

Ulf Ekblad, Marie Andersson, Hans Bergdal, Sandra Lindström, Mats Pettersson
System av Små Samverkande Satelliter



TOTALFÖRSVARETS FORSKNINGSinSTITUT

Ledningssystem

Box 1165

581 11 Linköping

FOI-R—1149—SE

Januari 2004

ISSN 1650-1942

Användarrapport

Ulf Ekblad, Marie Andersson, Hans Bergdal, Sandra Lindström, Mats Pettersson

System av Små Samverkande Satelliter

Utgivare Totalförsvarets Forskningsinstitut - FOI Ledningssystem Box 1165 581 11 Linköping	Rapportnummer, ISRN FOI-R—1149—SE	Klassificering Användarrapport
	Forskningsområde 7. Farkoster	
	Månad, år Januari 2004	Projektnummer E7856
	Verksamhetsgren 5. Uppdragsfinansierad verksamhet	
	Delområde 71 Obemannade farkoster (FoT 17)	
Författare/redaktör Ulf Ekblad Marie Andersson Hans Bergdal Sandra Lindström Mats Pettersson	Projektledare Ulf Ekblad	
	Godkänd av	
	Uppdragsgivare/kundbeteckning FMV	
	Tekniskt och/eller vetenskapligt ansvarig	
Rapportens titel System av Små Samverkande Satelliter		
Sammanfattning (högst 200 ord) En enstaka stor satellit kan ersättas med en konfiguration av flera mindre satelliter som tillsammans utför samma funktion som en större satellit. Rapporten behandlar hur sådana "formationsflygande" satelliter kan användas för militära tillämpningar och vilka sensorsystem som då är användbara. Diskuterade sensorer omfattar SAR, SIS (passiv avlyssning) och optiska system. En översikt av några av de många pågående projekten runt om i världen ges. Kort genomgång av banor för formationsflygande satelliter ges också. Fördelarna med system av satelliter i jämförelse med enstaka satelliter går igenom. En av de bärande tankarna bakom konceptet formationsflygning är att genom att använda flera små satelliter så reduceras kostnaderna och systemets tillförlitlighet ökar. Kostnaderna minskar kanske när mikroteknologin har mognat så att en massproduktion av mikrosatelliter kan ske. Rapporten visar att det i första hand är SAR-teknik som är användbart för militära tillämpningar; i andra hand SIS. Med formationsflygande SAR-system kan detektion av rörliga objekt förbättras; smyganpassade objekt kan lättare upptäckas; och skapande av höjdkartor underlättas. Ett antal förslag lämnas på hur en fortsatt undersökning av hur möjligheterna att använda små samverkande satelliter kan ske.		
Nyckelord Formationsflygning, SAR, signalspaning, satellitbanor, sensorer, UAV, interferometri, laserkommunikation, avståndsmätning		
Övriga bibliografiska uppgifter	Språk Svenska	
ISSN 1650-1942	Antal sidor: 62 s.	
Distribution enligt missiv	Pris: Enligt prislista	

Issuing organization FOI – Swedish Defence Research Agency Command and Control Systems P.O. Box 1165 SE-581 11 Linköping	Report number, ISRN FOI-R—1149—SE	Report type User report
	Programme Areas 7. Vehicles	
	Month year January 2004	Project no. E7856
	General Research Areas 5. Commissioned Research	
	Subcategories 71 Unmanned Vehicles	
Author/s (editor/s) Ulf Ekblad Marie Andersson Hans Bergdal Sandra Lindström Mats Pettersson	Project manager Ulf Ekblad	
	Approved by	
	Sponsoring agency FMV	
	Scientifically and technically responsible	
Report title (In translation) System Aspects on Clusters of Small Sensor Satellites		
Abstract (not more than 200 words) A single large satellite can be replaced with a configuration of several smaller satellites which together performs the same function as a larger satellite. The report deals with how such “formation-flying” satellites can be used for military applications and what sensor system then can be used. Sensor systems discussed are SAR, SIGINT (passive interception), and optical systems. An overview of a few of the multitude of on-going projects around the world is given. A short review of orbits for formation-flying satellites is also given. The advantages with systems of satellites in comparison to solitary satellites are presented. One of the main ideas behind the concept of formation flying is that by using several small satellites the costs are reduced and the reliability of the system is increased. The costs may diminish when the microtechnology is mature enough for massproduction of microsatellites. The report shows that it is primarily the SAR technology which is useful for military applications; secondly, it is SIGINT. Using formation-flying SAR systems, detection of moving objects can be improved; stealth objects can more easily be detected; and the creation of elevation maps is facilitated. A number of proposals on how a continued investigation of the possibilities to use small co-operating satellites can be executed are presented.		
Keywords Formation flying, SAR, signal intelligence, orbits, sensors, UAV, interferometry, laser communication, distance measurements		
Further bibliographic information	Language Swedish	
ISSN 1650-1942	Pages 62 pp.	
Price acc. to pricelist		

INNEHÅLLSFÖRTECKNING

1. INLEDNING	7
1.1 BAKGRUND	7
1.2 SYFTE	8
1.3 METOD	8
1.4 AVGRÄNSNINGAR	9
1.5 RAPPORTÖVERSIKT	9
2. TEKNISK ÖVERSIKT	10
2.1 NYTTA MED SAMVERKANDE SATELLITER	10
2.1.1 Större aperturer.....	10
2.1.2 Större yttäckning.....	11
2.1.3 Större tidstäckning.....	11
2.1.4 Ökad flexibilitet.....	11
2.1.5 Ökad livslängd och driftsäkerhet	11
2.1.6 Kostnadsreduceringar.....	12
2.2 SATELLITFORMATIONER	12
2.2.1 Satellitbanor.....	12
2.2.2 Formationer.....	12
2.3 MINIATYRISERING OCH IT-UTVECKLING	13
2.4 TEKNIKER, METODER OCH FYSIKALISKA PRINCIPER	13
2.5 NÅGRA BEFINTLIGA OCH PLANERADE SYSTEM.....	14
2.6 SVENSK VERKSAMHET.....	15
3. SAR.....	17
3.1 INTRODUKTION.....	17
3.1.1 Fördelar med radarspaning.....	17
3.1.2 SAR-principen	18
3.1.3 Exempel på SAR-satelliter.....	19
3.2 MÖJLIGHETER MED SAMVERKANDE SATELLITER	20
3.2.1 Interferometri.....	21
3.2.2 Detektion av rörliga mål.....	24
3.2.3 Stealthmål.....	25
3.3 SATELLIT KOMBINERAT MED SMÅ UÅVER ELLER MARKBUNDNA NÅT	27
3.4 DISKUSSION.....	29
3.5 SLUTSATSER.....	30
4. SIGNALSPANING	31
4.1 SATELLIT SOM SIGNALSPANINGSPLATTFORM	31
4.2 SIS FRÅN SATELLIT	31
4.2.1 Horisontbegränsning	31
4.2.2 SNR och separation	31
4.2.3 Åtkomst/satellitbanan.....	32
4.2.4 Signaldynamik.....	34
4.2.5 Pejling.....	34
4.2.6 Enkel "signalspaningssatellit" (NSAT-1).....	35
4.3 SIGNALSPANING FRÅN SATELLITKLUSTER	36
4.3.1 Allmänt.....	36
4.3.2 Exempel på signalspaningskluster (Essaim).....	36
4.4 SLUTSATSER.....	38
5. OPTIK.....	39
5.1 INTRODUKTION.....	39
5.2 SATELLITKONSTELLATIONER MED OPTISK TEKNIK.....	39
5.2.1 EO-1.....	39
5.2.2 DARWIN.....	40
5.3 LASERTEKNIK	40
5.3.1 Allmänt.....	40
5.3.1 SMART-2.....	41

5.4 OPTISKA TELESKOP	41
5.4.1 GEOTEL	42
5.4.2 Spegel och detektor separerade	42
5.4.3 Svärm av satelliter med optiska sensorer	43
5.5 SLUTSATSER	43
6. SYSTEMINTEGRATION	44
6.1 SATELLITKONFIGURATIONER	44
6.1.1 Banelement	44
6.1.2 Banelementens betydelse för satellitkonfigurationer	45
6.1.3 Formationstyper	46
6.2 KONTROLL OCH STYRNING	47
6.2.1 Positionsinmätning	47
6.2.2 Attityd- och bankontroll	48
6.3 DATAÖVERFÖRING	48
7. MILITÄRT INTRESSANTA SYSTEM	49
7.1 ENSTAKA SATELLITER KONTRA SATELLITFORMATIONER	49
7.2 SAR	49
7.3 SIGNALSPANING	51
7.4 OSÄKERHETER	51
8. SLUTSATSER	52
8.1 ALLMÄNT	52
8.2 SAR	53
8.3 SIGNALSPANING	53
8.4 OPTIK	53
8.5 FÖRSLAG TILL FORTSATT VERKSAMHET	54
8.6 REKOMMENDATIONER	55
9. FÖRKORTNINGAR	57
10. REFERENSER/LITTERATUR	58
10.1 VETENSKAPLIGA ARTIKLAR OCH BÖCKER	58
10.2 TEKNISKA STUDIER	59
10.3 KONFERENS-PROCEEDINGS	59
10.4 DIVERSE	59
10.5 LÄNKAR OM SYSTEM AV SMÅ SAMVERKANDE SATELLITER	60
10.5.1 Föreslagna och flygande projekt	60
10.5.2 Pågående experiment	60
10.5.3 Tekniska artiklar om formationsflygning	61
10.5.4 Instruktionssidor	62

1. Inledning

1.1 Bakgrund

Det nätverksbaserade försvaret (NBF) är namnet på den förändring som 1999 påbörjades av Försvarsmakten som en följd av Sveriges förändrade säkerhetspolitiska situation. Syftet är att på ett mer flexibelt sätt än tidigare kunna länka samman olika militära funktioner (som beslutsfattare, informationssystem och vapensystem) i en nätverksorganisation. Försvarsmakten förändras därmed från ett invasionsförsvar till ett flexibelt insatsförsvar.

Det nätverksbaserade försvaret ger förutsättningar för en förbättrad omvärldsuppfattning genom att alla sensorer knyts samman. De rymdbaserade sensorerna kan förväntas spela en viktig roll i NBF. Dessa sensorer är dock i första hand av karaktären strategiska. På grund av satelliternas rörelse runt jorden kan de relativt få satelliterna med sina begränsade synfält inte kontinuerligt täcka in varje önskvärt område.

Det nätverksbaserade försvaret skall ge möjlighet att fatta snabba beslut för att på bästa möjliga sätt lösa en specifik uppgift. Då kan rymdbaserade sensordata, som snabbt distribuerats i nätet, ge en god ögonblicksbild av läget vid just den tidpunkten.

Den internationella verksamheten är en av Försvarsmaktens fyra huvuduppgifter. Sverige skall i samverkan med andra stater delta i internationella fredsfrämjande och humanitära verksamheter. Syftet med Sveriges medlemskap i Partnerskap för fred (PFF) är bl.a. att öka förmågan att delta i internationella fredsfrämjande insatser.

Svenska enheter i utlandsstyrkan övar tillsammans och har hög beredskapsnivå för att snabbt kunna vara på plats i ett insatsområde. Den internationella insatsen leds sedan på plats av en övergripande organisation, t.ex. NATO, FN, EU och OSSE (Organisationen för säkerhet och samarbete i Europa). Förutom utlandsstyrkan har Sverige enskilda stabsmedlemmar och förband i beredskap för att inom 30 dagar kunna delta i internationella fredsfrämjande insatser.

Önskan att Sverige tidigt skall kunna ingripa och förhindra konflikter ställer höga krav inte bara på förbandens förmågor utan också att nödvändig kunskap om situationens dithillsvarande utveckling samt om konfliktområdet redan finns tillgängligt när insatsbehovet uppkommer. Ett effektivt utnyttjande av rymdbaserade sensorer kan ge, eller åtminstone bidra till, sådan kunskap. Metoderna för ledning i det nätverksbaserade försvaret bör i största möjliga utsträckning utnyttja de möjligheter som rymdbaserade sensorer ger.

Idén till föreliggande arbete uppkom i samtal mellan en av författarna och handläggare på FMV som alla hade uppmärksammat att detta är ett stort och hett område där mycket forskning och utveckling pågår inom rymdbranschen. Uppfattningen var att detta nya område måste Försvarsmakten ha mer kunskap om. Frågor om eventuella militära tillämpningar av denna teknik och om i så fall Försvarsmakten på något sätt borde utnyttja denna teknik behöver besvaras. Riktlinjerna för ett projekt för att studera om och hur sensorer på satelliter skulle kunna användas på ett bättre och effektivare sätt i fall satelliterna ingick i en formation drogs upp. Uppdraget att genomföra studien kom sedan att gå till FOI.

1.2 Syfte

Rapporten syftar till att översiktligt beskriva vad system av små samverkande satelliter kan användas till. Framförallt skall rapporten beskriva militära tillämpningar av formationsflygning. Det viktiga är inte att det är små satelliter utan att satelliterna samverkar eller att data från flera satelliter integreras. Studium av dataöverföring och kommunikation mellan satelliter och därmed sammanhängande aspekter ryms inte inom projektet ekonomiska ram.

Föreliggande rapport skall, förutom att ge en kort överblick av de civila projekten, i huvudsak försöka beskriva hur system av små samverkande satelliter skulle kunna utnyttjas militärt.

Syftet med rapporten är:

- att jämföra system av små samverkande satelliter med enstaka stora satelliter
- att undersöka begränsningar av tekniken med samverkande satelliter
- att bedöma vilka prestanda som kan fås med system av små samverkande satelliter
- att titta på vad system av satelliter kan användas till
- att uppskatta kostnadsfördelar med att använda system av små samverkande satelliter

Rapporten syftar inte till att ta fram ett speciellt system som löser en viss uppgift utan att ge en översikt av olika idéer och koncept samt i viss mån göra bedömningar av dessa ur realiserbarhetsaspekter. Rapporten vill sprida kunskap om ett relativt nytt område för satellittillämpningar, och då speciellt militära sådana, i första hand till befattningshavare inom Försvarsmakten, företrädesvis HKV och FMV, men även till andra läsare intresserade av rymdteknik.

1.3 Metod

Den franska rymdorganisationen CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) arrangerade i Toulouse under oktober 2002 en konferens om formationsflygning¹ (engelska: "formation flying"; franska: "vol en formation"). Denna konferens utgjorde början av denna studie. I konferensen deltog Ulf Ekblad.

Grundstommen av projektet består av ett antal personer från FOI:s avdelning för Sensortechnik: Marie Andersson, Inst. för Lasersystem, har ansvarat för optisk teknik; Hans Bergdal, Inst. för Telekrigssystem, har skrivit kapitlet om signalspaning; och Mats Pettersson, Inst. för Radarsystem, har redogjort för SAR-tillämpningar. Dessutom ingår i projektet Sandra Lindström, Inst. för Marina Sensorsystem på FOI:s avdelning för Systemteknik, som har arbetat med kapitlet om systemintegration. Projektledare är Ulf Ekblad, Inst. för Informationsöverföring FOI:s avdelning för Ledningssystem. Projektledaren har bearbetat och satt samman bidragen från de övriga projektmedlemmarna. Detta arbetssätt har lett till att olika delar av rapporten har lite olika karaktär och att viss information kan förekomma på mer än ett ställe.

¹ Med formationsflygning menas här satelliter som på något sätt har en relation till en eller flera andra satelliter. Relationen består dels av att satelliterna inbördes har en viss geometrisk relation till varandra och dels att en eller flera satelliter utnyttjar en annan satellit eller att satelliterna tillsammans samlar in data till en gemensam insamlingsnod.

FOI:s kompetenser på inom området sensorteknik har kompletterats med studier av befintlig litteratur på området formationsflygning från bl.a. konferensen i Toulouse, vetenskapliga artiklar och information på Internet.

Projektet har huvudsakligen genomförts under 2003.

1.4 Avgränsningar

Rapportens tyngdpunkt ligger inte i de satellittekniska aspekterna på formationsflygning, d.v.s. hur satelliterna skall gå i sina banor och deras inbördes avståndsrelationer (hur långt från varandra de skall vara och med vilken precision man måste känna till dessa avstånd eller hur pass noga avstånden måste upprätthållas). Det viktiga i den här rapporten är att se på vilka sensorer som kan användas för militära tillämpningar.

Det finns satellitsystem som här inte medräknas bland samverkande system och det är t.ex. navigeringssystem typ GPS och telefonisystem typ Iridium och Globalstar. Vi har också valt att inte studera idéer att använda system av små samverkande satelliter för kommunikation och navigering. Möjligheten av att använda en formation av små satelliter för kommunikation där varje satellit skulle ha ett eget frekvensband för kommunikation har lyfts fram.² En svärm av sådana satelliter i LEO skulle bara tillåta kommunikation under delar av dygnet. På samma sätt skulle ett system för navigering³ bara vara användbart under delar av dygnet. Huruvida ett sådant system skulle kunna ge bättre positionsbestämningsnoggrannhet än GPS och Galileo har vi alltså inte undersökt.

1.5 Rapportöversikt

Rapporten ger först en översikt av tekniker och metoder som skulle kunna användas samt en kortfattad beskrivning av några av de satellitsystem som planeras just nu. Därefter behandlas tre grupper av sensorer: SAR, SIS och optiska sensorer. I SAR-kapitlet redogörs för hur SAR-tekniken kan utnyttjas när flera satelliter används tillsammans. I kapitlet om signalspaning beskrivs hur ett enkelt kluster ger olika mätbaser för pejling. Olika sätt att använda optiska metoder redovisas i optikkapitlet.

Kapitlet som kallas systemintegration behandlar sedan formationsflygning ur ett helhetsperspektiv. Där beskrivs kortfattat det som gör formationsflygning komplicerat, nämligen hur flera satelliter skall kunna hålla ihop i en konfiguration.

Rapporten avslutas med att diskutera vilka system som är militärt intressanta varefter rapporten sammanfattas i slutsatskapitlet där förslag till fortsatt verksamhet också diskuteras.

² "The Swedish Military Space Puzzle – Identification and description of different aspects for future Swedish military space programs", Report written by LUTAB under FMV contract 75159-LB564381, May 2003, p. 33.

³ Ibid, "p. 34.

2. Teknisk översikt

I stället för att ha en stor satellit kan man tänka sig att använda sig av "svärmar av mikrosatelliter som tillsammans utför samma funktion som en större, enstaka satellit. Varje mindre satellit kommunicerar med de andra och delar databehandling, kommunikation och nyttolast- eller missionsfunktioner. Alltså, satellitsvärmen bildar en 'virtuell satellit'".⁴

Genom studier av fågelflockars flygbeteenden har forskare funnit att när ledarfågeln tröttnar och glider bakåt i formationen så tar en annan fågel vid. Ungefär samma samarbetsprincip är tillämpbar i principen för satellitsvärmar: När satellitformationens centralsatellit börjar få slut på bränsle så 'vet' en annan satellit i samma svärm att den skall överta den andra satellitens plats och på så sätt bevaras hela gruppens funktion. Den 'trötta' satelliten glider tillbaka till en position i svärmen som fordrar mindre mängd bränsle.

2.1 Nyta med samverkande satelliter

Framtidens rymdsystem av satelliter i svärmar som 'talar' med varandra och delar databehandling, nyttolast- och missionsfunktioner som nu utförs med konventionella satelliter kommer att vara mindre, lättare, billigare att skjuta upp och erbjuda den stridande ökade möjligheter till informationsinhämtande. De kommer också att kosta mindre än dagens satelliter eftersom de kan massproduceras och skjutas upp i bana med hjälp av mindre bäraketer. Detta är en förhoppning, d.v.s. det är sådana positiva effekter som man hoppas få med system av små samverkande satelliter.

System av samverkande satelliter medför "större användbarhet och flexibilitet genom att tillåta svärmen att omgruppera sig och optimera sin geometri för en given mission, ökad överlevnadsförmåga och tillförlitlighet"⁵. Dessutom så reduceras LCC (Life Cycle Cost) genom användandet av "massproducerade satelliter" och uppskjutningskostnaden kan minskas genom att optimera bäraketens nyttolastkapacitet.⁶

Förmåga att autonomt kontrollera och styra system av små satelliter möjliggör "en uppsjö möjligheter för nya och innovativa uppdrag".⁷ System av små samverkande satelliter kan användas för: "övervakning, passiv radiometri, terrängavbildning, navigation, kommunikation och radarobservation av markmål"⁸.

2.1.1 Större aperturer

I många fall erhålls bättre prestanda med en stor sensor än med en mindre. Inom radioastronomin t.ex. byggde man först större och större radioteleskop innan man nådde praktiska problem med att bygga dessa allt större teleskop. Vad man gjorde då var att koppla ihop radioteleskop i ett nätverk. Data från teleskopen samlades på ett ställe där datorer sammanställde data och räknade fram bättre bilder än vad man skulle ha kunnat göra med data från de enskilda teleskopen var för sig.

⁴ <http://ssl.mit.edu/spheres/motivation.html>

⁵ <http://ssl.mit.edu/spheres/>

⁶ <http://ssl.mit.edu/spheres/>

⁷ <http://ssl.mit.edu/spheres/>

⁸ <http://ssl.mit.edu/spheres/>

2.1.2 Större yttäckning

Med fler satelliter kan naturligtvis en större spaningsyta täckas in. Ett sätt att utnyttja tillgången på flera satelliter skulle kunna vara att ha dessa i en linjär konfiguration och låta data från den första satellitens passage styra inriktningen av de efterföljande satelliternas sensorer. Tekniken i dag medger möjligheten att på detta sätt styra optiska sensorer så att dessa inte i onödan observerar molntäckta områden (optiska sensorer ser inte genom moln). SIS-sensorer skulle på liknande sätt kunna utnyttjas till att förfinas sina data.

2.1.3 Större tidstäckning

Ju fler satelliter man har tillgång till desto längre blir naturligtvis den tid som sensorerna kan spana över ett visst område. Ett enkelt sätt är att ha satelliterna i linjär konfiguration och låta dessa successivt spana över det aktuella området. Man kan uttrycka detta som att ”turnaroundsiden för satellitsensorer går att förbättra med tillgång till flera olika satelliter, exempelvis småsatelliter i kluster”⁹.

2.1.4 Ökad flexibilitet

Möjligheten att omformera och utöka antalet satelliter skapar en stor flexibilitet att tillmötesgå nya behov, exempelvis:¹⁰

- Utökning av antalet satelliter kan t.ex. ge förbättrad prestanda.
- Omformering av konfigurationen kan ge möjlighet att utnyttja konfigurationen till andra uppgifter.
- Satelliter med förbättrade sensorer kan tillföras för att förbättra prestandan.

2.1.5 Ökad livslängd och driftsäkerhet

Till viss del kan man säga att ”en satellitkonstellation aldrig dör” i betydelsen att enstaka mikrosatelliter i svärmen kan bytas ut allteftersom dessa slits ut eller så kan svärmen uppgraderas med mognande teknologier genom service i omloppsbanan. Tillförlitlighet och livslängd ökar betydligt med ett system av satelliter jämfört med en enstaka satellit. Risken med en enda uppskjutning elimineras t.ex.

Skulle en satellit i formationen sluta fungera finns det tre tänkbara scenarier (under förutsättning att formationen från början innehåller fler än minimiantalet satelliter för funktionen):¹¹

- Den resterande fungerande formationen kan fungera med reducerad prestanda (s.k. graceful degradation).
- Den resterande fungerande formationen kan omformeras för att återta del av den förlorade prestandan.
- Hela formationen kan återfå sin kapacitet genom utbyte av den icke-fungerande satelliten.

⁹ Kristina Pålsson, Reserapport från ”Military satellite applications”, Rymdbolaget, 2003.

¹⁰ Wang Sang Koon, Jerrold E. Marsden, Richard M. Murray, and Josep Masdemont, ”J2 Dynamics and Formation Flight”, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 6-9 August 2001, Montreal, Canada A01-37040, AIAA 2001-4090.

¹¹ Ibid.

2.1.6 Kostnadsreduceringar

I princip borde ”massproduktion” av satelliter sänka kostnaden per satellit. Små satelliter, både vad gäller massa och volym, kan ofta få möjligheter till billiga uppskjutningar t.ex. genom att samåka med en större satellit.¹²

2.2 Satellitformationer

2.2.1 Satellitbanor

De banor (se också avsnitt 6.1.1) som satelliterna kan gå i (d.v.s. sådana banor där de ”faller fritt” och där alltså ingen energi behövs för att driva dem framåt) beskrivs av Keplers tre lagar. Orsaken till att satelliterna rör sig i enlighet med dessa lagar är gravitationskraften (tyngdkraften). För satelliter kring jorden är det jordens gravitationskraft som nästan helt ensamt bestämmer banrörelsen.

Keplers första lag säger att satelliterna går i elliptiska banor i ett banplan som skär centralkroppens (t.ex. jorden) masscentrum (tyngdpunkt). En ellips är en utdragen cirkel, d.v.s. en cirkel är ett specialfall av ellips. Många satelliter går i cirkulära eller nästan cirkulära banor. Valet av excentricitet (d.v.s. hur mycket ellipsen skiljer sig från en cirkel, som har excentriciteten noll) bestäms av hur uppskjutningen sker och hur andra styrraketer ”placerar” satelliten i sin bana. När satelliten väl är i sin bana kan excentricitet ändras genom att raketer på satelliten bränns av på lämpligt sätt.

Den andra lagen säger i princip att satellitens hastighet är som störst när den är som närmast den kropp (t.ex. jorden) som den roterar runt och som lägst när den befinner sig som längst bort.

Den tredje av Keplers lagar säger att satelliter går fortare om de går i låga banor och långsammare i banor på högre höjd (längre avstånd från centralkroppen). Detta medför att det finns ett och endast ett avstånd på vilket satelliter går runt jorden ett varv på ett dygn och detta är det avstånd på vilket de geostationära satelliterna går. Avståndet är ca 35 800 km från jordytan. Om satellitens banplan sammanfaller med jordens ekvatorsplan kan satelliten alltså röra sig runt jorden med samma vinkelhastighet som jorden roterar vilket medför att satelliten från jorden tycks stå stilla, d.v.s. den står stilla i förhållande till en observatör på jorden som tittar på den.

2.2.2 Formationer

I princip kan man tänka sig vilka konfigurationer som helst för satelliterna. I praktiken vill man dock utnyttja lagarna för den celesta mekaniken (lagarna som beskriver i vilka banor satelliterna kan gå i utan tillförsel av energi), så att så lite energi som möjligt går åt för att styra satelliterna, d.v.s. hålla dem i sina önskvärda inbördes positioner.

En typ av konfiguration som redan ovan har nämnts är den linjära konfigurationen. Denna den kanske enklaste typen av konfiguration innebär att satelliterna går i ett enda banplan, men utspridda längs ellipsen som pärlor på ett radband. Ibland låter man bara en satellit gå före eller efter en annan satellit.

¹² “The Swedish Military Space Puzzle – Identification and description of different aspects for future Swedish military space programs”, Report written by LUTAB under FMV contract 75159-LB564381, May 2003, pp. 45-46.

Den enklaste konfigurationen som ej är linjär är en triangel. En sådan konfiguration har det amerikanska militära signalspaningssystemet NOSS länge använt och det franska motsvarande systemet Essaim (se avsnitt 4.3.2) skall också i princip använda sig av tre satelliter bildande en triangel.

Med alltfler satelliter kan man tänka sig konfigurationer som alltmer närmar sig en cirkelform. Ofta har man då också en satellit i hjulnavet och ibland också någon satellit utanför det plan i vilket cirkeln befinner sig.

2.3 Miniaturisering och IT-utveckling

Den tekniska utvecklingen påverkar rymdtekniken i stor utsträckning. Bland annat så har tillkomsten av mycket små elektromekaniska utrustningar gjort det möjligt att konstruera robusta mikrosatelliter med större effekt, mer minneskapacitet, högre överlevnadsförmåga och större beräkningskapacitet än som tidigare var möjligt.

2.4 Tekniker, metoder och fysikaliska principer

Det finns ett flertal tänkbara sätt att utnyttja flera satelliter. Några skulle kunna vara:

- Interferometri.
- Sensor på en satellit som utnyttjar den utsända strålningen från en annan satellit.
- Flera satelliter som ger en längre datainsamlingstid än en enskild satellit.
- Flera satelliter som samtidigt samlar in data från ett och samma område.
- Delar av en sensor kan finnas på flera satelliter.

Interferometri bygger på att det går att kombinera ljus, och annan elektromagnetisk strålning som radio- och radarvågor, till en bild som har en upplösning ”ekvivalent med ett mycket större (och dyrare) teleskop än de [enskilda] separata teleskopen”.¹³

Eftersom interferometri fordrar exakt kunskap om strålgångens längd är det av yttersta vikt att känna satelliternas positioner och kanske t.o.m. hålla satelliterna på vissa bestämda positioner. Om detta kan automatiseras skulle kostnaderna kunna reduceras väsentligen.¹⁴

Genom att sprida ut ett antal sensorer över en yta kan man alltså ”syntetisera”, artificiellt konstruera, en sensor som har lika stor yta som den som alla de små sensorerna spänner upp. Med denna metod behöver man alltså inte bygga en stor sensor rent fysiskt utan från ett antal mindre sensorer kan man räkna ut hur man skall utnyttja data från dessa sensorer så att effekten blir densamma som från den stora sensorn.

På detta sätt kan en apertur åstadkommas som skulle vara mycket svår att konstruera om den skulle byggas rent fysiskt. Detta innebär också att det är en mycket billigare metod att få bättre prestanda än att bygga motsvarande stora fysiska sensorer.

Sensorer på en satellit kan utnyttja den utsända strålningen från en annan satellit. Man kan t.ex. tänka sig att en eller flera mindre satelliter går i samma banplan före eller efter en vanlig SAR-satellit, d.v.s. den kan fungera som en vanlig SAR-satellit (SAR = Synthetic

¹³ <http://ssl.mit.edu/spheres/>

¹⁴ <http://ssl.mit.edu/spheres/>

Aperture Radar, se kapitel 3) med både sändare och mottagare. Den mindre är en passiv satellit i det avseendet att den endast tar emot den reflekterade radarsignalen från den egentliga SAR-satelliten. Den mindre satelliten kan vara en parasiterande satellit, d.v.s. den behöver inte vara en av ägaren till den stora SAR-satelliten sanktionerad mottagare av SAR-signalerna.

Flera satelliter kan ge en längre datainsamlingstid än en enskild satellit. Med t.ex. flera satelliter i samma banplan kan man ordna så att en efterföljande satellit tar vid när den första försvinner ur synfältet. På så vis kan man i stället för att t.ex. ha en observationstid på kanske 15 minuter under en passage för en satellit komma upp i en sammanhängande observationstid på kanske upp till 90 minuter med ett system av flera satelliter. Detaljerna måste studeras noggrannare för att se hur detta kan realiseras.

Med flera satelliter kan data samlas in samtidigt från ett och samma område. Varje satellit skulle kunna vara specialiserad på något sätt, t.ex. bara göra observationer i ett visst spektralband. Med flera satelliter i en svärm där varje satellit observerar i en del av spektrumet kan dessa täcka in ett stort område av spektralbandet (frekvensbandet). Fördelen kan t.ex. vara att varje enskild satellit blir billigare att tillverka och att systemet inte blir beroende av att en enskild stor satellit fungerar. Om någon av de små satelliterna skulle falla så fungerar systemet ändå, dock med reducerad prestanda. Likaså kan den ej fungerande satelliten lättare ersättas med en ny än om en stor satellit måste ersättas.

2.5 Några befintliga och planerade system

Det finns några projekt som redan ”flyger”. Andra befinner sig i olika utvecklingsfaser – många bara befinner sig än så länge bara på idéstadiet. En stor del av projekten är astronomiprojekt, men det finns också en del som är av direkt militärt intresse.

Historiskt sett finns inte många system av samverkande satelliter. Ett tidigt känt undantag är det amerikanska militära signalspaningssystemet kallat NOSS (Naval Ocean Surveillance Satellite) eller Whitecloud. Annars så är de flesta system som studeras eller planeras nu vetenskapliga forskningssystem, antingen för astronomiska ändamål (t.ex. detektion av planeter runt andra stjärnor) eller för att utforska den nära rymden runt jorden. Många av dessa vetenskapliga projekt (som t.ex. Starlight och Terrestrial Planet Finder) bygger på interferometri. Nedan nämns några av den stora flora av projekt som är på gång:

- EO-1: se nedan i optikavsittet.
- SMART-2: se nedan i optikavsittet.
- DARWIN: se nedan i optikavsittet.
- Terrestrial Planet Finder (TPF): ett interferometriskt teleskop som skall leta efter jordliknande planeter.
- Terrestrial Planet Imager (TPI): syster till TPF som med hjälp av interferometri från flera teleskop på var sin satellit skall ta detaljerade bilder av extraplanetära planeter (planeter utanför vårt solsystem).
- StarLight: teknikdemonstrator för TPF.

- LISA (Laser Interferometer Space Antenna Program): en interferometer som skall mäta gravitationsvågor från svarta hål (NASA).
- ION-F Dawgstar Nanosatellite: tre satelliter som skall studera täthetsstrukturer i jonosfären (University of Washington).
- Pathfinder: dussintals mycket små satelliter som i jonosfären skall mäta magnetfältet (Boston University).
- Emerald: satellit-par som skall testa formationsflygningsteorier.¹⁵
- Three Corner Satellite: tre satelliter som skall stereoavbilda moln.
- Cartwheel: Cartwheel¹⁶ (the interferometric cartwheel, det interferometriska vagnshjulet) är ett av CNES (Centre National d'Études Spatiales) patenterat system av tre passiva mikrosatelliter som samverkar med en framför- eller bakomvarande SAR-satellit. Hur Cartwheel fungerar beskrivs närmare nedan i avsnittet om SAR.
- TechSat 21: radarobservation av markmål med "tättflygande" mikrosatelliter och autonom satellitstyrning¹⁷ (USAF).
- NOSS (Naval Ocean Surveillance Satellite): modersatellit med tre döttrar för signalspaningsändamål (U.S. Navy).
- Essaim: (se avsnitt 4.3.2)

2.6 Svensk verksamhet

"Sveriges unika förmåga inom området små, effektiva rymdsystem"¹⁸ passar bra i sammanhanget formationsflygning. Under en lång rad av år, alltsedan Viking-satelliten som sköts upp 1986, har Rymdbolaget skapat sig en nisch inom området små satelliter. Denna kompetens torde vara av stor nytta för framtida formationsflygningsprojekt.

Rymdbolaget planerar en teknikdemonstrator kallad PRISMA som bland annat är tänkt att göra in-situ-mätningar i jonosfären över Kiruna samtidigt som F-lagret upphettas av EISCAT. Planerad bana är höjden 500 - 1000 km och med en inklinationsvinkel större än 70 grader. Uppskjutning är planerad till tidigast maj 2006. Upp i omloppsbana skall två delar (av storleksordning "drickaback" resp. "pizzakartong") till viss del samverka, men någon egentlig formationsflygning handlar det inte om.

FMV har uppdragit åt ÅSTC (Ångström Space and Technology Centre) vid Uppsala Universitet att utreda ett koncept för observation av jorden med mycket små satelliter, kallat

¹⁵ Christopher Kitts, Robert Twiggs, Freddy Pranajaya, Bryan Palmintier, and Jonathan How, "Emerald: A Low-Cost Spacecraft Mission for Validating Formation Flying Technologies", Stanford University.

¹⁶ T. Amiot, D. Massonet, F. Douchin, E. Thouvenot, J.C. Souyris, and B. Cugny, "The Interferometric Cartwheel : Feasibility studies, performances and stability of topographic accuracy, in *Proc. of Formation Flying – Missions and technologies*, 29-31 Oct. 2002.

¹⁷ <http://ssl.mit.edu/spheres/>

¹⁸ Sven Grahn, *En Rymdstrategi för Sverige*, september 2003.

EIS (Earth Intelligent System)¹⁹. Detta bygger på den nanosatellit som ÅSTC utvecklar för att bl.a. testa mikrotekniksystem för bl.a. attitydkontroll som tas fram vid ÅSTC. Tanken är att satelliten bl.a. skall använda mikrodysor för inriktning mot målet och fassstyrda gruppantennar integrerade i satellitens skrov för dataöverföring.

¹⁹ “EIS - Earth Intelligent System”, Study Report, Doc. No. P4/2-208-15, Issue 3, 03-10-09, Ångström Space and Technology Centre (ÅSTC).

3. SAR

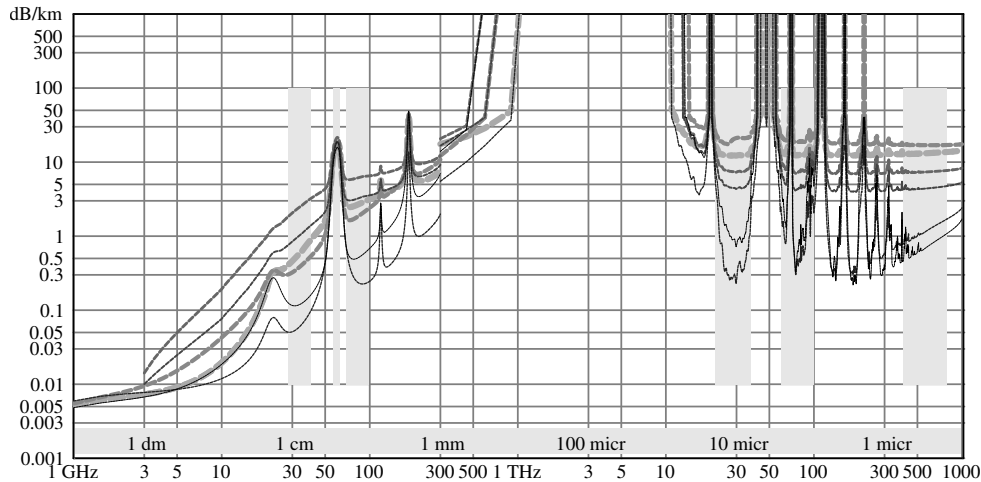
3.1 Introduktion

I detta avsnitt skall vi i korta ord beskriva syntetisk aperturradar (SAR) samt de satellit-baserade SAR-system som finns idag. Efter detta kommer vi att gå in på tillämpningen av små samverkande satelliter tillsammans med SAR. Vi skall dock börja med att beskriva varför radartekniken inklusive SAR under lång tid använts som spaningssensor från rymden.

3.1.1 Fördelar med radarspaning

Radar är överlägsen elektrooptiska sensorer när det gäller tillgänglighet från rymden. De traditionella radarfrekvenserna på mikrovågsområdet är näst intill okänsliga för olika vädersituationer och helt oberoende av dagsljus. På frekvensbanden mellan 1 - 10 GHz är det främst regn som påverkar transmissionen. Dock är dämpningen vid regn, dimma eller snö mycket låg i jämförelse med med elektrooptiska sensorer (se Figur 1). Vid en så, för svenska förhållande, hög regnmängd som 10 mm/h är transmissionen hela 99,8 % per km vid radarvåglängden 3 dm (1 GHz) vilket skall jämföras med 10 % transmission vid våglängden 1 μ m (300 THz). För snöfall och dimma är dämpningen ännu större för elektrooptik och transmissionen är nere på delar av procent. En annan viktig skillnad mellan radar och elektrooptik är att spridningen för den elektrooptiska vågen är större. Detta illustreras t.ex. mycket väl av dimma i det synliga området där lufthavet blir alldeles vitt och därmed höjer bakgrundsbruset i sensorn radikalt.

För radar är det först när man kommer upp på millimetervågsbandet som atmosfärsdämpningen närmar sig storleksordningen för elektrooptiska signaler (se Figur 1). Dock är dämpningen fortfarande ca 5 - 10 ggr större för elektrooptik vid dimma och snöfall. Från satellit är det i stort sett samma situation som i Figur 1, dock med den skillnaden att de låga frekvenserna (på VHF- och UHF-banden, d.v.s. frekvenser under 1 GHz) påverkas (reflexion och rotation) av jonosfären (ju lägre frekvens desto större påverkan). Detta gör att de traditionella mikrovågsbanden 1 - 10 GHz är mycket lämpade för ett satellitburet radarsystem.



Figur 1: Dämpningen för olika frekvensområden beräknat från utbredningsmodeller.²⁰ Radarfrekvenserna ligger längst till vänster och de elektrooptiska längst till höger. De sex kurvorna är plottade för olika vädersituationer. Eftersom det kan vara lite svårt att skilja kurvorna åt ges här några exempel på vad som kan utläsas av diagrammet: Klart väder sommar (101,3 kPa, 20 °C och 75 % relativ fuktighet), klart väder vinter (101,3 kPa, -5 °C och 85 % relativ fuktighet), regn 4 mm/h (101,3 kPa, 10 °C och 95 % relativ fuktighet), regn 10 mm/h (101,3 kPa, 10 °C och 95 % relativ fuktighet), snö 4 mm/h (101,3 kPa, -5 °C och 90 % relativ fuktighet) samt dimma med visuell sikt på 200 meter med vatteninnehåll på 0,37 g/m³ (101,3 kPa, -5 °C och 90 % relativ fuktighet). Dämpningen på mikrovågor 10 GHz är lägst på vintern och ökar i följande ordning: Sommar, snöfall, dimma samt de två fallen av regn (4 resp. 10 mm/h). Dämpningen vid 1 µm är lägst vid sommar följt av vinter, regn (4 resp. 10 mm/h), dimma samt snöfall. Dämpningen är angiven i dB/km. Eftersom dB i sig är ett logaritmiskt uttryck och vi visar dämpningen i logaritmisk skala blir dämpningen i figuren visad dubbelt logaritmiskt. Detta görs för att beskriva den stora skillnaden i dämpning mellan de olika våglängdsbanden. Som exempel motsvarar en dämpning på 0,01 dB/km en transmission på 99,8 % medan en dämpning på 10 dB/km motsvarar en transmission på 10 %. De grå rutorna markerar några intressanta frekvens-/våglängdsband som används i olika tillämpningar: från vänster Ka-bandet, ett band vid syretoppen för korthållskommunikation, W-bandet och slutligen de tre längst till höger är IR-band. [enheten h betecknar timme]

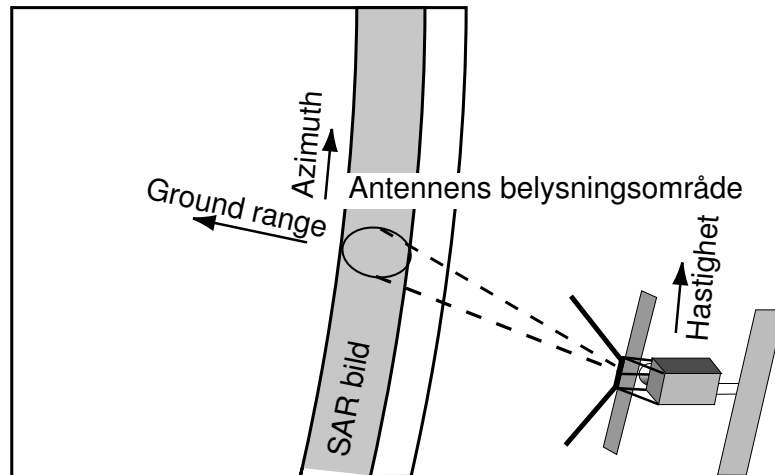
3.1.2 SAR-principen

Med SAR alstras bilder, ”radarbilder”, som kan ses för ögat trots att radarstrålningen inte kan ses med ögat. Man översätter olika radarfrekvenser och intensiteter en gråskala (t.ex. från 0 till 255) och visar denna digitala bild på en datorskärm. Detta gör att man får en avbildning av det observerade området, men denna avbildning ser annorlunda ut än en bild skapad med en vanlig optisk kamera. Denna skillnad mellan optiska bilder och SAR-bilder gör att SAR-bilder är svårare, kräver en viss träning, för att tolka och förstå.

SAR-principen kan beskrivas på många olika sätt och vilket beskrivningssätt som är bäst beror mest på läsarens bakgrund. Vanligast är att utgå från förkortningens betydelse d.v.s. ”syntetisk apertur”. I Figur 2 ges geometrin för en satellitburen SAR. Låt oss anta att satellitens radarantenn är fast (ej riktbar) i satelliten och att den belyser ett område på jorden. Genom satellitens rörelse kommer det belysta området att forma en remsa på markytan. Inom denna remsa genereras SAR-bilden. Hur lång den syntetiska antennen kan bli beror på det belysta områdets längd i azimut på marken. På liknande sätt som traditionella

²⁰ Modellerna anges tillsammans med den kompletta referenslistan i Kjellgren, J., ”Krav på radar för aktivt skydd av stridsvagn”, FOA, FOA--96-00373-3.3—SE, ISSN 1104-9154, s. 19.

radarsystem ges upplösningen i azimut av aperturens längd, i detta fall den syntetiska aperturens. Den syntetiska aperturens längd är proportionell mot avståndet mellan mål och satellit, varför aperturen blir större vid större avstånd. Detta medför den unika egenskapen hos SAR att upplösningen är avståndsoberoende. I range (avstånd tvärs färdriktningen) bestäms upplösningen hos SAR på samma sätt som i traditionell radar av bandbredden hos utsänd puls. I Figur 2 anges "ground range" vilket är projektionen av vågen på marken. I militära system har man troligen riktbar antenn och man kan på så sätt förlänga den syntetiska aperturen ("spotlight mode") och därmed förbättra upplösningen i azimut.



Figur 2: Den rymdbaserade SAR satellitens geometri. Satelliten rör sig med hög fart i sin bana över jordytan. Antennens belysning bildar en remsa på marken inom vilken SAR-bilden genereras. (Teckning: Mats Pettersson, FOI)

3.1.3 Exempel på SAR-satelliter

Redan idag finns ett antal SAR-system i rymden. Det gäller både civila och militära system. Det första civila systemet tillkom redan 1978 med NASAs SEASAT. Denna levde knappt tre månader p.g.a. tekniska problem. Det var först i slutet av 1980-talet och början av 1990-talet som nästa generation civila satelliter tillkom med det ryska Cosmos-1870 och det europeiska ERS-1.

De civila SAR-systemen har en banhöjd på 300 - 800 km. Vanligast kan sägas vara 700 - 800 km. Upplösningen ligger runt 10 - 30 meter. Avståndstäckning är 40 - 100 km vilket motsvarar en yttäckning i storleksordningen av $700 \text{ km}^2/\text{s}$. I Tabell 1 visas en lista på civila satelliter. Där upptas förutom sådana som i dag är operativa också äldre i dag ej fungerande satelliter. Dessutom listas system under planering eller utveckling.

Tabell 1: Civila SAR-system på satellit²¹

Satellit	Finansiär	Livstid	Frekvens-band	Polarisation	Bästa upplösning
SEASAT	NASA	1978	L-band	VV	25 m
ERS-1	ESA	1991-2000	C-band	VV	25 m
JERS-1	NASDA	1992-1998	L-band	HH	30 m
ERS-2	ESA	1995-	C-band	VV	25 m
Radarsat-1	RSI/Canada	1995-	C-band	HH	25 m
ENVISAT	ESA	2002-	C-band	HH/VV	25 m
ALOS	NASDA	2004?-	L-band	HH/VV/HV	10 m
Radarsat-2	RSI/Canada	2005?-	C-band	HH/VV/HV	3 m
TerraSAR-X	DLR/Astrium	2005?-	X-band	HH/VV/HV	1 m
TerraSAR-L	ESA	?	L-band	HH/VV/HV	4 m
Radarsat-3	RSI/Canada	?	C-band	HH/VV/HV	3 m
BIOMASCA	ESA/NASA?	?	P-band	HH/VV/HV	50 m

De militära systemen är hemliga och vi har därför mycket begränsad information om dessa. Troligen har de liknande prestanda som de civila systemen. Dock har man i de militära fallen prioriterat upplösning framför yttäckning. En trolig upplösning i dessa system är 1 m eller bättre (se Tabell 2). Militära system har även någon form av MTI-funktion ("moving target indication").

Tabell 2: Militära SAR-system på satellit²²

Satellit	Land	Livstid	Frekvensband	Bästa upplösning
Lacrosse	USA	1988-	X-band	ca. 1 m
Almaz	Sovjetunionen	1991-1992	S-band	ca. 10 m
IGS	Japan	2003-	L-band	ca. 2 m
SAR-Lupe	Tyskland	2005?-	X-band	ca. 1 m
Cosmo/Skymed	Italien	2005?-	X-band	ca. 1 m

De rymdbaserade SAR-system som finns eller har funnits har varit monostatiska²³ eller bistatiska²⁴ med mottagare och sändare på samma plattform (d.v.s. bistatiska med mycket liten öppningsvinkel).

3.2 Möjligheter med samverkande satelliter

Vi skall nu titta på fördelarna med samverkande satelliter och hur dessa kan påverka några av SAR-satelliternas olika mätprinciper. Vi har valt de mätprinciper där vi ser att samverkande satelliter kan utföra en uppgift bättre än en satellit med monostatisk SAR. Vi har däremot inte studerat kostnadsfrågan och därmed inte valt ut system av samverkande satelliter som eventuellt skulle kunna ge spaning till ett lägre pris. Detta innebär att vi inte

²¹ Ulander, L., "PM till fjärranalykommittén, Rymdstyrelsen", diariefört på FOI, september, 2003-09-25.

²² Ibid.

²³ Monostatisk innebär att sändning och mottagning sker med samma antenn.

²⁴ Bistatisk innebär att sändning och mottagning sker med olika antenner separerade från varandra, oftast så långt ifrån varandra att de inte kan sitta på samma plattform.

kommer att behandla den vanliga SAR-bilden och dess information. Vi gör det rimliga antagandet att det traditionella SAR-systemet ger i stort samma SAR-bild som det bistatiska med samverkande satelliter (vi antar i detta fall att satellithöjden är mycket större än avståndet mellan de samverkande satelliterna).

De principer vi valt att koncentrera oss på är interferometri, MTI ("moving target indication") samt bistatisk SAR (med stora bistatiska vinklar). De viktigaste slutprodukterna av dessa tillämpningar är höjdkartor (interferometri), detektion av rörliga mål (MTI) samt detektion av signaturanpassade (eller smyganpassade, s.k. stealthade) objekt (bistatisk SAR).

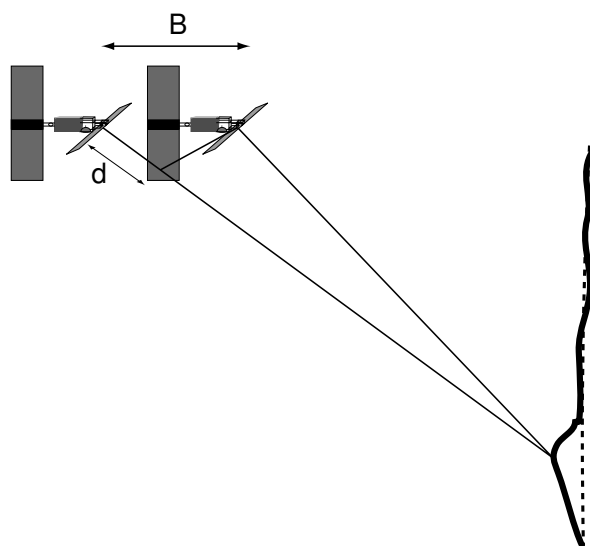
3.2.1 Interferometri

Interferometri bygger på att man gör fasjämförelse mellan två mätningar. Med interferometritekniken får man ett interfererande mönster beroende på avståndsskillnaden mellan mätningarna. Med SAR-teknik har interferometriska mätningar gjorts under relativt lång tid. De första flygburna interferometriska mätningarna publicerades redan i mitten av 1970-talet. I de flygburna systemen gjordes de två mätningarna i två mätsystem med båda antennerna placerade på samma flygplan. Med SEASAT (1978) utfördes även interferometriska mätningar från rymden. Då man på SEASAT bara hade ett antennsystem ombord utfördes de två mätningarna genom att satelliten vid det andra mättillfället återvände till ungefär samma bana som vid första tillfället. Denna senare bana var dock något parallellförskjuten i förhållande till den första. Denna typ av interferometri kallar vi i fortsättningen IRP (av engelska "interferometric repeat pass"). Liknande experiment har gjorts med senare satelliter som t.ex. ERS-1. Nackdelen med denna typ av interferometri är att området hinner förändra sig mycket mellan belysningstillfällena så att koherensen blir sämre (hög koherens innebär att de två bilderna är lika). Exempel på fenomen som orsakar förändringar hos radarreturen från marken är nederbörd och vindpåverkan.

Ett annat sätt att utföra interferometriska mätningar är att använda två satelliter och låta satelliterna följas åt i tandem med en viss höjdskillnad (baslinje) mellan satelliterna. Låt oss kalla denna typ av interferometri ITM (av engelska "interferometric tandem mission"). ITM har redan utförts med de två satelliterna ERS-1 och ERS-2 men tyvärr var belysningstillfällena separerade ett helt dygn. För hög koherens måste satelliterna passera området i snabb följd. Hur snabbt beror på radarns våglängd och den temporala dynamiken inom det belysta området. Tandemuppdrag illustreras i Figur 3 där två satelliter belyser samma område. Satelliternas banor skiljer sig med avståndet B . Genom att satelliterna mäter från olika positioner kommer de att mäta olika avstånd till punkter på marken. Slås bilderna samman kommer det att uppstå ett interferensmönster på marken p.g.a. avståndsskillnaden. Geoiden (modellen för jordens krökning ("plan" jord)) illustreras med en streckad linje. Då det finns en topografisk skillnad, t.ex. en höjd, kommer det interferometriska mönstret att bli annorlunda i förhållande till modellen (geoiden). Ur denna uppmätta skillnad kan man sedan beräkna höjden över geoiden och därmed topografin.

Det tredje sättet motsvarar flygplansfallet med två antenner på samma plattform. Vi förkortar det ISP (av eng. "interferometric single pass"). Ett stort sådant rymduppdrag/experiment genomfördes under år 2000 med amerikanska rymdskytteln. Experimentet kallades för SRTM (Shuttle Radar Topography Mission). De två antennerna på skytteln var separerade med en bom på ca 50 - 60 meter. Därmed lyckades man få tillräcklig baslinje B

för interferometri. Med ett C-bands-system (5 GHz) karterade man under SRTM hela jorden från ungefär syd 57° till nord 60°²⁵.



Figur 3: Fasskiftet mellan de två mätningarna ges av avståndet d . Fasläget för geoiden beräknas ur satelliternas positioner. Genom att jämföra uppmätt fasläge mot beräknat från geoiden kan man uppskatta höjden. (Teckning: Mats Pettersson, FOI)

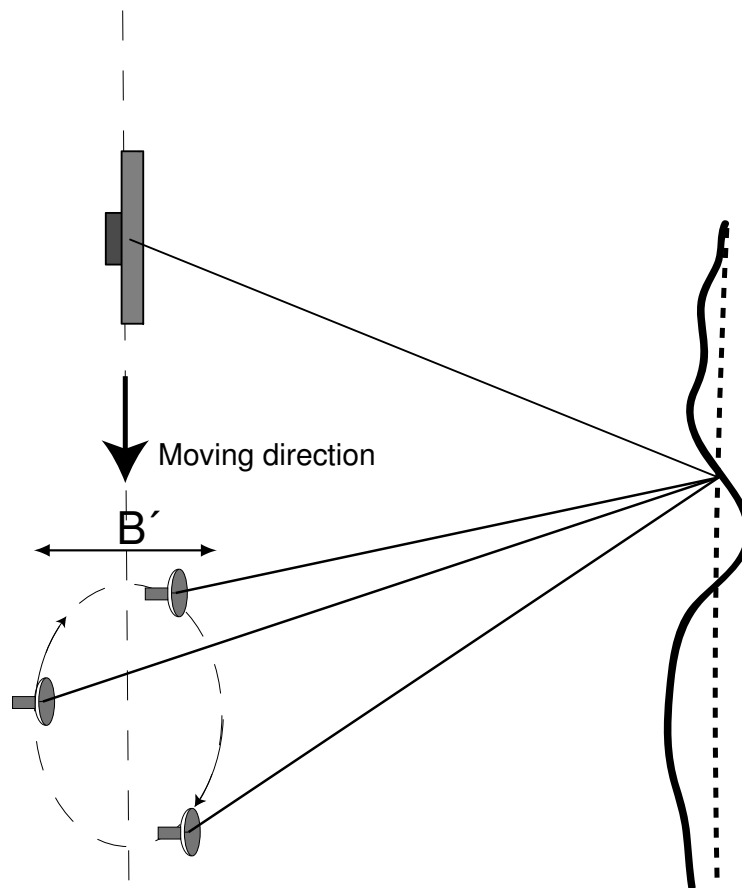
I denna rapport analyserar vi samverkande satelliter och vad detta kan innebära för SAR-interferometri. Den första frågan är vilka principer vi kan använda. En princip är att ha minst två identiska satelliter i tandemuppdrag (ITM). En annan princip är att ha en satellit med sändare och mottagare och minst en efterföljande satellit med endast mottagare. De efterföljande satelliterna arbetar då som bistatisk SAR. En tredje princip är att ha en sändarsatellit och minst två efterföljande mottagarsatelliter.

Vilken av dessa konfigurationer som är bäst är både en teknisk och en ekonomisk fråga, men det är framför allt det första och det sista alternativet som lyfts fram i vetenskapliga kretsar. Det första alternativet är klart bättre än "repeat pass" då koherensen mellan mätningarna blir högre vid liten separation i tid. Det sista alternativet kan utvecklas så att interferometrins prestanda förbättras. Denna föreslagna förbättring kallas interferometriskt cartwheel²⁶ (eng. "interferometric cartwheel"; cartwheel betyder vagnshjul) (ICW). ICW har inte de problem med sändarinterferens mellan satelliterna som kan vara begränsande för tandemuppdraget. ICW har även den fördelen att bankonfigurationen lättare kan göras beständig. ICW har inte den nackdelen att en satellit som färdas på lite högre höjd än den andra kommer att avlägsna sig från den andra satelliten. Inte heller lider ICW av det problem som uppstår när satelliterna i stället är separerade i horisontalplanet. I det fallet kommer satelliternas banor att korsa varandra under varje jordomlopp, d.v.s. att avstånden mellan satelliterna varierar vilket innebär en viss komplikation som måste tas hänsyn till vid beräkningarna.

²⁵ Geudtner, D., Zink, M., Gierull, C., Shaffer, S., "Interferometric Alignment of the X-SAR Antenna System on the Space Shuttle Radar Topography Mission", *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 40, No. 5, Maj 2002, s. 995-1006.

²⁶ Massonnet, D., "Capabilities and limitations of the Interferometric Cartwheel", *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 39, No. 3, Mars 2001, s. 506-520.

ICW bygger på att man har en bistatisk konfiguration med en sändarsatellit och minst tre mottagarsatelliter. Vi har illustrerat detta hjul i Figur 4. Hjulet kan ses som om det står på högkant, d.v.s. det plan som hjulet spänner upp går genom jordens centrum. Det är alltså en höjdskillnad mellan hjulets nederkant och dess överkant. Satelliter på lägre höjd går fortare än de på högre höjd (om värdet på halva storaxeln är lika för dessa). Denna geometriska uppbyggnad innebär att mottagarsatelliterna roterar i en riktning som är baklänges i förhållande till ett vanligt roterande hjul, d.v.s. hjulets nedre del färdas framåt och hjulets överkant bakåt (såsom illustreras i Figur 4). Rotationshastigheten bestäms av omloppstiden. Hjulet som är elliptiskt anpassas så att dess centrum får samma rotationshastighet runt jorden som den belysande satelliten. Detta innebär en klar förbättring i förhållande till ITM där olika satellitbanor har olika omloppshastigheter varför avståndet/baslinjen hela tiden divergerar. ICW:s princip grundar sig på att de olika satelliterna går i något förskjutna ellipser.



Figur 4: Minisatelliterna färdas framför eller bakom sändarsatelliten. Minisatelliterna roterar så att rotationscentrum blir konstant i förhållande till sändarsatelliten. Alla minisatelliterna tar emot signalen och processar den. Baslinjen som anges i detta bistatiska fall betecknas B' . (Teckning: Mats Pettersson, FOI)

Genom att de olika satelliterna i ICW har olika positioner kan interferometri utföras med en stabil baslinje. Avståndet mellan sändarsatelliten och ellipscentrum blir konstant, varför den bistatiska vinkeln endast varierar på grund av småsatelliternas rotation. Eftersom

satelliterna tar emot samma signal blir kvalitén på den interferometriska höjdmätningen minst motsvarande den som man erhåller med ISP, som t.ex. resultaten från SRTM. Skillnaden mellan ISP och ICW är att man får en mycket större baslinje och därför bättre känslighet i mätningen med ICW. De problem med de rörelser eller vibrationer som kan uppstå i samband med styrning av satelliterna sägs vara fullt hanterbara.²⁷

Med samma konfiguration som för ICW kan man även öka upplösningen i en SAR. Detta bygger på samma filosofi som för ICW, d.v.s. att minisatelliterna ser området från olika håll samt att deras hastighet är olika. Tidigare nämndes att det som skapar upplösningen i en SAR-bild är den syntetiska antennens storlek samt radarsignalens bandbredd. När man ser målet från andra riktningar ökar man antennens storlek ytterligare.²⁸ En större antenn ger en högre upplösning. Ifall vi antar att vi har ett system med tre minisatelliter som i Figur 4 kan den ökade upplösningen maximalt bli två gånger i ground range och två gånger i azimut.

3.2.2 Detektion av rörliga mål

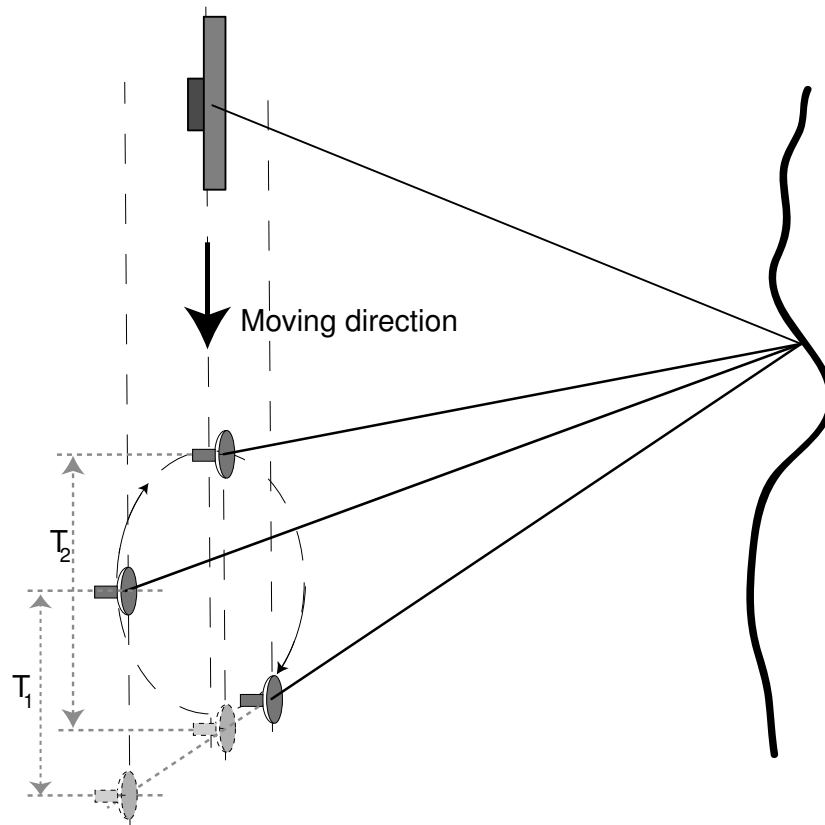
När man detekterar rörliga mål försöker man framhäva det rörliga målets rörelse i jämförelse med den stillastående bakgrunden. Principen för MTI ("moving target indication") är relativt enkel och den har använts sedan början av 1940-talet mot luftmål. Idén är att man utför två eller flera radarmätningar från samma position i rummet men separerade i tiden. Alla mål som står stilla kommer då att ge samma signal vid de olika mättillfällena. Rörliga mål kommer att förflytta sig och kommer därför att ge upphov till en förändring. Genom att två mättillfällen subtraheras från varandra kommer bidragen från de stillastående målen att cancellera och försvinna. De rörliga målen har förändrat sina positioner varför deras signal inte kommer att cancellera utan de framhävs i stället.

I Figur 5 illustreras hur MTI mot markmål med roterande minisatelliter kan fungera. Låt oss anta att vi gör en mätning mot ett område på marken vid tidpunkt T_1 . Efter tidpunkten T_2 kommer nästa satellit att se samma strålgång som den första satelliten. Genom att subtrahera dessa två signaler kan man trycka ner inverkan från de stillastående målen och framhäva de rörliga målen. Eftersom det i verkligheten finns brus och eftersom det behövs bättre upplösning än vad två mätningar ger använder man ett pulståg från satelliterna. Pulsstågets positionering till det stillastående markmålet är givet av satellitens hastighet. Därför måste man i positioneringen av det rörliga målet ta hänsyn till det rörliga målets rörelse. Genom att använda tre satelliter blir positioneringen mer exakt.

I Figur 5 tänker vi oss detektion av rörliga mål i likhet med ICW. När det gäller detektion av rörliga mål går det att bygga upp satellitkonfigurationen på annorlunda sätt. Det sätt som är enklast är att lägga både sändarsatelliten och mikrosatelliterna i samma omloppsbana så att de passerar samma position med ett givet tidsskift. Det behövs i detta fall inget roterande hjul av mikrosatelliter.

²⁷ Massonnet, D., "Capabilities and limitations of the Interferometric Cartwheel", *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 39, No. 3, Mars 2001, s. 506-520.

²⁸ För en mer korrekt analys måste bildens vågplan (eller ekvivalent dess Fourier-transform, d.v.s. bildens frekvensplan) studeras. Genom att ha flera riktningar kan man få en högre bandbredd i vågplanet både i range och i azimut. För mer information om detta se referensen ovan.



Figur 5: Detektion av rörliga mål. Alla satelliterna kommer att passera en punkt i rummet då de tar emot samma signal från marken. Dock sker detta med tidsfördröjningen T_1 respektive T_2 . Då vi i figuren vill illustrera detta har vi för enkelhetens skull bara förflyttat småsatelliterna. I verkligheten sker även en förflyttning av sändarsatelliten. Det går dock att visa att även denna förflyttning har en punkt i rummet där vi uppmäter approximativt samma signal²⁹. (Teckning: Mats Pettersson, FOI)

3.2.3 Stealthmål

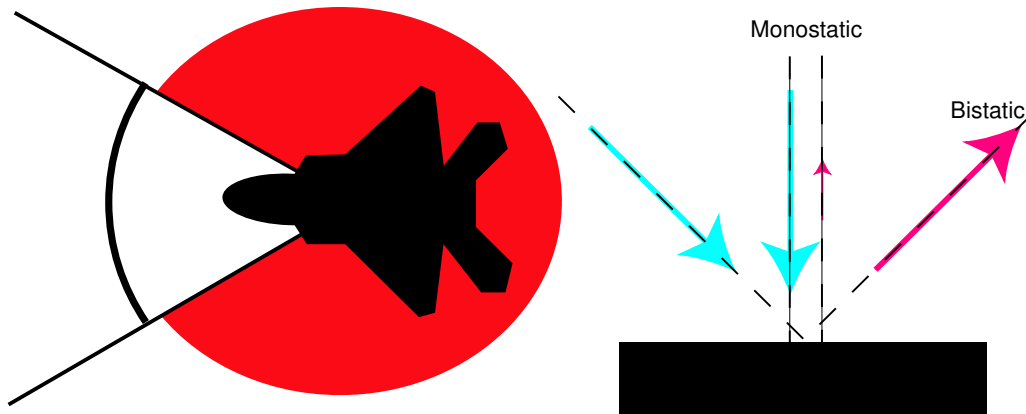
För att undvika att ett mål syns på radar försöker man hela tiden att minimera målets radarmålyta. Under det senaste decenniet har det i olika militära konflikter framgångsrikt använts så kallade stealthflygplan. Dessa flygplan har en mycket låg radarsignatur på de vanliga radarfrekvenserna.

Radarmålytan är minimerad enligt två principer: Kroppen är utformad så att tillbakspridningen (eng. "backscatter") är minimal, d.v.s. den inkommande radarvågen reflekteras i andra riktningar än den tillbaka till radarn. Kroppen är dessutom täckt med ett material som sänker reflexionen och därmed radarmålytan. I Figur 6 har vi illustrerat dessa två fenomen.

Antalet militära mål vilka har stealth-egenskaper ökar hela tiden och deras smygprestanda blir allt bättre. Det finns dock två viktiga motmedel mot stealth. Det första har illustrerats i Figur 6 och rör bistatisk radar. Bistatiska mätningar medför inte bara att den geometriska uppbyggnaden inte lika effektivt minskar radarmålytan utan också att det absorberande

²⁹ Pettersson, M.I., "Extraction of moving ground targets by a bistatic ultra-wideband SAR", *IEEE Proc. Radar, Sonar Navigation*, Vol 148, No.1, Februari 2001, s. 35-40.

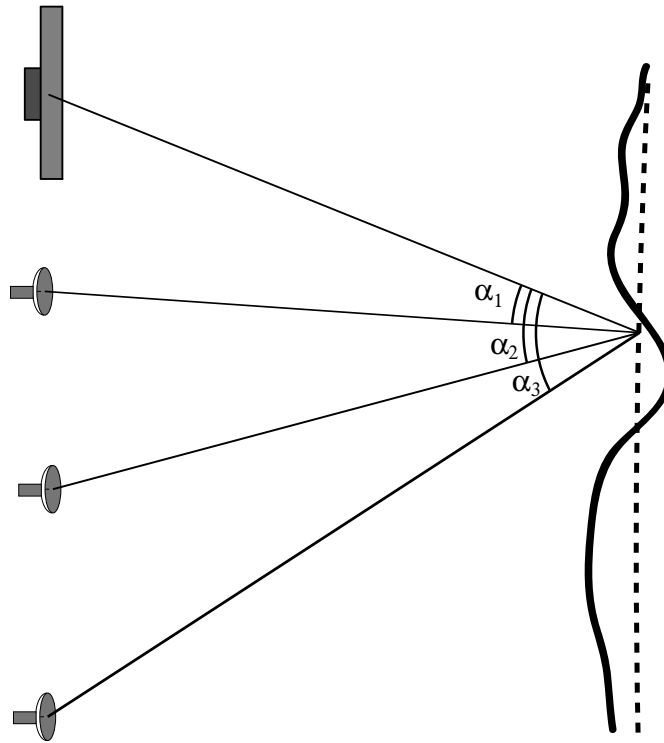
materialets egenskaper försämrar avsevärt. För stora bistatiska vinklar går inte radarmålytan att reducera, varken med material eller med utformningen av kroppen. Radarmålytan för stora bistatiska vinklar är för den mest avancerade stealthkroppen ungefär densamma som för en metallisk kropp med samma geometriska storlek. Det är därför forskningen inom bistatisk radar ökar allt mer.



Figur 6: Stealthkroppar reflekterar radarvågen i andra riktningar än tillbaka till den monostatiska radarn. De stealthade ytorna kan vara svåra att fullt ut kombinera med t.ex. en flygande kropp. Därför är kroppen som regel bara bra stealthad i vissa riktningar där hotet anses vara som störst (vit sektor i vänstra bilden). Genom att applicera ett radarabsorberande material kan radarmålytan reduceras ytterligare för den monostatiska vågen. Den koherenta bistatiska vågen är dock svår att reducera i någon större omfattning. (Teckning: Mats Pettersson, FOI)

Det andra motmedlet mot stealth är att använda en radarfrekvens som inte målet är anpassat för. Enklast och säkrast är att använda en frekvens inom resonansområdet för målet, d.v.s. frekvenser på VHF- och UHF-banden där våglängden är i paritet med målets storlek. När målet är i resonans med vågen påverkar målets geometriska utformning radarmålytan ganska lite. De absorberande materialen är också svåra att tillverka vid dessa frekvenser. Framförallt de dielektriska materialen blir alltför tjocka att applicera på t.ex. en flygande kropp. För rymdbaserad radar är dock inverkan av jonosfären en begränsande faktor för långa radarvåglängder.

Med mikrosatelliter erhålls en bättre möjlighet att detektera stealth-mål. Redan i grundkonstruktionen är ICW bistatisk. Därför kan ICW visa sig effektiv mot stealthmål. Hur effektiv beror på målen och på hur stor den bistatiska vinkeln är. Dock skiljer sig inte den bistatiska vinkeln speciellt mycket åt mellan de olika satelliterna. Vill man ha bättre förmåga mot stealth-mål bör man ha olika mätgeometrier för de olika satelliterna. Ett exempel på en sådan konfiguration ges i Figur 7.

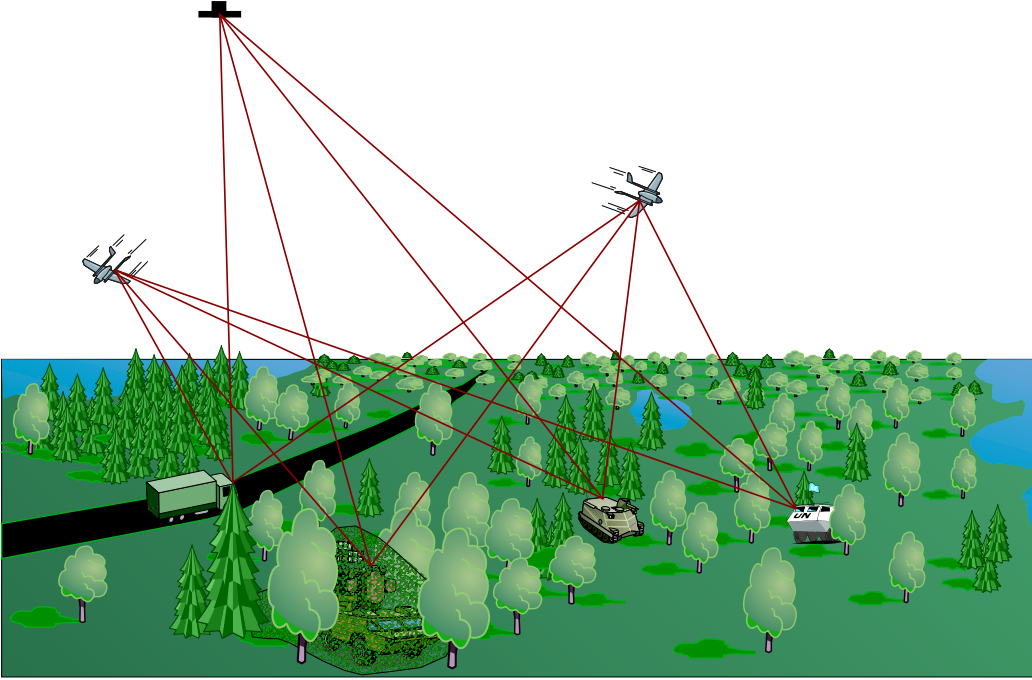


Figur 7: Olika bistatiska mätvinklar vilket förbättrar förmågan att upptäcka stealthade objekt. (Teckning: Mats Pettersson, FOI)

3.3 Satellit kombinerat med små UAvor eller markbundna nät

Vi har hittills diskuterat fördelarna med att ha mikrosatelliter. Ett annat mycket intressant alternativ är en sändarsatellit kombinerad med UAvor eller marksensorer istället för mikrosatelliter (se Figur 8). Alla de tillämpningar som finns i satellitfallet finns även i satellit-UAV-fallet. Vi tänkte därför i detta avsnitt belysa denna möjlighet och påvisa att den möjliggör ett annat operationellt uppträdande än när mikrosatelliter används. Framförallt tror vi att kombinationen är intressant ur ett militärt perspektiv, där kravet på täckningsområde är relativt begränsat men där tidskontinuerlig uppdatering är viktigt.

I denna konstellation kan man välja vilken höjd sändarsatelliten skall operera på. Då vi tänker oss en militär tillämpning och ett relativt pris effektivt alternativ med kontinuerlig belysning av ett begränsat område väljer vi en geostationär satellitbana. Skall man belysa ett område med satelliter på lägre bana än geostationär måste man hela tiden rikta om antennen mot det intressanta området samt ha flera satelliter för att garantera en kontinuerlig belysning.



Figur 8: Satellit kombinerat med UAVer. Satelliten sänder ut radarsignalen. Signalen reflekteras och tas emot vid olika positioner (olika bistatiska vinklar) av små UAVer. UAVerna har bara mottagare varför de inte lika lätt upptäcks och bekämpas, vilket ökar överlevnaden. UAVerna avbildar målen från olika håll samtidigt, vilket ökar möjligheterna av målklassning. (Teckning: Mats Pettersson, FOI)

En satellit i geostationär bana har en banhöjd som är ungefär 36 000 km, vilket är ca 40 ggr högre än för de tidigare beskrivna SAR-koncepten. Detta innebär att den utsända effekten av pulsen blir lägre per ytenhet för den geostationära satelliten. Dock uppvägs denna nackdel för den geostationära konstellationen av att avståndet är betydligt kortare till UAVerna eller marknätet än till mikrosatelliterna. Radarekvationen som beskriver hur mycket effekt som tas emot av mottagarna ges i det bistatiska fallet av

$$S = P_t \frac{G_t G_r \lambda^2 \sigma_b}{(4\pi)^3 R_1^2 R_2^2}$$

där S är mottagen effekt, P_t är utsänd effekt, G_t antennförstärkning hos sändarantennen, G_r antennförstärkning hos mottagarantennen, λ våglängden hos den elektromagnetiska vågen, σ_b den bistatiska radarmålytan av målet, R_1 avståndet från sändarantenn till målet samt R_2 avståndet från mottagarantenn till målet. I de bistatiska konfigurationerna med mikrosatelliter är avståndet från sändarsatelliterna ungefär detsamma som för mottagarsatelliterna, d.v.s. $R_{1\mu} \approx R_{2\mu}$. Antag att mikrosatelliterna går i banor på höjden 800 km. Då kan vi sätta $R_{1\mu} = R_{2\mu} = 800 \text{ km}$. I fallet med UAVer och en geostationär satellit är avståndet mellan sändare och mål $R_{1U} = 36000 \text{ km}$, d.v.s. $R_{1U} = 45R_{1\mu}$. Förhållandet mellan de mottagna effekterna blir alltså

$$\frac{S_U}{S_\mu} = \frac{R_{1\mu}^2 R_{2\mu}^2}{R_{1U}^2 R_{2U}^2}$$

Om vi vill att UAVerna skall motta ungefär samma effekt från den geostationära satelliten som mikrosatelliterna mottar måste

$$\frac{S_U}{S_\mu} \approx 1$$

Det avstånd på vilket UAVerna då måste befinna sig från målen blir

$$R_{2U} \approx \sqrt{\frac{R_{1\mu}^2 R_{2\mu}^2}{R_{1U}^2}} = \frac{R_{1\mu} R_{2\mu}}{R_{1U}} = \frac{800}{45} \approx 18 \text{ km}$$

Detta gäller alltså under förutsättning att vi använder samma sändar- respektive mottagar-antenn i båda fallen. R_{2U} kan ökas antingen genom att öka antennförstärkningen hos sändarantennen i den geostationära satelliten eller genom att öka antennförstärkningen hos mottagarantennen i UAVerna (eller naturligtvis båda). Eftersom den geostationära satelliten får antas vara mycket större än mikrosatelliterna kan den därmed rimligtvis ha mycket högre antennförstärkning än de som mikrosatelliterna har. Dessutom så är UAVerna passiva (har endast mottagare), varvid risken för nedskjutning är lägre, och kan därför flyga närmare sina spaningsobjekt än om de själva sände ut radarsignalen.

3.4 Diskussion

I denna del om SAR och mikrosatelliter har vi försökt att belysa tillämpningar inom området och vad det finns för alternativ. Målsättningen har varit att beskriva vilka nya tillämpningar vi kan få med mikrosatelliter. Något vi egentligen inte belyst är den militära användningen utan vi lämnar den åt läsaren. Klart är dock att digitala kartor (interferometri), detektion/klassning/identifiering av mål (monostatisk/bistatisk SAR) samt detektion av rörliga mål är av högsta prioritet för en militär användare. Vi skall i denna diskussion bara nämna några av de fördelar som vi ser av de olika spaningssystemen.

Fördelen med radarsatellitspaning (traditionellt monostatisk) framför radarflygspaning är att satelliten kan spana över områden som är väldigt otillgängliga och likaså över mycket stora ytor. Vidare har satelliten idag inget hot utan den kan avbilda i stort sett alla jordens hörn utan att bekämpas. Nackdelen med satellitspaningen är att den är dyr och för att uppnå kontinuerlig täckning måste man ha många satelliter i omloppsbana.

Fördelarna med mikrosatelliter (bistatisk SAR) jämfört med de traditionella monostatiska satelliterna är många. Flera av dessa fördelar är omnämnda i rapporten. Troligen ger mikrosatelliter bättre prestanda både för interferometri och för MTI än dagens system. En ovisshet är hur bra man lyckas hålla kontroll över mikrosatelliternas positioner. Viktigt är också mikrosatelliternas möjlighet att utföra bistatiska mätningar vilket ökar upptäckts-möjligheten av stealthade mål.

Nackdelarna med satellitövervakning är att det krävs många system för att bevaka ett område kontinuerligt och att dessa system därför kan bli väldigt dyra. Detta trots att man sparar pengar på att satsa på mikrosatelliter. Därför tar vi i denna rapport upp ytterligare ett alternativ vilket kombinerar satellitsystemens fördelar med de flygande systemens fördelar.

I denna konstellation tänker vi oss en sändarsatellit i geostationär bana eller några sändarsatelliter på lägre banor. Denna eller dessa satelliter kommer kontinuerligt att belysa det intressanta området. När man sedan vill generera SAR-bilder gör man det med flygande plattformar, t.ex. UAVer. Dessa UAVer kommer inte själva att vara aktivt sändande varför överlevnaden av UAVerna ökar. Målet kan avbildas från flera olika riktningar samtidigt och avbildningarna är helt oberoende av varandra. Den militära operatören kan direkt om-dirigera sensorn för att avbilda målen från någon annan riktning.

I den militära organisationen är UAV-lösningen flexibel och kan t.ex. utgöra en enhet till ett förband. Man kan i denna konstellation även tänka sig avbildning av luftmål med ett sensornätverk på marken. Satellit-UAV-spaning öppnar troligen för möjligheten att använda låga frekvenser för satellitspaning, vilket då ger förbättrade möjligheter att detektera kamouflerade och gömda mål samt ger ytterligare ett motmedel mot stealth. Lägre frekvenser (längre våglängder) fordrar visserligen större antenner men detta torde gå att lösa tekniskt (jfr CARABAS). Eftersom UAVerna tar emot både den mot markobjekt reflekterade signalen och den direkta (ej reflekterade) signalen från satelliten (bägge signalerna passerar alltså genom jonosfären) kan man med processning av SAR-bilden kompensera för jonosfärens inverkan.

3.5 Slutsatser

Slutsatsen är att SAR från satellit är ett viktigt verktyg för att inhämta militär och säkerhetspolitisk information. Ett SAR-satellitesystem kan övervaka stora områden och informationsinhämtningen är helt oberoende av dagsljus och väderförhållanden. Ett satellitesystem kan sköta spaningen över känsliga områden utan risk för bekämpning. Dock kan ett militärt satellitesystem med kontinuerlig bevakning anses för dyrt för ett land som Sverige.

Vi har i detta avsnitt belyst satellitesystem med mikrosatelliter. Dessa system kommer att ge nya och bättre möjligheter och tillämpningar inom SAR-området. Förutom (den fotolika) SAR-bilden över området kommer dessa system att kunna leverera topografiska kartor samt detektion/klassning/identifikation av stillastående och rörliga mål. Bistatiska konfigurationer med dessa satelliter kommer även att ge möjlighet för detektion av smygsmål (stealth). Dock måste mer forskning bedrivas inom detta område innan man kan kvantitativt avgöra hur bra dessa system kan bli jämfört med de mer traditionella.

I denna rapport tog vi även upp ett billigare system som kombinerar en sändarsatellit med mottagare nära marken. Mottagaren kan t.ex. vara placerad på en UAV som befinner sig nära det område som är intressant för avbildning. Sändarsatelliten kan gå i banor på olika höjd, men med kontinuerlig belysning av ett utvalt område placeras lämpligen satelliten i den geostationära banan. Detta innebär att endast en satellit behövs. Jämfört med att ha både sändare och mottagare på UAVen ger denna konstellation flera fördelar. Fienden vet inte när han är avbildad ty han är alltid belyst. Han har svårare att bekämpa avbildaren då den inte skickar ut någon strålning eftersom den endast innehåller endast en mottagarenhet. Detta förbättrar de militära förutsättningarna samtidigt som det ökar överlevnaden på UAVerna. Även inom detta område krävs mer forskning för att säkerställa hur bra prestanda kan bli. Dock är förutsättningarna goda för att denna konstellation kan bli en framtida konfiguration för det svenska försvaret både på hemmaplan och i internationella operationer.

4. Signalspaning

4.1 Satellit som signalspaningsplattform

Självklart är en satellit en lockande plattform för signalspaning – sis. Det som främst lockar är möjligheten att göra observationer oberoende av terränghinder över områden som i princip kan väljas fritt över hela jordklotet utan tidsödande materieltransporter på ytan eller genom lufthavet. Vidare gäller att spaningsresultatet ”lätt” kan kommuniceras tillbaka till satellitägaren för fortsatt analys.

En satellit är dock långtifrån en ideal sis-plattform; stora möjligheter finns men också stora svårigheter. En målsättning för detta rapportavsnitt är att beskriva såväl fördelar som nackdelar med en satellit som sis-plattform. Särskild uppmärksamhet kommer att ägnas åt att en satellit kan bestå av ett antal subsatelliter, ett kluster. Vidare kommer satellitbanans betydelse ur sis-synpunkt att behandlas liksom den teknik som krävs för att satellitsegmentet skall kunna lösa sin uppgift i signalspaningssammanhanget.

Slutligen kommer två exempel på sis-satelliter att beskrivas. Som vanligt i sis-sammanhang är den mest intressanta informationen inte tillgänglig, men angående huvuddragen finns en del information. Framställningen här bygger helt på öppna källor.

4.2 Sis från satellit

4.2.1 Horisontbegränsning

Vid all signalspaning gäller att den signalkälla man vill observera kan maskeras av något hinder. För att undvika masker vill man gärna placera sin sis-antenn högt, som t.ex. ett fordonstak, en fartygsrigg, en antennmast, en helikopter, en UAV, ett flygplan eller kanske en satellit. Ju högre man placerar sin antenn desto mindre betydelsefulla blir då näraliggande masker och horisonten förskjuts allt längre bort.

Ökande sis-antennhöjd innebär bl.a. att en signalkälla kan observeras alltmer oberoende av terrängen runt sändaren och att vågutbredningen övergår alltmer till frirumsutbredning. Frirumsutbredning innebär låg utbredningsdämpning och avsaknad av flervägsutbredning, d.v.s. en vågfront som inte bara kan betraktas som plan utan också utgör ett ortogonalplan till utbredningsriktningen. Utbredningsdämpningen är som sagt förhållandevis låg men kan i sis-satellitfallet ändå bli betydande genom att avstånden kan vara ganska stora (i det geostationära fallet ungefär 36 000 km).

4.2.2 SNR och separation

Allmänt gäller alltså att det är förhållandevis lätt att erhålla ett tillräckligt SNR (Signal-to-Noise Ratio, d.v.s. signalbrusförhållande) för målsignalen i sis-satellitmottagaren genom den gynnsamma vågutbredningen.

Man har nu anledning att fråga sig om det bara är fördelar med att göra sis-observationer från hög höjd på det sätt som sker från en sis-satellit. Svaret är nej och det hänger samman

med att mängden signaler ökar snabbt när horisonten med stigande antennhöjd förskjuts utåt.

För att sis-observation av en viss signal skall kunna ske med gott resultat fordras att den aktuella signalen kan separeras från alla andra signaler som når mottagaren. Separation kan t.ex. ske i tid, frekvens eller rumsligt, t.ex. i vinkel. Ofta, för att inte säga alltid, sker separationen i sis-mottagaren på flera olika sätt. Som exempel kan nämnas att i radar-sis-satelliter spelar radarpulsernas separation i tid stor roll. En navigationsradar t.ex., sänder i upp till ungefär 1 μ s och är sedan tyst under en ca 1000 ggr längre tid. Till detta kan sannolikt läggas viss separationsförmåga hos sis:en i frekvens och vinkel. För radio-sis gäller att många radiosystem, i synnerhet de med sändare och mottagare på marken, återutnyttjar sina radiokanaler men med en viss geografisk spridning som ger skydd mot systemintern interferens. Varje mottagare i radiosystemet kommer då, inom en viss radiokanal, endast att nås av signalen från en enda sändare (eller åtminstone med dominerande signalnivå nås av en enda sändare). Ett satellitburet radio-sis-system måste på något sätt kompensera för den separation som en relativt närbelägen horisont ger i markfallet, vilket är till hjälp för både radiosystem och radio-sis-system, men som i ett satellitsammanhang faller bort. Eftersom radiosignaler i allmänhet inte är separerade i tiden och eftersom separation i frekvens normalt inte kan tillämpas inom en radiokanal blir rumslig separation det mest intressanta och kanske det enda alternativet. Rumslig separation kan ske som vinkelseparation, d.v.s. lobbildning. En signal inom loben är alltid, beroende på lobformen, mer eller mindre separerad från signaler utanför loben. Denna princip tillämpas t.ex. i den geostationära radio-sis-satelliten Magnum³⁰. Satelliten har en enorm parabolantenn som riktas mot det område på jordytan som för tillfället är intressant. Signalerna från detta område blir då separerade från dem som kommer från andra områden på jordytan. Givetvis måste man dessutom tillämpa andra former av separation, t.ex. separation i frekvens. Parabolantennen medför dessutom en mycket stor absorptionsarea (hög antennvinst) vilken är helt nödvändig beroende på det stora spaningsavståndet.

Möjligen kan det i ett geostationärt fall, som i det ovan beskrivna, vara möjligt att utforma mataren till parabolantennen som en matris av element och genom digital signalbehandling separera signaler inom loben även om de använder sig av samma frekvens, s.k. superupplösning. Att tillämpa denna form av rumslig upplösning från en "liten billig satellit" förefaller dock vara mycket svårt.

4.2.3 Åtkomst/satellitbanan

Ovanifrånperspektivet gör signalspaning från satellit, som tidigare nämnts, mindre beroende av terrängmasker nära aktuell sändare vilket är en fördel. Samtidigt gäller dock att sändare i allmänhet riktar sin utsändning horisontellt och inte uppåt. En sid-, framåt- eller bakåttittande sis-satellit är ur denna synpunkt att föredra framför en nedåttittande.

En satellit kan göras stationär i förhållande till jorden men måste då befinna sig över ekvatorn eller ett närområde till denna och på en höjd av ca 36 000 km, vilket är ett mycket stort avstånd. Från en geostationär position kan en stor del av jordytan överblickas; andelen är något mindre än 50 %. Vissa områden, polarkrakterna, kan överhuvudtaget inte nås. Mot höga latituder blir siktlinjen från en geostationär satellit alltmer parallell med jordytan och

³⁰ För information om Magnum se t.ex.:

www.fas.org/spp/military/
http://users.ox.ac.uk/~daveh/Space/Military/milspace_sigint.html
www.friends-partners.ru/partners/mwade/craft/magnum.htm
www.skyrocket.de/space/doc_sdat/magnum.htm

känsligheten för masker ökar. Likväl är den geostationära banan, som tidigare nämnts, intressant ur sis-synpunkt, kanske mest på grund av att den medger kontinuerlig och uthållig spaning mot objekt i ett täckningsområde som är ganska stort.

I en bana som är lägre än den geostationära kommer en satellit att röra sig över jordytan. Ett höjdivtervall där många satelliter återfinns är ca 500 – 1 000 km, som ger en omloppstid av ca 90 minuter i en cirkulär eller svagt elliptisk bana. Banplanets lutning i förhållande till ekvatorsplanet, inklinationen, kan i princip väljas fritt mellan 90° (polär bana) och 0° (ekvatoriell bana). En LEO-bana (Low Earth Orbit) har den fördelen ur sis-synpunkt att spaningsavståndet blir någorlunda kort. Även om man bortser från skillnaden i avstånd mellan GEO- och LEObanor blir förutsättningarna för sis blir nu helt annorlunda. Sis-satelliten rör sig med en relativt hög hastighet över jordytan och en punkt på ytan passerar genom satellitens horisontbegränsade täckningsområde på ca 10 minuter varefter den är borta under ca 80 minuter innan den återkommer. Efter ett fåtal passager har jorden vid en polär bana vridit sig så mycket att den aktuella punkten inte längre passerar genom satellitens täckningsområde. När passagera upphört återkommer nyss nämnda punkt på jordytan till satellitens täckningsområde först ca 12 h efter den första av de nyss nämnda passagera.

Resonemanget ovan gäller för en polär bana, som också kan sägas ha hela jordytan som totalt täckningsområde (även om det momentana täckningsområdet är betydligt mindre). För banor med lägre inklinations förändras intermittensten liksom täckningsområdet (polarområdena faller bort). Vid inklinationen 0° (ekvatoriell bana) är täckningsområdet endast ett närområde till ekvatorn. En given punkt inom detta närområde kan observeras under ca 10 minuter med ett intervall som är konstant och ca 90 minuter.

Ur sis-synpunkt är nog en LEO-bana med inklinationen 60° den mest intressanta. Den ger tillräcklig täckning av höga latituder men prioriterar ändå ner de mindre intressanta polartrakterna i någon mån. Därefter intressant är den rent polära banan medan den ekvatoriella banan är näst intill ointressant.

Ett mellanting mellan den geostationära banan och LEO-banan är den starkt elliptiska banan kallad Molniya-banan. Den höga halvan av varvet ger egenskaper som liknar den geostationära banan men med den viktiga skillnaden att täckningen kan bli god även över höga latituder vilket är intressant inte minst ur sis-synpunkt. I den låga delen av banan påminner banan om en LEO-bana men med den skillnaden att återkomsttiden blir betydligt längre, mellan 12 och 24 timmar³¹ i stället för de 90 minuter till 24 timmar som gäller för en LEO-bana.

Med några satelliter i Molniya-bana i samma banplan kan ett område på jordytan observeras i stort sätt kontinuerligt. Detta understryker att den höga delen av Molniya-banan är särskilt intressant ur sis-synpunkt på grund av möjligheterna till god täckning av höga latituder.

³¹ Omloppstiden för en satellit i en egentlig Molniya-bana är 12 h. Det betyder att satelliten kommer att gå i ett och samma banspår (varannan gång åt det ena hållet och varannan gång åt det andra) på den låga delen av banan. Men om man lägger satelliten i en bana som inte har exakt 12 h omloppstid kan andra delar av täckas in.

4.2.4 Signaldynamik

Sis-mottagare är, liksom alla andra mottagare, mer eller mindre olinjära. Olinjäriteten medför att när mottagaren nås av flera signaler samtidigt så sker intermodulation, en ömsesidig påverkan, mellan signalerna. Intermodulationen medför att falska signaler skapas i mottagaren på andra frekvenser än där de intermodulerande signalerna finns. Detta gäller även i det fall då man verkligen ansträngt sig att skapa en linjär mottagare. Den nedsättning av systemprestanda som olinjäriteten medför beror inte bara på mottagaren utan också på hur den påfrestas, d.v.s. hur signalmiljön ser ut. För att optimera mottagarens prestanda (d.v.s. för att utnyttja signalförhållandena maximalt) anpassar (kalibrerar) man sis-mottagaren alltefter de aktuella signalförhållandena. Detta görs genom att mottagarens dynamikfönster (det effektintervall inom vilket mottagaren kan arbeta) anpassas på så sätt att de för tillfället starkaste signalerna hamnar i fönstrets överkant och de svagaste signalerna i fönstrets underkant. Svagare signaler än så skulle annars kunna hanteras men inte i den för tillfället rådande signalmiljön.

En vanlig orsak till att en mottagares dynamikfönster måste ”hissas upp” är okontrollerade sändare i närområdet till en sis-utrustning. Att denna situation uppstår är i ett mobilt sammanhang mera regel än undantag.

Närbelägna okontrollerade sändare är någonting som saknas i ett sis-satellitssammanhang, vilket är en stor fördel. De signaler, med ungefär samma frekvens, som når sis-satelliten har ungefär samma dämpning (orsakad av vågutbredningen). De skillnader i effekttäthetsnivå som finns beror enbart på sändarnas uteffekt och den antennvinst som gäller i riktning mot sis-satelliten (samt på polarisationen).

Ur sis-synpunkt har alltså satelliten en klar fördel när det gäller effektnivåskillnader i signalmiljön. När det gäller den tillgängliga mängden signaler kan man se det som en nackdel – intermodulationsrisken ökar med antalet signaler – men man ska då också komma ihåg att satellitens stora potentiella täckningsområde är en fördel.

4.2.5 Pejling

Framförallt i en LEO-bana – men kanske även i den låga delen av en starkt elliptisk bana – kan satellitens rörelse, d.v.s. dess hastighet, användas för lägesbestämning av emitterar genom den varierande dopplerförskjutning som den relativa rörelsen ger upphov till.

Hastigheten hos en LEO-satellit är ungefär 8 km/s. Vid en frekvens av 100 MHz svarar den hastigheten mot en dopplerförskjutning av ca 2,7 kHz och vid frekvensen 10 GHz av ca 270 kHz. Lägesbestämning genom dopplerdifferensmätning kan ske mot rörliga mål på ytan så gott som utan fel, orsakat av målets egenrörelse, eftersom satellitens hastighet är stor. Mot rörliga mål i luften kan detta göras med endast små fel. Lägesbestämning genom DDOA (Doppler Difference Of Arrival) och närbesläktade principer har diskuterats i några sentida FOI-rapporter³². En skillnad mellan satellitburen DDOA och flygburen, förutom hastigheten, är att flygbanan kan varieras nästan godtyckligt medan satellitens bana är given – en rak bana utan variation – vilket är en nackdel. En annan nackdel är det stora av-

³² Andersson, Börje; Bergdal, Hans; Henriksson, Daniel; Lindgren, Björn; Westerlund Carl-Lennart; *Precisionslägesbestämning med flygburna radarsensorer*. Linköping, FOI 2002, (FOI-R--0719--SE); och Andersson, Börje; Henriksson, Daniel; Lindgren, Björn; *Flygburen passiv lägesbestämning baserad på noggrann frekvensmätning*; Linköping, FOI 2001, (FOI-R--0329--SE).

ståndet till emittern vilket sannolikt innebär krav på lång observationstid (och att emittern sänder under denna tid) för att uppnå viss noggrannhet.

Satellit rörelsen relativt jorden i t.ex. en LEO-bana kan också användas för lägesbestämning genom s.k. egentriangulering eller snarare dess motsvarighet i ett tredimensionellt spaningsfall. Satellitens höga fart kan här vara en fördel genom att den tid det tar att skapa en tillräcklig pejlbas inte blir alltför lång trots att det stora spaningsavståndet kräver en relativt lång pejlbas.

Lägesbestämning kan också ske momentant genom riktningsbestämning i två dimensioner, t.ex. horisontellt respektive vertikalt, från en 3-axligt stabiliserad LEO-satellit. Någon pejlbas behövs inte då. Satellitrörelsen har vid denna metod ingen annan roll än att förflytta satelliten fram till spaningsobjektet för att där kunna mäta mot det vid olika aspektvinklar.

4.2.6 Enkel "signalspaningssatellit" (NSAT-1)

Vid FFI i Norge studeras ett satellitkoncept för övervakning av de vidsträckta vattnen i Nordatlanten som står under norsk överhöghet. Ett projekt har startats för att i samarbete med bl.a. norska Ericsson ta fram en prototyp till en mikrosatellit (< 50 kg) med förmåga att passivt mäta in fartyg. Den signalkälla som man avser utnyttja är den navigeringsradar som fartyg med en längd över 45 m enligt en internationell konvention måste ha igång när fartyget är till sjöss. Att kalla NSAT-1 för en signalspaningssatellit är något tveksamt eftersom frekvensområdet är minimalt, 9,2 – 9,5 GHz, och eftersom utrustningen riktar sig mot en enda typ av radar.

Satelliten, en singelsatellit vars fysiska storlek är ungefär $50 \times 55 \times 71 \text{ cm}^3$, är tänkt att skickas upp (okänt när) i en cirkulär och nära polär bana med en banhöjd av 600 km och en omloppstid av ca 1 h 36 min (≈ 15 varv/dygn). Satelliten, som är attitydstabiliserad med hjälp av en stjärnkamera, har en i förhållande till satelliten fast lob (denna pekar strax under jordhorisonten). Hela satelliten kan (långsamt) vridas runt sin vertikalaxel och därmed titta åt valfritt håll. Med loben riktad tvärs banan kan fartyg observeras inom ett 1200 km brett band. Med loben riktad längs banan begränsas observationsbandet till 300 km. Avståndet mellan intilliggande markspår är ca 2600 km vid ekvatorn och ca 1300 km vid en latitud av 60° .

Antennen består av sex antennelement. Tillsammans ger dessa en sannolikt vertikalpolariserad lob vars vidd troligen är ca $7^\circ \times 7^\circ$, vilket svarar mot en antennförstärkning (ofta kallat antennvinst) av ca 25 dB. Cirka 8 dB kommer då från koherent addering av signalen från de sex elementen medan ca 17 dB kommer från antennelementen i sig. Riktningsbestämning inom loben sker sannolikt som interferometri (fasjämförelse) mellan lämpligt valda delantennor: tre vid mätning i vertikal led och två vid mätning i horisontal led. Den goda lägesnoggrannhet som nämnts, 1 km, motsvarar på ett avstånd av 1000 km ett vinkelfel av ca 1 mrad, d.v.s. $\approx 0,05^\circ$. Att uppnå en sådan hög riktningsnoggrannhet är svårt men kanske inte omöjligt med tanke på att den relativa bandbredden hos systemet är liten, $\approx 2\%$. Den höga riktningsnoggrannheten ställer höga krav på attitydkontrollen, stjärnkameran, och temperaturstabiliteten hos den mekaniska konstruktionen runt stjärnkamera och antennfundament samt hos själva antennerna. Efter riktningsbestämning kan målets läge bestämmas utifrån känd satellithöjd och position. Förekommande mångtydigheter kan förmodligen lösas upp genom satellitens rörelse i banan.

NSAT-1 är tänkt att kontrolleras från en markstation i norra Norge. Ett användarcentrum som också utgör terminal mot satelliten planeras i södra Norge. Två andra fasta terminaler

kommer att finnas liksom en sjöburen terminal. Dessutom planeras en fast kalibrerings-sändare.

4.3 Signalspaning från satellitkluster

4.3.1 Allmänt

Med ett satellitkluster menas här ett antal samverkande enheter, subsatelliter. Subsatelliterna är givetvis inte mekaniskt förbundna med varandra men bibehåller ändå sin plats i klustret när detta genomlöper sin bana. Avståndet mellan subsatelliterna kan variera men jämfört med banhöjden är det i normalfallet betydligt mindre.

Subsatelliterna kommunicerar med varandra över ett nätverk. Varje subsatellit har vid sidan av sin huvuduppgift och sin kommunikationsförmåga också förmåga och energi att inta och behålla sin plats i klustret med rätt attityd.

När det gäller fördelning av uppgifter över klustret är det inte nödvändigt att någon av subsatelliterna ges en direkt ledande roll i klustret. Ledningsfunktionen kan fördelas över klustret genom nätverket. Däremot är det sannolikt att en viss subsatellit pekats ut för att svara för klustrets kommunikation utåt och därför utrustas med speciell hårdvara för detta ändamål. För klustrets interna kommunikation finns givetvis lämplig och lika utrustning i samtliga subsatelliter.

Man kan se stora fördelar i klusterkonceptet ur sis-synpunkt. En viktig förutsättning är dock att internkommunikation och attitydkontroll fungerar väl.

Fördelningen av uppgifter över klustret kan ske på många olika sätt. Ett sätt är att skapa en stor frekvenstäckning genom att ett antal subsatelliter tar hand om var sitt delfrekvensområde. Ett annat sätt är att ett antal subsatelliter, t.ex. tre eller fyra, samarbetar vid lägesbestämning genom tids- eller frekvensdifferensmätning. Erforderliga mätbaser, som för ett LEO-kluster kan uppskattas till ca 60 km, kan sannolikt skapas utan större svårigheter även om hänsyn tas till den nödvändiga internkommunikationen.

4.3.2 Exempel på signalspaningskluster (Essaim)

Essaim (fr. svärm) är en relativt ny fransk satsning för att vidareutveckla franskt (på sikt kanske europeiskt) kunnande och förmåga inom området signalspaning från rymden. De första notiserna om detta projekt dök upp i öppen press i oktober 2001. Såvitt känt har någon uppskjutning inte ägt rum ännu (oktober 2003). En källa anger att uppskjutningen skall ske under 2004. Essaim har föregåtts av Cerise (uppskjuten 1995) och Clémentine (uppskjuten 1999). Båda dessa är små satelliter (50 kg). Cerise påstås arbeta med radio-sis (COMINT) och Clémentine med radar-sis (ELINT) men dessa påståenden får betraktas som osäkra. Att uppgiften för Essaim ligger inom området signalspaning är klart men det är osäkert om uppgiften i första hand ligger på radio-sis- eller på radar-sis-sidan. Man kan inte utesluta att förmågan räcker till båda uppgifterna och men kanske med en frekvensbegränsning till under 1000 MHz. Cerise och Clémentine är båda singelsatelliter medan Essaim är en klustersatellit, i likhet med NOSS (Naval Ocean Surveillance System).

Enligt uppgift kommer Essaim att ha samma bantyp som Cerise och Clémentine; en nära cirkulär LEO-bana på ca 680 km höjd med en omloppstid av ca 96 minuter. Inklinationen finns det ingen uppgift om. Ett tänkbart alternativ är en inklination av 90° (polär bana) men

mera sannolikt blir inklinationen ca 60°. Essaim kommer att kunna observera signalkällor på ömse sidor om banspåret om avståndet från källan till banspåret är minst ca 200 km (deelevation³³ 74°) och högst ca 2500 km (deelevation 15°). Signalkällor direkt under klustret kommer således inte att kunna hanteras. Eftersom avståndet mellan banspåren för intilliggande varv är ca 2600 km (vid ekvatorn) kan eventuellt en observation ha skett redan under föregående varv eller kommer eventuellt en sådan att ske under nästkommande varv, d.v.s. tre konsekutiva observationer kan eventuellt ske under tre i följd kommande satellitpassager.

Essaim-klustret sägs komma att bestå av fyra små satelliter om vardera 120 kg. Tre av dessa är tänkta att delta i sis-inhämtningen medan den fjärde enligt uppgift fungerar som reserv. Om detta är sant gäller att alla satelliterna är lika vilket är positivt eftersom en trasig satellit kan bytas ut mot vilken som helst av de övriga men också att samtliga satelliter måste vara fullt utrustade för kommunikation med marken inklusive sändare, antenner och mottagare vilket ju inte är nödvändigt ur ren systemfunktionssynpunkt. Man kan nog inte helt utesluta att den fjärde satelliten är en centralpunkt för det systeminterna sambandet och den satellit som ensam svarar för markkommunikationen.

Ifråga om banvalet har det sagts att satelliterna inom Essaim-klustret kommer att färdas i två olika banor. Om satelliterna fördelar sig på dessa banor som 2+2 eller 3+1 finns det ingen uppgift om. Hur förhåller sig då dessa två banor till varandra? Viktigt här är att klustret inte splittras. Satelliten/-erna i den ena banan måste med liten energiåtgång kunna hindras från att fjärma sig alltför långt från satelliten/-erna i den andra. För att så skall bli fallet fordras att omloppstiderna för de två banorna är desamma.

Åtminstone följande tre alternativ är då tänkbara:

1. Båda banorna finns i samma banplan och de är svagt elliptiska. Storaxeln hos den ena banan är vriden i förhållande till storaxeln hos den andra, kanske med 90°. Banorna kommer att skära igenom varandra i två punkter men separationen längs respektive bana gör att satelliterna inte kolliderar.
2. Banorna finns i var sitt banplan men inklinationen hos det ena banplanet ligger mycket nära inklinationen hos det andra; endast en liten skillnad finns. Banorna kan i detta fall vara cirkulära eller svagt elliptiska. Om de är elliptiska så är storaxlarna i de två ellipserna riktade på samma sätt.
3. En kombination av alternativen 1 och 2: Banorna kommer inte längre att skära igenom varandra om båda banorna är svagt elliptiska och har sina respektive storaxlar vridna 90° i förhållande till varandra. Där banplanen skär varandra ligger det ena satellitparet högt i sin svagt elliptiska bana medan det andra paret ligger lågt.

Avståndet mellan satelliterna uppges variera mellan ett fåtal km och ett fåtal tiotal km. Sådana variationer kommer att förekomma oavsett vilket av alternativen ovan som gäller. Vilken skillnad kan då valet mellan dessa tre alternativ göra? Skillnaden ligger (bl.a.) i orienteringen hos de mätbaser som kan skapas mellan satelliterna.

³³ Deelevation (eller deelevationsvinkel, depressionsvinkel, nedåtvinkel) är vinkeln under horisontalplanet, d.v.s. i det här fallet det plan som går genom satelliten och är parallellt med jordytan.

Vid alternativ 1 gäller att möjliga mätbaser har horisontella komponenter längs banan samt vertikala komponenter. De förra finns alltid medan de senare försvinner där banorna skär igenom varandra. Horisontella komponenter tvärs banan saknas helt.

Vid alternativ 2 gäller att horisontella komponenter finns såväl längs som tvärs banorna, de senare försvinner dock där banorna skär igenom varandra. Vertikala komponenter saknas helt.

Vid alternativ 3 finns som alltid horisontala komponenter längs banorna men också horisontala komponenter tvärs banorna och vertikala sådana. De två senast nämnda komponenterna kommer dock att försvinna tillfälligtvis: den horisontella tvärskomponenten där banplanen skär igenom varandra och vertikalkomponenten när banorna har samma höjd.

Sammanfattningsvis gäller alltså att vid alternativ 1 saknas hela tiden en tvärsriktad horisontell mätbaskomponent; vid alternativ 2 saknas hela tiden en vertikal mätbaskomponent; medan vid alternativ 3 finns båda dessa komponenter men inte hela tiden. En horisontal komponent längs banan finns hela tiden i alla tre alternativen.

4.4 Slutsatser

Vi har här tittat på tre klusteralternativ (Essaim-fallet) för signalspaning: två banor i samma banplan; två banor i vart sitt banplan; samt en kombination av dessa. I det första fallet saknas hela tiden en tvärsriktad horisontell mätbaskomponent och i det andra fallet saknas hela tiden en vertikal mätbaskomponent. En tvärsriktad horisontell mätbaskomponent är bra för riktningsbestämning framåt och bakåt och en vertikal mätbaskomponent möjliggör riktningsbestämning i det vertikala planet där såväl satellitkluster som emitter befinner sig. I det tredje fallet finns båda dessa komponenter men inte hela tiden. En horisontal komponent längs banan finns hela tiden i alla tre fallen. En sådan längsriktad horisontal mätbaskomponent är bra för riktningsbestämning tvärs banan.

Någon närmare undersökning av dessa olika möjligheter att utnyttja satellitkluster för signalspaning har inte gjorts här. Vad som behöver studeras är: lämpliga separationer mellan banplanen; lämpliga avstånd mellan satelliterna i samma banplan; om banorna skall vara cirkulära eller elliptiska och i så fall med vilken excentricitet. Till detta kommer som alltid vid val av satellitbanor frågan om lämpliga banhöjder och inklinationer.

En uppenbar fördel med att ha flera satelliter är att en mätbaskomponent finns tillgänglig hela tiden. Med en satellit kan man bli tvungen att göra mätningar under flera passager. Ett enkelt sätt att använda flera satelliter är att utnyttja dessa så att en längre sammanhängande avlyssningsperiod kan fås i fallet för spaning mot kommunikation. Detta kan åstadkommas relativt enkelt genom att t.ex. lägga alla satelliterna som ett radband i samma banplan. Ett sådant system fordrar ingen komplicerad samverkan mellan satelliterna.

5. Optik

5.1 Introduktion

Upplägget av detta kapitel skiljer sig från de två tidigare kapitlen om SAR och signalspaning. Till skillnad från dessa kapitel så är den grundläggande principen för optisk avbildning så allmänt känd att vi inte tar upp och diskuterar den här.

Våglängden hos för de elektromagnetiska vågorna inom det optiska området är mycket kortare (från ca 1000 till upp mot en miljard gånger kortare) än för vågländern inom radar- och signalspaningsområdena. Detta medför att kraven på positionsnoggrannhet för att utföra interferometri blir i motsvarande grad högre. Av denna anledning anser vi det inte vara realistiskt med optisk interferometri från satelliter i LEO för avbildning av jorden.

Det här kapitlet tar till stor del upp metoder att använda optisk teknik inte som sensor utan som hjälpmedel för konstellationer med andra sensorer som t.ex. SAR eller signalspaning. Det handlar t.ex. om att använda laser för avståndsmätning eller för kommunikation.

5.2 Satellitkonstellationer med optisk teknik

De satellitformationer som f.n. är under projektering runt om i världen ser olika ut. Formationerna består av två element (t.ex. SMART-2³⁴) eller fler, men en vanlig konstellation innehåller mellan fem och åtta satelliter (som t.ex. GEOTEL³⁵ och DARWIN³⁶).

Själva utformningen av konstellationerna är också olika. Satelliterna inom en konstellation kan vara skilda i både form, storlek, inbördes avstånd och uppgift inom konstellationen, men de kan även vara likartade i form och ha samma inbördes avstånd mellan varandra.

5.2.1 EO-1

EO-1³⁷, som sköts upp i november 2000, testar automatisk formationsflygning. Satelliten EO-1 färdas 60 sekunder (vilket motsvarar 450 km) bakom den civila fjärranalyssatelliten Landsat-7. Detta medför att EO-1 kan observera samma markområde under samma väder- och atmosfärsbetingelser, erhålla stereobilder över och data från ett område vid ett och samma tillfälle från olika vinklar. Förutom att vetenskapliga data erhålls som inte kan fås från en ensam satellit testar EO-1 också nya tekniker för styrning, omborddatabehandling och datalagring.³⁸

³⁴ *Formation control for Darwin demonstration in the SMART-2 mission*, Patrick Chapman, Luke Gillett, Astrium Ltd, UK.

³⁵ *FORMATION METROLOGY AND CONTROL FOR LARGE SEPARATED OPTICS SPACE TELESCOPES*, Edward Mettler, William G Breckenridge, and Marco B Quadrelli, Jet Propulsion Laboratory, Kalifornien, USA.

³⁶ *LASER TRUSS CONCEPT FOR DARWIN TYPE SATELLITE FORMATIONS*, Ulrich Johann and Claus Braxmaier, Astrium Germany.

³⁷ <http://mtpeweb1.gsfc.nasa.gov/overview/eo1Overview.html>

www.AviationNow.com/content/publication/awst/20010521/eo1.htm

³⁸ www.gsfc.nasa.gov/

5.2.2 DARWIN

Ett annat exempel på ett teleskop i konstellation bestående av flera satelliter är ESAs DARWIN³⁹, som planeras till ca 2014. Missionens två huvudsakliga uppgifter, som den skall lösa med interferometri, är:

- Detektion och observation av planeter nära stjärnor.
- Högupplösande bilder av objekt i rymden.

Formationen består totalt av åtta delar:

- Sex av dem tillhör teleskopet arrangerade i en planhexagon.
- I mitten placeras en modersatellit som mäter in hela konstellationen med laser.
- Utanför själva konstellationen placeras ytterligare en satellit, en ”master”, som mäter in positionerna hos satelliterna för 3-dimensionell noggrannhet.

Den optiska sensorn, inklusive elektronik, i varje element kommer att vara i storleksordningen mindre än $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ och med en massa mindre än 1 kg. Sensordata från dessa samlas in i modersatelliten i centrum av konstellationen.

Hela konstellationen kan rotera, expandera och krympa (från ett fåtal meter till några 100 m) i förhållande till sin hexagonalstruktur. Med hjälp av laserteknik mäts relativa avstånd, vinklar och rollvinkel mellan elementen. Alla dessa mätningar av elementens positioner och attityder är absolut nödvändiga (p.g.a. den korta våglängden hos synligt ljus) för att bildalstringen skall kunna ske med interferometri.

5.3 Laserteknik

5.3.1 Allmänt

Det som samtliga satellitkonstellationer har gemensamt, oavsett utseende eller antal, är att konstellationen måste kontrolleras. Det gäller dels att veta de exakta positionerna för konstellationens olika delar och dels att styra delarna så att konstellationen blir optimal för sin uppgift. I praktiken handlar det om att mäta vinklar och avstånd för att få information om delarnas positioner och attityder i förhållande till varandra samt om att med motorer styra delarna så att dessa kommer i de önskade positionerna. Optiska sensorer är lämpliga att använda för att utföra mätningarna av avstånden och vinklarna.

Ett problem man haft tidigare med laserutrustning i rymdsammanhang är att man ansett att den typen av last är utrymmeskrävande, väger mycket och kräver mycket energi eftersom det är ett aktivt system. Ett passivt system däremot som t.ex. fångar inkommande ljus kräver ingen större energi. Dagens teknik gör det emellertid numera möjligt att använda laser-system i satelliter.

Den vanligaste tillämpningen av laser på satellit är avstånds- och attitydkontroll, d.v.s. lasertekniken gör det möjligt att noggrant övervaka satellitkonstellationen genom att mäta avstånden mellan satelliterna samt deras inbördes attityder (se även avsnitt 6.2). En annan

³⁹ *LASER TRUSS CONCEPT FOR DARWIN TYPE SATELLITE FORMATIONS*, Ulrich Johann and Claus Braxmaier, Astrium Germany.

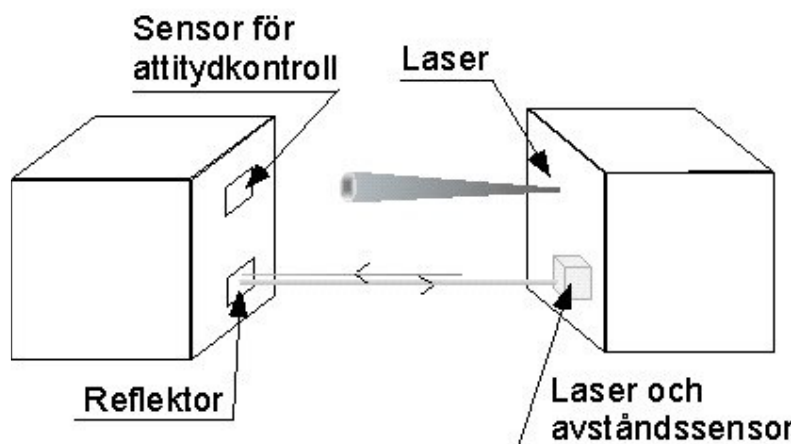
möjlig tillämpning av laserteknik är att använda den för kommunikation, d.v.s. för överföring av data mellan satelliter (se avsnitt 6.3).

5.3.1 SMART-2

I en satellitkonstellation krävs särskild utrustning för att positionsbestämma de olika elementen. Ett sätt att göra det är att använda optiska sensorer. Laserteknik är en teknik som haft stora framsteg under de senaste åren och som lämpar sig väl för positionsbestämning i en satellitformation.

Ett förenklat exempel på hur ett lasersystem för attitydkontroll (attitydövervakning) kan se ut visas i Figur 9. På modersatelliten sitter en laser som mäter avståndet till dottersatelliten. På dottersatelliten sitter en sensor som registrerar attityden hos dottersatelliten i förhållande till modersatelliten.

Figur 9: Figuren till höger visar ett exempel på hur lasersystem kan placeras för avstånds- och attitydbestämning hos satelliter i formation. Den här lösningen har man använt sig av i SMART-2. (Teckning: Marie Andersson, FOI)



I SMART-2⁴⁰ kommer denna princip att demonstreras med två satelliter. Dessa kommer att kunna vara separerade mellan 25 m och 250 m från varandra. SMART-2 är en teknikdemonstrator av den teknik som planeras för DARWIN. ESA planerar att skjuta upp SMART-2 år 2006.

5.4 Optiska teleskop

Optiska teleskop placerade i rymden kan ge bilder med hög upplösning av jorden. Upplösningen i det optiska systemet beror av detektorns upplösningförmåga, det instrålande ljusets effekt och primärspigelns storlek. Ju större spegel man har, desto mer ljus fångas in och bättre bild fås. Å andra sidan är diffraktionsproblemet en begränsande upplösningfaktor. Dessutom krävs en stor och tung optik som i sin tur kostar mycket pengar och är komplicerad att skjuta upp.

Det finns planer på att med hjälp av flera satelliter använda interferometri på optiska våglängder för astronomiska ändamål (för att t.ex. kunna detektera planeter runt stjärnor). Den tekniken är troligen inte lätt att applicera på spaning mot jorden (observation av objekt på jorden) eftersom det fordras extremt god kontroll av satelliternas inbördes lägen på de op-

⁴⁰ Formation control for Darwin demonstration in the SMART-2 mission, Patrick Chapman, Luke Gillett, Astrium Ltd, UK.

tiska våglängderna. Det rör sig om bråkdelar av våglängden och för synligt ljus ligger våglängden på runt 500 nm (1 nm är en miljarddels meter, d.v.s. en miljondels mm), d.v.s. man måste kunna mäta in satelliternas relativa inbördes avstånd på tiotals eller något hundratal nanometer när⁴¹. Detta skulle eventuellt kunna göras i banor långt från jorden där satelliterna får gå ganska opåverkade av atmosfären och andra störningar. I LEO-banor är antagligen förhållandena alltför svåra för att dagens teknik skall kunna klara av att utföra interferometriska mätningar inom det synliga området av det elektromagnetiska spektrumet.

5.4.1 GEOTEL

Jet Propulsion Laboratory arbetar på uppdrag av NASA med att konstruera ett optiskt teleskop i satellitformation, kallat GEOTEL⁴². Teleskopet skall från en geostationär bana ge högupplösande jordobservationer alternativt astrofysiska observationer.

Teleskopet består av sex fristående element med avstånd upp till 500 m mellan två komponenter. Huvudkomponenten är en spegel med 25 m diameter som riktas mot det som skall observeras. Spegeln reflekterar det inkommande ljuset och fokuserar detta mot en friliggande optikdel med en ljusabsorberande sensor (t.ex. en CCD) för detektion.

För ett visst avsökande område är spegeln stationär, medan den mindre friliggande optikdelen, d.v.s. själva sensorn, rör sig i förhållande till denna. Sensordelen, som alltså befinner sig i spegelns brännpunkt, rör sig inom ett 3,5 m² stort område i rymden. Denna yta i rymden motsvarar då ett avsökt område, d.v.s. det avbildade området, på jorden av ca 500 km².

I sensorenheten finns utrustning som laser, fasmodulatorer, optiska komponenter och en detektor. Lasern används för att mäta upp avstånd, relativ hastighet och attityd hos samtliga element i formationen.

Den stora spegeln är ett kritiskt element och måste ha noggrann övervakning. Därför planerar man att sätta tre reflektorer runt spegeln så att lasermätningarna ger upplysning om spegelns attityd i tre dimensioner. Med hjälp av en interferometer i sensorsystemet kommer man att kunna detektera relativ rörelse och acceleration mellan elementen.

5.4.2 Spegel och detektor separerade

I optiska system är upplösningen beroende av brännvidden (fokallängden) hos det optiska systemet, d.v.s. avståndet mellan primärspegeln/-linsen och brännpunkten (fokalpunkten). Det kan fordras tiotals meters brännvidder om avståndet är långt mellan sensor och det avbildade objektet och om man vill uppnå en viss upplösning i bilderna av objektet.

För att kontinuerligt spana över ett och samma område skulle man vilja ha en sensor i den geostationära banan. Antag att vi har en sådan sensor i den banan med CCD:er av storleksordningen 10 µm och vi vill ha en markupplösning på 10 m. Den brännvidd som då skulle fordras är ca 360 m. Ett sätt att realisera en sådant avbildande system skulle t.ex.

⁴¹ Noggrannhetskravet anges till 11 nm för StarLight i Serge Dubovitsky, Oliver P. Lay, Robert D. Peters, Alex Abramovici, Cheryl G. Asbury, Andreas C. Kuhnert, and Jerry L. Mulder, "Optical metrology for StarLight spacecraft stellar interferometri mission", in Proc. of Formation Flying – Missions and technologies, 29-31 Oct. 2002.

⁴² *FORMATION METROLOGY AND CONTROL FOR LARGE SEPARATED OPTICS SPACE TELESCOPES*, Edward Mettler, William G Breckenridge, and Marco B Quadrelli, Jet Propulsion Laboratory, Kalifornien, USA.

kunna vara att ha en stor spegel i den geostationära banan som koncentrerar ljuset från marken till en punkt 360 m ”nedanför” där man då i brännpunkten ”placerar” en satellit med t.ex. CCD-arrayer för att samla in ljuset.

Observera att denna satellit inte blir geostationär utan den måste använda bränsle för att gå i en bana så att spegelns ljus skall nå den. En tänkbar lösning på detta problem skulle kunna vara att förbinda spegeln och satelliten i brännpunkten med en lina eller vajer (på engelska: tether). Om detta förbundna systems masscentrum (tyngdpunkt) placeras i den geostationära banan skall hela systemet bli geostationärt. Observera att denna senare teknik inte finns tekniskt i dag. Tekniken med vajrar har testats men vajrarna har snabbt gått sönder eller så har instabiliteter uppstått i systemet på ett tidigt stadium.

5.4.3 Svärm av satelliter med optiska sensorer

I stället för att ha en stor satellit med en hyperspektral sensor⁴³ kan man tänka sig ett antal mindre satelliter som formationsflyger och där varje sensor klarar att göra avbildning i ett begränsat antal spektralband.⁴⁴ Varje satellit och sensor skulle bli billigare än den stora komplicerade satelliten. Dessutom så får man ett system som är användbart även om inte alla delarna i det skulle fungera. Är man beroende av en enda stor satellit kan ett litet fel göra att hela avbildningsfunktionen ej fungerar.

Ett sådant system av satelliter, som vardera endast avbildar i ett begränsat våglängdsband, måste samverka på så sätt att satelliterna avbildar ett och samma område på ett kontrollerat sätt för att användaren skall få ut önskad information av bilden (eller snarare ett stort antal bilder i olika våglängdsband).

Ett system av flera små satelliter med optiska sensorer kan också utnyttjas för att alstra stereobilder⁴⁵, som är av mycket stor nytta vid skapandet av höjddata för t.ex. digitala terrängmodeller (DTM).

5.5 Slutsatser

Optiska system kan ge mycket hög upplösning. Den intressanta tekniken med interferometri, som kan komma att användas för astronomiska observationer från system av satelliter, kan troligen inte utnyttjas för observation av jorden, åtminstone inte på lång tid. GEOTEL-konceptet är troligen kostsamt och torde inte vara ett förstahandsalternativ för en nation som Sverige.

Optisk teknik i rymden kommer, när det gäller formationsflygning, troligen inte att huvudsakligen användas som sensor för avbildning av jorden. Däremot kan den komma att användas för avbildning av astronomiska objekt. Laserteknik kommer i klustersammanhang att användas för mätning av avstånd och attityder samt för överföring av data mellan satelliterna.

⁴³ En sensor som kan göra en avbildning inom ett mycket smalt våglängdsband. Den optiska delen av det elektromagnetiska spektrumet kan då vara indelat i hundratals våglängdsband, jämfört med tre till sju band för vanliga multispektrala sensorer.

⁴⁴ ”The Swedish Military Space Puzzle – Identification and description of different aspects for future Swedish military space programs”, Report written by LUTAB under FMV contract 75159-LB564381, May 2003, p. 31.

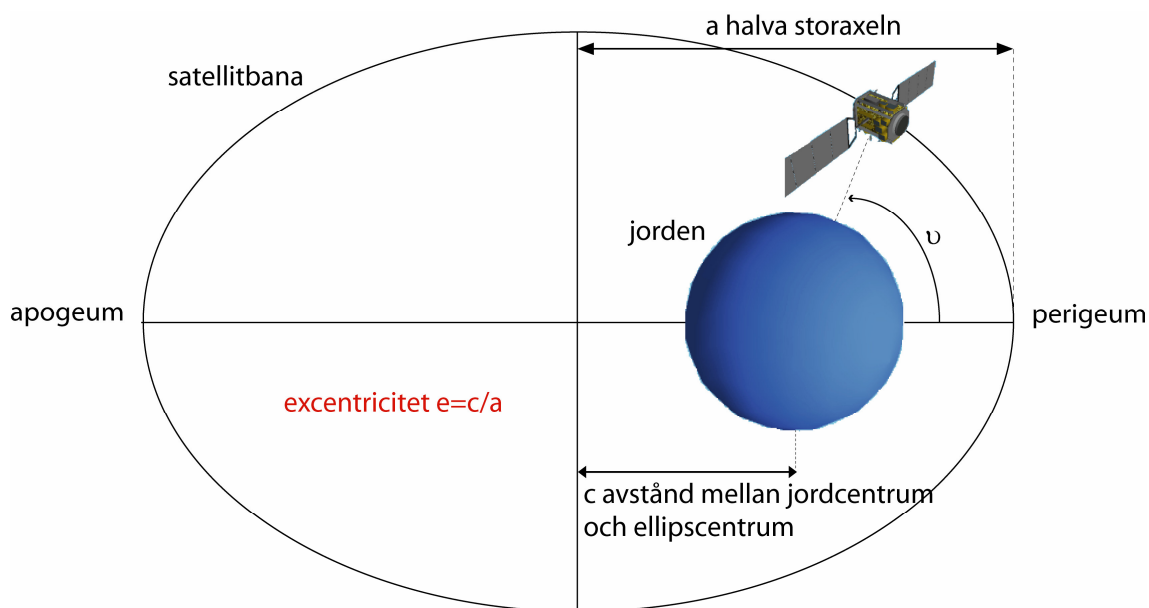
⁴⁵ Ibid.

6. Systemintegration

6.1 Satellitkonfigurationer

6.1.1 Banelement

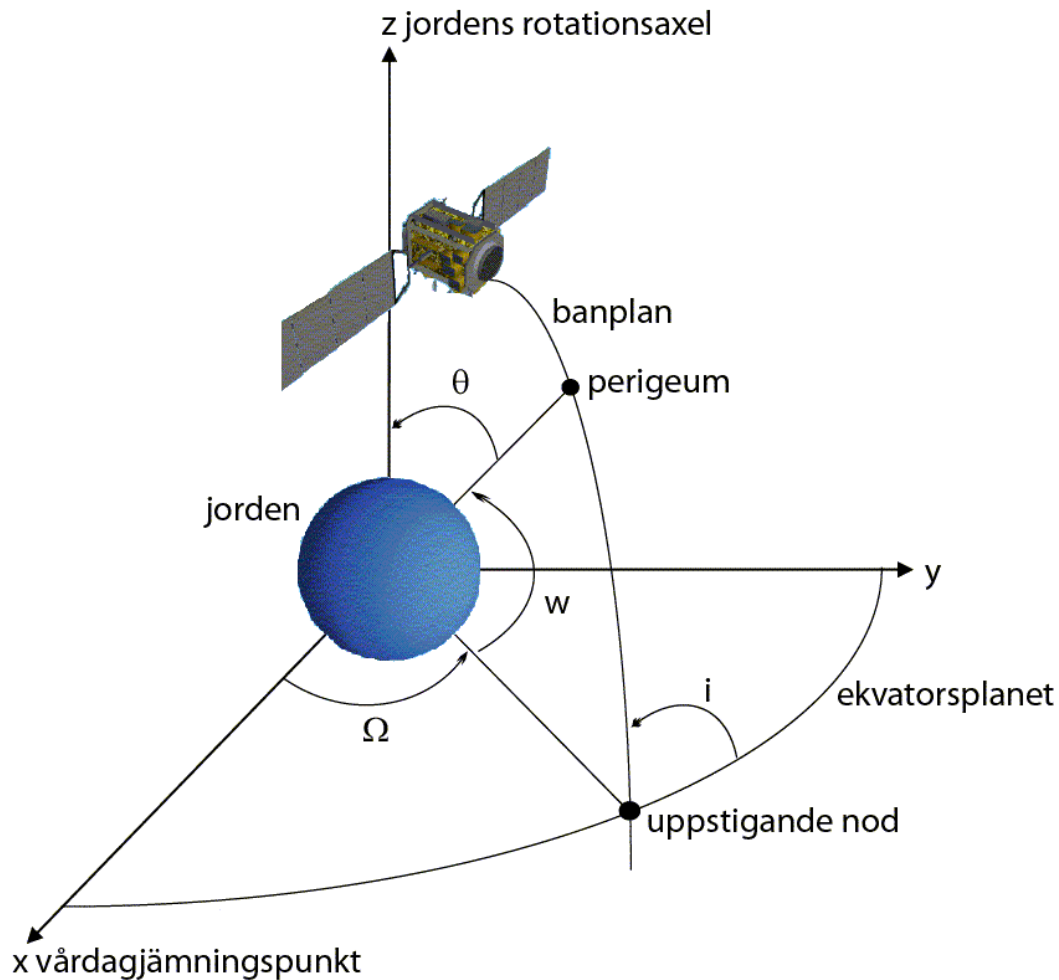
Genom att känna till banelementen för satellitbanor fås en förståelse för svårigheter och problem med formationsflygning speciellt vid baninmätning och attitydkontroll. Det finns sex banelement för en satellit, också kallade Keplers element, som bestämmer storlek, form, och orientering av satellitbanan samt satellitens position i banan vid en given tidpunkt. Två element bestämmer omloppsbanans storlek och form. Dessa är halva storaxeln a och excentriciteten e (se Figur 10). Avståndet mellan ellipsens ena brännpunkt (den i vilken centralkroppen är belägen) och ellipsens centrum brukar betecknas med c . Om $c = 0$ (d.v.s. $e = 0$) är banan en cirkel annars en ellips, om inte $c = a$ (d.v.s. $e = 1$) för då är banan en parabel och alltså inte en sluten rörelse runt himlakroppen.



Figur 10: Definition av halva storaxeln a , excentriciteten e och den sanna anomalin v . (Teckning: Sandra Lindström, FOI)

För att avgöra var banplanet för satelliten ligger i rymden används parametrarna inklination i , rektascension Ω och perigeums argument ϖ (se Figur 11). Inklination i är vinkeln mellan banplanet och jordens ekvatorsplan, rektascension Ω är en vinkel längs med jordens ekvatorsplan mätt österut från vårdagjämningpunkten till satellitbanans uppstigande nod och perigeums argument ϖ är en vinkel längs med satellitbanans plan mellan den uppstigande noden och banans perigeum mätt längs med satellitens rörelse.

För att slutligen kunna specificera var satelliten är i rymden vid en viss tidpunkt nyttjas begreppet sann anomal v , det är vinkeln mellan excentricitetsvektorn (linjen mellan jordens centrum och perigeum) och vektorn som definierar satellitens position (se Figur 10).



Figur 11: Parametrar som bestämmer kretsbanans orientering i rymden. I figuren markeras ω med w . (Teckning: Sandra Lindström, FOI)

6.1.2 Banelementens betydelse för satellitkonfigurationer

I nedanstående diskussioner om satellitrörelser varierar ett banelement i taget, d.v.s. alla andra banelement är lika.

Satellitbanor med olika mått på halva storaxeln a har olika omloppsperioder. Detta gör att satellitformation där ingående satelliter har olika värden på a upplöses väldigt snabbt. Därför ställs det som krav på en formation att alla satelliter har samma medelvärde⁴⁶ på halva storaxeln.

Satellitbanor med olika inklination i men med samma rektascension Ω (jfr Figur 11) har separerade banplan, som mest vid höga latituder. Satelliter med avvikande värde på inklination har också olika grad av nodprecession, d.v.s. precession (långsam vridning) av

⁴⁶ Det kan vara svårt att hela tiden se till att alla satelliter i konfigurationen hela tiden har exakt samma värde på halva storaxeln, men det är viktigt att de över tiden i genomsnitt har samma värde.

nodlinjen. Nodlinjen är linjen mellan centralkroppen och den uppstigande noden (jfr Figur 11).

Nodprecession orsakas av J_2 -effekten⁴⁷, som är en störningskraft som verkar på satelliten på grund av att jorden är tillplattad vid polerna och därmed har en oregelbundenhet i jordens gravitationsfält. Nodprecessionen medför att banplanen långsamt vrider sig runt jorden. Skillnader i nodprecessionshastighet medför att banplanen separerar mer och mer. Satellitformationen förblir då inte konstant.

Satelliter som går i banplan med olika rektascensionsvinklar kommer att vara mest separerade vid ekvatorn och som minst vid höga latituder. Om satellitbanorna ligger i samma plan så orsakar olikheter i den sanna anomalin att satelliterna inte behåller ett konstant inbördes avstånd längs med banan (om banan inte är en cirkel). För formationer där satelliterna har olika värden på perigeums argument fås en rörelse satelliterna emellan i radiell riktning.

6.1.3 Formationstyper

Det finns i stort sett två olika sätt att angripa problemet med att bestämma vilken formation som är optimal. Antingen pekas de geometriskt önskvärda formationerna ut och från detta undersöks varianterna logiskt och matematiskt för att se om de är realistiska. Det andra omvända sättet vore att utgå från de mekaniska lagarna och matematiskt definiera de banor som är möjliga för formationen. De drivande faktorerna för hur formationen väljs, förutom de fysikaliska, är t.ex. olika förutsättningar för goda markobservationer, kostnader för baninmätning och attitydreglering m.m.

Två vanliga formationer som har diskuterats tidigare är ”in-plane” och ”in-track”. Den så kallade ”in-plane”-formationen är vad som också kallas den linjära konfigurationen. I denna befinner sig satelliterna i samma banplan men har olika anomalier, d.v.s. satelliterna är utspridda längs ellipsen som kulorna på ett radband. Denna formation är enligt studier⁴⁸ den mest stabila konfigurationen men påverkas av den ”tesserala” resonansen⁴⁹ vilket gör att avståndet mellan satelliterna oscillerar med tiden (detta faktum gäller i första hand formationer med dagligen återkommande subsatellit-spår⁵⁰).

När det gäller formationen ”in-track” så har alla satelliterna i klustret samma subsatellit-spår. Denna formation är mycket populär för jordobservationer eftersom de geometriska avbildningsförhållandena blir lika för de olika satelliterna i formationen vilket underlättar tolkandet av bilderna. Eftersom satelliterna har samma subsatellit-spår så påverkas de lika mycket av den ”tesserala” resonansen och därmed bevaras formationen. Däremot så påverkas formationen (om den går i omlopp nära jorden) av atmosfärsmotståndet⁵¹ därför att satelliterna har olika banhöjd.

⁴⁷ Wertz, J.R och Larson, W.J. (1999). *Space mission analysis and design*. Microcosm press (USA) och Kluwer academic publishers (Nederländerna).

⁴⁸ Se t.ex. C. Sabol, R. Burns och C.A. McLaughlin, ”Satellite formation flying design and evolution”, *Journal of spacecraft and rockets*, vol. 38, no. 2, pp. 270-278, 2001.

⁴⁹ Tesseral resonance – representerar beroendet av hur gravitationen förändras med både longitud och latitud i tvåkroppspotentialen mellan en satellit och jorden.

⁵⁰ Subsattelitspår – satellitbanans projektion på jordytan.

⁵¹ Atmosfärsmotstånd – när den neutrala atmosfären i LEO verkar på satellitfarkosten överförs energi och impuls till satelliten, farkosten kommer då att känna av impulsutbytet som en motståndskraft.

Det uppstår inte bara problem med att hålla formationen intakt utan som vid alla andra satellitmissioner måste också de relativa positionerna inom klustret hållas. Här är det atmosfärsmotståndet som är den största störande faktorn. För en bana på höjden 800 km så påverkar atmosfärsmotståndet satelliterna så till den grad att banans halva storaxel a minskas med nära 3 km per år.

6.2 Kontroll och styrning

6.2.1 Positionsinmätning

Eftersom formationsflygande satelliter blir allt vanligare inom satellitprojekt börjar utveckling av speciell navigationsutrustning för sådana system att ta fart. Bland annat pågår ett utvecklingsprojekt på Institute of Space and Astronautical Science i Japan där man arbetar med positionsbestämning med hjälp av laser. Navigationssystemet konstrueras särskilt för formationsflygande mikrosatelliter.

Systemet kallas MS-LRF⁵² (Micro-Scanning Laser Range Finder) och det ska kunna mäta både avstånd och vinklar mellan de inbördes satelliterna i formationen. Utrustningen består av en laser, skanner, optik, elektronik och detektor. Skannerkonstruktionen ska utformas så att laserstrålen delas för att man ska få en tvådimensionell information. Idén med delningen är att man då minskar utrymme, vikt, effektförbrukning och kostnader avsevärt.

I det här fallet har man valt att konstruera en liten utrustning som ska fungera i ett närområde på ett fåtal km, d.v.s. inom själva formationen. På så sätt kan man även mäta in andra satelliter (eller asteroider) som befinner sig inom konstellationen.

Storleken för MS-LRF är $5 \times 3 \times 2 \text{ cm}^3$, d.v.s. som två små tändsticksaskar. Utrustningens vikt hamnar runt 0,1 kg och man räknar med en maximal effektförbrukning på ca 3 W. Med dessa siffror skulle utrustningen kunna detektera en $2 \times 2 \times 2 \text{ cm}^3$ kub på 10 km avstånd med en avståndssäkerhet på 1 m.

Själva dottersatelliten som MS-LRF ska placeras i kommer även att innehålla annan utrustning, såsom kommunikationsutrustning till modersatelliten. Man räknar med att dottersatelliten kommer att väga runt 2 kg. Modersatelliten tar emot all information från övriga dottersatelliter.

Ett problem med formationer där flera dottersatelliter ska kommunicera med en modersatellit är interferensproblem. Man hoppas kunna lösa den med avancerad CDMA-teknik. En viktig fördel med MS-LRF är den noggranna avståndsmätningen som uppnås.

Ett problem med skanningsteknik i rymden är att delarna ofta är stora och kräver mycket effekt. I MS-LRF har man valt att konstruera en liten utrustning som ska fungera i ett närområde på ett fåtal km, d.v.s. inom själva formationen. På så sätt kan man även mäta in andra satelliter (eller asteroider) som befinner sig inom konstellationen.

⁵² *Micro-Scanning Laser Range Finders and Position-Attitude Determination for Formation Flight*, Hirobumi Saito, Tatsuki Hashimoto, Kenji Kasamura, and Hiroshi Got, Institute of Space and Astronautical Science, konferensbidrag vid 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.

6.2.2 Attityd- och bankontroll

Ett av problemen med formationsflygning är satelliternas begränsade bränslemängd. Satelliterna avfyrar små pulsade plasmastrålar för att rätta till sina positioner i banan samt sina attityder. Emellertid, när väl bränslet är slut förlorar satelliterna sina manövreringsförmågor. Att behålla sina positioner är avgörande i en svärm.

Oftast används styrraketer för både attitydkontroll och bankorrigerings av satelliter. Problem som uppstår vid formationer är t.ex. hur kollisioner undviks vid attitydjusteringar, d.v.s. justering av satelliternas positioner i formationen. Det är också önskvärt att använda så lite drivmedel som möjligt då detta är en kostnadsfråga. Flera studier har gjorts där det utreds vilka matematiska tillvägagångssätt som är mest kostnadseffektiva när det gäller attitydreglering för formationer.⁵³ Exempel på olika tillvägagångssätt är:

- Varje satellit refererar till formationens ”ledarsatellit”.
- Varje satellit refererar till närmsta satellit i formationen.
- Varje satellit håller sin position i förhållande till en imaginär punkt i klustret vars dynamik beror på alla satelliters positioner.

Viktiga återkommande slutsatser är att det måste tas hänsyn till vilka satellitbanor som kräver minst justeringar och därav också lägre bränsleförbrukning och det understryks att det är optimalt att varje satellit gör av med lika mycket bränsle.

6.3 Dataöverföring

I ett system av satelliter med sensorer på varje satellit produceras sensordata som skall överföras till marken. Data behöver inte sändas direkt ner till marken från varje enskild satellit i systemet utan systemet kan ha en huvudsatellit som tar emot sensordata från de andra satelliterna innan nedsändning till mark sker. Många sensorer (som t.ex. SAR) producerar en stor mängd data per tidsenhet varför hög dataöverföringshastighet krävs. En intressant metod att utföra kommunikationen mellan satelliter är med laser.

Trådlös optisk kommunikation med hjälp av laser och modulerbara retroreflektorer beräknas i framtiden kunna ge datahastigheter om 10 Gb/s. Optisk kommunikation ger svårupptäckt länk med låg avlyssningsrisk jämfört med radio. Modulerbara reflektorer reflekterar tillbaka ljus från infallande riktning och vid reflektorn moduleras laserstrålen med information. Enheterna kan göras små, enkla och billiga och kan placeras på t.ex. en satellit. Försöksverksamhet pågår på FOI med denna typ av kommunikation för att användas till och från undervattenssystem. Viktiga kritiska faktorer är detektorarean samt atmosfärsbrus, där atmosfärsbruset blir betydligt mindre i rymden jämfört med kommunikation längs jordytan. Längs jordytan vid klart väder kan kommunikation med en liten utrustning ske på avstånd upp till 50 km; i rymden skulle den siffran bli betydligt högre.⁵⁴

⁵³ För ytterligare information se t.ex. den årliga konferensen ”AIAA Guidance, navigation, and control conference and exhibit” och då bl.a. den som hölls 6-9 augusti 2001 i Montreal, Canada.

⁵⁴ Se t.ex. Göran Bolander, Anders Ekdahl, Björn Knuthammar, Lars Sjöqvist, Ove Steinvall, *Fri optisk kommunikation - En förstudie*, FOA-rapport, FOA-R--99-01296-504--SE, December 1999, pp. 7, 8, 11.

7. Militärt intressanta system

7.1 Enstaka satelliter kontra satellitformationer

I Tabell 3 görs en jämförelse med för- och nackdelar mellan att ha en sensor på en satellit och att ha ett sensorsystem av samma typ på ett system av satelliter, d.v.s. för- och nackdelar som är lika oberoende av om en enstaka satellit eller en satellitformation används tas inte med. Bland för- och nackdelarna tas inte med sådana som är oberoende av sensortyp. Exempelvis är alla enstaka satelliter beroende av att den enda satelliten fungerar och att alla system av satelliter har en inneboende redundans i systemet.

Likaså är tekniken med enstaka satelliter väl beprövad medan tekniker att utnyttja system av satelliter är förhållandevis oprövade. En bedömning av deras värde som militära spaningssystem görs också. Med dagens teknik (vad gäller interferometri) måste optisk spaning i först hand utföras med enstaka satelliter. Däremot medger troligen dagens teknik att system av SAR-satelliter kan utnyttja interferometri.

Tabell 3: Jämförelser mellan sensorsystem på enstaka satelliter och på satellitformationer samt deras användbarhet militärt

		Fördelar	Nackdelar	Militär användning
Enstaka satelliter	SAR	Låga krav på positionsbestämning.		Stor
	SIS	Låga krav på positionsbestämning.		Ja
	Optiskt	Låga krav på positionsbestämning.		Mycket stor
Satellitformationer	SAR	Koherensen mellan interferometri-mätningarna blir högre. Bra för höjddata. Bra för detektion av rörliga mål. Bra för detektion av smyg-anpassade mål. Möjliggör större apertur och till lägre kostnad.	Vid interferometriska mätningar krävs hög precision i positionsbestämningen av satelliterna.	Mycket stor
	SIS	Underlättar pejling.	Höga krav på kommunikation mellan sateliter. Höga krav på attitydkontroll.	Ja
	Optiskt	Kan ge mycket hög upplösning om interferometri används.	Vid interferometriska mätningar krävs mycket hög precision i positionsbestämningen av satelliterna.	Inte i närtid om interferometri skall användas

7.2 SAR

Syntetisk aperturradar har många militära tillämpningar. Med samverkande satelliter förbättras några av dessa tillämpningar av vilka i denna rapport har beskrivits:

- interferometri
- MTI (Moving Target Indication)
- bistatisk SAR (med stora bistatiska vinklar)

De viktigaste slutprodukterna av dessa tillämpningar är:

- höjdkartor (interferometri)
- detektion av rörliga mål (MTI)
- detektion av smygpassade ("stealthade") objekt (bistatisk SAR)

Interferometri kan fås på följande sätt:

Med en satellit:

- *IRP (Interferometric Repeat Pass): En satellit gör två mätningar, **vilket alltså inte är ett system av samverkande satelliter.***
- *ISP (Interferometric Single Pass): Två antenner på samma plattform, **vilket alltså inte är ett system av samverkande satelliter.***

Med två eller flera satelliter:

- ITM (Interferometric Tandem Mission): Två identiska satelliter i tandem.
- Moder-dotter-system: En satellit med sändare och mottagare samt minst en efterföljande satellit med endast mottagare. De efterföljande satelliterna arbetar då som bistatisk SAR.
- Mor-döttrar-system: En sändarsatellit (utan mottagare) och minst två efterföljande mottagarsatelliter.
- ICW (Interferometric CartWheel): En sändarsatellit (utan mottagare) och ett ringformat system av mottagarsatelliter.

Vi har alltså fyra metoder att med samverkande satelliter skapa interferometri. Av dessa fyra är ITM klart bättre än den icke-samverkande metoden IRP då koherensen mellan mätningarna blir högre.

ICW har inte de problem med sändarinterferens som kan vara begränsande för tandem-uppdraget och det kan finnas ekonomiska fördelar med ICW. ICW har även den fördelen att bankonfigurationen blir beständig. Med ICW-konfigurationen kan man även öka upplösningen i en SAR. Detta bygger på att minisatelliterna ser området från olika håll samt att deras hastighet är olika. Ifall vi antar att vi har ett ICW med tre minisatelliter kan den ökade upplösningen maximalt bli två gånger i ground range och två gånger i azimut.

När det gäller detektion av rörliga mål kan man lägga både sändarsatelliterna och mikrosatelliterna i samma omloppsbana så att de passerar samma position med ett givet tidsskift. Det behövs alltså i detta fall inget roterande hjul av mikrosatelliter.

Detektion av stealth-mål kan erhållas med användning av ICW. Hur effektiv detta kan ske beror på målen och på hur stor den bistatiska vinkeln är. Den bistatiska vinkeln skiljer sig emellertid inte speciellt mycket mellan de olika satelliterna. Vill man ha bättre förmåga mot stealth-mål bör man ha olika mätgeometrier för de olika satelliterna.

Ett speciellt sätt att använda en radarsändande satellit (företrädesvis i GEO) är att kombinera denna med UAv'er eller marksensorer i stället för mikrosatelliter. Alla de tillämpningar som finns i satellitfallet finns även i detta satellit-UAV-fall. Denna kombination tor-

de vara intressant ur ett militärt perspektiv, eftersom man då får ett område som kontinuerligt skulle kunna övervakas.

7.3 Signalspaning

De tre klusteralternativ för signalspaning (två banor i samma banplan; två banor i var sitt banplan; samt en kombination av dessa) som har tagits upp ger möjlighet att pejla in emittorer med olika mätbaskomponenter. Nyttan för Försvarsmakten med signalspaning från rymden bedöms i andra studier som relativt låg. Någon annan bedömning görs inte här.

USA har haft sitt NOSS sedan 1976⁵⁵ och Frankrike planerar sitt Essaim. Uppenbart har dessa stater funnit nyttan av signalspaningskluster tillräckligt stor för att rättfärdiga kostnaderna för sådana. Skillnaden i bedömningen mellan Sverige och dessa stater av nyttan kan vara att Sverige t.ex. inte ser något större behov av att följa fartygsrörelser lång ute till havs.

7.4 Osäkerheter

Det finns ett flertal faktorer som inte är tillräckligt studerade ännu för att man med säkerhet skall kunna fälla några definitiva utsagor om hur väl system av samverkande satelliter kan utnyttjas militärt. Några frågor om fordrar mer forskning är:

- Hur bra kan man hålla kontroll på satellitpositionerna i formationen?
- Vilken förmåga har bistatiska konfigurationer av satelliter att detektera stealth-mål?
- Vilken prestanda kan erhållas med systemet ”radarsändande satellit i GEO och UAVER”?

⁵⁵ *Jane's Spaceflight Directory*, Jane's, 1984, p. 244.

8. Slutsatser

8.1 Allmänt

Generellt så är fördelen med samverkande satelliter i förhållande till enstaka satelliter att de kan ge en större yttäckning, att datainsamlingstiden kan göras längre samt att datainsamlingskapaciteten blir större. Tillförlitlighet och livslängd ökar betydligt med fler satelliter i systemet. Om hänsyn tas till uppskjutningskostnad och serietillverkning så kan också små samverkande satellitsystem möjligtvis bidra till en kostnadsreducering jämfört med större enstaka system. Området är intressant och Sverige har all anledning att inte bara följa det utan kanske också delta aktivt på något sätt (studier, forskning etc.).

Om en ensam stor satellit får ett systemfel så riskeras hela missionen. Om en satellit i ett kluster av satelliter fallerar så kan de återstående satelliterna fortsätta med sin uppgift men på en lägre prestationsnivå. Missionen skulle sedan kunna räddas genom att byta ut den felande satelliten mot en ny, i detta fall en liten och inte så dyr satellit. Det skulle till och med vara möjligt att förbättra satellitklustret genom att skicka upp en uppdaterad och bättre satellit än den första.

Interferometri är en teknik som kan ge bilder med mycket hög upplösning genom att ha små sensorer (antennor och speglar) utspridda i rummet. Den yta som dessa sensorer är utspridda på motsvarar ytan för den stora sensor som behövs för att med en sensor skapa en lika bra bild. Interferometri bygger på våglängdsskillnader och eftersom våglängden för elektromagnetisk strålning är kort på radarfrekvensområdet och det optiska området blir kraven mycket höga på inmätningssnoggrannheten hos de olika sensordelarna.

När det gäller kostnader för system av samverkande satelliter är osäkerheterna mycket stora. Det är en till stora delar ny och oprövad teknik där det pågår forskning och utveckling. Kostnaden för ett system varierar naturligtvis oerhört beroende på vilket system det gäller; ett system av två satelliter med lågt ställda krav på kontroll av deras inbördes avstånd är troligen betydligt billigare att ta fram än ett system med flera satelliter i en hjulkonstellation t.ex. där det ställs mycket höga krav på kontroll och styrning av de ingående satelliterna. Enligt Rymdbolaget⁵⁶ ger de första undersökningarna vid handen att det är just kontroll (inmätning och styrning) av de i konformationen ingående satelliterna som i dagsläget skapar höga kostnader för formationsflygningstekniken. När denna nya teknik däremot blir mogen skulle man kunna förvänta sig att kostnaderna sjunker. Dessutom finns det inget som säger att en liten satellit med nödvändighet är en billig satellit bara för att den är liten. En liten komplicerad satellit med ny teknik skulle kunna vara dyrare än en stor enkel satellit med välkänd teknik.

Frågor som behövs ta ställning till vid konstruktion av nya system är vad systemet skall uträtta, till vilken prestanda och hur mycket det får kosta. Det är inte alltid det går att skapa ett system som uppfyller alla ställda villkor. När det gäller system av samverkande satelliter som skall formationsflyga gäller det att undersöka om det går att ha alla delarna av systemet i för uppgiften lämpliga banor, d.v.s. är satellitkonstellation realiserbar för att lösa uppgiften med de krav som ställs. Hur små, eller snarare hur billiga, kan satelliter gö-

⁵⁶ Muntlig information.

ras? Det är inte säkert att en mycket liten satellit blir billigare än en lite större eftersom det kan kosta att ta fram mycket små komponenter som uppfyller prestandakraven.

Varje tänkt satellitformation med nyttolast måste analyseras för sig i detalj för att prestanda, storlek och kostnad skall kunna uppskattas för systemet i sin helhet.

Avlutningsvis kan sägas att vi har diskuterat hur system av små samverkande satelliter kan tillföra nya och förbättrade möjligheter i jämförelse med med enstaka stora satelliter; vi har pekat på begränsningar och problem som finns med att använda samverkande satelliter; vi har inte gjort några djupare beräkningar av vilka prestanda som egentligen kan fås med system av små samverkande satelliter utan mer pekat på att formationer kan ge nya och intressanta möjligheter som bör studeras närmare; vi har gett ett flertal exempel på vad system av satelliter kan användas till; och vi har diskuterat kostnadsfrågan men konstaterat att frågan om kostnadsfördelar med små samverkande satelliter kan i bästa fall endast ges ett svar för specifika konkreta systemexempel.

8.2 SAR

På SAR- eller radar-området finns det flera intressanta möjligheter att utnyttja samverkande satelliter för militära uppgifter. Vissa av satelliterna som samverkar med varandra i systemen kan vara relativt små. Olika satellitformationer är möjliga.

SAR-tekniken är den teknik som i första hand bör studeras vad gäller militära applikationer av system av samverkande satelliter. Här är det också av vikt att studera vilka krav som sådana system ställer på dataöverföringsförmågan. Laserkommunikation skulle kunna vara ett bra sätt att överföra de i mottagarsatelliterna mottagna radarsignalerna och samla in dessa till huvudsatelliten.

SAR-system på formationsflygande satelliter kan användas till att erhålla bättre höjdkartor, lättare detektera rörliga mål och upptäcka stealthade objekt.

8.3 Signalspaning

Osäkerheterna är fortfarande stora vad gäller stormakternas utnyttjande av satelliter för signalspaningsändamål. Detta gäller även när flera satelliter används i en konfiguration eller svärm. Detta sammantaget med bedömningar i andra studier av den relativt låga nyttan för Försvarsmakten av signalspaning från rymden gör att området inte får någon högre prioritet i fortsatta arbeten.

Studier som skulle påvisa en högre nytta som inte tidigare har insetts eller om det världspolitiska läget skulle ändras så att ett ökat behov uppstår av signalspaning inom från Sverige avlägsna områden skulle kunna medföra en ändrad prioritering.

8.4 Optik

Kraven på positionsbestämning av satelliter i ett system för optisk interferometri är troligen för höga för att denna teknik skall kunna användas för optisk avbildning av jorden från LEO.

För formationsflygning viktiga tillämpningar av teknik inom optikområdet är däremot inmätning av satelliternas positioner och attityder samt laserkommunikationen mellan de i systemet ingående satelliterna.

8.5 Förslag till fortsatt verksamhet

Den svenska kompetensen och verksamheten vad beträffar små (mikro-, nano-) satelliter har nämnts kort i avsnitt 2.6. Rymdbolaget har sedan många år tillbaka stått bakom ett antal små svenska forskningssatelliter för utforskandet av atmosfären och jonosfären (Viking, Freja, Astrid, Odin). Ångströmlaboratoriet (Ångström Space Technology Centre) vid Uppsala Universitet, som tar fram ny teknik för satelliter på mikro- och nano-teknikområdet, är intressant när det gäller små satelliter.

Sverige har alltså kompetens och kunnande på teknik för små satelliter. Vad som till stor del tycks saknas i Sverige är kompetens och forskning på området formationsflygning.

Fortsatt verksamhet på området system av små samverkande satelliter torde lämpligen inbegripa Rymdbolaget såväl som Ångströmlaboratoriet. Ångströmlaboratoriets nya tekniker för att konstruera små satelliter och Rymdbolagets erfarenheter att driva projekt för framtagning av små satelliter borde tas till vara. För att få ett för Försvarsmaktens intressant och användbart system fordras lämpliga nyttolaster på satelliterna. Forskning och utveckling kan därvid behövas för att kunna ta till vara formationsflygningens egenskaper. Framtagning av systemkoncept av små samverkande satelliter med försvarsmaktsnytta skulle kunna ligga hos FOI.

En sak som inte har tagits upp här är behov av bandbredd/dataöverföringskapacitet. Varje sensor/sensordel på en satellit i formationen måste sända sina respektive sensordata till en processenhet antingen direkt till marken eller via en modersatellit. Vi vet att SAR-system alstrar mycket stora datamängder som ställer höga krav på överföringskapacitet.

Som förslag till fortsatta projekt inom området formationsflygning eller system av små samverkande satelliter föreslås:

- A) Studier av en eller flera SAR-principer:
 - Bistatisk SAR
 - Interferometri
 - MTI

För att realisera vald SAR-princip studeras i denna i kombination med någon av följande plattformskonfigurationer:

- ITM
- Moder-dotter-system
- Mor-döttrar-system
- ICW
- Satellit-UAV

- B) Studium av metoder att utföra kommunikation mellan satelliter i konfigurationen, speciellt laserkommunikationsmetoder, samt beräkningar av krav på erforderliga överföringshastigheter för olika sensortyper och konfigurationer.

- C) Studier av krav på och möjligheter att använda laser för inmätning av satelliternas positioner och attityder.
- D) Studium av hur data skall tas omhand: Databehandling ombord på centralsatelliten eller nedsändning till marken av all rådata? Vilka krav ställer dessa två alternativ på systemet?
- E) Studium av hur pejling kan ske med hjälp av signalspaning från kluster av Essaim-typ och vilken betydelse separation mellan banplanen, avstånd mellan satelliterna i banplanet samt excentriciteten har för möjligheten att effektivt utnyttja klustret.
- F) Studier av signalspaning från andra typer av konfigurationer än det enkla klustret av Essaim-typ.
- G) Analys av hur nanoteknik skulle kunna utnyttjas för att reducera massa och volym i syfte att få ner kostnaderna.
- H) Simulering av satellitbanor för satellitformationer och utvärdering av deras lämplighet för olika typer av missioner/uppgifter. Detta blir i synnerhet aktuellt efter det att man har tittat närmare på sensoralternativen.

Något som fordrar mer forskning är också:

- Hur bra kan satellitpositionerna i en formation kontrolleras och hur mycket bränsleförbrukning krävs för olika konstellationer?
- Hur små kan satelliterna göras för de olika tillämpningarna?
- Hur bra kan prestanda hos system av samverkande satelliter bli i jämförelse med enskilda satelliter?
- Reducerar formationsflygningstekniken kostnaderna i jämförelse med konventionell teknik?

I fortsatta studier av militärt intressanta system av samverkande satelliter är det fördelaktigt om kompetenser från t.ex. Rymdbolaget och ÅSTC också utnyttjas. FOI har kompetens på militär användning och t.ex. SAR-, laser och kommunikationsteknik; Rymdbolaget har kompetens på sådana viktiga områden som kontroll och styrning av satelliter; och ÅSTC har kunskap att göra små satellitkomponenter.

8.6 Rekommendationer

I första hand rekommenderas ett fortsatt studium av möjligheterna att använda SAR-teknik i samband med satellitformationer (alternativ A). Detta skulle kunna göras på FOI eventuellt i samarbetet med t.ex. Rymdbolaget. Studier av laserkommunikation och beräkningar på vilka datamängder som måste överföras mellan de ingående satelliterna, i t.ex. ett SAR-kluster, skulle kunna utföras parallellt på FOI (alternativ B).

I andra hand, eller kanske efter ovanstående studier, torde inmätningstekniker med laser (alternativ C) samt databehandlingsproblematiken (alternativ D) studeras för i första hand ett SAR-kluster.

Alternativen rörande signalspaning (alternativ E och F) har lägre prioritet, bl.a. därför att nyttan för Försvarsmakten med signalspaning från rymden har i andra studier bedömts som relativt lågt.

De nya områdena nano- och mikroteknik är alltid intressanta i samband med satelliter. Just möjligheterna att utnyttja dessa teknologier för tillverkning av små satelliter i klustersammanhang bör undersökas (alternativ G). Detta borde lämpligen ske när sensorsystemet och satellitkonfigurationen har studerats så ingående att det finns krav på hur satelliterna måste konstrueras. Ångströmlaboratoriet ses här som en svensk aktör.

Samtidigt som nano- och mikrotekniken studeras kan för valt sensorsystem simuleringar för att hitta lämpliga satellitbanor och formationer utföras (alternativ H).

9. Förkortningar

AFRL	Air Force Research Laboratory
APS	Active Pixel Sensor
CCD	Charge-Coupled Device
Celar	Centre d'Électronique et de l'Armement
Cerise	Caractérisation de l'Environnement Radioélectrique par Instrument Spatial Embarqué
CNES	Centre National d'Études Spatiales
COMINT	COMmunications INTelligence
DDOA	Doppler Difference Of Arrival
DTM	Digital Terrain Model
EIS	Earth Intelligent System
ELINT	ELectronic INTelligence
EO	Earth Observing
FFI	Forsvarets ForskningsInstitut
GPS	Global Positioning System
ICW	Interferometric CartWheel
IP	Interferometric Platform
IR	InfraRött
IRP	Interferometric Repeat Pass
IT	Informationsteknologi
ITM	Interferometric Tandem Mission
LCC	Life Cycle Cost
LEO	Low Earth Orbit
LISA	Laser Interferometer Space Antenna Program
MS-LRF	Micro-Scanning Laser Range Finder
MTI	Moving Target Indication
NBF	NätverksBaserat Försvar
NOSS	Naval Ocean Surveillance Satellite
NSA	National Security Agency
OSSE	Organisationen för Säkerhet och Samarbete i Europa
PFF	Partnerskap För Fred
PL	ProjektLedare
SAR	Synthetic Aperture Radar
SIS, sis	SIGnalSpaning
SMART	Small Missions for Advanced Research in Technology
SNR	Signal-to-Noise Ratio
SRTM	Shuttle Radar Topography Mission
TPF	Terrestrial Planet Finder
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
USAF	U.S. Air Force
VISNAV	VISion-based NAVigation System
ÅSTC	Ångström Space and Technology Centre

10. Referenser/litteratur

10.1 Vetenskapliga artiklar och böcker

T. Amiot, D. Massonet, F. Douchin, E. Thouvenot, J.C. Souyris, and B. Cugny, "The Interferometric Cartwheel : Feasibility studies, performances and stability of topographic accuracy, in *Proc. of Formation Flying – Missions and technologies*, 29-31 Oct. 2002.

Andersson, Börje; Bergdal, Hans; Henriksson, Daniel; Lindgren, Björn; Westerlund Carl-Lennart; *Precisionslägesbestämning med flygburna radarsissensorer*. Linköping, FOI 2002, (FOI-R--0719--SE).

Andersson, Börje; Henriksson, Daniel; Lindgren, Björn; *Flygburen passiv lägesbestämning baserad på noggrann frekvensmätning*; Linköping, FOI 2001, (FOI-R--0329--SE).

Göran Bolander, Anders Ekdahl, Björn Knuthammar, Lars Sjöqvist, Ove Steinvall, *Fri optisk kommunikation - En förstudie*, FOA-rapport, FOA-R--99-01296-504--SE, December 1999.

Patrick Chapman, Luke Gillett, *Formation Control for Darwin demonstration in the SMART-2 mission*, Astrium Ltd, UK.

Serge Dubovitsky, Oliver P. Lay, Robert D. Peters, Alex Abramovici, Cheryl G. Asbury, Andreas C. Kuhnert, and Jerry L. Mulder, "Optical metrology for StarLight spacecraft stellar interferometri mission", in *Proc. of Formation Flying – Missions and technologies*, 29-31 Oct. 2002.

Geudtner, D., Zink, M., Gierull, C., Shaffer, S., "Interferometric Alignment of the X-SAR Antenna System on the Space Shuttle Radar Topography Mission", *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 40, No. 5, Maj 2002, s. 995-1006.

Ulrich Johann and Claus Braxmaier, *LASER TRUSS CONCEPT FOR DARWIN TYPE SATELLITE FORMATIONS*, Astrium Germany.

Christopher Kitts, Robert Twiggs, Freddy Pranajaya, Bryan Palmintier, and Jonathan How, "Emerald: A Low-Cost Spacecraft Mission for Validating Formation Flying Technologies", Stanford Univeristy.

Kjellgren, J., "Krav på radar för aktivt skydd av stridsvagn", *FOA*, FOA--96-00373-3.3—SE, ISSN 1104-9154, s. 19.

Wang Sang Koon, Jerrold E. Marsden, Richard M. Murray, and Josep Masdemont, "J2 Dynamics and Formation Flight", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 6-9 August 2001, Montreal, Canada A01-37040, AIAA 2001-4090.

Massonet, D., "Capabilities and limitations of the Interferometric Cartwheel", *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. 39, No. 3, Mars 2001, s. 506-520.

Edward Mettler, William G. Breckenridge, and Marco B. Quadrelli, *FORMATION METROLOGY AND CONTROL FOR LARGE SEPARATED OPTICS SPACE TELESCOPES*, Jet Propulsion Laboratory, Kalifornien, USA.

Pettersson, M.I., "Extraction of moving ground targets by a bistatic ultra-wideband SAR", *IEE Proc. Radar, Sonar Navigation*, Vol 148, No.1, Februari 2001, s. 35-40.

C. Sabol, R. Burns och C.A. McLaughlin, "Satellite formation flying design and evolution", *Journal of spacecraft and rockets*, vol. 38, no. 2, pp. 270-278, 2001.

Hirobumi Saito, Tatsuaki Hashimoto, Kenji Kasamura, and Hiroshi Got, *Micro-Scanning Laser Range Finders and Position-Attitude Determination for Formation Flight*, Institute of Space and Astronautical Science, konferensbidrag vid 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.

Ulander, L., "PM till fjärranalyskommittén, Rymdstyrelsen", diariefört på FOI, september, 2003-09-25.

Wertz, J.R, och Larson, W.J., *Space mission analysis and design*. USA: Microcosm press och Nederländerna: Kluwer academic publishers, 1999.

10.2 Tekniska studier

"EIS - Earth Intelligent System", Study Report, Doc. No. P4/2-208-15, Issue 3, 03-10-09, Ångström Space and Technology Centre (ÅSTC).

"The Swedish Military Space Puzzle – Identification and description of different aspects for future Swedish military space programs", Report written by LUTAB under FMV contract 75159-LB564381, May 2003.

10.3 Konferensproceedings

Proceedings of the international symposium *Formation Flying – Missions and technologies*, 29-31 Oct. 2002. Många av de här refererade artiklarna förekommer i denna proceeding.

10.4 Diverse

Jane's Spaceflight Directory, Jane's, 1984.

Le point, Vendredi 10 Août 2001, n°1508 (www.lepoint.fr)

www.assembleenationale.fr/budget/plf2000/a1864-03.asp (Assemblée Nationale, Frankrike)

www.fas.org/spp/military/sigint/overview.htm

http://users.ox.ac.uk/~daveh/Space/Military/milspace_sigint.html

www.friends-partners.ru/partners/mwade/craft/magnum.htm

www.skyrocket.de/space/index_frame.htm

www.skyrocket.de/space/doc_sdat/magnum.htm

www.satnews.com/feature-military-satellites.html

10.5 Länkar om system av små samverkande satelliter

10.5.1 Föreslagna och flygande projekt

EO-1:

<http://mtpeweb1.gsfc.nasa.gov/overview/eo1Overview.html> (NASA Goddard Space Flight Center)

www.gsfc.nasa.gov/ (NASA Goddard Space Flight Center)

www.AviationNow.com/content/publication/awst/20010521/eo1.htm (Aviation Week & Space Technology)

TechSat 21:

www.vs.afrl.af.mil/News/99-23.html (Air Force Research Laboratory Public Affairs)

NOSS:

www.fas.org/spp/military/program/surveill/noss_andronov.htm (FAS (Federation of American Scientists))

Origins:

<http://eis.jpl.nasa.gov/origins/whatis/whatis.html> (NASA JPL (Jet Propulsion Laboratory))

TPI:

www.gavinsblog.com/planet_finders.htm (Gavin's Blog.com)

StarLight:

<http://nmp.jpl.nasa.gov/st3/proj/index.html> (NASA JPL (Jet Propulsion Laboratory))

LISA:

<http://lisa.jpl.nasa.gov/> (NASA JPL (Jet Propulsion Laboratory))

Essaim:

www.skyrocket.de/space/index_frame.htm?http://www.skyrocket.de/space/doc_sdat/essaim-1.htm (Gunter' Space Page)

10.5.2 Pågående experiment

Nanosatellite Program:

www.usu.edu (Utah State University)

Three Corner Satellite:

www.usu.edu (Utah State University)

ION-F:

www.sdl.usu.edu/conferences/smallsat/proceedings/13/tech-iii/ts-iii-3.pdf (Utah State University)
www.usu.edu (Utah State University)
www.aa.washington.edu/faculty/campbell/dawgstar/dawgstar.htm (Department of Aeronautics and Astronautics, University of Washington)

Emerald:

<http://ssdl.stanford.edu/Emerald/> (Space Systems Development Laboratory, Stanford University)

Pathfinder:

www.bu.edu/csp/mmm/index-flash.htm (Center for Space Physics, Boston University)
www.usu.edu (Utah State University)

SPHERES:

http://ssl.mit.edu/spheres/what_is.html (MIT Space Systems Laboratory)

GPS Sensing for Formation Flying Spacecraft:

www.mit.edu/people/jhow/ff.html (MIT (Massachusetts Institute of Technology))

ORION:

<http://ssdl.stanford.edu/> (Space Systems Development Laboratory, Stanford University)

Free-flying space robots:

<http://arl.stanford.edu/> (Aerospace Robotics Laboratory, Stanford University)

Autonomous Vehicles:

<http://robocup.mae.cornell.edu/> (Cornell University)

Micro-Satellite Cluster:

www.cds.caltech.edu/~murray/projects/afosr99-microsat/index.html (Division of Engineering and Applied Science, California Institute of Technology)

VISNAV:

<http://jungfrau.tamu.edu/~html/crassidis/formation.htm> (Department of Aerospace Engineering, Texas A&M University)

10.5.3 Tekniska artiklar om formationsflygning

Small Satellite Conference:

www.sdl.usu.edu/conferences/smallsat/proceedings/13/tech-vi/ (Space Dynamics Laboratory, Utah State University, Conference on Small Satellites)

Planet Finder:

www.aem.umn.edu/proj-prog/distributed_sc/docs/ (Aerospace Engineering and Mechanics Department, University of Minnesota)

Nanosatellite Program:

www.aem.umn.edu/proj-prog/distributed_sc/docs/ (Aerospace Engineering and Mechanics Department, University of Minnesota)

Dawgstar:

www.aem.umn.edu/proj-prog/distributed_sc/docs/ (Aerospace Engineering and Mechanics Department, University of Minnesota)

The Orion Microsatellite:

www.aem.umn.edu/proj-prog/distributed_sc/docs/ (Aerospace Engineering and Mechanics Department, University of Minnesota)

Autonomous Control System Environment:

www.aem.umn.edu/proj-prog/distributed_sc/docs/ (Distributed Space Systems Laboratory, University of Minnesota)

Small Satellite Stationkeeping":

www.aem.umn.edu/proj-prog/distributed_sc/docs/ (Aerospace Engineering and Mechanics Department, University of Minnesota)

MAGICC:

www.ee.byu.edu/ee/robotics/ (MAGICC (Multiple AGent Intelligent Coordination and Control), Brigham Young University)

10.5.4 Instruktionssidor

Formation Flying:

http://nmp.jpl.nasa.gov/education/formation_flying.pdf (NASA JPL (Jet Propulsion Laboratory))

Spaceflight Internet Lessons:

www.jpl.nasa.gov/basics/guide.html (NASA JPL (Jet Propulsion Laboratory))