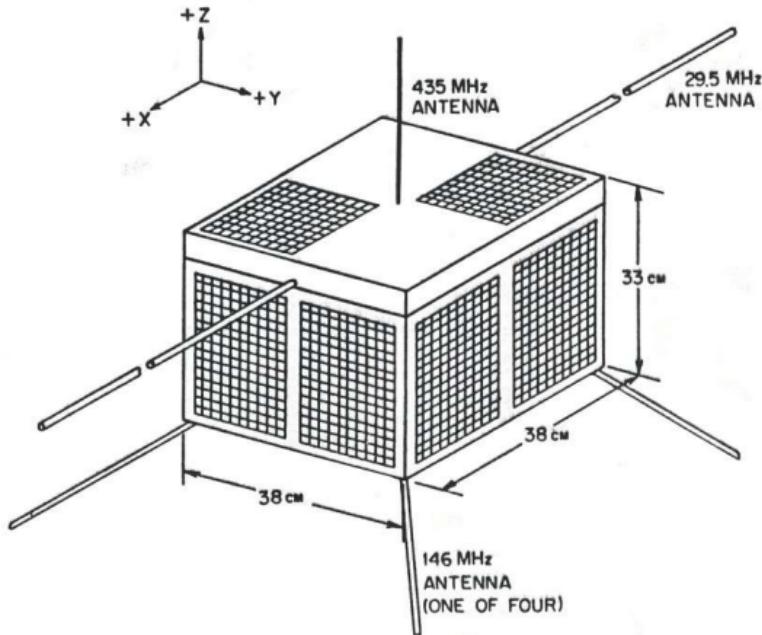


Nummer 2 Juli 1989

Innehåll:

- | | |
|---------|-----------------------|
| Sid. 2 | Ordförandens tankar |
| Sid. 3 | Årsmötesprotokoll |
| Sid. 4 | JAS 1B |
| Sid. 7 | OSCAR från grunden |
| Sid. 11 | Satellit historia |
| Sid. 15 | Geostationärära banan |
| Sid. 16 | Microsat beskrivning |
| Sid. 23 | RS 12/13 frekvenser |
| Sid. 24 | OSCAR 13 Modschemata |
| Sid. 25 | Keplerelement |

TOWARDS NORTH
MAGNETIC POLE



AMSAT - SM
Box 1311
600 43 NORRKÖPING
Postgiro: 83 37 78 - 4

Medlemsavgift 1989 : 60 kr

Styrelse:

Ordförande:	Leif Möller	SM0PUY	tel: 0762 - 719 61
Kassör:	Magnus Ericsson	SM5SEM	tel: 011 - 23 91 24
Intern sekr:	Stefan Petersen	SM0PHK	tel: 0755 - 162 10
QTC redaktör:	Anders Svensson	SM0DZL	tel: 0176 - 198 62
Tekn. sekr:	Gunnar Olsson	SM4EFW	
Suppleant:	Mats Wiberg	SM5LWW	tel: 011 - 16 80 88
Suppleant:	Peter Hall	SM0FSK	tel: 08 - 754 47 88

Funktionärer:

Bandata:	Birger Lindholm	SM7ANL	tel: 009358 - 256 11 52
Bulletinredaktör:	Reidar Haddemo	SM4MOT	tel: 042 - 13 85 96
INFO-nätet:	Gordon Andersson	SM0PUY	tel: 019 - 722 09
Redaktör:	Leif Möller	SM5PXC	tel: 0762 - 719 61
Distributör:	Anders Hartzelius	SM5SEM	tel: 011 - 695 21
Medlemsreg.	Magnus Eriksson	SM0PUY	tel: 011 - 23 91 24
Försäljning:	Peter Hall	SM7ANL	tel: 0762 - 719 61

Distriktfunktionärer:

SM0:	Kjell Zajd	SM0OGX	tel: 08 - 765 21 18
SM1:	Arne Gutedal	SM1BSA	tel: 0498 - 187 24
SM2:	Peter Åberg	SM2IZV	tel: 0951 - 411 44
SM3:	Hans Eckert	SM3HBQ	tel: 0290 - 216 38
SM4:	Olof Andersson	SM4CJK	tel: 054 - 13 14 13
SM5:	Christer Lindberg	SM5DXR	tel: 021 - 35 20 20
SM6:			
SM7:	Reidar Haddemo	SM7ANL	tel: 042 - 13 85 96

Årsprenumereration på SAT-INFO bulletin och keplerelement : 50 kr.

AMSAT-SM nätet på 80 m
3740 kHz
Söndagar kl 10.00

Manusstopp för INFO-bladet

1989 nr. 3

15 September

Redaktionsadress:
SM0PUY Leif Möller
Norrvägen 5
186 32 Vallentuna

ORDFÖRANDENS TANKAR

Så dimper den då ner i eran brevlåda till sist, INFO nummer 2 1989. Kraftigt försenad tyvärr (men den som väntar på något gott etc.). Förseningen beror inte bara på en allmän sommarlättja hos redaktören utan även på att den samme har haft s.m.s. 'fullt upp' på ordinarie arbete, någon semester har ännu inte varit att tänka på (nåja, en och annan tanke på semester har nog förekommit). Nåväl, nog med bortförklaringar från min sida nu har ni ju trots allt INFO i handen.

Vi har nu klarat av ännu ett årsmöte som i år gick av stapeln i Örebro. Ungefär 20 personer var närvarande under själva förhandlingarna och det framkom många intressanta synpunkter både från medlemmar och förhoppningsvis blivande medlemmar. En liten skärmutsställning fanns också där vi förhoppningsvis värvade en och annan ny medlem. Till nästa årsmöte i Västerås planerar vi att ha en station igång så att vi kan demonstrera hur satellitkörning går till i praktiken, så boka in detta mycket intressanta årsmöte i Västerås redan nu.

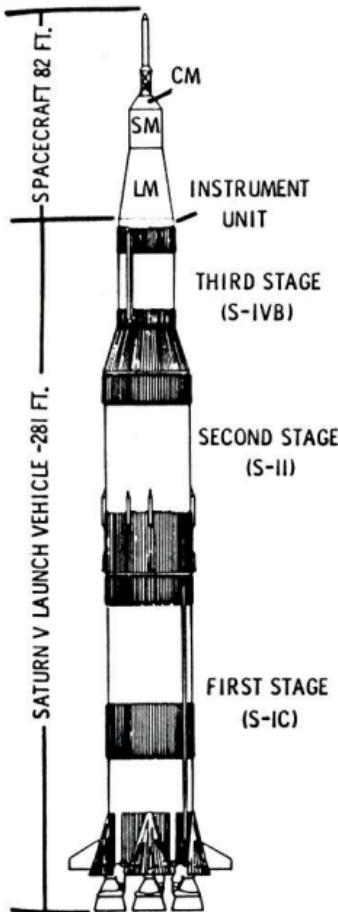
Utgivningen av föreningens två publikationer SAT INFO Bulletin och INFO bladet kommer att ändras i framtiden. Sat INFO Bulletin kommer i framtiden att komma ut varannan månad istället för som nu varje månad. Förhoppningsvis kommer utgivningen av INFObladet att kunna öka till sex nummer per år så att resultatet blir en intressant publikation i månaden hem till er brevlåda. Detta kommer dock (som vanligt) att kräva ett ökat bidragsinflöde så jag kan fylla INFO med något intressant.

I detta nummer avslutas serien om micro-sat. Uppskjutningen är planerad till den 10 November då SPOT-2 skjuts upp. Då kommer vi alltså att på en gång få ett tillskott på fyra nya amatörradiosatelliter i OSACR-serien.

En forsatt skön och trevlig sommar (med många tillfällen att fixa den där trasiga rotorn och böjda tvåmeters beamen) önskar jag er.

-PUY / Leif

SATURN V LAUNCH VEHICLE



FIRST STAGE (S-IC)	
DIAMETER	33 FEET
HEIGHT	138 FEET
WEIGHT	5,022,674 LBS. FUELED 288,750 LBS. DRY
ENGINES	FIVE F-1
PROPELLANTS	LIQUID OXYGEN (3,307,855 LBS., 346,372 GALS.) RP-1 (KEROSENE) - (1,426,069 LBS., 212,846 GALS.)
THRUST	7,653,854 LBS AT LIFTOFF
SECOND STAGE (S-II)	
DIAMETER	33 FEET
HEIGHT	81.5 FEET
WEIGHT	1,059,171 LBS. FUELED 79,918 LBS. DRY
ENGINES	FIVE J-2
PROPELLANTS	LIQUID OXYGEN (821,022 LBS., 85,973 GALS.) LIQUID HYDROGEN (158,221 LBS., 282,555 GALS.)
THRUST	1,120,216 TO 1,157,707 LBS.
INTERSTAGE	1,353 (SMALL) 8,750 (LARGE)
THIRD STAGE (S-IVB)	
DIAMETER	21.7 FEET
HEIGHT	58.3 FEET
WEIGHT	260,523 LBS. FUELED 25,000 LBS. DRY
ENGINES	ONE J-2
PROPELLANTS	LIQUID OXYGEN (192,023 LBS., 20,107 GALS.) LIQUID HYDROGEN (43,500 LBS., 77,680 GALS.)
THRUST	178,161 TO 203,779 LBS.
INTERSTAGE	8,081 LBS.
INSTRUMENT UNIT	
DIAMETER	21.7 FEET
HEIGHT	3 FEET
WEIGHT	4,306 LBS.

På grund av en planeringsmiss så kommer årsmötesprotokollet i nästa nummer av INFObladet. I stället så drar AMSAT-SM sitt strå till stacken vad gäller 20-årsfirandet av den första månlandningen. Se även baksidan !

JAS-1b - en introduktion

ur JARL News, September 1988, s. 14-15;
översatt och bearbetat för AMSAT-SM
av SM7DSE, Kent Larsson

Amatörsatelliten Fuji-OSCAR 12 (FO-12) firade sitt andra levnadsår den 13 augusti 1988. Trots att satellitens nickel-kadmium batterier och solceller har visat vissa tecken på nedgång, har få problem uppstått och satelliten arbetar omväxlande i analog och digital mode. Användarna av mailbox-funktionen, som introducerades förra juni, har ökat stadigt. För närvarande används mail-boxen av mer än 200 stationer i 20 länder.

Planer finns nu att modifiera och sända upp den JAS-1b satellit, som konstruerades som en reserv för FO-12, och som har hållits kvar på marken alltsedan Fujis uppskjutning. Tills dess att den sänds upp, kommer denna satellit att även i fortsättningen kallas JAS-1b.

Den japanska rymdutvecklingsorganisationen (NASDA) planerar att sända upp en s.k. Maritime Observation Satellite, MOS-1b, med en tvästegs H-1 rakett från Tanegashima Space Center i februari 1990.

JARL har gjort en förfrågan om att få sända upp JAS-1b till-sammans med MOS-1b.

Nedan följer en beskrivning av JAS-1b omloppsbana samt av de större modifieringar, som har utförts på satelliten sedan JARL:s beslut om uppsändning.

JAS-1b omloppsbana

Eftersom JAS-1b ej är försedd med kick-motor kommer dess bana att vara lika den som MOS-1b använder.

MOS-1b är avsedd att användas för studier av oceanografiska resurser och för att studera odlings- och miljöförhållanden genom att använda tre typer av sensorer: två infraröda radiometrar och en mikrovågsradiometer. Således kommer satelliten att placeras in i en solsynkron bana på 900 km höjd med en inklination av 99 grader. I denna bana kommer satelliten att dagligen passera över en given punkt på jordytan vid ungefär samma tid. Med en bana, som passerar i närheten av nord- och sydpolen, kommer satellitens markspår att skifta i västlig riktning med ett bestämt belopp för varje varv, så att nästan samma spår uppnås var 17:e dag. Denna bana är mycket lämplig för maritima observationer.

Dock, med denna omloppsbana kommer solen att döljas av jorden under ca 33 procent av varje varv. Eftersom omloppstiden är ungefär 103 minuter, betyder detta, att kraft kan produceras av satellitens solceller under endast 69 minuter. Under de återstående 34 minuterna måste ström dras från satellitens nickel-kadmium batterier.

För JAS-1b, som är liten och har en begränsad kapacitet vad gäl-

ler kraftproduktionen, är detta inte en idealisk bana. Därför har det övervägts att skapa en gynnsammare kraftproduktion genom att höja apogeen hos JAS-1b:s bana med flera hundra kilometer jämfört med MOS-1b:s bana, och därigenom göra banan mer elliptisk.

JAS-1b har ingen kick-motor och kan således ej själv ändra bana. Dock kan en extra "kick" erhållas genom att bränna av det bränsle som finns kvar i det andra raketsteget hos H-1 farkosten efter separationen från MOS-1b.

Exempelvis, skulle en höjning av apogeen med 300 km till 1200 km, ca 150 dagar efter uppskjutningen, resultera i en sänkning av eklipsförländet (d.v.s. förhållandet mellan omloppstiden och eklipstiden) så att satelliten från ca dag 300 till dag 470 skulle befina sig en bana utan eklips. Under denna period skulle satellitens kraftsituation förbättras påtagligt och den skulle kunna klara av en kontinuerlig drift under förlängda tidsperioder.

Transpondrar

Frekvenser och moder (se tabellen nedan) är lika som för FO-12. Analogsystemet består av en inverterad heterodyntransponder med en bandvidd av 100 kHz och som arbetar med en mode J upplänk på 145 MHz och en nerlänk på 435 MHz.

Det digitala systemet fungerar som en mailbox, som använder sig av ett AX.25 (level 2) protokoll. Stationer som idag utnyttjar Fuji kommer att kunna använda JAS-1b utan några modifieringar av sin utrustning.

Analogsystem (mode JA)

Upplänk frekvens: 145.90 - 146.00 MHz

Nerlänk frekvens: 435.90 - 435.80 MHz

Moder: CW, SSB

Digitalsystem (mode JD)

Upplänk frekvens: 145.85 .87 .89 .91 MHz

Nerlänk frekvens: 435.91 MHz

Antennsystem

Den lutande sprötantenn som används för mottagning hos Fuji har riktverkan, vilket betyder att satelliten i vissa lägen inte tar emot upplänksignalen så bra. Hos JAS-1b används en ringformad turnstile antenn för att ta emot upplänken. Detta reducerar riktverkan och möjliggör en stabilare upplänksignal från markstationerna. För sändning används samma turnstile antenn som den som idag används hos Fuji för det digitala sändningssystemet. Dock kommer hos JAS-1b både de analoga och de digitala systemen att dela på samma sändningsantenn.

Solceller

Fuji har 979 kiselsolceller, var och en 2x2 cm stora, vilka producerar en total effekt av i genomsnitt 6.5 W (omedelbart efter uppskjutning). Med denna effekt är en kontinuerlig drift av det

digitala systemet ej möjlig, eftersom systemet drar effekt från batterierna även när satelliten befinner sig i solljus.

Hos JAS-1b kommer en större kapacitet hos kraftproduktion att uppnås genom användandet av solceller av gallium-arsenid, vilka har en högre verkningsgrad än de kiselceller som används på Fuji, och genom att öka satellitens storlek och därigenom också antalet celler. Satelliten kommer att förses med omkring 900 celler som mäter 1x2 cm, och med ca 620 celler som mäter 2x2 cm. Detta resulterar i en ökning av kraftproduktionen till omkring 11 W (omedelbart efter uppskjutning). Med denna strömkapacitet kommer CPU och minne att kunna arbeta kontinuerligt även vid ett ekklipsförhållande på 33 procent. Vidare kan sändaren arbeta under lämpliga tidsintervall.

Den förbättrade stömförsörjningen medger även att en viss del av övervakning och styrning av satellitens inre funktioner kan överlätas till satellitens egen inbyggda dator.

Dimensioner

JAS-1b mäter 440 cm i genomskärning och 470 mm i höjdled och har liksom Fuji, 26 polyhedrala facetter. Dessa dimensioner är de samma som hos Fuji utom det att Fuji mäter 400 mm tvärsöver. Både JAS-1b och Fuji väger ca 50 kg.

Förutom att vara större och försedd med en annan antennuppsättning än Fuji, kommer satelliten att vara mörkblå i stället för brun genom att den använder gallium-arsenid celler i stället för solceller av kisel. Om allt går bra, hoppas vi kunna presentera JAS-1b:s stolta uppenbarelse på dessa sidor någon gång under sommaren nästa år. Vi ser fram emot detta.

OSCAR från grunden !

AV SM7ANL, REIDAR HADDEMO, TULPANGATAN 23, 252 51 HELSINGBORG
(C) COPYRIGHT. SKRIV GÄRNA, RING INTE !

DEL 2 AV SM7ANL'S GRUNDKURS OM AMATÖRRADIO-SATELLITER.

I förra avsnittet inledde vi med en kortfattad översikt av de stora personerna i astronomins äldre historia. Det är ju så, att läran om våra satelliters banor och uppförande i rymden följer samma lagar som 'naturliga satelliter' t ex planeterna i vårt solsystem. Denna snabb-resa på 6000 år förde oss fram till Johannes Kepler, Galileo Galilei och Isaac Newton. (ja, jag vet - Sir Newton hann vi aldrig riktigt fram till, men väl omnämndande av hans berömda gravitationslag - förebådad av både Kepler och Galilei.)

Därmed var vi alltså framme vid de grundläggande principerna och lagarna för det som gör att våra satelliter (av alla slag) fungerar som de gör. Det är alltså den gren av astronomin som kallas 'celest mekanik', som vi skall ägna oss åt ett tag framöver. Dagens avsnitt skall till större delen ägnas fortsatt genomgång av KEPLERS tre lagar, skrivna omkring 1609, (den tredje lagen dock 1618). Dessa lagar är som vi kunde konstatera egentligen konsekvenser av de större sammanhangen, bl.a. 'tynghetslagen' eller 'den allmänna gravitationslagen', formulerad och beskriven av den engelske vetenskapsmannen Sir Isaac Newton (1642-1727) i 'Principia' år 1687. Där redovisar Sir Newton sina tre rörelselagars:

- 1) Tröghetslagen
- 2) Accelerationslagen
- 3) Lagen om verkan och återverkan

I samband med att vi närmare diskuterar olika satellitbanor skall vi återkomma till detta.

Dessa lagar kände inte Kepler till, men han kom ändå fram till än i dag korrekta iakttagelser och lagar för bl.a. planeternas rörelser genom främst praktiskt arbete med observationer, det man kallar empirisk forskning.

Keplers första lag lyder alltså så, om vi denna gång tillämpar den på våra satelliter:

En satellits bana är en ellips, i vars ena brännpunkt jorden befinner sig.

I förra avsnittet började vi studera vad en ellips egentligen är för något, och vi kunde konstatera, att en ellips är 'en av de koniska sektionerna'. Se förra numret av INFO.
Vi skall nu se lite närmare på ellipsen. Jag kommer i fortsättningen att markera viktiga ord och uttryck genom att skriva dessa med stora bokstäver, VERSALER. Eftersom det är så vanligt att dessa ord användes också på engelska (m: använder ästan

alltid det engelska uttrycket) så skriver jag det engelska ordet inom parentes efteråt. Om du skall få någon behållning av den här kurserna här du lära dig båda uttryckens betydelse.

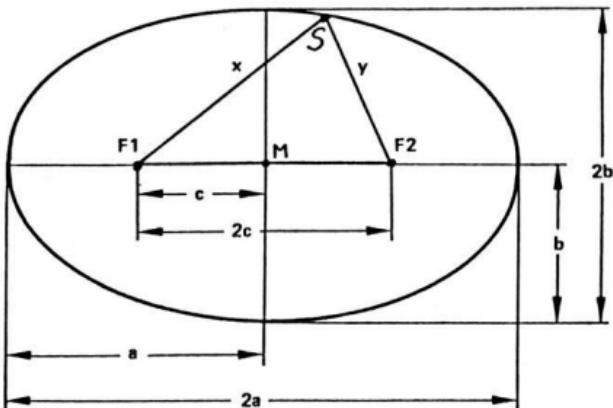


Fig 1.

F₁ och F₂ = ellipsens två BRÄNNPUNKTER (FOCUS, pluralis FOCCI, FOCAL point)

2a = STORAXELN (MAJOR AXIS)

a = HALVA STORAXELN (SEMI MAJOR AXIS)

2b = LILLAXELN (MINOR AXIS)

b = HALVA LILLAXELN (SEMI MINOR AXIS)

2c = avståndet mellan ellipsens brännpunkter

c = avståndet från en brännpunkt till ellipsens MEDELPOIN

M = ellipsens MEDELPOIN (ORIGIN)

x, y = AXLAR, RADIUS VECTOR (AXIS)

e = ellipsens EXCENTRICITET (ECCENTRICITY) (ej i figuren)

Storheterna ovan har en del matematiska samband. Här är de viktigaste:

Summan av avstånden x och y ($x+y$) är alltid konstant.

Eller: En ellips är en plan kurva, bestående av alla de punkter S, vars avstånd till två givna punkter F₁ och F₂ har en konstant summa.

Eller på ännu ett sätt: Brännpunkterna i en ellips, F₁ och F₂, befinner sig där summan av sträckorna x och y är konstant.

Sträckorna a, b och c utgör sidorna i en 'sfärisk triangel'. Deras samband kan uttryckas matematiskt:

$$c^2 = a^2 - b^2$$

Man behöver två parametrar för att rätt kunna beskriva en ellips, t. ex. a och b, a och c eller b och c.

I det följande skall vi se, att det finns flera parametrar som kan användas på liknande sätt när man vill definiera en ellips, eller uttryckt med 'våra intressen' – att fastställa en bana för en satellit, ellipsformad eller cirkulär.

En sådan viktig parameter är EXCENTRICITETEN (ECCENTRICITY). Man kan enklast förklara detta uttryck så, att det är ett mätt på hur 'avläng' eller 'rund' en ellips är, hur mycket 'tillplattad' som ellipsen är. Som du kan se av figuren, måste det vara så, att ju mindre avståndet mellan de båda brännpunkterna är ($2c$), desto mer närmar sig figuren en cirkel, där de båda brännpunkterna F_1 och F_2 sammanfaller. Excentriciteten (e) uttrycks i ett tal mellan 0 och 1. När $e = 0$ har vi fått en cirkel. Vi kan då se, att $a = b$. När $e = 1$ har ellipsen 'utplatats' så att den blivit ett 'rakt streck', egentligen en 'parabel', där $2c = \infty$ (Om $e > 1$ har vi fått en 'hyperparabel').

Matematiskt kan excentriciteten (e) uttryckas så:

$$e^2 = 1 - (b/a)^2 \quad e = \text{ett tal mellan } 0 \text{ och } +1$$

Vidare gäller, vilket kan härledas av det vi nyss lärt oss:

$$c = a * e \quad \text{Om } a = b, \text{ är } e = 0. \text{ Figuren är en cirkel.}$$

Vi har nu fyra användbara parametrar, och fortfarande gäller att det behövs två av dem för att fastställa en ellips, eller alltså en satellits bana:

a = halva storaxeln

c = avståndet mellan brännpunkten och medelpunkten

e = excentriciteten

—S. Då kan vi rita ellipserna på ett annat sätt, som en satellitbana:

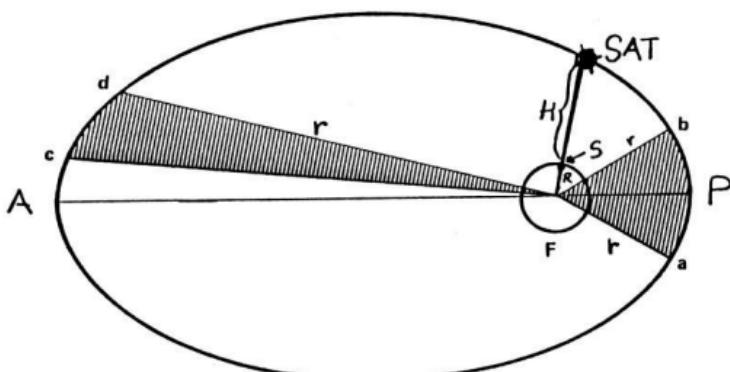


Fig. 2.

Jorden befinner sig, enligt Keplers första lag, i den ena brännpunkten, F = Jordens medelpunkt. Satelliten kretsar i en elliptisk bana. Den punkt där satelliten befinner sig närmast jorden, (P), kallas PERIGEUM (PERIGEE) och den mest avlägsna punkten i banan (A) APOGEUM (APOGEE). (Dessa uttryck gäller för jordiska satelliter, annars 'perihelium' och 'aphelium'.)

Satellitens HBJD (H) blir då = RADIUS VECTOR (r) minskat med JORDENS RADIE (R). (Jordens medelradie = ca. 6378 km)

Den punkt som ligger rakt under satelliten, d.v.s. den punkt där RADIUS VECTOR (r) skär jordytan, kallas SUB-SATELLIT PUNKT (S), (SUB-SATELLIT POINT).

Vi kan nu diskutera Keplers andra lag, som överfört till det som gäller för våra satelliter kan skrivas:

En rät linje (RADIUS VECTOR, r i fig) som sammanbindar Jordens medelpunkt med satelliten, överfär på lika tider lika stora ytor.

Det betyder, att om de skuggade ytorna i fig 2. är lika stora, så tar det lika lång tid för satelliten att gå från a till b som att gå från d till c. Av detta förstår vi, att satellitens hastighet inte är densamma i hela den elliptiska banan. Hastigheten är störst vid perigeum och lägst vid apogeum. Figuren nedan visar detta. Mellan varje punkt i banan har satelliten använt lika lång tid, men som synes, den har ökat hastigheten ju närmare perigeum den kommer, och hinner därför avverka en mycket längre sträcka där.

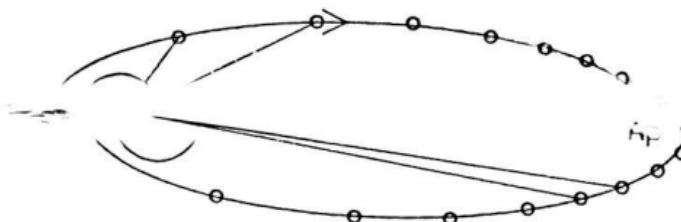


Fig. 3

Vi har hela tiden bara talat om elliptiska satellitbanor. Finns det då inga satelliter som har cirkulära banor? Teoretiskt skulle det kunna finnas det. Men i så fall gäller ändå det vi tidigare sagt här ovan, eftersom vi ju kunde konstatera tidigare, att en cirkel endast är ett specialfall av en ellips. I praktiken finns det knappast några helt cirkulära satellitbanor. Även de till synes helt cirkulära är i själva verket svagt ellipsformade, men alltså med liten skillnad mellan apogeum och perigeum. Men sådana banor kan man i amatörradiosammanhang räkna som cirkulära, varvid banberäkningarna blir enklare. Det hör de flesta av våra amatörradiosatelliter, utom PHASE 3 (OSCAR 10 och OSCAR 13) samt de vanliga vädersatelliterna. Låt oss jämföra perigeum och apogeum för några av dem (ungefärliga värden):

SATELLIT:	PERIGEUM:	APOGEUM:
OSCAR-11	670 KM	689 KM
OSCAR-12	1475 KM	1493 KM
NOAA-09	838 KM	861 KM
MET 2-15	937 KM	957 KM

(Fortsättning följer.)

AMATÖRRADIOSATELLITENS HISTORIA

Av Leif Möller / SM0PUY

OSCAR 5

I slutet av 1965 beslutade sig en grupp studenter på Melbourne University i Australien för att bygga en amatörradiosatellit. Ingen hade tidigare erfarenhet av satellitbygge och för att projektet skulle kunna realiseras så tog man kontakt med PROJECT OSCAR i USA som lovade att ta hand om den slutliga kontrollen av satelliten och att hitta ett lämpligt uppskjutningstillfälle. Därmed påbörjades konstruktionen av Australis-OSCAR 5 (A-O-5). Gruppen ville bidraga med en unik och viktig satellit till OSCAR-serien. Men på grund av bristande erfarenhet så valde de att bygga en relativt enkel satellit. Konstruktionen som blev klar i Mars 1966 blev trots allt en tekniskt avancerad satellit med många nyheter. Tre mål sattes upp för A-O-5:

- 1) Utvärdera hur bra det skulle gå att använda 10-meters bandet som nerlänk för transpondrar i framtida satelliter.
- 2) Testa ett passivt magnetiskt system för attitydstabilisering.
- 3) Demonstrera hur en satellit skulle kunna kontrolleras från jorden via kommandon som sänds upp till satelliten.

Följande ingick i satelliten: en telemetrfyr på 144.050 MHz / 50 mW. En telemetrfyr på 29.450 MHz / 250 mW vid uppskjutningen. En kommandomottagare med dekoder, ett sju-kanaligt analogt telemetri system och ett kraftsystem bestående av ett alkaliskt batteripaket. Det fanns ingen transponder ombord. Den 1 Juni 1967, 15 månader efter satellitens färdigställande, levererades den till PROJECT OSCAR i Kalifornien. Uppskjutningen var planerad till början av 1968. På grund av många förseningar som till sist ledde till att 'host-mission' blev inställt så blev också A-O-5 utan uppskjutningsmöjlighet. I Januari 1969 bildades så AMSAT (the Radio Amateur Satellite Corporation) för att bättre kunna samordna insatserna på olika håll. AMSAT's första uppgift blev att hitta ett lämpligt uppskjutningstillfälle för A-O-5. Miljötester av satelliten visade på några små brister som AMSAT rättade till. Till sist hittades en lämplig uppskjutning. Den 23 Januari 1970 flög så A-O-5 till väders tillsammans med satelliten ITOS-1 i en DELTA-N rakett från NASA. Tidigare OSCAR satelliter hade alla åkt snälskjuts med raketer från US Air Force.

Satelliten uppförde sig nästan perfekt, en liten fadäs hindrade telemetri från att sändas via 29 MHz-fyren. Samma data fanns tillgängligt på 144 MHz-fyren så det ledde inte till några stora problem. Det magnetiska

attitydkontrollsystemet fungerade perfekt, satellitens 'spin-rate' minskade från 4 varv per minut till 0.1 varv per minut under de första två veckorna. Ett nät av markstationer sände kommandon till satelliten och slog på och av 29 MHz-fyren för att studera vågutbredningen. Fyren användes bara under veckoslutet för att på så vis spara ström. Det första kommandot till satelliten sändes under varv 61 den 28 Januari 1970. Prestandamätningar på 29 MHz-fyren bekräftade teorierna om detta bands lämplighet för nerlänk och det skulle också komma att användas i OSCAR 6, 7 och 8.

Allteftersom batterierna tog slut tystnade också fyren. 144 MHz-fyren tystnade efter 23 dagar och 29 MHz-fyren forsatte att sända med reducerad effekt i 46 dagar. A-O-5 uppfyllde alla tre mål som hade satts upp för projektet och hade dessutom visat att markstationer kunde ta emot och behandla komplext telemetridata.

OSCAR 6

Den 15 Oktober 1972 placerades OSCAR6 i en cirkulär bana på 800 kilometer tillsammans med vädersatelliten NOAA2. Med OSCAR 6 togs det definitiva klivet till mer operationella satelliter och OSCAR6 var också den första satelliten i Phase II serien. Livslängdszmålet sattes till 'minst 4,5 år'. Alla tidigare satelliter i OSCARserien hade varit operationella mindre en ett år. För att kunna uppnå den avsedda livslängden behövdes fyra saker ombord på satelliten:

- 1) Ett kraftfullt telemetrisystem som övervakade alla vitala system ombord.
- 2) Ett flexibelt kommandosystem som tillät olika delar av satelliten att släs av och på.
- 3) Redundans av kritiska system.
- 4) Ett kraftsystem bestående av solceller som laddade ett batteripaket.

Telemetrisystemet bestod av 24 kanaler och kommandosystemet kände igen 35 kommandon. Transpondern var 100 kHz bred med nerlänk på 29.45 - 29.55 MHz (10 m) efter de goda erfarenheterna man hade haft med OSCAR5's 10 metersfyr. Effekten på nerlänken var 1 W. Upplänken var 145.9 - 146.0 MHz med en extrermt känslig mottagare. 10 Watt och en rundstrålande antenn räckte för att köra OSCAR6. En fyr på 435 MHz användes för att sända telemetri. Ett avancerat magnetiskt attitydkontrollsystemet baserat på de goda erfarenheterna från OSCAR5 bidrog också i hög grad till att göra OSCAR6 lättkörd. En stor nyhet var en digital brevlåda. Speciellt utrustade markstationer kunde ladda meddelanden i brevlådan med

morsekod. Meddelandet kunde sedan spelas av antingen på kommando från en markstation eller också kontinuerligt. Brevlådan användes flitigt för att skicka meddelanden mellan kontrollstationer i USA och Kanada. Information om OSCAR7 både före och efter uppskjutningen lades också in brevlådan. OSCAR6 blev en succé som fungerade i 4,5 år trots några små problem, bland annat slutade 435 MHz-fyren att fungera efter ungefär 3 månader. Fyren fungerade dock så pass länge att man hann utvärdera 435 MHz som nerlänk för kommande satelliter. Delar till OSACR6 byggdes i USA, Västtyskland och Australien. Markkontrollstationer fanns i USA, Västtyskland, Australien, England, Ungern, Marocko och Nya Zeeland. Markstationer i över 100 länder använde satelliten.

OSCAR 7

Den 15 November 1974 placerades OSCAR7 i bana och för första gången hade amatörradiovärlden två operativa satelliter i bana samtidigt. Två transpondrar fanns tillgängliga i OSCAR7, den ena med 146 MHz upplänk och 29 MHz nerlänk (Mod A) och var en kopia av den som fanns i OSCAR6. Den andra var en nyutvecklad Mod B transponder med 432 MHz upplänk och 146 MHz nerlänk med en uteffekt av 8 W. PEP. Mod B transpondern utvecklades och byggdes av AMSAT-DL. OSCAR7 innehöll också en digital brevlåda av samma typ som den som fanns i OSCAR6. En ny typ av höghastighetstelemetri fanns också som sändare RTTY. Fyrar fanns på 146 MHz, 435 MHz och 2304 MHz. Fyren på 2304 MHz var en av de tekniskt sett mest intressanta experimenten ombord men på grund av internationella frekvensplaner så tillåts inga sändningar på den frekvensen så fyren kunde aldrig testas. Frekvenserna för Mod B transpondern valdes så att kommunikation mellan OSCAR6 och OSCAR7 skulle bli möjlig. Markstationen sände upp till OSCAR7 på 435 MHz som sedan sände på 146 MHz direkt till OSCAR6 som sedan sände ner på 29 MHz. Många sådana kontakter genomfördes när OSCAR7 var i Mod B och satelliterna låg nära varandra. OSCAR7 fungerade mer än 6,5 år och tystnade i mitten av 1981. Anledningen till att satelliten slutade att fungera, tror man, var att OSCAR7 kom in en treveckors eklipsperiod med totalt mörker 20 minuter varje varv. När eklipsperioden började sjönk temperatuern i satelliten och det troliga var att ett batteri slutade fungera.

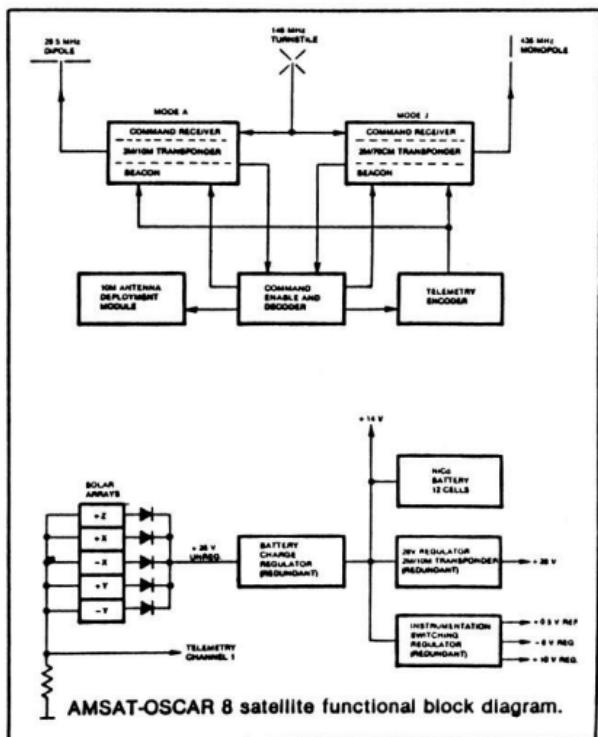
OSCAR 8

Efter den lyckade uppskjutningen av OSCAR7 började AMSAT's designteam att arbeta på en ny klass av amatörradiosatelliter som skulle komma att gå under benämningen PHASE III och kännetecknas av höga excentriska banor. I början av 1977 stod det dock klart att OSCAR6 närmade sig slutet av sin livslängd och även OSCAR7 skulle ka... e hinna t... a innan en

PHASE III satellit fanns klar. Arbetet på PHASE III avbröts och det bestämdes att en till satellit i PHASE II serien skulle byggas och skjutas upp för att erhålla kontinuerlig satellitservice för alla tusental radioamatörer och skolor världen runt som hade byggt upp markstationer och dessutom stött AMSAT ekonomiskt.

Två transpondrar fanns ombord, en Mod A med upplänk 145,850 - 145,950 MHz, nerlänk 29,400 - 29,500 och en Mod J med upplänk 145,900 - 146,000, nerlänk 435,100 - 435,200 MHz. Båda transpondrarna kunde användas samtidigt så länge batteriernas laddning tillät det. Upplänksfrekvenserna överlappade varandra så att en upplänksignal kunde återutsändas på de två skilda nerlänkarna och på så vis kunde man enkelt jämföra de båda transpondrarna. Två fyrsar fanns också som sände morselemetri på 29.402 MHz och 435.095 MHz med en effekt av 100 mW. OSCAR8 fungerade perfekt från uppskjutningen i Mars 1978 till mitten av 1983.

Fortsättning i INFO 3/89



Ett litet bevis för att den geostationära banan verkligen fungerar.

Av Leif Möller / SM0PUY

Om man tvivlar på att den geostationära banan verkligen ligger på 36000 kilometers höjd så kan man utföra följande lilla räkneopeartion för att förvissa sig om att den faktiskt inte gör det !

Enligt Newtons gravitationslag så påverkas två kroppar av en kraft som är proportionell (med en konstant g) mot produkten av massan av de två kropparna och inverterat proportionell mot avståndet mellan kropparna i kvadrat (pust).

Kraften som jorden påverkar satelliten med blir: $F = g \cdot m \cdot M / r^2$

M är Jordens massa, m är satellitens massa och g är gravitationskonstanten.

Det är brukligt att använda Jordens gravitationskonstant $\mu = g \cdot M$ eftersom den är känd med mycket större precision än g och M separat.
 $\mu = 398601.8 \text{ km}^3/\text{s}^2$

En geostationär bana kännetecknas av att satelliten sedd från jorden står stilla. Med andra ord så skall satellitens vinkelhastighet vara den samma som Jordens. Frågan är alltså vid vilken banhöjd detta inträffar.

Om man balanserar centrifugalkraften hos satelliten när vinkelhastigheten är den samma som Jordens mot attraktionskraften mellan satelliten och jorden så kommer man att se att denna balans endast är möjlig för en höjd: höjden hos den geostationära banan. Med andra ord:

$$m \cdot \psi^2 \cdot r = (\mu \cdot m) / r^2$$

Centrifugalkraften
som påverkar satelliten.

Attraktionskraften som jorden
påverkar satelliten med.

Vi kan dividera båda sidorna med m och på så vis bli kvitt satellitens massa från ekvationen som nu kan skrivas som:

$$\psi^2 \cdot r = \mu / r^2$$

r är avståndet från Jordens mittpunkt till satelliten och det vi är intresserade av.

r löses ut ur ekvationen:

$$r = \sqrt[3]{(\mu \cdot \psi^2)}$$

Ψ är satellitens vinkelhastighet som skulle vara lika stor som jordens vinkelhastighet.

Jordens vinkelhastighet består av två komponenter, jordens rotation kring jordaxeln och jordens rotation kring solen. Rotationen kring jordaxeln är 360 grader per dogn. Ett varv runt solen tar 365.25 dagar. Tillskottet från denna rotation blir då $360/365.25 = 0.98563$ grader per dag. Jordens totala vinkelhastighet blir då $360 + 0.98563 = 360.98563$ grader per dag eller $72.92 \cdot 10^{-6}$ radianer per sekund.

Nu kan r lösas.

$r = \sqrt[3]{(398601.8/(72.92 \cdot 10^{-6})^2)} = 42164.6$ km. Med en medelekvatorradie på 6378.144 km blir alltså höjden räknat från jordytan ut till geosationärbanan $42164.6 - 6378.144 = 35786.520$ kilometer. Som en extra liten bonus kan vi också räkna ut vilken hastighet en satellit har i den geostationära banan genom att multiplicera vinkelhastigheten Ψ med radien r : $72.92 \cdot 10^{-6} \cdot 42164.6 = 3.075$ km per sekund.

Hela detta räkneexempel bygger på att jorden är en exakt sfär och i verkliga livet stämmer inte de framräknade siffrorna exakt.

The MICROSAT spacecraft are designed for autonomous operation. It is anticipated that command stations will not be continuously available and that any power emergency on board the satellite can be looked after by the flight computer.

Software changes or additions will be made by command stations.

Downlink Performance

The three MICROSATS which are primarily used to transmit and relay educational information and amateur radio communications in the form of AX.25 packets must have adequate system performance to simple receivers. A BPSK downlink signal with an Eb/No of 9.6 dB provides a bit error rate (BER) of one error in 100,000. An additional signal margin of 10 dB, i. e. an 19.6 dB Eb/No, insures a usable bit error rate. This error rate is considered acceptable under the AX.25 protocol which detects errors and automatically requests retransmission in order to guarantee accurate data reception. The following table shows the downlink performance of the system:

Spacecraft Transmitter Power (4.0 Watts):	+6.0 dBW
Spacecraft Transmission Losses:	-0.7 dB
Spacecraft Antenna Gain:	+2.0 dBiC
Downlink EIRP:	+7.3 dBW
Downlink Path Loss (437 MHz at 3340 km):	-155.7 dB
Polarization Loss:	-3.0 dB
Atmospheric and Ionospheric Losses:	-0.3 dB
Isotropic Signal Level at User Antenna:	-151.7 dBW
User Antenna Gain:	0.0 dBi
User System Noise Temperature:	450 K
User G/T:	-26.5 dB/K
User C/No:	+50.4 dB-Hz
User Eb/No at 1200 bps:	19.6 dB
User Eb/No at 4800 bps:	13.6 dB
Required Eb/No for 10E-5 BER:	9.6 dB
Link Margin, 1200 bps, max slant range:	10.0 dB
Link Margin, 4800 bps, max slant range:	4.0 dB

Maximum slant range occurs when the satellite is on the user horizon. At closest approach the satellite will frequently be at a range of 1000 km or less at which point the user link margins improve to about 15 dB at 1200 bps and 9 dB at 4800 bps.

At 1200 bps, adequate margins exist. When 4800 bps is to be used, it will be necessary for the user to improve station receiving equipment. This can be done by upgrading to a good quality dipole or steerable beam antenna and a GaAsFET preamp. It will also be necessary to provide for precise receiver frequency tracking due to the increased bandwidth of the downlink signal. Such upgrades are conceivably integral parts of improving the user terminal to 4800 bps capability.

Performance of the satellite is expected to meet nearly all of the requirements for reception by users with simple equipment. Clearly, better results will occur with more sophisticated user stations.

BRAZSAT is primarily intended to transmit educational information in the form of telemetry and various stored announcements and must have adequate system performance to even simple receivers. For an FM system using conventional NBFM techniques the modulation index is between 4.5 and 5.5. The FM threshold for such a receiver requires an input signal-to-noise ratio to the discriminator of very nearly 10 dB. In order to get adequate signal quality, a margin of 6 dB should be attained. Thus, an input S/N of 16 dB is required. This will result in an output S/N of nearly 42 dB, theoretical. Further, a user terminal with a noise figure as poor as 7 dB (corresponding to a noise temperature of 1160 K) is assumed.

Adequate reception using hand-held or equivalent equipment with poor antennas in poor locations (such as the inside of buildings) is desired. The following table shows the link performance under these conditions:

Spacecraft Transmitter Power (4.0 Watts):	+6.0 dBW
Spacecraft Transmission Losses:	-0.5 dB
Spacecraft Antenna Gain:	+2.1 dBiC
Downlink EIRP:	+7.6 dBW
Downlink Path Loss (437 MHz at 3340 km):	-146.2 dB
Polarization Loss:	-3.0 dB
Atmospheric and Ionospheric Losses:	-1.5 dB
Isotropic Signal Level at User Antenna:	-143.1 dBW
User Antenna Gain:	-2.0 dBi (int)
User System Noise Temperature:	1160 K
User G/T:	-32.6 dB/K
User C/No:	+52.9 dB-Hz..
User Signal Level (in 20 KHz bandwidth):	+9.9 dB

While the desired S/N is not attained at maximum slant range (near AOS and LOS) the signal is still at the FM threshold which gives an input S/N of about 36 dB. At closest approach the satellite will frequently be at a range of 1000 km or less which

the input S/N will be as large as 18 dB.

Any improvements to the receiving station will significantly improve this situation.

Uplink Performance

It is assumed that user uplink equipment for LUSAT and PACSAT will be comparable to the equipment used for the downlink with the exception that FSK modulation is employed rather than BPSK. For a bit error rate of one part in 100,000, an uplink Eb/No of 13.8 dB is required. Modest uplink power (10 watts) and simple circularly polarized antennas are assumed. Uplink performance is as follows:

User TX Power Output:	+10.0 dBW
User Station Losses:	-1.0 dB
User Station Antenna Gain:	+2.0 dBiC
User Station EIRP:	+11.0 dBW
Uplink Path Loss (146 MHz at 3340 km):	-146.2 dB
Polarization Loss:	-3.0 dB
Atmospheric and Ionospheric Losses:	-1.0 dB
Isotropic Signal Level at Spacecraft:	-139.2 dBW
Spacecraft Uplink Antenna Gain:	0.0 dBi
Spacecraft Receiver System Noise Temperature:	1000 K
Spacecraft G/T:	-30.0 dB/K
Spacecraft C/No:	+59.4 dB-Hz
Spacecraft Eb/No at 1200 bps:	+28.6 dB
Spacecraft Eb/No at 4800 bps:	+22.6 dB
Required Eb/No for 10E-5 BER:	13.8 dB
Link Margin, 1200 bps, max slant range:	14.8 dB
Link Margin, 4800 bps, max slant range:	8.8 dB

Margins are adequate at both uplink speeds for a modest transmitting station, although, as with the high speed receiver, it will be necessary to add frequency tracking to a transmitter to be used at 4800 bps.

Performance on the user uplink is expected to be adequate to meet all mission requirements.

MICROSAT COSTS

The MICROSAT spacecraft is a new satellite except and much un-

dergo the development engineering associated with such a project. In a business environment, this non-recurring engineering is a major portion of the cost of the first programs to use the new satellite. In this case, however, volunteers are providing much of the non-recurring engineering. In order to share this burden, AMSAT-NA is trying a unique approach to cost sharing. For the first time AMSAT will launch four satellites on a single mission. All of them will be of the MICROSAT design. The six organizations participating in the activity will be TAPR, AMSAT-NA, AMSAT-IR, BRAMSAT, Weber State College, and the ARRL. In this way, the non-recurring engineering can be shared over all four MICROSATs and several organizations.

The TAPR and AMSAT-NA organizations will be involved heavily in the development of the satellite system. Volunteers from both organizations are providing engineering effort to offset the cost of the development.

Hardware Costs Estimate

AMSAT-NA has received firm prices on all of the costly items in the satellite and have good estimates on all of the other equipment. The costs for hardware break out as follows:

Solar Panels (Solarex):	\$14,500
Honeycomb Panels (Heath-Techna):	\$ 1,200
NiCd Batteries (G.E./Gates):	\$ 6,400
Module Frames:	\$ 1,500
Machined Parts:	\$ 3,500
Electronic Parts:	\$ 5,000
Total:	\$32,100

Labor and Satellite Price

Based on this hardware cost per satellite and assuming that one engineer is to be paid full time for work on all four satellites in addition to volunteer labor contributed during the one year development time frame, AMSAT-NA has concluded on a price of \$50,000 per satellite. There is no profit associated with this activity and virtually no overhead is being considered. It is intended that overhead and most of the capital equipment be funded by the organizations participating in the development missions.

PROJECT MILESTONES

Informal MICROSAT proposals were initially made in November 1986. A Preliminary Design Review was held in Boulder, Colorado on September 2 through 4, 1988 and a software group meeting was held on September 17 and 18, 1988. A Final Design Review is scheduled for the end of this year; integration and testing will begin early in 1989 in order to meet the launch date later in the spring.

A prototype flight computer has been completed and is being used for software development. Prototype transmitters and receivers

are nearing readiness for testing as are AART boards. A mechanical assembly has been constructed and shake tested very successfully. CAST volunteers have been testing a low resolution camera of the model intended for flight.

Weekly or bi-weekly reports that follow will contain information about individual team members and their progress on their parts of the project. Ground station equipment and project utility will also be treated.

GLOSSARY

AART	Addressable Asynchronous Receiver Transmitter
AMSAT	The Amateur Radio Satellite Corporation
AMSAT-LU	AMSAT of Argentina
AMSAT-NA	AMSAT of North America (U. S. and Canada)
ARRL	The American Radio Relay League
BCR	Battery Charge Regulator
BER	Bit Error Rate, a ratio
RPSK	Binary Phase Shift Keying
BRAMSAT	AMSAT of Brazil
PRAZSAT	MICROSAT of BRAMSAT, Peacetalker or Project Dove
Canted Turnstile	turnstile antenna where the elements do not all lie in the same plane but are symmetrically bent out of it
C/No	Carrier to Noise ratio in a one Hz bandwidth
Eb/No	Energy per bit, noise power density
EDAC	Error Detection And Correction
FM	Frequency Modulation
FSK	Frequency Shift Keying
G/T	Gain per noise temperature
HDLC	High-level Data Link Control procedures
IF	Intermediate Frequency
ITU	International Telecommunications Union
LEO	Low Earth Orbit, generally, circular orbits up to 2000 km above the surface
LNA	Low Noise Amplifier
LUSAT	AMSAT-LU MICROSAT, an orbiting mailbox

MICROSAT	New AMSAT-NA satellite bus concept
NicCd	Nickel-Cadmium, a battery cell type
NRZ-I	Non Return to Zero - change on one (Inverted)
NRZ-L	Non Return to Zero - Level (digital data)
OSCAR	Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio
Packet Radio	Digital radio communications utilizing the AX.25 protocol
PACSAT	Packet Radio OSCAR of AMSAT-NA, specializing in electronic mailbox services
RAM	Random Access Memory, generally read/write
RFI	Radio Frequency Interference
ROM	Read Only Memory
TAPR	Tucson Amateur Packet Radio Association
WEBERSAT	MICROSAT of CAST at Weber State College, Logan, UT.

MODE		RS 12	RS 13
A	UP	145.910-145.950	145.960-146.000
	DAWN	29.410- 29.450	29.460- 29.500
	BEACON	29.4081 (29.4543)	29.4582 (29.5043)
K	UP	21.210- 21.250	21.260- 21.300
	DAWN	29.410- 29.450	29.460- 29.500
	BEACON	29.4081 (29.4543)	29.4582 (29.5043)
T	UP	21.210- 21.250	21.260- 21.300
	DAWN	145.910-145.950	145.960-146.000
	BEACON	145.9125 (145.9587)	145.8622 (145.9083)
RA	UP	21.210- 21.250	21.260- 21.300
	DAWN	145.910-145.950	145.960-146.000
	BEACON	29.410- 29.450	29.460- 29.500
		29.4081 (29.4543)	29.4582 (29.5043)
KT	UP	21.210- 21.250	21.260- 21.300
	DAWN	29.410- 29.450	29.460- 29.500
	BEACONS	145.910-145.950	145.960-146.000
		29.4081(29.4543)	29.4582 (29.5043)
		145.9125 (145.9587)	145.8622 (145.9083)

==== ROBOT ===

K, T, KA, KT	- UP -	21.1291	21.1385
A, KA	- UP -	145.8308	145.8403
A, K, KA, KT	- DAWN -	29.4543	29.5043
T, KT	- DAWN -	145.9587	145.9083

ANDY / RS3A / ANDY / RS3A / ANDY / RS3A / ANDY

FO-12 Operating Schedule Presented For The Next Several Months

Through the efforts of Sumio Nakane (JH3BJN), AMSAT-NA has received the following operating schedule for FUJI-OSCAR-12 for the next several months:

DATE	MODE	OPERATING PERIOD
07/15/89	JD	15:08 UTC until 19:25 UTC
07/19/89	JD	09:39 UTC until 17:51 UTC
07/22/89	JD	15:08 UTC until 08:04 UTC on 07/23/89
07/29/89	JD	06:43 UTC until 14:55 UTC

PLEASE NOTE: NO FO-12 OPERATION FROM AUG. 1ST
TO AUG. 15TH DUE TO SOLAR ECLIPSES

08/16/89	JA	02:40 UTC until 10:52 UTC
08/19/89	JA	02:00 UTC until 10:12 UTC
08/25/89	JD	00:39 UTC until 08:51 UTC
08/27/89	JD	00:53 UTC until 09:04 UTC
09/02/89	JA	22:37 UTC until 06:49 UTC on 09/03/89
09/05/89	JA	21:57 UTC until 06:00 UTC on 09/06/89
09/08/89	JD	19:15 UTC until 03:27 UTC on 09/09/89
09/13/89	JA	18:48 UTC until 03:00 UTC on 09/14/89

PLEASE NOTE: NO FO-12 OPERATION FROM SEPT. 15TH
TO SEPT. 25TH DUE TO SOLAR ECLIPSES

09/26/89	JA	15:12 UTC until 23:24 UTC
09/30/89	JD	21:50 UTC until 12:44 UTC on 10/01/89
10/06/89	JD	20:29 UTC until 11:23 UTC on 10/07/89
10/10/89	JA	10:42 UTC until 18:54 UTC

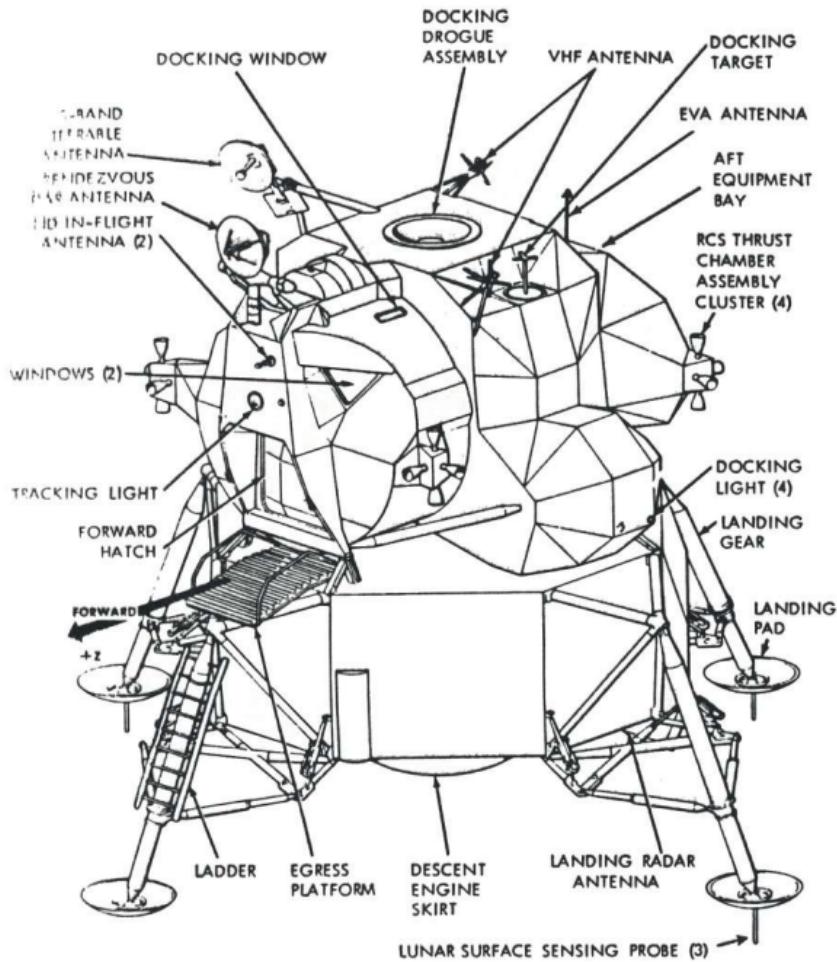
*** AO-10 TRANSPONDER SCHEDULE ***
14Jul89 to 01Sep89

Mode-B : from MA 000 to MA 225

O S C A R - 1 3

Date	:	14Jun89 until 16Aug89	! 16Aug89 until 16Nov89
BLOW/BLAT	:	178.6/-0.8	! 210/0
Mode-B	:	MA 000 to MA 110	! MA 003 to MA 160
Mode-JL	:	MA 110 to MA 145	! MA 160 to MA 200
Mode-B	:	MA 145 to MA 255	! MA 200 to MA 240
OFF	:	%	! MA 240 to MA 003
Mode-S	:	MA 150 to MA 160	! MA 210 to MA 222

Transponders will be in operation during the whole orbit from June 14 until August 16 due to excellent sun angles and power budgets. However, no perigee operations will occur between August and November due to perigee solar eclipses! The 70cm and 2M omni-directional antennas will be used from MA 1 until MA 30.



APOLLO LUNAR MODULE