

Pilotskydd vid brand - utredning och utveckling

*Annevi Fredäng
Joakim Hermansson*

**Department of Fire Safety Engineering
Lund University, Sweden**

**Brandteknik
Lunds tekniska högskola
Lunds universitet**

Report 5047, Lund 1999

**Pilotskydd vid brand
- utredning och utveckling**

**Annevi Fredäng
Joakim Hermansson**

Lund 1999

Pilotskydd vid brand – utredning och utveckling

Pilot safety in case of fire – evaluation and improvement

Annevi Fredäng, Bi96

Joakim Hermansson, Bi96

Report 5047

ISSN: 1402-3504

ISRN: LUTVDG/TVBB—5047--SE

Number of pages: 80

Författarna ansvarar för innehållet i rapporten.

Keywords:

37 Viggen, JAS 39 Gripen, heat transfer, radiation, HSLAB, rescue, pilot safety

Abstract:

In this report the pilot safety, in case of an accident where an aircraft overturns and catches fire on landing, is evaluated. Laboratory tests and full scale tests have been carried out. Results from the tests, computer simulations and theories are discussed and compared. Suggestions for improvement are presented.

© Copyright: Brandteknik, Lunds tekniska högskola, Lunds universitet, Lund 1999.

Brandteknik
Lunds tekniska högskola
Lunds universitet
Box 118
221 00 Lund

brand@brand.lth.se
<http://www.brand.lth.se>

Telefon: 046 - 222 73 60
Telefax: 046 - 222 46 12

Department of Fire Safety Engineering
Lund University
P.O. Box 118
SE-221 00 Lund
Sweden

brand@brand.lth.se
<http://www.brand.lth.se/english>

Telephone: +46 46 222 73 60
Fax: +46 46 222 46 12

SAMMANFATTNING

Denna rapport är resultatet av en projektuppgift i kursen ”Problembaserad Brandteknisk Riskhantering” vid Brandingenjörslinjen LTH och är utfört i samarbete mellan Brandteknik LTH och Försvarets Materielverk, FMV. Arbetet har kommit till stånd på grund av förfrågningar från Flygvapnets piloter om vilka möjligheter de har att överleva om deras flygplan vid ett haveri hamnar uppochner och antänds. Arbetet utgår ifrån de två typer av stridsflygplan det svenska försvaret använder sig av – Viggen och Gripen.

Antaganden som görs är att haveriet sker vid start eller landning på en flygbas, att bränsletankarna skadas, att bränslet omgående bildar en pöl runt cockpit samt att antändning sker omedelbart. Flamtemperaturen blir omkring 900-1000 °C och detta medför att flygplanskroppen utsätts för en infallande strålning på ca 140 kW/m². Förarkabinen antas vara helt intakt. Räddningsstyrkan förutsätts hålla sina insatstider och är alltså på plats efter 90 sekunder och har branden under kontroll efter ytterligare 30 sekunder.

Beräkningar av värmevågans inträngning i cockpit har gjorts med hjälp av labbförsök och datorsimuleringar. Dessa visar att om flygplanskroppen ligger i ett läge så att mesta möjliga strålning kan påverka förarkabinen, kommer piloten att få allvarliga brännskador redan efter knappt 15 sekunder vid den aktuella strålningsnivån. Vid labbförsöken visade det sig att plexiglashuven till Viggen krackelerar och ändrar form vid värmebelastning, vilket medför att såväl strålningsskyddet som hållfastheten minskar. För att undersöka hur allvarligt detta är samt för att se hur värmebelastningen påverkar aluminiumkroppen har ett par storskaliga tester utförts.

Vid ett försök utsattes enbart en plexiglashuv för stor brandbelastning. Efter ca 200 sekunder hade den gått sönder och stora delar trillat bort. Därefter gjordes ett fullskaleförsök där hela kroppen från ett Viggenplan lades uppochner i en stor bränslepöl, vilken sedan antändes. Vid detta försök placerades en testdocka i förarkabinen för att kontrollera hur en pilot påverkas vid ett verkligt brandtillbud. Huven höll och mätutrustningen visade att förarkabinen i detta fall klarade av att skydda piloten. En av anledningarna till detta resultat är att flamtemperaturen är lägre nere vid vätskeytan, där all förångning sker, än någon meter högre upp. Det är dock viktigt att räddningsstyrkan klarar av att hålla de angivna tiderna, eftersom det gick håll i aluminiumskalet precis då släckningen påbörjades. Tillåts branden pågå i 10-20 sekunder ytterligare kan katastrofen vara ett faktum.

Räddningsstyrkans nuvarande metoder och arbetssätt fungerar i de flesta fall bra, men för att hitta sätt att spara dyrbar tid vid ett haveri har en inventering av olika hjälpmedel och tekniker genomförts.

De förslag till förändringar som ges är:

- att räddningsstyrkorna får tillgång till höglyftande lyftkuddar,
- att räddningsbilarna utrustas med bra pallningsmaterial,
- att maskinell lyfthjälp larmas ut vid haveri,
- att särskilda dimspikar utvecklas för användningsområdet, samt
- att det nuvarande huvmaterialet byts ut så att en mer värmetålig huv erhålls.

Dessutom ges förslag till vidare studier och utvecklingsmöjligheter.

SUMMARY

The largest probability for a fighter aircraft to crash is during takeoff or landing. The difficulties for the rescue team to get the pilot out of the cockpit during such an event significantly increases if the aircraft ends up upside down. If ignition of a fuel leak occurs it is likely that the pilot will suffer serious burn injuries. This report investigates how the pilot safety and the rescue techniques can be improved.

This report is the result of a project at the Department of Fire Protection Engineering, Lund University, Sweden, and was performed in cooperation with the Swedish Defense Materiel Administration. The project was initiated by the pilots who have asked how large are the chances for survival if their aircraft was to crash, flip over and catch fire.

The work has been conducted to suit the two types of fighter aircrafts the Swedish Air Force use – the Viggen and the Gripen – but most of the results are not specific to these aircraft and can therefore be applied on other fighter aircraft of similar size and construction.

To be able to predict how the fire would affect the pilot, laboratory tests and computer simulations were undertaken for the materials included in the aircraft body. To begin with, results from the tests and simulations at moderate radiation levels were compared in purpose to determine the values of the convective heat transfer coefficient and the emissivity of the surface. For higher radiation levels only computer simulations were carried out, since the cone calorimeter used was not able to produce radiation levels above about 60 kW/m² whereas the radiation levels needed to simulate an actual aircraft fire can reach approximately 150 kW/m².

Assumptions that were made in the analysis are:

- the crash takes place at takeoff or landing at an air base,
- a couple of the fuel tanks are damaged,
- the fuel spilling from these tanks instantly forms a pool around the cockpit and catches fire immediately,
- the cockpit is intact, and
- the rescue team manage to reach the disabled aircraft within the mandatory time of 90 seconds and have the fire under control within another 30 seconds.

The results show that the flame temperature becomes about 900-1000 °C and result in an incident radiation to the aircraft at about 140 kW/m². If the aircraft body is in a position that allows the utmost possible radiation to penetrate the cockpit (with the cockpit canopy 1-2 meters above the fuel bed), the pilot will get serious burn injuries (full thickness burn) after less than 15 seconds at the radiation levels in question.

When the cone calorimeter tests were performed on parts from a Viggen aircraft, the material from the cockpit canopy over the pilot proved to have special characteristics, which cracked and deformed when exposed to heat. This resulted in less strength and protection against radiation. In order to determine the seriousness of this and to verify the theoretical results, two large-scale tests were performed.

In the first of these large-scale tests, a complete canopy was exposed to a large fire. When the fire was put out after 200 seconds the flames had completely destroyed the canopy and large pieces of the material had fallen out of its aluminum frame.

This result led to a full-scale test where a whole body of a Viggen aircraft was placed upside down in a large pool of MC75 (aircraft fuel), which was ignited. In this test, a test dummy was placed in the cockpit to examine how a pilot would be affected in a real fire incident. In this case the hood resisted the fire and the measuring equipment showed that the cockpit protected the pilot. One of the reasons for this is that the peak flame temperature is lower near the fuel bed – where all of the vaporization takes place and the pilot was located in this situation – as opposed to 1-2 meters above the fuel surface.

A hole was formed by the fire in the aluminum body near the pilots foot (the highest area within the cockpit) the moment before the extinguishment began, but in this case it did not lead to any significant rise in the cabin temperature. If the fire was to be allowed to continue an additional 10-20 seconds, fatal conditions might occur. It is therefore extremely important that the rescue team reaches the crashed aircraft within the mandatory time of 90 seconds and has the fire under control shortly after this.

The present procedures of the airbase rescue teams serves their purpose well in most situations, but they are not optimized to handle cases including an aircraft lying upside down. In order to find ways to optimize the use of precious time available, an inventory of different aids and techniques has been made.

The main suggestions made are:

- the rescue teams gets access to aircraft lifting bags,
- the rescue vehicles is equipped with better securing devices,
- mechanical lifting device is called for at the same time as the rescue team, and
- the development of special piercing nozzles.

In addition, proposals for further research and development are also made.

FÖRORD

Först och främst vill vi tacka professor Göran Holmstedt vid Brandteknik LTH och Pontus Nordberg vid FMV, för uppslag till projektarbetet och en mycket engagerande handledning. Dessutom vill vi rikta ett tack till Sven-Ingvar Granemark för all praktisk hjälp vi fått i brandlabbet och vid fullskaleförsöket samt till Staffan Persson med personal vid Räddningsskolan i Revinge för hjälp med utrustning och övningar trots ständigt kort varsel.

Andra som varit till stor hjälp i vårt arbete är:

- Olof Tillhagen med personal vid Försvarets Brandskolor i Halmstad, som hjälpt oss med fullskaleförsöket,
- Mikael Asplund och räddningsledare Håkan Ekstedt vid F16, som ordnade ett studiebesök och såg till att vi fick veta hur basräddningstjänsten fungerar idag,
- Jan-Åke Anderstedt med personal vid F10, som gav oss en grundlig genomgång av Viggen och har sett till att vi fått de flygplansdelar vi behövt för försöken,
- Lars Larsson och Svante Westin vid CCS i Göteborg, som bidragit med alla uppgifter om och utbildat oss på skärsläckaren, samt
- Bosse Andersson vid Räddningsverket, som inspirerat till försök med skärsläckaren.

Och så lilla Embla förstås som ordnat raster varannan timme...

Annevi Fredäng och Joakim
Hermansson
Lund i december 1999

INNEHÅLL

1	INLEDNING	1
1.1	BAKGRUND	1
1.2	SYFTE.....	1
1.3	MÅL 2	
1.4	METOD	2
1.5	AVGRÄNSNINGAR.....	2
2	ALLMÄNT OM FLYGPLANEN	3
2.1	VIGGEN	3
2.2	GRIPEN.....	4
3	DIMENSIONERANDE BRAND	5
3.1	VIKTIGA UPPGIFTER	5
3.2	ANTAGET SCENARIO.....	5
4	VÄRMEVÅG	7
4.1	FÖRUTSÄTTNINGAR.....	7
4.2	JÄMFÖRELSE HSLAB - KONKALORIMETERFÖRSÖK	8
4.3	HSLAB MED VERKLIG BRANDBELASTNING	9
4.4	GEOMETRIER OCH SYNFAKTORER.....	10
4.5	RESULTAT OCH DISKUSSION	11
5	BRANDFÖRSÖK	15
5.1	HUVFÖRSÖK	15
5.2	FULLSKALEFÖRSÖK.....	17
5.3	RESULTAT OCH DISKUSSION	21
6	RÄDDNINGSTJÄNSTTEKNIKER	23
6.1	NUVARANDE METODER	23
6.2	FÖRSLAG TILL FÖRÄNDRINGAR	24
6.3	RESULTAT OCH DISKUSSION	31
7	UPPOCHNERPROBLEMATIK	33
8	SLUTSATSER	35
	NOMENKLATUR	37
	REFERENSER	39
	BILAGOR	

1 INLEDNING

1.1 BAKGRUND

Denna rapport har kommit till på grund av att Flygvapnets piloter ställt frågor om hur väl de skulle klara sig om ett stridsflygplan vid ett haveri hamnar uppochner och antänds. Försvarets Materielverk (FMV) kontaktade därför Brandteknik vid LTH för att få saken utredd. Från Brandtekniks sida ansågs det vara en lämplig uppgift som projektarbete för ett par elever.

Det är vid start och landning sannolikheten är som störst för att ett flygplan ska råka ut för ett fel som leder till att planet havererar och störtar. Om ett stridsflygplan vid ett sådant tillbud hamnar uppochner, uppstår speciella problem vid räddning av piloten.

En människa som hänger uppochner är utsatt för ett onormalt kroppsläge och klarar sig därför inte opåverkad någon längre tid. Har en pilot dessutom fått ett slag i huvudet, är det i allmänhet av största vikt att undsätta honom snabbt.

Om antändning av utspillt flygbränsle runt omkring flygplanet sker, utsätts piloten på grund av detta för mycket stor belastning, såväl psykiskt som fysiskt. Omgivande flammor stressar den nödställda samtidigt som de värmer upp flygplanskroppen. Den inträngande värmevågen fortsätter in i förarkabinen och piloten kommer att påverkas av den ökande temperaturen, även efter det att själva branden släckts.

Stridsflygplan utsätts redan under normal användning för Extremsituationer och är därför byggda för att klara av stora påfrestningar. Detta medför att räddningsmannskapet stöter på problem då de ska undsätta piloten, eftersom inträngningen försvåras av den kraftiga konstruktionen hos förarkabinen. Nuvarande metoder innebär att räddning kan ta för lång tid.

1.2 SYFTE

Detta projektarbete syftar till att ge det svenska försvaret ett underlag för beslut om kommande omorganisationer och förändringar av flygbasräddningstjänsten. Arbetet ingår som en del i kursen ”Problembaserad Brandteknisk Riskhantering”, vilken är den avslutande kursen på Brandingenjörsutbildningen vid Lunds Tekniska Högskola. Syftet är att studenterna ska tillämpa de kunskaper som de tillägnat sig under studietiden och självständigt analysera och redovisa en omfattande uppgift på ett vetenskapligt och metodiskt sätt.

1.3 MÅL

Målet med projektarbetet har varit att utreda huruvida piloten riskerar att drabbas av omfattande brännskador vid haveri med efterföljande brand samt att finna metoder som kan medföra ett ökat skydd för piloten. Resultaten ska ställas i relation till hur en människa påverkas av den Extremsituation som uppstår då hon hänger uppochner och samtidigt befinner sig under påverkan av värme och psykisk press.

1.4 METOD

Arbetet har bestått av både teoretiska och praktiska delmoment:

- Beräkningar och tester av värmevägans utbredning från flamma, samt verkan av densamma på piloten. Detta har gjorts genom handberäkningar, datorberäkningar och tester på materialprover från Viggen.
- Tester på huv och hel förarkabin från Viggen avseende inträngning.
- Efterforskningar och resonemang som kan leda till förbättrat skydd för piloten och bättre möjligheter för räddningstjänsten att göra bra insatser.
- Studiebesök vid F16 i Uppsala och vid F10 i Ängelholm, där nuvarande materiel och tekniker studerats.

1.5 AVGRÄNSNINGAR

Beräkningar och laborationer är utförda med utgångspunkt att det är uppochnervända plan som studeras, eftersom det är omständigheter kring detta scenario som efterfrågats av FMV.

Arbetet förutsätter att olyckan inträffar inom flygplatsområdet, vilket medför att räddningstjänsten kan antas påbörja sin insats inom 90 sekunder. Detta innebär att pölbranden kring planet skall vara under kontroll efter maximalt två minuter.

Förarkabinen antas vara intakt då branden börjar. Motorn sitter på plats och antas ej brinna, vilket innebär att piloten inte utsätts för värmepåverkan från detta håll.

Säkerhet kring vapen och vapenverkan har inte beaktats eftersom flygplanen kan vara mycket olika bestyckade vid flygningarna och en brand i stridsmedel kan leda till extrema och brandtekniskt mycket svårbedömda situationer.

Arbetet omfattar inte ekonomiska avvägningar.

2 ALLMÄNT OM FLYGPLANEN

I detta kapitel ges mycket kortfattade beskrivningar av de två typer av stridsflygplan det svenska försvaret använder sig av och som detta projektarbete är inriktat på. Samtliga försök är dock utförda på Viggen, varför överföring av resultat mot Gripen består av diskussioner.

En markant skillnad mellan de två flygplanen Viggen och Gripen är storleken. En jämförelse görs i Bild 2.1.

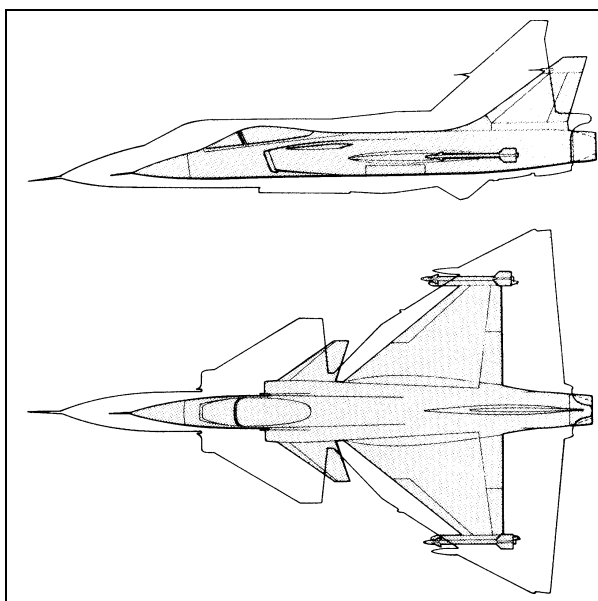


Bild 2.1: Storleksjämförelse mellan JA 37 Viggen – kontur – och JAS 39 Gripen – rastrerat¹

2.1 VIGGEN

Flygplanstypen AJ 37 Viggen (se Bild 2.2) började provflygas i slutet av 1960-talet och det första serietillverkade flygplanet överlämnades till det svenska försvaret 1971. Viggen tillverkades i flera versioner och det sista planet var en JA 37, vilket levererades 1990.

Flygplanet är konstruerat i duraluminium. Skalplåtarna är ca 2 mm tjocka med viss variation. På vissa ställen är plåtarna uppbyggda i bikakestruktur för att kombinera styrka med låg vikt.

Viggen är ett stort stridsflygplan med totallängd 16,4 m, spännvidd 10,6 m och en höjd på nästan 6 m. Maximal startvikt är 18,6 ton och kan i fulltankat skick, inklusive fälltankar, vara lastad med ca 7 m³ bränsle (MC75, se Bilaga 1).

¹ S. Stridsberg, ”Flygplan 37 Viggen”

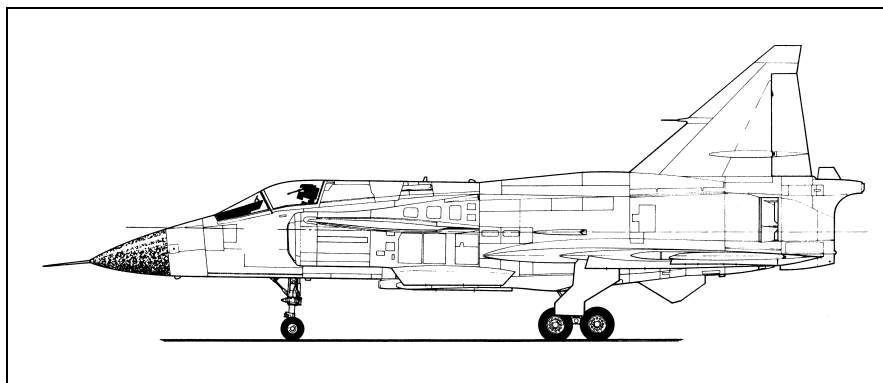


Bild 2.2: Viggen²

Efter hand som flottiljerna ute i landet blir utrustade med nya Gripenplan skrotas de äldre Viggenplanen, men de sista exemplaren av Viggen beräknas vara i bruk till omkring år 2010-2015.

2.2 GRIPEN

1982 beslutade Sveriges riksdag att ett svenskt JAS-system (Jakt-Attack-Spaning) skulle utvecklas. 1988 gjordes den första provflygningen av Gripen (se Bild 2.3) och det första serieflygplanet levererades till Flygvapnet under 1993. 1996 premiärflög den tvåsitsiga versionen av Gripen.

Även Gripen är tillverkad huvudsakligen av duraluminium, men en fjärdedel av strukturen består av kompositmaterial – främst i vingar, nosvinge, fena och luckor. Gripen är ett litet och smäckert stridsflygplan med en totallängd om 14,1 m, en spännvidd på 8,4 m och höjden 4,5 m. Maximal startvikt är 14 ton.



Bild 2.3: Gripen³

Gripen bär i fulltankat skick 6,3 m³ bränsle (MC75).

² S. Stridsberg, "Flygplan 37 Viggen"

³ J. Ahlgren, L. Christofferson, L. Jansson och A. Linnér, "Faktaboken om Gripen"

3 DIMENSIONERANDE BRAND

För att kunna göra bedömningar och beräkningar av hur ett flygplan och dess pilot kan komma att påverkas vid en eventuell brand, måste en för scenariot dimensionerande brand bestämmas. En dimensionerande brand är ett scenario som bedöms vara troligt och tillräckligt omfattande för att kunna ge allvarliga konsekvenser.

Det är viktigt att den dimensionerande branden väljs med stor omsorg. Ett alltför allvarligt scenario gör att nödvändiga motåtgärder får orimliga dimensioner. Ett scenario som inte är tillräckligt omfattande kan leda till att en eller flera allvarliga konsekvenser som uppstår vid en större brand inte framkommer vid undersökningen.

3.1 VIKTIGA UPPGIFTER

Vid ett haveri är det troligt att en eller flera av flygplanets bränsletankar skadas och att bränsle läcker ut. Då planet står eller ligger stilla kommer det utsläppta bränslet att sprida sig och bilda en pöl. Storlek och form på denna pöl bestäms bland annat av vilket underlag (material, vattenmättnad, lutning) planet befinner sig på, massflöde och utsläppsmängd av bränsle, samt om antändning sker direkt eller vid ett senare tillfälle. Härvid är det viktigt att beakta bränslets flampunkt och vilka tändkällor som kan antas förekomma vid ett liknande olycksförlopp (friktion, gnistbildning, varm motor). Faktorer som är av betydelse då antändning skett är bland annat planets placering i pölen (flamdjup, helt eller delvis omslutet av flammor), bränslets energiinnehåll (ΔH_c), flamtemperatur, infallande strålning och den tid som branden tillåts påverka flygplanskroppen.

3.2 ANTAGET SCENARIO

I det valda dimensionerande scenariot antas att det är vid start eller landning på en flygbas som haveriet sker. Ett par av de externa bränsletankarna skadas, varvid omkring två kubikmeter bränsle läcker ut. Flygplanet stannar på en plan, hård och ogenomsläpplig yta (t.ex. asfalt, betong eller tjälad jord), vilket medför att det utflödade bränslet omgående bildar en cirkulär pöl där planets förarkabin ligger i centrum.

Förarkabinen antas vara intakt så att skalet runt piloten är helt och inga flammor eller brandgaser kan tränga in i cockpit. Likaså antas flygplanskroppen bakom piloten sitta kvar och den uppkomna branden kommer alltså inte att tillföra någon värme från detta håll.

Antändning sker omedelbart på grund av t.ex. friktion, gnistbildning eller varm motor. Då bränslet i de aktuella flygplanen utgörs av MC75 som är lättantändligt, kommer förarkabinen efter kort tid således att vara helt omgärdad av flammor.

Räddningsstyrkan antas klara de stipulerade tiderna och är på plats efter 90 sekunder och har branden under kontroll inom ytterligare ca 30 sekunder.

Normalt sett kommer en stor del av ett bränslespill att finnas efter den väg planet åkt fram och inte som en cirkulär pöl runt cockpit, men för att få fram ett värsta, tänkbara scenario antas denna form och lokalisering av pölen.

Beräkningar och resultat med utgångspunkt i detta scenario finns i Bilaga 1. De viktigaste resultaten av beräkningarna med utgångspunkt i det valda scenariot är att den brand som uppstår kommer att brinna med en flamtemperatur som ligger omkring 900-1000 °C. Detta kommer att leda till att en flygplanskropp belägen mitt i bränslepölen utsätts för en infallande strålning på ungefär 140 kW/m².

4 VÄRMEVÅG

Beräkningar av värmevågans inträngning i förarkabinen har gjorts med hjälp av försöksserier i en konkolorimeter och simuleringar med datorprogrammet HSLAB (beskrivningar av programmet finns i Bilaga 2). Inledningsvis har resultaten från försöken och simuleringarna jämförts för att, kombinerat med litteratur, användas för framtagning av konstanter beträffande bland annat konvektion och ytans emissivitet. Därefter har simuleringar med högre strålningsnivåer utförts endast med datorprogrammet. Detta för att den högsta strålning som konkolorimetern uppnår ligger runt 60 kW/m^2 och de nivåer som behöver behandlas vid flygplansbränder kan vara över det dubbla.

4.1 FÖRUTSÄTTNINGAR

För att få rättvisande resultat från testerna i konkolorimetern har denna först kalibrerats med avseende på strålningsnivån. En mer ingående beskrivning av kalibrerings-förfarandet finns i Bilaga 3. Förutom kalibreringen krävs också att försöksmetoderna för konkolorimetern utarbetas så att minsta möjliga fel uppnås. Detta innefattar bland annat val av termoelement och isolering av de materialbitar som ska testas. En särskild provhållare med isolerade sidor har använts vid försöken, varför värmeförluster i sidled från försöksmaterialen försummas. För att mäta temperatur har termoelement av typ K använts. Denna sorts termoelement har egenskaper som gör dem särskilt lämpade i brandsammanhang eftersom mätområdet sträcker sig från -200 °C till $+1260 \text{ °C}$ och motståndskraften mot korrosion och förändring av mekaniska egenskaper på grund av värmepåverkan är stor.⁴

Temperaturskillnaden mellan den bestrålade och den icke bestrålade sidan var vid de inledande försöken mycket hög. För en 2 mm tjock aluminiumplåt uppmättes en skillnad på över 20 °C , då den borde vara knappt mätbar. Detta beror på att termoelementen på den bestrålade sidan noterar strålningsvärmens från konkolorimetern vilken är avsevärt högre än värmen på försöksmaterialets yta. För att komma till rätta med detta har termoelementen, i de fall de varit direkt utsatta för strålningsvärme, isolerats med en aluminiumtejp.

Den strålningsnivå som använts i konkolorimeterförsöken är uppmätt med hjälp av en Medtherm strålningsmätare⁵ (se Bilaga 3) och ligger runt 18 kW/m^2 (se Diagram 4.1). Det är också den strålning som varit ingångsvärdet i HSLAB för de jämförande simuleringarna.

⁴ S. Olsson, "Mätteknik för brandtekniker – mätning av temperatur, tryck och flöde"

⁵ Medtherm Corporation, "Certificate of Calibration"

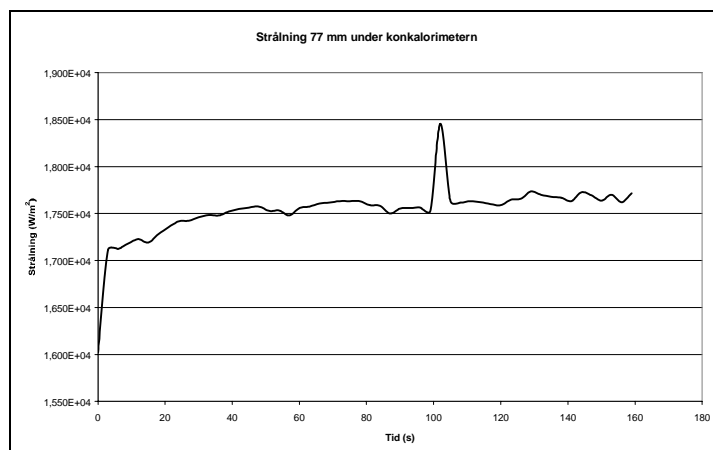


Diagram 4.1: Strålningsnivå vid försök i konkalorimeter.

4.2 JÄMFÖRELSE HSLAB - KONKALORIMETERFÖRSÖK

Bland de storheter som behövs som indata till HSLAB är det främst värmeövergångstalet h och emissiviteten ϵ som inte lätt kan hittas i litteraturen. För att få rättvisande värden på värmeövergångstalet för olika temperaturer har handberäkningar utförts. Dessa finns att tillgå i Bilaga 4. Resultatet visar att ett värmeövergångstal på omkring $8 \text{ W/m}^2\text{K}$ är acceptabelt för de ytemperaturer försöken i konkalorimetern resulterar i. För insidan väljs värmeövergångstalet till $6-7 \text{ W/m}^2\text{K}$.

För att kontrollera huruvida datorprogrammet överensstämmer med verkligheten används en fem millimeter tjock aluminiumplåt med känd emissivitet vid försök i konkalorimetern. Resultaten från dessa visar en god överensstämmelse (se Bilaga 5 och Bilaga 6). Därmed kan också värmeövergångstalet anses verifierat och används därför som indata i de försök där emissiviteten istället är okänd. Detta är fallet med den grön- och svartmålade aluminiumplåt som utgör Viggens kropp. Efter variation av den antagna emissiviteten fås en kurva som i stort överensstämmer med resultaten i konkalorimeterförsöken (se Diagram 4.2).

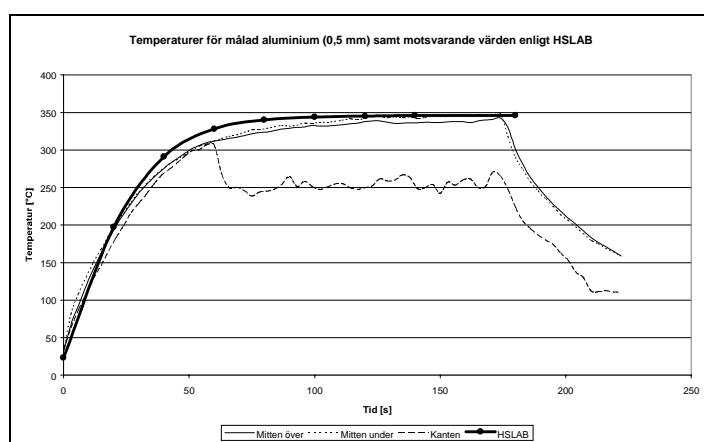


Diagram 4.2: Överensstämmelse mellan datorprogram och försök i konkalorimeter.

Även för en aluminiumplåt med tillhörande instrumentpanel är mätningar och simuleringar utförda. Resultatet visar att datorprogrammet också för mer komplicerade strukturer ger bra överensstämmelse.

Vad beträffar värmens inträngning genom plexiglashuven måste den direktinstrålning som piloten utsätts för på grund av glasets genomskinlighet beaktas. Efter försök i konkalorimetern med strålningsmätare på huvens insida fås att omkring 90 % av strålningen går rakt igenom materialet. Vid ett verkligt brandförlopp med en brandbelastning på 140 kW/m^2 skulle detta innebära en direktinstrålning på 126 kW/m^2 . Transmissionen varierar dock med strålningens våglängd, vilket skulle kunna innebära en viss skillnad mellan direktinstrålningen från en konkalorimeter och den från en flamma.

Tveksamt i resultatet från datorsimuleringar för plexiglasen är det faktum att beräkningar är utförda även för temperaturer över materialets smältpunkt ($\sim 300 \text{ }^\circ\text{C}$). Detta kan dock motiveras av att data inte är helt kända för den speciella typ av plexiglas som Viggenhuven är uppbyggd av. Här antas dock i vidare beräkningar att materialet börjar förlora sin flam- och brandgasavskiljande förmåga i och med att det börjar krackelera, uppskattningsvis vid $300 \text{ }^\circ\text{C}$.

Även för aluminiumplåten är simuleringar utförda för strålningsnivåer som ger yttemperaturer över materialets smältpunkt ($\sim 600 \text{ }^\circ\text{C}$). I de resulterande diagrammen (Diagram 4.3) är denna gräns inritad för att på ett enkelt sätt visa vid vilken tid genombrytning och därmed direkt flampåverkan på piloten fås.

4.3 HSLAB MED VERKLIG BRANDBELASTNING

Den brandbelastning som legat till grund för simuleringarna är beräknad enligt rimlig utsläppsmängd och ligger på 140 kW/m^2 (se Bilaga 1). Detta gäller under de första 90 sekunderna varefter branden anses vara släckt och en värmestrålning på endast $0,42 \text{ kW/m}^2$ tar vid. Denna strålningsnivå motsvarar en temperatur på $23 \text{ }^\circ\text{C}$.

Eftersom beräkningar av brandbelastning och därvid följande strålningsnivå in mot flygplanskroppen kan anses innehålla en viss osäkerhet är simuleringar utförda även för en strålning på 100 kW/m^2 (se Bilaga 6). Detta är också utfört för att visa på hur en förändring av strålningsbelastningen påverkar brännskadenivån på piloten.

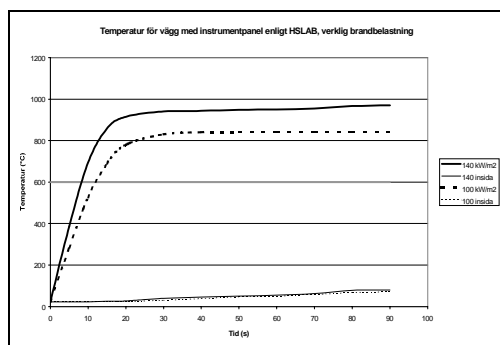


Diagram 4.3a: Ytemperatur för plåt.

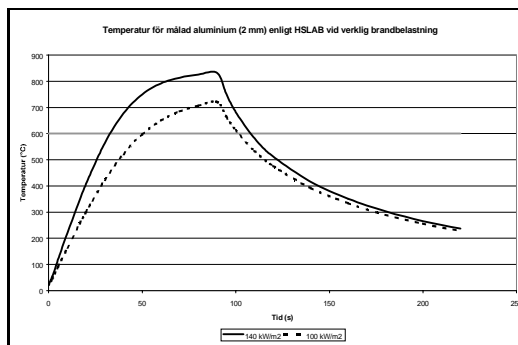


Diagram 4.3b: Ytemperatur för vägg.

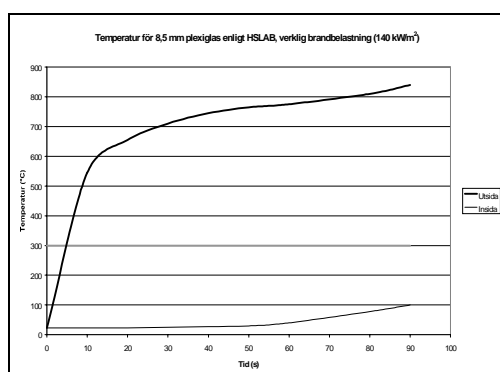


Diagram 4.3c: Ytemperatur för huv, förutsatt att den inte smälter.

Diagram 4.3a-c visar hur temperaturfördelningen skulle bli i de olika ingående materialstrukturerna enligt simuleringar i HSLAB vid en verklig brandbelastning. För 2 mm tjock aluminiumplåt är också avsvlningsfasen simulerad och inritad i diagrammet.

4.4 GEOMETRIER OCH SYNFAKTORER

Förarkabinen är uppbyggd av ett antal olika tjocka strukturer i olika material. För att förenkla beräkningar och simuleringar görs en indelning enligt följande:

- vägg av 2 mm målad aluminium
- vägg med instrument (2 x 2 mm aluminium med 25 mm luftficka mellan)
- 8,5 mm plexiglas
- tjock vägg som skyddar från värmestrålning

Den sistnämnda är främst väggen bakom piloten samt rakt framåt och antas uppta 30 % av förarkabinens totala omslutningsarea. Via denna fås ingen påverkan på piloten. Plexiglasen finns både ovanför, framför och vid sidan av piloten och antas ha 30 % av omslutningsarean. Det tunna skalet av enbart aluminium står endast för 20 % och väggstrukturen med instrumentpaneler för 20 %.

Då värmebelastningen på piloten ska bedömas är ovanstående indelning inte rättvisande. Eftersom ansiktet är den enda del av kroppen som är helt oskyddad kommer detta område vara det känsligaste och bli värst utsatt för strålning. För att

avgöra hur allvarlig påverkan piloten utsätts för, betraktas värmestrålningen till en punkt i ansiktet. Genom att studera hur stor synfaktor (= andel av det punkten ser) varje strukturtyp bidrar med, kan den totala strålningen till denna punkt beräknas.

En förenkling som görs är att en punkt i ansiktet endast antas se en halvsfär framåt. Eftersom piloten sitter helt omsluten av förarkabinen, summeras andelarna för denna halvsfär till ett. Synfaktorerna för ansiktet blir då:

- vägg av 2 mm målad aluminium ca 15 %
- vägg med instrument ca 15 %
- 8,5 mm plexiglas ca 50 %
- tjock vägg (hit räknas i detta fall även övriga delar av pilotens kropp) ca 20 %

Med hänsyn till denna indelning och till varje ytas synfaktor kan en total värmebelastning på piloten beräknas.

4.5 RESULTAT OCH DISKUSSION

Nedanstående beräkningar redovisar kortfattat hur mycket strålning piloten utsätts för i det fall en brand med en resulterande strålningsnivå på 140 respektive 100 kW/m² tillåts påverka flygplanskroppen. Strålningen från ytorna p.g.a. temperatur är beräknad enligt $Q'' = \epsilon \cdot \sigma \cdot T^4$ och slutlig strålning är summerad från de olika strukturernas strålningsandelar.

	Huv	Vägg med instrument	Vägg utan instrument	Skyddande
Strålning mot materialet (kW/m ²)	140	140	140	140
Strålning genom materialet (kW/m ²)	126	-	-	-
Resulterande temperatur på insidan p.g.a. värmeledning (°C)	125	90	830	23
Strålning från ytan p.g.a. temperatur (kW/m ²)	0,9	0,49	25,2	0,42
Total strålning från ytan (kW/m ²)	126,9	0,49	25,2	0,42
Synfaktor mot pilotens ansikte (%)	50	15	15	20
Resulterande strålning från respektive del (kW/m ²)	63,5	0,07	3,8	0,08

Detta ger en resulterande strålning på 67,5 kW/m².

	Huv	Vägg med instrument	Vägg utan instrument	Skyddande
Strålning mot materialet (kW/m ²)	100	100	100	100
Strålning genom materialet (kW/m ²)	90	-	-	-
Resultande temperatur på insidan p.g.a. värmeledning (°C)	125	88	725	23
Strålning från ytan p.g.a. temperatur (kW/m ²)	0,9	0,48	16,7	0,42
Total strålning från ytan (kW/m ²)	90,9	0,48	16,7	0,42
Synfaktor mot pilotens ansikte (%)	50	15	15	20
Resultande strålning från respektive del (kW/m ²)	45,5	0,07	2,5	0,08

Detta ger en resulterande strålning på 48,2 kW/m².

De strålningsnivåer som tagits fram ovan är baserade på temperaturer efter en och en halv minut. Eftersom brandförloppet är kraftigt och materialen leder in värmen relativt snabbt medför detta att värmebelastningen för piloten blir hög redan efter ett fåtal sekunder. Diagram 4.4 visar att fullhudsskador uppkommer på oskyddad hud redan efter ungefär tio sekunder vid den aktuella strålningsnivån (67 kW/m² motsvarar 6,7 W/cm²). För det fall då den mot flygplanskroppen infallande strålningen är 100 kW/m² nås fullhudsskador efter drygt 15 sekunder. Alltså innebär denna minskning av infallande strålning inte någon betydande positiv effekt för pilotsäkerheten.

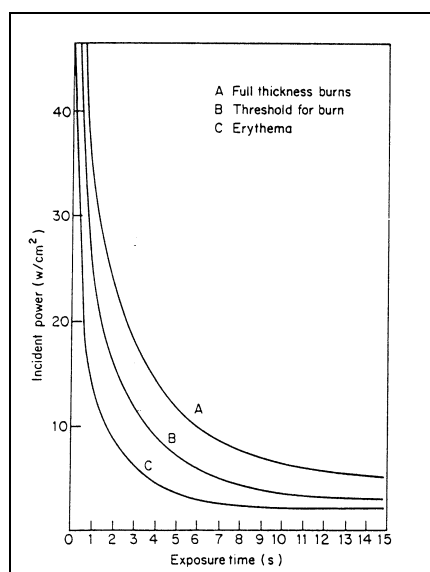


Diagram 4.4: Förhållandet mellan exponeringstid och strålningsnivå orsakande brännskador.⁶

Den uteslutande största delen av strålningen utgörs av direktstrålningen genom huvet. Det skulle kunna tänkas att denna andel minskar allteftersom branden pågår och glaset därmed sotat ned. Detta är dock inte av stor vikt eftersom huvet, enligt beräkningar i HSLAB, redan efter knappt tio sekunder når den temperatur då den kan antas börja krackelera. En kort stund senare skulle piloten utsättas för direkt flampåverkan, vilket inte kan innebära något annat än fullständiga brännskador. En rekommendation är att

⁶ J.P. Bull och J.C. Lawrence, "Thermal Conditions to Produce Skin Burns"

byta ut huvmaterialet mot ett som efter värmepåverkan får ett lägre transmissionstal och därmed bättre utestänger strålningen.

En aspekt på värmebelastningens påverkan på hud och klädmateriäl är den som illustreras i Diagram 4.5. Där kan utläsas att den ytemperatur som plåten har efter ett fåtal sekunder ger omedelbara brännskador vid direktkontakt med hud. Det är också mycket sannolikt att piloten kommer i direktkontakt med metallen eftersom förarkabinen är mycket trång och nedslaget kan ha orsakat deformationer. Den dräkt som piloten är utrustad med kan antas ha endast en viss motståndskraft och skulle inte märkvärt förlänga förloppet.

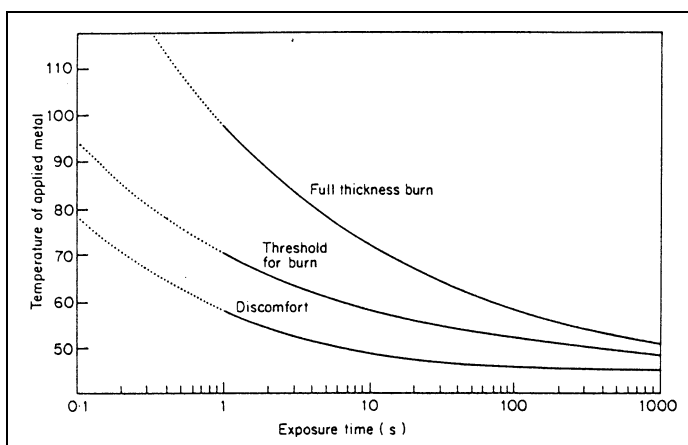


Diagram 4.5: Förhållandet mellan exponeringstid och ytemperatur.⁷

De ytemperaturer som visas i Diagram 4.3 på sidan 12 visar att en genombränning av det tunna aluminiumskalet fås en knapp halvminut efter brandens uppkomst. Detta resulterar i direkt flampåverkan på piloten med fullhudsbrännskador som följd.

Vid den beräknade brandbelastningen fås en värmepåverkan som redan efter 10-15 sekunder orsakar fullhudsbrännskador på oskyddad hud. Kommer dessutom piloten i direktkontakt med den omgivande heta aluminiumplåten riskerar han lokala brännskador inom ett fåtal sekunder. Vid den genombränning som startar någon halvminut efter brandens uppkomst fås direkt flampåverkan.

Slutligen bör man ta i beaktande de eventuella felkällor som skulle kunna ligga i beräkningar och simuleringar. Hur nära ligger egentligen konkalorimetern verklighetens brand? Finns det felaktigheter p.g.a. att mätningar endast är utförda på små plana ytor när verklighetens ytor är stora och böjda? Hur mycket inverkar de antagna värden som används i datorprogrammet? Och den kanske viktigaste frågan: Borde strålningsnivån regleras efter var i flammen den bestrålade ytan befinner sig (höjdled)?

⁷ J.P. Bull och J.C. Lawrence, "Thermal Conditions to Produce Skin Burns"

5 BRANDFÖRSÖK

För att undersöka riktigheten i de teoretiska beräkningarna och för att kunna göra bättre och säkrare bedömningar av hur allvarligt ett tillbud med brand kring ett uppochnervänt flygplan verkligen blir, har ett par storskaliga tester utförts – ett försök där endast den stora plexiglashuven utsattes för brandpåverkan och ett fullskaleförsök med en förarkabin från ett Viggenplan.

5.1 HUVFÖRSÖK

För att se hur en plexiglashuv till Viggen beter sig vid kraftig brandpåverkan har ett försök utförts vid Räddningsskolan i Revinge.

5.1.1 UPPSTÄLLNING

Vid försöket monterades en huv från ett Viggenplan uppochner i en ställning. För att undersöka hur värme transporteras in genom plexiglasets, isolerades alla öppningar så att inga flammor skulle komma in i huven utan att först bränna hål i huvmaterialet eller aluminiumbågen som håller fast glaset. Inne i huven placerades fyra termoelement för att registrera lufttemperaturerna där. Dessutom sattes ett termoelement på utsidan av plexiglasets (på lägsta punkten) för att registrera vid vilken tidpunkt flampåverkan på huven startade.

Ställningen placerades i en vattenfylld branddamm så att undersidan av huven befann sig ca 70 cm ovanför vätskeytan. Dammen har en diameter på ca 8 m (area ca 50 m²) och är utformad för övningar mot bränder i större bränslepölar. På denna vattenyta hölls 400 liter diesel ut.

Utomhustemperaturen var vid försöket ca 10 °C och vindstyrkan omkring 8 m/s.

5.1.2 FÖRSÖK

Bränslet andtändes vid ena kanten av dammen och flammorna fick sprida sig över ytan. På grund av att dieseloljan har hög flampunkt och det på försöksdagen inte var mer än 10 °C, tog antändningsförloppet tid och flamspridningen gick långsamt. Detta medförde att det blev svårt att avgöra exakt vid vilken tidpunkt huven ska anses ha börjat bli utsatt för flampåverkan.

Efter 90 sekunder påbörjades kylning och släckning. Då endast två strålrör med vatten och brandposttryck fanns att tillgå, blev förloppet utdraget och det tog 200-220 sekunder från brandstart tills branden kan anses ha varit släckt.

5.1.3 RESULTAT

Temperaturen inne i huven (utrymmet som bildats) steg mycket snabbt – snabbare än temperaturen på utsidan (se Diagram 5.1). Detta kan bero på att termoelementet på utsidan låg i kontakt med plexiglasets och mätte materialtemperaturen istället för gastemperaturen och att den infallande värmestrålningen gav en viss uppvärmning av luften inne i det isolerade utrymmet. Därmed är det svårt att avgöra exakt när huven började påverkas av branden. Dock kan konstateras att tiden uppgår till maximalt 20 sekunder.

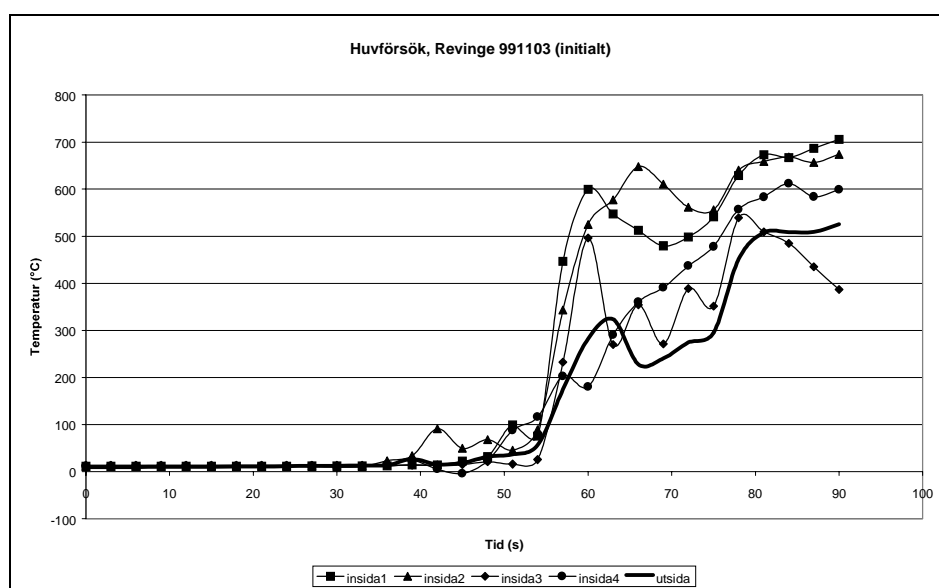


Diagram 5.1: Temperaturer på utsida och insida av huven vid brandpåverkan.

Huvmaterialet krackelerade på samma sätt som vid labbförsöken, men eftersom effekten var mycket högre i detta fall och huven var brandpåverkad i drygt 200 sekunder gick huven sönder ordentligt – stora delar av plexiglasets hade trillat ur ramen (se Bild 5.1).



Bild 5.1: Huv efter fyra minuters brandpåverkan.

5.2 FULLSKALEFÖRSÖK

Med resultaten från huvförsöket som bakgrund bestämdes att ett brandtest på en hel flygplanskropp skulle göras. Detta genomfördes i början av november vid Försvarmaktens Halmstadsskolor eftersom flygbränsle, släckbilar och personal med rätta kunskaper om flygplansräddning finns att tillgå där.

5.2.1 UPPSTÄLLNING

Till försöket användes flygplanskroppen från ett utrangerat Viggenplan. Motor, vingar och stjärtfena var borttagna för att underlätta hantering av kroppen (flytt och uppochnervändning). Likaså var en stor del av instrumenteringen samt alla raket- och sprängladdningar utplockade. Dessa förändringar i planets utrustning bedöms inte ha varit av någon signifikant betydelse för värmebelastningen på testdockan vid försöket.

Vid försöket saknades fronthuven – ”framrutan” – på flygplanet. För att inte få in flammor i förarkabinen den vägen, valdes att täcka denna öppning med mineralull. Detta innebär att viss andel av den strålning som normalt faller in på en pilot vid denna typ av händelse, i försöket inte påverkade testdockan. Eftersom direktinstrålningen måste ses som den viktigaste orsaken till värmebelastning på piloten bör avsaknaden av framruta ha resulterat i ett relativt stort fel. Dessutom påverkar strålningen framifrån främst ansiktet, vilket är den del av kroppen som är mest oskyddad.

Övriga förändringar som gjorts jämfört med ett flygplan som fortfarande är i bruk, men inte bedöms ha påverkat värmetransporten in till förarkabinen i nämnvärd omfattning, är:

- att förarstolen saknades, varför testdockan med hjälp av en plåtspann, mineralull och ståltråd sattes och fixerades i ett läge som motsvarar pilotens position efter en motsvarande olycka, samt
- att luftintagen till motorn sattes igen strax bakom öppningarna för att skydda den mätutrustning som placerats i motorutrymmet (kablar och slangar drogs ut bakåt).

För att kunna avgöra när huven utsattes för flampåverkan och för att mäta yt- och lufttemperaturer inne i cockpit, monterades 9 termoelement på ut- och insidan av förarkabinen. Utdata från samtliga termoelement loggades var femte sekund med en dator.

Testdockan Gustav är uppbyggd av en plast som har termiska egenskaper liknande människans hud (se Bilaga 7). Med hjälp av ett artificiellt blodsystem med tempererat vatten hålls dockans temperatur omkring 30 °C tills försöket inleds – detta för att få resultat som kan appliceras på en riktig människa. På Gustavs kropp finns 20 termoelement utplacerade, vilka används för att registrera de hudtemperaturer som exponeringen ger upphov till.

Utomhustemperaturen var vid försöket ca 10 °C och vindstyrkan omkring 5 m/s.

Flygplanskroppen placerades så att cockpit låg över en bränslepöl bestående av en vattenyta med en area om drygt 100 m², på vilken 500-600 liter flygbränsle (MC75)

hålldes ut. Flygplanet vältes så att det låg uppochner, lite på vänster sida (se Bild 5.2). Detta fick till följd att huven befann sig endast ca 20 cm ovanför bränsleytan, vilket visade sig ha stor betydelse för resultaten.



Bild 5.2: Flygplanskroppens läge innan försöket.

För att huven skulle vara helt stängd placerades ett lättklinkerblock under glaset som stöd, eftersom det var något fel på huvlåset (se Bild 5.3).



Bild 5.3: Detaljbild på förarkabinen.

Två videokameror på stativ placerades ut för att dokumentera brandförloppet – den ena filmade hela flygplanskroppen medan den andra var inzoomad på förarkabinen. Förutom dessa videokameror togs stillbilder med två kameror.

5.2.2 FÖRSÖK

Då uppställningen var färdig enligt beskrivning ovan, tändes bålet med ca 10 liter bensin. Detta förfaringsätt användes för att få ett snabbt antändningsförlopp med hög flamspridningshastighet i inledningsskedet, vilket vid en verklig händelse skulle kunna orsakas av hög friktionsvärme eller att motorn fortfarande är igång.

Det första försöket blev inte bra eftersom vinden hade drivit bort bränslet till ena halvan av pölen så att det endast brann på en sida om flygplanskroppen. Efter 90 sekunder inleddes släckning och kylning med skum (detergent tungskum från takkanon på släckbil). Denna tid är vald med tanke på basräddningstjänstens insatstid, vilken är satt till just 90 sekunder. Flygplanet var i detta läge inte påverkat av värmestrålning i nämnvärd omfattning.

Ett nytt försök iscensattes ca 10 minuter efter det första. Vid detta tillfälle blev huven exponerad på bägge sidor, men brandarean var lite för liten för att flammorna skall kunna anses ha varit optiskt tjocka. Med optiskt tjock flamma menas att den kan anses ha emissiviteten = 1 och att ett ökat flamdjup inte medför någon ytterligare värmestrålning till flygplanet. Flamdjupet var omkring en meter och det krävs ca två meter för att erhålla en optiskt tjock flamma med denna typ av bränsle. Det fanns små mängder skum kvar på flygplanskroppen sedan det tidigare försöket, vilket dock inte kan anses ha bidragit till något ökat skydd mer än de allra första sekunderna (se Bild 5.4).



Bild 5.4: Brandförsök 2, precis efter antändning.

Släckning påbörjades i detta fall knappt 90 sekunder efter brandstart och släcktiden uppskattas ha uppgått till maximalt 10 sekunder. Efter detta lämnades flygplanet orört i 10 minuter för att få värden på hur Gustavs yttemperaturer varierade. Detta motsvaras av ett scenario där en pilot sitter kvar i förarkabinen under en räddningsinsats och att ingen ytterligare kylning sker.

5.2.3 RESULTAT

Det visade sig att förarkabinen i detta fall klarade av att skydda piloten mot föreliggande brandbelastning. Plexiglashuven var kraftigt påverkad men intakt – inga sprickor eller hål hade hunnit bryta igenom (se Bild 5.5).



Bild 5.5: Brandpåverkad huv efter släckning.

Det hade smält hål i aluminiumplåten vid vänsterfoten, men eftersom det inte blev någon nämnvärd ökning av lufttemperaturen inne i cockpit (se Diagram 5.2) antas att det var ett gränsfall och att hålet uppstod precis innan släckningen påbörjades. Hade genombrottet skett tidigare hade en direkt flampåverkan fått och temperaturen ökat drastiskt.

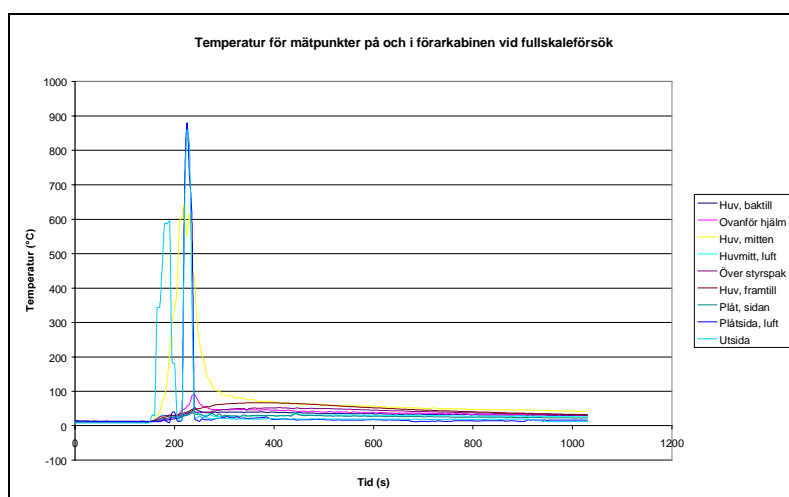


Diagram 5.2: Temperaturer på och i förarkabinen.

Testdockans yttemperatur ökade inte någonstans mer än ca 10 °C (se Diagram 5.2), vilket inte skulle ha medfört några brännskador. Tyvärr fungerade inte det enda termoelement som satt öppet, på Gustavs näsa, vilket innebar att ingen registrering av temperatur för oskyddad hud skedde – alla mätpunkter satt under klädsel, hjälm eller visir.

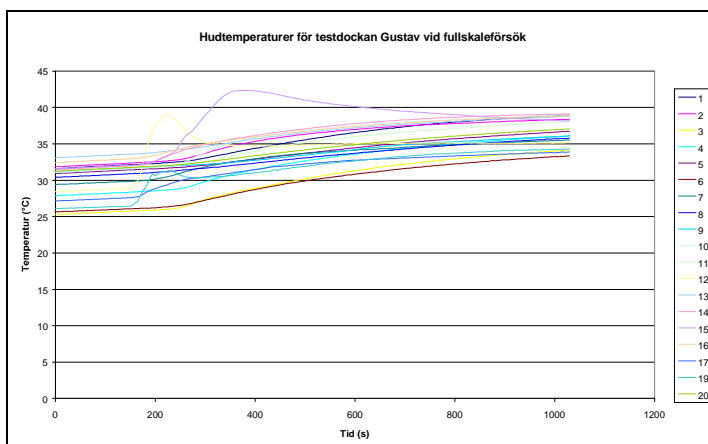


Diagram 5.3: Hudtemperaturer hos testdockan Gustav (förklaring av mätpunkterna finns i Bilaga 7).

5.3 RESULTAT OCH DISKUSSION

Resultaten från de båda storskaliga försöken visar på främst en viktig faktor vad gäller värmepåverkan på piloten – placering av förarkabinen i höjdlid över bränsleytan. Att förarkabinen och piloten klarade sig bra vid försöket beror förmodligen på att denna del av flygplanet befunnit sig så nära flammornas bas. Närmast vätskeytan sker all förångning av bränslet och förbränningen vidtar strax ovanför (centimetrar). Temperaturen fortsätter att öka ytterligare en bit upp i flammorna (decimetrar) och störst brandpåverkan fås 1-2 meter ovanför bränsleytan. Detta illustreras även bra av den påverkan som noterats på huven vid försöket i Revinge. En höjdskillnad på bara en halv meter mellan de båda försöken visar, även om det är olika bränslen och pöldimensioner, vikten av denna placering.

Alltså bör det diskuteras huruvida konsekvenserna av brand blir större vid ett scenario då planet efter haveri hamnar på rätt köl och bränslepölen antänds. I detta fall skulle förarkabinen befinna sig högre upp i flammorna och därmed utsättas för en avsevärt högre värmepåverkan. Fördelen med detta läge är att tiden för räddningstjänsten att få ut piloten kortas, men om huven går sönder innan branden är släckt är sannolikheten stor att piloten får mycket allvarliga brännskador.

Med tanke på bl.a. den början till genombränning av plåten som inträffat vid pilotens fotända måste också frågan ställas om vad som skulle hända om branden tillåts fortgå ett litet tag till – kanske bara 10-20 sekunder ytterligare skulle resulterat i allvarliga brännskador på den annars så gott som opåverkade piloten. För pilotens säkerhet är det mycket viktigt att räddningsstyrkan klarar av att hålla sin insatstid om maximalt 90 sekunder.

I Diagram 4.4 på sidan 12 visas hur brännskadenivån inte bara beror av strålningsnivån utan också av exponeringstiden. Detta innebär att en liten ökning av insatstiden kan resultera i allvarliga konsekvenser för piloten, även om värmepåverkan till synes är låg vid flammans bas.

Vid tidigare försök utförda på ett Drakenplan⁸ visade det sig att huven var den del av planet som bäst klarade att motstå brandpåverkan och därmed hindra värmens inträngning i förarkabinen. Detta beror på att huvmaterialet vid höga temperaturer bildar en bubblig, ogenomskinlig yta. Vad gäller det material som Viggens huv består av resulterar en brandpåverkan i lägre hållfasthet och försämrat strålningsmotstånd. Viktigt för framtida utveckling av brandskyddet är att undersöka det material som valts till Gripens huv.

⁸ G. Holmstedt, ”Brandförsök med J35 Draken på Nyårsåsens skjutfält den 7 juni 1995”

6 RÄDDNINGSTJÄNSTTEKNIKER

Nuvarande metoder att få ut en pilot ur ett plan som havererat och hamnat uppochner kan vara mycket tidskrävande. Därför behövs antingen förbättringar i detta avseende eller utvecklande av bra skyddsmetoder som gör att piloten klarar av att sitta kvar i cockpit en längre tid. Detta kapitel redogör för de olika förslag till åtgärder som framkommit under arbetets gång.

6.1 NUVARANDE METODER

Basräddningstjänsten är idag uppbyggd på insatsstyrkor som omfattar en anställd räddningsledare och fem värnpliktiga brandmän. Vid ett larm om haveri inom banområdet har styrkan en anspänningstid om 20 sekunder och en körtid om 70 sekunder till förfogande, vilket innebär att nedslagsplatsen nås inom 90 sekunder. En uppkommen brand skall vara under kontroll inom ytterligare 30 sekunder. Flygplanskroppen ska alltså som allra mest bli utsatt för brandpåverkan i två minuter.

Även efter att branden släckts fortsätter värmevågen att vandra in i förarkabinen och piloten kan bli utsatt för höga temperaturer flera minuter efter genomförd släckinsats. I dagsläget har räddningstjänsten inte någon fastlagd metod eller särskild utrustning för att skydda och kyla föraren efter ett brandtillbud. För att snabbt ta sig in i förarkabinen kan räddningspersonalen slå sönder skyddshuven med hjälp av en slägga ifall den vanliga huvöppningsmekanismen inte fungerar.

Om planet ligger uppochner, vilket inte är ett otroligt scenario om det t.ex. kanat av banan och slagit runt, måste flygplanskroppen i allmänhet lyftas för att man ska kunna öppna/slå sönder huven och den vägen plocka ut piloten. Det kan då ta 20-30 minuter för räddningstjänsten att ta sig in till den nödstälde. Detta beror bland annat på att:

- räddningspersonalen kan behöva gräva för att kunna få in någon form av lyftutrustning under planet,
- de lyftkuddar som finns på räddningsfordonen inte kan lyfta planet tillräckligt högt i ett lyft,
- pallningsmaterialet inte är det mest funktionella och säkringen därför tar tid,
- den domkraft som finns på baserna är alldeles för tung och otymplig för att kunna användas praktiskt i ett nödläge.

6.2 FÖRSLAG TILL FÖRÄNDRINGAR

Här tas idéer till förändringar och vidare studier upp. Inget av förslagen är allena saliggörande och innan de föreslagna åtgärderna anammas måste avvägningar göras för att bedöma nyttan av och kostnaderna för varje enskild förändring.

6.2.1 SKÄRSLÄCKARE

Utifrån industrins nyttjande av vätskeskärsystem har företaget CCS-COBRA utvecklat en utrustning för håltagning vid räddningstjänstinsatser. Detta system arbetar med vatten under högtryck (200-300 bar) med en inblandning av ett skärmedel, s.k. abrasiv. Abrasivet som används är korund – en sand tillverkad av smält bauxit (aluminiumoxid).

Försök har visat att denna utrustning, förutom att den tar upp hål i de flesta konstruktioner och material, även har mycket goda släckegenskaper. Med ett arbetstryck på 200 bar erhålls ett flöde som ligger mellan 40 och 50 liter per minut. I de flesta släcksammanhang är detta flöde, jämfört med ett vanligt strålrör som ger 300 liter per minut, en stor fördel eftersom vattenskadorna minskas markant.

De fördelar med systemet som vi tagit fasta på är framför allt det faktum att det är en kall skärmetod utan risk för gnistbildning, och därmed en eventuell återantändning av bränslepölen, men också den kylande verkan som metoden har på förarkabinen och piloten.

För att avgöra skärsläckarens tillämpbarhet vid insatser mot havererade stridsflygplan har skyddsavståndet, strålens uppbrott och kastlängd samt skärhastigheter för olika i flygplanen ingående material undersökts. En mer noggrann redogörelse för försöken och teoretiska beräkningar utifrån dessa finns i Bilaga 8 och Bilaga 9.

Resultaten av försöken visar att skärsläckaren, som den nu är utformad, vid arbete måste ha ett skyddsavstånd på minst sju meter. Fem meter från munstycket är strålen fortfarande väl sammanhållen och ger omedelbar smärta på oskyddad hud (hand) för att vara helt uppbruten efter ytterligare två meter (se Bild 6.1).



Bild 6.1: Strålbild från skärsläckaren.

Inga försök har gjorts där ögon eller andra ömtåliga ställen exponerats för skärsläckarens stråle, men en bedömning är att ännu större avstånd åtgår för att inte riskera att skada dessa kroppsdelar. Eftersom strålbilden ser likadan ut både med och utan abrasivblandning, måste skyddsavståndet vara minst lika stort för den med abrasiv blandade vattenstrålen. Skärsläckaren är en såpass kraftig utrustning att strålen, även utan abrasivblandning, utgör en stor risk för en pilot. För att kunna tillämpas på flygplan är ett skär- och skyddsavstånd större än någon decimeter orimligt, varför detta måste åtgärdas för att kunna användas praktiskt.

Ytterligare en faktor som kräver ändring av utformningen är skärtiden. Skärhastigheten för två millimeter tjock aluminiumplåt är cirka 40 centimeter per minut (se Bild 6.2), vilket skulle ge en total skärtid på omkring fem minuter för ett hål med två meters omkrets (bedömt som erforderligt för att kunna plocka ut piloten). Det är dock inte ”rent” på insidan av plåten – det finns en hel del balkar och spant i skalet och i stora delar av förarkabinen dessutom instrument som gör att den effektiva skärhastigheten blir mycket lägre.



Bild 6.2: Aluminiumplåt skuren med skärsläckaren.

Vid försök att skära i huvens plexiglas visade det sig att strålen snabbt gör hål i materialet, men slår loss stora flisor som flyger omkring och med sina vassa kanter kan orsaka ytterligare skada (se Bild 6.3). Skärhastigheten i detta material är mycket högre än i aluminium, men på grund av splittret kan det idag inte rekommenderas att skära i Viggens huv för att undsätta människor. Dessutom tar det inte längre tid att slå sönder huvan med en slägga.



Bild 6.3: Splittrade kanter i huvmaterialet efter håltagning med skärsläckaren.

6.2.2 ANNAN HÅLTAGNING

Efter en olyckshändelse vill räddningspersonalen snabbt kunna komma åt piloten för att skydda mot värme, ta loss honom eller ge akutsjukvård. För att ta sig in i förarkabinen är det mest lämpligt att på något sätt göra hål i huvmaterialet, eftersom det inte finns några större ”rena” plåtytor – på insidan finns balkar och instrument nästan överallt. Det finns olika sätt att angripa materialet i plexiglashuvan och försvaret testar flera metoder att ta sig igenom detta.

Efter brandförsöket i Halmstad gjordes ett försök att göra hål i huvan med en vanlig hammare. Det gick utan problem att slå hammaren genom det brandpåverkade materialet. Följaktligen bör det vara ett av de enklaste sätten att snabbt göra en öppning för att vädra ut värme och få in vatten för kylning.

Eftersom huvmaterialet uppvisar ett beteende som är typiskt för härdade material – vid brandpåverkan sker sprickbildning i huvudspänningarnas riktning, vid mekanisk åverkan (skärsläckare och hammare testade) splittras materialet och vassa flisor slås ur – går det bra att slå hål i huvan med hjälp av en slägga eller dylikt, även utan att materialet blivit upphettat (se Bild 6.4).



Bild 6.4: Huv utsatt för mekanisk överkan.

Dock bör nämnas att det finns nackdelar med denna metod. Piloten sitter trångt i förarkabinen och det är viktigt att ett slag mot huvan inte träffar honom då materialet ger efter. Det föreligger risk att omkringflygande splinter träffar piloten. Dessutom är det inte helt ofarligt att försöka kyla förarkabinen med ett vanligt strålrör, då det kan vara svårt att reducera flödet till lagom mängd och en sluten stråle på så nära håll kan skada en människa

6.2.3 DIMSPIK

För att skydda piloten mot den inträngande värmevågen och kyla redan uppkomna brännskador är det viktigt att snabbt påbörja någon form av kylning inne i förarkabinen. Ett sätt att lösa detta kan vara att använda sig av dimspik (strålrörsspett). Enkelt beskrivet är detta ett rör med ett släckmedelsmunstycke i en ände, vilket slås in genom en vägg eller dylikt och sedan kopplas till en vanlig brandslang. På detta sätt kan släckmedel tillföras utan att en öppning måste tas upp först.

En annan fördel med dimspikar är att dessa relativt enkelt kan utformas för speciella användningsområden – rörets längd och munstyckets flöde kan avpassas för att tjäna sitt syfte optimalt. Med rätt munstyckutformning fås en fin vattendimma med små vätskedroppar och lågt flöde, vilket är det bästa sättet att utnyttja vattnets kylande effekt. Detta medför även att riskerna minskar för att piloten skadas av ett för högt vattentryck eller vattenflöde, vilket kan bli fallet om förarkabinen kyls med hjälp av ett vanligt strålrör. Dels är det svårt att påföra vattnet i lagom mängd så att piloten inte blir dränkt och dels är det nästan omöjligt att vara säker på att vattnet alltid sprutas med spridd stråle inne i cockpit.

Likaså kan på ett enkelt sätt märkas ut var på flygplanskroppen dimspiken skall slås in. Detta medför att handhavandet blir enkelt, vilket är en mycket stor fördel i ett läge då användaren är stressad. Härav följer även att utbildningen av de värnpliktiga som ska använda utrustningen inte blir särskilt tidskrävande eller komplicerad.

6.2.4 LYFTKUDDAR

Då ett flygplan kanar av landningsbanan är det inte otroligt att det hamnar så att huvan blockeras och inte går att öppna (t.ex. uppnöner). För att kunna plocka ut piloten måste flygplanskroppen lyftas upp för att frigöra huvan såpass att den kan öppnas eller slås sönder. Idag använder sig basräddningstjänsten av lyftkuddar. Det kan ta en hel del tid att göra ett lyft om de måste gräva för att få in kuddarna under haveristen, göra lyftet, säkra upp planet så att det inte förorsakar några mer skador och – i oturliga fall – göra ytterligare lyft för att komma upp tillräckligt högt. Ett alternativ för att minska den totala lyfttiden är att lägga flera mindre lyftkuddar ovanpå varandra för att få ett högre lyft. Nackdelen med detta är att det kan bli ostadigt då lyftet blir högre.

För att förbättra möjligheterna att göra snabbare insatser kan basräddningsbilarna förses med höglyftande kuddar. Vetter tillverkar lyftkuddar som är speciellt utvecklade för att lyfta flygplan och de finns med lyfthöjder över tre meter. För piloträddning bör en lyfthöjd på omkring en meter räcka och då erbjuds en kuddsats som lyfter drygt tre ton till en maximal höjd om 102 cm på en halv minut (se Bild 6.4). Det finns också kuddar som inte är direkt utvecklade för flygplansräddning men fungerar bra ändå. Vetter har en sats som lyfter maximalt 22,6 ton till en höjd om 110 cm på ca fem minuter.



Bild 6.4: Vetter lyftkuddesats.

6.2.5 MASKINELL LYFTHJÄLP

Ett alternativ för att kunna göra snabbare och säkrare lyft kan vara att undersöka om det går att utveckla en teknik att använda någon form av maskinell lyfthjälp, t.ex. en kran eller truck. Att köpa in en lämplig maskin kan bli mycket av en ekonomisk fråga – att ha ett dyrt fordon stå still och bemannat hela tiden i väntan på larm är inte kostnadseffektivt.

Ett alternativ vore att utrusta räddningsbilarna med en lyftkran av den typ vissa civila räddningstjänster använder sig av på sina trafikolycksbilar. Problemet blir då att den kran som krävs för så tunga lyft medför att fordonet blir för stort och otympligt för att köras i terräng. Dessutom blir accelerationsmöjligheten mycket låg vilket medför att man får ett långsamt fordon. Detta blir en mycket viktig faktor då körsträckorna är korta, vilket är fallet med räddningstjänst inom flygplatsområdet.

Däremot kan man tänka sig en lösning som blir mycket mer av en organisatorisk förändring. På de flesta flygbaserna finns någon form av lastmaskin eller truck som är i arbete under den tid flygning pågår. Genom att förändra rutinerna kan dessa maskiner med sina ordinarie förare vid haverilarm larmas ut för att vara räddningsstyrkan behjälpliga.

Genom utvecklingsarbete och tester bör metoder för att kunna lyfta flygplanskroppen med hjälp av t.ex. gafflarna på en hjullastare eller gaffeltruck kunna tas fram. Storlek och styrka på maskinen måste avpassas så att det inte är något av dessa som sätter gränserna vid en insats. Likaså är det viktigt att studera var på planet – t.ex. i förhållande till tyngdpunkten – lyftanordningen sätts för att lyftet ska bli så effektivt som möjligt. Även lyfttiden är viktigt att studera – det får inte ta för lång tid att få upp flygplanet.

En viktig nackdel med maskinell lyfthjälp är den ökade risk för återantändning som uppstår då fordonet körs ut i bränslespillet.

6.2.6 SÄKRING VID LYFT

Vid alla former av räddningsinsatser måste räddningspersonalens säkerhet prioriteras. Då arbete med ett havererat flygplan ska ske, måste flygplanskroppen säkras så att den inte kan orsaka ytterligare skador. Särskilt gäller detta vid arbeten som innefattar lyft av planet, men även ett plan som ligger på marken måste säkras så att ingen kan klämmas eller skadas på annat sätt.

Idag har man på räddningsfordonen pallningsvirke av trä i dimension 100 x 100 mm. För att palla under en upplyft flygplanskropp staplar man virket i flera, korslagda lager (pagodmodell). Fördelar med detta material är att det är flexibelt och går att använda till mycket. Det är lätt att kapa till bitar i lagom storlek och form. Nackdelar är att det inte är så bra utformat för att bygga på höjden – det tar tid att stapla många lager. Om man sätter ihop lite större moduler blir de tunga och otypliga att jobba med.

Nuförtiden finns alternativ till mer traditionellt pallningsmaterial att tillgå. Fördelar med de nya materialen – som t.ex. plaster och kompositier – är att de i allmänhet är mycket lättare än trä. Bland annat finns lastpallar i tålig plast, vilka är mer vikt effektiva än motsvarande av trä.

Speciellt utformade moduler i olika form och storlek kan beställas för att passa ännu bättre för de särskilda ändamål det här är frågan om. Trappformade block finns att få tag på och de är mycket effektiva. Direkt vid framkomst till en haverist kan dessa sättas in på lämpligt ställe som säkring. Dessutom är de idealiska vid lyft – de skjuts in allteftersom lasten höjs och detta ger en ökad säkerhet under hela lyftet.

En nackdel med pallningsmoduler av plaster är att de kan smälta snabbt i kontakt med den upphettade flygplanskroppen, till skillnad från de av trä som vid värmepåverkan förlorar sin hållfasthet långsamt och kontrollerat. Ytterligare nackdelar med dessa konstgjorda material är att de kan vara svåra att justera till form och storlek om det inte finns någon bit som passar i den föreliggande situationen. För att inte råka ut för detta bör det finnas bitar med olika form och storlek på utryckningsfordonen. Om man

dessutom ser till att det finns en del träbitar med på bilarna ska det inte vara några problem att anpassa säkringsutrustningen för de flesta uppkomna situationerna. Över huvud taget är det viktigt att det finns gott om pallningsmaterial att tillgå för att inte behöva hämta mer under insatsen.

6.2.7 PERSONLIG SKYDDSUTRUSTNING

Ett sätt att skydda mot värmepåverkan, men som inte är egentlig räddningstjänstteknik, är att utveckla den personliga skyddsutrustning som piloterna har på sig. Idag är denna inte utvecklad för att skydda mot brand och hetta. Ett visst skydd ger dock plaggen eftersom utrustningen bygger på flerlagerprincipen och är så gott som heltäckande – det är bara i ansiktet som piloten har helt oskyddad hud.

Under senare tid har nya typer av skyddsutrustning kommit ut på marknaden. Bland nyheterna kan bl.a. nämnas kylvästar, vilka hjälper till att hålla användarens kroppstemperatur nere, även vid hårt arbete eller yttre värmepåverkan. Dessa används idag av personer som har krävande arbeten vilka kan lindras med ett ökat skydd mot värme, t.ex. stålverksarbetare och gruvarbetare.

Idag laddas en kylväst upp genom att den förvaras i en kylbox och tas fram då det är dags att använda den. Detta innebär att det är svårt att applicera denna typ av kylväst på en stridspilot som skydd vid brand, eftersom västen kan ha förlorat sin kylande verkan under ett utfört flyguppdrag. För att göra denna typ av utrustning intressant för stridsflyget behövs innovationer som gör det möjligt att aktivera den kylande effekten då den verkligen behövs.

”Smarta kläder” som hjälper till att leda bort värme och på så sätt kyla användaren finns idag utvecklade för att användas i samband med fysisk träning. Plagg med liknande egenskaper skulle kunna vara intressanta även för piloter, men dessa måste testas för att se så att de inte smälter eller på annat sätt kan skada bäraren vid ett brandtillbud.

Uppslag till vidare forskning kan vara att studera möjligheten att tillverka västar eller andra plagg som vid brand aktiveras och genom en endoterm (värmekrävande) reaktion kyls för att skydda bäraren eller att piloten utrustas med en brandskyddande dräkt (flamsäker med isolering). Vid framtagandet av nya produkter måste hänsyn tas till funktionen i samverkan med befintlig utrustning som t.ex. G-dräkt.

6.3 RESULTAT OCH DISKUSSION

Nuvarande metoder för att undsätta en pilot efter ett haveri fungerar i de flesta fall bra, men de är inte optimerade för att klara av de fall då flygplanet ligger uppochner.

Ett redskap som tar upp hål med en kall metod utan gnistbildning och dessutom tillför vatten som kan kyla den närmaste omgivningen, bör vara av stort intresse då personer behöver undsättas där det kan finnas bränsle och kan ha brunnit. För att skärsläckaren ska kunna användas vid insatser mot flygplan krävs att ett flertal faktorer åtgärdas. Främst måste skyddsavståndet kortas. Detta kan t.ex. lösas genom att man använder sig av en impinging jet, vilket innebär att man utformar munstycket så att fem-sex strålar riktas mot ett gemensamt fokus, varvid strålarna bryter upp vid kollisionen med varandra och på så sätt förlorar sin skärverkan. Detta skulle kunna lösas med ett reglerbart munstycke där fokus kan flyttas för att ge bästa skäreffekt i de olika materialen och tjocklekarna hos flygplansväggen. Skärhastigheten är idag för låg och måste ökas för att denna utrustning ska vara intressant i flygplanssammanhang. Dessutom ställer utbildning och handhavande höga krav på den som ska använda utrustningen. Skärsläckaren har dock potential att utvecklas till ett mycket effektivt redskap om ovanstående hinder kan övervinnas. Det är särskilt intressant att utveckla skärsläckaren till en form av losstagningsverktyg då flygplanskroppen efter nedslaget kan ha deformerats och på så sätt klämt fast piloten.

Själva håltagningen in till förarkabinen på ett Viggenplan bereder inte några större svårigheter, då det med en vanlig slägga går lätt att slå hål i huvmaterialet. Det är dock viktigt att inte piloten skadas av slaget eller omkringflygande splitter och detta kan vara svårt att undvika.

Då det efter ett brandtillbud är av stor vikt att snabbt få till stånd någon form av kylning av cockpit kan vattenpåföring med ett strålrör vara ett bra och enkelt sätt. Faran med detta ligger i att en undsättande person i iveren kan komma att slå på en kraftig vattenstråle eller i stort sett dränka föraren.

Genom att använda sig av rätt sorts dimspik kan räddningspersonalen snabbt och säkert lindra värmebelastningen på en pilot. En effektiv kylning utan onödiga mängder vatten hör till fördelarna med denna metod. Handhavandet är enkelt och minskar sannolikheten för fel.

Personlig skyddsutrustning i form av brandskyddande kläder finns idag av många olika märken och modeller att köpa. För att kunna användas måste dessa plaggs funktion tillsammans med piloternas nuvarande utrustning testas väl. Plagg med kylande verkan som kan skydda en stridspilot mot värmepåverkan från en brand finns idag inte att få tag på.

För att plocka ut en förare snabbt ur ett uppochnervänt plan måste räddningspersonalen kunna lyfta upp flygplanskroppen på ett smidigt sätt. Ibland är det nödvändigt att gräva för att få in lyftkuddar under haveristen och just denna tid kan vara svår att förkorta. Den beror till viss del på hur mycket personal som finns att tillgå. Däremot finns stora vinster att göra genom att använda sig av väl avpassade

lyftkuddar. Kan flygplanet lyftas tillräckligt högt i ett lyft sparas mycket tid och med rätt sorts kuddar är ett sådant lyft säkert för alla inblandade.

Utvecklingsarbete och tester bör kunna leda till att på baserna befintliga maskiner kan användas till att lyfta havererade flygplan. Genom att dessa maskiner larmas ut samtidigt som räddningsstyrkan kan lyftarbetet inledas så gott som omedelbart efter släckning.

För att inte riskera ytterligare skador på människor efter en krasch måste lättarbetat och väl fungerande säkringsmaterial finnas tillgängligt för räddningspersonalen. Färdiga block i olika storlekar, lättare material och stort urval förbättrar möjligheterna för personalen att jobba både snabbt och säkert.

Vi föreslår att man från Försvarets sida förbättrar möjligheterna att rädda en pilot som hamnat uppochner genom:

- att utrusta sina basräddningsbilar med dimspik som sitter färdigkopplade på slang och är utvecklade för att ge optimalt skydd i en förarkabin på ett stridsflygplan. Samtidigt bör områden där det är lämpligt att slå in dimspiken märkas ut på alla flygplan – minst ett på varje sida av förarkabinen. Utföres lämpligtvis liknande de markeringar för släckning av motorbrand med pulversläckare som idag finns på flygplanen.
- att räddningsstyrkorna ges tillgång till mer ändamålsenlig lyftutrustning. Höglyftande lyftkuddar och maskinell lyfthjälp som larmas ut samtidigt som räddningsstyrkan sparar viktig tid i ett trängt läge.
- att lättare och bättre utformad utrustning för uppsäkring av haverister finns på räddningsfordonen.

7 UPPOCHNERPROBLEMATIK

För en pilot i ett havererat flygplan är det ett flertal faktorer som påverkar välbefinnandet. Till synes verkar brandbelastningen utgöra en av de mest allvarliga, men i de fall planet hamnat uppochner skulle t.ex. även ett hematom i huvudet snabbt få stora konsekvenser. Detta är inte alls ett orimligt scenario då ett plan vid haveri kan slå runt flera varv.

Med denna bakgrund kommer under våren 2000 fysiologiska undersökningar beträffande uppochnerproblematiken att utföras av Brandteknik vid LTH i samarbete med Dr. Jan Castenfors, Malmö Allmänna Sjukhus. Resultaten från dessa tester kan ge ytterligare begränsningar för räddningsinsatsens tidsåtgång och bör därför beaktas i det slutliga beslutsunderlaget.

8 SLUTSATSER

För att få en uppfattning om de resultat och förslag till åtgärder som arbetet med denna rapport resulterat i kan dessa sammanfattas i följande punkter.

Sannolikheten för piloten att utsättas för så hög värmebelastning att brännskador uppkommer är stora:

- om insatstiden på 90 sekunder inte hålls,
- om flygplanskroppen hamnar i ett sådant läge att cockpit befinner sig i den varmaste delen av flammorna, eller
- om förarkabinen skadas.

För att komma till rätta med problemen rekommenderas:

- att räddningstjänstteknikerna utvecklas så att man får tillgång till höglyftande lyftkuddar,
- att räddningsbilarna utrustas med bra pallningsmaterial,
- att man organiserar med maskinell lyfthjälp,
- att skyddande dimspik med fältmässig användning utvecklas samt
- att ett byte av det nuvarande huvmaterialet kommer till stånd så att en mer värmetålig huv utnyttjas för att på bästa sätt skydda piloten från direktstrålning.

Slutligen vill vi, för att ännu bättre kunna utveckla pilotens säkerhet, rekommendera vidare studier med:

- brandförsök med förarkabinen placerad i olika lägen och höjder över vätskeytan för att finna de mest kritiska scenariona (uppochner/sida/rättvänt med knäckt nosställ/...).
- brandförsök som får pågå i 120 sekunder eller mer innan släckning, för att kolla kritikaliteten med 90 sekunders insatstid.
- utförande av ordentliga försök med Gripen för att så snart som möjligt anpassa räddningstjänsttekniker så att de passar detta mindre plan. Detta för att Viggen endast kommer vara i bruk ungefär tio år framåt.
- fullskaliga tester av olika skyddskläder, lyftkuddar, lastmaskiner, säkringsanordningar.

NOMENKLATUR

A_f	pölarea [m^2]
c	värme kapacitet [J/kgK]
D	pöldiameter [m]
h	pöldjup [m]
k	värmeförledningsförmåga [J/m^3K]
L	flamlängd [m]
P	ångtryck [$mmHg$]
r	radien [m]
T_b	kokpunkt [$^{\circ}C$]
T_f	flampunkt [$^{\circ}C$]
V	volym [m^3]
q''	effekt [W/m^2]
Q	effekt [W]
ε	emissivitet
ρ	densitet [kg/m^3]
σ	Stefan-Boltzmanns konstant [= $5,67 \cdot 10^{-8} W/m^2K$]
$\Delta H_{c,eff}$	effektivt värmevärde [MJ/kg]

REFERENSER

J. Ahlgren, L. Christofferson, L. Jansson och A. Linnér, "Faktaboken om Gripen", Industrigruppen JAS AB, ISBN 91-630-7217-3, (1998)

Brandskyddslaget och LTH-brandteknik, "BRANDSKYDD, teori och praktik", ISBN 91-630-2875-1, Stockholm, (1994)

J.P. Bull och J.C. Lawrence, "Thermal Conditions to Produce Skin Burns", Fire Materials, (1979)

D. Drysdale, "An Introduction to Fire Dynamics", John Wiley & Sons Ltd, ISBN 0-471-90613-1, (1994)

J. Eker och S. Vlachos, "HSLAB – A program for one-dimensional heat flow problems", FOA Rapport C 20827 – 2.4, (1990)

FMV, "Allmän föreskrift (ALLM) 996", Försvarets materielverk

FMV, "Försvarsstandard (FSD) 8607", Försvarets materielverk

B. Fredlund, "A Model for Heat and Mass Transfer in Timber Structures During Fire", Institutionen för brandteknik vid LTH, Report LUTVDG/(TVBB-1003), Lund, (1988)

J.P. Holman, "Heat Transfer", McGraw-Hill Inc, ISBN 0-07-029598-0, 1976

G. Holmstedt, "Brandförsök med J35 Draken på Nyårsåsens skjutfält den 7 juni 1995", Institutionen för brandteknik vid LTH, Lund, (1995)

B. Hägglund, "The Heat Radiation from Petroleum Fires", FoU-brand 1.1977, Stockholm, (1977)

B. Karlsson och J. G. Quintiere, "Enclosure Fire Dynamics", CRC Press LLC, ISBN 0-8493-1300-7, (1999)

W.H. McAdams, "Heat Transmission", McGraw-Hill Book Company, 1954

Medtherm Corporation, "Certificate of Calibration", Medtherm Corporation, Huntsville Alabama, (1999)

NFPA "SFPE Handbook of Fire Protection Engineering", NFPA, ISBN 0-87765-354-2, (1995)

S. Olsson, "Calibration of Radiant Heat Flux Meters – The Development of a Water Cooled Aperture for Use with Black Body Cavities", SP Rapport 1991:58, ISBN 91-7848-317-4, Borås, (1992)

S. Olsson, "Mätteknik för brandtekniker – mätning av temperatur, tryck och flöde", SP Rapport 1988:34, Borås, (1988)

S. Stridsberg, ”*Flygplan 37 Viggen*”, Frank Stenvalls Förlag, ISBN 91-7266-102-X, (1987)

BILAGOR

BILAGA 1 DIMENSIONERANDE BRAND	B.1
BILAGA 2 HSLAB	B.3
BILAGA 3 KALIBRERING AV KONKALORIMETER	B.5
BILAGA 4 VÄRMEÖVERGÅNGSTALET H	B.7
BILAGA 5 KONKALORIMETERFÖRSÖK	B.9
BILAGA 6 SIMULERINGAR MED HSLAB	B.11
BILAGA 7 TESTDOCKAN GUSTAV	B.19
BILAGA 8 SKÄRSLÄCKAREN	B.21
BILAGA 9 BEDÖMNING AV SKÄRSLÄCKARENS MÖJLIGHETER OCH BEGRÄNSNINGAR	B.25

BILAGA 1 DIMENSIONERANDE BRAND

Viktiga uppgifter om MC75^{9,10}

ρ (vid 15°C)	775-840 kg/m ³
T_f	+ 38 °C
T_b	ca 150-290 °C
P (vid 20°C)	ca 1 mmHg
Explosionsområde	1-7 vol% i luft
$\Delta H_{c,eff}$	42,8 MJ/kg

Förutsatt att ett par av flygplanets externa tankar går sönder vid haveriet är det rimligt att omkring två kubikmeter bränsle läcker ut och bildar en pöl runt planet. Pölen antas få ett djup på 15 mm.

$$r = \sqrt{\frac{V}{h \cdot \pi}} = \sqrt{\frac{2}{0,015 \cdot \pi}} = 6,5[m]$$

$$A_f = \pi \cdot r^2 = \pi \cdot 6,5^2 = 133[m^2]$$

Med fotogen och bensin som referenser uppskattas massavbrinningen till 48 g/m²s.¹¹ Detta ger effekten från pölen.

$$\dot{q}'' = \dot{m}'' \cdot \Delta H_{c,eff} = 48 \cdot 10^{-3} \cdot 42,8 \cdot 10^6 = 2054400[W/m^2]$$

$$\dot{Q} = A_f \cdot \dot{m}'' \cdot \Delta H_{c,eff} = 133 \cdot 48 \cdot 10^{-3} \cdot 42,8 \cdot 10^6 = 273 \cdot 10^6[W]$$

Med hjälp av detta kan flamlängden beräknas (Observera att effekten här sätts in i kW).¹²

$$L = 0,235 \cdot \dot{Q}^{2/5} - 1,02 \cdot D = 0,235 \cdot \left(273 \cdot 10^3\right)^{2/5} - 1,02 \cdot 2 \cdot 6,5 = 22[m]$$

Sedan kan strålningen från flamman till flygplanet beräknas med tre olika metoder. Den första behandlar flamman med hjälp av ett vinkelberoende och den andra med hjälp av synfaktorn. Tredje metoden utgår från flamtemperaturen.

Vinkelmetoden¹³:

$$\dot{q}''_{r,T} = \frac{0,3 \cdot \dot{m}'' \cdot \Delta H_c \cdot A_f \cdot \sin \theta}{4 \cdot \pi \cdot r^2} = \frac{0,3 \cdot 48 \cdot 10^{-3} \cdot 42,8 \cdot 10^6 \cdot 133 \cdot \sin 90^\circ}{4 \cdot \pi \cdot 6,5^2} = 154391[W/m^2]$$

⁹ FMV, "Allmän föreskrift (ALLM) 996"

¹⁰ FMV, "Försvarsstandard (FSD) 8607"

¹¹ B. Karlsson och J. G. Quintiere, "Enclosure Fire Dynamics"

¹² B. Karlsson och J. G. Quintiere, "Enclosure Fire Dynamics"

¹³ D. Drysdale, "An Introduction to Fire Dynamics",

Synfaktormetoden¹⁴:

Här antas synfaktorn vara lika med ett, eftersom flygplanet befinner sig inuti flaman.

$$\dot{q}''_{r,T} = \Phi \cdot E = \Phi \cdot \left(\frac{\frac{1}{2} \cdot 0,3 \cdot \dot{m}'' \cdot \Delta H_c \cdot A_f}{L \cdot D} \right) = 1 \cdot \left(\frac{\frac{1}{2} \cdot 0,3 \cdot 48 \cdot 10^{-3} \cdot 42,8 \cdot 10^6 \cdot 133}{22 \cdot 2 \cdot 6,5} \right) = 143305 [W/m^2]$$

Flamtemperaturmetoden¹⁵:

Emissiviteten för flaman antas här vara densamma som för en strålande svart kropp (=1). Värdet på flamtemperaturen är hämtat från en rapport behandlande en äldre sorts flygbränsle, nämligen MC77.¹⁶ Skillnaden mot MC75 antas här försumbar.

$$\dot{q}''_{r,T} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 = 1 \cdot \sigma \cdot 1243^4 = 135353 [W/m^2]$$

Samtliga metoder ger alltså ett värde på strålningen till flygplanet som ligger i ett område nära 140 kW/m². Detta torde också vara rimligt, varför värdet väljs till dimensionerande vid härvid följande beräkningar.

¹⁴ D. Drysdale, "An Introduction to Fire Dynamics",

¹⁵ Brandskyddslaget och LTH-brandteknik, "BRANDSKYDD, teori och praktik"

¹⁶ B. Hägglund, "The Heat Radiation from Petroleum Fires"

BILAGA 2 HSLAB

HSLAB är ett användarvänligt datorprogram som är utvecklat för beräkning av temperaturfördelning i värmeutsatta material. Programmet behandlar transient värmeledning genom flerskiktade geometrier. Då HSLAB tillämpar ett endimensionellt angreppssätt får detta till följd att HSLAB inte kan utföra detaljerade beräkningar där konstruktionen innehåller tvärgående balkar och stag¹⁷.

Användaren kan välja hur programmet ska arbeta genom att ange olika typer av ingångsvärden:

- konstant yttemperatur anges för båda sidor av konstruktionen
- värmeflödet genom konstruktionen anges
- värmeledning genom strålning och konvektion mellan den omgivande gasen och materialytan anges med hjälp av omgivande gastemperatur, termisk konduktivitet och emissivitet
- infallande strålning mot konstruktionens yta med hänsyn tagen till värmeförluster på grund av strålning och konvektion anges genom att strålningsnivå, omgivande temperaturer, emissivitet och värmeövergångskoefficienten sätts som indata

Vissa indata till dessa förutsättningar kan sättas tidsberoende.

I programmet finns ett materialbibliotek med data för de vanligaste byggnadsmaterialen. Detta kan enkelt användas, men möjlighet finns också för användaren att själv bestämma ett eller flera förutsatta materialvärden. Även här kan somliga värden sättas tidsberoende.

Viktigt för resultatet är, förutom korrekta indata, att tidssteg och lagertjocklek väljs små då plötsliga förändringar av omgivande förutsättningar sker.

Tester i konkalorimeter med kända geometrier och material har utförts för att kontrollera huruvida datorprogrammets resultat överensstämmer med verkligheten.

¹⁷ J. Eker och S. Vlachos, "HSLAB – A program for one-dimensional heat flow problems

BILAGA 3 KALIBRERING AV KONKALORIMETER

Till hjälp för att bestämma emissiviteten på provbitar från flygplanskropparna har en konkolorimeter använts. Detta är en anordning som avger en värmestrålning över en yta som maximalt kan vara 200 x 200 mm. För en mer ingående beskrivning av konkolorimetern hänvisas till Bertil Fredlunds doktorsavhandling "A Model for Heat and Mass Transfer in Timber Structures During Fire".¹⁸

För att undersöka på vilket avstånd konkolorimetern ger jämn strålning över hela provytan har en strålningsmätare (Gardon gage) från Medtherm använts. Denna strålningsmätare är uppbyggd av en tunn skiva av konstantan som sitter längst fram på en kopparkropp (se bild B3.1) och mätaren fungerar som ett stort termoelement. Kylning sker endast i periferin av skivan och på grund av detta fås en temperaturskillnad mellan centrum och ytterkant.¹⁹

Skillnaden ger upphov till en spänningsdifferens i storleksordningen millivolt och mäts med en voltmeter. Med hjälp av den medföljande kalibreringskurvan kan utdata omvandlas till en strålning. Denna visar ett linjärt samband mellan spänning och strålning och att 10,59 mV motsvarar 10 Btu/ft²s. För att få detta uttryckt i SI-enheter används omvandlingsfaktorn $1 \text{ Btu/ft}^2\text{s} = 1,135 \cdot 10^4 \text{ W/m}^2 = 11,35 \text{ kW/m}^2$. Från ovanstående förhållanden fås att $1 \text{ mV} = 10,72 \text{ kW/m}^2$.²⁰

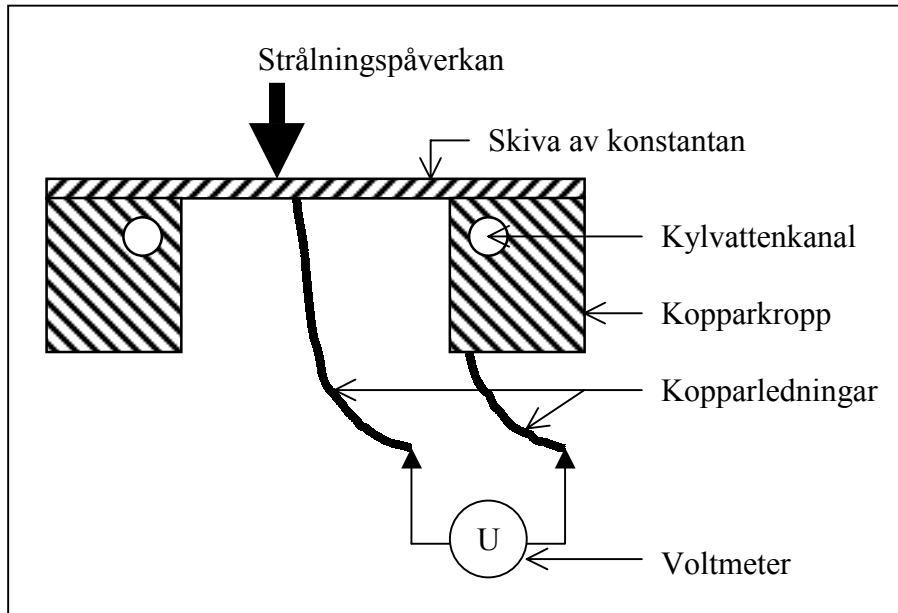


Bild B3.1: Strålningsmätare.

Genom att undersöka på vilken höjd strålningsmätaren uppmätte samma strålningsnivå i mitten som vid konkolorimeterns sida, kunde en bra höjd att placera

¹⁸ B. Fredlund, "A Model for Heat and Mass Transfer in Timber Structures During Fire"

¹⁹ S. Olsson, "Calibration of Radiant Heat Flux Meters..."

²⁰ Medtherm Corporation, "Certificate of Calibration"

provbitarna bestämmas. Försöken visade att jämn strålning fås 77 mm under konkalorimeterns kant och det var alltså på denna nivå materialproverna placerades vid försöken. I samband med varje försök kontrollerades vilken strålningsnivå som erhöles för den aktuella inställningen.

BILAGA 4 VÄRMEÖVERGÅNGSTALET h

För att kunna bestämma hur mycket värme som leds in genom en aluminiumplåt vilken utsätts för en varm omgivning, måste värmeövergångstalet (h) och emissiviteten (ϵ) bestämmas. I Kanury "Introduction to Combustion Phenomena"²¹ ges modeller för att beräkna h-värdet via de dimensionslösa talen Grashofs tal (Gr), Prandtls tal (Pr) och Nusselts tal (Nu).

I våra labbförsök har vi en horisontell platta som värms upp. För att kunna bestämma huruvida strömningen ovanför denna är laminär eller turbulent, räknas faktorn GrPr ut. Då denna ligger i intervallet $10^5 < GrPr < 2 \cdot 10^7$ är strömningen laminär och i intervallet $2 \cdot 10^7 < GrPr < 3 \cdot 10^{10}$ föreligger turbulent strömning.

Tab. A-5 i J. P. Holman "Heat Transfer"²² ger värden på termisk diffusivitet (α), den kinematiska viskositeten (ν) samt värmeledningstalet (k) för luft vid olika temperaturer. De två första (α och ν) behövs för att kunna räkna ut faktorn GrPr, vilken fås som

$$GrPr = \frac{gx^3 \Delta T}{\alpha \nu T_f} = \frac{gx^3 (T - T_a)}{\alpha \nu \left(273 + \frac{(T + T_a)}{2} \right)}$$

Då strömningsförhållandena är bestämda räknas Nu ut. Vid laminär strömning fås Nu som

$$Nu = 0,54(GrPr)^{1/4}$$

För de turbulenta fallen ges Nu av

$$Nu = 0,14(GrPr)^{1/3}$$

Värmeövergångstalet h kan lösas ut ur förhållandet

$$Nu = \frac{h \cdot x}{k} \Leftrightarrow h = \frac{Nu \cdot k}{x}$$

Dessa värden på h används sedan vid simuleringar i datorprogrammet HSLAB, i första läget för att bestämma emissiviteten, men även för att kunna simulera vad som händer vid högre strålningsnivåer (så höga att de inte går att testa i vår konkalorimeter).

$$g = 9,81 \text{ kgm/s}^2$$

$$x \text{ (provbitens längd)} = 0,2 \text{ m}$$

$$T_a = 27 \text{ }^\circ\text{C}$$

²¹ Kanury "Introduction to Combustion Phenomena"

²² Holman "Heat Transfer"

T [°C]	T [K]	x [m]	α [m ² /s]	ν [m ² /s]	k [W/(m°C)]	GrPr	Strömning	Nu	h [W/(m ² K)]
27	300	0,2	2,216E-05	1,569E-05	2,624E-02	0,000E+00	Ingen	0,00	0,00
77	350	0,2	2,983E-05	2,076E-05	3,003E-02	1,950E+07	Laminär	35,88	5,39
127	400	0,2	3,760E-05	2,590E-05	3,365E-02	2,303E+07	Turbulent	39,83	6,70
177	450	0,2	4,222E-05	3,171E-05	3,707E-02	2,345E+07	Turbulent	40,07	7,43
227	500	0,2	5,564E-05	3,790E-05	4,038E-02	1,861E+07	Laminär	35,47	7,16
277	550	0,2	6,532E-05	4,434E-05	4,360E-02	1,594E+07	Laminär	34,12	7,44
327	600	0,2	7,512E-05	5,134E-05	4,659E-02	1,357E+07	Laminär	32,77	7,63
377	650	0,2	8,578E-05	5,851E-05	4,953E-02	1,152E+07	Laminär	31,46	7,79
427	700	0,2	9,672E-05	6,625E-05	5,230E-02	9,798E+06	Laminär	30,21	7,90
477	750	0,2	1,077E-04	7,391E-05	5,509E-02	8,448E+06	Laminär	29,11	8,02
527	800	0,2	1,195E-04	8,229E-05	5,779E-02	7,255E+06	Laminär	28,03	8,10
577	850	0,2	1,307E-04	9,075E-05	6,028E-02	6,330E+06	Laminär	27,09	8,16
627	900	0,2	1,427E-04	9,930E-05	6,279E-02	5,538E+06	Laminär	26,20	8,22
677	950	0,2	1,551E-04	1,082E-04	6,525E-02	4,864E+06	Laminär	25,36	8,27
727	1000	0,2	1,678E-04	1,178E-04	6,752E-02	4,276E+06	Laminär	24,56	8,29
827	1100	0,2	1,969E-04	1,386E-04	7,320E-02	3,287E+06	Laminär	22,99	8,42
927	1200	0,2	2,251E-04	1,591E-04	7,820E-02	2,630E+06	Laminär	21,75	8,50

BILAGA 5 KONKALORIMETERFÖRSÖK

Försök är utförda i konkolorimetern för att tillsammans med datorprogrammet HSLAB ge värden på konstanter samt för att visa hur bra datorprogrammet överensstämmer med verkligheten. Nedan redovisas resultaten från försöken i form av tid-temperaturgrafer.

Försök med en 5 mm tjock opolerad aluminiumplåt. Strålningsnivå 18 kW/m².

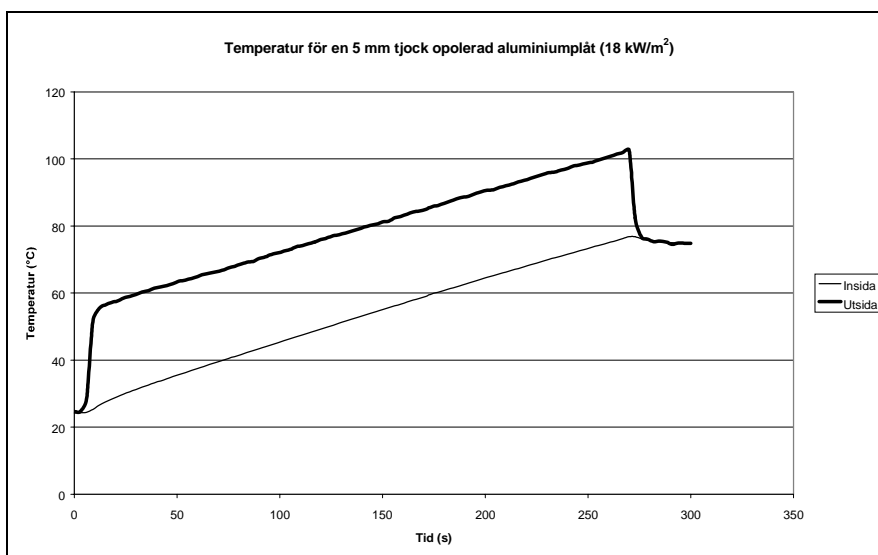


Diagram B5.1

Försök med en 0,5 mm tjock målad aluminiumplåt från Viggen. Strålningsnivå 18 kW/m². Att temperaturkurvan för kanten sjunker före de övriga beror på att termoelementet släppt från ytan och därmed endast registrerar lufttemperaturen.

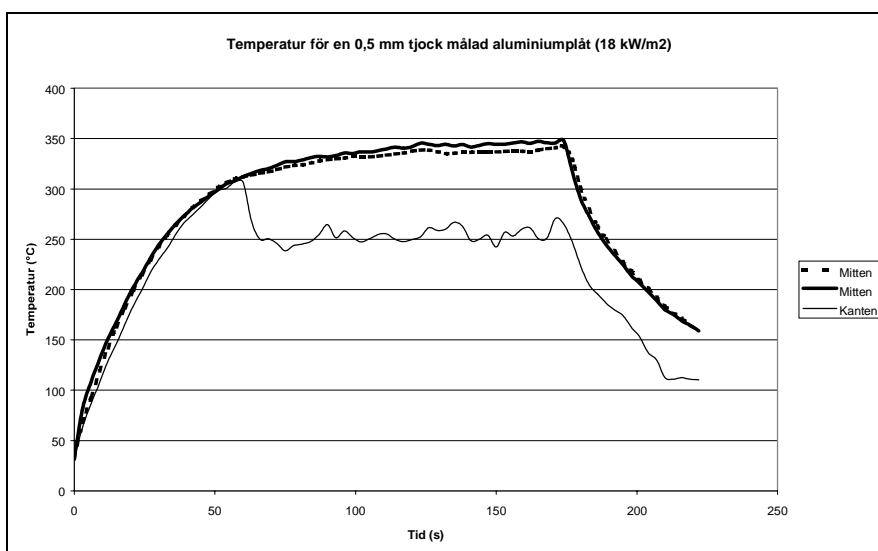


Diagram B5.2

Försök med en väggtrapp från Viggen, 0,5 mm kamouflagemålad aluminium – 25 mm luftspalt – 1 mm gråmålad aluminium. Strålningsnivå 18 kW/m².

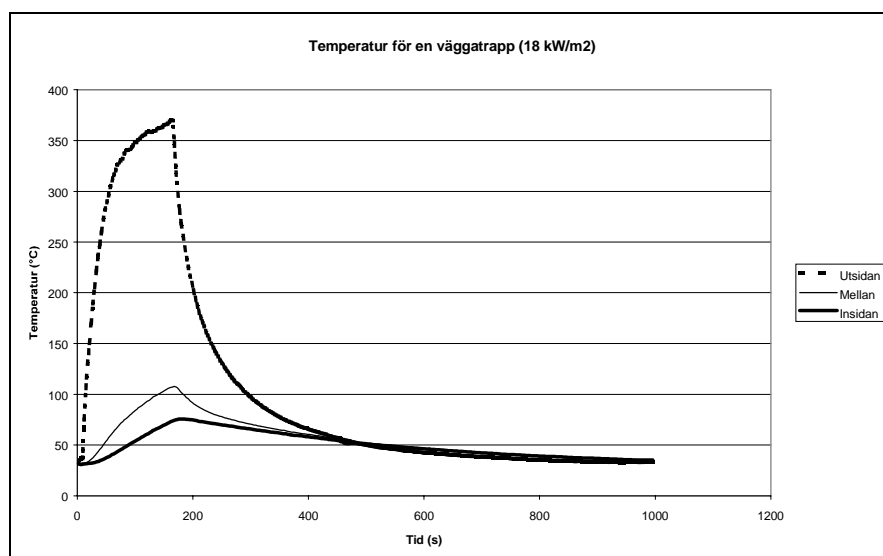


Diagram B5.3

Försök med en 8,5 mm tjock plexiglasskiva från Viggenuhuv. Strålningsnivå 18 kW/m². Ojämnheterna i kurvan för huvens utsida beror på att termoelementet släppt då materialet krackelerade och deformerades.

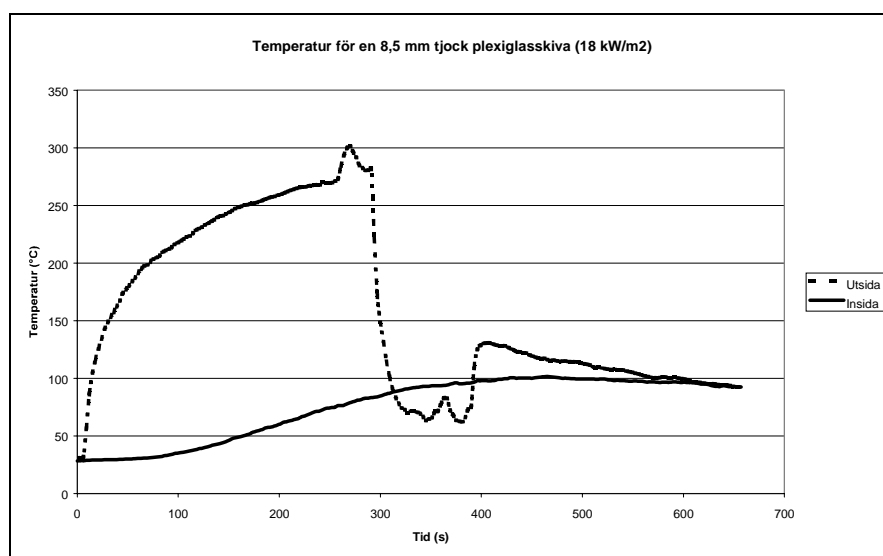


Diagram B5.4

BILAGA 6 SIMULERINGAR MED HSLAB

Försök är utförda i konkalorimetern för att tillsammans med datorprogrammet HSLAB ge värden på konstanter samt för att visa hur bra datorprogrammet överensstämmer med verkligheten. Nedan redovisas resultaten från simuleringarna i form av tid-temperaturgrafer.

5 MM ALUMINIUM

Datorsimulering utförd för att verifiera datorprogrammets överensstämmelse med verkligheten i form av labbförsök. Provet var en opolerad aluminiumskiva med måtten 200 x 200 x 5 mm (l x b x h). Emissiviteten för opolerad aluminium är vald till 0,18²³.

antal material	1
materialtjocklek	0,005 m
skiktthjocklek	0,001 m
material	aluminium (konstanter i programmet)
starttemperatur	23 °C
påverkan vänster sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	18 000 W/m ²
värmeöverg.	8 W/m ² K
emissivitet	0,18
påverkan höger sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	420 W/m ²
värmeöverg.	7 W/m ² K
emissivitet	0,18

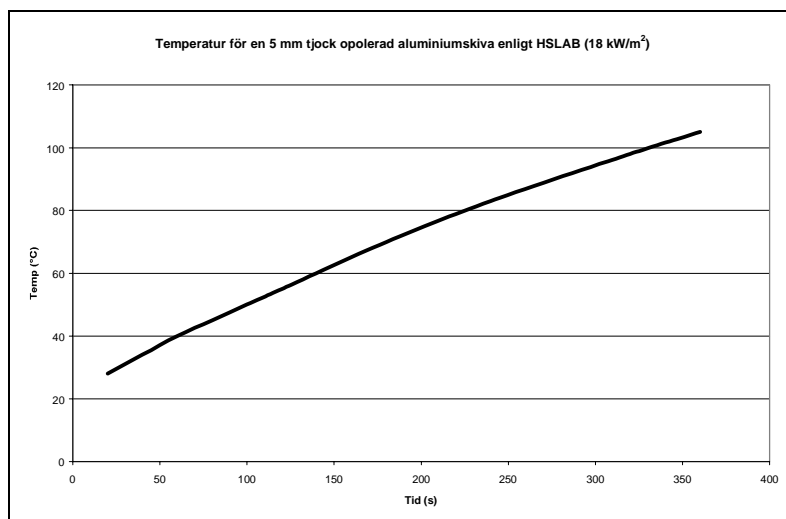


Diagram B6.1

²³ W.H. McAdams "Heat Transmission"

0,5 OCH 2 MM MÅLAD ALUMINIUMPLÅT

Simuleringen är utförd för att tillsammans med konkalorimeterförsök ge ett värde på den kamouflagemålade ytans emissivitet. Provets dimensioner var 200 x 200 x 0,5 mm (l x b x h).

antal material	1
materialtjocklek	0,0005 m
skiktthjocklek	0,00005 m
material	aluminium (konstanter i programmet)
påverkan vänster sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	18 000 W/m ²
värmeöverg.	8 W/m ² K
emissivitet	?
påverkan höger sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	420 W/m ²
värmeöverg.	7 W/m ² K
emissivitet	?

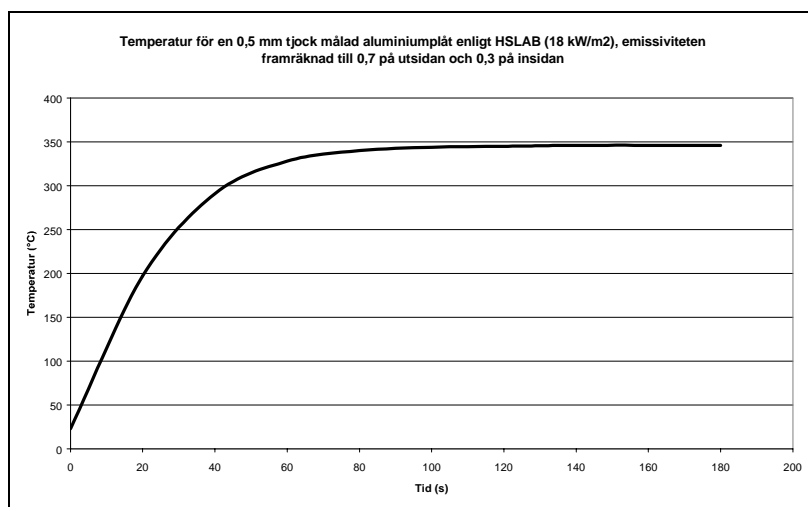


Diagram B6.2

Resultatet blev en emissivitet på 0,7 för den målade sidan och 0,3 för baksidan, som sedan används som indata till den verkliga brandbelastningen:

antal material	1
materialtjocklek	0,002 m
skiktthjocklek	0,0002 m
material	aluminium (konstanter i programmet)
påverkan vänster sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	100 000/140 000 W/m ²
värmeöverg.	8 W/m ² K
emissivitet	0,7
påverkan höger sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	420 W/m ²
värmeöverg.	7 W/m ² K
emissivitet	0,3

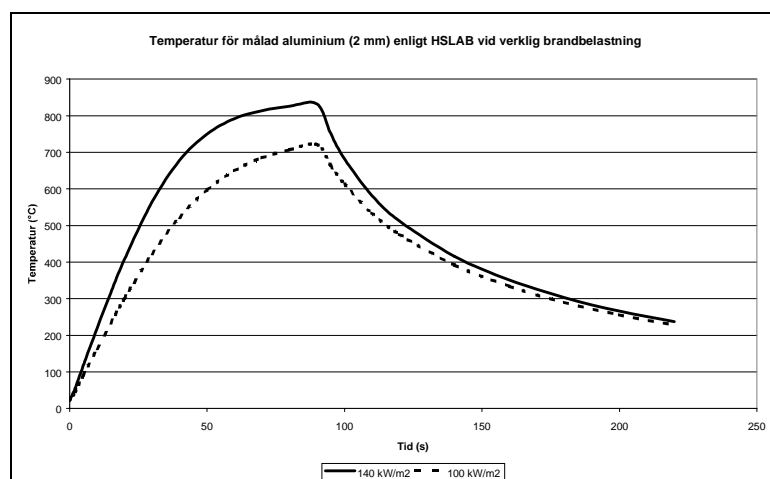


Diagram B6.3

VÄGG MED INSTRUMENTPANEL

Simulering utförd för att tillsammans med försök i konkalorimeter verifiera programmets tillförlitlighet för strukturer med flera material.

antal material	3
materialtjocklek	0,0005 m / 0,025 m / 0,001 m
skiktthjocklek	0,0001 m / 0,0025 m / 0,0001 m
material	aluminium / luft / aluminium (konstanter i programmet)
påverkan vänster sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	18 000 W/m ²
värmeöverg.	8 W/m ² K
emissivitet	0,7
påverkan höger sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	420 W/m ²
värmeöverg.	7 W/m ² K
emissivitet	0,3 eller 0,5

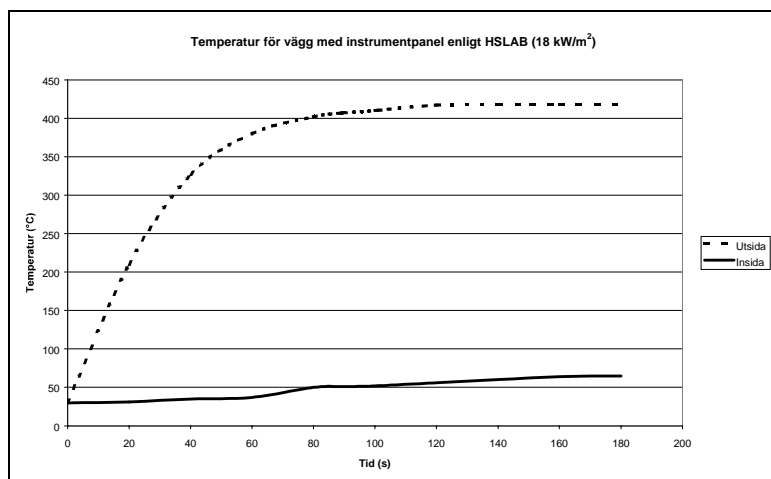


Diagram B6.4

Därefter utfördes också simulering med verklig brandbelastning:

antal material	3
materialtjocklek	0,0005 m / 0,025 m / 0,001 m
skiktthjocklek	0,0001 m / 0,0025 m / 0,0001 m
material	aluminium / luft / aluminium (konstanter i programmet)
påverkan vänster sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	100 000/140 000 W/m ²
värmeöverg.	8 W/m ² K
emissivitet	0,7
påverkan höger sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	420 W/m ²
värmeöverg.	7 W/m ² K
emissivitet	0,3 eller 0,5

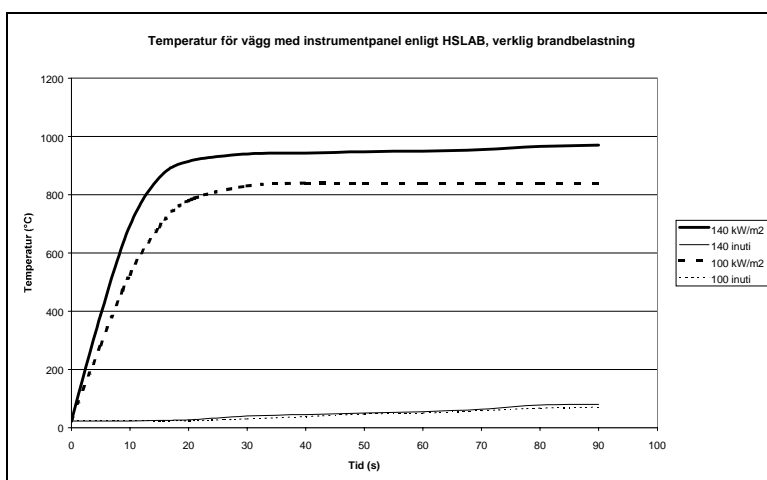


Diagram B6.5

PLEXIGLAS

Simulering jämförd med försök i konkalorimeter med prov från Viggenuv, dimensioner 200 x 200 x 8,5 mm (l x b x h). Materialkonstanter som behövs för simulering i datorprogrammet är här hämtade från litteraturen^{24,25} och stämmer inte nödvändigtvis helt överens med den typ av plexiglas som använts vid försöken. Den emissivitet som ska vara indata måste passräknas fram med hjälp av jämförelser mellan konkalorimeterförsök och datorsimulering.

antal material	1
materialtjocklek	0,0085 m
skiktthjocklek	0,00085 m
material	PMMA
densitet	1190 kg/m ³
C _p	1420 J/kgK
k	0,19 W/mK
starttemperatur	23 °C
påverkan vänster sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	18 000 W/m ²
värmeöverg.	8 W/m ² K
emissivitet	?
påverkan höger sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	420 W/m ²
värmeöverg.	6 W/m ² K
emissivitet	?

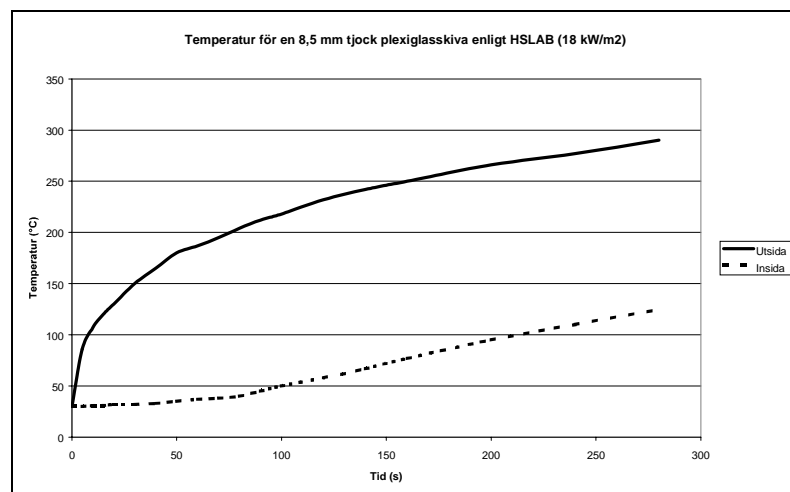


Diagram B6.6

²⁴ Brandskyddslaget och LTH-brandteknik, "BRANDSKYDD, teori och praktik"

²⁵ NFPA "SFPE Handbook of Fire Protection Engineering"

Simulering är också utförd för verklig brandbelastning:

antal material	1
materialtjocklek	0,0085 m
skiktthjocklek	0,00085 m
material	PMMA
densitet	1190 kg/m ³
C _p	1420 J/kgK
k	0,19 W/mK
starttemperatur	23 °C
påverkan vänster sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	140 000 W/m ²
värmeöverg.	8 W/m ² K
emissivitet	0,65
påverkan höger sida (strålning)	
temperatur	23 °C
strålning	420 W/m ²
värmeöverg.	6 W/m ² K
emissivitet	0,65

Här är simulering utförd endast för 140 kW/m², vilket beror på att resultaten visar att den värmebelastning som uppstår genom värmeledning genom plexiglas är försumbar i relation till den värmebelastning som kommer med direktinstrålningen.

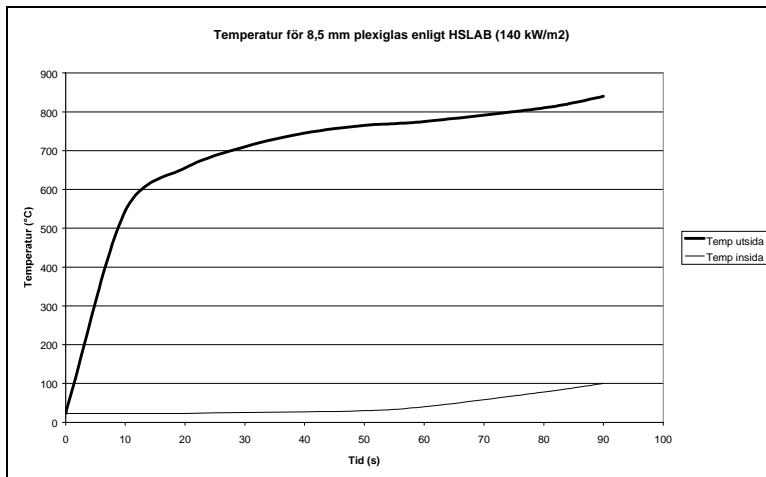


Diagram B6.7

BILAGA 7 TESTDOCKAN GUSTAV

Testdockan är konstruerad för och använd vid ”Brandförsök med J35 Draken på Nyårsåsens skjutfält den 7 juni 1995”.²⁶ Det försöket är utfört av Institutionen för Brandteknik på uppdrag av Försvarets materielverk, FMV. Konstruktionen är densamma vid det tidigare och det här föreliggande försöket.

Konstruktion: Dockan är uppbyggd av ett ytterhölje av plast med hudliknande egenskaper (se nedan). Innanför detta finns ett artificiellt blodomlopp bestående av ett vattenfyllt slangsystem hållande normal kroppstemperatur och isolermaterial för att minimera värmeförlust från vätskesystemet inåt i dockan. Vätskesystemets uppgift är att uppnå så bra överensstämmelse med människokroppens temperaturreglering som möjligt samt att ge rätt begynnelsestemperatur på huden. Det är mycket stor skillnad på temperaturstegring i hud med tillfredsställande blodförsörjning mot hud där blodtillförseln stängts av.²⁷

Termoelement: Placering av de 20 mätpunkterna på testdockan är valda i samråd mellan Professor Göran Holmstedt, Brandteknik LTH och Kapten Christer Spångberg, Linköping och kan ses i tabell B7.1. Bakgrund till dessa val är dels den övergripande bilden av värmebelastningen som fås och dels det faktum att flertalet av punkterna motsvarar kritiska områden på kroppen. Termoelementen är tejpade mot plastens utsida med värmebeständig tejp.

Tabell B7.1: Mätpunkternas placering på testdockan Gustav.²⁸

Fot och ben	Bål	Hand och arm	Huvud och hals
1. Fot, höger, ovansida, mitt mellan tår och vrist	8. Buk, mitt på, mitt mellan navel och penis	12. Tumgrepp, höger hand	16. Axel, höger, under flytväst
2. Smalben, höger, mitt på, frontalt	9. Bröst, mellan bröstvårtorna	13. Underarm, höger, 2/3 upp från handled, armens utsida	17. Hals, höger sida, mitt mellan axel och öra
3. Underben, höger, baksida mitt emot 2.	10. Buk, höger sida, i nivå med 8.	14. Underarmens insida, i höjd med 13	18. Näsa, under syrgasmasken
4. Knäskål, höger, mitt på	11. Buk, höger sida, 15 cm ovanför 10.	15. Överarm, höger, mitt på biceps	19. Panna, mitt över näsa
5. Lår, höger, utsida			20. Huvud, under hjälm, mitt på hjässa
6. Lår, höger, ovansida			
7. Lår, höger, insida			

De termoelement som används är av typ K, där den positiva ledaren består av kromlegerad nickel och den negativa av nickel legerad med aluminium, mangan och kisel. De egenskaper som gör denna typ lämplig i detta fall är det breda mätområdet,

²⁶ G. Holmstedt, ”Brandförsök med J35 Draken på Nyårsåsens skjutfält den 7 juni 1995”

²⁷ J.P. Bull och J.C. Lawrence, ”Thermal Conditions to Produce Skin Burns”

²⁸ G. Holmstedt, ”Brandförsök med J35 Draken på Nyårsåsens skjutfält den 7 juni 1995”

från -200 °C till +1260 °C, samt motståndskraften mot korrosion och förändring av mekaniska egenskaper på grund av värmepåverkan.²⁹

Hudmaterial: Hudmaterialet hos testdockan är termoplasten Polyacetal, POM. Det som skiljer denna plast från övriga plaster och därmed också gör den lämplig att använda är dess termiska egenskaper som i mycket stämmer bra överens med hudens. Dessutom har POM en hög densitet i jämförelse med andra plaster vilket är ännu en faktor som gör den lämplig att använda som ersättningsmaterial för hud. Nedan följer en tabell över egenskaperna.

Tabell B7.2: Termiska egenskaper för hud och POM.

	k [W/mK]	pc [J/m ³ K]	k/pc [m ² /s]	kpc [J ² /sm ⁴ K ²]
Hud	0,54 – 1,2	3,34·10 ⁶	0,16·10 ⁻⁶ – 0,36·10 ⁻⁶	1,8·10 ⁻⁶ – 4·10 ⁶
POM	0,8	2,07·10 ⁶	0,38·10 ⁶	1,66·10 ⁶

Normal tjocklek på hud ligger mellan 1-2 mm beroende på individuella variationer och var på kroppen mätningen görs. Tjocklek på plasten till testdockan Gustav är därför vald till 1,5 mm³⁰.

Klädsel: Dockan är klädd i underställ och pilotdräkt som används av flygvapnet. Dessutom hjälm, stövlar och handskar. Vid försöken är det viktigt att tyget är sträckt över mätpunkterna så att inte alltför stora isolerande luftfickor fås. Detta för att utsätta hudmaterialet för en värmebelastning som utgör värsta möjliga.

²⁹ S. Olsson, "Mätteknik för brandtekniker – mätning av temperatur, tryck och flöde"

³⁰ G. Holmstedt, "Brandförsök med J35 Draken på Nyårsåsens skjutfält den 7 juni 1995"

BILAGA 8 SKÄRSLÄCKAREN

Utifrån industrins nyttjande av vätskeskärsystem har företaget CCS-COBRA utvecklat en utrustning för håltagning vid räddningstjänstinsatser. Försök har visat att denna utrustning, förutom att den tar upp hål i de flesta konstruktioner och material, även har mycket goda släckegenskaper.

Detta system arbetar med vatten under högtryck (200-300 bar) med en inblandning av ett skärmedel, s.k. abrasiv. Munstycket har då det är nytt en diameter av 2 mm och med ett arbetstryck på 220 bar får man ett flöde som ligger mellan 40 och 50 liter per minut. Vid försöken användes ett munstycke med en diameter på 2,2 mm. Detta ger en öppningsarea på 3,8 mm². Det i utrustningen ingående trycket uppmättes till 225 bar. I släcksammanhang är dessa flöden, jämfört med ett vanligt strålrör som ger 300 liter per minut, en stor fördel eftersom vattenskadorna minskas markant.

Abrasivet som används är korund – en sand tillverkad av smält bauxit (aluminiumoxid). Kornstorleken ligger i intervallet 0,60-0,85 mm. Inblandningen av abrasiv sker genom ejektorverkan – rätt mängd abrasiv dras med av en vattenstråle som leds genom sandbehållaren. Abrasivåtgången är 2-5 kg/min.

De fördelar med systemet som vi tagit fasta på är framför allt att det är en kall skärmetod utan risk för gnistbildning, och därmed en eventuell återantändning av bränslepölen, men också den kylande verkan som metoden har på förarkabinen och piloten.

För att avgöra skärsläckarens tillämpbarhet vid insatser mot havererade stridsflygplan har skyddsavståndet, strålens uppbrott och kastlängd samt skärhastigheter för olika i flygplanen ingående material undersökts. För mer ingående beräkningar, se Bilaga 9.

Resultaten av försöken visar att skärsläckaren, som den nu är utformad, vid arbete måste ha ett skyddsavstånd på minst sju meter. Detta är grundat på försök då strålen, utan inblandning av abrasiv, riktats mot en spånskiva eller en hand. Två meter från munstycket slår vattenstrålen hål i en 16 mm spånskiva på några få sekunder, men på tre meters avstånd påverkas spånskivan knappt alls (förutom att den blir blöt). Fem meter från munstycket är strålen fortfarande väl sammanhållen och ger omedelbar smärta på oskyddad hud. På sex meters avstånd är vätskestrålen nästan helt uppbrotten och den påverkan som sker är obehaglig vid långtidsexponering, men knappast farlig för oskyddad hud.

Inga försök har gjorts där ögon eller andra ömtåliga ställen exponerats för skärsläckarens stråle, men en bedömning är att ännu större avstånd åtgår för att inte riskera att skada dessa kroppsdelar. Eftersom strålbilden ser likadan ut både med som utan abrasivinblandning, måste skyddsavståndet vara minst lika stort för den med abrasiv blandade vattenstrålen. Skärsläckaren är en såpass kraftig utrustning att strålen, även utan abrasivinblandning, utgör en stor risk för en pilot. För att kunna tillämpas på flygplan är ett skär- och skyddsavstånd större än någon decimeter orimligt, varför detta måste åtgärdas för att kunna användas praktiskt.

Strålens uppbrott till dimma sker nästan helt i intervallet 5-7 m. Den totala kastlängden är visuellt bestämd till omkring 15 m, oavsett inblandning av abrasiv. För

att ge en övergripande illustration av strålbilden är strålens diameter uppmätt på olika avstånd från munstycket.

Skyddsavståndet har också undersökts för strålen efter att den studsar mot ett underlag och på så sätt brutits upp. Även dessa tester är utförda utan abrasivinblandning och har inte tillåtits verka på någon av kroppens ömtåligare delar. 10 cm från strålens centrum var det inte var obehagligt att ha handen i den uppbrutna strålen. Dock är det svårt att avgöra om detta är ett säkert avstånd för känsliga kroppsdelar som till exempel ögat vid abrasivinblandning.

Reaktionskraften är uppmätt till ungefär 150 N. Ingen skillnad fås mellan inblandning eller inte av abrasiv.

Skärhastigheten genom 2 mm aluminium är testad för två olika skäravstånd, nämligen 2 mm, vilket utrustningen är utvecklad för, och 100 mm, vilket kan bli fallet vid verkligt användande om inte helt släta och jämna strukturer föreligger (t.ex. skadad och veckad plåt). Dessa försök är gjorda med inblandning av abrasiv och data kan utläsas i Tabell B8.1.

Tabell B8.1:

Skäravstånd [mm]	Skärtid [min]	Skuren sträcka [cm]	Skärhastighet [cm/min]
2	1	40	40
100	2	46	23

De slutsatser som kan dras från dessa försök är att det är viktigt att hitta ett arbetsläge där man kan komma åt så att skäregenskaperna utnyttjas maximalt, men att det går att göra hål även om förutsättningarna inte är perfekta. I Bild B8.1 visas skillnader mellan att skära på 2 och 100 mm avstånd



Bild B8.1: Aluminiumplåt skuren med skärsläckaren. Till vänster skuret med munstycket på 2 mm avstånd och till höger på 100 mm avstånd.

Vid försök att skära i huvens plexiglas visade det sig att strålen snabbt gör hål i materialet, men slår loss stora flisor som flyger omkring och med sina vassa kanter kan orsaka ytterligare skada. Skärhastigheten i detta material är mycket högre än i aluminium, men på grund av splittret kan det idag inte rekommenderas att skära i Viggens huv för att undsätta människor. Dessutom går det snabbare att slå sönder huden med en slägga.

För att använda skärsläckaren på ett säkrare sätt skulle man kunna tänka sig att inte skära direkt i väggen in till förarkabinen, men istället kapa infästningarna för huven. Förutom gångjärnen sitter huven med en låskolv i underkant på varje sida om piloten samt en extra säkring i överkant baktill, så det blir mycket tidskrävande att kapa alla dessa punkter.

För att skärsläckaren ska kunna användas vid denna typ av insatser krävs alltså att ett flertal faktorer åtgärdas. Främst måste skyddsavståndet kortas. Detta kan t.ex. lösas genom att man använder sig av en impinging jet, vilket innebär att man utformar munstycket så att fem-sex strålar riktas mot ett gemensamt fokus, varvid strålarna bryter upp vid kollisionen med varandra och på så sätt förlorar sin skärverkan. Detta skulle kunna lösas med ett reglerbart munstycke där fokus kan flyttas för att ge bästa effekt i de olika materialen och tjocklekarna hos flygplansväggen.

En annan faktor som kräver ändring av utformningen är skärtiden. En skärhastighet på ca 40 centimeter per minut ger en total skärtid på omkring fem minuter för ett hål med två meters omkrets (bedömt som erforderligt för att kunna plocka ut piloten). Det är dock inte ”rent” på insidan av plåten – det finns en hel del balkar och spant i skalet och i stora delar av förarkabinen dessutom instrument som gör att den effektiva skärhastigheten blir mycket lägre. Resultatet skulle alltså kunna öka med någon eller några minuter vilket skulle innebära att metoden inte ger någon betydande minskning av tiden till dess piloten kan plockas ut.

BILAGA 9 BEDÖMNING AV SKÄRSLÄCKARENS MÖJLIGHETER OCH BEGRÄNSNINGAR

(Rapporten i denna bilaga utförd på uppdrag av Statens Räddningsverk)

1 Flöden och reaktionskrafter i munstycken

1.1 Teoretiska beräkningar

Tillämpas Bernoullis ekvation på ett munstycke erhålles strömningshastighet efter

munstycket, $V_m = \sqrt{\frac{2P_r}{\rho} + V_r^2}$, där P_r och V_r är trycket respektive strömningshastigheten i röret (slangen) före munstycket. Vanligen är $V_r^2 \ll V_m^2$ varför

$$V_m \approx \sqrt{\frac{2P_r}{\rho}} \quad (\text{ekv 1})$$

Det totala volymsflödet genom munstycket, \dot{Q} , blir då $\dot{Q} = C \cdot A \cdot V_m$ där C är flödeskoefficienten p.g.a. kontraktion som är ≤ 1 och A munstycksarean.

Det totala massflödet, \dot{m} , blir då $\dot{m}_w = \rho \cdot \dot{Q}$ och reaktionskraften, R , enligt Newtons andra lag:

$$R = \dot{m}_w \cdot V_m = \rho \cdot C \cdot A \cdot V^2 = \rho \cdot C \cdot A \cdot \frac{2P_r}{\rho} = C \cdot A \cdot P_r \cdot 2$$

\dot{Q} anges vanligen i l/min.

De aktuella munstyckena i skärsläckaren har följande data:

Vid en munstycksdiameter på c:a 2.6 mm ger munstycket c:a 50 l/min vid 180 bar. När munstycket är nytt är diametern c:a 2 mm och trycket 220 bar.

Detta ger

Medelhastigheten $V_m \approx 190$ m/s (ekv 1 med $P = 180$ bar)

Flödeskoefficienten $C = \dot{Q} / (A \cdot V_m) =$

$50 \cdot 10^{-3} / (60 \cdot \pi \cdot 1.3 \cdot 10^{-3} \cdot 190) = 0.83$ vilket är ett rimligt värde.

Reaktionskraften $R = 190 \cdot 50 / 60 = 158$ N ≈ 16 kpond \approx vikt av 16 kg

För ett nytt munstycke med 2 mm diameter och 220 bars tryck blir medelhastighet, flöde och reaktionskraft med antagande av att flödeskoefficienten förblir oförändrad = 0.83:

$V_m = 211$ m/s

$\dot{Q} = 40$ l/min

$R = 140$ N

För munstycket som användes vid försöken i Revinge var trycket c:a 200 bar och munstycksdiametern c:a 2.2 mm, vilket ger följande medelhastighet, flöde och reaktionskraft med antagande av att flödeskoefficienten förblir oförändrad = 0.83:

$$V_m = 201 \text{ m/s}$$

$$\dot{Q} = 46 \text{ l/min}$$

$$R = 154 \text{ N}$$

1.2 Experimentella mätningar vid 200 bar och 2.2 mm diameter.

Experimenten utfördes i Revinge av två projektanställda brandingenjörselever, Annevi Fredäng och Joakim Hermansson.

Reaktionskraften mättes genom att strålen riktades mot en dynamometer. Reaktionskraften uppmättes till 15 kpond = 150 N. Det blev ingen större skillnad med eller utan abrasivet påslaget.

Sammanfattning avseende flöden och reaktionskrafter i munstycken

Överensstämmelsen mellan beräkningar och uppmätta flöden och reaktionskrafter är god. Vid beräkningarna nedan kommer följande värden att användas:

$$P = 200 \text{ bar}, \dot{Q} = 46 \text{ l/min}, R = 150 \text{ N}, \text{Munstycksdiameter} = 2.2 \text{ mm},$$

$$C = 0.83 \text{ och } R = 154 \text{ N}, \text{dvs de förhållanden som rådde vid försöken i Revinge.}$$

2 Uppbrott och kastlängd

En vattenjet bryts på grund av olika instabiliteter upp på ett visst avstånd från munstycket. Hur långt detta avstånd blir beror bl.a. på Reynolds tal, munstycksutformning och diameter. Litteraturdata (Kuhn) ger ett exempel på den tid det tar för en typ av instabiliteter att utvecklas i vattenstrålar med olika diameter. För 2 mm diameter anges tiden till 0.074 s vilket med en vattenhastighet på 201 m/s ger ett uppbrottsavstånd på c:a 14 m. Experimentellt uppmättes ett mindre avstånd (5-6 m enligt figur 1) där strålen helt bröts upp. Efter c:a 7 meter hade dropparna och den insugna luften samma hastighet. Den totala kastlängden var c:a 14-16 m.

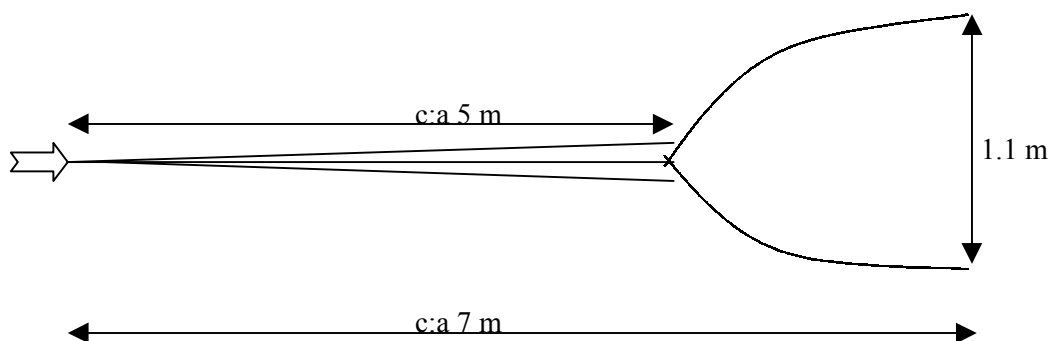


Fig 1

Innan uppbrottet på 5-6 m avstånd har strålen en inre kärna som innehåller det mesta vattnet och ett litet yttre område med en viss vattenhalt. I Tabell 1 ges ett grovt mått på de ingående diametrarna på olika avstånd från munstycket.

Tabell 1 Sprayens geometriska form

Avstånd från munstycke m	0	1	4	7
Inre diameter mm	2 ¹	15	60	-
Yttre diameter mm	2	100	400	1100

1. Utgångsdiametern beräknad med en munstycksdiameter 2.2 mm och en flödeskoefficient på 0.83.

Sammanfattning avseende uppbrott och kastlängd

På grund av munstycksutformning och arbetstryck börjar strålen inte bryta upp förrän efter c:a 5 m. Vid c:a 7 m har strålen brutit upp fullständigt och sugit in luft som rör sig med samma hastighet som vattendropparna.

3 Skärförmåga och skyddsavstånd

När den koncentrerade vattenstrålen, med eller utan abrasiv, träffar en yta påverkas denna av friktion och den kraft som måste tas upp per ytenhet. I det aktuella fallet överförs kraften, 150 N, till största del av den inre vattenkärnan till dess uppbrottet sker. I Tabell 2 visas kraften per ytenhet i mega Newton, skärförmågan och skyddsavståndet för hud på hand, med eller utan skyddshandske.

Tabell 2 Skärförmåga och skyddsavstånd

Avstånd m	MN/m ²	Skärförmåga/skyddsavstånd
0	47.7	Med abrasiv, 0.4 m/min 2 mm dural (flygplansplåt)
1	0.85	
2	0.21	Utan abrasiv, hål i 16 mm spånskiva efter 5 s
3	0.094	Utan abrasiv, ytskada (knottrig yta)
4	0.053	
5-6		Utan abrasiv, smärtsamt för hand klädd med diskhandske
5-6		Utan abrasiv, smärtsamt för oskyddad hand
7-14		Lätt dimma, ingen nämnvärd påverkan på oskyddad hand

Sammanfattning skärförmåga och skyddsavstånd

Skärförmågan i flygplansplåt av typ dural, 2 mm tjock, är med abrasiv c:a 0.4 m/min. Utan abrasiv penetrerar strålen lätt spånskiva på några få sekunder på avstånd upp till 2-3 m. För oskyddad hud på hand känns stark smärta på avstånd av c:a 5-6 m. Efter c:a 7 m är strålen ofarlig för oskyddad hud.

4 Släckförmåga

Släckförmågan för den uppbrutna sprayen kan uppskattas genom att man beräknar den mängd vatten per volymsenhet som sprayen innehåller. För att inertera med vattendimma krävs c:a 280 g/m³ och för att släcka diffusionsflammar 140-190 g/m³ under förutsättning att vattnet förångas helt i flammorna. För den aktuella sprayen är droppstorleken inte känd, men ett rimligt antagande är att medelvolymsdiametern är c:a 100 µm. Vattnet kan dessutom begränsa diffusionsbränder genom att kyla ytor och dämpa strålning och därigenom begränsa och förhindra flamspridning. I Tabell 3 anges vatteninnehållet i sprayen som funktion av avståndet från munstycket. Beräkningarna av vatteninnehållet har utförts med antagande att 50 % av rörelsemängden i vattnet överförs till luften (sprayen expanderar vinkelrätt mot utbredningsriktningen), att vattendropparna har samma hastighet som luften samt att vattendropparnas rörelsemängd försummas.

Tabell 3 Vatteninnehåll i sprayen

Avstånd från munstycke m	5	6	7
Lufthastighet m/s	17.8	12	7.9
Sprayyta m ²	0.2	.5	1.0
Liter/m ² *min	250	100	50
g vatten/m ³ luft	230	140	106
m ³ /s bildad luft-dimblandning	3.6	6	7.9

Värdena i Tabell 3 kan användas för att uppskatta systemets släckförmåga i rumsbrandkonfigurationer. En grov uppskattning ger att systemet inom några minuter (beroende på hur släckmedlet fördelas i rummet) borde kunna släcka bränder med en effektutveckling upp till c:a 10 MW vilket motsvarar en fullt utvecklade bensinbrand på c:a 5 m² eller en träbrand på 20-40 m².

Sammanfattning om släckförmåga

När strålen väl brutits upp har systemet en avsevärd släcke effekt, upp till bränder på c:a 10 MW. Då uppbrottet av strålen sker på stort avstånd (c:a 5 m) kan man riskera att strålen träffar någon yta innan uppbrottet, vilket avsevärt borde försämra fördelningen av vattnet i brandrummet.

5 Sammanfattning

Systemet har en unik förmåga att penetrera genom olika väggar och ytskikt kombinerat med en avsevärd släckförmåga, egenskaper som gör att det på sikt kan ersätta en mängd andra tekniker för brandbekämpning. Nedan ges några exempel där jag ser en uppenbar potential för utrustningen, förutsatt att den modifieras på lämpligt sätt för ändamålet:

- Vinds- och källarbränder
- Brand i bjälklag och dolda utrymmen
- Brand i transportmedel (flyg, tåg, bussar etc.)
- Håltagning på gastuber
- Håltagning
- Håltagning och kylning av backdraft-scenarier
- etc.

Problemet med utrustningen hänger i stor utsträckning samman med det riskområde för människor som finns på upp till 6 m från munstycket. Det borde vara möjligt att ändra systemets egenskaper så att det anpassas till olika scenarier. För vissa scenarier är skärförmågan mer än tillräcklig under det att uppbrottet av strålen kommer alltför långt från munstycket.

Lund den 1999-08-19

Göran Holmstedt