

# **Säkerhet för pilot vid brand i stridsflygplan av modell Viggen och Gripen**

*Daniel Gren*

*Mattias Heimdahl*

---

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

**Brandteknik  
Lunds tekniska högskola  
Lunds universitet**

**Report 5073, Lund 2000**



**Säkerhet för pilot vid brand i stridsflygplan  
av modell Viggen och Gripen**

**Daniel Gren & Mattias Heimdahl**

**Lund 2000**

# Säkerhet för pilot vid brand i stridsflygplan av modell Viggen och Gripen

Daniel Gren & Mattias Heimdahl

**Report 5073**

**ISSN: 1402-3504**

**ISRN: LUTVDG/TVBB--5073--SE**

Number of pages: 57

Illustrations: Daniel Gren, Mattias Heimdahl

## Keywords

pilot safety, combat aircraft, JA 37 Viggen, JAS 39 Gripen, pool fire, canopy, thermal radiation, Fourier Transform, heat transfer

## Sökord

Pilotsäkerhet, stridsflygplan, JA 37 Viggen, JAS 39 Gripen, pölbrand, flygplanshuv, värmestrålning, Fouriertransform, vämeledning

## Abstract

The purpose of the report is to evaluate pilot safety in combat aircraft's, of type JA 37 Viggen and type JAS 39 Gripen, exposed to the worst scenario of fire. Focus is on the performance of the canopy of the cockpit. The method used involves small-scale laboratory tests as well as a full-scale test with a Viggen in a pool fire. The conclusion is that the pilot in a Viggen has to be evacuated within 90 seconds from ignition of the pool. The time available for evacuation of the pilot from a Viggen exceeds the corresponding time for a Gripen.

© Copyright: Brandteknik, Lunds tekniska högskola, Lunds universitet, Lund 2000.

---

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**

Hur lång tid klarar sig en pilot inne i ett stridsflygplan, av modell JA 37 Viggen eller modell JAS 39 Gripen, vid ett värsta brandscenario? Så lyder frågeställningen, från Försvarets Materielverk, som ligger till grund för skapandet av denna rapport.

Rapporten utgör resultatet av kursen "Problembaserad brandteknisk riskhantering" som är det avslutande momentet på brandingenjörsutbildningen vid Lunds Tekniska Högskola. De metoder som använts för att finna svar på frågeställningen ovan innehåller både praktiska och teoretiska moment. Tyngdpunkten ligger i utförandet av praktiska tester som sedan analyserats och utvärderats.

Provbitar av huvmaterial från både Viggen och Gripen har analyserats med hjälp av en fouriertransform samt genomgått ett antal småskaleförsök. Avsikten med detta har varit att finna likheter och skillnader i huvmaterialens beteende vid påverkan av värmestrålning. Kunskap om i vilken utsträckning de båda huvmaterialen liknar varandra är värdefull eftersom det, av ekonomiska skäl, endast varit möjligt att genomföra fullskaleförsök med Viggen. Med hjälp av detta angreppssätt har det ändå varit möjligt att dra vissa slutsatser om hur väl en pilot i en Gripen är skyddad vid brand.

Ett fullskaleförsök har genomförts med en Viggen. Flygplanskroppen utsattes för en poolbrand, stor nog för att kunna betraktas som värsta scenario. Vid försöket registrerades värmestrålning och temperatur inne i cockpit. Data från dessa mätningar har tillsammans med temperaturmätningar på en hudsimulator gjort det möjligt att dra slutsatser om hur lång tid det är acceptabelt att piloten vistas inne i en Viggen vid värsta tänkbara brandpåverkan.

Småskaleförsöken och fouriertransformen visar att det finns stora likheter mellan de båda huvmaterialens förmåga att absorbera värmestrålning. Det är tydligt att så länge en huv är intakt släpps endast en liten del av värmestrålningen, i storleksordningen 3-5 %, igenom. Tydliga skillnader i mekanisk stabilitet observerades. Provbitar från Viggen uppvisade bättre hållfasthet efter strålningspåverkan än provbitar från Gripen.

Fullskaleförsöket som genomförts med en JA 37 Viggen visar att piloten är efter omständigheterna väl skyddad så länge huvet är intakt. Oacceptabla förhållanden inträffar dock mycket snabbt efter att huvets förmåga att avskilja piloten från flammorna förlorats. Tid till branden skall vara släckt fastställs till 90 sekunder efter antändning för Viggen. Resultat från småskaleförsöken pekar på att motsvarande tid för Gripen måste vara kortare än 90 sekunder, det saknas dock tillräckligt underlag för att ange hur mycket kortare.



## **Summary**

For what period of time is a pilot safe in a combat aircraft, of type JA 37 Viggen or type JAS 39 Gripen, exposed to the worst possible scenario of fire? The question, asked by the Swedish Defence Materiel Administration (FMV), is the underlying reason for the creation of this report.

The report is the result of the final course in the Fire Safety Engineering Program at Lund Institute of Technology, Lund University, Sweden. The method used to find answers to the question stated above involves both practical and theoretical parts. The emphasis is on conducting practical tests to be analysed and evaluated.

Samples of canopy-material from both the Viggen and the Gripen have been analysed using a Fourier Transform. The samples have also been used for a number of small-scale laboratory tests. The reason for conducting the tests has been to find similarities and differences in the performance of the materials under influence of thermal radiation. Knowledge of to what extent the materials have similar performance is valuable since it has not, for economical reasons, been possible to make a large scale test on a Gripen. By using this method it has been possible to draw some conclusions about how well a pilot is protected in a Gripen in case of a fire emergency.

A large-scale test has been carried out with a Viggen. The aircraft was exposed to a pool fire, large enough to be considered to represent a worst scenario. Temperature and thermal radiation was measured inside the cockpit during the course of the test. These measurements, together with data collected from a skin simulator placed inside the cockpit, have made it possible to make statements about how long a pilot is safe inside a Viggen exposed to the worst scenario of fire.

The small-scale laboratory tests as well as the Fourier Transform show almost identical results in the materials ability to absorb thermal radiation. It is obvious that until the canopy is split open only a fraction, about 3 –5 %, of the thermal radiation is transmitted into the cockpit. Apparent differences in mechanical stability have been observed. Samples from the Viggen show better stability than samples from the Gripen after a period of being exposed to thermal radiation.

The full scale test involving the JA 37 Viggen shows that the pilot is, under the circumstances, well protected as long as the canopy is not split open. The test also shows that when it does split open, unacceptable conditions arise very fast. The time until the fire has to be extinguished is set to be 90 seconds after ignition, for the Viggen. Results from the small-scale laboratory tests suggest that the corresponding time for the Gripen has to be shorter than 90 seconds. There is however not enough information at hand, to say how much earlier evacuation of the pilot from a Gripen has to be completed.





## **Förord**

När vi åtog oss att utföra denna projektuppgift som examensarbete stod åliggandet ej helt glasklart formulerat. Många om och men passerade innan upplägget var tillräckligt färdigt för att ens fastna på en projektplan. Allteftersom vi nystade i det för tiden mycket trassliga knippet visade sig det hela faktiskt vara genomförbart. Saker och ting redde inte ut sig av sig själv men med hjälp från våra handledare professor Göran Holmstedt vid Brandteknik, LTH och brandingenjör Johan Åkvist vid Försvarets materielverk kunde knutarna upplösas. När väl uppgiften formulerats väntade en rad experimentella bryderier vilket föranledde en förflyttning till laboratoriet som brandteknik disponerar. Svårigheterna att få ordning på utrustningen och även få vissa specialverktyg tillverkade löstes med hjälp av ingenjör Sven-Ingvar Granemark samt personalen i verkstan vid LTH. Experimenten i labbet var utav geometriskt späd dimension och ett mer verklighetstroget försök krävdes. Forskningsingenjör Stefan Svensson vid Räddningsverkets skola i Revinge kontaktades och hjälpte oss med information, iordningställande av försöksutrustning och bokning av övningsfältet där vårt Viggplan skulle eldas. Men problem uppstod, att komma in i cockpit krävde en förevisning som anstod flygplansmekanikerna Stig Löhr och Jörgen Olsson från F10, Ängelholm. Väl inne i cockpit kunde all mätutrustning riggas upp. Utan HUD-simulatordockan Gustav hade experimentet försvårats betydligt. Beklagligt nog finns Gustav inte med oss längre sedan elden bragde honom om livet. Nåväl, när viggplanet skulle ställas på plats i bassängen fylld med diesel blev maskinkraft nödvändig. Arne Andersson vid P7 i Revinge hjälpte oss genom att ratta sin hjullastare med fackmannamässig precision. Före, under och efter försöket i Revinge fanns all tänkbar hjälp tillgänglig. Alla anställda på räddningsskolan som på något sätt bidrog till att försöket blev av tilldelas varm uppskattning.

Alla ovan nämnda personer tackas hjärtligt. Professor Lars Engström vid Atomfysik, LTH tackas för outhärlig hjälp. Samtidigt passar vi på att tacka personalen vid Brandteknik, LTH som utan suckar ställt upp när vi kommit med frågor om allt mellan himmel och jord. Sist men inte minst framför vi också vår djupaste tacksamhet gentemot de två kaffebryggare som i ur och skur stått oss bi.

**TACK!**

Mattias Heimdahl och Daniel Gren  
Lund 00-12-03







# **Innehållsförteckning**

<b>1. INLEDNING</b> .....	<b>13</b>
1.1. SYFTE .....	13
1.2. METOD .....	13
1.3. AVGRÄNSNING .....	14
<b>2. SMÅSKALEFÖRSÖK MED KONKALORIMETER</b> .....	<b>15</b>
2.1. UPPLÄGG .....	15
2.2. BESKRIVNING .....	15
2.3. FÖRSÖKSUPPSTÄLLNING .....	15
2.4. FÖRSÖK 1 .....	16
2.5. FÖRSÖK 2 .....	18
2.6. FÖRSÖK 3 .....	20
2.7. FÖRSÖK 4 .....	22
2.8. FÖRSÖK 5 .....	24
2.9. FÖRSÖK 6 .....	26
2.10. FÖRSÖK 7 .....	28
2.11. FÖRSÖK 8 .....	30
2.12. JÄMFÖRELSE MELLAN DE OLIKA HUVMATERIALEN .....	32
<b>3. FOURIERTRANSFORM</b> .....	<b>35</b>
<b>4. BERÄKNING AV STRÅLNINGSEFFEKT MOT HUV</b> .....	<b>39</b>
<b>5. FULLSKALEFÖRSÖK</b> .....	<b>43</b>
5.1. MÅLSÄTTNING MED FÖRSÖKET .....	43
5.2. BESKRIVNING AV FÖRSÖKSUPPSTÄLLNING OCH FÖRSÖKSUTRUSTNING .....	43
5.3. BRÄNSLE .....	44
5.4. BESKRIVNING AV HÄNDELSEFÖRLOPP VID FULLSKALEFÖRSÖK .....	45
5.5. RESULTAT FRÅN FULLSKALEFÖRSÖK .....	47
5.6. SLUTSATSER FRÅN FULLSKALEFÖRSÖK .....	51
<b>6. ÖVERFÖRING AV FÖRSÖKSRESULTAT FRÅN VIGGEN TILL GRIPEN</b> .....	<b>53</b>
<b>7. SLUTSATS</b> .....	<b>55</b>
<b>8. REFERENSER</b> .....	<b>57</b>
<b>APPENDIX A. KRITERIER FÖR BRÄNNSKADOR PÅ HUD</b> .....	<b>59</b>
<b>APPENDIX B. JÄMFÖRELSE - DIESELolja OCH FLYGFOTOGEN 75</b> .....	<b>61</b>
<b>APPENDIX C. KALIBRERING AV KONKALORIMETERN</b> .....	<b>63</b>
<b>APPENDIX D. KONTROLL AV STRÅLNINGSMÄTAREN</b> .....	<b>65</b>



## 1. Inledning

Detta projektarbete är en del i kursen "Problembaserad brandteknisk riskhantering" som är den avslutande kursen på brandingenjörsutbildningen vid Lunds Tekniska Högskola. Uppdragsgivare för projektet är Försvarets Materielverk (FMV).

De insatstider flygplatsbrandkåren har att rätta sig efter är satta med hänsyn till dagens rådande trafikflyg. 90 sekunder efter det att larmet aktiverats skall insats vara påbörjad. Undersökningar av dessa tiders lämplighet har gjorts med hänsyn till J 35 Draken<sup>10)</sup>. Draken är emellertid tagen ur bruk, ersättningen består av Viggen och Gripen.

### 1.1. Syfte

Syftet med rapporten är att belysa följande frågeställning:

- Hur lång tid har flygplatsbrandkåren på sig att avlägsna en pilot ur ett brinnande stridsplan utan att fara för piloten uppstår? Med fara för piloten menas en temperatur på hud tillräckligt hög för att orsaka 2:a gradens brännskada. Fokus i rapporten ligger på JA 37 Viggen men om möjligheten finns är motsvarande tid för JAS 39 Gripen också önskvärd.

### 1.2. Metod

De metoder som använts för att finna svar på de frågeställningar som ligger till grund för skapandet av denna rapport innehåller både praktiska och teoretiska moment. Tyngdpunkten ligger vid att utföra praktiska tester i såväl liten som i full skala. Resultaten analyseras och utvärderas sedan med hjälp av teoretiska modeller. Småskaleförsöken görs i LTH:s brandlaboratorium och innefattar 8 materialprov. Med hjälp av en konkalorimeter bestäms temperaturer på både insida och utsida av provmaterialet och även hur stor strålningseffekt som passerar rakt genom detta. En hudsimulator som ingår i försöksuppställningen bringar kunskap om vilken förväntad temperatur piloten kommer att uppnå. Hudsimulatorn fingerar både bar hud och hud med pilotkläder. Värdefulla visuella iakttagelser som till exempel formförändringar och sprickbildning kan också observeras vid dessa småskaleförsök. Fullskaleförsöket som har till uppgift att omsätta laboratoriekunskaper till praktiskt användbara slutsatser utförs på Räddningsverkets skola i Revinge. Främre delen av en JA 37 Viggen appliceras över en 38,5 m<sup>2</sup> cirkulär dieselpool som sedermera antänds. Liksom i småskaleförsöken registreras temperatur på insida och utsida av huven. Genomsläppt strålning uppmäts. Hudsimulatorn består av en docka i naturlig skala med ett konstgjort blodomlopp som håller 37 °C samt termoelement utplacerade på metodiskt valda platser.

### **1.3. Avgränsning**

Rapportens avgränsningar är följande:

- Endast planen JA 37 Viggen och JAS 39 Gripen behandlas, Gripen något mindre utförligt på grund av bristande resurser.
- Flygplanshuven av plexiglas antas vara den svaga länken kring cockpit vid värmepåverkan och behandlas som den enda källan till inträngande strålning. Materialet i flygplanshuven är också det enda material av de som omgärdar cockpit som analyseras i detalj.
- Scenariot som analyseras anses representera ett värsta fall. Flygplanskroppen är vänd upprätt för mesta möjliga flam- och värmepåverkan på huven. Detta är det enda scenario som används.
- Huvudfrågan rör sig kring pilotens säkerhet. Ingen hänsyn tas till påverkan på planet. Målet med rapporten är alltså personskydd och ej egendomsskydd.
- Piloten antas bära andningsmask under scenariot och därför har eventuell påverkan av toxiska gaser helt utelämnats.
- Mekanisk påverkan på piloten beaktas inte. Till exempel att piloten kan bli påverkad av smältande plast från flygplanshuven.
- Planets vapenbestyckning, krutladdningar för hastigt avlägsnande av huven samt drivmedel till raketstolen har ej tagits hänsyn till.



## **2. Småskaleförsök med konkolorimeter**

### **2.1. Upplägg**

Syftet med kapitlet är att i detalj beskriva alla gjorda småskaleförsök. Först med en beskrivning av tillvägagångssättet och sedan försöksuppställningens utseende. Därefter följer en noggrann genomgång av varje delförsök. Försök 1-4 behandlar huvmaterialet från JAS 39 Gripen och försök 5-8 behandlar huvmaterialet från JA 37 Viggen. I varje försöksbeskrivning återfinns ett stycke med de visuella observationer som kunnat göras efter analys av videofilmningen. Detta för att återge den oersättliga informationen som rörliga bilder kan ge. Efter detta en bild på provmaterialets utseende efter avslutat försök. Plexiglasbiten är fotograferad efter det att den tagits ut ur sin ram och svalnat. Efter bilden kommer ett diagram som återger de rådande temperaturerna under försöket. Detta för att kunna jämföra de olika försöken och för att kunna bedöma om pilotens temperatur är av ogynnsam karaktär i ett fall där de aktuella omständigheterna råder. Sist i varje delförsöksbeskrivning återfinns ett diagram över den genomsläppta strålningen. Detta är nettostrålningen som piloten utsätts för vid de olika specifikt pålagda strålningseffekterna. Allra sist i kapitlet finns kommentarer till försöken och jämförelser mellan de olika huvmaterialen.

### **2.2. Beskrivning**

Försöken har genomförts i det laboratorium på Lunds Tekniska Högskola som avdelningen för Brandteknik disponerar. Totalt har 12 försöksserier utförts. Åtta försök med två olika huvmaterial där både JAS 39 Gripen och JA 37 Viggen finns representerade. Plexiglasmaterialen som använts kommer från den toppmonterade kåpan på planet och har utsatts för varierande strålningseffekter från strålningskonen. Konkolorimetern har vid försöken haft temperaturerna 600, 750, 825 och 900 °C. Med samma inställningar för konkolorimetern som i dessa försök har ytterligare fyra försök genomförts men då med strålningsmätaren som enda mätinstrument. Anledningen till att denna extra mätserie gjorts är att den ger möjlighet att i efterhand jämföra resultat och på så vis få reda på hur mycket av den infallande strålningen som absorberats i provbiten.

### **2.3. Försöksuppställning**

Vid försök med konkolorimetern har en enhetlig försöksuppställning använts, för validitetskontroll av konkolorimetern se *appendix C*. Provmaterialet spändes in i en ram med hjälp av fyra skruvar och placerats på höjdnivån 77 mm under konkolorimeterns nedre kant (sett från högsta punkten på provmaterialet). En strålningsmätare och en hudsimulator placerades så tätt under provbiten som möjligt. Central placering av dessa instrument i det horisontella planet har eftersträvat. Avståndet från konkolorimeterns nedre kant till strålningsmätaren var 101 mm och avståndet till hudsimulatorn var 121 mm. Ett termoelement av typ K fästes på provbitens ovansida och ett fästes på provbitens undersida. För att fixera dessa på bästa möjliga sätt användes värmetålig glasfiberarmerad tejp. Denna tejp visade sig inte klara temperaturer över ca 200 °C vilket syns tydligt i diagrammen för temperatur nedan. Även hudsimulatorn var försedd med två termoelement av typ K. Denna sorts termoelement

har ett mätområde som sträcker sig från  $-200\text{ °C}$  till  $+1260\text{ °C}$ <sup>5)</sup>. Det ena av dessa fästes på hudsimulatorens och täcktes med klädsel motsvarande det som täcker en pilots hals (två lager tyg samt ett lager gummikrage). Motivet till att simulera halsen är att den geometriskt sett är mer utsatt än många andra kroppsdelar samt att klädseln på halsen tillhör de tunnaste partierna av beklädnaden. Det andra termoelementet användes för att simulera bar hud och fästes därför på hudsimulatorens utan att täckas med kläder.

Hudsimulatorens är konstruerad av ett slangsystem för avkylning som är i kontakt med en bit 1,5 mm Polyacetal (POM). POM är ett sorts plastmaterial med termiska egenskaper som liknar hudens<sup>10)</sup>. Slangsystemet utgör ett sorts konstgjort blodomlopp. Vattnet i slangen är i kontakt med en doppvärmare med termostat och håller därför temperaturen  $37\text{ °C}$ . Detta medför att plastbiten som är limmad på slangen får en ungefärlig yttemperatur på  $33\text{ °C}$ .

De signaler som detekteras av de fyra termoelementen samt strålningsmätaren överförs till en dator som registrerar dessa med två sekunders intervall. Detta möjliggör skapandet av lättöverskådliga diagram som beskriver händelseförloppen.

Alla försök med provbitar videofilmas och fotograferas. *Bild 2.3.1.* visar ett av försöken med provmaterial från Gripen.



*Bild 2.3.1. Försök i konkalorimeter med provmaterial från Gripen*

## **2.4. Försök 1**

Provmaterial: 200 \* 200 mm plexiglasskiva från JAS 39 Gripen

Konkalorimetertemperatur:  $600\text{ °C}$

Vid denna temperatur skedde uppvärmningen av materialet mycket långsamt. Första synliga sprickan i plexiglasprovet kom efter 1 minut och 13 sekunder. Sprickbildningen antog formen av ett rutmönster. Fullt krackelerad yta erhöles vid 2 minuter och 17 sekunder. Svag

pyrolysering och rökbildning kunde observeras. Provmaterialet mjuknade tämligen momentant vid 3 minuter och 26 sekunder varvid det sjönk ner på mätutrustningen. Försöket avbröts efter 3 minuter och 51 sekunder för att inte fördärva strålningsmätare och hudsimulator. Efter försöket fotograferades provmaterialet *se bild 2.4.1*. Genomsluppen strålning återfinns i *diagram 2.4.2*. och temperaturerna ovan och under provmaterialet samt hudsimulatorns temperaturer åskådliggörs i *diagram 2.4.1*.



Bild 2.4.1. Provmaterial från Gripfen utsatt för 600°C.

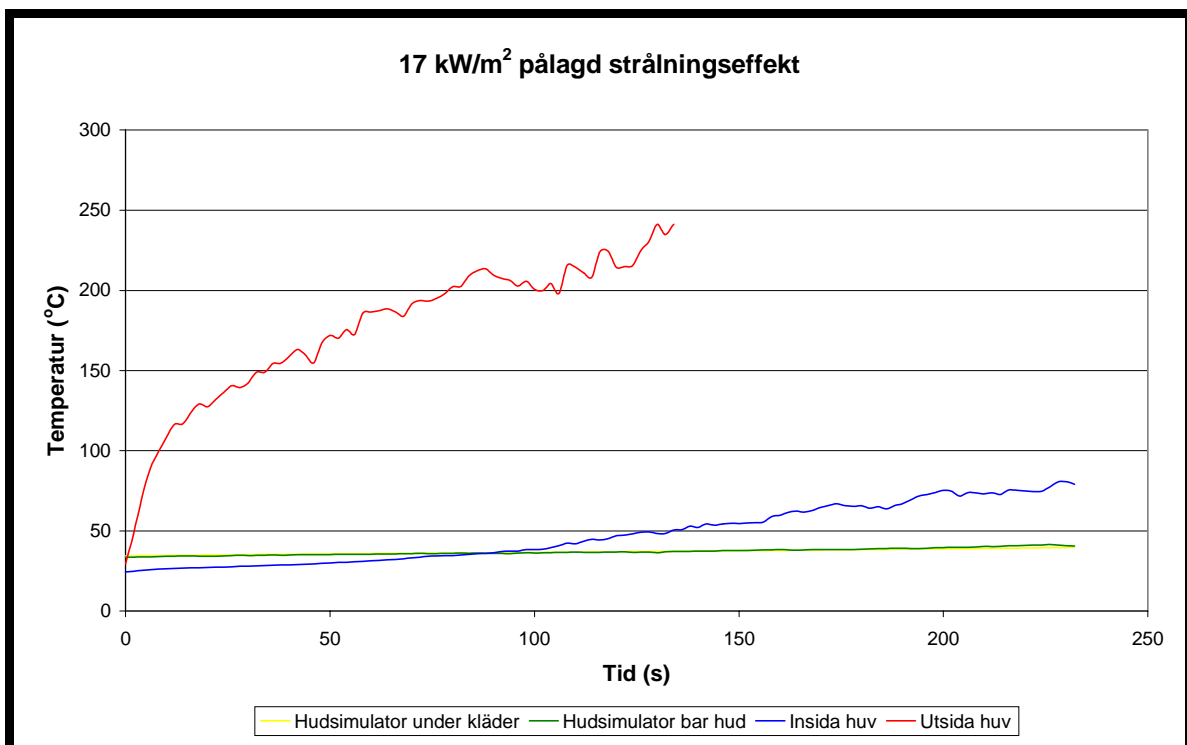


Diagram 2.4.1. Temperaturkurvor för försök 1, 600 °C

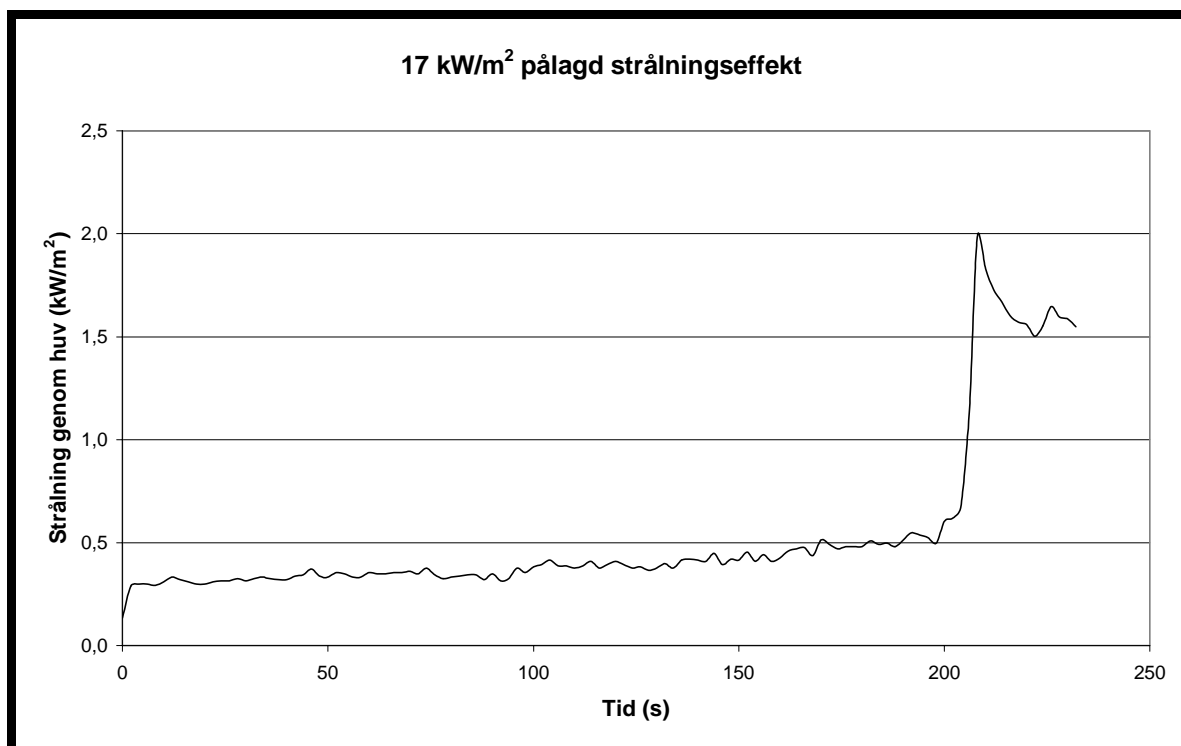


Diagram 2.4.2. Strålningskurva för försök 1, 600 °C

## 2.5. Försök 2

Provmaterial: 200 \* 200 mm plexiglasskiva från JAS 39 Gripen  
Konkalorimetertemperatur: 750 °C

750 °C -försöket liknade 600 °C på många sätt med undantaget att tidsskalan var kortare. Sprickbildningen på ytan startade vid 29 sekunder för att sedan vara fullt krackelerad vid 54 sekunder. Svag pyrolysning och rökbildning observerades men antändning uteblev. Efter 2 minuter och 16 sekunder minskade hållfastheten kraftigt och provmaterialet sjönk ner mot mätutrustningen och därvid avbröts experimentet. Efter försöket fotograferades provmaterialet *se bild 2.5.1*. Genomsluppen strålning återfinns i *diagram 2.5.2*. och temperaturerna ovan och under provmaterialet samt hudsimulatorns temperaturer åskådliggörs i *diagram 2.5.1*.



Bild 2.5.1. Provmaterial från Gripen utsatt för 750°C.

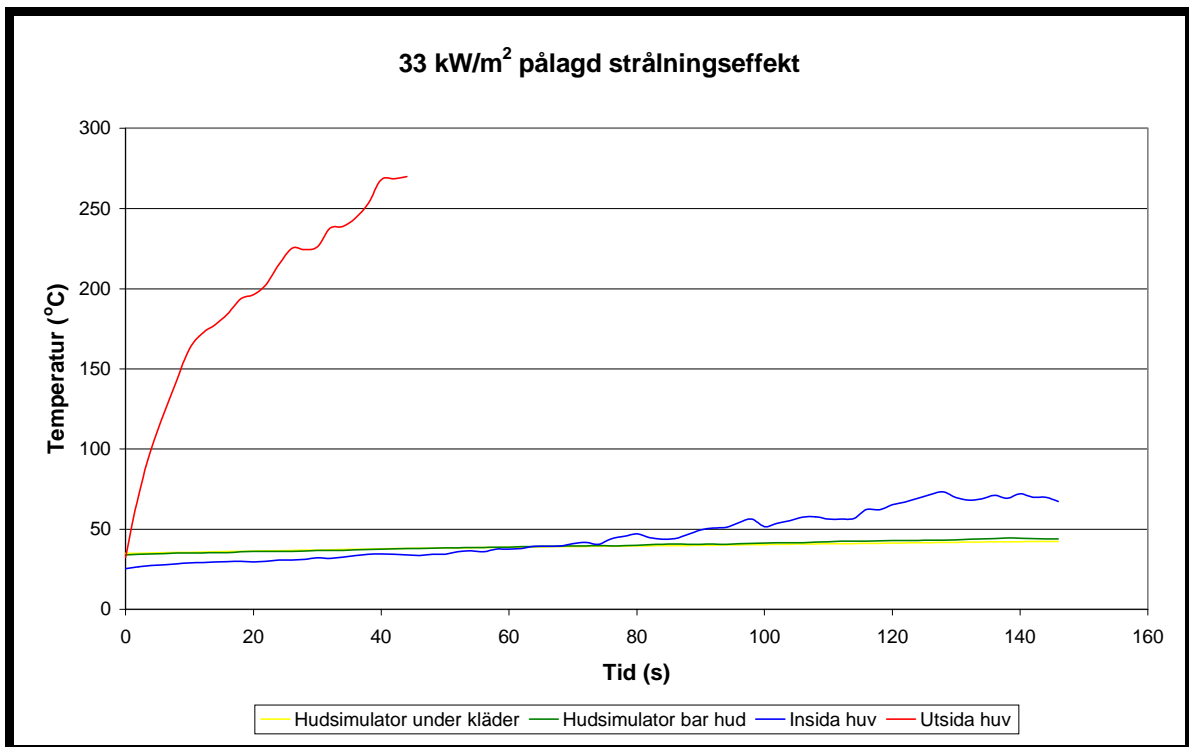


Diagram 2.5.1. Temperaturkurvor för försök 2, 750 °C

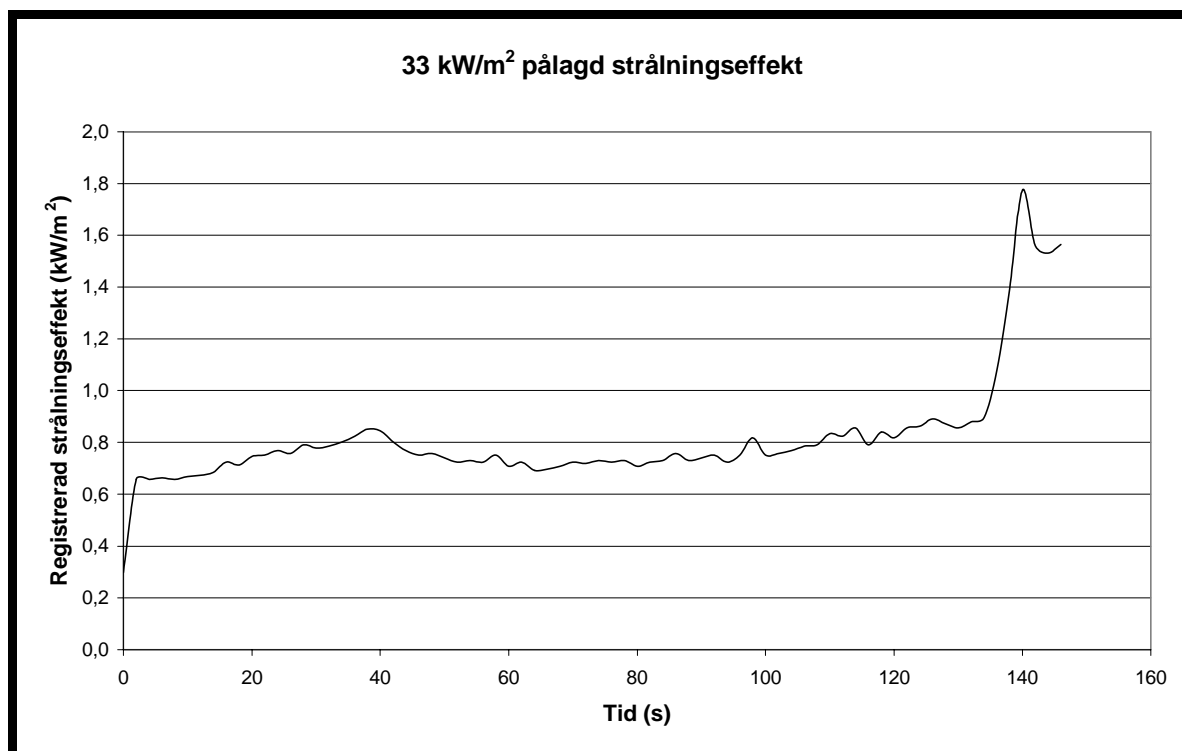


Diagram 2.5.2. Strålningskurva för försök 2, 750 °C

## 2.6. Försök 3

Provmaterial: 200 \* 200 mm plexiglasskiva från JAS 39 Gripen

Konkalorimetertemperatur: 825 °C

Sprickbildningen startade efter 12 sekunder. Mönstret som sprickorna bildade skiljde sig lite från de andra provexemplaren, förmodligen för att provet var taget från en annan del av flygplanshuven. Full krackelering av ytan erhöles efter 32 sekunder. Pyrolyseringen var stark under senare delen av experimentet. Vid 1 minut och 38 sekunder började plexiglasprovet sjunka ner mot mätutrustningen, lite saktare än de tidigare proven. Det långsammare mjuknandet kan bero på den annorlunda sprickbildningen. Provet lossnade även från några av sina fästpunkter och hörnen började vika upp sig. Försöket avbröts efter 2 minuter och 24 sekunder. Efter försöket fotograferades provmaterialet *se bild 2.6.1*. Genomsluppen strålning återfinns i *diagram 2.6.2* och temperaturerna ovan och under provmaterialet samt hudsimulatorns temperaturer åskådliggörs i *diagram 2.6.1*.



Bild 2.6.1. Provmaterial från Gripen utsatt för 825 °C.

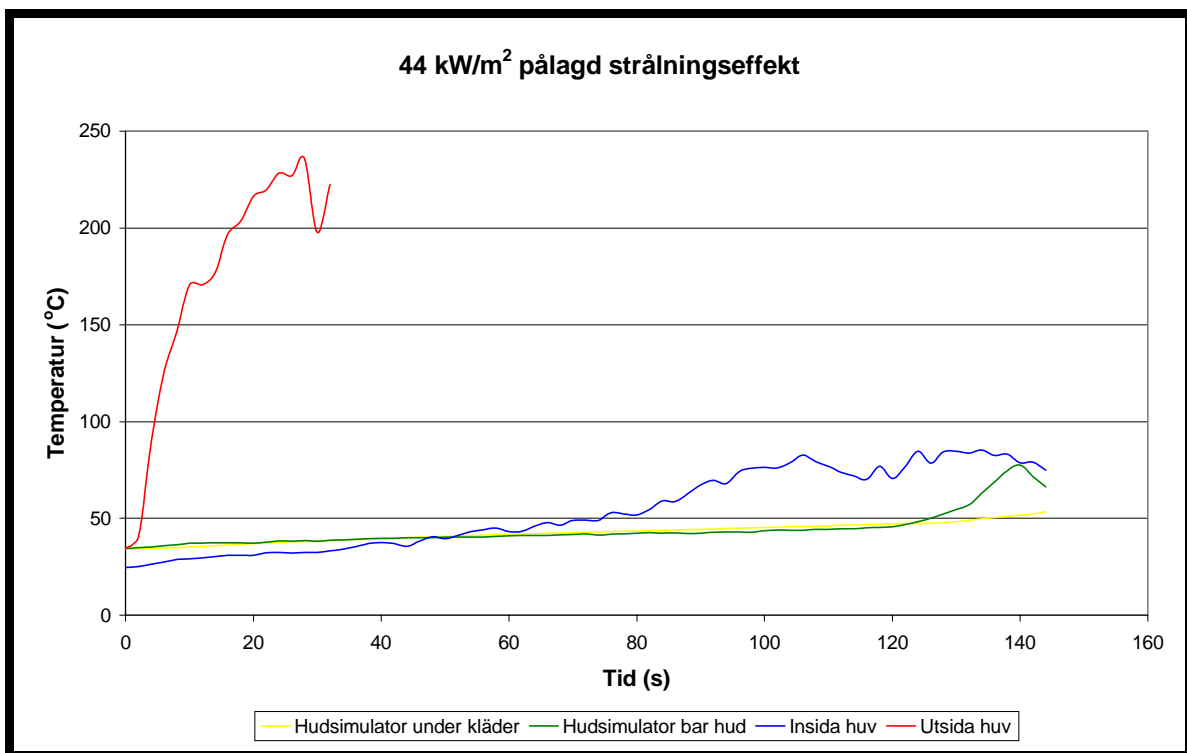


Diagram 2.6.1. Temperaturkurvor för försök 3, 825 °C

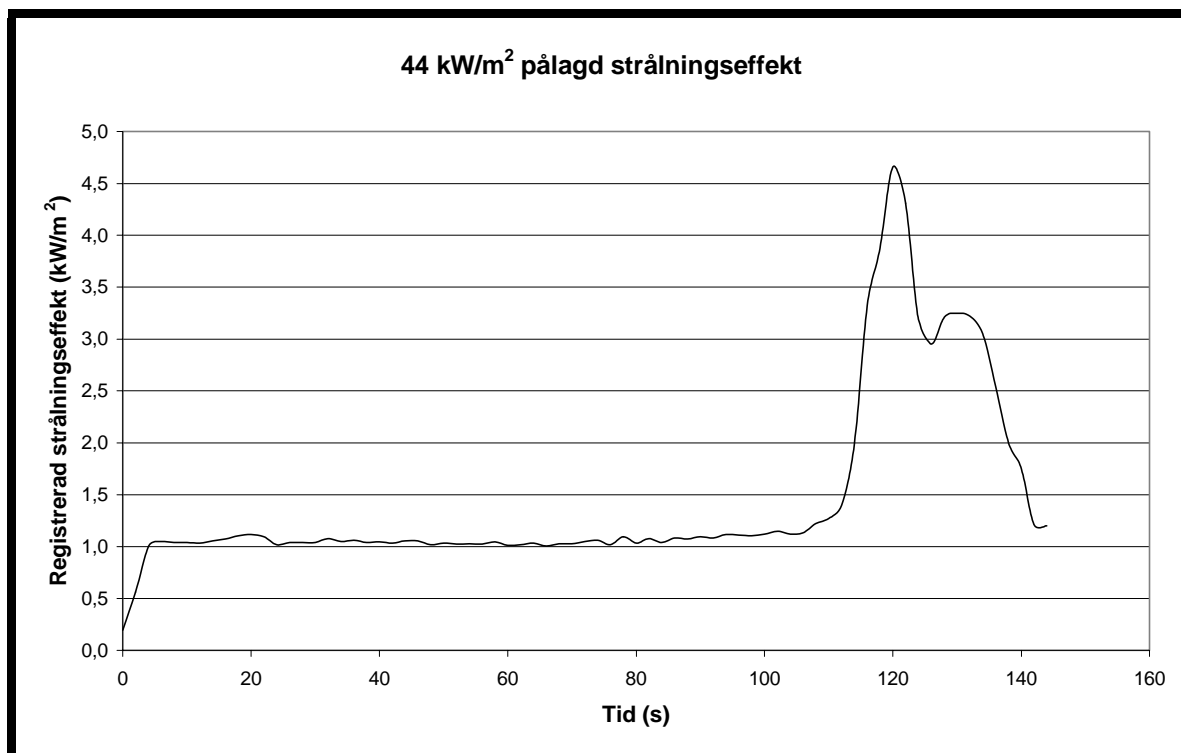


Diagram 2.6.2. Strålningskurva för försök 3, 825 °C

## 2.7. Försök 4

Provmaterial: 200 \* 200 mm plexiglasskiva från JAS 39 Gripen.

Konkalorimetertemperatur: 900 °C

Vid detta försök startade krackeleringen av provmaterialet omedelbart. Svårigheten att hålla materialet opåverkat under uppvärmningen resulterade i att en viss sprickbildning redan förekom vid avlägsnandet av kylskärmen. Sprickbildningshastigheten var emellertid så hög att begynnelsepåverkan försumrades. Ytan sprack upp i två mot varandra vinkelrätt orienterade riktningar och bildade ett rutnät. Visuellt kunde observeras att ytan på plexiglasskivan var fullt krackelerad efter 18 sekunder. Stabiliteten hos materialet var under hela försöket tillräckligt god för att inte sjunka ner på mätutrustningen. Ytan på materialet började pyrolysera och vid 44 sekunder antändes materialet varvid försöket ögonblickligen avbröts. Efter försöket fotograferades provmaterialet *se bild 2.7.1*. Genomsluppen strålning återfinns i *diagram 2.7.2*, och temperaturerna ovan och under provmaterialet samt hudsimulatorns temperaturer åskådliggörs i *diagram 2.7.1*.





Bild 2.7.1. Provmaterial från Gripen utsatt för 900°C.

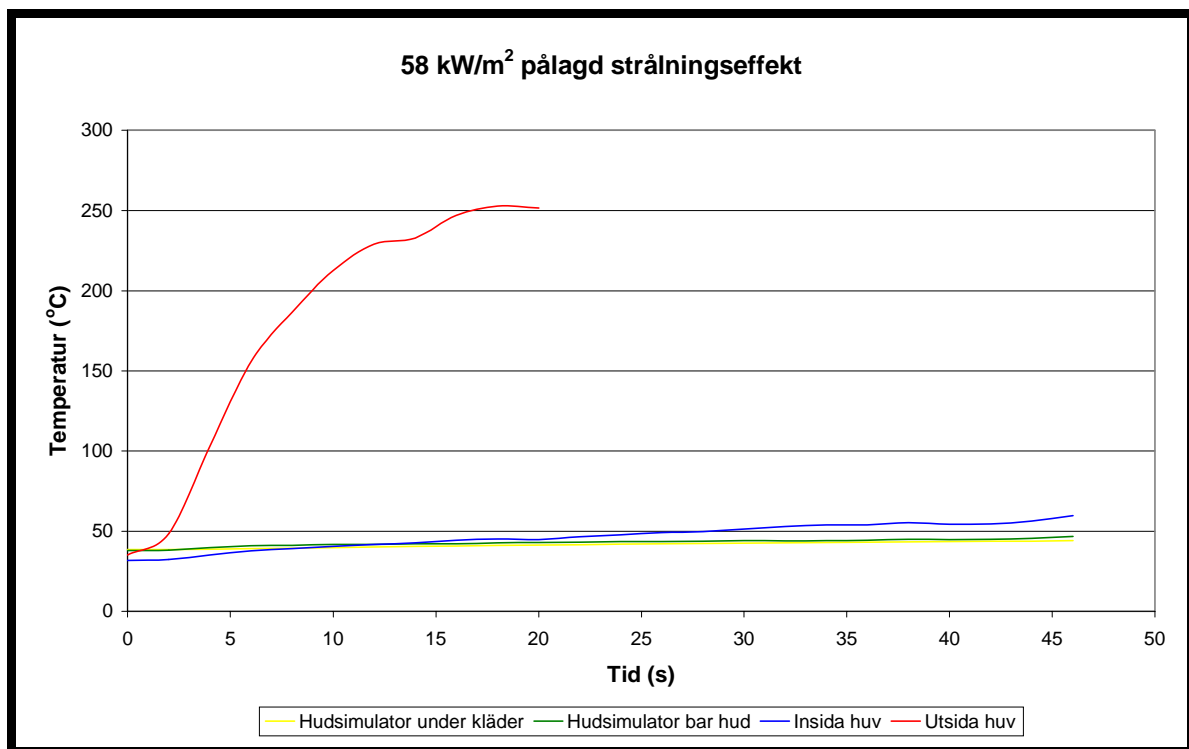


Diagram 2.7.1. Temperaturkurvor för försök 4, 900 °C

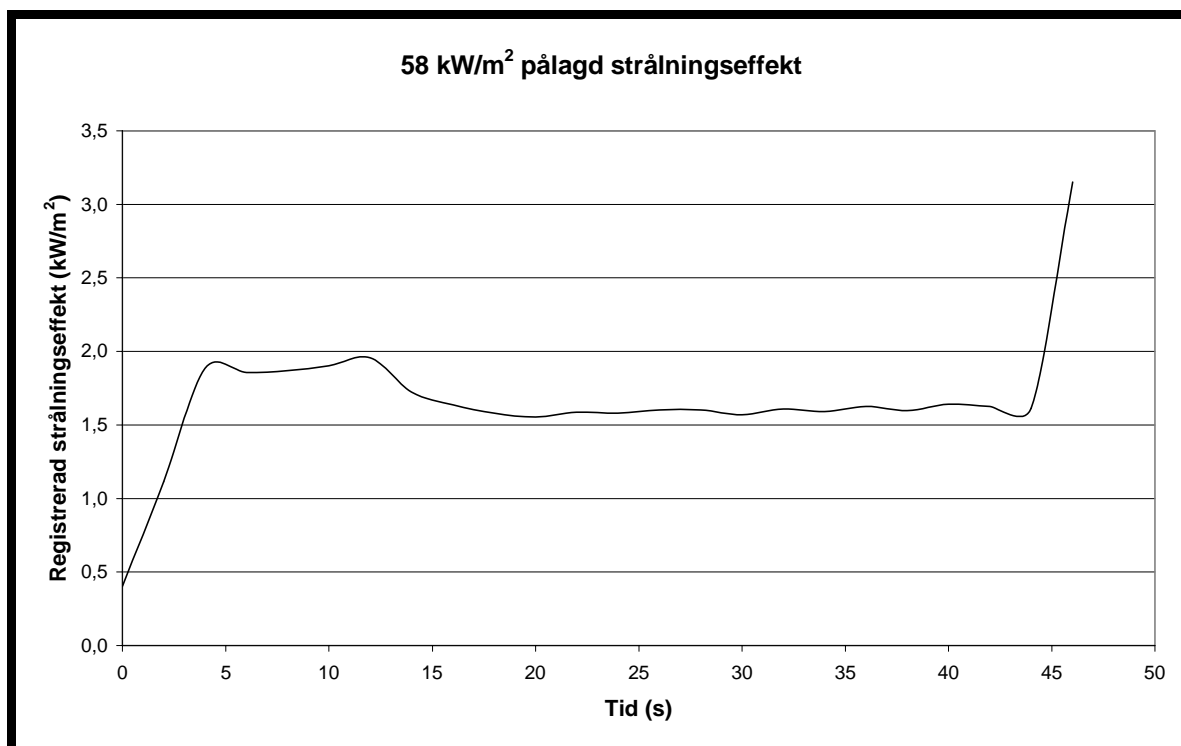


Diagram 2.7.2. Strålningskurva för försök 4, 900 °C

## 2.8. Försök 5

Provmaterial: 200 \* 200 mm plexiglasskiva från JA 37 Viggen  
Konkalorimetertemperatur: 600 °C

Den relativt låga temperaturen föranledde ett tidsmässigt långt försök. Efter 23 sekunder kunde den första sprickan i materialet skönjas. Vid 1 minut och 50 sekunder var ytan på provmaterialet fullt krackelerad och efter detta blev sprickorna bara djupare. Den mot konkalorimetern vända ytan mörknade något av värmen. Efter cirka 4 minuter började plexiglasskivan svullna uppåt, förmodligen på grund av termisk materialutvidgning. Nedsjunkandet mot mätutrustningen startade efter 4 minuter och 40 sekunder. Försöket avbröts när provmaterialet nådde mätutrustningen och tiden var då 5 minuter och 7 sekunder. Efter försöket fotograferades provmaterialet *se bild 2.8.1*. Genomsluppen strålning återfinns i *diagram 2.8.2*, och temperaturerna ovan och under provmaterialet samt hudsimulatorns temperaturer åskådliggörs i *diagram 2.8.1*.



Bild 2.8.1. Provmaterial från Viggen utsatt för 600°C.

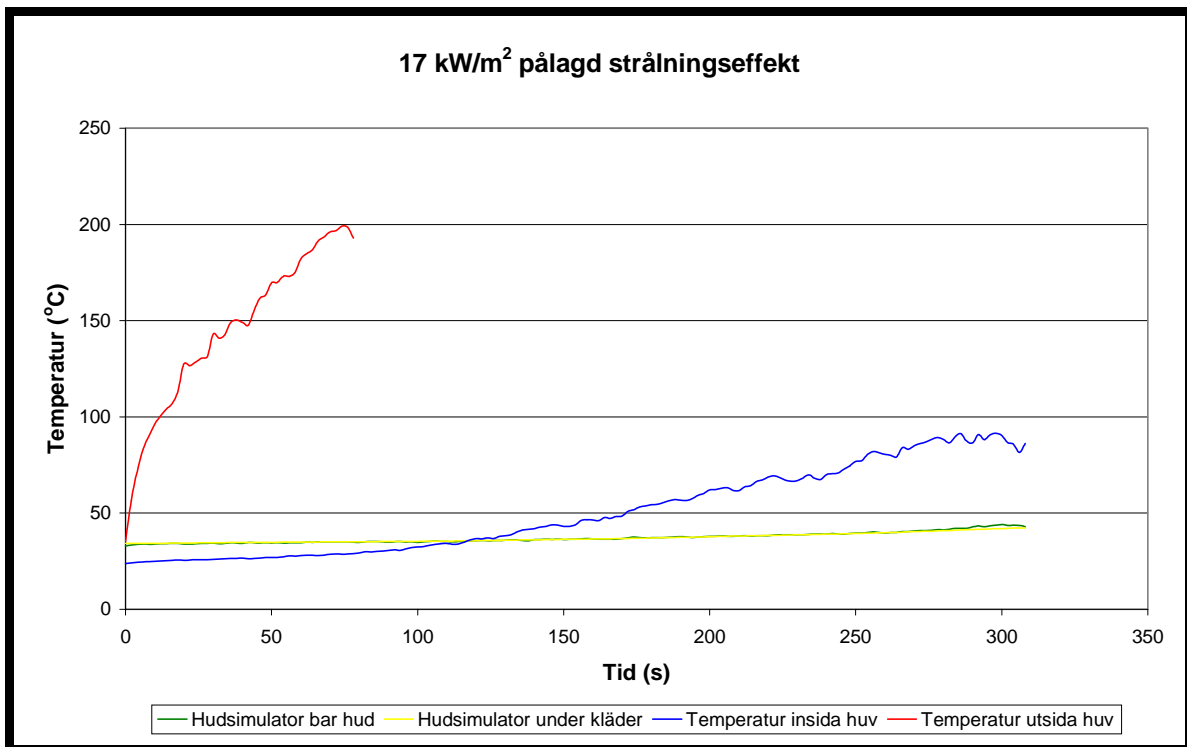


Diagram 2.8.1. Temperaturkurvor för försök 5, 600 °C

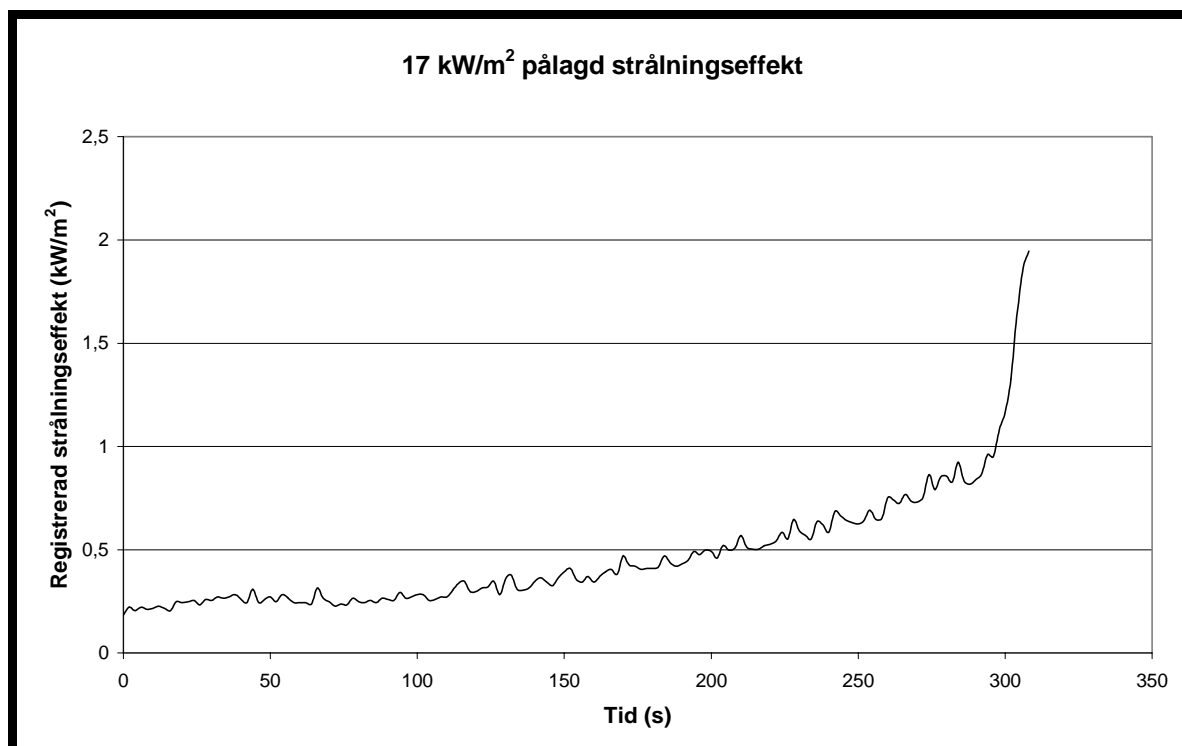


Diagram 2.8.2. Strålningskurva för försök 5, 600 °C

## 2.9. Försök 6

Provmaterial: 200 \* 200 mm plexiglasskiva från JA 37 Viggen  
Konkalorimetertemperatur: 750 °C

Första sprickan i provmaterialet kom efter 3 sekunder och ytan var fullt uppsprucken efter 45 sekunder. Rökutvecklingen i detta försök var tydlig och ytan på materialet började mörkna efter cirka 1 minut och 15 sekunder. Vid 1 minut och 30 sekunder började det översta lagret av materialet att koka varvid en del smält plexiglas rann ut och fyllde sprickorna. Eftersom materialet mot slutet av försöket blev ihåligt på vissa ställen avbröts försöket efter 2 minuter och 51 sekunder för att förhindra det smälta plexiglasen från att rinna ner på försöksutrustningen. Efter försöket fotograferades provmaterialet *se bild 2.9.1*. Genomsluppen strålning återfinns i *diagram 2.9.2*. och temperaturerna ovan och under provmaterialet samt hudsimulatorns temperaturer åskådliggörs i *diagram 2.9.1*.



Bild 2.9.1. Provmaterial från Viggen utsatt för 750°C.

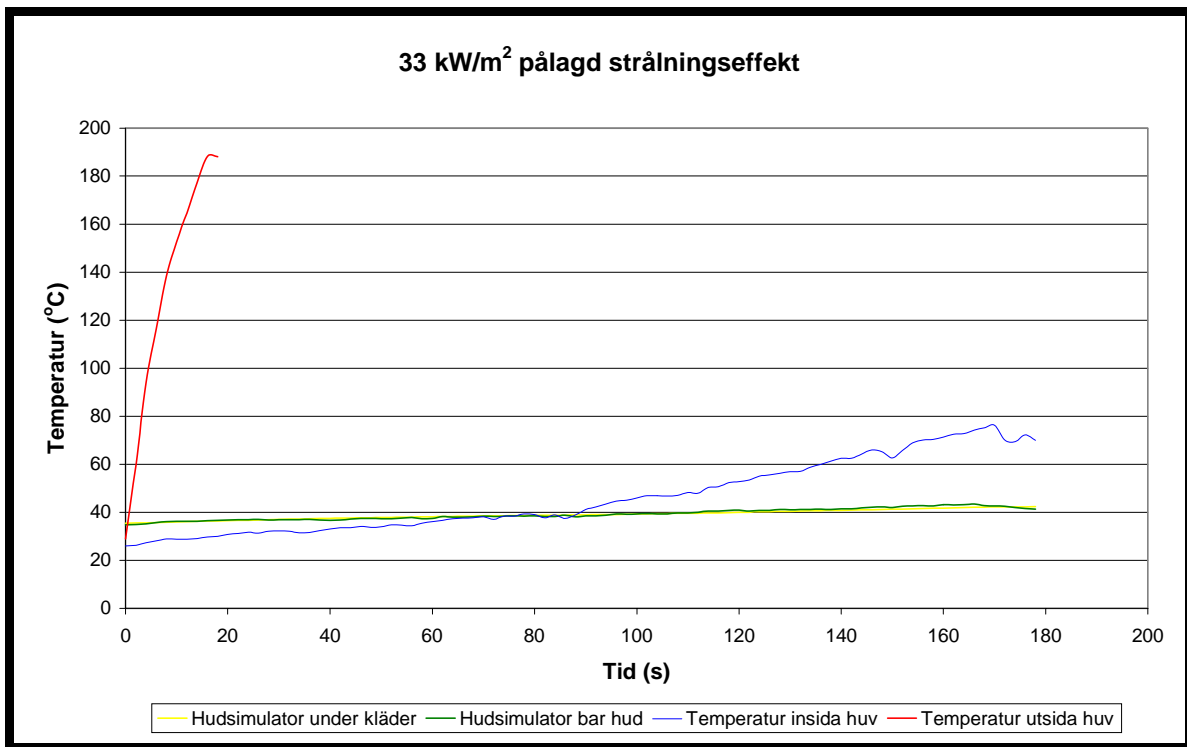


Diagram 2.9.1. Temperaturkurvor för försök 6, 750 °C

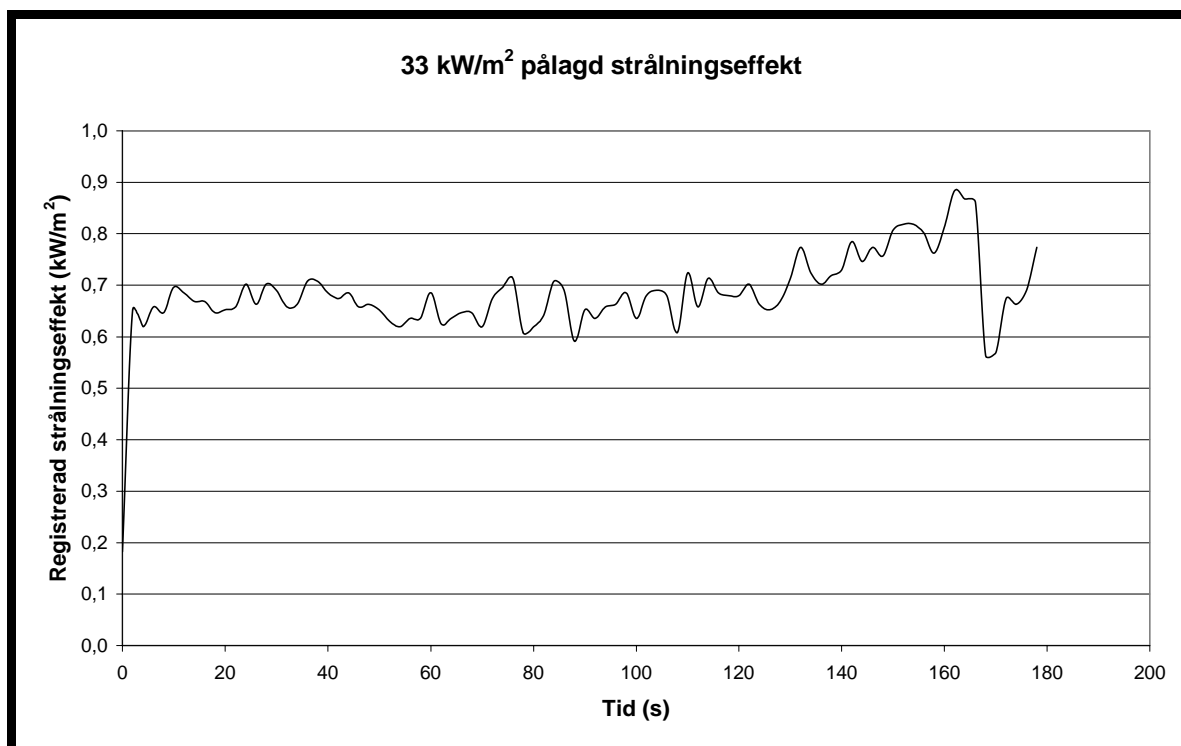


Diagram 2.9.2. Strålningskurva för försök 6, 750 °C

## 2.10. Försök 7

Provmaterial: 200 \* 200 mm plexiglasskiva från JA 37 Viggen

Konkalorimetertemperatur: 825 °C

Krackeleringen av provmaterialet började direkt efter det att kylningsskärmen avlägsnats. När 28 sekunder gått var ytskiktet totalt krackelerat. Strax efter startat försök anträdde stark rökutvecklingen. Kokning av översta skiktet uppstod efter 45 sekunder. Vid 2 minuter och 51 sekunder antände provmaterialet och försöket avbröts. Efter försöket fotograferades provmaterialet *se bild 2.10.1*. Genomsluppen strålning återfinns i *diagram 2.10.2* och temperaturerna ovan och under provmaterialet samt hudsimulatorns temperaturer åskådliggörs i *diagram 2.10.1*.



Bild 2.10.1. Provmaterial från Viggen utsatt för 825°C.

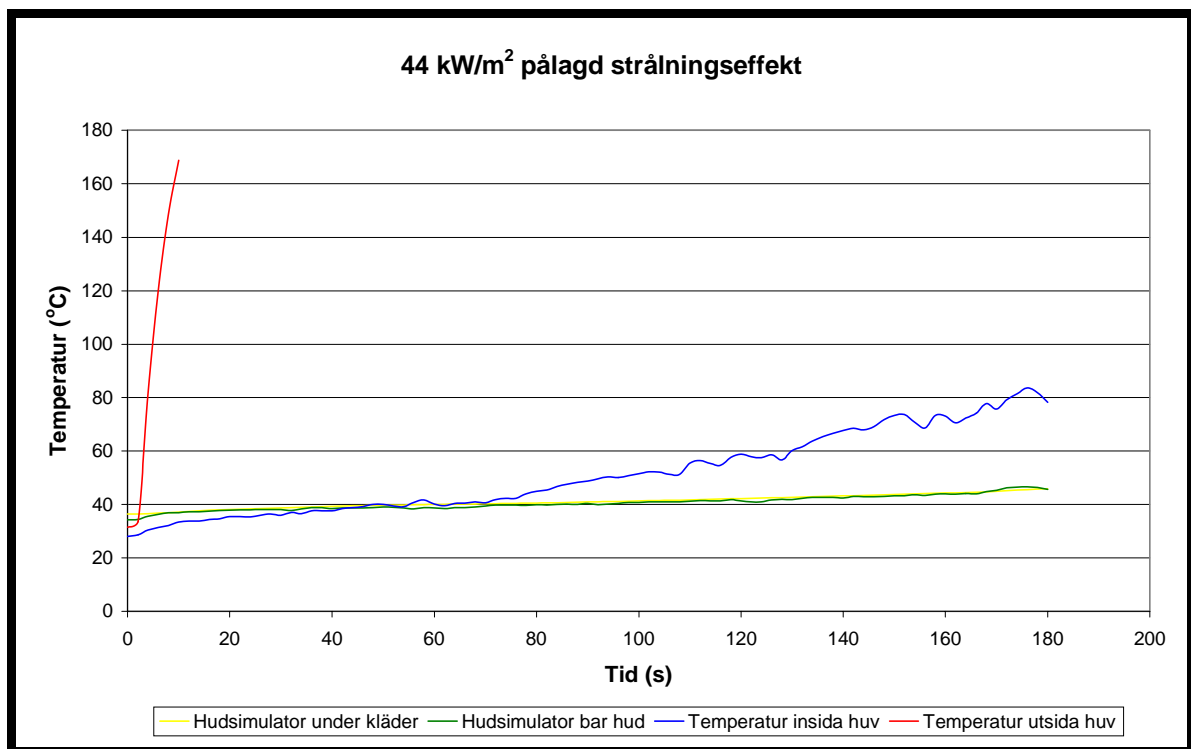


Diagram 2.10.1. Temperaturkurvor för försök 7, 825 °C

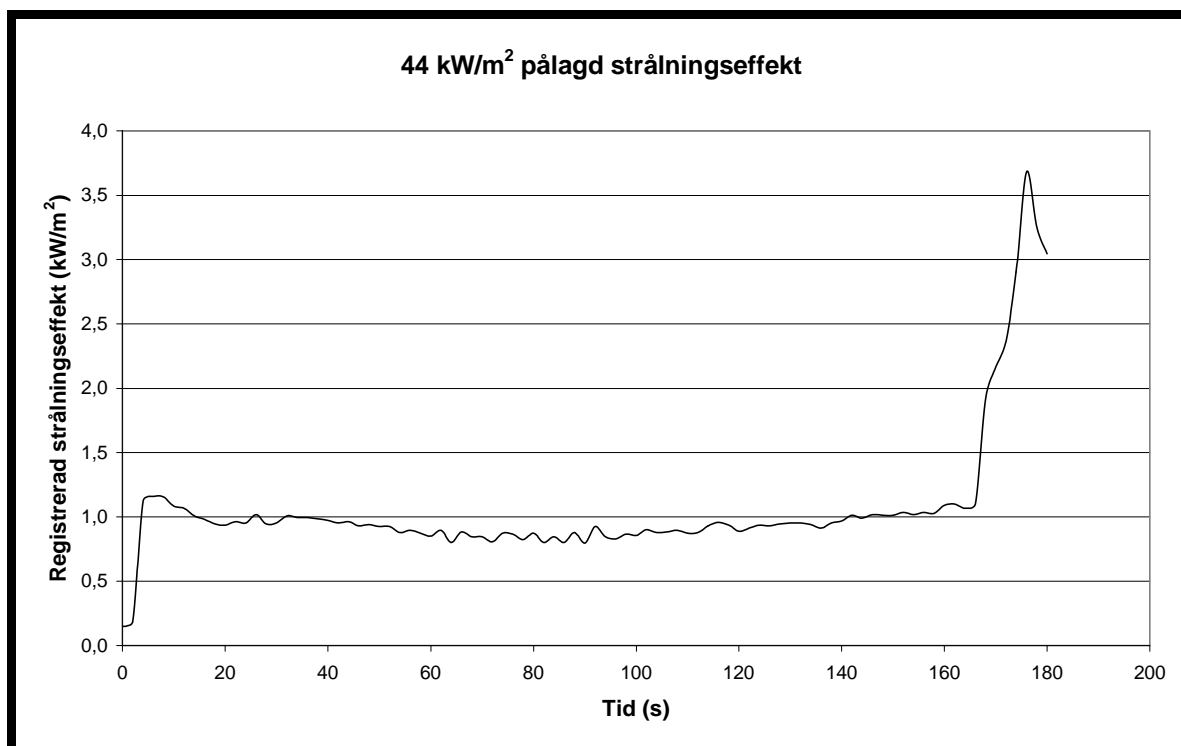


Diagram 2.10.2. Strålningskurva för försök 7, 825 °C

## 2.11. Försök 8

Provmaterial: 200 \* 200 mm plexiglasskiva från JA 37 Viggen  
Konkalorimetertemperatur: 900 °C

Liksom i försöket på 825°C startade krackeleringen omedelbart efter det att kylskärmen avlägsnats. Full sprickbildning i ytan på materialet uppnåddes efter 19 sekunder. Kokningen av ytskiktet startade vid 30 sekunder och antändning kom vid 48 sekunder. Därefter avbröts försöket. Efter försöket fotograferades provmaterialet *se bild 2.11.1*. Genomsluppen strålning återfinns i *diagram 2.11.2*. och temperaturerna ovan och under provmaterialet samt hudsimulatorns temperaturer åskådliggörs i *diagram 2.11.1*.



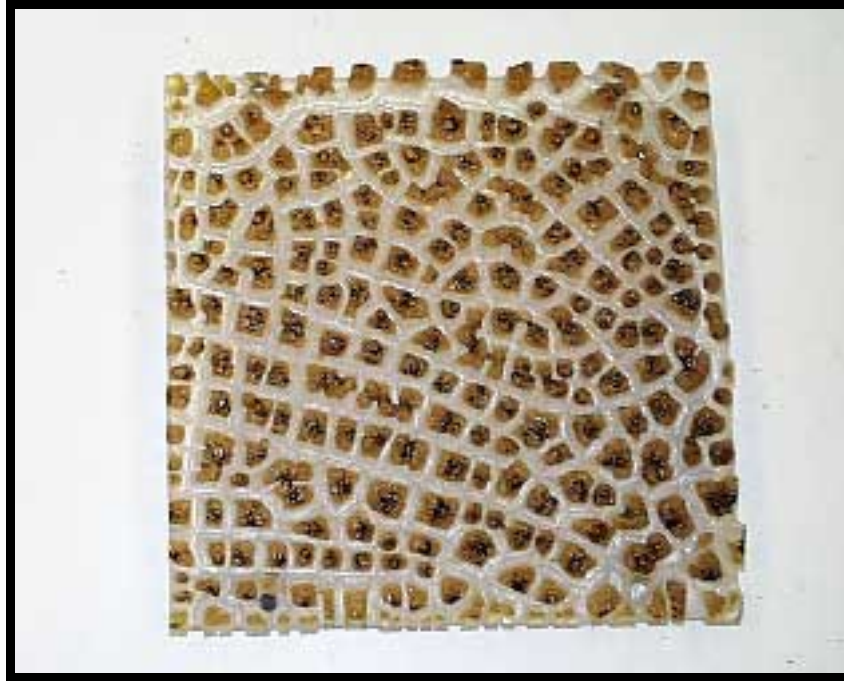


Bild 2.11.1. Provmaterial från Viggen utsatt för 900°C.

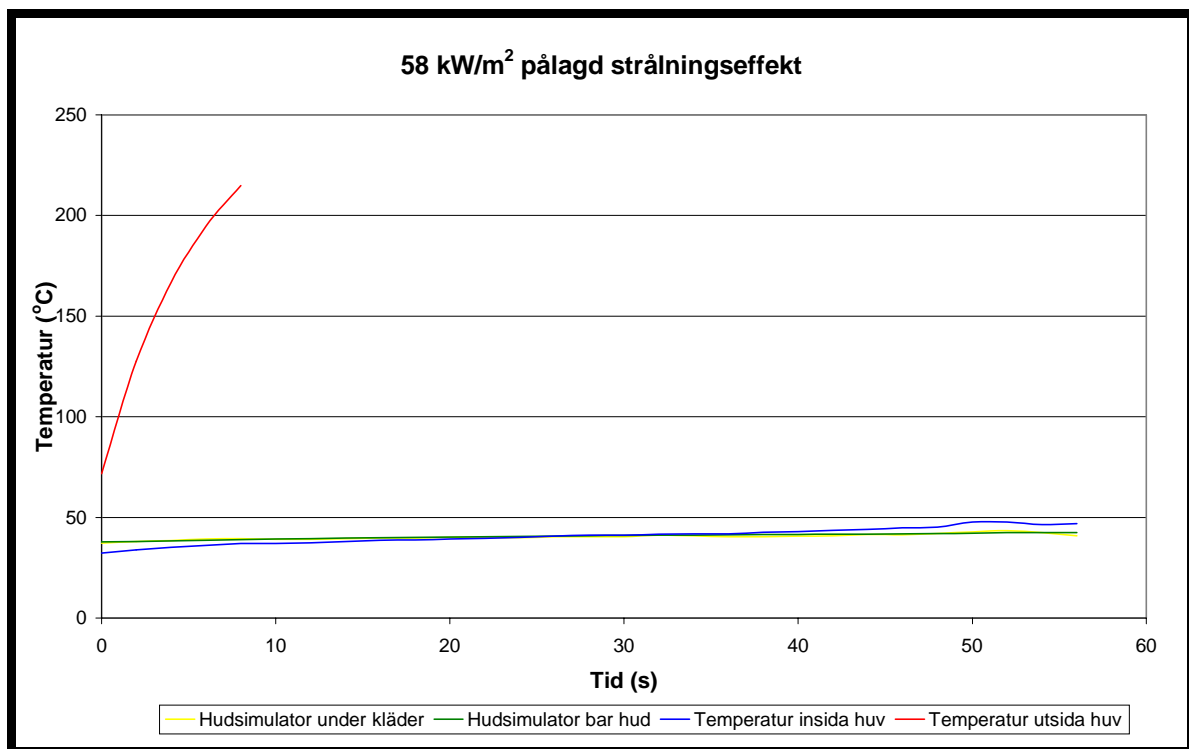


Diagram 2.11.1. Temperaturkurvor för försök 8, 900 °C

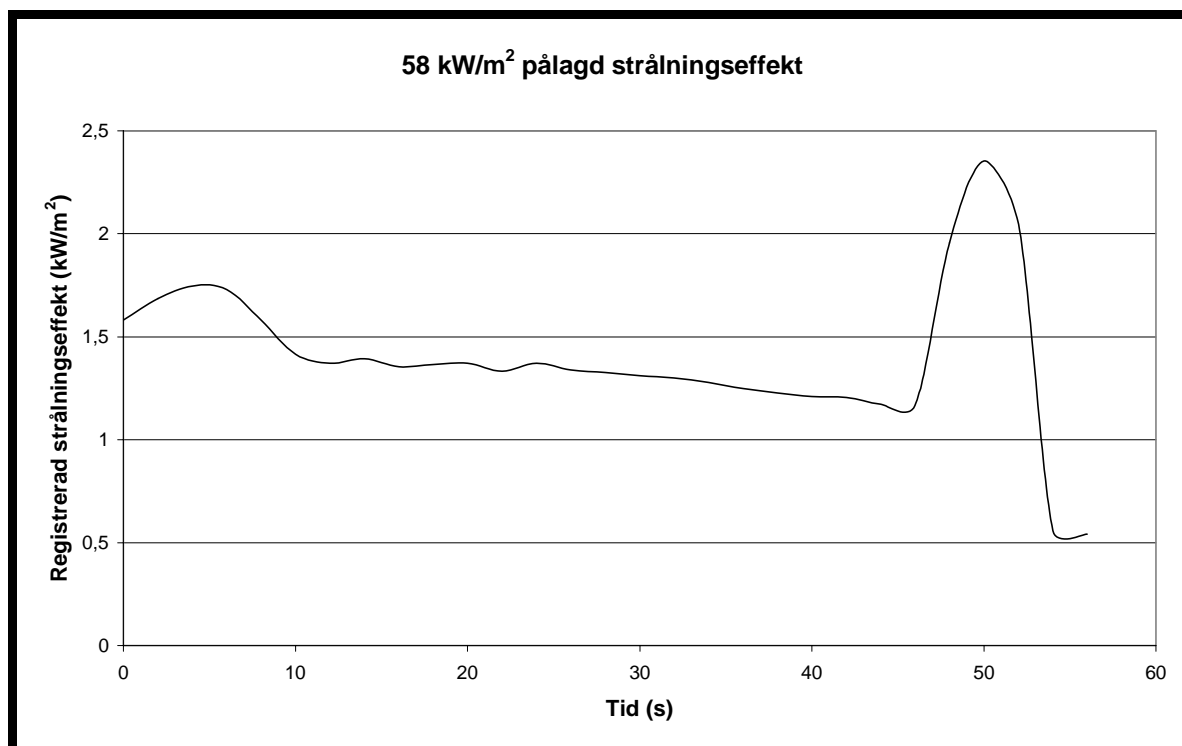


Diagram 2.11.2. Strålningskurva för försök 8, 900 °C

## 2.12. Jämförelser mellan de olika huvmaterialen

Vissa skillnader i uppträdandet mellan de olika huvmaterialen kunde vid försöken visuellt observeras. Den mest påtagliga skillnaden materialen emellan var initieringstiden till sprickbildning där provexemplaren från Gripen i allmänhet klarar sig längre tid än Viggen. Materialen tog vidare olika lång tid på sig att förlora sin mekaniska stabilitet, alltså tid till att ”säcka ihop”. Generellt kunde konstateras att materialet från huven i Viggen håller sin form, det vill säga mekaniska stabilitet under en längre tid än Gripen.

En observation som gjordes efter respektive försök var att provbitarna från Viggen behöll värmen mycket länge, vilket inte var fallet hos de exemplar som kom från Gripen. Huvmaterialet i Viggen är visserligen lite tjockare men bedömningen var att det inte skulle kunna göra riktigt så stor skillnad. Troligtvis har således plexiglas materialet som huven till Viggen är konstruerad av en högre specifik värmekapacitet,  $c_p$ , än materialet hos Gripen.

Temperaturgenomsläppligheten hos de båda olika materialen ter sig vara snarlik. Ur diagrammen ovan kan utläsas att temperaturen på baksidan av provmaterialen nästan inte skiljer sig alls. Både temperaturens ökning och kvantitet ligger så nära varandra att det inte går att konstatera någon skillnad mellan dessa som ligger utanför felmarginalen.

Genomsläppt strålningseffekt är hos de två materialen av samma kvantitet. Liksom hos temperaturen ligger avvikelserna materialen emellan inom felmarginalen. Den skillnad som kan observeras är möjligen att genomsläppligheten hos plexiglas från Viggen verkar hållas vid en tämligen konstant nivå under längre tid. Med detta menas att Viggenuven klarar att ”motstå” strålningen längre än huven hos Gripen. Tiden för genombrott av strålning, alltså när materialets strålningsgenomsläpplighet drastiskt ökar (kan utläsas ur strålningsdiagrammen som en topp mot slutet av tiden för försöket), tycks konvergera med ökande temperatur. Detta

medför att tiden till genombrott av strålning i ett verkligt fall där extremt hög temperatur råder inte torde skilja sig särskilt mycket materialen emellan.



### 3. Fouriertransform

Elektromagnetisk strålning har beroende på frekvens olika egenskaper och får praktiskt helt olika betydelse. Exempel på elektromagnetisk strålning är synligt ljus, infraröd strålning och ultraviolett strålning<sup>8)</sup>, se bild 3.1. Infraröd strålning som ibland även kallas värmestrålning, är särskilt intressant vid tillämpningsområden där brännskador har en central betydelse, så även i denna rapport.

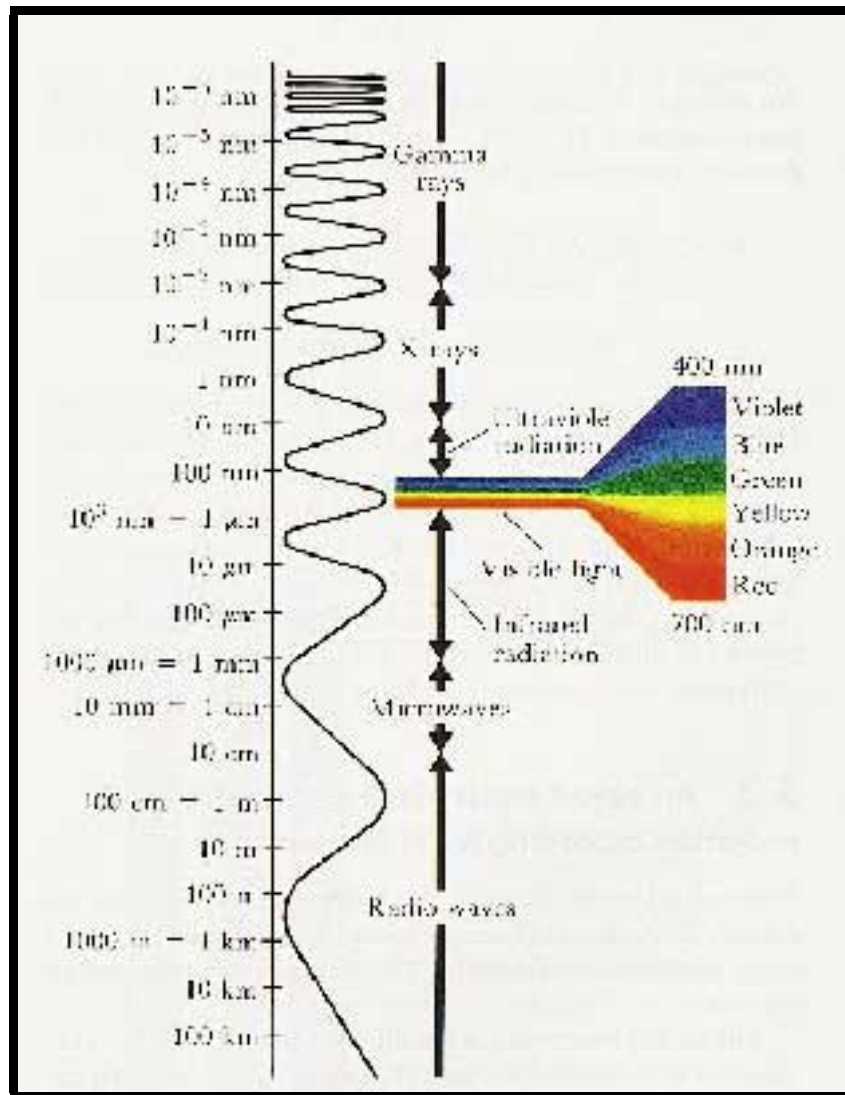


Bild 3.1. Det elektromagnetiska strålningsspektrumet.

Då elektromagnetisk strålning når en mottagarkropp kommer en del av energin att absorberas, en del att reflekteras och en del att transmittas det vill säga släppas igenom mottagarkroppen. Hur den proportionella fördelningen mellan dessa tre alternativ ser ut beror på de yt- och materialegenskaper den mottagande kroppen har, samt på den infallande strålningens våglängd.

Det är av intresse att undersöka om de huvmaterial som används till Viggen och till Gripen uppvisar särskild känslighet för elektromagnetisk strålning av olika våglängd. Med särskild känslighet menas om något av fenomenen absorption, reflektion eller transmission drastiskt

ökar eller minskar vid infallande strålning av viss våglängd. Genom att fastställa exakta mängden genomsläppt strålning vid varje intressant våglängd kan nettostrålningen mot piloten och den aktuella strålningens karaktär noggrant bestämmas. Huvmaterialet skall önskvärt absorbera och/eller reflektera merparten av elektromagnetisk strålning i det infraröda spektret då denna typ av strålning starkt bidrar till pilotens uppvärmning.

Genom information om ett materials känslighet mot elektromagnetisk strålning erhålls ett utmärkt jämförelsemått för tillämpningar av samma karaktär som denna rapport. Efter att ha analyserat huvmaterialet för Viggen respektive Gripen kan dessa ställas mot varandra och vidare slutsatser gällande pilotskydd kan fastställas.

För att klargöra huvmaterialens absorbans vid infallande strålning av olika våglängd har en Fouriertransform (spektralanalys) genomförts av professor Lars Engström vid Institutionen för atomfysik, Lunds Tekniska Högskola.

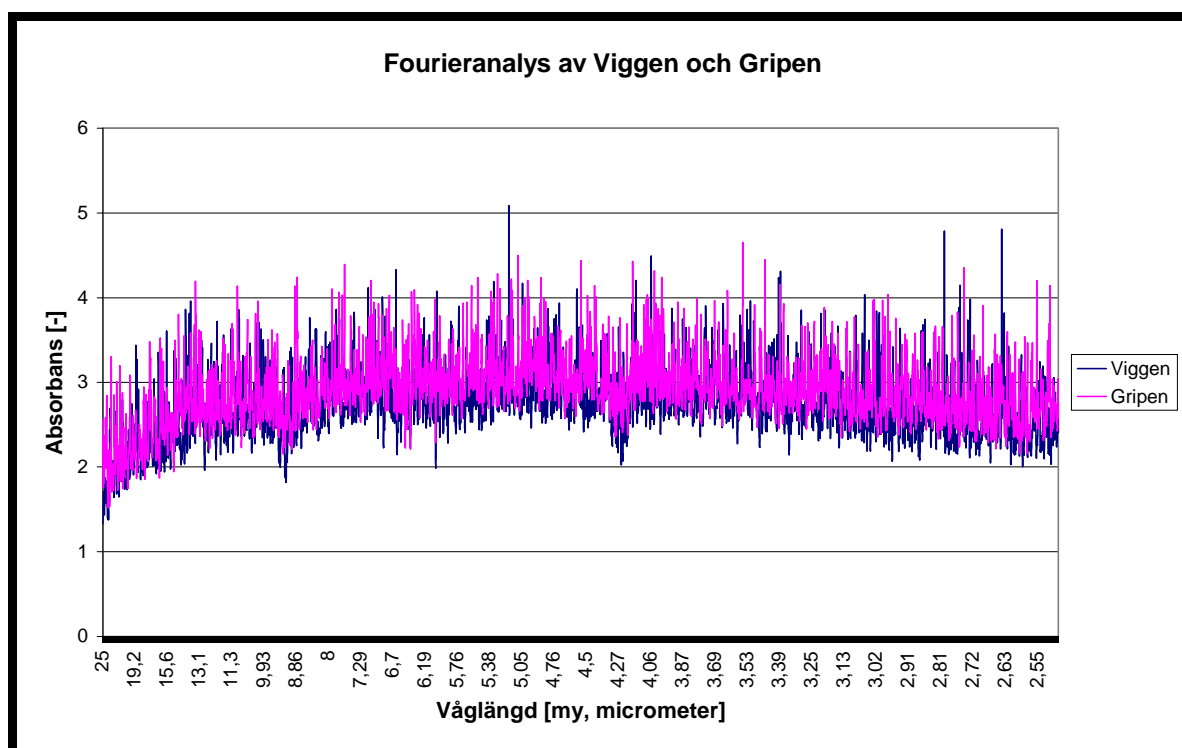


Diagram 3.1. Jämförelse mellan absorbansen hos materialet i huven på Viggen respektive Gripen. Mellan våglängderna 25-2,5 µm.

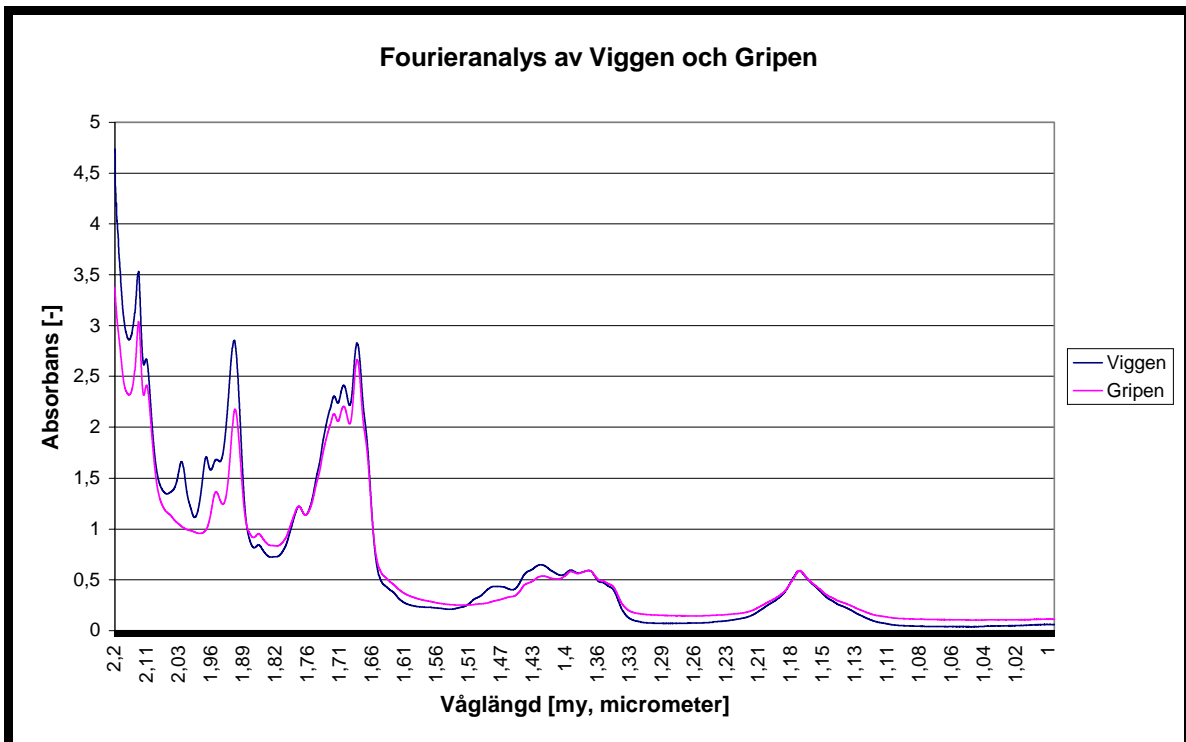


Diagram 3.2. Jämförelse mellan absorbansen hos materialet i huden på Viggen respektive Gripen. Mellan våglängderna 2,2-1  $\mu\text{m}$ .

I diagram 3.1. och 3.2. ser vi absorbansen som funktion av våglängden hos de båda huvmaterialen. Skillnaderna ter sig inte vara särskilt stora. Detta innebär att huvmaterialen i Viggen och Gripen har liknande egenskaper vad gäller absorbans i den del av det infraröda området som mätningen innefattar. Diagrammen skall utläsas som att desto högre kurvan går i Y-led desto mer energi absorberas i materialet. Absorbansen hos materialet är för denna tillämpning mycket viktig. Som nämndes ovan är det önskvärt att huden absorberar så mycket strålning som möjligt i det infraröda spektrumet. Viktigt är att mätningarna här inte skall ses som ett mått på absorbansens kvantitet hos huvorna utan snarare som en jämförelse dem emellan.





## 4. Beräkning av strålningseffekt mot huv

I detta avsnitt görs en teoretisk beräkning av den strålningseffekt som kan utvecklas i den bränslepool som finns till förfogande för fullskaleförsöket. Bränslepoolen finns på Statens Räddningsskolas övningsområde i Revinge. Beräkningen tjänar som underlag för bedömning om brand i en pool av denna storlek ger tillräckligt hög strålningseffekt för att kunna klassas som värsta brandscenario.

Strålningseffekten kan beräknas med Stefan-Boltzmanns ekvation<sup>11)</sup>

$$E = \phi \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot (T_1^4 - T_2^4) \quad [\text{W/m}^2]$$

där,  $E$  = strålningseffekt per ytenhet [ $\text{W/m}^2$ ].  
 $\phi$  = synfaktor [-].  
 $\varepsilon$  = emissionsfaktor för flammor som avger strålning [-].  
 $\sigma$  = Stefan-Boltzmann konstanten  $5,67 \cdot 10^{-8}$  [ $\text{W/m}^2 \cdot \text{K}^4$ ].  
 $T_1$  = flamtemperatur [K].  
 $T_2$  = den bestrålade kroppens temperatur [K].

Synfaktorn uppskattas vara 1,0 eftersom flammorna helt omgärdar flygplanets cockpit. Den bestrålade kroppens temperatur antas initialt ha samma temperatur som omgivningen vilken vid försökstillfället var ca 5 °C (278 K). Den genomsnittliga flamtemperaturen för petroleumbränsle är 1026 °C (1299 K)<sup>4)</sup>. Emissionsfaktorn för flammen beror både av vilken typ av bränsle som brinner samt av hur ”djup” flammen är.

För att beräkna flammans emissionsfaktor används följande ekvation<sup>1)</sup>:

$$\varepsilon = 1 - e^{-ad} \quad [-]$$

där,  $a$  = flammans respektive brandgasernas absorptionskoefficient [-].  
 $d$  = flammans respektive brandgasskiktets djup [m].

Absorptionskoefficienten  $a = 0,43$  för dieselolja<sup>1)</sup>. För att finna ett mått på flammans djup måste en del geometriska beräkningar göras som bestämmer flammans form.

Till att börja med måste flammans höjd och form bestämmas. Den pool som används vid försöket har diametern 7 m, vilket ger ytan 38,5 m<sup>2</sup>. Enligt uppgift från Stefan Svensson, forskningsingenjör på Räddningsverket, blir flamhöjden uppskattningsvis mellan 7 – 10 m vid eldning med dieselolja i poolen. Flamegeometrin blir enligt samma källa i stort sett konformad.

I bild 4.1. nedan visas vad som avses med det eftersökta flamdjupet  $d$ . Flammen antas ha konisk form. Huvens höjd över bränsleytan antas vara 2 m. Flamdjupet mäts som det kortaste avståndet från huvens högsta punkt till flammans mantelyta. Med detta mått på flamdjupet  $d$  fås ett minimivärde på erhållen strålningseffekt mot huvens. Exempelvis beräknas ju strålningsbidraget rakt uppifrån med ett betydligt större flamdjup.

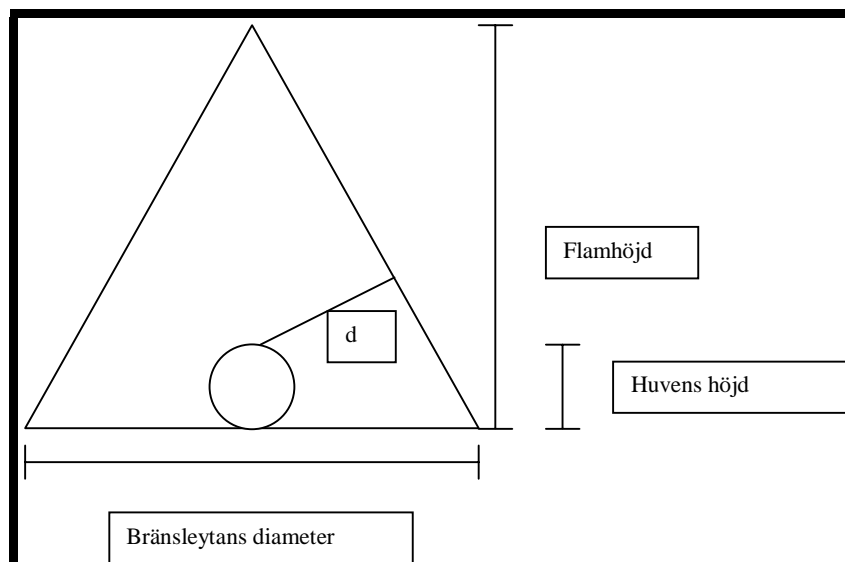


Bild 4.1. Illustration av flamma och cockpit vid eftersökning av minsta flamdjup  $d$

Flamhöjden kan beräknas teoretiskt med hjälp av Heskestads plymekvation<sup>11)</sup>

$$L = 0,235 \cdot \dot{Q}^{2/5} - 1,02 \cdot D \quad [\text{m}]$$

där,  $L$  = flamhöjd [m].  
 $\dot{Q}$  = brandens totala effektutveckling [kW].  
 $D$  = pölbrandens diameter [m].

För att bestämma brandens totala effektutveckling används ekvationen<sup>11)</sup>

$$\dot{Q} = A_f \cdot \dot{m}'' \cdot \chi \cdot \Delta H_c \quad [\text{MW}]$$

där,  $A_f$  = bränsleytans area [m<sup>2</sup>]  
 $\dot{m}''$  = massavbrinningshastighet [kg/m<sup>2</sup>·s]  
 $\chi$  = förbränningseffektivitet [-]  
 $\Delta H_c$  = förbränningsenergi [MJ/kg]

Bränsleytans area är som tidigare nämnts 38,5 m<sup>2</sup>. Massavbrinningshastighet, förbränningsenergi och förbränningseffektivitet beror på vilket bränsle som används. Vid försöket användes diesel. Jämförelser mellan dieselolja som används vid försöket och det flygbränsle som normalt används till Viggen och Gripen redovisas i *Appendix B*. Dieselolja kan approximeras med kolvätet Dodekan (C<sub>12</sub>H<sub>26</sub>)<sup>2)</sup>. Dodekan har förbränningsenergin 44,2 MJ/kg och massavbrinningshastigheten 0,036 kg/m<sup>2</sup> <sup>4),12)</sup>. Förbränningseffektiviteten för diesel antas vara 70%. Förbränningseffektiviteten för olja kan uppskattas vara kring 60 – 70 %<sup>4)</sup>.

Med ovan angivna värden blir den totala effektutvecklingen ca 42,9 MW vilket ger flamhöjden 9,6 m. Eftersom denna pölbrand är relativt stor kan det vara så att en överskattning av flamhöjden fås med hjälp av Heskestads plymekvation. Av denna anledning

görs även beräkning av flamdjup med flamhöjden 7 m. Det är rimligt att anta samma flamhöjd som bränsleytans diameter vid diametrar större än 1 m<sup>1</sup>).

Med 10 m flamhöjd blir flamdjupet  $d = 2,6 \text{ m} \Rightarrow \varepsilon = 0,67$ .

Med 7 m flamhöjd blir flamdjupet  $d = 2,2 \text{ m} \Rightarrow \varepsilon = 0,61$ .

Medelvärden av dessa två värden antas gälla, det vill säga emissionsfaktorn från flammorna antas vara 0,64.

Detta medför att beräkningen av strålningseffekten med hjälp av Stefan-Boltzmann ekvationen kan slutföras.

Ingående värden:  $\phi = 1,0$ .  
 $\varepsilon = 0,64$ .  
 $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$ .  
 $T_1 = 278 \text{ K}$ .  
 $T_2 = 1299 \text{ K}$ .

$$\Rightarrow E \approx 103,1 \text{ kW/m}^2$$

Denna framräknade strålningseffekt innehåller minsta möjliga flamdjup vilket ger minsta möjliga emissionsfaktor. Förutsatt att synfaktorn inte ändras ger dessa val av ingående parametrar minsta möjliga strålningseffekt. Som exempel på största värde kan sägas att strålningseffektbidraget rakt uppifrån med flamhöjd 10 meter, och konstanta värden på övriga parametrar, blir ca  $156 \text{ kW/m}^2$ . Den strålningseffekt som huven utsätts för är summan av alla strålningsbidrag där ingående värden varierar mellan ungefär  $100 - 160 \text{ kW/m}^2$ . Att exakt bestämma detta värde på strålningseffekt anses inte nödvändigt eftersom syftet med dessa beräkningar anses uppnått. En ökning av bränsleytans area, bedöms inte ha stor inverkan på den strålningseffekt som huven utsätts för. Av denna anledning anses försöksupställningen som används vid fullskaleförsöket representera ett värsta brandscenario.



## 5. Fullskaleförsök

### 5.1. Målsättning med försöket

Fullskaleförsöket genomfördes den 21 november 2000 på Statens Räddningsskolas övningsområde i Revinge. Målet med försöket var att skapa en bild av den miljö som en pilot i cockpit tvingas vistas i vid brand i ett större bränslespill. Med kunskap om hur denna miljö ser ut ges möjlighet att dra vissa slutsatser om hur lång tid piloten kan vistas i cockpit utan att skadas fysiskt. Med andra ord eftersöks ett mått på hur lång tid flygplatsbrandkåren har på sig att släcka branden och avlägsna piloten från planet.

### 5.2. Beskrivning av försöksuppställning och försöksutrustning

Vid försöket användes det främre partiet av en JA 37 Viggen. Denna flygplansdel placerades på en ställning gjord av två kraftiga stålbalkar ovanför en cirkulär bränslepool med diametern 7 meter. Bränsleytans area var således ca 38,5 m<sup>2</sup>. Bild 5.2.1. visar försöksuppställningen.



*Bild 5.2.1. Försöksuppställningen*

De mätinstrument som placerades i cockpit var två strålningsmätare, tre termoelement avsedda för temperaturmätning på insidan av huvu och hudsimulatordockan "Gustav". Den ene av strålningsmätarna var avsedd att mäta strålningseffekt inne i cockpit och fästes därför i raketstolen på vänster sida om simulatordockans huvud. Detta var samma strålningsmätare som tidigare använts vid de småskaleförsök med konkalorimeter som redovisas i denna rapport. Den andra strålningsmätaren var avsedd att mäta strålningseffekten utanför cockpit och placerades därför precis bakom huvens bakre kant på flygplanets högra sida sett i färdriktningen. Ett hål borrades i aluminiumplåten vid strålningsmätaren för att möjliggöra

mätningen. Hudsimulatorens "Gustav" placerades i raketstolen. "Gustav" är en docka klädd i flyguniform som är försedd med ett konstgjort "blodomlopp" med tempererat vatten. På dockans kropp finns ett antal mätpunkter där termoelement fästs på plastbitar av polyacetal som i sin tur fästs mot det konstgjorda blodomloppet. De termiska egenskaper som ämnet polyacetal uppvisar har stor likhet med mänsklig hud vilket gör att materialet är mycket lämpligt att använda till detta ändamål<sup>10</sup>). Med hjälp av hudsimulatorens är det möjligt att få en uppfattning om vilka yttemperaturer pilotens hud får på de olika mätpunkterna vid en brand. Kunskap om hudens yttemperatur är värdefull eftersom korrelation finns mellan olika typer av brännskador och den tid huden har en viss yttemperatur<sup>10</sup>).

De båda strålningsmätarna kylde med kallt vatten via vattenslangar som kopplades till en brandpost. "Gustav" kylde med vatten som kontinuerligt värmdes med en doppvärmare i en isolerad behållare till ca 37 °C. Det tempererade vattnet pumpades genom det slangsystem som utgör dockans konstgjorda blodomlopp. Alla slangar isolerades noggrant för att säkerställa att inga slangar skulle brinna sönder vid försöket samt för att hindra stora värmeförluster från det tempererade slangsystemet. Viss avkyllning var dock ofrånkomlig. Idealiskt skulle termoelementen som fästs på "Gustav" visa ca 33 – 35 °C. På grund av det långa slangsystemet och den relativt låga omgivande temperaturen (ca 5 °C) blev avkyllningen något större än önskat. Vid försökets början visade sju av de åtta olika termoelement som användes till "Gustav" temperaturer i intervallet 28 – 32 °C. Det åttonde termoelementet, placerat i testdockans ansikte visade temperaturen 22,4 °C då försöket inleddes. De tre termoelement som fästes på huvens insida placerades i den bakre delen av huvet. Ett termoelement fästes på den högra sidan, ett fästes i mitten och ett fästes på den vänstra sidan sett i flygplanets färdriktning. Kablar från termoelement och strålningsmätare kopplades till en dator som registrerade signaler från varje mätpunkt med en sekunds intervall. Försöket videofilmades med en kamera på flygplanets vänstra sida och en kamera på den högra sidan.

En lastmaskin typ L90 rekvisiterades för att lyfta flygplanskroppen på plats ovanför poolen. Det visade sig emellertid vara praktiskt omöjligt att placera planet så att testdockan hamnade exakt mitt i poolen. Istället för avståndet 3,5 meter från poolens kant till testdockans rygg blev avståndet ca 1,7 meter. Vilka effekter detta anses ha medfört redovisas i avsnittet *Resultat från fullskaleförsök* nedan.

### **5.3. Bränsle**

Dieselolja användes som bränsle i poolen. För att säkra snabbast möjliga antändning av hela bränsleytan tillsattes ungefär 100 liter bensin. Anledningen till detta är att dieselolja, liksom det flygbränsle som används till Viggen och Gripen, har förhållandevis hög flampunkt. En flampunkt som är högre än omgivande temperatur medför att flamspridningshastigheten över bränsleytan blir förhållandevis långsam och beroende av temperaturskillnaden mellan flampunkt och bränslets temperatur. Flamspridningshastigheten är alltså mycket scenarieroende och kan variera stort beroende på om det är en kall vinterdag eller en varm sommardag. Genom att tillsätta bensin till bränslepoolen renderas parametern flamspridningshastighet karaktären "värsta fallet". Detta medför att mätresultaten blir lättare att tolka och försöket i sin helhet blir mer kontrollerat. Ett ur flamspridningshastighetssynpunkt absolut värsta scenario har skapats.

#### **5.4. Beskrivning av händelseförlopp vid fullskaleförsök**

En tändkälla användes för att tända bränsleytan. Flammorna spreds snabbt över ytan och inom ca 5 sekunder var hela bränsleytan antänd. Det var så gott som vindstilla när försöket genomfördes vilket medförde att flammorna från bränslebålet fick konliknande form, *se bild 5.4.1.*



*Bild 5.4.1. Pågående försök*

Släckinsatsen påbörjades 162 sekunder efter bränsleytan antänts. Släckinsatsen utfördes med tung- och mellanskum från två strålrör, *se bild 5.4.2.* Det dröjde ungefär 25 sekunder, det vill säga 187 sekunder efter antändning, innan alla flammor var utplånade.



*Bild 5.4.2. Släckningsarbete*

När släckinsatsen var avslutad följde en avsvalningsperiod innan visuella skador på flygplanet och hudsimulatorens kunde observeras tydligt, se bild 5.4.3.



*Bild 5.4.3. Planet efter avslutat försök*



## 5.5. Resultat från fullskaleförsök

Flygplanskroppens placering i kombination med den yttre strålningsmätarens placering medförde dessvärre att mätningarna av strålningseffekten utanför cockpit blev oanvändbara. Den vänstra sidan av cockpit (sett i färdriktningen) blev helt omsluten av flammor. Den bakre delen av huvens högra sida, där den yttre strålningsmätaren var placerad omslötts endast temporärt av flammor. Detta medför att mätvärden som registrerats av den yttre strålningsmätaren samt de termoelement, fästa på huvens insida, i mitten och på höger sida i färdriktningen måste bortses från. Övriga mätvärden anses endast marginellt ha påverkats av att flygplanskroppen inte placerats exakt i mitten av poolen.

Så här i efterhand kan konstateras att placeringen av strålningsmätaren för invändig mätning blev mycket lyckad. Hela huvens vänstra sida, sett i flygplanets färdriktning, blev utsatt för kraftig flampåverkan. Strålningsmätaren var aningen vinklad framåt vilket även anses lyckat med tanke på att flygplanskroppen inte kunde skjutas in så långt mot mitten av poolen som önskas. Innebörden av detta är att den inre strålningsmätaren fick en mycket god synfaktor och således anses ha givit mycket användbara mätvärden. Den infallande strålning som den inre strålningsmätaren registrerade under försöket redovisas som funktion av tid i *diagram 5.5.1*.

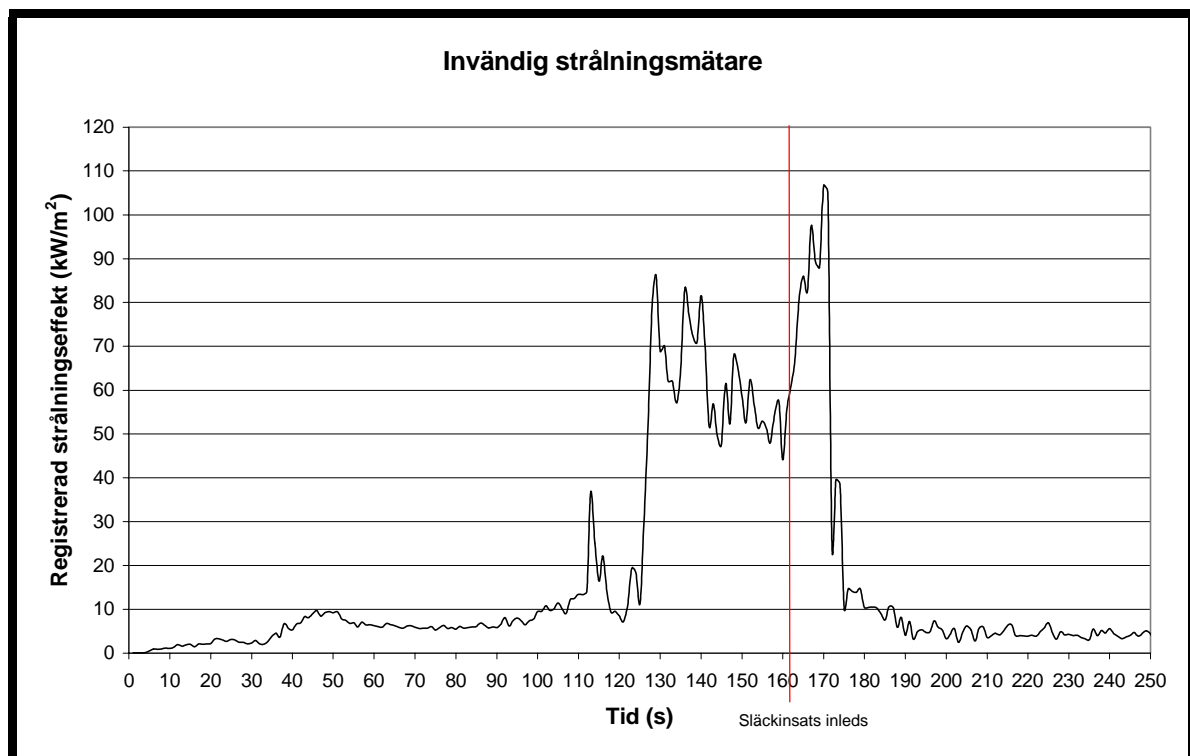


Diagram 5.5.1. Registrerad strålningseffekt invändigt i cockpit som funktion av tid

Grundliga studier av mätdata och videoinspelningar från försöket ligger till grund för de kommentarer som görs angående resultaten i detta avsnitt. Under de inledande 35 sekunderna registreras en relativt låg strålningseffekt inne i cockpit. Strålningseffekten överstiger inte 4 kW/m<sup>2</sup>. Anledningen är att bränslebålet befinner sig i en tillväxtfas under denna tidsperiod. Trots att bränsleytan ”spetsats” med bensen dröjer det mer än en halv minut innan bålet blivit tillräckligt stort för att helt omsluta den del av huvens som den inre strålningsmätaren är

placerad under. Synfaktorn sett från strålningsmätaren blir inte tillräckligt stor i inledningsskedet för att någon högre strålningseffekt ska kunna registreras. Mellan 40 – 50 sekunder efter antändning nås en första strålningstopp där den registrerade strålningseffekten närmar sig  $10 \text{ kW/m}^2$ . Denna strålningstopp beror förmodligen på att bålet i detta skede antar sin maximala storlek samtidigt som huven är förhållandevis intakt och därmed mer genomsläpplig än i det efterföljande skedet.

Mellan ca 55 – 100 sekunder registreras jämn strålningseffekt kring  $6 \text{ kW/m}^2$ . Anledningen till att lägre effekt registreras i detta skede jämfört med det tidigare är förmodligen att huvens yttre skikt smälter och börjar koka vilket i kombination med sotbildning leder till sämre genomsläpplighet. Detta fenomen observerades vid de småskaleförsök som genomförts med konkalorimeter. Den flytande plasten som utgör huvens yttersta skikt i detta skede fyller igen de mindre sprickor som bildats i huven, något som antagligen bidrar till att huven hålls relativt intakt tills nästa skede inträder.

Strax efter 100 sekunder passerat sedan antändning sker en strålningseffektökning som tyder på att det uppstått större hål i huven. Vid tiden 113 sekunder registreras  $37 \text{ kW/m}^2$  vilket är mycket hög strålningseffekt. Som jämförelse kan nämnas att  $20 \text{ kW/m}^2$  anges som kriterium för övertändning vid rumsbrand<sup>1)</sup>. Efter denna strålningstopp sker en nedgång i registrerad strålningseffekt som antagligen beror på att någon del av huven delvis blockerar strålningsmätaren. Efter 125 sekunder sker en drastisk ökning av den registrerade effekten, vid 129 sekunder registreras den enormt höga strålningseffekten  $86 \text{ kW/m}^2$ . Detta betyder definitivt att huven kollapsat och att det inte finns något som skiljer strålningsmätaren från flammorna. Denna strålningseffekt är tillräckligt hög för att antända allt brännbart material i cockpit. Strålningsnivån håller fortsättningsvis en mycket hög nivå fram till släckinsatsen får verkan och utplånar flammorna.

Värt att observera är att den högsta strålningseffekt som nås under försöket är  $106 \text{ kW/m}^2$ , denna effekt registreras vid tiden 170 sekunder vilket är 8 sekunder efter att släckinsatsen inleds. 8 sekunder är mycket lång tid i detta sammanhang, risken är stor att en människa inte överlever 8 sekunder i en miljö med så hög värmestrålning, jämför *appendix A*. Denna observation tydliggör att det mest väsentliga att fokusera på vid fastställande av insatstider inte är tid till att insatsen inleds. Det som bör åsyftas med begreppet insatstid vid denna typ av räddningsinsats är den tid som krävs för att släcka branden.

Temperaturmätningen på hudsimulatorens "Gustav" utfördes på åtta mätpunkter. Dessa mätningar redovisas som funktion av tid i *diagram 5.5.2*.

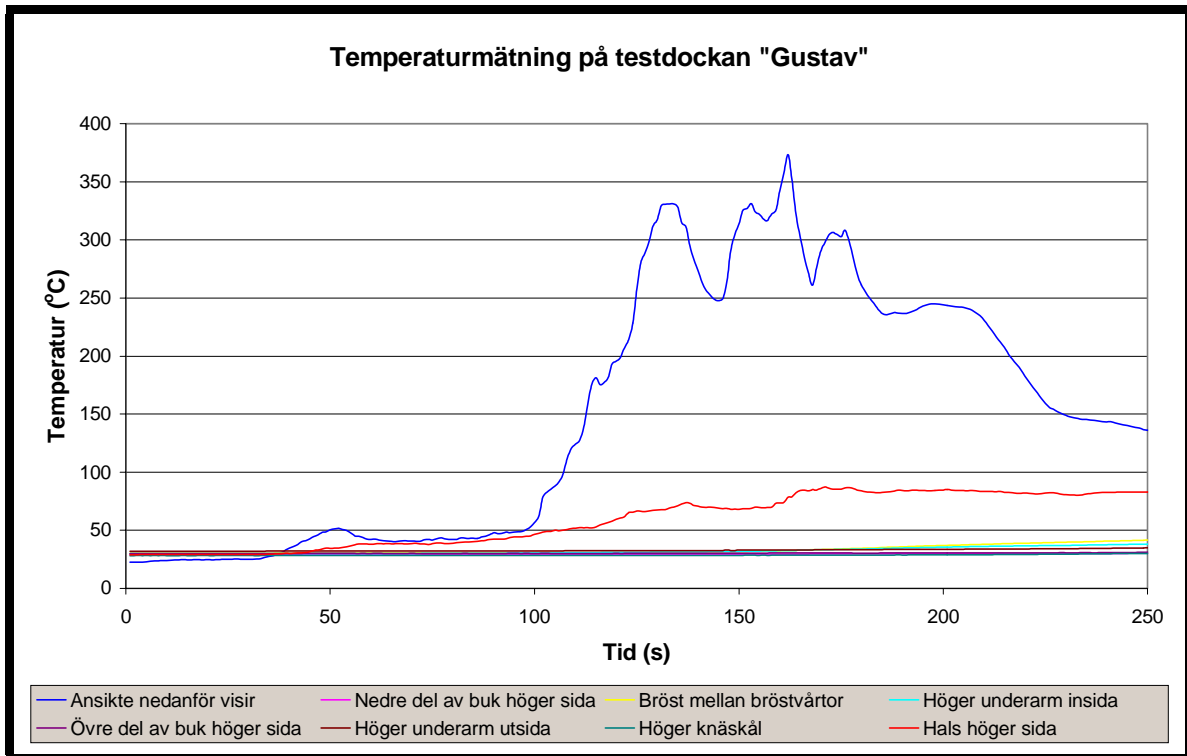


Diagram 5.5.2. Hudtemperatur på olika delar av testdockan "Gustav" som funktion av tid

De olika mätpunkterna på dockan "Gustav" ger mycket intressant information, särskilt då mätvärden jämförs med registrerad strålningseffekt vid olika tidpunkter. De korrelationsdiagram som använts för att studera hur lång tid en människa klarar en viss strålningseffekt förutsätter att människan exponeras för hud<sup>3)</sup>. För bar hud gäller att brännskada uppstår redan efter ca 8 sekunder under påverkan av strålningseffekten  $4 \text{ kW/m}^2$ , svår brännskada uppstår enligt samma kriterium efter 10 sekunder under påverkan av strålningseffekten  $7 \text{ kW/m}^2$ . Efter att ha betraktat strålningskurvan i *diagram 5.5.1* ovan innebär det att brännskada skulle inträffa efter ca 44 sekunder och svår brännskada skulle inträffa efter ca 52 sekunder. Denna typ av angreppssätt, med skadekriterier för bar hud, är inte användbart eftersom piloten bär relativt kraftig skyddande klädsel. Det anses inte lämpligt att överföra brännskadekriterierna för bar hud på en pilot i heltäckande flyguniform. En pilot i flyguniform exponeras endast för hud i små glipor mellan olika klädesplagg. Eftersom inte mätresultaten från strålningsmätaren kan användas för att bestämma skadepåverkan på piloten är mätresultaten från "Gustav" extra värdefulla. Med mätvärden från "Gustav" kan skadekriterier för hur lång tid en viss yttemperatur kan tillåtas råda på huden innan brännskada uppstår användas. Från temperaturkurvorna i *diagram 5.5.2* kan tydligt utläsas att temperaturökningen på samtliga mätpunkter sker långsamt fram till ungefär 100 sekunder efter antändning. Då sker en kraftig temperaturökning på mätpunkten som är placerad i testdockans ansikte, även mätpunkten på dockans hals ökar tydligt. Den långsamma uppvärmningen av de mätpunkter som finns på dockans kropp tyder på att flyguniformen uppvisar mycket bra egenskaper mot värmepåverkan. Termoelementet i testdockans ansikte är den mätpunkt som sätter gränsen för vad piloten anses klara av. Den kraftiga temperaturökningen som sker efter 100 sekunder, då det sannolikt brunnit hål i huvet, resulterar snabbt i svåra brännskador på piloten. Enligt brännskadekriteriet<sup>3)</sup> får en pilot svåra brännskador i ansiktet vid tidpunkten 106 sekunder efter antändning med detta scenario. Svagheten med denna gränsdragning är att piloten normalt alltid bär ansiktsmask, vilket "Gustav" inte gjorde vid försöket. Piloten har alltså ett bättre skydd i ansiktet än testdockan

hade. Trots denna avvikelse mellan försöket och det verkliga fallet anses det lämpligt använda mätpunkten i pilotens ansikte som gränssättande mätvärde med tanke på den snabba temperatur- och strålningseffektökning som erhålls inne i cockpit efter 100 sekunder passerat. Genom att använda detta mätvärde som gräns för vad som kan anses acceptabelt för en testdocka med något sämre ansiktsskydd än en pilot normalt har erhålls ett gränsvärde på den säkra sidan.

Vid temperaturmätningen på huvens insida blev som tidigare nämnts påverkan av flygplanets placering för stor i två av de tre mätpunkterna. För att läsarens bild av försöket ska bli så komplett som möjligt redovisas dock alla tre mätpunkterna i *diagram 5.5.3*. Läsaren bör dock vara observant på att endast termoelementet som fästs på vänster sida (den blå kurvan) anses ge ett för scenariot rättvisande mätresultat.

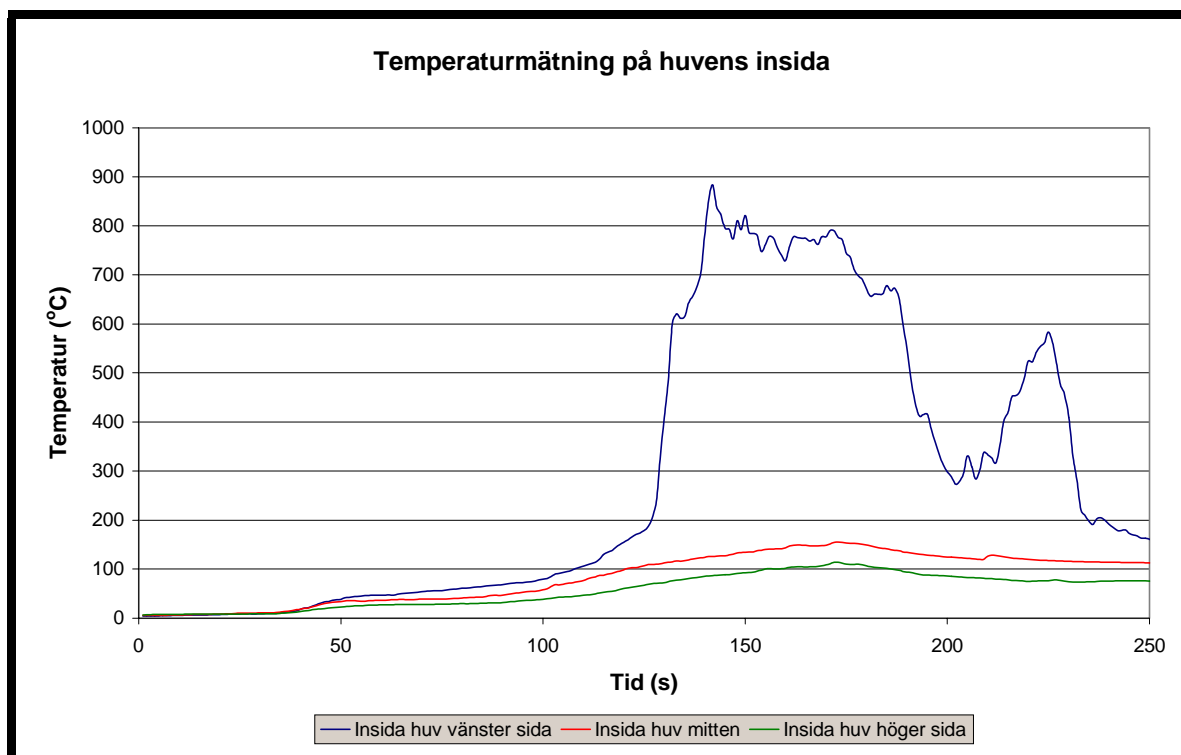


Diagram 5.5.3. Temperaturmätning på huvens insida som funktion av tid

Temperaturmätningen på huvens insida bekräftar resonemanget som förts ovan angående de tidpunkter då huvens tros ha kollapsat. Även denna mätning visar en försiktig temperaturökning tills strax efter 100 sekunder passerat. Då sker en kraftig temperaturökning, antagligen på grund av att brand uppstått inne i cockpit.

## 5.6. Slutsatser från fullskaleförsök

Försöket anses representera ett värsta scenario avseende stor brandbelastning på ett i övrigt intakt flygplan av modell JA 37 Viggen. Med tanke på det mycket våldsamma brandförlopp som pågår kring flygplanet klarar sig piloten förhållandevis länge inne i cockpit utan att få betydande brännskador. Med hänsyn till de mätningar som gjorts på testdockan "Gustav" går gränsen för den värmebelastning som han kan anses klara av vid tiden 100 sekunder efter att bränsleytan antänts. Denna tidsgräns ska naturligtvis inte ses som någon absolut sanning. Händelseförloppet blir aldrig identiskt vid två till synes liknande bränder varför avvikelser från detta mätvärde är sannolika. För att med större säkerhet kunna ange en exakt tid skulle ett antal fullskaleförsök behövt genomföras, något som det både saknats tid och resurser till. För att hänsyn ska tas till att händelseförloppet kan variera något vid en liknande brand reduceras den tid piloten kan anses klara värmebelastningen med 10 %. Detta ger en tidsgräns på 90 sekunder. Observera att det inte handlar om tid till insatsen inleds. 90 sekunder är alltså den tidsrymd som räddningspersonalen har till förfogande för att släcka branden. Detta val av insatstid anses vara på den säkra sidan även vid denna typ av värsta scenario. Följande faktorer bidrar till att den valda tiden anses vara på den säkra sidan. För det första blir flamspridningshastigheten aldrig snabbare än i detta försök, den blir antagligen långsammare vilket leder till att det dröjer längre tid innan bålet växer i storlek. För det andra är piloten något bättre skyddad i verkligheten än vid försöket. Den främsta skillnaden är att piloten bär ansiktsmask vilket för övrigt även skyddar honom/henne mot inandning av varma giftiga brandgaser. För det tredje är det troligt men inte givet att det omedelbart finns en tändkälla som kan tända bränsleytan. En fördröjd antändning förlänger naturligtvis den tid räddningspersonalen har till förfogande. Den fjärde anledningen är att den rekommenderade tiden innehåller en säkerhetsmarginal på 10 % jämfört med det fullskaleförsök som genomförts.

Viktigt att poängtera är att piloten alltid bör bära ansiktsmask. Försöken visar på stora skillnader i hudtemperatur, beroende på om huden är bar eller har någon form av beklädnad. Ansiktsmasken skyddar även mot toxiska, varma brandgaser. Vidare anses hjälmens visir kunna påverka risken för brännskador i en positiv riktning.



## 6. Överföring av försöksresultat från Viggen till Gripen

Försiktighet är nyckelordet när resultat från ett försök med en flygplanstyp ska överföras till en annan flygplanstyp utan att den senare varianten kan utsättas för något fullskaleförsök. I detta avsnitt ska likheter och skillnader mellan de olika huvmaterialen belysas för att möjliggöra överföring av vissa försöksresultat från Viggen till Gripen. Målet är att hitta vägledande information om hur lång tid räddningspersonalen har till förfogande vid en brandolycka med en Gripen. Anledningen till detta angreppssätt är att det av ekonomiska skäl inte varit möjligt att utföra fullskaleförsök på något flygplan av modell Gripen.

Det finns naturligtvis en gräns för hur långtgående slutsatser som kan dras, med detta projektarbete som grund, för hur lång tid en pilot i ett flygplan av modell Gripen klarar sig vid det i rapporten redovisade fullskaleförsöket. Hur miljön inne i cockpit blir vid brand beror på fler faktorer än huvens egenskaper. Det är dock endast för huvens beteende vid brand som det i denna rapport finns tillräckligt kunskapsunderlag att dra några slutsatser angående pilotsäkerheten i en Gripen.

Resultaten från fouriertransformen och från småskaleförsöken har varit till stor nytta i sökandet efter, i detta sammanhang, relevanta samband mellan de olika huvmaterialen. Fouriertransformen visar på stora likheter i materialens förmåga att absorbera strålning. Vid småskaleförsöken ger de diagram som beskriver den strålningseffekt som tränger igenom huden vid olika hög strålningsnivå så gott som identiska mätvärden för de båda huvmaterialen. Provbitar från Viggen uppvisade dock bättre mekanisk stabilitet än provbitar från Gripen eftersom det krävdes längre exponeringstid för att materialprovet skulle börja sjunka ner genom den inspänningsram som användes vid försöken. En annan skillnad var att provbitarna från Viggen krävde längre avsvälningstid efter att försöket avbrutits. Den största skillnad som observerats är dock tid till strålningsgenombrott, det vill säga tid till snabb ökning av strålning som släpps genom huvmaterialet. Genomgående uppvisade provbitar från Gripen kortare tid till strålningsgenombrott än provbitar från Viggen. Detta innebär att Viggen-huden absorberar mer infallande värmestrålning än Gripen-huden vilket i sin tur innebär att en pilot är bättre skyddad mot strålning genom huden i en Viggen än i en Gripen. Den strålning som släpps igenom huden innan strålningsgenombrott uppstår håller likvärdig nivå för de båda huvmaterialen. Detta betyder att piloten har likvärdigt skydd under de båda huvmodellerna fram tills strålningsgenombrott sker. Tiden till strålningsgenombrott inträffar skiljer dock. Innebörden av detta är att insatstiden måste göras kortare vid dimensionering av räddningsinsats riktat mot flygplan av modell Gripen. I denna rapport finns inte tillräckligt med underlag för att ange hur lång insatstiden bör vara för att räddningspersonalen framgångsrikt ska kunna undsätta piloten vid svår brandolycka med flygplansmodell Gripen. Det som kan sägas är att insatstiden måste vara kortare än den tid som anges för Viggen. För att ett mått på hur mycket insatstiden måste reduceras för att tillfredställande säkerhetsnivå ska nås rekommenderas att utförliga tester genomförs med modell Gripen.





## 7. Slutsats

En pilot som befinner sig i ett stridsflygplan av modell JA 37 Viggen vid värsta brandscenario måste evakueras inom 90 sekunder efter antändning. Om inte evakuering från flygplanet kan ske inom denna tidsram är risken stor för att piloten drabbas av allvarliga brännskador.

Det är inte realistiskt att evakuering av en pilot i en JA 37 Viggen alltid ska kunna ske inom 90 sekunder efter antändning. Även om evakuering inte kan ske inom denna tidsrymd är det av yttersta vikt att branden blir släckt inom 90 sekunder. Släcks branden inom 90 sekunder bedöms piloten ha mycket goda möjligheter att överleva haveriet och goda möjligheter att klara sig från allvarliga brännskador. Detta gäller under förutsättning att piloten kyls under och efter släckinsats. För att i största möjliga utsträckning undvika brännskador är det viktigt att piloten avlägsnas så fort som möjligt från flygplanet.

Försök redovisade i denna rapport tyder på att motsvarande evakuerings tid från flygplan av modell JAS 39 Gripen måste vara kortare för att likvärdig säkerhetsnivå ska uppnås. Hur mycket kortare evakuerings tiden måste vara är dock oklart, utförliga tester rekommenderas för att nå klarhet i frågan.



## 8. Referenser

1. Brandskyddslaget. LTH-Brandteknik. *Brandskydd teori & praktik*. Stockholm, 1994.
2. Boles, M. Cengel, Y. *Thermodynamics: An Engineering Approach*. Chapter 14. 3<sup>rd</sup> Edition. 1998.
3. Bull, JP. Lawrence, JC. *Thermal Conditions to Produce Skin Burns*. Fire Materials 3, 100. 1979.
4. Drysdale, D. *An Introduction to Fire Dynamics*. 2<sup>nd</sup> Edition. University of Edinburgh, UK, 1999.
5. Fredäng, A. Hermansson, J. *Pilotskydd vid brand – utredning och utveckling*. Lunds Tekniska Högskola. Rapport 5047. 1999.
6. Försvarsstandard FSD 8604. *Diesel*. Försvarets Materielverk. 1987.
7. Försvarsstandard FSD 8607. *Flygfotogen 75*. Försvarets Materielverk. 1995.
8. Halliday, D. Resnick, R. Walker, J. *Fundamentals of Physics*. 5<sup>th</sup> Edition. 1997.
9. Hecht, E. *Physics*. Adelphi University, 1994.
10. Holmstedt, G. *Brandförsök med J35 Draken på Nyårsåsens skjutfält den 7 juni 1995*. Institutionen för Brandteknik. Lunds Tekniska Högskola. Lund, 1995.
11. Karlsson, B. Quintiere, J. *Enclosure Fire Dynamics*. 2000.
12. Society of Fire Protection Engineers. *The SFPE Handbook of Fire Protection Engineering*. Chapter 3-72. 2<sup>nd</sup> Edition. 1988.



## Appendix A. Kriterier för brännskador på hud

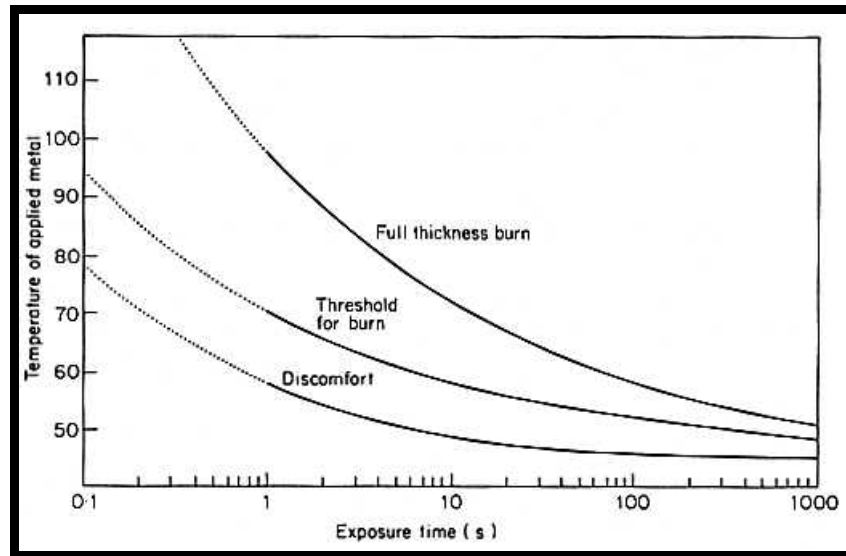


Diagram A.1. Temperaturkriterier för brännskada som funktion av tid

I *diagram A.1.* visas sambandet mellan tid och temperatur gällande det som tolkas vara 1:a gradens, 2:a gradens och 3:e gradens brännskada ("Discomfort", "Threshold for burn" och "Full thickness burn"). Temperaturmättet är baserat på tillståndet "metall mot hud".

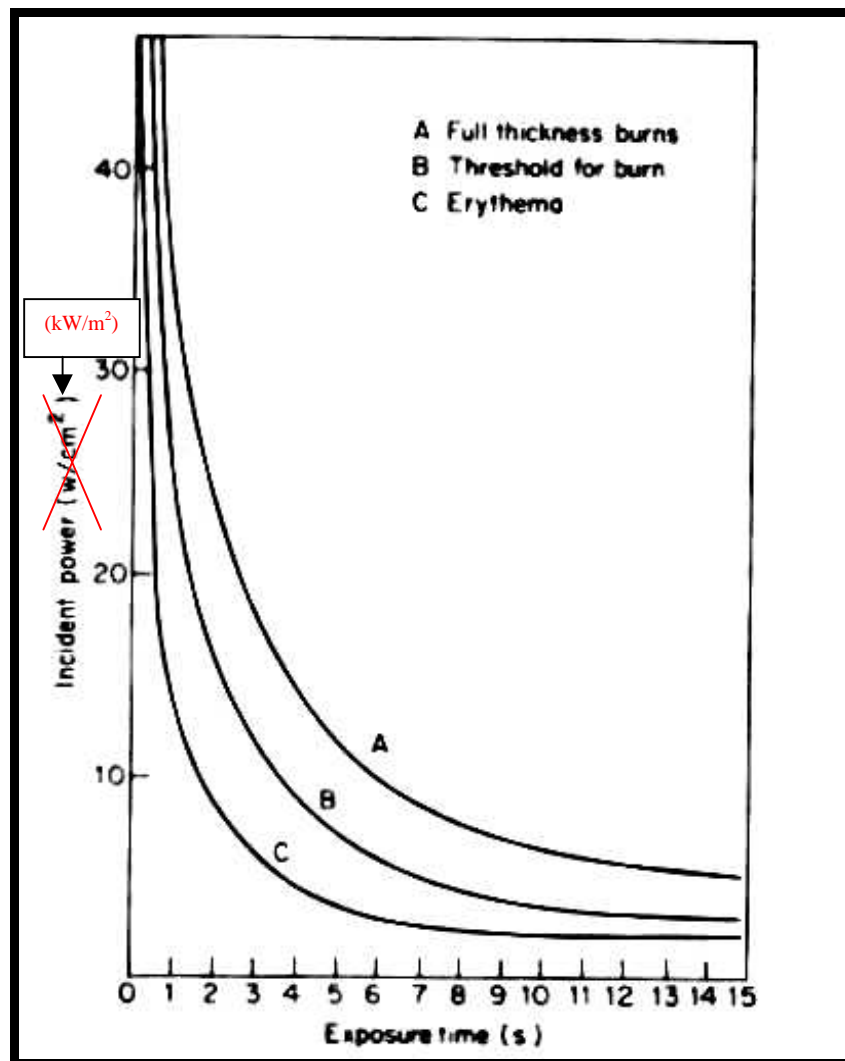


Diagram A.2. Strålningskriterier för brännskada som funktion av tid. Olyckligtvis är enheten på Y-axeln i diagrammet helt felaktig. Istället för  $W/cm^2$  skall enheten vara  $kW/m^2$ .

Diagram A.2. visar kriterierna för det som tolkas vara 1:a gradens, 2:a gradens och 3:e gradens brännskada ("Erythema", "Threshold for burn" och "Full thickness burns") på grund av strålning som funktion av tid.

## Appendix B. Jämförelse - dieselolja och flygfotogen 75

Flygfotogen 75 är benämningen på det drivmedel som används till både Viggen och Gripen. Av praktiska skäl har det inte varit möjligt att använda detta bränsle vid fullskaleförsöket. Istället för flygfotogen har dieselolja använts. För att kunna göra en bedömning av vilken inverkan detta byte av bränsle får på försöksresultaten redovisas här i *tabell B.1.* en jämförelse av vissa förbränningsegenskaper<sup>6),7)</sup> som dessa båda typer av bränsle har.

	Effektivt värmevärdet (MJ/kg)	Flampunkt (°C)
Flygfotogen 75	42,8	38
Dieselbrännolja 50	42,4	40

*Tabell B.1. Intressanta förbränningsegenskaper för flygfotogen och dieselolja*

Effektivt värmevärde och massavbrinningshastighet har betydelse för hur stor effekt som utvecklas då bränslet brinner. De båda drivmedlens effektiva värmevärden ligger mycket nära varandra och anses därför kunna betraktas som likvärdiga. Uppgifter om massavbrinningshastighet för flygfotogen saknas. Flamtemperaturen har avgörande betydelse för hur stor strålningseffekt som branden utvecklar. Specifika uppgifter för flamtemperaturer saknas, det värde på flamtemperatur som används vid beräkningar i denna rapport är ett medelvärde för petroleumprodukter.

De båda ämnens flampunkter ligger nära varandra och är klart över normaltemperatur i Sverige. Att flampunkterna ligger så högt betyder att flamspridningen över bränslespillet kan ske relativt långsamt. Detta är en kvalitativ bedömning, för att kvantitativt bestämma flamspridningshastigheten för dessa bränslen rekommenderas att utförliga tester genomförs, något som ligger utanför ramen för denna rapport.

Den slutsats som dras av de uppgifter som finns tillgängliga för jämförelse av dessa två typer av drivmedel är att användning av dieselolja istället för flygfotogen inte bör medföra några betydande avvikelser. Bytet av bränsle anses alltså endast ha marginell inverkan på slutresultaten från fullskaleförsöket.





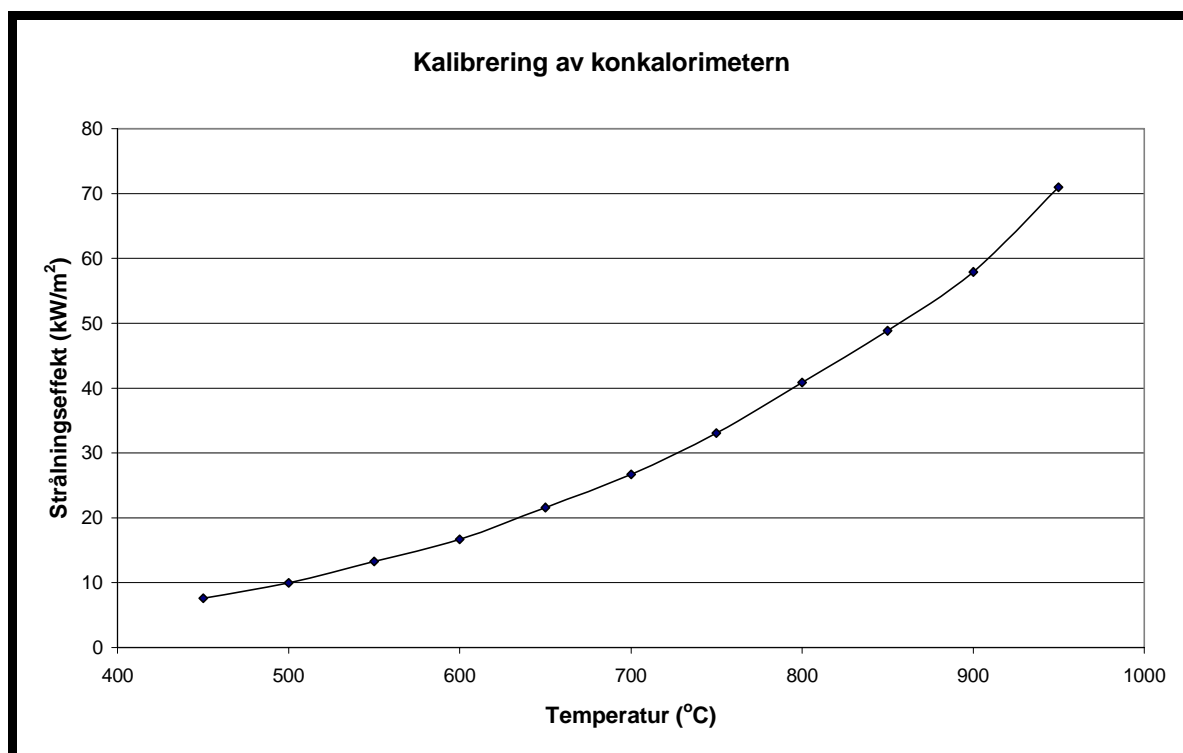
## Appendix C. Kalibrering av konkalorimetern

Kalibreringen av brandtekniks konkalorimeter genomfördes med hjälp av en Medtherm strålningsmätare modell nummer 64-10-18, serienummer 108681. Kontroll av denna strålningsmätare redovisas i *Appendix D*.

Vid mätning ger strålningsmätaren resultat i form av värden i millivolt (mV). Dessa värden omvandlas sedan med hjälp av en kalibreringskurva som medföljer mätaren. Med hjälp av diagrammet erhålls en strålningseffekt i Btu/ft<sup>2</sup>·s. Denna enhet kan sedan omvandlas till den mer lätthanterliga enheten kW/m<sup>2</sup> (1 Btu/ft<sup>2</sup>·s = 11,3559 kW/m<sup>2</sup>)<sup>9</sup>.

Kalibreringen utfördes så att mätningar gjordes i intervall om 50 °C mellan temperaturen 450 °C och 950 °C. Strålningsmätaren placerades centralt i konen, horisontellt sett. I vertikalled placerades strålningsmätaren 77 mm nedanför konens nedre kant. Anledningen till detta val av placering är att tidigare undersökningar visat att en jämn strålningsnivå erhålls på detta avstånd från konen samt att försöksutrustningen ska placeras så centralt som möjligt under konen. Avvikelser i strålningsintensitet på grund av annan placering kontrollerades vid temperaturerna 600 °C och 650 °C. Fläktsystemet som är kopplat till konkalorimetern var i drift under hela kalibreringen.

Resultaten från kalibreringen presenteras *diagram C.1*. i form av en kalibreringskurva.



*Diagram C.1. Kalibreringskurva för konkalorimetern*

Vid temperaturen 600 °C ändrades strålningsmätarens position i höjddled för att möjliggöra en bedömning av hur beroende strålningsnivån är av avståndet till

konkalorimeterns nedre kant. Vid samtliga dessa försök placerades strålningsmätaren i mitten av den yta som konkalorimetern bestrålar. Resultat från denna testserie redovisas i *tabell C.1.*

Temperatur (°C)	Avstånd till konkant (mm)	Strålningseffekt (kW/m <sup>2</sup> )
600	57	17,6
600	77	16,7
600	97	16,1

*Tabell C.1. Strålningsvariation vid förflyttning i höjddled*

Av denna höjdberoendekontroll dras slutsatsen att små variationer i höjddled inte är av avgörande betydelse för mätresultaten.

Vid temperaturen 650 °C ändrades strålningsmätarens position i sidled för att möjliggöra en bedömning av hur jämn strålningsnivån är över den horisontella ytan under konkalorimetern. Avståndet mellan konkalorimeterns nedre kant och strålningsmätaren varierades inte vid denna kontroll utan hölls konstant vid 77 mm. De angivelser som ges angående strålningsmätarens position under konkalorimetern utgår från att betraktaren ser försöksuppställningen rakt framifrån, det vill säga konkalorimetern befinner sig mitt emellan väggen och betraktaren. Resultaten från mätningarna presenteras i *tabell C.2.* nedan.

Temperatur (°C)	Strålningsmätarens position	Strålningseffekt (kW/m <sup>2</sup> )
650	mitten	21,6
650	3 cm från mitten mot vänster	20,6
650	3 cm från mitten mot väggen	21,6
650	6 cm från mitten mot väggen	20,7

*Tabell C.2. Strålningsvariation vid förflyttning i det horisontella planet*

Slutsatsen av denna kontroll är att strålningseffekten är något ojämn under konkalorimetern. Känslighet finns för stora förflyttningar i det horisontella planet. Ojämnheten i strålningseffekt bedöms dock inte som stor och anses därför inte ha avgörande inverkan på de försök som är avsedda att utföras med hjälp av konkalorimetern. Den försöksuppställning som används vid försök placeras så nära mitten som möjligt för att effekterna av konkalorimeterns ojämnheter ska undvikas.

## Appendix D. Kontroll av strålningsmätaren

Strålningsmätaren som använts vid småskaleförsöken, fullskaleförsöket samt vid kalibreringen av konkalorimetern är av märket Medtherm. Strålningsmätaren har modellnummer 64-10-18 och serienummer 108681.

Enligt kalibreringsintyget från fabrikanter ska strålningsmätaren klara att mäta värmestrålning upp till 10 Btu/ft<sup>2</sup>·s vilket motsvarar ungefär 113,6 kW/m<sup>2</sup>. Osäkerheten vid mätning med strålningsmätaren uppgår enligt fabrikanter till ±3%.

För att kontrollera att strålningsmätaren ger rättvisande mätresultat har brandtekniks kalibreringsugn använts. Ugnen har ett sfäriskt innandöme och är konstruerad för att användas till kalibrering av strålningsmätare. Mätaren sticks in i ett hål i ugnens botten och förs upp till en nivå i jämnhöjd med det sfäriska innandömets vägg, således kan synfaktorn 1,0 användas. Ugnen approximeras med att vara en svartkroppsstrålare, vilket gör att emissionsfaktorn blir  $\epsilon=1,0$ . Detta antagande är naturligtvis inte helt rättvisande, emissionsfaktorn blir inte riktigt så hög vid ett verkligt försök. Mätningar gjordes vid tre olika temperaturer. För att få ett mått på mätnoggrannheten jämförs dessa mätvärden med teoretiskt framräknade ideala strålningseffekter vid samma temperaturer.

Syftet med kontrollen är att se om mätaren ligger inom rätt mätområde med rimliga marginaler. Kontrollmätningen innehåller flera potentiella felkällor som är svåra att exakt bestämma. Detta gör att resultaten från kontrollmätningen endast bör användas till att se om mätaren ger resultat i rätt storleksordning. Det är med andra ord viktigt att inte se resultaten som absolut sanning utan att använda dem som en vägledning till beslut om just den strålningsmätare som kontrolleras är tillräckligt tillförlitlig för att användas vid övriga försök.

För att beräkna teoretiska värden för strålningseffekten användes Stefan-Boltzmanns ekvation<sup>11)</sup>

$$E = \phi \cdot \epsilon \cdot \sigma \cdot (T_1^4 - T_2^4) \quad [\text{W/m}^2]$$

där,  
E = strålningseffekt per ytenhet [W/m<sup>2</sup>].  
 $\phi$  = synfaktor [-].  
 $\epsilon$  = emissionsfaktor för kropp som avger strålning [-].  
 $\sigma$  = Stefan-Boltzmann konstanten  $5,67 \cdot 10^{-8}$  [W/m<sup>2</sup>·K<sup>4</sup>].  
 $T_1$  = temperatur i ugn [K].  
 $T_2$  = temperatur på kylvattnet genom strålningsmätaren [K].

Nettostrålningen beräknades, det vill säga den infallande minus den avgivna strålningen. Som temperatur vid beräkning av avgiven strålning från mätinstrumentet användes 10 °C, som antas vara temperaturen på det kylvatten som användes vid mättillfället.

För att få ett lättöverskådligt mått på avvikelserna mellan uppmätta och beräknade värden presenteras en procentuell avvikelse.

Procentuell avvikelse = (Uppmätt strålning - Beräknad strålning) / Beräknad strålning.

I tabell D.1. visas resultaten från de mätningar och beräkningar som beskrivs ovan.

Temperatur (°C)	Uppmätt strålning (kW/m <sup>2</sup> )	Beräknad strålning (kW/m <sup>2</sup> )	Procentuell avvikelse (%)
411,8	12,480	12,116	3,0
518,5	22,270	21,906	1,7
596,1	32,369	31,008	4,4

Tabell D.1. Resultat från kontroll av strålningsmätare

Av resultaten i tabellen kan utläsas att den procentuella avvikelsen mellan den uppmätta och den beräknade strålningen är i storleksordningen 1,5 – 4,5 %. Det är överraskande att den uppmätta strålningen överstiger den teoretiskt beräknade strålningen. Den beräknade strålningen representerar ett idealt fall eftersom den innehåller emissionsfaktorn 1,0. Även om kalibreringsugnen kan liknas vid en svartkropp är det inte möjligt att den kan nå en så hög emissionsfaktor. Den teoretiskt beräknade strålningen bör alltså alltid överstiga den uppmätta vid en given temperatur. Möjliga felkällor är fabrikantens kalibreringsblad, ojämn temperatur i olika delar av ugnen, mätinstrumentens mätfelsmarginal.

Kontrollmätningen tydliggör felmarginalen som finns vid användning av mätinstrument samt vid användandet av teoretiska beräkningsformler. Strålningsmätarens tillförlitlighet bedöms dock vara tillräckligt bra för att den ska kunna användas vid övriga försök.