



Seminari Interdisciplinari di Cultura Aeronautica

II Serie – I Ciclo – Il incontro

9 giugno 2018



La struttura dell'ATR

R

 **LEAD TECH**
Integrated Logistic Support

**SCUOLA POLITECNICA E DELLE SCIENZE DI BASE
DELL'UNIVERSITA' «FEDERICO II»**



NOVOTECH SRL
AEROSPACE ADVANCED TECHNOLOGY

Ricordo alcuni concetti di base che servono di premessa per quanto verrà detto in seguito:

Le strutture aeronautiche sono dimensionate principalmente da

- Carichi limiti/ultimi
- Fatica
- Damage tolerance
- Flutter (rigidità) che può diventare critico per l'ala gli impennaggi e le superfici mobili.

Per la fusoliera bisogna aggiungere la pressurizzazione alle condizioni di volo

Una parte considerevole delle strutture metalliche ha un disegno di dettaglio ed un dimensionamento condizionato da considerazioni di fatica.

Si cerca di risolvere i problemi di damage tolerance attraverso opportuni criteri di architettura della struttura piuttosto che attraverso l'aumento degli spessori. Architettura che fra l'altro è pesantemente condizionata da criteri di fail safe

Le strutture in carbon/epoxy sono essenzialmente dimensionate dal carico limite (condizione di max strain). Il più delle volte questo dimensionamento copre gli altri requisiti.

I due driving factors più importanti nella progettazione delle strutture sono.

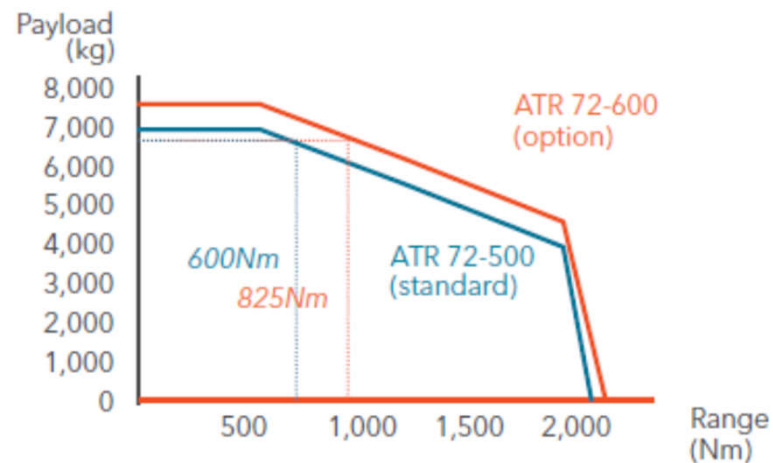
- **La minimizzazione del peso**
- Il contenimento dei costi

Questo non significa che non si debba tener conto di altri fattori come ispezionabilità, facilità di riparazione etc.

Di proposito ho usato il grassetto per parlare del peso. La competitività di un aeroplano, dato il suo design point, è data dal peso e dall'aerodinamica. Mi dilungherò un poco sull'importanza del peso

WEIGHTS	
Max take-off weight (basic)	22,000 kg - 48,501 lb
Max take-off weight (option 1)	22,500 kg - 49,603 lb
Max take-off weight (option 2)	22,800 kg - 50,265 lb
Max landing weight (basic)	21,850 kg - 48,170 lb
Max landing weight (option)	22,350 kg - 49,272 lb
Max zero fuel weight (basic)	20,000 kg - 44,092 lb
Max zero fuel weight (option 1)	20,500 kg - 45,194 lb
Max zero fuel weight (option 2)	20,800 kg - 45,856 lb
Operational empty weight (Tech. Spec.)	12,950 kg - 28,549 lb
Operational empty weight (Typical in-service)	13,600 kg - 29,982 lb
Max payload (at typical in-service OEW)	7,200 kg - 15,873 lb
Max fuel load	5,000 kg - 11,023 lb

Se guardiamo la tabella a lato che riporta i pesi dell'ATR 72 500, che trasporta nella configurazione standard 68 passeggeri corrispondenti a circa 7200 kg vediamo che si ha bisogno di un peso dell'aeroplano di 13600 kg per trasportarli. Il rapporto è circa 2 a 1. Se rapporto il max carico utile al max take off weight il rapporto è circa 3 a 1.



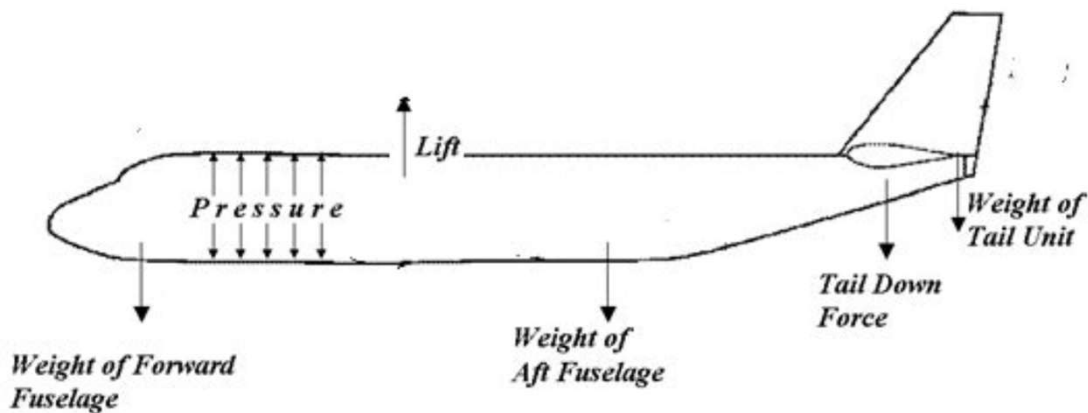
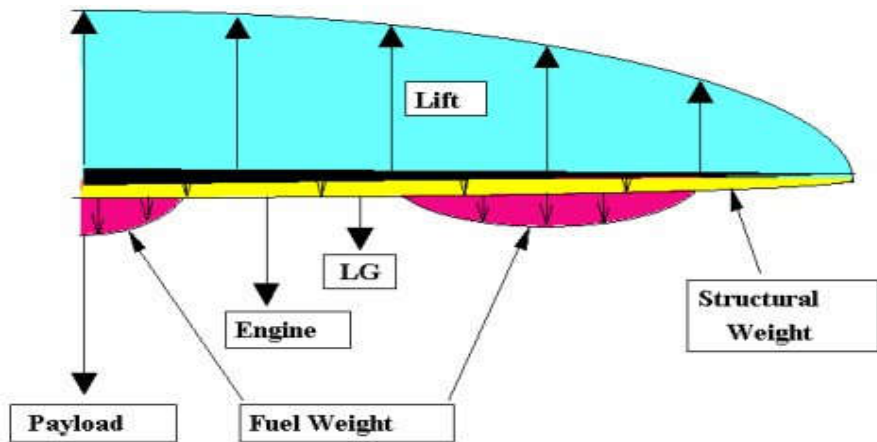
Assumptions: ISA, No wind, JAR fuel reserves, Typical OEW, 70 seats

Vediamo cosa implica tutto ciò. Se ipotizzo di aumentare il peso della struttura della fusoliera diciamo di 100 kg se voglio mantenere le stesse performance dovrò:

- Aumentare la superficie alare
- Aumentare la superficie degli impennaggi
- Potenziare il motore

A parità di missione dovrò utilizzare più carburante: in base a considerazioni del tipo di quelle fatte precedentemente si calcola che per un kg aggiunto al peso di un singolo elemento strutturale si porta 1,5 kg aggiuntivi sull'aereo. Riprendendo l'ipotesi dei 100 kg aggiunti in fusoliera questo significa che dovrò togliere 250 kg di payload (2,5 passeggeri) a parità di missione o togliere 250 kg di carburante diminuendo il range.

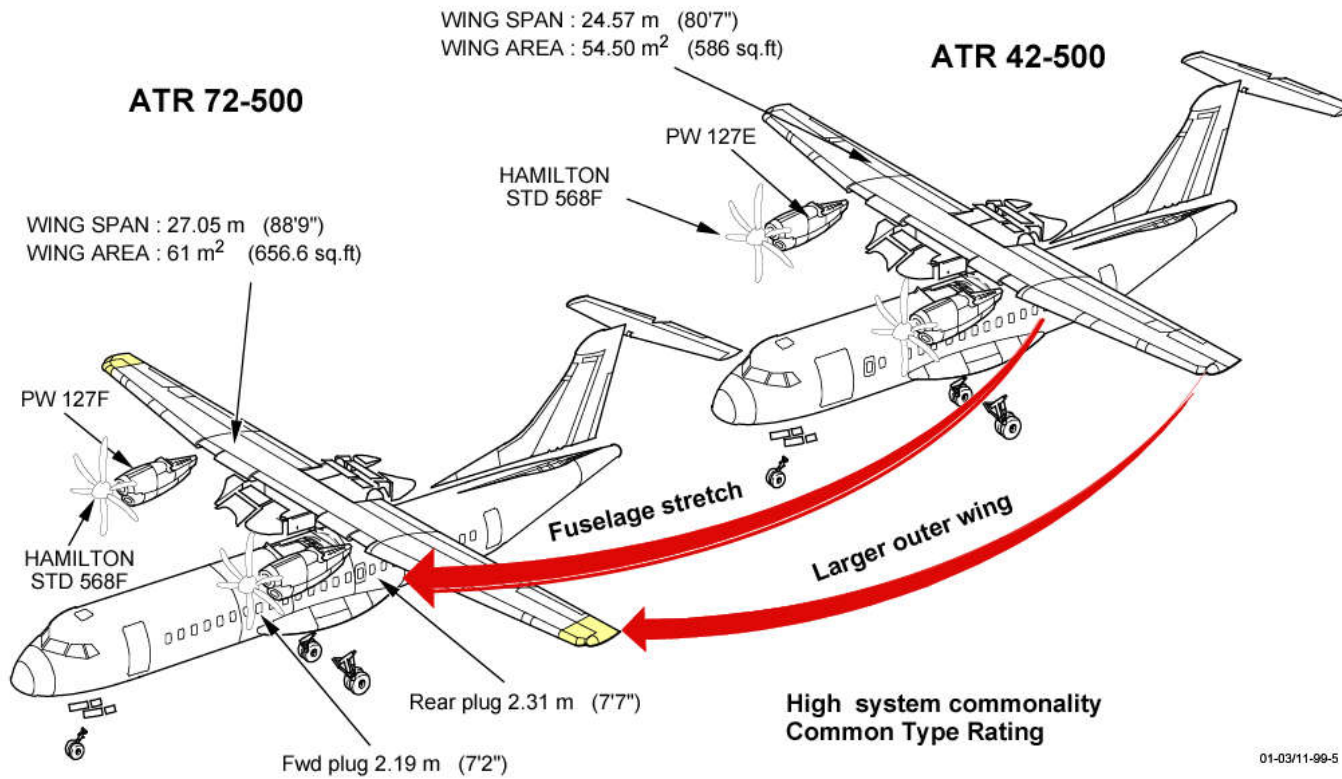
L'ATR è un aereo caratterizzato da un eccellente peso ed al momento della sua messa in servizio è riuscito a battere la concorrenza, ricordo per esempio l'F50, per il significativo vantaggio in termini di peso.



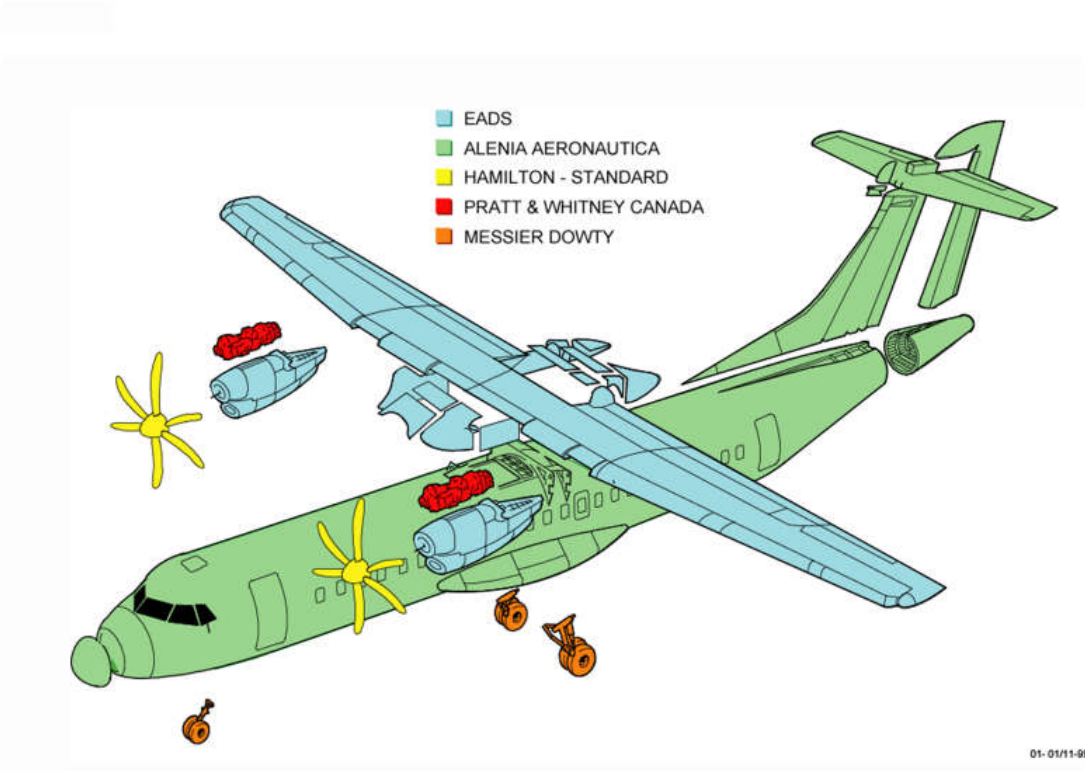
Le condizioni di carico più importanti per il dimensionamento dell'aereo sono il gust in quota e la condizione di atterraggio

Le due figure a latere rappresentano le condizioni di carico per l'ala e la fusoliera in condizioni di volo.

In atterraggio il lift dell'ala è ridotto ed il peso dell'aereo è reagito dal carrello.



01-03/11-99-5



01-01/11-99-5



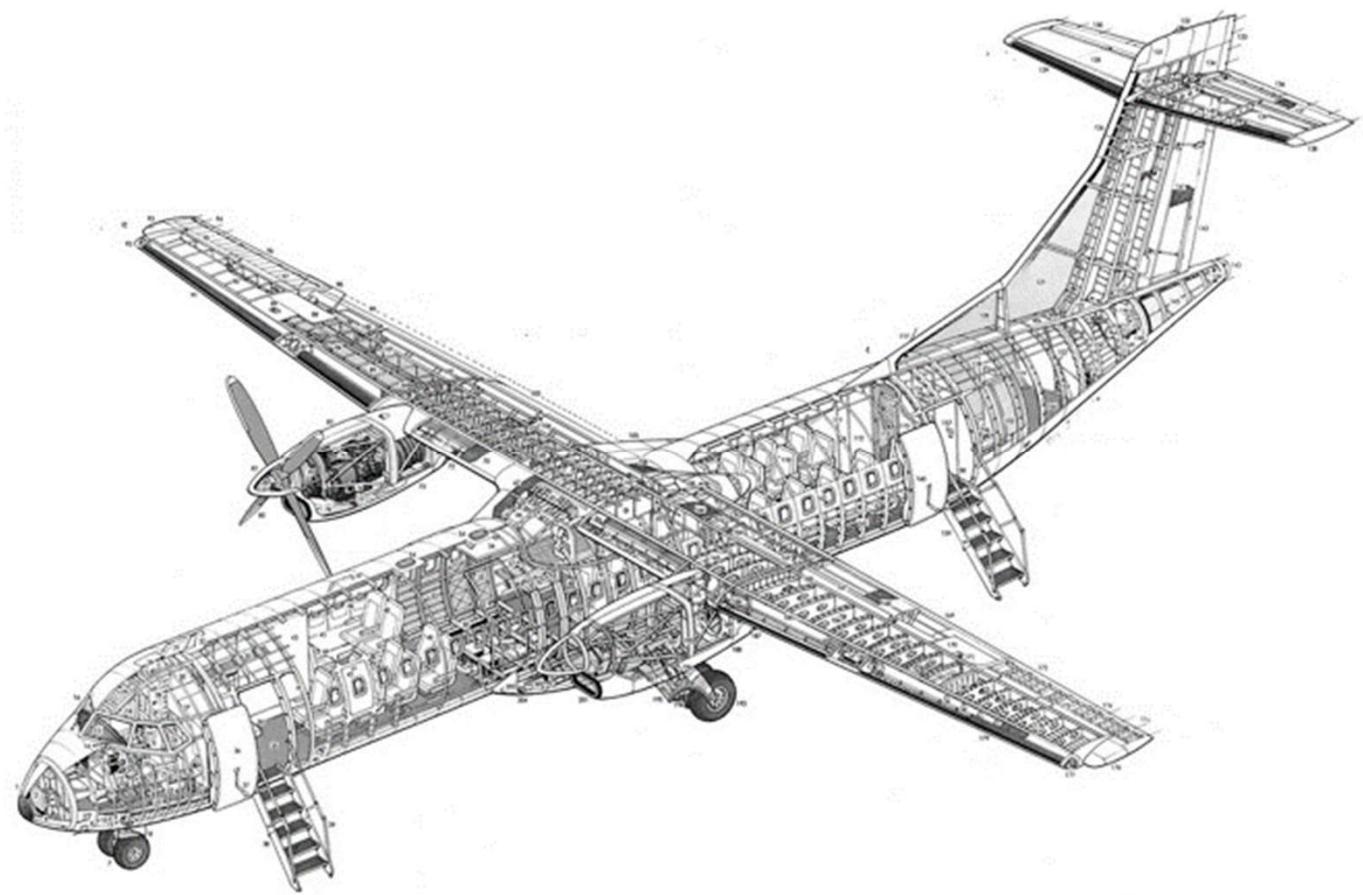
ATR 72 Composite Materials

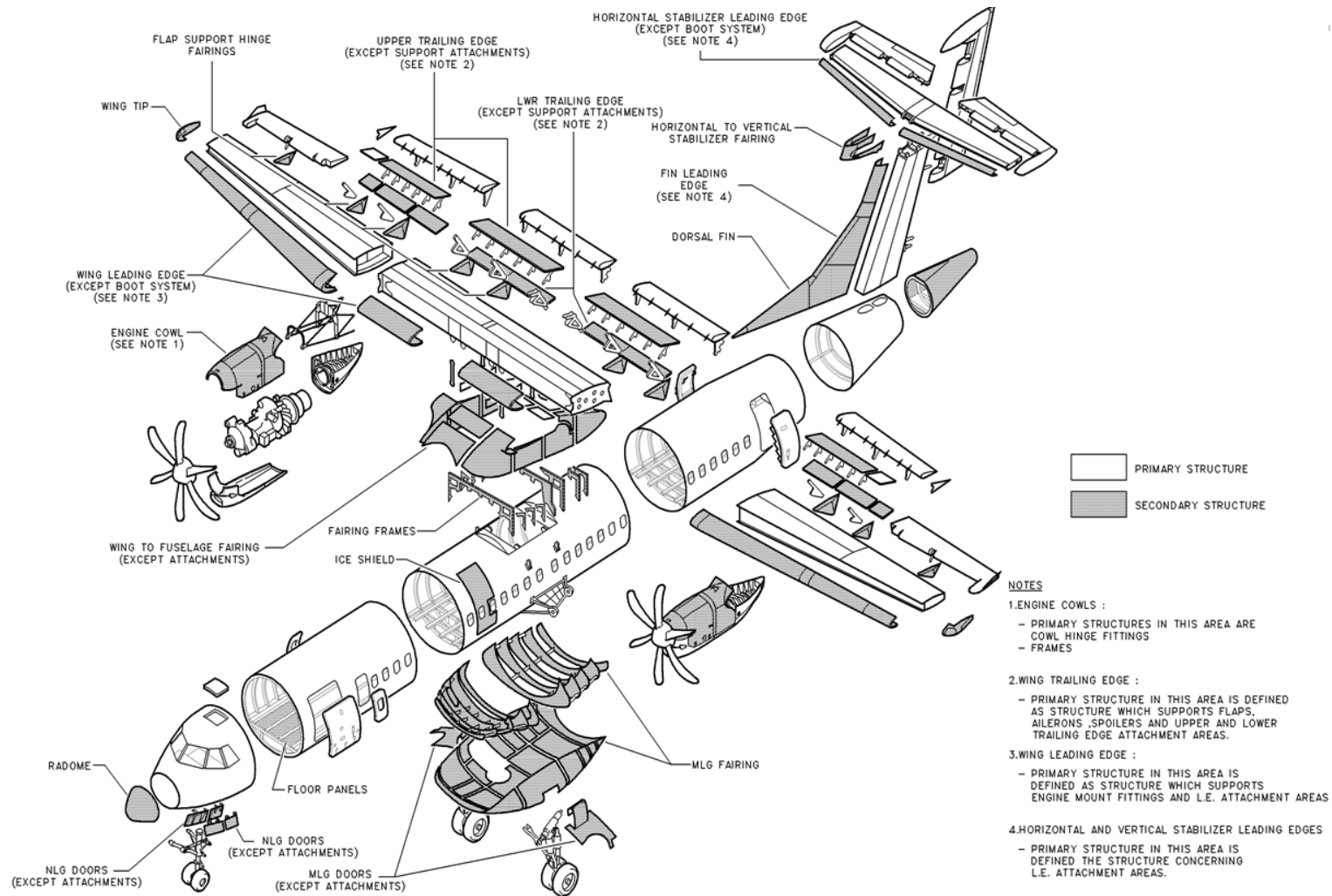
- Carbon/Nomex sandwich
- Carbon monolithic structure
- Kevlar/Nomex sandwich
- Kevlar/Nomex sandwich with stiffening carbon plies
- Fiberglass/Nomex sandwich



- CABIN FLOOR PANELS:** Carbon/Nomex sandwich
- PROPELLER BLADES:** Fiberglass/polyurethane foam/carbon fiber spar
- BRAKES:** Carbon/carbon

Composites use in ATR's ATR72 is illustrated here, and includes the use of glass, aramid and carbon fiber reinforcement. (A similar graphic illustrating composites use on the ATR42 can be viewed online (see "Learn More").





R

PRIMARY AND SECONDARY STRUCTURE

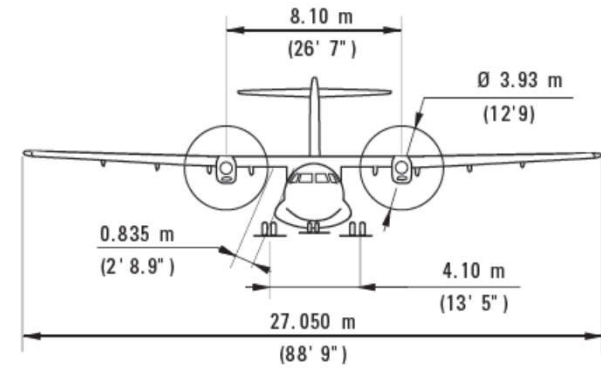
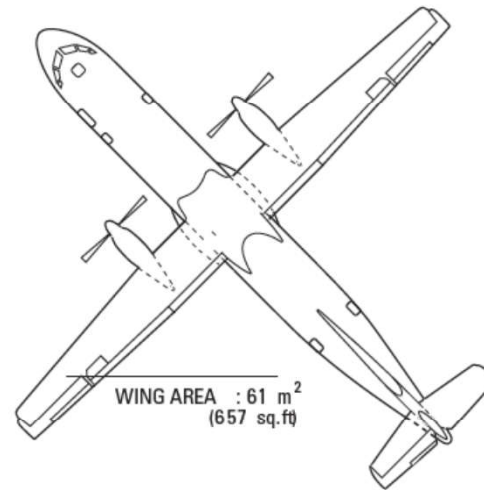
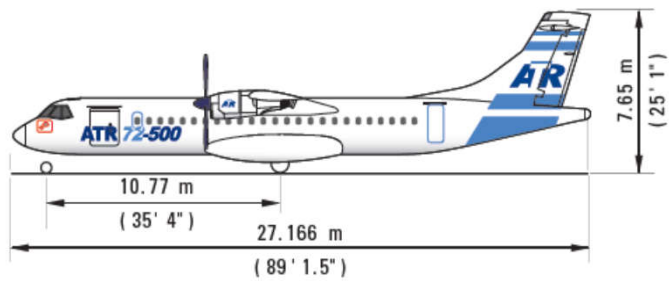
La fusoliera

FUSELAGE STRUCTURAL ARRANGEMENT



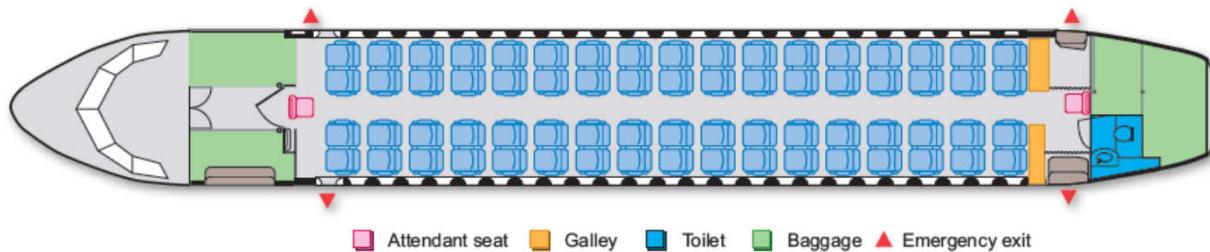
ATR 72-500

THE REFERENCE IN REGIONAL AIR TRANSPORT

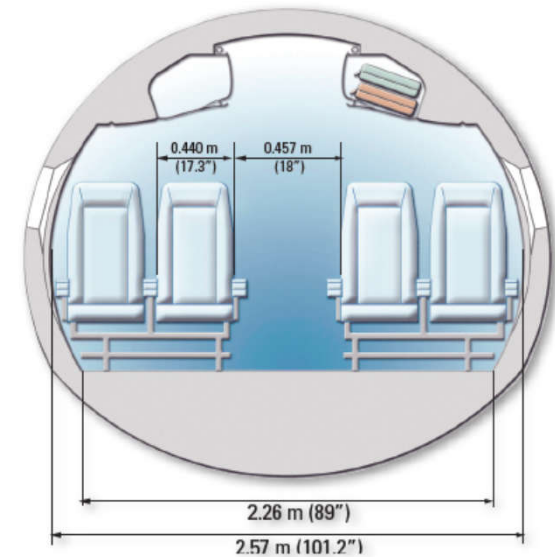


STANDARD CONFIGURATION

68 seats at 31" pitch



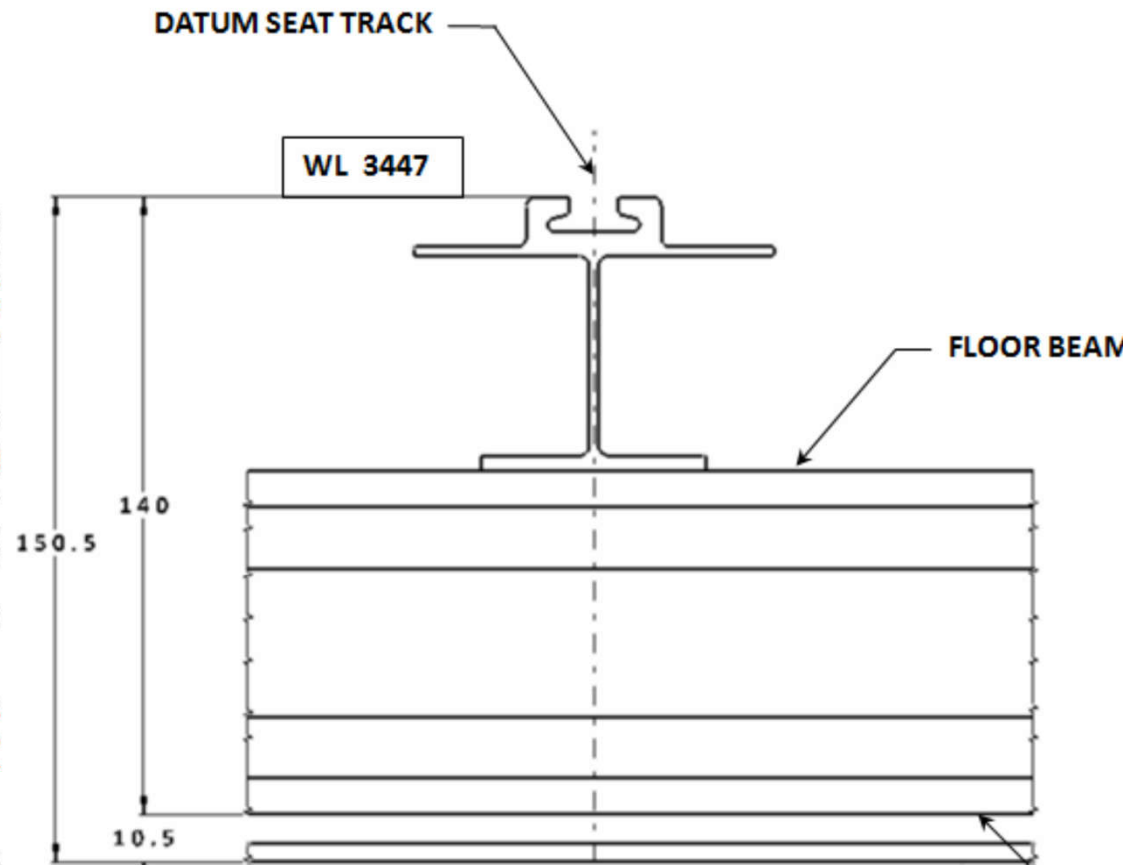
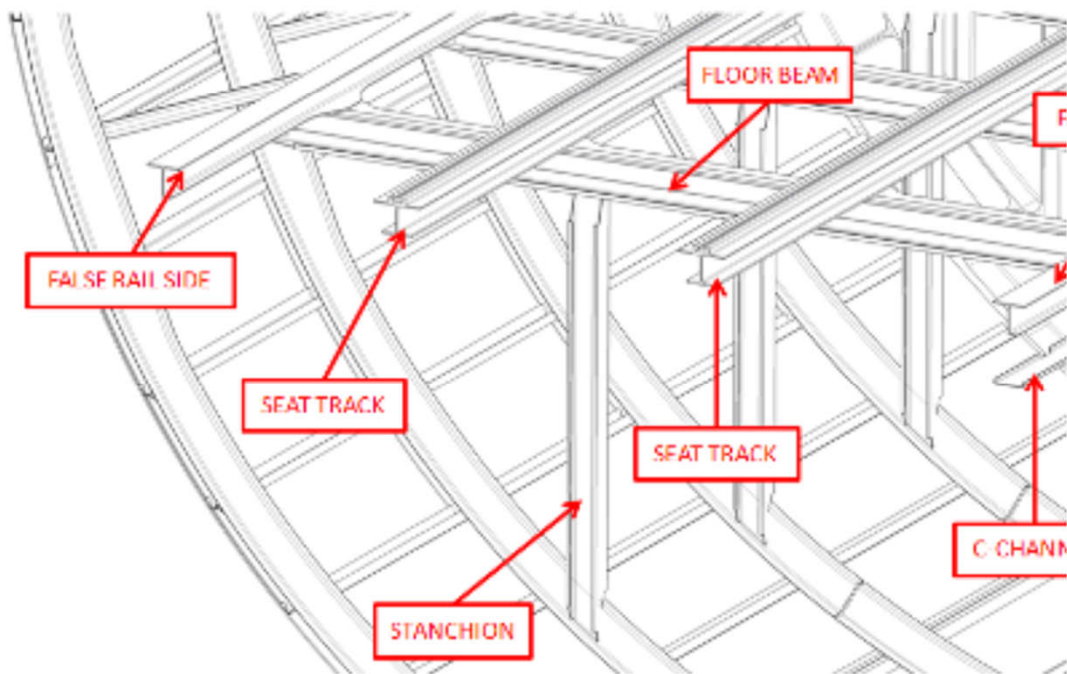
Attendant seat Galley Toilet Baggage Emergency exit

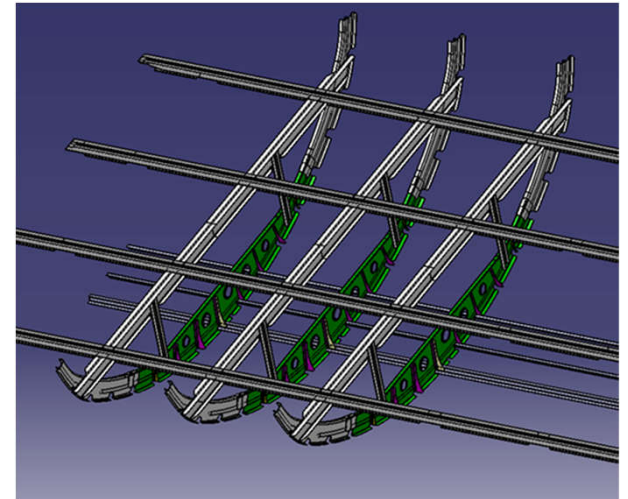
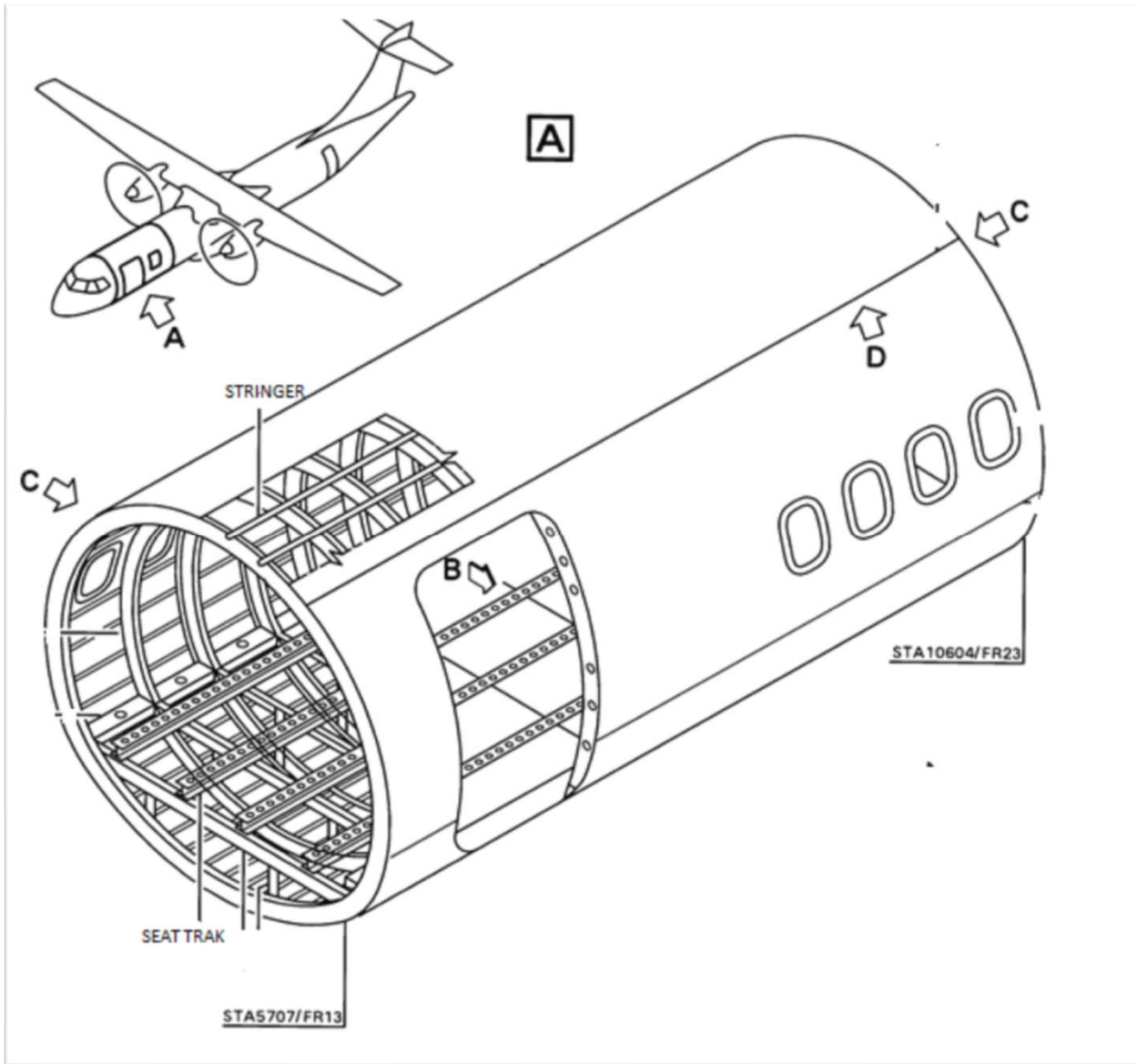


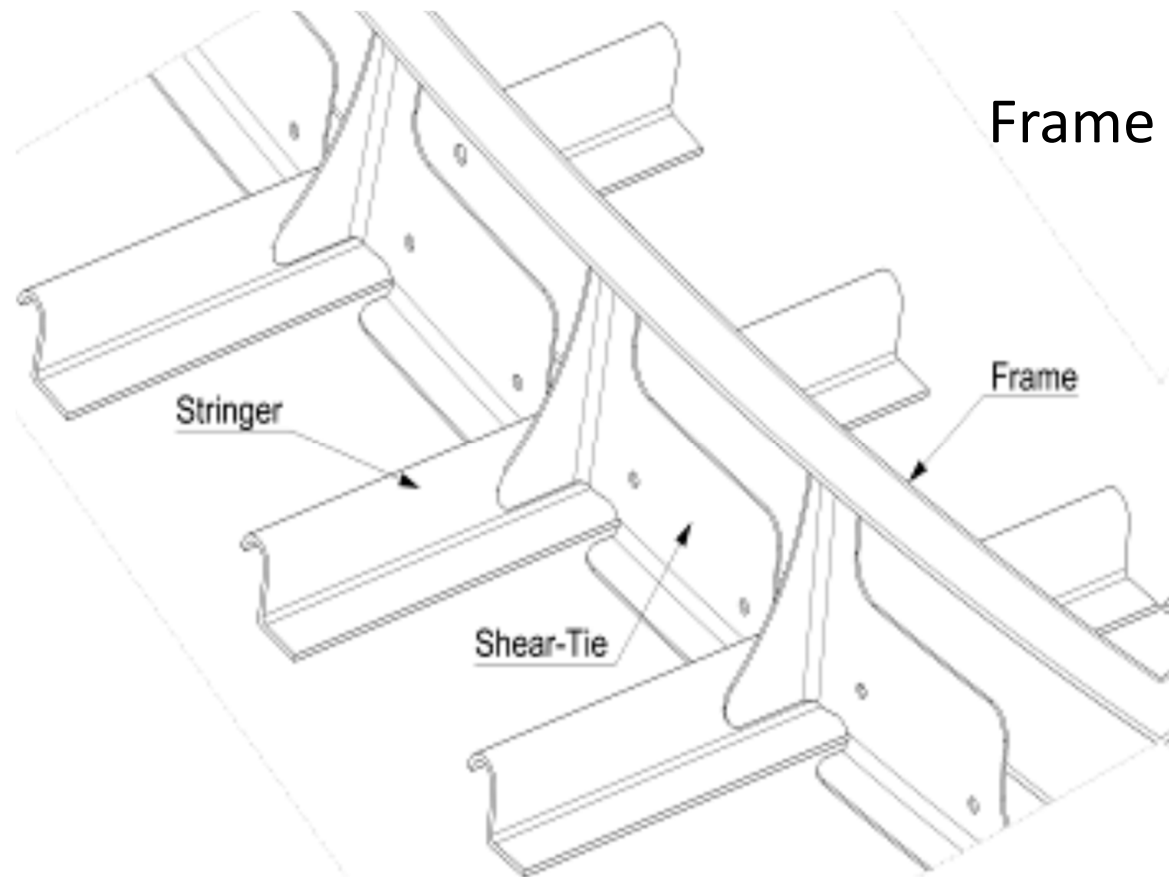
La prima cosa per risparmiare peso sulla fusoliera è quello di ridurre l'area bagnata a parità di volume utile. Incidentalmente questa misura riduce leggermente la resistenza aerodinamica.

- **Riduzione lunghezza:** spostamento della paratia di pressurizzazione il più indietro possibile approfittando del fatto che gli ATR non hanno bisogno dell'APU.
- **Riduzione cross section:** La cross section ha come requisito di provvedere lo spazio richiesto per i passeggeri. Nel caso dell'ATR è inoltre richiesta la possibilità di caricare i container LD3.
 - Minimizzazione altezza ordinate
 - I seat track sono « annegati » nella trave di pavimento
 - Adozione di un doppio lobo minimizzando l'altezza del lobo inferiore

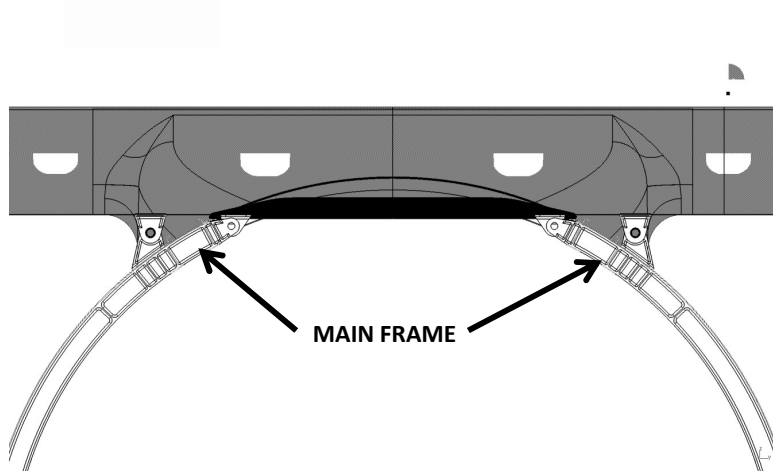
Quello che non è stato fatto sull'ATR







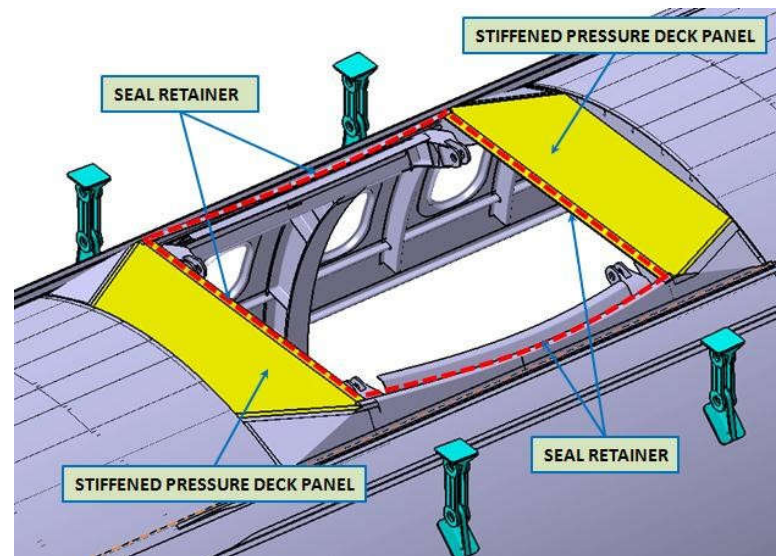
Frame detail



To allow the wing to fit on the fuselage, the Crown Panel and the Main Frames are cut in the crown

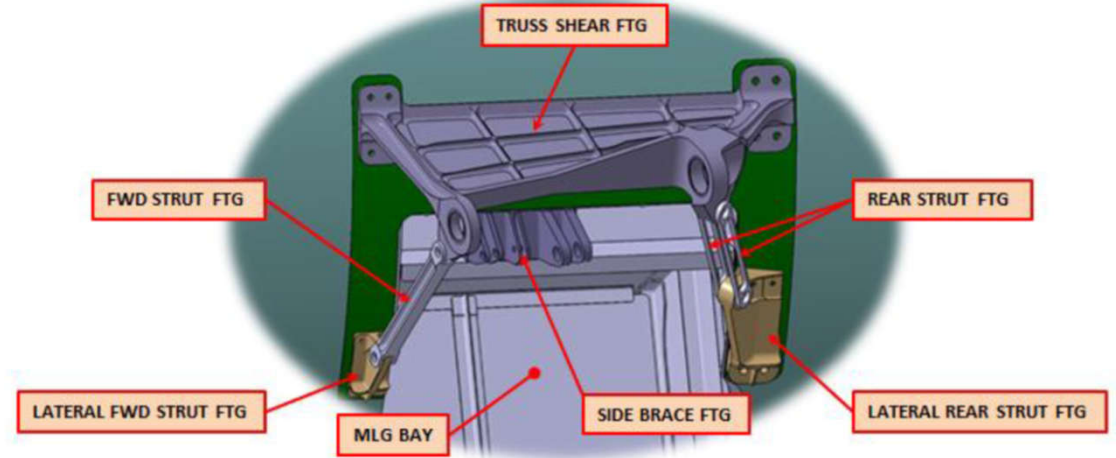
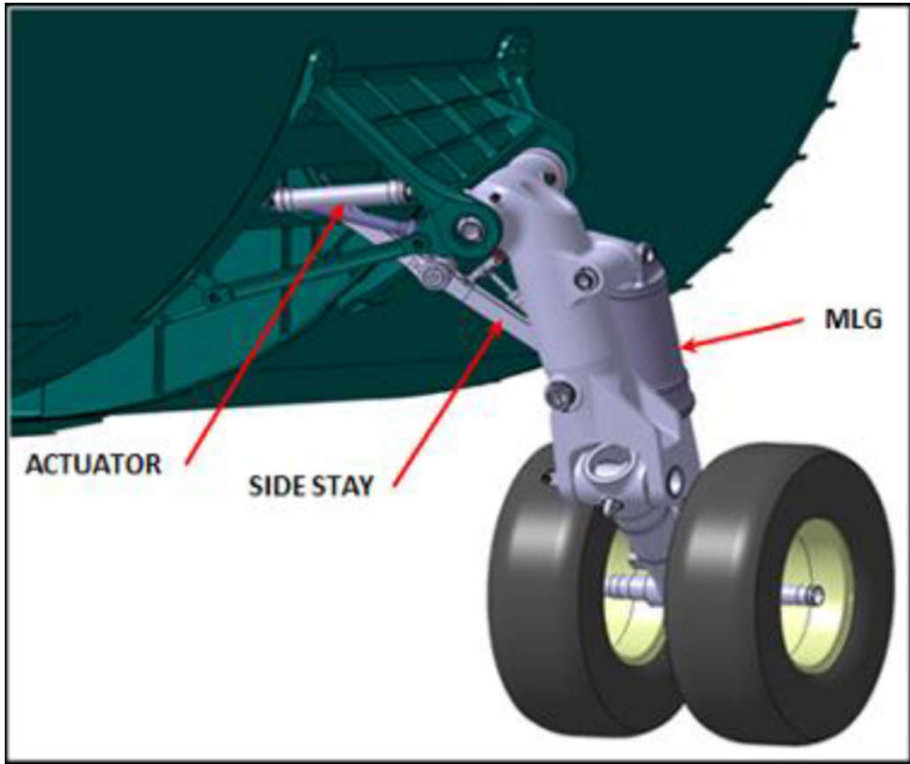


VIEW LOOKING INSIDE



SECTION 15





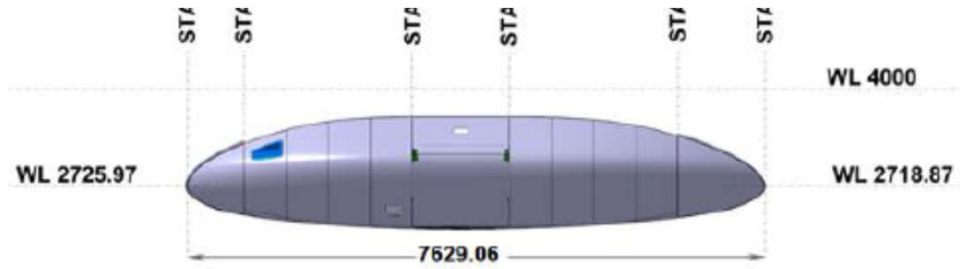


Fig. 128: Section 14 Side View

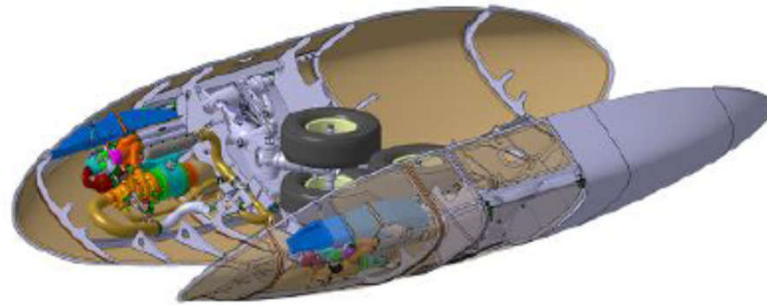
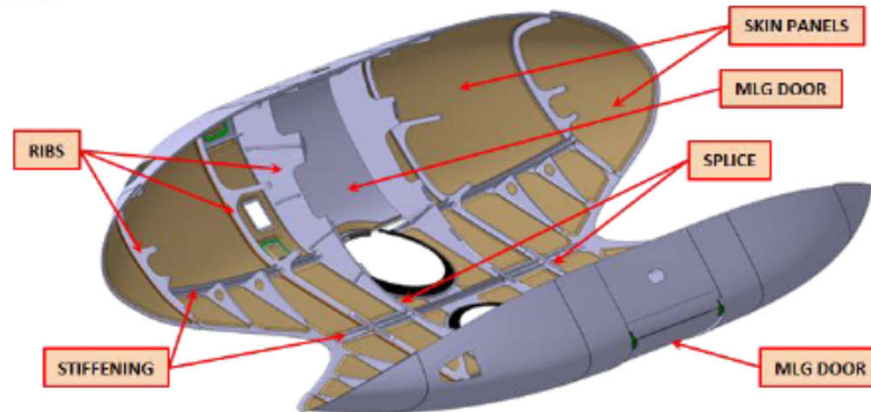
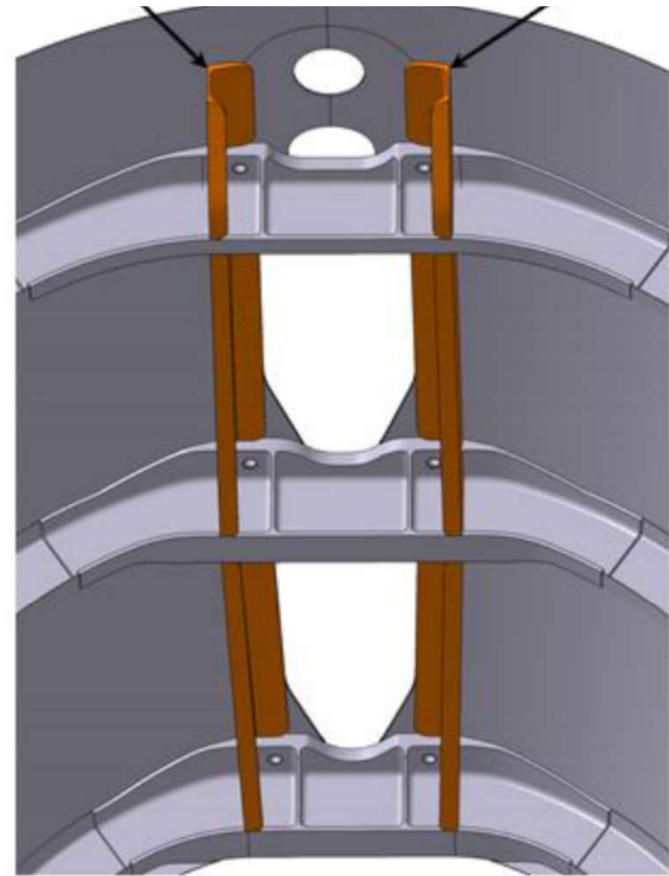


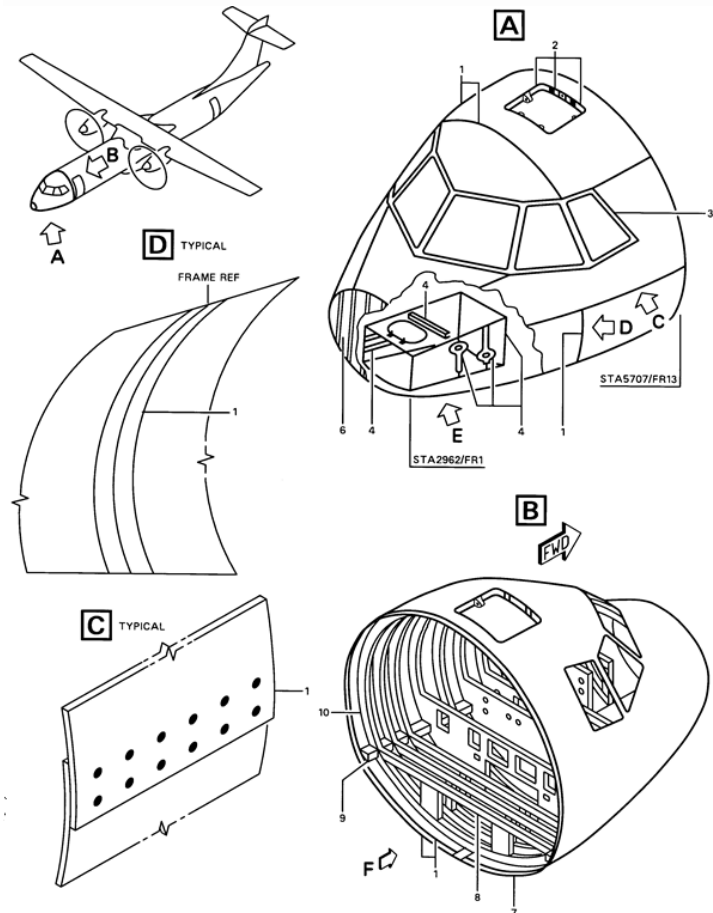
Fig. 129: Belly Fairing with ECS & MLG

main components of the Belly Fairing (see Fig. 130) are:

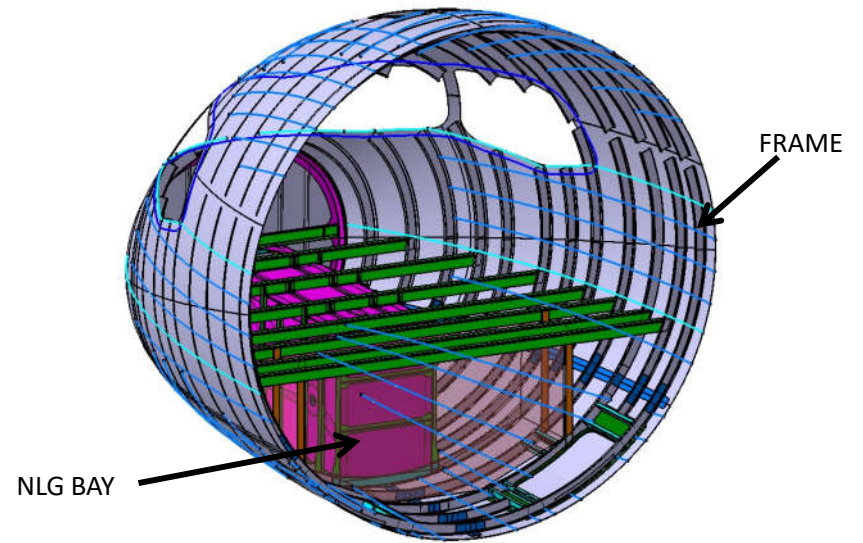
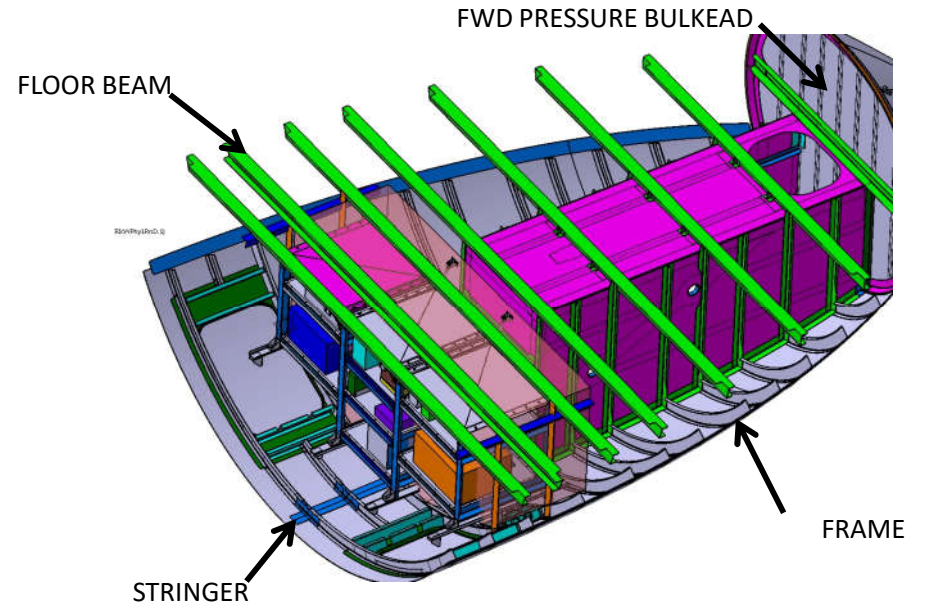
- skin Panels
- Ribs and Splices
- stiffening Elements
- MLG Doors

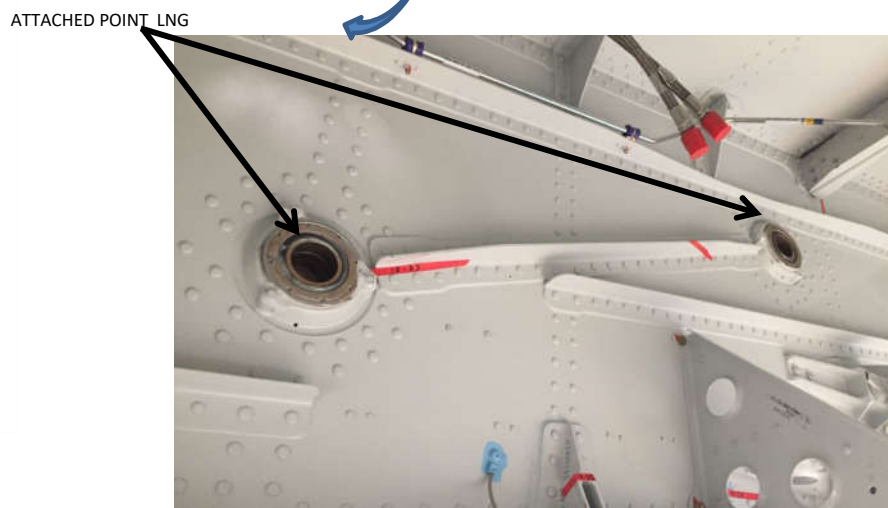
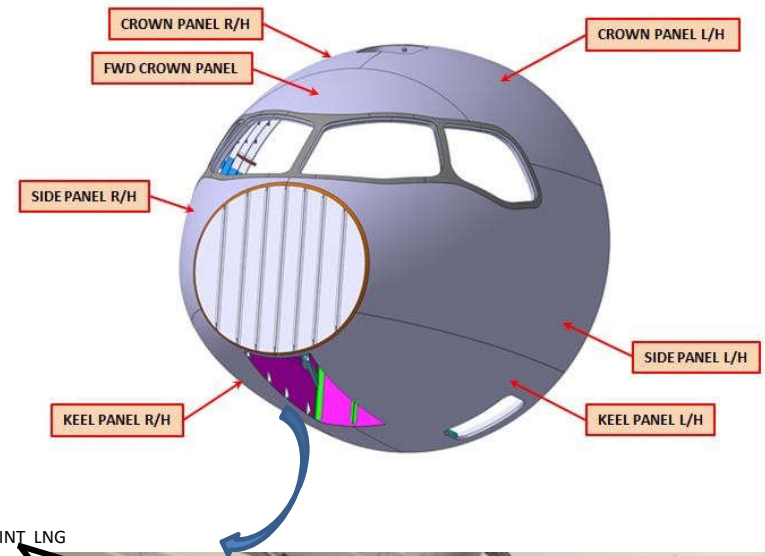
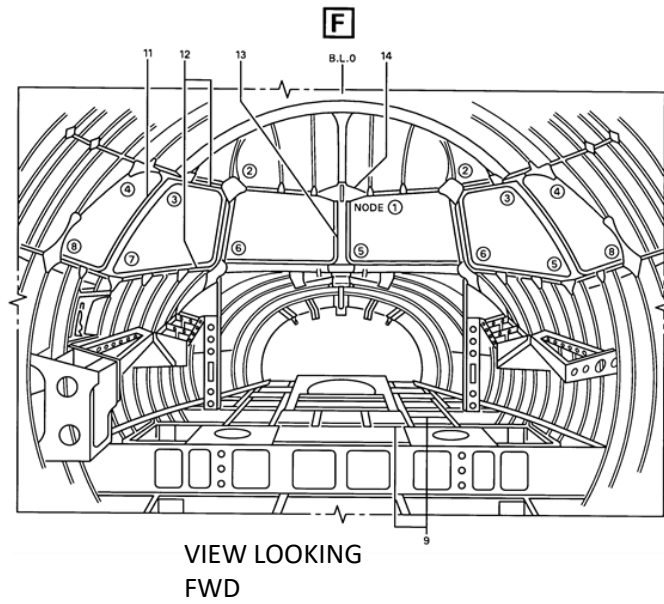
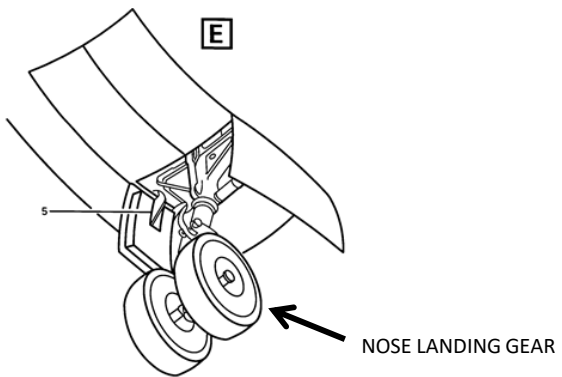




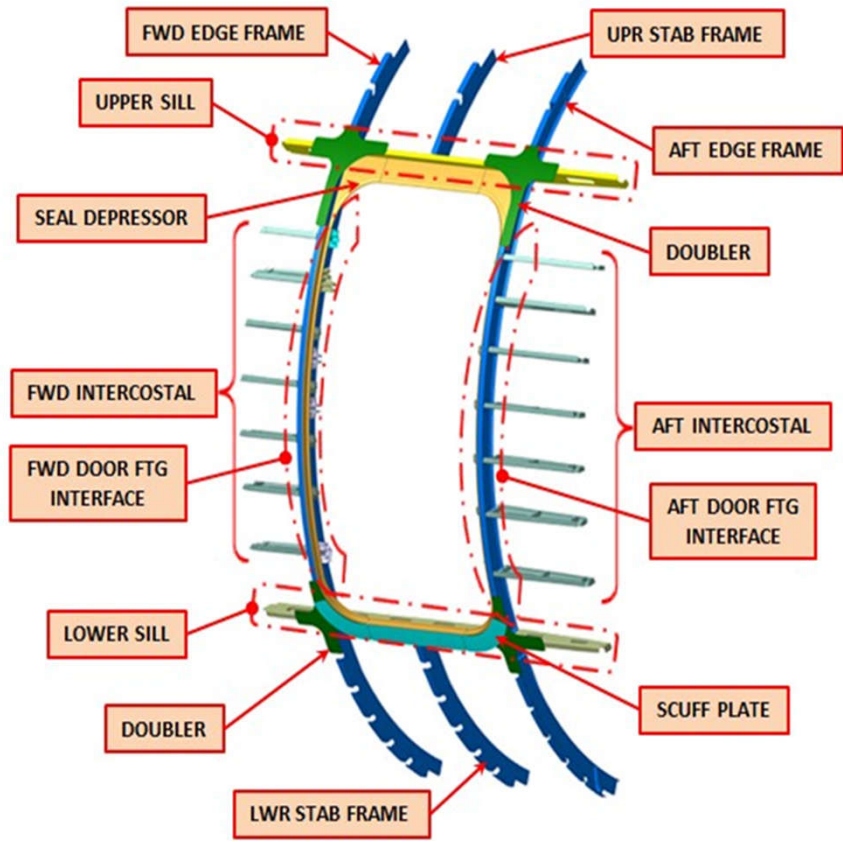


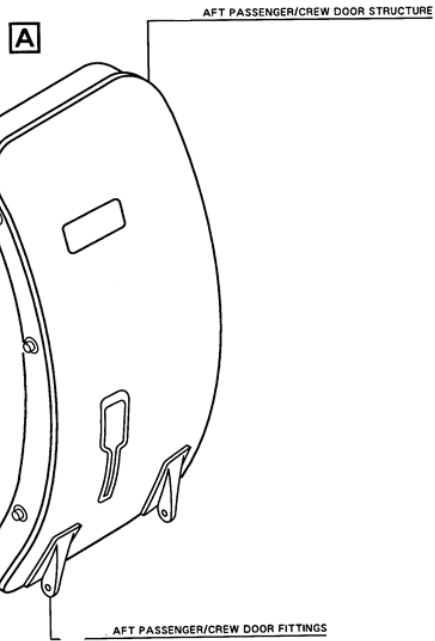
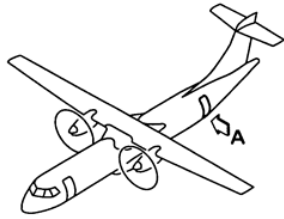
SECTION 11



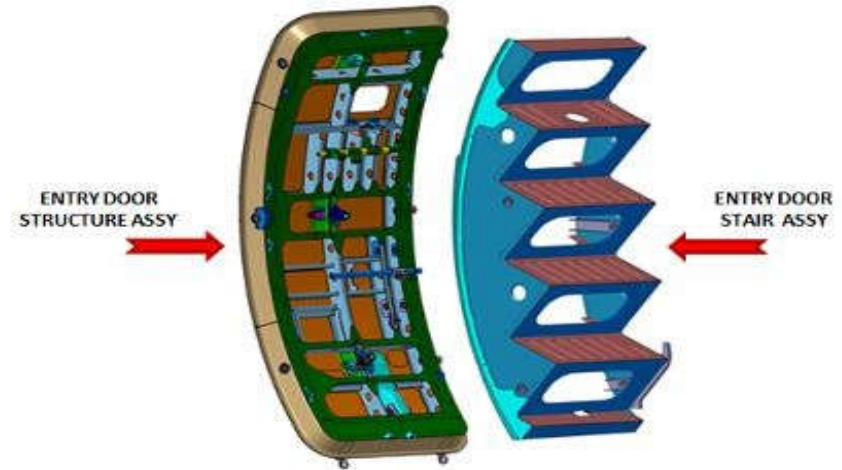


SECTION 11





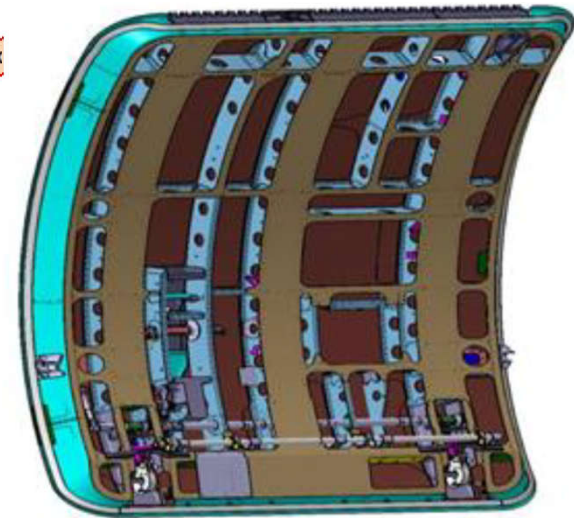
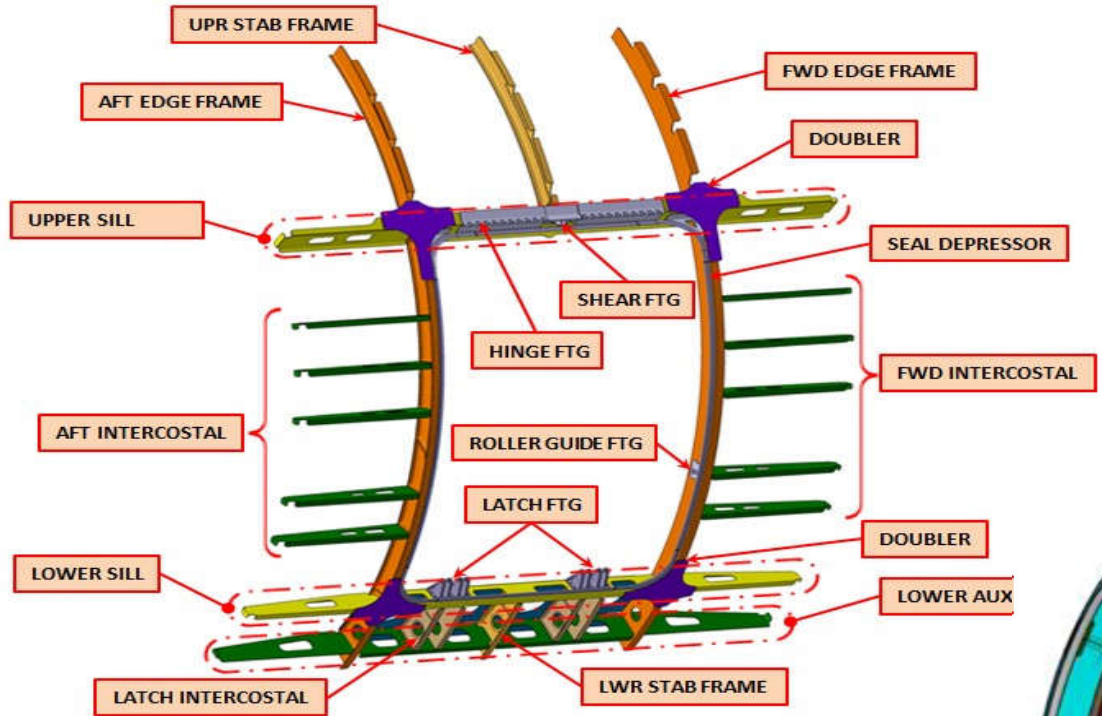
AFT PASSENGERS ENTRY DOOR



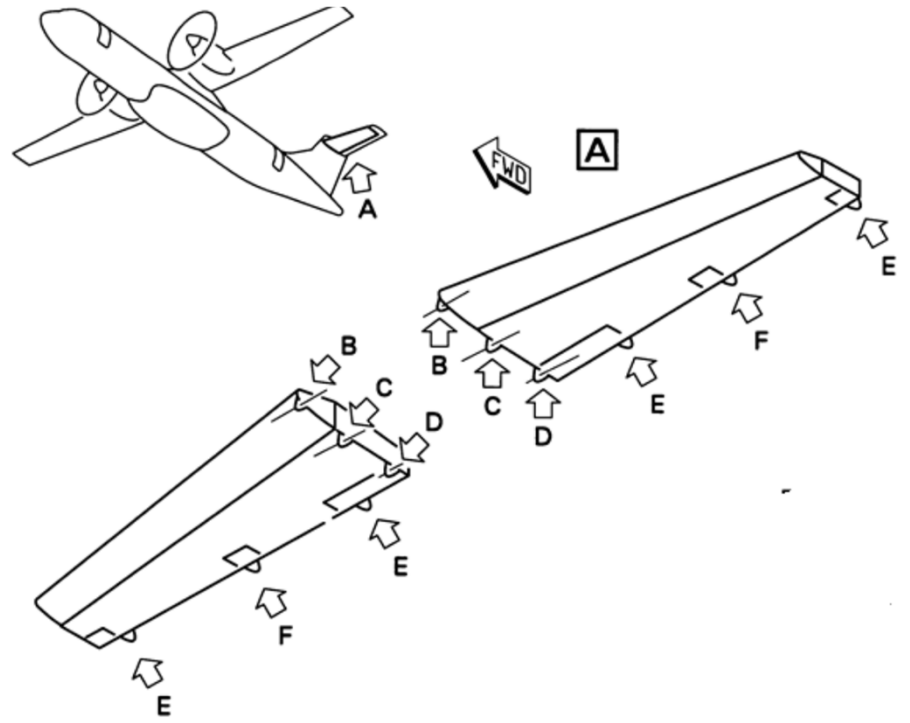
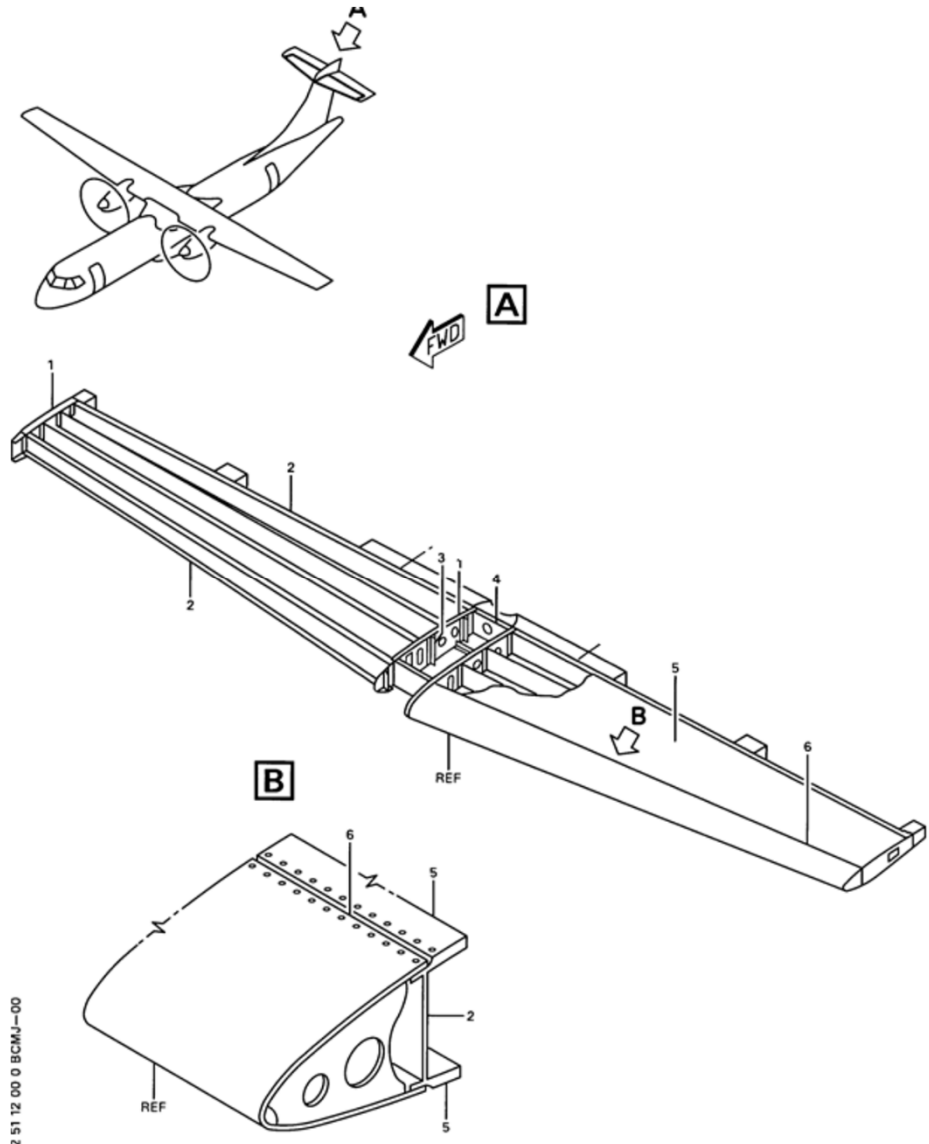
AFT PASSENGERS ENTRY DOOR COMPOSED

R

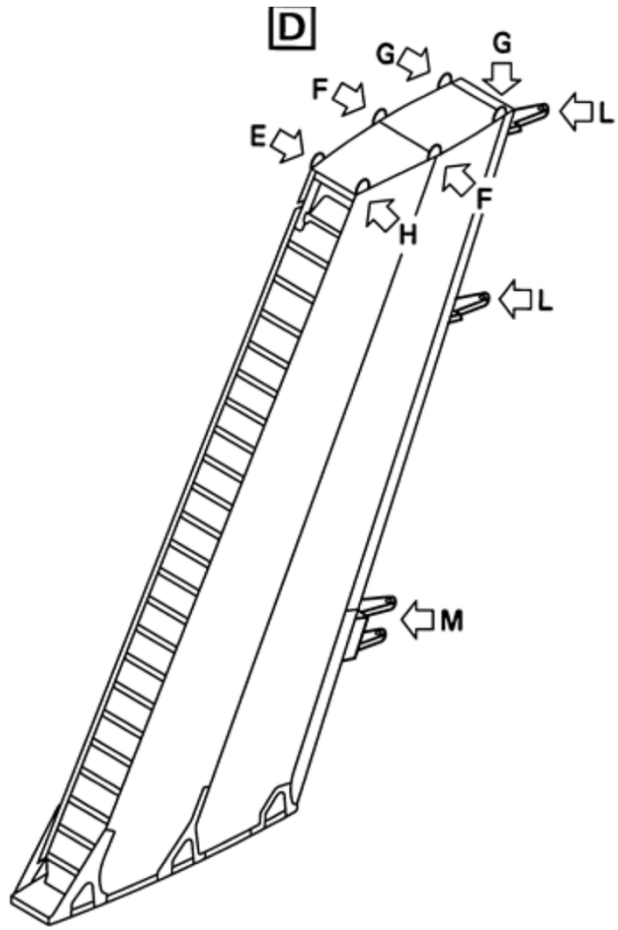
**DOOR
S**

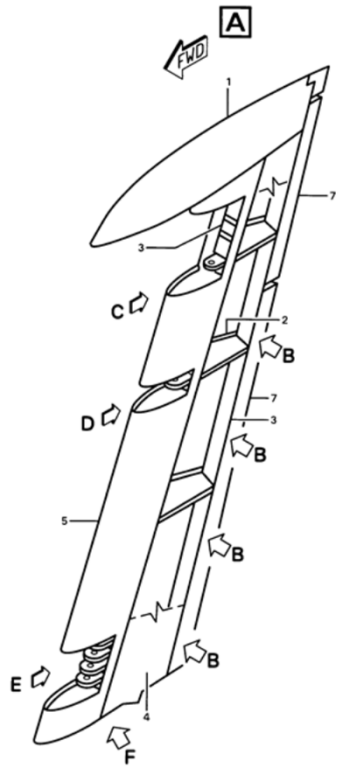
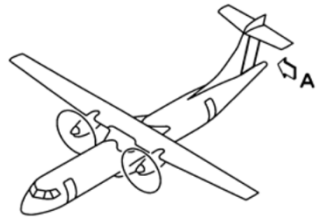


Gli Impennaggi

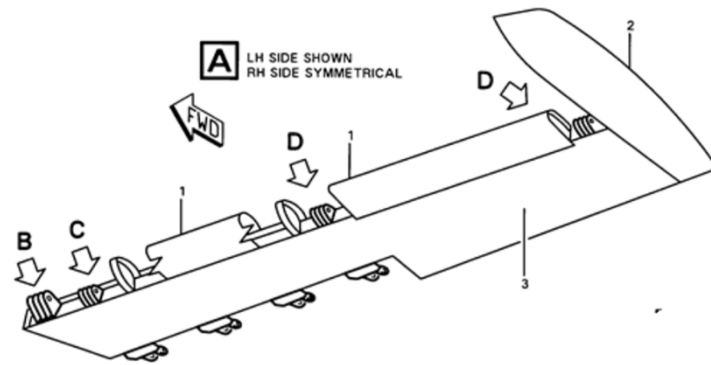
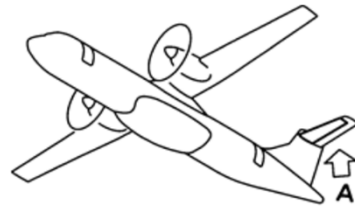


2 51 12 00 0 BCMJ-00

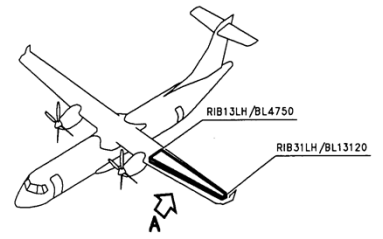
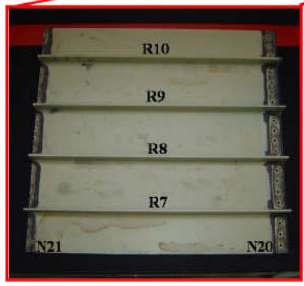
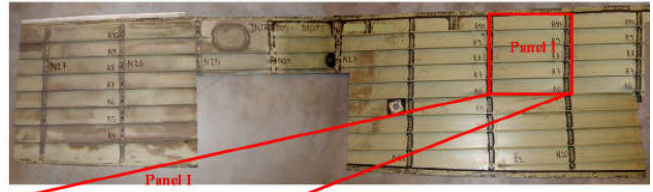
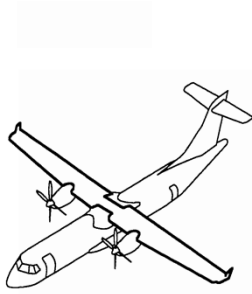




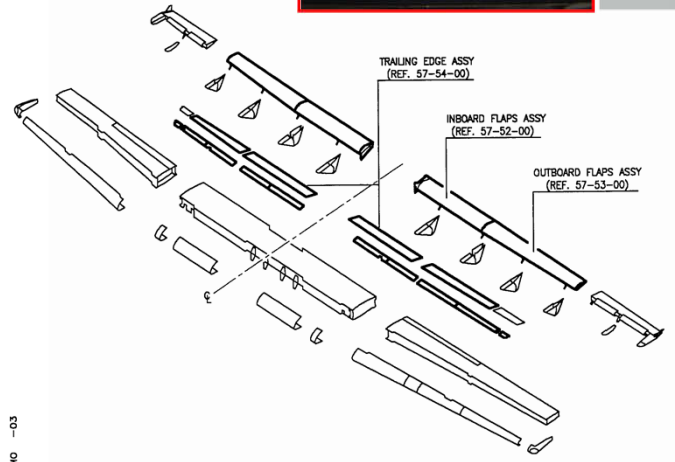
NOTE : FOR DETAILS C,D AND E SEE SHEET 2
FOR DETAIL F SEE SHEET 3



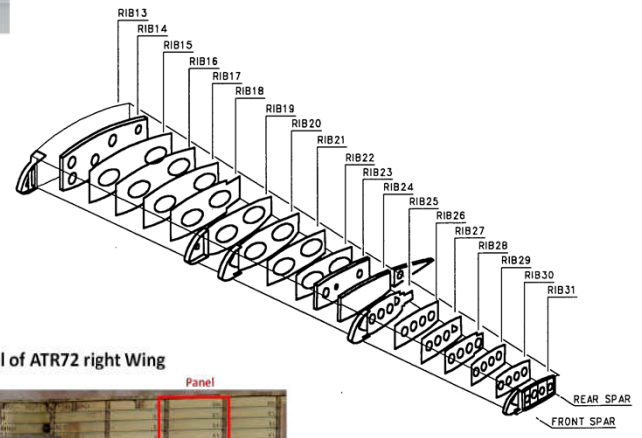
L'Ala



A LH SIDE SHOWN
RH SIDE SYMMETRICAL



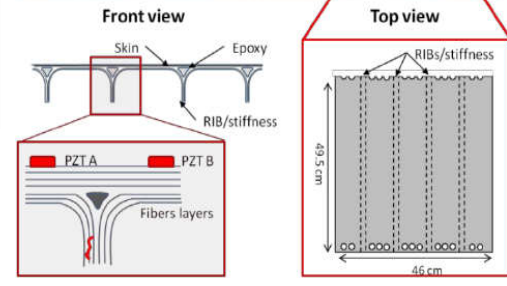
Trailing Edge - General



Complete back panel of ATR72 right Wing



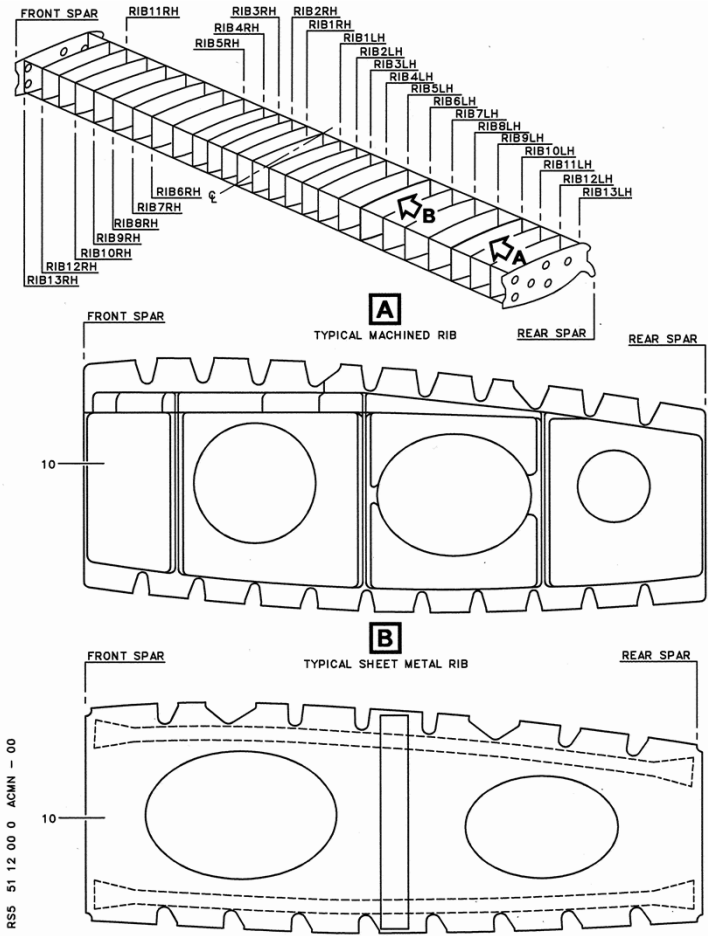
IE IDENTIFIED IN 57-23-10



Ribs Figure 001

RS5 57 50 00 0 AAMG -03

Printed in France

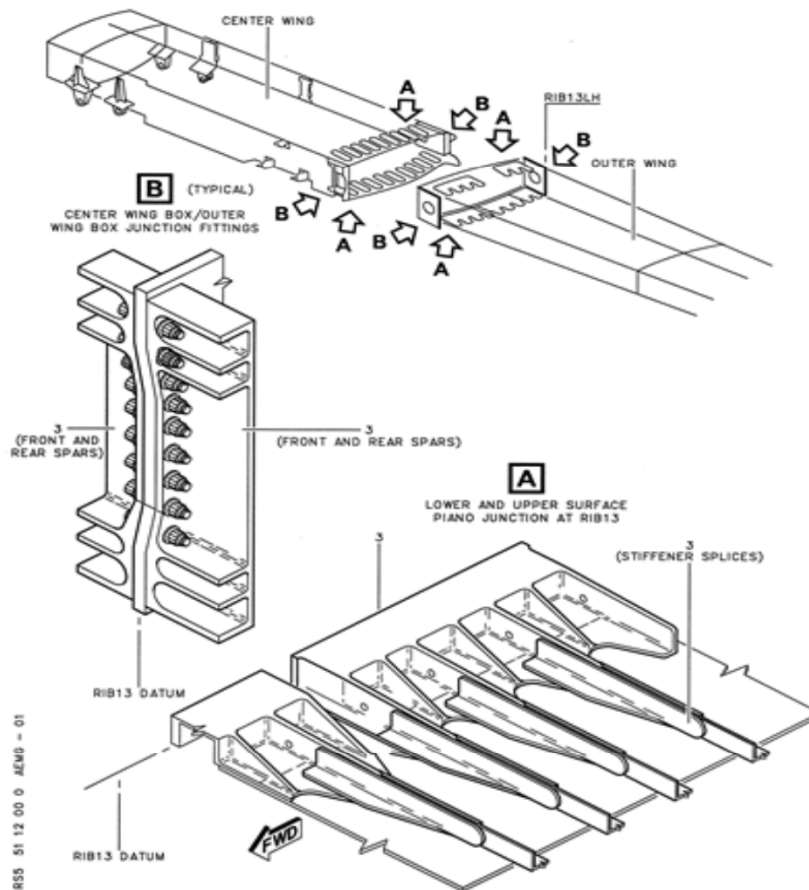
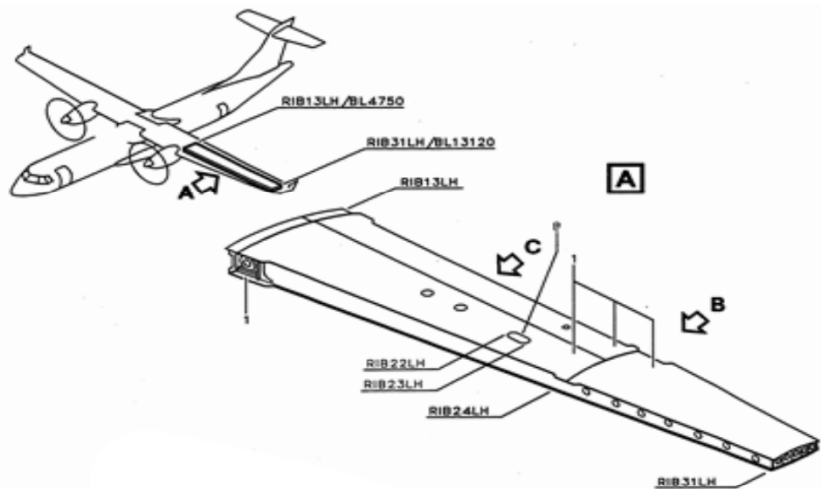


RSS 51 12 00 0 ACWN - 00

PSE - Location
Center Wing Box
Figure 17 (Sheet 5)

51-12-00
Page 82
Jan 01/00

Printed in France



RSS 51 12 00 0 AEND = 01

