Widerøe

JOHN WILEY



Electric Needle

LYNNEDSLAG I FLY

INNHOLDSFORTEGNELSE:

GENERELT :	SIDE 1-5
SWEPT STROKE :	SIDE 6
SONER:	SIDE 7-9
RISIKOFAKTORER OPPVARMING :	SIDE 10-11
GNISTRING :	SIDE 12
SAMMENFØYNINGER :	SIDE 13
DRIVSTOFFTANKER :	SIDE 14
OVERGANGER, METALL/ CFC :	SIDE 15-16
FUEL - RØR :	SIDE 16-17
WIRING :	SIDE 17-18
FUEL TANK VENTS :	SIDE 19
MEKANISKE KREFTER :	SIDE 20-21
RADOME,ANTENNER OG WINDSHIELD :	SIDE 22-26

KOMPENDIET ER UTARBEIDET AV TEKNISK INSTRUKTØR PER OLAFSEN ,WIDERØE´S SKOLEAVDELING.

LYNNEDSLAG I FLY

VIRKNING:

1 DIREKTE EFFEKT.

2 INDIREKTE EFFEKT

DIREKTE EFFEKT

A. STRUKTURELL.

B. FUEL.

C. ELEKTRISKE SYSTEMER.

D. ANDRE FARER.

INDIREKTE EFFEKTER

A. INDUSERTE SPENNINGER.

B. STØY/FUNKSJONSSVIKT PÅ ELEKTRONISK UTSTYR.

HVOR OFTE BLIR FLY RAMMET?

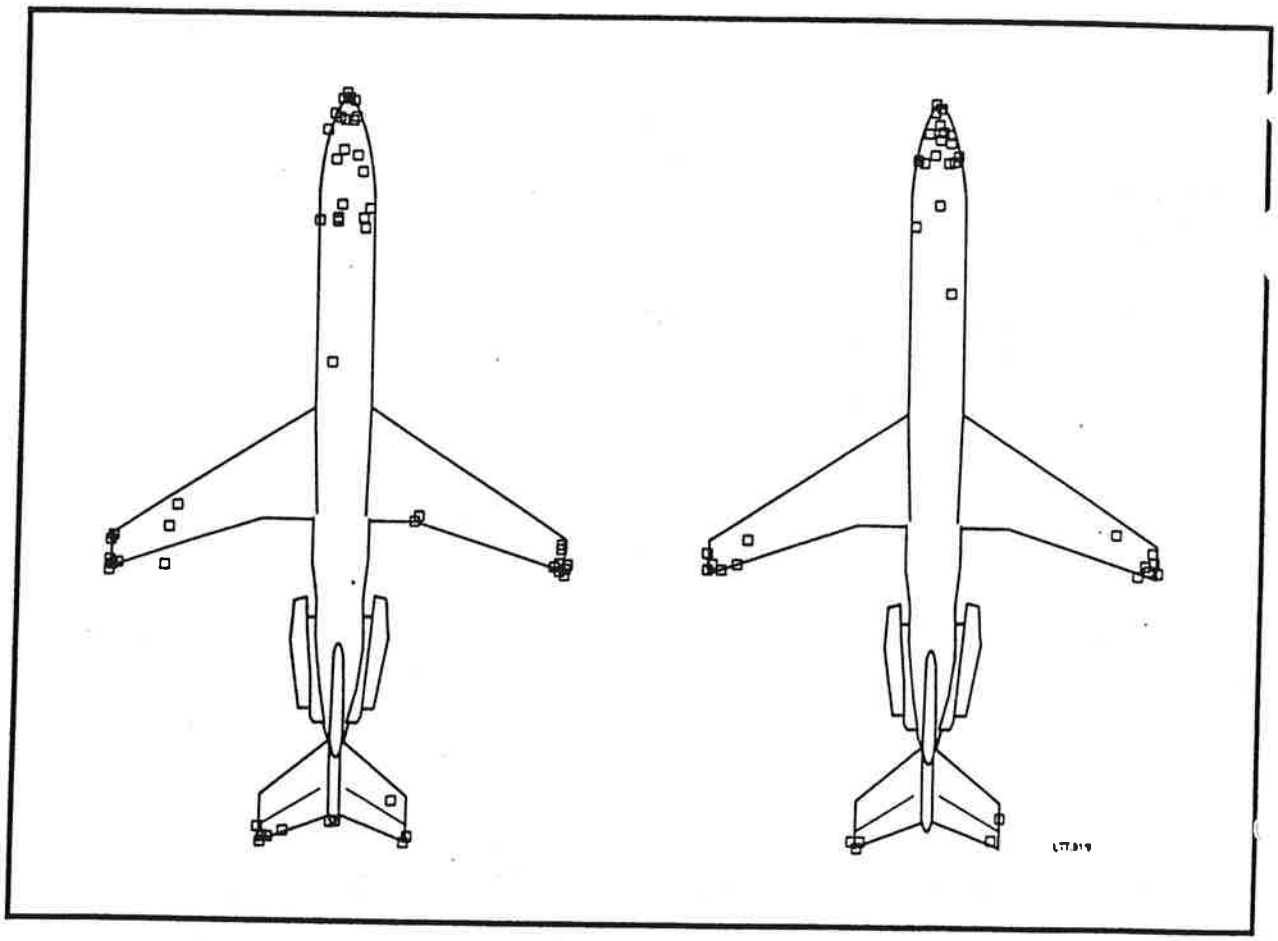
STATISTIKK FOR EUROPA INDIKERER CA. 1 NEDSLAG PR. 2100 FLYTIMER.

NÅR ER VI MEST UTSATT?

VI KAN BLI TRUFFET NÆR SAGT I ALLE HØYDER , MEN SJANSEN ER STØRST MELLOM 2000 TIL 16000 FT.
PR. STATISTIKK ER "FAVORITTHØYDEN" 8000 TIL 12000 FT. VED EN OAT PÅ 0 + ELLER - 10° C , KOMBINERT MED SKYER , NOE TURBULENS OG REGN.
DATA FRA JAPAN INDIKERER IMIDLERTID CA. 3300 FT OM VINTEREN.

HVOR BLIR FLYET TRUFFET?

REF FIGUR BASERT PÅ DATA FRA STORBRITANNIA.



Lightning strike entry and exit points on BACS 111

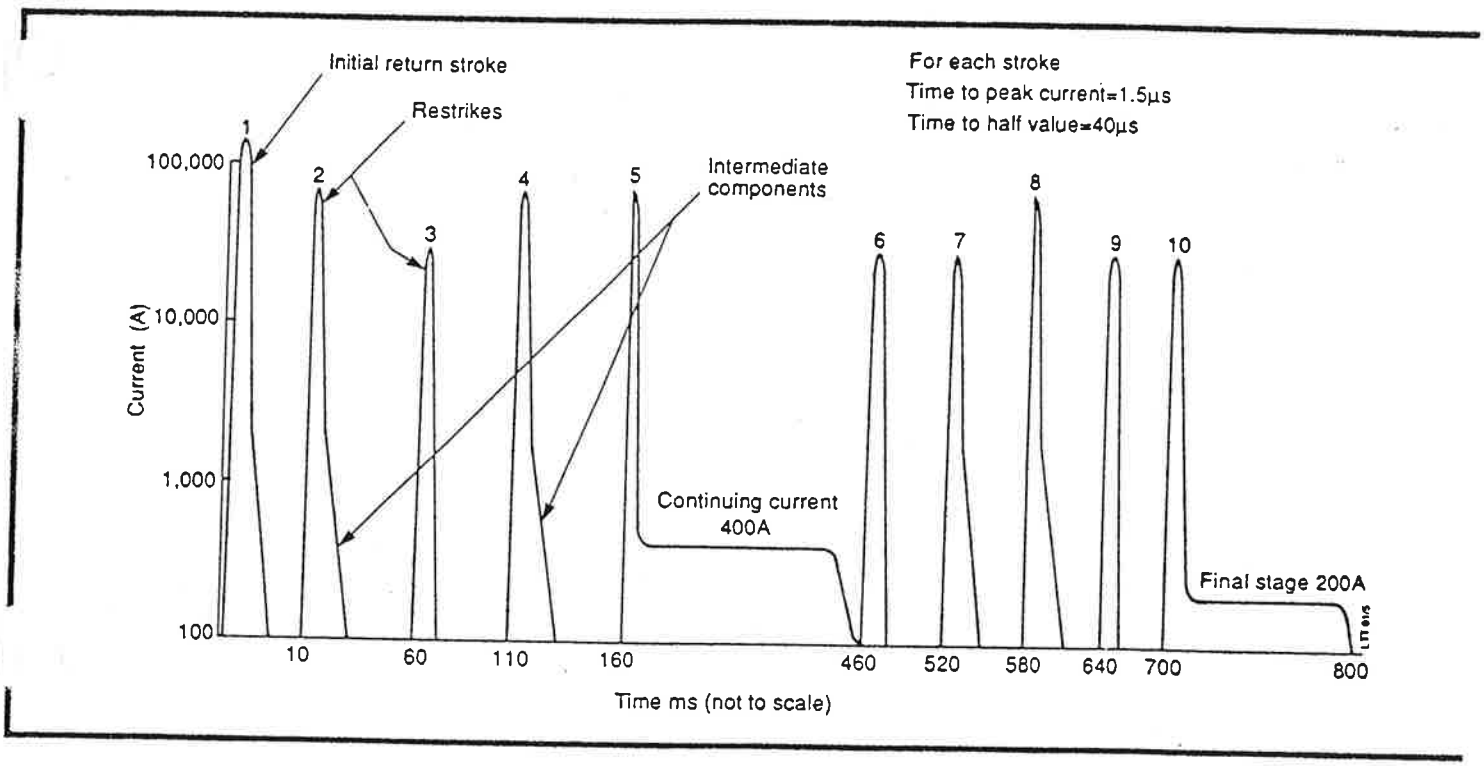
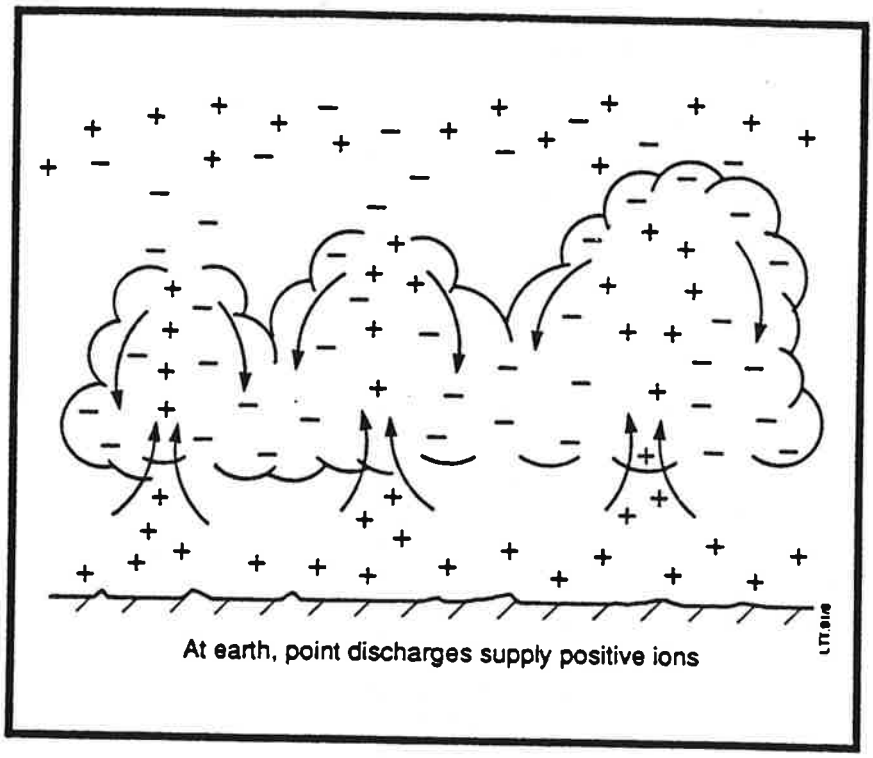
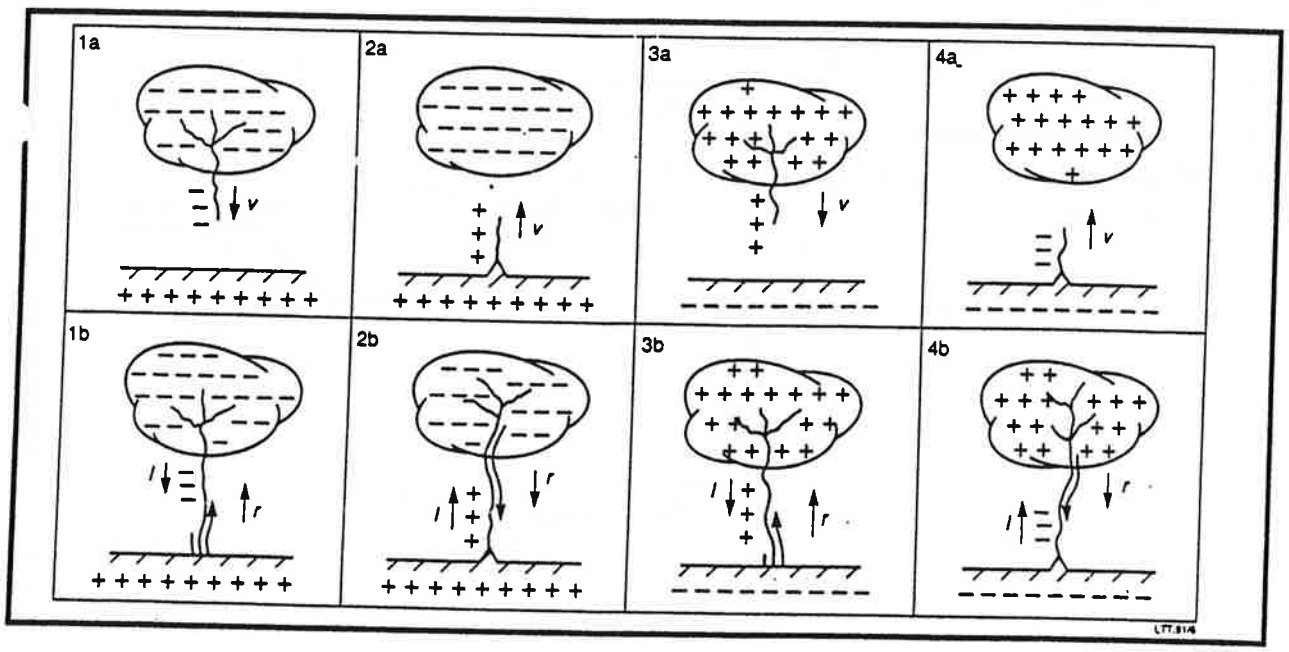


Figure 6. Severe negative ground flash current waveform

HVORDAN OPPSTÅR ET LYNNEDSLAG?
FIGURENE NEDENFOR FORKLARER LITT AV BAKGRUNNEN



Diagrammatic charge distribution and convection around thundercloud



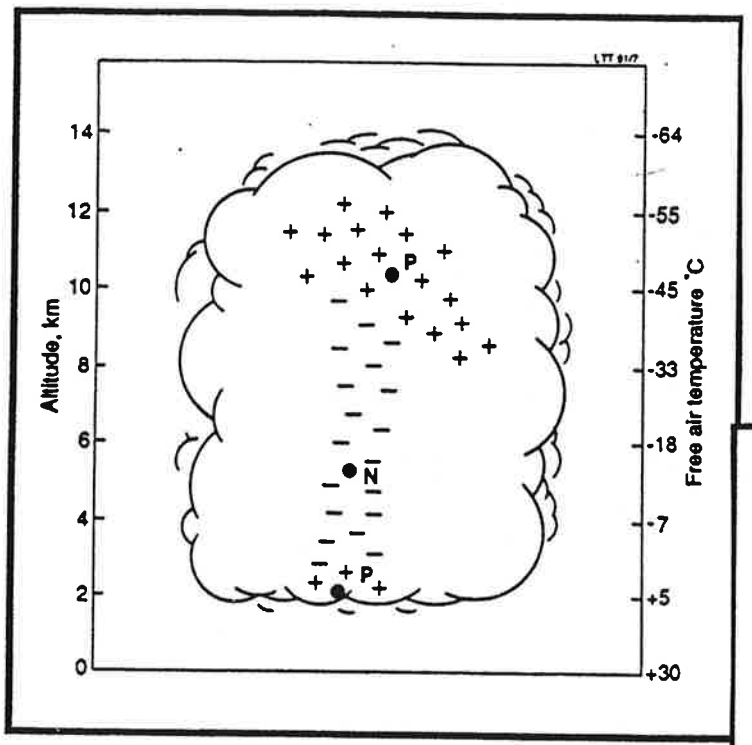
The eight types of lightning flash, distinguished by the directions of the leader and (for ground flashes) the return strokes. The channels need not be near-vertical. l: leader: r; return stroke: v; direction of propagation

HVORFOR BLIR FLYET TRUFFET?
En kan tenke seg 3 muligheter:

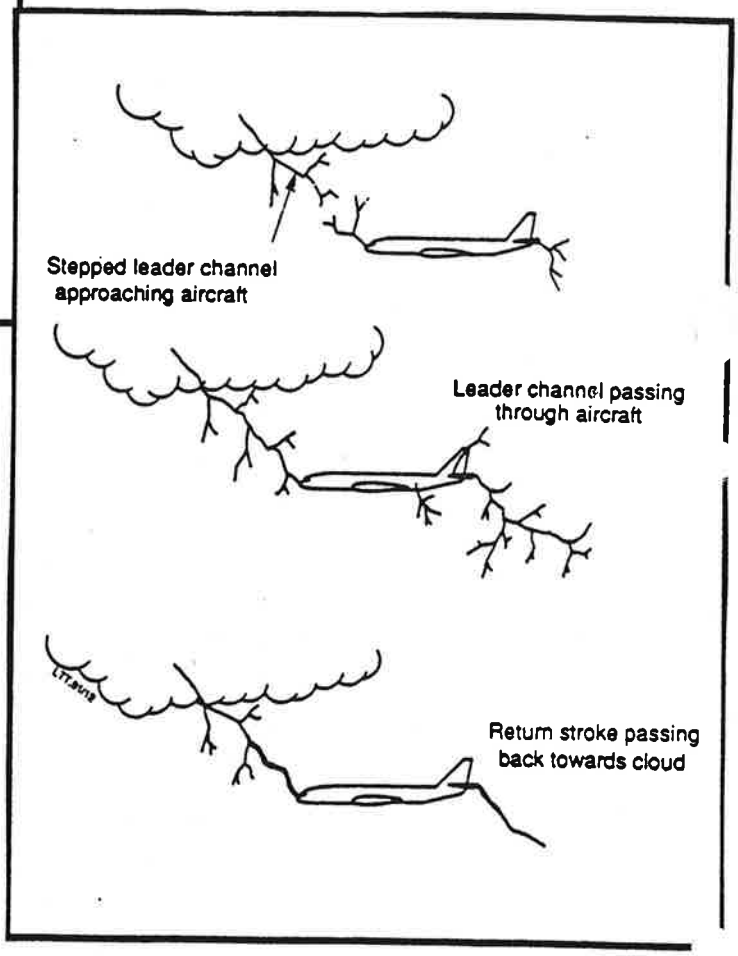
1: Flyet "flyr inn i " et lyn eller en "lynkanal" under utvikling.(Naturlig lyn).
SVÆRT LITE SANNSYNLIG !

2: At flyet er tilstede utløser et lyn.
DETTE ER FAKTISK DEN MEST VANLIGE SITUASJONEN , OG STÅR FOR CA 90 % AV TILFELLENE.

Se figur.



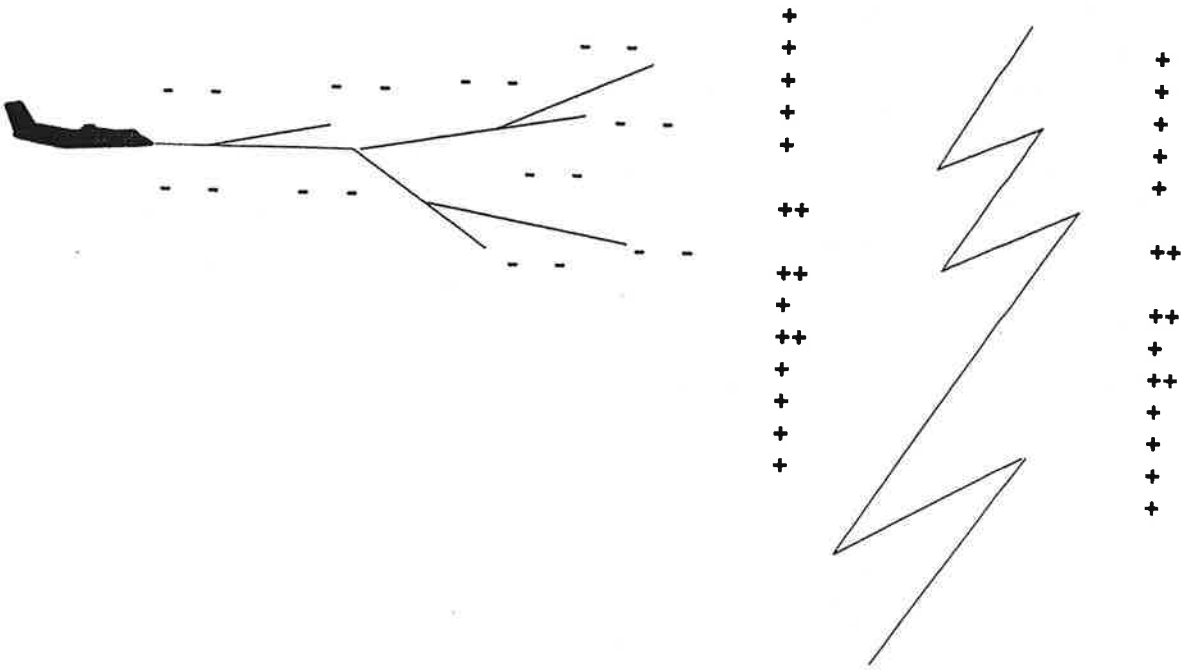
Typical thundercloud showing charge centres



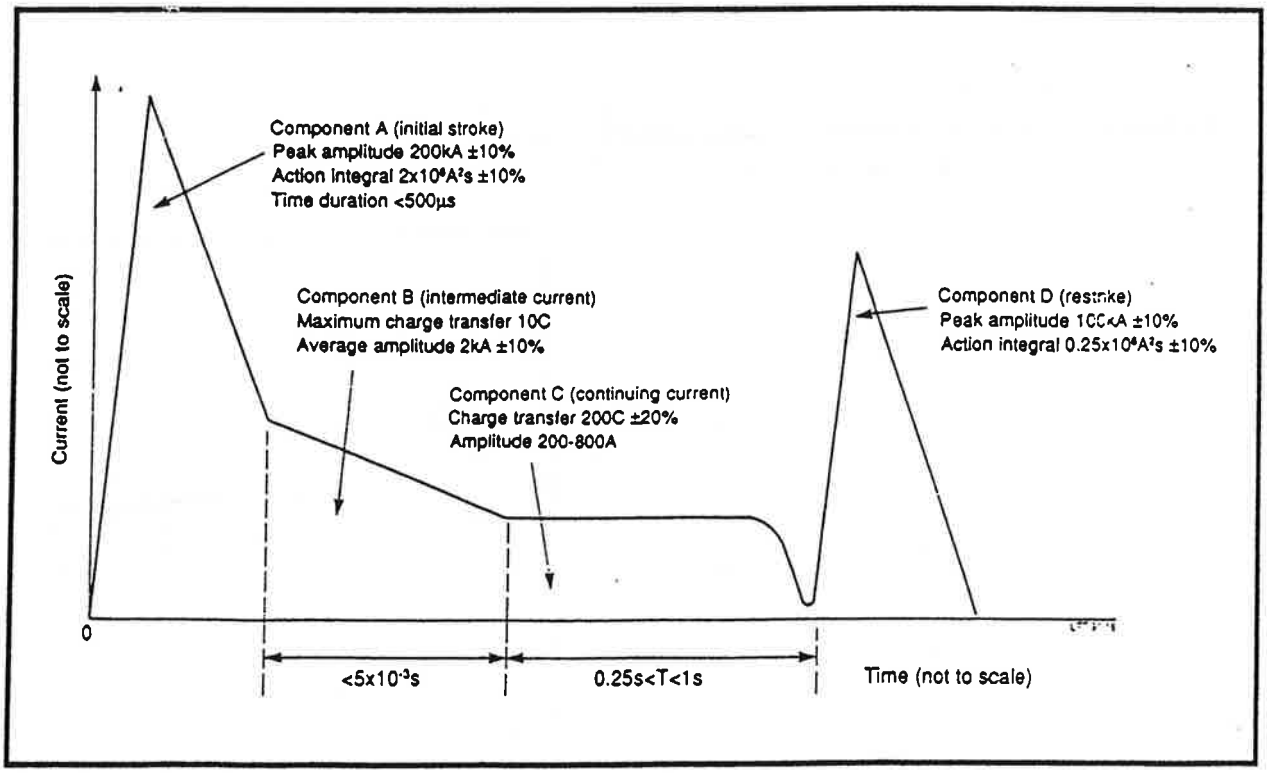
Lightning flash striking an aircraft

3: Hybrid lyn.

FELTET RUNDT EN LYNKANAL UNDER UTVIKLING (LEADER) ER STERKT NOK TIL Å UTLØSE EN UTLØPER (STREAMER) FRA FLYET. DENNE TYPEN STÅR FOR CA 10 % AV TILFELLENE.



HVOR LENGE VARER ET LYNNEDSLG , OG HVOR STORE STRØMMER ER DET SNAKK OM ?



Waveform for return current

"SWEPT STROKE."

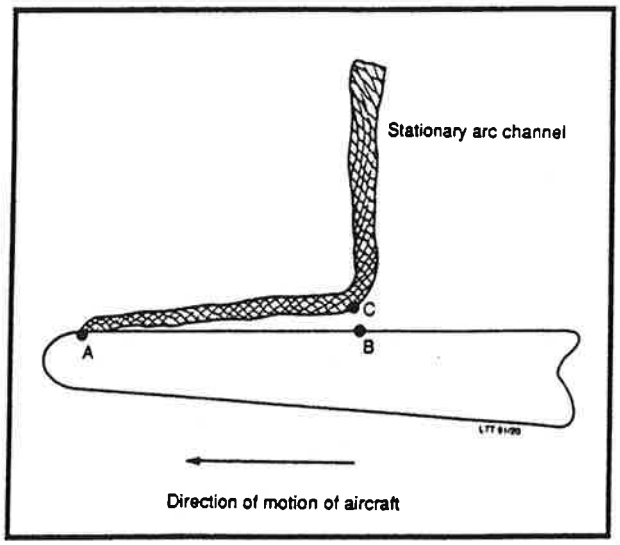
UNDER DEN PERIODEN SOM KALLES "RETURN STROKE" OG MENS DEN UFERDIGE LYNKANALEN BEVEGER SEG MOT BAKKEN , VIL FLYET BEVEGE SEG FOROVER. LYN- KANALEN KAN BETRAKTES SOM STILLESTÅENDE I DENNE SAMMENHENGEN.

ET FØRSTE TREFFPUNKT FRAMME PÅ SKROGET, ELLER PÅ EN VINGEFORKANT, VIL DERFOR FORÅRSAKE EN LOKAL "STREKKING" AV LYNKANALEN. SE figur.

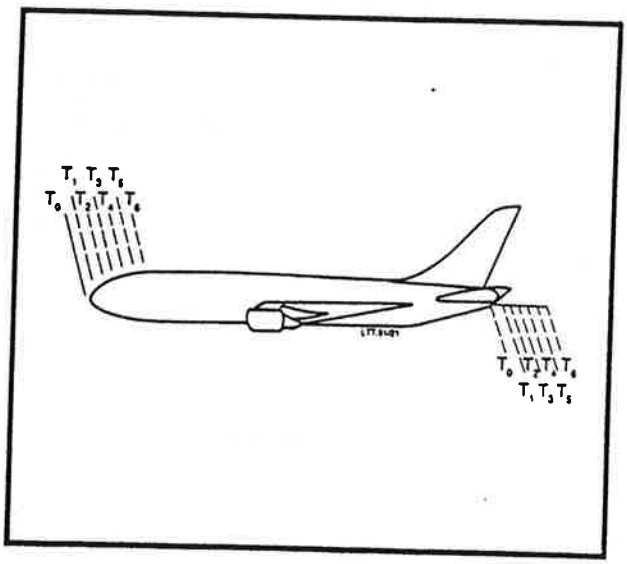
GNISTA VIL DERFOR BEVEGE SEG BAKOVER I "RYKK."

HVOR LENGE GNISTA BLIR STÅENDE I SAMME PUNKTET , OG HVOR LANGE HVERT "RYKK" BLIR AVHENGER AV MANGE FAKTORER SLIK SOM OVERFLATEBEHANDLING , HASTIGHET , FORMEN PÅ OMRÅDET OG EN REKKE ANDRE FAKTORER.

MERK: GNISTA KAN IKKE HOPPE DERSOM FØRSTE TREFFPUNKTET ER PÅ EN BAKKANT!

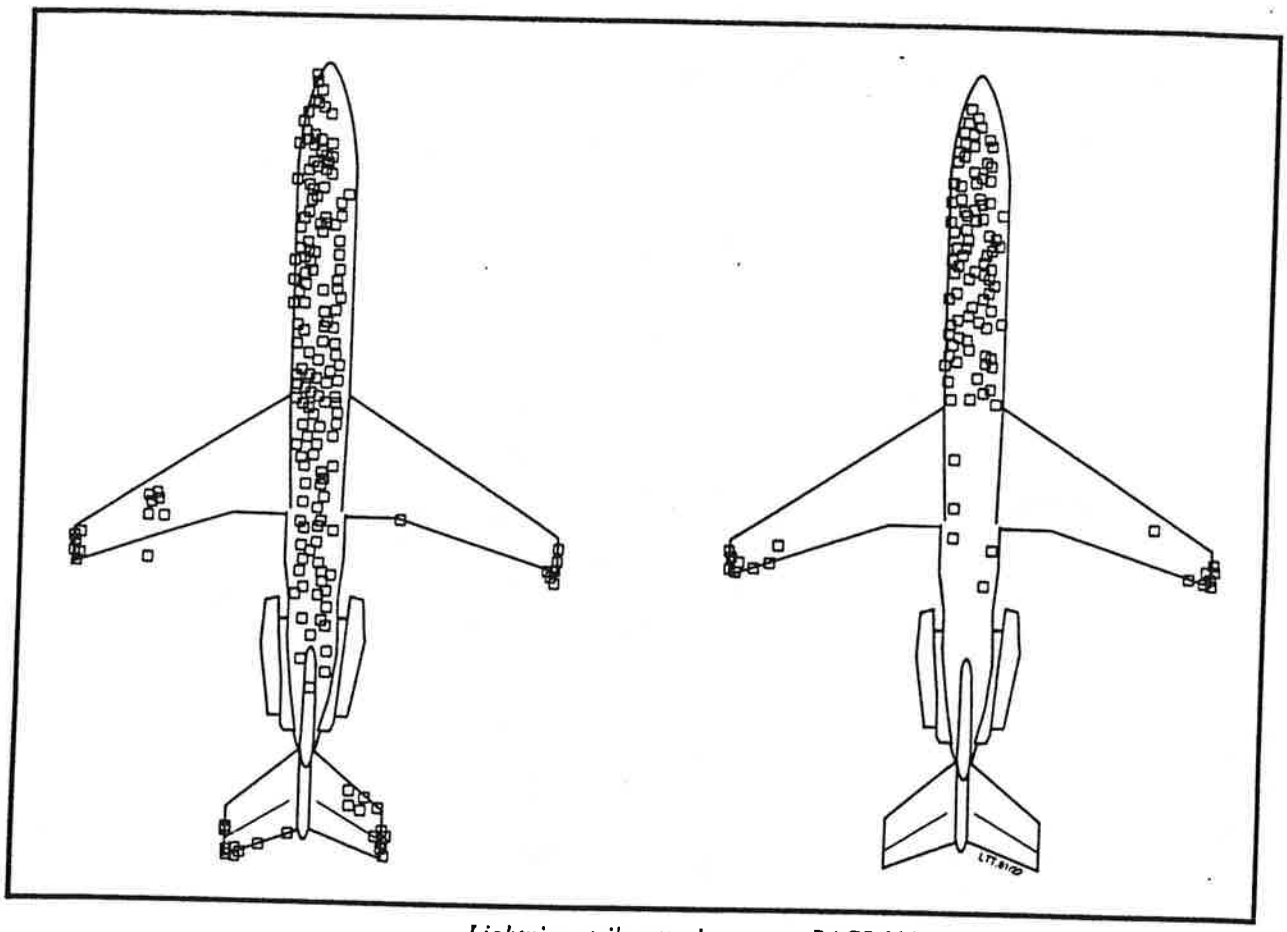


Swept stroke configuration



Swept stroke phenomena

"SWEEP" - DISTANSEN KAN BEREGNES VED Å TA VMO. I KNOTS VED 600 METERS HØYDE OG DELE PÅ 350. RESULTATET ER I METER.



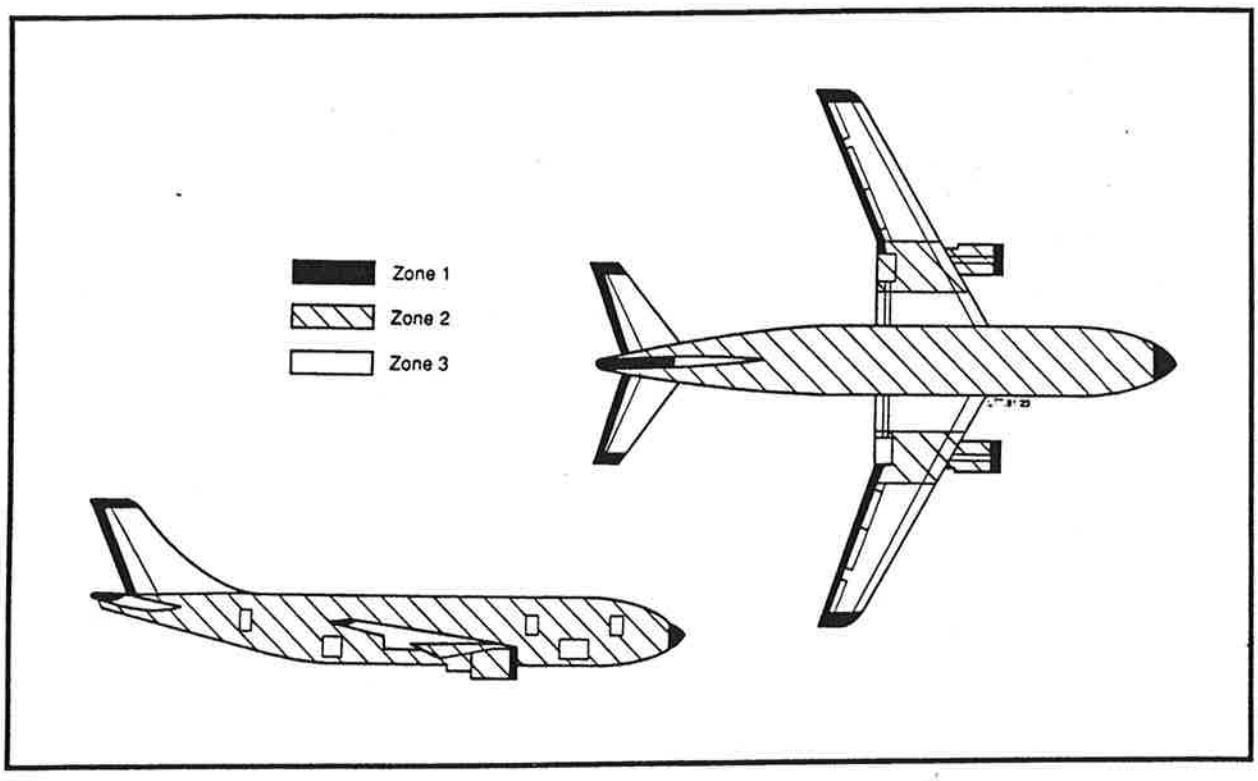
Lightning strike attachments on BACS 111

SONER:
Basert på sannsynlighet om området er utsatt for begynnelsen av utladningen , eller " Swept Stroke" - fenomenet er flyet delt inn i soner.

SONE 1:
DELER AV FLYET HVOR DET ER STOR SANNSYNLIGHET FOR ET DIREKTE TREFF I FORBINDELSE MED STARTEN AV UTLADNINGEN.
MERK: DET SKILLES IKKE MELLOM STRØM PÅ VEI INN ELLER UT AV FLYET.

SONE 2:
DELER AV FLYET HVOR DET ER STOR SANNSYNLIGHET AT OMRÅDET VIL BLI UTSATT FOR " SWEPT STROKE ".

SONE 3: (LEDER)
DENNE INKLUDERER ALLE DELER AV FLYET SOM IKKE KOMMER UNDER SONE 1 OG 2.
DET ER LITEN SANNSYNLIGHET FOR ET DIREKTE TREFF I SONE 3.
VIKTIG !
HUSK AT ALL STRØMMEN MÅ GÅ GJENNOM SONE 3 FOR Å KOMME INN/UT AV SONE 1/2.
PÅ DEN ANDRE SIDEN VIL SONE 1 OG 2 BLI UTSATT FOR ALL STRØM FRA SONE 3.



Typical aircraft lightning strike zones

SONE 1 OG 2 KAN YTTERLIGERE DELES I " A" OG " B" - OMRÅDER ETTER HVOR SANNSYNLIG DET ER AT GNISTEN VIL VÆRE STASJONÆR OVER TID.

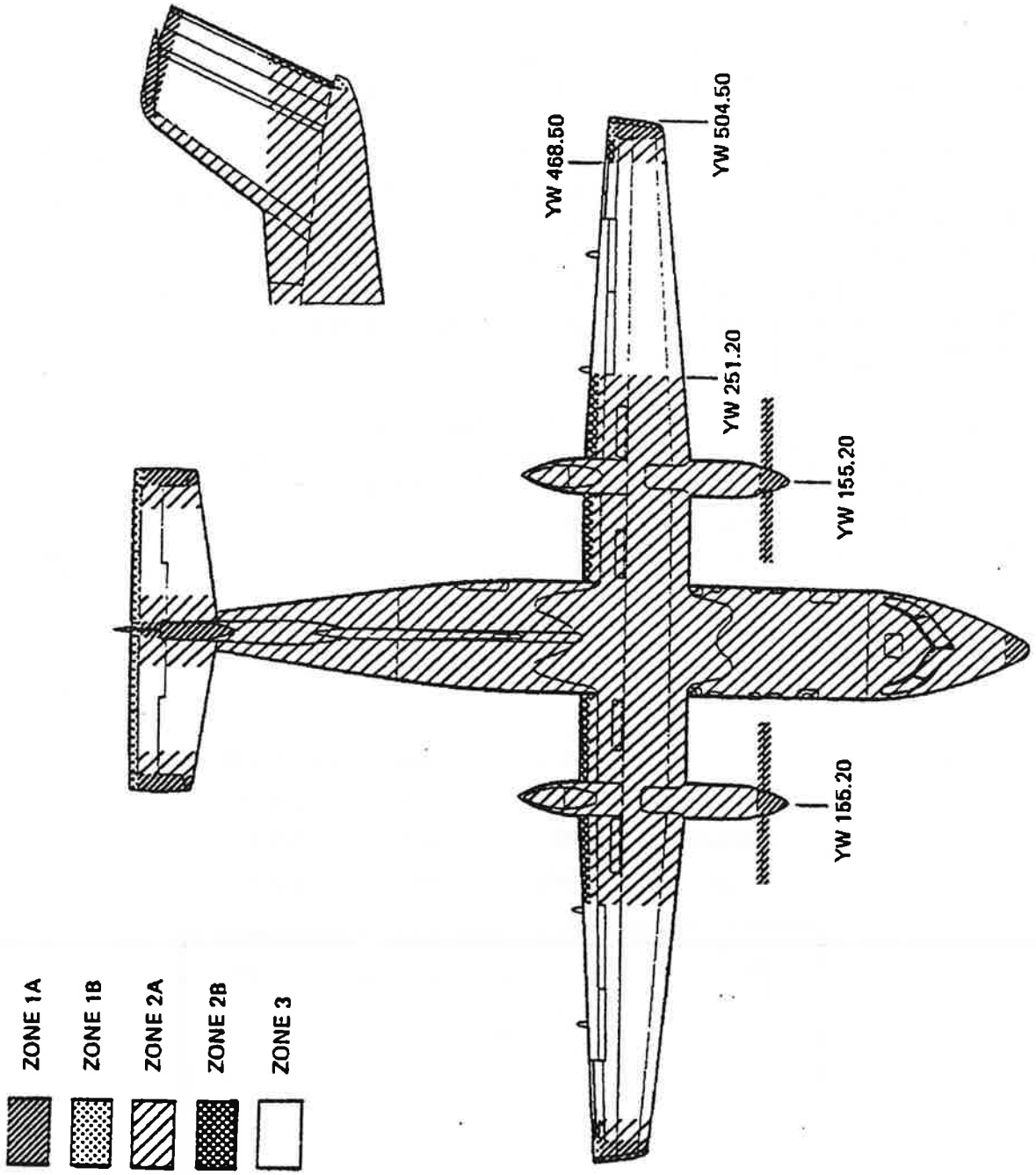
1A: TREFFPUNKT DER DET ER LITE SANNSYNLIG AT GNISTEN BLIR "STÅENDE". EKSEMPLER: FRAMSTIKKENDE PITOTRØR , RADOME DIVERTER-STRIPS OG FRAMSPRING PÅ FORKANT AV MOTORNACELLE (R).

1B: TREFFPUNKT DER DET ER STOR SANNSYNLIGHET FOR AT GNISTA BLIR "STÅENDE". EKSEMPLER : VINGESPISSER ,TIP AV HALEFLATE , TIP AV FINNE(R) OG ENDEL BAKKANTER.

2A : EN SONE HVOR " SWEPT STROKE " KAN OPPTRE , MEN MED LITEN SANNSYNLIGHET FOR AT GNISTEN BLIR " STÅENDE ".
EKSEMPEL :OVERFLATER I MIDT - PARTIET AV VING , KORDVEIS .

2B : EN SONE HVOR " SWEPT STROKE " KAN OPPTRE OG MED STOR SANNSYNLIGHET FOR AT GNISTEN VIL BLI "STÅENDE".
EKSEMPEL : VINGE - BAKKANT BAK SONE 1A.

SONE - INNDELING AV DHC-8.



PROBABLE LIGHTNING STRIKE DISTRIBUTION

RISIKOFAKTORER :

1. OPPVARMING.

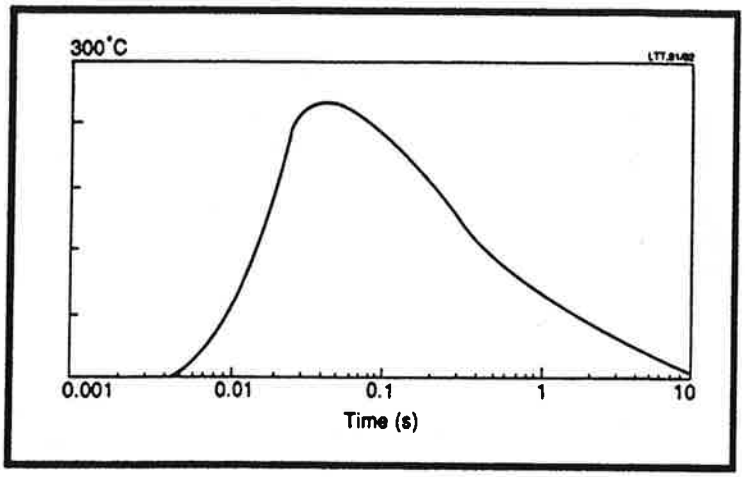
GENERELL OPPVARMING PÅ GRUNN AV DE STORE STRØMMENE SOM MÅ LEDES GJENNOM STRUKTUREN.
SOM EN INDUSTRISTANDARD KALKULERES DET MED EN TEMPERATURØKNING PÅ 200° C FOR ALUMINIUM UTEN AT DET SKAL MEDFØRE TAP AV STYRKE.
ET ANNET ASPEKT ER MULIG ANTENNELSE AV NÆRLIGGENDE MATERIALER/STOFFER/VÆSKER.
FOR KARBONFIBER (CFC) ER 200° C ALT FOR HØYT.
ET TEMPERATUROMRÅDE FRA 60° TIL 180° C ER MER REALISTISK.

PUNKTOPPVARMING ER ET ANNET PROBLEM. ALUMINIUM SMELTER VED CA 660°C . DERFOR MÅ PLATE - TYKKELSEN VÆRE TILSTREKKELIG FOR Å UNNGÅ PUNKTERING I KRITISKE OMRÅDER. I EN " SWEPT STROKE SONE " (2A) ER 2 MM. PLATETYKKELSE AKSEPTERT , MEN EN SKAL VÆRE KLAR OVER AT PUNKTERING KAN FOREKOMME. DATA VISER AT EN 2 MM. AL. - PLATE PUNKTERES I LØPET AV 40 MSEK. VED EN STRØM PÅ CA 1500 AMP.
VEL Å MERKE DERSOM GNISTEN " STÅR" PÅ SAMME STED .

SJANSEN FOR AT FUEL/ FUELDAMP SKAL ANTENNES AV PUNKTOPPVARMING AV ALUMINIUM ER LITEN. FOR DET FØRSTE P. G. A. AT AL. SMELTER FØR TENNTEMP. PÅ FUEL NÅS. FOR DET ANDRE VIL VARMEN FRA ET BEGRENSET PUNKT LEDES VEKK HURTIG. RUSTFRITT STÅL OG TITANIUM ER FARLIGERE.
Se figur.

Comparison of Hot-Spot Temperatures for Swept & Stationary arcs

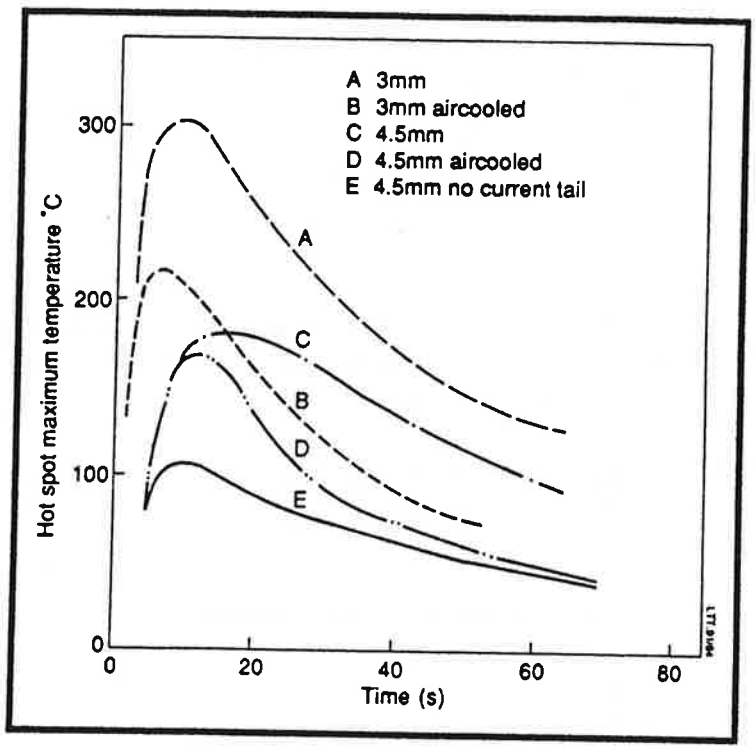
	Aluminium	Titanium	Stainless Steel
	1.5mm	2.2mm	1.5mm
Stationary	330°C	408°C	942°C
Swept	59°C	94°C	157°C



Typical duration of hot-spot in a metallic skin

SKINN AV CARBON - FIBER.

PUNKTOPPVARMING SOM OPPSTÅR I CFC. HAR LAVERE TOPP-VERDI (TYPISK 300°C) , MEN DEN ER AV MYE LENGRE VARIGHET (OPP MOT 30 SEK)
DETTE P .G. A. DÅRLIGERE TERMISK LEDNINGSEVNE.
Se figur.



Carbon-fibre hot spots (20).
For each test: $AI = 0.35 \times 10^6 A^2 s$, $Q = 80C$

HVORDAN REDUSERE RISIKOEN FOR PUNKTOPPVARMING.

1. ØKE PLATETYKKELSEN, OG PÅ DENNE MÅTEN REDUSERE " OHMSK " OPPVARMING SAMT GI BEDRE VARMEAVLEDNING.

2. BENYTTE PANELER BYGD OPP SOM EN " SANDWICH " I STEDET FOR ET ENKELT LAG MED METALL.

3. LEGGE BESKYTTELSESLAG PÅ CFC. , ENTEN I FORM AV METALLGITTER, METALLFOLIE ELLER LEDENDE MALING.

4. UNNLATE Å LAKKERE METALLHUD DA LAKK FORÅRSAKER AT GNISTA BLIR "STÅENDE" LENGRE PÅ SAMME STED.

ANTENNELSE PÅ GRUNN AV GNISTRING.

ANTENNELSE KAN SKYLDES TRE FORHOLD:

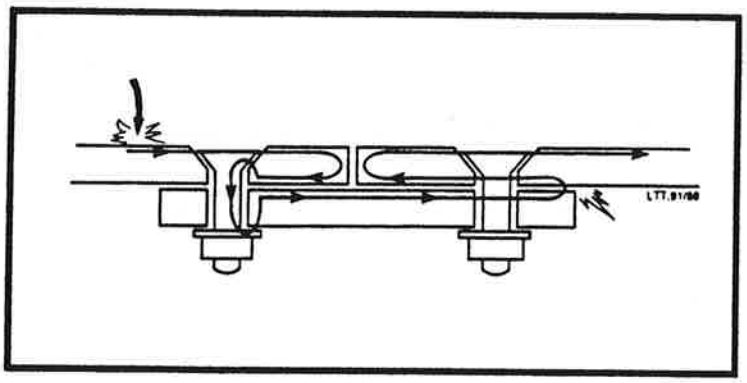
1. SMÅ GNISTER P. G. A. SPENNINGSOPPBYGGING.

2. SVÆRT VARME/ BRENNENDE PARTIKLER ELLER EN SKY AV FORDAMPET MATERIALE SOM STAMMER FRA OMRÅDET DER GNISTA " STÅR ".

3. GNISTER SOM FORÅRSAKES AV SVÆRT STOR " STRØMTETTHET " INNEN ET BEGRENSET OMRÅDE.(SLIK SOM I GRADER RUNDT ET HULL ELLER ET ANNET OMRÅDE MED DÅRLIG KONTAKT.)

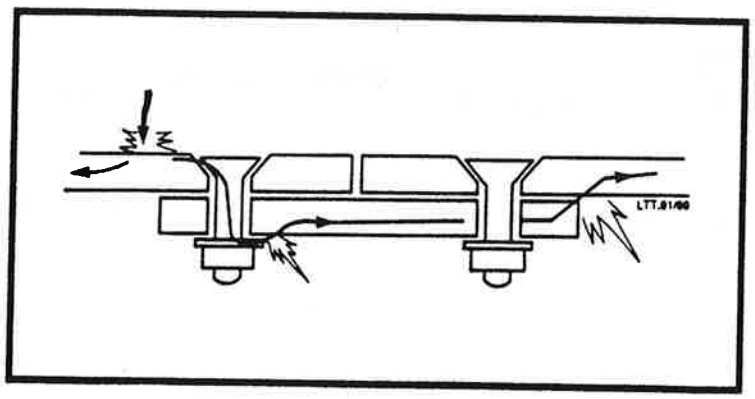
INDUKTIV EFFEKT.

I DEN ALLER FØRSTE DELEN AV UTLADNINGEN VIL DEN INDUKTIVE EFFEKTEN DOMINERE P. G.. A. DEN ENORMT STORE STRØMFORANDRINGEN PR. TIDSENHET. (SE FIGUR FOR KURVEFORMEN PÅ ET TYPISK LYNNEDSLAG.)
DETTE FORÅRSAKER AT STRØMMEN FØLGER OVERFLATA PÅ METALL. (" SKINNEFFEKT") Se figur for en typisk sammenføyning.



Current path in a metallic joint

DERSOM GNISTRING HAR OPPSTÅTT UNDER DENNE ALLER FØRSTE FASEN AV NEDSLAGET , VIL MER SKADE / GNISTRING OPPSTÅ UNDER DEN SISTE DELEN . Ref. kuveform.

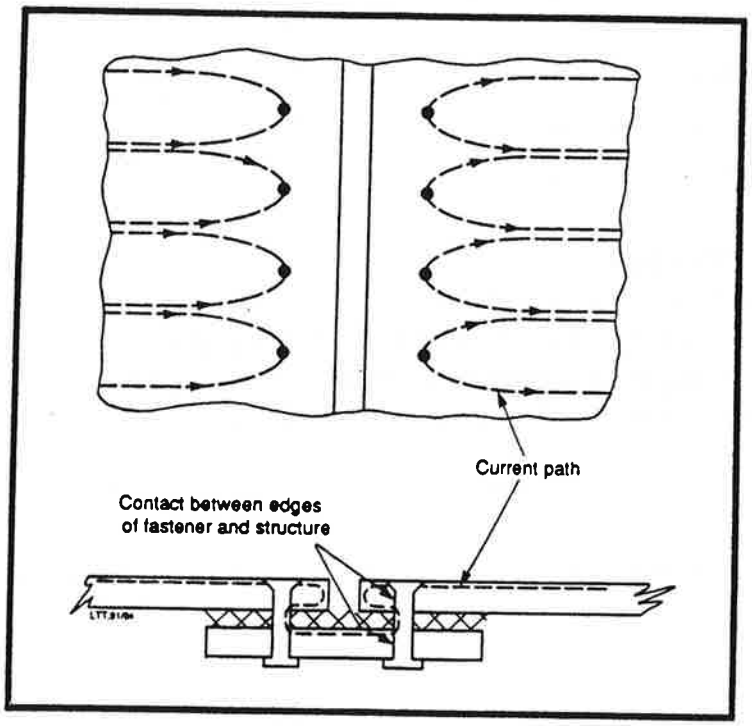


Current flow during continuing current phase

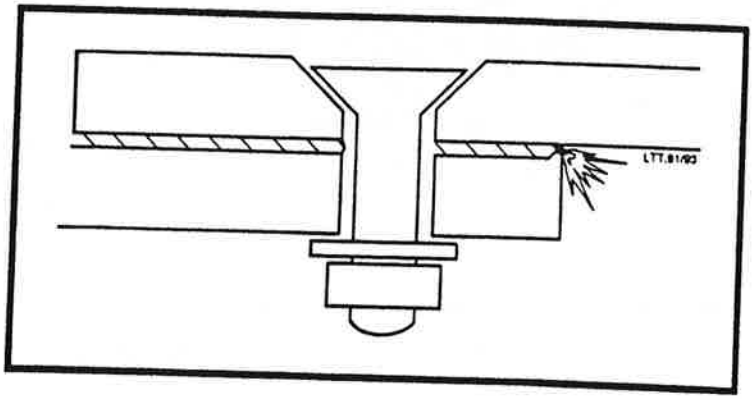
MERK!
MÅLING AV MOTSTAND (BOND REISTANCE) V. H. A. DC. VIL IKKE AVSLØRE INDUKTIVE EFFEKTER .

SAMMENFØYNINGER.

HUDPLATER AV METALL MÅ VÆRE FAST FORBUNDET TIL BJELKER OG "STRINGERS" V . H . A. NAGLER , BOLTER E. T. C.
ALLE DISSE SAMMENFØYNINGENE MÅ VÆRE I STAND TIL Å LEDE STRØMMER OPP TIL 200 000 AMP. UTEN Å LAGE GNISTER.
VANLIGVIS ER DETTE IKKE NOE PROBLEM SIDEN DISSE FESTEMETODENE GIR GOD METALL-TIL-METALL - KONTAKT , DET ER MANGE FESTE-PUNKTER , OG DE SITTER TETT SAMMEN.
PROBLEMENE OPPSTÅR NÅR PLATENE ER LAKKERT ELLER HAR EN ELLER ANNEN FORM FOR OVERFLATEBEHANDLING , OG SÆRLIG DERSOM KANTENE HAR GRADER.

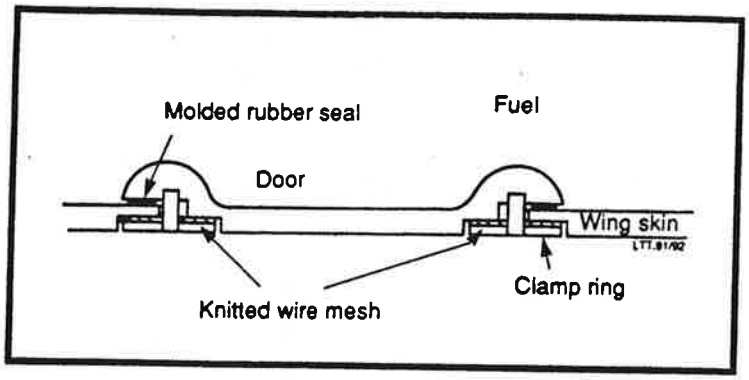


Closely spacing fasteners lowers current density



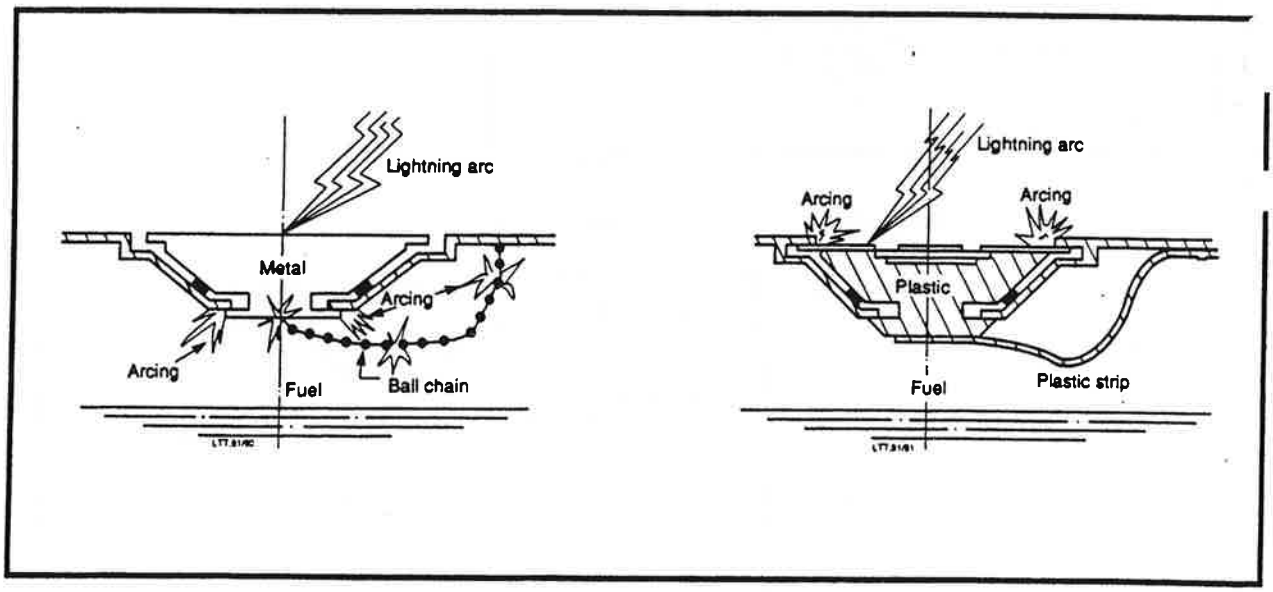
Burrs are likely to take high current density.

ADKOMSTLUKER TIL DRIVSTOFFTANKER REPRESENTERER ET SPESIELT PROBLEM :
DE SKAL HA GOD ELEKTRISK LEDNINGSEVNE SAMTIDIG SOM HENSYNET TIL TETNING NØDVENDIGGJØR BRUK AV PAKNINGER.
Se figur for en mulig løsning.
MERK AT OVERFLATEBEHANDLINGEN PÅ DE FLATER SOM OVERLAPPER HVERANDRE ER FJERNET FOR YTTERLIGERE Å SIKRE GOD KONTAKT.



Fuel tank access door

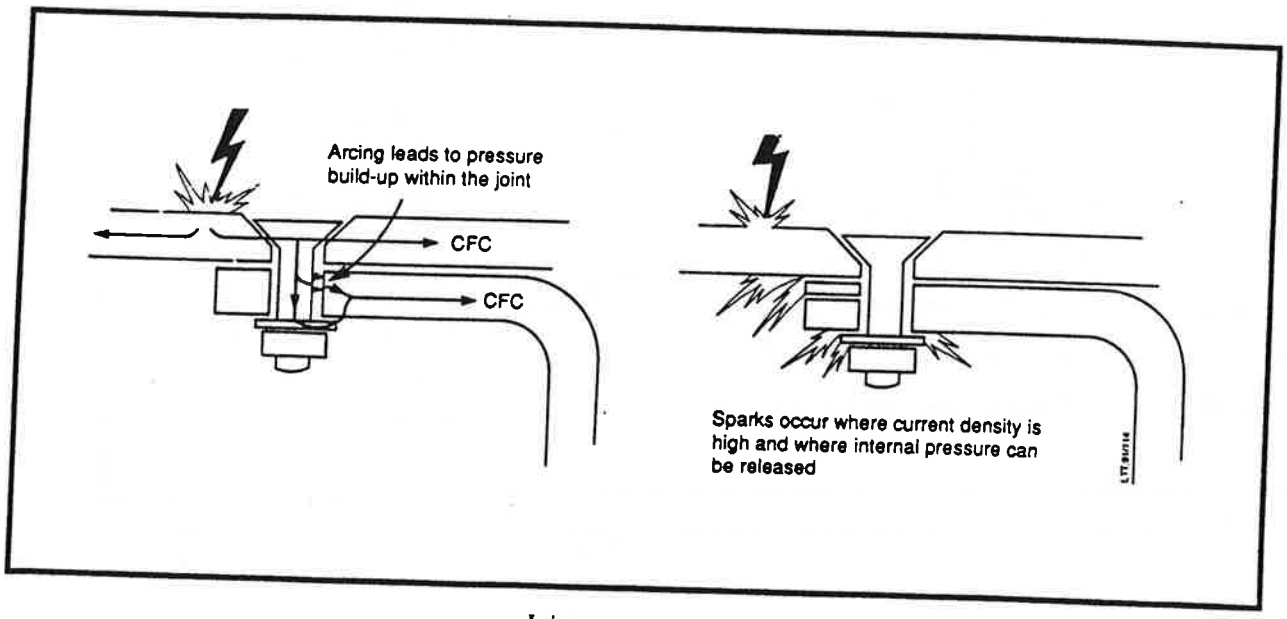
TANKLOKK FOR FYLLING AV DRIVSTOFF.
HENSYNET TIL TETNING VED BRUK AV IKKE- LEDENDE PAKNINGER/TETNINGER GJØR AT DET LETT OPPSTÅR SPALTER DER GNISTRING KAN OPPSTÅ. ENESTE MULIGE STRØMVEI BLIR VIA NAGLER ETC. OG ER IKKE DISSE 100% FAST VIL GNISTRING KUNNE OPPSTÅ OGSÅ HER P.G.A. SKINNEFFEKT.
Se figur.



(a) Sources of ignition at an unprotected filler cap; (b) Lightning protected filler cap

OVERGANG , METALL - TIL - CARBONFIBER.

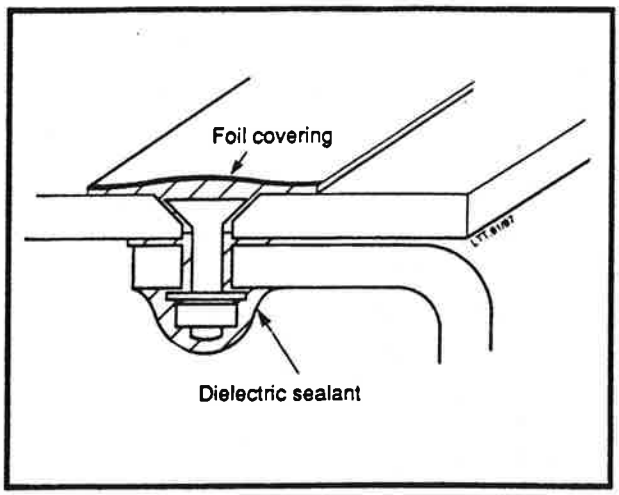
DISSE SKJØTENE ER SVÆRT UTSATT FOR GNISTRING.
FOR DET FØRSTE HAR CFC. EN MYE HØYERE OHMSK MOTSTAND I FORHOLD TIL METALL MÅLT I LENGDERETNINGEN PÅ KOMPONENTEN.
MÅLT GJENNOM MATERIALET ER MOTSTANDEN OGSÅ MYE HØYERE OG VARIABEL. (AVHENGIG AV ANTALL LAG , FIBERRETNING ETC .)
OPPVARMING P. G. A. OHMSK MOTSTAND BLIR DERFOR MYE HØYERE , OG NÅR VI VET AT CFC. KOMPOSITT ØDELEGGES VED CA. 150 ° C , SIER DET SEG SELV AT MATERIALET IKKE TOLERERER STOR STRØMTETTHET.
EN YTTERLIGERE KOMPLISERENDE FAKTOR ER AT " SKINNEFFEKTEN " SOM OPPSTÅR I METALL NESTEN IKKE ER TILSTEDE I CFC.
STRØMMEN VIL DERFOR SVÆRT HURTIG GÅ " DYPT " I MATERIALET OG EVENTUELT IGJENNOM TIL UNDERLIGGENDE STRUKTUR.
NAGLER , BOLTER , GJENNOMFØRINGER ETC . AV METALL VIL DERFOR UTGJØRE EN MER " ATTRAKTIV " STRØMVEI . DETTE VIL FORÅRSAKE EN KONSENTRASJON AV STRØM MED GNISTRING SOM RESULTAT.
PÅ GRUNN AV DETTE VIL TEMPERATUREN I OVERGANGEN STIGE , ENDEL AV LIMET GÅR OPP I DAMP OG RESULTATET ER EN " UTBLÅSNING " SOM INNEHOLDER GLØDENDE ELLER SVÆRT VARME PARTIKLER.
DET SIER SEG SELV AT I EN DRIVSTOFFTANK KAN RESULTATET VÆRE KATASTROFALT !



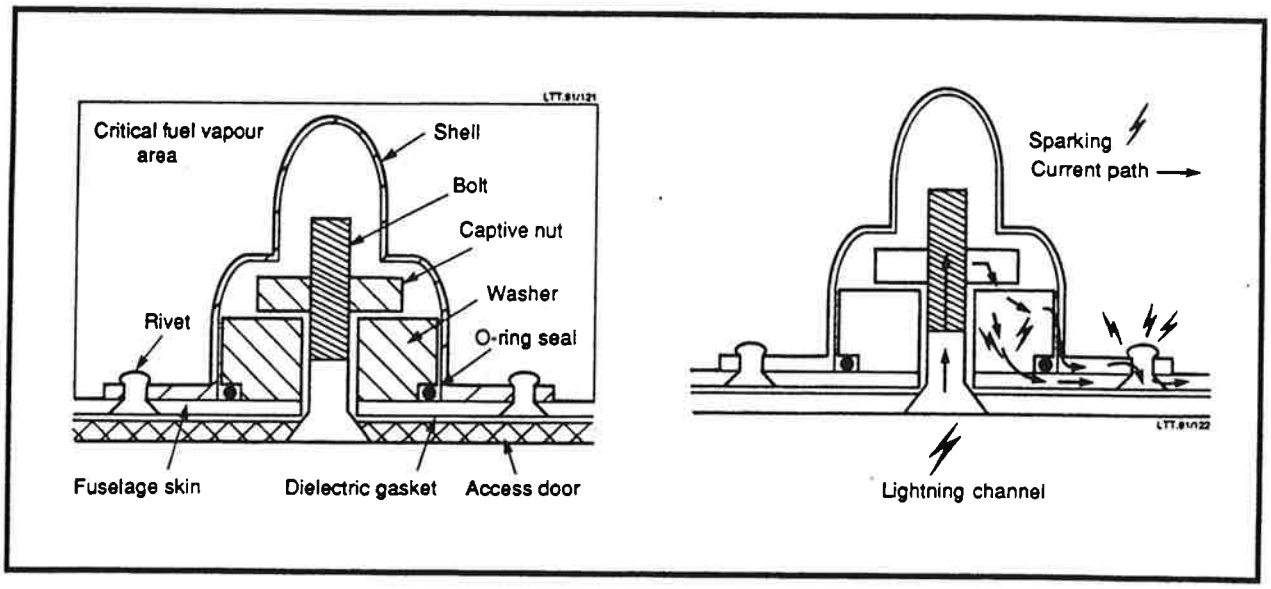
Joints to composite materials

OVERGANGEN MÅ DERFOR LAGES SLIK AT STRØMTETTHETEN VED HVERT FESTEPUNKT ER SÅ LITEN AT GNISTRING IKKE OPPSTÅR ,OG AT EN EVENTUELL UTBLÅSNING " FANGES " OG IKKE SLIPPES INN I F . EKS. TANKEN.
DET FØRSTE MÅLET KAN NÅS VED Å DEKKE HODENE PÅ BOLTENE MED EN REMSE AV FOLIE SLIK AT STRØMMEN FORDELES.
PROBLEMET MED UTBLÅSNING KAN LØSES MED Å BRUKE ET DIELEKTRISK

FYLLMATERIALE RUNDT DE FORSKJELLIGE FESTEPUNKTENE.
METODEN ER DESSVERRE IKKE 100% PÅLITELIG , OG MYE FORSKNING GJENSTÅR FØR DETTE ER LØST FULLT UT.



A protective joint design

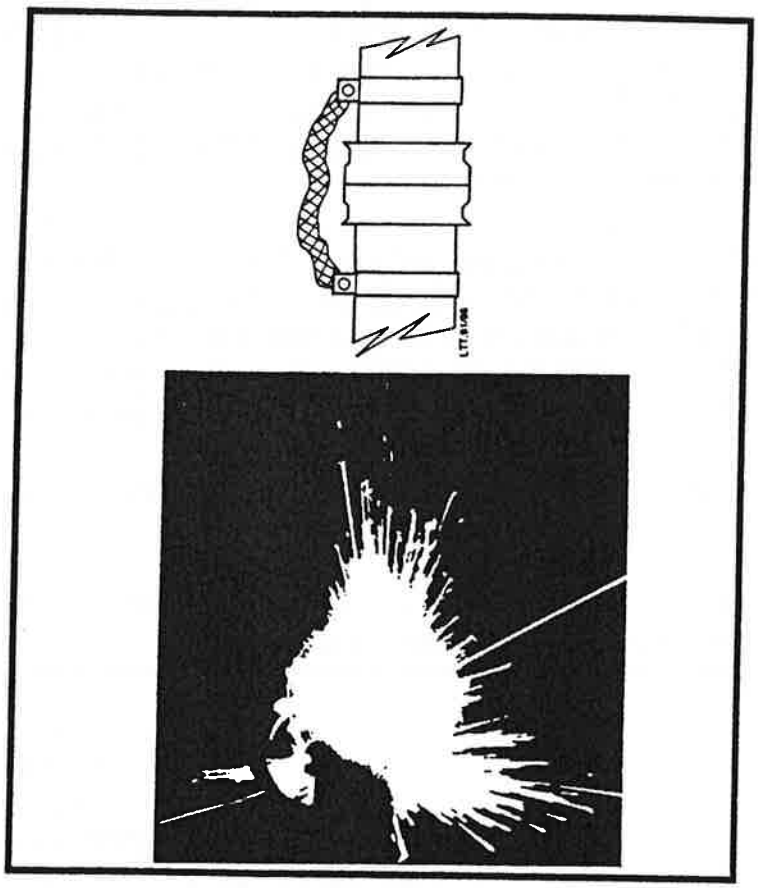


(a) Cross-section and (b) current path and sparking in typical fastener during lightning discharge (24)

FUEL - RØR.
DERSOM DET ER MULIGHET FOR AT ET FUEL-RØR KAN BLI STRØMFØRENDE UNDER ET LYNNEDSLAG, MÅ EN VÆRE SIKKER PÅ AT ALLE SKJØTER DER GNISTRING KAN OPPSTÅ ER ORDENTLIG FORBUNDET.
PROBLEMET ER MEST AKUTT MED TANKER LAGET AV CFC. ELLER ET ANNET IKKE- METALLISK MATERIALE.
DETTE P. G. A. DÅRLIG ELEKTROMAGNETISK SKJERMING , SLIK AT EN BETYDELIG DEL AV STRØMMEN I NEDSLAGET KAN GÅ OVER I STRUKTUREN.
I VERSTE FALL INNEBÆRER DETTE AT STRØMMER PÅ FLERE HUNDRE AMP.

MÅ LEDES UTENOM/ GJENNOM FUEL - RØRENE UTEN GNISTRING.
EN SKAL VÆRE KLAR OVER AT SELV MED DE MODERATE STRØMMENE SOM OPPSTÅR I ET FLY AV METALL , KAN GNISTRING I FLEKSIBLE KOBLINGER FOREKOMME P. G . A. DÅRLIG ELEKTRISK FORBINDELSE.
MERK : EN MÅ IKKE STOLE ENSIDIG PÅ AT" BONDING BRAIDS " KLARER Å LEDE VEKK STRØMSJOKKET ET LYNNEDSLAG REPRESENTERER .DETTE ER PÅ GRUNN AV AT EN FORHOLDSVIS LANG LEDER REPRESENTERER EN INDUKTIV MOTSTAND , OG DET ER FULLT MULIG AT SPENNING BYGGES OPP OVER KOBLINGEN MED GNISTRING SOM RESULTAT. DETTE VIL SÆRLIG VÆRE TILFELLE DERSOM KOBLINGEN ER SLITT.

DERSOM SEGMENTENE IKKE ER SAMMENKOBLET ELEKTRISK , MÅ DE ISOLERENDE STYKKENE VÆRE SÅ LANGE AT OVERSLAG P. G. A. SPENNINGSOPPBYGGING UTELUKKES.



Bonding straps across fuel-pipe segments do not necessarily prevent sparking.

WIRING.
DET ER NØDVENDIG Å HA NOEN ELEKTRISKE LEDNINGER INNE I EN DRIVSTOFFTANK. (FUEL QTY. PROBES , ACTUATORS , PUMPS ETC.) UNDER ET LYNNEDSLAG VIL DEN ELEKTROMAGNETISKE PÅVIRKNINGEN VÆRE AVHENGIG AV LENGDEN PÅ KABLENE OG GRADEN AV SKJERMING. (ENTEN I FORM AV EGEN SKJERM PÅ KABELEN ELLER VED VALG AV

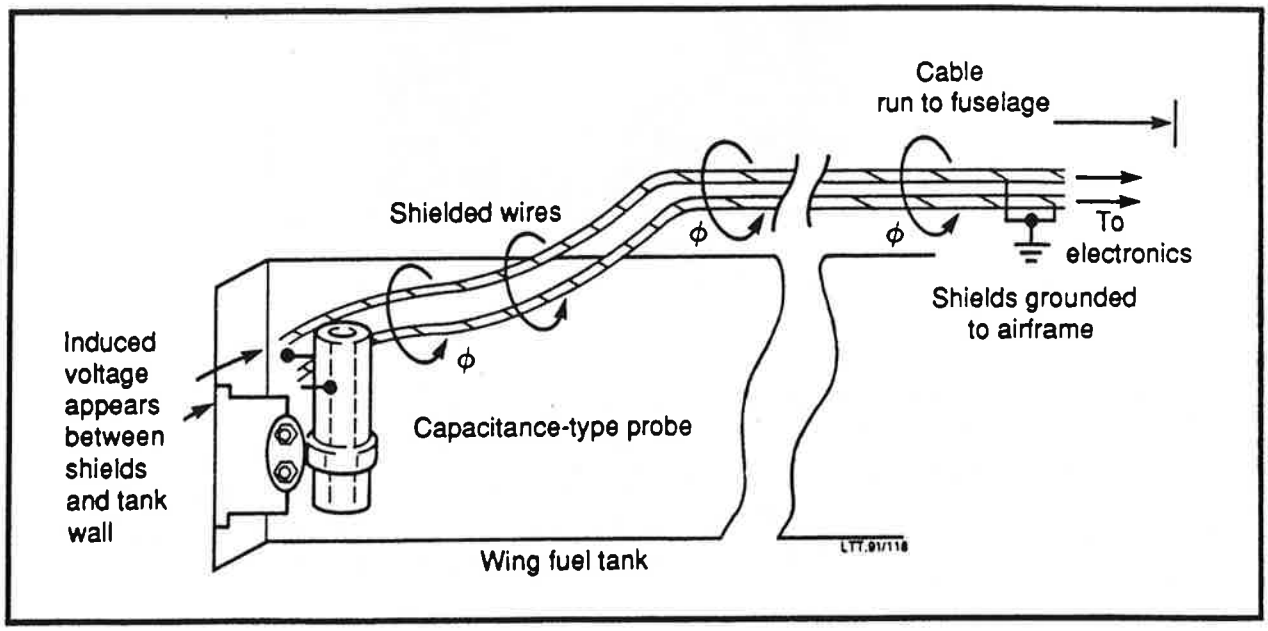
TRASE´ , NÆR ELLER INNE I OMRÅDER LAGET AV METALL.)
NÅR DET GJELDER FUEL QUANTITY-PROBENE , VIL KABLENE TIL DISSE OFTE VÆRE SKJERMET MOT ELEKTROSTATISKE SPENNINGER . DENNE SKJERMEN ER KUN FORBUNDET TIL SKROG ("JORD") INNE I FLYKROPPEN. DERSOM DETTE ER DEN ENESTE SKJERMEN , VIL HELE SPENNINGEN SOM OPPSTÅR VED LYNNEDSLAG LIGGE MELLOM VINGESTRUKTUR OG DEN "ÅPNE " ENDEN AV SKJERMEN/DE SIGNALFØRENDE KABLENE. DETTE ER NORMALT IKKE NOE PROBLEM SIDEN DE FORVENTEDE INDUSERTE SPENNINGENE I EN VING LAGET AV ALUMINIUM BARE ER NOEN FÅ VOLT.
OVERSLAGSSPENNINGEN PÅ KOMPONENTER BEREGNET FOR MONTERING I DRIVSTOFFTANKER ER FLERE KILOVOLT.
VÆR IMIDLERTID KLAR OVER FØLGENDE:

1. SKJERM SOM ER JORDET KUN I ENE ENDEN ER OK. SÅ LENGE KABELEN ER SLIK PLASSERT AT DEN ER GODT BESKYTTET MOT LYNNEDSLAG.

2. DERSOM KABELEN PASSERER GJENNOM MER UTSATTE OMRÅDER SLIK SOM F. EKS. MELLOM BAKKANT AV VINGEBOKS OG FLAP , VIL KANSKJE FLERE HUNDRE VOLT PR. METER BLI INDUSERT VED NEDSLAG.
FOR Å HINDRE DETTE MÅ EN EKSTRA SKJERM LEGGES UTENPÅ.
DENNE MÅ JORDES I BEGGE ENDER !

3. DERSOM VINGEN I HOVEDSAK ER LAGET AV CFC. ELLER ET ANNET MATERIALE MED HØY MOTSTAND , **MÅ** KABELEN BESKYTTES MED EN EKSTRA SKJERM SOM ER JORDET I BEGGE ENDER . DETTE GJELDER SELV OM KABELEN TILSYNELATENDE ER GODT BESKYTTET UT FRA TRASE´.
DENNE SKJERMEN MÅ TA OPP EN STOR DEL AV STRØMMEN FRA NEDSLAGET SIDEN LYNET TRENGER GJENNOM CFC.
BONDINGS OG PLUGGER MÅ VÆRE DIMENSJONERT FOR Å TÅLE SJOKKSTRØMMER PÅ FLERE TUSEN AMPERE.

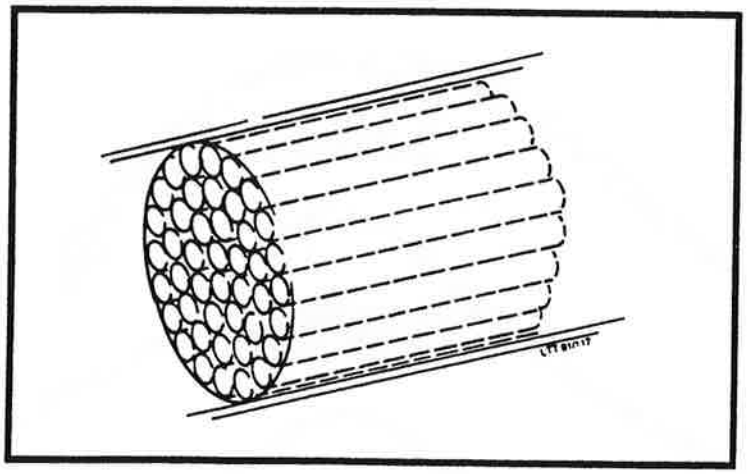
4. KOPONENTENE MÅ VÆRE SLIK MONTERT AT OVERSLAGSFASTHETEN I FORHOLD TIL STRUKTUR ER PÅ FLERE KILOVOLT.



Fuel probe wiring (3)

VENTILASJON AV DRIVSTOFFTANK.

DRIVSTOFFTANKENE ER VENTILERT TIL ATMOSFÆREN , OG DE " PUSTER " PÅ GRUNN AV TRYKKFORANDRINGENE ETTERSOM FLYET ENDRER HØYDE.
I TILLEGG VIL TURBULENS/MANØVRERING FÅ DRIVSTOFF TIL Å SKVALPE UT I VENTILASJONSSYSTEMET.
PÅ GRUNN AV DETTE VIL DET VÆRE EN BRENNBAR BLANDING AV LUFT OG DRIVSTOFF VED VENTILASJONSÅPNINGENE.
DETTE VIL KUNNE ANTENNES DERSOM GNISTA " HENGER SEG PÅ " I DETTE OMRÅDET ELLER DERSOM "STREAMERS" OPPSTÅR.
EN FLAMMEFRONT SOM BEVEGER SEG MED FRA 5 TIL 100 M/SEK VIL DERFOR KUNNE BRE SEG TILBAKE TIL TANK MED KATASTROFALT RESULTAT.
PÅ GRUNN AV DETTE OG FOR Å MINSKE BRANNFAREN I TILFELLE EN ULYKKE ER OFTE MONTERT FLAMMESTOPPERE I VENTILASJONSSYSTEMET.
DISSE FUNGERER SLIK AT DE "STJELER VARMEN " FRA FLAMMEFRONTEN NÅR DEN TVINGES TIL Å PASSERE TRANGE KANALER.
IMIDLERTID VISER DET SEG AT SJOKKBØLGEN FRA LYNET KAN FÅ FLAMMEFRONTEN TIL Å PASSERE FLAMMESTOPPEREN SÅ HURTIG AT DEN IKKE REKKER Å FUNGERE.
DERFOR ER PLASSERINGEN AV VENTILASJONSRØR OG EVENTUELL FLAMMESTOPPER SVÆRT VIKTIG. **SE SONER !**
DET SAMME GJELDER RØR FOR Å" DUMPE" DRIVSTOFF.
ALLE RØR SOM KAN INNEHOLDE DRIVSTOFFGASS MÅ HA EN GOD " BONDING " TIL VING/HUD PÅ TANK SLIK AT GNISTRING IKKE OPPSTÅR.



Honeycomb type of flame arrestor (28)

MEKANISKE KREFTER.

1. IMPULSIVE KREFTER.

2. MAGNETISKE KREFTER.

3. SJOKKBØLGER

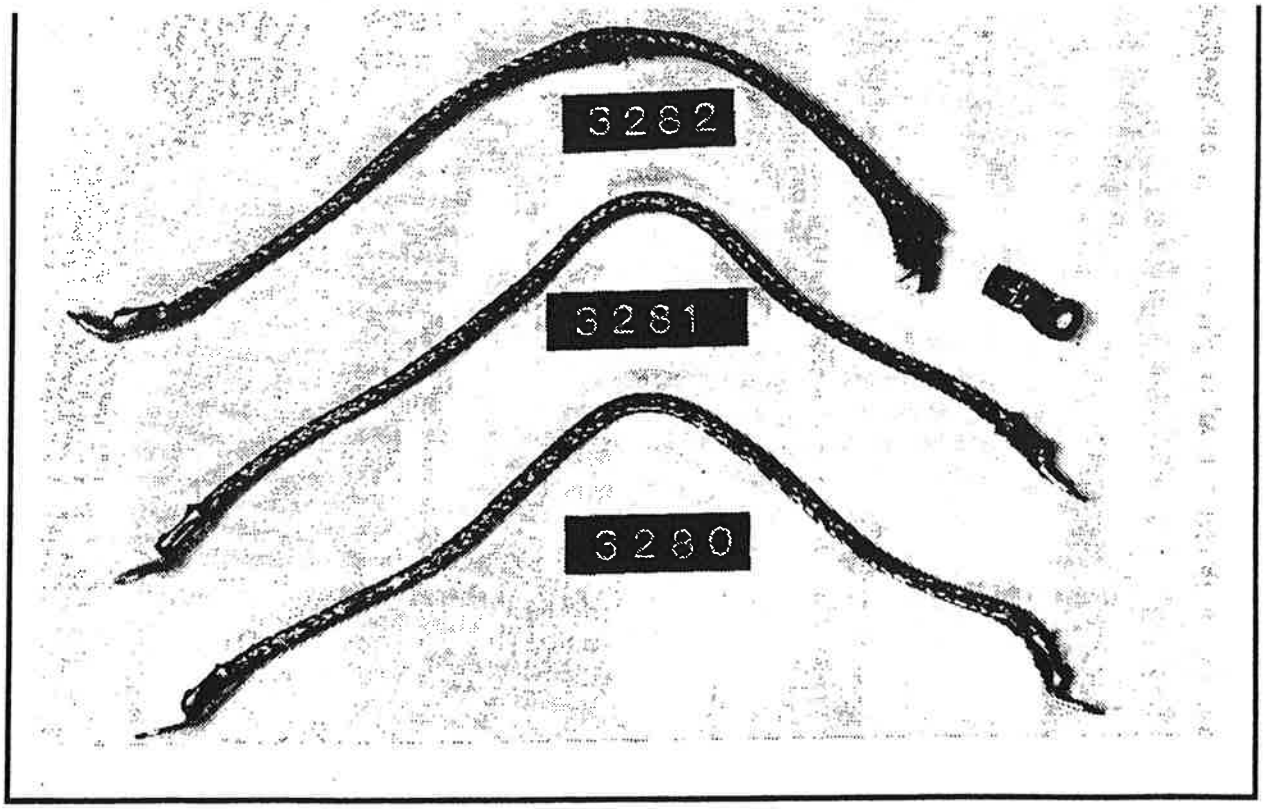
1. PÅ GRUNN AV AT LYNSTRØMMEN VARIERER SÅ ENORMT HURTIG I STØRRELSE , VIL DEN OGSÅ FORTONE SEG SOM ET MEKANISK " SLAG". DETTE VIL SETTE LEDERE/ STRUKTUR I SVINGNINGER. HVOR STORE UTSLAG OG STRESS DETTE VIL GI VIL AVHENGER AV MANGE FAKTORER SLIK SOM ENERGIEN I" SLAGET" , VARIGHET OG HVORDAN NATURLIG SVINGEFREKVENS " STEMMER MED IMPULSEN".

2. KREFTER SOM HAR UTSPRING I MAGNETISME KAN GROVT DELES I TO GRUPPER:

2A. "TRYKK" FRA MAGNETISKE FELTLINJER RUNDT EN LEDER.

DENNE KRAFTEN VIL KUNNE KOMME OPP I EN STØRRELSESORDEN AV BETYDNING VED EN STRØMTETTHET PÅ FLERE KILOAMPERE PR. MM. KRAFTEN ER PROPORSJONAL MED KVADRATET AV STRØMMEN OG OMVENDT PROPORSJONAL MED KVADRATET AV DIAMETEREN PÅ LEDEREN. FLEKSIBLE BONDING-KABLER ER SPESIELT UTSATT , OG RESULTATET KAN VÆRE AT LEDEREN GÅR OVER FRA Å VÆRE FLEKSIBEL TIL STIV. DETTE VIL MEDFØRE ØYEBLIKKELIG BRUDD ELLER ET SENERE BRUDD PÅ GRUNN AV MATERIALTRETTHET. DETTE OPPSTÅR LETTEST DER KABELSKO ER KRYMPET PÅ.

Se figur.



Tests to bonding braids 100-150kA

2B. TILTREKNING , FRASTØTNING ELLER UTRETTING.

DERSOM STRØMMEN I NEDSLAGET FORDELES MELLOM TO PARALLELLE LEDERE, VIL DET OPPSTÅ BETYDELIGE MEKANISKE KREFTER MELLOM DEM P. G. A. DE MAGNETISKE FELTLINJENE.
VED LIK STRØMRETNING VIL KREFTENE PRØVE Å TVINGE LEDERENE SAMMEN.
EFFEKTEN ER SÆRLIG MERKBAR DER LEDERENE HAR BEGRENSET DIAMETER.
EN RADOME MED ET PITOTRØR KAN BENYTTES SOM ET TYPISK EKSEMPEL : RADOMEN ER BESKYTTET AV LIGHTNING DIVERTER STRIPS. KABLENE SOM FØRER STRØM FRAM TIL PITOT HEATER ER LAGT I EN CONDUIT AV METALL. DERSOM DIVERTER STRIP ER 10 MM. BRED OG LIGGER 30 MM. FRA CONDUIT , VIL RADOMEN BLI UTSATT FOR CA. 6,5 TONN PR. METER LANGS HELE DIVERTER STRIP VED ET NEDSLAG PÅ 200 000 AMP.

DERSOM EN LEDER AVVIKER FRA EN RETT LINJE , VIL STRØMMEN I NEDSLAGET BLI TVUNGET TIL Å SKIFTE RETNING . DET VIL OPPSTÅ EN FORTETNING AV MAGNETFELTET I DEN INDRE DELEN AV BØYEN , NOE SOM VIL MEDFØRE FORSØK PÅ UTRETNING . LEDEREN VIL DERMED BLI UTSATT FOR ET BETYDELIG MEKANISK STRESS.

SJOKKBØLGE.

LYNKANALEN VIL OMGI SEG MED EN KRAFTIG SJOKKBØLGE.
FORELØPIG ER DET IKKE TILGJENGELIG SÅ MYE NØYAKTIGE DATA OM DETTE , MEN ENDEL MÅLINGER INDIKERER OVERTRYKK MED EN STØRRELSESORDEN PÅ CA. 100 ATMOSFÆRER 1 CM. UNNA.
STYRKEN PÅ SJOKKBØLGEN AVTAR MED KVADRATET AV AVSTANDEN.
DET ER KJENT AT SJOKKBØLGEN HAR FORÅRSAKET " FLAMEOUT " PÅ JETMOTORER.
DENNE FAREN ER STØRST DERSOM MOTORENE ER MONTERT I ET OMRÅDE DER " SWEPT STROKE " ER SANNSYNLIG , F. EKS. PÅ SIDEN AV SKROGET.

RADOME , ANTENNER OG WINDSHIELD.

RADOME.

RADOMEN REPRESENTERER ET SPESIELT PROBLEM BÅDE PÅ GRUNN AV FUNKSJON OG PLASSERING.
FUNKSJONEN TILSIER AT DEN MÅ VÆRE "GJENNOMSIKTIG" FOR HØYFREKVENT ELEKTROMAGNETISK UTSTRÅLING SAMTIDIG SOM DEN SKAL HA DEN NØDVENDIGE STYRKE FOR Å SKJERME BL. A. RADARANTENNA MOT UTVENDIGE PÅVIRKNINGER KOMBINERT MED EN AERODYNAMISK AKSEPTABEL FORM.

PLASSERINGEN ER DEFINITIVT I SONE 1.

BESKYTTELSEN ER SOM REGEL I FORM AV "LIGHTNING DIVERTER STRIPS" D. V. S. TYNNE PLATER AV ALUMINIUM LAGT ,SOM REGEL, UTENPÅ RADOMEN.
DISSE MÅ LAGES SÅ SMALE SOM MULIG FOR Å UNNGÅ Å "SKYGGE" FOR RADARANTENNA. TVERRSNITTET MÅ IMIDLERTID VÆRE STORT NOK TIL AT HELE STRØMMEN I LYNET MÅ KUNNE LEDES IGJENNOM UTEN AT TEMPERATUREN ØKER MED MER ENN 200°C. (TYPISK 14 MM^2) FORDELEN MED DIVERTERS AV HELT METALL ER AT DE **SANNSYNLIGVIS** TÅLER FLERE NEDSLAG , OG AT DE KAN OVERFLATEBEHANDLES.
ULEMPEN ER AT DE GIR RELATIVT MYE DRAG.
DET ER VIKTIG AT DIVERTER STRIPS HAR EN JEVN OVERFLATE .
HAKK , HULL OG UJAMNHETER VIL FORÅRSAKE KRAFTIG STRESS VED NEDSLAG.

ANDRE TYPER DIVERTERE FINNES OGSÅ , MEN EFFEKTIVITETEN AV DISSE ER OMDISKUTERT.
FELLES FOR ALLE DIVERTERE LAGET AV FOLIE ELLER TYNNE KABLER ER AT **DE IKKE MÅ MALES.**
DERSOM DE ER MALT, VIL DE SPJÆRE RADOMEN LIKE EFFEKTIVT SOM MED EN KNIV VED NEDSLAG P. G. A. EN EKSPLOSIV FORDAMPNING AV MATERIALET/OVERFLATEBEHANDLINGEN.

LIGHTNING DIVERTERE KAN OGSÅ RIVES LØS/DEFORMERES PÅ GRUNN AV MAGNETFELTET DERSOM LYNET BLIR LIGGENDE LANGS RADOMEN VED ET "SWEPT STROKE".

RADOMEN I SEG SELV GIR INGEN BESKYTTELSE FOR DE KOMPONENTENE SOM BEFINNER SEG PÅ INNSIDEN MOT DE KRAFTIGE MAGNETFELTENE SOM OPPSTÅR VED ET NEDSLAG. DETTE KAN RESULTERE I 2 TYPER SKADER :

1. DEFORMERING.
2. SKADER PÅ GRUNN AV INDUSERT HØYSPENNING I UBESKYTTEDE KABLER.

GJENNOMSLAG ELLER PUNKTERING ER EN ANNEN FARE.

DET ER FLERE FAKTORER SOM AVGJØR OM GJENNOMSLAG ELLER OVERSLAG PÅ UTSIDEN AV RADOMEN SKAL OPPSTÅ.
VED GJENNOMSLAG VIL OFTE DE KOMPONENTENE SOM ER NÆRMEST GJENNOMSSLAGSSTEDET BLI TRUFFET.
ET GJENNOMSLAG VIL MEDFØRE STORE SKADER PÅ RADOMEN.
PLASSERING , LENGDE OG ANTALL DIVERTER STRIPS VIL STORT SETT DIKTERE OM GJENNOMSLAG ER SANNSYNLIG.

INNVENDIG GNISTRING ER NOK ET FAREMOMENT.

DERSOM DETTE ER KRAFTIG NOK , KAN DET RESULTERE I AT TYNNE LEDERE GÅR OPP I DAMP , ELLER AT LUFTEN INNE I RADOMEN VARMES BRÅTT OPP MED TRYKKOPPBYGGING OG SPRENGNING AV RADOMEN SOM RESULTAT.
EN RADOME MED PITOTRØR ER SPESIELT UTSATT FOR DETTE.

EN SKAL OGSÅ VÆRE OPPMERKSOM PÅ AT FUKTIGHET SOM ER INNESTENGT I EN RADOME, SÆRLIG AV HONEYCOMB - KONSTRUKSJON , VIL OPPTRE SOM EN SLAGS " LEDER " OG DERFOR OMDANNES TIL DAMP MED SPRENGING/ DELAMINERING SOM RESULTAT
DET ER DERFOR VIKTIG AT **BÅDE** UTSIDE OG INNSIDE INSPISERES NØYE.

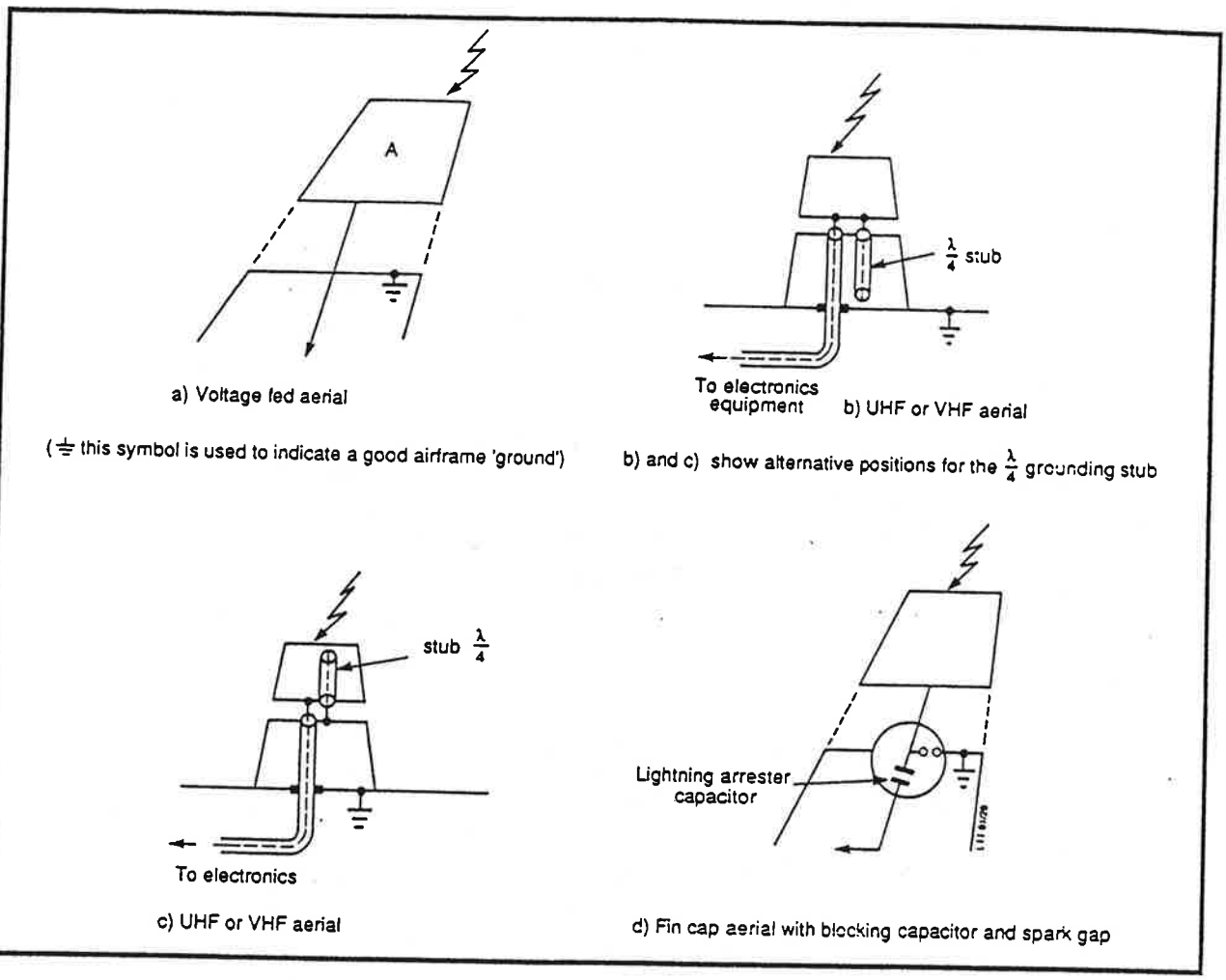
ANTENNER.

ANTENNER VIL EN FINNE I NÆR SAGT ALLE SONER.
DE VIL DERFOR VÆRE UTSATT BÅDE FOR DIREKTE OG INDIREKTE EFFEKTER AV LYNNEDSLAG.
NÅR DET GJELDER **DIREKTE EFFEKT** , VIL DETTE VÆRE SKADER SOM OPPSTÅR P. G. A. OPPVARMING , AT TYNNE INNVENDIGE LEDERE GÅR OPP I DAMP OG AV KRAFTIGE MAGNETFELT.

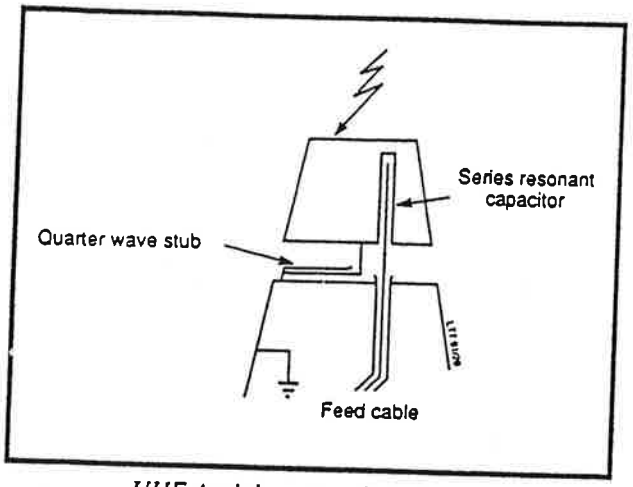
INDIREKTE EFFEKTER ER AT SPENNINGSTRANSIENTER ELLER DELER AV LYNSTRØMMEN BLIR LEDET VIA ANTENNEKABELEN OG INN I ELEKTRONIKKEN.
HER ER DET VIKTIG AT DESIGN AV INSTALLASJONEN ER SLIK AT DET ER PARALLELLE STRØMVEIER TIL STRUKTUREN SLIK AT DENNE DELEN AV LYNSTRØMMEN HOLDES SÅ LITEN SOM MULIG.
SPENNINGSTRANSIENTER KAN SKYLDES DIREKTE TREFF I ANTENNA , MEN KAN OGSÅ SKYLDES NEDSLAG I ANDRE DELER AV FLYET.
PÅ GRUNN AV AT LYNSTRØMMEN ER PULSFORMET, ER DET STOR SANNSYNLIGHET FOR AT "KOBLING " TIL SELVE ANTENNA ELLER ANTENNEKABELEN KAN SKJE BÅDE OHMSK OG INDUKTIVT NÅR LYNSTRØMMEN PASSERER GJENNOM SKROGET.

BESKYTTELSE AV ANTENNER / SENDERE / MOTTAKERE.

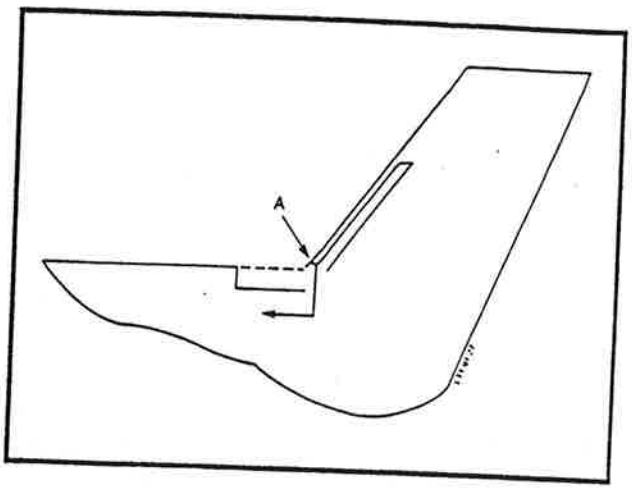
DE FØLGENDE FIGURER VISER PRINSIPPENE FOR Å GI EN AKSEPTABEL BEKYTTELSE.



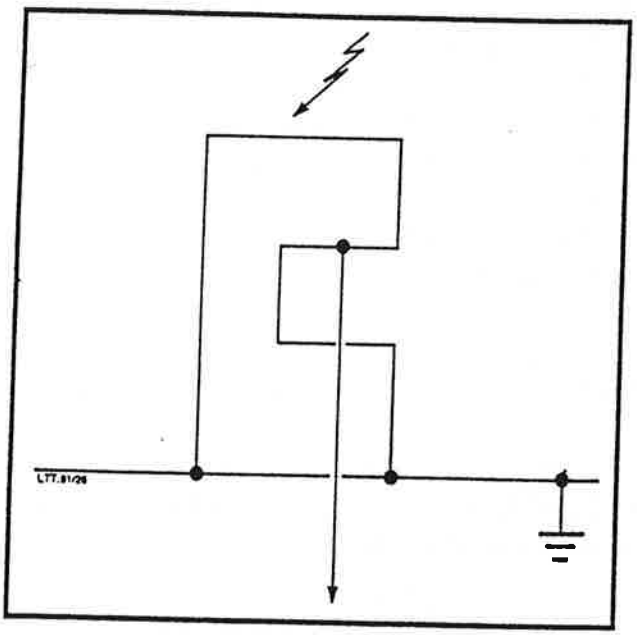
DET SOM PÅ FIGUREN ER KALT EN " STUB " , MÅ INNEHOLDE NOK METALL FOR Å HA EN SJANSE TIL Å " OVERLEVE " . FOR KOBBER BETYR DETTE ET MINIMUM TVERRSNITT PÅ 10 KVADRATMM.



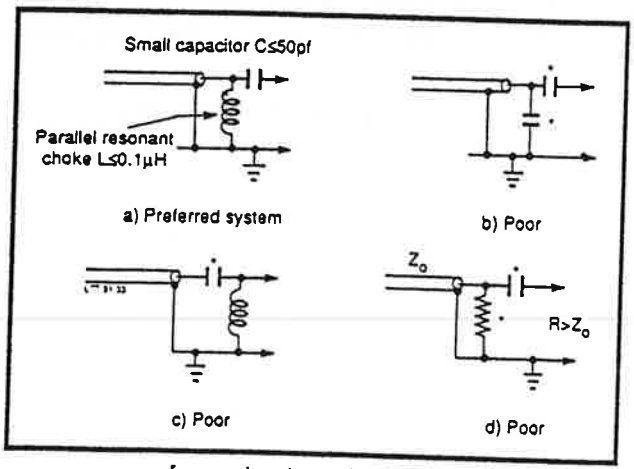
UHF Aerial protected by quarter wave stub and series resonant capacitor.



HF notch aerial



Shunt fed VHF and UHF aerials



*Input circuit configuration. Damage is likely to components marked **

WINDSHIELDS.

STATISK SPENNING SOM BLIR AKKUMULERT PÅ EN UBESKYTTET WINDSHIELD , VIL LADE SEG UT ENTEN SOM **OVERSLAG** TIL OMLIGGENDE STRUKTUR , ELLER SOM **GJENNOMSLAG** GJENNOM YTRE GLASSLAMINAT OG INN TIL HEATERELEMENT.

DETTE KAN RESULTERE I SPREKKDANNELSER I GLASSET ELLER ØDELEGGELSE AV HEATERELEMENT.

EN KAN TENKE SEG LADNINGENE PÅ YTTERSIDEN AV WINDSHIELD SOM EN SERIE MED KONDENSATORER DER SPENNINGEN KAN FJERNES VED OVERSLAG TIL OMLIGGENDE STRUKTUR.

EN KAN OGSÅ TENKE SEG EN ANNEN KONDENSATOR DER LADNINGEN PÅ YTTERSIDEN AV WINDSHIELD ER DEN ENE PLATA OG HEATERELEMENTET ER DEN ANDRE.

DET VIL DERFOR DANNES STRØMMER I HEATERELEMENTET SOM ER ET " SPEILBILDE " AV DET SOM FOREGÅR PÅ OVERFLATA.
DET ER DERFOR STOR SANNSYNLIGHET FOR AT SPENNINGSTRANSIENTER MED SVÆRT HØYE SPENNINGER PÅ DENNE MÅTEN BLIR OVERFØRT TIL DET ELEKTRISKE ANLEGGET I FLYET OG DER FORÅRSAKER PROBLEMER.
DET VIL DERFOR VÆRE MONTERT EN ELLER ANNEN FORM FOR OVERSPENNING - BESKYTTELSE FOR Å HINDRE DETTE.
HVOR ALVORLIG PROBLEMET ER , VIL AVHENGE AV BL. A. HVOR STOR WINDSHIELD ER.

DET ER SVÆRT VANSKELIG Å HINDRE AT WINDSHIELD BLIR STATISK OPPLADET.
EN MULIG LØSNING ER LEDENDE BELEGG PÅ UTSIDEN , MEN DETTE MÅ VÆRE GJENNOMSIKTIG, DET MÅ TÅLE EROSJON P . G . A PARTIKLER I LUFTA , SLITASJE AV VINDUSVISKERE , IKKE KORRODERE O . S. V.

Å BESKYTTE WINDSHIELD FULLT UT MOT LYNNEDSLAG ER NESTEN UMULIG.

INSPECTION AFTER LIGHTNING STRIKE

1. General

Lightning strikes to aircraft typically occur once per year per aircraft. The DHC–8 incorporates numerous features designed to minimize lightning strike damage but localized damage cannot be eliminated.

A. What Parts of the Aircraft Get Hit?

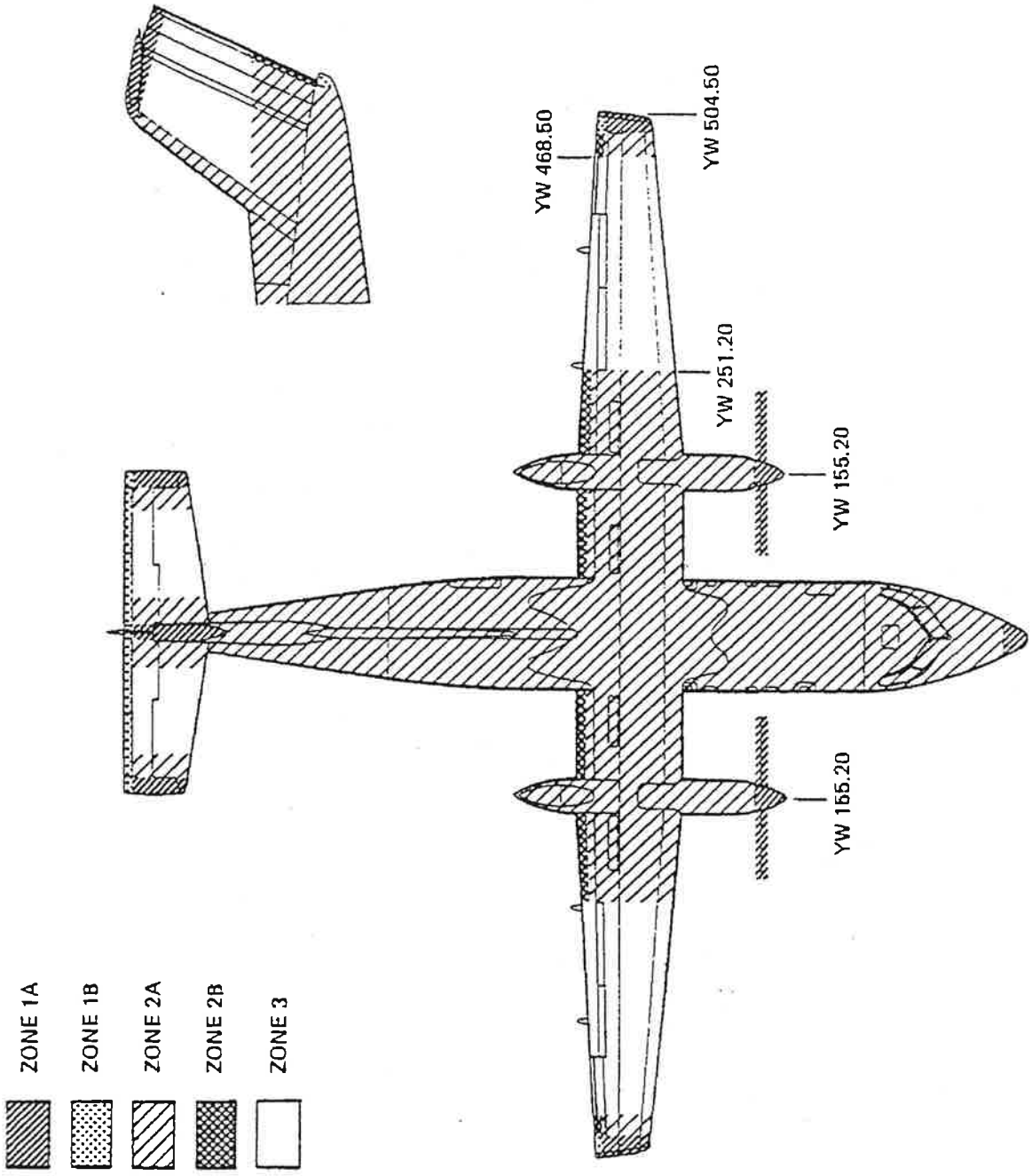
The aircraft forms a small segment of the total lightning channel existing between two charge centers. As a result there will always be a point of entry and a point of exit for the lightning discharge.

Initially these points exist at the extremities of the aircraft such as the nose, wing tips, tail cone, horizontal and vertical stabilizer tips, elevator trailing edge, propeller blade tips and less frequently other protrusions such as the engine nacelle extremities and blade/wire antennas. The landing gear should also be considered as a point of initial attachment although the probability is much lower for retractable gears. These points of initial attachment (entry or exit) are defined as Zone 1 on Figure 1.

The lightning channel is somewhat stationary in space while the aircraft may be moving at a considerable speed. Since the lightning discharge may exist for several hundred milliseconds, the aircraft may travel a considerable distance relative to the lightning channel. As a result the lightning channel appears to sweep back over the surface of the aircraft from its initial attachment point. The sweeping action implies a series of discrete attachment points along the sweeping path. The sweeping path is usually directly behind (parallel to the flight line) the initial attachment point. This "swept stroke zone" is defined as Zone 2 on Figure 1.

Zone 3 includes all the vehicle areas other than those defined by Zones 1 and 2. This zone is not usually involved in any direct lightning arc attachment. However Zone 3 may conduct substantial current between the entry and exit points.

The following example illustrates some of the concepts described above and clarifies the "A" vs. "B" terminology used for Zones 1 and 2 (Figure 1).



PROBABLE LIGHTNING STRIKE DISTRIBUTION

FIGURE 1

Example

The lightning discharge enters the aircraft at the outboard left hand elevator trailing edge, and leaves the aircraft through one of the propeller blades (tip) located on the #2 power plant. Since the aircraft is moving relative to the lightning channel, the channel sweeps aft and reattaches to the lower wing box near the leading edge. The channel then sweeps chord wise along the lower wing skin reattaching at several discrete points. The sweeping action ceases at the flap trailing edge. A few milliseconds later, the energy in the cloud is exhausted and the stroke is terminated.

A few comments concerning the example

1. The elevator is defined as an initial point of attachment and therefore classified as Zone 1. (In this case the elevator is an entry point, although it is often difficult to distinguish between entry and exit points.) When an initial attachment point involves a trailing edge extremity, the attachment point does not change (i.e. the channel cannot jump into space and leave the aircraft). Hence the definition of Zone 1B.

   Zone 1B– An initial attachment point (entry or exit) with a high probability of flash hang–on, such as trailing edge.

2. The initial exit point for the discharge was through the propeller tip. However the propeller tip is considered a forward extremity and due to the aircraft motion, the channel swept back to the wing area. Hence the definition of Zone 1A.

   Zone 1A– Initial attachment point (entry or exit) with a low probability of flash hang–on such as a leading edge.

3. The fact that the example refers to a sweeping motion along the lower wing skin has no special significance other than to point out that lightning arc interaction may occur on upper and lower aircraft surfaces.

4. As pointed out earlier, the sweeping path along the lower wing skin is positioned directly aft from the initial attachment point. The rotating propeller may tend to confuse the issue, however it merely implies that we could establish the position of the propeller blade at the instant the channel jumped to the wing. More important, the rotation of the propeller implies that the swept stroke region (Zone 2) shown in Figure 1 covers a significant area of the wing surface (top and bottom).

That portion of the wing which exhibits discrete attachment points along the sweeping path is located in Zone 2A.

Zone 2A– A swept stroke zone with low probability of flash hang–on, such as wing midspan.

5. The flap trailing edge defines the point where the sweeping action ceases. The lightning channel remains attached to the flap trailing edge for the duration of the strike. Hence the definition of Zone 2B.

Zone 2B– A swept stroke zone with high probability of flash hang–on, such as a wing trailing edge.

2. Procedure After Lightning Strike

A. External Inspection

Lightning strike current amplitudes and stroke duration vary considerably. As a result the damage experienced by the aircraft may vary considerably. However currents up to 200,000 amperes may flow between the entry and exit points. These currents are usually confined to the aircraft skins.

1. The most noticeable damage is small pit marks and holes melted in the skin. At initial attachment points such as trailing edges (Zone 1B), holes of a few square inches may be burned in the aluminum. Momentary initial attachment points (Zone 1A) may experience similar damage on a smaller scale. Swept stroke zones where the lightning attaches momentarily (Zone 2A) are usually characterized by pit marks melted in the skin and may be about 1/8" in diameter. They may be accompanied by a slight discoloration of the paint. The pit marks usually form a line of successive discrete attachment points located aft of the initial attachment point. The distance between attachment points may vary from several inches to several feet.

Many of the DHC–8 fairings and secondary structural components are fabricated from composite materials. Lightning protection is incorporated on many of these components. Lightning damage to these structures may range from surface blistering of the paint to localized penetration of the laminate or sandwich panel.

1. Inspect composite structures for blistering of paint and damage where fitted to the airframe. If any damage is observed, check electrical continuity between the composite structures (Refer Chapter 51–10–13, Precipitation Static – Maintenance Practices).

2. Another effect is crimping or deformation of the skin due to the intense magnetic fields. This usually occurs at the initial attachment points where the current density is high.

3. If an exterior light shows damage from a lightning strike carry out the following:

   (a) Visually inspect the wiring in the vicinity of the circuit breaker. If the wiring shows signs of damage or overheating, visually inspect the wiring from the exterior light fixture to the circuit breaker.

   (b) If the wiring in the vicinity of the circuit breaker shows no evidence of physical damage or overheating, visually check the wiring from the exterior light fixture for a minimum distance of 10 feet or the first disconnect (if this distance is greater than 10 feet).

4. Check operation of position lights, landing lights and anti collision lights.

5. Check standby magnetic compass for accuracy.

6. Check flight control surfaces, hinges, bearings and bonding jumpers for evidence of damage. If damage is observed, check electrical continuity (Refer Chapter 51–10–13, Precipitation Static – Maintenance Practices).

7. Inspect all the static dischargers for damage.

8. Perform a resistance check of all the static dischargers as outlined in Chapter 23–60–00, Static Dischargers – Maintenance practices.

9. Inspect antenna blades for damage.

10. Check nose radome and diverter straps for damage. If damage is evident, check radome mounting flange weather radar dish, coaxial cables and wave guides.

11. Check windshields for delamination.

B. Internal Inspection

1. If the lightning strike has caused only loss of power from a generator, the equipment on the main distribution buses will be operative when power is supplied from the other generators. Examine the generator and generator control wiring for signs of physical damage or overheating.

2. Inspect generator control panel and control wiring for indications of damage.

3. If lightning strike has caused loss of power from a generator and additional damage to the distribution system, some equipment may be inoperative. Check bus tie breaker, bus wiring and circuit breakers.

4. Inspect radio and navigation systems, based on flight crew information regarding conditions after the lightning strike.

5. Carry out operational checks on all radio communication and navigation systems.

C. Power Plant

1. If an engine is involved in a lightning strike, carry out "UNSCHEDULED INSPECTION" in accordance with instructions in "PRATT and WHITNEY (ENGINE) MAINTENANCE MANUAL PART NO. 3034632".

2. If a propeller is involved in a lightning strike, carry out "INSPECTION AFTER LIGHTNING STRIKE" in accordance with instructions in "UNITED TECHNOLOGIES (HAMILTON STANDARD) MAINTENANCE MANUAL 14SF–7".

3. On completion of procedure steps (1) and (2) carry out functional check of engine and propeller systems as follows:

   (a) When lightning strike involves damage which requires engine or propeller removal carry out "POWER PLANT CHECKOUT FOLLOWING COMPONENT CHANGE" Chapter 71, with special attention paid to engine instrumentation.

   (b) When lightning strike involves no visible damage carry out "IN–SERVICE ENGINES–STARTING, CHECKOUT AND SHUTDOWN" CHAPTER 71", with special attention paid to engine instrumentation.

D. Lightning Strike Incident Reporting

To achieve a better understanding of the effects of a lightning strike on aircraft structures and systems, it is important that any lightning strike incidents are reported to DHC Customer Support and Engineering Departments. Please fill out a copy of the reporting form (see next page) and return to de Havilland Aircraft. Also include as much information as possible regarding the lightning strike incident including:

1. Entry point of the strike.
2. Exit point of the strike.
3. Any swept stroke or intermediate attachment point.
4. Description of any physical damage or electrical upset.
5. Pilot's Report.
6. Strip report of damaged equipment.
7. Photographs of damaged areas.

de Havilland Inc.
DASH 8 MAINTENANCE

LIGHTNING STRIKE INCIDENT REPORT

SEND TO: Bombardier Inc.
Bombardier Regional Aircraft Division
Garratt Boulevard
Downsview, Ontario, Canada.
M3K 1Y5

Attention: Customer Support Department

AIRCRAFT INFORMATION

Airline Name: _____

Aircraft Registration: _____

Aircraft Fleet No.: _____

Aircraft Serial No.: _____

REPORT PREPARED BY:

Name: _____

Title: _____

Phone Number: _____

GEOGRAPHICAL LOCATION AT TIME OF STRIKE

Parked _____

Taxi _____

Takeoff _____

Climb _____

Cruise _____

Descent _____

Approach _____

Final _____

Land _____

Aircraft Altitude: _____

Closest Airport: _____

WX: _____

Date: _____

Time: _____

Flight No.: _____

From: _____

To: _____

Additional information regarding attachment locations, physical damage, electrical upset, pilot's report, strip report (equipment) and photographs.

THIS PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK