

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

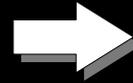
Relatore:
Prof. Ing. LUCA PIANCASTELLI

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

Scopo della tesi

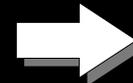
VERIFICARE LA POSSIBILITA' DI REALIZZARE UNA VERSIONE DEL RE 2005 AVENTE LE SEGUENTI CARATTERISTICHE:

- STESSE DIMENSIONI E MEDESIMA FORMA DEL VELIVOLO ORIGINALE



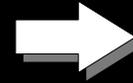
**APERTURA ALARE 11m
LUNGHEZZA 8.91 m**

- OMOLOGAZIONE NELLA CATEGORIA ACROBATICA



Fattore di carico n=6

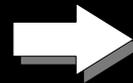
- RISPETTO DEL LIMITE DI MASSA IMPOSTO DALLA NORMATIVA FAR 23 PER VELIVOLI ULTRALEGGERI



450 Kg AL DECOLLO



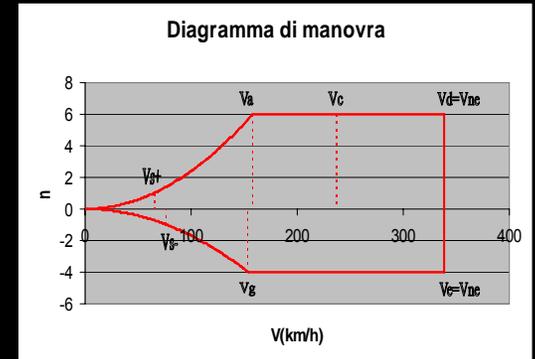
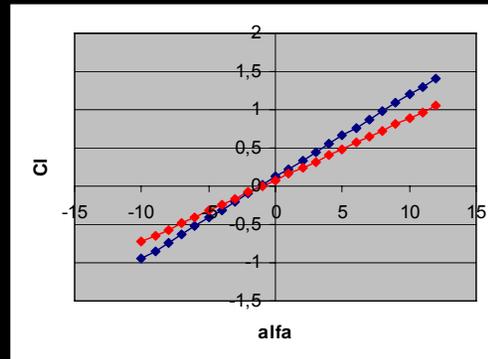
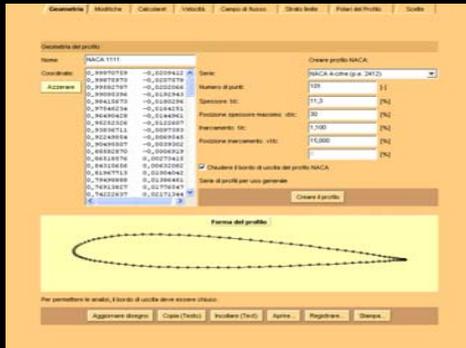
**Pilota+passaggero=150 kg
carrello+sistema di comando=20 kg
comandi+leve+sedili=30 kg
serbatoio+combustibile=20kg
motore+castello motore=74 kg
elica=16kg**



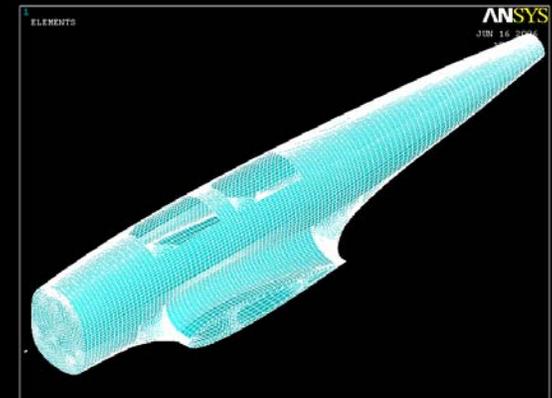
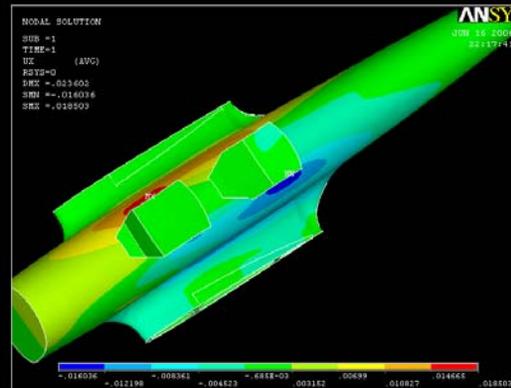
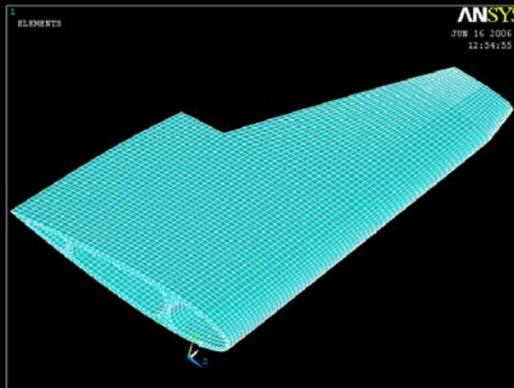
**Massa utile per la
struttura = 140 kg**

Struttura della tesi

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



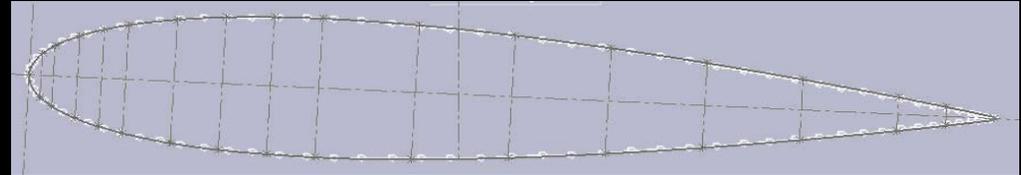
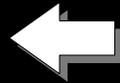
- **Seconda parte:** modellazione ed analisi FEM dell'ala e della fusoliera per verificarne la resistenza alle sollecitazioni



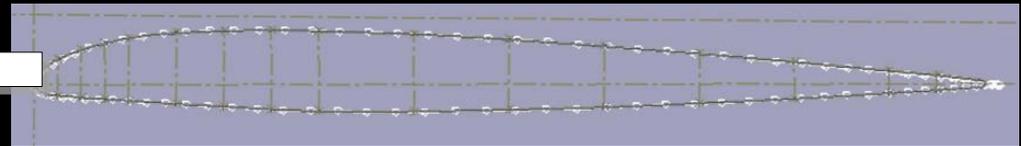
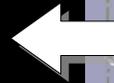
Caratteristiche aerodinamiche dell'ala isolata

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

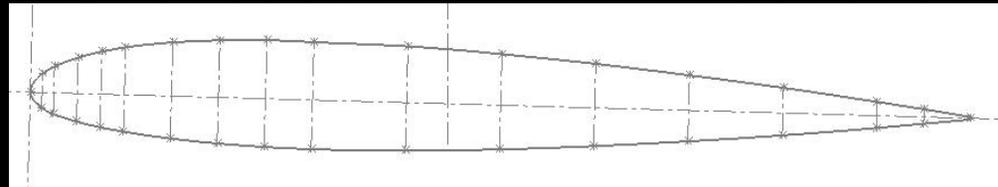
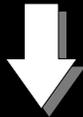
Profilo di radice: NACA 0016



Profilo di estremità: NACA 23009



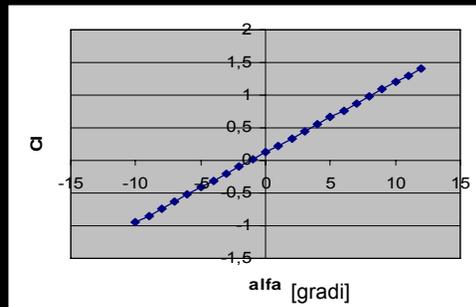
Profilo medio dell'ala



- Determinazione della retta di portanza dell'ala

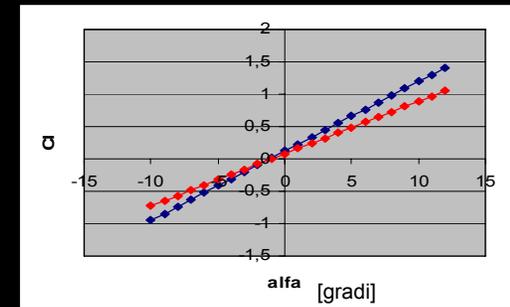
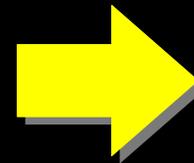


JavaFoil



Retta Cl- α profilo medio

NACA Technical Report 572



Retta Cl- α ala

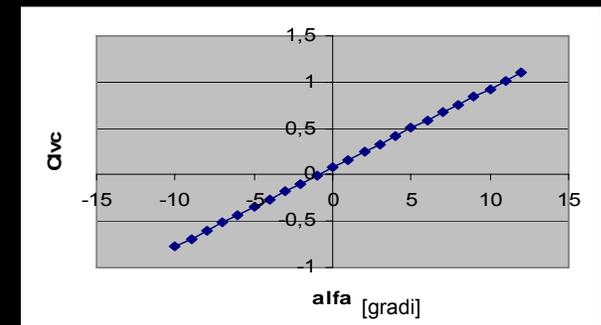
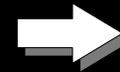
Caratteristiche aerodinamiche del velivolo completo

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

Conseguenze:

- aumento dell'inclinazione della retta di portanza

$$Cl_{vc}[\alpha] = Cl_{ala}[\alpha] K_{af} + Cl_{imp}[\alpha] \frac{S_0}{S} \left(1 - \frac{d\alpha_i}{d\alpha}\right)$$



- 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 dritto

$$n = 6$$

- **n** minimo volo rovescio

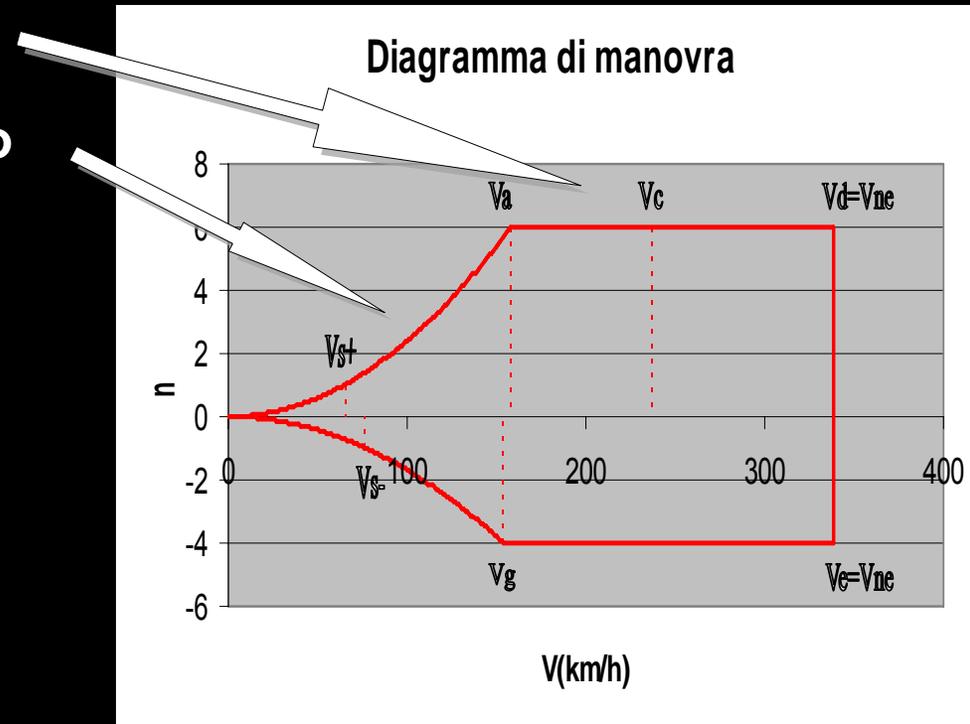
$$n = -3$$

- consente di calcolare i carichi limite

FS=1,5

carichi di robustezza

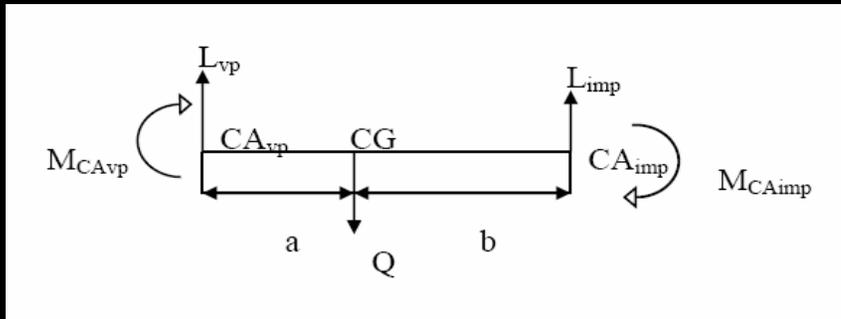
- **la condizione di carico più gravosa si ha nel punto D**



Carichi di manovra

Il diagramma di bilanciamento statico dei piani di coda

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



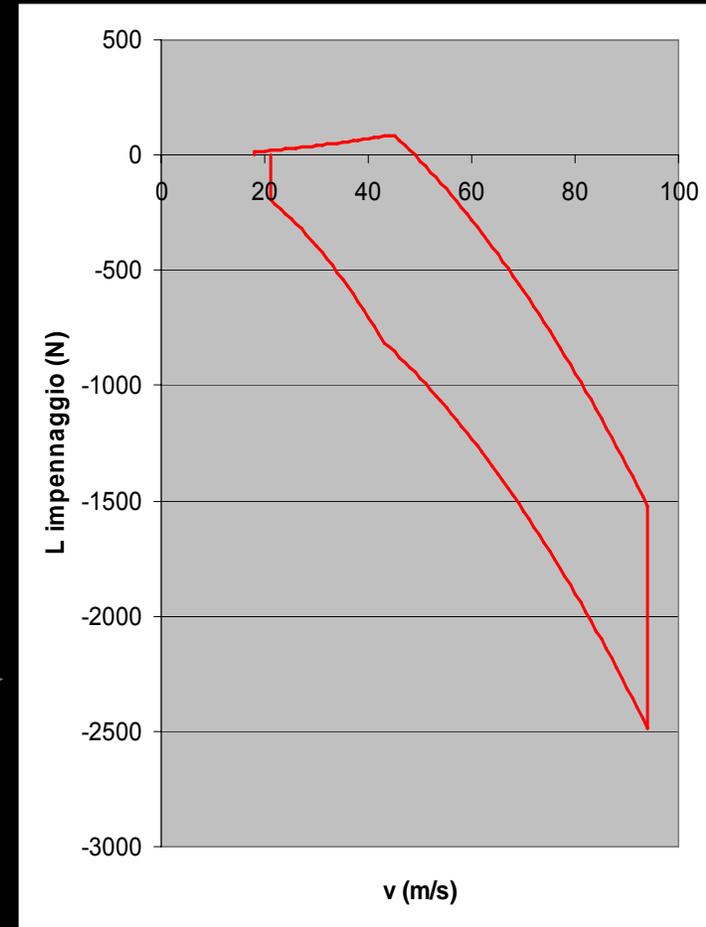
- Si trova imponendo l'equilibrio alla rotazione

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

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

$$L = n \cdot Q$$

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



Carichi di manovra

carichi applicati

• Carichi al castello motore

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

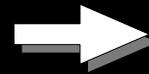
Carico laterale da FAR 23 $F_z = \pm \frac{M_{tot} \cdot g \cdot n_1 \cdot FS}{3} = \pm 2678 N$

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



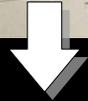
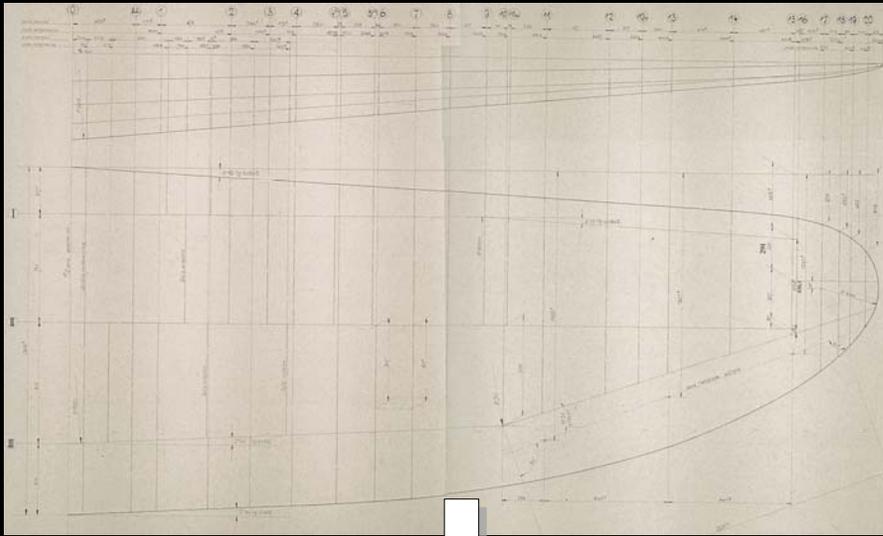
$$L_{imp}^{tot} = (L_{imp} + \Delta L) \cdot FS = -7240 Nm$$

• 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

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

$$xi2[y] = \sqrt{a2^2 \left(1 - \frac{(y-h)^2}{b2^2}\right)}$$

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

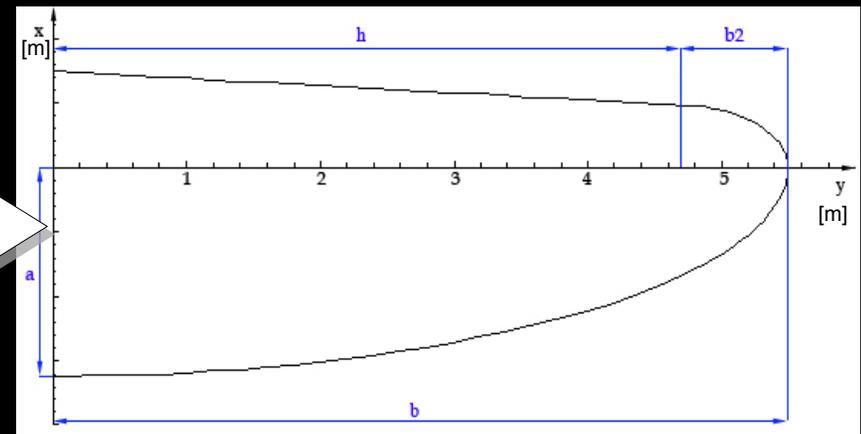
Bordo d'uscita

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

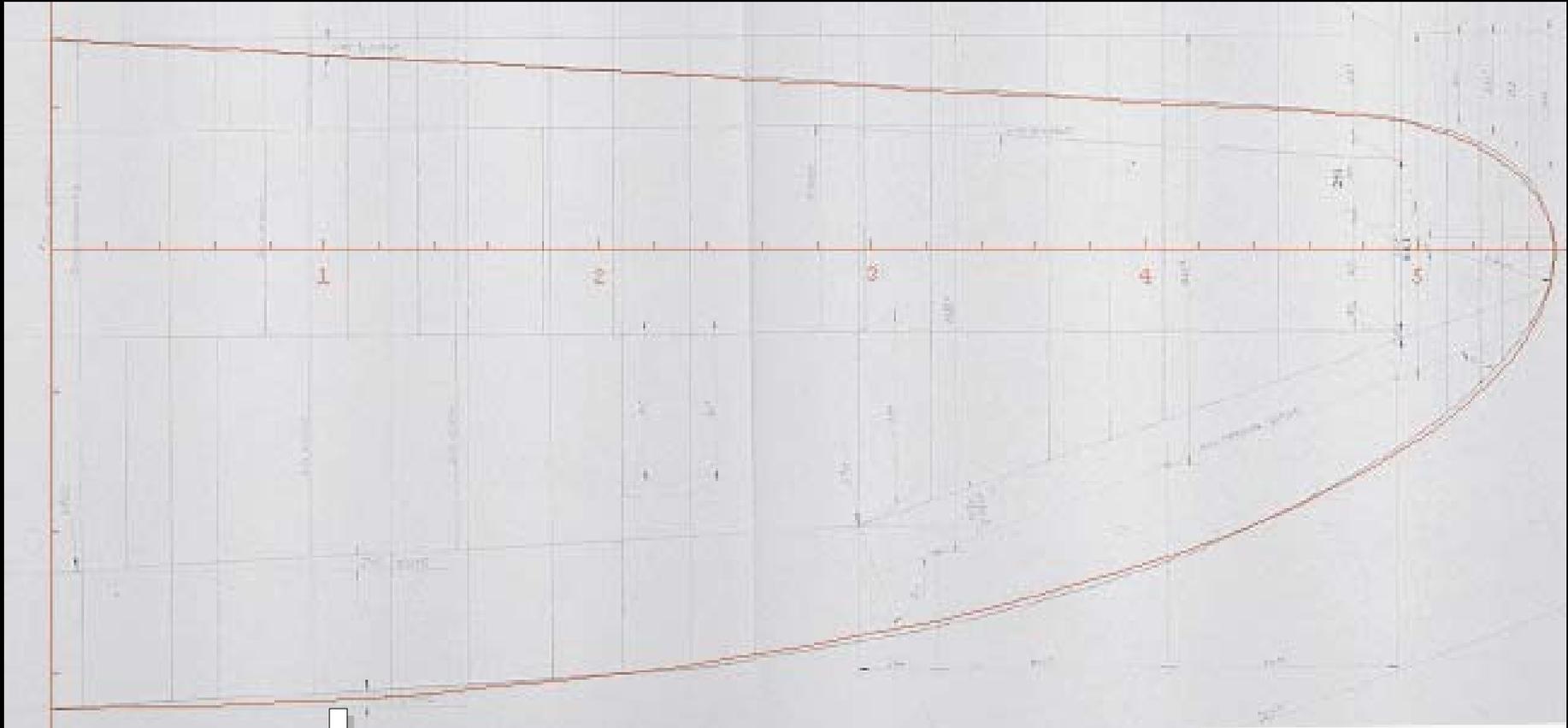
$$a = 1.619 \text{ m} \quad b = 5.500 \text{ m}$$



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

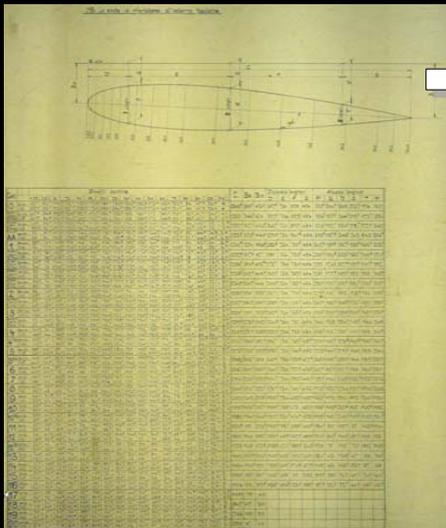
$$c1[y] = xi1[y] - xu1[y] \quad 0 < y < 4.742 \text{ m}$$

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

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

Disegni originali profili dell'ala:

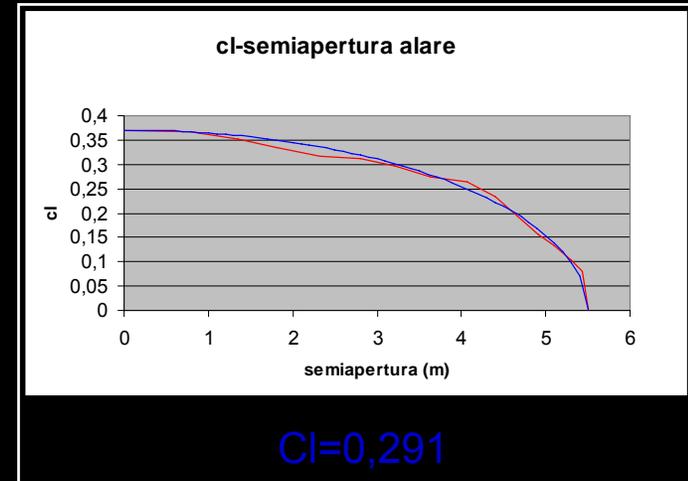
- calettata 3 gradi rispetto all'asse elica
- svergolata



Considerati 14 dei profili

- calettamento
- Vmax

JavaFoil

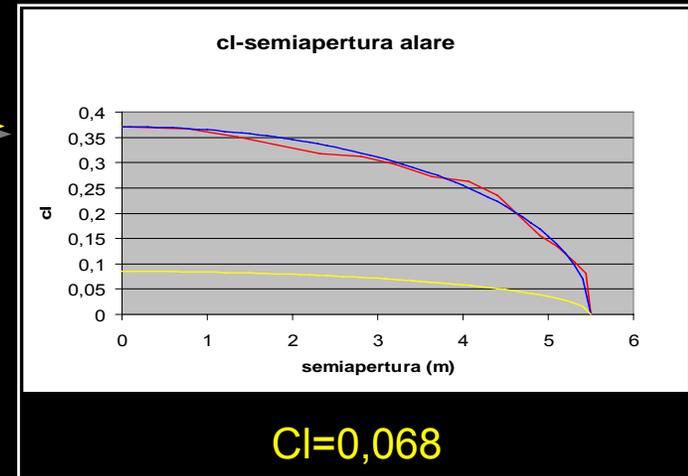


Alla Vmax l'ULM è orizzontale e CI=0,068

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

a_l = 0.085

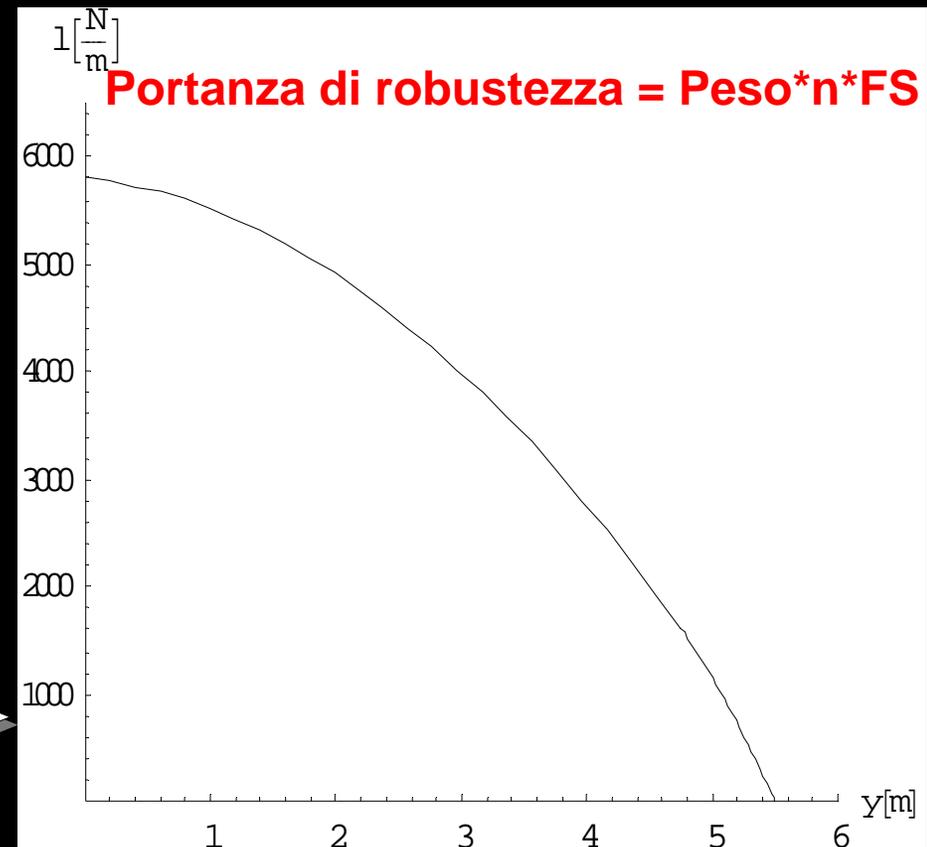
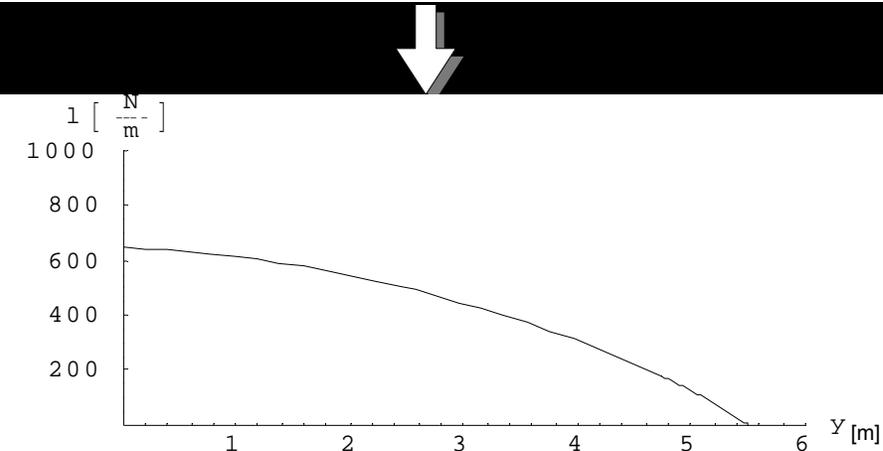
b = 5.500 m



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

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

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



- 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

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

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

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

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

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

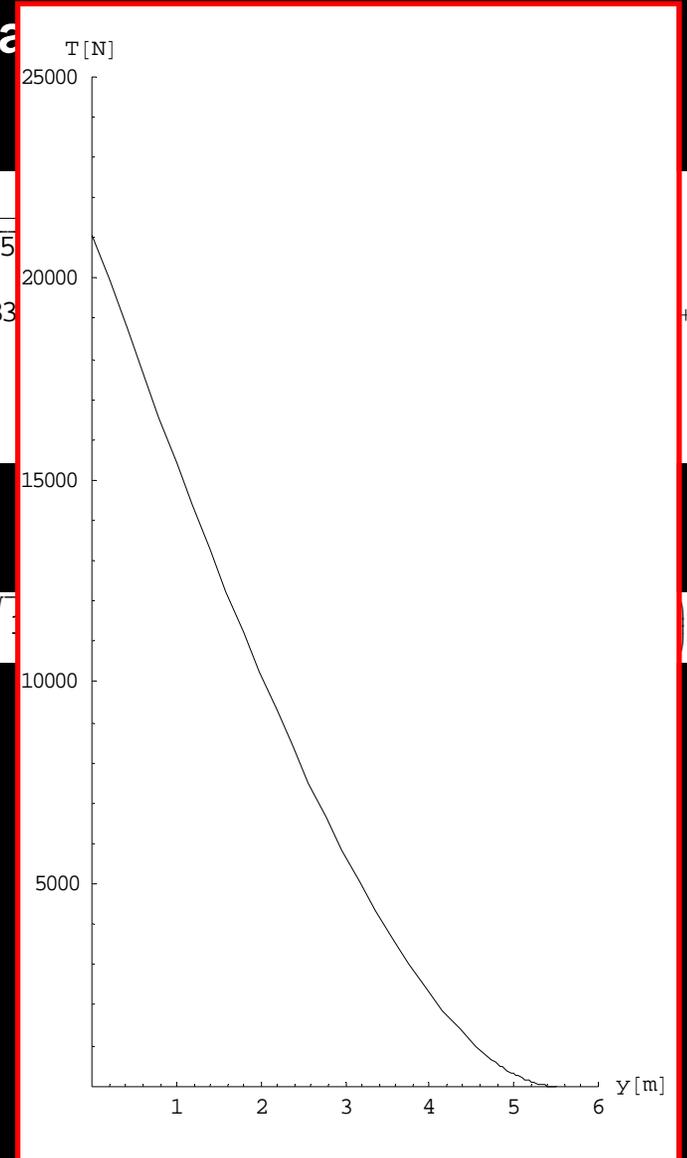
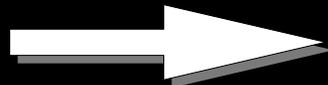
$$A1 + 273.027 \left(1.619y - 0.0178402y^3 - 0.0187333 (-21.3418 + y) (1.41741 + y) \sqrt{\dots} \right)$$

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

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

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

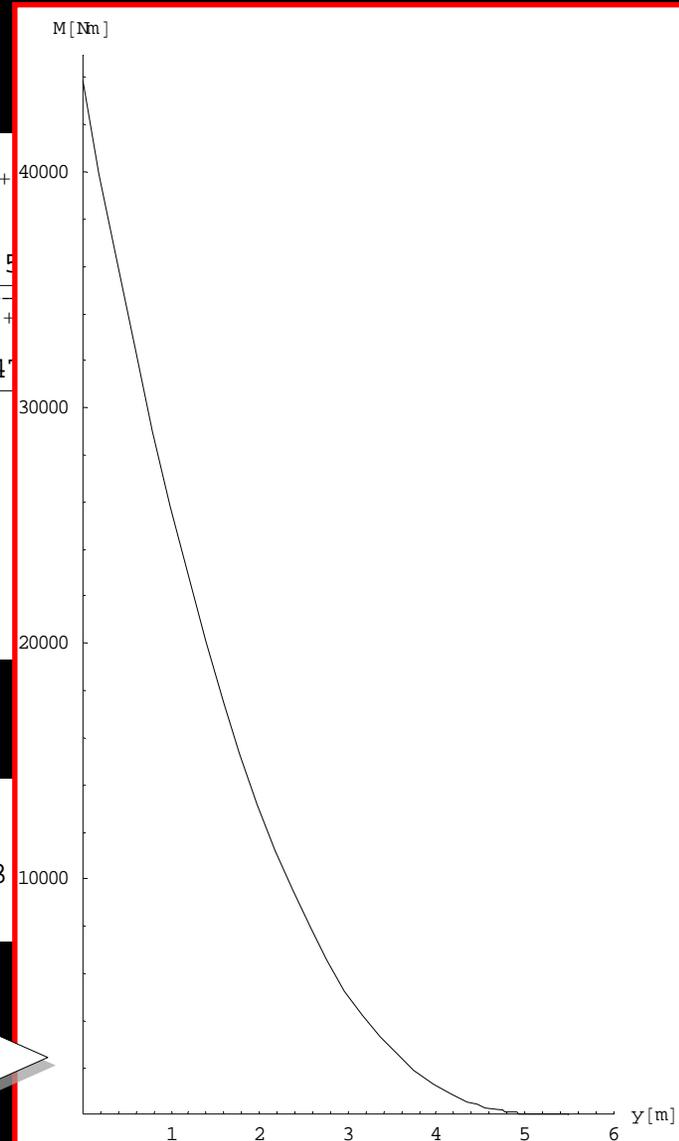
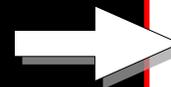
$$M1[y] = \int T1[y] dy + B1 \quad 0 < y < 4.742$$

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

Imposizione condizioni
al contorno



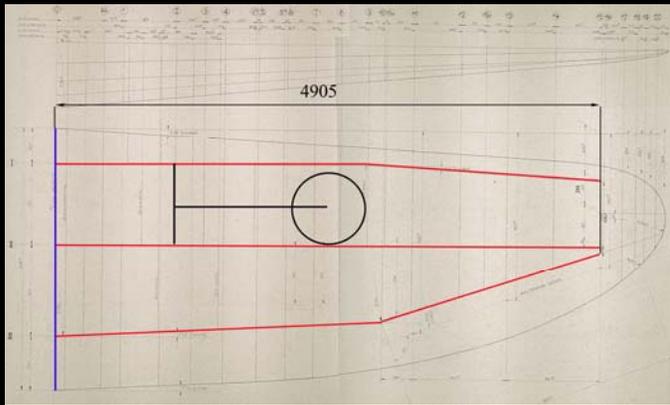
B2=3743 Nm
B1=2820 Nm



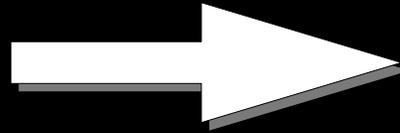
La struttura alare in metallo scelta della struttura e modellazione 3D

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

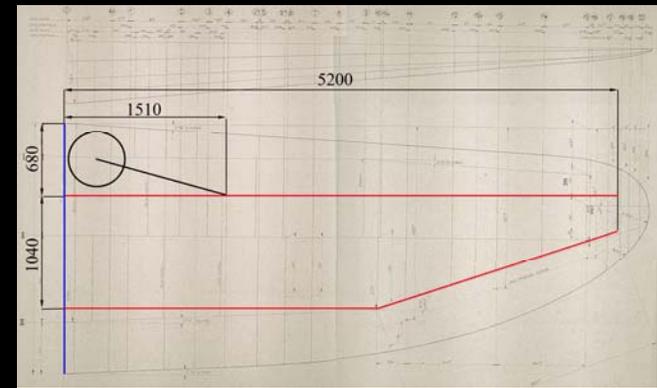
Re 2005: 3 longheroni



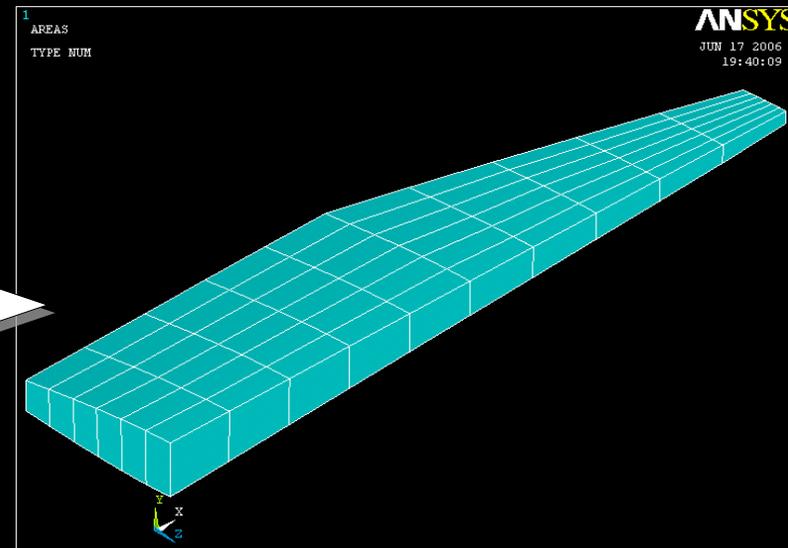
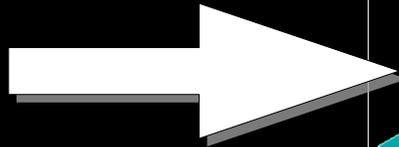
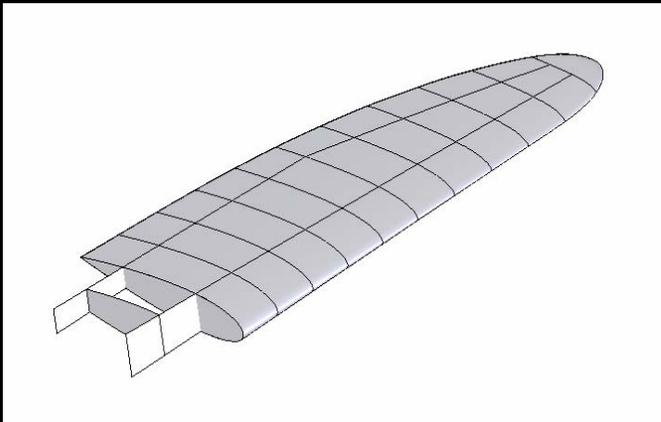
Lega di
alluminio
2024 T3



ULM: 2 longheroni



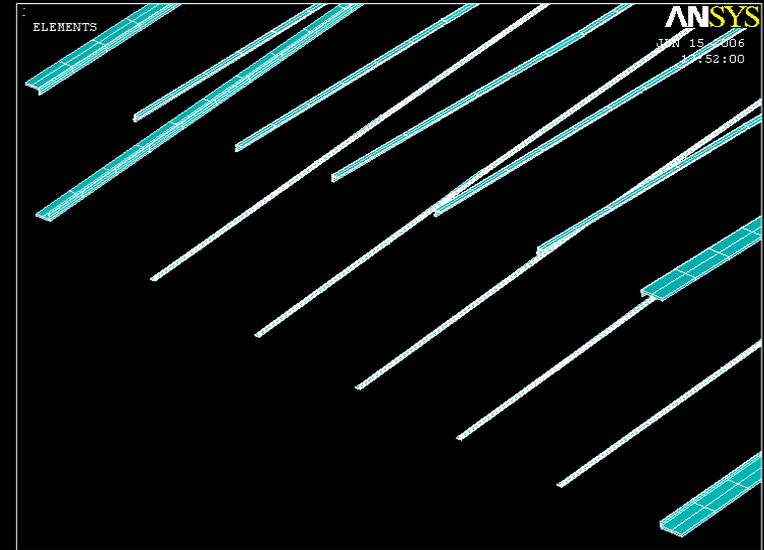
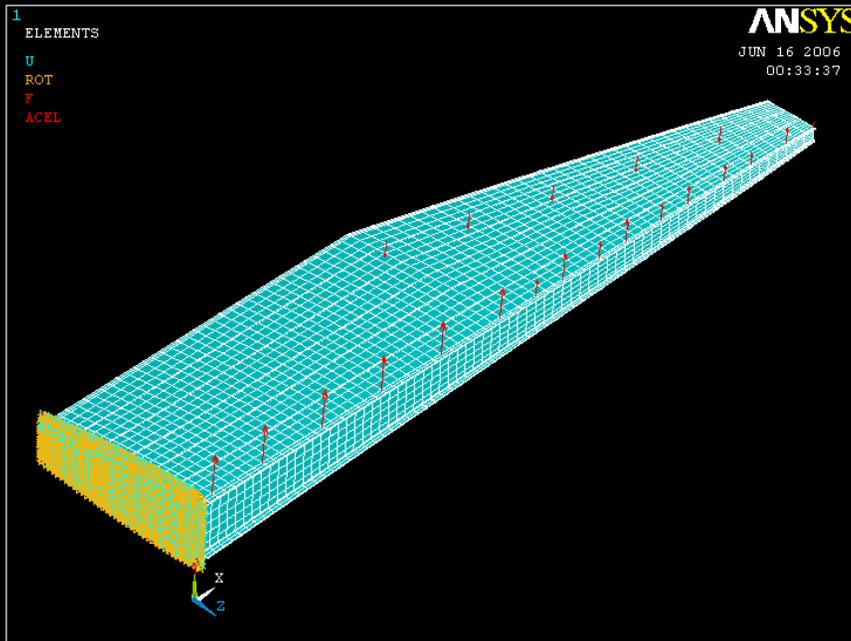
- **modellazione**: SolidWorks + Ansys



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

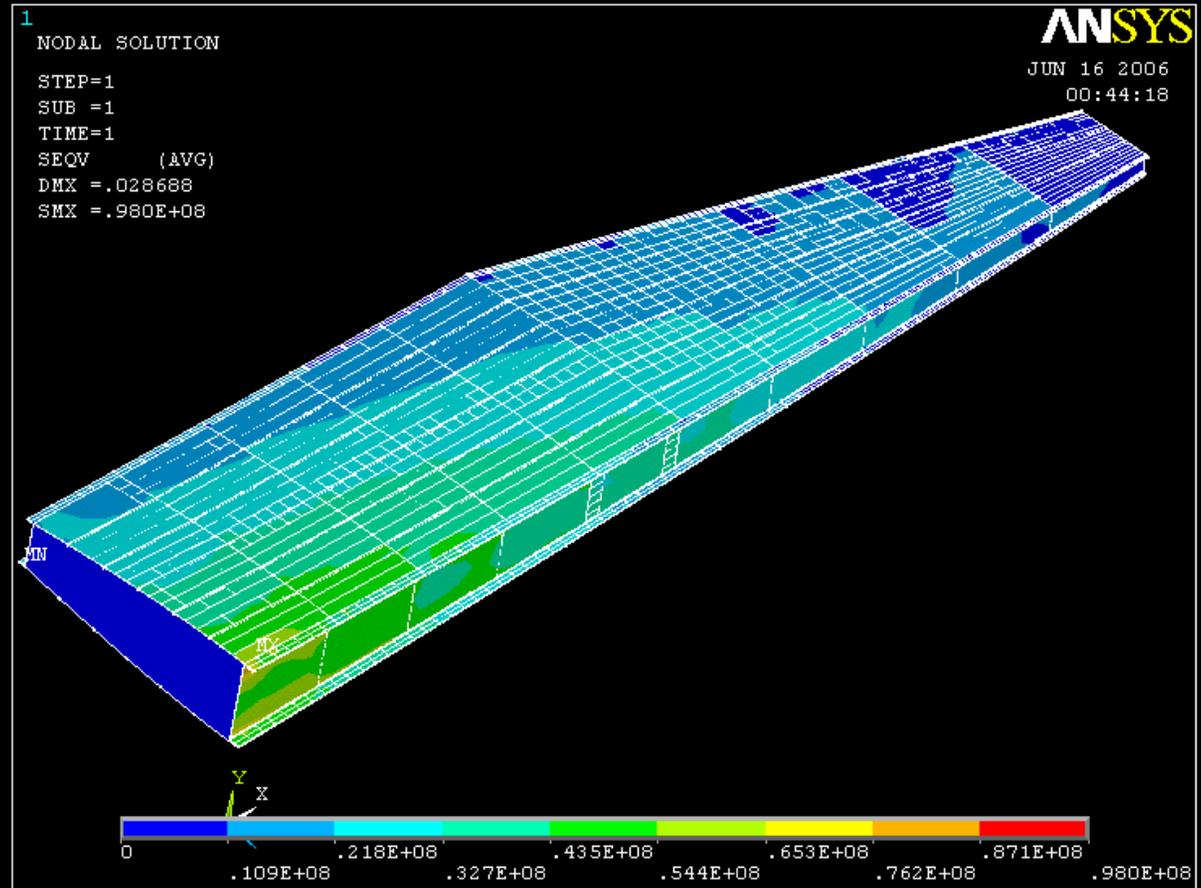
- ## 3 applicazione carichi:
- risultanti distribuzione di portanza
 - manovra di alettoni
 - inerzia

Analisi dell'ala in metallo

Verifica statica

- Stato tensionale

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



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

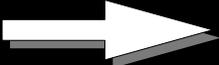
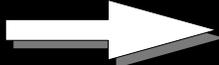
verificata

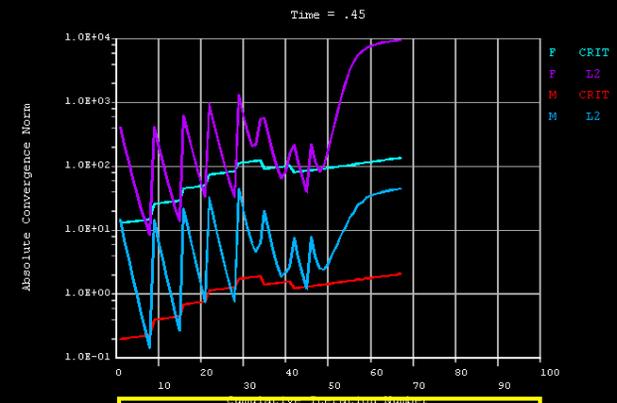
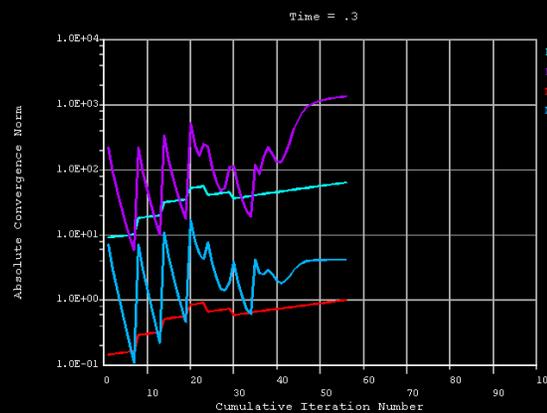
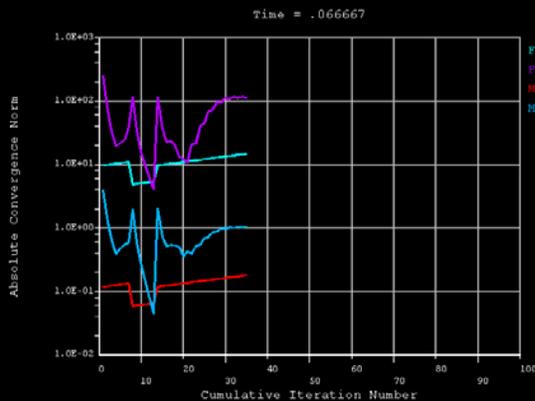
Analisi dell'ala in metallo

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

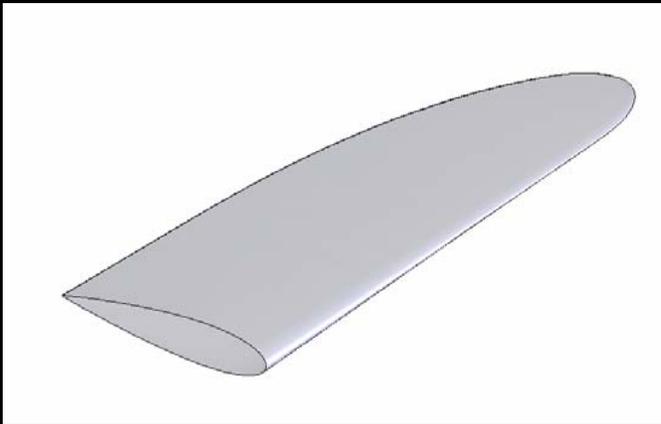
Troppo pesante e non verificata

La struttura alare in materiale composito scelta della struttura e modellazione 3D

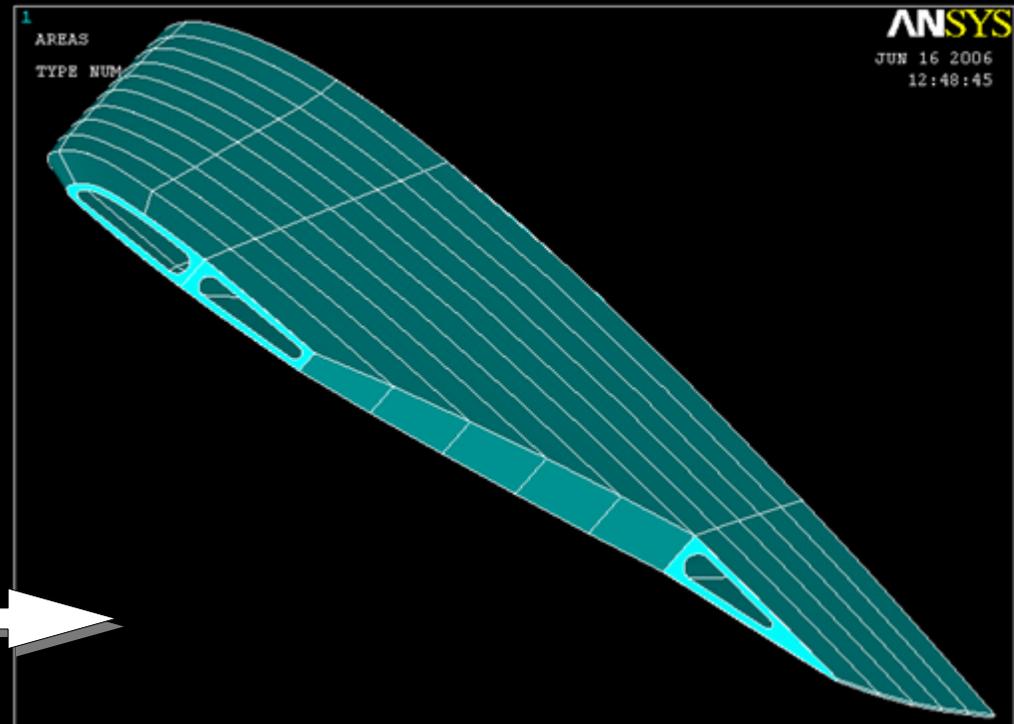
struttura:

- 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:



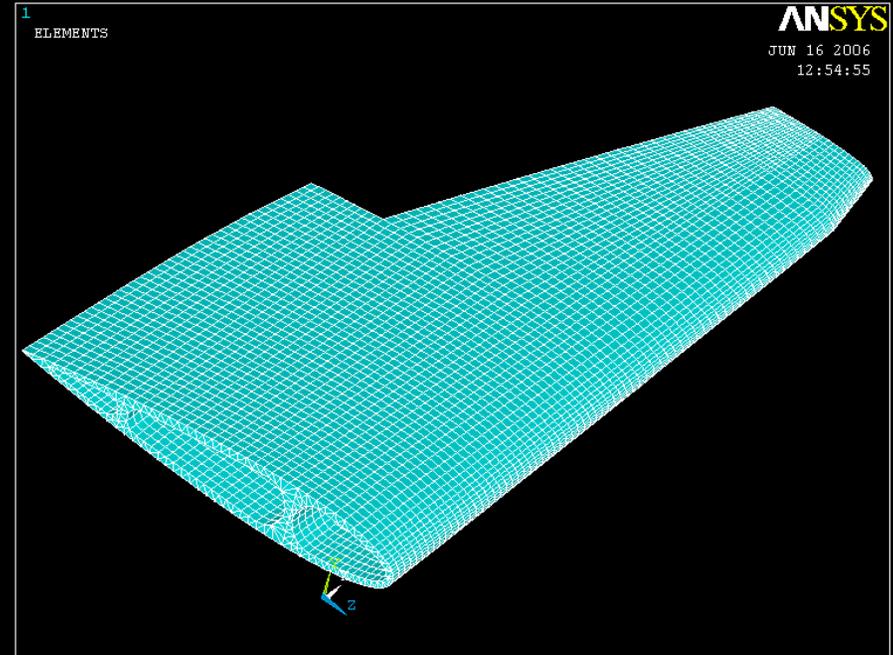
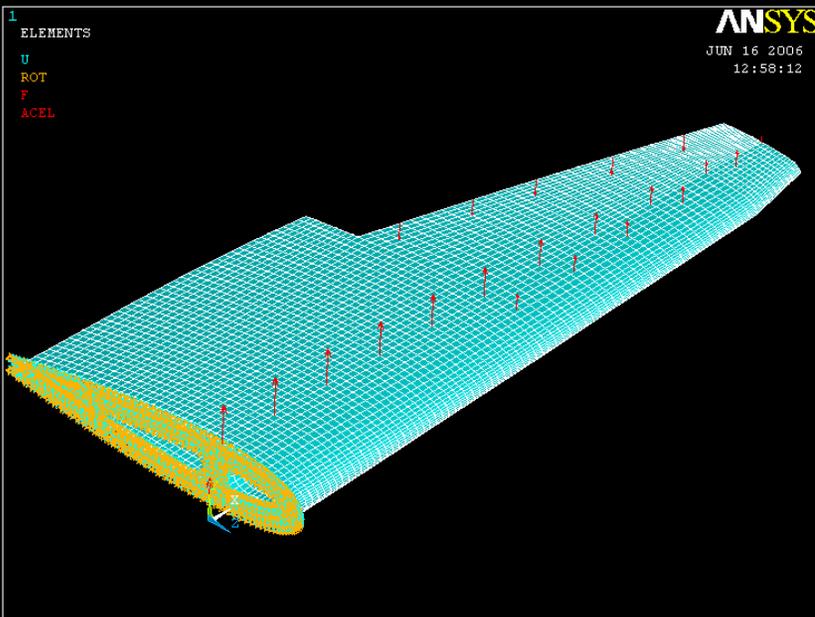
- successivi alleggerimenti tutti verificati hanno portato alla geometria finale



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

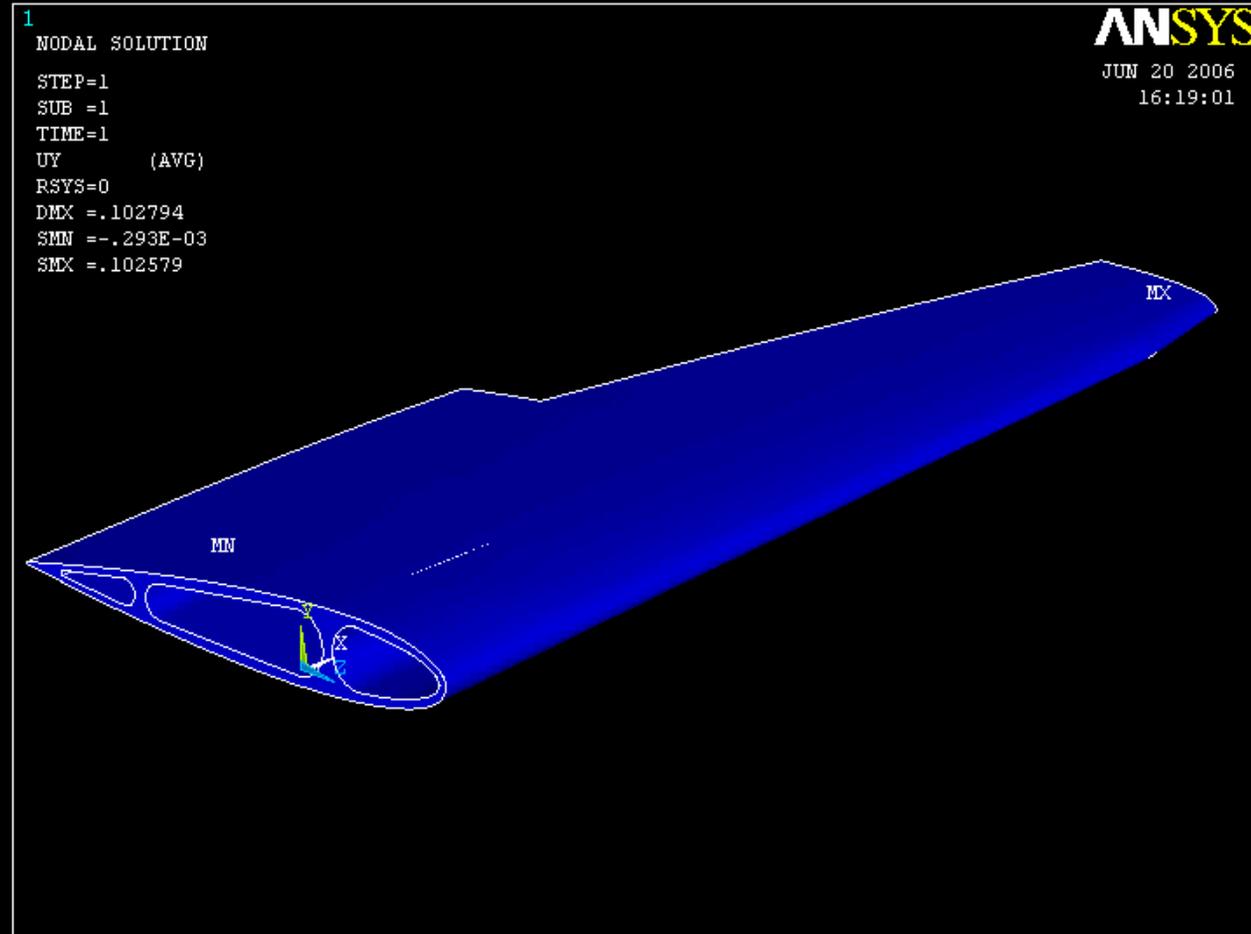
3 applicazione carichi:

- risultanti distribuzione di portanza
- manovra di alettoni
- inerzia

Analisi dell'ala in composito

Verifica statica

- Deformata

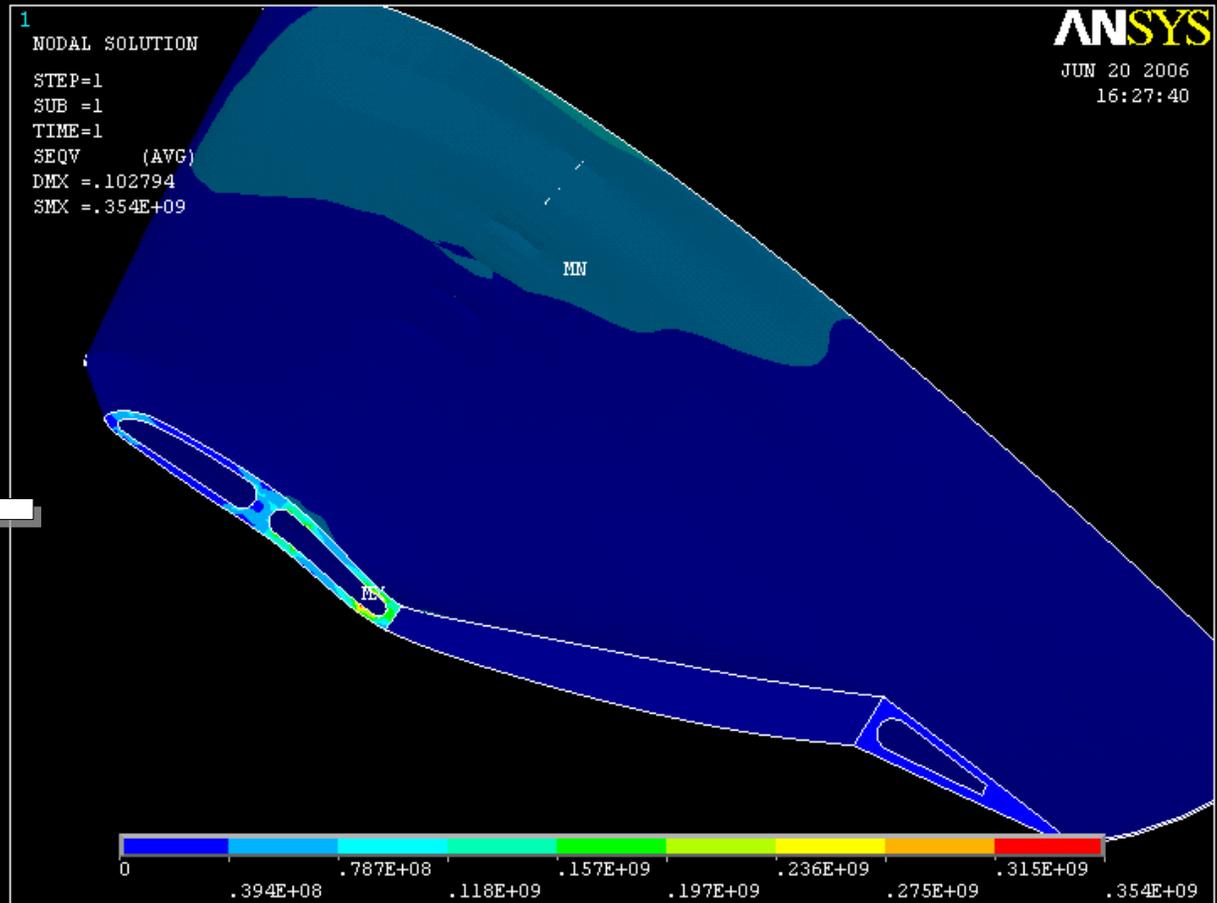


Freccia all'estremità di soli 10 cm

Analisi dell'ala in composito

Verifica statica

- Stato tensionale



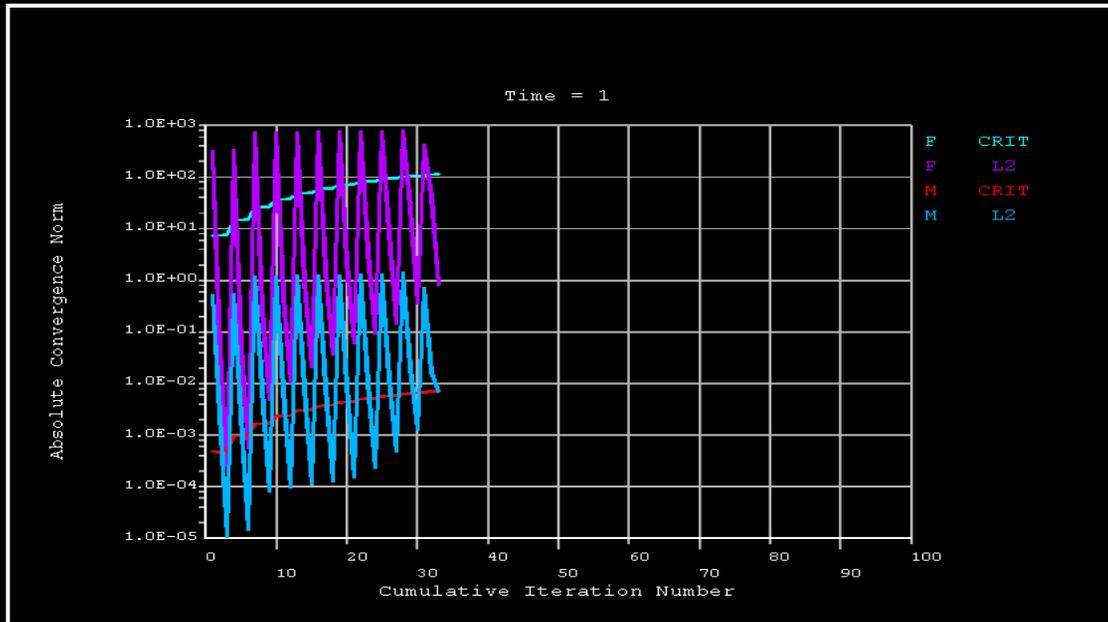
$$\sigma_{\max} < \sigma_r$$

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

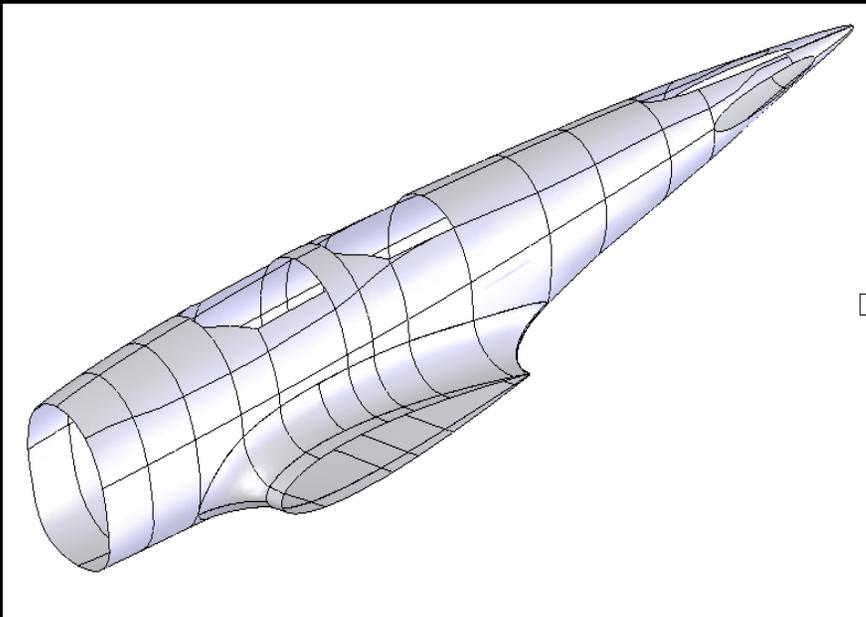
La fusoliera in materiale composito scelta della struttura e modellazione 3D

struttura:

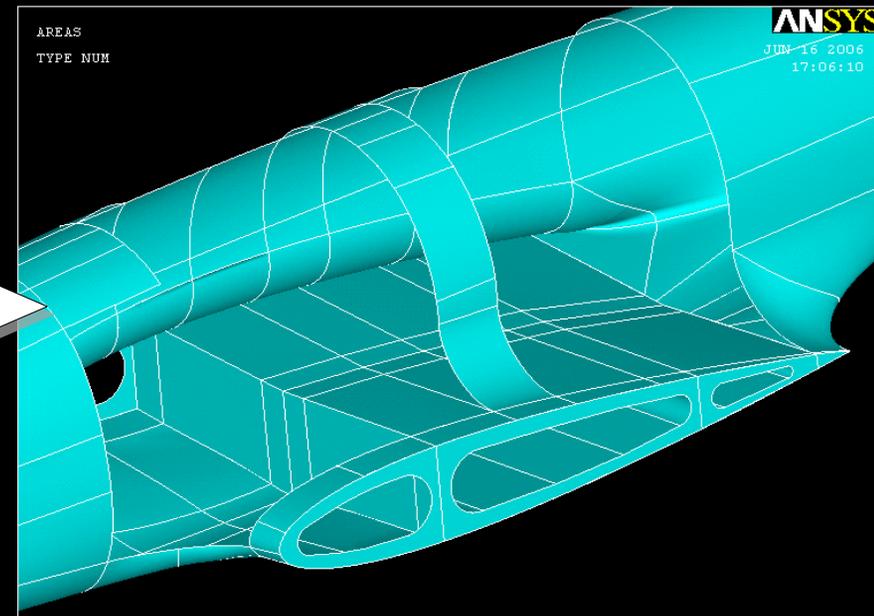
- Pelle: composito di fibra di vetro o carbonio: $\sigma_r > 2 \text{ GPa}$
- Schiuma di riempimento a bassa densità Styrodur solo nell'ala interna
- Tecnologia produttiva: Resin Transfer Molding (RTM)

modellazione:

SolidWorks



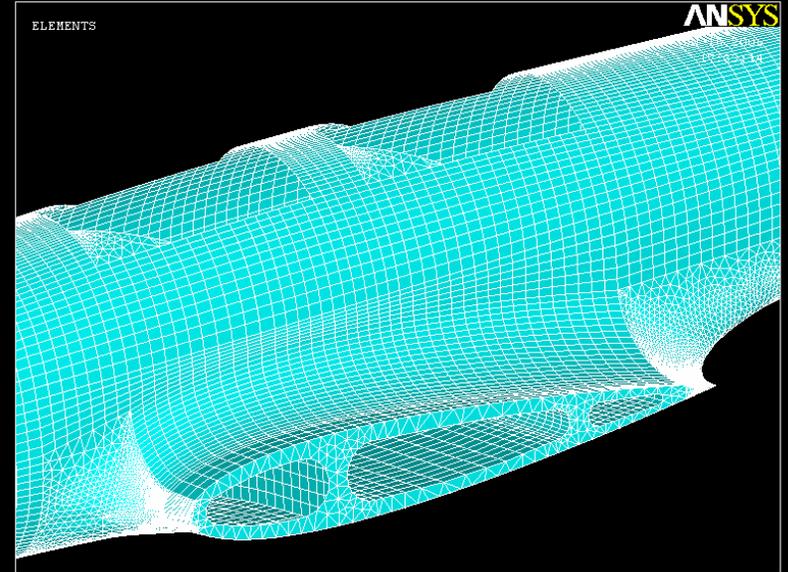
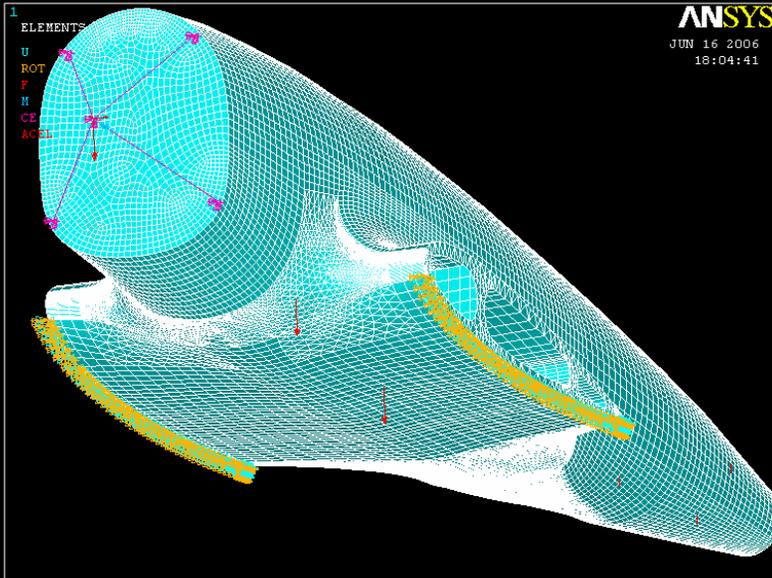
Ansys



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

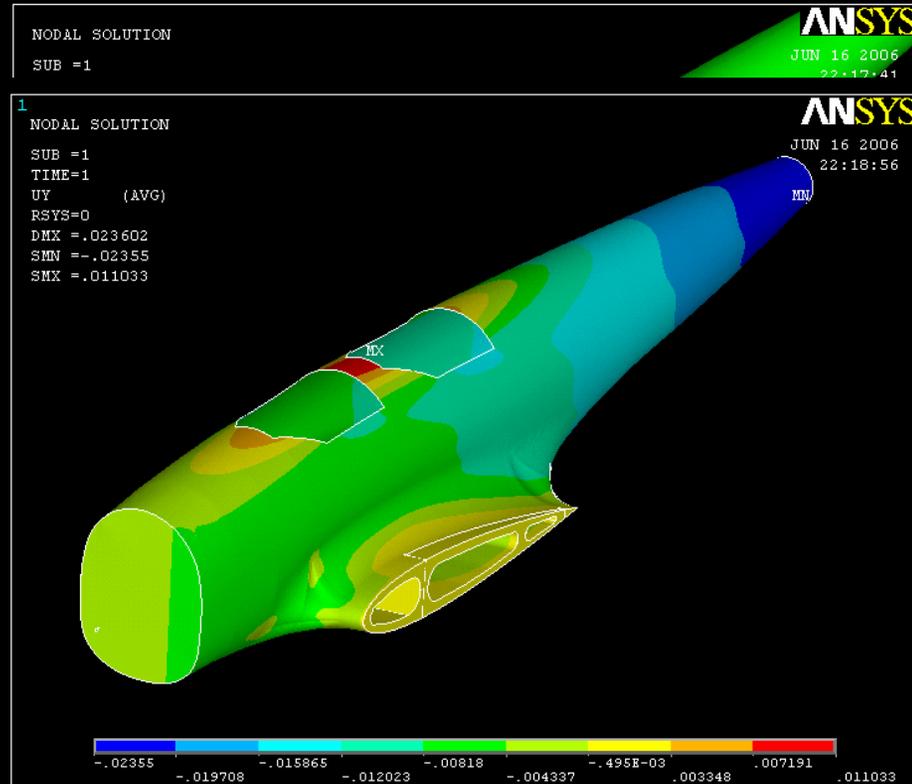
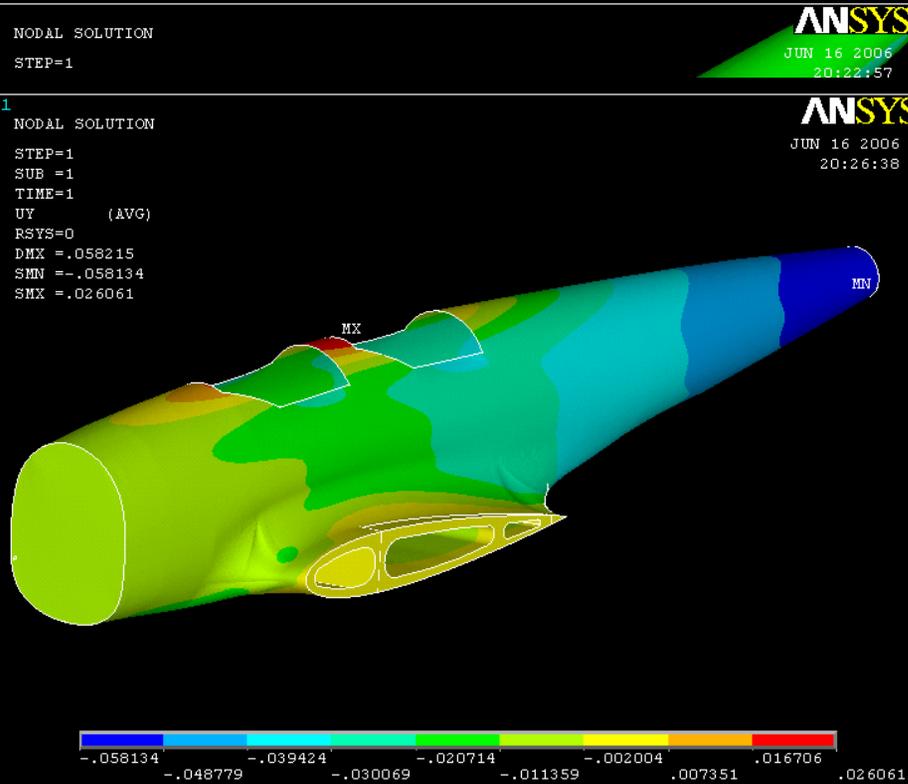
Analisi della fusoliera in composito

Verifica statica

• Deformata

Fusoliera in fibra di vetro

Fusoliera in fibra di carbonio



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

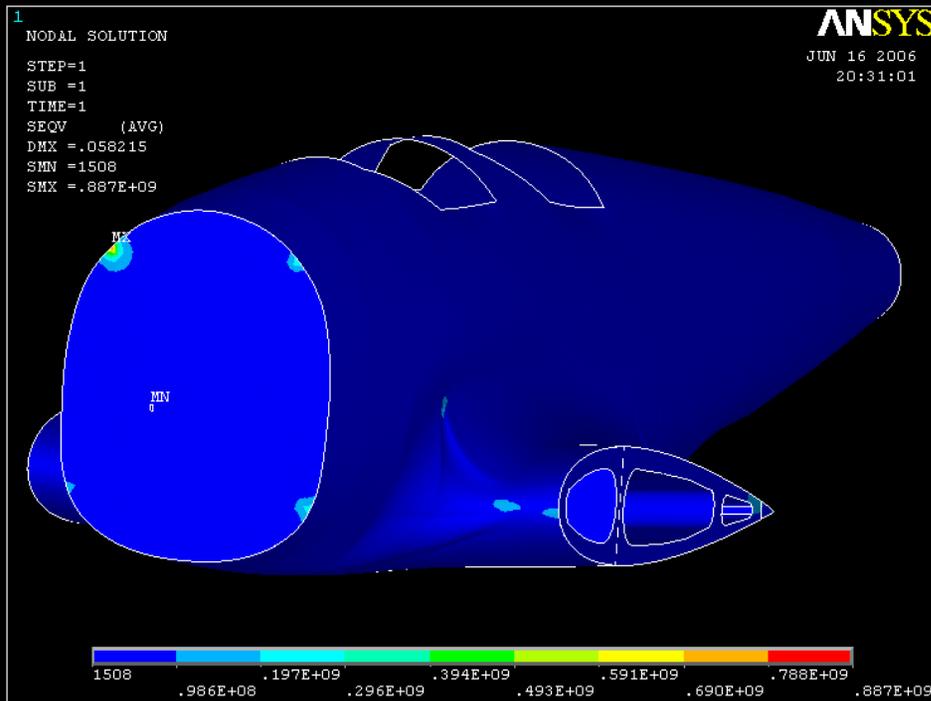
Spostamenti $\Delta Y_{coda} = -0,024$ m
Spostamenti $\Delta Y_{abitacolo} = 0,011$ m

Analisi della fusoliera in composito

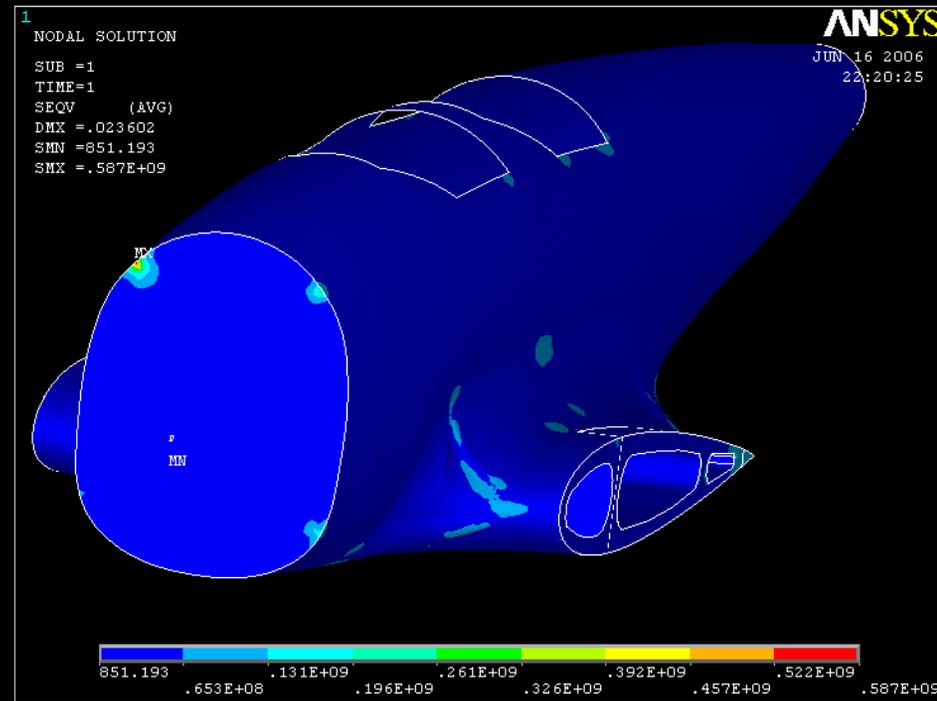
Verifica statica

• 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

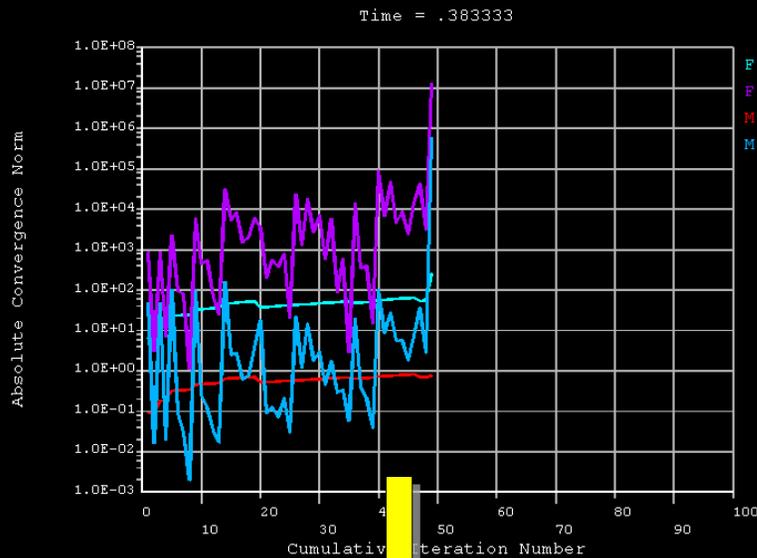
$$\sigma_{max} < \sigma_r$$

**Entrambe le fusoliere
risultano verificate**

Analisi della fusoliera in composito verifica di stabilità

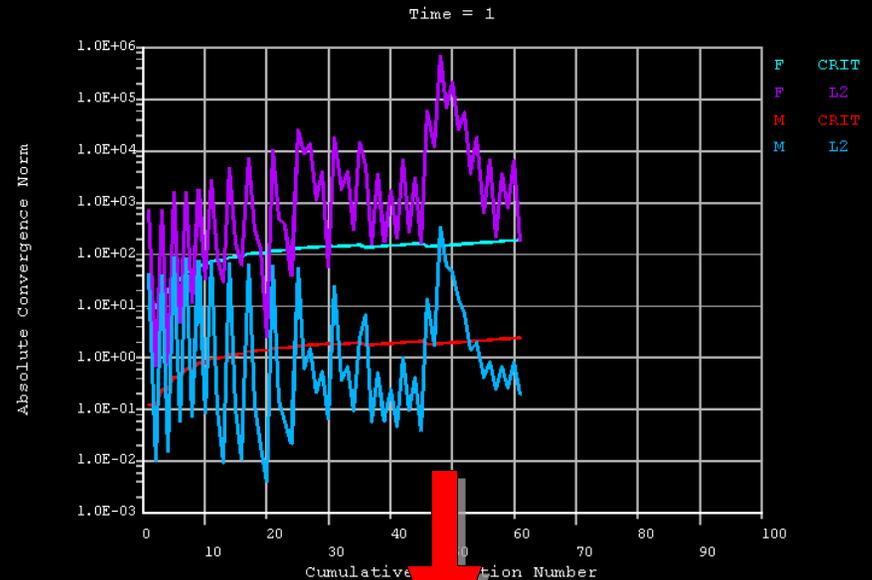
Analisi condotta con **metodo non lineare**

Fusoliera in fibra di **vetro**



Non verificata
Troppo pesante 94 kg

Fusoliera in fibra di **carbonio**



VERIFICATA
MASSA 73 kg

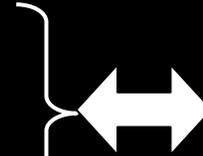
Conclusioni

- 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