

ALMA MATER STUDIORUM - UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA
CON SEDE A CESENA

CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe: 10

Sede di Forlì

ELABORATO FINALE DI LAUREA
In Tecnologia delle Costruzioni Aeronautiche

*“Verifiche numeriche dello stato di sollecitazione
di una struttura alare di un velivolo ultraleggero”*

CANDIDATO

Guido Pinos

RELATORE

Prof. Enrico Troiani

Anno Accademico 2011/2012

Sessione III

INDICE

PRESENTAZIONE E SCOPO DEL PROGETTO	1
1. L'AEROMOBILE: YUMA 912 S.....	2
1.1 Tipologia.....	2
1.2 Caratteristiche costruttive.....	2
1.3 Dati tecnici.....	3
1.4 Diagramma di manovra.....	5
2. DESCRIZIONE DELLA STRUTTURA.....	6
3. TAVOLE TECNICHE DI RIFERIMENTO.....	8
4. IL SOFTWARE: SUITE CAD/CAM/CAE CATIA V5.....	13
5. ESEMPIO PRATICO DI PROGETTAZIONE: CENTINA ANTERIORE.....	14
6. COMPOSIZIONE DELL'ASSEMBLATO.....	19
7. CENNI TEORICI SULL'ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI.....	23
8. L'ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI SECONDO CATIA V5....	25
9. GENERAZIONE DELLA MESH.....	26
10.MATERIALI DA FABBRICAZIONE USATI NELLA STRUTTURA.....	29
10.1 Lega di alluminio 6061-T6.....	29
10.2 Acciaio al Cromo-Molibdeno AISI 4130.....	31
11.CONNESSIONI TRA PARTI DELL'ASSIEME.....	33
12.VINCOLI DELLA STRUTTURA.....	37
12.1 Vincolo di incastro.....	37
12.2 Vincolo di cerniera.....	38
13.CALCOLO E IMPOSIZIONE DEI CARICHI.....	39
13.1 Calcolo dei carichi in volo.....	39
13.2 Collocamento del carico.....	41
14.SOLUZIONE.....	42
15.VISUALIZZAZIONE DEI RISULTATI.....	46
16.CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI.....	48
16.1 Valutazioni sullo stato tensionale della struttura.....	48
16.2 Valutazioni sull'errore globale.....	50

16.3	Sunto delle considerazioni conclusive.....	50
16.4	Possibili lavori futuri.....	52
17.	BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA.....	53

PRESENTAZIONE E SCOPO DEL PROGETTO

Lo scopo del progetto è di calcolare, tramite un modello agli elementi finiti, lo stato di sollecitazione delle parti costituenti l'ala di un velivolo ultraleggero, e di visualizzare i risultati della soluzione del calcolo in maniera grafica.

L'aeromobile oggetto di studio in questa tesi è lo Yuma 912 S commercializzato da Alisport. Si tratta di un velivolo di categoria ULM (UltraLeggero Motorizzato) con capacità STOL (Short TakeOff and Landing – decollo ed atterraggio corti).

Tutto il lavoro di progettazione, modellazione e calcolo è stato eseguito con un'unica tipologia di programma, CATIA V5, disponibile commercialmente, al fine di evitare conflitti tra diversi programmi CAD (per disegno assistito dal calcolatore) e CAE/FEA (per analisi ingegneristica del prodotto).

Il lavoro si è articolato in tre fasi: la prima di progettazione assistita dal calcolatore, la seconda di sviluppo del modello, e la terza di valutazione della soluzione.

I carichi introdotti nell'analisi sono stati scelti considerando le caratteristiche del velivolo ed il proprio diagramma di manovra, quindi calcolati in maniera teorica e successivamente applicati al modello in esame.

La soluzione è stata poi visualizzata tramite simulazione della struttura deformata ed applicazione di una scala di colori sulle zone sottoposte ai diversi stati di sollecitazione.

1. L'AEROMOBILE: YUMA 912 S

1.1 Tipologia

Lo Yuma 912 S è un velivolo ultraleggero, quindi di peso massimo al decollo non superiore a 450 Kg. È un monomotore a due posti affiancati, con caratteristiche S.T.O.L. (Short Take Off and Landing), cioè di decollo ed atterraggio in spazi relativamente esigui anche su piste disagiate o di fortuna nonché in presenza di ostacoli. Per soddisfare tali caratteristiche l'aeromobile è provvisto di un'ala dotata di un profilo aerodinamico spesso, atto ad esaltarne le prestazioni nel volo a bassa velocità, e di superfici di ipersostentazione, presenti al bordo d'attacco e di uscita, per ridurre al minimo la corsa di decollo/atterraggio. La propulsione è affidata ad un motore Rotax 912 da 100 Hp di potenza, estremamente diffuso su velivoli di questa categoria.

1.2 Caratteristiche costruttive

La fusoliera si compone di una cabina a traliccio di tubi in acciaio al cromo-molibdeno, collegata alla trave di coda composta da sette ordinate in lega d'alluminio. Le semiali e gli impennaggi sono in lega d'alluminio. Le superfici di controllo e parti mobili: alettoni, flaps, timone di direzione e stabilizzatore hanno la struttura in lega d'alluminio e sono ricoperti in Dracon. I trasparenti, le porte ed il cielo cabina sono in policarbonato. Le estremità alari e degli stabilizzatori sono in fibra di vetro/carbonio.

Nella foto: lo Yuma 912 S mostra l'ala dall'importante spessore e le superfici mobili al bordo d'attacco e d'uscita del profilo.



1.3 Dati tecnici

Apertura alare: 9,75 m

Larghezza cabina: 1,18 m

Lunghezza: 6,45 m

Altezza: 2,45 m

Carreggiata carrello: 2 m

Superficie alare: 13,44 m²

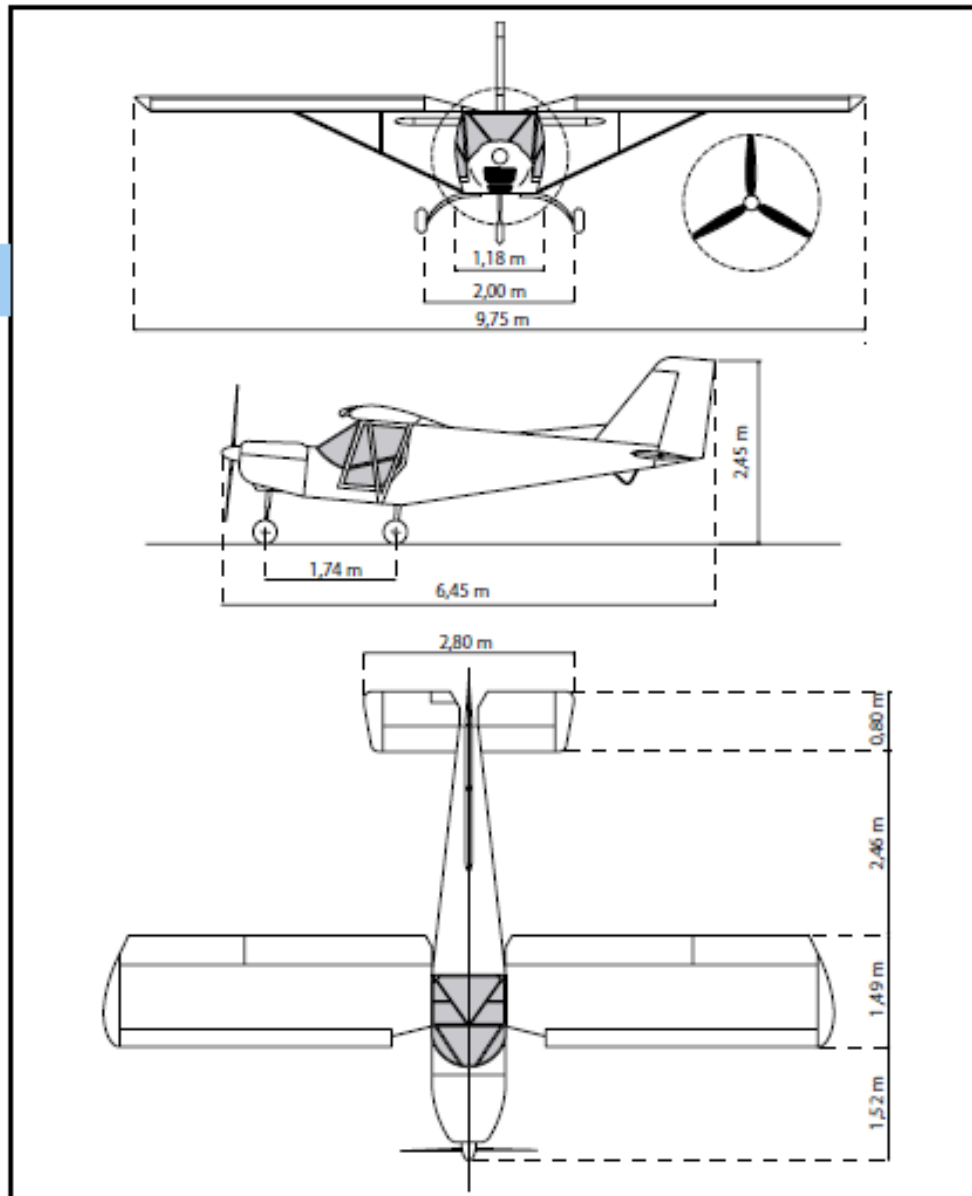
Allungamento alare: 6,6

Peso a vuoto: 282 Kg

Peso massimo al decollo: 450 Kg

Carico alare: 33,5 Kg/m²

Nella figura: trittico dello Yuma 912 S comprendente le dimensioni principali.



1.4 Diagramma di manovra

Carichi massimi ammissibili di progetto: +4 g / -2 g

Carico massimo ammissibile con flaps estesi: +2 g

Velocità massima (V_{NE}): 160 km/h

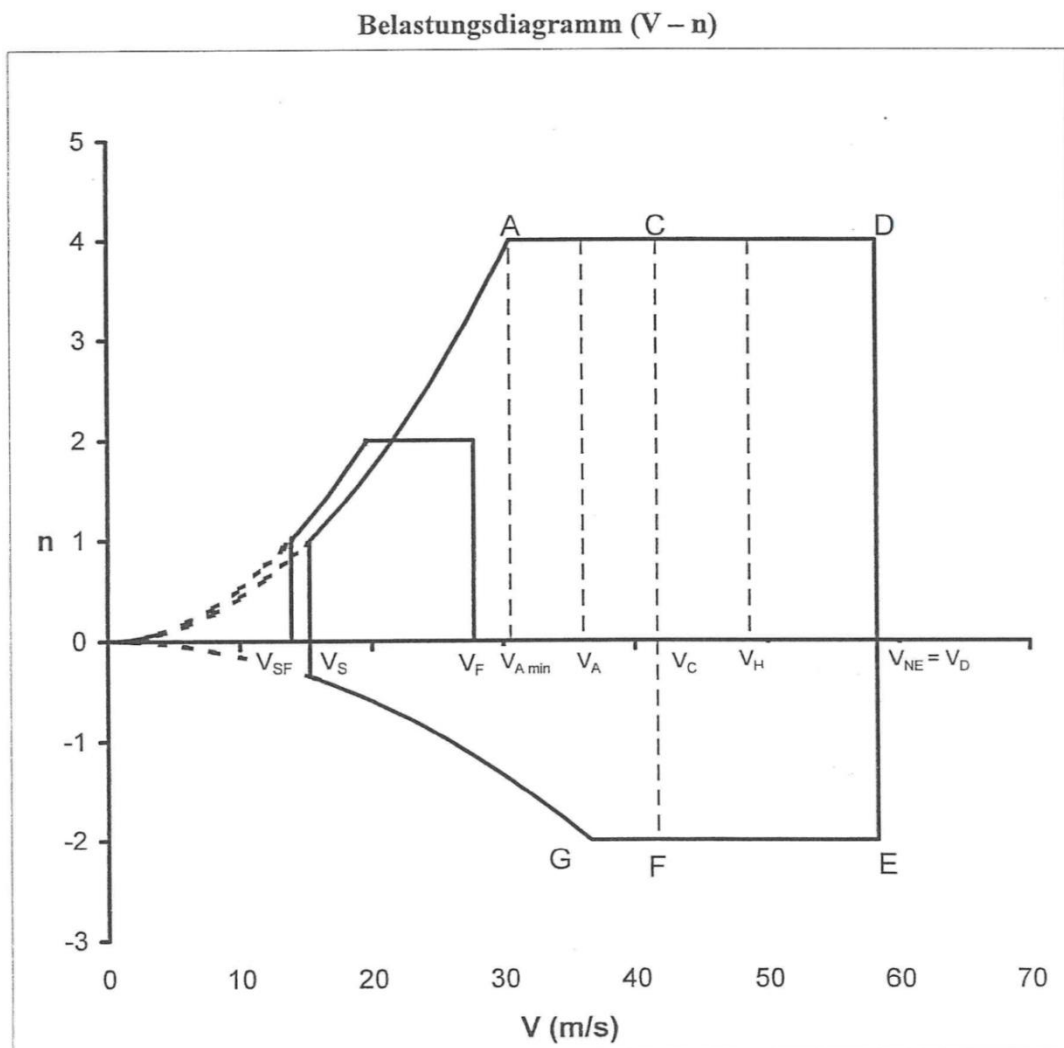
Velocità di manovra (V_A): 120 km/h

Velocità massima con flap estesi (V_F): 100 km/h

Velocità di stallo in configurazione di crociera (V_S): 63 km/h

Velocità di stallo in configurazione di atterraggio (V_{SF}): 53 km/h

Nella figura: diagramma di manovra dello Yuma 912 S tratto dai documenti della certificazione tedesca di navigabilità aerea.



2. DESCRIZIONE DELLA STRUTTURA

La struttura alare in esame è del tipo monolongherone, con longherone secondario di rinforzo, dotata di sei centine principali più una secondaria più piccola posta alla radice dell'ala, e usata per sostenere la copertura dell'ala in prossimità degli agganci alla fusoliera.

Tale struttura è rivestita da pannelli lavoranti in alluminio con funzione strutturale.

Il longherone principale è irrigidito da due profili a L in alluminio estruso posti sulle estremità superiore ed inferiore dello stesso.

Le centine sono formate da due sezioni, anteriore e posteriore, che si collegano al longherone principale per formare la parte principale della struttura.

Il longherone secondario è composto da sette sezioni poste tra le parti finali delle centine, in prossimità del bordo d'uscita.

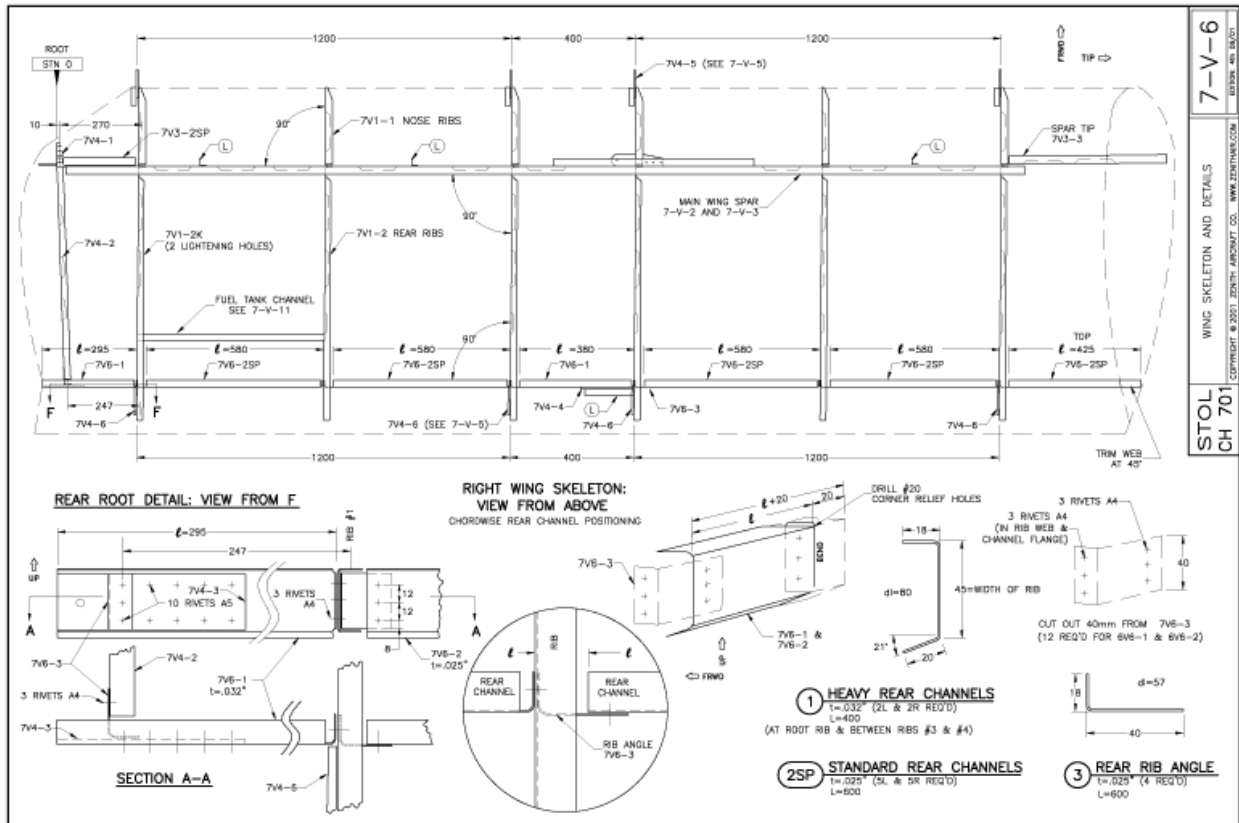
Le semiali sono incernierate alla fusoliera e sostenute da due montanti, che agganciano la struttura alare all'incirca alla sua mezzeria. Questi servono a collegarla rigidamente alla fusoliera all'altezza del pavimento della cabina, dietro alle portiere.

In corrispondenza della giunzione montante-semiala è presente un vistoso rinforzo trapezoidale in alluminio stampato, dotato di stiffeners con sezione a "L" in alluminio estruso, dove viene collegata la piastra di aggancio al montante tramite bullonamenti.

Sia il longherone principale che le centine presentano fori di alleggerimento flangiati. Tutte le parti della struttura sono collegate tramite rivetti in alluminio, sia a strappo che ribattuti. Oltre la centina più esterna si trova la struttura dell'estremità alare, formata da due piccoli elementi aggiunti ai longheroni, che servono a sostenere il terminale in materiale composito.

Della struttura in esame sono state omesse alcune parti poiché sono state ritenute non necessarie ai fini dell'analisi svolta. Tali parti sono: il rivestimento lavorante in pannelli di alluminio, la piastra di supporto del serbatoio alare, gli elementi di sostegno delle superfici mobili quali slat, flap ed alettoni, nonché il rivestimento dell'ala e le "Jury Strut" ausiliarie dei montanti.

Nella figura sottostante è presentata la struttura alare del velivolo in esame.



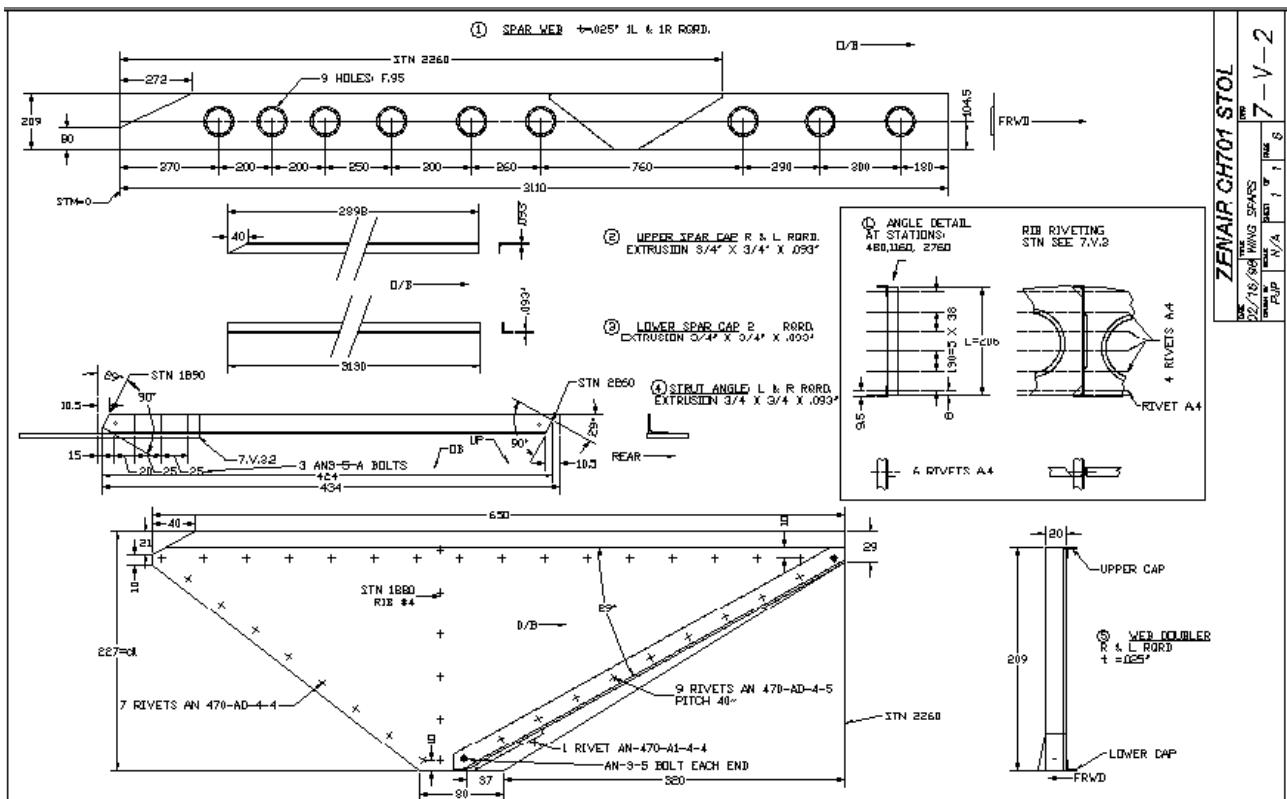
3. TAVOLE TECNICHE DI RIFERIMENTO

L'ala dello Yuma è di un tipo piuttosto comune nel panorama degli ultraleggeri a decollo ed atterraggio corti, e si può dire che una fetta importante dei produttori di velivoli di questa categoria utilizzino gli stessi profili e gli stessi layout delle ali, talvolta apportando qualche piccola modifica. Ecco perché, sono stati usati come base per la parte di progettazione solida, i disegni di un altro ultraleggero molto simile allo Yuma: il CH701 commercializzato da Zenith Aircraft. Si può dire che i 2 velivoli utilizzino la medesima ala.

I disegni tecnici riguardanti il CH701 sono stati scelti per la facile reperibilità in Internet tramite vari siti realizzati da autocostruttori di questo velivolo, nonché per l'elevato livello di precisione e l'alta fruibilità dei dati riportati.

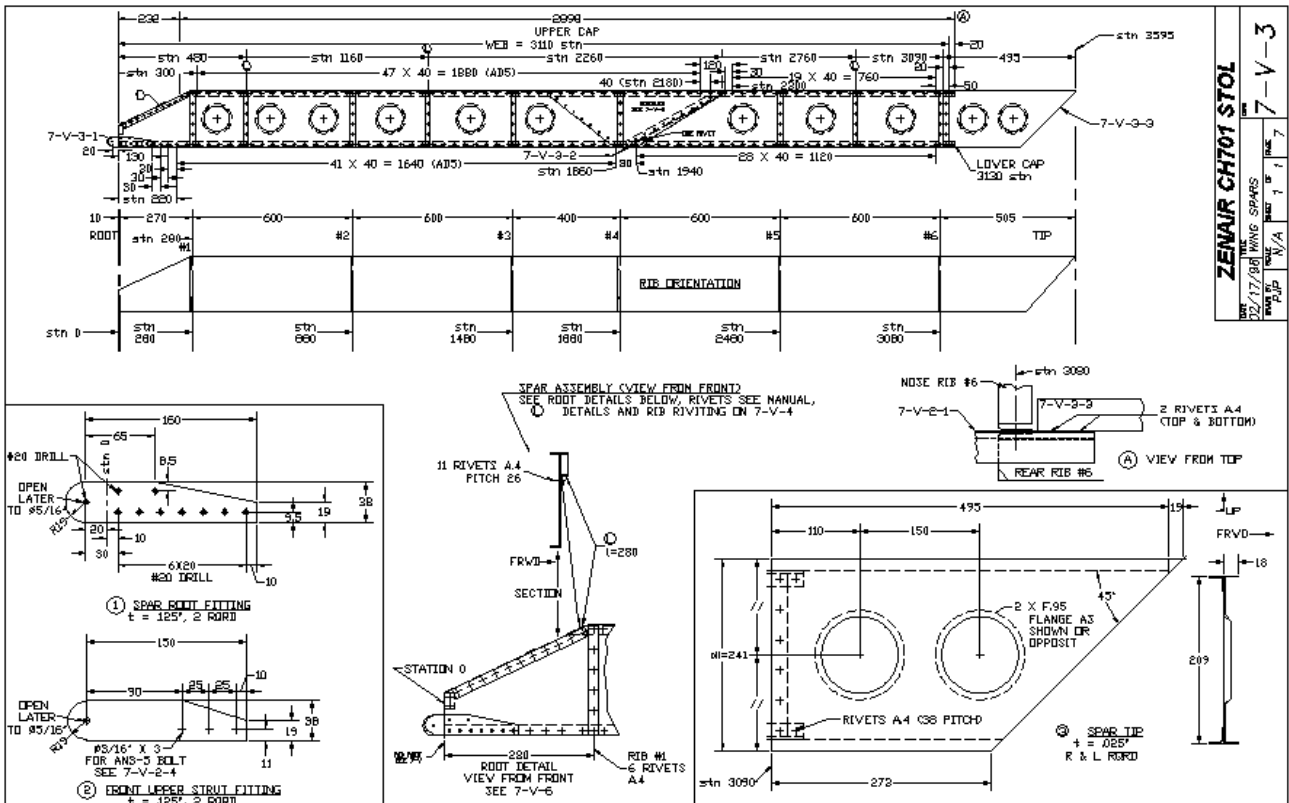
Nelle pagine seguenti sono riportati, a scopo esemplificativo, alcuni tra i disegni di Zenith Aircraft utilizzati nella fase di progettazione.

In senso orario dall'alto: dettagli costruttivi del longherone principale; rivettatura delle centine; costruzione del rinforzo trapezoidale e dell'elemento di collegamento al montante; costruzione dei rinforzi superiori ed inferiori da applicare al longherone.

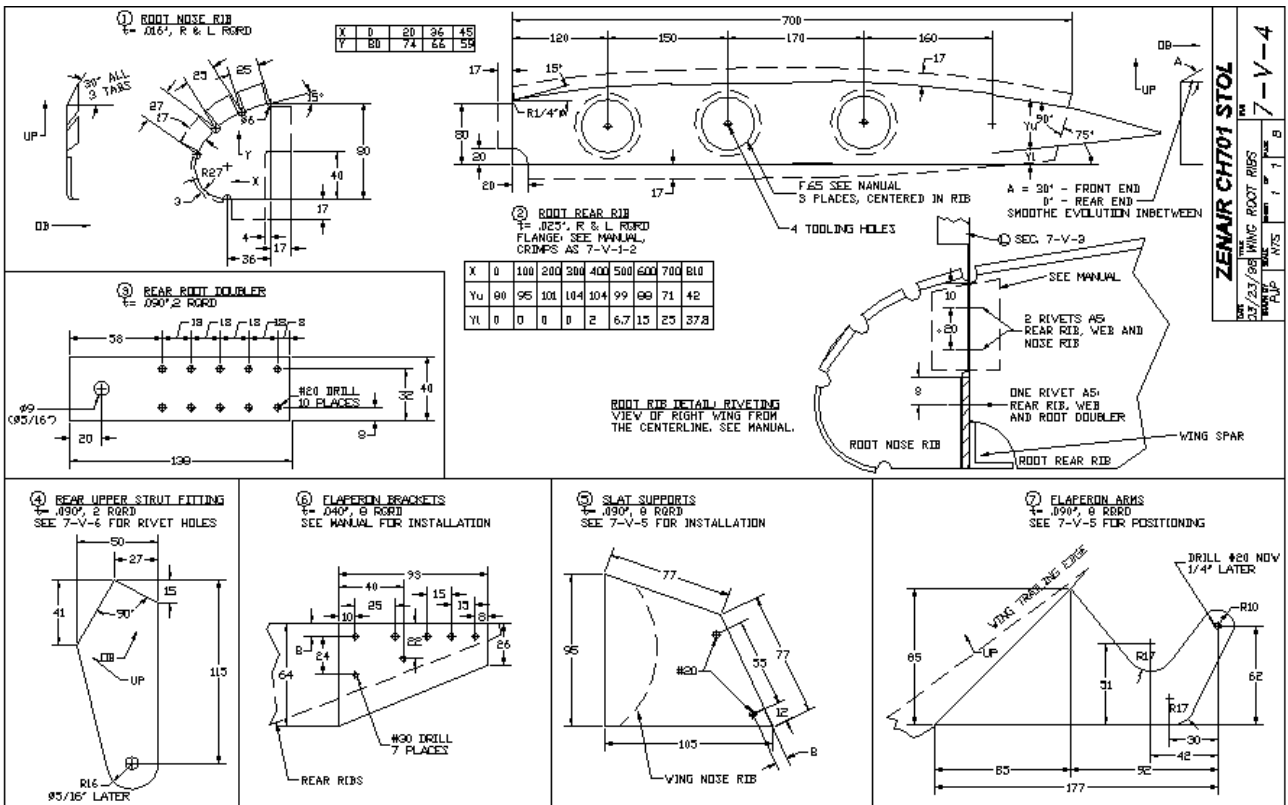


ZENAIR CH701 STOL
 DATE: 22/10/2014
 DRAWING: WING SPARS
 PART: 1
 SHEET: 1
 OF: 6
 7-V-2

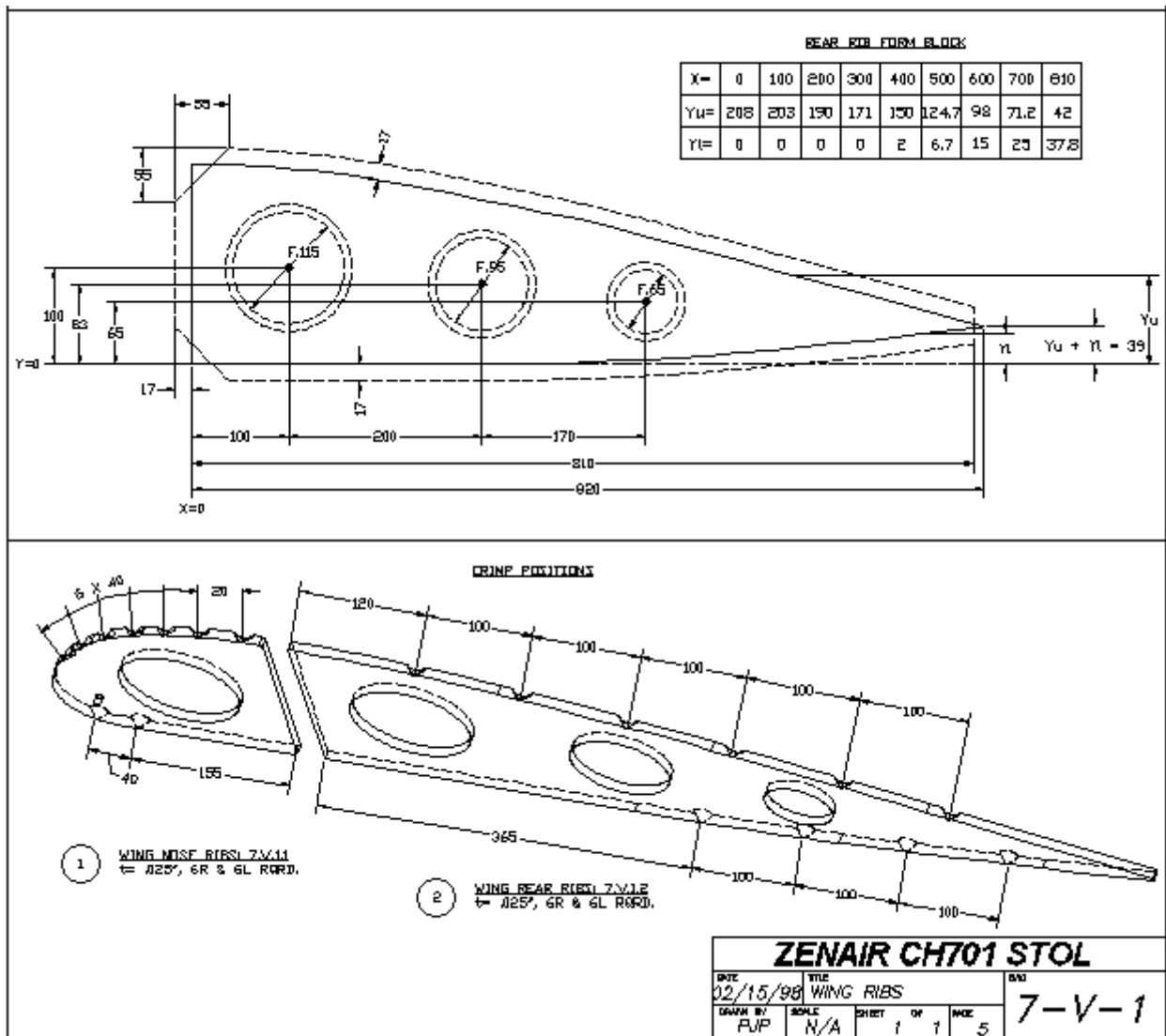
In senso orario dall'alto: rivettatura e distanze dei componenti da fissare al longherone principale; dettagli costruttivi dell'elemento strutturale dell'estremità alare; posizione delle parti alla radice dell'ala; costruzione della piastra d'aggancio al montante anteriore e della cerniera sul longherone principale.



In senso orario dall'alto: dettaglio costruttivo della centina geometrica alla radice alare, anteriore e posteriore; dettaglio del fissaggio delle due parti al longerone principale, supporti di flaperons e slats; piastra di aggancio al montante posteriore; piastra di rinforzo della cerniera posteriore.



Dall'alto: disegno quotato della parte posteriore della centina assieme ai punti di controllo che descrivono la forma del profilo aerodinamico; vista di insieme della centina nelle sue due parti, con descritta la posizione dei corrugamenti del materiale sulle flange.



4. IL SOFTWARE: SUITE CAD/CAM/CAE CATIA V5

Per la progettazione e l'analisi della struttura alare è stata usata la piattaforma CAD/CAM/CAE CATIA V5R21 che integra in un unico pacchetto gli strumenti per la progettazione solida della struttura e per l'analisi agli elementi finiti.

In particolare sono state usate 5 applicazioni della piattaforma: Part Design, Assembly Design, Aerospace Sheetmetal Design, Generative Structural Analysis, Advanced Meshing Tools.

Le varie parti che costituiscono l'ala sono state progettate con gli applicativi di disegno solido presenti in CATIA, a partire dai disegni del CH 701, riportando fedelmente le misure presenti in questi ultimi. In particolare le centine, dovendo presentare la tipica flangia sulla quale si collega il rivestimento alare, sono state progettate con l'applicativo "Aerospace Sheetmetal Design", appositamente studiato per applicare flange su superfici a curvatura variabile. I longheroni, principale e secondario, gli agganci e le varie parti di collegamento con i montanti, nonché i montanti stessi, sono state modellate in 3D con l'applicativo "Part Design", dedicato al design di parti dalla geometria relativamente semplice.

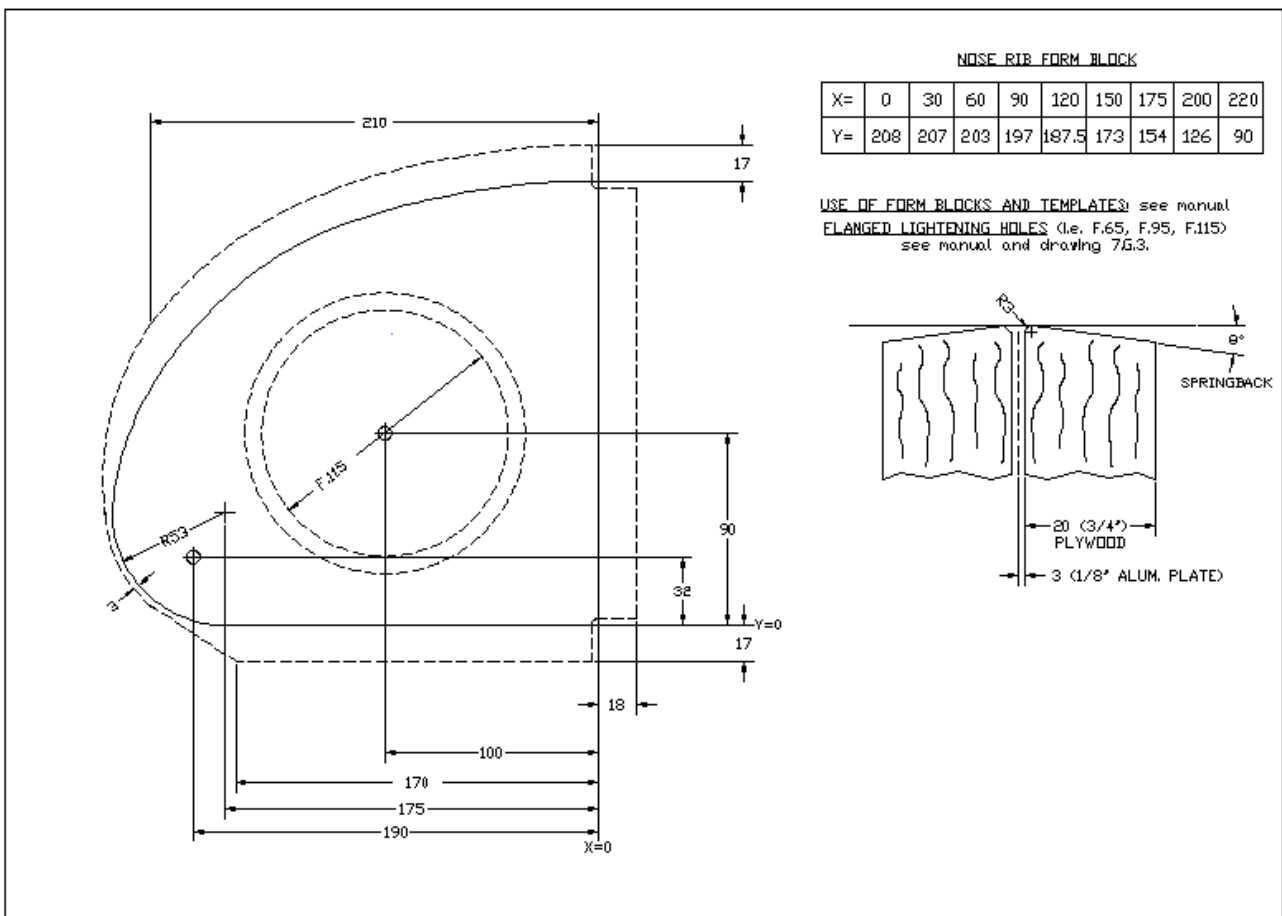
Tutte le parti poi sono state assemblate per formare la struttura finale con l'ausilio del software "Assembly Design" in cui sono state vincolate con dei vincoli geometrici.

Per quanto riguarda il lavoro di analisi numerica, sono stati adoperati due applicativi: "Generative Structural Analysis" per la creazione delle mesh delle parti, l'imposizione dei vincoli tra le parti della struttura e tra la struttura ed il resto dell'aeromobile, la soluzione del calcolo e la visualizzazione dei risultati, mentre tramite il software "Advanced Meshing Tools" è stato possibile regolare le caratteristiche delle mesh delle singole parti, come il numero e la forma degli elementi che formano la mesh.

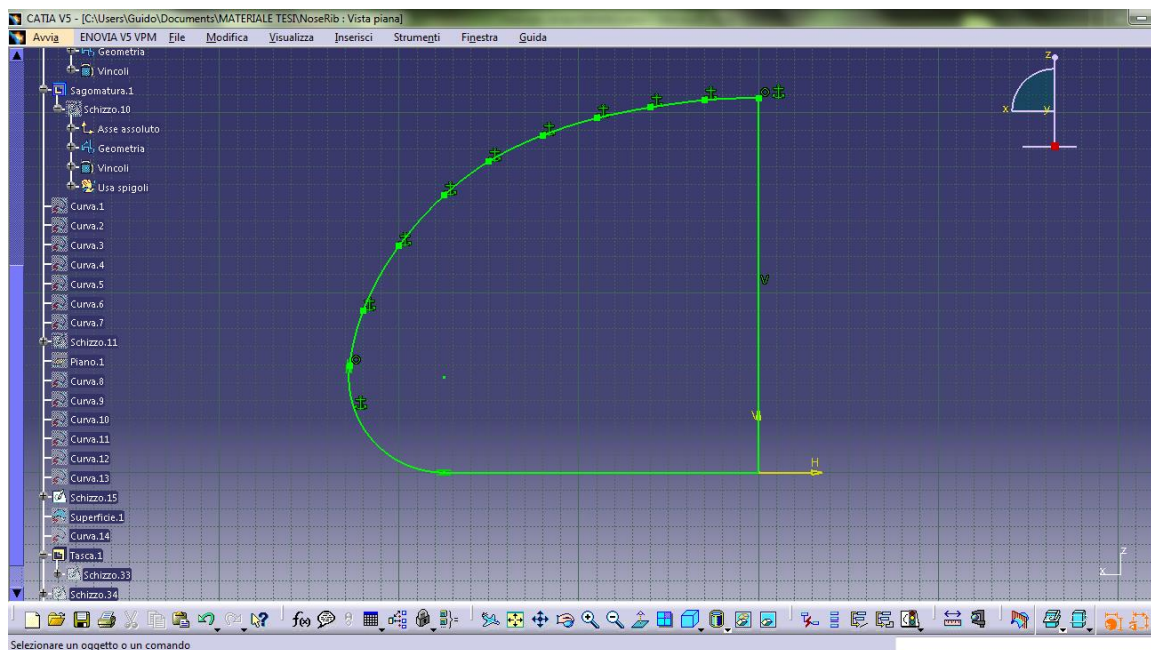
5. ESEMPIO PRATICO DI PROGETTAZIONE: CENTINA ANTERIORE

Saranno ora riportati a scopo di esempio del metodo di progettazione con CATIA, i passaggi di progettazione di una parte importante dell'assemblato dell'ala: la parte anteriore della centina, che si collega al longherone principale.

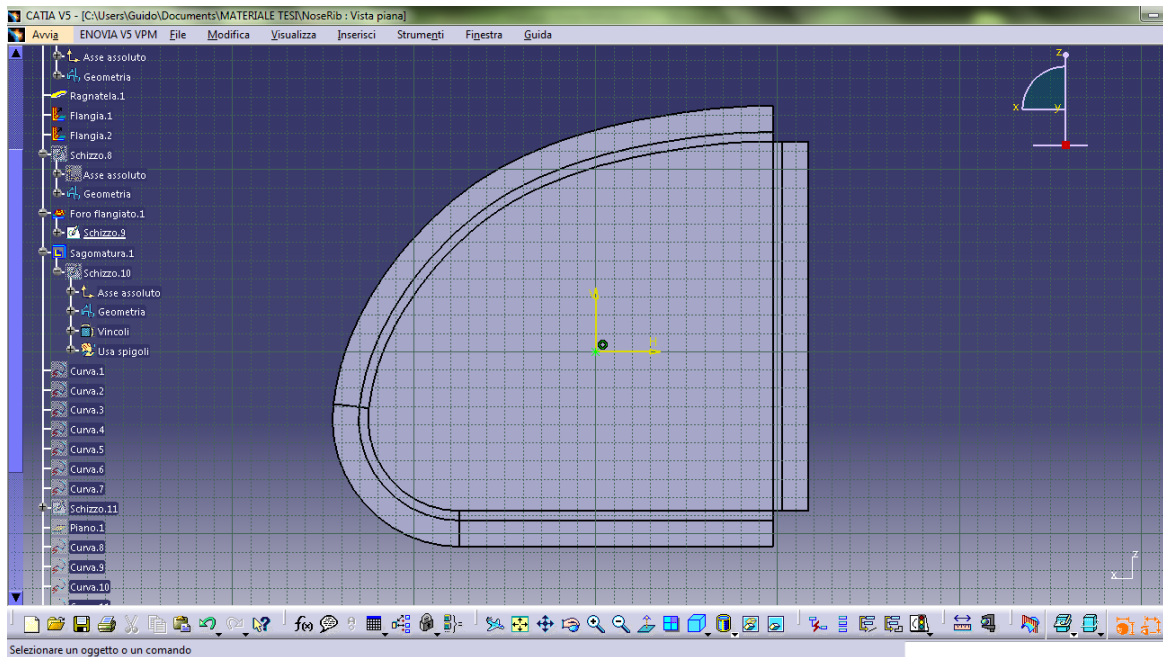
Il disegno di base della centina anteriore (figura in basso) è una parte della tavola 7-V-1 del CH 701, composto, in senso orario, dalla vista dell'elemento con le relative misure, da una tabella che riporta la posizione dei punti di controllo che vanno a formare la curva del profilo aerodinamico, ed infine da un dettaglio del metodo di piegatura delle flange per il collegamento del profilo al longherone ed al rivestimento.



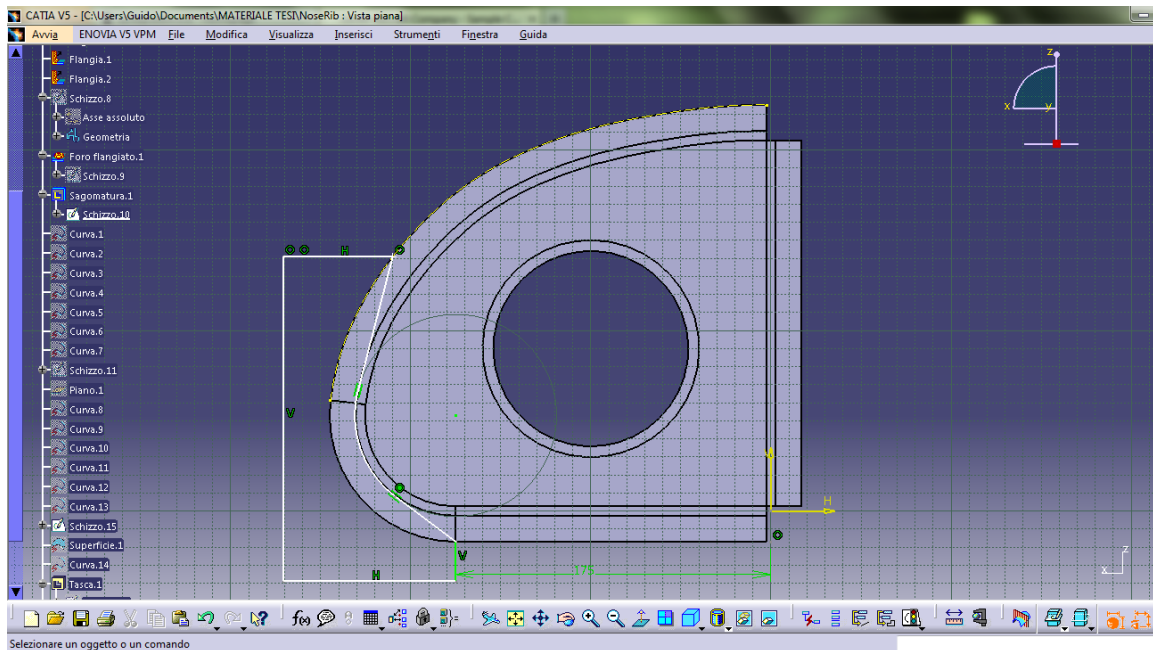
Inizialmente si riportano, dal disegno, le misure esterne, ed in questa fase sono di fondamentale importanza i punti notevoli del profilo aerodinamico, che saranno utilizzati come punti di controllo di una spline che ne replicherà molto fedelmente la geometria (immagine in basso). In seguito si imporrà lo spessore della lamina che costituisce la centina, ed è su questa base che si produrranno il foro di alleggerimento e le flange di aggancio.



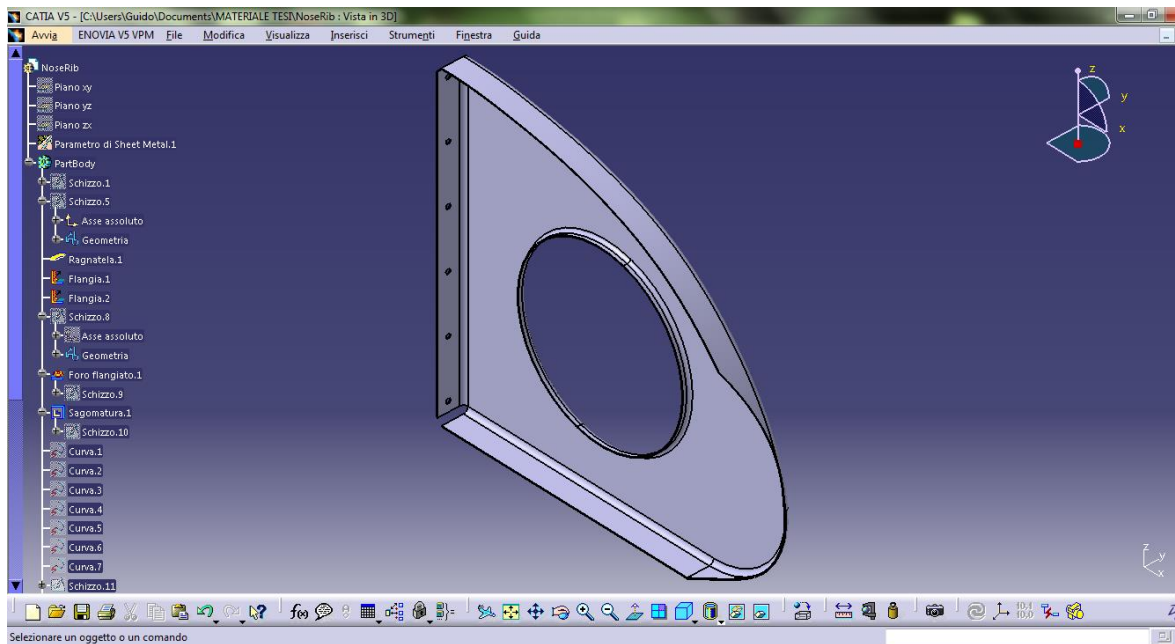
In seguito si creano, tramite gli strumenti di Aerospace Sheetmetal Design, le flange sui contorni esterni della lamina, tenendo in considerazione gli angoli di piega e le dimensioni della parte sviluppata, al fine da mantenere la coerenza con le misure del disegno originale (disegno in basso).



Sulla lamina dotata delle flange esterne vengono poi creati il foro flangiato di alleggerimento ed il taglio della parte anteriore della flangia (disegno sottostante).



Infine si passa dalla vista sviluppata a quella normale che raffigura il pezzo nella sua forma finale. I fori per la rivettatura verranno ricavati nell'assemblato finale tramite feature d'assieme. Dopo questo ulteriore passaggio, l'aspetto definitivo della parte è quello che segue in figura.



6. COMPOSIZIONE DELL'ASSEMBLATO

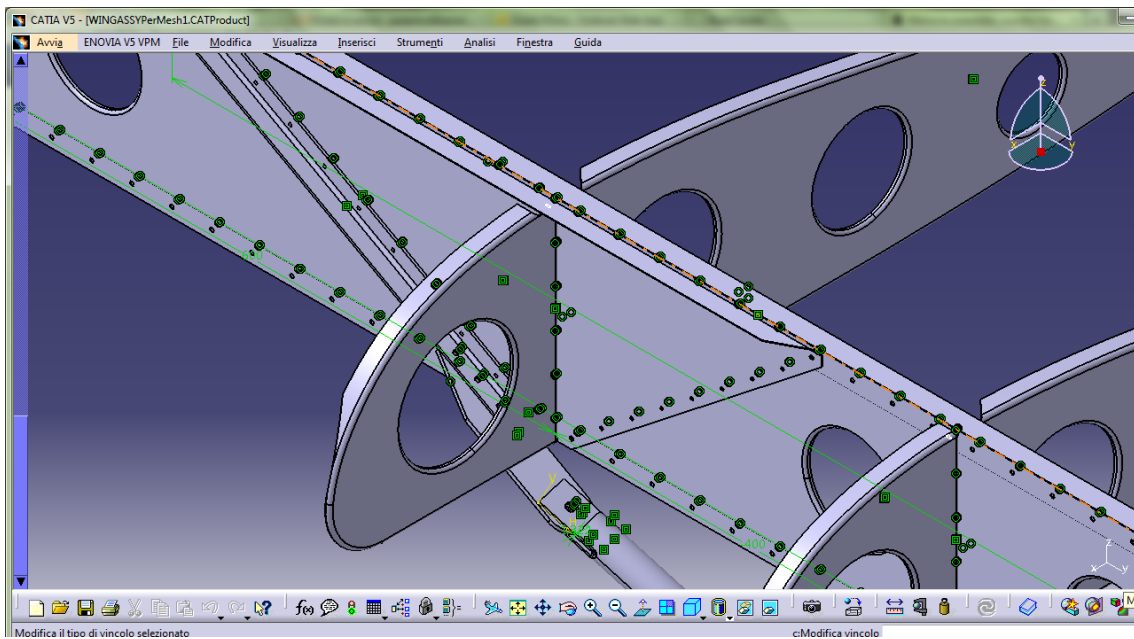
Una volta progettate tutte le parti, queste sono state assemblate, secondo i parametri presenti nei disegni d'assieme dell'ala, a formare la struttura su cui sarà sviluppato poi il modello da analizzare. L'assemblaggio dell'assieme è stato eseguito in due fasi.

La prima fase ha riguardato l'imposizione dei vincoli d'assieme tra le superfici dei pezzi. Sono stati usati vincoli di contatto, di coincidenza e di offset. I primi hanno lo scopo di unire le superfici di due parti, mentre gli altri due servono a stabilire la posizione e la spaziatura tra le parti che non sono in diretto contatto.

La seconda parte del processo di assemblaggio è consistita nel produrre tramite feature d'assieme le forature che permettono la rivettatura tra i pezzi. Tali fori sono stati disegnati sull'elemento più esterno dell'assieme e poi replicati esattamente sugli altri elementi interessati da questo genere di collegamento.

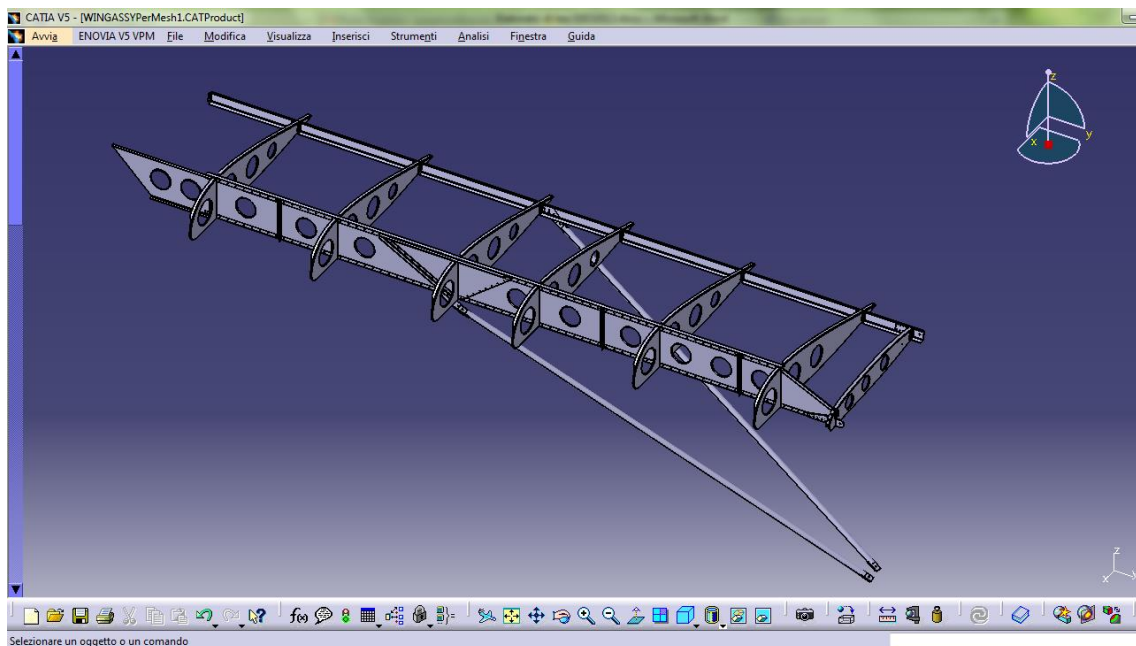
Infine sulla superficie di ogni foro sono stati imposti dei vincoli di coincidenza tra le facce degli elementi interessati. In questo caso i vincoli sono interamente ridondanti dal punto di vista della struttura, tuttavia sono necessari al fine di imporre gli elementi rigidi che sostituiscono i rivetti in sede di analisi, come vedremo più avanti.

L'immagine in questa pagina presenta la parte centrale della struttura alare e raffigura efficacemente i vincoli geometrici, di colore verde. La coincidenza è rappresentata da un cerchio, il contatto da un quadrato e l'offset dalla linea che riporta il valore di quotatura della distanza.

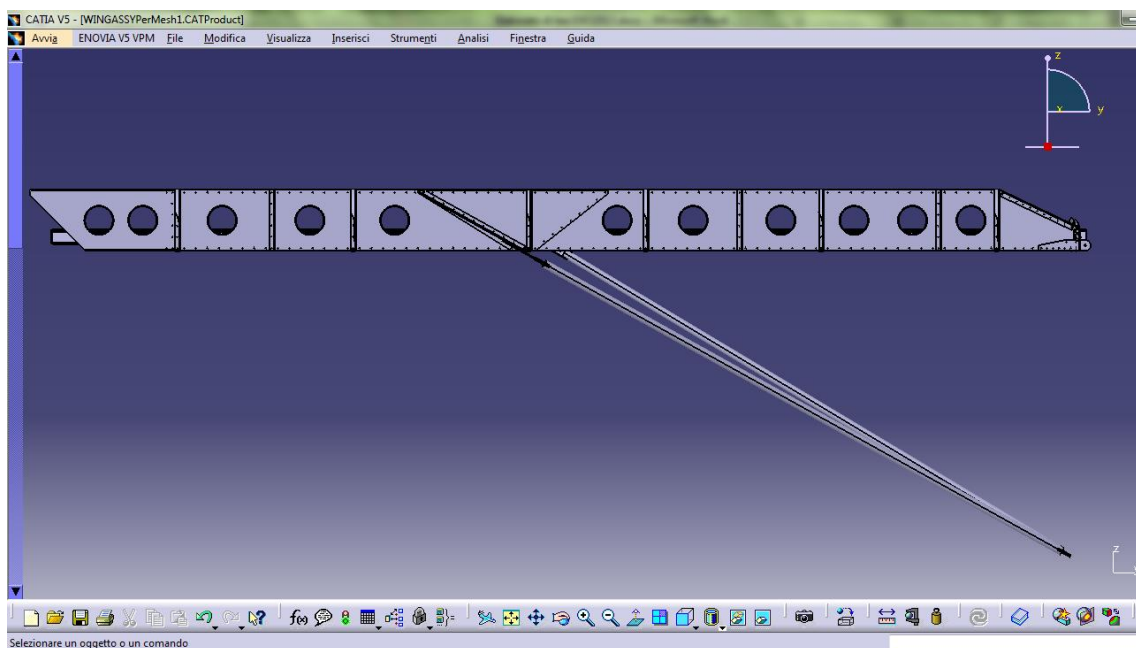


L'aspetto finale dell'assieme completo di tutte le parti e dei relativi vincoli geometrici prima segue nelle immagini.

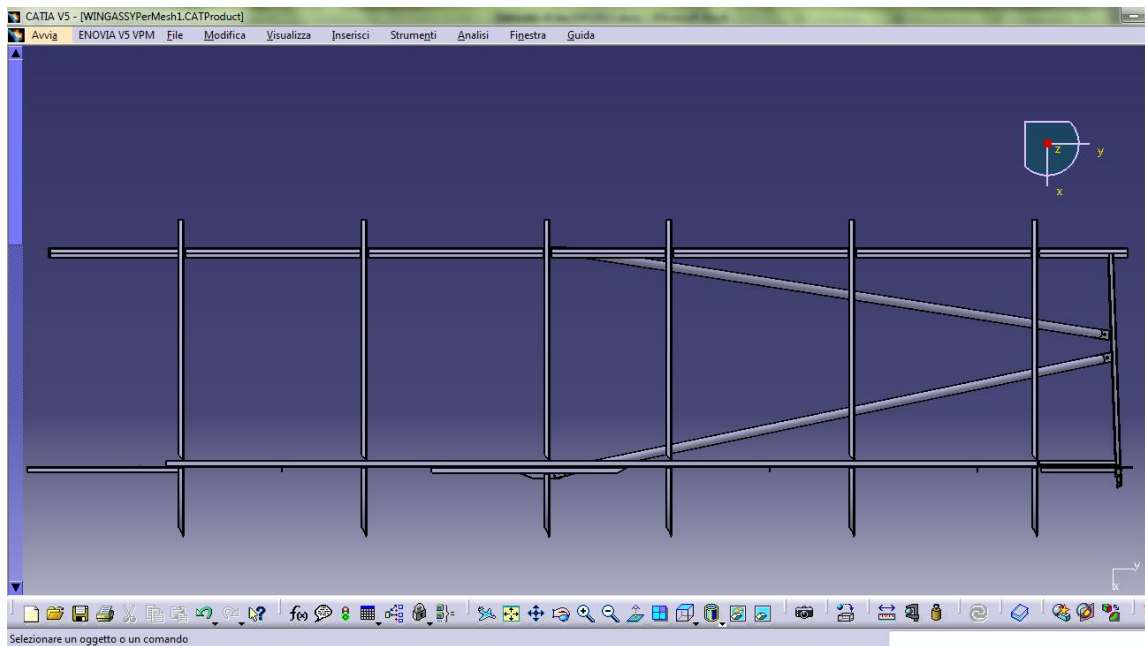
Prospetto isometrico:



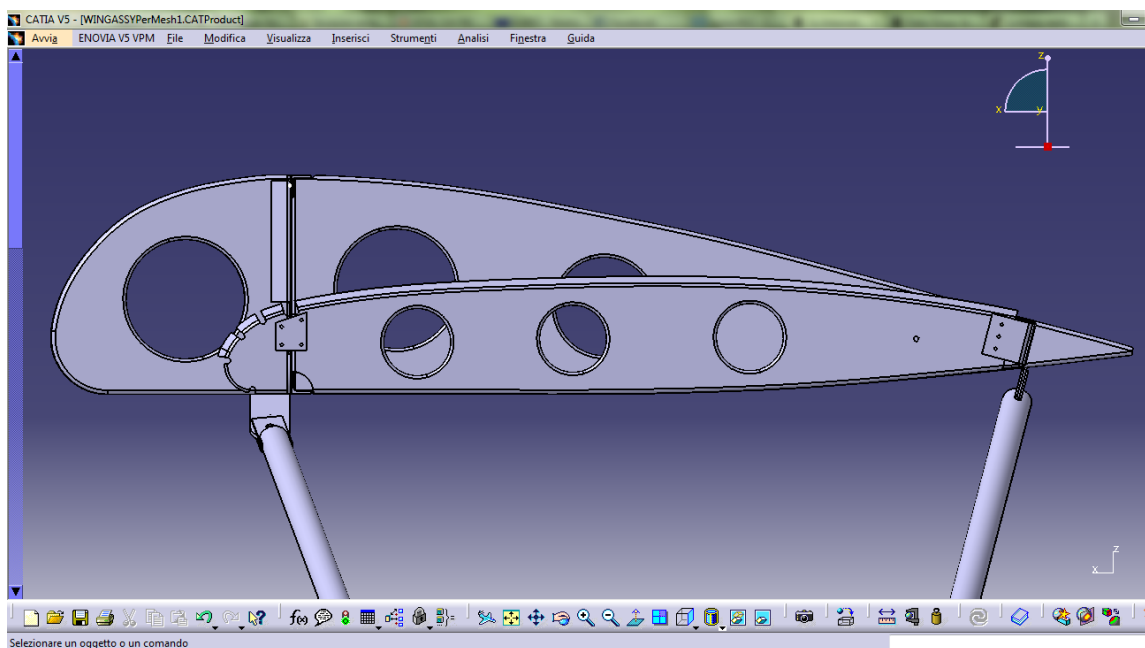
Prospetto frontale:



Prospetto dall'alto:



Prospetto laterale:



7. CENNI TEORICI SULL'ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI

L'analisi agli elementi finiti è una tecnica matematica atta ad analizzare gli sforzi ai quali è sottoposto l'oggetto di studio. Con il termine sforzi si intendono le sollecitazioni meccaniche, elettriche oppure termiche. Questo tipo di analisi spezza la struttura in esame in sottostrutture più piccole chiamate elementi finiti. Gli elementi finiti e le loro interazioni sono poi convertite in forma di equazione e risolte matematicamente.

Il metodo degli elementi finiti si applica a parti che possono essere suddivise in un certo numero, anche molto grande, di elementi di forma definita e dimensioni contenute. Nel continuo, ogni singolo elemento finito viene considerato un campo di integrazione numerica dalle caratteristiche omogenee.

La caratteristica principale del metodo degli elementi finiti è la discretizzazione attraverso la creazione di una "mesh" (reticolo), la quale è composta da primitive, cioè gli elementi finiti, di forma preventivamente definita, nel nostro caso tetraedrica. Su ciascun elemento, che è caratterizzato da questa forma elementare, la soluzione del problema si esprime come combinazione lineare di funzioni dette "shape functions" (funzioni di forma).

Appare opportuno notare che certe volte la funzione viene approssimata, e non necessariamente saranno i valori esatti della funzione quelli calcolati nei punti, ma i valori che andranno a fornire il minor errore su tutta la soluzione. L'esempio tipico è quello che fa riferimento a funzioni polinomiali, in questo caso la soluzione complessiva del problema viene approssimata con una funzione polinomiale a pezzi. Il numero di coefficienti che identifica la soluzione su ogni elemento è quindi legato al grado del polinomio scelto. Questo, a sua volta, governa la precisione della soluzione numerica trovata.

Nella sua forma originaria, tutt'ora la più diffusa, il metodo agli elementi finiti viene utilizzato per risolvere quei problemi che si reggono su leggi

costitutive di tipo lineare. Tipici i problemi di sforzi - deformazioni in campo elastico, la diffusione del calore all'interno di un corpo materiale.

Alcune soluzioni più raffinate permettono di studiare il comportamento dei materiali anche in campo fortemente non lineare, ipotizzando dei comportamenti di tipo plastico o visco-plastico.

Il metodo degli elementi finiti è parte della classe del metodo di Galërkin, il cui punto di partenza è la cosiddetta formulazione debole per un problema differenziale. Questa formulazione, che si basa sul concetto di derivata nel senso delle distribuzioni, di integrale di Lebesgue e di media pesata, possiede il grande pregio di richiedere alla soluzione delle caratteristiche di regolarità realistiche per (quasi) tutti i problemi ingegneristici e questo ne fa uno strumento descrittivo molto utile.

I metodi di tipo Galërkin trovano fondamento nell'idea di approssimare la soluzione del problema posto con formulazione debole tramite la combinazione lineare di funzioni (le shape functions) elementari. I coefficienti di questa combinazione lineare (che sono i gradi di libertà) diventano le incognite del problema matematico ottenuto dalla discretizzazione. Gli elementi finiti si possono distinguere per la scelta di funzioni di base polinomiali a tratti.

8. L'ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI SECONDO CATIA V5

I modelli a elementi finiti sono rappresentazioni usate per eseguire l'analisi ingegneristica assistita dal calcolatore (CAEA) di prodotti. Tali modelli sono complementari a quelli di disegno assistito dal calcolatore (CAD), che sono rappresentazioni della geometria dei prodotti.

Un Modello a elementi finiti è un sistema formato da diversi elementi:

- una rappresentazione della struttura, a sua volta formata da:
 - un set di oggetti di mesh (contenente nodi ed elementi tetragonali)
 - un set di proprietà geometriche;
 - un set di informazioni sui materiali;
 - un set di assi di riferimento.
- Una rappresentazione delle azioni agenti sulla struttura, che consta di:
 - Un caso di analisi, che definisce implicitamente il tipo di analisi (statica o dinamica) da eseguire, e contenente:
 - un set di vincoli agenti sulla struttura;
 - un set di carichi imposti sulla struttura;
 - parametri di massa per le varie parti della struttura.
 - Per il caso di analisi, una soluzione, che definisce il tipo di risultati che si ricerca, che formata da:
 - visualizzazioni / grafici
 - report

9. GENERAZIONE DELLA MESH

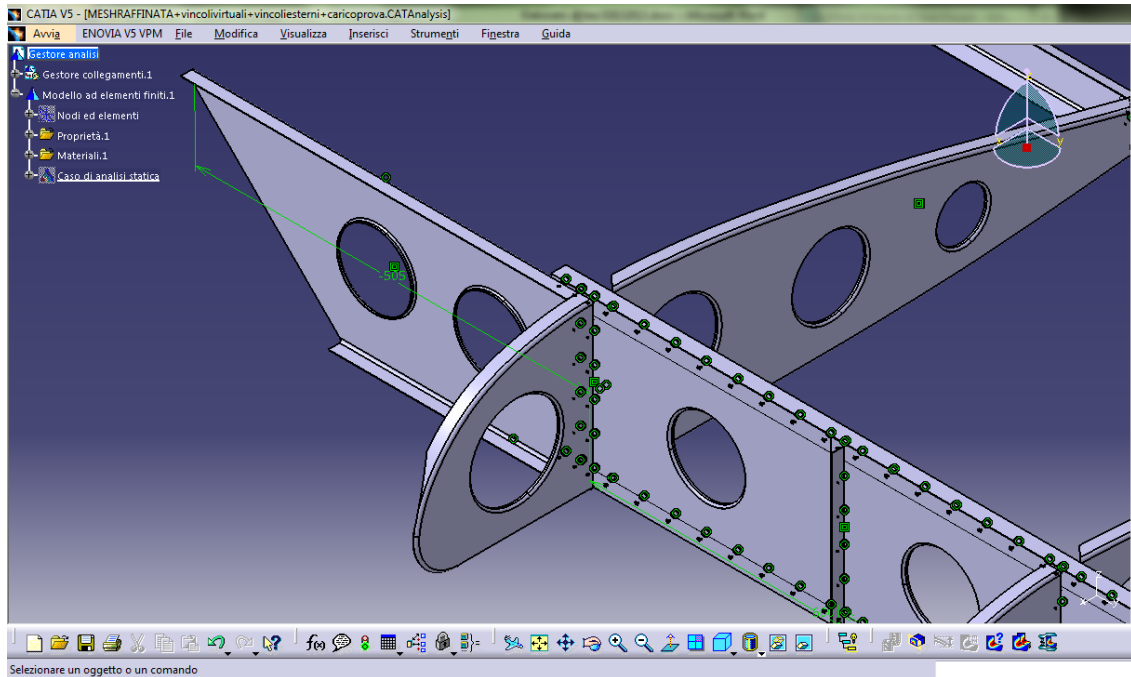
Una volta ultimato l'assemblaggio della struttura è stato creato il modello con l'applicativo Generative Structural Analysis, e su questo sono state create le mesh tetraedriche, usando la procedura automatica di generazione presente nell'applicativo. Tale metodo fornisce delle mesh di prima approssimazione degli elementi solidi, che non sempre rispecchiano fedelmente la geometria delle parti modellate.

In questi casi si è proceduto a stabilire manualmente il valore di dimensione dei tetraedri, tramite dimezzamenti consecutivi, cercando un compromesso tra la fedeltà alla forma del pezzo originale e la pesantezza del calcolo dovuta ad un grande numero di elementi tetraedrici.

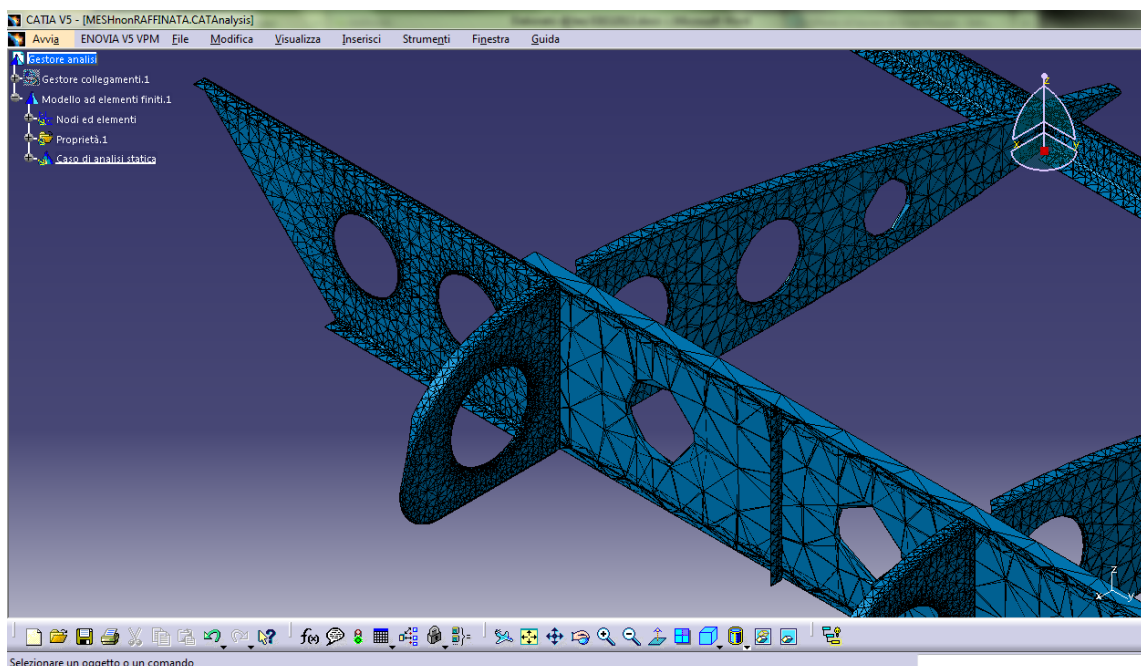
Ad ogni modo, in questa “seconda approssimazione”, la dimensione degli elementi che vanno a comporre la mesh non è stata ritenuta di primaria importanza, quindi sono stati modificati solo i reticoli di figure dalla geometria evidentemente complicata, come le centine o le parti costituenti il longherone secondario.

Di seguito sono riportate a scopo esemplificativo le immagini dell'estremità alare durante il processo di creazione delle mesh.

L'immagine sotto mostra la geometria sulla quale si costruirà il modello costituito dalle mesh delle parti vincolate.

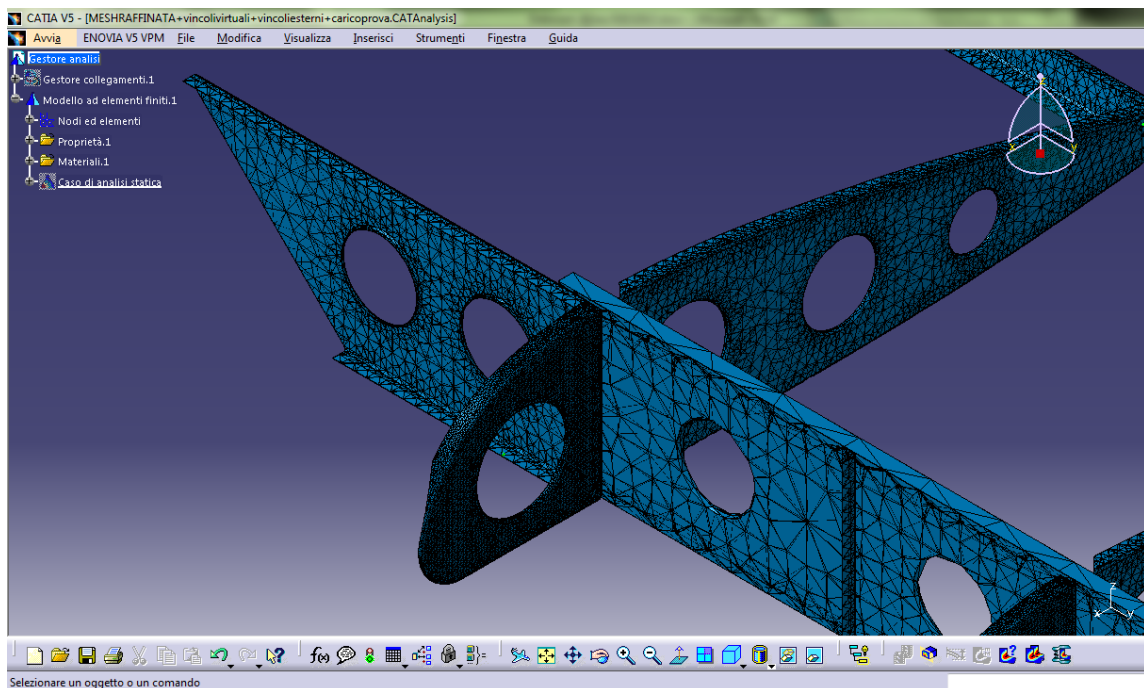


Nell'immagine in basso, la mesh creata dal calcolatore in prima approssimazione rispecchia la geometria di base, ma la qualità di alcuni dettagli, come la flangia tagliata sul naso del profilo, ed i fori di alleggerimento sul longherone principale, manca di definizione.



Si è dunque proceduto, tramite dimezzamenti successivi delle dimensioni degli elementi, ad affinare la mesh di quelle parti giudicate poco definite. Si può notare la differenza soprattutto sui fori del longherone principale.

Questa mesh si può dire sia una mesh di “seconda approssimazione”, più fine di quella automatica generata dal programma, non troppo pesante dal punto di vista computazionale.



Dopo la creazione di questa mesh ne è stata creata un'altra, questa volta imponendo manualmente le dimensioni degli elementi tetraedrici a 1 – 2 – 4 mm a seconda delle dimensioni e della complessità delle parti.

Questa mesh, che può essere considerata di “terza approssimazione”, è molto più fine delle due precedenti, ne consegue una precisione nettamente maggiore, pagando tuttavia un prezzo molto alto in termini di tempo computazionale, che con questa mesh è circa cinque volte maggiore che con le mesh di seconda approssimazione.

10. MATERIALI DI FABBRICAZIONE USATI NELLA STRUTTURA

10.1 Lega di alluminio 6061-T6

Il materiale di riferimento in questo studio è l'alluminio 6061-T6 di cui sono fabbricate tutte le componenti dell'ala dello Yuma.

Il 6061 è una lega di alluminio indurita per precipitazione, contenente magnesio e silicio come principali elementi di lega. Originariamente chiamato "Lega 61S", venne sviluppato nel 1935. Ha buone proprietà meccaniche e possiede un'ottima saldabilità. È una delle leghe di alluminio più comunemente adoperate per usi generici.

L'alluminio 6061-T6 è un alluminio normalizzato dotato di un carico di rottura di almeno 300MPa ed un carico di snervamento di almeno 241Mpa. Valori più tipici si attestano a 310 MPa e 276 MPa, rispettivamente. Il modulo di elasticità di questo materiale è di 68,9 GPa. A spessori di 0.25 pollici (6.35 mm) o minori, possiede un allungamento a rottura di almeno l'8%, in sezioni più spesse, l'allungamento a rottura è del 12%.

Nella prossima pagina si trovano le caratteristiche chimiche e meccaniche di questo materiale.

Aluminum 6061-T6; 6061-T651			
Component	Wt. %		
Al	95.8 - 98.6		
Cr	0.04 - 0.35		
Cu	0.15 - 0.4		
Fe	Max 0.7		
Mg	0.8 - 1.2		
Mn	Max 0.15		
Si	0.4 - 0.8		
Ti	Max 0.15		
Zn	Max 0.25		
Other, each	Max 0.05		
Other, total	Max 0.15		
Physical Properties	Metric	English	Comments
Density	2.7 g/cc	0.0975 lb/in ³	AA; Typical
Mechanical Properties	Metric	English	Comments
Hardness, Brinell	95	95	AA; Typical; 500 g load; 10 mm ball
Hardness, Knoop	120	120	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Rockwell A	40	40	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Rockwell B	60	60	Converted from Brinell Hardness Value
Hardness, Vickers	107	107	Converted from Brinell Hardness Value
Ultimate Tensile Strength	310 MPa	45000 psi	AA; Typical
Tensile Yield Strength	276 MPa	40000 psi	AA; Typical
Elongation at Break	12 %	12 %	AA; Typical; 1/16 in. (1.6 mm) Thickness
Elongation at Break	17 %	17 %	AA; Typical; 1/2 in. (12.7 mm) Diameter
Modulus of Elasticity	68.9 GPa	10000 ksi	AA; Typical; Average of tens. and compr.
Notched Tensile Strength	324 MPa	47000 psi	2.5 cm width x 0.16 cm thick specimen
Ultimate Bearing Strength	607 MPa	88000 psi	Edge distance/pin diameter = 2.0
Bearing Yield Strength	386 MPa	56000 psi	Edge distance/pin diameter = 2.0
Poisson's Ratio	0.33	0.33	Estimated from trends in similar Al alloy
Fatigue Strength	96.5 MPa	14000 psi	AA; 500,000,000 cycles reversed stress
Fracture Toughness	29 MPa-m ^{1/2}	26.4 ksi-in ^{1/2}	KIC; TL orientation.
Machinability	50 %	50 %	0-100 Scale of Aluminum Alloys
Shear Modulus	26 GPa	3770 ksi	Estimated from similar Al alloys.
Shear Strength	207 MPa	30000 psi	AA; Typical

10.2 Acciaio al Cromo-Molibdeno AISI 4130

Per i montanti alari dello Yuma è utilizzato l'AISI 4130, che è un acciaio basso-legato contenente molibdeno e cromo come agenti di rinforzo. Il contenuto nominale di carbonio è dello 0.3% e con questo contenuto di carbonio relativamente basso, tale lega risulta essere eccellente dal punto di vista della saldabilità. Il materiale può essere rinforzato tramite trattamento termico. Le applicazioni più comuni di questo acciaio sono nel campo delle strutture aeronautiche e delle costruzioni in tubi saldati in generale. L'AISI 4130 è facilmente lavorabile a macchina, soprattutto nella sua forma bonificata.

Il carico di rottura per questo materiale è di 670 MPa mentre quello di snervamento è di 435MPa. Il modulo di Young è di 205 GPa. L'allungamento a rottura tipico è del 25%

Nella prossima pagina si trovano le caratteristiche chimiche e meccaniche di questo materiale.

AISI 4130 Steel, normalized at 870°C (1600°F)			
Component	Wt. %		
C	0.28 - 0.33		
Cr	0.8 - 1.1		
Fe	97.3 - 98.22		
Mn	0.4 - 0.6		
Mo	0.15 - 0.25		
P	Max 0.035		
S	Max 0.04		
Si	0.15 - 0.35		
Physical Properties	Metric	English	Comments
Density	7.85 g/cc	0.284 lb/in ³	
Mechanical Properties	Metric	English	Comments
Hardness, Brinell	197	197	
Hardness, Knoop	219	219	Converted from Brinell.
Hardness, Rockwell B	92	92	Converted from Brinell.
Hardness, Rockwell C	13	13	Converted from Brinell.
Hardness, Vickers	207	207	Converted from Brinell.
Tensile Strength, Ultimate	670 MPa	97200 psi	
Tensile Strength, Yield	435 MPa	63100 psi	
Elongation at Break	25.5 %	25.5 %	in 50 mm
Reduction of Area	60 %	60 %	
Modulus of Elasticity (Young's Modulus)	205 GPa	29700 ksi	Typical for steel
Bulk Modulus	140 GPa	20300 ksi	Typical for steel
Poisson's Ratio	0.29	0.29	Calculated
Izod Impact	87 J	64.2 ft-lb	
Machinability	70 %	70 %	Annealed and cold drawn.
Shear Modulus	80 GPa	11600 ksi	Typical for steel

11. CONNESSIONI TRA PARTI DELL'ASSIEME

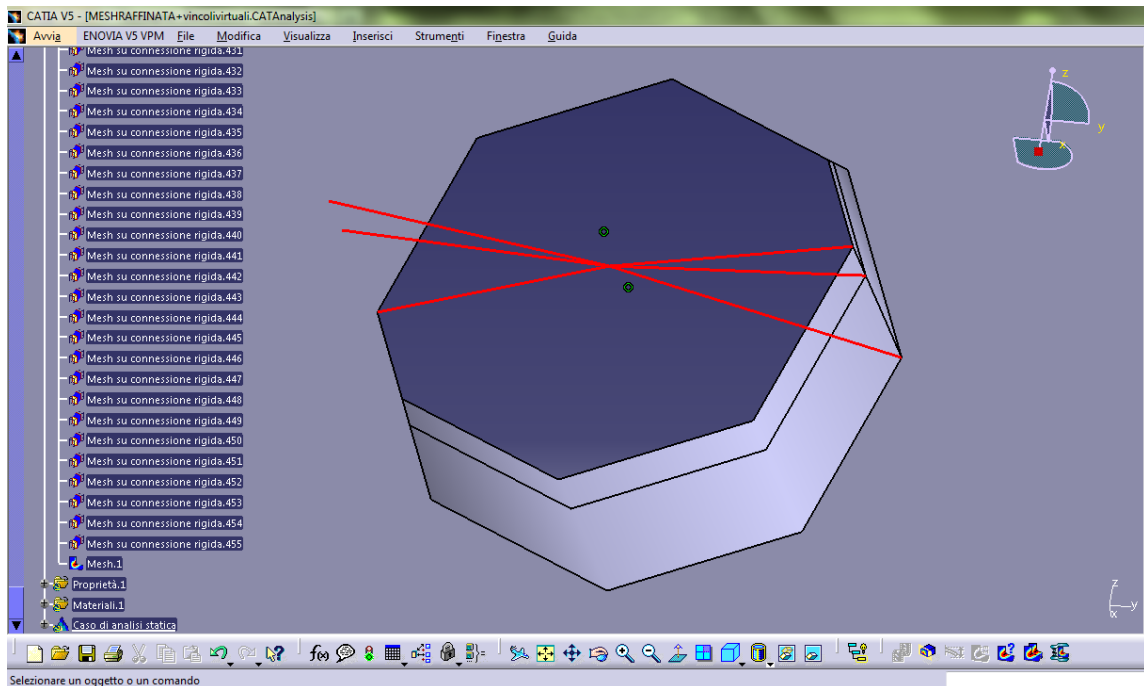
Da progetto originale le parti costituenti l'ala sono assemblate per mezzo di rivetti in alluminio, a strappo oppure ribattuti a seconda della posizione e dell'accessibilità. Essendo gli stessi presenti in un numero molto maggiore rispetto a qualsiasi altra parte dell'assieme, è stato deciso di ometterli dall'analisi, poiché l'aggravio di lavoro dovuto al calcolo degli sforzi su tutti i rivetti presenti nella struttura sarebbe stato insostenibile da parte del calcolatore.

Al posto dei rivetti è stata utilizzata la feature "Proprietà della Connessione Flessibile" per collegare rigidamente le facce dei fori nei quali andrebbero inseriti i veri collegamenti in alluminio, questa soluzione permette di soddisfare le condizioni di vincolo per eseguire correttamente il calcolo della struttura, mentre consente di mantenere un livello di dispendio di risorse del calcolatore relativamente contenuto. Per la sua versatilità, tale tipo di vincolo è stato utilizzato anche per simulare le saldature tra le piastre ed i tubi dei montanti d'acciaio.

Non deve trarre in inganno il nome della feature, la connessione delle interfacce è infinitamente rigida, ma nel calcolo viene presa in considerazione l'elasticità dei materiali delle interfacce, da qui il nome di "Connessione Flessibile".

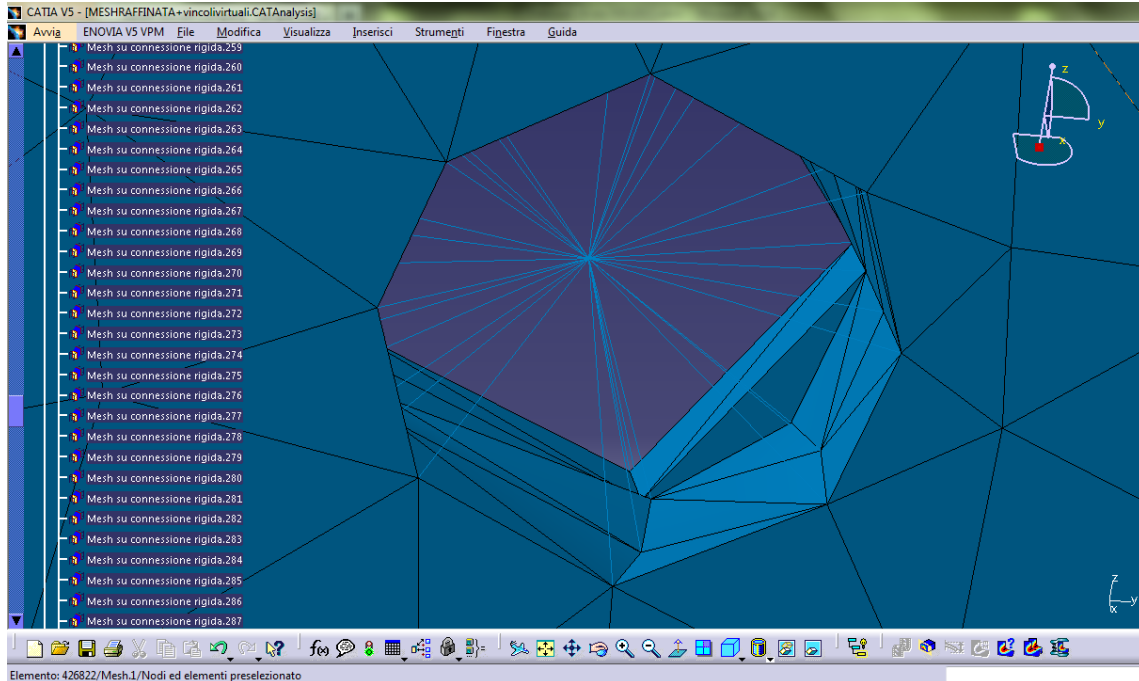
Questo particolare tipo di connessione non può essere posto direttamente sulle superfici di cui si intende creare il vincolo, ma ha bisogno di un cosiddetto "supporto", cioè di un elemento di vincolo geometrico, che può essere di coincidenza, di contatto o di offset. Una volta individuato il supporto tra le due geometrie, precedentemente creato in ambiente Assembly Design, è possibile procedere all'imposizione della connessione flessibile.

Nell'immagine sottostante è raffigurato il dettaglio di una connessione flessibile tra due lamine, una anteriore ed una posteriore, usando come supporto un vincolo di coincidenza. L'elemento di connessione è quello colorato in rosso, mentre i due cerchietti verdi al centro del foro raffigurano il vincolo di coincidenza che funge da supporto.



Una connessione flessibile è il collegamento tra due corpi che sono uniti assieme da un'interfaccia comune, e si comportano come se l'interfaccia tra di essi fosse infinitamente rigida. Siccome è possibile creare mesh di corpi, indipendentemente l'uno dall'altro, la Connessione flessibile è studiata per gestire mesh incompatibili. Le relazioni di connessione flessibile tengono conto della deformabilità elastica delle interfacce (nel nostro caso, dei fori). La connessione flessibile può trasmettere tra gli elementi connessi tutti e sei i gradi di libertà (tre rotazioni e tre traslazioni attorno agli assi cartesiani) oppure è possibile disattivare selettivamente i gradi di libertà che si preferisce non vengano trasmessi.

Nell'immagine sottostante si nota l'aspetto del vincolo che collega i nodi che sono parte delle mesh degli elementi da collegare.

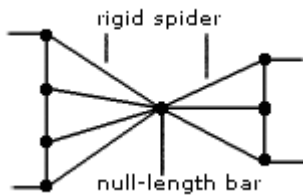


Il software procede alla creazione della connessione nella seguente maniera: una barra rigida di lunghezza nulla è creata alla mezzeria tra i centroidi dei due sistemi di punti rappresentati dai nodi delle due mesh da collegare.

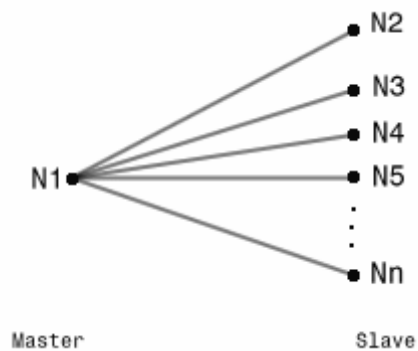
In caso di connessioni Punto/Punto, la lunghezza della barra rigida sarà non nulla. Ogni estremità della barra rigida di lunghezza nulla, è connessa da un elemento ragnatela (detta "spider element") rigida a tutti i nodi appartenenti alla prima ed alla seconda mesh. Un set di relazioni rigide è poi generato tra i gradi di libertà del nodo centrale ed i gradi di libertà dei nodi connessi.

Per questo motivo, la connessione flessibile genera tanti elementi cinematici di relazione rigida quanti sono i nodi presenti sulle superfici delle due mesh.

L'elemento ragnatela rigida connette un nodo ad un set di nodi in maniera rigida.



I gradi di libertà del nodo master (N1) sono collegati ai gradi di libertà di ogni nodo slave (da N2 a Nn) secondo le equazioni di corpo rigido.



Come conseguenza, i movimenti dei nodi slave sono collegati tra di loro anch'essi secondo movimenti di corpo rigido.

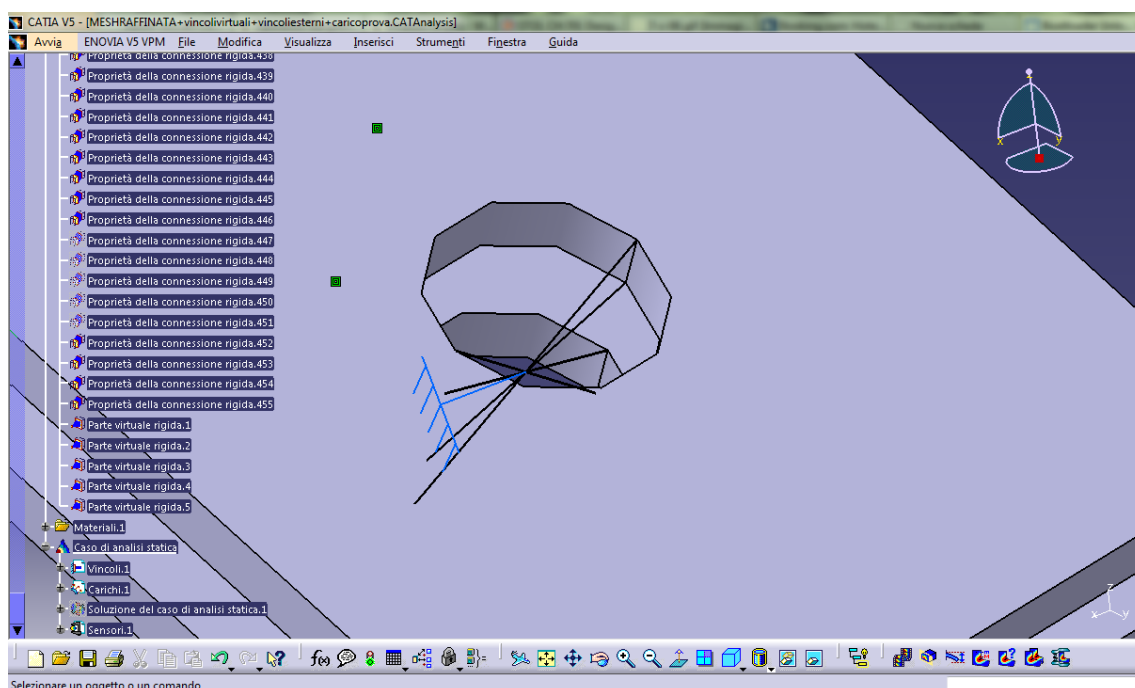
12. VINCOLI DELLA STRUTTURA

In seguito alla creazione dei collegamenti tra le diverse parti dell'assieme, sono stati posti i vincoli della struttura: di cerniera e di incastro, rispettivamente in corrispondenza delle cerniere di attacco alla parte alta della fusoliera, e delle piastre di aggancio tra i montanti ed il pavimento della cabina. Tali vincoli non sono stati posti direttamente sulle superfici dell'assieme ma su degli elementi virtuali flessibili, così da poter collegare i nodi delle mesh degli elementi ai punti dove si va a porre il vincolo vero e proprio. Tali elementi virtuali sono costituiti dagli stessi "spider element" descritti nella sezione dedicata ai vincoli flessibili.

12.1 Vincolo di incastro

Per vincolare le estremità dei montanti sono stati usati dei vincoli di incastro. I vincoli di incastro sono creati con lo scopo di bloccare i punti interessati dal vincolo nella successiva analisi.

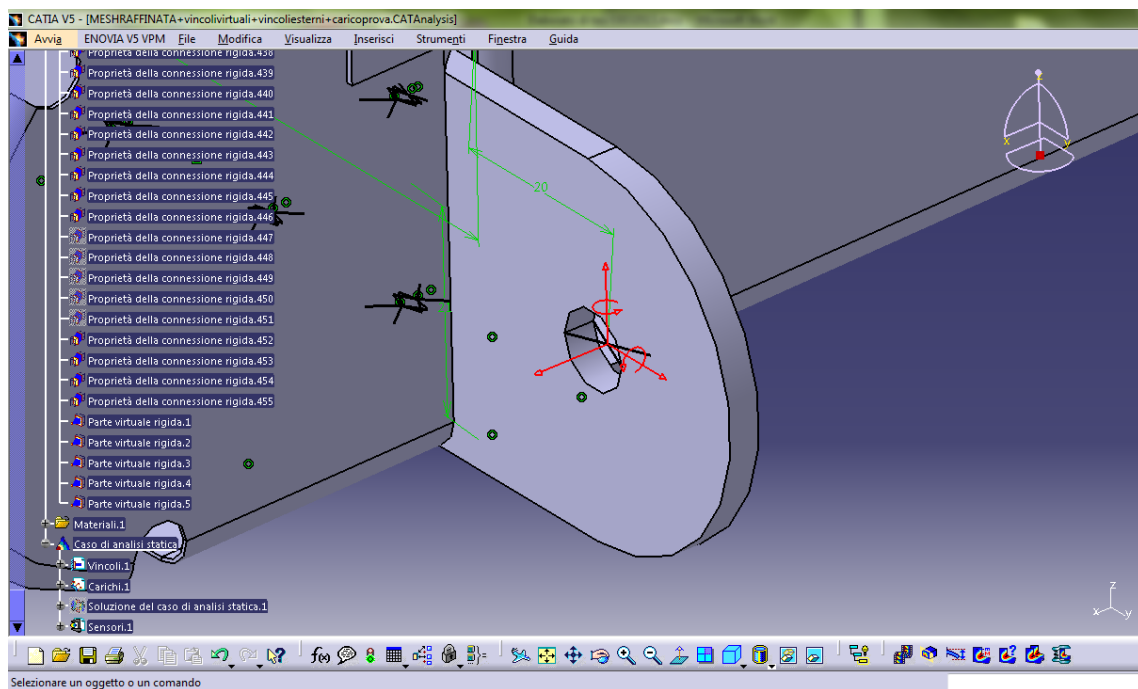
L'immagine sottostante mostra il vincolo d'incastro situato sulla parte terminale del montante alare.



12.2 Vincolo di cerniera

Per vincolare le cerniere delle ali sono stati usati dei vincoli definiti dall'utente debitamente modificati per vincolare tutti i gradi di libertà tranne quello lungo l'asse di rollio. I vincoli definiti dall'utente sono un tipo generico di vincolo che permette di fissare qualsiasi combinazione di gradi di libertà nodali su delle geometrie arbitrarie.

Nell'immagine si può notare un vincolo definito dall'utente, impostato per permettere la rotazione attorno all'asse X, che si trova sulla cerniera anteriore posta alla radice dell'ala.



13. CALCOLO E IMPOSIZIONE DEI CARICHI

L'elaborazione dei carichi da collocare nel modello si è svolta in diverse fasi: la prima di calcolo teorico delle forze cui è sottoposta la struttura alare e di distribuzione delle stesse, ed una seconda fase di imposizione dei carichi in punti specifici della struttura.

13.1 Calcolo dei carichi in volo

Sono stati ipotizzati i seguenti dati da cui partire per lo studio dei carichi agenti sulla struttura:

Peso massimo al decollo: $W = 4500 \text{ N}$

Fattore di carico per richiamata violenta dopo una picchiata: $n_z = 2,5 \text{ g}$

Superficie alare: $S = 13,44 \text{ m}^2$

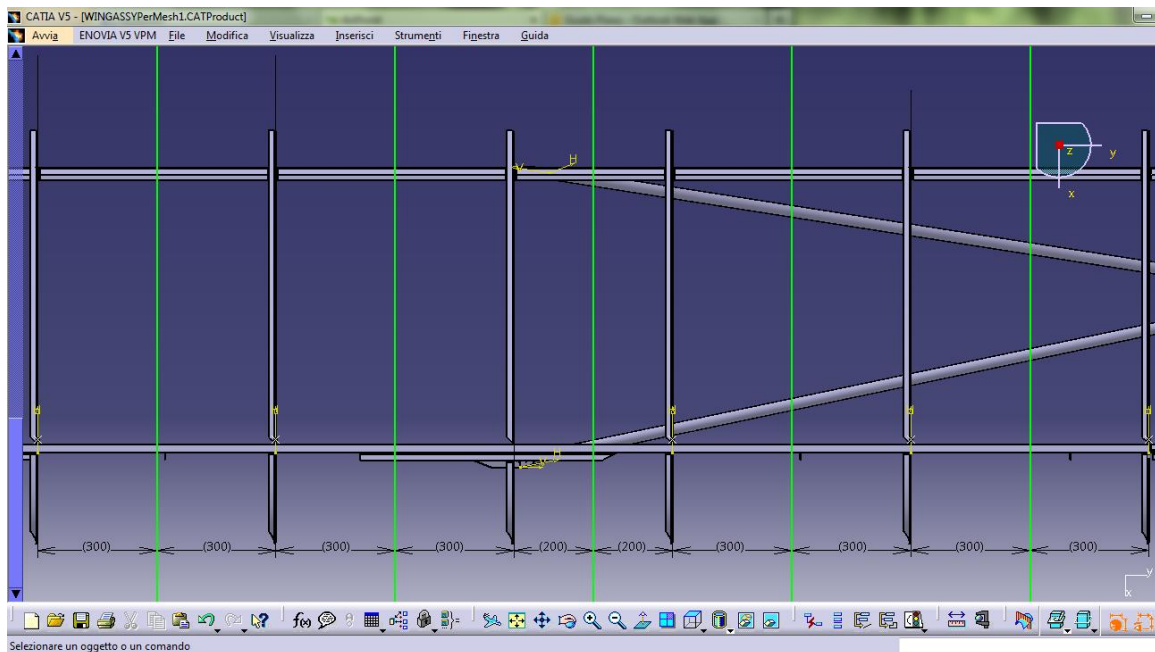
Corda del profilo alare completo di superfici mobili: $c = 1,448 \text{ m}$

Si considera che il carico totale $F = W * n_z$ sia sopportato equamente tra le due semiali, così da avere per ogni semiala un carico pari a $F_{ala} = \frac{F}{2}$.

Per calcolare la distribuzione del carico sulle centine si parte dal carico alare complessivo $P = \frac{F_{ala}}{S}$.

Si assume quindi che la porzione di carico distribuito associata alla singola centina sia quella delimitata dai piani di mezzeria delle parti di superficie alare comprese tra la centina e le due adiacenti.

L'ala è dunque stata schematizzata nella seguente maniera:



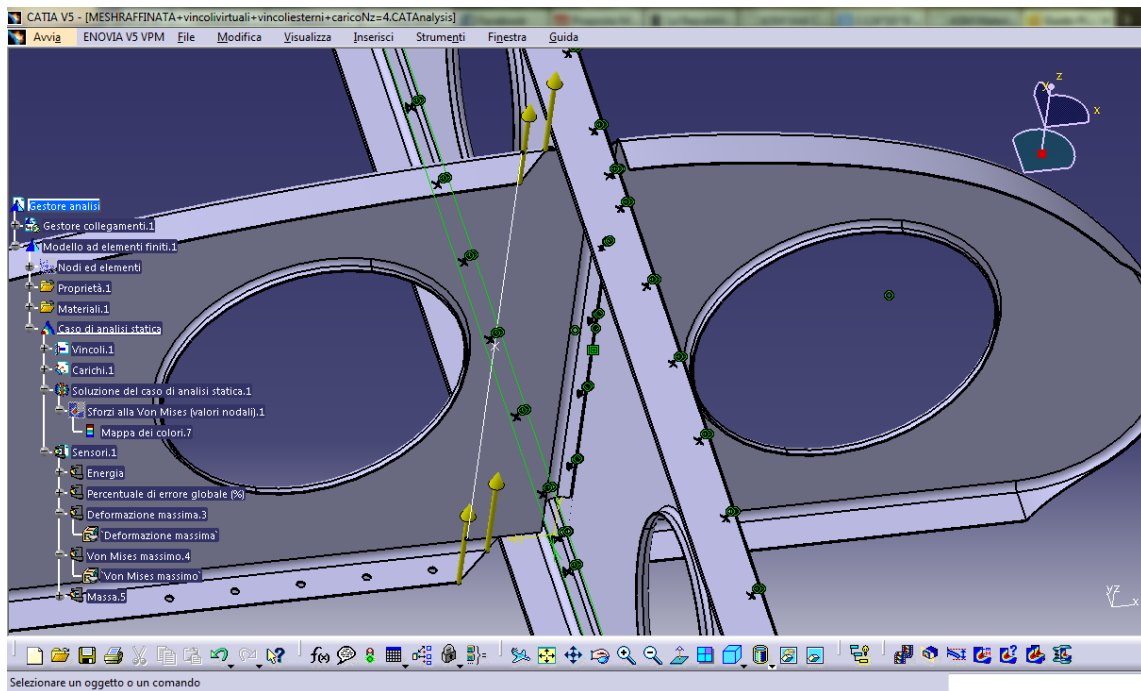
Il risultato del calcolo è una tabella che riporta le centine numerate progressivamente dalla radice all'estremità alare, la superficie alare di cui la centina raccoglie il carico ed infine l'entità del carico stesso.

Centina N°	Superficie Caricata (m ²)	Carico (N)
1	0,4344	181,8
2	0,8688	363,6
3	0,724	303
4	0,724	303
5	0,8688	363,6
6	0,4344	181,8

13.2 Collocamento del carico

Il carico è stato collocato al 25% della corda delle centine del modello, all'altezza degli spigoli delle flange.

Si è fatto ricorso a tale soluzione poiché il software permette di imporre carichi distribuiti su spigoli, superfici o volumi, ma non su dei punti, come sarebbe stato opportuno nella soluzione ideale di carico concentrato.



A questo punto la fase di preparazione può dirsi terminata ed il modello è pronto per essere sottoposto al calcolo dello stato di sollecitazione della struttura con metodo numerico.

14. SOLUZIONE

Il programma consente di scegliere tra tre metodi di calcolo della soluzione, oppure di delegare la scelta del metodo al calcolatore in maniera automatica. I metodi selezionabili sono:

Gauss: metodo diretto, raccomandato per modelli di piccole e medie dimensioni.

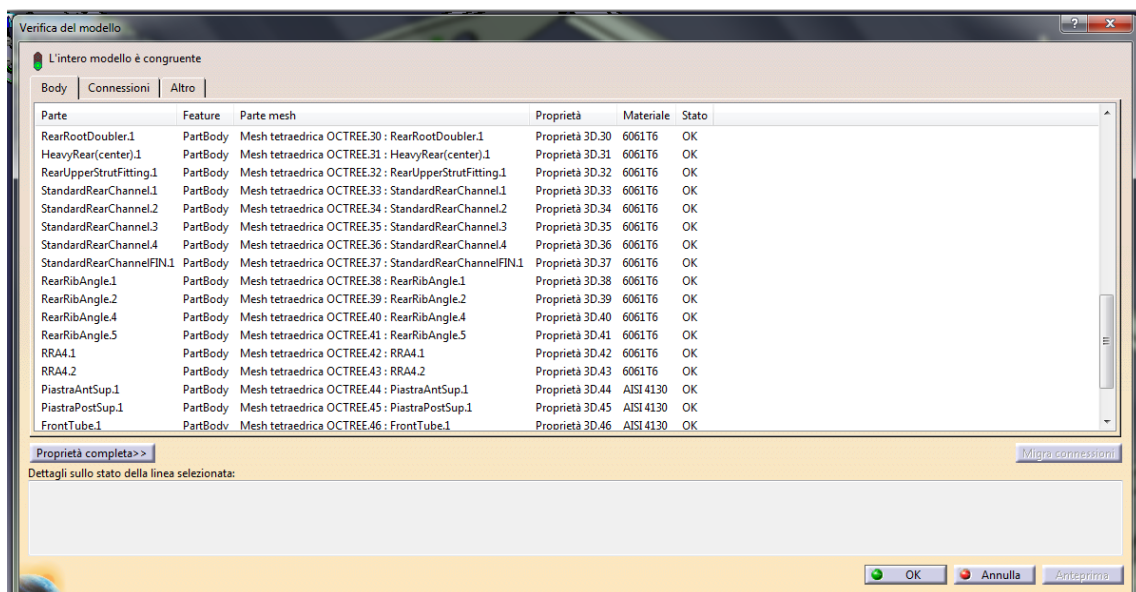
Gradiente: metodo di soluzione iterativo che permette di risparmiare memoria ma non tempo di calcolo della CPU, raccomandato per il calcolo di modelli di dimensioni molto grandi e senza elementi di contatto. In questo caso è possibile stabilire il numero massimo di iterazioni nonché la precisione della convergenza del risultato.

Gauss R6: metodo di Gauss veloce e raccomandato per il computo di modelli di grandi dimensioni.

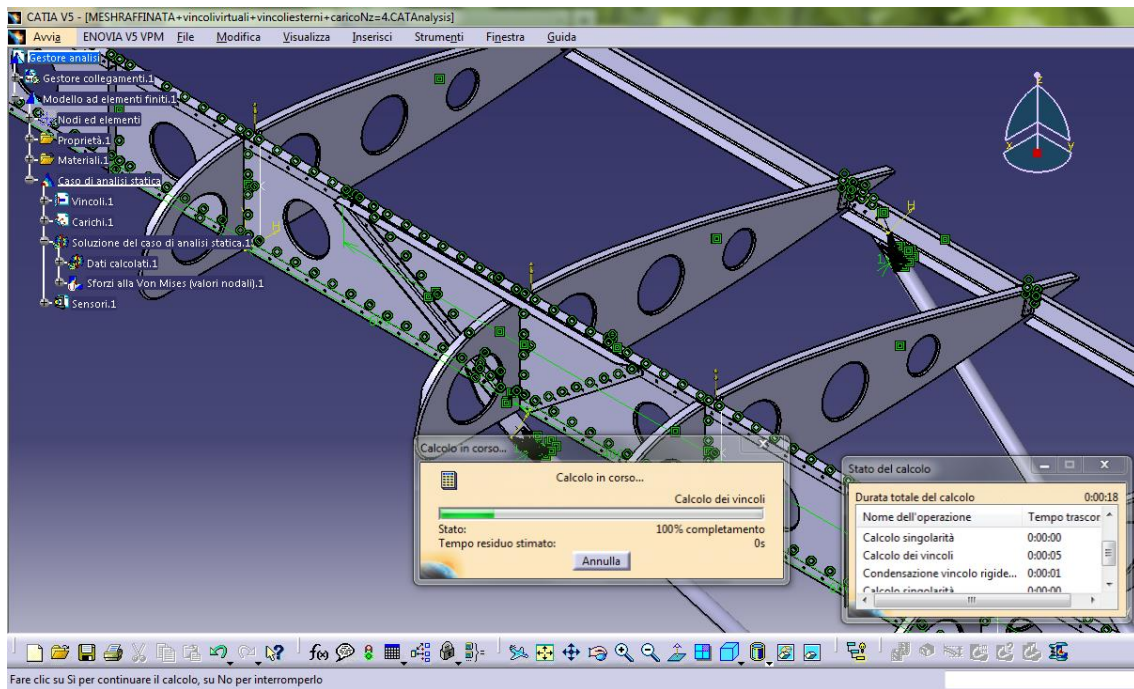
Quest'ultimo metodo è stato scelto per la soluzione del calcolo essendo il caso di analisi quello di un assemblato di grandi dimensioni con parti dalla geometria complessa.

Il processo di calcolo si articola in diverse parti, gestite automaticamente dal calcolatore, che non sono esenti da errori, solitamente attribuibili all'imperizia dell'operatore durante le fasi di imposizione dei vincoli oppure di raffinazione della mesh.

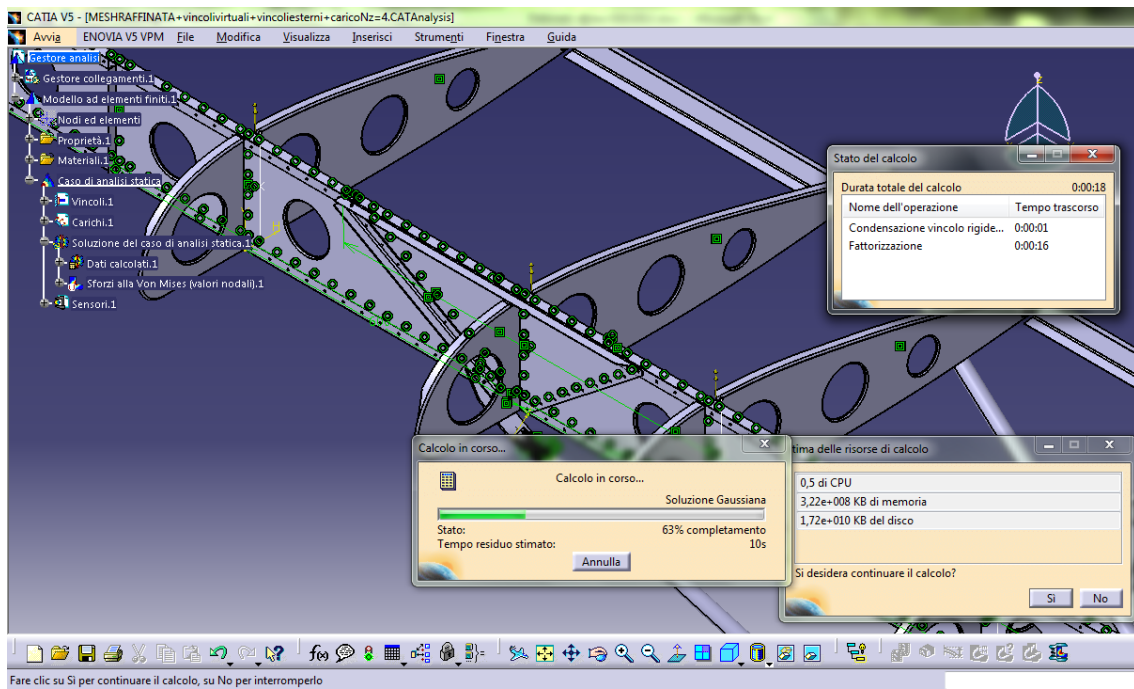
Per scongiurare eventuali errori è utile la funzione “Verifica del modello”, che segnala la presenza o l'assenza delle condizioni richieste per arrivare alla soluzione del calcolo. Come si vede nell'immagine la schermata di verifica conferma che il modello è congruente e pronto per l'analisi.



La prima fase del calcolo è preliminare e riguarda la struttura. Vengono così calcolate le mesh degli elementi solidi, delle parti virtuali rigide e i vincoli della struttura (figura in alto).



A seguito di questa prima fase ne avviene una seconda, dove vengono calcolate le interazioni tra le forze agenti ed il modello, al fine di ricavare lo stato di sollecitazione della struttura (figura in basso).

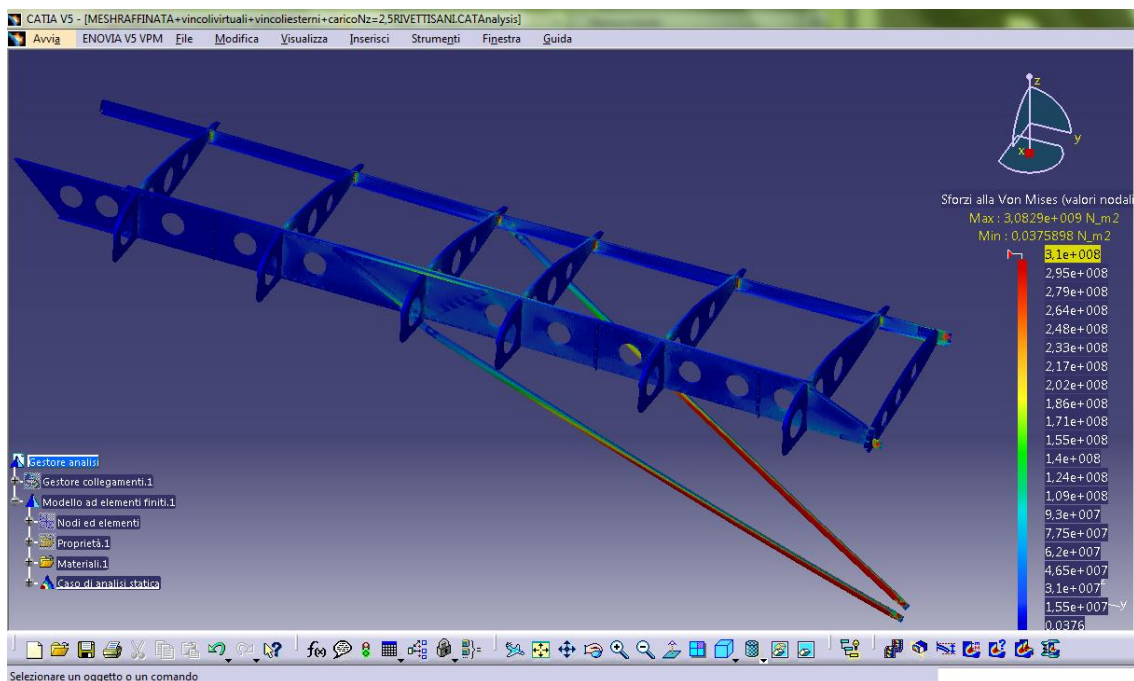


15. VISUALIZZAZIONE DEI RISULTATI

Terminata la fase di calcolo numerico della soluzione, è possibile passare alla visualizzazione degli sforzi agenti sulla struttura.

Il metodo utilizzato per la visualizzazione degli sforzi consiste nella creazione di una mappa di colori, personalizzabile da parte dell'operatore, raffigurante le tensioni agenti sulla struttura con il criterio di Von Mises. Inoltre il programma fornisce delle informazioni aggiuntive come il picco di sforzo rilevato sulla struttura e la percentuale di errore globale della soluzione, molto importante per valutare la bontà della soluzione stessa.

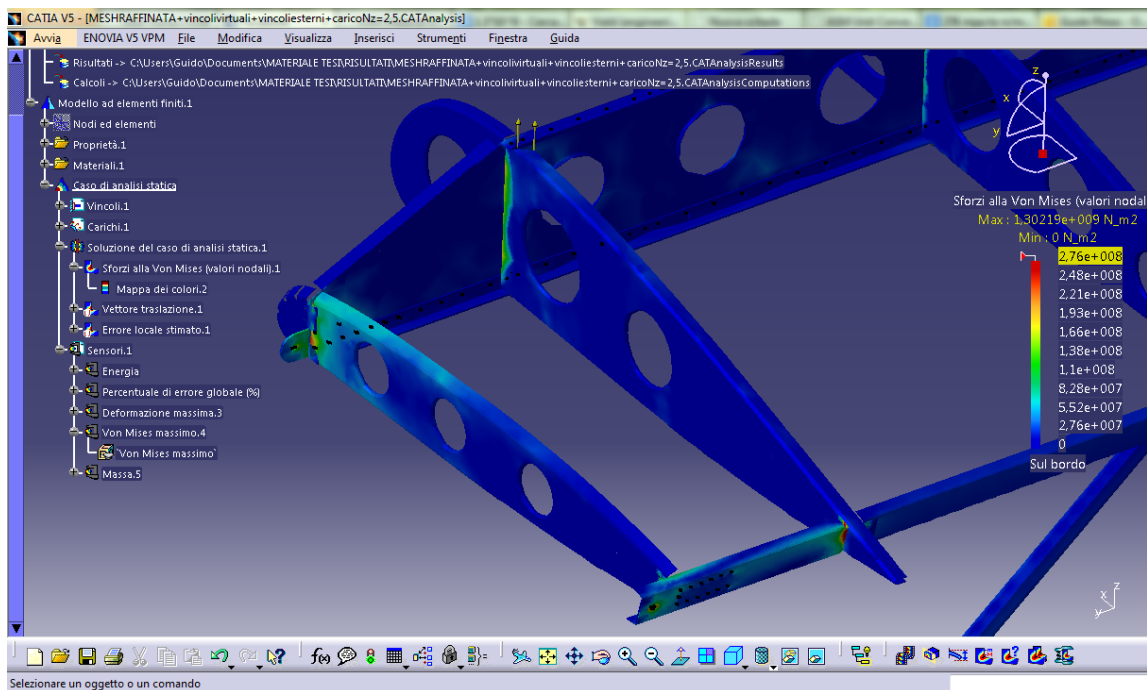
Nell'immagine si può notare la distribuzione degli sforzi sul modello con mesh di terza approssimazione, la scala di colori che indica gli stati tensionali, i valori massimo e minimo di sforzo registrati.



Dall'analisi dei modelli di seconda e terza approssimazione sono emersi i seguenti dati che saranno discussi nella prossima sezione :

Modello	Von Mises Max (GPa)	Errore Globale (%)
Seconda appross.	1,3	61
Terza appross.	3,08	37

Nell'immagine si possono notare l'accumulo di tensioni localizzate su alcuni punti, nel modello di seconda approssimazione. La zona è quella della radice alare, vista dal bordo d'uscita del profilo.



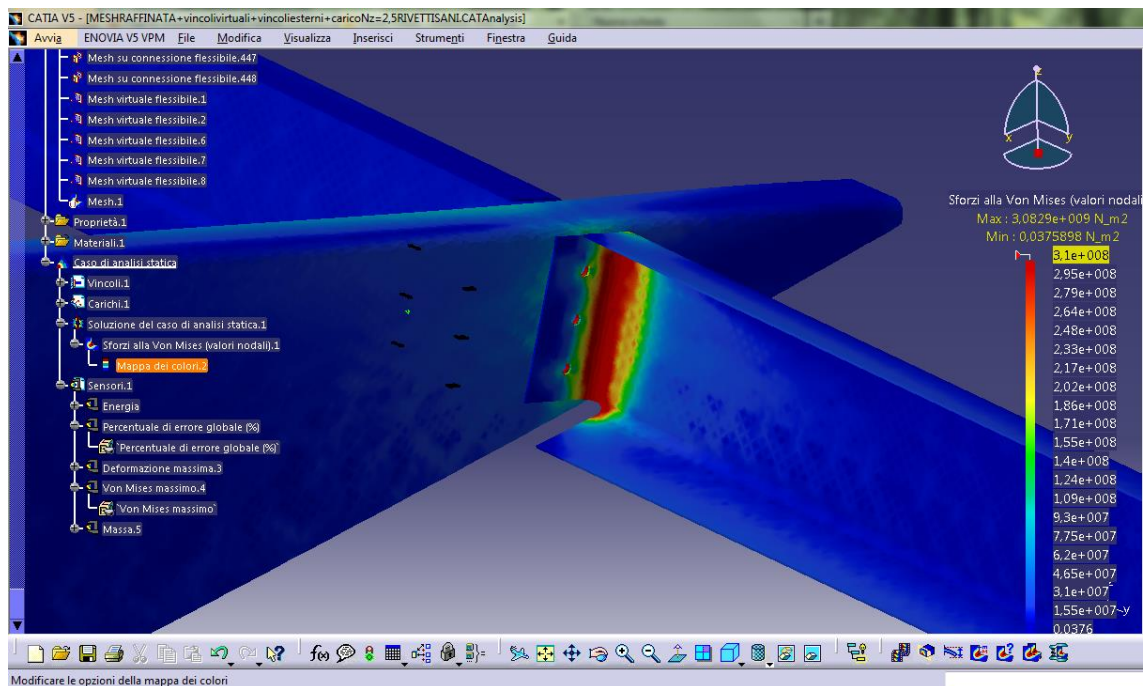
Oltre agli sforzi di Von Mises si può ottenere una vista della struttura, che mette a confronto la geometria del modello prima dell'analisi con quella deformata a causa dell'applicazione dei carichi dopo il calcolo, che sarà trattata nelle conclusioni.

16. CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

16.1 Valutazioni sullo stato tensionale della struttura

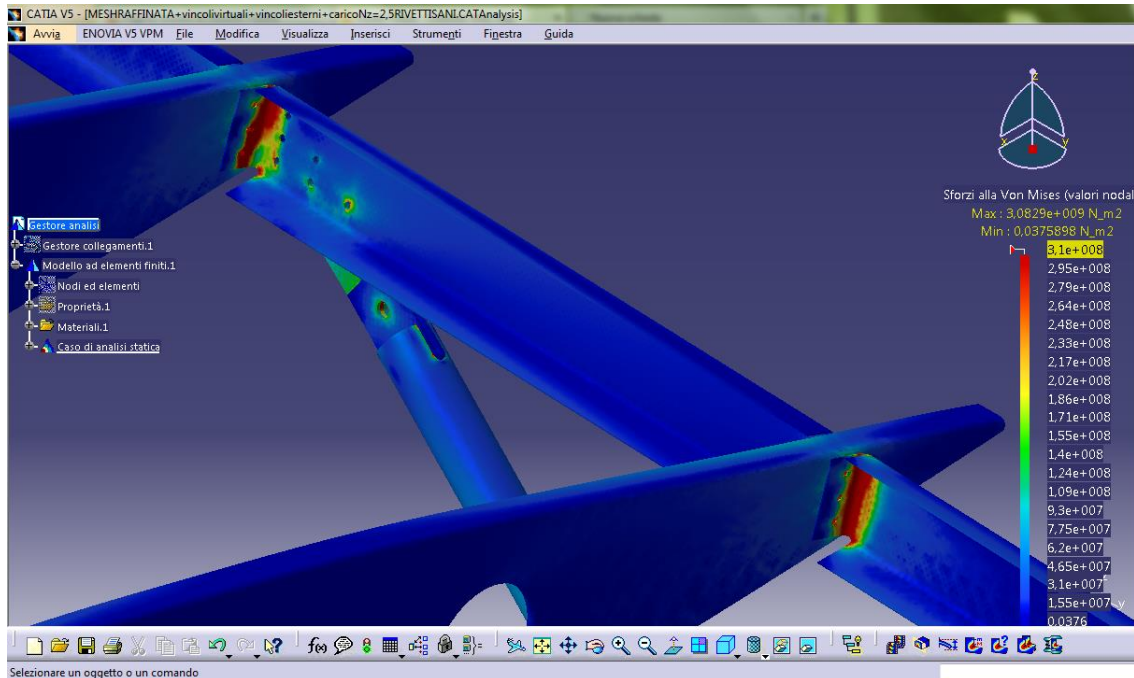
Dalla visualizzazione degli sforzi distribuiti sulla struttura si possono trarre diverse conclusioni sul metodo di modellazione.

Innanzitutto il lettore non deve essere sorpreso da uno stato tensionale che, in diversi punti della struttura, arriva ad essere maggiore del carico di rottura di circa un ordine di grandezza, a 3,08 GPa. Questo comportamento si rileva in maniera preponderante sulle giunzioni tra le centine e le parti costituenti il longherone secondario o posteriore, come si vede in figura.



Tale particolare comportamento è imputabile alla semplificazione usata, che trascura le pannellature in lega d'alluminio che costituiscono il rivestimento della struttura, la partecipazione delle quali è di fondamentale importanza per l'integrità della struttura quando è sottoposta ai carichi di volo. Questo approccio permette un calcolo molto conservativo della soluzione.

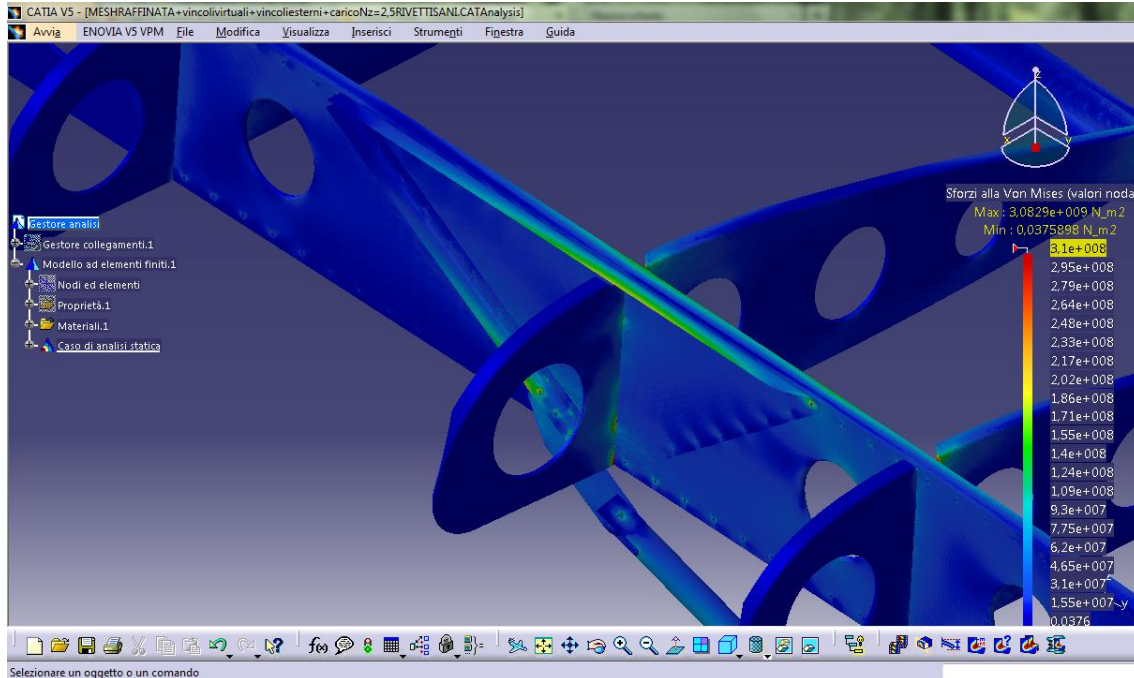
Nella figura si nota un altro dettaglio della struttura dove sono ben visibili le concentrazioni di tensioni locali sul longherone secondario.



Il longherone secondario di per sé ha il ruolo di migliorare le prestazioni della struttura rispetto ai carichi di torsione derivanti dalle manovre. Si può dire che il longherone secondario dia forma, assieme alle superfici superiori ed inferiori delle centine, ed al longherone principale, ad una “scatola di torsione”, che ha la finalità di sopportare i carichi torsionali nei quali la struttura incorre durante il volo.

Tale elemento strutturale non è progettato con la finalità di sopportare carichi di flessione, né è dimensionato a tal fine.

Nell'immagine si nota come sono distribuite le tensioni negli elementi del longherone principale.



16.2 Valutazioni sull'errore globale

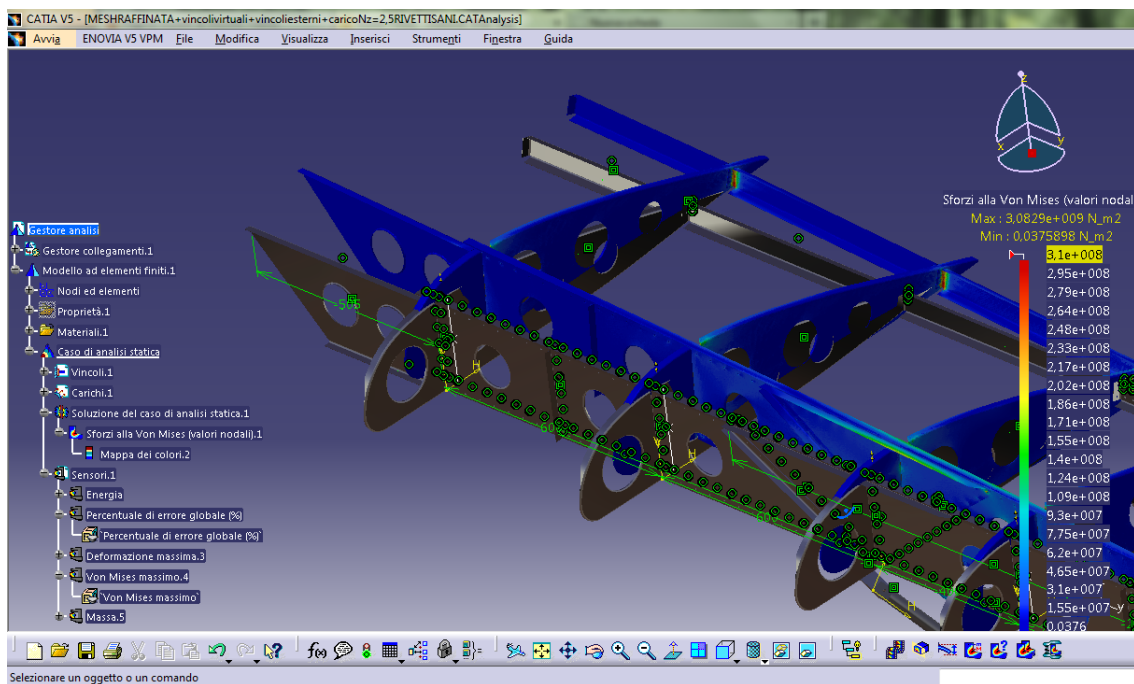
L'analisi della struttura con mesh di seconda approssimazione restituisce un errore globale del 61%. Tale errore è stimato sulla qualità delle mesh delle parti, e si riduce man mano che il valore degli sforzi massimi sulla struttura si avvicinano al valore medio di Von Mises, con l'affinamento del modello. Il valore dell'errore risulta molto alto a causa del rapporto tra le dimensioni degli elementi tetraedrici e le dimensioni caratteristiche della singola parte modellata. Nelle mesh di seconda approssimazione la dimensione media degli elementi tetraedrici si attesta intorno ai 40mm.

Nelle mesh di terza approssimazione, è stato forzato il valore di 1 o 2 o 4mm di dimensione dei tetraedri, a seconda delle dimensioni della parte, e con questo modello il tempo computazionale si è quintuplicato, ma

l'errore globale percentuale è sceso al 37%, con un calo del 40% dell'errore.

Il valore di sforzo massimo di Von Mises è passato da 1,3 GPa a 3,08 GPa, tale variazione è decisamente grande, pur rimanendo nello stesso ordine di grandezza. La chiave di lettura di questo dato è che la raffinatezza e la qualità della mesh sono di fondamentale importanza per la veridicità dei valori di sforzo restituiti dal modello.

Il modello deformato della struttura conferma l'importanza del rivestimento dell'ala nel sopportare la flessione, che incurva la struttura in maniera poco realistica quando il carico è resistito dai soli elementi strutturali trattati in questo progetto.



16.3 Sunto delle considerazioni conclusive

- Quando una struttura è composta da parti in alluminio laminato, di spessore compreso tra 0,6 e 1,2 mm, per avere una soluzione della struttura soddisfacente sotto l'aspetto computazionale, la dimensione degli elementi tetraedrici dovrebbe essere ben più piccola dello spessore della lamina.
- Per ottenere un caso simile a quello reale, non è possibile prescindere dalla modellazione del rivestimento lavorante in alluminio che resiste ai carichi flessionali.

16.4 Possibili lavori futuri

Dalle valutazioni tratte sul comportamento del modello, si aprono molteplici possibilità di lavoro, a partire dal progetto trattato in questa tesi. Per citarne alcune:

- Affinamento delle mesh del modello, con lo scopo di arrivare ad un errore globale soddisfacente, ad esempio del 5%.
- Progettazione e modellazione delle pannellature di rivestimento dell'ala.
- Analisi agli elementi finiti dello stato di sollecitazione della struttura completa di rivestimento.
- Modellazione realistica della distribuzione dei carichi sulla superficie alare.

17. BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA

Pagg. 4, 5, 6 : Brochure Yuma 912 S – Alisport.

Pag. 7 : Certificazione di navigabilità aerea tedesca Yuma 912 S.

Pagg. 15,27, 36-44 : Documentazione in linea di CATIA V5R21.

Pagg. 51 – 54 : <http://www.aerospacemetals.com> - ASM Aerospace Specification Metals, Inc.

Pag. 5 foto : <http://www.alpimarittime.net/yuma/>

Pag. 38 immagini : Documentazione in linea di CATIA V5R21.

Le tavole tecniche sono tratte dai siti : <http://www.zenithair.com> e http://dida.fausser.edu/dispro/carbonar/disegni/Z_CH701/701.htm

Tutte le altre immagini presenti in quest'opera sono prodotte da Guido Pinos.

Riferimenti utili all'assemblaggio : <http://www.ronleclerc.net/>

Riferimenti utili per l'analisi FEM : Documentazione in linea di CATIA V5R21.

RINGRAZIAMENTI

Per prima cosa vorrei ringraziare il Prof. Enrico troiani che, affidandomi questo progetto, mi ha dato modo di cimentarmi in una disciplina, quella dell'analisi ingegneristica assistita dal calcolatore, che non avevo mai affrontato prima, facendomi scoprire un mondo di cui voglio assolutamente far parte.

Ringrazio tutti gli amici più secchioni di me, che in questi anni mi hanno dato una mano in quei momenti di difficoltà che mi sono sembrati insormontabili, ed un buon consiglio quando ne ho avuto bisogno.

Un grazie alla compagnia del terzo piano dello Studentato Don Bosco, la mia "famiglia lontano da casa", con cui ho condiviso dei gran bei momenti e delle grandi risate in questo lungo viaggio.

Ringrazio Luca, il mio "vicino di casa lontano da casa", compagno di partite infinite a FIFA, di calcetto, corse e biblioteca, un amico fidato.

Ringrazio Stefano, Emiddio e Itel, perché l'amicizia è davvero come il buon vino.

Ringrazio Francesco, caro amico e grande pilota, e anche Giacomo e Matteo, con i quali ho condiviso gli ultimi esami, i due migliori romagnoli che un polentone potesse incontrare.

Un grazie dal cuore ai miei genitori, che mi hanno fatto coraggio quando tutto sembrava perduto, che ci hanno creduto quando ho pensato di essere rimasto da solo a crederci, e che hanno sacrificato tempo, pazienza, e risorse perché potessi essere qui oggi.

Un grazie veramente infinito alla persona meravigliosa, che ha dipinto di colori il mio mondo, grazie Paola.

Infine un incoraggiamento a tutti quelli che si sentono perduti o stanno pensando di mollare, oppure stanno raggiungendo il punto di rottura : ragazzi tenete duro, stringete i denti. Guardatevi intorno, c'è un sacco di gente che vi darà una mano, un consiglio, perché in fondo al tunnel ci si arriva insieme, e mai da soli.

