

Università degli Studi di Bologna  
FACOLTA' DI INGEGNERIA

Corso di Laurea in Ingegneria Meccanica  
elaborato finale di laurea  
in

Disegno Tecnico Industriale

# *Studio di fattibilità di una versione ultraleggera del velivolo RE 2005*



***Tesi di Laurea di:  
VINCENZO ERRANI***

***Relatore:  
Prof. Ing. LUCA PIANCASTELLI***

***Correlatori:  
Prof. Ing. GIANNI CALIGIANA  
Prof. Ing. ALFREDO LIVERANI  
Dott. Ing. ENRICO TROIANI***

# Scopo della tesi

**VERIFICARE LA POSSIBILITA' DI REALIZZARE UNA VERSIONE DEL RE 2005 AVENTE LE SEGUENTI CARATTERISTICHE:**

- STESSE DIMENSIONI E MEDESIMA FORMA DEL VELIVOLO ORIGINALE



APERTURA ALARE 11m  
LUNGHEZZA 8.91 m

- OMOLOGAZIONE NELLA CATEGORIA ACROBATICA



Fattore di carico  $n=6$

- RISPETTO DEL LIMITE DI MASSA IMPOSTO DALLA NORMATIVA FAR 23 PER VELIVOLI ULTRALEGGERI



450 Kg AL DECOLLO



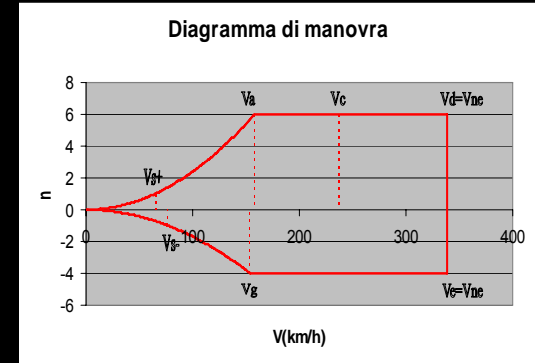
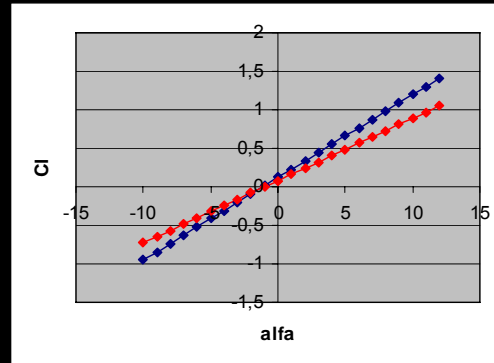
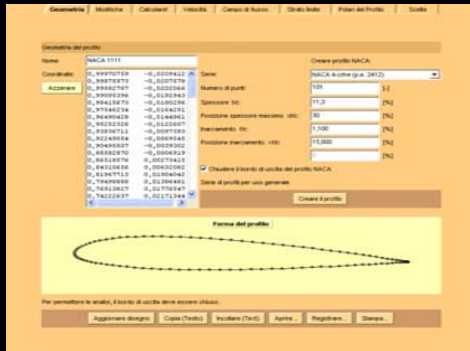
Pilota+passaggero=150 kg  
carrello+sistema di comando=20 kg  
comandi+leve+sedili=30 kg  
serbatoio+combustibile=20kg  
motore+castello motore=74 kg  
elica=16kg



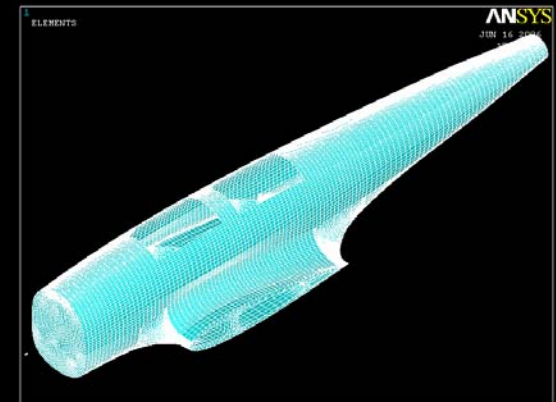
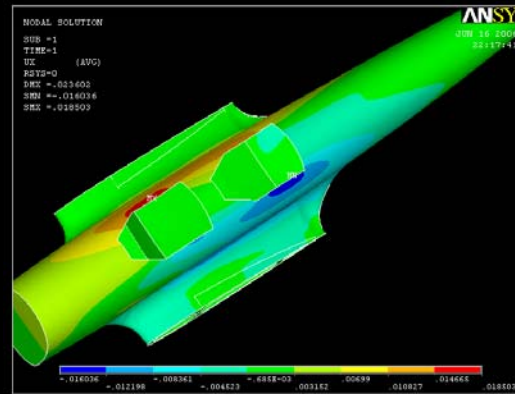
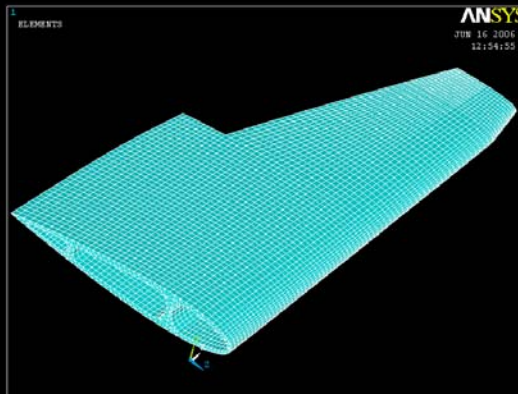
**Massa utile per la  
struttura = 140 kg**

# Struttura della tesi

- **Prima parte:** determinazione delle caratteristiche aerodinamiche + calcolo dei carichi



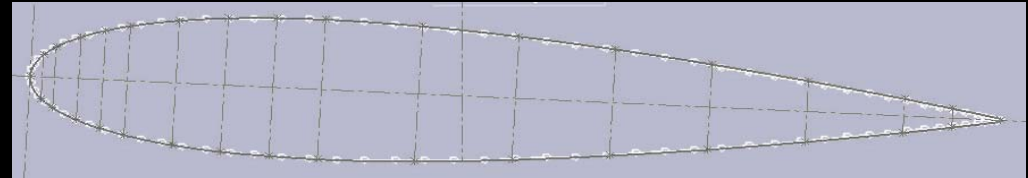
- **Seconda parte:** modellazione ed analisi FEM dell'ala e della fusoliera per verificarne la resistenza alle sollecitazioni



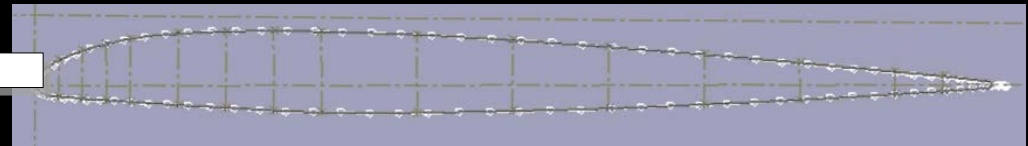
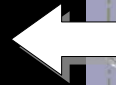
# Caratteristiche aerodinamiche dell'ala isolata

- Identificazione dei profili alari mediante confronto tra disegni CAD e profili generati da JAVAFOIL

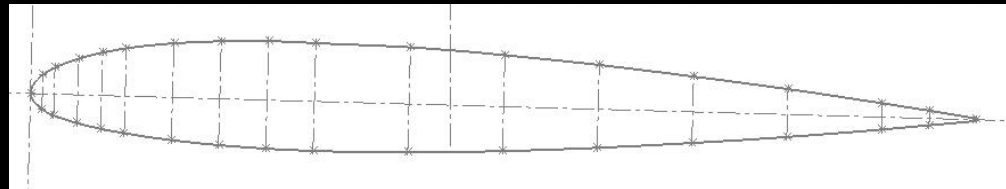
Profilo di radice: NACA 0016



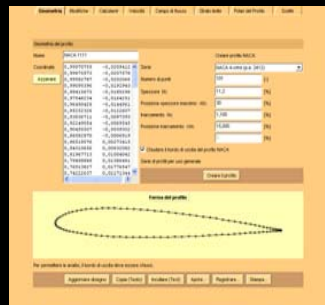
Profilo di estremità: NACA 23009



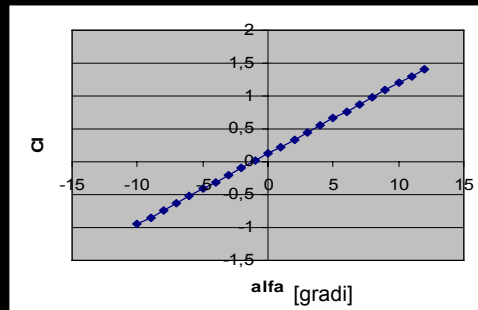
Profilo medio dell'ala



- Determinazione della retta di portanza dell'ala

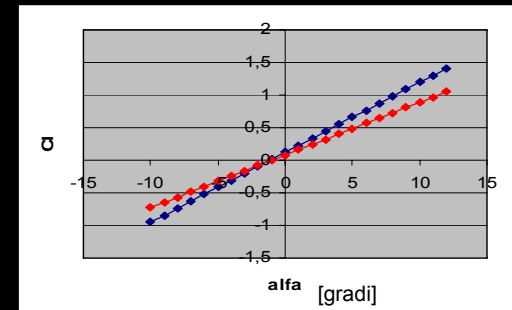
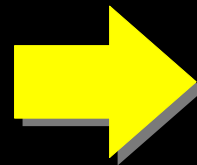


JavaFoil



Retta  $Cl-\alpha$  profilo medio

NACA Technical Report 572



Retta  $Cl-\alpha$  ala

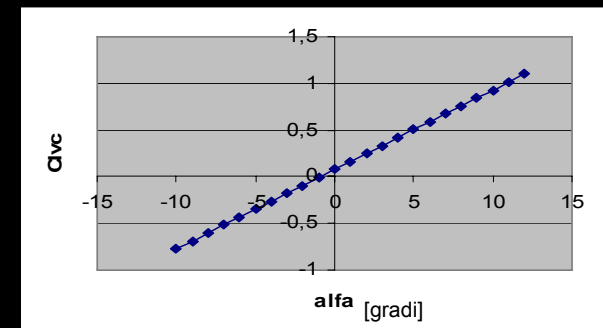
# Caratteristiche aerodinamiche del velivolo completo

- ala non calettata
  - fusoliera
  - impennaggio orizzontale calettato di -0,3 gradi
- ➔ **Velivolo parziale**
- ➔ **Velivolo completo**

## Conseguenze:

- aumento dell'inclinazione della retta di portanza

$$C_{lvc}[\alpha] = C_{lala}[\alpha] K_{af} + C_{limp}[\alpha] \frac{S_0}{S} \left( 1 - \frac{d\alpha_i}{d\alpha} \right)$$



- Il centro aerodinamico del velivolo parziale non coincide con quello dell'ala

# Carichi di manovra

## Il diagramma di manovra

- Mette in relazione la velocità con il fattore di carico

$$n = L / Q$$

- Stabilisce un limite strutturale
- Stabilisce un limite aerodinamico
- Manovre simmetriche
- Quota zero

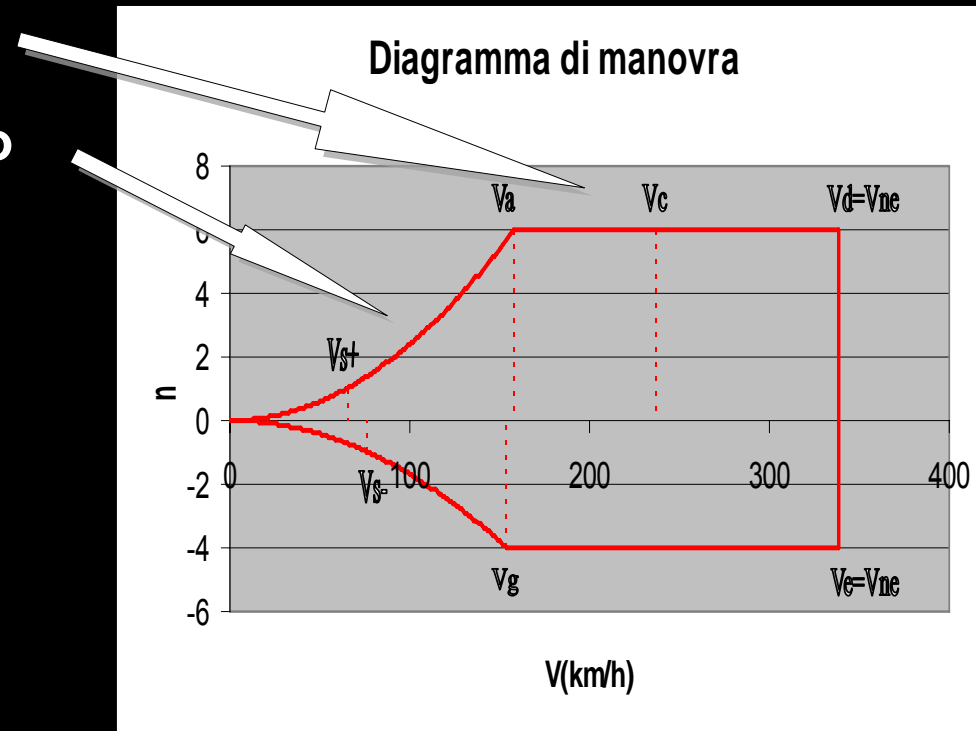
- **n** minimo volo diritto  
 $n = 6$
- **n** minimo volo rovescio  
 $n = -3$

- consente di calcolare i carichi limite

FS=1,5

carichi di robustezza

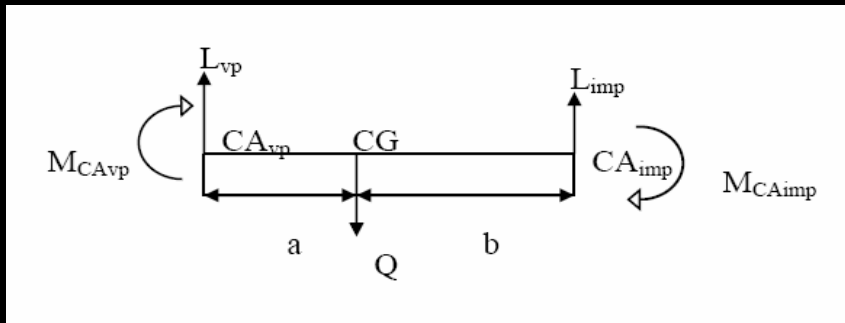
- la condizione di carico più gravosa si ha nel punto D



# Carichi di manovra

## Il diagramma di bilanciamento statico dei piani di coda

- Mette in relazione la velocità con la portanza sviluppata dall'impennaggio orizzontale

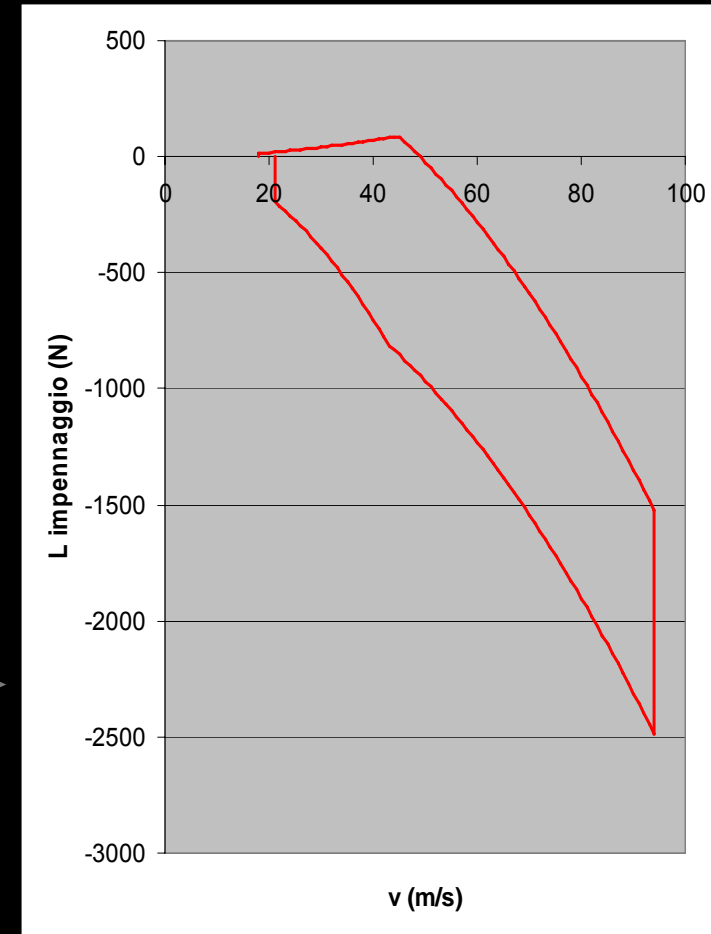


- Si trova imponendo l'equilibrio alla rotazione

$$L_{imp} = \frac{n \cdot Q \cdot a}{a + b} + \frac{0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot MAC \cdot c_{m,CA-VP}}{a + b} \cdot v^2$$

$$M_{CA,VP} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot MAC \cdot c_{m,CA-VP}$$

$$L = n \cdot Q$$



$$L_{imp} (D) = -1574 \text{ N}$$

# Carichi di manovra

## carichi applicati

- **Carichi al castello motore**

Carico inerziale

$$F_y = M_{tot} \cdot g \cdot n \cdot FS = -8034 N$$

Carico laterale da FAR 23

$$F_z = \pm \frac{M_{tot} \cdot g \cdot n_1 \cdot FS}{3} = \pm 2678 N$$

Trazione

$$F_x = T \cdot FS = \frac{P_m}{v_{max}} \cdot FS = 2297 N$$

Coppia motrice

$$C_x = \frac{P_m \times 60}{2 \times \pi \times n} \cdot FS = 287 Nm$$

- **Carichi da accelerazioni di beccheggio**

Provocano un incremento della portanza sull'impennaggio



$$L_{imp}^{tot} = (L_{imp} + \Delta L) \cdot FS = -7240 Nm$$

- **Carichi concentrati**

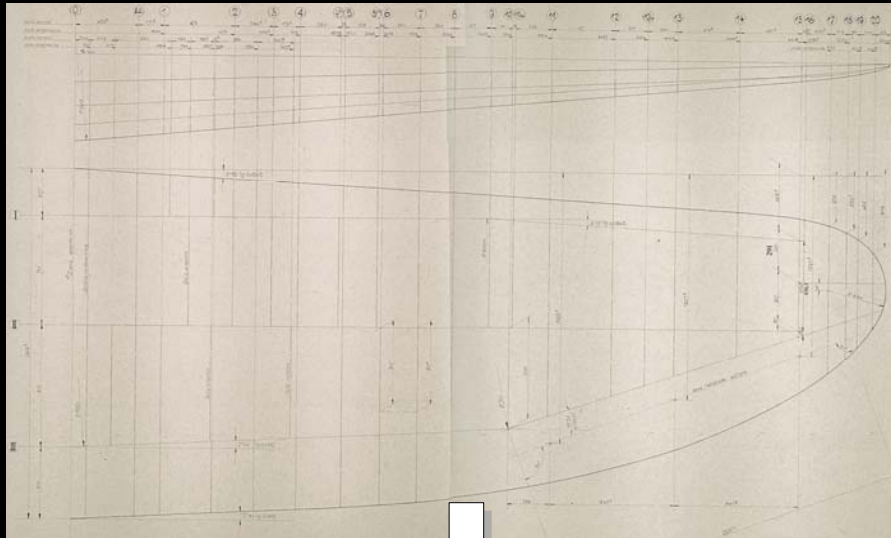
Carichi inerziali da pilota e passeggero

$$F_y = -M \cdot g \cdot n \cdot FS = -7063 N$$



# Carichi dovuti alla distribuzione di portanza andamento della corda alare lungo y

Studio disegni originali



Espressione matematica

Bordo d'ingresso {

$$xi1[y] = -0.0562y + 0.7465$$

$$xi2[y] = \sqrt{a^2 \left( 1 - \frac{(y-h)^2}{b^2} \right)}$$

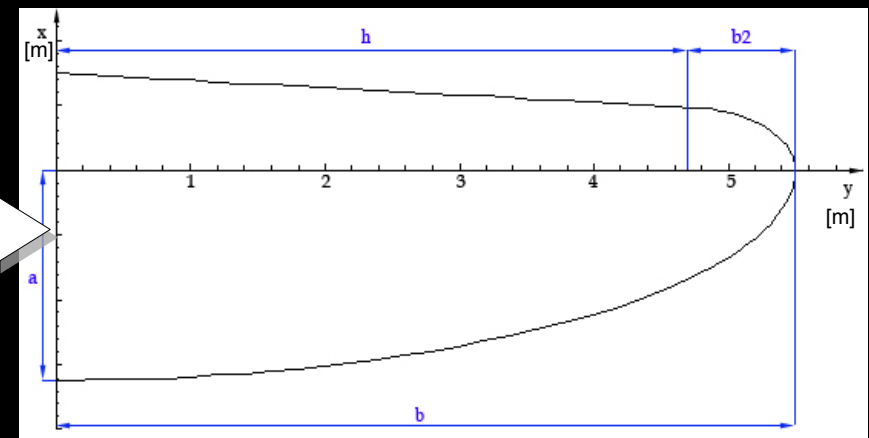
$b2 = 0.839 \text{ m}$   $a2 = 0.482 \text{ m}$   $h = 4.66 \text{ m}$

Bordo d'uscita

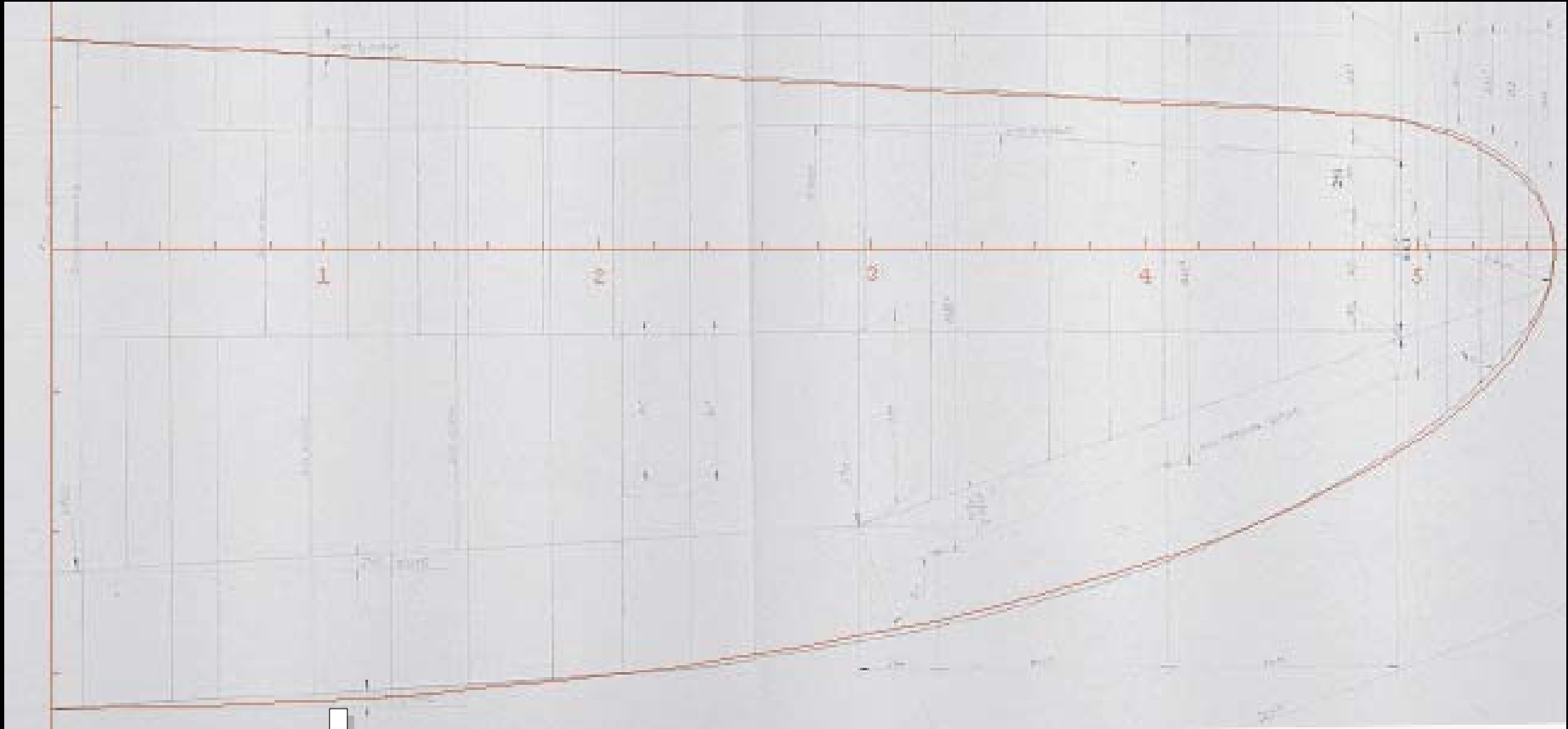
$$xu1[y] = -\sqrt{a^2 \left( 1 - \frac{y^2}{b^2} \right)}$$

$a = 1.619 \text{ m}$   $b = 5.500 \text{ m}$

Andamento della corda in  
funzione della distanza dalla  
mezzeria y



# Carichi dovuti alla distribuzione di portanza andamento della corda: confronto risultato-disegno originale



La sovrapposizione non evidenzia  
discrepanze degne di nota



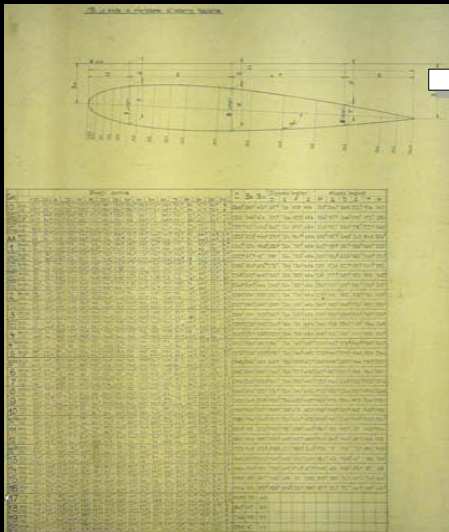
$$c1[y] = xi1[y] - xu1[y] \quad 0 < y < 4.742 \text{ m}$$

$$c2[y] = xi2[y] - xu2[y] \quad 4.742 < y < 5.5 \text{ m}$$

# Carichi dovuti alla distribuzione di portanza andamento del coefficiente di portanza lungo y

Disegni originali profili dell'ala:

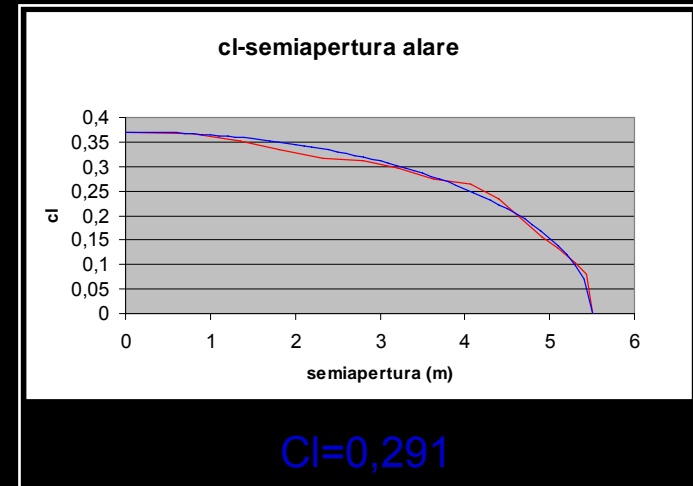
- calettata 3 gradi rispetto all'asse elica
- svergolata



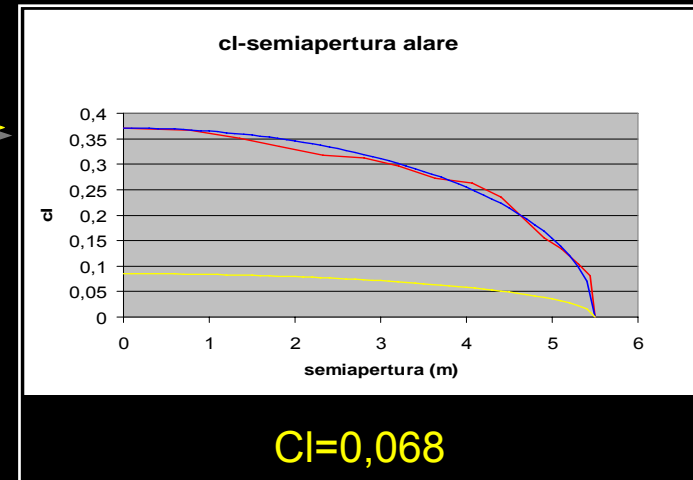
Considerati 14 dei profili  
• calettamento  
• Vmax



JavaFoil



Alla Vmax l'ULM è orizzontale e  $Cl=0,068$



$$c_l[y] = a_l \sqrt{1 - \frac{y^2}{b^2}}$$

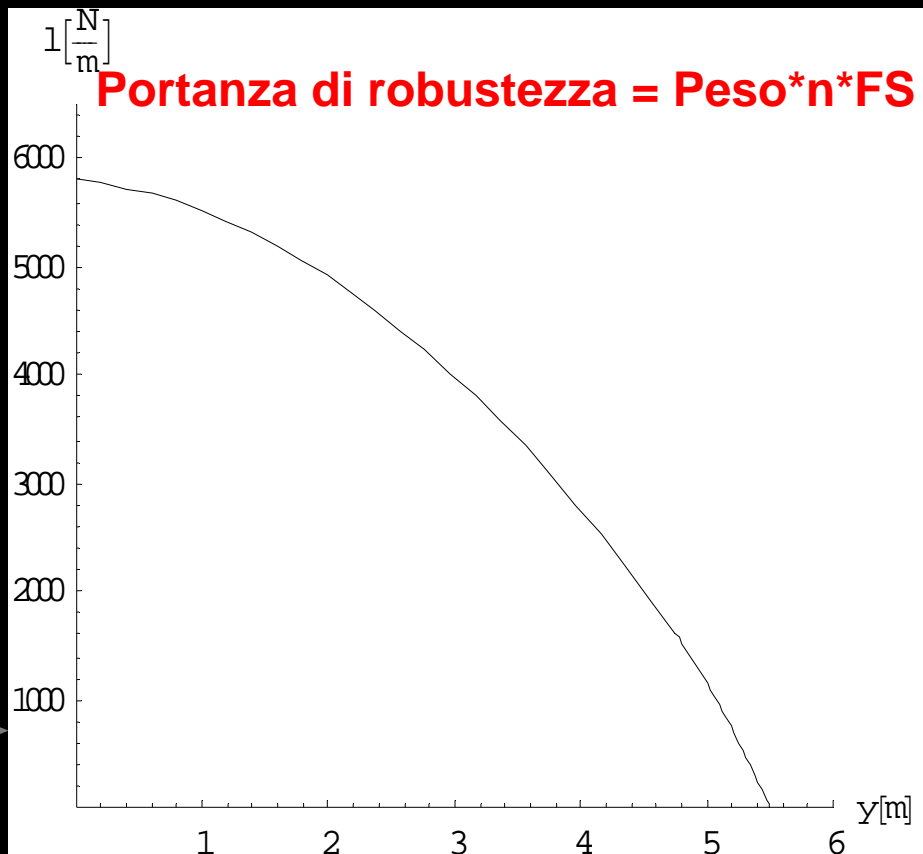
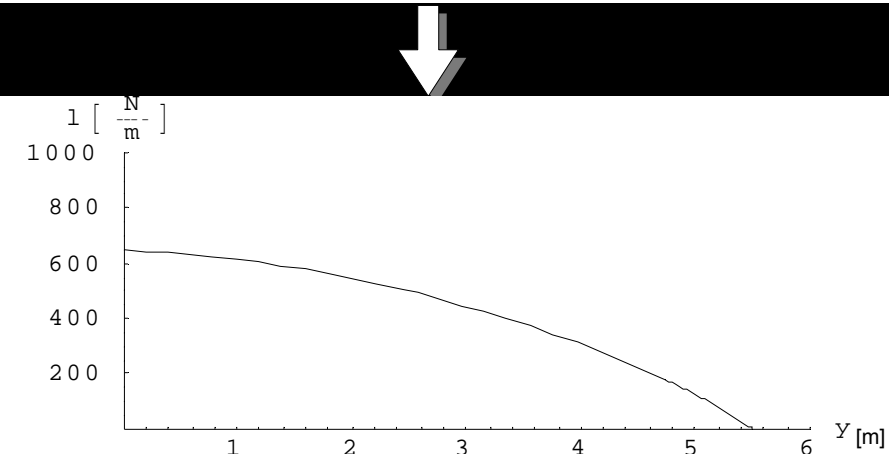
$a_l = 0.085$      $b = 5.500 \text{ m}$



# Carichi dovuti alla distribuzione di portanza andamento della portanza [N/m] lungo y

$$l1[y_] = \frac{1}{2} \rho v_{max}^2 c1[y] \quad c11[y] = 273.026 \sqrt{1 - 0.033 y^2} \left( 0.746 - 0.056 y + 1.619 \sqrt{1 - 0.033 y^2} \right) \quad 0 < y < 4.742$$

$$l2[y_] = \frac{1}{2} \rho v_{max}^2 c2[y] \quad c12[y] = 442.030 - 14.613 y^2 + 28.509 \sqrt{(-5.5 + y) (-5.5 + y) (-3.82 + y) (5.5 + y)} \quad 4.742 < y < 5.5$$



- Fattore di sicurezza  
FS=1,5
- Fattore di carico  
n=6

# Carichi dovuti alla distribuzione di portanza andamento del Taglio [N] lungo y

Integrazione in y dell'espressione della portanza

$$T2[y] = \int l2[y] dy + A2 \quad 4.742 < y < 5.5$$

$$A2 + 442.03y - 4.871y^3 + \frac{0. \sqrt{(-5.5+y)^2 (-3.82+y) (5.5+y)}}{(-5.5+y) \sqrt{-3.82+y} \sqrt{5.5+y}} + \frac{1}{(-5.5+y) \sqrt{-3.82+y} \sqrt{5.5+y}}$$

$$\left( 0.228072 \sqrt{233. + 25. (-3.82+y)} (-369.305 \sqrt{-3.82+y} - 1.58333 (-3.82+y)^{3/2} + 8.333 \right)$$

$$\frac{3925.03 \sqrt{(-5.5+y)^2 (-3.82+y) (5.5+y)} \operatorname{ArcSinh}[0.327561 \sqrt{-3.82+y}]}{(-5.5+y) \sqrt{-3.82+y} \sqrt{5.5+y}}$$

$$T1[y] = \int l1[y] dy + A1 \quad 0 < y < 4.742$$

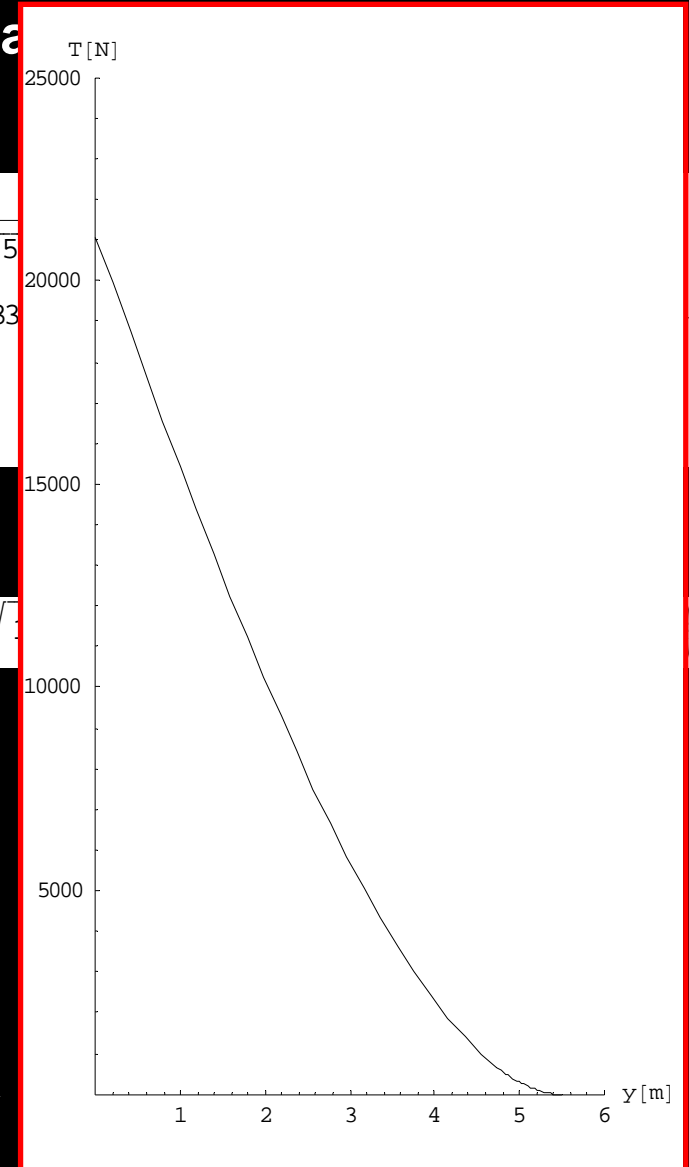
$$A1 + 273.027 \left( 1.619y - 0.0178402y^3 - 0.0187333 (-21.3418 + y) (1.41741 + y) \sqrt{1.41741 + y} \right)$$

Imposizione condizioni al contorno:

- continuità di T in y=4,742 m
- T = 0 in y=5,5 m



$$A2 = -1709 \text{ N} ; A1 = -2497 \text{ N}$$



# Carichi dovuti alla distribuzione di portanza andamento del Momento Flettente [Nm] lungo y

## Integrazione in y dell'espressione del Taglio

$$M2[y] = \int T2[y] dy + B2 \quad 4.742 < y < 5.5$$

$$\left( B2 - 1708.86 y + 221.015 y^2 - 1.21775 y^4 + \frac{0. (-5.5 + y) \sqrt{-3.82 + y} \sqrt{5.5 + y}}{\sqrt{(-5.5 + y)^2 (-3.82 + y) (5.5 + y)}} + \frac{0. (-5.5 + y) \sqrt{-3.82 + y} y \sqrt{5.5 + y}}{\sqrt{(-5.5 + y)^2 (-3.82 + y) (5.5 + y)}} - \frac{5991.3 \sqrt{0.590129 + 0.107296 y} (-5.5 + y)}{\sqrt{(-5.5 + y)^2 (-3.82 + y)}} + \frac{0.47515 (-14.23 + y) (-2.40343 + y) \sqrt{(-5.5 + y)^2 (-3.82 + y) (5.5 + y)}}{(-5.5 + y) \sqrt{5.5 + 1. y}} + \frac{21651.6 (-5.5 + y) \sqrt{-3.82 + y} \sqrt{5.5 + y} \operatorname{ArcSinh}[0.327561 \sqrt{-3.82 + y}]}{\sqrt{(-5.5 + y)^2 (-3.82 + y) (5.5 + y)}} + \frac{3925.03 (-5.5 + y) (-3.82 + y)^{3/2} \sqrt{5.5 + y} \operatorname{ArcSinh}[0.327561 \sqrt{-3.82 + y}]}{\sqrt{(-5.5 + y)^2 (-3.82 + y) (5.5 + y)}} \right)$$

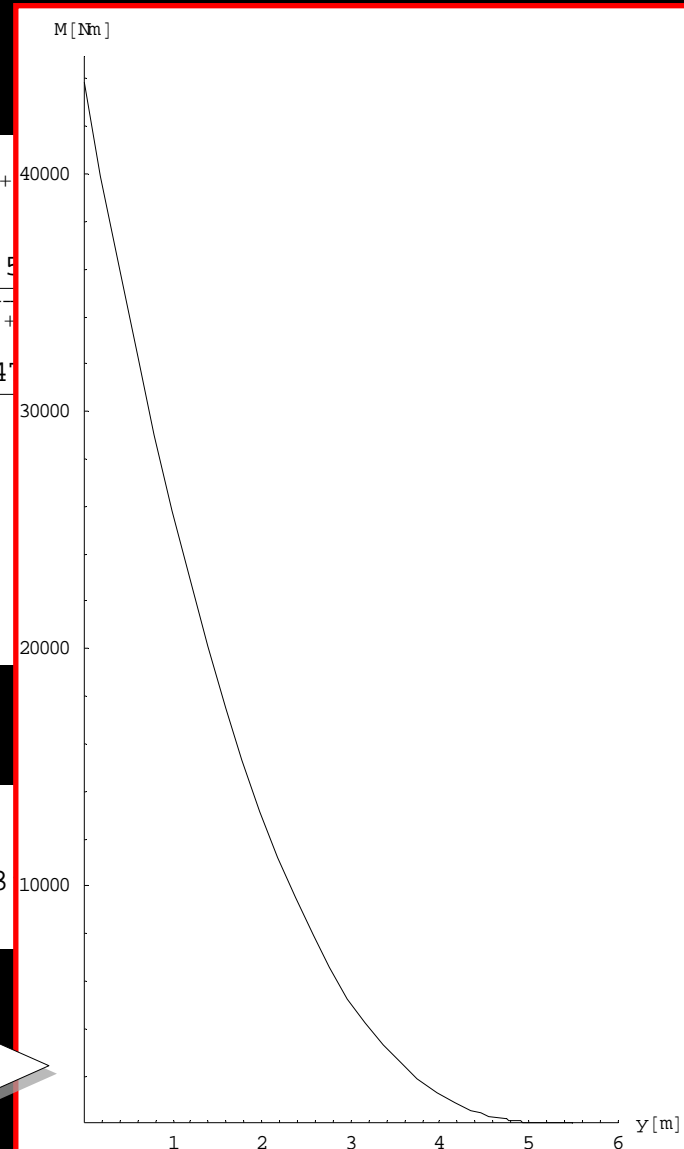
$$M1[y] = \int T1[y] dy + B1 \quad 0 < y < 4.742$$

$$B1 - 2497.05 y + 221.015 y^2 - 1.21771 y^4 + 3082.69 \sqrt{1. - 0.0330579 y^2} + 273.027 \sqrt{1. - 0.0330579 y^2} (-3.7636 + 0.354177 y + 0.124417 y^2 - 0.00468333 y^3) + 319.109 \operatorname{ArcSin}[0.181818 y] + 560.49 y \operatorname{ArcSin}[0.181818 y]$$

Imposizione condizioni  
al contorno



**B2=3743 Nm**  
**B1=2820 Nm**

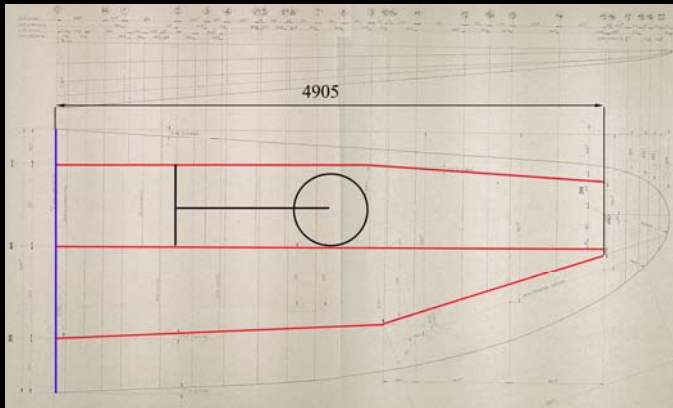


# La struttura alare in metallo

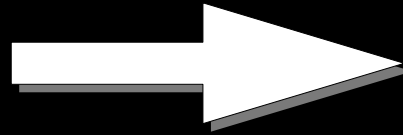
## scelta della struttura e modellazione 3D

- **struttura semplificata**: riduzione centine, cassone antitorsione con rivestimento lavorante

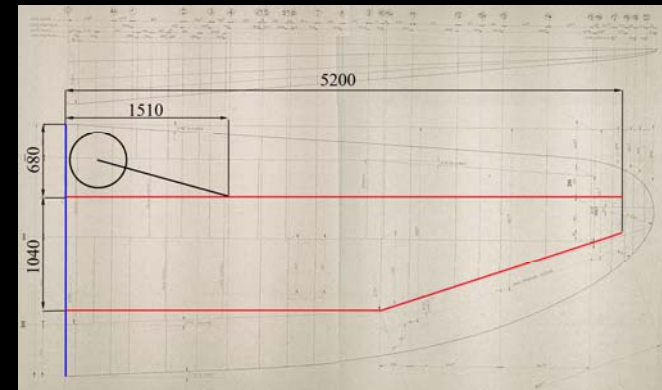
Re 2005: 3 longheroni



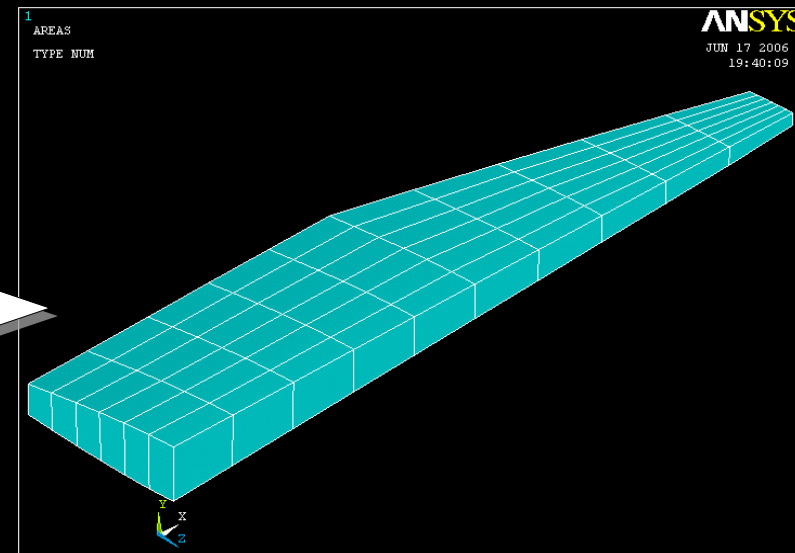
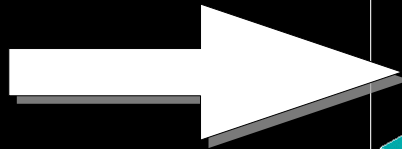
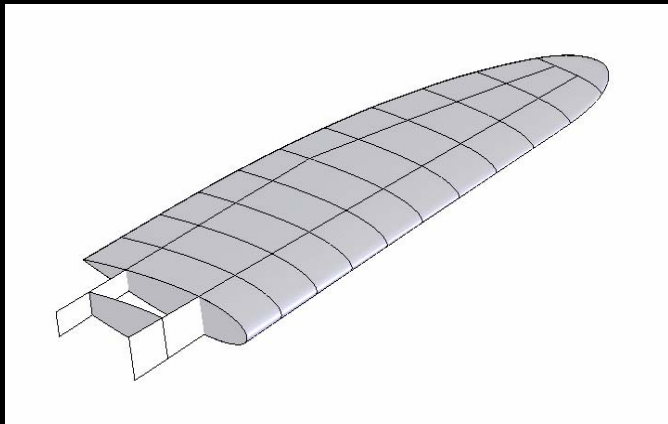
Lega di  
alluminio  
2024 T3



ULM: 2 longheroni



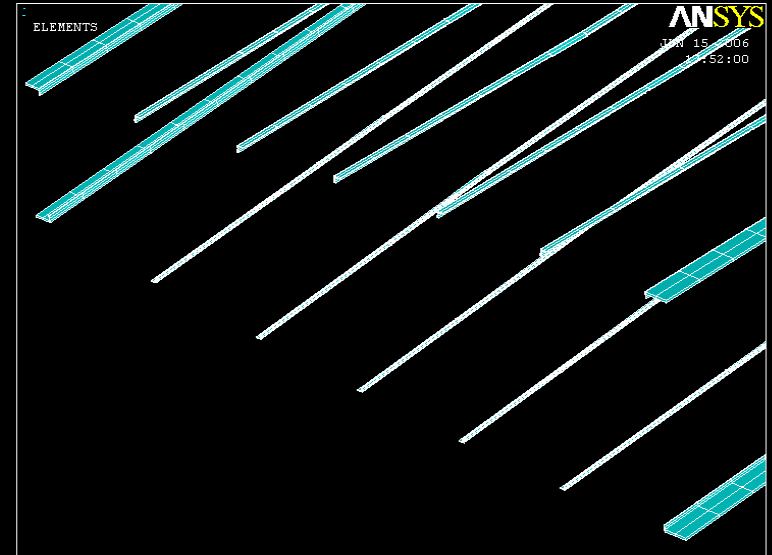
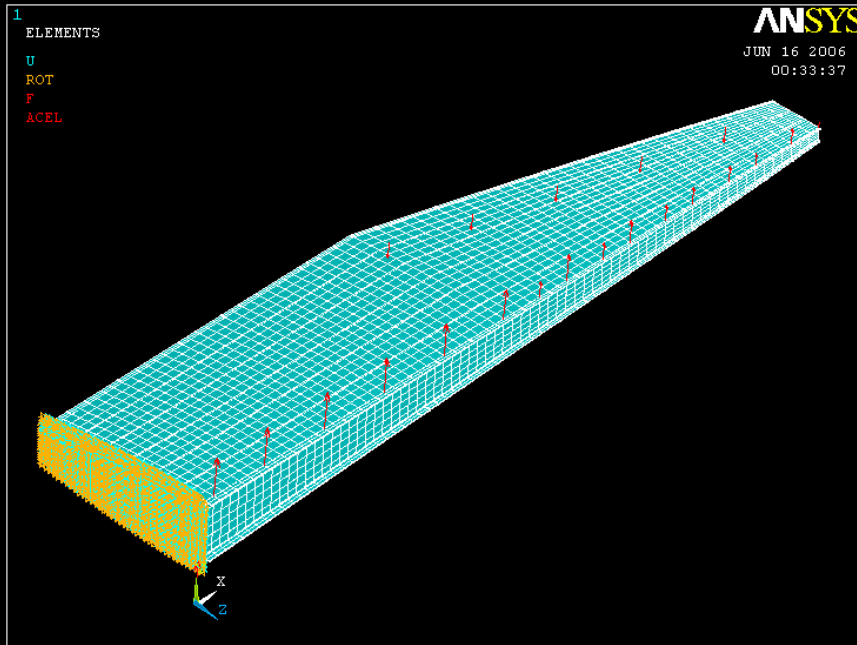
- **modellazione**: SolidWorks + Ansys



# Modello FEM dell'ala in metallo discretizzazione ed applicazione dei carichi

## 1 discretizzazione:

- elementi SHELL 181: superfici
- elementi BEAM 89: solette longheroni  
correnti z-stiffeners



## 2 applicazione vincoli:

Incastro prima centina

## 3 applicazione carichi:

- risultanti distribuzione di portanza
- manovra di alettoni
- inerzia

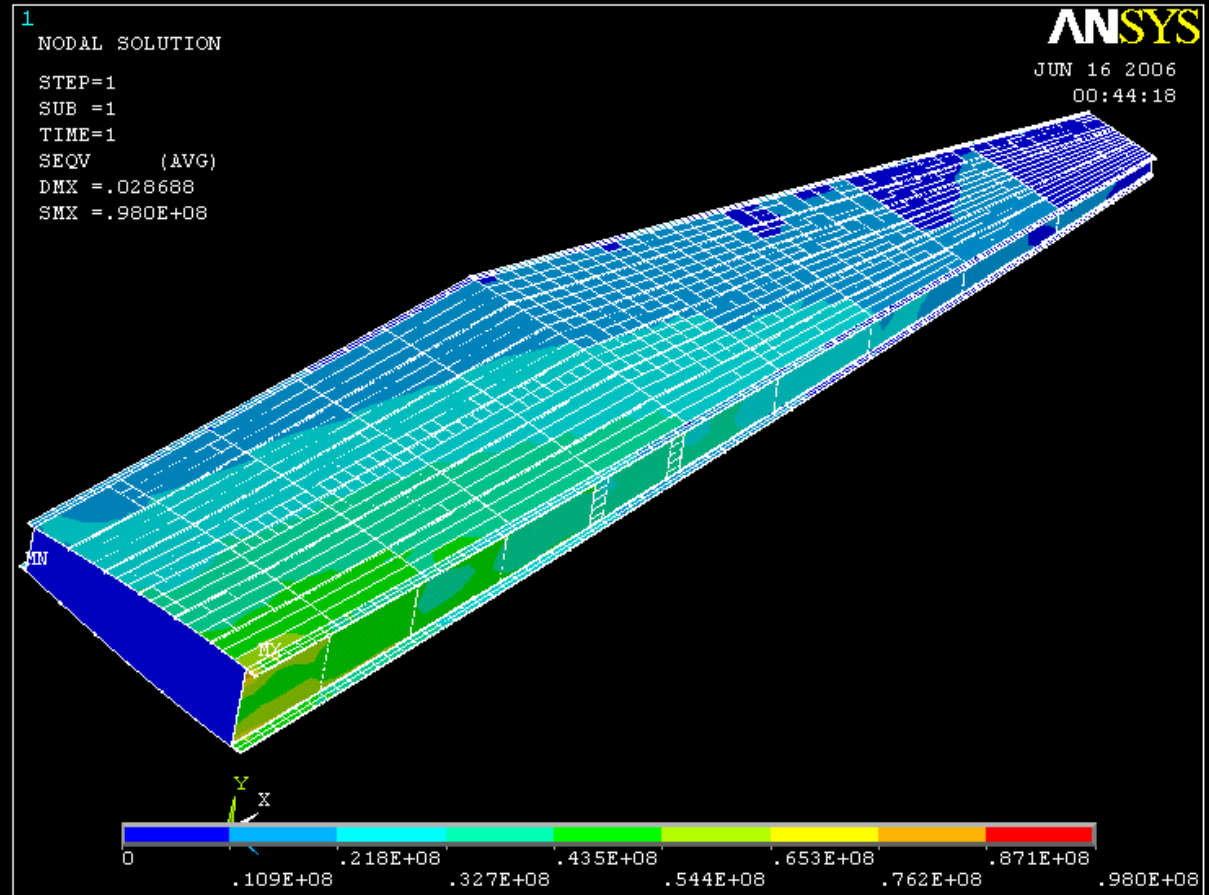


# Analisi dell'ala in metallo

## Verifica statica

- Stato tensionale

$$\sigma_s = 345 \text{ MPa}$$



$$\sigma_{\max} < \sigma_s$$



verificata

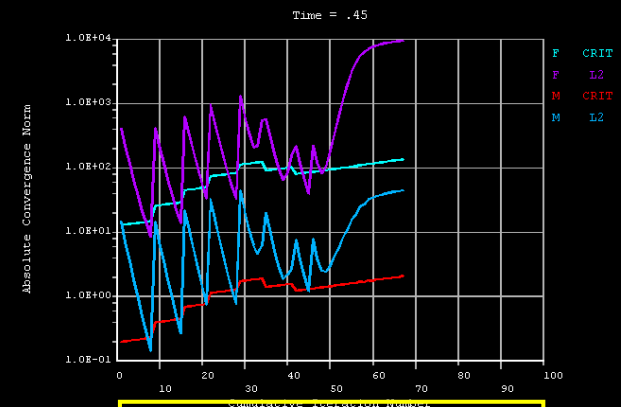
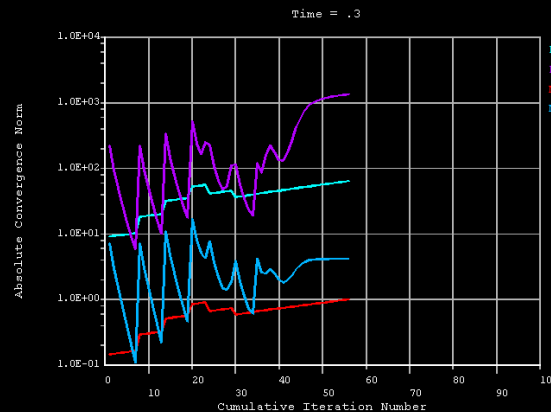
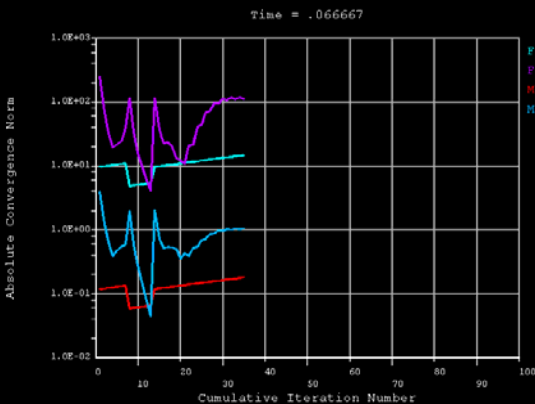
# Analisi dell'ala in metallo

## Verifica di stabilità (buckling)

Analisi condotta con **metodo non lineare**:

- analisi statica ai grandi spostamenti
- il carico viene gradualmente aumentato da 0 al valore finale
- risultati molto più affidabili di quella agli autovalori su strutture complesse

Spessore=0,4mm  Spessore=0,8mm  Spessore=1,2mm



**Massa=44kg**

**Troppo pesante e non verificata**

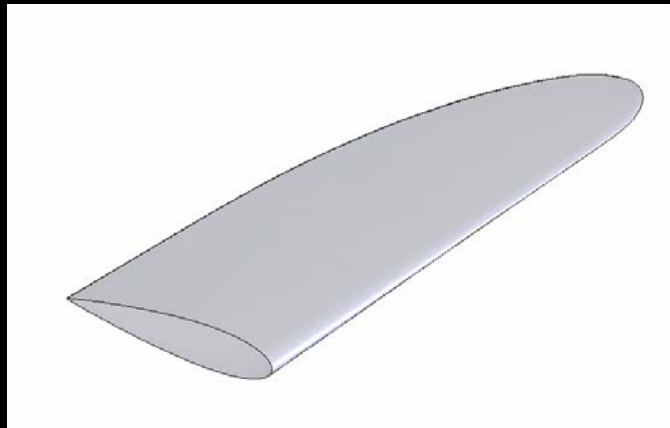
# La struttura alare in materiale composito

## scelta della struttura e modellazione 3D

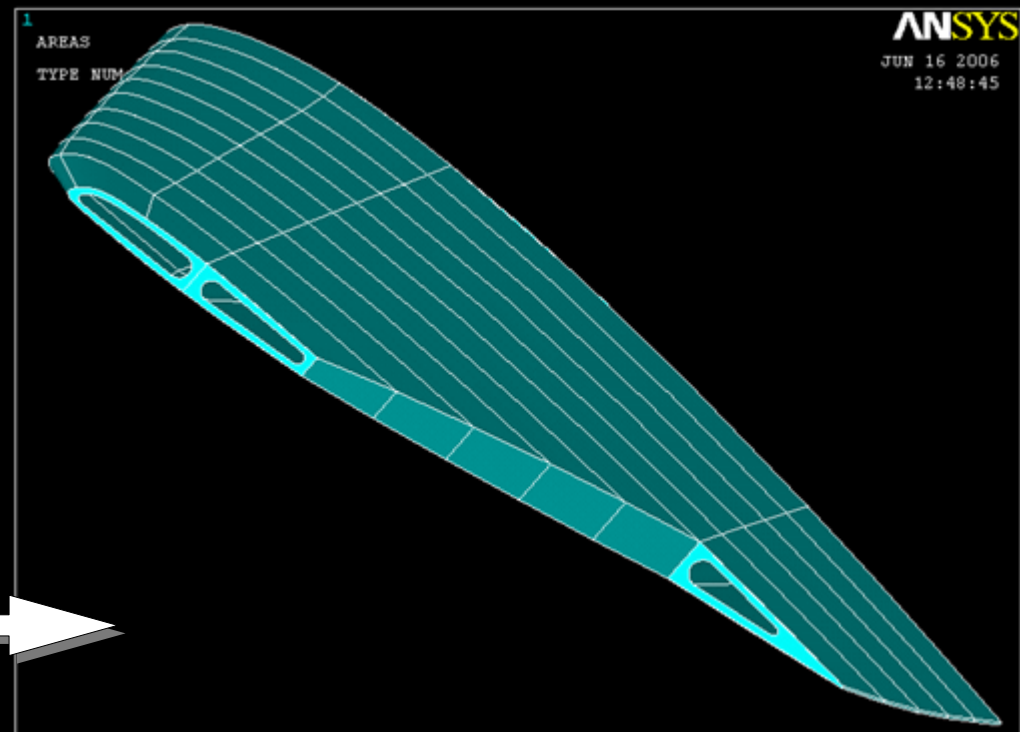
### struttura:

- Pelle: composito di fibra di vetro o carbonio spessore 1mm:  $\sigma_r > 2 \text{ GPa}$
- Schiuma di riempimento a bassa densità Styrodur
- Tecnologia produttiva: Resin Transfer Molding (RTM)

### modellazione:



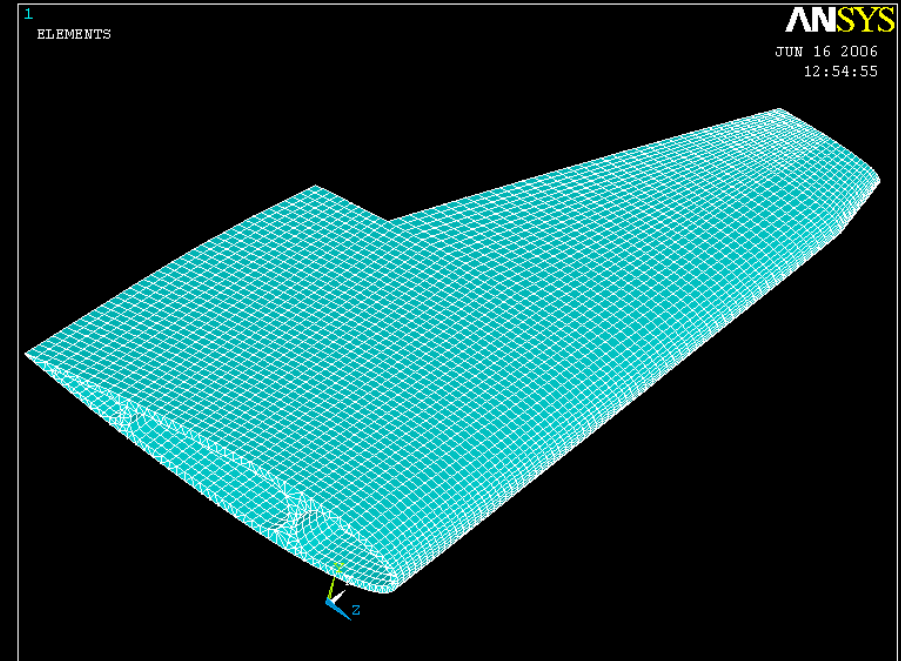
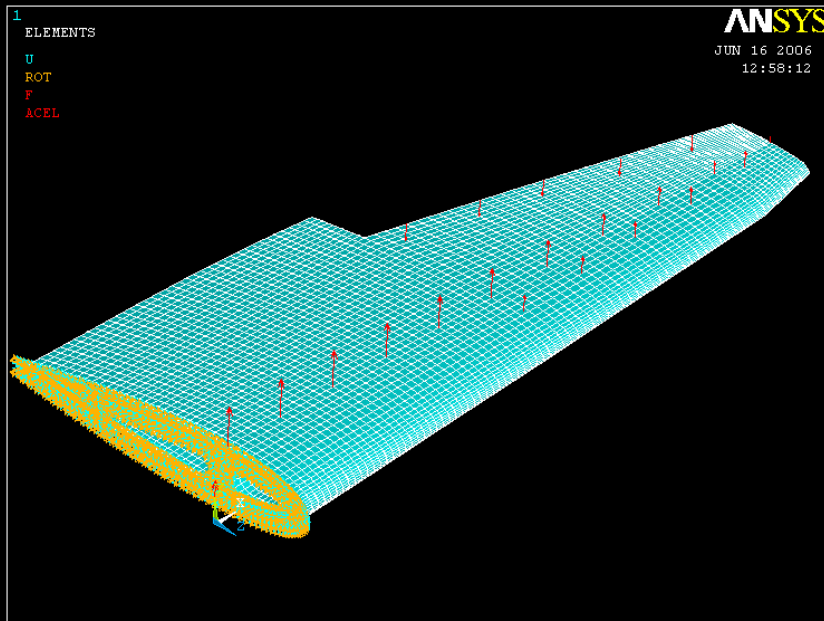
- successivi alleggerimenti tutti verificati hanno portato alla geometria finale



# Modello FEM dell'ala in composito discretizzazione ed applicazione dei carichi

## 1 discretizzazione:

- superfici: elementi SHELL 181
- volumi: elementi SOLID 45



## 2 applicazione vincoli:

- incastro

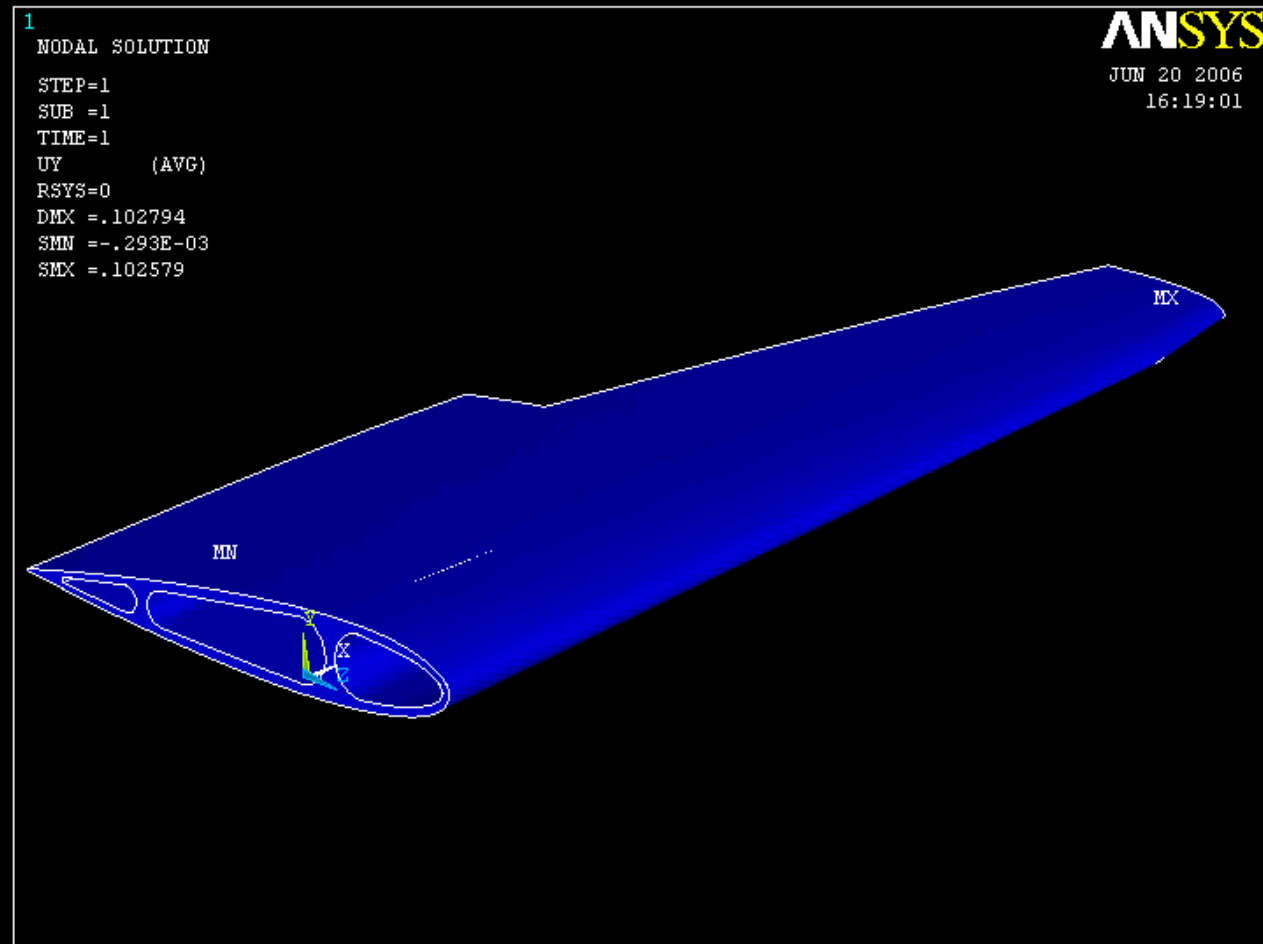
## 3 applicazione carichi:

- risultanti distribuzione di portanza
- manovra di alettoni
- inerzia

# Analisi dell'ala in composito

## Verifica statica

- Deformata

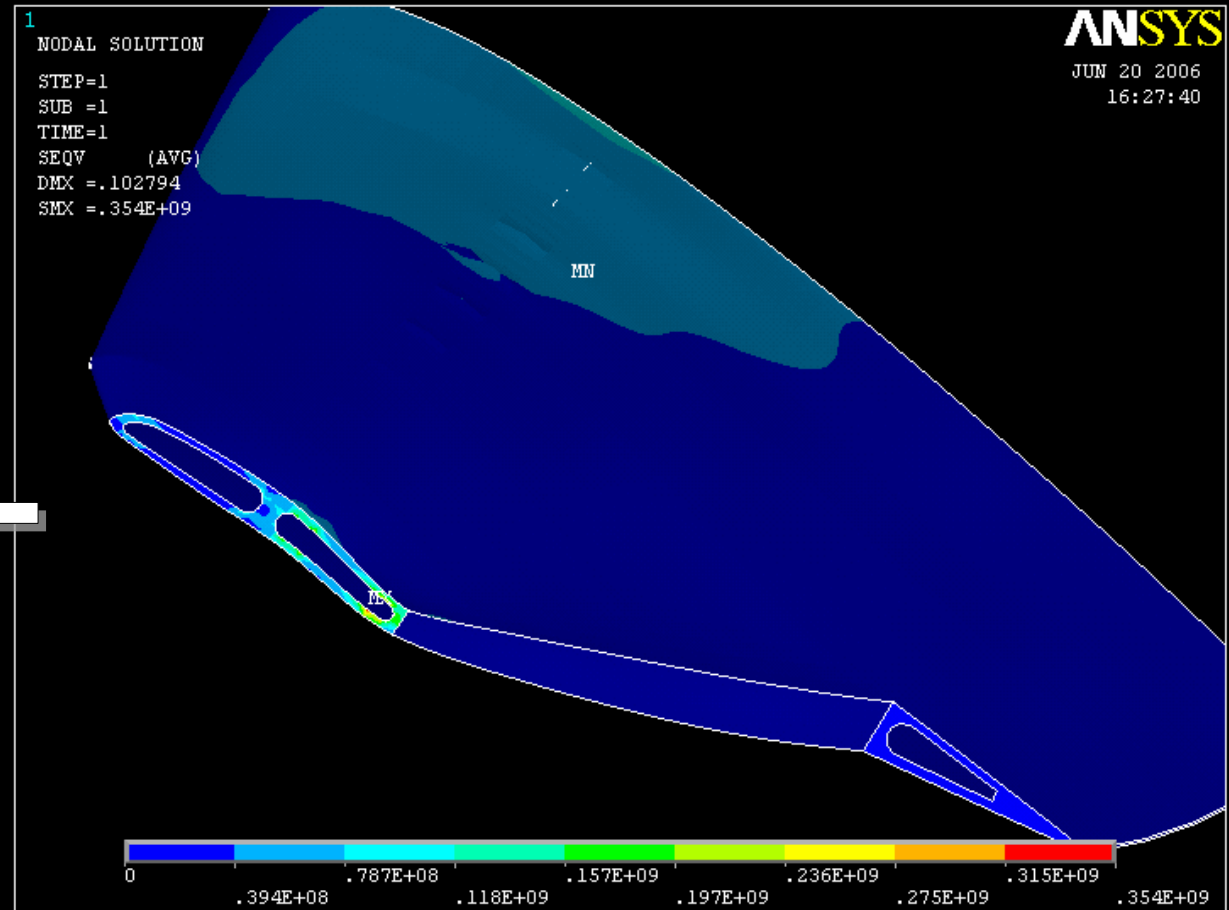


**Freccia all'estremità di soli 10 cm**

# Analisi dell'ala in composito

## Verifica statica

- Stato tensionale



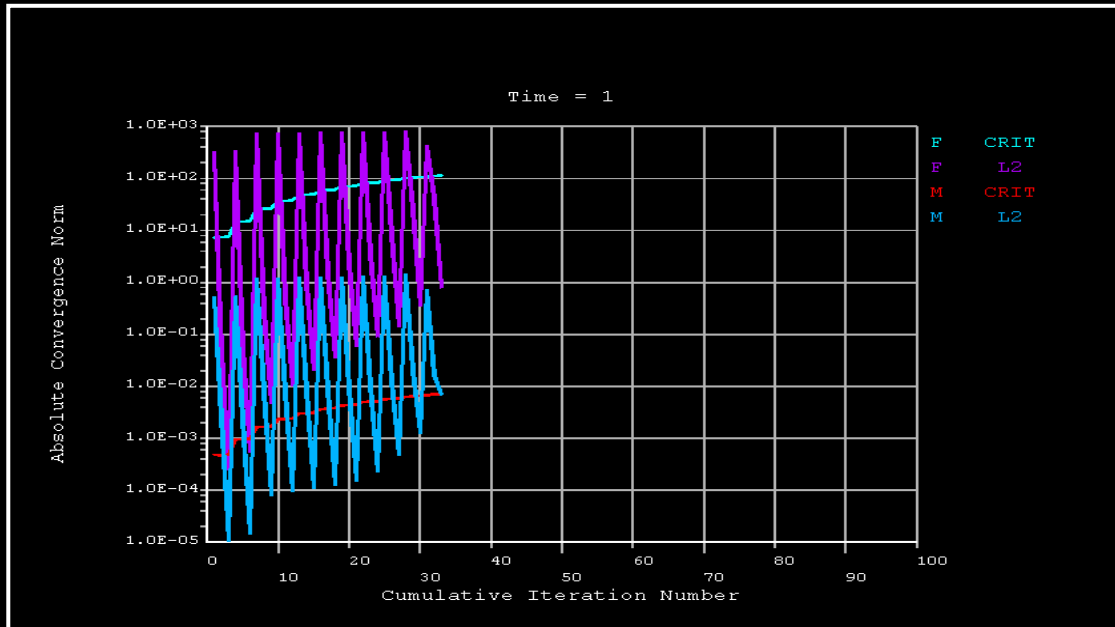
$$\sigma_{\max} < \sigma_r$$

**verificata**

# Analisi dell'ala in composito

## Verifica di stabilità

Analisi condotta con **metodo non lineare**



La struttura  
risulta **verificata**

Massa ala:

- composito con **fibra di vetro 39 kg**
- composito con **fibra di carbonio 34 Kg**

Usando il carbonio  
restano **72 kg** per  
**realizzare la**  
**fusoliera**

# La fusoliera in materiale composito

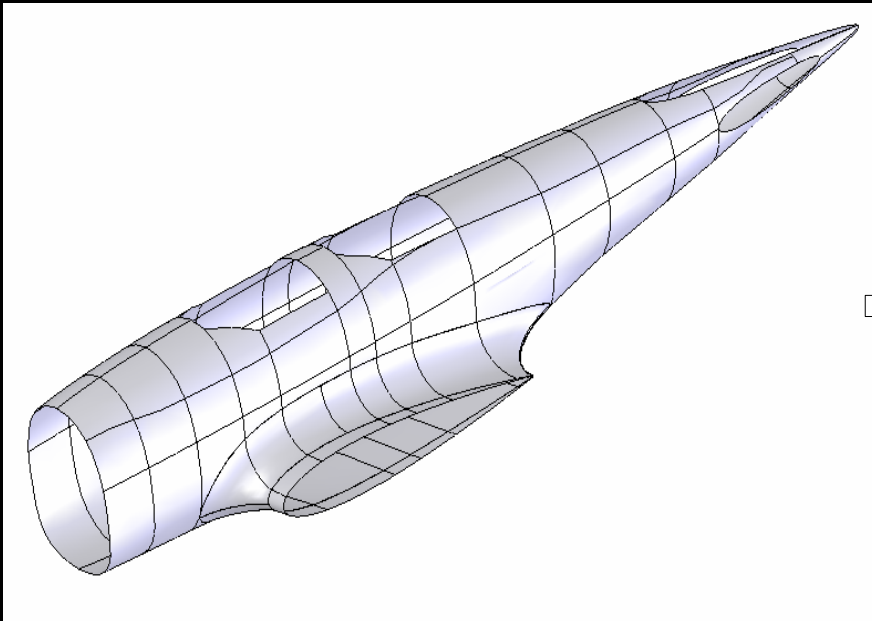
## scelta della struttura e modellazione 3D

### struttura:

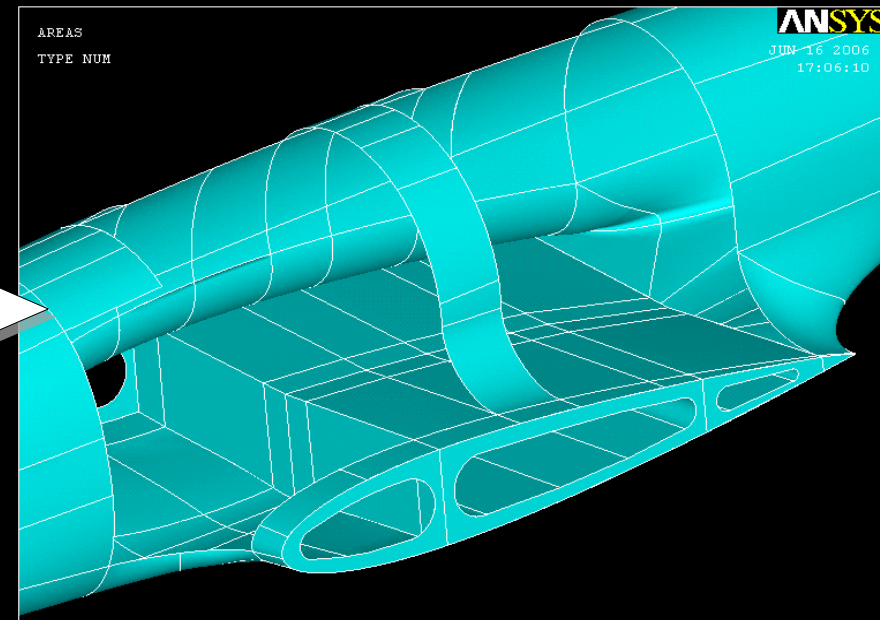
- Pelle: composito di fibra di vetro o carbonio:  $\sigma_r > 2 \text{ GPa}$
- Schiuma di riempimento a bassa densità Styrodur solo nell'ala interna
- Tecnologia produttiva: Resin Transfer Molding (RTM)

### modellazione:

SolidWorks



Ansys

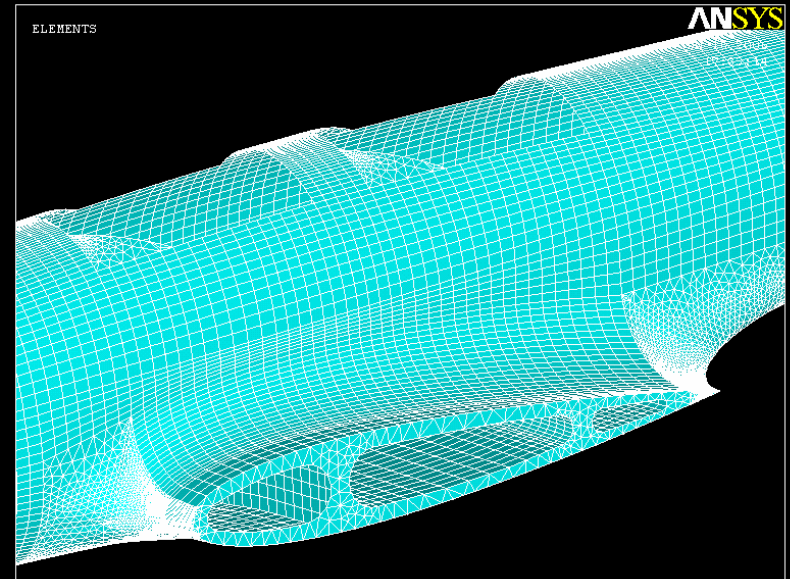
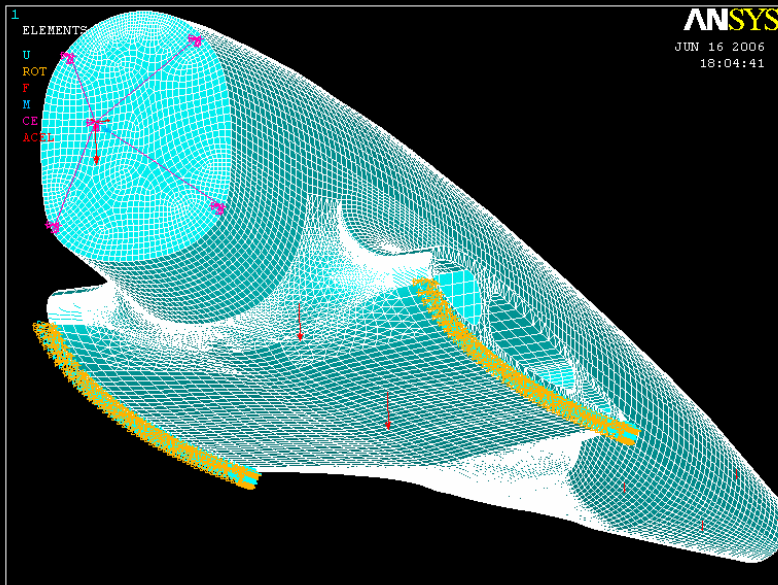




# Modello FEM della fusoliera in composito discretizzazione ed applicazione dei carichi

## 1 discretizzazione:

- superfici: elementi SHELL 181  
spessore 1,5 mm globale  
spessore 2 mm abitacolo,  
pannelli inferiori e piastra  
parafiamma (2024 T3)
- volumi: elementi SOLID 45



## 2 applicazione carichi:

- portanza piani di coda
- castello motore
- passeggeri
- inerzia

## 3 applicazione vincoli:

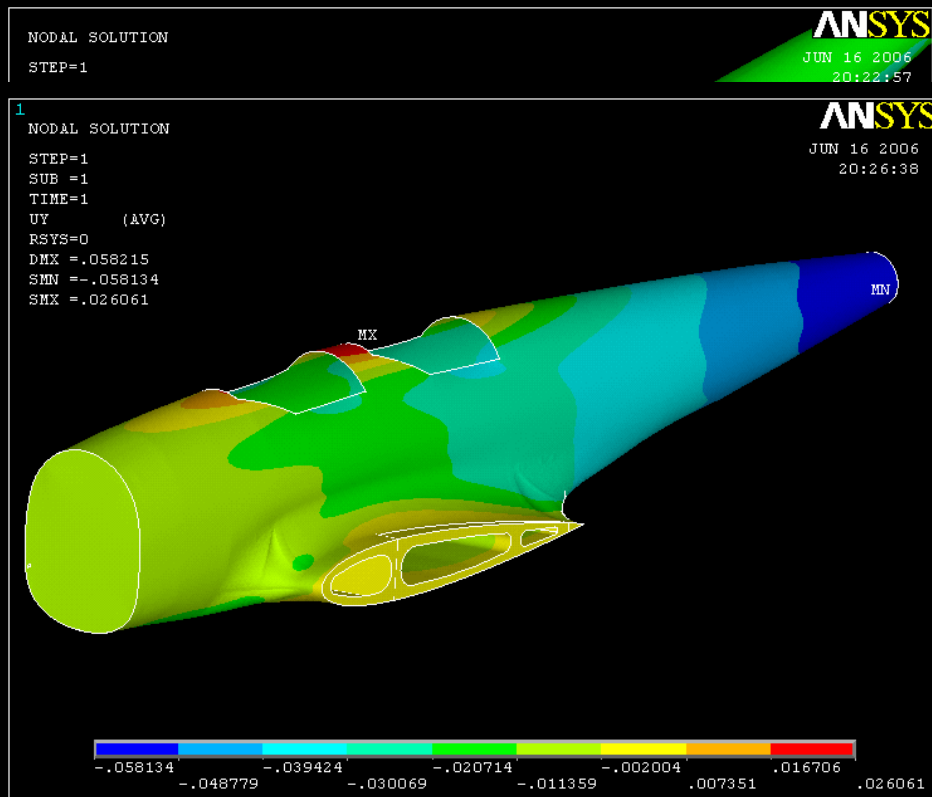
- appoggio

# Analisi della fusoliera in composito

## Verifica statica

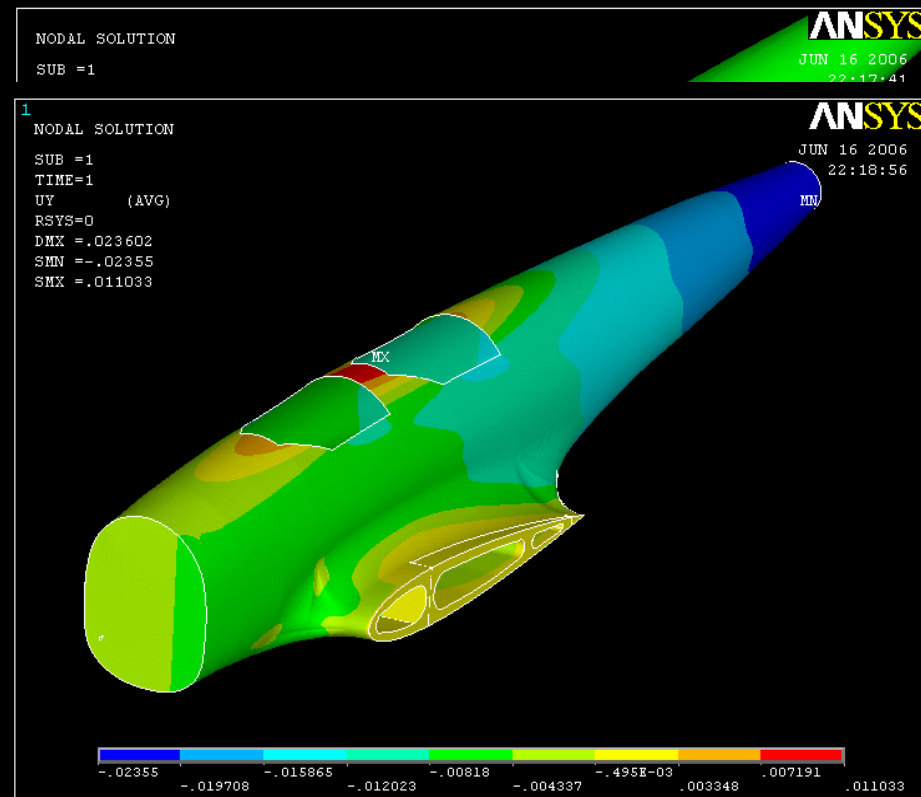
- Deformata

Fusoliera in fibra di vetro



Spostamenti  $\Delta Y_{coda} = -0,058 \text{ m}$   
Spostamenti  $\Delta Y_{abitacolo} = 0,026 \text{ m}$

Fusoliera in fibra di carbonio



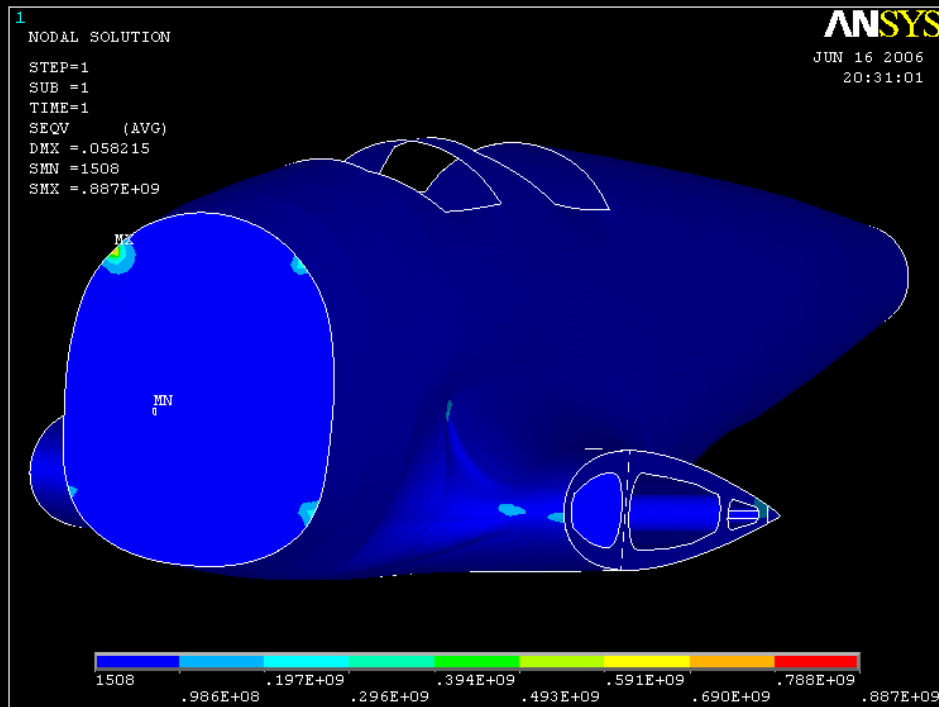
Spostamenti  $\Delta Y_{coda} = -0,024 \text{ m}$   
Spostamenti  $\Delta Y_{abitacolo} = 0,011 \text{ m}$

# Analisi della fusoliera in composito

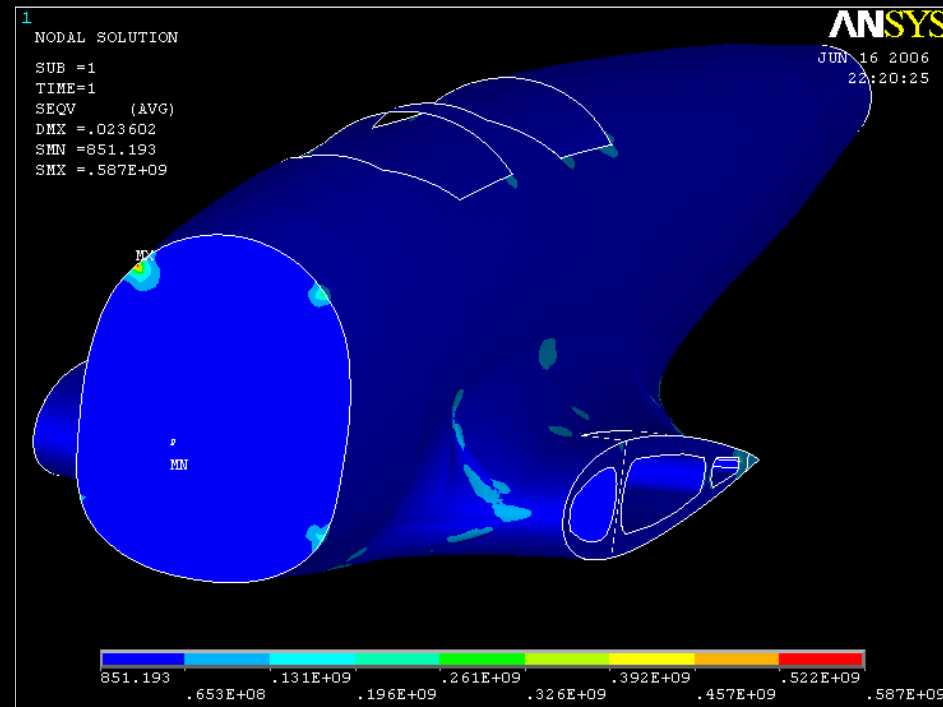
## Verifica statica

### • Stato tensionale

#### Fusoliera in fibra di vetro



#### Fusoliera in fibra di carbonio



$\sigma_{max} > \sigma_s$  2024 T3  $\Rightarrow$  Accurata progettazione attacchi castello motore

composito

$$\sigma_{max} < \sigma_r$$

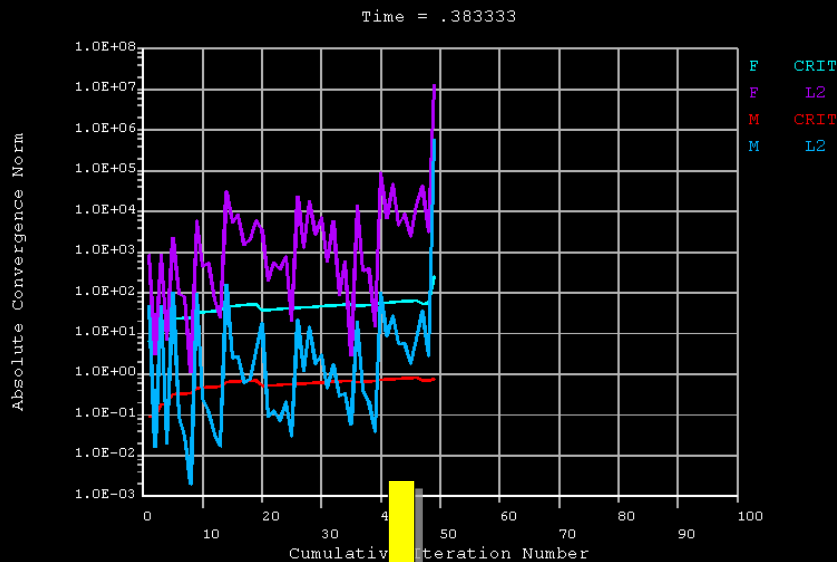
**Entrambe le fusoliere  
risultano verificate**

# Analisi della fusoliera in composito

## verifica di stabilità

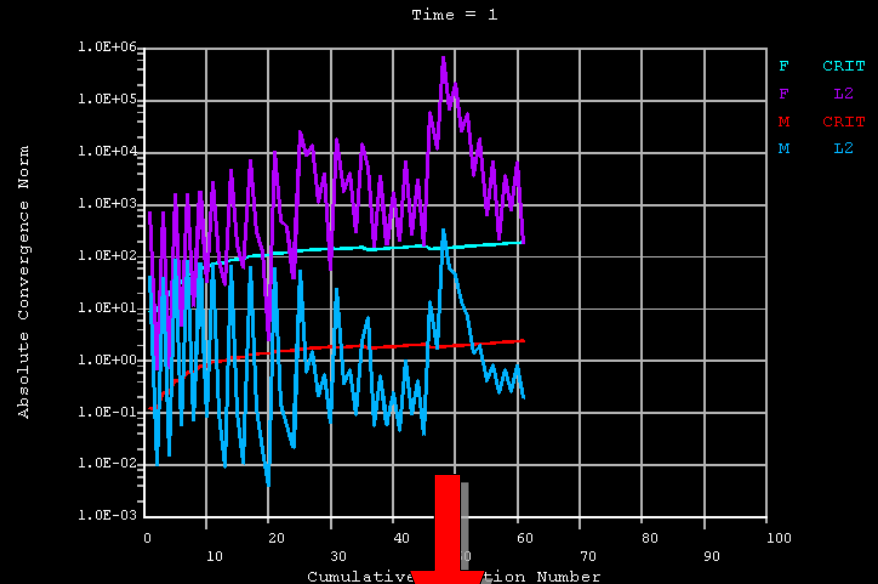
Analisi condotta con **metodo non lineare**

Fusoliera in fibra di **vetro**



Non verificata  
Troppo pesante 94 kg

Fusoliera in fibra di **carbonio**



**VERIFICATA**  
**MASSA 73 kg**

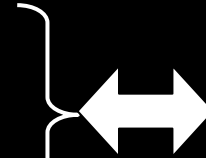
# Conclusioni

- È possibile realizzare una replica del RE 2005 che soddisfi le specifiche iniziali:

Scala 1:1

Velivolo ULM→450 kg

Categoria acrobatica→fattore di carico  $n=6$

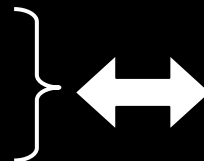


**Usando un composito  
in fibra di carbonio**

- È probabilmente possibile realizzare una versione ULM con materiali meno costosi:

Lega di alluminio 2024 T3

Composito in fibra di vetro



**Adottando una delle due o  
entrambe le seguenti soluzioni**

- Riduzione delle dimensioni
- Riduzione del fattore di carico