

Magnus Berglund, Christer Fureby, Jon Tegnér

Simulering och modellering inom framdrivningsområdet

TOTALFÖRSVARETS FORSKNINGSINSTITUT – FOI

Vapen och skydd
SE-147 25 Tumba

FOI-R--1376--SE

December 2004

ISSN 1650-1942

Användarrapport

Magnus Berglund, Christer Fureby, Jon Tegnér

Simulering och modellering inom framdrivningsområdet

Issuing organization FOI – Swedish Defence Research Agency Weapons and Protection SE-147 25 Tumba	Report number, ISRN FOI-R--1376--SE	Report type User report
	Research area code 5. Combat	
	Month year December 2004	Project no. E2006
	Customers code 5. Contracted Research	
	Sub area code 51. Weapons and Protection	
Author/s (editor/s) Magnus Berglund Christer Fureby Jon Tegnér	Project manager Bengt Eiderfors	
	Approved by Ralf T Holmlin	
	Scientifically and technically responsible Christer Fureby	
Report title Simulation and Modeling of Propulsion		
Abstract (not more than 200 words) <p>This report deals with the development, validation and application of computational models for pre-mixed combustion, non-premixed combustion, solid-propellant combustion and supersonic combustion at FOI Weapons and Protection during 2004. Combustion is a central area for the development, maintenance and modification of many military systems, such as weapon systems, rockets and air-breathing engines. It is also an area under rapid development with the recent advances in non-intrusive diagnostics and supercomputing. The mathematical modelling of turbulent reacting flow is an important issue in this context since it provides the link between numerical flow simulation and combustion chemistry. As is well known the main difficulty here lies in the combination of complex kinetics and turbulence, which can only be mastered by combining theory, experiments and computations.</p>		
Keywords premixed combustion, non-premixed combustion, gasturbine combustion, scramjet combustion, solid rocket propulsion, pulse detonation engines, IR-signatures, LES		
Further bibliographic information	Language Swedish	
ISSN 1650-1942	Pages 16	
	Price acc. to pricelist Security classification	

Utgivare Totalförsvarets Forskningsinstitut - FOI Vapen och skydd 147 25 Tumba	Rapportnummer, ISRN FOI-R--1376-SE	Klassificering Användarrapport
	Forskningsområde 5. Bekämpning	
	Månad, år December 2004	Projektnummer E2006
	Verksamhetsgren 5. Uppdragsfinansierad verksamhet	
	Delområde 51 VVS med styrda vapen	
Författare/redaktör Magnus Berglund Christer Fureby Jon Tegnér	Projektledare Bengt Eiderfors	
	Godkänd av Ralf T Holmlin	
	Tekniskt och/eller vetenskapligt ansvarig Christer Fureby	
Rapportens titel Simulering och modellering inom framdrivningsområdet		
Sammanfattning (högst 200 ord) Den här rapporten behandlar utveckling, validering och tillämpning av beräkningsmodeller för förblandad förbränning, diffusionsförbränning, fastbränsleraketer och överljudsförbränning vid FOI Vapen och skydd under 2004. Förbränning är ett nyckelområde för utveckling, underhåll och modifiering av militära system som t.ex. vapensystem, raketer och luftförbrukande motorer, och är också ett område som utvecklas snabbt pga nya forskningsrön inom områdena beröringsfri mätteknik och datorteknologi. Matematisk modellering av turbulent reagerande strömning är ett centralt område då det binder samman strömningssimulering och kemisk kinetik. Den största utmaningen ligger i att bemästra kombinationen av komplex kinetik och turbulent strömning, vilket endast kan åstadkommas genom att systematiskt kombinera teori, experiment och datorsimuleringar.		
Nyckelord förblandad förbränning, diffusionsflamma, gasturbinförbränning, scramjetförbränning, fastbränsleraketer, pulsdetonationsmotorer, IR- signaturer, LES		
Övriga bibliografiska uppgifter	Språk Svenska	
ISSN 1650-1942	Antal sidor: 16	
Distribution enligt missiv	Pris: Enligt prislista Sekretess	

Innehållsförteckning

1.	Inledning	4
2.	Beräkningsmetoder och modeller	4
3.	Tillämpningsexempel	6
3.1	Gasturbinförbränning	6
3.2.	Scramjetförbränning	7
3.3.	Pulsdetonationsmotorstudier	9
3.4.	Raketmotorförbränning	11
3.5.	Motorstrålar	13
4.	Slutsatser och vidare arbete	14
	Referenser	15

1. Inledning

Simulering och modellering gör det möjligt att redan i ett tidigt skede kontrollera prestanda vid införskaffande av nya eller upphandling av modifierade framdrivningssystem. Detta till ett betydligt lägre pris än idag då omfattande fullskaleexperiment måste genomföras. Beräkningar kan aldrig helt ersätta experimentella studier, men kan ge ny kunskap. De kan, om de används tillsammans med resultat från noggrant genomförda experiment med adekvat instrumentering ge kunskap om både grundläggande processer och tillämpade praktiska problem. I ett läge då försvaret måste omriktas och försvarsbudgeten minskar är det av stort värde för försvarsmakten att det finns inhemsk kunskap om simulering och modellering relevant för framdrivningsområdet.

För att förbättra olika förbränningssystem, främst öka förbränningsverkningsgraden och minska nivån av föroreningar (t.ex. CO, NO_x och oförbrända kolväten) samt minimera eventuella signaturer, behövs en bättre och mer detaljerad förståelse av hur strömningen växelverkar med förbränningen. Denna frågeställning som kräver koordinerade experimentella, teoretiska och numeriska ansträngningar är av central betydelse för utvecklingen av både civila och militära förbränningssystem. Utvecklingen av tillförlitliga experimentella metoder, oftast baserade på optisk teknik, och beräkningsmetoder följs ganska väl åt. Beräkningsmetoderna utvecklas i takt med datorutvecklingen och de optiska mätmetoderna utvecklas i takt med utvecklingen av bättre lasrar och bildsensorer. Förmågan att förstå och kunna simulera förloppet i en brännkammare till en jetmotor eller inuti en raketmotor är förtusättningar för att kunna konstruera framdrivningssystem som är mindre än de nuvarande, med en högre förbränningsverkningsgrad, samtidigt som de producerar mindre mängder föroreningar och lägre signaturnivåer (t.ex. rök och IR).

I rapporten beskrivs området matematisk modellering och simulering av förbränningsproblem med huvudsaklig tillämpning inom framdrivningsområdet. Kapitel 2 ger en översikt av beräkningsmetoder och modeller för turbulent strömning och förbränning. I kapitel 3 presenteras resultat från fem olika tillämpningsområden med stor potential för försvarsmakten (gasturbinförbränning, scramjetförbränning, pulsdetonationsmotorer, fastbränsleraketer och motorstrålar) vilka samtliga har studerats och studeras på FOI. Kapitel 4 ägnas huvudsakligen åt summering av verksamheten och diskussion av framtida metoder och tillämpningsproblem.

2. Beräkningsmetoder och modeller

Förbränning av gasformiga bränslen sker genom att bränsle och oxidant, t.ex. luft, bringas i kontakt med varandra, blandas på molekylär nivå och hettas upp till antändningstemperaturen, varvid kemiskt bunden energi frigörs och produkter bildas. Då energi frigörs ökar temperaturen, varmed förbränningsprodukterna expanderar, vilket i sin tur påverkar flödet. Vanligtvis skiljer vi mellan förblandad förbränning där bränsle och oxidant strömmar tillsammans innan antändning och diffusionsförbränning där bränsle och oxidant strömmar separat och först måste blandas innan antändning kan ske. Förbränning av fasta bränslen, t.ex. raketmotorkrut, är en erosiv process där krutet brinner och eroderas bort samtidigt som varma förbränningsgaser produceras. Matematisk modellering av förbränning, speciellt för militära tillämpningar, måste således kunna hantera flera olika typer av processer, som t.ex. strömningsmekaniska processer, kemiska reaktioner i gasfas, erosiv förbränning av krut, och i vissa fall även termisk strålning.

Strömningsmekanikens grunder är kända sedan länge. Ekvationerna, som härrör från Newtons rörelseekvationer, benämns Navier-Stokes ekvationer, och är olinjära och går därmed i allmänhet inte att lösa med analytiska eller semi-analytiska metoder. I stället har numerisk lösning av

Navier-Stokes ekvationer kommit att utgöra ett användbart sätt att studera strömningsfenomen. Numerisk lösning innebär att rummet delas in i ett mycket stort antal beräkningsceller samt att tiden delas upp i korta tidssteg över vilka lösningen till ekvationerna stegas fram. I de flesta praktiska tillämpningar är flödena oftast turbulenta, dvs. nästan slumpmässiga till sin natur, och endast statistiska storheter är reproducerbara i experiment. Den turbulenta karaktären hos ett flöde bestäms väsentligen av ett dimensionslöst tal, Reynolds tal. Vid stora Reynolds tal ser man en stor spännvidd mellan de stora skalorna där energi tillförs, och den s.k. Kolmogorovskalan där energidissipation sker. För att lösa Navier-Stokes ekvationer "exakt" med numeriska metoder krävs att beräkningscellerna är tillräckligt små för att lösa upp rörelsen hos de minsta virvlarna, och därmed även energidissipationen (så kallad direktsimulering). Lösningen måste dessutom stegas fram över tiden med mycket små tidssteg då flödet inte bara varierar från punkt till punkt utan också över tiden. Tillgänglig datorkapacitet är därmed gränssättande för hur många beräkningsceller och tidssteg som kan användas för att simulera ett visst strömningsproblem. Med dagens kapacitet kan endast strömning vid låga Reynoldstal och i enkla geometrier direkt simuleras. Om strömning vid höga Reynolds tal eller i komplexa geometrier är av intresse, vilket vanligtvis är fallet i de flesta ingenjörsmässiga tillämpningar, måste någon form av förenkling av modellen införas. Idag finns två, olika, metoder att tillgå: Reynoldsmedelvärdesbildade Navier-Stokesmodeller (RANS, efter eng. Reynolds Average Navier-Stokes models, [1]) och Störvirvelsimulering (LES, efter eng. Large Eddy Simulation, [2-3]). RANS bygger på att medelflödet modelleras och att turbulensens inverkan på detta kan parameteriseras. LES däremot bygger på att de stora virvlarna simuleras och endast den småskaliga turbulensen modelleras. Det är idag ställt utom alla tvivel att LES-tekniken är överlägsen RANS i fråga om noggrannhet och förmåga att återge olika observerade fenomen, men dyrare att tillämpa. Det har dessutom visat sig att RANS är olämplig för instationära förlopp såsom virvelavlösning (som förekommer i de flesta av tillämpningarna), separation, turbulenta gränsskikt, samt de flesta multifysikproblem som t.ex. förbränning där kemiska reaktioner, värmeavgivning, instabiliteter och akustisk återkoppling är viktiga fenomen.

För att simulera förbränning krävs att strömningsekvationerna (Navier-Stokes ekvationer) kompletteras med en kemisk reaktionsmekanism och en termodynamisk modell, [4]. Den kemiska reaktionsmekanismen föreskriver hur bränsle och oxidant reagerar, vilka produkter som bildas och i vilka inbördes förhållanden. Den termodynamiska modellen beskriver bl.a. hur mycket energi som frigörs. En typisk flamma (t.ex. i en gasturbinbrännkammare) är mellan 0.01 och 0.1 mm tjock, medan de minsta (Kolmogorov) virvlarna är av storleksordningen 0.05 mm. Stora virvlar veckar flammen, och sliter eventuellt hål i den, medan små virvlar linjeras upp längs flammen utan att nämnvärt påverka denna. På grund av begränsad datorkapacitet har ett typiskt beräkningsnät i en förbränningssimulering en cellstorlek på 1 mm. Således kommer den kemiska förbränningsprocessen att ske på sub-nät nivå, dvs. den kan inte lösas upp utan måste modelleras. Då de kemiska reaktionerna påverkar flödet lokalt och momentant är RANS-baserade modeller i princip uteslutna. I stället måste direkt numerisk simulering eller LES tillgripas. Modeller för den kemiska förbränningsprocessen finns av olika komplexitetsgrad och noggrannhet: De mest komplicerade modellerna använder många olika reaktionssteg och ämnen för att beskriva reaktionsmekanismen medan de enklare modellerna enbart beskriver förbränningen som en momentan övergång från reaktanter till produkter. Turbulensen påverkar förbränningen genom att den veckar flammen, varmed dess yta ökar, vilket i sin tur leder till att förbränningen går snabbare, dock inte snabbare än att reaktanterna hinner blandas på molekylär nivå, för annars släcks flammen ut.

3. Tillämpningsexempel

I detta kapitel presenteras kortfattat resultat från pågående studier av olika motortyper och associerade fenomen såsom IR-signaturer från varma motorstrålar.

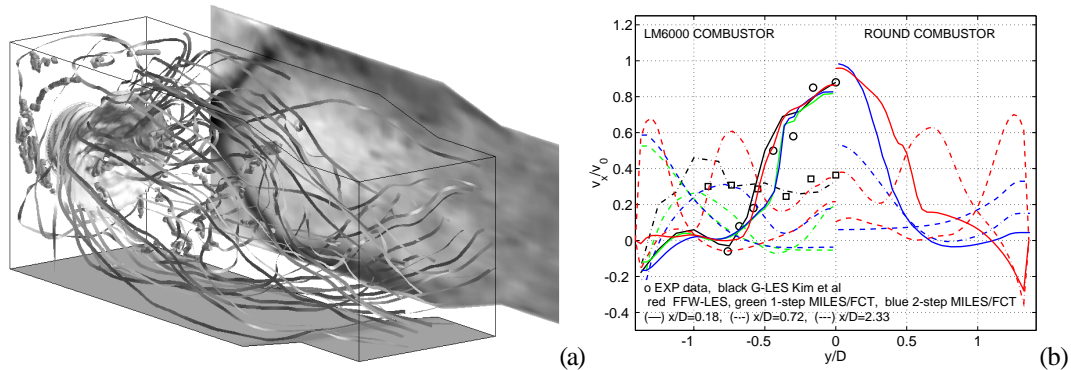
3.1. Gasturbinförbränning

En gasturbin består av en kompressor som suger in och komprimerar luft som leds vidare till en brännkammare där förbränning sker med kontinuerlig insprutning av bränsle varefter förbränningsgaserna leds via ledskenor till en turbin. Gasturbinens stora fördel är dess låga vikt och små dimensioner. Den har därför fått vidsträckt användning i flygplan, helikoptrar, snabba marinfartyg, specialfordon, samt som drivaggregat för vissa elkraftverk. Utvecklingen av gasturbiner går mot kompakta annulära system, mager förbränning och högre turbintemperaturer, för att minimera NO_x -emissionerna. En sådan kompakt design kräver effektiv atomisering av bränslet, effektiv omblandning av bränsle och oxidant samt en förblandad flamma. En typisk utformning kan bestå av en primär injektor genom vilken tilluften passerar via ett ledskenearrangemang för att atomisera och ge rotation åt bränslet, under det att extra luft tillförs via extra rotationsmunstycken runt bränslemunstycket. Den roterande bränsleblandningen sprutas sedan in i brännkammaren med en hastighet av ca 100 m/s. Flamman stabiliseras av rotationens samverkan med recirkulationszonerna som bildas vid expansionen i brännkammaren (se figur 1a). Den principiella förståelsen av ett sådant system finns men detaljerad kunskap om hur flamman samverkar med strömningen och hur förändringar av munstycke, bränsleblandning, brännkammargeometri, mm. påverkar förbränningsförloppet och därmed också verkningsgraden och emissionerna saknas. Tillförlitliga beräkningsmodeller med förmåga att förutsäga förloppet saknas också. Sådana modeller skulle ge ökad förståelse kunna användas som konstruktionshjälpmedel.

Under 2003 och början av 2004 studerades, i samverkan med Naval Research Laboratory (NRL) i Washington DC, USA, och School of Aerospace Engineering vid Georgia Institute of Technology (GaTech), i Atlanta, USA, gasturbinförbränning i en förenklad modell av en gasturbinbrännkammare. Denna konfiguration har tidigare studerats experimentellt av General Electrics Aircraft Engines (GEAE), [5]. Data från GEAE, samt tidigare genomförda strömnings- och förbränningsberäkningar för samma gasturbinmodell utförda vid GaTech, [6], har använts för att undersöka modellernas tillförlitlighet. Syftet med denna studie var att få en djupare förståelse för hur flamman samverkar med strömningsfältet, se hur väl våra modeller kan återge de experimentella resultaten, samt undersöka hur brännkammarens geometri påverkar flamman och förbränningsprocessen. Den ursprungliga gasturbinmodellen, utvecklad av GEAE, har ett rektangulärt tvärsnitt för att möjliggöra avbildning och optisk mätning av hastighetsfältet. En verklig gasturbinbrännkammare har däremot ett cylindriskt tvärsnitt. Ofta används data från experimentella studier för att förbättra verkliga konfigurationer. För att kvalitativt undersöka användbarheten av sådana data, samt för att förstå geometrins inverkan på förbränningsförloppet, konstruerades en motsvarande cirkulär brännkammare med samma tvärsnittsarea.

LES-beräkningar för både icke-reagerande och reagerande strömning utfördes samtidigt av FOI och NRL. Dessa beräkningar utfördes med samma randvillkor och beräkningsnät men med olika förbränningsmodeller och numeriska metoder. För icke-reagerande strömning erhöles nästan identiska resultat för de olika modellerna, som dessutom stämmer väl överens med tidigare resultat från GaTech, [6]. Strömningen i den runda brännkammaren är dock annorlunda än i den rektangulära brännkammaren, främst på grund av hörnens förmåga att bryta upp den ringformade virveln som omsluter injektionsstrålen, vilket i sin tur påverkar virvelstrukturen i mitten av brännkammaren.

en. För reagerande strömning erhöles god överensstämmelse med de experimentella resultaten i den rektangulära brännkammaren, figur 1b. Också här kan vi påvisa ett annat beteende i den cirkulära brännkammaren, orsakat i huvudsak av avsaknaden av symmetribrytande element. Flamman i den cirkulära konfigurationen är dessutom större än i den rektangulära konfigurationen. Resultat från denna studie presenterades vid en konferens i USA under sommaren 2004, [7].



Figur 1. Gasturbinförbränning. I figur (a) visas en ögonblicksbild av flammans (ljusgrå yta) och strömningsfältet (strömlinjer och konturer av hastighetsfältet). I figur (b) visas en jämförelse mellan beräknade och mätta hastigheter i tre snitt genom brännkammaren för den rektangulära brännkammargeometrin (vänster) och den cylindriska brännkammargeometrin (höger).

Fortsatt arbete inom detta område diskuteras inom ramen för en teknisk arbetsgrupp via American Institute of Aerospace and Aeronautics (AIAA) tillsammans med Sandia National Laboratories, NRL, University of Cincinnati, och flera gasturbintillverkare som t.ex. Rolls Royce, Alstom, Pratt & Whitney och General Electrics. Dessutom har FOI inbjudits att delta i ett nationellt kompetenscentrum CECOST (Center of Excellence and Graduate School in Combustion Science & Technology) för förbränning.

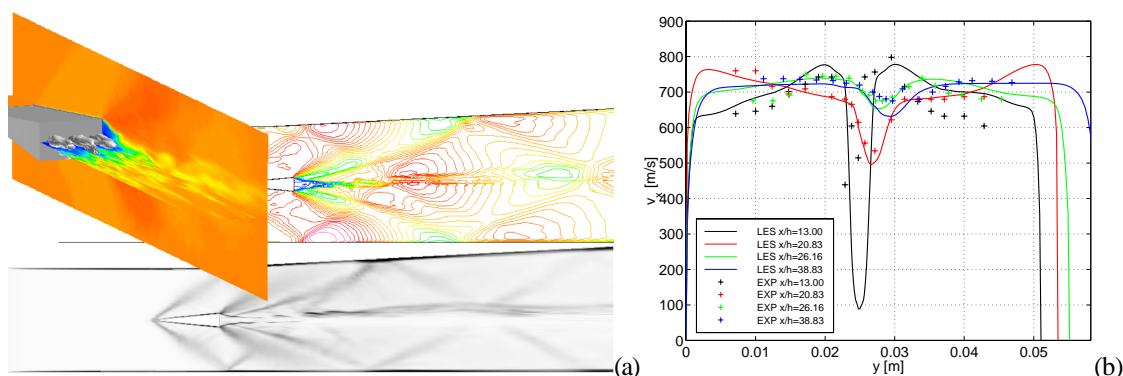
3.2. Scramjetförbränning

Scramjet är en akronym för Supersonic Combustion Ramjet vilket är en motortyp som i likhet med ram och jetmotorer utnyttjar reaktionsprincipen (lagen om verkan och motverkan) genom att låta en bakåtriktad varm jetstråle alstra drivkraft framåt. Liksom rammotorn saknar scrammotorn rörliga delar men skiljer sig från denna genom att förbränningen i hela brännkammaren äger rum vid överljudshastighet. Motorn är mekaniskt enklare men aerodynamiskt mer komplicerad än en jetmotor. Rammotorn fungerar bra upp till $Ma \approx 5$, men över detta Machtal begränsas dess prestanda av höga stagnationstryck och -temperaturer, samt extremt höga termiska och mekaniska laster på brännkammareväggarna. Lösningen vid $Ma > 5$ är att behålla överljudshastigheten och låta förbränningen ske vid överljudshastighet. En geometrisk dysa behövs därför inte för att accelerera strömningen och ge dragkraft; övergången från underljuds- till överljudsströmning kan också åstadkommas vid värmeförsörjning utan geometrisk variation.

Scramjetmotorn är intressant främst för militär- och rymdtillämpningar. Hittills har arbetet med scrammotorer framförallt omfattat konstruktion och utvärdering av prototyper. En bidragande orsak till detta är svårigheterna med att mäta temperatur- och hastighetsfält i en scrammotor och att kunna simulera den exoterma strömningsprocessen. Dessa svårigheter är intimt förknippade med de höga hastigheterna och temperaturerna i en scrammotor. Vid några institut i Tyskland, USA och Japan har man byggt skalmodeller av scramjetbrännkammare, där man mätt strömningsfältet, temperaturen och den kemiska sammansättningen med tillräcklig noggrannhet för att dessa data skall

kunna användas för analys, och tjäna som underlag vid utveckling av beräkningsmodeller. I ett pågående arbete studeras en scrammotor genom numeriska simuleringar. Den konfiguration som används är en laboriemodell av en scrammotor utvecklad vid Institutet för kemisk framdrivning vid det Tyska luft- och rymdfartsinstitutet (DLR). Motorn består av en ensidigt divergent kanal med en kilformad flamhållare vid vilkens bas vätgas (H_2) injiceras i en överljudsströmning med luft ($O_{0,2}N_{0,8}$), se figur 2, [8-11]. Simuleringsmodellen har periodiska randvillkor i djupled och omfattar tre jetstrålar (av femton i den experimentella konfigurationen).

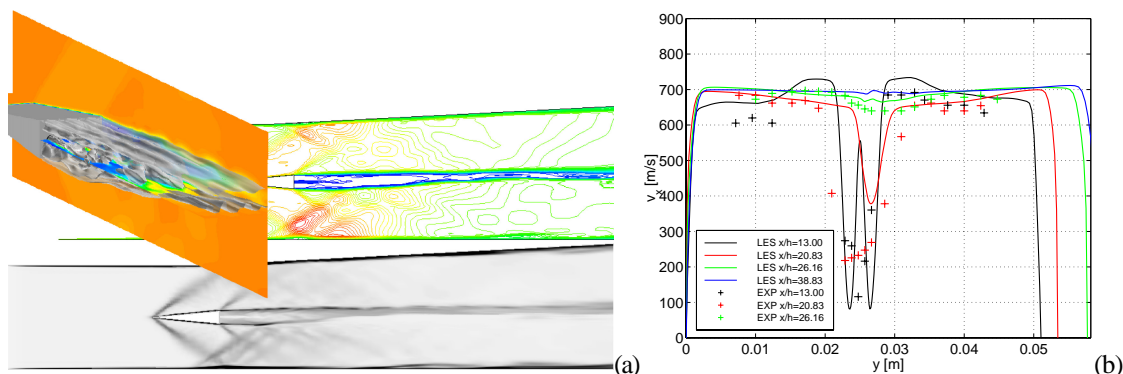
I syfte att undersöka beräkningsmodellens tillförlitlighet jämförs resultaten med experimentella data. Figur 2 visar resultat från överljudsströmning med vätgasinjektion vid $Ma=2.0$ i en friström med $Ma=1.0$ utan förbränning. Strömningsfältet är komplext med samverkande skjuvsnitt, jetstrålar och stötvågor. Stöt- och förtunningsvågorna är i princip stationära medan vaken bakom flamhållaren är instationär på grund av Kelvin-Helmholtz-instabiliteter i skjuvsnittet runt flamhållaren och jetstrålarna. Skjuvsnittet över och under flamhållaren rullar upp och bildar virvelstrukturer i djupled som transporteras nedströms. Ringformade virvelstrukturer bildas dessutom kring jetstrålarna, vilka börjar samverka cirka 10 jetdiametrar nedströms om flamhållaren. Längre nedströms börjar även dessa strukturer samverka med Kelvin-Helmholtz-virvlarna för att resultera i ett komplicerat strömningsfält. Den ensidigt divergerande brännkammaren skapar ett asymmetriskt strömningsfält, vilket förstärker Kelvin-Helmholtz-instabiliteterna, och därför blandas luft och vätgas konvektivt. De av väggarna reflekterade stötvågorna avlänkas dessutom av jetstrålarna och skjuvsnittet i vaken bakom den kilformade flamhållaren.



Figur 2. Scramjetmotorförbränning. I figur (a) visas en perspektivbild av den kilformade flamhållaren och de tre jetstrålarna och konturer av densiteten samt en numerisk slirbild. I figur (b) visas en jämförelse mellan experiment (symboler) och LES beräkningar (linjer) för den axiella hastighetskomponenten i fyra tvärsnitt nedströms om flamhållaren.

För att modellera förbränningen har vi använt en flamelet-modell, [12], med fem ämnen (H_2 , O_2 , OH , H_2O and N_2) vilken bör fungera relativt bra vid vätgasförbränning i luft. Typiska momentana och idsmedelvärdesbildade resultat presenteras i figur 3. Under 2005 kommer en mer detaljerad kemisk modell att utvärderas. Expansionsvågorna efter flamhållaren försvagas och de reflekterande stötvågorna försvagas kraftigt jämfört med det icke-reagerande fallet. Skjuvsnittet efter flamhållaren blir mer framträdande i det reagerande fallet då antändning sker i princip kontinuerligt i detta skikt. Skjuvsnittet stabiliseras och ökar i tjocklek på grund av de kemiska reaktionerna vilka höjer temperaturen och därmed också viskositeten och volymexpansionen. Bra kvalitativ överensstämmelse erhålls mellan numeriska och experimentella slirbilder och god kvantitativ överensstämmelse mellan beräknade och uppmätta hastigheter och temperaturer uppnås, figur 3b. Tidigare RANS-beräkningar av samma fall, [13], saknar många viktiga detaljer som återfinns i experimen-

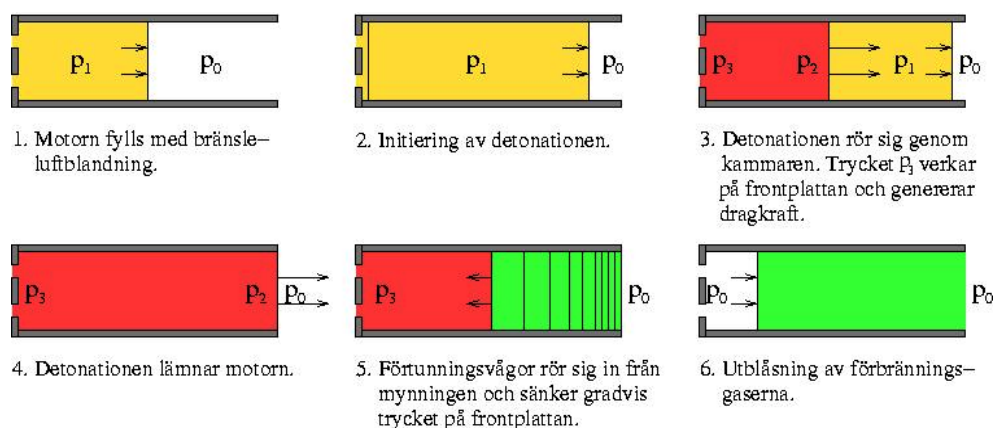
ten och LES-beräkningarna. En bättre förståelse av scrammotorprocessen har erhållits, vilken kan vidareutvecklas till att ge nödvändiga kunskaper och metoder för utvärdering av scrammotorer, samt kunskap som kan vara till hjälp vid konstruktion av scrammotorer.



Figur 3. Scramjetmotorförbränning. I figur (a) visas en perspektivbild av den kilformade flamhållaren, de tre jetstrålarna, flamman, och konturer av densiteten samt en numerisk slirbild. I figur (b) visas en jämförelse mellan experiment (symboler) och LES beräkningar (linjer) för den axiella hastighetskomponenten i fyra tvärsnitt nedströms om flamhållaren.

3.3. Pulsdetonationsmotorer

Pulsdetonationsmotorn (PDE efter eng. Pulse Detonation Engine) är en förhållandevis ny motortyp som ännu inte förekommit i några flygande tillämpningar. En grupp i USA har sedan sommaren 2003 aviserat att en premiärtur är nära förestående, [14]. Motorns princip är enkel. Till skillnad från t.ex. kolv- och jetmotorer är kompressionen en integrerad del av den gasdynamiska processen. Detta innebär att PDEn har potential att bli billigare än andra motortyper. Motorn har ett stort hastighetsregister, och till skillnad från t.ex. rammotorn är den effektiv även vid underljudshastigheter. Motorn är effektiv och är därför lämplig att använda för tillämpningar som har behov av en lång räckvidd. Till skillnad från jetmotorer är PDEn inte begränsad till cylindergeometrier, och kan därför lättare integreras i en flygande farkost. Figur 4 visar motorns arbetssätt. Pulsdetonationsmotorn genererar endast dragkraft under en viss del av arbetscykeln, och eftersom detonationen rör sig med ungefär 2000 m/s och förtunningsvågorna rör sig med ljudhastigheten, inses att processen måste upprepas ett stort antal gånger per sekund.



Figur 4. Det principella arbetssättet för en PDE.

De största svårigheterna med PDE konceptet är att initiera detonationen samt att uppnå en tillräckligt hög frekvens. För t.ex. en blandning av vätgas och luft krävs tusentals Joule för att starta

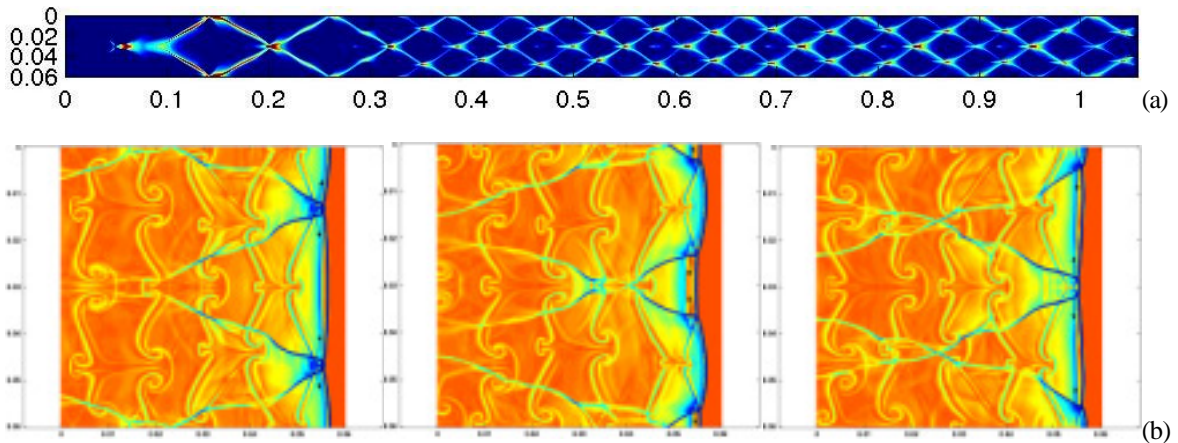
en detonation direkt, vilket är omöjligt om detta kanske måste göras 100 gånger per sekund. Frekvensen måste vara tillräckligt hög för att uppnå en för tillämpningen tillräcklig dragkraft. För att kringgå det orimliga energikravet vid direktinitiering av detonationen, är det vanligt att i stället förlita sig på en övergång från en vanlig flamma till detonation. För vätgas/luftblandningen kan detta (beroende på geometri och blandningens tillstånd) ta flera meter, vilket är ett problem eftersom det sätter såväl en minsta gräns på storleken på motorn som på den maximala frekvens som kan uppnås. På FOI har bedömningen gjorts att initieringsproblematiken är det primära (och också det svåraste) problemet.

Initieringen av detonationen är ett mycket komplicerat förlopp. Övergången från en flamma till en detonation i ett slutet rör kan sägas bestå av följande steg: (i) Blandningen antänds i anslutning till den slutna änden av motorn. (ii) Flamman propagerar i bränsle-luft blandningen och då förbränningsgaserna har hög temperatur expanderar gaserna. Denna expansion i sin tur resulterar i att en strömning induceras i blandningen framför flamman. (iii) Strömningen i sig skapar gränsskikt, virvlar och turbulens. När flamman rör sig genom dessa strukturer veckas den med följden att den brinnande ytan blir större. (iv) Den större brinnande ytan gör att volymexpansionen blir större och därmed att flödes hastigheten också blir större vilket leder till kraftigare virvlar och en högre grad av turbulens. (v) Processen ovan är instabil, och leder till stötvågor framför flamman med åtföljande upphettning av mediet. (vi) I sista fasen av övergången har tillräckligt kraftig turbulens eller stötvågor av tillräcklig styrka skapat ett område där ett fenomen som brukar kallas för 'auto-explosion' eller 'explosion in explosion' uppkommer. Detta är en väldigt snabb förbränningsprocess som, om det aktuella området är tillräckligt stort, skapa stötar av sådan styrka att övergången till detonationen kan fullbordas.

För att simulera processen måste tredimensionella simuleringar göras där de minsta turbulenta skalorna måste upplösas eller modelleras. Den kemiska processen måste också beskrivas korrekt – i dessa övergångsprocesser räcker det inte att räkna med flamelet-modeller (något som annars skulle kunna förenkla förfarandet). Sammantaget gör detta att kraven på beräkningsresurser för denna typ av problem är enorma, och det är därför nödvändigt att betrakta enklare problem. Ett exempel är studier av egenskaperna hos en 'plan' detonation. Plan är skrivet inom citationstecken eftersom man till skillnad från före 1950 numera vet att detonationen i själva verket inte är helt plan. I stället varierar det maximala trycket, och transversella vågor genererar trycktoppar som ger upphov till s.k. cellstrukturer när detonationen vandrar framåt. Det har visats [15] att dessa cellstrukturers storlek är ett bra mått på detonationens egenskaper. Bland annat är energin som behövs för att initiera en detonation direkt proportionell mot cellstorleken i kubik medan den minsta radien på ett rör i vilket en detonation kan röra sig är proportionell mot cellstorleken.

Simuleringen av cellstrukturer är fortfarande ett svårt problem, men genom att accelerationen av flamman inte behöver simuleras är det möjligt att använda en enklare matematisk modell. Det har också visats att processen kvalitativt kan beskrivas tvådimensionellt. I figur 5 visas resultat från simuleringar av cellstrukturer i en stökiometrisk blandning av väte och syre blandade med 70 % argon med trycket 6,67 kPa och temperaturen 298 K, vilket är samma data som användes i Oran *et al.* [16]. Dessa räkningar gjordes i två dimensioner, där värmeledning och övriga transporteffekter var försummade. Initialt ansattes en plan detonation i en 6,0 cm hög kanal med en liten störning 0,3 cm bakom den plana detonationsfronten. Denna störning användes för att erhålla en snabb övergång till den karaktäristiska cellstrukturen. Under simuleringen har ett beräkningsområde med 600 celler i vardera riktning och med bredden 6,0 cm och längden 6,0 cm, följt med detonationen. I figur 5a visas det största tryck som uppnåddes i varje punkt i beräkningsområdet. Färgkodningen

är sådan att mörkblått representerar det lägsta trycket och ljusblått, gult och rött representerar högre tryck. Den fysikaliska tiden för beräkningen var $600 \mu\text{s}$, och eftersom en detonation i den aktuella gasblandningen har hastigheten 1641 m/s har detonationen under denna tid rört sig ungefär en meter. Figuren visar att efter en kortare tid med endast en cell i höjddled ställer detonationen in sig med två celler i höjddled.



Figur 5. PDE simuleringar. (a) Cellstrukturer representerade av det största tryck som uppnåddes i varje punkt i beräkningsområdet. (b) Tidssekvens av numeriska schlierenbilder.

I figur 5b visas slirbilder av en sekvens mellan tidpunkterna $250 \mu\text{s}$ och $300 \mu\text{s}$. Färgkodningen i dessa bilder är baserad på densiteten i mediet, och kan därför användas både för att urskilja stötvågor och volymexpansionen som en följd av förbränningen. I det aktuella fallet rör sig detonationen till höger, och i figureerna är riktningen hos de transversella stötvågorna indikerade med pilar. Det är skärningspunkten mellan de transversella stötvågorna och den till höger propagerande detonationen som genererar cellmönstret

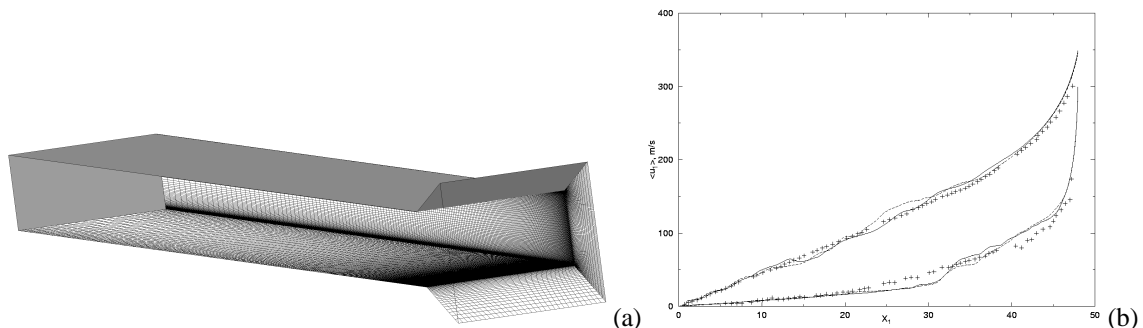
3.4. Raketmotorförbränning

Raketmotorer driver huvudsakligen robotar och rymdfarkoster utnyttjande impulsverkan hos en bakåtriktad varm jetstråle. De skiljer sig från jetmotorerna genom att de förutom bränsle också medför oxidationsmedel, varför de är oberoende av syretillförsel. Man skiljer vanligen mellan fastbränsleraketer, som drivs av en blandning av bränsle och oxidationsmedel i fast form, och vätskeraketmotorer, där flytande bränsle och flytande syre förvaras i två skilda tankar och blandas i brännkammaren. Även andra former, hybridraketmotorer, där bränslet har fast och oxidationsmedlet flytande form eller tvärtom förekommer. Fastbränsleraketmotorer används främst i robotar, som bör kunna aktiveras snabbt och förvaras länge färdigblandade innan de startar.

Förmågan att noggrant kunna beräkna strömningen inuti och omkring fastbränsleraketer (SRM efter eng. Solid Rocket Motor) är av stor vikt vid utformning av SRM-system. Även om det finns en mängd handräkningsformler och starkt förenklade ekvationer (baserade på erfarenhet), finns en risk att man missar väsentliga egenskaper hos systemet. Antag till exempel att ett SRM-system är utformat på sådant sätt att stora axiella tryckvariationer uppstår (vilket inte är ovanligt) skall höljet inte bara tåla medeltrycket utan detta plus tryckvariationerna. Bra beräkningsmodeller skulle förenkla konstruktionen och kontrollen vid anskaffande av SRM-baserade vapensystem. Under de senaste fyra åren har en beräkningsmodell för SRM utvecklats och utvärderats mot flera experimentellt studerade motorkonfigurationer, t.ex. [17], med kvalitativt goda resultat. Denna modell är baserad på LES och en förenklad beskrivning av förbränningen av det fasta bränslet.

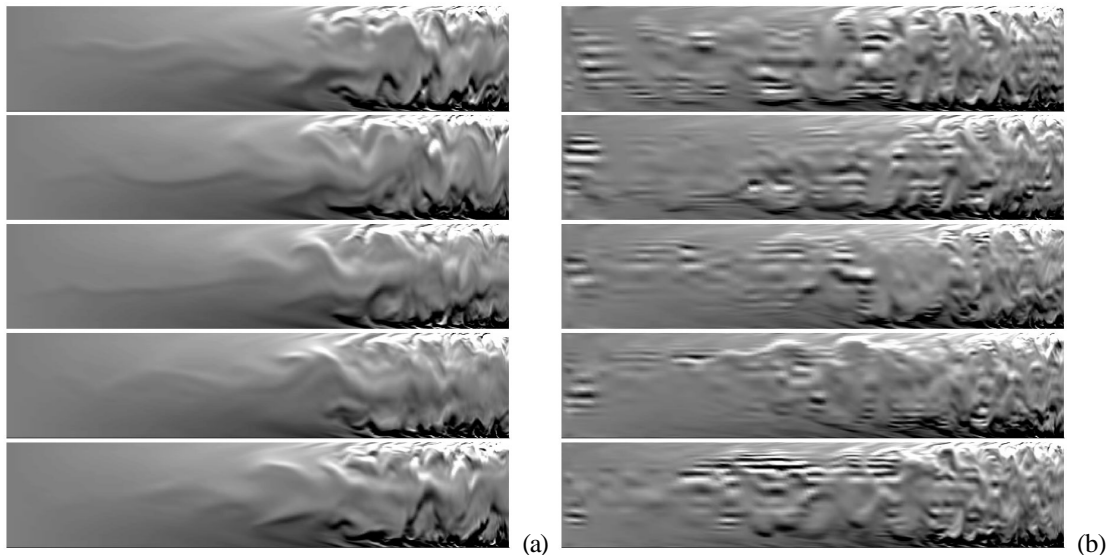
Liksom för scramjetmotorer är det stor brist på tillförlitliga mätdata, och för att undersöka strömningens fysik i en raketmotor har därför en raketmotor experimentellt studerats på ONERA i Frankrike, [18], simulerats. Möjligheten att prediktera strömningen i en SRM är användbar både för att utforma motmedel, som ej menligt påverkar prestanda, mot instabiliteter samt för optimering av krutgeometri, förbränningskammare och dysa. I militära tillämpningar är man också intresserad av infraröda (IR) signaturer från plymen och förmågan att simulera dessa är viktigt för att utveckla både sensorer och motmedel samt lågsignaturraketmotorer.

Raketmotorn på ONERA består av en rektangulär kammare med längden 0,48 m, höjden 0,02 m och djupet 0,04 m samt en expansionssektion på 0,032 m med en 15° divergensvinkel, se figur 6a. Luft med temperaturen 260 K och trycket 314,2 kPa injiceras genom de övre och undre väggarna (som är porösa) med ett medelmassflöde på $13 \text{ kg}/(\text{m}^2\text{s})$. Detta motsvarar en medelinjektionshastighet på 3,1 m/s. I experimenten befanns inströmningen vara kraftigt störd. Dessa betingelser har försökts efterliknas i beräkningarna. Det bör nämnas att storleken på störningen spelar en stor roll för olika sorters instabiliteter. Deras lägen är av största intresse eftersom de är relaterade till erosiv förbränning, vars effekter kan vara både dramatiska och rentav förödande. Numeriska simuleringar har utförts på beräkningsnät med 500 000, 1 000 000 och 2 000 000 celler samt med tre olika nivåer på de störningar som adderas till medelinjektionshastigheten. God överensstämmelse med experiment erhålls för medelhastigheter och medeltryck i kammaren, medan t.ex. den medelvärdesbildade turbulenta intensiteten skulle behöva längre simuleringstid för att bli mer konvergerad. Vidare har ett antal simuleringar gjorts med olika modeller för den småskaliga delen av strömningen på det medelfina beräkningsnätet utan störning. Figur 6b visar medelvärdesbildade axialhastigheten på centrumlinjen och på ett avstånd av en tiondels kammarhöjd från det övre inloppet för det medelfina och det fina nätet med en hög inströmningsperturbation.



Figur 6: Raketmotorförbränning. (a) Schematisk bild av den emulerade raketmotorgeometrin och beräkningsnätet. (b) Medelvärdesbildad axialhastighet med inströmningsperturbationen 0,9 på centrumlinjen (övre) och på ett avstånd av en tiondels kammarhöjd från det övre inloppet (nedre). Nyckel: + experiment från Traineau et al., --- LES medelfint nät, — LES fint nät.]

I figur 7 visas den beräknade tvärskomponenten av vorticiteten för låga och höga nivåer på de störningar som adderas till medelinjektionshastigheten. För tydlighets skull har bilderna skalats upp fem gånger i höjdlid. Virvelseparationen från gränsskiktsseparation vid nosväggen och efterföljande uttänjning och uppbyggande av dessa virvlar ses tydligt för fallet utan inströmningsperturbation. Man ser även virvlarnas växelverkan med de virvelstrukturer som finns längre nedströms. För fallet med inströmningsperturbation är inte virvelavlösningen lika lokaliserad i höjdlid och man ser även att övergången till turbulens sker längre uppströms.



Figur 7. Raketmotorförbränning. Ögonblicksbild av den beräknade tvärskomponenten av vorticiteten för (a) låga och (b) höga nivåer på de störningar som adderas till medelinjektionshastigheten i olika djupsnitt mellan den bakre och främre väggen. För tydlighets skull har bilderna skalats upp fem gånger i höjdd.

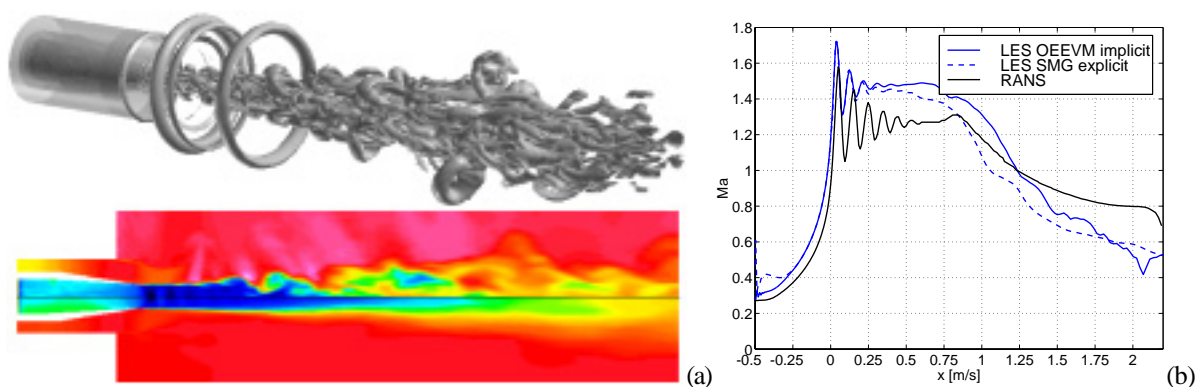
Fler resultat från denna studie kommer att presenteras vid en konferens i USA 2005 [19]. Vidare kommer även de i denna studie gjorda förbättringarna av den kompressibla LES koden införlivas i den LES kod som tidigare utvecklats för strömning och förbränning i raketmotorer. Denna kod kommer att utvärderas på en experimentellt studerad fastbränsleraket under 2005.

3.5. Motorstrålar

Alla farkoster avger IR-strålning av olika våglängd och intensitet, vilket ger upphov till en IR-signatur. För militära farkoster är en låg IR-signatur en viktig konstruktionsparameter. Genom att göra beräkningar av IR-signaturer kan de faktorer som bidrar till signaturen bestämmas och minimeras. I robotsammanhang är det av intresse att studera olika bränslen och hur dessa bidrar till IR-signaturen. IR-strålningen från en motor bestäms till stor del av motorns, eller jetstrålens, temperatur, men även motorstrålens sammansättning påverkar IR-signaturnivån. Vad gäller IR-strålningen från en jetmotor har denna två delar. Först och främst direkt IR-strålning från motorn, det vill säga strålning som avges av de olika delarna i motorn. Denna strålning är för det mesta dominerande. Utöver denna kommer också IR-strålning från jetstrålen. Denna strålning beror på temperaturen, trycket och på vilka gaser som ingår i jetstrålen. Gaser som kan förväntas ingå i en jetstråle är N_2 och O_2 som är de huvudsakliga beståndsdelarna i luft, men även förbränningsgaser som CO , CO_2 , H_2O . För att beräkna IR-signaturen från en jetstråle måste därför först jetstrålens tillstånd bestämmas i termer av gaskoncentrationer, temperatur och tryck. För att göra detta görs en strömningmekanisk simulering av jetstrålen. Det är då viktigt att ta hänsyn till halten av de individuella gaserna. Det är också viktigt att ta hänsyn till turbulens vilken påverkar sammansättning, tryck och temperatur. Ur simuleringen fås även temperaturerna på de olika motordelarna och den yttre geometrin. IR-bidraget från dessa ytor adderas till IR-bidraget från jetstrålen.

Under 2004 har en FMV-finansierad numerisk studie av motorstrålar och samhörande IR-signaturer genomförts. Denna studie kan ses som ett viktigt komplement till de tidigare studierna av olika militära framdrivningssystem. Studien gjordes i samarbete med avdelningen för Flygteknik, som utförde IR-simuleringen utifrån data från en LES-beräkning. Motorkonfigurationen som valts har gjorts tillgänglig av Volvo Aero Corporation (VAC) i Trollhättan. För denna finns såväl en öp-

pen geometribeskrivning som ett färdigt beräkningsnät. För den här motorn finns tidigare RANS-beräkningar utförda av VAC, [20]. I figur 8a visas en perspektivbild av virvelstrukturerna (överst) och konturer av den momentana och den tidsmedelvärdesbildade densiteten (nederst). I princip kan motorstrålen delas upp i tre olika delar: närfältet, övergångsregionen och fjärrfältet. Närfältet domineras av en nästan inviskös jetkärna med superponerade vågstrukturer och ett tunt annulärt skjuvskikt i vilket turbulent omblandning mellan den varma motorstrålen och omgivande luft äger rum. I övergångsområdet försvinner jetkärnan och skjuvskikten börjar samverka över motorstrålens centrumaxel. I fjärrfältet dominerar större koherenta virvelstrukturer (se figur 8), formade som ostbågar, vilka slutför omblandningen. Om de varma motorstrålarna innehåller restbränsle kommer detta att kunna reagera med den omgivande luftens syre, och ytterligare höja motorstrålens temperatur, vilket i sin tur leder till kraftigt förhöjda IR-signaturer. Figur 8b visar en jämförelse mellan beräknade Machprofiler längs motorstrålens centrumaxel. Mach-diskarna i närfältet syns tydligt liksom Mach talets markanta avklingning i fjärrfältet. Stora, och ännu oförklarade skillnader återfinns mellan RANS och LES-resultaten i figur 8b.



Figur 8. Simulering av motorstrålar. (a) Perspektivbild av de koherenta virvelstrukturerna samt konturer av densiteten. (b) Tidsmedelvärdesbildade Mach-profiler längs motorstrålens centrumaxel.

4. Slutsatser och vidare arbete

Under 2004 har vi arbetat med att vidareutveckla och förfinas de beräkningsverktyg som under en lång tid systematiskt byggts upp på FOI Vapen & skydd för förbränningsstudier. För att simulera turbulent förbränning i olika tillämpningar krävs modeller som kan beskriva strömningen, hur olika gaser blandas med varandra, kemiska reaktioner och värmeavgivning, termisk strålning och värmetransport, samt hur dessa processer samverkar. Beroende på flammans och strömningens skalor kan dessa interagera på olika sätt, t.ex. genom att turbulensen kan vecka flammen, samt genom att värmeavgivningen kan, via ökad viskositet, dämpa turbulensen. De kemiska reaktionsmekanismerna är oftast oerhört komplexa, och kan omfatta hundratals reaktionssteg och nästan lika många ämnen, av vilka det stora flertalet är radikaler. Att ställa upp reaktionsmekanismer för praktiska bränslen är svårt, och att sedan kunna bestämma hastighetskonstanterna för dessa är i praktiken omöjligt. Alternativa metoder diskuteras av Fureby & Parmhed, [21], och vidareutvecklas av Fureby, [22]. Som en ytterligare svårighet tillkommer att om man skall kunna simulera förloppet i t.ex. en gasturbin eller scramjetmotor, måste partiella differentialekvationer lösas för koncentrationsfälten tillsammans med strömningsekvationerna. Upplösningen i beräkningen måste dessutom göras tillräckligt fin för att alla kemiska och strömningsskalor skall kunna lösas upp på det beräkningsnät som spänner upp geometrin. För att kunna utveckla en fungerande modell för förbränning

måste olika delprocesser särskiljas och modelleras separat. Detta kräver insikt i den bakomliggande fysiken, och speciellt måste vi särskilja mellan förblandad och diffusionsförbränning beroende på om bränsle och oxidant är blandade i förbränningszonen.

I rapporten presenteras, förutom en sammanfattning av beräkningsmetodiken, resultat från ett antal tillämpningsexempel av specifikt intresse för militära tillämpningar. För flertalet av dessa fall finns experimentella data eller andra avancerade numeriska beräkningar att jämföra med. I allmänhet erhålls god överensstämmelse med dessa referensdata vilket indikerar att de beräkningsmodeller FOI Vapen & skydd utvecklats och förfogar över fungerar tillfredsställande. Dessa behöver dock vidareutvecklas för att även kunna hantera förbränning av vätskeformiga bränslen, i form av sprayförbränning och för att kunna ta bättre hänsyn till den termiska strålning som blir viktig vid höga temperaturer. Som ett led i en sådan utveckling avser vi att delta i CECOST (Center of Excellence and Graduate School in Combustion Science & Technology) under 2005 och framåt. Beräkningsmetoderna kan, förutom att användas som konstruktionshjälpmedel och vid kontroll av system, användas för att studera olika motortyper som ökar den allmänna förståelsen för hur olika motorer fungerar och vilka kritiska element de innehåller. Trots decennier av forskning på förbränningsmotorer saknas fortfarande kunskap om hur flera viktiga delprocesser fungerar och samverkar med varandra. Kunskap om detta kan hjälpa oss att öka förbränningsverkningsgraden, optimera brännkammargeometrin, minska signaturer och föroreningsnivåer, och därmed hjälpa till att utveckla bättre framdrivningssystem med bättre bränsleekonomi.

I luftförbrukande motorer är luftintag, förbränning och eventuell efterförbränning i motorflamman kopplade till varandra och till strömningen kring den farkost i vilken motorn är installerad. För att kunna göra realistiska studier av prestanda och signaturer på sådana flygande system måste hänsyn tas till samverkan mellan de olika delprocesserna. I dag kan delprocesserna studeras separat men mer detaljerade beräkningsmetoder behövs för att studera processerna i samverkan. Semi-empiriska metoder finns, men för att noggrannare kunna bestämma driftgränser för en viss motortyp i olika installationer (t.ex. max α - och β -vinklar, min och max Mach tal) behöver vi kunna beskriva förbränningsförloppet mer detaljerat, samt kunna studera effektiviteten hos olika luftintagsutformningar, effekterna av alternativa dysutformningar, nya typer av bränslen mm. Detta kan endast åstadkommas genom att utveckla nya, mer avancerade, beräkningsmetoder.

Referenser

- [1] Launder D.B. & Spalding D.B.; 1972, "Mathematical Models of Turbulence", Academic Press, London.
- [2] Fureby C., Alin N., Wikström N., Menon S., Persson L., & Svanstedt N.; 2004, "On Large Eddy Simulations of High Re-number Wall Bounded Flows", AIAA.J. 42, p 457.
- [3] Sagaut P.; 2001, "Large Eddy Simulation for Incompressible Flows", Springer Verlag, Heidelberg.
- [4] Oran E.S. & Boris J.P.; 1987, "Numerical Simulation of Reactive Flow", Elsevier, New York.
- [5] Hura H.S., Joshi N.D., Mongia H.C. & Tonouchi J., 1998, "Dry Low Emission Premixer CCD Modeling and Validation", ASME-98-GT-444.
- [6] Kim W.-W., Menon S. & Mongia H.C.; 1999, "Large-Eddy Simulation of a Gas Turbine Combustor Flow", Comb. Sci. & Tech., 143, p 25.
- [7] Grinstein F.F. & Fureby C.; 2004, "LES Studies of the Flow in a Swirl Gas Combustor", Presented at the 30th Int Symp on Comb. To appear in the proceedings of the 30th Int Symp on Comb, Chicago, USA.
- [8] Oswald M., Guerra R. & Waidmann W.; 1993, "Investigation of the Flowfield of a Scramjet combustor with Parallel H₂-Injection Through a Strut by Particle Image Displacement Velocimetry", Int. Symp. on Special Topics in Chem. Prop., p 498.
- [9] Waidmann W., Alff F., Brummund U., Böhm M., Clauss W. & Oswald M.; 1994, "Experimental Investigation of the Combustion Process in a Supersonic Combustion Ramjet (SCRAMJET)", DGLR Jahreszeitung, Erlangen.

- [10] Waidmann W., Brummund U. & Nuding J.; 1995, "Experimental Investigation of Supersonic Ramjet Combustion (SCRAMJET)", 8th Int. Symp. on Transp. Phenom. In Comb., p 1473.
- [11] Waidmann W., Alff F., Brummund U., Böhm M., Clauss W. & Oswald M.; 1995, "Supersonic Combustion of Hydrogen/Air in a Scramjet Combustion Chamber", Space Tech. **15**, p 421.
- [12] Poinot T. & Veynante D.; 2001, "Theoretical Numerical Combustion", Edwards.
- [13] Oevermann M.; 2000, "Numerical Investigation of Hydrogen Combustion in a SCRAMJET using Flamelet Modeling", Aerosp. Sci. Tech. **4**, p 463.
- [14] www.innssi.com/pde/pde.aspx
- [15] Nikolic M., Williams D.N. & Bauwens L.; 1999, "Detonation Cell Sizes – A Numerical Study", AIAA Paper 99-0967.
- [16] Oran E.S., Weber J.W., Stefaniew E.I., Lefebvre M.H.; 1998, "A Numerical Study of a Two Dimensional H₂-O₂-Ar Detonation Using a Detailed Chemical Reaction Mechanism", Comb. Flame, **113**, p 147.
- [17] Berglund M. & Fureby C.; 2001, "Large Eddy Simulation of the Flow in a Solid Rocket Motor", AIAA 01-0895.
- [18] Traineau J.C. & Kuentzmann P.; 1984, "Some Measurements of Solid Propellant Burning Rates in Nozzleless Motors", AIAA Paper 84-1469.
- [19] Berglund, M.; 2005, "LES of Injection-Driven Flow in a Nozzleless Rocket Motor: Inflow Turbulence Effects", AIAA Paper 2005-1278.
- [20] Privat kommunikation med Anders Hellgren och Bernhard Gustafsson, VAC.
- [21] Fureby C. & Parmhed O.; 2004, "Modelling Challenges", Lean Combustion Technology II: Promise and Practice, April 25-29, Tomar, Portugal, Invited.
- [22] Fureby C.; 2004, "A Fractal Flame Wrinkling Large Eddy Simulation Model for Premixed Turbulent Combustion", Presented at the 30th Int Symp on Comb. To appear in the proceedings of the 30th Int Symp on Comb, Chicago, USA.