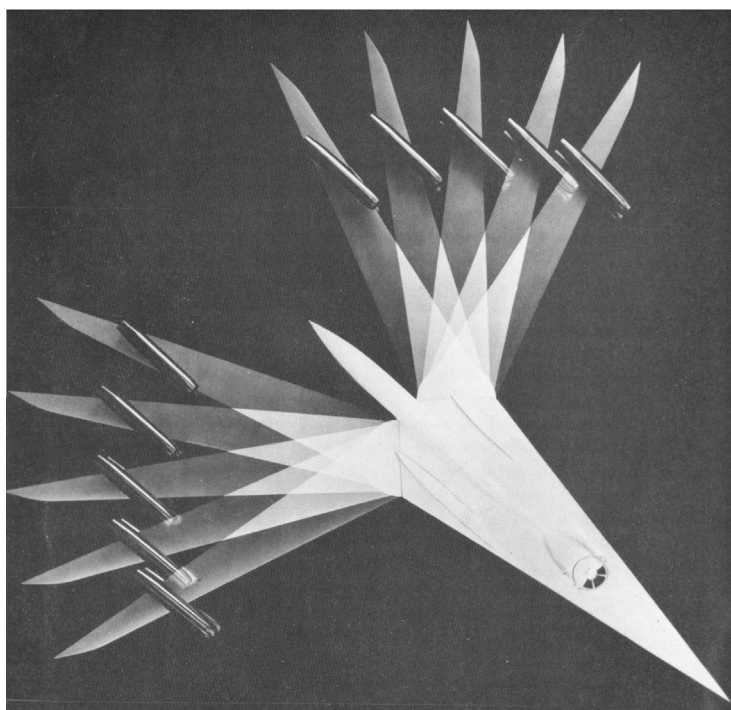


R. Jarlås, B. Andersson, O. Hamnér, A. Hanifi, K. Levin,
J. Romblad, J. Smith, P-Å. Torlund, L. Tysell

Adaptiva strukturer för flygtillämpningar, en litteraturstudie år 2003



TOTALFÖRSVARETS FORSKNINGSINSTITUT

Flygteknik FFA
172 90 Stockholm

FOI-R--0914--SE

Augusti 2003

ISSN 1650-1942

Teknisk rapport

R. Jarlås, B. Andersson, O. Hamnér, A. Hanifi, K. Levin,
J. Romblad, J. Smith, P-Å. Torlund, L. Tysell

Adaptiva strukturer för flygtillämpningar, en litteraturstudie år 2003

1

¹ Omslaget: Sir Barnes Wallis swing-wing design "The Swallow"

Sammanfattning

Framsteg inom utvecklingen av adaptiva strukturer för flygtillämpningar, dvs. utveckling av flygplansstrukturer med en anpassningsbar yttre eller inre form, bedöms ha potential att markant förbättra prestanda hos framtida flygplan och UCAVer. Hårda radarsignaturkrav, flygprestandakrav och flexibilitetskrav kan tillsammans med den tekniska utvecklingen driva fram innovativa tekniska lösningar.

Denna undersökning pekar på redovisade internationella aktiviteter, med fokus på nya tekniker som kan bli tillämpbara för framtida UCAVer. Fokus ligger på arbeten som behandlar hur förändringar av farkostens yttre form skall åstadkommas och hur detta inverkar på flygprestanda.

Undersökningar genomförs i stor omfattning i vår omvärld baserade på simuleringar, vindtunnelprov och flygprov, för att samla erfarenhet och för att göra bedömningar om potentiella framtida prestandavinster. Omfattande verksamhet sker bl.a. gällande utvecklingen av komponenter baserade på ny teknik för att åstadkomma mekanisk rörelse. Denna utveckling förväntas leda till nya konstruktioner som komplement till, och möjligen på sikt ersättning för, nuvarande hydraulikbaserade lösningar. Studier av mer omfattande form- eller konfigurations-förändringar, eng. morphing har också rapporterats. För att realisera dessa utformningar krävs i allmänhet avsevärd teknisk utveckling främst av komponenter för mekanisk rörelse samt av nya material.

De mest betydelsefulla internationella aktiviteterna presenteras inledningsvis i denna rapport tillsammans med ett kortfattat förslag till lämpliga nationella insatser. En mer omfattande beskrivning av rapporterade aktiviteter presenteras tillsammans med ytterligare referenser i ett appendix.

Innehållsförteckning

Översiktlig sammanfattning

1	Bakgrund och syfte	7
2	Inledande översikt	8
3	Viktiga teknikutvecklingsområden	10
3.1	Konceptgenerering och flygprestandabedömningar	10
3.2	Realiserbarhetsbedömningar	11
3.3	Komponentutveckling	11
3.4	Integration av aktuatorer till fungerande mekaniska system	13
3.5	Design och analys	13
3.6	Funktionsprov och experimentella studier	14
3.7	Gränsskiktspåverkan/strömningstyrning	14
3.8	Signaturreduktion	15
3.9	Vidareutveckling av befintliga adaptiva strukturer	15
4	Möjliga svenska insatser	16

Appendix : Sammanställning av referenser om adaptiva strukturer

1	Översiktsartiklar	18
2	Flygplanprestanda inklusive signatur (Mål)	20
3	Aerodynamisk- och aeroelastisk påverkan (Medel)	21
3.1	Resultat från flygprov och vindtunnelprov	21
3.2	Flygmekanisk kontroll genom formändring	21
3.3	Aerodynamisk påverkan genom strömningstyrning	23
3.4	Aeroelastisk påverkan	23
4	Aktuatorer och flexibla strukturer (Verktyg)	26
4.1	Aktuatoranpassade konstruktionslösningar och flexibla strukturer	26
4.2	Aktuatorprestanda och aktuatorutprovning	26
5	Metoder för beräkning	30
5.1	Aerodynamiska och aeroelastisk beräkningar	30
5.2	Aeroelasticitet och aeroservoelasticitet	32
5.3	Strömningstyrning	34
5.4	Struktur och material	35
5.5	Optimering och simulering, samt HPC	36
5.6	Flygmekanik	38
5.7	Styrsystem och reglerteknik	38
5.8	Signatur	40
6	Metoder för flyg- och vindtunnel-prov	40
7	Tillståndsovervakning	40
8	Aktiv vibrationsdämpning	41
9	Ordförklaring, förkortningar och akronymer	42
10	Hemsidor på internet	44
11	Referenslistan	45
	Dokumentinformation	58

1 Bakgrund och syfte

Adaptiva strukturer, dvs. strukturer som anpassar sin yttre form, har sedan länge använts i flygplan för att på olika sätt förbättra flygplansprestanda inom olika delar av flygenveloppen. Som exempel kan nämnas framkantsklaffar, ställbara snedstötsintag och s.k. swing-wings på bl.a. europeiska Tornado och amerikanska F-14. Genom ökad användning av adaptiva strukturer kan farkoster konstrueras som kan konfigurera sig för att vara mer optimala vid flera typer av uppdrag än dagens flygplan. Nya avancerade adaptiva strukturer, med en stor potential för flygprestandaförbättringar, kommer att bli realiserbara i takt med att teknikutvecklingen fortskrider avseende sensorer, aktuatorer² (komponenter som åstadkommer mekanisk rörelse), styr- och reglerteknik samt materialteknik. Den pågående utvecklingen av bl.a. nanoförstärkta material har exempelvis potential att bidra till genombrott inom området adaptiva strukturer för tillämpningar inom flygtekniken. En annan trolig utveckling är att en lägre strukturvikt och en utökad flygenvelopp kommer att erhållas genom ökad användning av aktivt aeroelastiska vingar. Nya stränga krav på låg radarsignatur, i kombination med traditionella krav på flygprestanda och flexibelt uppträdande, kan förväntas kräva nya tekniska lösningar jämfört med de som används idag.

Denna litteraturstudie beskriver de aktiviteter som rapporterats under de senaste åren, med fokus på nya tekniker som i ett 15-årsscenario kan bli applicerbara på en UCAV, dvs. ett förarlöst beväpnat flygplan. Studien har fokuserat på arbeten gällande förändring av farkostens yttre form och påverkan på den externa strömningen. Motorluftkanalens formändring och strömningsstyrning i den samma har lämnats utanför det område som studerats.

Syftet är primärt att bygga upp kompetens inom området adaptiva strukturer inför framtagandet av en plan för FOI Flygtekniks långsiktiga kompetensutveckling inom området. Nedan beskrivs viktiga teknikområden där kunskapsuppbyggnad pågår i vår omvärld. Därefter görs en bedömning av behovet av inhemsk kunskapsuppbyggnad baserat på förväntat behov och i dagsläget tillgänglig teknologi inom FOI och i landet inom det aktuella området. Behovet av inhemsk kunskapsuppbyggnad, baseras på förväntningar om tillämpningar på militära flygfarkoster och beaktar *ej* explicit behovet av att ta till vara på spin-off effekter som kan ge konkurrensfördelar inom civila flygplan-tillämpningar och för övrig verkstadsindustri. Det har dock konstaterats att omfattande verksamheter pågår när det gäller tillämpningar utanför flygteknikområdet. Detta kan gälla precisionsstyrning av bl.a. satellitantenner och läshuvuden på hårddiskar, bullerdämpning i bilar, helikoptrar och ubåtar men även mer vardagliga ting som nya aktuatorer som en del i tvättmaskinslås.

I appendix görs en sammanställning av de artiklar, böcker mm. som varit vägledande under arbetet med att inventera pågående internationell kunskapsuppbyggnad.

² Aktuator (Eng. actuator) används här som samlingsbegrepp för alla tänkbara komponenter som kan användas för att åstadkomma mekanisk rörelse. Ställdon kan vara en alternativ benämning för att undvika anglosismer.

2 Inledande översikt

Många nya möjligheter öppnar sig som en konsekvens av den förväntade teknikutvecklingen på främst aktuatorsidan. Här finns bl.a. undersökningar som visar på förbättrade flygdynamiska prestanda som rollauktoriteten genom förbättrad roderverkningsgrad med konforma roder och klaffar som manövreras av ett antal aktuatorer av ny typ. Andra undersökningar visar på att högre maximal lyftkraft. Undersökningar där gränsskiktet påverkats med en oscillerande bula har påvisat att motståndsminskningar är möjliga. Simuleringar av hur distribuerade aktuatorer som påverkar vingens form därigenom inverkar på girstabilitet/girstyrning har gjorts i syfte att undersöka om distribuerade aktuatorer skulle kunna ersätta den för radarsignatur skadliga fenan. Koncept som utnyttjar adaptiva strukturer för att aktivt påverka aeroelastiska fenomen kan också få ett stort genomslag.

Under ett antal år har det arrangerats konferenser om "Smart Structures and Materials" av den Amerikanska organisationen SPIE. En genomgång av dessa konferens-proceedings och dess underreferenser har varit en mycket värdefull informationskälla. Även flera Europeiska aktiviteter av någon omfattning inom området adaptiva strukturer har presenterats vid dessa konferenser. FFA/FOI har varit representerade vid ett flertal tillfällen främst gällande arbeten om sensorer och tillståndsovervakning.

Det mest omfattande projektet som rapporterats öppet under senare tid, möjligen med undantag av det pågående F-18 flygprovet "The Active Aeroelastic Wing (AAW) Flight Research Program" [Voracek-03], är det amerikanska DARPA/AFRL/NASA Smart Structures and Materials Development- Smart Wing program [Kudva-02]. Projektet genomfördes i två delar under perioden 1994-2002. I projektets senare del har vindtunnelprov genomförts med en konfiguration liknande X-47B försedd med konforma roder (dvs. utan roderaxel), drivna av nya typer av aktuatorer och med nya strukturmekaniska lösningar.

Verksamheten har i detta projekt delats upp i följande delområden:

- Komponentutveckling gällande främst aktuatorer av olika slag.
- Integration av aktuatorer till fungerande mekaniska system utgående från de specifika egenskaperna för respektive typ av aktuator.
- Framtagandet av ett komplett system med sensorer, aktuatorer, och reglersystem
- Förberedelser avseende design, analys och funktionsprov inför vindtunnelprovning
- Vindtunnelprov med efterföljande utvärdering
- Flygprestanda- och realiserbarhets-bedömningar

Ett projekt av denna typ innebär inte bara nyutveckling inom ett antal delområden utan säkerställer också att många av de steg som krävs för att bygga en struktur i full skala behärskas.

Att gå från vindtunnelförsök till flygprov innebär givetvis att aktiviteter inom andra delområden tillkommer. Samtidigt begränsas man naturligtvis i nämnda studier av det som är tekniskt möjligt att åstadkomma framförallt på aktuator och materialsidan idag. Som främsta exempel kan nämnas de pågående F-18 flygprovet [Voracek-03]. Här har aeroelastisk design och aeroservoelasticitet använts för att genom separat styrning av vingens yttre framkantsklaff kunna öka skevrodrets aeroelastiska verkningsgrad på en vinge som genom ombyggnad gjorts torsionsvevare. Den yttre framkantsklaffen används som en tab som torderar vingen så att vingbelastningen ökar, dessutom motverkar framkantsklaffen den

motsatta verkningsgradsminskande torsionen av vingen som skevroderanvändning ger upphov till vid höga dynamiska tryck. Denna utveckling kan leda fram till farkoster med bättre rollprestanda för given vingvikt, alternativt, lättare vingar eller tunnare vingar och därmed avsevärt lägre transsoniskt- och överljuds-motstånd.

Den för närvarande största enskilda insatsen med viss inriktning mot adaptiva flygplanstrukturer inom Europa är projektet 3AS- Active Aeroelastic Aircraft Structures [Schweiger-03] inom EU's 5:e ramprogram. Projektet 3AS, som pågår under perioden 2002-2005 omfattar simuleringar, vindtunnelexperiment och modellflygprov med ett antal olika konfigurationer. Resultat från 3AS beskrivs i [Kuzmina-03, Suleman-03] och aktuell information finns på projektets hemsida (www.3as.org).

Utöver ovan nämnda projekt, och de aktiviteter som redovisas i denna rapports appendix, finns adaptiva strukturprojekt med inriktning mot bl.a. motorluftkanal och helikopter-tillämpningar samt sannolikt även sekretessklassade projekt.

3 Viktiga teknikutvecklingsområden

Forskningen om adaptiva strukturer drivs på av de bedömningar som görs om förväntade prestandavinster och möjligheten att möta nya hotbilder. Det finns stora förhoppningarna om att nya typer av aktuatorer skall utvecklas med mångfalt bättre egenskaper än de som är tillgängliga idag. Därför sker studier av hur nya aktuatortyper på sikt kan tänkas integreras i flygplan på ett för varje aktuatortyp optimalt sätt. Adaptiva tekniker kan bidra till att framtida flygfarkoster blir mer kapabla i sin förmåga att utföra uppdrag, och att de genom ökad flexibilitet kan genomföra uppdrag som tidigare krävt flera olika typer av flygplan. Det kan förväntas att viktiga prestandaparametrar som räckvidden och manöverförmågan kommer att påverkas. En annan pådrivande faktor är höjda krav på signaturegenskaper, vilket kan leda till helt nya tekniska lösningar för att på bästa sätt möta en ny kravbild.

I avsnitten nedan beskrivs översiktligt ett antal viktiga teknikutvecklingsområden som är centrala för en ökad användning av adaptiva strukturkoncept.

3.1 *Konceptgenerering och flygprestandabedömningar*

Det kommer att vara viktigt att utvärdera nya koncept där realiserbara innovativa idéer till adaptiva strukturer bedöms och i vilken omfattning de kan bidra till prestandaförbättringar. Koncept kan givetvis spänna över hela skalan från en storskalig formändring (morphing), t.ex. variation av profiltjocken eller sidoförhållandet för vingarna, över till små formändringar som lokalt påverkar gränsskikt eller virvelbildning.

Flygprestandabedömningar baseras i allmänhet på bl.a. aerodynamiska parametrar som lyftkraft och motstånd vid ett visst flygtillstånd. Manöverprestanda som t.ex. rollhastighet påverkas av den statiska aeroelastiska roderverkningsgraden. Denna roderverkningsgrad tenderar att sjunka pga. att vingen vrider sig vid höga dynamiska tryck med minskande anfallsvinkel och lyftkraft som resultat. Genom att utnyttja formändring av såväl vingens fram- som bak-kant kan roderverkningsgraden ökas. Man kan också avsiktligt utnyttja den reverserade roderverkan som i vissa fall uppkommer vid höga dynamiska tryck pga. vingens elasticitet, och alltså använda fram- och/eller bakkantroder som "tab" för vingens torsion. Detta koncept, som innebär en balansgång mellan stor vingtorsion och divergens, nämns i [Tilman-03]. Samma artikel tar även upp strukturintegrerade sensorer, konforma roder, och laminärströmning på svepta vingar med hjälp av "Distributed Roughness Elements".

Vissa resultat pekar också på att konforma roder kan göras mer effektiva och skulle därför kunna göras mindre, vilket i sin tur kan möjliggöra en något större vingbox, vilket ökar vingens torsionsstyvhet och därmed den aeroelastiska rodereffektiviteten. Däremot kan ett konformt roder som ersätter ett lika stort vanligt roder genom aeroelastiska effekter medföra minskad roderverkan, eftersom det konforma rodret visserligen genererar en större lyftkraft men med en resultant som angriper på ett större avstånd från vingens elastiska axel [Sanders-01]. Spalter kring traditionella roder som anges bidra till att öka radarsignaturen skulle kunna undvikas med konforma adaptiva roderytor. En annan "prestandaparameter" som nämns i samma referens är ökad redundans och skadetålighet genom att ett roder med en hydraulisk aktuator ersätts av fler ytor med ett större antal aktuatorer som kan styras individuellt och som kan reagera på ett eventuellt bortfall i funktion hos någon eller några av individerna, eller som medverkar genom en avsiktlig lastomlagring.

Även om ingen *avsevärd* ökning av "linjär" eller maximal roderverkan erhålls då gångjärnsroder ersätts med konforma roder så har de konforma rodren ändå stora fördelar.

Några fördelar kan vara lägre motstånd, inte minst om det medför möjlighet till laminärströmning, och som nämnts lägre radarsignatur. De kan också utformas för att ha en kontinuerlig variation av roderutslaget i spännviddsled, vilket innebär ett sätt att styra vingens torsions- och välvningsfördelning till det för varje flygtillstånd minimala trimmade motståndet. För detta kan konforma fram- och bakkantklaffar användas tillsammans med ”skräddarsydda” styvhetssegenskaper hos den lastbärande vingboxen. Motsvarande metod kan även användas för ökning av den maximala lyftkraftskoefficienten, C_{Lmax} .

3.2 Realiserbarhetsbedömningar

Realiserbarhetsbedömningar krävs för att bl.a. bedöma möjligheten att skala upp en lösning som fungerar i modellskala till en lösning som fungerar i fullskala. Flera aktuatorer tekniker har dålig skalbarhet och i vissa olämpliga utformningar blir maximal aktuatorhastighet omvänt proportionell mot aktuatorns storlek. Dock har modellförsök i 1/3-skala (relativt X-47B) uppvisat tämligen höga rodervinkelhastigheter och god funktion vid dynamiska tryck som är relevanta för en transsonisk UCAV. Några ekonomiska- eller fältmässighets-bedömningar av användandet av adaptiva strukturer har ej redovisats i den studerade litteraturen, men sådana bör givetvis göras.

3.3 Komponentutveckling

Utveckling av fiberoptiska sensorer kommer att fortsätta (där FFA är engagerat). Nanoteknikutvecklingen kan på ett tidigt stadium få tillämpningar inom sensorområdet. Miniaturiseringen av digitala reglerkretsar och integrationen av sensor, signalbehandling och reglerfunktion i mikroelektro-mekaniska system (MEMS) kan också förväntas fortsätta (www.memsnet.org).

Verksamheten inom aktuatorutvecklingen bedöms vara av så stor vikt för många tillämpningar att en kort statusbeskrivning ges här. Generellt sett är den största bristen med de ickehydrauliska aktuatorer som finns idag att de inte åstadkommer tillräckligt stor kraft och slaglängd när det även finns krav på hög frekvens eller rörelsehastighet. Nya aktuatorer kommer därför att inledningsvis införas som komplement till hydraulikbaserade lösningar där kraven på kraft, slaglängd och rörelsehastighet inte är så hårda och där hydrauliska lösningar ej anses lämpliga. För ökad användning av nya aktuatorer är det också önskvärt med kompakta drivsystem, högre tillförlitlighet, högre utnyttjandegrad, ökad effektivitet och enklare aktuatordesign.

Redan idag tycks nya aktuatorer vara tillgängliga som genom t.ex. oscillerande rörelser vilka påverkar gränsskiktet skulle kunna användas för att påverka strömningen så att avlösning fördröjs eller undviks. I detta fall är det snarare kraven på miljötålighet, kostnader och tillförlitlighet än aktuatorkapacitet som kräver fortsatt komponentutveckling.

Styrning av roderytor där hydrauliska aktuatorer ersätts av andra typer av aktuatorer kan möjligen åstadkommas med dagens tekniknivå om kravet på rodervinkelhastigheter är lågt (t.ex. konfigurationsändring inför landning), eller vid måttliga krav på hastigheter genom nya innovativa konstruktionslösningar som minskar effektbehovet. Nya aktuatorer som helt skulle kunna ersätta dagens hydrauliska aktuatorer för att bl.a. driva roder, eller i konstruktioner som skulle kunna ersätta roder, kräver förmodligen ytterligare lång utveckling för att bli konkurrenskraftiga. Med samma vikt kan dessa komponenter i dagsläget inte generera tillräckligt stor kraft och slaglängd vid de hastigheter/frekvenser som krävs. ”Smart Wing”-projektet har visat på relativt goda prestanda men ytterligare tekniska framsteg krävs för manövrering av jaktflygplan. Framsteg krävs även för att möjliggöra snabba roderrörelser

i syfte att minska strukturlasterna från turbulent luft eller vindbyar vid flygning på låg höjd. På sikt kan givetvis teknikgenombrott inom t.ex. nanotekniken innebära att nya aktuatorer utvecklas med motsvarande kraft och slaglängd som dagens hydrauliska aktuatorer och med bättre styrbarhet vid höga frekvenser. Den flygplanstillverkare som i det läget behärskar alla tekniker som krävs får en stor konkurrensfördel. Den globala satsningen på nanoteknologi beräknas år 2002 vara 18 miljarder kronor, vilket är en fyrfaldig ökning från 1997 [OEMagazine-02]. Enligt tidskriften finns uppskattningar om att den totala marknaden för produkter innehållande nanoteknologi kommer att omsätta omkring 7 tusen miljarder kronor inom tio till femton år.

Idag är det ej möjligt att med hjälp av t.ex. hydrauliska aktuatorer anslutna till konventionella roder aktivt dämpa de vibrationer (fladder) som uppkommer i transsonisk fart på grund av samverkan mellan luftströmningens frekvenser och flygplanstrukturens egensvängningsfrekvenser. För detta krävs mycket snabbare aktuatorer med stor kraft och slaglängd. Här krävs väldiga tekniksprång när det gäller aktuatorprestanda. Det kan vara rimligt att tro att fladderdämpning i transsonisk fart ännu under många år kommer att ske genom strukturdesign i kombination med aerodynamisk design eller i framtiden möjligen genom strömningstyrning t.ex. virvelgenerering. Ett genombrott inom adaptiv strukturteknik skulle här kunna medföra stora prestandavinster.

Många aktuatorprinciper har utvecklats under de två senaste decennierna. Dessa principer karakteriseras av att elektrisk spänning, värme eller ett magnetiskt fält aktiverar aktuatoren så att en förskjutning eller kraft överförs till strukturen. Som exempel kan nämnas att i ”Smart Wing”-projektet har aktuatorer med såväl minnesmetaller som piezokeramiska ultraljudsmotorer provats för att driva konforma roder.

Aktuatorutformning måste baseras på välutvecklade konstitutiva modeller. Hos många aktuatorer är responsen icke-linjär. Detta leder till avsevärda problem vid design av styrlagar. Robusta designmetoder för strukturer med aktuatorer måste utvecklas för att få en effektiv och tillförlitlig adaptiv struktur. För att erhålla detta måste designmetoder vara baserade på en välgjord karakterisering av aktuatoregenskaperna. Aktuatoregenskaperna har en direkt koppling till prestanda, val av reglerkoncept och energiåtgång vilka samtliga är av synnerlig vikt. Egenskaperna vid en eventuell funktionstörning av regleringen kan också spela en stor roll vid utformningen av aktuatordesign och strukturintegration. En annan viktig aspekt är metoder för att säkerställa tillförlitligheten hos aktuatorer, eftersom många av dagens aktuatomaterial har begränsade långtidsegenskaper. Aspekter som måste beaktas är den elastomekaniska styvhets- och styrkerelationen mellan strukturen och aktuatoren, och den fysiska kopplingen av aktuatoren till strukturen, samt aktuatorns styrning genom elektrisk, magnetisk eller termisk påverkan.

För att optimalt utnyttja nya aktuatortekniker krävs också utveckling av andra komponenter som sensorer och reglersystem. Fiberoptiska sensorer kan användas för mätning av t.ex. läge och töjning, eller piezoelektriska sensorer för tryckmätning. Dessa sensorer kan snabbt ge indata som kan användas för att individuellt styra ett stort antal aktuatorer i en adaptiv struktur så att maximal aerodynamisk verkan erhålls, de medger också att reglersystemet får en återkopplingsloop som säkerställer funktionen.. Syftet kan vara att få maximala flygprestanda eller att undvika överbelastning av strukturen. Samverkan med flygplanets styrautomat kan givetvis öka prestanda ytterligare.

Nya material som är lämpade att användas i mycket flexibla strukturkomponenter, som elastiska skinn och stödjande elastisk understruktur, behöver utvecklas och dess funktion i verklig flygplanmiljö behöver verifieras.

3.4 Integration av aktuatorer till fungerande mekaniska system

Kunskap och erfarenhet av framtagandet av ett komplett system kommer att vara viktig även för den som avser att köpa in färdigutvecklade aktuatorer och sensorer. Här ingår även reglertekniskt kunnande för att få system som snabbt och precist styr in mot önskat börvärde samtidigt som eventuella önskemål om dämpning eller undvikande av egensvängningar beaktas.

Vissa av dagens aktuatormaterial har mycket dåliga utmattningsegenskaper, eller är svåra att limma eller svetsa, andra är bra på att driva en rörelse men har låg statisk styvhet (ingen styvhet(kraft) i statiskt läge). Ytterligare andra kan kanske användas som ett aktivt skinn som ändrar vingens form eller vingytans struktur men kan inte användas för att generera stora koncentrerade krafter. Nya aktuatorer kommer att kräva att nya mekaniska konstruktioner tas fram för överföring av rörelsen i aktuatoren till den önskade formändringen. Dessa mekanismer behöver utvecklas och integreras med omgivande flexibel struktur och slutligen utprovas.

3.5 Design och analys

Utveckling av en adaptiv struktur till ett nytt flygplan kan ha relativt stora likheter med utvecklingen av en modell av motsvarande vindtunnelmodell om målsättningen är att prova ut just den adaptiva strukturens funktion i modellskala. Design, analys och funktionsprov inför vindtunnelprovning innebär ett omfattande arbete. Här ingår konceptstudier och bl.a. aerodynamiska, strukturmekaniska, reglertekniska samt aeroelastiska analyser.

Inledningsvis krävs ett designarbete gällande främst aerodynamisk form men parallellt även en bedömning av vad som kan vara strukturellt och aeroelastiskt acceptabelt, samt vad som krävs för att ge utrymme för utrustning, bränsle och motor mm. Detta arbete skall leda fram till en konfiguration som uppfyller de flygmekaniska prestandakrav som uppställts. Såväl överslagsberäkningar som optimering med avancerade beräkningsprogram erfordras för att erhålla maximal nytta av nya adaptiva strukturlösningar..

För inledande överslagsberäkningar av aerodynamiska *laster* på bl.a. vindtunnelmodeller kan oftast enkla beräkningsmetoder som lägre ordningens panelmetoder användas. Däremot krävs nya och förbättrade analysmetoder, samt ökad kunskap om metodernas tillförlitlighet och begränsningar, för att noggrannare bedöma potentialen i olika koncept, eftersom prestandaskillnaden mellan preliminär design och slutlig design kan förväntas öka genom ökade insatser inom analys- och optimeringsområdet. Som exempel kan nämnas att för en tillförlitlig beräkning av maximalt möjlig lyftkraft kan valet av metod för att prediktera läget för omslag från laminär till turbulent strömning (transition) vara helt avgörande, eftersom omslaget i allmänhet påverkar hur avlösning sker, vilket i sin tur styr tryckfördelningen. För strömningsberäkningar vid höga anfallsvinklar behövs arbete med förbättrade turbulensmodeller och transitionsvillkor.

Att utveckla obemannade högprestanda-flygfarkoster som utnyttjar adaptiva strukturtekniker kommer att ställa höga krav på aeroelastisk utformning och framförallt på beräkningsmetoderna. För en UCAV blir flygegenskaper vid transsoniskt tillstånd avgörande eftersom manövrer ska utföras för att undvika fientliga stridsflygplan och robotar. Krav på prestanda

och manöverförmåga kommer förmodligen att uppfyllas med hjälp av det s.k. aktivt aeroelastiska konceptet, där aeroelastisk påverkan utnyttjas för att styra och stabilisera farkosten. Aktiv aeroelastisk design (Aeroservoelasticitet) innebär tät integration av strukturdynamik, aktuatorer och reglersystem. Eftersom strukturstabiliteten blir beroende av reglersystemet är det väsentligt att styrlagarna är baserade på noggranna modeller för bestämning av de instationära aerodynamiska krafterna. Numeriska metoder behöver användas för kartläggning av stabilitetsgränser för t.ex. fladder och för identifiering av kontrollparametrar. För ett brett transsoniskt område kommer dessa beräkningar att genomföras med instationära CFD-metoder. På grund av kostnaden för experiment med transsonisk strömning, och speciellt med aeroelastiskt skalade modeller, kommer dessa att till stor del ersättas av simuleringar med strukturskopplad CFD-analys, vilket kräver programutveckling och stora datorresurser för analys av ett stort antal konfigurationer och flygfall.

3.6 Funktionsprov och experimentella studier

Stor kunskap och erfarenhet krävs för att göra rätt val av komponenter ingående i ett komplett system för att driva och reglera en adaptiv struktur. Komponenter måste provas och utvärderas individuellt innan det kompletta systemet med aktuatorer, sensorer och reglersystem designas, byggs och provas i vindtunnel respektive flygprov.

Vindtunnelprov kommer att fortsätta att vara nödvändiga för att undersöka komplicerade strömningsmekaniska problem och för att ta fram data till simuleringsmodeller av olika slag. Genom vindtunnelprov valideras att man behärskar ett stort antal nödvändiga delområden för att kunna genomföra riktiga bedömningar om realiserbarhet.

Konstruktion av vindtunnelmodeller i stort och av de mekanismer som skall överföra aktuatorrörelsen till en formändring hos vindtunnelmodellen kräver kunskapsuppbyggnad. Som exempel på konstruktionsproblem hämtat från "Smart Wing"-projektet kan nämnas att ett elastiskt skinn användes på ytan av ett konformt roder och att detta krävde en speciell understruktur liknande honeycomb för att ge det veka skinet stöd mot det dynamiska tryck som uppkommer i vindtunneln. Därtill kommer den kunskap som erhålls genom funktionsprov och prov för att försäkra sig om att vindtunnelmodellen ej skall gå sönder genom statisk belastning, utmattning eller fladder vid de laster som förväntas uppkomma i vindtunneln.

3.7 Gränsskiktspåverkan/strömningsstyrning

Påverkan av gränsskiktet genom aktiv strömningsstyrning är en intressant tillämpning [Washburn-01] där nya nu tillgängliga aktuatorer tekniker kan vara lämpliga. I detta fall krävs visserligen tämligen höga frekvenser men måttliga aktuatoramplituder. En fördel är att kraften kan fördelas över en tämligen stor yta. Kombinationen av strömningsstyrning och nyttjande av innovativa adaptiva strukturstyrelsekoncept kan givetvis ge ytterligare prestandavinster. Mycket av det kunnande som byggs upp genom arbete med adaptiva strukturer kan direkt vara till nytta även vid utvecklingen av strömningsstyrningsteknik.

Beräkningar och simuleringar gjorda med potentialteori på en UCAV-konfiguration har visat att små ändringar i geometrin inte åstadkommer tillräcklig auktoritet för att styra farkosten annat än i mycket långsamma rörelser i lugnt väder. Utgående från denna studie, som måste kompletteras med mer avancerade undersökningar, bedöms de potentiella fördelarna med strömningsstyrning främst vara motståndsminskning och kontroll av avlösning, speciellt i luftintag.

Strömningsstyrning i avsikt att generera kontrollerbara virvlar vid nosen i syfte att åstadkomma förbättrad girstyrning vid höga anfallsvinklar, s.k. nosvirvelstyrning, är en annan tänkbar tillämpning där nya aktuatorer kan bli aktuella.

Genom att flera tekniker kombineras kan ytterligare prestandaförbättringar erhållas, som att öka ett konformt roders verkan genom gränsskiktsskontroll med pulserande strålar genererade med hjälp av nyutvecklade aktuatorer eller med hjälp av plasmagenerering [Rooth-02, Corke-00].

3.8 Signaturreduktion

Signaturreducering är ett viktigt teknikutvecklingsområde. Det kan förväntas bli viktigt att utveckla nya adaptiva styrtor som, kanske i kombination med strömningsstyrning och dragkraftsvektorisering, möjliggör tillräcklig gir-stabilitet och kontroll på farkoster utan den ur signatursynpunkt negativa felet. Ett annat alternativ kan givetvis vara att göra signaturmässigt besvärliga komponenter adaptiva i meningen att de vid behov fälls in, eller genom formändring minskar sin radarmålarea.

Kavitetera vid motorinlopp och utlopp ger stora bidrag till flygfarkostens radarsignatur och när det gäller utloppet även till dess IR-signatur. Adaptiva strukturer kan minska detta signaturbidrag, bl.a. genom variabel inblandning av kall luft i jetstrålen.

Konforma roder sänker radarsignaturen som tidigare påpekats genom att spalter undviks.

3.9 Vidareutveckling av befintliga adaptiva strukturer

Många redan kända adaptiva strukturer kommer att vidareutvecklas och kombineras med kommande tekniker. Några av dessa adaptiva strukturer är: roder, landningsställ, swingwings, fälltankar, bombrumsluckor, ställbara luftintag och TVC-munstycken.

Det kan konstateras att utöver konforma rodertekniker och ställbara luftintag så har inga aktiviteter gällande tillämpningar på ovanstående adaptiva strukturer rapporterats på SPIE's konferenser om smarta strukturer. En trolig orsak är att för de flesta av dessa applikationer kan inga aktuatorer i dagsläget konkurrera med de hydrauliska. En redan väl förfinad teknik kräver stora tekniksprång för att kunna förbättras väsentligt.

Delvis besläktat med adaptiva strukturuområdet är "aeroelastic tailoring" [Shirk-86] som innebär att man försöker utforma framför allt vingen strukturmekaniskt så att den vid belastning deformeras på ett aerodynamiskt och/eller aeroelastiskt gynnsamt sätt. Avsikten kan vara att minimera det inducerade motståndet eller att maximera effekten av olika roderutslag. För roder (av "helrörig" typ) kan målet vara att minimera roderaxelmomenten [Dillenius-88]. Tekniken kan kombineras med adaptiva strukturer som roderstyror eller andra strömningpåverkande komponenter.

4 Möjliga svenska insatser

En svensk insats är relativt begränsad av ekonomiska skäl i jämförelse med de omfattande program som pågår i vår omvärld, vilket medför att omvärldsbevakning bör vara en mycket viktig aktivitet. Det finns dock en risk för bristande insikt om de svårigheter som finns och vilka detaljkunskaper som krävs för att lyckas när ytlig teoretisk kännedom skall överföras till praktik. Enbart genom omvärldsbevakning är risken dessutom stor att ny kunskap blir tillgänglig relativt sent. Kanske kan USA's verksamhet inom STEALTH-området användas som ett exempel där omvärlden länge tycks ha varit tämligen dåligt informerad om de tekniker som utvecklades och de taktiska prestandavinster som dessa möjliggjorde.

Av ovanstående exempel bör man dra slutsatsen att det är viktigt att tidigt bedöma vilka potentiella prestandavinster som finns, och vilka taktiska fördelar ett tekniksprång inom ett område, t.ex. adaptiva strukturer, kan medföra.

Möjligheten att framgångsrikt införa adaptiva strukturer baserade på nya komponenter kommer att vara beroende av tidig praktisk erfarenhet och provning. Dessutom krävs utveckling av tillförlitliga designmetoder för strukturer med nya aktuatorer för att kunna skapa effektiva och tillförlitliga adaptiva strukturer.

Kännedom om praktiska svårigheter och kunskap om relevansen i gjorda analyser förutsätter experimentella studier som i det senare fallet genomförs kopplat till metodutvecklingen. Lämpligen sker denna kunskapsuppbyggnad inledningsvis med experiment på komponent- och modellskalenivå, för att när olika tekniker mognat och behovet av dessa fastställts övergå i prov på system- och demonstratornivå.

På kort sikt bedöms det som angeläget att förbättra vissa aerodynamiska- och aeroelastiska metoder för att förbättra förmågan att genomföra de simuleringar som kommer att krävas för mer detaljerade realiserbarhets- och prestanda-bedömningar. På längre sikt är det framsteg främst på material- och aktuatorområdet som kan förväntas medföra ett ökat genomslag för adaptiva strukturer.

Utvecklingen går mot alltmer generella simuleringsverktyg med vilka det för kunniga och erfarna användare finns stora möjligheter att analysera nya problemställningar och nya farkoster. Det finns dock fortfarande en avsevärd konkurrensfördel i att behärska möjligheten att vidareutveckla, förbättra och förändra simuleringsverktyg för att med större tillförlitlighet kunna simulera komplicerade fysikaliska fenomen.

Följande områden inom numerisk strömningsberäkning bedöms vara mest kritiska att vidareutveckla. Aerodynamisk formoptimering bör vidareutvecklas för att öka beräkningseffektiviteten. För strömningsberäkningar vid höga anfallsvinklar behövs förbättrade turbulensmodeller och transitionsvillkor bl.a. för att kunna bestämma när avlösning/stall uppkommer. Numerisk simulering av strömningsstyrning är ett relativt nytt område som kräver ytterligare utvecklingsinsatser. Strömningsstyrning kan ge stora vinster som komplement, och kanske i vissa fall konkurrent, till konfigurations-förändringar i syfte att uppnå maximala prestanda i varje flygtillstånd.

Ökad förmåga till formförändring kan förväntas leda till nya aeroelastiska problem som måste analyseras med hög noggrannhet. Aeroelastiska simuleringar förväntas därför bli

betydelsefulla för att kunna bestämma optimal utformning och för att säkerställa funktionen för en adaptiv konfiguration.

När det gäller metodutveckling för strukturmekaniska beräkningar är det främst framtagandet av modeller för den ofta kraftigt olinjära responsen hos nya aktuator typerna som blir aktuellt. Detta för att möjliggöra simuleringar i syfte att undersöka att tillräcklig kraft och slaglängd kan erhållas vid önskad frekvens eller hastighet för den aktuella applikationen.

För att mer tillförlitligt kvantifiera potentialen i olika adaptiva strukturkoncept krävs omfattande multidisciplinär analys och optimering. Adaptiva strukturkoncept som skall fungera i hela flygenveloppen måste analyseras ur ett mer globalt perspektiv där inte bara enskilda struktur- och aerodynamiska fördelar beaktas. Eventuella svagheter och styrkor hos ett koncept kan kräva flygmekaniska simuleringar där det aeroelastiska och strukturdynamiska beteendet simuleras.

En annan viktig aktivitet är givetvis att svensk industri, högskolor och forskningsinstitut positionerar sig så att de kan delta i viktiga internationella industri- och forskningsprojekt. Det är i dessa sammanhang nödvändigt för deltagande att man kan bidra med några spetskompetenser, medan en bred allmän kompetens kanske snarast efterfrågas av den partner som skall vara systemsammanhållande eller projektledande.

Sammanfattningsvis i punktform:

- Omvärldsbevakning
- Prestandavinstanalyser
- Tillförlitliga designmetoder
- Praktisk erfarenhet och provning
- Experimentella studier kopplade till metodutvecklingen
- Vidareutveckling och integration av simuleringsverktyg för aerodynamik, strukturmekanik och aeroelasticitet
- Multidisciplinär analys och optimering
- Internationell samverkan

Appendix:

Sammanställning av referenser om adaptiva strukturer

1 Översiktsartiklar

En lämplig introduktion och översiktlig beskrivning om DARPA-finansierade program med fokus på demonstratorer där smarta material och strukturer används är [Garcia-02]. Här nämns såväl avslutade, pågående som framtida projekt. Artikeln tar upp så väl aktuatorers utveckling som adaptiva vingar och luftintag.

En slutlig summering av det nyligen avslutade "Smart wing program" finns i [Kudva-02]. Projektet startade med fas 1 från 1995-99, och fortsatte med fas 2 från 1997-01. Projektet spänner från aktuatorutveckling till modeller i 30%-skala som provats i vindtunnel till Machtal 0.8 och dynamiska tryck motsvarande fullskala (300 psf). Modeller med konforma fram- och bakkantsroder, d.v.s. utan gångjärnsled, och med olika typer av aktuatorer har provats. Slutsatser är att "the technology readiness level for the smart wing technology is around 5", men att frågor som effektförsörjning, systemtillförlitlighet och systemintegration måste behandlas. Förberedande modelldesign, beräkningar av lyftkraftfördelning, fladder samt verifierande och säkerhetsrelaterade prov inför vindtunnelproven beskrivs i [Martin-02]. Ytterligare information om bl.a. struktur-uppbyggnad finns i [Kudva-01]. En väldigt omfattande beskrivning, drygt 500 sidor, av projektets första fas finns i [Martin-98].

NASA's projekt om formändringar eller konfigurationsförändringar "The Morphing Projekt" beskrivs i [McGowan-02]. Projektet berör:

- Multifunctional adaptive lifting surfaces (Adaptive Structural Morphing)
- Global flowfield control with micro inputs
- Learning from nature (Biologically-Inspired Flight Systems)
- Smart/Biomimetic/Nano-materials
- Optimization, Electronics, Controls

Normalt avser "morphing" stora formändringar eller konfigurationsförändringar. I projektet avses dock ändringar av form eller konfiguration som effektivt möjliggör nära optimala prestanda för flera olika flygtillstånd/uppdrag. Metoderna att uppnå detta omfattar storskaliga och småskaliga strukturella formändringar så väl som strömnings-påverkan med bl.a. jetstrålar (fluidic). Effektivt syftar på mekaniskt enkelt, lätt och effektsnålt.

Resultatmässigt hänvisas i [McGowan-02] bl.a. till det ovan nämnda "Smart Wing" projektet och projektet "SAMPSON" där NASA är en av deltagarna och DARPA finansiär. Aktuatorutveckling, smarta material och gränsskiktspåverkan med småskaliga aktuatorer ingår också som viktiga delar. Den senare utvecklingen uppges kunna ge ökad lyftkraft med 10% och/eller minskat motstånd. Det uttrycks förhoppningar om att biologiskt inspirerade material baserade på nanoteknik skall kunna bidra till nya material och nya aktuatorer med fantastiska egenskaper. Lokal formändringar av vingprofilen för att minska stöten och därmed minska problemen med buffeting i transsonisk fart är ett annat forskningsområde. Användning och vidareutveckling av metoder för multi-disciplinär designoptimering och optimal styrning har identifierats som nödvändigt för projektet.

Det tyska projektet ADAPTRONICS beskrivs i [Monner-02]. Projektet finansierades av Tyska forskningsministeriet med 25 MEURO under perioden 1998-2002, och administreras av DLR. Fokus ligger på att utveckla och använda piezokeramiska aktuatorer i lättviktskonstruktioner för att åstadkomma vibrations- och bullerdämpning, kontrollerad

formändring samt positionsstyrning i mikroskala, för bl.a. rymdteleskopspeglar och precisionstillverkning av optik för halvledarlitografi. Målsättningen är att tekniken skall börja tillämpas i Tysk flyg-, rymd-, bil-, tåg-, verkstads- och medicinsk-industri.

En introduktion till några omfattande äldre amerikanska projekt ges i [Kudva-96]. Här nämns arbeten relaterade till flygproven med en F-111 under benämningarna "Mission Adaptive Wing" [DeCamp-87] respektive Nasa/Rockwells "Active Flexible Wing" [Perry-95]. Mer om flygprov med en F-18 med modifierad vinge och klaffsystem i projektet "Active Aeroelastic Wing" finns beskrivet i [Voracek-03]. Dessa arbeten visade på aerodynamiska vinster, men kostnaderna i form av mekanisk komplexitet och viktökning förknippade med den då använda tekniken ansågs begränsa möjligheterna att tillämpa teknikerna. I artikeln påpekas att system för att minska vindbybelastningen, och därmed öka utmattningslivslängden, genom användning av konventionella roder och klaffar redan är operativa. System för aktiv fladderdämpning däremot är ej tillgängliga då dessa kräver roderrörelser med en frekvens av flera hundra Hertz.

En introduktion till aktivt aeroelastiska koncept, där adaptiva strukturer ingår som en viktig komponent, görs i [Schweiger-01].

2 Flygplanprestanda inklusive signatur (Mål)

En välskriven introduktion till möjligheterna att påverka flygmekaniska prestanda med hjälp av adaptiv teknik (benämnt morphing i artikeln), ges i [Bowman-02]. En analys av inverkan på start-, landnings- och sväng-prestanda genomförs. För ett specificerat flyguppdrag visas hur möjligheten till strukturell adaptivitet skall beaktas som bivillkor vid "conceptual design". Att adaptivitet i vissa fall ökar flygplanets totalvikt men ger möjligheten att genomföra två uppdrag som i annat fall skulle kräva olika typer av flygplan, vardera med lägre vikt, visas också.

I resultatpresentationen från vindtunnelproven i fas 2 av "Smart Wing"-projektet [Scherer-02] visas förbättringar för några fundamentala prestandaparametrar som maximalt tipp- och roll-moment. Dessutom påvisades acceptabla "rodervinkel"-hastigheter vid relevanta dynamiska tryck vilket också är nödvändigt för snabba manövrer.

En studie av hur aktuatorer eller alternativt "synthetic jets" skall vara fördelade över ett flygplans vinge och kropp för att åstadkomma maximal styrbarhet presenteras i [Raney-00]. Det påpekas också att [Pack-99] visat en responstid på 22 ms från att en signal nått aktuatoren (i detta fall en utrustning för generering av "synthetic jets") till dess strömningen påverkats. Detta skulle medföra möjligheter till styrning med upp till 45 Hz. Dock skulle alltså i så fall inte fladderdämpning i det transsoniska området vara möjlig med denna teknik.

3 Aerodynamisk- och aeroelastisk påverkan (Medel)

Artiklar som beskriver observationer av de fenomen som inverkar på flygplanprestanda beskrivs i detta kapitel. Som exempel kan nämnas aerodynamisk påverkan genom välvning av vingprofilen eller inverkan på gränsskikt och avlösning genom strömningstyrning.

3.1 Resultat från flygprov och vindtunnelprov

Resultat från flygproven med "Mission Adaptive Wing" finns redovisade i [Smith-87]. Flygproven för "Active Aeroelastic Wing" [Voracek-03] har inletts under första halvåret 2003, några resultat från flygprov som visar effekten av den aktiva aeroelastiska vingen har inte publicerats ännu. Prov och beräkningar avseende några passiva och aktiva metoder för kontroll av stötar och gränsskikt vid transsonisk fart beskrivs i [Rosemann-00]. Ett pågående arbete med liknande inriktning där FFA deltar inom EREA-samarbetet beskrivs i [Concilio-03].

3.2 Flygmekanisk kontroll genom formändring

Här följer inledningsvis en sammanfattning av ett antal möjliga aerodynamiska styrfunktioner och dess verkan. Det är viktigt att tänka på att en acceptabel styrfunktion skall finnas i hela flygenveloppen och att den sammanfattning som görs här avser underljudsfart. Behovet av roderytor och utslag kan givetvis uppskattas från befintliga flygplan med liknande konfiguration och prestanda.

Distribuerade anordningar

Formförändringar såsom bulor utbredda över ytan har mycket liten potential att ge styrfunktion i någon ledd. Räkningar med potentialströmningsskod visar detta [Raney-00]. Auktoriteten i framför allt girled kan förmodligen bli bättre än vad Raney beräknat om avlösningar kan styras med utbredda bulor. Styrverkan blir med stor sannolikhet en mycket olinjär funktion av utslag, hastighet och anfallsvinkel. Regn och turbulent luft kan innebära stora problem eftersom de kan ändra gränsskiktets karaktär.

Tordering

Att vrida hela panelen kräver ungefär halva utslagsvinkeln jämfört med en enkel klaff med en korda på 25-30% av panelens korda för att åstadkomma samma lyftkrafttillskott. Det är alltså svårt att göra en tillräckligt vridvek panel för att t.ex. ersätta skevroder, utan att vekheten ger upphov till fladder eller hållfasthetsproblem.

Spoilers

Spoilers verkar genom att länka av luften från ytan så att lyftkraften minskas på en panel. Spoilern orsakar dessutom mycket motstånd vid användning jämfört med ett bakkantsroder. Spoilers används ibland för rollstyrning eftersom motståndet orsakar girmoment i önskad riktning i förhållande till önskad sväng [McCormick-95]. För skevroder gäller det motsatta förhållandet.

Framkantklaffar

Framkantklaffarnas primära effekt är att bibehålla anliggande strömning till högre anfallsvinklar. Framkantklaffar ger endast en liten, negativ, ändring av lyftkraften vid låga anfallsvinklar. De är således inte lämpade för tipp- eller rollstyrning. Vid måttliga anfallsvinklar kan de ge en mycket stor ökning av framkantssuget, negativt C_T .

Framkantklaffar kan möjligen användas för girstyrning inom ett mycket begränsat anfallsvinkelområde. På grund av att vingars tryckfördelning har ett maximum vid

eller nära framkanten uppkommer höga laster på framkantsklaffar. För konfigurationer med stor framkantssvepning, t.ex. för deltavingar, påverkar framkantklaffarna den anfallsvinkel vid vilken övergång sker från anliggande- till virvel-strömning. Vid roll kan ett framkantsklaffutslag "in i" den lokala strömningsriktningen ge två fördelar: Dels minskar rolldämpningen och framför allt ökar skevrodrets verkningsgrad genom att den skadliga förvridningen av vingen minskar.

Virvelgeneratorer vid vingens framkant

Sågtänder, staket o.s.v. används för att skapa virvelströmning över den yttre delen på svepta vingar. Små virvelgeneratorer kan ge mycket stora verkningar i tipp, gir och roll. Verkan blir dock olinjär och blir betydelsefull bara i ett begränsat anfallsvinkelområde.

Bakkantröder

Roder i bakkant på en panel är den vanligaste styrytan. Detta beror på att de ger stor verkan i relation till rodermomentet, eftersom huvuddelen av luftlasterna verkar på panelen framför rodrets gångjärnslinje. För ytterligare uppväxling av rodermomentet kan olika varianter på aerodynamisk "hävstångsverkan" utnyttjas, sk. servotab, springtab med flera [Larrabee-97]. Sådana anordningar för uppväxling fungerar emellertid dåligt i överljud.

Blåsning

Strömningen över en rundad yta kan påverkas genom att luft blåses tangentiellt till ytan. Denna effekt har bland annat använts på vingprofiler med rundade bakkanter, för att ersätta roder och höglyftanordningar i bakkanten. Imponerande höga lyftkrafts-koefficienter har påvisats i vindtunnelprov [Küchemann-78, Jones-02]. Tyvärr orsakar den runda bakkanten också en markant ökning av luftmotståndet. Roderverkan är dessutom beroende av tillgången på tryckluft, vilket är olyckligt ur flygsäkerhetssynpunkt. Möjligen kan en lägre säkerhetsnivå accepteras för vissa typer av UAv, bl.a. på grund av frånvaron av pilot.

Stabilisator, canard och fena

Flertalet flygplan är idag försedda med ytterligare några aerodynamiska ytor i form av stabilisator, canard (nosvinge) eller fena för att påverka stabiliteten i tipp- respektive gir-led. Dessa styrytor fungerar aerodynamiskt på samma sätt som en vinge och det ovan förda resonemanget om anordningar för kontroll kan tillämpas även här. Dessutom finns möjligheten att montera hela styrytan på en vridbar axel och ändra styrytans vinkel relativt luftströmmen för att erhålla styrning. Lösningen benämns ofta helrörligt, flygande eller spadroder. Fenan är ett mycket effektivt medel för att erhålla girstabilitet och styrning, men den bidrar starkt till radarsignaturen i vissa riktningar och därför kommer den med all sannolikhet inte att finnas på framtida UCAV och URAV [Raymer-99].

3.2.1 Konformt bakkantsroder

Inom ramen för DARPA:s projekt Smart Wing I och II har konforma bakkantsroder konstruerats, byggts och provats i vindtunnel. Under del II av projektet kunde rodervinkeln ställas individuellt på tio stationer i spännviddsled. Därmed kunde olika belastningsfördelningar i spännviddsled åstadkommas. Proven visade en ökning av roll- och tippmoment vid 15° rodervinkel och $M=0.6$ med ca 17% jämfört med ett konventionellt roder [Scherer-02]. Inga uppgifter om inverkan på motstånd eller eventuella förbättringar i maximal roderverkan har presenterats.

Ett mellanting mellan ett vanligt och ett konformt roder har utvecklats av DLR [Monner-98]. En Fowler-klaff har utformats så att den kan böjas i fem interna leder vilket möjliggör en nästan kontinuerlig krökning av klaffen. En fördel utöver rena prestandavinster är att denna typ av roder skulle kunna införas på färdigkonstruerade flygplanmodeller utan alltför omfattande omkonstruktion av vingen.

3.2.2 Utbredd formändring

Genom beräkningar utförda med en panelkod har möjligheten att styra en UCAV-konfiguration genom utbredd formändring studerats [Raney-00]. Resultatet visade att bulor och liknande formändringar av vingen har en mycket liten potential att styra en luftfarkost. Trots att stora delar av vingen antogs kunna ändra form så visade en simulering med sex frihetsgrader att en rollvinkelhastighet över 10°/s eller en måttlig turbulens skulle medföra att den simulerade farkosten blev okontrollerbar. Möjligen kan valet av beräkningsmetod tyckas olyckligt eftersom så små formändringar bör ha störst inverkan på gränsskiktet och avlösning. Kontentan blir ändå att utbredd formändring lämpar sig bättre för strömningsstyrning än farkoststyrning.

3.3 Aerodynamisk påverkan genom strömningsstyrning

Om en profil förses med en rundad bakkant över vars yta luft kan blåsas ut, kan profilens cirkulation (och därmed lyftkraft) styras. I vindtunnelprov [Jones-02] har ett $C_{l\ max}$ över 3 mätts upp utan andra höglyftanordningar än blåsningen. Den motståndsökning som den tjocka bakkanten orsakar är ett handikapp för metoden. Dessutom är styrverkan beroende av ständig tillgång på tryckluft, vilket kan innebära problem vid till exempel motorbortfall. En sammanställning och kort beskrivning av några tillämpningar av cirkulationspåverkande åtgärder ges i [Englar-00].

Andra metoder att påverka luftens gränsskikt är just nu under stark utveckling. Den största potentialen verkar ligga i motståndsminskning och undvikande av avlösning i moderna luftintag. Ett frågetecken är alltid hur fälmässiga adaptiva strukturer kan bli. En av de mer fälmässiga metoderna är vibrerande ytor [Sinha-01] som i vindtunnel har visat sig kunna fördröja avlösning på en cylinder. Resultaten av flygprov med en vibrerande del av en vinge har dock inte visat någon mätbar inverkan på gränsskiktet. Aktiv strömningsstyrning har också undersökts i vindtunnel på en modell av en Boeing V-22 Osprey [Calkins-02, Jacot-02], där en vibrerande yta har medfört förbättringar avseende maximal lyftkraft samt motståndsminskning. Utveckling av andra metoder att påverka gränsskiktet sker också, bl.a. utvecklas aktuatorer som kan generera pulserande strålar [Schaeffler-02, Pack-99, Seifert-93].

3.4 Aeroelastisk påverkan

Grundläggande aeroelastiska krav för alla flygfarkoster är att för samtliga operativa flygtillstånd (*operational flight envelope*) måste systemet vara fritt från instabiliteter som kan uppstå genom interaktionen mellan instationära luftkrafter och strukturen. I konventionella aeroelastiska studier är huvudsyftet att eliminera s.k. klassiskt fladder som ger explosivt ökande vibrationsamplitud och vanligtvis katastrofalt brott i strukturen. Tack vare framsteg i tekniken för aeroelastiska beräkningar och för experiment [Garrick-81] har klassiskt fladder blivit en sällsynt orsak till haverier. För moderna flygfarkoster är de flesta aeroelastiska problemen antingen orsakade av flygstyrsystemet, aeroservoelasticitet (ASE), eller fladderliknande *Limit Cycle Oscillation*, LCO, som uppstår vid transsonisk hastighet. För hastigheter i Machalsområdet från ca 0.8 och 1.0 ser man vanligtvis en kraftig svacka i

kurvan som beskriver tröskelhastigheten för fladder. Den sk. *transonic dip* som påvisades i experiment av [Farmer-76] uppstår där aeroelastisk påverkan domineras av transsoniska förlopp som t.ex. oscillerande stötrörelse över vingytan. Adaptiva strukturer erbjuder nya möjligheter att eliminera LCO och viss aeroelastisk påverkan kan även utnyttjas genom det s.k. aktivt aeroelastiska konceptet. Dessa tillämpningar kommer att kräva mer avancerad beräkningsteknik både för aeroelastisk simulering och för design av flygstyrsystemet.

3.4.1 Komplet aeroelastisk undersökning

Metodiken för studier av vanliga aeroelastisk påverkan är väletablerad och beskrivs i en mängd referenstexter t.ex. [Bisplinghoff-55, Fung-55, Dowell-95]. En historisk översikt över aeroelasticitet inom flygindustrin ges i [Garrick-81] och en allmän litteraturoversikt för aeroelasticitet ges i [Battoo-99]. För transsonisk och icke-linjär aeroelasticitet finns även en omfattande nulägesbeskrivning i översiktsartikeln [Dowell-03]. För en översikt av den totala aeroelastiska utvecklingsprocessen för ett modernt militärflygplan, F/A-18E/F Super Hornet, se [Hayes-03]. Beräkningsmetoder för aeroelasticitet diskuteras i paragraf 5.

3.4.2 Aeroelastic tailoring

Vid konventionell designmetodik brukar man försöka att undvika aeroelastisk påverkan genom styvhetsökningar eller för dynamiska effekter som fladder även med förändrad massfördelning, s.k. massbalansering. Resultaten blir vanligtvis en tyngre struktur. Med, icke-isotropiska kompositmaterial kan däremot komponenter tillverkas med en nästan godtycklig styvhetsfördelning vilket effektivt kan påverka de aeroelastiska egenskaperna. Under de senaste åren har metoder för s.k. *aeroelastic tailoring* blivit praxis när aeroelastisk påverkan är avgörande [Shirk-84, Kuttonkeuler-98], och särskilt viktigt för okonventionella konstruktioner [Weisshaar-01] som t.ex. *joined wing configurations* [Weisshaar-02].

3.4.3 Aktiva aeroelastiska strukturer

Flygfarkoster där aeroelastisk påverkan utnyttjas aktivt med aktuatorer och specialiserade flygstyrsystem kallas för *Active Aeroelastic Aircraft* och är en framgångsrik tillämpning av adaptiva strukturer. Det aktiva aeroelastiska konceptet medför många fördelar bl.a. bättre prestanda och räckvidd samt förbättrade smygegenskaper. Man kan t.ex. med hjälp av ett mindre vingspetsroder skapa en vridning av hela vingen vilket ger en avsevärt större rolleffekt än för ett konventionellt rodersystem [Kuzmina-01]. Med adaptiv struktur-teknik har även konceptet aktiv *aeroelastic tailoring* utvecklats [Barrett-96a, Weisshaar-00]. Några Amerikanska projekt med aktiv aeroelastisk teknik har redan beskrivits i kapitel 2. Där nämndes även det Europeiska 3AS-projektet *Active Aeroelastic Aircraft Structures* [Schweiger-03]. Projektet pågår under perioden 2002.04-2005.04 och omfattar simuleringar, vindtunnelexperiment och modellflygprov med en mängd olika flygkonfigurationer. Bland deltagande företag i 3AS-projektet är Saab Aerospace och KTH, Stockholm. Några resultat ges i [Kuzmina-03, Suleman-03] och på projektets hemsida (www.3as.org).

3.4.4 Aktiv aeroelastisk styrning

För det mesta är konceptet *aktiv aeroelasticitet* inriktat mot kvasi-statisk aeroelastisk påverkan. Men, med hjälp av digitala styrsystem kan man även kontrollera dynamiska aeroelastiska effekter. Aktiv fladderdämpning (Active Flutter Suppression) har funnits sedan länge [Nissim-71] och har utvecklats främst via teoretiska studier och numerisk simulering, [Dowell-03, Djayapertapa-01a]. Det har visats sig opraktiskt att på detta sätt eliminera explosivt/klassiskt fladder, främst p.g.a. säkerhetskraven. Men, för mildare transsonisk LCO har aktiva dämpningssystem redan utvecklats för t.ex. flygplanet F-18 [Trame-85]. Övriga tillämpningar för aktiv aeroelastisk styrning är dämpning av plötsliga vindstötar/byar (gust

alleviation), främst för civila flygplan, och, förbättring av dynamisk respons för snabba manövrer (manoeuvre enhancement). Liknande teknik används för dämpning av strukturens respons orsakad av storskaliga virvlar och vindbyar som uppstår vid hög anfallsvinkel (buffet alleviation). Ett sådant system baserade på piezo-aktuatorer är under utprovning för flygplanet F/A-18 [Sheta-03].

4 Aktuatorer och flexibla strukturer (Verktyg)

4.1 Aktuatoranpassade konstruktionslösningar och flexibla strukturer

De konforma roder som provats i vindtunnel inom DARPA:s projekt Smart Wing I och II hade en flexibel struktur uppbyggd kring ett böjvekt glasfiberlaminat i rodrets mitt, ett formgivande kärnmaterial och ett mycket elastiskt täcksikt av silikongummi. Kärnor av silikongummi respektive aluminium-honeycomb provades med blandade resultat. Kärnan av silikongummi fungerade bra, men var på grund av sin vikt orealistisk som konstruktionslösning i en flygmaskin. Proven med en honeycombkärna av aluminium i fas I av projektet pekade på det stora problemet med att limma täcksiktets silikon mot kärnans aluminium [Martin-98]. Trots att en limningsmetod användes där silikonlim till stor del fyllde honeycombkärnans hålrum var vidhäftningen inte bra. Under fas II användes en kärna av Aramid, med vilket ett längre vindtunnelprov genomfördes utan delamineringar [Bartley-Cho-02]. Inga detaljer som beskriver limningen av aramidkärnan eller uppgifter om konstruktionens vikt har påträffats.

Mekanismerna för de konforma fram- och bakkantklaffarna hos "Mission Adaptive Wing" konstruerades och tillverkades av Boeing. Någon beskrivning av dessa har veterligen inte publicerats, men väl av ett liknande förslag som lämnades av General Dynamics [Gilbert-81].

Ett sätt att styra vingens böj- och torsionsstyvhet är att ha flytt- och vridbara balkar. Ett sådant koncept beskrivs i [Ampridikidis-03].

4.2 Aktuatorprestanda och aktuaturutprovning

I detta avsnitt beskrivs flera av de nyare aktuaturprinciper som är under utveckling. Någon beskrivning av traditionella aktuaturer baserade på hydraulik eller elmotorer görs ej här. För prestandapresentationer avseende såväl traditionella som nyare aktuaturer hänvisas till [Huber-97].

Funktionen hos aktuaturer är först och främst att skapa geometriförändringar hos strukturen, men även styvhetsförändringar är tänkbara. Dessa styvhets eller form-ändringar åstadkoms genom att de elektriska och magnetiska fälten förändras eller genom temperaturförändringar i aktuaturmaterialet. Viktiga egenskaper för aktuaturer är "block force" dvs den kraft som krävs för mothåll, aktuators styvhet och dess bandbredd. Andra viktiga egenskaper är linjäritet, temperaturkänslighet, utmattningsegenskaper, tillförlitlighet, densitet, värmeutveckling och aktuatoreffektivitet.

4.2.1 Aktuaturmaterial

Ett stort antal olika aktuaturmaterial har utnyttjats, där piezoelektriska material kanske har den största användningen. Minnesmaterial och magnetostriktiva material är andra typer som har tillämpats i olika sammanhang inom området adaptiva strukturer. Under de senaste åren pågår forskningsprogram för hybrida typer av aktuaturer; baserade på exempelvis förbränningsmotorer [Rediniotis-02] och hybridpumpar. Ett snabbt genombrott för nya aktuaturmaterial som skulle ge flera storleksordningar bättre aktuaturegenskaper inom de närmsta åren kan inte förväntas. Emellertid håller ett antal nya intressanta aktuaturmaterial och aktuaturprincipen på att framtas. Flera av dessa har potential att ge mycket stora förbättringar av viktiga aktuaturegenskaper. Förbättringarna inkluderar vidareutvecklade

ultraljudsmotorer och andra nya aktuatorlösningar. Utveckling av nya hybrida minnesmaterial pågår vilket också kommer att medföra förbättrade aktuatoregenskaper.

Det material som har funnit flest applikationer är piezokeramiska material. Detta har till stor del berott på materialets goda bandbredd och att det är lätt att styra piezokeramiska aktuatorer. Exempel på tillämpningar är mikropositionerare och ultraljudsmotorer. De vanligaste piezomaterialen är keramer baserade på bly, zirkonat och titanat ofta benämnd som PZT [Jaffe-71]. Den maximala aktuatortöjningen är omkring 0.1%. Denna låga aktuatortöjningen gör det oftast nödvändigt att växla upp förskjutningen. Ett annat piezoelektriskt material är polyvinylidenfluor. Materialet uppvisar en stark piezoelektrisk effekt men har låg elasticitetsmodul (≈ 2 GPa) och har enbart funnit användning i mindre krävande tillämpningar.

Piezoelektrisk funktion kräver polarisering av materialet. Detta sker oftast genom att en kraftigt elektrisk spänning (1-3kV/cm för PZT) läggs på vilket medför att gitterstrukturen i materialet orienteras parallellt med det pålagda elektriska fältet. Denna spänningsnivå är samtidigt begränsande för förmågan att driva aktuatorer baserade på piezokeramer. En belastningar över och i motsatt riktning mot polariseringsspänningen medför att materialet depolariseras. Förnyad aktuatorfunktion är ej möjlig innan återpolarisering görs. Även hög mekanisk belastning kan medföra att PZT depolarisas, vilket oftast ej kan tillåtas vid drift. Höga spänningar kan också medföra elektrisk utmattning, vilket kan medföra att aktuatorn permanent skadas. Mekanisk utmattning har motsvarande verkan. För att få största möjliga aktuatorprestanda krävs att aktuatorerna drivs upp i det olinjära området. Detta innebär att aktuatorbeteendet måste karakteriseras och att det tillhörande reglersystemet måste anpassas till den hysteres och drift som PZT uppvisar vid de aktuella driftspänningarna. Utveckling pågår i syfte att utveckla enkristallina piezoelektriska aktuatorer. Högre aktiveringstöjningar och mindre spröda material erhålles. Ännu har dock inte detta material funnit någon större användning inom adaptiva strukturområdet.

Curietemperaturen är den maximala temperatur där piezoelektriska material uppvisar piezoelektriska egenskaper. Normalt kan piezoelektriska material användas praktiskt upp till en temperatur som är väsentligt lägre än Curietemperaturen. För typiska piezokeramer är Curietemperaturen omkring 350°C. Användningstemperaturer över 200°C bör undvikas eftersom åldrings- och krypningsfenomen uppträder i ökad omfattning och risken för depolarisering vid belastning ökar kraftigt.

Det viktigaste minnesmaterialet är Nitinol; en nickeltitanlegering. Denna klass av material har ett stabilt deformationsläge vilket den har förmåga att genom upphettning återgå till. Genom att styra temperaturen förändras andelen av martensit- och austenit-fas i materialet. Aktueringstöjningar upp till 8 % med stora krafter kan erhållas utan några permanenta förändringar, men med en maximal frekvens av omkring 1 Hz [Barrett-96b]. Aktuatorstyrning är svårt eftersom materialet uppvisar *mycket* olinjärt beteende med inverkan av temperatur, spänning och töjningshistoria [Liang-90, Waram-93]. I dagsläget är de konstitutiva materialmodellerna ännu inte tillräckligt validerade för mer komplexa aktuatorformer och lastfall. Aktuatorer av denna typ kräver mer komplexa reglersystem än exempelvis piezokeramiska aktuatorer [Chopra-02].

Magnetostriktiva material som Terfanol-D och kanske framförallt de nya ferromagnetiska minnesmaterialen har bättre bandbredd än aktuatorer baserade på en fasomvandling av Nitinol [Udd-95]. Magnetostriktiva material består av legeringar av järn och sällsynta

jordartsmetaller; terbijum och dysprosium, som kan fås att deformera med ett pålagt magnetfält. Materialet förspänns i tryck för att orientera mikrostrukturen och maximala töjningar på cirka 0.2 % erhålls. Bandbredden är god med frekvenser över 1 kHz. Aktuatorerna byggs upp av ett antal lämpligt arrangerade Terfanol-D-element, tillsammans med antingen permanentmagneter eller elektromagneter.

En ny klass av material under framväxt är så kallade ferromagnetiska minnesmetaller. Dessa styrs till skillnad mot de vanliga minnesmaterialen med ett magnetiskt fält. Man förlorar en del i minskad maximal aktuatortöjning (upp till cirka 2 %) men får mycket bättre högfrekvensegenskaper än för de konventionella minnesmaterialen. Bandbredden motsvarar den för magnetostriktiva material.

4.2.2 Aktuatorer

Aktuatorerna måste vara uppbyggda på så sätt att de kan integreras i strukturen och därvid måste strukturens styvhet och aktuatorns egenskaper anpassas till varandra [Giurgiutiu-96, -97, Hall-99]. Allt större fokusering har skett mot hur strukturintegrationen skall lösas för dagens aktuatorer. Det har visat sig att i många tillämpningar är dagens aktuatorprestanda bara tillräckliga om strukturens styvhet kan reduceras kraftigt. Det effektivaste utnyttjandet av många aktuatorsystem fås när aktuatoren drivs i en frekvens nära systemets resonansfrekvens och om man samtidigt balanserar aktuatorns och strukturens styvheter [Giurgiutiu-00]. Detta är naturligtvis inte alltid möjligt, eftersom man i många tillämpningar måste styra aktuatorerna över ett större frekvensomfång.

Tillförlitlighet inbegriper inte bara att aktuatoren och de material den innehåller kan klara av uppkomna driftsituationer utan även att systemet med aktuatorer har redundans, eller är så robust, att en felfunktion kan identifieras, i bästa fall av systemet själv, och åtgärdas innan allvarliga skador uppkommer. Ett annat problem är hur man skall fästa in aktuatoren i strukturen och överföra förskjutningen från aktuatorerna till strukturen på ett effektivt sätt. Infästning av minnesmaterial är ett speciellt problem eftersom de stora töjningarna som kan åstadkommas ställer stora krav på en flexibel infästning som inte samtidigt får medföra stora reduktioner av aktuatoreffektiviteten.

De olika aktuatormaterialegenskaperna medför att man dels måste lösa integrationen på olika sätt och dels måste olika uppbyggnad väljas för olika aktuatorer. Kring piezokeramiska material har flera olika lösningar utvecklats. En av svårigheterna för bl.a. denna klass av material är att man för direktverkande aktuator (exempelvis PZT stackar) endast erhåller små förskjutningar. Därför krävs i många fall en utväxling av kraft mot förskjutning med hjälp av olika slags mekanismer och hybridlösningar. I litteraturen finns många typer av mekanismer presenterade som ökar förskjutningen på bekostnad av lägre kraft. Man kan här nämna aktuator typerna RAINBOW, THUNDER (båda NASA) och BIFORM [Barrett-98] bland många olika aktuator typer baserade på hävstångsprincipen. Denna typ av aktuatorer kräver i många fall leder vilket ökar vikten och reducerar aktuatoreffektiviteten genom friktion och genom ökad elastisk deformation vilket medför en lägre styvhet. Andra mekanismer har också utvecklats för att exempelvis åstadkomma en vridning. En annan teknik är piezofibrer som bakas in med tillhörande elektriska tilliedningar i ett lämpligt matrismaterial [Elspass-95]. Ett allt större arbete har under senare år genomförts avseende hybrida aktuatorprinciper. Hydrauliska pumpar drivna med piezokeramiska aktuatorer har utvecklats under de senaste åren. Tyvärr är de flesta av dessa lösningar ännu inte kommersiellt tillgängliga.

En hybrid aktuatortyp baserad på piezomaterial är den s.k. ultraljudsmotorn. Det finns flera principer för ultraljudsmotorer, men den för adaptiva strukturer aktuella principen är baserad på generering av högfrekventa vågor i en av piezoelektriska element uppbyggd stator. Den uppkomna vågrörelsen överförs genom friktionskrafter till en rotor. För att överföra den vridande rörelsen till exempelvis en translation måste ett länksystem utformas. Ultraljudsmotorn har visat sig vara avsevärt effektivare och har många fall bättre prestanda än konventionella elektromagnetiska motorer. Den stora nackdelen är den korta livslängden för motorer med i övrigt goda prestanda.

Aktuatorer baserade på minnesmaterial utformas i form av inbakade Nitinol-fibrer har utvecklats. Fibrerna förbelastas i tryck i samband med inbakningen i matrismaterialet. Det är svårt att balansera de stora aktuatortöjningar för de inbakade fibrerna eftersom interfacehållfastheten hos fibrerna måste vara mycket stor och dessutom är val av matrismaterialet naturligtvis avgörande. En annan form av aktuatorer är där man sammanbygger Nitinol-fibrer med element för elektrisk upphettning.

5 Metoder för beräkning

Realistiska bedömningar av potentialen hos nya adaptiva strukturkoncept kräver tillgång till kraftfulla simuleringsverktyg för analys och optimering. Vetenskapliga discipliner där hög kompetens och kraftfulla beräkningsverktyg erfordras är,

- aerodynamik
- aeroelasticitet
- struktur&material
- flygmekanik
- styr- och reglerteknik
- signaturanalys
- optimering, simulering och "superdatorberäkningar" HPC

I detta avsnitt beskrivs befintlig kompetens inom området Modellering&Simulering med inriktning mot de adaptiva strukturkoncept vi är intresserade av.

5.1 Aerodynamiska och aeroelastisk beräkningar

Det ur simuleringssynpunkt viktigaste vetenskapliga området f.n. är aerodynamik enär nästan samtliga realistiska adaptiva koncept baseras på förbättrade interna och/eller externa strömningsförhållanden. I detta kapitel beskrivs användbara matematiska beräkningsmodeller av ökande komplexitet, startande med potentialströmning och kulminerande i Navier-Stokes ekvationer med olika turbulensmodeller. Modellering av olika tekniska lösningar för exempelvis strömningsstyrning, buffet-kontroll beskrivs också översiktligt. De olika matematiska modellernas användbarhet för aerodynamisk analys av adaptiva strukturkoncept definieras och utvecklingsbehovet fastställs inför ett tänkt handlingsscenario vad gäller utvärdering och utveckling av adaptiva struktur-koncept.

Vid aeroelastisk analys sammankopplas strukturanalys och aerodynamisk analys med målet att bestämma aerodynamiska och aeroservoelastiska egenskaper, fladderhastigheter och risk för divergens för olika vapenalternativ i hela flygenveloppen. Viktsoptimala adaptiva strukturer har avsevärd flexibilitet vilket ökar kraven på förmågan till tillförlitlig aeroelastisk analys. Detta gäller speciellt det svåra transsoniska hastighetsområdet vara av centralt intresse för UCAV-applikationer. Nedan beskrivs översiktligt de utmaningar vi står inför vad avser aeroelastisk analys med inriktning mot adaptiva strukturkoncept. Ett av de största problemen är kollisionen mellan kraven på mycket omfattande parameterstudier och samtidigt noggrannhet i predikteringarna. Effektiva aerodynamiska beräkningsprogram vilka implementerats på stora kluster av beräkningsdatorer erfordras för denna typ av studier.

5.1.1 Aerodynamisk formoptimering

Aerodynamisk formoptimering har under åren utförts baserat på såväl potentialströmningsteori, som mera komplexa Euler-ekvationer [Jameson-88] och på senare tid även genom att använda Navier-Stokes ekvationer, med lämpliga turbulensmodeller [Mohammadi-97]. Oftast bestäms form för minsta motstånd eller maximal lyftkraft. Där prediktering av separationen är av stor vikt krävs Navier-Stokes ekvationer. Vid bestämning av form för minimering av motstånd bör man ta hänsyn till friktionsmotståndet genom att fördröja omslaget från laminär- till turbulent- gränsskiktsströmning. Arbete med kopplingen mellan metoder för omslagsprediktering och formoptimeringsverktyg pågår vid FFA och detta är internationellt sett en spetskompetens som FFA besitter.

För aerodynamisk formoptimering är så kallade gradientmetoder vanligaste. Här uppdateras geometrin för att minska målfunktionen (t.ex. motstånd) genom förändring i den riktning som ges av den aktuella gradienten. Av konvergens- och effektivitetsskäl krävs det i allmänhet att målfunktionen och gradienten beräknas med hög noggrannhet. Gradienten kan approximeras med finita differenser, där noggrannheten påverkas av valet av storlek på störningen, och där beräkningstiden blir proportionell mot antalet design-parametrar [Gill-81].

Ett effektivt sätt att bestämma gradienter är att lösa de så kallade adjungerade ekvationerna. Här beräknas gradienten med avseende på alla designparametrar i en och samma beräkning oberoende av antalet parametrar. Nackdelen är att stora datamängder måste sparas under beräkningen. Metoden kan härledas från de kontinuerliga tillståndsekvationerna som sedan löses med ett lämpligt numeriskt schema [Enoksson-00]. Nackdelen med detta sätt att härleda är att kompensation för s.k. numerisk viskositet inte kan göras. Alternativt kan de adjungerade ekvationerna härledas från de diskretiserade tillståndsekvationerna. Detta är mer komplicerat men fördelen är att gradienterna bestäms exakt vid alla nivåer på beräkningsnätet. Detta alternativ har valts för implementering av de adjungerade ekvationer i FFA-koden EDGE [Amoignon-03].

Ett alternativ till adjungerade metoder är användningen av så kallad automatisk differentiering [Mohammadi-97] vid beräkning av gradienter. Här beräknas Jakobianen utgående från den diskretiserade målfunktionen. Ett välkänt verktyg för automatisk differentiering är Odyssée utvecklat på INRIA [Gilbert-91, Rostaing-Schmidt-93, Faure-96].

För optimeringsprocessens robusthet, speciellt i tredimensionella beräkningsfall, är metoden för automatisk uppdatering av strömningsberäkningsnätet vid geometri-uppdatering av stor vikt.

5.1.2 Aeroelastisk optimering

Aeroelastisk optimering brukar beskrivas i samband med metodik för multidisciplinär optimering (MDO) där strukturens utformning, de aerodynamiska egenskaperna samt flygstyrsystemet optimeras i en gemensam process. En allmän översikt av MDO inom flygindustrin ges i [Bartholomew-98] och en mer specialiserad beskrivning av aero(servo)elastiska aspekter ges i [Hönlinger-98]. Optimering av farkoster baserad på aktiv aeroelasticitet diskuteras i [Schweiger-02] där designvariabler identifieras för flera olika konfigurationer. För adaptiva strukturer som är uppbyggda av t.ex. peizoaktuatorer kan fördelning av aktuatorer bli en av variablerna som ingår i objektfunktionen.

För statisk aeroelastisk optimering är standardmetoden att först utföra en aerodynamisk formoptimering och sedan lösa ett inverst strukturproblem för den obelastade formen (jig shape). En sådan separabel (decoupled) procedur beskrivs i [Aly-02] där de aerodynamiska lasterna beräknas med Euler-baserad CFD-kod. Dynamisk aeroelastisk optimering formuleras vanligtvis som en strukturoptimering med givna villkor för variabler som aerodynamisk dämpning av dimensionerande egenmoder (svängningsformer). En sådan metod användes av Saab Aerospace för JAS med ett internutvecklat optimeringssystem OPTSYS [Bråmås-92], där FFA medverkat i tidigt skede, och ett aeroelastiskt programsystem AEREL [Stark-90]. Aeroelastisk påverkan beräknas alltså med en linjär aerodynamisk metod och modalanalys av strukturmodellen. Liknande funktionalitet finns nu i flera kommersiella programvaror t ex *MSC NASTRAN* och *ZAERO* (se webblistan). Programmet *ZAERO* erbjuds även som en del

av ett större system för multidisiplinär optimering (MDO), *ASTROS** som ska lanseras senare under 2003.

För transsonisk strömning blir linjära aeroelastiska metoder otillräckliga på grund av effekter som *LCO* och *transonic dip* (appendix 3.4) och optimeringsmetoder baserade på instationär CFD behövs. En studie av [Kolonay-98] baserad på en TSD-aerodynamisk kod visade att transsoniska effekter hade stor påverkan på utformningen av den optimala strukturen (se appendix 5.2 om TSD). Mer avancerade CFD-beräkningar baserade på en instationär Euler-beskrivning finns i [Maute-02] med en analytisk adjungerad metod i en studie om optimering för preliminär vingstrukturdesign. Sådana optimeringsmetoder kommer så småningom att generaliseras för adaptiva strukturer.

5.2 Aeroelasticitet och aeroservoelasticitet

Även för moderna flygfarkoster beräknas de övergripande aeroelastiska egenskaperna som fladderhastighet med s.k. klassiska metoder, baserade på en linjära strukturmodeller och linjäriserad aerodynamik. En kartläggning av dessa stabilitetsgränser ger en bas för detaljerade studier av aeroservoelasticitet (ASE), dvs. interaktion mellan flygstyrsystemet och transsoniska förlopp som LCO. För linjära metoder används för den aerodynamiska modellen s.k. panelmetoder där förenklade strömningsekvationer löses i frekvens-domänen på ett ytnät. Modellering av transsoniska effekter kräver detaljerade CFD-baserade metoder, där strömningsekvationer löses i tidsdomänen på ett rörligt tredimensionellt nät, vilket kräver tyngre datorresurser.

5.2.1 Klassiska metoder och kommersiella program

Metodiken för linjär fladderanalys är väletablerad och har realiserats i en stor mängd datorprogram. Strukturmodellering och modal analys brukar genomföras med kommersiella programsystem som NASTRAN (www.mscsoftware.com), men de flesta flygplanstillverkarna har egenutvecklade program för aeroelastisk analys. Till exempel hos Saab Aerospace utvecklades ett stort programsystem för aeroelastiska beräkningar baserat på ett eget aerodynamisk program AEREL Advanced Doublet Element [Stark-90] och en inköpt kod, ZONA51 (www.zonatech.com), för beräkningar vid överljudshastighet. Det s k AEREL-fladdersystemet har används för fladder och ASE beräkningar genom hela JAS-projektet, inklusive exportvarianten av Gripen.

Under de senaste åren har det lanserats flera kommersiella programvaror för aeroelastisk analys, varav de viktigaste är aeroelastiska funktioner inom *MSC NASTRAN* (MSC Software Corporation) och det fristående programsystemet *ZAERO* (Zona Technology Inc). Inom FFA har två aeroelastiska studier genomförts med *MSC NASTRAN* systemet för JAS [Rabia-00] och en kryssningsrobot [Rabia-02b]. Eftersom *NASTRAN* är den största internationella standarden för strukturanalys har *MSC* programmen naturligtvis fått bred spridning. Men, *ZAERO* är ett betydligt mer avancerat aeroelastiskt specialistsystem som kan användas tillsammans med flera strukturprogram. *ZAERO* har flera funktioner som inte ingår i *MSC NASTRAN* bl.a. aerodynamiska modeller för transsonisk och hypersonisk strömning, ASE design med tidsdomänberäkningar och även aeroelastisk optimering. Detaljer gällande *ZAERO* och programmen i *MSC NASTRAN* finns i manualer som kan hämtas från tillverkarna (se webblistan).

5.2.2 Transsoniska metoder : aeroelastisk simulering med strukturkopplad CFD

För icke-linjär transsonisk aeroelasticitet är den vanligaste metodiken att genomföra simuleringar där ekvationerna för struktur och strömning kopplas ihop och integreras i tiden med en s.k. *tidsmarscherande* algoritm. En sådan metod tillåter hantering av starkt icke-linjära strömningsmodeller och även icke-linjära strukturer som t.ex. glapp/spel i roderaktuatorer. De tidigaste aeroelastiska simuleringarna för transsonisk strömning genomfördes med CFD-program baserade på s.k. TSD *Transonic Small Disturbance* metoder. Studier som [Bennet-89] genomförde visade att trots att modellen påvisade *transonic dip* stämde fladdergränsen dåligt med experiment. Ändå har TSD visat sig vara nyttigt som en tillfällig CFD-metod för aeroelastisk simulering, t.ex. för studier av det aktivt aeroelastiska konceptet [Silva-95]. Att TSD-baserade program inte duger för transsoniskt fladder beror på ett iso-entropiantagande i metoden som felaktigt beskriver energiväxling i rörliga stötvågor. Korrekt hantering av energibalans är avgörande för modellering av dynamiska förlopp som fladder, vilket innebär att den enklaste approximationen för dessa tillämpningar är Eulers ekvationer [Djayptapa-01a]. För nästa approximationsnivå har RANS, *Reynolds Averaged Navier Stokes* blivit standard inom flygindustrin under de senaste åren [Vos-03]. Men beräkningskostnaden för tidsberoende lösningar är flera storleksordningar högre än för de Euler CFD-program som används i de flesta dynamiska studierna. Till exempel har storskaliga simuleringar av LCO på F-16 [Melville-01] genomförts med en Euler-strömningslösare kopplad med en modal strukturmodell.

För Euler eller RANS ekvationerna är CFD-lösningarna baserade strömnings-beskrivningar diskretiserade på tredimensionella nät. För aeroelastiska tillämpningar måste nätet deformeras beroende på strukturytans beräknade rörelse och deformation. Nätdeformationen brukar bestämmas som lösningen till ett kvasi-elastiskt fältproblem där hänsyn till kvalitetsvillkor för anpassning till strömningslösaren tas. Flera algoritmer finns i litteraturen men en särskilt robust metod ges i [Tysell-02]. För att det deformande nätet inte ska ge falska störningar i strömningsfältet måste strömningslösningsscheman också uppfylla s k GCL villkor, *Geometric Conservation Law*, [Thomas-79,Berggren-98,Guillard-99]. Det totala systemet med nät, struktur och strömning kan betraktas som ett kopplad fältproblem, en formulering som används av [Farhat-03].

Numeriska schema för kopplingen mellan CFD- och struktur- lösare är av oerhört stor betydelse vid aeroelastisk simulering. Problemet omfattar både tids-sekvensiering och förflyttning i rummet, s.k. *spatial coupling*. En banbrytande analys av energibevarande och övriga villkor presenterades av [Farhat-98a,b]. Fortsatt analys och några nya kopplingsalgoritmer ges också i [Goure-01].

Att utföra aeroelastisk simulering på realistiska konfigurationer kräver såväl stora datorresurser som avancerade datorprogram. EU projektet TAURUS som pågår under perioden maj 2001- april 2004 syftar till att utveckla ett system för storskaliga simuleringar baserat på CFD med s.k. ostrukturerade nät. Ostrukturerade nät behöver användas för komplexa geometrier som t.ex. militärflygplan med vapenbestyckade vingar. Målet är att TAURUS- systemet ska köras på parallell-maskiner i heterogent nätverk. Programsystemet kommer att bli tillgängligt för samtliga projektdeltagare, bl.a. FOI, och det ska eventuellt kommersialiseras.

5.3 Strömningsstyrning

Flera strömningsfenomen kan påverkas för att förbättra aerodynamiska eller signaturrelaterade egenskaper, t.ex. laminär-turbulens omslag och separation på vinge eller i luftintag samt mixning av motorflamman med omgivande kall luft.

5.3.1 Kontroll av laminär-turbulens omslag

Ett sätt att fördröja omslag är att applicera sugning vid ytan. Denna metod har prövats i många fall och en omfattande historisk beskrivning kan hittas i [Joslin-98]. Vanligtvis orsakas omslaget av små störningar som har vuxit och nått stora amplituder. För att på ett effektivt sätt kontrollera dessa störningar krävs att man utnyttja information om dessa störningars känslighet för sugningshastigheten. Känsligheten beräknas effektivt med adjungerad metod. Här beräknas gradienten av störningstillväxten som lösningen till de adjungerade ekvationerna. Beräkningsverktyg har den senaste tiden utvecklats på FFA i samarbete med KTH. Det mest avancerade verktyget är DNS-koden, vilken har använts för detaljstudier av störningstillväxtkontroll för olika störnings-/strömnings-fall [Högberg-01, Högberg-02, Chevalier-02]. DNS-beräkningar är datorkrävande och dessa metoder inte direkt tillämpbara med dagens datorkraft för design av flygande farkoster.

Ett mindre beräkningskrävande alternativ har också utvecklats på FFA, baserad på så kallade 'Parabolized Stability Equations (PSE)' [Bertolotti-92]. Metoden har implementerats i NOLOT-koden vilken är utvecklad av FFA och DLR [Hanifi-94, Pralits-00]. I ovanstående artiklar antar man att hela strömningsfältet är känt vid alla tidpunkter vilket är en idealisering. I praktiken kan man i bästa fall mäta några storheter (t.ex. tryck eller skjuvspänning) vid ytan. Därefter krävs det att man uppskattar strömningsfältet baserat på dessa data. DNS-koden har testats för olika typer av störningar [Högberg-03a,b]. Det bör påpekas att i dessa studier har man använt periodisk blåsing/sugning i tid och rum, vilket i dagsläget ej är tillämpningsbart. En praktiskt tillämpbar metod har utvecklats [Pralits-02, Airiau-03, Pralits-03] där man kan utforma en optimal fördelning av sugningshastighet eller tryck med så kallade 'pressure chambers'. Denna metod har applicerats för design av sugningssystem för ett civilt flygplan [Pralits-03]. Vid analysen kopplar man samman gränsskiktslösare, PSE-kod och deras adjunkter för att bestämma gradienten.

Ovan nämnda metoder tillhör så kallade aktiva kontrollmetoder. Ett exempel på passiva kontrollmetoder är småskaliga virvelgeneratorer (av storleksordning μm). Dessa virvelgeneratorer skapar stabila störningar vilka modifierar gränsskiktet så att tillväxten av instabila störningarna dämpas. Tillämpning av denna metod med virvelgeneratorer av variabel storlek på svepta vingar har studerats experimentellt [White-00]. DNS-beräkningar för gränsskikt över en plan platta [Cossu-02] visar att tillväxten av en så kallad TS-störning dämpas när man adderar 'stråk' till grundströmningen.

5.3.2 Kontroll av separation

Ett tänkbart sätt att kontrollera separationsbubblor är att utnyttja dess instabilitetsmekanismer. Ett steg mot förståelse av dessa mekanismer är att kunna numeriskt simulera uppkomsten separationsbubblor. DNS-beräkningar även för enkla geometrier har visat sig vara tidskrävande och svåra att genomföra när instationära fenomen uppträder [Hildings-97, Marquillie-02]. Under 1970- och 1980-talet utvecklades så kallade inversa gränsskiktsmetoder, se t.ex. [Veldman-81]. Med dessa metoder, kopplade till en inviskös lösare, är det möjligt att snabbt beräkna separerad strömning. Metoderna klarar dock inte av

att reproducera instationära fenomen, men de kan ge värdefull information i stationära fall. Dessa metoders noggrannhet bör dock verifieras genom jämförelse med DNS-resultat.

5.4 Struktur och material

Struktur och materialområdet förväntas ha störst potential i ett längre perspektiv vad gäller inverkan på området adaptiva strukturer. Exempelvis nanomaterial har potential att bli hundra gånger starkare än stål och ha en densitet som är en sjättedel av ståls. Den kanske viktigaste egenskapen för adaptiva UCAVer är att töjningar på 10%-30% kan tillåtas. Detta möjliggör extremt lätta och flexibla strukturer. Dagens aktuatorer behöver utvecklas i en omfattning svarande mot en prestandaökningar av flera storleksordningar för att kunna matcha utvecklingen inom exempelvis området nanomaterial. Avancerade UCAVer kommer framledes sannolikt att förses med integrerade sensor/aktuator-funktioner för identifikation av aerodynamiska tryckfördelningar, skador och temperatur för att aktivt kunna omlagra lasten i strukturen vid uppkomst av större skador. De ur analys- och simuleringssynpunkt viktigaste aspekten i denna utveckling är att kunna simulera olinjära strukturbeteenden (geometri och material) och aktuatorers beteende samt utveckla intelligenta sensor/aktuatorlösningar för skadedetektering.

5.4.1 Analyser inom området struktur&materialteknik

För strukturmekanisk analys används f.n. huvudsakligen den sk. finita element metoden (FEM). Struktur-beteendet kan vara linjärt eller olinjärt och målsättningarna med struktur-analysen olika, d.v.s. ren styvhetsberäkning eller beräkning av lokala effekter som spänningar/töjningar eller andra parametrar relaterade till exempelvis spricktillväxt. Om målet endast är styvhetsberäkning kan primitiva finita element av typen balkar och stänger användas [Reaves-01]. Om målet är tillförlitlig spänningsanalys i komplexa geometridelar måste solidmodellering ofta tillgripas.

Exempel på strukturberäkningar där primärt styvhetsbestämning är av intresse, för t.ex. strukturdynamisk analys eller/och aeroelastisk analys, visas exempelvis i [Rabia-02a,b , Chen-00, Martin-97, Britt-00] och [Simpson-02] medan exempel på avancerad analys med kontinuummodellering visas i [Rabia-99, Alpman-96] och [Jarlås-01]. Mycket god kompetens för dessa analystyper finns på FFA/FOI.

Beträffande analys, optimering och dimensionering av aktuatorer kommer man redan idag mycket långt med innovativt nyttjande av existerande avancerade matematisk-numeriska metoder och teoretiskt kunnande. Analys av aktuatorfunktioner, och deras samspel med resterande struktur, kräver avsevärt mer detaljerade modeller. I referens [Concilio-03] diskuteras hydrauliska och piezo-elektriska aktuatorer vilka dimensionerats med innovativt nyttjande av i forskningsmiljö existerande metodiker. De i referenserna [Cseke-01, Thornburgh-01] och [Dohner-97] redovisade arbetena visar ytterligare innovativa nyttjanden av matematiska modeller i kombination med strukturanalys-metoder.

De metoder och den innovativitet som använts i ovan nämnda referenser är till viss del tillräcklig för att i en framtid även kunna analysera stora strukturelement som vingar och fenor när aktuatorer och materialen utvecklats så att extremt stora vingdeformationer blir praktiskt möjliga (se exempelvis FFA-arbetena [Ringertz-91] och [Ringertz-92] för olinjär optimering).

Vari ligger då eventuella utmaningar på området strukturanalys utöver bevarande av erforderlig kompetens, uppbyggnad av ett effektivt multidisciplinärt optimeringssystem där

strukturanalys ingår som en central del ? En viktig utvecklingsgren, där kompetens vid eventuellt behov måste byggas upp, är att stora delar av själva strukturen kan byggas upp av aktuatorer och sensorer, dvs. aktuatorerna utgör primärt lastbärande struktur [Chopra-02]. Till detta kommer krav på hög stryktålighet innefattande automatisk lastomlagring och eventuellt någon form av "självläkande funktion". Skadedetektering med nyttjande av sensortekniker kommer att fortsätta att vara ett viktigt område (se [Jarlås-99] och [Pierce-01]).

5.5 Optimering och simulering, samt HPC

Av vad som framgått ovan krävs omfattande multidisciplinär analys och optimering för att kvantifiera potentialen i olika adaptiva strukturkoncept. Möjligheten till realistiska bedömningar av olika koncept är avhängig av tillgången till robusta välutprovade program, erhållna genom egenutveckling, hyra/köp eller via FOI nätverk (där exv. SAAB ingår) samt adekvata beräkningsresurser för storskaliga HPC-aktiviteter ("High Performance Computing"). Det finns en tendens att ju mer innovativt ett koncept är desto större blir kraven på analys och den multidisciplinära simuleringsförmågan för att kunna kvantifiera potentialen i konceptet. Tillgång till effektiva och snabba state-of-the-art metodiker är därför centralt. Arbetet inom området modellering&simulering inom adaptiva strukturprojektet förväntas bestå dels av analyser av explicita problem ur de olika vetenskapliga disciplinerna, multidisciplinär optimering av state-of-the-art typ samt en mer långsiktig basteknikverksamhet i vilken ingår uppbyggnad av ett FOI-simuleringssystem innefattande kontroll, flygmekanik, aerodynamik, struktur, CDOTS-disciplinerna. I detta system ingår avancerade optimeringsfunktioner. Systemet måste vara operativt på stora LINUX-kluster. Detta system utvecklas i samarbete med forskare i andra teknikstudieprogram.

Flygegenskaper hos framtida UCAVer har potential att bli överlägsna dagens flygfarkosters men för att förverkliga detta måste simuleringsförmågan öka både vad gäller komplex analys och omfattning, vad avser parameterstudier, sensitivitetsanalys etc. Detta kräver förbättrad programvara och mer datorkraft (HPC-teknik). Betydelsen av att nyttja avancerade optimeringstekniker kommer också att öka jämfört med dagens situation. Karakteristiskt för optimering i kombination med adaptiv strukturteknik är att farkosten uppvisar ett mer komplext beteende (bl.a. ett mer olinjärt beteende) vilket måste beaktas. Därför behövs i en framtid mer generella matematiska modeller, flera komplexa flygsituationer måste analyseras i optimeringsprocessen och kontrollsystemets egenskaper måste sannolikt inkluderas i optimeringen.

Området multidisciplinär optimering har varit ett intensivt forskningsområde under flera decenier. Vid FFA hållfasthetsavdelning bedrevs omfattande utvecklingsarbete under åren 1984-1994 i samarbete med SAAB på det gemensamma OPTSYS-systemet. Aerodynamisk formoptimering har bedrivits vid FFA aerodynamikavdelning sedan 1998. FFA/FOI förfogar därför sammantaget över avsevärd kompetens inom området optimering. Nedan sammanfattas olika krav som ställs på ett optimeringssystem på kort och lång sikt och i vilken omfattning dessa krav kan tillfredställas (nationellt, internationellt), vilka utvecklingsbehov som kan identifieras etc.

$$\min_x f(x), x \in R^n$$

Optimeringsproblemet kan formuleras, $g_i(x) < 0, \quad i = 1, \dots, m_1$

$$h_i(x) = 0, \quad i = 1, \dots, m_2$$

där är $f(x)$ målfunktionen som skall minimeras, t ex strukturevikt, strömningsmotstånd eller kombinationer därav. Funktionerna $g_i(x)$ och $h_i(x)$ beskriver strukturens beteende vilka definierar bivillkor på optimeringsprocessen. Vektorn x består av variabler som skall bestämmas vilka kan bestå av parametrar som beskriver farkostens yttre geometri, skinntjocklekar etc. Vid mer icketraditionella optimeringsstudier kan element i x svara mot parametrar i styrlagar, diskreta lägen av sensorer/aktuatorer etc.

För global optimering av UCAVer krävs att bivillkor $g_i(x)$, $h_i(x)$ på aeroservoelastiska storheter, fladderegenskaper och vanliga strukturemekaniska mått som spänningar, förskjutningar, bucklings-kriterier etc. kan beaktas vid optimering av hela flygplanskonfigurationer. Naturligtvis måste de numeriska approximationerna av $g_i(x)$, $h_i(x)$ beräknas med tillräcklig noggrannhet. Om sk. gradientbaserade metoder används för att lösa optimeringsproblemet (1)-(3) så måste dessutom derivator av $g_i(x)$, $h_i(x)$ med avseende på element i x beräknas på ett mycket effektivt sätt. Multipla uppsättningar aerodynamiska och strukturemekaniska modeller behöver kunna beaktas vid realistiska simuleringar (detta är möjligt med OPTSYS-systemet t.ex).

För de flygfall där linjära aerodynamiska beräkningsmetoder ger tillfredställande resultat kan idag optimering ske med optimeringssystemet OPTSYS och kommersiella programvaror som exempelvis MSC/NASTRAN. Ett annat programsystem för optimering, vilket ofta används i amerikanska forskningsarbeten, är ASTROS [Chen-00], [Zink-01]. FFA/FOI använder MSC/NASTRAN idag och vid behov kan FFA sannolikt få tillgång till den senaste versionen av OPTSYS-systemet. Exempel på tillämpningar där OPTSYS-systemets använts ges i [Johansson-85, Wiklander-86, Bråmås-92, Bråmås-95, Bråmås-96] och [Butler-99]. Sammantaget gäller att FFA har tillfredställande tillgång till kompetens och programvara för att kunna genomföra optimeringsstudier av den komplexitet som redovisas i SPIE-volymererna fram till år 2002.

Exempel på andra grundläggande FFA-arbeten inom området strukturoptimering, vilka kan få mycket stor betydelse i ett längre tidsperspektiv, om strukturens beteende är mycket olinjärt, strukturkraven höga etc, beskrivs i [Ringertz-91, Ringertz-92] och [Wiklander-90].

Tillgång till nya strukturmateriel med mångfalt högre elasticitetsmodul och brotttöjning möjliggör drastiskt annorlunda vinggeometrier. Bestämning av optimala farkost-geometrier kräver tillgång till aerodynamiska optimeringsmetoder. Detta är ett område där teoretisk verksamhet pågått under lång tid. FFA bedriver omfattande forskning inom detta område sedan många år. I FFA's aerodynamikkod EDGE kan aerodynamisk/aeroelastisk formoptimering genomföras med beaktande av viskösa effekter. En deldisciplin inom området aerodynamisk optimering är strömningsstyrning där nu forskningsmålen är att påverka vart omslaget mellan laminär och turbulent sker på vingar och fenor medelst sugning eller mekaniska aktuatorer [Joslin-98]. Problemområdet är dock mycket komplext till följd av strömningsproblemets komplexitet och det krävs många års utveckling ytterligare innan exempelvis OPTSYS skulle kunna förses med analysfunktioner av denna typ.

Slutligen kan nämnas att kopplad Aerodynamisk- och Signaturoptimering är ett område som i än större omfattning är i sin linda [Weinerfelt-02]. Området får eventuellt stor betydelse under slutet av planeringsperioden.

Sammanfattningsvis gäller för området optimering och simulering att FFA/FOI har god kompetens samt tillgång till de programvaror (optimeringssystem och separata

analysmoduler) som erfordras för att genomföra pilotprojekt i form av modellprov i vindtunnel där dagens state-of-the-art-aktuatortekniker valideras för studium av aeroelastiska och aerodynamiska skeenden vilka kan väl modelleras med linjära matematiska modeller.

På ca fem års sikt måste dock ny beräkningsteknik vara tillgänglig som stöd för fortsatt utveckling inom området adaptiva strukturer. De erforderliga ny beräkningsteknikerna innefattar på farkostsidan viskösa strömningsberäkningar, aerodynamisk optimering och olinjär strukturanalys. Smarta strukturkonceptlösningar kräver en delvis annorlunda utvecklingslinje vad gäller skadedetektering, optimal sensor/aktuatorplacering etc. De nya analysmodulerna måste integreras i ett väl fungerande system för simulering, optimering och konceptutvärdering. Beräkningssystemet måste implementeras på större datorkluster för att få korta beräkningstider och möjliggöra omfattande parameter- och optimeringsstudier.

5.6 Flygmekanik

Det är viktigt att det adaptiva strukturkonceptet, som skall fungera i hela flygenveloppen, analyseras ur ett mer globalt perspektiv och inte att bara beaktar enskilda struktur- och aerodynamiska fördelar. Eventuella svagheter och styrkor hos ett koncept kräver därför omfattande flygmekaniska simuleringar där det aeroelastiska och strukturdynamiska beteendet simuleras (åtminstone grovt).

Det bör också påpekas att för såväl experiment i vindtunnel som vid användning av adaptiv struktur finns behov av reglerteknik och flygmekaniskt kunnande.

5.7 Styrsystem och reglerteknik

Inom disciplinen styr- och reglerteknik (guidance&control) måste FOI-kompetensen samordnas och på längre sikt måste nya robusta kontrolltekniker utvecklas svarande mot ovan nämnda innovativa strukturkoncept. Kontrollsystemet har att registrera och sedan styra det komplexa dynamiska strömningsskeendet kring farkoster med mycket variabel tidsberoende geometri och mycket olinjärt strukturellt beteende vid uppkomst av omfattande skador vilka eventuellt resulterat i bortfall av vissa sensorer och aktuatorer. Ett speciellt problem är därför att parallellt finna optimala sensor/aktuatorplaceringar och robusta, nära optimala, kontrollsystemfunktioner (med och utan ett skadat aktuator/sensorsystem) för hela flygenvelopen och för olika belastningsalternativ. Krav på ett sådant kontrollsystem, med tyngdpunkt på modellering och simulering, diskuteras nedan.

Utveckling av snabba, noggranna och störningsokänsliga styrsystem utgör en central del i utvecklingen av adaptiva strukturer. Själva det adaptiva strukturkonceptet består just i ett closed-loop-förfarande där flygparametrar (deformationer, tryckfördelningar, uppkomna skador etc.) kontinuerligt avläses med nyttjande av sensorfunktioner inbakade i strukturen (vilka kan förlora sin funktion till följd av skador). Strukturens deformationer påverkas medelst aktuatorer på ett sätt som styrs av styrsystemet vilket i vår applikation måste nyttja både apriori och aposteriori information. Styrsystemets konstgjorda intelligens baseras på en (och styrs ibland mot en) matematisk modell av flygfarkostens förväntade och önskade uppförande (apriori information). Den matematiska modellen för de fall som kan vara av intresse i det långa perspektivet (adaptiv strukturteknik i UCAVs av år 2020) förväntas vara mycket komplex, innefattande exempelvis aerodynamisk och aeroelastisk analys i det transsoniska hastighetsområdet för ett flertal (mycket!) olika farkostgeometrier. Naturligtvis uppför sig flygfarkosten inte exakt som den matematiska modellen förutsäger. De numeriska lösningsmetoderna orsakar fel relativt den matematiskt exakta lösningen, ett begränsat antal sensorer används så att observerbarheten är ej perfekt, lastunderlaget (t.ex. vindbylaster) är

exempelvis endast given i förenklad statistisk form. Dessa problem måste hanteras av styrsystemet på ett snabbt och noggrant sätt. Ytterligare ett problem vid konstruktion av styrsystem utgörs av att aktuatorer och sensorer ofta uppvisar olinjär hysteres. Till dessa olinjäriteter adderas eventuellt friktion, glapp och slitage i de mekaniska systemen vilket varierar från komponent till komponent och från farkost till farkost i flottan.

Att konstruera ett tillståndsåterkopplat system som hanterar nämnda problematik är idag en stor utmaning. Området "feedback control" är dock gammalt och kan med visst fog kunna sägas datera sig 100-tals år tillbaka i tiden vad gäller mekaniska konstruktioner [Bernstein-00]. Matematiska reglerteorier började utvecklas på 1900-talets början och idag finns en mycket omfattande matematisk litteratur beskrivande de olika problemkomplexen. [Khalil-02] är en utmärkt, bred, matematisk inriktad, text. [Kaufman-94] fokuseras på adaptiva styr- och reglertekniker, d.v.s. konstruktion av dynamiska styrsystem för beaktande av inre osäkerheter i konstruktionen (mekaniska och matematiska) såväl som yttre osäkerheter (exv. vindbylaster). I [Tao-96] fokuseras huvudsakligen på tekniker för att hantera olinjära effekter i den mekaniska konstruktionen (exempelvis hystereseffekter i aktuatorer och sensorer i vår tillämpning).

FFA's grupp för Interdisciplinära Studier arbetade åren 1996 till 2000 med kompetensutveckling inom områdena styrning/reglering och aeroelasticitet. Denna kompetens finns till övervägande del kvar på FFA. Utveckling av ett styrsystem för aeroservoelastisk styrning med hänsyn tagen till vindbylaster och med nyttjande av rörliga fram- och bakkantsroder för en slank vinge beskrivs i [Tourde-97a] och [Tourde-97b]. Enkla aerodynamiska modeller för aerodynamiska laster inklusive vindbylaster användes. Finita elementmetoden användes för att beräkna vingens styvhet. AI-influerade tekniker baserade på neurala nät användes slutligen för att styra vingens beteende. I [Tourde-99a] studeras teoretiskt återigen den slanka vingen med skillnaden att vingens deformationer påverkas med piezoelektriska aktuatorer. Olika typer av styrlagar studeras sedan för nämnda vinge i [Cruck-98] och [Tourde-99b]. Styrlagar vilka beaktar det olinjära beteendet hos piezoelektriska aktuatorer konstrueras i [Mondoloni-99a].

I den utmärkta studien [Mondoloni-99b] integreras, och utvidgas, slutligen kunskaperna vunna under åren 1996-2000 genom konstruktion av ett styrsystem för en slank vinge med piezo-elektriska aktuatorer (med olinjära egenskaper, inkluderande också mätnad i detta fall) vilka används såväl för aktuation som för observation av vingens beteende. Det utvecklade styrsystemet har försetts med funktioner för att styra vingens beteende för att efterlikna beteendet hos en ideal matematisk model. Den vunna kompetensen utgör en god grund på de följande 3-4 årens arbete på styrlagar inom adaptiva strukturprojektet. På lite längre sikt måste adaptiva kontrollsysteem som kan justera för avvikelser mellan den matematisk modellen och verkliga beteendet skapas vilket kräver ytterligare FFA-utveckling. I detta arbete kan viss övrigt FOI-kunnande nyttjas och samarbete kan ske med högskola och industri.

För enklare reglertekniska problem som skapande av icke-adaptiva styrlagar för linjära stationära tidberoende problem kan t.ex. standardprogramvaran MSC/NASTRAN användas. Slutligen kan nämnas att FFA deltagit i EREA-projektet "Adaptive Airfoil" vilket syftar till utprovning av en adaptiv strukturteknik för buffet-kontroll. I detta arbete ingår bl.a. utveckling av ett styrsystem för att styra vingprofilens geometri. Detta styrsystem är dock av enkel SISO-typ och heuristiska regler kan sannolikt användas framgångsrikt [Concilio-03, Caruana-03].

5.8 Signatur

Krav på bra signaturegenskaper är sannolikt centralt för framtida UCAV's och måste därför noga beaktas vid bedömning av potentialen hos olika adaptiva strukturkoncept. Det alternativa scenariot är att övervakningssystem med bl.a. radar och IR-tekniker utvecklas till en nivå där varje farkost blir upptäckt med mycket hög sannolikhet och en rimlig överlevnadsförmåga kräver förutom goda flygprestanda och beväpning även extremt goda stryktålighets-egenskaper, effektiva motmedel och ett taktiskt uppträdande. I båda scenarierna kan adaptiva strukturkoncept sannolikt bidra till kraftigt förbättrade egenskaper hos farkosten. Av resursskäl och med vetskap om det pågående sk. Lågsignaturprojektet inom FOI behandlas inte signaturanalys vidare här.

6 Metoder för flyg- och vindtunnel-prov

Vid vindtunnel- eller flygprov sätts i stort sett alla ingående delar av en adaptiv struktur på prov. Här finns mycket viktig kunskap om integration och systemprestanda att hämta [Bartley-Cho-02].

Prov i vindtunnel sker vanligen genom ändring av modellens attityd med fasta rodervinklar eller genom att ändra rodervinkel vid en fast modellattityd [Scherer-02]. Alternativt kan ett reglersystem ställa in rodervinklarna så att modellen hålls trimmad i tippel under en variation av modellattityd.

Metoderna för själva undersökningarna är i sig inte unika utan gängse rutiner för förberedelser och genomförande kan utnyttjas.

7 Tillståndsovervakning

Adaptiva strukturer omfattar även området tillståndsovervakning. Ett typiskt tillståndsovervakningssystem för struktur består av ett nätverk av sensorer som kan mäta relevanta parametrar för att veta tillståndet hos strukturen. I ett tillståndsovervakningssystem kan sensorer för reglering av aktuatorer integreras. Systemet kan också innefatta uppmätning av omgivningens tillstånd. För lastuppföljning i flygande struktur är parametrar som töjning, laster, tryck, accelerationer, temperatur kanske de mest intressanta parametrarna. Oftast kopplas detta till flygdata som exempelvis flyghöjd, flyghastigheter, lufttryck och lufttemperatur för lastuppföljning [Kudva-99, Udd-95]. Det existerar numera ett stort forskningsområde för att integrera skadedetektion (Health monitoring) i övervakningssystemet. För skadedetektion används passiva eller aktiva metoder. Till det förstnämnda ingår akustisk emission och till det sistnämnda olika typer av ultraljudsmetoder [Levin-00].

Konventionella resistiva trådtöjningsgivare har fått stor användning för tillståndsovervakning men har begränsat frekvensomfång vilket gör att de inte kan användas vid snabba förlopp. De är störningskänsliga vid drift och dessutom begränsar tilledningarna antalet givare som kan användas. Detta gör att man har fokuserat sig på nya tekniker som fiberoptiska sensorer, MEMS- och piezokeram-givare vilka inte har samma begränsningar som resistiva givare [Levin-00]. System med MEMS baserade givare har kanske det största potentiella användningsområdet men har inte uppnått samma mognadsgrad som fiberoptiska sensorsystem uppvisar [Kudva-99]. På senare tid har fiberoptiska sensorsystem funnit flera kommersiella tillämpningar.

8 Aktiv vibrationsdämpning

Teknikområdet angränsar till adaptiva strukturområdet genom användningen av aktuatorer, sensorer och behovet av reglerteknik. Någon väl definierad avgränsning mot området aeroelasticitet finns inte, där bl.a. "buffeting" kan betraktas som en aerodynamisk last-inducerad vibration. En omfattande litteraturöversikt med bl.a. många tillämpningar för helikopterrotorer, buller- och vibrationsdämpning ges i [Chopra-02].

9 Ordförklaring, förkortningar och akronymer

AAW	Active aeroelastic wing
AFC	Active Flow Control
ACTUATOR	Biological muscle or man made device with mechanical motion and force as output (or rotation and torque) and any form of energy source as input
AKTUATOR	Här använt som generellt begrepp motsvarande det engelska ACTUATOR. Här utesluts ej hydrauliska eller pneumatiska konstruktioner.
ADAPT	Brite-Euram-III project, Adaptive composites with embedded shape memory alloy wires
ADAPTRONICS ADAPTRONIK	German 25M-Euro project
AFC	Active flow control
AFW	Active flexible wing
AFRL	US Air Force Research Laboratory
AM	Amplitude modulation
AMT	All-moving wing tip
ART	Actuator Remote Terminals
ASE	Aeroservoelastic
ASTROS	Multidisciplinary Design Optimization Software, ZONA Tech. Inc.
AXIS	Advanced crystal integrated system
BAFCS	Boeing active control system
BIOSANT	Biologically- inspired smart nanotechnology
CAS	Close air support
CFD	Computational Fluid Dynamics
CHAP	Compact hybrid actuators program (Electro-mech., Chemo-mech.)
COTS	Commercial of the shelf
CSAR	Combat search and rescue
C/SiC	Carbon fibre reinforced ceramics
CSM	Composites smart materials program
CTE	Coefficient of thermal expansion
DARPA	Defence advanced research projects agency (USA)
DP-RTM	Differential pressure-resin transfer moulding
DSS	Dornier satelitsysteme
FCC	Flight Control Computer
FCS	Flight control system
FEM	Finite element model/method
FlexTAC	Flexible Tab Assisted Control
FLIPPERONS	Single crystal powered cruise flipperon
FOG	Fiber optic gyroscope
FSMA	Ferro magnetic shape memory alloy
HARV	High alpha research vehicle
HCS	Hingeless control surface
HDA	High Displacement Actuators

HECS	Hyper-elliptic cambered section wing
IBC	Individual blade control for helicopter rotors
ISR	Intelligence-surveillance-reconnaissance
JP-8	Combustion driven device from SARCOS Research corp.
LEF	Leading-edge flap
LMTAS-ICE	Lockheed-Martin tactical aircraft systems
LQR	Linear quadratic regulator (Static feedback controller)
MAAC	Micro-aero adaptive control
MAS	Morphing air structures
MAW	Mission adaptive wing
MDO	Multidisciplinary design optimization
MEMS	Microelectromechanical System
MFC	Micro-fiber composite
MORPHING	(Metamorphose) Radical shape changes and their enabling technologies
NGC	Northrop Grumman corporation
ONR	Office of Naval Research
PZT	PiezoCeramicTransducer, Piezokeramiskt element (sensor/aktuator)
RAINBOW	Reduced And Internally Biased Oxide Wafer, pzt-actuator concept NASA
RCS	Radar cross section
RFD	Radial field diaphragm
RLG	Ring laser gyroscope
S ² DS	Smart sleeve demonstration system ,1998 underwater silencing
SAMPSON	Smart aircraft and marine propulsion system demonstration (adaptive inlet and more)
SCP	Single crystal piezo
SFC	Specific fuel consumption
SJ	Synthetic Jet
SMA	Shape memory alloy (minneslegering/minnesmetall)
SMART MATERIALS	Adaptive materials, active materials, multifunctional materials ability to respond to stimulus in a predictable reproducible manner
SMART MATERIALS	One or more physical properties can be varied with some input
SPIE	The International Society for Optical Engineering
SVLT	Smart Vortex Leveraging Tab program
TAC	Tab Assisted Control
TBL	Turbulent boundary layer
TEF	Trailing-edge flap
THUNDER	Thin-layer composite-unimorph ferroelastic driver and sensor, pzt-sensor/actuator concept (NASA)
TOGW	Take of gross weight
TRL	Technology readiness level
UCAV	Unmanned Combat Air Vehicle
VSS	Variable stiffness spar
3AS	Active Aeroelastic Aircraft structures, EU-projekt i 5:e ramprogrammet

10 Hemsidor på internet

www.spie.org (org.)
www.asme.org (org.)
www.iop.org (org.)
www.iutam.org (org.)
www.assetnet.org (org.)
www.nasa.gov (org.)
www.darpa.mil (org.)
www.darpa.mil/dso/thrust/matdev/chap.htm
www.darpa.mil/dso/thrust/matdev/smartmat/programs.html
www.afosr.af.mil/afmlink.htm
www.esa.int (org.)
www.dlr.de (org.)
www.sma-inc.com (tillverkare)
www.dsmsomos.com (tillverkare/konsult)
www.raychem.com (grossist)
www.mcmaster.com (grossist)
www.femcos.de (FE-programvara)
www.mide.com (tillverkare)
www.eads.com (tillverkare flygplan)
<http://www.uni-magdeburg.de/adames/e> (Univ. Magdeburg)
www.optics.arizona.edu (Univ. Arizona)
eewww.eng.ohio-state.edu/nist_rcs_lib/ctrl_lib.html (Univ. Ohio, reglerteknik)
www.cimss.vt.edu (Univ. Virginia Tech.)
www.aoe.vt.edu (Univ. Virginia Tech.)
www.purdue.edu (Univ. Purdue)
<http://moment.mit.edu/documentLibrary/hpslinks.html> (Univ. MIT, länklista)
sirius.mtm.kuleuven.ac.be/Research/Index_E.html (Univ. Lueven)
sirius.mtm.kuleuven.ac.be/Research/ADAPT/index.html
www.mscsoftware.com MSC.Software Corporation
www.zonatech.com ZONA Technology Inc
www.astrosstar.com ZONA Technology Inc ASTROS*
www.3as.org 3AS project homepage
www.tarus.dlr.de TAURUS project homepage
www.memsnet.org Sammanhållande informationshemsida om MEMS

11 Referenslistan

SPIE=Society of PhotoOptical Instrumentation Engineers, Bellingham, WA., USA

Kap.= Kapitelnummer i **huvudtext** respektive appendix

Namn-år	Kap.	Författare	Titel, Utgivare, årtal
Airiau-03	5.3	Airiau, C. Bottaro, A. Walther, S. Legendre, D.	A methodology for Optimal Laminar Flow Control: Application to the Damping of Tollmien-Schlichting Waves in a Boundary Layer, <i>Physics of Fluids</i> , vol. 15, 2003, pp. 1131-1145
Alpman-96	5.4	Alpman J., Andersson B.	Battle Damage Repair of Structures: Part 2: Strain Distributions in an Undamaged JAS-39 Wing, , FFA TN 1998-55, Flygtekniska Försöksanstalten, Stockholm 1996, 47 pp
Aly-02	5.1	Aly S. <i>et al.</i>	Jig-shape static aeroelastic wing design problem: a decoupled approach, <i>J. Aircraft</i> , vol. 39, no. 6, Nov. 2002, pp. 1061-1066
Amoignon-03	5.1	Amoignon O., Berggren M.	Discrete adjoint-based shape optimization for an edge-based finite-volume solver. In K.J. Bathe, editor, <i>Computational Fluid and Solid Mechanics</i> , Elsevier Science, 2003, pp 2190-2193.
Ampridikis-03	4.1	Ampridikis M., Cooper J.E.	Adaptive Internal Structures for Active Aeroelastic Aircraft. <i>Novel Vehicle Concepts and Emerging Vehicle Technologies</i> , RTO/AVT, Brussels April 2003
Anhalt-02	4,5	Anhalt C., Breitbach E.J., Monner H.P.	Adaptronics in airliner design: a new structural approach, Proc. SPIE paper 4698-41, March 2002
Baier-98	3.4,6	Baier H., Kaiser C., Locatelli G.	Aeroelastic Tailoring of anisotropic structures for passive and displacement control, <i>Aeroelastik-Tagung der DGLR</i> , DGLR-Bericht 98-01, Göttingen, June 1998, pp. 157-167
Barrett-96a	3.4	Barrett R.	Active aeroelastic tailoring of an adaptive Flexspar stabilator, <i>Smart Materials and Structures</i> , vol. 5, no. 6, Dec. 1996, pp. 723-730
Barrett-96b	4	Barrett, R., Gross, R S	Super-active shape-memory alloy composites <i>Smart Materials & Structures</i> . vol. 5, no. 3, June 1996, pp. 255-260
Barrett-98	4.2	Barrett, R M; Gross, R S,	Recent advances in adaptive aerostructures - Designing for flight control, Proceedings of the 4th European Conference on Smart Structures and Materials, 2nd International Conference on Micromechanics, Intelligent Materials and Robotics, Harrogate, United Kingdom, July 6-8, 1998, pp. 17-24
Bartholomew-98	5.1	Bartholomew P.	The role of MDO within aerospace design and progress towards and MDO capability, AIAA-98-4705, 1998.

Bartley-Cho-02	4.1, 6	Bartley-Cho J. <i>et al.</i>	Development, control, and test results of high-rate hingeless trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model, <i>Proc. SPIE</i> Vol. 4698, 2002
Battoo-99	3.4	Battoo R.S.	An introductory guide to the literature in Aeroelasticity, <i>Aeronautical Journal</i> , Paper 2401, Nov. 1999, pp. 511-518,
Bennet-89	5.2	Bennett R.M. Batina J.T. Cunningham H.J.	Wing-flutter calculations with the CAP-TSD unsteady transonic small disturbance code, <i>J. Aircraft</i> , Vol. 29, No. 9, Sept. 1989, pp. 876-882
Berggren-98	5.2	Berggren M.	Geometric Conservation for structured moving meshes, FFA report FFA-TN-1998-28
Bernstein-00	5.7	Bernstein D. S.	Feedback Control and the History of Technology, Aerospace Engineering Department, University of Michigan, Ann Arbor, USA, 2000
Bertolotti-92	5.3	Bertolotti F.P., Herbert Th., Spalart S.P.	Linear and Nonlinear Stability of the Blasius Boundary Layer. <i>J. Fluid Mech.</i> , Vol. 242, 1992, pp. 441-474
Bisplinghoff-55	3.4	Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L.	Aeroelasticity, 1955 (Reprint, Dover, 1996)
Bowman-02	2	Bowman J., Sanders B., Weisshaar T.	Identification of Military Morphing Aircraft Missions and Morphing Technology Assessment, <i>Proc. SPIE</i> Vol. 4698, 2002
Britt-00	5.4	Britt R. T. et al.	Aeroservoelastic analysis of the B-2 bomber, <i>J. Aircraft</i> , Vol 37, No 5, Sep 2000, pp. 745-752
Bryant-00	4.2	Bryant R. G. <i>et al.</i>	Thermal and Mechanical Characterization of NASA High Displacement Actuators For Satellite Instrumentation, <i>Proc. SPIE</i> , Vol. 3991, 195, 2000.
Bråmås-92	5.1, 5.5	Bråmås T.	The structural optimization system OPTSYS: Current status and applications, AGARD, Integrated Design Analysis and Optimisation of Aircraft Structures 9 p (SEE N92-23227 14-05)
Bråmås-95	5.5	Bråmås T. et al.	Multidisciplinary optimization of a composite wing using an alternative approach for static aeroelasticity. The International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Manchester, 26-28 June, 1995, pp. 30.1 - 30.8
Bråmås-96	5.5	Bråmås T.	Extensions to structural optimisation software to enable multidisciplinary applications. År 1996
Butler-99	5.5	Butler R. et al.	Comparison of Multidisciplinary Design Optimization Codes for Conceptual and Preliminary Wing Design, <i>J. Aircraft</i> , Vol 36, No 6, Nov 1999, pp. 934-940

Calkins-02	3.3, 4.1	Calkins T., Clingman D.	Vibrating Surface Actuators for Active Flow Control, Proc. SPIE paper 4698-10, March 2002
Caruana-03	5.7	Caruana D. et al.	Buffet and buffeting Control in Transonic Flow, 5th Onera-DLR Aerospace Symposium, ODAS 2003, Toulouse, France 4-6, June 2003, 9 pp
Chen-00	5.4, 5.5	Chen P. C., Sarhaddi D.	Variable stiffness spar approach for aircraft maneuver enhancement using ASTROS, <i>J. Aircraft</i> , Vol 37, No 5, Sep 2000, pp 865-871
Chevalier-02	5.3	Chevalier M., Högberg M., Berggren M., Henningson D.S.,	Linear and Nonlinear Optimal Control in Spatial Boundary Layer. AIAA paper 2002-2755.
Chopra-02	5.4, 8	Chopra I.	Review of State of the Art of Smart Structures and Integrated Systems, AIAA Journal, Vol. 40, No. 11, Nov. 2002, pp. 2145-2187
Concilio-03	5.4	Concilio A. et al.	EREA PROJECT Adaptive Airfoil, 5th Onera-DLR Aerospace Symposium, ODAS 2003, Toulouse, France 4-6 June 2003, 12 pp
Corke-00	8	Corke T. C., Matlis E.	Phased Plasma Arrays for Unsteady Flow Control, AIAA 2000-2323, Fluids 2000, June 2000.
Cossu-02	5.3	Cossu C., Brandt L.	Stabilization of Tollmien-Schlichting Waves by Finite Amplitude Optimal Streaks in the Blasius Boundary Layer. <i>Physics of Fluids</i> , Vol. 14, No. 8, 2002, pp. L57-L60
Cruck-98	5.7	Cruck E.	Design of robust control laws for smart wings, FFA TN 1998-64, Stockholm 1998, 53 pp
Cseke-01	5.4	Cseke P., Agnes G. S.	Modeling Piezoceramic twist actuation in a single-cell anisotropic torque box, SPIE Vol. 4327, 2001, pp. 24-35
DeCamp-87	1	DeCamp R.W., Hardy R., Gould D.K.	Mission Adaptive Wing SAE Conference Melbourne, November 1987
Dillenius-88	3.9	Dillenius M.F.E.	Aeroelastic Tailoring Procedure for Controlling Hinge Moments, AIAA Reno January 1988
Djayapertapa -01a	3.4, 5.2	Djayapertapa L.	A Computational Method for Coupled Aerodynamic-Structural Calculations in Unsteady Transonic Flow with Active Control Study, Ph.D. Thesis, University of Bristol, Dept. of Aerospace Engineering, May 2001.
Djayapertapa -01b	3.4	Djayapertapa. L., Allen C.B.	Aeroservoelastic Simulation by Time-Marching, <i>Aeronautical Journal</i> . Vol. 105, No. 1054, 2001, pp. 667-678
Dohner-97	5.4	Dohner J. L. et al	Active chatter control in a milling machine, SPIE Volume 3044, 1997, pp. 281-294
Dowell-95	3.4	Dowell E.H. ed.	A Modern Course in Aeroelasticity, (3rd edition, Kluwer 1995).

Dowell-03	3.4	Dowell E., Edwards J., Straganac T.	Nonlinear Aeroelasticity, AIAA/ASME/ASCE/AMS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 7-10 April 2003, AIAA paper 2003-1816 (draft). Final version to appear in <i>J. Aircraft</i> , 2003.
ElsPASS-95	4	ElsPASS, W. J. Kunzmann, J. Flemming, M. Baumann, D.	Design, manufacturing and verification of piezoceramics embedded in fiber-reinforced thermoplastics,” Smart Structures and Materials 1995: Smart Structures and Integrated Systems, Proc. of SPIE, 2443 , May 1995, pp. 327-333
Englar-00	3,5	Englar R. J.	Circulation Control Pneumatic Aerodynamics: Blown Force and Moment Augmentation and Modification; Past, Present & Future, AIAA 2000-2541, Fluids 2000, June 2000.
Enoksson-00	5.1	Enoksson O.	Aerodynamic Optimization in Compressible Inviscid Flow. Licentiate thesis, Linköping University, 2000.
Farhat-98a	5.2	Farhat C. Lesoinne M.	A Conservative Algorithm for Exchanging Aerodynamic and Elastodynamic Data in Aeroelastic Systems, AIAA Paper 98-0515, 36th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 12-15, 1998
Farhat-98b	5.2	Farhat C. Lesoinne M.	Higher-Order Staggered and Subiteration Free Algorithm for Coupled Dynamic Aeroelasticity Problems, AIAA Paper 98-0516, 36th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 12-15, 1998
Farhat-03	5.2	Farhat C. Geuzaine P. Brown G.	Application of a Three-Field Nonlinear Fluid-Structure Formulation to the Prediction of the Aeroelastic Parameters of an F-16 Fighter, Computers and Fluids, Vol. 32, 2003, pp. 3-29
Farmer-76	3.4	Farmer M.G. Hanson P.W.	Comparison of supercritical and conventional wing flutter characteristics, Proceedings AIAA/ASME/SAE 17 th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 1976, 608-611, also NASA TM X-72837, May 1976.
Faure-96	5.1	Faure C.	Splitting of Algebraic Expressions for Automatic Differentiation. Proc. 2 nd Int. Workshop on Computational Differentiation. Santa Fé, NM, SIAM, Philadelphia, PA. 1996
Fung-55	3.4	Fung Y.C.	Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity, 1955, (reprinted Dover, 1994)
Garcia-02	1,4	Garcia E.	Smart Structures and Actuators: Past, Present, and Future, Proc. SPIE paper 4698-01, 2002.
Garrick-81	3.4	Garrick I.E., Reed W.H.	Historical Development of Aircraft Flutter, <i>J. Aircraft</i> , vol 18, 1981
Gilbert-81	4.1	Gilbert W.W.	Mission Adaptive Wing System for Tactical Aircraft <i>J. Aircraft</i> , Vol. 18 No 7, July 1981

Gilbert-91	5.1	Gilbert J.C., Le Vey G., Masse J.	La différentiation automatique de fonctions représentées par des programmes. INRIA Res. Rep. 1557, 1991.
Gill-81	5.1	Gill P. E., Murray W, Wright M. H.	Practical Optimization, Academic Press Ltd.,1981
Giurgiutiu-96	4	Giurgiutiu,V., Rogers, C. A., Chaudhary, Z.	Energy-based comparison of solid-state induced-strain actuators, <i>Journal of Intelligent Material Systems and Structures</i> , Vol. 7, No. 1, 1996, pp. 4–14.
Giurgiutiu-97	4.2,5	Giurgiutiu V., Rogers C.A.	Power and Energy Characteristics of Solid-State Induced-Strain Actuators for Static and Dynamic Applications, <i>Journal of Intelligent Material Systems and Structures</i> , Vol.8, September 1997, pp. 738-750.
Giurgiutiu-00	4	Giurgiutu, V.,	Review of smart-materials actuation solutions aeroelastic and vibration control, <i>Journal of Intelligent Material and Structures</i> , Vol. 11, No. 7, 2000, pp. 525–544.
Goure-01	5.2	Goure G.S.L.	Time Marching Analysis of Flutter Using Computational Fluid Dynamics, Ph.D. Thesis, University of Glasgow, Department of Aerospace Engineering, September 2001.
Guillard-99	5.2	Guillard H. Farhat C.	On the Significance of the GCL for Flow Computations on Moving Meshes, AIAA Paper 99-0793, 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 11-14, 1999
Hall-99	4	Hall, S.R., Precht E.F.	Preliminary testing of a Mach-Scaled Active Rotor Blade with a Trailing Edge Servo-Flap, Proc. SPIE, Vol. 3668, 1999, pp. 14-21
Hanifi-94	5.3	Hanifi A. <i>et al</i> .	Linear Non-local Instability Analysis- the Linear NOLOT Code. FFA TN 1994-54, 1994
Hayes-03	3.4	Hayes B.W., Goodman C.E.	F/A-18E/F Super Hornet flutter clearance program, AIAA/ASME/ASCE/AMS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 7-10 April 2003, AIAA paper 2003-1940
Hildings-97	5.3	Hildings C.	Simulation of Laminar and Transitional Separation Bubbles. Licentiate Thesis, KTH, 1997.
Huber-97	4.2	Huber J.E., Fleck N.A., Ashby M.F.	The Selection of Mechanical Actuators Based on Performance Indices, <i>Proceedings of the Royal Society of London</i> , Volume A 453, Royal Society of London, London, 1997, pp. 2185-2205.
Högberg-01	5.3	Högberg M., Chevalier M., Berggren M., Henningson D.S.,	Optimal Control in Wall Bounded Flows. FOI-R-0182-SE, 2001.

Högberg-02	5.3	Högberg M., Henningson D.S.,	Linear Optimal Control Applied to Instabilities in Spatially Developing Boundary Layers. <i>J. Fluid Mech.</i> Vol. 470, 2002, pp. 151-179
Högberg-03a	5.3	Högberg M., Bewley T.R, Henningson D.S.,	Linear feedback control and estimation of transition in plane channel flow. <i>J. Fluid Mech.</i> , Vol. 481, 2003, pp. 149-175
Högberg-03b	5.3	Högberg M., Chevalier M., Henningson D.S.	Linear Compensator Control of a Pointsorce Induced Perturbation in a Falkner-Skan-Cooke Boundary Layer. To appear in <i>Physics Of Fluids</i> , 2003.
Hönlinger-98	5.1	Hönlinger H.G. Krammer J. Stettner M.	MDO Technology needs in Aeroelastic structural design, AIAA-98-4731
Jacot-02	3.3	Jacot D., Calkins F.T., Smith J.	Boeing active flow control system (BAFCS)-III, Proc. SPIE paper 4698-09, 2002.
Jaffe-71	4	Jaffe, B. Cook, W. R Jaffe, H.	Piezoelectric ceramics, Academic Press, London, UK, 1971
Jameson-88	5.1	Jameson A.	Aerodynamic design via Control Theory. <i>J. Scientific Computing</i> , Vol. 3, No. 3, 1998, pp. 233-260
Jarlås-99	5.4	Jarlås R., Levin K.	Location of embedded fiber optic sensors for minimized impact vulnerability, <i>J of Intelligent Material Systems and Structures</i> , Vol 10, March 1999, pp. 187-194
Jarlås-01	5.4	Jarlås R.	Compressive strength of integrally stiffened aluminium frames, FFA TN 2000-71, Stockholm, 2001, 50 pp
Johansson-85	5.5	Johansson O.	Weight optimisation under structural and aeroelastic constraints of a wing for a general aviation aircraft. FFA Technical Note FFA TN 1985-03, Stockholm 1985, 24 pp
Jones-02	3.2, 3.3	Jones G. S. <i>et al.</i>	An Active Flow Circulation Controlled Flap Concept for General Aviation Aircraft Applications, AIAA Paper 2002-3157, 1:st Flow Control Conference, June 2002.
Joslin-98	5.3, 5.5	Joslin R.	Overview of laminar flow control. NASA/TP-1998-208705.
Kaufman-94	5.7	Kaufman H., Barkana I. Sobel K.	Direct Adaptive Control Algorithms. Theory and applications, Springer 1994, ISBN 0-387-94884-8
Khalil-02	5.7	Khalil H. K.	Nonlinear Systems, Prentice Hall, 3'rd Edition, 2002, 750 pp
Kolonay-98	5.1	Kolonay R.M. Yang H.T.Y.	Unsteady aeroelastic optimization in the transonic regime, <i>J. Aircraft</i> , vol. 35, no. 1, Jan.-Feb. 1998, pp. 60-68

Kudva-96	1,3	Kudva J. N. <i>et al.</i>	Adaptive aircraft wing, AGARD SMP lecture Series, Smart structure and materials: Implication for military aircraft of a new generation", 10-1 pp., Philadelphia USA, Oct., 1996. (Nästan identisk med "Overview of Recent...", SPIE proc. Vol. 3044, 1997)
Kudva-99	7	Kudva, J.N., Grage, M.J., Roberts, M.M.,	Aircraft structural health monitoring and other smart structures technologies-Perspectives on development of future smart aircraft, <i>Proc. Second International Workshop on Structural health monitoring 2000</i> , Stanford, CA, Sep. 8-10, 1999, pp. 106-119
Kudva-01	1,3	Kudva J. N. <i>et al.</i>	Overview of the DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Phase 2 Program, Proc. SPIE paper 4332-48, 2001.
Kudva-02	2,1,3	Kudva J.N. <i>et al.</i>	The DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program-Final Overview, Proc. SPIE paper 4698-04, 2002.
Kuttenkeuler -98	3.4	Kuttenkeuler J.,	Aircraft Composites and Aeroelastic Tailoring, Ph.D. Thesis, KTH Stockholm, Department of Aeronautics, 1998.
Kuzmina-01	3.4	Kuzmina S. <i>et al.</i>	Some applications of active aeroelasticity concepts to aircraft design, CEAS, IFASD, Madrid, 2001.
Kuzmina-03	2,3.4	Kuzmina S., Ishmuratov F., Kuzmin V., Sviridenko Yu.	Estimation of flying vehicle induced drag changing due to deformation of lifting surfaces, CEAS International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Amsterdam, June 4-6, 2003.
Küchemann-78	3.2	D. Küchemann	The Aerodynamic Design of Aircraft, Pergamon Press 1978
Larrabee-97	3.2	E. Eugene Larrabee, Malcom J. Abzug	Airplane Stability and Control, Cambridge University Press 1997
Levin-00	7	Levin, K. Skontorp, A.	Smart structures program -A review of work during 1991-1999", FFA TN 2000-26, Bromma, 2000
Liang-90	4	Liang, C. Rogers, C.A.	A one-dimensional thermomechanical constitutive relation of shape memory materials, <i>Journal Intelligent Material systems and structures</i> , Vol. 1 No. 2, 1990, pp. 207-234
Marquillie-02	5.3	Marquillie M., Ehrenstein U.	Numerical Simulation of Separating Boundary-layer Flow. Computers and Fluids, Vol. 31, 2002, pp. 683-693
Martin-97	5.4	Martin A. C. <i>et al.</i>	Smart wing windtunnel model design, SPIE Vol. 3044, 1997 pp. 41-47
Martin-98	1,4.1	Martin C.A. <i>et al.</i>	AFRL-ML- WP- TR-1999-4162, Northrop Grumman Corporation, Smart Materials and Structures Smart Wing Phase 1 Final Report. Air Vehicles Directorate, Air Force Research Laboratory, Air Force Material Command, Wright-Patterson Air Force Base, December 1998.
Martin-02	1	Martin C. A. <i>et al.</i>	Design, Fabrication and Testing of the Scaled Wind Tunnel Model for the Smart Wing Phase 2 Program, Proc. SPIE paper 4698-05, 2002.

Maute-02	5.1	Maute K. Nikbay M. Farhat C.	Conceptual layout of aeroelastic wing structures by topology optimization 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, CO, Apr. 22-25, 2002, AIAA Paper 2002-1480
McCormick-95	3.2	B. W. McCormick	Aerodynamics Astronautics and Flight Mechanics - 2nd Edition, John Wiley & Sons Inc. 1995
McGowan-02	1	McGowan A.-M. R.	Recent results from NASA's morphing project, Proc. SPIE paper 4698-11, March 2002
Melville-01	5.2	Melville R.	Nonlinear simulation of F16 aeroelastic instability, AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8-11 January, 2001. AIAA 2001-0570
Mohammadi-97	5.1	Mohammadi B.	A New Optimal Shape Design Procedure for Inviscid and Viscous Turbulent Flows. <i>Int. J. for Numerical Methods in Fluids</i> , Vol. 25, 1997, pp. 183-203,
Mondoloni-99a	5.7	Mondoloni B.	Compensation for non-linear phenomena of piezoelectric transducers, FFA TN 1999-57, Stockholm 1999, 41 pp
Mondoloni-99b	5.7	Mondoloni B.	Design of a Model Reference Controller for an Active Aeroelastic Wing, FFA TN 1999-58, Stockholm 1999, 85 pp
Monner-98	3.2	Monner, H.P., Hanselka, E.J., Breitbach E.J.	Development and design of flexible Fowler flaps for an adaptive wing, Proc. SPIE paper 3326-08, March 1998
Monner-02	1	Monner, H. P., Hanselka H., Breitbach E. J.	New Results and Future Plans of the German Major Project ADAPTRONICS, Proc. SPIE, Vol. 4698, 2002
Nissim-71	3.4	Nissim E.	Flutter Suppression Using Active Controls Based on the Concept of Aerodynamic Energy, NASA TN D-6199, 1971.
OEMagazine-02	3.3	-	<i>Optical Engineering</i> , SPIE- The International Society for Optical Engineering, July 2002
Pack-99	2	Pack L. G., Seifert A	Periodic Excitation for Jet Vectoring and Enhanced Spreading, 37 th AIAA Aerosp. Sci. Meeting and Exhibit, Reno NV, Jan 11-14, 1999
Pack-02	3.3	Pack L. G. <i>et al.</i>	Active Control of Flow Separation from the Slat Shoulder of a supercritical Airfoil, AIAA Paper 2002-3156, 1:st Flow Control Conference, June 2002.
Padula-99	5,6	Padula, S. L., Kincaid, R.K.	Optimization Strategies for Sensor and Actuator Placement, NASA TM-1999-209126, April 1999.
Pierce-01	5.4	Pierce S. G. <i>et al.</i>	Damage assessment in smart composite structures: the DAMASCOS, SPIE Volume 4327, 2001, pp. 223-233,
Pralits-00	5.3	Pralits J. <i>et al.</i>	Sensitivity Analysis Using Adjoint Parabolized Stability Equations for Compressible Flows. <i>Flow Turbulence and Combustion</i> , Vol. 65, 2000, pp. 321-346

Pralits-02	5.3	Pralits J., Hanifi A., Henningson D.S	Adjoint-based Optimazation of Steady Suction for Disturbance Control in Incompressible Flows. <i>J. Fluid Mech.</i> , Vol. 467, 2002, pp. 129-161
Pralits-03	5.3	Pralits J., Hanifi A.	Optimization of Steady Suction for Disturbance Control on Infinite Swept Wings. To appear in <i>Physics of Fluids</i> , 2003.
Rabia-99	5.4	Rabia H., Zdunek A	A stability analysis of an integral JAS-39 wing, FFA TN 1999-06, Flygtekniska Försöksanstalten, Stockholm 1999, 31 pp
Rabia-00	5.2	Rabia H.	Flutter Calculation of a JAS-39 aircraft wing configuration, FFA report, FFA-TN-2000-64, December 2000.
Rabia-02a	5.2	Rabia H., Jarlås R.	Tvärteknikprojektet: Aeroelastic investigation of a missile configuration, FOI report, FOI-R-0474-SE, April 2002.
Rabia-02b	5.2	Rabia H.	Supersonic flutter calculation of a JAS-39 aircraft wing configuration, FOI Memo 82-0023, March 2002, 24 pp
Raney-00	2,2, 3,5	Raney, D. L. <i>et al.</i>	Flight Control using Distributed Shape-Change Effector Arrays, AIAA Paper 2000-1560, April 2000.
Raymer-99	3.2	Daniel P. Raymer	Aircraft Design: A Conceptual Approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics 1999
Reaves-01	5	Reaves, M. C., Horta, L. G.	Test Cases for Modeling and Validation of Structures with Piezoelectric Actuators, AIAA 2001-1466, <i>Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Struct., Struct. Dyn., & Mater. Conf. & Exhib.</i> , Seattle, Wash., April 16-19, 2001.
Rediniotis-02	4	Rediniotis O.K. <i>et al.</i>	Fuel-powered compact SMA actuator, Proc. SPIE paper 4698-44, 2002
Ringertz-91	5.4	Ringertz U. T.	Optimal design of nonlinear shell structures, FFA Technical Note FFA TN 1991-18, Stockholm 1991, 35 pp
Ringertz-92	5.4	Ringertz U. T.	Optimal design and inperfektion sensitivity of nonlinear shell structures, FFA Technical Note FFA TN 1992-30, Stockholm 1992, 33 pp
Rosemann-00	3.1	Roseman H., Birkemeyer J., Knauer A.	Shock Control by Adaptive Elements for Transportation Aircraft Wings, <i>RTO AVT Symposium on "Active Control Technology for Enhanced Performance ..."</i> , PSF-16-1, May 2000.
Rostaing-Schmidt-93	5.1	Rostaing-Schmidt N.	Différentiation automatique: application á un problem d'optimasation en meteorology. Ph.D. Thesis, University of Nice, 1993.
Roth-00	8	Roth J. R., Sherman D. M., Wilkinson S. P.	Electrohydrodynamic Flow Control with a Glow-Discharge Surface Plasma, <i>AIAA Journal</i> . Vol.38, No.7, July 2000, pp. 1166-1172

Sanders-01	3.1, 3.4, 5	Sanders B. <i>et al.</i>	Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of the DARPA Smart Wing Phase II Wind Tunnel Model, Proc. SPIE paper 4332-49, March 2001.
Schaeffler-02	3.3,4	Schaeffler N. W. <i>et al.</i>	Overview of Active Flow Control Actuator Development at NASA Langley Research Center, AIAA Paper 2002-3159, 1:st Flow Control Conference, June 2002.
Scherer-02	2,3.2 ,6	Scherer L. B., <i>et al.</i>	DARPA/AFRL Smart Wing Phase 2 Wind Tunnel Test Results, Proc. SPIE paper 4698-07, 2002.
Schweiger-01	2,3.4	Schweiger J., Sensburg O.	A critical review of efforts and achievements to improve aircraft performance efficiency by active structure concepts, <i>International forum on aeroelasticity and structural dynamics(IFASD)</i> , June 2001 Madrid, Vol. II pp. 447-461
Schweiger-02	5.1	Schweiger J. Suleman A. Kuzmina S. Chedrik V.	MDO concepts for a European research project on active Aeroelastic aircraft, AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 4-6 Sept 2002, Atlanta, Georgia, AIAA 2002-5403.
Schweiger-03	2,3.4	Scweiger J., Suleman A.	The european research project "Active Aeroelastic Aircraft Structures", CEAS International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Amsterdam, June 4-6, 2003.
Seifert-93	3.3	Seifert A. <i>et al.</i>	Oscillatory Blowing: A Tool to Delay Boundary- Layer Separation, <i>AIAA Journal</i> Vol. 31, No. 11, 1993, pp. 2052-2060
Sheta-03	3.4	Sheta E.F. <i>et al.</i>	An Active Smart Material Control System for F/A-18 Buffet Alleviation, CEAS IFASD 2003 Proceedings.
Shirk-84	3,4	Shirk M.H., Hertz T.J., Weisshaar T.A.	Aeroelastic tailoring - Theory, practice, and promise, (AIAA, ASME, ASCE, and AHS, Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 25th, Palm Springs, CA, May 14-16, 1984) <i>J. Aircraft</i> , vol. 23, Jan. 1986, pp. 6-18
Shirk-86	3.9	Shirk M., Hertz T., Weisshaar T.	Aeroelastic Tayloring – Theory, Practise, and Promise <i>J. Aircraft</i> Vol. 23, No 1. January 1986
Silva-95	5.2	Silva W.A. Bennett R.M.	Application of Transonic Small Disturbance Theory to the Active Flexible Wing Model. <i>J. Aircraft</i> , Vol. 32 No.1, Feb. 1995, pp. 16-22
Simpson-02	5.4	Simpson J., Boller C.	Performance of SMA-reinforced composites in an aerodynamic profile, Proc. SPIE paper 4698-45, March 2002
Sinha-01	3.3	Sinha S.K.	Flow Separation Control with Microflexural Wall vibrations. <i>J. Aircraft</i> , Vol. 38, No. 3, May-June 2001, pp. 496-503

Smith-87	3.1	Smith F.R., Harshberger G.W., Ujcik V.G.	AFTI/F-111 Performance Flight Test Summary, SAE Conference Long Beach, October 1987
Stark-90	5.1 5.2	Stark J.E.V.	The AEREL flutter prediction system, ICAS, Congress, 17th, Stockholm, Sweden, Sept. 9-14, 1990, Proceedings. Vol. 1 (A91-24301 09-01).
Suleman-03	2,3,4	Suleman A., Costa A.P., Rocha P., Santos D.	Research and development of an active aeroelastic flight demonstrator, CEAS International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Amsterdam, June 4-6, 2003.
Tao-96	5.7	Tao G., Kokotovic P. V.	Adaptive Control of Systems with Actuator and Sensor Nonlinearities, John Wiley & Sons Inc., 1996, ISBN 0- 471-15654-X
Thomas-79	5.2	Thomas P.D. Lombard C.K.	Geometric Conservation Law and its application so Flow Computations on a Moving Grid, <i>AIAA Journal</i> , Vol 17, No 10, 1979, pp. 1030-1037
Thomburgh- 01	5	Thomburgh R. P., Chattopadhyay A.	Electrical-Mechanical Coupling Effects in the Dynamic Response of Smart Composite Structures, Proc. SPIE Vol. 4327, March 2001, pp. 413-424
Tilman-03	3.1	Tilman Carl P. et al.	High-Altitude Long Endurance Technologies for SensorCraft Novel Vehicle Concepts and Emerging Vehicle Technologies, RTO/AVT, Brussels April 2003
Tourde-97a	5.7	Tourde D., Stehlin P.	Aeroservoelasticity: Process control and neural nets, FFA TN 1997-18, Stockholm 1997, 69 pp
Tourde-97b	5.7	Tourde D., Stehlin P.	Aeroelasticity: Process control and neural nets, Part II, FFA TN 1997-29, Stockholm 1997, 59 pp
Tourde-99a	5.7	Tourde D., Stehlin P.	Design of a smart wing, FFA TN 1999-05, Stockholm 1999, 118 pp
Tourde-99b	5.7	Tourde D., Cruck E.	Robust control laws for active aeroelastic wings, FFA TN 1999-21, Stockholm 1999, 108 pp
Trame-85	3.4	Trame L.W., Williams L.E. Yurkovich R.N.	Active aeroelastic oscillation control on the F/A-18 aircraft, Guidance, Navigation and Control Conference, Snowmass, CO, August 19-21, 1985, Technical Papers (A85-45876 22-08). New York, AIAA, 1985, pp. 94- 104
Tysell-02	5.2	Tysell L.	Grid Deformation of 3D Hybrid Grids. Proceedings of the 8th ISGG International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, 2002.
Udd-95	7	Udd, E.,	<i>Fiber optic smart structures</i> , Wiley, New York, 1995
Veldman-81	5.3	Veldman A.E.P.	New, Quasi-simultaneous Method to Calculate Interacting Boundary Layers. <i>AIAA J.</i> , Vol. 19, No. 1, 1981, pp. 79-85
Voracek-03	2,1,3	Voracek D. <i>et</i> <i>al.</i>	The Active Aeroelastic Wing Flight Research Program. Summary of Technical Program and Phase I Flight

			Research. Prepared for the Applied Vehicle Technology Panel (AVT). Brussels Belgium, April 7-9 2003
Vos-03	5.2	Vos J.B. Rizzi A.W. Darracq D. Hirschel E.	Navier-Stokes solvers in european aircraft design. <i>Progress in Aeronautic Sciences</i> , Vol. 38 No. 8, 2003, pp. 601-699
Waram-93	4.2	Waram. T.	Actuator Design using Shape Memory Alloys, 2nd Edition, Hamilton, Ontario, Canada, 1993
Washburn-01	3.5	Washburn, A. E.	NASA Micro-Aero Adaptive Control, Proc. SPIE paper 4332-39, March 2001.
Weinerfelt-02	5.5	Weinerfelt P. et. al.	Multidisciplinary shape optimisation coupling aerodynamics and electromagnetics, Sigma Flyg Möte i Linköping, 2002-12-10, 17 pp
Weisshaar-00	3.4	Weisshaar T.A., Duke D.K., Dobbins Abigail	Active aeroelastic tailoring with adaptive continuous control surfaces, AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, 41st, Atlanta, GA, Apr. 3-6, 2000 AIAA Paper 2000-1619
Weisshaar-01	3.4	Weisshaar T. A.	Aeroelastic tailoring for unconventional aircraft configurations, <i>International forum on aeroelasticity and structural dynamics</i> , CEAS, IFASD, Vol. 1, Madrid June 2001, 89-102
Weisshaar-02	3.4	Weisshaar T.A., Lee D.H.	Aeroelastic tailoring of joined-wing configurations, 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, CO, Apr. 22-25, 2002, AIAA Paper 2002-1207
White-00	5.3	White E.B., Saric W.S.	Application of Variable Leading-edge Roughness for Transition Control on Swept Wings. AIAA paper 2000-0283.
Wiklander-86	5.5	Wiklander D.	Optimization system OPTSYS: Users manuals for system control, static aeroelastic constraints and buckling constraints, FFA Technical Note FFA TN 1986-76, Stockholm 1986, 29 pp
Wiklander-90	5.5	Wiklander D.	Optimal design of damage tolerant structures, FFA Technical Note FFA TN 1990-50, Stockholm 1990, 29 pp
Zink-01	5.5	Zink P. S. et al.	Maneuver trim optimization techniques for active aeroelastic wings, <i>J. Aircraft</i> , Vol. 38, No. 6, Nov 2001, pp. 1139-1146

Utgivare Totalförsvarets Forskningsinstitut - FOI Flygteknik FFA 172 90 Stockholm	Rapportnummer, ISRN FOI-R--0914--SE	Klassificering Teknisk rapport
	Forskningsområde 7. Farkoster	
	Månad, år Augusti 2003	Projektnummer E830018
	Verksamhetsgren 5. Uppdragsfinansierad verksamhet	
	Delområde 72 Luftfarkoster (FoT 25)	
Författare/redaktör R. Jarlås B. Andersson O. Hamnér A. Hanifi K. Levin J. Romblad	Projektledare Rolf Jarlås	
	Godkänd av Torsten Berglind	
	Uppdragsgivare/kundbeteckning FMV	
	Tekniskt och/eller vetenskapligt ansvarig Sören Nilsson	
	J. Smith P.-Å. Torlund L. Tysell	
Rapportens titel Adaptiva strukturer för flygtillämpningar, en litteraturstudie år 2003		
Sammanfattning (högst 200 ord) Framsteg inom utvecklingen av adaptiva strukturer för flygtillämpningar, dvs. utveckling av flygplansstrukturer med en anpassningsbar yttre eller inre form bedöms ha potential att markant förbättra prestanda hos framtida flygplan och UCAVer. Hårda radarsignaturkrav och ökade traditionella flygprestandakrav och flexibilitetskrav kan tillsammans med den tekniska utvecklingen driva fram innovativa tekniska lösningar. Denna undersökning pekar på rapporterade internationella aktiviteter, med fokus på nya tekniker som kan bli tillämpbara för framtida UCAVer. Fokus ligger på arbeten som behandlar hur förändringar av farkostens yttre form skall åstadkommas och hur detta inverkar på flygprestanda. Undersökningar genomförs i vår omvärld baserat på simuleringar, vindtunnel- och flyg-prov för att samla erfarenhet och för att göra bedömningar om potentiella framtida prestandavinster. Omfattande verksamhet sker bl.a. gällande utvecklingen av komponenter baserade på ny teknik för att åstadkomma mekanisk rörelse. På längre sikt kan detta leda till nya konstruktioner som bl.a. kan tänkas ersätta nuvarande hydraulikbaserade lösningar. Studier av mer omfattande form- eller konfigurationsförändringar, eng. morphing, kräver avsevärd teknisk utveckling av komponenter för mekanisk rörelse samt nya material. De mest betydelsefulla internationella aktiviteterna presenteras inledningsvis tillsammans med en bedömning om lämpliga nationella insatser. En mer omfattande beskrivning av rapporterade aktiviteter presenteras tillsammans med ytterligare referenser i ett appendix.		
Nyckelord litteraturstudie, adaptiv struktur, adaptivitet, smart struktur, smart material, aktuator, flygprestanda, prestandaanalys, aeroservoelasticitet, UCAV		
Övriga bibliografiska uppgifter	Språk Svenska	
ISSN 1650-1942	Antal sidor: 58 s.	
Distribution enligt missiv	Pris: Enligt prislista	

Issuing organization FOI – Swedish Defence Research Agency Aeronautics, FFA SE-172 90 Stockholm	Report number, ISRN FOI-R--0914--SE	Report type Technical report
	Programme Areas 7. Vehicles	
	Month year August 2003	Project no. E830018
	General Research Areas 5. Commissioned Research	
	Subcategories 72 Air Vehicles	
Author/s (editor/s) R. Jarlås J. Smith B. Andersson P-Å. Torlund O. Hamnér L. Tysell A. Hanifi K. Levin J. Romblad	Project manager Rolf Jarlås	
	Approved by Torsten Berglind	
	Sponsoring agency Swedish Defence Materiel Agency (FMV)	
	Scientifically and technically responsible Sören Nilsson	
	Report title (In translation) Adaptive structures for aeronautical applications, a literature survey AD 2003	
Abstract (not more than 222 words) Progress in the development of adaptive structures for aeronautical applications, <i>i.e.</i> development of aircraft structures with an adaptive exterior or interior shape, is believed to have a potential to significantly improve the performance of future aircraft and UCAV's. Severe radar-signature requirements and increased traditional aeronautical performance and flexibility requirements may, in combination with the technical progress, push innovative technical designs. This survey point at activities reported internationally, with a focus on novel techniques that may be applicable to future UCAV's. Focus is on work concerning how to accomplish changes to the vehicles exterior shape and the influence on aircraft performance. Investigations are carried out worldwide based on simulations, windtunnel- and flight-tests to gather experience and to make estimates of potential future aeronautical performance gains. Extensive activities are among other things carried out regarding development of components based on new techniques to accomplish mechanical motion. In the long term this may lead to new designs for instance replacing current designs based on hydraulics. Studies of more significant shape- or configuration-changes, so called morphing has also been reported. Such morphing requires significant technical evolution in actuator- and material-development. The most significant international activities are presented in the first chapters together with and estimate of national efforts needed. A broader description of reported activities is presented together with more references in an appendix.		
Keywords literature survey, adaptive structure, adaptivity, smart structure, smart material, morphing, actuator, performance, aeroservoelasticity, UCAV		
Further bibliographic information	Language Swedish	
ISSN 1650-1942	Pages 58 p.	
	Price acc. to pricelist	

