

Hva gjør vi når compositflyet vårt har fått en skade ?

Som et ledd i vårt kontinuerlige arbeid med å videreskolere våre, piloter, instruktører og våre tekniske besiktingsmenn har TK nå utarbeidet dette dokumentet som en generell informasjon til alle. Mange av oss kan mye om dette emnet allerede, er så seriøse, at en gjerne kan si at en er fullt på høyde med det best. Det vi imidlertid trenger å gjøre er at en gjennom våre dokumenterte systemer og rutiner mer å synliggjøre dette ved kurs og seminarer etc. slik at samtlige av oss får et basis kunnskapsnivå. Dermed kan en bedre vurdere både synlige småskader og mer ”usynlige” skader og eventuelle reparasjoner av disse. Og tilfeller der du kan ha utsatt flyet ditt for uheldige belastninger som en med en slik basiskunnskap om compositkonstruksjoner vil oppfatte slik at en tilkaller fagekspertise for nærmere vurderinger og eventuelle reparasjoner.

Ja,

som så mye annet så ønsker vi å reparere alle skader på beste og billigste måte så snart som mulig.

Som så mye annet så ønsker mange av oss nevenytteige, ”kan alt”, personene selvfølgelig å gjøre reparasjonene selv. Da blir det både ”best”?, ”billigst”? og snarest mulig.

For å ta ovenstående resonnement og tankerekke et steg videre så kan nok dette være sant i mange tilfeller. Dette fordi mange av de tingene vi gir oss i kast med er ting vi har gjort mange mange ganger før. Det er videre og som oftest lett å se / kontrollere at det / den reparasjonen vi har gjort er tilfredsstillende. Men hva om det er aller første gang i livet du skal gjøre ett eller annet ? Ville du da som et slikt førstetilfelle eksperiment velge å reparere en skade på et compositfly ?

Som et eksempel:

Hvis det var første gang i livet du f.eks. skulle bore et hull i en aluminiumplate ville du bruke flyet ditt som prøveklut ? Neppe, det ville nesten garantert gå galt både en og flere ganger før du fikk hullet akkurat slik du skulle og der du skulle ha det. Nå er det slik at de fleste av oss har boret hull både her og der gjennom et langt liv så derfor virker det verken spesielt skremmende eller særlig komplisert og få gjort dette, materialene er også kjente osv. Og ikke minst, det er så veldig enkelt å kontrollere at det du har gjort er ok etter utført jobb.

Tenk deg nå at du står med en skade på et compositfly. Du står da veldig mye oftere i en situasjon som følger: Du har aldri før i livet jobbet med composit materialer og prosesser. Ville du bruke compositflyet ditt som prøveklut ? Neppe, det ville nesten garantert gå galt (både en og flere ganger). OBS. Nå blir det som med hullboringen: Du har bare en mulighet, det blir ikke noen flere ganger eller forsøk. Det du gjør blir vondtverre og den beskjedne skaden du hadde blir til en større skade / reparasjon. Her ligger også en annen vesentlig forskjell:

At du fikk hullet på rett plass er lett å kontrollere. En compositreparasjon som er feilaktig utført er det imidlertid vanskelig å kontrollere kvaliteten på uten at en må rive det i stykker igjen, og da har en som sagt gjerne laget seg en større skade. Derfor MÅ kvaliteten på compositreparasjoner være innebygget i, og grunnlagt i kunnskap om, materialene og de nødvendige prosesser som må til slik at alt blir gjort rett fra innledende forberedelser til siste finish.

Anbefaling, hva kan vi best gjøre ?:

Som en oppsummering og konklusjon på dette kan en på generelt grunnlag si at en som hovedregel bør overlate til fagfolk å reparere og vurdere skader tilløp til skader på compositkonstruksjoner, med mindre en har dette faget i fingra.

Videre kan vi heller ikke sende alt mulig av bagateller tilbake til de respektive fabrikanter. Vi erfarer da at for de aller fleste tilfeller så vil frakt og forsikringskostnadene langt overstige den egentlige reparasjonskostnaden. Likedan må vi også ta i betraktning at en slik forsendelse kan medføre transportskader. Da er en liksom like langt og mye verre. Konkret eks: Frakt for en compositvinge kun en vei Chekkia-Norge kan koste ca. 20000,- kroner pluss moms.

Hvis vi refererer oss til vårt eget miljø så kan vi nevne at bla. Nordic Aircraft AS i Kinsarvik og amfibieflyutviklingen deres. Et flyprosjekt som de fleste av oss kjenner til. De har velvillig gitt oss lov til å bruke deres reparasjonsmanual til internt bruk for mikroflynseksjonens opplæringsarbeid.

Nordic Aircraft AS har alt som trengs av knowhow, lokaler med varmeboks, vakuumeringsutstyr, veieutstyr og materialer for de fleste reparasjoner. Det en evt. ikke har kan lett skaffes da leverandørkanalene er åpne. Det er mye enklere å ta med tingene til Kinsarvik enn til det store utland. Der kan de skadede delene, vinge, flykropp eller hva det måtte være bli vurdert og reparert forskriftsmessig. Vi regner med at de respektive compositfly-fabrikanter minst gir ut reparasjonsunderlag på høyde med, eller langt bedre, enn vedlagt foreløpig "Repair manual for Nordic Aircraft". I eventuelle spesialtilfeller så får en det underlaget som trengs slik som for seilfly.

For konkurranserobåter / kajaker til eliten har en samme problemstillinger som for oss. Utstyr må sendes til Tyskland ol. for reparasjon. Her er det carbon / kevlar og kun noen gram avvik så vil båtene falle utenfor reglementet. Disse gutta ser at fraktkostnadene er langt større enn rep. kostnadene, og igjen, risikoen for transportskader er betydelig på slike store og skjøre kolli.

Om inspeksjoner/vurderinger av skader / evt. skader. Hva kan vi innledningsvis se etter ?:

Vinger sjekk.

Resonans svingetall for vinger. Dette vil endre seg i tilfelle vingen har fått en indre skade / delaminering. Høyre vinge vil ikke svinge i takt med venstre etc. Fabrikanter oppgir hvilke ca. svingetall vingen til en flytype har. Her er litt \pm så derfor kan det være lurt at du finner ut hvilke svingetall din vinge har. På seilflyvinger, lange og tunge er dette svært lett å finne ut. Flyet skal stå på hjulet med rett lufttrykk. Man tar enkelt tak i vingetippen og rister med det som er den naturlige takten vingen inntar. Så teller man svingningene over en viss tid. En får da f.eks. 150 svingninger pr. minutt.

Knirkelyder ol. fra vingen når den belastes / bøyes / "ristes"? Forutsetning; det må være stille der du forsøker å finne ut noe om dette. Det skal ikke være knirkelyder ol. fra en compositvinge når ror og annen leamikk er eliminert. Her må det bemerkes at det er slett ikke gitt at composit knirker i eventuelle delamineringer ol. Så om du ikke skulle høre noe så er ikke det egentlig noe entydig tegn på at alt skulle være ok. Men det kan hendelig oppstå knirkelyder, knepplyder, buklelyder, subbelyder i en skadet compositvinge. Nærmere lokalisering av evt. lyder kan f.eks. gjøres ved bruk av kontaktmikrofoner, -slike som mekanikere bruker til å lytte på lagre, girkasser, motorer osv.

Leting etter delamineringer.

En bruker gjerne en kraftig lyskilde og ser på lysgjennomtrengningen. Dette kan brukes der en ikke har tykke sandwichlaminater eller carbon. Det vil opptre skygger og ikke så klar lysgjennomtrengning der hvor det er delaminering ol.

Innfestninger av hjul, motor, vinger, ror, seter, beltefester mm.

Her vil det være viktig å se etter både små detaljer og større tegn på skader. Kan nevne bla. Innstøpte belastningsbærende styrepinner hylser som har flyttet seg. "Hvite" kanter rundt innstøpte bolter og fittings. Spant og lasker som har løsnet / delaminert spesielt i og rundt lastknutepunkter. I slike tilfeller blir det gjerne mer hvitaktig inn i laminatet en hva omgivelsene er.

Markerte sprekker / krakeleringer i gelcoaten / lakken som ligger i mønster, mer systematisk mønster enn som ved vanlig krakelering pga varme / kulde / tidspåvirkning. Slike mønstre kan tyde på inntrykninger / stukninger der underlaget har gitt etter / blitt overbelastet.

(Gelcoat krakelerer mest ved ekstrem kulde. Dette fordi den krymper langt mer ved kulde enn epoxyunderlaget den sitter på. Den blir også hardere og sprøere i kulde.)

Kosmetiske skader:

Små inntrykninger i sandwich flater der kjernematerialet er Divinycell, Rochacell ol. kan fås ut igjen i noen grad eller tilnærmet helt ved bruk av varme, varmluftblåser, strykejern ol.

Dette går ikke om kjernematerialet er Nomex ol.

Basis innføring / beskrivelse av, og med hva, og hvordan vi kan reparer composit skader.

Her kan vi innledningsvis nevne helt elementære retningslinjer som må følges.

Polyester:

NEI NEI, dette har ikke noe i et fly å gjøre, NEVER EVER !. Så skulle dette være klart om noen skulle være i tvil.

Glasfiber / carbonfiber etc:

Den rovingen / matter som båtbygger bruker skal ikke inn i noe flymaskin. Den rovingen / matter som båtbygger bruker i sammen med polyester kan ikke brukes sammen med epoxy. De går ikke i sammen. Det som holder disse mattene i sammen er et limstoff /guffe som polyesteren klarer å løse opp og ta opp i seg selv. Epoxy løser ikke opp dette bindestoffet og det hele blir hva en kan kalle en "løsmasse". Dette sagt i tilfelle noen kunne tenke seg å bruke båtroving og epoxy til å reparere båten sin.

Glasfiber til flybruk er i all hovedsak vevde duker (ikke matter) som ser ut som den fineste silke. Det brukes enkelte steder også roving, da for epoxy bruk, som f.eks. til å bygge tykkelse og crash-styrke i front og bunn av f.eks. seilfly. Men alltid i sammen med duker av f.eks. glasfiber, aramid, carbon.

Flyfabrikantene angir hvilke type duker, antall, rekkefølge, tykkelser, kvaliteter, leggeretning mm. som er brukt hvor på flyet, og dette må følges ved eventuelle reparasjoner.

Epoxy.

En bruker ikke hvilke som helst epoxy, Standard eller Rapid Araldit som en kjøper i nærmeste butikk. Her skal det brukes epoxy som er godkjent til flybruk. Bruk fortrinnsvis samme type som flyet er bygget av. Dette er ikke noe absolutt, mange flygodkjente epoxyer går godt i sammen.

Videre basis innføring i "faget":

For å gi en basis innføring / beskrivelse av hva og hvordan vi kan vurdere og reparer composit skader kan vi f.eks. ta utgangspunkt i den midlertidige reparasjonsmanualen for flyprosjektet til Nordic Aircraft AS i Kinsarvik. Her er det også beskrevet noe om hvor på flyet en kan gjøre visse reparasjoner selv og hvor en absolutt ikke skal forsøke seg på å reparere noe som helst.

MANUALEN:



NORDIC AIRCRAFT

Nordic Aircraft AS / AeroWest AS

Modnaveien 4, 5780 Kinsarvik

Tel. +47 53663441 • Telefax +47 53663961 • email: nordic@kinsarvik.net

**REPAIR MANUAL
for the
AIRCRAFT**

"AWAS" 1B

Eller hva navnet nå måtte bli ?



Models: YZX 1B
Data Sheet No.: 1B06
Issued: November 2006
Jostein Eide

**PRELIMINARY
DRAFT**

App.
judgement
In any case the

B.

Record of revisions

| No. | Page | Description | Date | Signature |
|------------|-------------|--------------------|-------------|------------------|
| 1 | 1-15 | JE 1/02 | November 02 | |

| Content | Page | Issued |
|--|-------------|---------------|
| 1. Preface | 3 | Nov 02 |
| 2. Definition of minor damage | 4 | Nov, 02 |
| 3. Tools and facilities required | 5 | Febr. 02 |
| 4. Material list for F R P repairs | 6 | Nov. 99 |
| " " " " | 7 | Nov. 99 |
| " " " " | 8 | Nov. 99 |
| 5. Instructions for F R P repairs | | |
| 5.1, 5.2 General notes | 9 | Nov. 01 |
| 5.3 Repair method for fibre reinforced plastics | 9 | Nov. 01 |
| " " " " | 10 | Nov. 01 |
| " " " " | 1 | Nov. 01 |
| " " " " | 12 | Nov. 01 |
| 5.4 Repairing small dents | 13 | Nov. 01 |
| 5.5 Outer skin finish | 13 | Nov. 01 |
| 5.6 Repairing control surfaces | 13 | Nov. 01 |
| 5.7 Fire protection of engine compartment | 13 | Nov. 01 |
| 6. Types of fabric and overlap dimensions | 14 | Nov. 99 |
| " " " " " | 15 | Okt. 99 |

1. Preface

The purpose of this repair manual is to provide basic repair instructions for minor damage to GFRP and CFRP aircrafts. (Glass and Carbon fibre reinforced plastics). Detailed information regarding all the processing of GFRP and CFRP is not given in this manual assuming that all repairwork will only be carried out by people with practical knowledge in the use of these materials.

The repair of the aircraft should not be used to learn FRP laminating techniques.

Before beginning any repairwork carefully determine what materials, tools, jigs and repair methods are to be used. The required information can be found in this manual. To insure that the aircrafts performance is maintained, the surface finish of the repair work should be of the same quality as the original finish.

When doubts arise as to the repairability of damage, the factory should be contacted for further information.

The information in this manual refers only to repairs of minor damage like holes in the underside of the fuselage resulting from a wheel up landing, or damage from hangar accidents etc..

Major damage which is outside the scope of this manual should only be repaired by a certified repair station rated for composite aircraft structure work.

Note: For repair- and servicing work on parts of the equipment and for the power plant, the instructions in the maintenance manual of the aircraft and the manuals belonging to the equipment parts are to be followed.

2. Definition of minor damage

Only the damage listed below can be considered as minor damage repairable by oneself.

1. Any damage limited to gelcoat or filler.
2. Holes in the fuselage under side where the average diameter does not exceed:

| | |
|------------------|-----------------|
| Forward fuselage | 80 mm (3 in.) |
| Rear fuselage | 40 mm (1.5 in.) |

Cracks in fuselage underside max.

| | |
|------------------|----------------|
| Forward fuselage | 120 mm (5 in.) |
| Rear fuselage | 80 mm (3 in.) |

The fuselage glued joint (rear fuselage) should not be damaged.

3. Holes, cracks and tears, bubbles etc. in the wings, horizontal stabilizer and control surfaces skins where the damage does not exceed:

| | | |
|---------|----------------|----------------|
| Average | diameter | cracklength |
| Wings | 100 mm (4 in.) | 150 mm (6 in.) |

| | | |
|--------------------|-----------------|---------------|
| Horiz. stabiliser | 50 mm (2 in.) | 80 mm (3 in.) |
| Rudder | 50 mm (2 in.) | 80 mm (3 in.) |
| Flaperon, Elevator | 30 mm (1.2 in.) | 50 mm (2 in.) |

The above parts should not be damaged in the spar area.
When repairing control surface refer to sect. 5.6.

4. Replacement of bent fittings: Part numbers, see diagrams in the maintenance manual. Damaged fittings should not be repaired but replaced.

3. Tools and facilities required

Tools

- Accurate scale for the correct mixing of resin and hardener, resolution 0,01 grams.
- Containers and wood mixing sticks
- Brushes (short hair) to apply the resin
- Metal roller to press down the glass cloth and to force the air out to reduce the formation of bubbles
- Scissors to cut the fabric
- Adhesive tape
- Plastic film for a tempering tent
- Hot air blower
- Abrasive paper - various grades
- Knife
- Saw to cut tough plastic
- Rubber hand gloves
- Accurate thermometer up to 60°C (140° F)
- Vacuum equipment when applicable

Facilities

To insure proper curing, the room temperature during repair work and at least 12 hours afterwards should be maintained at 21°C (70° F). After that the repaired parts are to be tempered. Therefore you may construct a tempering tent, using plastic film or Styrofoam plates.

4. Material list for FRP repairs

Resin systems by priority

- | | |
|----------------|------------------|
| Resin | - MGS L 285 with |
| hardener | - H 286 / H 287 |
| - mixing ratio | 100:38 by weight |
| or resin | - MGS L 160 with |
| hardener | - H 163 |
| - mixing ratio | 100:28 by weight |

or resin - Bakelite Rütapox L 20 with
hardener - Bakelite Rütapox SL 50
- mixing ratio 100:30 by weight

or resin - Ciba LY 5052 with
hardener - Ciba HY 5052
- mixing ratio 100:38 by weight

The repaired areas must be tempered for 20 hours at a min. of 54°C (129°F) before the next take-off.

Fibre glass fabric

| Interglas | No.US-No. | Weave Weight (g/m ²) |
|-----------|-----------|----------------------------------|
| 90 070 | 1610 | Linen 80 |
| 92 110 | .- | Twill 163 |
| 92 125 | .- | Twill 280 |
| 92 140 | .- | Twill 390 |

All fabrics - finish I 550 or FK 144

Fibre Glass Rovings

Devold AMT DB 600 E 06

Carbonfibre tape Sigri KDU 1009 7.5 cm (3 in) wide

Foam

Diab Divinycell H 60 , 3, 5 and 8 mm colour green

Paint (Gelcoat)

MGS MGS T35 colour white
mixing ratio: 100:10 with hardener

Up to 10 % Styrene thinner can be used for spray applications.

Or Acrylic paint if such paint was optionally applied in the bottom of fuselage.

Glue for Plexiglas

To attach the canopy:
3M VHB double coated acrylic tape 4943F
or Sikaflex 2K, black.

To repair cracks in the canopy:

Röhm Acrifix 92 which hardens by exposure to light.

Glue for spray rails and keel protection

Sikaflex 2K or 11 FC, white.

Filler

For gluing, the resin-hardener mix should be thickened with chopped cotton fibres FL 1 f. or Westsystem microfiber 403 (add enough so that the resin no longer flows).

The surfaces to be glued should be wetted with non-thickened resin + hardener before.

To glue foam pieces into place when repairing sandwich sections and to fill in irregularities and gaps etc. around the repair, Microballoons BJO - 0930, or SP-System Micriballoons can be used mixed with the resin-hardener. Application and mixing is the same as for the cotton flocks.

Sources for material

All materials can be obtained from the Nordic Aircraft AS.

5. Instructions for FRP repairs

5.1 Only materials listed in sect. 3 should be used.

5.2 Only damage defined in sect. 2 should be repaired.

5.3 Repair method for fibre reinforced plastics

see sect. 2 and 3

5.3.1 Cut out damaged area, roughen the surrounding area for the overlap required see sect. 6.

5.3.2 Repairs should be made such that bonding is **wet over dry**. Specific

details concerning handling and using fibre reinforced plastics can be obtained from various publications ie. "Petite Plane Patch Primer."

The use of Carbonfibre is the same as for glasfibre, except that the carbonfibres should not be kinked and only the specified resins are used see sect. 4.

All repairs should be tempered for 20 hours at 54°C (129°F) before the next take off.

5.3.3 Repairs of a FRP shell

Prepare the repair area as specified above. Scarf the shell so that the

individual layers of fabric can be seen like plywood layers. Remove the gelcoat for at least 20 mm (.8 in.) around the damaged area.

New lay-up as shown on the sketch.



outside

5.3.4 Repairing the outer skin of a sandwich panel

Cut out the damaged area, remove the gelcoat over the overlap area +10 mm (0.4 in.) around the damaged area. Fill the damaged foam area with resin thickened with microballoons (microballoons-resin), let harden. Sand down. With a round headed hammer tap the outer skin around the hole so that the foam is somewhat compressed, therefore heat this area to ca. 60°C (140°F). Apply the new cloth.

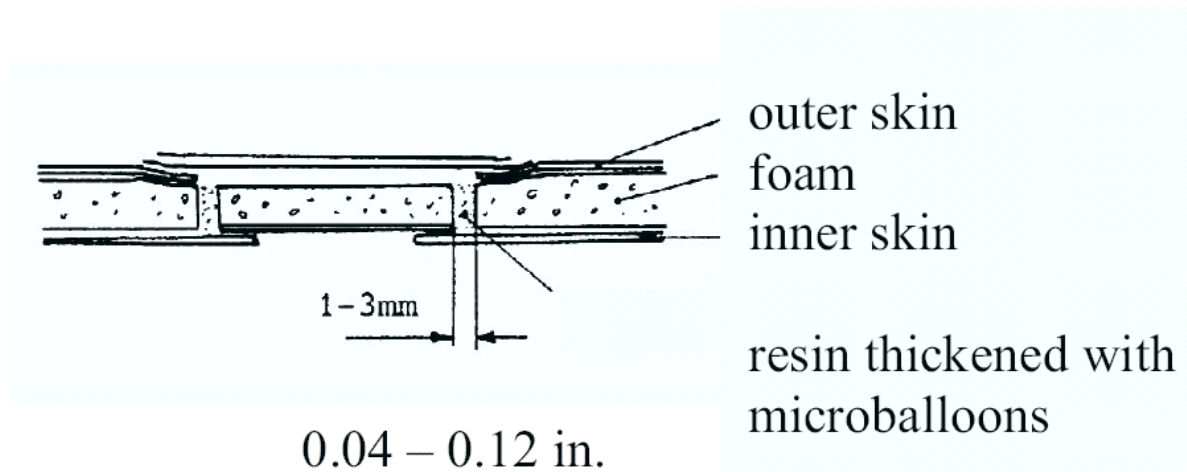
5.3.5 Repair of outer and inner skin of a sandwich panel

See sect. 5.3.4. Additionally remove as much foam as is needed so that the entire damage to the inner skin can be seen plus enough undamaged inner skin as is required for overlapping. If the inner skin still holds together, sand properly and lay up the new cloth over it. Insert a suitable cut piece of foam, 1-2 mm (0.04 to 0.08 in.) thinner than the original, glued in with microballoons-resin.

Should the inner skin be so damaged that the above process cannot be used, the inner skin fabric should be applied to the foam first and left to harden before inserting into the repair area. Microballoons-resin should once again be used.

For lay up of the fabric to the foam, a layer of microballoons-resin should be applied first to eliminate the formation of airbubbles.

Apply the outer layers as in sect. 5.3.3.



5.3.6 Special hints for processing aramidfibres (not used in Omsider 1B)

The difficulties processing aramidfibres starts already when cutting the fabric. Only with very sharp tools (toothed scissors) cutting the material is possible.

Sanding the fibres is not possible without formation of fluff or fuzz. Only wet sanding is feasible. After sanding, the area must be dried with a fan heater.

Aramidfibres have the tendency to take up humidity. So dry storage and drying the fibres prior to processing is necessary.

Aramid must be protected against UV-rays before and after processing.

An aramid repaired area must be protected by a paint with UV-protection.

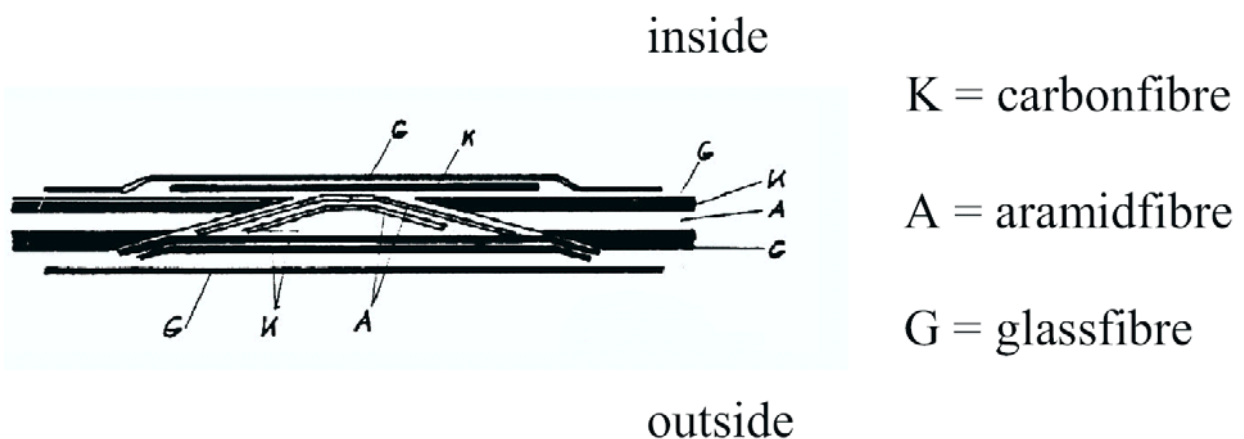
The paints indicated on page 7 feature this UV protection (titaniumdioxide - white pigments).

Thin aramidlayers can't be scarfed. Only overlapping is possible.

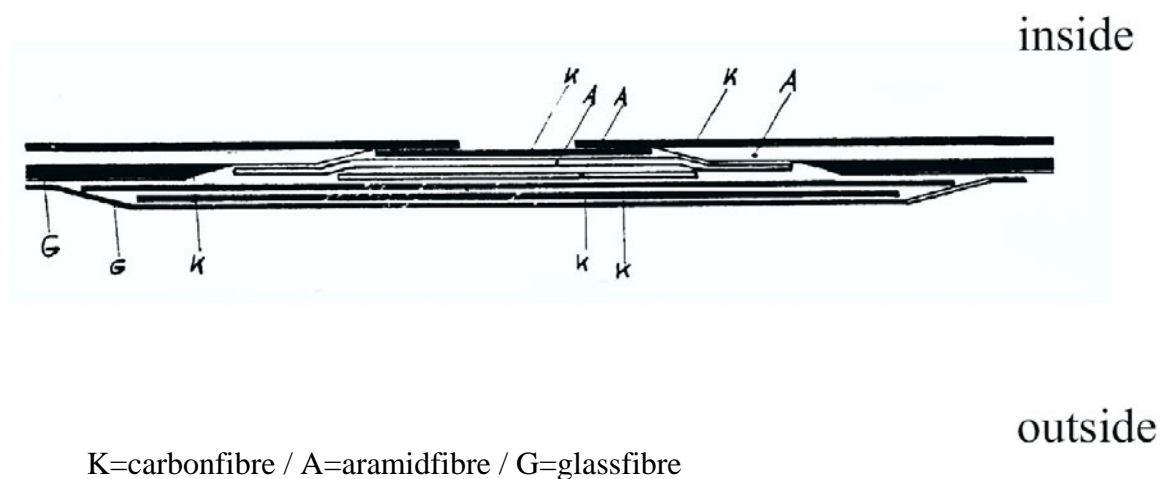
5.3.7 Special hints of the carbonfibre - aramidfibre - hybrid fuselage - shell (not used in Omsider 1B)

With this construction the repair method see 5.3.3 is not applicable.

A Repair areas which are accessible from the inside (Cockpit).



B Repair areas which are not accessible from the inside (fuselage boom):



K=carbonfibre / A=aramidfibre / G=glassfibre

Thickening of the shell in the repair area can not be avoided.

5.4 **Repairing small dents in a sandwich panel skin (no cracks in the gelcoat)**

Small dents can usually be removed by heating up to 60° to 70° C (140° - 158°F). Use a hot air blower to heat the area of the dent. The crushed foam will then spring back to its original form, so that the dent will hardly be seen. Final sanding with wet sandpaper grade 600 should finish the job. In more severe cases, one coat of gelcoat will remove all trace of the dent.

5.5 **Outer skin finish**

Repairs should be such that the area is exactly level or only slightly higher than the surrounding skin surfaces. Sand the hardened repair surface with dry grade 80 sandpaper. Fill with Polyesterfiller, let dry and sand with dry sandpaper. When the surface is smooth, sand the repair area and at least

5 cm (2 in.) of the surrounding gelcoat with wet sandpaper grade 400.

Spray the repair area with 5 coats of gelcoat.

After the gelcoat has hardened, sand with grade 400, 600 and 800 wet sandpaper until the surface is smooth. Polish with a power buffer (electric drill or similar with cloth polishing wheel). Apply a block of wax onto the rotating polishing wheel and then polish the repaired area. Do not polish in only one direction, and do not polish one spot for too long so that overheating occurs, see sect. "general maintenance" in the maintenance manual.

5.6 **After repairing control surfaces**, the mass balance weights must be checked again with the values given in the maintenance manual. Should the maximum values be exceeded, then the parts have to be replaced.

5.7 Fire protection of engine compartment

The fire protection of the engine compartment is by means of a fire resistant paint which foams up in case of a fire and by additional heatinsulating fabric and metal foils.

In case of damage ask the factory for the working instruction “ Fire protection of engine compartment”.

6. Types of materials and overlap dimensions

The following overlap dimensions are to be maintained. Use the materials given, see also section 4. (Smaller reinforcements on high stressed areas are not given in the table below).

| Part | | overlap (cm) (in.) | | fabric type, etc. d= + 45° l= + 90° |
|----------------------------|---------|-----------------------|-----|--|
| Inboard wing panel | | | | |
| Wing skin | outside | 3 | 1.2 | 1 x 90070 l outside +1x92125 d, left to right H 60, 8 mm thick, |
| | core | / | / | |
| Wing skin | inside | 3 | 1.2 | 1 x 92110 d, right to left+ 1 x 92125 d from center to y=1100 mm.+ 1 x 92125 d from y= 2850 mm to parting. + 1 x 92125 150 mm broad from y=1100 mm to y=2850 mm. in area of wing spare. |
| Outboard wing panel | | | | |
| Wing skin | outside | 3 | 1.2 | 1 x 90070 l outside +1x92125 d up to from left to right y=1000 mm from parting. 1x 92110 d from y= 1000 mm to tip, from left to right. |
| | | 3 | 1.2 | |
| | core | / | / | H 60, 8 mm thick to y= 1000 mm, 5 mm tick from y= 1000 mm to |
| tip. Wing skin | inside | 3 | 1.2 | 1 x 92110 d, from right to left. |

| Part | overlap (cm) (in.) | | fabric type, etc. d = + 45° l = + 90° |
|------------------------------|-------------------------------|-----|---|
| Flaps / ailerons | | | |
| outside | 3 | 1.2 | 1 x 90070 d outside, left to right. +1x92110 d, right to left. |
| core | / | / | H 60, 3 mm |
| inside | 2 | .8 | 1x 92110 d, left to right. |
| Horizontal stabilizer | | | |
| outside 92110 d | 2 | .8 | 1x90070 d, left to right, +1 x right to left. |
| core | / | / | H 60 - 5 mm thick |
| inside | 2 | .8 | 1 x 90070 d , left to right. + 1x 450 g, KDU 1009, carbonfiber tape, 75 mm up to y= 600 mm in area of spar. +1 x 92110d in the centre of the stabilizer up to y = 400 mm. |
| Elevator | | | |
| outside | 2 | .8 | 1x 90070 d, left to right+ 1x 92110 d, right to left. |
| core | / | / | H 60, 3 mm. |
| inside | 2 | .8 | 1x 90070 d, right to left + 1x 92110 d, left to right. + 1x 92110 d up to y= 500 mm. |
| Rudder | | | |
| Outside | 1 | .4 | 1 x 90070 d |
| Core | / | / | H 60 - 3 mm thick |
| Inside | 1 | .4 | 1 x 90070 d |
| Fuselage aft hull | | | |
| from outside to inside | 2 | .8 | 1x 92110 d+ 1x 92125 I 1x 92125 d. Top glue line from engine found. through spin fin to front top of fin. Joint covered with 1x 92125 d. w = 20 cm. 1x carbon tape 7.5 cm and carbon tape covered with 1x 92125 d, w = 15 cm. Bottom of hull. 1x DB 600 d with 15 cm overlap of glue line to corner and 10 cm up, and to 15 cm in front of step. |

Note: There are Carbon tape KDU 1009, 450 gram, 7,5 cm the upper glue line of the fuselage boom which have to be repaired in case of damage.

Also remember the mirror lay up of all fabric overlaps in left and right fuselage halves.

| Part | overlap (cm) (in.) | | fabric type, etc. d = + 45° I = + 90° |
|---|-------------------------------|-----|---|
| Forward fuselage belly up to wing suspension | | | |
| outside | 4 | 1.6 | 1 x 92110 d +1x 92125 d + 1x 92125 I Framework of 2 x 450 g. carbon |
| core tape, | 3 | 1.2 | 75 mm and 10x100 mm H 60. |
| inside | 2 | .8 | 1x 92125 d+1x 92 110 I. Bottom of hull. 1 x DB 600 d +1 x DB 600 I from 15 cm overlap of center glue line to corner and 10 cm up, and to 10 cm aft of step. |

Note: There are several other reinforcements of DB 600 and 92125 in the fuselage-seat box intersections, in step - main wheel and front wheel attach area.

| Fin line. | | | d means 45° to rudder hinch line. I means parallell to rudder hinch |
|----------------------|---|----|--|
| outside | 2 | .8 | 1 x 92110 d + 1x 92125 I |
| core | / | / | H 60 5 mm thick. |
| inside | 2 | .8 | 1 x 92 110 d In the area of spar: + 1x 450 g, KDU 1009, carbonfiber tape 75 mm. From top of fin to bottom of hull. +1 x 92125 I up to 600 mm fuselage above fuselage bottom line. |

Note: There are several other reinforcements in the fuselage-fin intersection and top of fin.

MANUALEN SLUTT

Generell informasjon om compositfly bygging og teknologi:

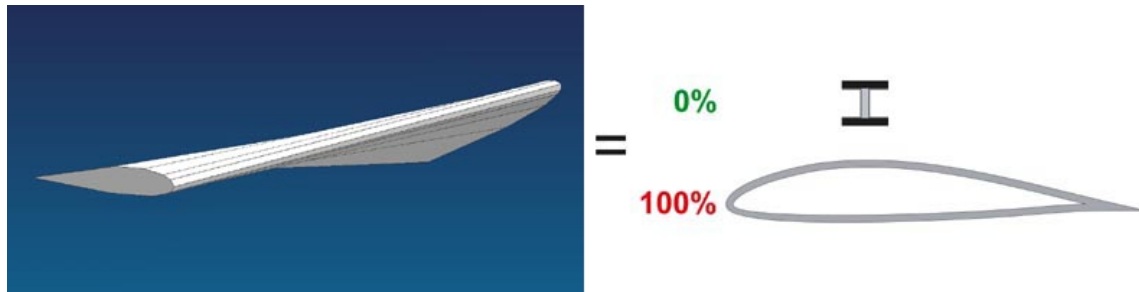
(Bilder og illustrasjoner fra bla. DG AS)

Vinge og vingebjelke konstruksjon og typisk byggemetode.

Grunnfunksjon av bjelke og vingeskall. Hva er oppgaven til bjelken og hva er oppgaven til vingeskallet.



Bøyning av vingen. Bjelken tar opp ca 90% av lasten.



Vridning av vingen, torsjon. Bjelken har i prinsippet intet bidrag. Imidlertid er det viktig at vingeskallet er helt og uten skader.

Torsjonskrefter på en vinge er betydelig. For et typisk mikrofly i ca 200 km/h er det torsjonskrefter fra vingen som belaster vingefester med gjerne 3000 N (300 kg).

Noen viktige detaljer om hvordan og hvorfor en vingebjelke blir bygget slik som den blir.

For dagens compositvinger blir bøykreftene stort sett absorbert av bjelken. Da spesielt av bjelkeflensene, dvs toppen og bunnen av bjelken.

Ser vi for oss en bøybelastning oppover på vingen får vi en kompresjon i toppen av bjelken og et strekk i bunnen av bjelken. For å kompensere for dette prøver bjelkeflensene å bevege seg mot senterlinjen av bjelken.

Dette blir hindret av bjelkelivet og det oppstår kompresjonskrefter i bjelkelivet.

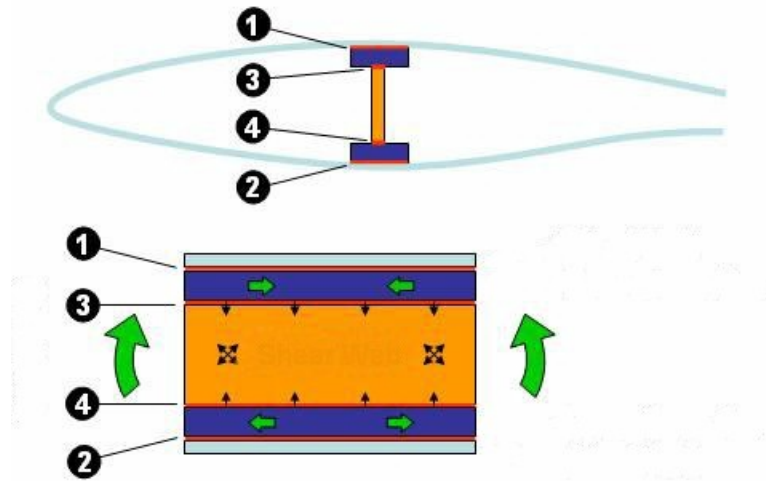
I tillegg vil bjelken under last forsøke å vri seg sidelengs, legge seg over på siden, vrenge seg flat, i et forsøk på å unnsnippe belastningen. Dette blir hindret av at bjelken er fastlimt i vingeskallet og av bjelkelivet. Kraftene som oppstår i bjelkelivet er da kompresjonskrefter og diagonalkrefter.

Det totale belastningsbildet er ganske komplekst. De største belastningen vi utsetter mikroflyene våre for er vanligvis turbulens (gust load). Harde opptrekk er også belastende, men her bestemmer vi mer selv hva vi gjør. Det gjør vi for så vidt også når det gjelder turbulens. Holder vi oss innenfor V_a , maks manøvreringsfart, er der i prinsippet ingen fare for overbelastning. Farten er ikke stor nok til at noen manøver eller turbulens kan overbelast flyet. Flyet staller før overbelastningsgrensen nås. Imidlertid flyr en forttere enn V_a , opp mot V_{NE} er der betydelig fare på ferde. Turbulens kan komme som julekvelden på kjerringa, og nå er den hardtslående. Eks. Økes flyfarten fra 200 til 300 km/h øker mulig

belastning som kan oppstå med 225%. Virkelig noe å tenke over ! hvis en har tenkt å legge ut på tur i høye hastigheter.

Denne korte beskrivelsen av vingelaster forklarer hvorfor vingebjelke oppbygging og liming er svært viktig. Denne limingsprosessen er ytterligere komplisert av det faktum at en må gjøre blindliminger uten muligheter for etterkontroll av høybelastningsdeler når en vinge skal sammenføres.

Designere har muligheten for alternative løsninger og plassering av denne blindlimskjøten. Basert på en vanlig bjelke design har vi 4 forskjellige alternativer, se figuren.



1. Mellom toppen av bjelken og vingskallet.
2. Mellom bunnen av bjelken og vingskallet.
3. Mellom øvre delen av bjelken og bjelkelivet
4. Mellom nedre delen av bjelken og bjelkelivet.

Alternativ 1 og 2 gir oss muligheten til å bygge vingebjelken separat og så lime den inn i vingskallet, noe som kan være svært praktisk.

Under normale belastninger vil imidlertid alternativ 1 plassering av blindlimingen ha visse svakheter / være mer kritisk. Dette fordi at ved harde belastninger når vingen bøyer seg oppover, kommer øvre vingskallet og øvre del av bjelken i kompresjon. Dette er krefter som da vil forsøke å delaminere øvre vingskallet fra bjelken. Kompresjonsinduserte skrukker /buklinger som introduserer rivkrefter i limskjøten. Derfor vil det ikke være bra å ha en blindlimskjøt som ikke kan kontrolleres her.

Alternativ 2 plassering av blindlimskjøten gir langt bedre arbeidsforhold for limskjøten da en her er i en strekkbelastnings situasjon når vingen belastes oppover.

Her blir limflatene presset mot hverandre når vingen bøyes oppover, og det oppstår rene skjærkrefter. Det kunne vel i prinsippet ha hengt i sammen på et vis uten lim.

Alternativ 3 og 4. Dette blir blindliminger som må gjøres samtidig med lukking / sammenlimingen av vingen. Fordelen med dette er at en får gjort svært gode limforbindelser mellom vingskall og bjelkeflensene under kontrollerbare forhold.

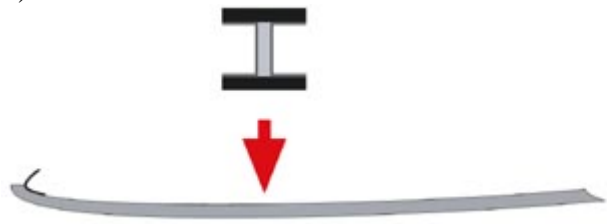
Vanskeligheten ligger i at en må produsere nøyaktig bjelkeliv. Men siden disse limforbindelsene blir utsatt for kompresjon og skjærkrefter blir de ganske tilgivende ovenfor fabrikkasjontoleranser.

På denne bakgrunn av ovenstående brukes ofte blindlimingsalternativ nr 4.

Byggemetode prinsippskisse:

Når vingeskall og bjelke er laget skjer den endelige sammenlimingen i prinsippet slik skissene viser.

1)



2)



3)



Noen bilder som viser i praksis hvordan det kan gjøres:

