

# Institutionen för systemteknik

## Department of Electrical Engineering

### Examensarbete

## En studie om autonoma flygplan och deras avioniksystem

Per Hedberg

Reg nr: LiTH-ISY-EX-1937  
1998-12-11



Department of Electrical  
Engineering  
Linköping University  
S-581 83 Linköping, Sweden

Linköpings tekniska högskola  
Institutionen för systemteknik  
581 83 Linköping

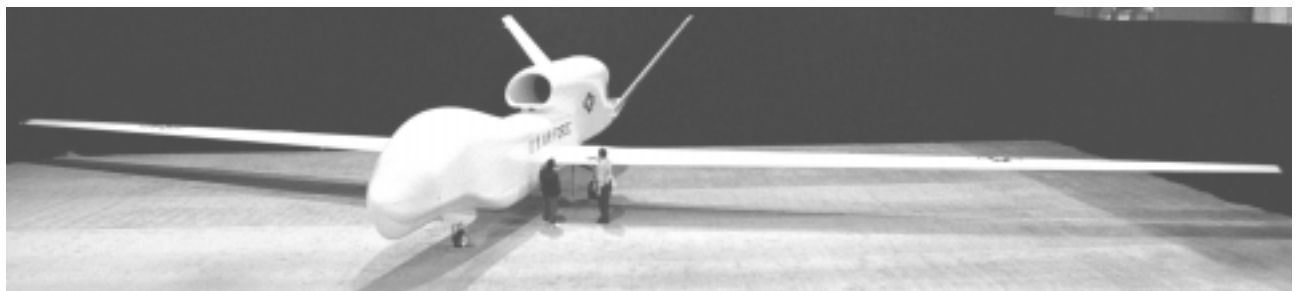


# Autonoma flygplan och deras avioniksystem

Examensarbete utfört i fordonsystem  
vid Tekniska Högskolan i Linköping av

**Per Hedberg**

Reg nr:LiTH-ISY-EX-1937



Handledare: Sune Andersson  
Examinator: Lars Nielsen  
Linköping 1998-12-11





**Institution, Avdelning**  
Department, Division

Department of Electrical Engineering

Division of Vehicular Systems

**Datum**  
Date

1998-12-11

**Språk**  
Language

- Svenska/Swedish  
 Engelska/English

\_\_\_\_\_

**Rapporttyp**  
Report category

- Licentiatavhandling  
 Examensarbete  
 C-uppsats  
 D-uppsats  
 Övrig rapport

\_\_\_\_\_

**ISBN**

**ISRN**

**Serietitel och serienummer**  
Title of series, numbering

**ISSN**

LiTH-ISY-EX-1937

**URL för elektronisk version**

<http://www.vehicular.isy.liu.se/>

**Titel/Title: En studie om autonoma flygplan och deras avioniksystem**

**Författare/Author: : Per Hedberg**

**Sammanfattning/Abstract**

Examensarbetet har utförts på Saab AB i Linköping. Syftet är att göra en sammanställning av hur marknaden ser ut idag och utreda vilka delsystem som bör ingå i en autonom farkost, främst då i ett militärt attackflygplan.

Ett sätt att sänka kostnaderna kan vara att använda kommersiella komponenter istället för specialtillverkade. Anledningen till att detta ej har skett tidigare är krav på prestanda, spårbarhet och kvalitet. Utvecklingen inom den kommersiella elektronikindustrin har gjort att kommersiella komponenters prestanda har förbättrats. Vid framtagningen av ett nytt avioniksystem bör en användning av kommersiella komponenter övervägas.

I dagens avioniksystem används separata apparater till varje delsystem. I en UAV borde detta system frångås, av kostnads- och prestandamässiga skäl. Med dagens högprestandaprocessorer kan flera delsystem använda samma processor. Vinsten skulle kunna bli lägre vikt, lägre kostnader och i vissa fall högre prestanda. De olika delsystemen kan då kommunicera inom samma processor istället för via en databuss

**Nyckelord/Keywords**

UAV, autonom, avioniksystem, obemannad, flygplan, databussar



**Institution, Avdelning**

Department, Division

Department of Electrical Engineering

Division of Vehicular Systems

**Datum**

Date

1998-12-11

**Språk**

Language

 Svenska/Swedish Engelska/English \_\_\_\_\_**Rapporttyp**

Report category

 Licentiatavhandling Examensarbete C-uppsats D-uppsats Övrig rapport \_\_\_\_\_**ISBN****ISRN****Serietitel och serienummer**

Title of series, numbering

**ISSN**

LiTH-ISY-EX-1937

**URL för elektronisk version**<http://www.vehicular.isy.liu.se/>**Titel/Title:** A study in autonomus aircrafts and their avionics**Författare/Authors:** Per Hedberg**Sammanfattning/Abstract**

This master thesis has been written at Saab AB in Linköping, Sweden. The purpose of the thesis is that it shall be a summary of today's market regarding UAV's and to investigate which systems that are required in an autonomous vehicle, especially in a military attack aircraft.

The possibility to use commercial components instead of military standard components should be considered. The reason that commercial products not have been used so much earlier is demands of performance, trace ability and quality. Development in the commercial electronic industry is increasing and have in many cases better performance than the military.

With the high performance processors of today it is possible that several systems can use one single processor. This would lower weight, lower costs and in some cases higher performance, compared with today's system structure, since the different systems can communicate within one processor instead of through a data bus.

**Nyckelord/Keywords**

UAV, autonomous, avionics, unmanned, aircraft, data busses





<b>1 FÖRKLARINGAR</b>	<b>1</b>
<b>2 INLEDNING</b>	<b>3</b>
2.1 DISPOSITION	4
2.2 ERKÄNNANDE	4
<b>3 TÄNKBARA UPPGIFTER FÖR EN UAV</b>	<b>5</b>
3.1 MILITÄRA UPPGIFTER	5
3.1.1 SPANING OCH REKOGNOSERING	5
3.1.2 STÖRNING	5
3.1.3 ATTACK	5
3.1.4 JAKT	6
3.1.5 CELLFÖRSVAR	6
3.2 CIVILA UPPGIFTER	6
3.2.1 ÖVERVAKNING	7
3.2.2 KOMMUNIKATION	7
<b>4 MOTIVERING FÖR OCH EMOT EN SATSNING PÅ MILITÄRA UAV:ER</b>	<b>9</b>
4.1 KOSTNAD	9
4.2 UNDERHÅLL	9
4.3 PRESTANDA	9
4.4 SÄKERHET	10
4.5 LIVSLÄNGD	10
4.6 UPPMÄRKSAMHET	10
<b>5 HUR KOMMER UAV:ERNA ATT SE UT</b>	<b>11</b>
5.1 PÅGÅENDE OCH PLANERADE PROJEKT	11
5.2 AUTONOMITET	11
<b>6 JÄMFÖRELSE MELLAN MILITÄR ELEKTRONIK OCH COTS</b>	<b>13</b>
6.1 ÄR DET NÅGON KVALITETSSKILLNAD?	14
6.2 FORDONSELEKTRONIK	15
6.3 FINNS DET NÅGON FRAMTIDSSÄKERHET?	15
6.4 VILKA STANDARDER FINNS/KOMMER ATT FINNAS?	15
6.5 EN JÄMFÖRELSE MELLAN KORT OCH APPARAT	16
<b>7 DATABUSSAR</b>	<b>19</b>
7.1 ALLMÄNT OM DATABUSSAR	19
7.2 HUR STOR KAPACITET/PRESTANDA KRÄVS?	19
7.3 VILKA STANDARDER FINNS/KOMMER ATT FINNAS?	19

7.3.1 MIL-STD-1553A	20
7.3.2 MIL-STD-1553B	20
7.3.3 MIL-STD-1773	21
7.3.4 STANAG 3910	21
7.3.5 ATM	21
7.3.6 ARINC 429	21
7.3.7 ARINC 629	21
7.3.8 CAN	22
7.3.9 ETHERNET	23
7.3.10 TCP	23
7.3.11 TCP/IP	23
7.3.12 UDP	23
7.3.13 VME	23
7.3.14 HSDB	24
<b>7.4 DISKUSSION</b>	<b>25</b>

---

## **8 SYSTEMARKITEKTUR** **27**

<b>8.1 HUR SER DAGENS ARKITEKTUR I JAS 39 GRIPEN UT?</b>	<b>27</b>
<b>8.2 HUR KOMMER SYSTEMARKITEKTUREN ATT SE UT FÖR EN UAV/UCAV?</b>	<b>30</b>
8.2.1 LIVSLÄNGD	30
8.2.2 REDUNDANSKRAV	30
<b>8.3 VILKA DELSYSTEM KRÄVS I EN UAV?</b>	<b>31</b>
8.3.1 AI	32
8.3.2 STYRSYSTEM	32
8.3.3 LANDNINGSSYSTEM	33
8.3.4 NAVIGERINGSSYSTEM	33
8.3.5 UPPDRAGSMINNE	34
8.3.6 NÖDSYSTEM	34
8.3.7 KOMMUNIKATION	35
8.3.8 ANPASSNINGSENHETER	35
8.3.9 AKTUATORER	35
8.3.10 AUTOMATISK MÅLIGENKÄNNING, AMIK	36
<b>8.4 NÅGRA MÖJLIGA SYSTEMKONCEPT</b>	<b>37</b>
8.4.1 HUR SER ETT SYSTEM UT SOM ANVÄNDER LOKALA PROCESSORER	37
8.4.2 HUR SER ETT SYSTEM UT SOM ANVÄNDER EN CENTRAL PROCESSOR	37
8.4.3 HUR SER ETT SYSTEM UT SOM ANVÄNDER EN KOMBINATION AV EN CENTRAL OCH LOKALA PROCESSORER	37
<b>8.5 SKILLNADER MELLAN ATTACK, SPANING OCH JAKT</b>	<b>38</b>
8.5.1 ATTACK - VILKA DELSYSTEM KRÄVS YTTERLIGARE?	38
8.5.2 SPANING - VILKA DELSYSTEM KRÄVS YTTERLIGARE?	39
8.5.3 JAKT - VILKA DELSYSTEM KRÄVS YTTERLIGARE?	40
<b>8.6 UPPBYGGNAD</b>	<b>40</b>
<b>8.7 FÖRDELAR JÄMFÖRT MED DAGENS SYSTEM</b>	<b>41</b>

---

## **9 REFERENSER** **43**

<b>9.1 BÖCKER</b>	<b>43</b>
<b>9.2 TIDSKRIFTER OCH KONFERENSARTIKLAR:</b>	<b>43</b>
<b>9.3 EXAMENSARBETEN</b>	<b>44</b>
<b>9.4 MUNTLLIGA</b>	<b>44</b>
<b>9.5 ANNAN LITTERATUR (UTAN REFERENSER I TEXTEN)</b>	<b>45</b>

**BILAGA 1** **47**

---

**BILAGA 2** **57**

---

**BILAGA 3** **65**

---

**BILAGA 4** **69**

---

**BILAGA 5** **73**

---

**BILAGA 6** **74**

---



# 1 Förklaringar

Autonomt	Självstyrande
Avionik	Flygburen elektronik
COTS	Commercial Off The Shelf - hyllvara
dB	Decibel - anger förhållandet mellan effekter.
GPS	Global Positioning System, ett amerikanskt satellitsystem för positionsbestämning över hela jorden.
DGPS	Differentiell GPS, en komplettering av det vanliga GPS systemet som ger en bättre noggrannhet om man inte har tillgång till de militära koderna som krävs för att få bästa noggrannhet. Satellitsystemet kompletteras då av ett system på marken som sänder ut en korrektionssignal.
DSP	Digital Signal Processor – en processor som är specialiserad för vissa typer av beräkningar och därmed mycket snabb på just dessa.
g	Tyngdacceleration, anger hur många gånger belastningen ökar jämfört med normalbelastningen $g=9,8 \text{ m/s}^2$ . För en pilot betyder ökad g belastning att blodet vid positiva g krafter tvingas ner i benen, vid negativa g tvingas istället blodet uppåt. En pilot klarar ca +9g till -3g under en längre tid, momentant kan belastningarna dock bli högre.
Halvduplex	Innebär att data kan föras över i båda riktningarna i tex en databuss men inte samtidigt.
kt	Knop – $1 \text{ kt} = 0,514 \text{ m/s}$ .
kW	Kilowatt – effekt.
Mbit/s	Miljoner bitar per sekund kan även uttryckas som MHz.
Radarsignatur	Det utseende ett objekt får på en radar.
RPV	Remote Piloted Vehicle – Fjärrstyrd farkost, en förare styr farkosten via någon form av länk.
Regelsystem	Ett system som fattar beslut med hjälp av i förhand uppställda villkor.
Schedulerbar	”Schemalägningsbar”, i ett datorsystem så kan tidpunkten för när en uppgift ska utföras bestämmas i tiden.
Stealth	Se smygteknik.
Smygteknik	En teknik som används för att minska radar-, visuell- och IR-signatur.
Spännvidd	Avståndet mellan vingpetsarna
Stallhastighet	Den hastighet när ett flygplan förlorar sin lyftkraft.
UAV	Uninhabited/Unmanned Aerial/Autonomus Vehicle
UCAV	Uninhabited/Unmanned Combat Aerial/Autonomus Vehicle

En studie om autonoma flygplan och deras avioniksystem

Attitydvinklar	Beskriver flygplanets läge i luften
Aktuatorer	Samlingsnamn för hydraulcylindrar, elmotorer mm.
IR	Infraröd
Fly by wire	Ett elektriskt styrsystem utan mekanisk koppling, förväxla ej wire med vajer.
MTBF	Mean Time Between Failure. Den tid en komponent i medeltal är felfri.
Winglets	Uppvikt vingpets för att öka vingens effektivitet genom att minska luftvirvlarna vid vingpetsarna.

## 2 Inledning

När morgondagens flygplan blir förarlösa och autonoma, Uninhabited Aerial Vehicle - UAV, ställs flygvärlden inför en hel del nya frågeställningar. Hur bibehålls flygets höga säkerhet och vem bär egentligen ansvaret för en autonomt styrd farkost? För den militära tillämpningen måste man även behandla frågan om hur lång livslängd och vilken säkerhetsnivå som krävs för ett flygplan som i princip bara ska användas vid en krigssituation.

Finns det egentligen någon anledning att gå över ifrån bemannade flygplan till obemannade flygplan, är det motiverat?

En av motiveringarna till att gå över till UAV:er är att kostnaderna kan bli lägre än för ett bemannat flygplan. Det är då viktigt att varje del som ingår håller ett lågt pris med tillräcklig kvalitet och prestanda. En jämförelse mellan militär och kommersiell elektronik ger då frågeställningen: Finns det någon anledning att använda militär elektronik om motsvarande prestanda kan fås med kommersiell elektronik?

Avsaknaden av pilot gör att vikten kan minskas och svängprestanda kan förbättras. Det blir även möjligt att ta högre risker med farkosten eftersom ingen pilot riskerar livet. Dessa UAV:er kan användas i ett första skede för att hitta och slå ut viktiga fiendliga mål, exempelvis radarstationer och luftvärn. Därefter kan konventionella flygplan användas utan alltför stora risker.

En annan motivering, främst i de civila tillämpningarna, är att UAV:erna kan användas för monotona uppgifter vid exempelvis övervakning.

Det här examensarbetet har utförts på Saab AB i Linköping. Syftet är att göra en sammanställning av hur marknaden ser ut idag och utreda vilka delsystem som bör ingå i en autonom farkost, främst då ett i militärt attackflygplan. Vissa delsystem har studerats utförligare, främst då databussar och navigeringssystem.

I den här rapporten beskrivs vilka olika typer av uppdrag en UAV skulle kunna utföra och några exempel på UAV:er som finns idag ges. En jämförelse mellan COTS och militärt specificerad elektronik görs och olika typer av databussar går igenom. Slutligen görs en utredning på vilka avionikfunktioner som kommer att krävas och hur systemarkitekturen skulle kunna se ut i ett framtida flygplan, inte nödvändigtvis en UAV. Denna jämförs med dagens system i JAS 39 Gripen.

Rapportens inriktar sig främst mot militära tillämpningar. Några civila tillämpningar finns dock med.

Det är i vissa fall svårt att finna någon bra svensk översättning på en del fackuttryck. Jag har då valt att använda engelska eftersom det är fackspråket inom flygindustrin och en försvenskning bara skulle innebära risk för feltolkningar.

## **2.1 Disposition**

I kapitel 3, 4 och 5 hålls en allmän diskussion om obemannade flygplan. De ämnen som behandlas är: vilka uppgifter ett autonomt flygplan kan tänkas få, några motiveringar till varför eller varför inte en satsning på autonoma flygplan bör göras och slutligen en diskussion om hur de autonoma flygplanen ska byggas upp och se ut. En kort sammanställning över en del av de projekt som redan idag pågår återfinns i bilaga 1.

Kapitel 6 jämför militärt specificerad elektronik med kommersiella komponenter, COTS. Det kan finnas mycket att vinna både när det gäller prestanda och lägre kostnader om COTS används. Nackdelarna är främst att det inte alltid går att spåra ur vilken serie en enstaka komponent härstammar ifrån och att den komponent som valdes i ett tidigt designstadium ej finns tillgänglig när det är dags för produktion.

För att ett avioniksystem ska fungera tillfredsställande så krävs det att de olika delsystemen kan kommunicera med varandra. Därför beskrivs i kapitel 7 en del av de databussar som redan idag används i flygplan och en del av de kommersiella system som finns på marknaden.

Slutligen går kapitel 8 in på hur systemarkitekturen för ett autonomt attackflygplan skulle kunna se ut. För att få en referens ges även en kort beskrivning av JAS39 Gripen's avioniksystem.

Kapitel 3, 4 och 5 bör läsas ihop och kompletteras med bilaga 1. Kapitel 6, 7 och 8 kan dock läsas fristående var för sig.

## **2.2 Erkännande**

Det finns många jag skulle vilja tacka på Saab men framförallt Sune Andersson, Jonas Schenström, Jan Westlund och Dag Folkesson för kunnande och konstruktiva kommentarer så att den här rapporten har fått det utseende och innehåll som den har.

Jag vill även tacka min examinator Lars Nielsen och min opponent Tor-Åke Fransson för deras kommentarer kring rapportens utformning.



## 3 Tänkbara uppgifter för en UAV

Ett förarlöst flygplan kan få många olika uppgifter. Beroende på vilken uppgift det får så blir kraven på flygplanet olika. Här följer några av de uppgifter och system som ett förarlöst flygplan skulle kunna utföra eller ingå i.

### 3.1 Militära uppgifter

Den främsta anledningen till att använda UAV:er till militära uppgifter är de prestandaökningar som kan fås när piloten försvinner.

#### 3.1.1 Spaning och rekognoscering

Den uppgift som ligger närmast i tiden är troligtvis spaning och rekognoscering. Detta kan ske både på låg höjd och på hög höjd. Det blir då stora skillnader på hur flygplanen med dessa uppdrag kommer att se ut när det gäller storlek, prestanda och utrustning.

För ett höghöjdsuppdrag krävs det att flygplanet klarar en lång flygtid. Det behöver dock inte vara så snabbt. Tanken är att de ska flyga så högt att fienden inte kan upptäcka eller nå dem. För att få tillräckligt med lyftkraft krävs det ett lätt flygplan med stora vingar vilket också är nödvändigt för att tillräckligt med bränsle ska kunna medföras. Höghöjdsuppdrag kan ses som en ersättning eller komplement till spaningssatelliter.

För spaning på låg höjd är det viktigt att flygplanet är svårt att upptäcka. Därför bör det vara litet. Det finns även planer på flygplan i mikroformat, Carlsson (1997), som är 12-15 cm stora. Dessa skulle bli tämligen svåra att upptäcka. De skulle även vara svåra att bekämpa på grund av sin storlek. En annan lösning är att göra ett snabbt flygplan som även om det upptäcks kan utföra sin uppgift genom att det manövrerar ifrån eventuell bekämpning. Nyckeluppdraget kommer då att vara elektronisk eller optisk rekognoscering och underrättelse insamling, Fulghum (1997a).

#### 3.1.2 Störning

Ett störningsuppdrag borde inte ligga alltför långt fram i tiden. UAV:n skulle då kunna användas för att störa ut fientlig radar och kommunikation. Det skulle även vara möjligt att lura fienden genom att UAV:n sänder ut en radarsignatur som liknar ett vanligt flygplan och på så sätt distrahera fienden. Fienden skulle även bli tvingad att använda sin radar och därmed avslöja var radarstationerna är lokaliserade.

#### 3.1.3 Attack

Ett attackuppdrag är troligtvis nästa uppgift som kommer att bli aktuell för en UAV, eller snarare enUCAV.UCAV:n används då i det första skedet av

anfallet för att slå ut fientligt luftvärn, radarstationer och andra strategiska mål. Den kan även användas till anfall långt in bakom fiendens linje där det skulle vara för riskabelt att använda ett bemannat flygplan.

Det ställs stora krav på navigeringssystemet eftersom det är viktigt att UCAV:n lokaliserar rätt mål. Ett problem är att de flesta målen i framtiden troligen kommer att vara mobila, New World Vistas (a), och därigenom svåra att lokalisera. UCAV:n måste därför vara utrustad med en tillförlitlig lokaliseringsutrustning som, även om målet har flyttat på sig, kan hitta rätt mål.

En attack UCAV måste vara utrustad med ett system för upptäckt av och motåtgärder mot eventuell fientlig beskjutning. Bekämpningen kan bestå av traditionella motmedel som tex facklor men eftersom UCAV:n borde kunna få mycket högre prestanda än ett bemannat flygplan så kan ett alternativ vara undanmanövrering. På så vis sparas vikt och pengar eftersom motmedel inte behöver medföras.

### **3.1.4 Jakt**

Det svåraste uppdraget torde vara jaktuppdrag. Förutom att UCAV:n ska bekämpa en eventuell fiende så ska den även undvika fientlig eld. Detta kräver då att UCAV:n är försedd med ett taktiskt system. Systemet måste vara tillräckligt omfattande för att farkostens rörelser inte ska bli förutsägbara. Systemet bör även innehålla uppgifter om hur den fientliga taktiken är upplagd så att fienden kan bekämpas effektivt.

Naturligtvis kräver även den här typen ett navigationssystem som klarar av att följa med i alla snabba manövrar.

### **3.1.5 Cellförsvar**

En ny typ av försvar är att dela in landet i ett bikakeliknande rutnät där varje cell övervakas av ett antal UAV:er. Om ett fientligt mål upptäcks så skickas en robot från något robotbatteri och styrs sedan mot målet med hjälp av de sensorer som finns ombord på UAV:n. UAV:er och robotar placeras exempelvis i vanliga villor, byggnader eller i containrar som kan flyttas runt med hjälp av lastbilar. Alla enheter ingår då i ett landsomfattande nätverk som blir mycket slagkraftigt. Om en cell blir försvagad eller hårt angripen kan hjälp fås från andra mindre belastade celler, Kristoffersson (1997).

## **3.2 Civila uppgifter**

De civila tillämningarna riktar sig inte, som är fallet med de militära, främst till att ersätta piloten. Det är snarare på områden där det idag inte finns några bra system som UAV:er kan komma att användas civilt. Autonoma flygplan kommer troligtvis inte användas i passagerartrafik förrän långt in i framtiden när allmänheten vågar lita på systemen.

### 3.2.1 Övervakning

En civil tillämpning för UAV:er kan vara olika typer av övervakning. Det som skiljer sig främst ifrån spanings- och rekognoscerings-UAV:n är att kraven på undanmanövrering och att undgå upptäckt försvinner. I övervakningsfallet är det nog framförallt en lång flygtid som är viktig.

Några exempel på tillämpningar är: trafikövervakning, övervakning till havs för att upptäcka varusmuggling, flyktingar, olika typer av utsläpp, otillåtet fiske. Andra typer av uppgifter till havs är sjöräddning, kontroll av istäckning och fartygspositioner. Det skulle även vara möjligt att kontrollera el- och telefonledningar för underhåll och vid avbrott.

### 3.2.2 Kommunikation

En annan civil tillämpning är att utnyttja UAV:n till olika typer av telekommunikation. UAV:n skulle fungera som en telekommunikationssatellit på låg höjd som länkar vidare TV- och radioutsändningar. Det skulle även vara möjligt att förstärka mobiltelefonnätet vid vissa stora evenemang, i otillgänglig terräng eller till havs.

En UAV kan dimensioneras för att klara större nyttolaster än en satellit. Det faktum att UAV:n skulle befinna sig på 10-20 km höjd jämfört med satellitens 100-tals till 1000-tals km höjd minskar naturligtvis komplexiteten på systemet. Det är också betydligt lättare att reparera eller ersätta en UAV-baserad utrustning. Ytterligare en fördel är att det borde finnas tillgång till högre effekt att driva lasten med genom att ta kraft från framdrivningssystemet istället för ifrån solceller.



## 4 Motivering för och emot en satsning på militära UAV:er

### 4.1 Kostnad

En av de krafter som motiverar en satsning på militära UAV:er är möjligheten till sänkta kostnader. Det finns mycket som talar för att det kommer att finnas en hel del besparingar att göra, inte främst på inköpskostnaden utan framförallt på underhåll och övning.

Ett sätt att minska kostnaderna är att sätta alla sofistikerade sensorer i UCAV:n istället för i vapnet och med hjälp av dessa styra vapnet mot målet. Det går då att använda enklare och därmed billigare vapen. Om UCAV:n har en låg radarsignatur så kan den ta sig mycket nära målet och därifrån styra vapnet med få korrektioner för en korrekt träff. De dyra sensorerna kommer då tillbaka med UCAV:n och kan användas igen, Fulghum (1997a).

### 4.2 Underhåll

Tanken med en UAV är att den ska klara av sitt uppdrag autonomt utan hjälp från marken. Det kommer därför inte krävas mycket övning, vilket innebär att UAV:erna inte kommer att slitas nämnvärt. Den övning som kommer att krävas är den markpersonalen behöver för att farkosten ska kunna klargöras och repareras.

Övriga underhållskostnader är underhållet som krävs för att UAV:erna ska fungera när de tas fram efter en lång tids förvaring, dvs kontroll och service på hydraulsystem och kontaktdon mm. Underhållet borde likna det som idag görs på exempelvis missiler.

### 4.3 Prestanda

Tack vare att ingen pilot ska följa med så försvinner en begränsande faktor när det gäller prestanda för UAV:n. Prestanda i dagens flygplan begränsas främst av att piloten inte klarar de laster som uppstår vid snabba eller snäva manövrar. En pilot klarar ca +9g till -3g. Det kommer troligtvis att vara motor och bränslesystemet som blir nästa begränsade faktor, Hanson (1997). Den gränsen kommer troligtvis att gå vid ca +/- 20g. Överlevnaden för en UAV skulle då ökas väsentligt eftersom den då skulle kunna utmanövrera de flesta av dagens missiler, New World Vistas (a).

Frånvaron av en pilot gör att vissa fysiska krav försvinner. Dels minskar vikten och dels så behövs det ju ingen plats för piloten. Därför borde radarsignaturen

kunna minskas tack vare att den fysiska storleken kan göras mindre och med hjälp av smygteknik kan den minskas ytterligare. Det behövs heller inga presentations- eller räddningssystem, därmed sparas ännu mer utrymme och vikt. Radarsignaturen tros kunna minskas med minst 12 dB, vilket motsvarar att räckvidden på fiendlig radar minskas med en faktor två och yttäckningen med en faktor fyra, New World Vistas (a).

#### **4.4 Säkerhet**

Eftersom ca 80% av olyckorna inom flygtrafiken beror på handlingar eller frånvaron av handlingar från piloten, enligt Vos & Motazed (1996), så skulle en autonom farkost minska olyckorna radikalt. Detta förutsätter förstås ett väl utprovat styrsystem.

Tyvärr svarar inte statistiken på hur många olyckor som har undvikits tack vare att en pilot har varit med. Dessa fall kan i en UAV resultera i olyckor. Det kan dock finnas viss möjlighet att via fjärrstyrning avhjälpa en krissituation.

#### **4.5 Livslängd**

För den militära tillämpningen så blir det möjligt att spara en hel del pengar. Eftersom piloter saknas så krävs det ingen övning av flygande personal. Operatörer och övrig markpersonal kan till stor del övas i simulatorer och på ett begränsat antal farkoster. Vid vidareutvecklingar av den taktiska programvaran räcker det med att utprovningen sker med en farkost. När programvaran sedan är klar så förs den över till de andra farkosterna. Detta gäller även eventuella uppdateringar.

Eftersom en militär UAV endast ska användas i en krissituation så kan UAV:n ha en kortare livslängd, dvs färre antal flygtimmar, än vad de bemannade flygplanen har. UAV:n ska ju inte användas i fredstid. Den förkortade livslängden, jämfört med dagens bemannade flygplan, gör att det går att använda delar och material med kortare livslängd. Det kommer i sin tur troligtvis att sänka kostnaderna.

Det är dock bara livslängden under flygtid som kan minskas. UAV:n måste klara av att stå i lager under en lång tidsperiod innan den används.

#### **4.6 Uppmärksamhet**

Ett spanings- eller övervakningsuppdrag kan vara monotont och det är svårt för en operatör att hålla koncentrationen på en tillräcklig nivå under en längre tid. Om en UAV används till dessa uppdrag så uppkommer inte de här problemen. Det är inte nödvändigt med en helt autonom UAV. Den kan eventuellt fjärrstyras ifrån marken där en operatör sitter och övervakar. Operatören kan då få avlösning och raster under pågående uppdrag.

## 5 Hur kommer UAV:erna att se ut

Beroende på vilket uppdrag som ska utföras så kommer prestandakraven för en UAV att se olika ut. De krav som främst påverkar utseendet är krav på last, flygtid, flyghöjd, om smygteknik ska användas och vilken hastighet UAV:n ska flyga med.

### 5.1 Pågående och planerade projekt

Runtom i världen pågår en hel del projekt med UAV:er, exempel på dessa finns i bilaga 1. För en mer omfattande översikt rekommenderas Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets, Manson (1997). De flesta projekt som pågår idag är spanings UAV:er. De olika länderna använder sig av olika strategier för sina UAV:er, USA gör stora som ska kunna ta sig över hela jorden och kunna uppehålla sig länge i luften medan exempelvis Israel gör små som används av armén för att kunna spana över nästa kulle. Det faktum att det finns så många projekt som inriktat sig på spanings UAV:er gör att risken för en överetablerad marknad måste övervägas.

Det finns en del futuristiska planer på att göra flygplanet värdbart för att på så sätt ge det en sida med en mycket låg radarsignatur. På den andra sidan monteras då alla luckor till landningsställ, vapenutrymmen och serviceutrymmen. Även alla övriga delar som kan störa radarsignaturen, som exempelvis luftintaget och utblåset till motorn, läggs på denna sida. Detta gör att sidan med den lägsta radarsignaturen kan riktas åt det håll där risken för upptäckt är som störst. Ett problem som kan uppstå är att motorn ej fungerar tillfredsställande i alla flyglägen, en lösning är då att göra motorn vridbar så att den går att vridas till det läge som är optimalt.

### 5.2 Autonomitet

Än så länge har de flesta UAV:erna egentligen varit RPV:er där en pilot har styrt farkosten med konventionella reglage genom att observera flygplanet direkt eller någon form av videolänk. I framtiden kommer troligtvis UAV:erna bli mer och mer autonoma. Från att UAV:n klarar själva flygningen själv, operatören talar bara om vart UAV:n ska flyga inte hur, till att den klarar hela uppdraget på egen hand.

Ett problem som uppstår är att överföringskapaciteten mellan UAV och markstation är begränsad. Detta ställer till problem om UAV:n ska fjärrstyras med hjälp av bilder eftersom en låg uppdateringshastighet av bilderna gör att den blir svårstyrd.

Detta skulle kunna lösas genom att uppdatera bilderna snabbare med hjälp av prediktering av flygläget, dvs mellan varje ”riktig” bild så predikterar datorerna vid markstationen ett antal extra bilder för föraren. Om predikteringen är tillräckligt noggrann så kommer de bilder som presenteras stämma väl överens med verkligheten.

Ett vanligt sätt att klara av landningen på har hittills varit att låta UAV:n köra in i ett fångstnät eller med hjälp av fallskärm. Detta har varit möjligt eftersom dessa UAV:er har varit ganska små, men när det blir aktuellt med större UAV:er så måste troligtvis landningen ske på konventionellt sätt på en landningsbana. Det krävs då ett välutvecklat landningssystem som klarar av att landa antingen med hjälp av de sensorer som finns i farkosten eller med hjälp av något markbaserat landningssystem. En annan möjlighet är att låta en markstation ta över styrningen av farkosten vid landning och därmed sköta landningen manuellt. Om det under flygningen uppstår något fel så kan UAV:n inte utföra en nödlandning på egen hand, utan den måste då ta sig tillbaka till en landningsbana med en bemannad markkontroll.

Det som bestämmer utvecklingen av hur autonom en UAV kan bli är dels mjukvaran och dels processorkraften. Det verkar därför logiskt att redan nu dimensionera ett flygplan som klarar den tänkta nyttolasten och övrig prestanda. När sedan förutsättningarna finns så uppgraderas processorer och mjukvara.



## 6 Jämförelse mellan militär elektronik och COTS

Minskade försvarsbudgetar tillsammans med behovet av att uppgradera föråldrade komponenter har drivit på sökandet efter lågkostnadsavionik. En väg som börjar övervägas mer och mer är att börja använda kommersiella produkter istället för att använda militärspecificerade produkter. Kommersiella produkter ger möjlighet till reducerade kostnader och snabbare teknikutveckling jämfört med de militära. Om ett krav kan uppfyllas utan undantag av en redan existerande produkt eller design så blir naturligtvis utvecklingskostnaderna för hela konstruktionen lägre.

De problem som kan uppstå är bland annat att försäljare av kommersiella produkter har liten eller ingen erfarenhet av att specificera sina produkter på samma sätt som utvecklare av militära produkter kräver. När specifikationerna är otillräckliga så måste produkten testas genom egna försök för att se om den uppfyller alla krav. En av orsakerna till att det kan vara svårt att få tillräckliga specifikationer från tillverkarna är att konkurrenter inte ska ha för stor insyn i deras konstruktioner, Demko (1996).

Den kommersiella marknaden tar inte hänsyn till en enskild användare utan ser till vilka krav som finns på marknaden. Det är därför svårt att få support i så många år som militär utrustning kräver eftersom vart 3-5 år så sker det stora förändringar på tekniker och standarder. Om komponenten försvunnit ifrån marknaden så måste hela produkten konstrueras om med nya komponenter. Därför blir livscykelkostnaden annorlunda när det inte går att vänta sig 20 års livslängd, Demko (1996).

Om komponenterna ska kunna överleva den extrema militära miljön så måste de antingen designas för eller skyddas ifrån den. I den militära industrin så är hårdvaran konstruerad ifrån grunden med strikta kontroller. När COTS ska användas handlar det istället om att hitta komponenter som uppfyller de krav som ställs på dem, Demko (1996).

Det är vanligt att man vill modifiera komponenterna. Då försvinner dock vitsen med COTS eftersom man då måste modifiera även de komponenter som uppgraderas i framtiden, Gentleman (1997).

COTS hårdvara förväntas ha följande karakteristik: låg kostnad, tillgänglig ifrån flera tillverkare, uppbyggd enligt dokumenterade standarder och säljs i stora volymer. Utvecklingen av militära komponenter tar ett par tre år medan den kommersiella industrin gör sina komponenter tillgängliga nästan direkt. Det

faktum att COTS redan finns tillgängliga på marknaden gör att produkten går att testa tidigt i utvecklingsarbetet. Det går då att värdera hur bra den passar i den militära applikationen. Produktionstekniskt så har högvolymsprodukter en lägre felfrekvens än lågvolymsprodukter, Demko (1996).

En kommersiell teknik som kan erbjuda stora kostnadsbesparingar för militära applikationer är så kallade PC-kort. De är små, robusta och billiga. PC-korten finns för en mängd olika applikationer, bland annat röstigenkänning, bildbehandling och interface för yttre kommunikation. System som använder omodifierade PC-kort kan reducera utvecklingskostnaderna rejält. Motargumentet mot kommersiella komponenter har varit att de inte är dimensionerade för den hårda militära miljön, Balakirsky (1996).

I de projekt där komponenter från flera tillverkare ska användas så är det viktigt att skriva ordentliga specifikationer för tex spänningsnivåer och toleranser så att inga tveksamheter uppstår för de olika tillverkarna. Tillverkarna har också ett stort ansvar eftersom en liten ändring av deras produkt kan påverka hela systemet.

När det gäller den militärt specificerade elektroniken så behöver i stort sett inga tester göras, den är ju redan specificerad. Den kommersiella elektroniken har däremot inte lika omfattande specifikationer och behöver därför genomgå egna undersökningar för att se att kraven går att uppfylla. Därför måste även kostnaden för de egna undersökningarna tas med i kostnadsberäkningen för produkten.

### **6.1 Är det någon kvalitetsskillnad?**

Det kan vara svårt att spåra vilken tillverkningsserie en kommersiell komponent härstammar ifrån och därmed är det svårt att spåra om de komponenter som används är ur samma serie. Detta kan vara intressant om det upptäcks något fel på en komponent då kan det vara bra att kontrollera hela den serien ordentligt.

En av anledningarna till att komponentkostnaden i avioniksystem är hög är traditionen att välja dyra keramiska hermetiskt tillslutna militärt specificerade halvledare. De plastinkapslade komponenter som finns i dag kan i många fall vara minst lika tillförlitliga som de keramiska. En vanlig missuppfattning angående plastinkapslade komponenter är att de inte klarar samma temperaturområde som de keramiska komponenterna. Vissa komponenter avsedda för fordonsindustrin klarar dock  $-40^{\circ}\text{C}$  till  $175^{\circ}\text{C}$  jämfört med de militära kraven på  $-50^{\circ}\text{C}$  till  $125^{\circ}\text{C}$ , Sparks (1997). Ett problem med plastkapslar är att de i vissa fall kan släppa in fukt, Stein (1998).

## **6.2 Fordonselectronik**

Bilindustrin börjar införa fler och fler elektroniksystem i sina bilar. Därför verkar det lämpligt att jämföra fordonselectroniken med den militära elektroniken.

Miljö- och säkerhetskraven för fordonselectronik är högt ställda. Miljön i ett fordon är allt annat än vänlig. Den består av en kombination av höga temperaturer, kraftiga vibrationer och smuts. Elektroniken ska med andra ord klara av flera krav samtidigt. När det gäller säkerhetskraven så måste systemet vara så säkert att varken förare eller andra kommer till skada vid ett eventuellt fel.

Den militära utrustningen ska dessutom klara elektronisk krigföring med bland annat elektromagnetiska pulser.

För en lastbil eller bil räcker det med att det finns system kvar som klarar av att styra och få stopp på fordonet om andra system slutar att fungera. I ett flygplan blir det lite mer komplicerat eftersom det inte bara räcker med att stanna, utan det måste även finnas system som håller det i flygbart skick.

## **6.3 Finns det någon framtidssäkerhet?**

Eftersom den kommersiella marknaden är ute efter att sälja stora volymer så är det efterfrågan som styr vad som finns att tillgå. Militärindustrins små serier är då troligtvis inte tillräckliga för att kunna garantera att komponenterna finns tillgängliga även i framtiden. De alternativ som då finns är att direkt köpa in tillräckligt med komponenter så att de räcker till nyproduktion och underhåll för hela serien under hela dess livslängd.

Ett alternativ som verkar bättre är att låta programvaran vara så utformad att den kan användas på flera olika typer av plattformar. Därigenom räcker det med att köpa in så mycket att det räcker till den delserie som produceras för tillfället. De efterföljande delserierna får då den senaste tekniken och då säkert bättre prestanda som kan användas till vidareutveckling av produkten. Problemet med att göra så är att varje nytt system måste testas och verifieras vilket kan bli ganska kostsamt. Ett annat problem som kan uppstå är att olika delsystem uppdateras olika snabbt, och därmed kan det uppstå kompatibilitetsproblem mellan de olika enheterna.

## **6.4 Vilka standarder finns/kommer att finnas?**

Eftersom utvecklingen inom elektronik och dataindustri går väldigt fort fram så är det väldigt svårt att förutse vilka standarder som kommer att gälla i framtiden. Allmänt sett borde det dock vara bättre att satsa på en något sämre men väl spridd standard än en standard med topprestanda som har en mindre

spridning. Om det finns många användare så är förutsättningarna större att uppgraderingar och service finns tillgängligt en lång tid framöver.

Man bör även studera hur tidigare uppgraderingar inom standarden har fungerat. Om dessa har inneburit stora och komplicerade ingrepp bör kanske en annan standard övervägas.

### **6.5 En jämförelse mellan kort och apparat**

Ett alternativ till att ha flera apparater är att utnyttja kapaciteten på ett kort till flera funktioner. Med dagens snabba utveckling på datorområdet så borde det finnas en hel del kapacitet över. Om den kapaciteten utnyttjas så kan säkert en hel del utrymme och vikt sparas. Vissa delsystem är så specialanpassade att det blir svårt att flytta den elektroniken till en gemensam apparat.

Genom att låta varje kort få en egen processor så kan beräkningarna ske lokalt på kortet istället för i en gemensam processor. Därmed kan bussens belastning minimeras eftersom den då enbart används till att skicka styrkommandon. Om en snabb överföring krävs så kan en punkt till punkt kommunikation vara att föredra. Detta minskar störningarna och gör det lättare att definiera länken.

En sak som måste beaktas, om elektroniken ska vara tillgänglig för service, är att även om det går så är det kanske inte lämpligt att sätta in alla kort i en och samma låda eftersom den då troligtvis skulle bli ganska stor och tung. För att systemet ska kunna fungera i fält så måste det gå att hantera det utan att några avancerade maskiner behöver användas. Det största problemet är nog vikten, och om det är ett större flygplan så är det viktigt att tänka på att det är svårt att hantera tunga objekt manuellt när de ska lyftas över en viss höjd. Storlekens begränsas av hur mycket plats som finns tillgängligt i flygplanet.

En fråga som är lätt att glömma är ansvarsfrågan. När apparatsystem används så ligger ansvaret hos apparattillverkaren. Om flera kort från olika tillverkare istället ska sitta i samma apparat så blir ansvarsfrågan mer komplicerad, varje tillverkare måste då garantera att deras kort inte sänder ut några störningar som kan påverka de andra korten. Det är viktigt att korten använder samma spänningsnivåer och toleranser vid kommunikation med bakplanet eftersom det annars kan uppstå allvarliga störningar.

Genom att elektronikens livslängd, Meantime Between Failure - MTBF, troligtvis är längre än livslängden för en UAV så är det inte nödvändigt att göra elektroniken lättåtkomlig för service och reparationer. Därmed så finns även möjligheten att montera hela elektroniksystemet på ett och samma kort. På så sätt går det att spara på både utrymme och vikt. Om det skulle bli fel på elektroniken så ersätts hela kortet med ett nytt.

I båda fallen med kort och apparat så måste de olika enheterna kommunicera med varandra. Detta kan antingen ske via direktförbindelse eller via en databuss.



# 7 Databussar

## 7.1 Allmänt om databussar

I ett datoriserat system är det databussen som bär upp systemets struktur. Bussen deltar i nästan varje överföring i systemet och dess egenskaper påverkar systemets kapacitet, svarstid och säkerhet.

Fördelen med att använda en databuss jämfört med direkta ledningar mellan de enheter som ska samarbeta är att alla enheter kan utnyttja en gemensam förbindelse istället för ett stort antal ledningar. För att allt ska fungera finns det en styrenhet som bestämmer vilken av enheterna som ska få sända information. Genom adressering bestäms vilken eller vilka enheter som ska få ta emot informationen som sänds med signaler på vissa av bussens ledare, Johansson (1982).

Det finns vissa signaler som inte är lämpade för bussöverföringar. En del signaler kan vara så kritiska att de inte kan vänta på att bussen ska bli ledig, andra signaler kan vara så utrymmeskrävande att en direktkoppling är lämpligare.

För att kommunikationen ska kunna fungera korrekt så måste det finnas ett protokoll som bestämmer vilka regler som gäller. Dessa regler ligger på olika nivåer, dels det rent fysiska och elektriska utförandet, dels styrning av kommunikationen dvs uppkopplingar, kontroller och andra funktioner.

## 7.2 Hur stor kapacitet/prestanda krävs?

I flygplan ställs det vissa krav på bussarna, dels är säkerhetskraven stora, dels så måste stora dataflöden hanteras, åtminstone periodvis. Det ställs även höga krav på störsäkerhet.

Kraven på bussarna kommer troligtvis att öka när de ska användas i en UAV. Dels ökar datamängderna om bilder ska överföras från UAV:n till marken och dels så kommer det att krävas mer datorkapacitet när piloten ersätts med ett artificiellt intelligent system. Prestandakraven ökar ytterligare om UAV:n ska tolka bilderna själv via någon form av bildbehandling.

## 7.3 Vilka standarder finns/kommer att finnas?

För att få en uppfattning över vilka busstyper och protokoll som skulle kunna användas i en UAV, eller i nästa generations flygplan, så följer här en översikt över en del av de standarder som finns idag. De standarder som tas upp är militära, civila, flygplansanpassade och kommersiella system.

### **7.3.1 MIL-STD-1553A**

En militär standard för militärflygplan, den är föregångaren till MIL-STD-1553B som beskrivs nedan. Den största skillnaden mellan dessa är att om bus controllern slutar att fungera så kan den funktionen tas över av någon remote terminal i den senare varianten, Gunston (1990).

### **7.3.2 MIL-STD-1553B**

MIL-STD-1553B är en militär standard för militärflygplan. Den används bland annat i Gripen. Den är mycket robust och är, i vissa fall, kortslutningssäker, Folkesson (1998).

Standarden är uppbyggd genom att ett antal terminaler är kopplade till en databuss. Varje terminal kan sända eller ta emot data från alla andra terminaler som är anslutna till bussen. Det finns tre typer av terminaler: bus controller, bus monitor och remote terminal. Det går att ansluta en eller flera bus controllers till bussystemet men bara en i taget får vara aktiv. Den bus controller som är aktiv kontrollerar dataöverföringarna genom att sända ut kommandon till remote terminalerna. Bus monitorerna kan läsa alla busdata men kan inte sända något själv. Remote terminalerna måste, efter att en överföring har skett, meddela bus controllern om överföringen gick bra eller inte. Om överföringen inte gick bra så kan bus controllern försöka igen ett begränsat antal gånger på samma eller på en alternativ buss, Reynolds (1996).

Upp till 31 remote terminaler kan anslutas till bussystemet. Varje terminal har en unik adress. Varje terminal kan sedan hantera upp till 30 subadresser som kan hantera upp till 32 ord med en längd på 16 bitar. Kommunikationen sker med halvduplex, vilket innebär att data kan föras över i båda riktningarna i bussen men inte samtidigt. Terminalerna är kopplade till bussen antingen direkt eller via en transformatorkoppling, vilket ger en bättre felisolering genom galvanisk isolering. Längden på kopplingarna mellan buss och terminal, även kallat stubbar, ska vara mindre än 0,3 meter om den är direktkopplad, annars får den vara max 6 meter, Reynolds (1996).

Redundansen i systemet är vanligtvis tvåfaldig genom att två bussar används. Bussarna är då både fysiskt och elektriskt isolerade ifrån varandra genom att olika ledningar för de olika bussarna används. Båda bussarna kan användas för dataöverföring, men bara en i taget, Reynolds (1996).

Överföringen sker via en tvinnad parledning med skärmade ledare som får vara max 100 meter. På grund av att längden är begränsad till 100 meter är bussen därför mest lämpad för fordon. Överföringshastigheten är 1 Mbit/s, Gunston (1990).



### 7.3.3 MIL-STD-1773

MIL-STD-1773 är identisk med MIL-STD-1553B förutom att en optisk fiber används till överföringen istället. Överföringshastigheten är fortfarande 1 Mbit/s men det finns potential att öka den eftersom bandbredden i en fiber är större.

### 7.3.4 STANAG 3910

STANAG 3910 är en högprestandakomplettering till 1553 med en överföringshastighet på 20 Mbit/s. Den finns både med optisk överföring som används i EuroFighter och koaxial överföring som används i Rafael, Folkesson (1998).

Standarden använder låghastighetsbussen för styrkommandon och svarsmeddelanden. Dataöverföringen sker sedan över höghastighetsbussen med 20 Mbit/s. Bus controllern kan via låghastighetsbussen få reda på om sändningen gick bra eller ej, Reynolds (1996).

### 7.3.5 ATM

Asynkronus Transfer Mode, ATM, är en överförings metod för nätverk med en överföringshastighet på minst 155 Mbit/s, Hedemalm (1997). Den är avsedd för att kunna hantera samtidig överföring av bild, ljud och data. Överföringen sker med så kallade celler med en fast längd på 53 bytes, Olsson (1996).

### 7.3.6 ARINC 429

ARINC 429 användes först på BOEING 757, 767 och Airbus 310, Gunston (1990). Varje buss kan maximalt ha 20 mottagare per buss. Överföringen kan ske med två olika hastigheter, 100 Kbits/s och 12 till 14 Kbits/s. Det går inte att kombinera de olika hastigheterna på samma buss. Ordlängden är 32 bitar, Folkesson (1998).

### 7.3.7 ARINC 629

ARINC 629 är den civila motsvarigheten till MIL-STD-1553B. Den använder multi-source/multi-sink, den som vill kan sända och ta emot data, överföringen sker i halvduplex. Överföringshastigheten är 2 Mbit/s, dvs dubbelt så snabb som MIL-STD-1553B. En annan skillnad jämfört med MIL-STD-1553B är att ARINC 629 inte använder busstyrare, istället används en metod som kallas carrier sense multiple access with collision avoidance, CSMA/CA. Genom att ställa in ett unikt tidsgap för varje terminal så kan kollisioner undvikas och varje terminal får regelbundet tillgång till bussen. Busslängden beror på hur många terminaler som är anslutna till bussen och vilket medium som används till överföringen. Det går att använda samma typ som i MIL-STD-1553B dvs ett tvinnat kabelpar som styrs med spänningar, det går även att styra bussen med ström, ett tredje alternativ är att använda en optisk fiber, Reynolds (1996).

När strömstyrning används så kan terminalerna anslutas utan galvanisk kontakt genom att använda en transformatorkoppling. Detta gör att bussen kan monteras in i flygplanet i ett stycke. Det går sedan att vid ett senare tillfälle ansluta ytterligare utrustning till bussen med minimal åverkan på installationen.

Överföringen sker med hjälp av meddelanden som sänds ut till alla terminaler. Med hjälp av så kallade etiketter kan terminalerna avgöra om de ska ta emot meddelandet eller inte.

### **7.3.8 CAN**

Controller Area Network, CAN, togs främst fram, av bland annat Bosch, för användning i fordon. CAN är ett kommunikationsprotokoll som kan användas i realtidssystem. Om ett fel uppstår i överföringen repareras det genom att meddelandet återsänds. Det går att använda valfritt överföringsmedium. Idag används oftast en tvinnad partråd för att få ner brusnivån, i framtiden kommer troligtvis optiska ledningar att användas. Vid en maximal busslängd på 40 m kan överföringshastigheten vara 1 Mbit/s, ju lägre hastighet som används ju längre kan busslängen förlängas. Det går att ha upp till 30 bussnoder, Phu (1995).

Överföringen sker med meddelanden utan några adresser. Meddelandet är försett med en beskrivning av innehållet som alla noder kan läsa. Den nod, det kan även vara flera, som är programmerad att ta emot just denna information tar emot meddelandet och utför det arbete den ska göra.

Genom att använda ett multimastersystem, ingen styrenhet är överlägsen någon annan, går det att ta bort eller ansluta noder utan att störa nätets funktion. Genom att ge de olika enheterna olika prioritet så kan dödläge undvikas om flera enheter sänder på samma gång. Enheten med högst prioritet får då sända först.

Om ett fel uppstår så skickar den nod som upptäcker felet en felflagga till alla noder och till sändaren som då sänder om meddelandet. För att undvika att bussen blir blockerad av en nod som sänder felmeddelanden så skiljer CAN mellan temporära, permanenta, lokala och globala fel.

Det finns två typer av CAN: BasicCAN och fullCAN. Den största skillnaden mellan dessa är att meddelandena lagras på olika sätt. Det går att använda båda typerna i samma nätverk eftersom de är fullt kompatibla med varandra.

Eftersom CAN främst är framtagen för bilindustrin så klarar den hårda miljökrav. Philips CAN krets PCA82C250, se bilaga 2 klarar exempelvis temperaturområdet  $-40^{\circ}\text{C}$  till  $+125^{\circ}\text{C}$ . CAN borde även klara flygplansmiljön

relativt bra även med tanke på säkerhetskraven eftersom den är utvecklad för att användas i fordon för persontransport.

### **7.3.9 ETHERNET**

Principen för ETHERNET är utvecklad ur system för radiokommunikation. Det finns ingen utpekad busstyrare så när nätet är ledigt har alla samma rätt att sända. Om fler sänder på en gång så upptäcker sändarna att en kollision har uppstått genom att de lyssnar samtidigt som de sänder. När en kollision har uppstått så slutar alla sändningar och sändarna väntar en stund innan de försöker sända igen. Tiden sändarna väntar är slumpmässig så risken för ytterligare en kollision är liten.

På grund av ovanstående så är metoden svår att använda i ett realtidssystem eftersom den normalt inte är schedulerbar.

### **7.3.10 TCP**

Transmission and Control Protocol, TCP, används för direkt kommunikation mellan två datorer med hjälp av en virtuell förbindelse där sändaren kräver svar från mottagaren. Meddelanden och svarsmeddelanden skickas fram och tillbaka i nätet via en upprättad kommunikationslänk utan direkt fysisk förbindelse. Kommunikationslänken behöver därför inte använda samma väg hela tiden utan meddelandena kan hela tiden ta nya vägar, Hedemalm (1997).

### **7.3.11 TCP/IP**

Transmission and Control Protocol/ Internet Protocol, TCP/IP, är en protokollfamilj som är avsett för att koppla ihop flera lokala nätverk i ett WAN, Wide Area Network. Kommunikationen är så kallad förbindelselös kommunikation, ingen fast fysisk förbindelse finns mellan de kommunicerande parterna. Kommunikationen sker istället via ett antal så kallade routers, en komponent som kopplar ihop flera nät samtidigt, Hedemalm (1997).

### **7.3.12 UDP**

User Datagram Protocol, UDP, är en förbindelselös överföringsmetod där sändaren inte kräver svar ifrån mottagaren. Data skickas ut på nätet utan att någon kommunikationslänk först har upprättats, Hedemalm (1997).

### **7.3.13 VME**

Versa Module Eurocard, VME, är en kommersiell datorarkitektur som utvecklades ur en äldre standard, VERSAbus, i början av 1980-talet. VME-bussen designades för att vara processoroberoende, lätt att uppgradera från 16 till 32 bits processorer, en pålitlig mekanisk standard och tillåta oberoende tillverkare att tillverka kompatibla produkter. Vem som helst kan tillverka VME-produkter utan att betala royalties eller licenser, Peterson (1991).

Tack vare att ingen har äganderätten till standarden så är det ingen, varken köpare eller säljare, som behöver oroa sig för att deras produkter ska bli föråldrade på grund av att någon tillverkare gör om standarden.

VME bussen klarar upp till 64 bitars adressering och bussöverföring, den klarar multiprocessering och kan hantera upp till sju avbrottsnivåer. Både adresser och databussen kan konfigureras dynamiskt. Detta tillåter enkel systemexpansion när systemet utvecklas. VME bussen klarar dataöverföringar på upp till 80 Mbytes/sekund när 64 bitar används, Peterson (1991).

Dataöverföringen sker asynkront, dvs handskakning används för att överföringen ska fungera. Det är den långsammaste enheten som bestämmer klockhastigheten.

De olika modulerna kopplas ihop via ett bakplan. Bakplanet kan hantera mellan två och tjugotvå bussmoduler. Beroende på systemkonfigurationen kan ett eller två bakplan användas. Ett J1 bakplan hanterar 24 adressbitar och 16 databitar. Ett andra bakplan, J2, kan användas för att utöka kapaciteten till 64 bitars adressering och bussöverföring. Bakplanen kan sedan kombineras genom att montera dem antingen separat eller som en enda enhet.

Det finns två kortstorlekar, enkel- eller dubbelhöjdskort. Den enkla kan generera eller acceptera upp till 24 bits adresser och 16 bits bussöverföringar. De används när det är trångt om utrymmet eller om ett litet antal kretsar används. De är mer motståndskraftiga mot stötar och vibrationer än vad dubbelhöjdskortet är, och har därför blivit populära i flyg- och rymdindustrin. Dubbelhöjdskortet är elektriskt kompatibla med enkelhöjdskortet vid J1 anslutningen. De kan användas för 64 bitars adressering och bussöverföring. Om kortet ska användas till 32 eller 64 bitars överföring så måste de vara av dubbelhöjdsformat.

VME standarden har några begränsningar bland annat att ingen signalledare på bakplanet får vara längre än 500 mm och det får inte finnas mer än 21 kortplatser, VME är därför mest lämpad för apparatapplikationer, VMEbus specification manual (1987).

### **7.3.14 HSDB**

High Speed Data Bus, HSDB, är en standard som arbetar med hastigheten 50 Mbit/s. Den används i F22. Någon mer detaljerad information än så är svår att hitta.

## **7.4 Diskussion**

Vilket bussystem som ska väljas beror på vilka behov som finns. Det kan dock vara svårt att i förväg veta dessa behov, bussystemet måste därför väljas med hänsyn till eventuella framtida utbyggnadsbehov. Det ska vara möjligt utöka busskapaciteten när nya delar införs i systemet eller när uppgradering av befintliga system görs.

De krav som finns är bland annat busshastighet, hur många enheter som kan anslutas och om bussen är användbar i ett realtidssystem. Genom att använda en höghastighetsbuss och en buss till styrkommandon så blir systemet mer flexibelt. Om behovet av högre busshastighet uppstår så är det troligtvis lättare att öka prestandan på höghastighetsbussen än att byta till ett snabbare bussystem.

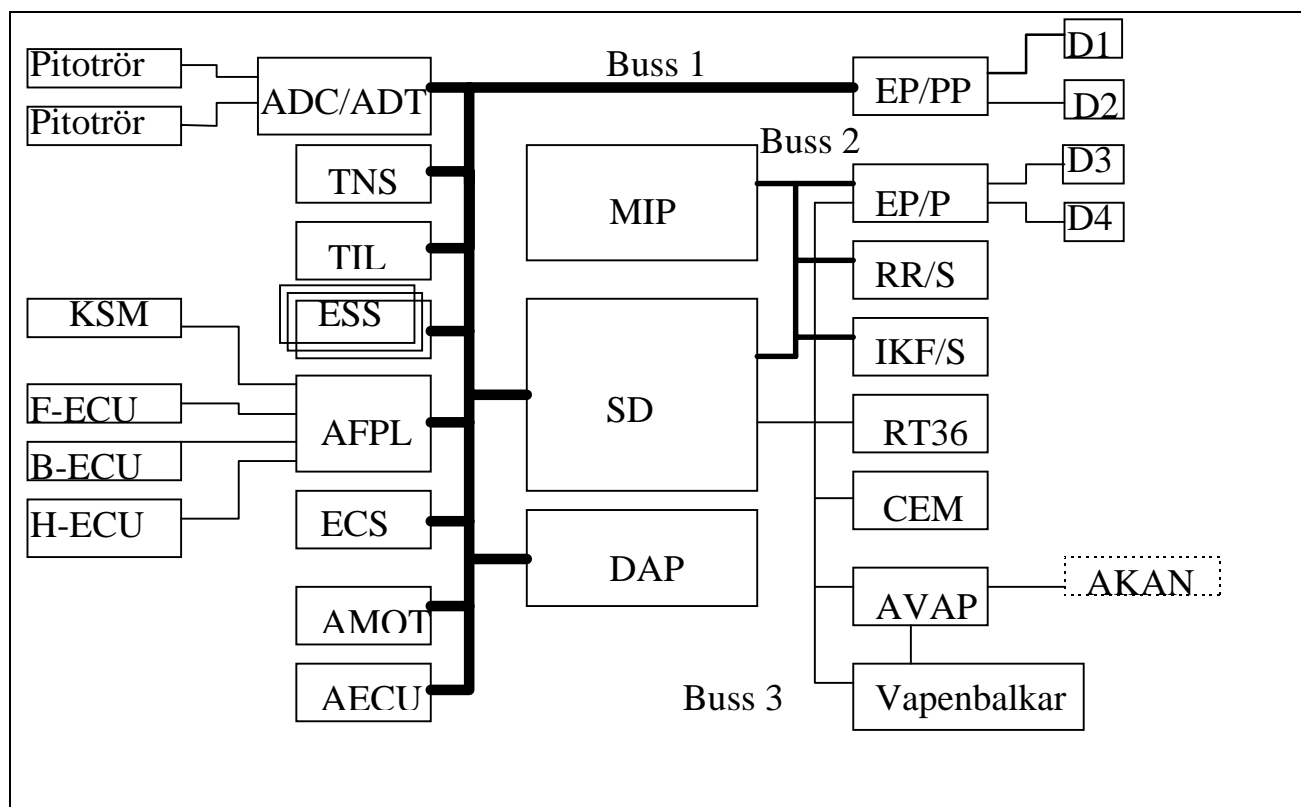
Problemet med att de flesta system för bredbandskommunikation inte är avsedda för realtidssystem kan lösas genom att använda två bussystem. Ett för de system som kräver realtidsexekvering, exempelvis styrsystemet, och ett för de mer prestandakrävande systemen, exempelvis ett system för bildbehandling.

I en UAV är det kanske inte helt nödvändigt att använda ett konventionellt bussystem. Om alla system placeras på samma kort så är det betydligt enklare att göra ett system med direktförbindelser mellan systemen än om de på traditionellt sätt sitter i separata apparater. Vissa system kommer dock kräva egna processorer och kort. Dessa måste naturligtvis kunna kopplas ihop med huvudkortet.



## 8 Systemarkitektur

För att kunna bygga upp ett avioniksystem till en UAV är det bra att ha en referens att jämföra med. Därför följer en kort beskrivning av avioniksystemet i JAS 39 Gripen. En bild på systemet kan ses i figur 8-1.



Figur 8-1 Uppbyggnad av avioniksystemet i Gripen.

### 8.1 Hur ser dagens arkitektur i JAS 39 Gripen ut?

Avioniksystemet i Gripen är uppbyggt kring tre 1553B bussar som har tvåfaldig redundans. Anledningen till att tre bussar används är att kapaciteten annars inte räcker till. De tre bussarna har en gemensam systemdator, SD, som fungerar som busstyrare. Systemdatorn sköter även samexekveringen av det totala avionikdatorsystemet, ADS. Om systemdatorn slutar att fungera kan styrningen av buss 1 till viss del tas över av anpassningsenhet flygplan, AFPL, och därmed säkerställs funktionen av de livsnödvändiga systemen som krävs för att flygplanet överhuvudtaget ska kunna fungera. Det är även AFPL som sköter busstyrningen under uppstart av flygplanet.

Anpassningsenhet flygplan ser till att de system som inte går att ansluta direkt till 1553 bussen kan kommunicera med resten av systemet. AFPL kommunicerar bland annat med följande enheter: KSM, Kraschskyddat minne, här lagras data om flygningen som kan användas för att utreda orsaken till en olycka; F-ECU, Fuel-Electronic Control Unit, Bränslesystemets kontrollenhet;

B-ECU, Brake-Electronic Control Unit, bromssystemets kontrollenhet; H-ECU, Hydraulic-Electronic Control Unit, hydraulsystemets kontrollenhet.

De luftdata som tas ifrån pitotrören i nos och fena behandlas i Air Data Computer, ADC/ADT. Med hjälp av dessa luftdata kan piloten få tillräckligt med information för att i ett nödläge kunna ta hem flygplanet. I normala fall så har piloten ett navigationssystem till sin hjälp. Det består bland annat av ett tröghetsnavigeringssystem, TNS, ett taktiskt instrumentlandningssystem, TILS och ett terrängnavigeringssystem, TERNAV.

Tröghetsnavigeringssystemet, TNS, använder sig av accelerometrar för att mäta de accelerationer som uppstår under flygningen. Mätningarna sker i tre riktningar. Ur dessa accelerationer integreras hastigheten fram. För att få fram positionen integreras i sin tur hastigheten. För att kunna avgöra i vilka riktningar accelerationerna sker så används vinkelhastighetsmätande gyron som mäter vinkelhastigheterna i de tre accelerationsriktningarna. Ett tröghetsnavigeringssystem är inte beroende av några yttre signaler och kan därmed inte störas ut, utom möjligen av elektromagnetiska pulser. Det sänder inte heller ut några egna signaler som kan avslöja flygplanets position. En nackdel med tröghetsnavigeringssystemet är att sensorerna inte är perfekta utan de driver en del. Piloten måste därför nollställa systemet manuellt med fixar vid kända punkter under flygningen eller med hjälp av ett terrängnavigeringssystem för att inte felen ska växa för mycket.

Taktiskt Instrument Landnings System, TILS, är ett landningssystem som liknar det civila landningssystemet ILS och är baserat på mikrovågssändare och mottagare. Landningen är indelad i olika kategorier baserade på höjd och sikt. Varje kategori har en beslutshöjd efter vilken piloten inte får fortsätta landningen om inte tillräcklig sikt finns. När beslutshöjden är nådd måste landningen fortsätta visuellt eller avbrytas.

Vid sidan av landningsbanan finns det en sändare som skickar ut två lober, en för höjdpositionering och en för sidpositionering. Med hjälp av dessa lober kan flygplanet sedan lotsas ned mot sättningspunkten. Eftersom sändaren sitter på sidan av landningsbanan så kommer loberna att sändas ut i en känd vinkel i förhållande till landningsbanan. Svenska flygvapnet använder sig av vägbaser, därför finns det mobila TILS-sändare som placeras ut vid de baser som används.

Eftersom Gripen utan styrsystem är ett instabilt flygplan så krävs det ett elektriskt styrsystem som ser till att det blir stabilt. Det elektriska styrsystemet, ESS, är på grund av redundanskrav triplerat och är naturligtvis kopplat till buss 1 som ska fungera även om systemdatorn är ur funktion.



Elektronik och pilot kräver kylluft för att fungera tillförlitligt. Därför finns det ett avancerat luftsystem som ser till att de olika enheterna får rätt luftmängd med rätt temperatur. Luftsystemet styrs av ett reglersystem Environmental Control System, ECS. Motorn och hjälpkraftsystemet behöver även de anpassnings- och kontrollenheter så att de kan kommunicera med bussen, anpassningsenhet motor, AMOT, respektive kontrollenhet för hjälpkraft, AECU.

De system som hittills har beskrivits är alla anslutna till buss 1 på grund av att de anses vara kritiska eller viktiga för flygplanets funktion. Ytterligare ett system som är viktigt är presentationssystemet, EP/PP1 och 2. Utan det har piloten inte så stor nytta av alla de data som de olika systemen tar fram. Det finns två presentationssystem som styr två displayer vardera. Det ena presentationssystemet är anslutet till buss ett och det andra är anslutet till buss 2 och 3. Om ett av systemen slås ut så kan det andra systemet till viss del ta över funktionerna ifrån det utslagna systemet. Slutligen är även datapanelen, DAP, ansluten till buss 1. Här kan diverse data matas in om exempelvis brytpunkter under uppdraget. Det är även möjligt att i förväg programmera en så kallad datastav som sedan tas med till flygplanet där den laddas in i minnet.

Målinmätningsskärmen, MIP, är ansluten till buss 2 och används till att ställa in vissa grundinställningar för radar. För att få reda på var en eventuell fiende befinner sig används en radar. Radarn har den nackdelen att det är en aktiv sensor vilket innebär att när den används så kan den egna positionen röjas för fienden. För att minska detta så används ibland en IR mottagare och eftersom den är passiv så är det möjligt att lokalisera fienden utan att själv bli upptäckt. För att kunna hålla reda på vem som är vän eller vem som är fiende används ett igenkänningsystem, IKF/S. Igenkänningsystemet kan användas på två sätt, antingen aktivt eller passivt. I det aktiva läget sänds hela tiden information om flygplanets identitet och position. I det passiva läget sänder systemet iväg identitet och position om det får en fråga. Signalerna är naturligtvis kodade så att avlyssning undviks.

Till buss 3 är bland annat flygradion, RT36, ansluten. Flygradion sköter kommunikationen med andra flygplan och markstationer. Kommunikationen består både av röst- och datakommunikation. Radion som används har måttliga prestanda. Ett nytt system är på väg, TARAS. Det arbetar på L-bandet 1 GHz. Radioteknik med hög prestanda återfinns på den kommersiella marknaden och kan där köpas utan restriktioner. Det som krävs utöver den kommersiella tekniken är kodningssystem, frekvenshoppning och att känsligheten för störningar minskar. För att kunna föra över bilder och andra sensordata krävs det dock ännu snabbare länkar eller en bättre bildbehandlings och komprimeringsteknik.

När flygplanet blir utsatt för beskjutning med målsökande robotar så måste det hotet undvikas antingen genom undanmanövrering eller med hjälp av motmedel, tex facklor. Motmedlen styrs från centralenhet motmedel, CEM. Slutligen så kopplas vapnen in via vapenbalkarna som i sin tur är anslutna via anpassningsenhet vapen, AVAP. Hit är även automatkanonen, AKAN, kopplad.

De motmedel som kan användas är: facklor, remsor, släpande störsändare och andra typer av störsändning. Det kan röra sig om att sända ut fördröjda signaler av fiendens egen radar eller att sända ut kraftigt brus för att dölja sig självt. Det finns även olika system som varnar för radar, värmesökning (IR) och laser.

## **8.2 Hur kommer systemarkitekturen att se ut för en UAV/UCAV?**

Den framtida systemarkitekturens utseende är svår att förutsäga, speciellt för en UAV, eftersom avsaknaden av pilot gör att det kanske går att tumma lite på säkerhetskraven och satsa på kvantitet istället för kvalitet. Motiveringarna till det är att UAV:n inte behöver användas annat än i skarpt läge och därför behöver den inte lika lång livslängd som ett bemannat flygplan.

### **8.2.1 Livslängd**

Livslängden för ett bemannat stridsflygplan räknas i tusentalet timmar, hur många beror på flygplanets användning. USA:s F16 har en ungefärlig livslängd på 5000 timmar, i den tiden ingår mycket transporttider från baser till övningsområden medan de svenska flygplanen i stort sett befinner sig i övningsområdet direkt efter start. De utsätts därmed för hårdare flygning under större del av flygtiden än F16 och får därför kortare livslängd, Andersson (1998). Den största delen av flygtiden är övningsflygning i fred. För en UAV krävs det nästan ingen övningstid då det mesta går att öva i simulator. Den flygtid som en UAV kommer att användas är den tid som används i en krigssituation och kan då uppskattas till ett hundratal timmar.

### **8.2.2 Redundanskrav**

Beroende på vilken typ, civilt eller militärt, ett flygplan är av så finns det olika säkerhetskrav som måste uppfyllas. Dessa säkerhetskrav gäller bland annat avioniksystemet. Ett passagerarflygplan har högre säkerhetskrav än ett militärt flygplan. En anledning är att i militära flygplan så har piloten ofta en fallskärm som räddningssystem om en olycka inträffar, i ett passagerarflygplan finns inte den möjligheten. Därför måste säkerhetskraven vara högre, Åkerlund (1998).

Om samma typ av resonemang används för obemannade flygplan så kan säkerhetskraven sänkas ytterligare, eftersom det inte finns någon människa ombord som kan komma till skada. Det är istället kostnaden som avgör

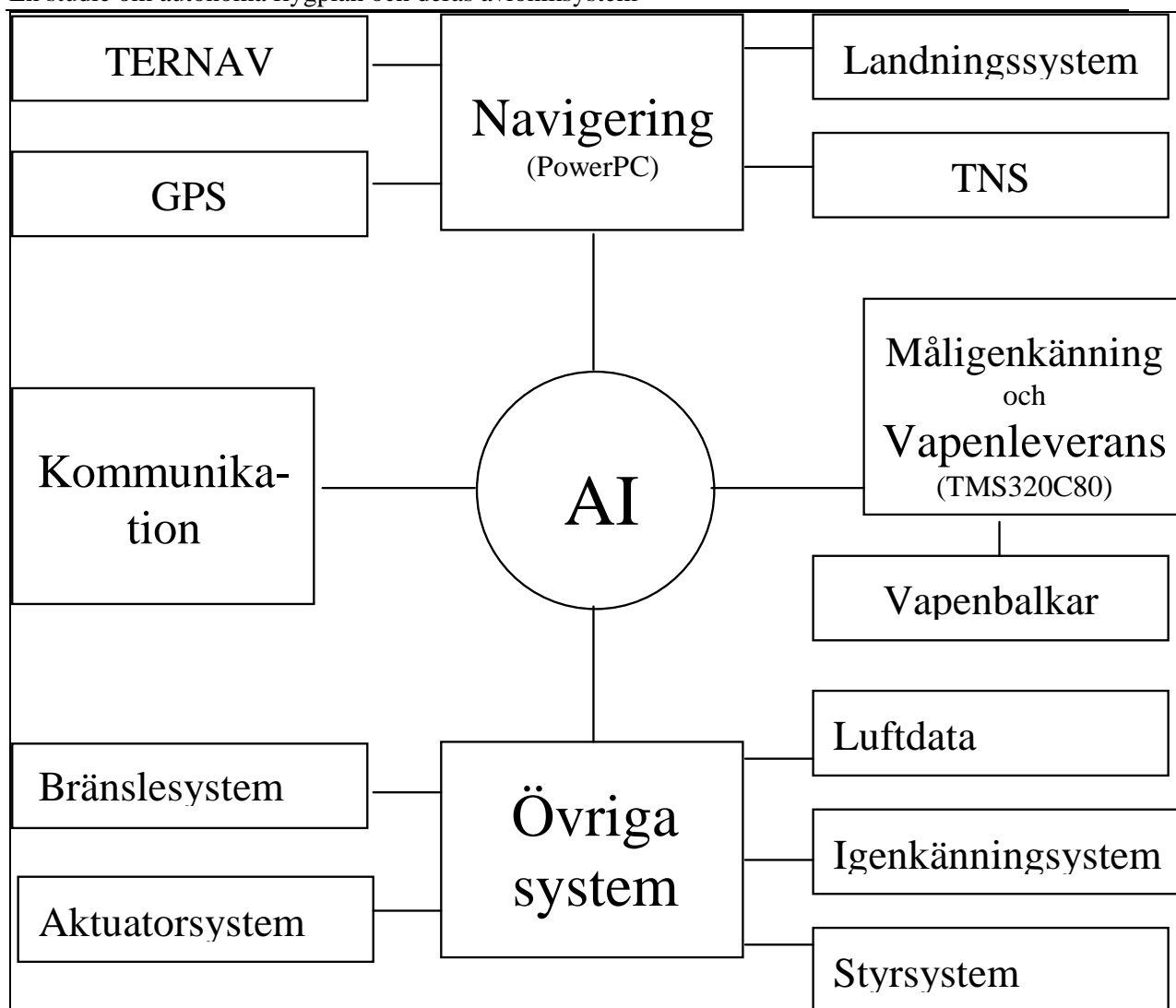
säkerhetskraven, en låg kostnad gör att säkerhetskraven kan vara lägre än om kostnaderna är höga. Livslängdsbehovet kommer troligtvis att vara kortare för ett obemannat stridsflygplan, det ska ju bara överleva kriget, och därför kommer säkerhetskraven att kunna sänkas.

Det går även att vända på hela resonemanget, på grund av att det inte finns någon människa som reservsystem så måste det ställas högre krav på alla systemen. Säkerhetsnivån måste vara så hög att risken för att ett haveri som leder till personskador för tredje part, som träffas av nedfallande delar, inte blir för hög. Om kostnaderna är höga så måste säkerheten höjas så att antalet haverier stannar på en ekonomiskt försvarbar nivå.

Något som däremot borde kunna förutses är vilka delsystem som måste ingå för att UAV:n ska fungera.

### ***8.3 Vilka delsystem krävs i en UAV?***

Här följer dels en diskussion om en del av de delsystem som kommer att krävas i en generell UAV och dels en diskussion där de olika typerna attack, spaning och jakt går igenom. Därefter följer ett förslag på hur ett avioniksystem för en attack UAV skulle kunna se ut. Anledningen till att just typen attack har valts är att det innehåller liknande typer av system som typen spaning och att ett system för jakt troligtvis är mycket mer komplext än ett attacksystem. Det verkar därför mest motiverat att titta på ett attacksystem, en bild på ett förslag på ett sådant system visas i figur 8-2. Det finns redan nu tillverkare av färdiga system till UAV:er, se bilaga 6.



*Figur 8-2 Förslag på uppbyggnad av ett avioniksystem autonomt attackflygplan*

### 8.3.1 AI

Eftersom piloten saknas så måste han bytas ut mot ett artificiellt intelligent system, AI, som kan ta över pilotens uppgifter. För att kunna operera taktiskt ska UAV:n kunna lära sig under uppdraget. Om fienden ändrar taktik så ska UAV:n också kunna ändra sin taktik. Genom att varje UAV har sitt eget AI och de olika flygplanen har kontakt med varandra så kan de föra över sina erfarenheter till varandra. Det skulle även vara möjligt att använda ett regelsystem som med ett tillräckligt stort antal villkor kan bli nästan lika kraftfullt som ett AI. Ett regelsystem har dock ingen förmåga att lära sig självt.

### 8.3.2 Styrssystem

Styrsystemet i en UAV måste naturligtvis vara elektriskt, fly by wire, eftersom det ska få signaler ifrån en dator. Styrsystemets huvuduppgifter är dels att se till att flygplanet ligger stabilt i luften och dels att styra flygplanet efter de signaler som AI ger. Navigeringen sköts av navigeringssystemet som skickar signaler till

AI som i sin tur skickar signaler till styrsystemet. Själva styrsystemet behöver inte skilja sig allt för mycket ifrån de som finns i dagens flygplan eftersom det egentligen bara ska överföra insignalerna ifrån AI till rörelser i rodren det vill säga motsvarande pilotens signaler till styrspaken.

### 8.3.3 Landningssystem

Landningssystemet ska helst kunna landa utan hjälp från marken därför krävs ett system som själv kan söka upp en lämplig landningsbana och bedöma om det går att landa där, om så är fallet så ska flygplanet ta sig ner lugnt och försiktigt. Det verkar rimligt att låta UAV:n välja en lämplig landningsbana ur en databas som följer med i flygplanet.

### 8.3.4 Navigeringssystem

Om UAV:n ska kunna hålla reda på sin position så krävs det ett tillförlitligt navigeringssystem. Ett av problemen med ett navigeringssystem i en UAV är att de tröghetsnavigeringssystem, TNS, som finns driver och därmed försämrar precisionen ju längre systemet används. I ett bemannat flygplan kompenseras detta med att piloten gör så kallade fixar när han passerar exempelvis ett kyrktorn eller någon annan strategisk punkt i landskapet. Även terrängnavigeringssystemet, TERNAV, kan användas för att fixa TNS. TERNAV innehåller en databas över landskapet med en höjdkarta som jämförs med höjderna som en framåt/nedåtriktad radar i flygplanet mäter upp. När värdena i databasen stämmer överens med mätvärdena så kan positionen bestämmas med god noggrannhet.

Tack vare att en kartdatabas följer med så kan den utnyttjas till att flyga mycket lågt i terrängen. Eftersom både den nuvarande positionen och terrängen runt omkring hela tiden är känd så går det att räkna ut exakt när flygplanet måste stiga för att undvika exempelvis en höjd vid en viss hastighet.

Ett system som går att använda i fredstid och vid internationella aktioner som exempelvis FN uppdrag är det amerikanska global positioning system, GPS, som med hjälp av ett antal satelliter ger en positionsangivelse på ca 5-10 m. I händelse av krisläge kan det dock hända att signalerna från satelliterna blir utstörda eller kodade. Det krävs då något annat system, helst ska det vara ett system som inte är beroende av signaler från omvärlden som exempelvis TERNAV eller liknande för att navigerandet ska fungera tillfredsställande. GPS har den fördelen att det kan användas över hela jorden medan TERNAV kräver en databas över det aktuella området.

Ytterligare ett sätt som borde gå att använda för att nollställa driften i TNS med kunde vara att använda någon typ av kamera, IR eller vanlig, som jämför sina bilder med bilder i en databas. Exempel på bilder som borde finnas med i den databasen är kyrkor, vägkorsningar, naturliga punkter i terrängen mm. När

kameran registrerar en känd punkt så kan positionen beräknas med hjälp av data ifrån databasen. Problemet med detta system är att bildbehandling kräver mycket processorkraft och minne. Det är även osäkert hur bra bildbehandlingen kommer att bli.

Vid exempelvis attackuppdrag krävs det att navigeringssystemet ger en god positionsangivelse eftersom ett sådant uppdrag helst ska ske på låg höjd för att undgå fiendlig radar. UAV:n ska då följa terrängens variationer och då är det av största vikt att positionen är känd så att det finns tillräckligt med tid så att farkosten kan undvika en eventuell höjd i landskapet.

Tröghetsnavigeringssystemet består av gyron som känner av flygplanets rörelser och av ett datorsystem som beräknar flygplanets position. Om man nu vill utnyttja de datorer som finns så mycket som möjligt så är det bäst att använda sensornära beräkningar till gyrona för att få ut hastighets inkrement och vinkel inkrement eftersom de beräkningarna annars skulle kräva en processor kraft kring 1000 MHz. De beräkningar som sedan måste göras för att få fram positionen kan klaras av med den PowerPC processor som används av TERNAV. Den skulle troligtvis även klara av beräkningarna för GPS, radarhöjdmätaren och luftdatasensorerna.

Radarhöjdmätaren kräver dock en del egen elektronik eftersom radartekniken är lite speciell.

Det finns även enklare system som använder alternativa givare som tex luftdatagivarna till att räkna fram positionen. Systemet kallas AHRS och ger kurs, roll och tippvinkel. Tillsammans med luftdata kan positionen beräknas. Systemet har dock begränsad noggrannhet. Den kan förbättras genom att i förväg läsa in vindprognoser.

Navigeringssystemet behöver en processor av PowerPC typ, se exempel i bilaga 3. En sådan processor skulle då klara av att köra TERNAV, tröghetsnavigering, landningssystem och GPS. Kartdatabasen för TERNAV kräver ca 20-30 MB minne för ett uppdrag.

### **8.3.5 Uppdragsminne**

Det uppdrag som tilldelas UAV:n måste lagras i ett uppdragsminne. De data som ska lagras är bland annat vilken väg UAV:n ska flyga och vilket målet är. Det bör även gå att ändra uppdrag under flygning via någon form av länk.

### **8.3.6 Nödsystem**

Om en UAV med begränsat AI tappar kontakten med marken så måste den ha en funktion som gör att den kan hitta hem på egen hand. Den måste även kunna ta sig hem om det blir fel på något system under flygning. De system som är

avgörande för om UAV:n ska klara detta på egen hand eller om den måste fjärrstyras är navigeringssystemet och styrsystemet.

För att kunna rädda hem en UAV via fjärrstyrning om några av systemen slutar att fungera så krävs vanliga luftdata, dvs hastighet och attitydvinklar, för att operatören ska kunna få en uppfattning om flygläge och fart. Det krävs också någon form av utrustning, tex radar, som anger var UAV:n befinner sig. Om kostnaden för en UAV är låg så måste värdet av ett sådant system övervägas.

### **8.3.7 Kommunikation**

För att kunna skicka data till marken så krävs det en snabb och störsäker länk. För att hålla en tillräckligt hög säkerhetsnivå krävs det troligtvis redundanta system. Det finns olika typer av länkar, exempelvis vanliga radiolänkar, länk via satellit och höghastighetslänk via laser.

Problemet med radiolänkar är att deras överföringshastighet är begränsad och de är också ganska lätta att störa ut. Med hjälp av så kallad frekvenshoppning så kan störkänsligheten minska; ju kortare tid på varje frekvens och ju större frekvensomfång desto bättre klarar systemet störningar.

Satellitlänkar klarar högre överföringshastighet eftersom de använder högre frekvens och därmed är lättare att ge en större bandbredd. De är svårare att avlyssna eftersom sändarens signal är riktad mot satelliten och inte lika rundstrålande som vanlig radio. Detta borde göra att det även går åt mindre effekt eftersom den mesta energin hamnar där den ska. De problem som kan uppstå är att antennen i flygplanet måste vara riktad mot satelliten för att överföringen ska kunna fungera. Plattformen som antennen sitter på måste därför vara stabil och följa med i alla svängar. Man måste även lita på att satelliten fungerar tillförlitligt, annars blir de data som samlas in värdelösa.

Laserlänken har samma problem med att den måste ha en stabil plattform som ser till att riktningen är korrekt. Denna plattform måste även finnas på marken eftersom UAV:n måste följas ifrån marken. Fördelarna med en laserlänk är att den är i stort sett oavlyssningsbar, svår att störa ut och den har en hög överföringshastighet, den kan klara 1,2 Gbit/s, Bloom (1995). Eftersom laser bygger på ljus så krävs det fri sikt för att signalerna ska kunna nå fram.

### **8.3.8 Anpassningsenheter**

Vissa delsystem, exempelvis bränslesystemet och ett eventuellt hydraulsystem, kräver någon form av anpassningsenhet för att kunna kommunicera med bussen.

### **8.3.9 Aktuatorer**

Om UAV:erna ska kunna hållas i lager i många år så har ett hydraulsystem den nackdelen att det måste underhållas, packningar och olja måste bland annat

bytas eller kontrolleras med jämna mellanrum. Det finns då en möjlighet att ersätta hydraulsystemet med ett elektrisk system istället.

I ett elektriskt system ersätts de hydrauliska aktuatorerna med aktuatorer som drivs med elkraft. Fördelarna med ett sådant system är att alla hydraulledningar kan ersättas med elkablar. Ett elsystem behöver inte lika ofta underhåll; det finns ingen olja eller packningar som måste bytas. Det underhåll som troligtvis krävs är kontroll av oxid på kontaktdon och motorer, kontroll av att isoleringen på kablarna är intakt. De nackdelar som finns är att ett hydraulsystem har stor energitäthet per volymsenhet och blir därför mindre än ett elektrisk. Hydraulsystemet är också väl utprovat i flygsammanhang medan elektriska system används mer sällan.

### **8.3.10 Automatisk måligenkänning, AMIK**

I alla tre fallen spaning, attack och jakt krävs det ett system för måligenkänning som kan söka upp ett mål med hjälp av data om var målet finns och hur det ser ut. Eventuell så kanske endast utseendet är känt. Det borde då vara möjligt att skicka ut ett antal spanings UAV:er för att på egen hand leta reda på dessa mål. När sedan målet är upptäckt så ska det, även om det rör sig, följas och bekämpas.

Om målets position är känt borde det inte vara några större problem att med hjälp av ett noggrant navigeringssystem navigera fram till målet. När flygplanet befinner sig inom vapnets räckhåll så startas målsökningen och därefter låses en målföljare på målet och vapnet avfyras.

När rörliga mål ska bekämpas så måste systemet klara av att följa målet även om det vissa stunder försvinner bakom exempelvis träd eller genom tunnlar. Det måste även klara av att målet ändrar hastighet och riktning. Om systemet dessutom klarar av att följa flera mål samtidigt så skulle det vara mycket kraftfullt.

Saab Dynamics har redan tagit fram ett system som i stort sätt uppfyller dessa krav, systemet kallas AMIK, se bilaga 5, och var i första hand avsett för robotar men det är säkert möjligt att anpassa det till en UAV. Systemet navigerar fram till målområdet med hjälp av ett tröghetsnavigeringssystem och ett terrängnavigeringssystem. Under denna fas så flyger roboten på låg höjd vilket minskar risken för upptäckt. För att målsökningssystemet ska kunna fungera så måste det kunna se målet. Roboten måste därför stiga till den höjd som krävs för att målet ska synas, ju närmare målet roboten befinner sig desto lägre höjd krävs. Ett navigeringssystem med en hög precision minskar alltså risken för upptäckt. AMIK klarar att hitta ett mål från ca 1 km och precisionen är mindre än 1 m när målet är låst, Warnstam (1998).



Till AMIK krävs det en kraftfull DSP med prestanda som exempelvis Texas Instruments TMS320C80, se bilaga 4, som är en kommersiell DSP. Det krävs också ca 1 MB minne.

## **8.4 Några möjliga systemkoncept**

### **8.4.1 Hur ser ett system ut som använder lokala processorer**

Ett alternativ är att använda lokala processorer till varje applikation. De fördelar man då får är hög funktionssäkerhet, hög klockfrekvens, och den är skraddarsydd för funktionen. Det är också lätt att delegera ansvaret till varje produkttillverkare. Nackdelen är att om varje tillverkare för sig använder en processor med överkapacitet så får man ett system med totalt sett en stor överkapacitet. Överkapaciteten innebär att det följer med outnyttjad processorkraft och därmed också extra komponenter jämfört med att använda gemensamma processorer. Dessa extra komponenter ger flygplanet ökad vikt vilket är onödigt.

### **8.4.2 Hur ser ett system ut som använder en central processor**

En central processor behandlar alla operationer i systemet och måste därför dimensioneras efter händelsen att alla operationer kan ske samtidigt eller så måste användningen av processorn styras så att de kritiska systemen alltid har tillgång till processorkraft.

Genom att använda flera processorer parallellt så kan processorkraften utökas. Processorutnyttjandet blir då dynamiskt, en process har med andra ord inte någon bestämd processor att utnyttja varje gång. Processen blir istället tilldelad processorkraft där det finns någon ledig.

Det är bra att använda en central processor när det är mycket inbördes och komplex kommunikation, som då inte behöver gå via en långsammare buss. Ett sådant system får en hög total tillförlitlighet, lägre krav på klockfrekvens, stark integration, hög flexibilitet. Programmeringen kan ske i ett sent skede i utvecklingen eller efter leverans.

### **8.4.3 Hur ser ett system ut som använder en kombination av en central och lokala processorer**

Den centrala processorn kan avlastas av lokala processorer. De lokala processorerna tar hand om vissa processer som pågår kontinuerligt och den centrala processorn tar då hand om toppar och tillfälliga processer. Den styr även samordningen mellan de lokala processorerna.

Detta system är det mest väloptimerade. Överkapaciteten är endast till för toppar och tillfälliga processer och inte som i systemet med enbart lokala processorer, en bieffekt av att alla tillverkare var för sig lägger in lite extra

processorkraft eller att de processorer som finns är så kraftfulla att de krav som finns överträffas flerfaldigt.

## **8.5 Skillnader mellan attack, spaning och jakt**

### **8.5.1 Attack - vilka delsystem krävs ytterligare?**

I ett attackuppdrag så måste UAV:n lokalisera och bekämpa målet, slutligen måste den även bekräfta att attacken fått avsedd effekt. Attackuppdrag är noggrant planerade innan det utförs. Det borde med andra ord inte vara allt för svårt att låta en UAV utföra ett sådant uppdrag.

Den första fasen av attackuppdraget är lokaliseringsfasen då målet ska hittas. Antingen så sköts lokaliseringen av en operatör eller så sker den autonomt, eventuellt så kan det behövas klartecken för att attacken ska få utföras. Klartecknet skulle i så fall krävas på grund av att den autonoma lokaliseringen inte är tillräckligt säker.

Bekämpningen utförs på klassiskt vis genom att låsa på målet och sedan avfira vapnen. Om UAV:n har goda smygegenskaper så kan vapenleveransen ske på nära håll. Det skulle då vara möjligt att sätta alla sensorer i UAV:n istället för i vapnen. Vapnen skulle då få alla styrdata ifrån UAV:n i sin färd mot målet istället för att få dem ifrån egna sensorer. Det finns två bra anledningar att göra på det viset: dels ekonomiska, sensorerna följer med hem och kan då användas igen, dels prestandamässiga. Eftersom sensorn kommer att användas flera gånger så går det kanske att satsa på en bättre och mer avancerad sensor än om det går åt en per vapen. Det blir även enklare att uppgradera sensorerna och eftersom antalet UAV:er sannolikt är betydligt färre än antalet vapen så behöver inte så många sensorer bytas ut. Vapnen kommer då att bestå av ett styrsystem som får styrsignaler från UAV:n, ett framdrivningssystem och en stridsspets. När det sker en uppgradering av UAV:n så kommer vapnen automatiskt också få bättre prestanda.

När attacken är utförd måste den bekräftas antingen med hjälp av samma UAV eller så skickas en annan spaningsfarkost in och bekräftar verkan av attacken. När bekräftelsen ska göras så är det viktigt att målet har en väldefinierad position så platsen går att hitta även när målet är bekämpat.

En attack UAV kommer troligtvis att utsättas för bekämpning och bör därför vara försett med någon form av motmedel, exempelvis facklor, eller åtminstone ett system som upptäcker bekämpningsförsöket så att UAV:n med sina bättre prestanda, jämfört med ett bemannat flygplan, kan manövrera undan. För att kunna upptäcka fiendliga jaktplan behövs troligen radar eller helst ett passivt

system som inte avslöjar den egna positionen, exempelvis IR. En bild på systemet kan ses i bilaga 8.

### 8.5.2 Spaning - vilka delsystem krävs ytterligare?

Spaningsuppdraget planeras i förväg och farkosten ska då följa den i förväg planerade flygbanan. Ett sådant uppdrag borde inte vara alltför svårt för en förarlös farkost att utföra.

En spanings UAV ska samla in uppgifter om fiendens rörelser, var strategiska mål befinner sig och kontrollera om egna attacker har slagit ut avsedda mål. För att klara av den uppgiften finns det olika tillvägagångssätt, men de flesta sätten torde dock innefatta någon form av kamera. Bilderna ifrån kameran kan sedan behandlas på lite olika sätt.

Det alternativ som verkar mest realistiskt i dag är att överföra kamerans bilder till en operatör som kan bedöma bildernas innehåll. Operatören måste då även kunna styra UAV:n mot rätt mål. UAV:n skulle då ta sig mot målområdet själv och därefter fjärrstyras av operatören. Det dyker då upp flera problem, dels när det gäller styrning och dels när det gäller överföringshastighet. På sätt och vis hänger dessa båda problem ihop eftersom operatören troligtvis skulle styra efter bilderna som skickas från UAV:n. Bilderna måste då överföras i tillräckligt snabb takt så att operatören får bilder som det går att styra efter.

Ett alternativ är att låta bildbehandlingen ske i UAV:n och sedan bara skicka de bilder som är intressanta. På så sätt kan kapaciteten på överföringslänken minskas. UAV:n måste då vara försedd med ett system som kan känna igen målet, och det bör också kunna bedöma om det finns andra intressanta mål och i så fall sända över bilder på dessa. Detta kommer troligtvis att kräva mycket datorkraft och höga busshastigheter för att systemet ska kunna bli tillräckligt snabbt.

Ytterligare ett alternativ som skulle kunna användas i en övergångsperiod, innan datorkapaciteten är tillräcklig, är att låta UAV:n skicka översiktsbilder till en operatör som bedömer vilka delar av bilden som är intressanta. Från operatören skickas då information till UAV:n om vilka delar av ursprungsbilden som ska skickas med högre kvalitet. På detta sätt så skickas bara de intressanta delarna av bilden med högsta upplösning och därmed utnyttjas radiolänken så effektivt som möjligt.

Problemet med den lösningen är att uppehållstiden över området ökar och därmed risken för upptäckt. Om operatören upptäcker ett intressant objekt så måste UAV:n vända och ta en ny bild med bättre upplösning.

Alla dessa alternativ bygger på att en tillfredsställande kommunikation finns och att fienden kan tillåtas upptäcka radiosignalerna. Om det är viktigt att undgå upptäckt och om uppgifterna inte behövs i realtid så skulle ett system med någon form av minne kunna vara en alternativ lösning. I UAV:n skulle det då finnas tillräckligt med minne för att kunna registrera hela uppdraget. När den sedan kommer tillbaka till säkert luftrum eller när den landar så förs alla data över till operatörens dator där bildbehandlingen sker. Med den här lösningen minskar störkänsligheten och kravet på snabba radiolänkar.

### **8.5.3 Jakt - vilka delsystem krävs ytterligare?**

Det uppdrag som kommer att bli svårast att realisera med en UAV är troligtvis jaktuppdraget. Här krävs det en väl uppbyggd artificiell intelligens för att klara alla de krav som uppstår i en jaktstrid. Det krävs ett igenkänningssystem så att de egna flygplanen inte blandas ihop med fiendens. Det måste även finnas ett system som håller reda på alla flygplanen som är inblandade i striden så att inga kollisioner sker. Att alla jaktplan inte anfaller samma fiendeplan är också viktigt eller snarare att inte fler än vad som är nödvändigt anfaller samma fiendeplan.

En av svårigheterna med jaktuppdrag är att miljön som UAV:erna ska vistas i är mycket mer dynamisk än i attack- och spaningsfallet. Det går med andra ord inte planera ett jaktuppdrag på samma detaljerade sätt som vid spaning- och attackuppdrag. För att klara av uppgiften krävs det att den artificiella intelligensen utvecklas så att den klarar att fatta korrekta beslut även om omvärlden förändrar sig.

## **8.6 Uppbyggnad**

Varje UAV är specialiserad för sin uppgift och därför kommer även systemarkitekturen vara specialiserad. Det kommer dock troligtvis att finnas ett grundsystem som är gemensamt för de flesta UAV:erna, tex styrsystem och navigeringssystem

De system som ska finnas med måste få plats i systemarkitekturen. Det finns lite olika sätt att gå till väga på, men eftersom kostnaden för en UAV har stor betydelse för om det är motiverat att satsa på dem eller inte så finns det anledning att titta på ett system som använder sig av kommersiella produkter. Systemet bör även vara så enkelt som möjligt för att hålla kostnaderna nere. Detta innebär att man kanske får göra avkall på säkerhetskraven. UAV:er är ju ett nytt system och ett nytt sätt att tänka, det kanske inte gör så mycket om en del av dem kraschar.

En annan synvinkel är den att eftersom UAV:erna bara ska användas i skarpt läge, som troligtvis inte varar så länge, så kommer troligtvis inga livslängdsproblem att uppstå förutom de som uppstår av långtidsförvaring. I och

med att de kommer att användas under en begränsad tid så kommer även behovet av underhåll vara begränsat till att reparera småfel. Därför behöver de olika avioniksystemen inte monteras i lätthanterliga apparater och därmed kan en hel del vikt sparas genom att montera korten direkt i flygplansstrukturen istället. Storleken på kretskorten begränsas inte heller av apparatlådan utan kan i princip se ut hur som helst till exempel för att passa i något ledigt utrymme i flygplanet.

Om standardkort av exempelvis VME typ ska användas så får man dock hålla sig till standardmått. De enda egentliga anledningarna till att använda sig av standardkort är att de är lätta att byta ut, förhållandevis billiga och bra att använda i utvecklingsskedet. Nya bakåtkompatibla kort kan underlätta problemet med komponenter som inte går att få tag i. I ett färdigt flygplan finns det dock ingen anledning att låsa sig till en kortstandard utan det verkar bättre att utnyttja de nya möjligheterna med att minska vikt och volym.

Förslaget är därmed att använda standardkomponenter på specialanpassade kort.

### ***8.7 Fördelar jämfört med dagens system***

Eftersom standardkomponenter används så leder det troligtvis till lägre kostnader än för dagens system. Kostnaderna kan sänkas ytterligare om standardkort används i utprovningen.

Det nya systemet är tänkt att använda en kombination av centrala och lokala processorer eftersom det alternativet troligtvis är det mest effektiva. Genom att lägga flera system på samma kort så kan stora mängder data skickas snabbt mellan de olika systemen. Kraven på bussarna blir då troligtvis inte så höga om de endast ska användas till att skicka styrdata mellan de system som inte sitter på samma kort.

Systemet blir också lättare då apparater ej längre används. Genom att själv ansvara för hårdvaran och låta tillverkarna av delsystemen enbart leverera mjukvara och vissa specialkomponenter så underlättas hårdvarans uppdateringar, och mjukvaran kan uppdateras utan större ingrepp.



## 9 Referenser

### 9.1 Böcker

Bill Gunston: *AVIONICS The story and technology of aviation electronics*, Patric Stephens Limited, Bath, 1990.

Gunvald Hedemalm: *Nätverk från grunden*, 2:a upplagan, Pagina Förlags AB, Göteborg, 1997.

Rolf B Johansson: *Databussar för mätning och styrning*, STU, 1982.

Pej Kristoffersson: *Flyg 98 - Flygets årsbok*, Bevingade Ord Förlag, Bromma, 1997.

Kenneth Munson: *Unmanned Aerial Vehicles and Targets*, Janes, Seaford, 1997.

Anders Olsson, Micael Narup, Claes Helgeson, Tomas Eriksson, Lars Lundberg, Anders Lindberg, Jan Carlbom, Ulf Vallenor, Lars Bergquist, Sören Johansson: *Att förstå telekommunikation 1*, Studentlitteratur, Lund, 1996.

Wade D. Peterson: *The VMEbus Handbook*, second edition, VFEA International Trade Association, Scottsdale, 1991.

IEEE standards board: *The VMEbus Specification*, VMEbus international Trade Association, Scottsdale, 1987.

### 9.2 Tidskrifter och konferensartiklar:

Jay Balakirsky, W. J. (Jim) Hall, Jr: *COTS for Military Applications: Been There, Done That, Got the PC Cards*, IEEE Int'l Non Volatile Memory Conference, 1996, pp 16-23.

S. Bloom, V. Chan, R. Arnold, R. Kremer and C.S. Liu: *Laser communications for UAV applications*, Proceedings of the Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers, 1995, pp 85-95.

Sven-Olof Carlsson: *Ny teknik Pytteplan spionerar över fiendeland*, 1997, nr 24, pp. 31-33.

Edward Demko: *Commercial-Off-The Shelf(COTS): A Challenge To Military Equipment Reliability*, Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium, 1996, pp 7-12.

Dag E Folkesson: *Principer för realtidsexekvering i några svenska avioniksystem*, SNART andra ”konferens i Realtidssystem” 25-26 augusti 1993 på KTH, 1993.

David A. Fulghum: *Unmanned strike next for military*, Aviation week & space technology, 1997a, June 2, pp. 47-48.

W. Morven Gentleman: *Effective Use of COTS (Commercial-Off-the-Shelf) Software Components in Long Lived Systems*, International Conference on Software Engineering, 1997 MAY 17-23, pp 635-636.

A P Reynolds: *Overview of data buses commonly used in the aircraft industry*, proceedings of the Institution of Mechanical Engineers/ Part G Journal of aerospace engineering, vol 210, 1996, pp 157-165.

J.A Sparks: *Low cost technologies for aerospace applications*, *Microprocessors and Microsystems*, Vol 20, 1997, pp 449-454.

David W. Vos & Ben Motazed, *The Application of Fault Tolerant Controls to UAVs*, Proceedings of the Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE), 1996, vol. 2738, pp. 69-75.

New World Vistas (a), Air and space power for the 21st century, summary volume.

### **9.3 Examensarbeten**

Cong Nam Phu, Manouchehr Shakerinava: *Undersökning av I2C bussystem och CAN bussystem*, examensarbete Institutionen för elektroteknik, Chalmers tekniska högskola, 95:36, 1995.

### **9.4 Muntliga**

Dag Folkesson, GDI-DF: Specialist på realtidssystem, Saab AB, Gripen, 013-181855

Kent Stein, RDAA-KS: Saab Dynamics AB, 013-186566

Ove Åkerlund, FN-OÅ: Saab AB, 013-185101

Sune Andersson, FSM-SA: Saab AB, 013-181465



---

Lars-Åke Warnstam, RDAI: Saab Dynamics AB, 013-186533

### **9.5 Annan litteratur (utan referenser i texten)**

David R. Brickner: *Military Multiplex Standard Defines versatile serial bus*, Computer design/ the magazine of digital electronics, vol 121979, pp 93-99.

Michael A. Dornheim: *Edwards/Edwards AFB, Calif: Global Hawk Begins Flight Test Program*, Aviation week & space technology/March 9, 1998, pp 22-23.

Per Enge, Eirc Swanson, Richard Mullin, Ken Ganther, Anthony Bommarito, Robert Kelly: *Terrestrial Radionavigation Technologies*, NAVIGATION: Journal of The Institute of Navigation, Vol. 40 No. 1. Special Issue, 1995, pp 61-108.

David A. Fulghum: *U.S. Industry searches for design formulas*, Aviation week & space technology/June 2, 1997b, pp 49-50.

David A. Fulghum: *Payload, not airframe, drives UCAV research*, Aviation week & space technology/June 2, 1997c, pp 51-53.

David A. Fulghum: *Navy wants UCAVs for carrier use*, Aviation week & space technology/June 2, 1997d, pp 55.

Torbjörn Hansson: *UCAV - Herrelösa flygplan morgondagens vapen*, Flygrevyn, nr 7/8, 1997, pp. 84-87.

Predrag Pucar: *Saab NILS-Gripen nya landningssystem*, SAAB GROUP Transfer, nr 1, 1998, pp 1, 4-6

Sharon Sadeh: *Israel's UAV Industry Seeking New Frontiers*, Military Technology, 1995, vol 6, pp 15-18.

Ron Schroer: *Avionics on the future and the 'future of avionics'*, IEEE aerospace and electronic systems magazine, Aug 1997, pp. 10-14.

Edward Trujillo: *Military Requirements Constrain COTS Utilization*, Digital Avionics Systems Conference 14, 5-9 November, 1995, pp 112-117.

New World Vistas (b), Air and space power for the 21st century, human systems and biotechnology volume.

Unmanned aerial vehicles, United States general accounting office, April 9, 1997.

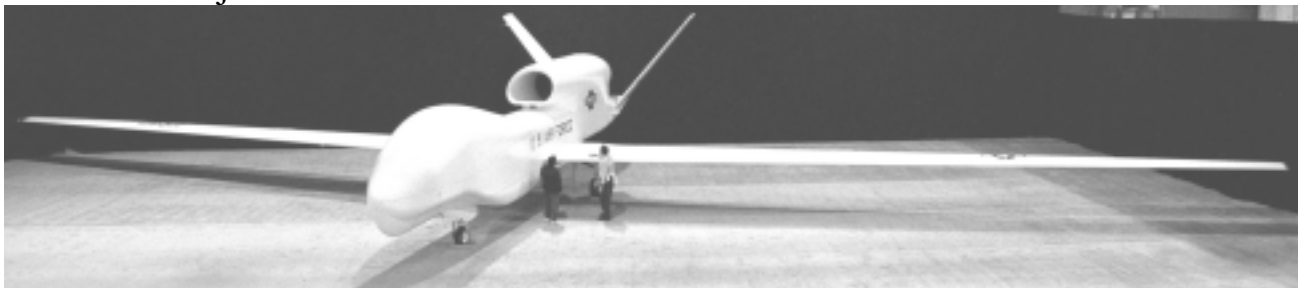
Per-Johan Nordlund: *En simuleringsmiljö för tröghetsnavigering samt en metod för integration av tröghetsnavigeringssystemet och GPS*, examensarbete utfört i Reglerteknik vid tekniska högskolan i Linköping, Reg nr: LiTH-ISY-EX-1728.

# Bilaga 1

## USA

### Global Hawk

Global Hawk tillhör de stora UAV:erna och flög för första gången 28 februari 1998. Det är en höghöjds UAV avsedd för spaningsuppdrag. Flygplanet är lågvingat och har en V-stjärt. Det är försett med en Allison AE 3007H turbofläktmotor som är placerad ovanpå flygplanet. Inuti den karaktäristiska nosen sitter en parabolantenn för satellitkommunikation. Landningsstället som består av noshjul och huvudställ kan fällas in.



Start och landning sker med hjälp av en konventionell start och landningsbana, Jane's (1997). Flygningen sker förmodligen autonomt med möjlighet att ändra uppdraget under pågående flygning, på grund av att projektet är under utveckling så saknas det dock uppgifter om detta.

#### Vikt:

tom	3469	kg
max bränsle	6445	kg
max nyttolast	907	kg
max startvikt	11612	kg

#### Dimensioner:

spännvidd	35,42	m
längd	13,53	m
höjd	4,63	m

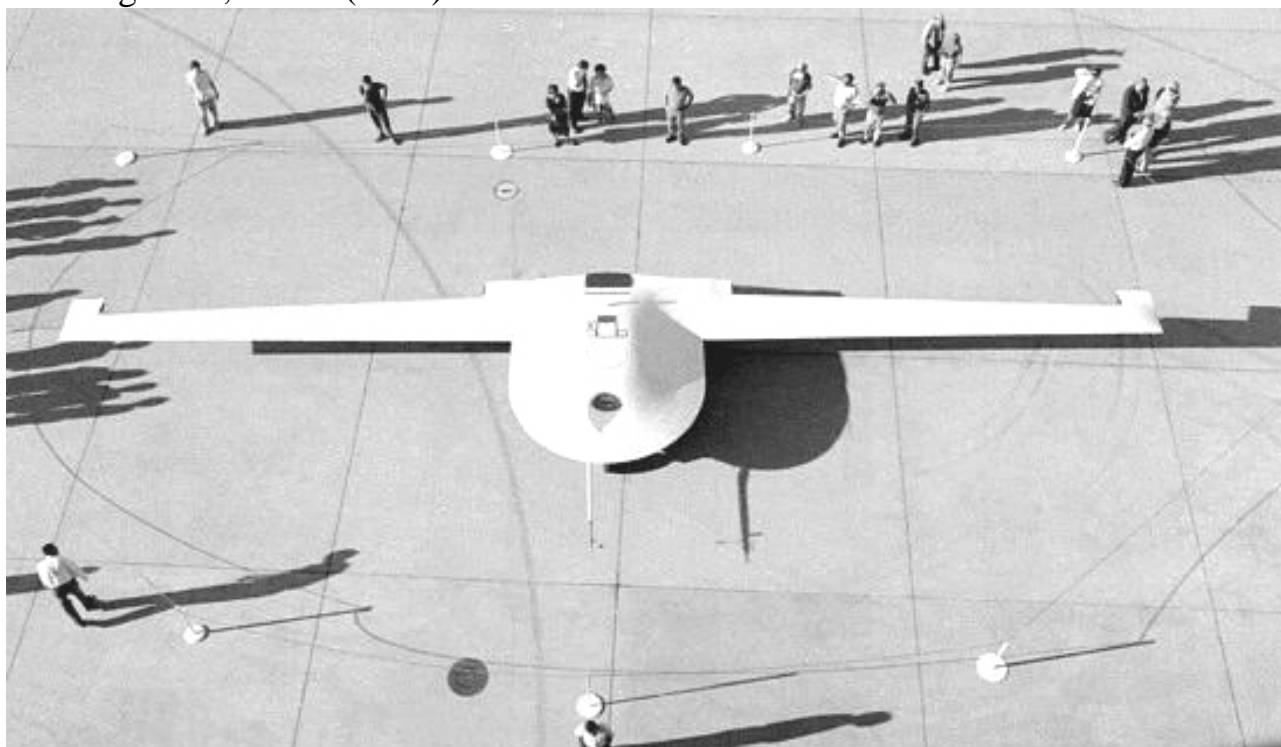
#### Prestanda:

marschfart	635	km/h
högsta höjd	20500	m
uppehållstid	>42 timmar	

## DarkStar

DarkStar tillhör också de stora UAV:erna och flög för första gången 29 mars 1996. Den andra flygningen slutade dock med haveri den 22 april 1996. Någon tredje flygning har fortfarande, mars 1998, inte blivit av. Flygplanet är avsett för höghöjdsuppdrag och har en låg radarsignatur. Vingarna är något framåtsvepta med sex styrytor som manövreras elektriskt. Stjärtparti saknas. Motorn är en turbofläktmotor från Williams International.

Flygningen sker helt autonomt med möjlighet att ändra uppdrag under pågående flygning. Navigeringssystemet använder GPS för positionsbestämning. Markkontrollen som används är samma som till Global Hawk. Start och landning sker på samma sätt som med ett konventionellt flygplan på en vanlig landningsbana, Jane's (1997).



Vikt:

tom	2467-2558	kg
max bränsle	1342	kg
max nyttolast	363-490	kg
max startvikt	3901	kg

Dimensioner:

spännvidd	21,03	m
längd	4,57	m
höjd	1,52	m

Prestanda:

marschfart	463	km/h
högsta höjd	13715	m
aktionsradie	926	km
uppehållstid	12 timmar	

## Predator

Predator är en medelhöjds UAV som redan har använts i uppdrag över Bosnien, första flygningen genomfördes i början av juli 1994. Flygplanet är lågvingat med en inverterad V-stjärt. Motorn är monterad baktill och är en fyrcylindrig fyrtaktsmotor försedd med en tvåbladig propeller. Nyttolasten består bland annat av en nosmonterad färg-TV kamera avsedd för dagsljusuppdrag och en IR-sensor monterad i en boll under nosen.

Flygningen sker helt autonomt med möjlighet att ändra uppdraget under pågående flygning. Det är även möjligt att fjärrstyra UAV:n. Start sker på konventionellt sätt. Även landningen sker på konventionellt sätt men det finns även ett system för landning med hjälp av fallskärm vid eventuellt nödläge, Jane's (1997).



### Vikt:

max bränsle	295	kg
max nyttolast	205	kg
max startvikt	850	kg

### Dimensioner:

spännvidd	14,85	m
längd	8,13	m
höjd	2,21	m

### Prestanda:

maxhastighet	204	km/h
marschfart	111-130	km/h
högsta höjd	7925	m
aktionsradie	926	km
uppehållstid	60 timmar	

## Israel

### IAI Heron

Heron är en höghöjds UAV med lång räckvidd och uppehållstid. Det är ett högvingat enmotorigt plan med motorn monterad baktill. Motorn är på 74,6 kW och är en fyrcylindrig turboladdad fyrtaktsmotor. Stjärten sitter fast med två bommar i vilka huvudlandningsstället kan fällas in, noshjulet fälls in i kroppen. Den stora kroppen medger många varianter på nyttolast för natt- och dagoperationer. Heron är i första hand avsedd för övervaknings- och underrättelseuppdrag men kan utföra många andra typer av uppdrag.

Avioniksystemet är helt digitaliserat och försett med dubbla datalänkar. Uppdragen kan planeras i förväg och de utförs därefter autonomt. Det är även möjligt att ändra uppdraget under pågående flygning och kontrollen kan tas över av en annan kontrollstation. Förutom den inbyggda redundansen så har UAV:n en "hitta hem" funktion om den skulle förlora kontakten med markkontrollen. Start och landning sker med hjälp av det inbyggda landningsstället, Jane's (1997).



Vikt:

max bränsle	430	kg
max nyttolast	250	kg
max startvikt	1100	kg

Dimensioner:

spännvidd	16,60	m
längd	8,50	m

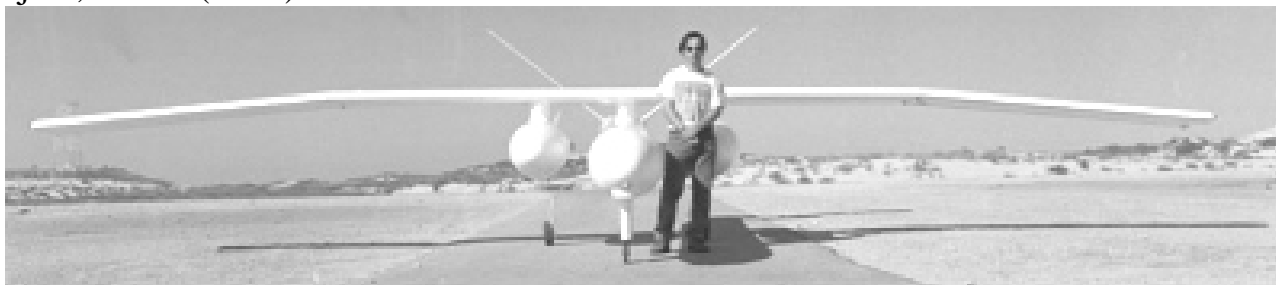
höjd 2,30 m

Prestanda:

maxhastighet	231			km/h
marschfart	130-148			km/h
högsta höjd	9145			m
aktionsradie, realtidskontroll			231	km
aktionsradie, autonom		flygning	463-926	km
uppehållstid	50 timmar			

## Silver Arrow Hermes 450

Hermes 450 flög första gången 1994. Den finns i två varianter Hermes 450 med två motorer och Hermes 450S med en motor. Hermes klarar helt autonoma uppdrag med hjälp av GPS navigering, dubbla datorsystem och datalänkar, och redundanta avioniksystem. Den enda gången som den behöver fjärrstyras är under start och landning. Med hjälp av DGPS kan 450S även starta och landa själv, Jane's (1997).



### Vikt:

tom	200	kg
max bränsle	190	kg
max nyttolast	150	kg
max startvikt	450	kg

### Dimensioner:

spännvidd	10,2	m
längd	6,2	m
höjd	2,37	m

### Prestanda:

maxhastighet	204	km/h
marschfart	148	km/h
högsta höjd	6100	m
aktionsradie	200	km
räckvidd	100	km
uppehållstid	24 timmar	



## Sydafrika

### ATE Vulture

ATE Vulture är designad till den sydafrikanska armén som vill ha en luftburen sensor för att kunna utföra övervakning av slagfältet, mållokalisering och eldkorrigering för artilleriet. Prototypen flög första gången den 17 mars 1995, produktion och leverans till sydafrikanska armén börjar i juni 1997.

Flygplanet är högvingat med winglets och har T-stjärt, motorn är påskjutande och placerad på ryggen. Start och flygning sker helt autonomt efter det att uppdraget har laddats ner till farkosten. Det går även att ändra uppdraget under pågående flygning. Operatören kan även välja en semiautomatisk mod. Det ger honom möjligheten att styra det planerade uppdraget genom att bestämma hastighet, höjd och riktning till styrautomaten. Navigationssystemet använder DGPS för att få en noggrann positionsbestämning.

Start sker med hjälp av en katapult med räls och landningen sker genom att farkosten autonomt tar sig tillbaka till en förutbestämd plats där den sedan landar med hjälp av fallskärm, Jane's (1997).



Vikt:

max nyttolast	25	kg
max startvikt	100	kg

Dimensioner:

spännvidd, utan winglets	4,90	m
--------------------------	------	---

spännvidd, med winglets	5,20	m
längd	3,10	m
höjd	0,70	m

Prestanda:

maxhastighet	160	km/h
stallhastighet	90	km/h
högsta höjd	5000	m
aktionsradie	60	km
uppehållstid	3 timmar	

## **Frankrike**

### **SAGEM Crecerelle, Sperwer och Ugglan**

Finns i flera versioner bland annat Ugglan som beställts till svenska armén juni 1997. Uppdraget planeras vid markstationen och överförs till datorn i UAV:n som sedan följer den förutbestämda banan. Med hjälp av DGPS så kan markstationen följa UAV:n med en noggrannhet på 10 m. Informationen skickas till marken via två nedlänkar en med navigeringsdata och en med sensorsignaler. Om operatören vill ändra uppdraget under pågående flygning eller om operatören vill ta över kontrollen manuellt görs det med den upplänk som finns.

Start sker med hjälp av katapult och landning sker med fallskärm eller buklandning. Den har en tvåcylindrig tvåtaktsmotor på 19,4 kW som driver den tvåbladiga propellern, Jane's (1997).



Vikt:

tom	45	kg
max bränsle	24	kg
max nyttolast	37	kg
max startvikt	135	kg

Dimensioner:

spännvidd	3,28	m
längd	2,74	m
höjd	0,71	m

Prestanda:

maxhastighet	240	km/h
marschfart	160	km/h
lägsta höjd	300	m
högsta höjd	3000	m
aktionsradie	60	km
räckvidd	200	km
uppehållstid	6 timmar	

# DATA SHEET

## **PCA82C250** CAN controller interface

Preliminary specification  
Supersedes data of September 1994  
File under Integrated Circuits, IC18

1997 Oct 21

**CAN controller interface****PCA82C250****FEATURES**

- Fully compatible with the "ISO/DIS 11898" standard
- High speed (up to 1 Mbaud)
- Bus lines protected against transients in an automotive environment
- Slope control to reduce radio frequency interference (RFI)
- Differential receiver with wide common-mode range for high immunity against electromagnetic interference (EMI)
- Thermally protected
- Short-circuit proof to battery and ground
- Low current standby mode
- An unpowered node does not disturb the bus lines
- At least 110 nodes can be connected.

**APPLICATIONS**

- High-speed applications (up to 1 Mbaud) in cars.

**GENERAL DESCRIPTION**

The PCA82C250 is the interface between the CAN protocol controller and the physical bus. The device provides differential transmit capability to the bus and differential receive capability to the CAN controller.

**QUICK REFERENCE DATA**

SYMBOL	PARAMETER	CONDITIONS	MIN.	MAX.	UNIT
$V_{CC}$	supply voltage		4.5	5.5	V
$I_{CC}$	supply current		–	170	$\mu$ A
$1/t_{bit}$	maximum transmission speed	non-return-to-zero	1	–	Mbaud
$V_{CAN}$	CANH, CANL input/output voltage		–8	+18	V
$\Delta V$	differential bus voltage		1.5	3.0	V
$t_{pd}$	propagation delay	high-speed mode	–	50	ns
$T_{amb}$	operating ambient temperature		–40	+125	$^{\circ}$ C

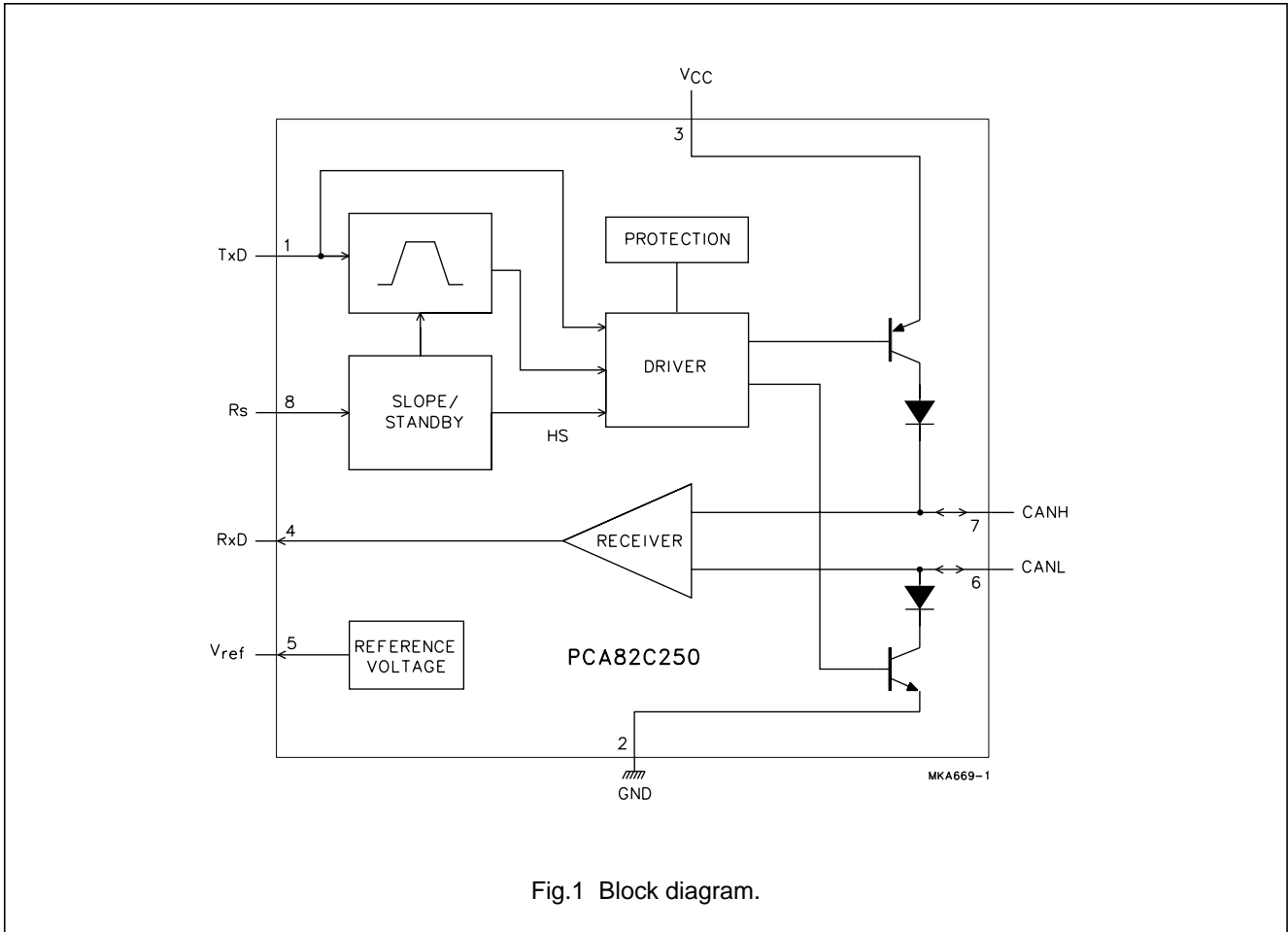
**ORDERING INFORMATION**

TYPE NUMBER	PACKAGE		
	NAME	MATERIAL	CODE
PCA82C250	DIP8	plastic dual in-line package; 8 leads (300 mil)	SOT97-1
PCA82C250T	SO8	plastic small outline package; 8 leads; body width 3.9 mm	SOT96-1

CAN controller interface

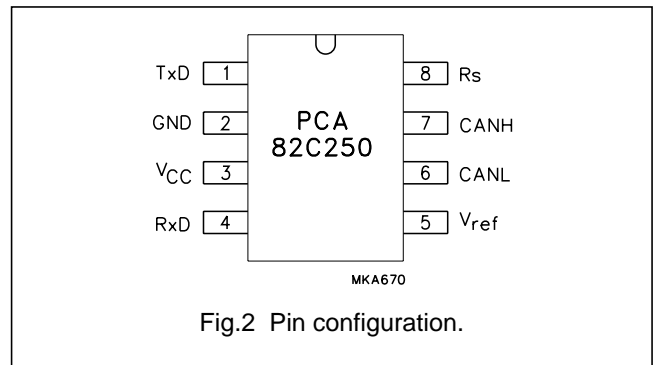
PCA82C250

BLOCK DIAGRAM



PINNING

SYMBOL	PIN	DESCRIPTION
TxD	1	transmit data input
GND	2	ground
V <sub>CC</sub>	3	supply voltage
RxD	4	receive data output
V <sub>ref</sub>	5	reference voltage output
CANL	6	LOW level CAN voltage input/output
CANH	7	HIGH level CAN voltage input/output
Rs	8	slope resistor input



## CAN controller interface

## PCA82C250

**FUNCTIONAL DESCRIPTION**

The PCA82C250 is the interface between the CAN protocol controller and the physical bus. It is primarily intended for high-speed applications (up to 1 Mbaud) in cars. The device provides differential transmit capability to the bus and differential receive capability to the CAN controller. It is fully compatible with the "ISO/DIS 11898" standard.

A current limiting circuit protects the transmitter output stage against short-circuit to positive and negative battery voltage. Although the power dissipation is increased during this fault condition, this feature will prevent destruction of the transmitter output stage.

If the junction temperature exceeds a value of approximately 160 °C, the limiting current of both transmitter outputs is decreased. Because the transmitter is responsible for the major part of the power dissipation, this will result in a reduced power dissipation and hence a lower chip temperature. All other parts of the IC will remain in operation. The thermal protection is particularly needed when a bus line is short-circuited.

The CANH and CANL lines are also protected against electrical transients which may occur in an automotive environment. Pin 8 (Rs) allows three different modes of operation to be selected: high-speed, slope control or standby.

For high-speed operation, the transmitter output transistors are simply switched on and off as fast as possible. In this mode, no measures are taken to limit the rise and fall slope. Use of a shielded cable is recommended to avoid RFI problems. The high-speed mode is selected by connecting pin 8 to ground.

For lower speeds or shorter bus length, an unshielded twisted pair or a parallel pair of wires can be used for the bus. To reduce RFI, the rise and fall slope should be limited. The rise and fall slope can be programmed with a resistor connected from pin 8 to ground. The slope is proportional to the current output at pin 8.

If a HIGH level is applied to pin 8, the circuit enters a low current standby mode. In this mode, the transmitter is switched off and the receiver is switched to a low current. If dominant bits are detected (differential bus voltage >0.9 V), RxD will be switched to a LOW level. The microcontroller should react to this condition by switching the transceiver back to normal operation (via pin 8). Because the receiver is slow in standby mode, the first message will be lost.

**Table 1** Truth table of CAN transceiver

SUPPLY	TxD	CANH	CANL	BUS STATE	RxD
4.5 to 5.5 V	0	HIGH	LOW	dominant	0
4.5 to 5.5 V	1 (or floating)	floating	floating	recessive	1
<2 V (not powered)	X	floating	floating	recessive	X
$2\text{ V} < V_{CC} < 4.5\text{ V}$	$>0.75V_{CC}$	floating	floating	recessive	X
$2\text{ V} < V_{CC} < 4.5\text{ V}$	X	floating if $V_{Rs} > 0.75V_{CC}$	floating if $V_{Rs} > 0.75V_{CC}$	recessive	X

**Table 2** Rs (pin 8) summary

CONDITION FORCED AT Rs	MODE	RESULTING VOLTAGE OR CURRENT AT Rs
$V_{Rs} > 0.75V_{CC}$	standby	$I_{Rs} <  10\ \mu\text{A} $
$-10\ \mu\text{A} < I_{Rs} < -200\ \mu\text{A}$	slope control	$0.4V_{CC} < V_{Rs} < 0.6V_{CC}$
$V_{Rs} < 0.3V_{CC}$	high-speed	$I_{Rs} < -500\ \mu\text{A}$



## CAN controller interface

## PCA82C250

**LIMITING VALUES**

In accordance with the Absolute Maximum Rating System (IEC 134). All voltages are referenced to pin 2; positive input current.

SYMBOL	PARAMETER	CONDITIONS	MIN.	MAX.	UNIT
$V_{CC}$	supply voltage		-0.3	+9.0	V
$V_n$	DC voltage at pins 1, 4, 5 and 8		-0.3	$V_{CC} + 0.3$	V
$V_{6,7}$	DC voltage at pins 6 and 7	$0\text{ V} < V_{CC} < 5.5\text{ V}$ ; no time limit	-8.0	+18.0	V
$V_{trt}$	transient voltage at pins 6 and 7	see Fig.8	-150	+100	V
$T_{stg}$	storage temperature		-55	+150	°C
$T_{amb}$	operating ambient temperature		-40	+125	°C
$T_{vj}$	virtual junction temperature	note 1	-40	+150	°C

**Note**

1. In accordance with "IEC 747-1".

An alternative definition of virtual junction temperature  $T_{vj}$  is:  $T_{vj} = T_{amb} + P_d \times R_{th\ vj-amb}$ ,  
where  $R_{th\ vj-amb}$  is a fixed value to be used for the calculation of  $T_{vj}$ .

The rating for  $T_{vj}$  limits the allowable combinations of power dissipation ( $P_d$ ) and ambient temperature ( $T_{amb}$ ).

**HANDLING**

Classification A: human body model; C = 100 pF; R = 1500  $\Omega$ ; V =  $\pm 2000$  V.

Classification B: machine model; C = 200 pF; R = 25  $\Omega$ ; V =  $\pm 200$  V.

**QUALITY SPECIFICATION**

Quality specification "SNW-FQ-611 part E" is applicable and can be found in the "Quality reference pocket-book" (ordering number 9398 510 34011).

**THERMAL CHARACTERISTICS**

SYMBOL	PARAMETER	CONDITIONS	VALUE	UNIT
$R_{th\ j-a}$	thermal resistance from junction to ambient	in free air		
	PCA82C250		100	K/W
	PCA82C250T		160	K/W

## CAN controller interface

## PCA82C250

**SOLDERING****Introduction**

There is no soldering method that is ideal for all IC packages. Wave soldering is often preferred when through-hole and surface mounted components are mixed on one printed-circuit board. However, wave soldering is not always suitable for surface mounted ICs, or for printed-circuits with high population densities. In these situations reflow soldering is often used.

This text gives a very brief insight to a complex technology. A more in-depth account of soldering ICs can be found in our "IC Package Databook" (order code 9398 652 90011).

**DIP****SOLDERING BY DIPPING OR BY WAVE**

The maximum permissible temperature of the solder is 260 °C; solder at this temperature must not be in contact with the joint for more than 5 seconds. The total contact time of successive solder waves must not exceed 5 seconds.

The device may be mounted up to the seating plane, but the temperature of the plastic body must not exceed the specified maximum storage temperature ( $T_{stg\ max}$ ). If the printed-circuit board has been pre-heated, forced cooling may be necessary immediately after soldering to keep the temperature within the permissible limit.

**REPAIRING SOLDERED JOINTS**

Apply a low voltage soldering iron (less than 24 V) to the lead(s) of the package, below the seating plane or not more than 2 mm above it. If the temperature of the soldering iron bit is less than 300 °C it may remain in contact for up to 10 seconds. If the bit temperature is between 300 and 400 °C, contact may be up to 5 seconds.

**SO****REFLOW SOLDERING**

Reflow soldering techniques are suitable for all SO packages.

Reflow soldering requires solder paste (a suspension of fine solder particles, flux and binding agent) to be applied to the printed-circuit board by screen printing, stencilling or pressure-syringe dispensing before package placement.

Several techniques exist for reflowing; for example, thermal conduction by heated belt. Dwell times vary between 50 and 300 seconds depending on heating method. Typical reflow temperatures range from 215 to 250 °C.

Preheating is necessary to dry the paste and evaporate the binding agent. Preheating duration: 45 minutes at 45 °C.

**WAVE SOLDERING**

Wave soldering techniques can be used for all SO packages if the following conditions are observed:

- A double-wave (a turbulent wave with high upward pressure followed by a smooth laminar wave) soldering technique should be used.
- The longitudinal axis of the package footprint must be parallel to the solder flow.
- The package footprint must incorporate solder thieves at the downstream end.

During placement and before soldering, the package must be fixed with a droplet of adhesive. The adhesive can be applied by screen printing, pin transfer or syringe dispensing. The package can be soldered after the adhesive is cured.

Maximum permissible solder temperature is 260 °C, and maximum duration of package immersion in solder is 10 seconds, if cooled to less than 150 °C within 6 seconds. Typical dwell time is 4 seconds at 250 °C.

A mildly-activated flux will eliminate the need for removal of corrosive residues in most applications.

**REPAIRING SOLDERED JOINTS**

Fix the component by first soldering two diagonally-opposite end leads. Use only a low voltage soldering iron (less than 24 V) applied to the flat part of the lead. Contact time must be limited to 10 seconds at up to 300 °C. When using a dedicated tool, all other leads can be soldered in one operation within 2 to 5 seconds between 270 and 320 °C.

## CAN controller interface

## PCA82C250

**DEFINITIONS**

<b>Data sheet status</b>	
Objective specification	This data sheet contains target or goal specifications for product development.
Preliminary specification	This data sheet contains preliminary data; supplementary data may be published later.
Product specification	This data sheet contains final product specifications.
<b>Limiting values</b>	
Limiting values given are in accordance with the Absolute Maximum Rating System (IEC 134). Stress above one or more of the limiting values may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only and operation of the device at these or at any other conditions above those given in the Characteristics sections of the specification is not implied. Exposure to limiting values for extended periods may affect device reliability.	
<b>Application information</b>	
Where application information is given, it is advisory and does not form part of the specification.	

**LIFE SUPPORT APPLICATIONS**

These products are not designed for use in life support appliances, devices, or systems where malfunction of these products can reasonably be expected to result in personal injury. Philips customers using or selling these products for use in such applications do so at their own risk and agree to fully indemnify Philips for any damages resulting from such improper use or sale.

# Philips Semiconductors – a worldwide company

**Argentina:** see South America

**Australia:** 34 Waterloo Road, NORTH RYDE, NSW 2113,  
Tel. +61 2 9805 4455, Fax. +61 2 9805 4466

**Austria:** Computerstr. 6, A-1101 WIEN, P.O. Box 213, Tel. +43 160 1010,  
Fax. +43 160 101 1210

**Belarus:** Hotel Minsk Business Center, Bld. 3, r. 1211, Volodarski Str. 6,  
220050 MINSK, Tel. +375 172 200 733, Fax. +375 172 200 773

**Belgium:** see The Netherlands

**Brazil:** see South America

**Bulgaria:** Philips Bulgaria Ltd., Energoproject, 15th floor,  
51 James Bourchier Blvd., 1407 SOFIA,  
Tel. +359 2 689 211, Fax. +359 2 689 102

**Canada:** PHILIPS SEMICONDUCTORS/COMPONENTS,  
Tel. +1 800 234 7381

**China/Hong Kong:** 501 Hong Kong Industrial Technology Centre,  
72 Tat Chee Avenue, Kowloon Tong, HONG KONG,  
Tel. +852 2319 7888, Fax. +852 2319 7700

**Colombia:** see South America

**Czech Republic:** see Austria

**Denmark:** Prags Boulevard 80, PB 1919, DK-2300 COPENHAGEN S,  
Tel. +45 32 88 2636, Fax. +45 31 57 0044

**Finland:** Sinikalliontie 3, FIN-02630 ESPOO,  
Tel. +358 9 615800, Fax. +358 9 61580920

**France:** 4 Rue du Port-aux-Vins, BP317, 92156 SURESNES Cedex,  
Tel. +33 1 40 99 6161, Fax. +33 1 40 99 6427

**Germany:** Hammerbrookstraße 69, D-20097 HAMBURG,  
Tel. +49 40 23 53 60, Fax. +49 40 23 536 300

**Greece:** No. 15, 25th March Street, GR 17778 TAVROS/ATHENS,  
Tel. +30 1 4894 339/239, Fax. +30 1 4814 240

**Hungary:** see Austria

**India:** Philips INDIA Ltd, Band Box Building, 2nd floor,  
254-D, Dr. Annie Besant Road, Worli, MUMBAI 400 025,  
Tel. +91 22 493 8541, Fax. +91 22 493 0966

**Indonesia:** see Singapore

**Ireland:** Newstead, Clonskeagh, DUBLIN 14,  
Tel. +353 1 7640 000, Fax. +353 1 7640 200

**Israel:** RAPAC Electronics, 7 Kehilat Saloniki St, PO Box 18053,  
TEL AVIV 61180, Tel. +972 3 645 0444, Fax. +972 3 649 1007

**Italy:** PHILIPS SEMICONDUCTORS, Piazza IV Novembre 3,  
20124 MILANO, Tel. +39 2 6752 2531, Fax. +39 2 6752 2557

**Japan:** Philips Bldg 13-37, Kohnan 2-chome, Minato-ku, TOKYO 108,  
Tel. +81 3 3740 5130, Fax. +81 3 3740 5077

**Korea:** Philips House, 260-199 Itaewon-dong, Yongsan-ku, SEOUL,  
Tel. +82 2 709 1412, Fax. +82 2 709 1415

**Malaysia:** No. 76 Jalan Universiti, 46200 PETALING JAYA, SELANGOR,  
Tel. +60 3 750 5214, Fax. +60 3 757 4880

**Mexico:** 5900 Gateway East, Suite 200, EL PASO, TEXAS 79905,  
Tel. +9-5 800 234 7381

**Middle East:** see Italy

**Netherlands:** Postbus 90050, 5600 PB EINDHOVEN, Bldg. VB,  
Tel. +31 40 27 82785, Fax. +31 40 27 88399

**New Zealand:** 2 Wagener Place, C.P.O. Box 1041, AUCKLAND,  
Tel. +64 9 849 4160, Fax. +64 9 849 7811

**Norway:** Box 1, Manglerud 0612, OSLO,  
Tel. +47 22 74 8000, Fax. +47 22 74 8341

**Philippines:** Philips Semiconductors Philippines Inc.,  
106 Valero St. Salcedo Village, P.O. Box 2108 MCC, MAKATI,  
Metro MANILA, Tel. +63 2 816 6380, Fax. +63 2 817 3474

**Poland:** Ul. Lukiska 10, PL 04-123 WARSZAWA,  
Tel. +48 22 612 2831, Fax. +48 22 612 2327

**Portugal:** see Spain

**Romania:** see Italy

**Russia:** Philips Russia, Ul. Usatcheva 35A, 119048 MOSCOW,  
Tel. +7 095 755 6918, Fax. +7 095 755 6919

**Singapore:** Lorong 1, Toa Payoh, SINGAPORE 1231,  
Tel. +65 350 2538, Fax. +65 251 6500

**Slovakia:** see Austria

**Slovenia:** see Italy

**South Africa:** S.A. PHILIPS Pty Ltd., 195-215 Main Road Martindale,  
2092 JOHANNESBURG, P.O. Box 7430 Johannesburg 2000,  
Tel. +27 11 470 5911, Fax. +27 11 470 5494

**South America:** Rua do Rocio 220, 5th floor, Suite 51,  
04552-903 São Paulo, SÃO PAULO - SP, Brazil,  
Tel. +55 11 821 2333, Fax. +55 11 829 1849

**Spain:** Balmes 22, 08007 BARCELONA,  
Tel. +34 3 301 6312, Fax. +34 3 301 4107

**Sweden:** Kottbygatan 7, Akalla, S-16485 STOCKHOLM,  
Tel. +46 8 632 2000, Fax. +46 8 632 2745

**Switzerland:** Allmendstrasse 140, CH-8027 ZÜRICH,  
Tel. +41 1 488 2686, Fax. +41 1 481 7730

**Taiwan:** Philips Semiconductors, 6F, No. 96, Chien Kuo N. Rd., Sec. 1,  
TAIPEI, Taiwan Tel. +886 2 2134 2865, Fax. +886 2 2134 2874

**Thailand:** PHILIPS ELECTRONICS (THAILAND) Ltd.,  
209/2 Sanpavuth-Bangna Road Prakanong, BANGKOK 10260,  
Tel. +66 2 745 4090, Fax. +66 2 398 0793

**Turkey:** Talatpasa Cad. No. 5, 80640 GÜLTEPE/ISTANBUL,  
Tel. +90 212 279 2770, Fax. +90 212 282 6707

**Ukraine:** PHILIPS UKRAINE, 4 Patrice Lumumba str., Building B, Floor 7,  
252042 KIEV, Tel. +380 44 264 2776, Fax. +380 44 268 0461

**United Kingdom:** Philips Semiconductors Ltd., 276 Bath Road, Hayes,  
MIDDLESEX UB3 5BX, Tel. +44 181 730 5000, Fax. +44 181 754 8421

**United States:** 811 East Arques Avenue, SUNNYVALE, CA 94088-3409,  
Tel. +1 800 234 7381

**Uruguay:** see South America

**Vietnam:** see Singapore

**Yugoslavia:** PHILIPS, Trg N. Pasica 5/v, 11000 BEOGRAD,  
Tel. +381 11 625 344, Fax. +381 11 635 777

**For all other countries apply to:** Philips Semiconductors, Marketing & Sales Communications,  
Building BE-p, P.O. Box 218, 5600 MD EINDHOVEN, The Netherlands, Fax. +31 40 27 24825

**Internet:** <http://www.semiconductors.philips.com>

© Philips Electronics N.V. 1997

SCA55

All rights are reserved. Reproduction in whole or in part is prohibited without the prior written consent of the copyright owner.

The information presented in this document does not form part of any quotation or contract, is believed to be accurate and reliable and may be changed without notice. No liability will be accepted by the publisher for any consequence of its use. Publication thereof does not convey nor imply any license under patent- or other industrial or intellectual property rights.

Printed in The Netherlands

897027/00/03/pp20

Date of release: 1997 Oct 21

Document order number: 9397 750 02964

*Let's make things better.*

**Philips**  
Semiconductors

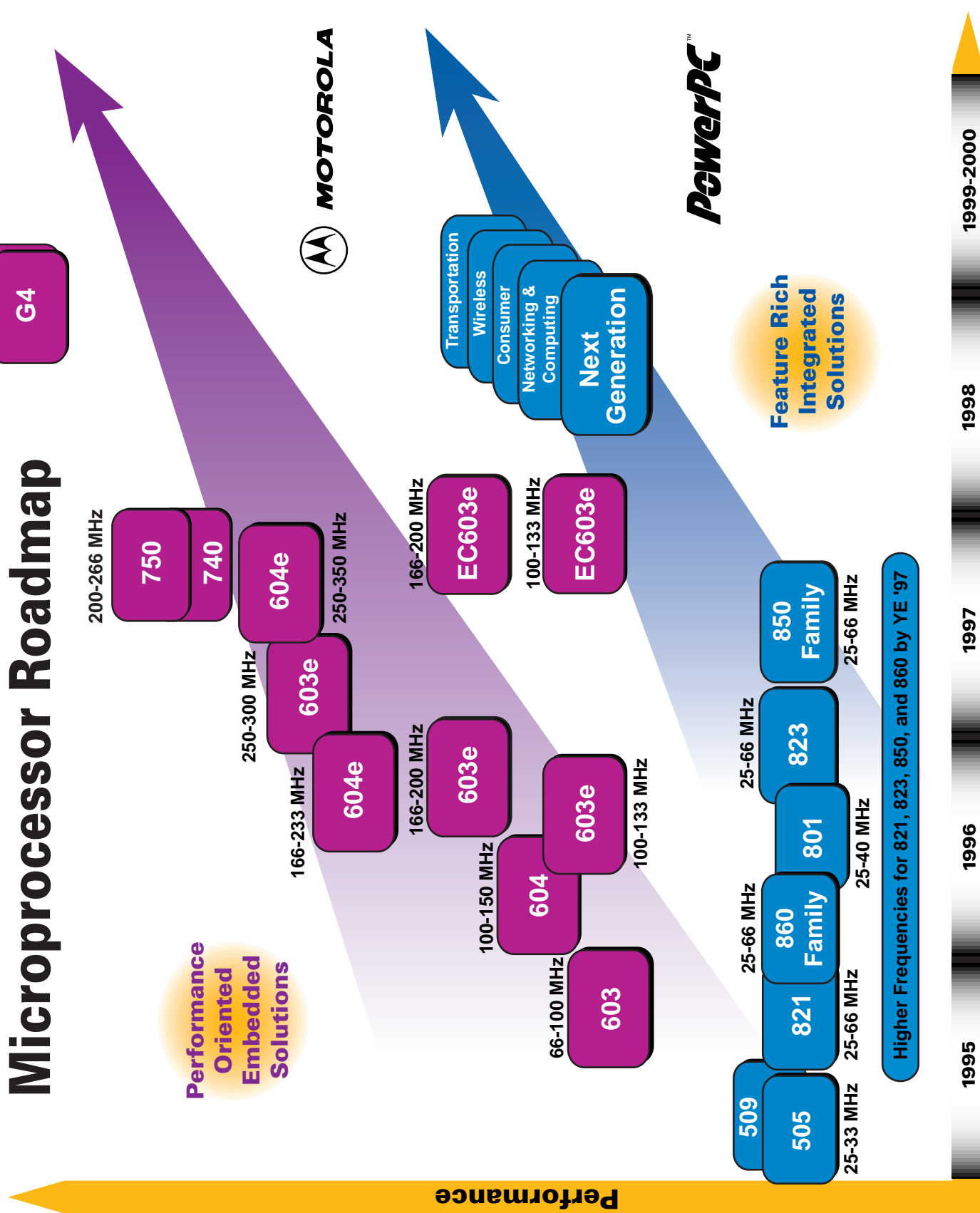


**PHILIPS**

# Motorola Embedded PowerPC™

Sept. 1997

## Microprocessor Roadmap



# Motorola PowerPC CPU Summary

revised 05-18-98

	EC603e			603e			604e			740	750
	100-133 MHz	166-200 MHz	166-300 MHz	100-133 MHz	166-200 MHz	166-300 MHz	180-233 MHz	250-350 MHz	200-266 MHz	200-300 MHz	
<b>CPU Speed - Internal</b>	100 MHz 133 MHz	166 MHz 200 MHz	166 MHz 200 MHz 233 MHz 266 MHz 300 MHz	100 MHz 133 MHz	166 MHz 200 MHz	166 MHz 200 MHz 233 MHz 300 MHz	180 MHz 200 MHz 225 MHz 233 MHz	266 MHz 300 MHz 333 MHz	200 MHz 233 MHz 266 MHz	200 MHz 233 MHz 266 MHz 300 MHz	
<b>CPU Bus Dividers</b>	x1.5, x2, x2.5, x3, x3.5, x4	x2, x2.5, x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6	x2, x2.5, x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6	x1.5, x2, x2.5, x3, x3.5, x4	x2, x2.5, x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6	x2, x2.5, x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6	x2, x2.5, x3, x3.5, x4	x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6, x6.5, x7	x2, x2.5, x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6, x6.5, x7, x7.5, x8	x2, x2.5, x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6, x6.5, x7, x7.5, x8	
<b>Bus Interface</b>	64- & 32-bit modes	64- & 32-bit modes	64- & 32-bit modes	64- & 32-bit modes	64- & 32-bit modes	64- & 32-bit modes	64 bits	64 bits	64 bits	64 bits	
<b>Instructions per Clock</b>	3 (2+branch)	3 (2+branch)	3 (2+branch)	3 (2+branch)	3 (2+branch)	3 (2+branch)	4	4	3 (2+branch)	3 (2+branch)	
<b>L1 Cache</b>	16 Kbyte inst 16 Kbyte data	16 Kbyte inst 16 Kbyte data	16 Kbyte inst 16 Kbyte data	16 Kbyte inst 16 Kbyte data	16 Kbyte inst 16 Kbyte data	16 Kbyte inst 16 Kbyte data	32 Kbyte inst 32 Kbyte data	32 Kbyte inst 32 Kbyte data	32 Kbyte inst 32 Kbyte data	32 Kbyte inst 32 Kbyte data	
<b>Backside L2 Cache Support</b>										256, 512 Kbyte 1 Mbyte	
<b>Core-to-L2 Frequency Divisions</b>										1:1, 1.5:1, 2:1, 2.5:1, 3:1	
<b>Typical/Maximum Power Dissipation</b>	4.2W/5.3W @ 133 MHz	4.0W/5.0W @ 200 MHz	4.0W/6.0W @ 300 MHz	4.2W/5.3W @ 133 MHz	4.0W/5.0W @ 200 MHz	4.0W/6.0W @ 300 MHz	16.7W/18.0W @233 MHz	8.0W/14.5W @350 MHz	5.7W/7.9W @ 266 MHz	6.4W/8.9W @300 MHz	
<b>Die Size</b>	—	—	—	98 sq mm	81 sq mm	42 sq mm	148 sq mm	47 sq mm	67 sq mm	67 sq mm	
<b>Package</b>	240 COFP 255 CBGA	240 COFP 255 CBGA	255 CBGA	240 COFP 255 CBGA	240 COFP 255 CBGA	255 CBGA	255 CBGA	255 CBGA	255 CBGA	360 CBGA	
<b>Process</b>	0.5µ 4LM	0.35µ 5LM	0.29µ 5LM	0.5µ 4LM	0.35µ 5LM	0.29µ 5LM	0.35µ 5LM	0.25µ 5LM	0.29µ 5LM	0.29µ 5LM	
<b>Voltage</b>	3.3V	3.3V i/o 2.5V int	3.3V i/o 2.5V int	3.3V	3.3V i/o 2.5V int	3.3V i/o 2.5V int	3.3V i/o 2.5V int	3.3V i/o 1.9V int	3.3V i/o 2.6V int	3.3V i/o 2.6V int	
<b>SPECint95 (est.)</b>	3.9 @ 133 MHz	5.6 @ 200 MHz	7.4 @ 300 MHz	3.9 @ 133 MHz	5.6 @ 200 MHz	7.4 @ 300 MHz	9.4 @ 200 MHz	14.6 @ 350 MHz	11.5 @ 266 MHz	14.0 @ 300 MHz	
<b>SPECfp95 (est.)</b>	—	—	—	3.1 @ 133 MHz	4.9 @ 200 MHz	6.1 @ 300 MHz	8.7 @ 200 MHz	9.0 @ 350 MHz	6.9 @ 266 MHz	9.4 @ 300 MHz	
<b>Other Performance</b>	188 MIPS @ 133 MHz	283 MIPS @ 200 MHz	423 MIPS @ 300 MHz	188 MIPS @ 133 MHz	283 MIPS @ 200 MHz	423 MIPS @ 300 MHz	418 MIPS @ 233 MHz	620 MIPS @ 350 MHz	488 MIPS @ 266 MHz	550 MIPS @ 300 MHz	
<b>Samples</b>	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	
<b>Production</b>	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	NOW	
<b>Execution Units</b>	Integer Branch Load/Store System	Integer Branch Load/Store System	Integer Branch Load/Store System	Integer Float Branch Load/Store System	Integer Float Branch Load/Store System	Integer Float Branch Load/Store System	Integer (3) Float Branch Load/Store System	Integer (3) Float Branch Load/Store System	Integer (2) Float Branch Load/Store System	Integer (2) Float Branch Load/Store System	

# MOTOROLA POWERPC 750™ AND POWERPC 740™ MICROPROCESSORS

The PowerPC 750 and PowerPC 740 microprocessors are low-power 32-bit implementations of the PowerPC Reduced Instruction Set Computer (RISC) architecture. The PowerPC 750 and the PowerPC 740 microprocessors differ only in that the PowerPC 750 features a dedicated L2 cache interface with on-chip L2 tags. Both are software-compatible and bus-compatible with the PowerPC 603e™ and PowerPC 604e™ microprocessor families, and the PowerPC 740 is pin-compatible as well. PowerPC 750/740 microprocessors are fully JTAG-compliant.

## Superscalar Microprocessor

The PowerPC 750/740 microprocessors are superscalar, capable of issuing three instructions per clock cycle into six independent execution units:

- Two integer units
- Floating-point unit
- Branch processing unit
- Load/store unit
- System register unit

The ability to execute multiple instructions in parallel, to pipeline instructions, and the use of simple instructions with rapid execution times yields maximum efficiency and throughput for PowerPC 750/740 systems.

## Power Management

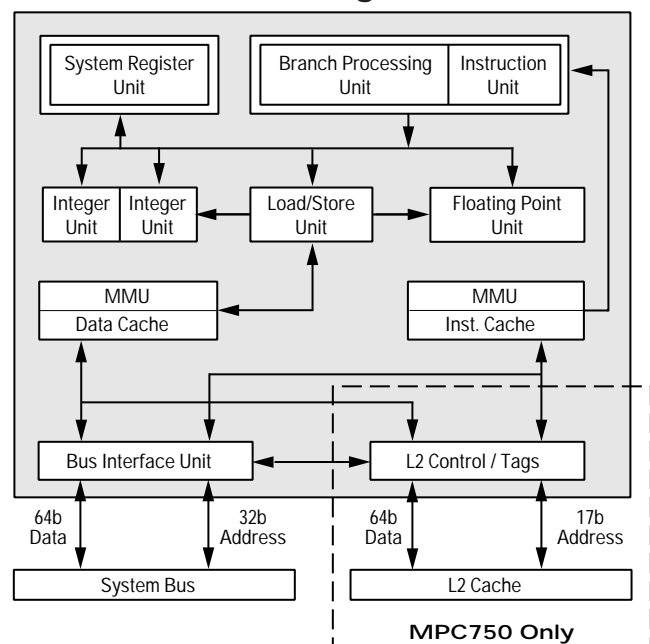
The PowerPC 750/740 microprocessors feature a low-power 2.5-volt design with three power-saving modes—doze, nap and sleep. These user-programmable modes progressively reduce the power drawn by the processor.

The PowerPC 750/740 microprocessors also use dynamic power management to selectively activate functional units as they are needed by the executing instructions. The PowerPC 750/740 microprocessors also provide a thermal assist unit and instruction cache throttling for software-controllable thermal management.

## Cache and MMU Support

The PowerPC 750/740 microprocessors have separate 32-Kbyte, physically-addressed instruction and data caches. Both caches are eight-way set-associative. The PowerPC 750 microprocessor also provides a dedicated L2 cache interface with on-chip L2 tags.

**PowerPC 750/740 Microprocessor  
Block Diagram**



The PowerPC 750/740 microprocessors also contain separate memory management units (MMUs) for instructions and data. The MMUs support 4 Petabytes ( $2^{52}$ ) of virtual memory and 4 Gigabytes ( $2^{32}$ ) of physical memory. Access privileges and memory protection are controlled on block or page granularities. Large, 128-entry translation lookaside buffers (TLBs) provide efficient physical address translation and support for demand virtual-memory management on both page- and variable-sized blocks.

### Flexible Bus Interface

The PowerPC 750/740 microprocessors have a 64-bit data bus and a 32-bit address bus. Support is included for burst, split and pipelined transactions. The interface provides snooping for data cache coherency. The PowerPC 750/740 microprocessors maintain MEI coherency protocol in hardware, allowing access to system memory for additional caching bus masters, such as DMA devices.

## PowerPC 750/740 CPU Summary

CPU	750 200-300 MHz	740 200-266 MHz
CPU Speeds - Internal	200, 233, 266, and 300 MHz	200, 233, and 266 MHz
CPU Bus Dividers	x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6, x6.5, x7, x7.5, x8	x3, x3.5, x4, x4.5, x5, x5.5, x6, x6.5, x7, x7.5, x8
Bus Interface	64-bit data & 32-bit address	64-bit data & 32-bit address
Instructions per Clock	3 (2+branch)	3 (2+branch)
L1 Cache	32-Kbyte instruction 32-Kbyte data	32-Kbyte instruction 32-Kbyte data
L2 Cache	256-Kbyte, 512-Kbyte, 1-Mbyte	-
Core-to-L2 Frequency Divisions	1:1, 1.5:1, 2:1, 2.5:1, 3:1	-
Typical/Maximum Power Dissipation	7.0W/9.0W @ 300 MHz	4.2W/6.0W @ 200 MHz
Die Size	67 mm <sup>2</sup>	67 mm <sup>2</sup>
Package	360 CBGA	255 CBGA
Process	0.29µ 5LM CMOS	0.29µ 5LM CMOS
Transistors	6.5 million	6.5 million
Voltage	3.3V i/o, 2.5V internal	3.3V i/o, 2.5V internal
SPECint95 (estimated)	13.2 @ 300 MHz w/1MB L2 @ 150 MHz	11.5 @ 266 MHz
SPECfp95 (estimated)	8.5 @ 300 MHz w/1MB L2 @ 150 MHz	6.9 @ 266 MHz
Other Performance	540 MIPS @ 300 MHz	488 MIPS @ 266 MHz
Execution Units	Integer (2), Floating-point, Branch, Load/Store, System Register	Integer (2), Floating-point, Branch, Load/Store, System Register

For additional information:  
call 1-800-845-6686 or your local Motorola sales representative  
or visit <http://motorola.com/PowerPC/>



# **TMS320C80**

## ***Digital Signal Processor***

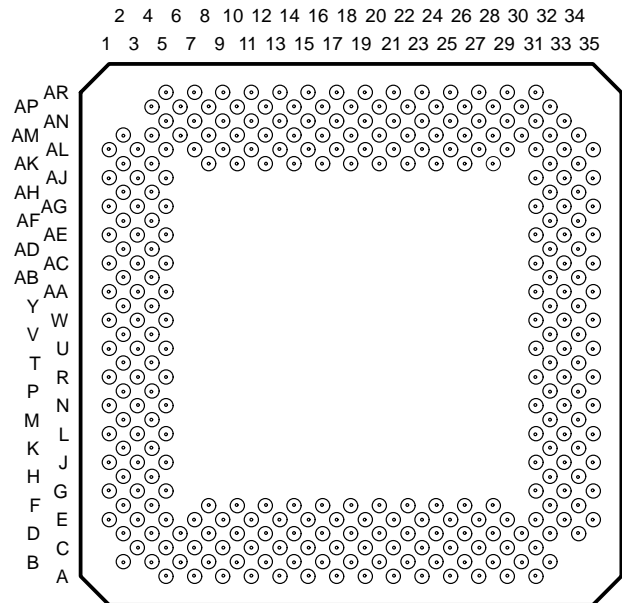
# *Data Sheet*

# TMS320C80 DIGITAL SIGNAL PROCESSOR

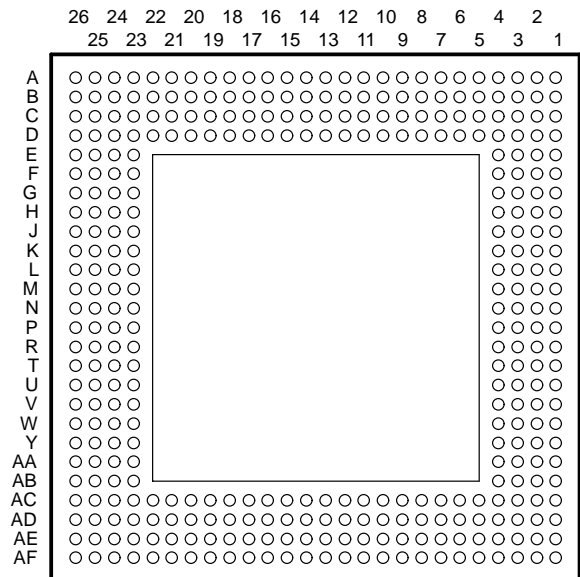
SPRS023B – JULY 1994 – REVISED OCTOBER 1997

- **Single-Chip Parallel Multiple Instruction/Multiple Data (MIMD) DSP**
- **More Than Two Billion RISC-Equivalent Operations per Second**
- **Master Processor (MP)**
  - 32-Bit Reduced Instruction Set Computing (RISC) Processor
  - IEEE-754 Floating-Point Capability
  - 4K-Byte Instruction Cache
  - 4K-Byte Data Cache
- **Four Parallel Processors (PP)**
  - 32-Bit Advanced DSPs
  - 64-Bit Opcode Provides Many Parallel Operations per Cycle
  - 2K-Byte Instruction Cache and 8K-Byte Data RAM per PP
- **Transfer Controller (TC)**
  - 64-Bit Data Transfers
  - Up to 480M-Byte/s Transfer Rate
  - 32-Bit Addressing
  - Direct DRAM/VRAM Interface With Dynamic Bus Sizing
  - Intelligent Queuing and Cycle Prioritization
- **Video Controller (VC)**
  - Provides Video Timing and VRAM Control
  - Dual-Frame Timers for Two Simultaneous Image-Capture and / or Display Systems
- **Big- or Little-Endian Operation**
- **50K-Byte On-Chip RAM**
- **4G-Byte Address Space**
- **16.6-ns Cycle Time**
- **3.3-V Operation**
- **IEEE Standard 1149.1† Test Access Port (JTAG)**

**GF PACKAGE  
(BOTTOM VIEW)**



**GGP PACKAGE  
(BOTTOM VIEW)**



Please be aware that an important notice concerning availability, standard warranty, and use in critical applications of Texas Instruments semiconductor products and disclaimers thereto appears at the end of this data sheet.

† IEEE Standard 1149.1–1990, IEEE Standard Test Access Port and Boundary-Scan Architecture

PRODUCTION DATA information is current as of publication date. Products conform to specifications per the terms of Texas Instruments standard warranty. Production processing does not necessarily include testing of all parameters.



Copyright © 1997, Texas Instruments Incorporated

# TMS320C80

## DIGITAL SIGNAL PROCESSOR

SPRS023B – JULY 1994 – REVISED OCTOBER 1997

---

### description

The TMS320C80 is a single chip, MIMD parallel processor capable of performing over two billion operations per second. It consists of a 32-bit RISC master processor with a 120-MFLOP IEEE floating-point unit, four 32-bit parallel processing digital signal processors (DSPs), a transfer controller with up to 480M-byte/s off-chip transfer rate, and a video controller. All the processors are coupled tightly through an on-chip crossbar that provides shared access to on-chip RAM. This performance and programmability make the 'C80 ideally suited for video, imaging, and high-speed telecommunications applications.



**absolute maximum ratings over specified temperature ranges (unless otherwise noted)†**

Supply voltage range, $V_{DD}$ (see Note 1)	– 0.3 V to 4 V
Input voltage range, $V_I$	– 0.3 V to 4 V
Output voltage range	– 0.3 V to 4 V
Operating case temperature range, $T_C$	0°C to 85°C
Storage temperature range, $T_{Stg}$	– 55°C to 150°C

† Stresses beyond those listed under “absolute maximum ratings” may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only, and functional operation of the device at these or any other conditions beyond those indicated under “recommended operating conditions” is not implied. Exposure to absolute-maximum-rated conditions for extended periods may affect device reliability.

NOTE 1: All voltage values are with respect to  $V_{SS}$ .

**recommended operating conditions**

	MIN	NOM	MAX	UNIT
$V_{DD}$ Supply voltage	3.135	3.3	3.465	V
$V_{SS}$ Supply voltage (see Note 2)		0		V
$I_{OH}$ High-level output current			– 400	$\mu$ A
$I_{OL}$ Low-level output current			2	mA
$T_C$ Operating case temperature	0		85	°C

NOTE 2: In order to minimize noise on  $V_{SS}$ , care should be taken to provide a minimum inductance path between the  $V_{SS}$  pins and system ground.

**electrical characteristics over recommended ranges of supply voltage and operating case temperature (unless otherwise noted)**

PARAMETER	TEST CONDITIONS‡	MIN	TYP§	MAX	UNIT
$V_{IH}$ High-level input voltage		2	$V_{DD} + 0.3$		V
$V_{IL}$ Low-level input voltage		– 0.3		0.8	V
$V_{OH}$ High-level output voltage	$V_{DD} = \text{MIN}, I_{OH} = \text{MAX}$	2.6	†		V
$V_{OL}$ Low-level output voltage	$V_{DD} = \text{MAX}, I_{OH} = \text{MIN}$			0.6	V
$I_O$ Output current, leakage (high impedance) (except EMU0 and EMU1)	$V_{DD} = \text{MAX}, V_O = 2.8 \text{ V}$			20	$\mu$ A
	$V_{DD} = \text{MAX}, V_O = 0.6 \text{ V}$			– 20	
$I_I$ Input current (except TCK, TDI, and TMS)	$V_I = V_{SS} \text{ to } V_{DD}$			$\pm 20$	$\mu$ A
$I_{DD}$ Supply current (see Note 3)	$V_{DD} = \text{MAX}, 60 \text{ MHz}$		1.2#	2.5#	A
	$V_{DD} = \text{MAX}, 50 \text{ MHz}$		1.0#	2.3#	
	$V_{DD} = \text{MAX}, 40 \text{ MHz}$		0.9#	1.9#	
$C_i$ Input capacitance			10		pF
$C_o$ Output capacitance			10		pF

‡ For conditions shown as MIN/MAX, use the appropriate value specified under the recommended operating conditions.

§ All typical values are at  $V_{DD} = 3.3 \text{ V}$ , ambient air temperature = 25°C

† Typical steady-state  $V_{OH}$  will not exceed  $V_{DD}$

# Parameter value is representative of revision 4.x and higher devices.

NOTE 3: Maximum supply current is derived from a test case that generates the theoretical maximum data flow using a worst case checkerboard data pattern on a sustained cycle by cycle basis. Actual maximum  $I_{DD}$  varies in real applications based on internal and external data flow and transitions. Typical supply current is derived from a test case which attempts to emulate typical use conditions of the on-chip processors with random data. Typical  $I_{DD}$  varies from application to application based on data flow and transitions and on-chip processor utilization.

# Bilaga 5

## Saab AMIK

### *Automatic Target Recognition and Tracking*



AMIK is an autonomous target recognition system utilizing an Imaging IR seeker during terminal guidance. The AMIK system has produced excellent results in test flights.

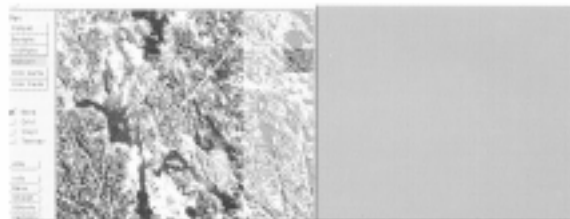
During mission planning, information on missile trajectory, preferred search position, target scene description based on 3-D map data and aimpoint is prepared and loaded into the missile.

During the search mode, image processing algorithms in the Automatic Target Recognition System compare the target scene recorded by the seeker with the stored data for the target. Target acquisition is then performed on the predetermined aimpoint and the system enters tracking mode for the final phase. Targets with no signature can be attacked by using secondary signatures with known relative position.

The seeker uses a stabilized, slewable platform with 8-12  $\mu\text{m}$  IR-sensor and can produce images with selectable width. The image height is 7 degrees. Software controlled hardware is used for image processing.

AMIK operates against a variety of target categories:

- stationary targets with known positions and approximately known physical geometry, such as bridges, shelters, runways and buildings
- mobile targets with known present positions and approximately known physical geometry, such as ships and air defence sites
- groups of moving targets with approximately known positions



**Saab Dynamics**

Saab Dynamics AB  
SE-581 88 Linköping  
Sweden  
Telephone +46 1318 60 00  
Telefax +46 1318 60 06  
www.saab.se

# Bilaga 6

## Integrated Thinking for Manned and Unmanned Vehicles

LEAR ASTRONICS' FAMILY of Integrated Vehicle Management Systems meets all of your vehicle control, navigation and guidance needs at the lowest cost and smallest form factor. Our building block approach has serviced more than 25 manned and unmanned vehicle types including rotary and fixed wing, ground vehicles and aerial targets.

**Heritage** - Lear Astronics has a successful 40 year record of producing control and navigation systems for manned and unmanned vehicles.

**Advanced Technology** - As the supplier to the U.S. Government for the Modular Integrated Avionics Group (MIAG), Lear Astronics is in the forefront of providing common flight avionics for a large variety of UV types including the Pioneer, BQM-74C, Mirach 100-5, CL327, etc. Precision navigation is provided by fully integrating the latest GPS with advanced inertial technologies. Applications on manned vehicles include U.S. Navy H-46 AHRS replacement, ROKAF KTX-1, NASA ER-2 and Aem-130 AHRS/Air Data system.

**Systems Solutions** - Flexibility of systems interfaces and mechanical packaging options permits easy customization.



### Functions include:

- Vehicle stability and control
- Precision, multi-mode navigation using embedded GPS and IMU
- Air data computations using embedded pressure sensors
- Attitude and heading reference
- Mission and guidance processing
- Engine command and control
- Payload management
- Built-in test and self monitoring
- Mk XII Identification Friend or Foe (IFF)

### Features:

- Dimensions: 5" x 5.5" x 5.6"
- Weight: <7 lbs.
- Power: 28 VDC @ 1.2A
- Sensors: CA code GPS receiver (P(Y) code option), Fiber Optic Gyro-based IMU, Air data pressure transducers



**LEAR ASTRONICS®**

**Lear Astronics Corporation**

3400 Airport Avenue, Santa Monica, CA, USA 90406-044  
Phone (310) 915-6807 FAX (310) 915-8384

©Copyright 1997 Lear Astronics Corporation. All Rights Reserved

Circle 46 on Reader Service Card

A1022