

ALMA MATER STUDIORUM - UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì

Corso di laurea in
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA
in DISEGNO ASSISTITO AL CALCOLATORE

STUDIO E OTTIMIZZAZIONE DI UNA
CONFIGURAZIONE MISTA AD ALA ROTANTE E FISSA
PER LA NUOVA VERSIONE DEL CH-47 CHINOOK

CANDIDATO
Leonardo Da Ros

RELATORE
Prof. Luca Piancastelli

Anno Accademico 2014/2015

Sessione II

INDICE

CAPITOLO 1: INTRODUZIONE	1
• 1.1 L'ELICOTTERO	1
• 1.2 CHINOOK WITH WINGS	4
CAPITOLO 2: SVILUPPO DEL PROGETTO	7
• 2.1 STUDIO DELL'ALA	7
• 2.2 IL SIMULATORE	12
• 2.3 MODELLI PER LE SIMULAZIONI	13
• 2.4 PARAMETRI DELLE SIMULAZIONI	17
• 2.5 ANALISI DEI RISULTATI	23
• 2.6 POSIZIONE DELL'ALA	24
• 2.7 IL NUOVO CHINOOK WITH WINGS	25
CAPITOLO 3: CONCLUSIONI	27
BIOGRAFIA	29

CAPITOLO 1: INTRODUZIONE

Scopo di questa tesi è quello di verificare se l'installazione di un ala sull'elicottero Chinook CH-47 possa garantire benefici significativi in termini di efficienza, in particolar modo per quanto riguarda la riduzione del consumo di carburante e l'aumento del range operativo.

1.1 L'ELICOTTERO

Il Boeing CH-47 Chinook è un elicottero militare da trasporto.

Si tratta di un elicottero pesante caratterizzato da una configurazione a 2 rotori: il primo situato sopra la cabina di pilotaggio mentre il secondo nella sezione di coda ma non nella consueta configurazione rotore principale e rotore anti-coppia.

Il CH-47 è dotato di una grande fusoliera (15 m di lunghezza) con portellone cargo di coda per l'imbarco di merci e passeggeri.

Monta due turbine Lycoming T55-L-712E poste in due gondole esterne sotto al rotore posteriore ed è fornito di carrello d'atterraggio fisso composto da quattro ruotini in configurazione 2-2.

Venne sviluppato a partire dal 1956 come versione ingrandita del CH-46.

Effettuò il suo primo volo il 21 settembre 1961 ed entrò in servizio presso l'U.S. Army nel 1962.

Anche se anziano come progetto è molto apprezzato come elicottero. Ad oggi fa parte della flotta di 24 paesi tra cui Usa, Regno Unito, Italia, Australia, Spagna e India.

Si presume possa restare in servizio ancora per molti decenni per merito soprattutto delle ultime versioni CH-47F e HH-47.

I motivi dell'interesse di molte forze armate per questo elicottero sono legati principalmente alle elevate capacità di carico.

Il Chinook infatti può trasportare oltre 10 tonnellate di carico utile sia all'interno della fusoliera che nei suoi tre punti d'aggancio situati nella parte ventrale.





CH-47 Technical Specifications

Rotor Diameter	18.29 m (60 ft)
Length with Rotors Operating	30.14 m (98 ft, 10.7 in)
Fuselage	15.46 m (50 ft, 9 in)
Height	5.68 m (18 ft, 7.8 in)
Fuselage Width	3.78 m (12 ft, 5 in)
Fuel Capacity	45,000 lb (20, 411 kg) class 81,000 lb (36, 700 kg) max gross takeoff
Maximum Speed	302 km/h (170 KTAS)
Cruise Speed	291 km/h (157 KTAS)
Mission Radius	200 nm (370.4km)
Service Ceiling	6,096 m (20,000 ft)
Max Gross Weight	22,680 kg (50,000 lbs)
Useful Load	24,000 lbs (10,886 kg)

1.2 CHINOOK WITH WINGS

L'idea di inserire un'ala nella fusoliera del CH 47 non è una novità. Infatti già alla fine degli anni '60 la Vertol Aircraft Corporation iniziò un programma di collaborazione con l'esercito americano per creare una versione aggiornata dell'elicottero. Nacque così il modello sperimentale BV-347.





L'elicottero subì diverse modifiche: la fusoliera fu allungata di oltre 2 metri, venne installato un carrello d'atterraggio retrattile e ogni rotore fu dotato di 4 pale ognuna delle quali circa 70cm più lunghe delle originali.

Una modifica insolita fu l'installazione di un ala inclinabile rimovibile posizionata nella parte superiore della fusoliera dotata di flap azionati idraulicamente.

In aggiunta il mezzo fu dotato di un avanzato sistema di controllo fly-by-wire e di turbine Lycoming T55-L-11 che gli permettevano di superare i 180 kt di velocità.

Il prototipo chiamato "Model 347" compì il primo volo il 27 maggio 1970 al Vertol Flight Test Centre vicino ad Eddystone, Pensilvania.

Il mezzo fu sottoposto ad un intensivo periodo di test, durante il quale vennero valutati oltre alle prestazioni generali della macchina, anche l'affidabilità dei nuovi componenti installati.

Nella cosiddetta "fase 1" i test furono condotti sulla configurazione pulita, ovvero senza ala aggiuntiva.

Dai report si vede come fossero ampiamente migliorate sia le prestazioni in volo livellato che in hovering mentre i nuovi dispositivi di controllo permisero di ridurre sensibilmente il carico di lavoro dei piloti.

Nella “fase 2” invece vennero svolti i test in configurazione “winged”.

Lo scopo era valutare gli eventuali benefici determinati dall’introduzione dell’ala. Con l’ala in posizione di Hovering (messa verticalmente) le performance del Model 347 erano simili alla versione “pulita”: entrambe le versioni erano in grado di decollare e stazionare con una minor potenza rispetto al CH 47C.

Le performance in crociera migliorarono sensibilmente. Inoltre l’utilizzo dell’ala non modificò in modo significativo la manovrabilità del mezzo.

Dopo che il prototipo completò il programma di test fino agli inizi del ’70, fu ritirato.

Oggi è visibile al museo dell’aviazione di Fort Rucker, Alabama.

In questa tesi ho voluto capire se l’introduzione di una “semplice” ala fissa progettata con le moderne tecnologie potesse migliorare in modo significativo le prestazioni della macchina, aprendo così una serie di nuovi scenari di impiego che verranno successivamente approfonditi nei capitoli successivi.

CAPITOLO 2: SVILUPPO DEL PROGETTO

2.1 STUDIO DELL'ALA

Per il progetto dell'ala mi sono avvalso del software Xfoil. Si tratta di un programma creato da Mark Drela, professore del Massachusetts Institute of Technology, per il disegno e l'analisi dei profili alari in campo subsonico che sfrutta un algoritmo basato su un complesso metodo a pannelli.

Quando si vogliono valutare le prestazioni aerodinamiche di un corpo di geometria nota, è di interesse il calcolo di velocità e pressioni sulla superficie del corpo stesso, al fine di valutare le forze che su agiscono su di esso.

L'idea alla base dei metodi a pannelli è quella di tradurre la soluzione dell'equazione di Laplace, un'equazione differenziale alle derivate parziali del secondo ordine lineare e di tipo ellittico in tutto il campo di moto, nella determinazione del potenziale sul contorno del corpo tramite la soluzione di un'equazione integrale.

I vantaggi connessi alla soluzione di un'equazione integrale in luogo di un'equazione differenziale sono molteplici. I principali sono legati a:

- discretizzazione del solo contorno del corpo e dunque non è necessario definire una griglia su tutto il campo di moto;
- drastica riduzione delle incognite.

Ho impiegato molto tempo per trovare il profilo più idoneo.

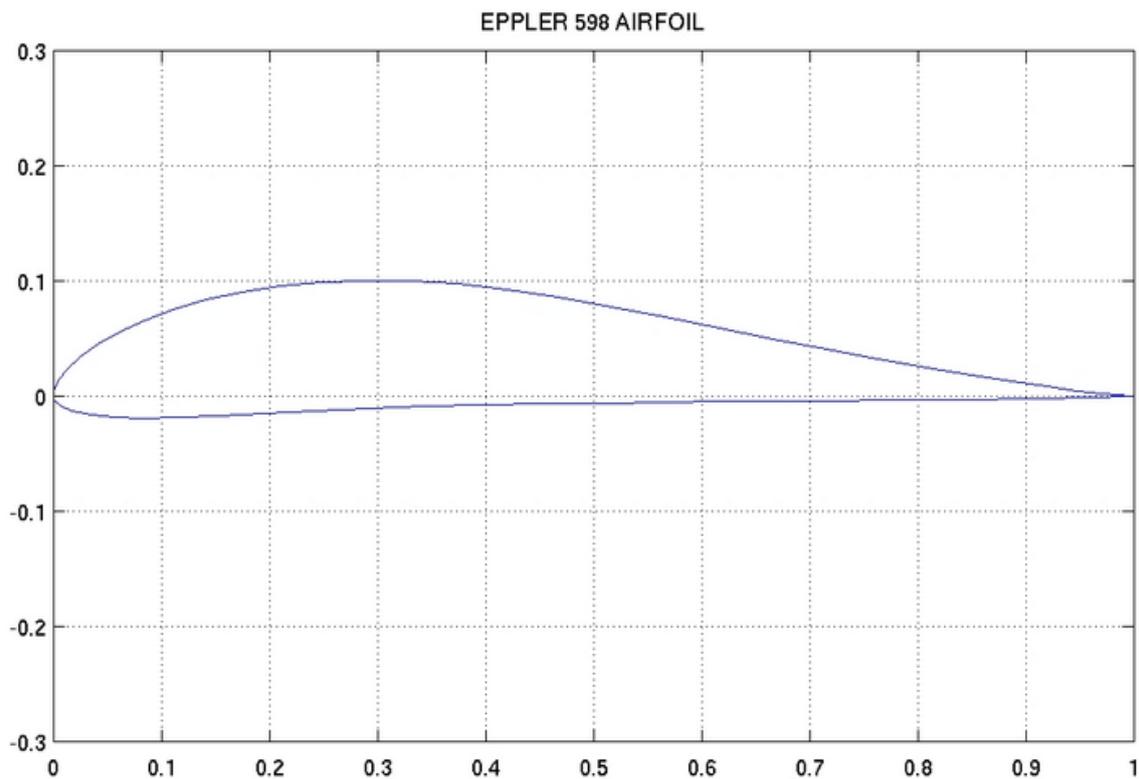
Per la ricerca mi sono avvalso dell'UIUC Airfoil Database, che raccoglie informazioni sui più importanti profili di interesse aeronautico.

Il profilo deve garantire buoni valori di C_l (coefficiente di portanza) per "sostenere" il peso dell'elicottero ma al tempo stesso avere un'ottima efficienza per ridurre il consumo di carburante, uno degli aspetti fondamentali del progetto.

Riuscire ad unire entrambe queste caratteristiche non è stato semplice, tanto più a valori di Reynolds relativamente bassi determinati dalla modesta velocità di crociera dell'elicottero.

Infatti molti dei profili selezionati con ottimi valori di Cl sono stati scartati per valori di efficienza troppo bassi così come il viceversa profili con buona efficienza sono stati accantonati perché presentavano valori di Cl non soddisfacenti.

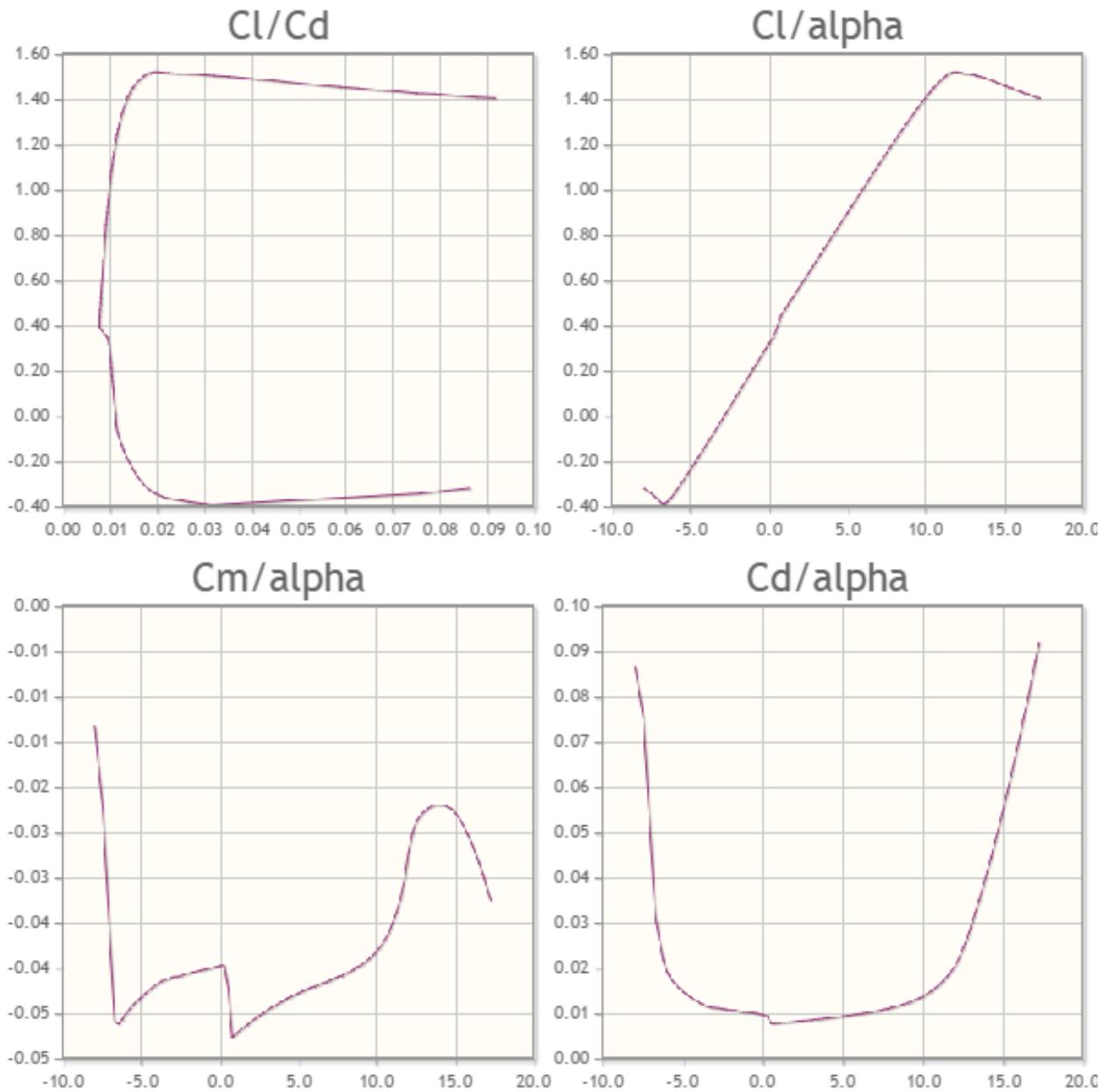
Alla fine quindi la scelta è ricaduta su un profilo di compromesso come l'Eppler E598.



Details

(e598-il) EPPLER 598 AIRFOIL
Eppler E598 airfoil
Max thickness 11.1% at 24.2% chord.
Max camber 4.5% at 34.4% chord
Source [UIUC Airfoil Coordinates Database](#)

Di seguito sono riportati i grafici che racchiudono le principali caratteristiche del profilo.



Una volta scelto il profilo da utilizzare ho fatto una prima rozza simulazione del comportamento dell'ala completa direttamente sul software Xfoil (nel programma originale questa funzione non era contemplata ma nel corso degli anni sono state rilasciate altre versioni del software con aggiornamenti e nuove funzionalità).

Per fare ciò ho dovuto stabilire alcuni parametri fondamentali della geometria dell'ala.

A questo punto è necessario fare alcune precisazioni.

Questa tesi è composta da uno studio preliminare di carattere prettamente fluidodinamico del problema volto a capire se effettivamente l'introduzione di un ala fissa possa portare benefici. Di conseguenza non sono stati affrontati problemi di tipo strutturale tipici delle fasi successive del progetto.

In ragione di questo alcuni parametri dell'ala sono stati scelti in modo arbitrario assicurandosi comunque che avessero valori verosimili e fisicamente realizzabili. Sono partito dalla scelta dell'apertura alare. Ho usato un valore di 16 metri ovvero quasi quanto il diametro dei rotori, utilizzando in questo modo tutto lo spazio a disposizione al fine di ottenere un valore dell'allungamento alare piuttosto elevato che permettesse di ridurre la resistenza.

Ricordo infatti che la formula del coefficiente di resistenza indotta è dato da:

$$Cd_i = Cl^2 / \pi \epsilon AR$$

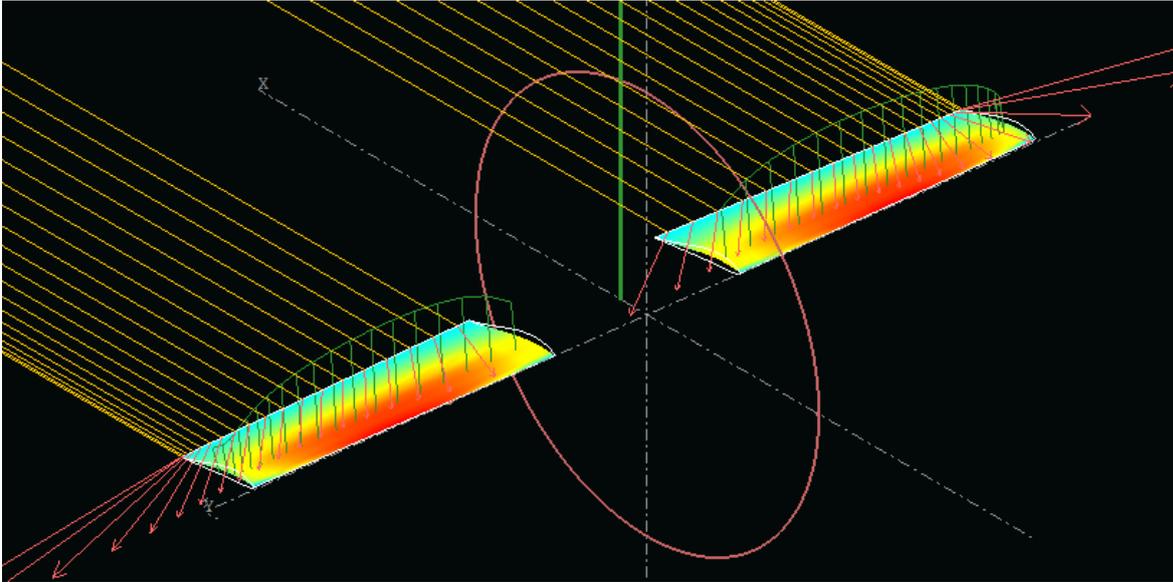
Cl coefficiente di portanza;

ε costante di Oswald;

AR allungamento alare.

Questa scelta è stata possibile perchè le velocità in gioco sono ridotte e quindi l'ala non è soggetta a sforzi strutturali elevati o a fenomeni tipici di velocità maggiori come flutter e divergenza strutturale.

Dopo vari tentativi modificando gli altri parametri come corda, freccia, twist sono arrivato a definire l'ala definitiva.



Di seguito sono riportate le principali caratteristiche dell'ala.

APERTURA ALARE	16 m
SUPERFICE ALARE	22.57 m^2
CMA	1,85 m
ALLUNGAMENTO ALARE	11.2
CL	0.587
CD	0.030
CM	-0.195
EFFICIENZA	19.5

2.2 IL SIMULATORE

Per le simulazioni mi sono avvalso del software Solidworks, e in particolar modo della sua estensione FlowSimulation.

Tale programma utilizza l'analisi della fluidodinamica computazionale (CFD) per simulare in modo rapido ed efficiente il flusso dei fluidi tramite l'uso delle RANS (Reynolds-averaged Navier–Stokes equations). Queste sono equazioni derivate dalle più note equazioni di Navier-Stokes in cui le grandezze risultano essere non più istantanee, ma mediate in un certo periodo di tempo, sufficientemente piccolo rispetto ai fenomeni che si vogliono seguire, sufficientemente grande rispetto ai disturbi della turbolenza dato che la sola conoscenza delle grandezze medie può essere sufficiente per la soluzione del problema.

Questo approccio consente una notevole riduzione dei tempi di calcolo, altrimenti molto lunghi, ma allo stesso tempo fornisce risultati con un'accuratezza più che soddisfacente.

2.3 MODELLI PER LE SIMULAZIONI

All'inizio del progetto ho svolto un lavoro di ricerca in internet al fine di trovare modelli CAD già esistenti del Chinook.

Ho trovato diversi disegni che, anche se in scala, riproducevano con particolare cura i dettagli dell'elicottero.

Purtroppo tutti i modelli erano stati creati tramite l'uso delle funzioni di superficie. Per questo motivo sono risultati inutilizzabili ai fini del progetto in quanto il simulatore non è in grado di riconoscere le geometrie del corpo a causa della mancanza di spessore derivata dall'utilizzo delle superfici.

Ho dunque ricreato il modello per le simulazioni interamente da zero cercando in prima battuta di rispettare le dimensioni reali dell'elicottero.

Un primo problema incontrato quando ho iniziato le simulazioni è stato constatare che i rotori del Chinook sono stati progettati per essere intersecanti e ciò non permette di attivare nel software contemporaneamente i due volumi di rotazione che servono a simulare il movimento delle pale.

Per ovviare a questo inconveniente ho deciso di allungare la fusoliera in modo che i rotori non fossero più intersecanti.

Nonostante ciò il modello è risultato essere ancora troppo complesso per le simulazioni, il che portava a risultati molto variabili nelle varie prove nonostante i parametri in ingresso fossero gli stessi.

Si è reso necessario quindi operare un'ulteriore semplificazione del modello.

Per prima cosa ho rimosso tutte le appendici con dimensioni trascurabili rispetto agli elementi di maggior interesse: sono stati eliminati i carrelli d'atterraggio, le gondole motore, i serbatoi laterali e le complesse forme di coda e testa.

Per tenere comunque conto degli ingombri ho aumentato le dimensioni del corpo principale. Sono arrivato a definire una fusoliera a forma di parallelepipedo di dimensioni in metri 2.5/2.5/22 (b/h/L).

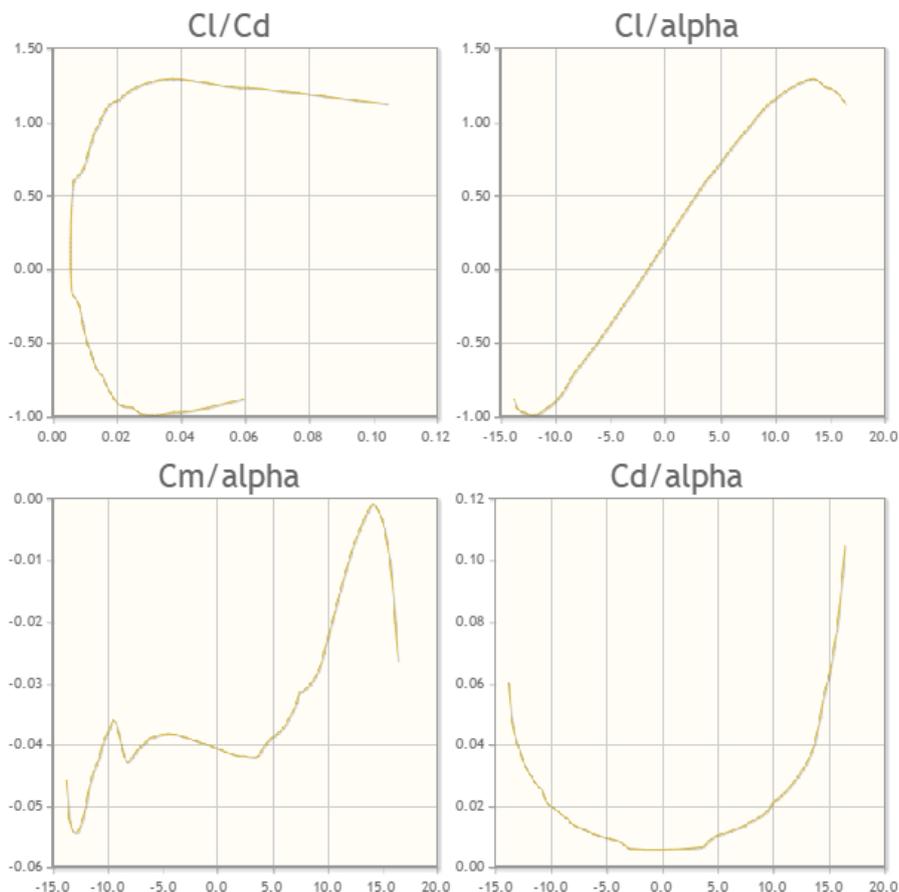
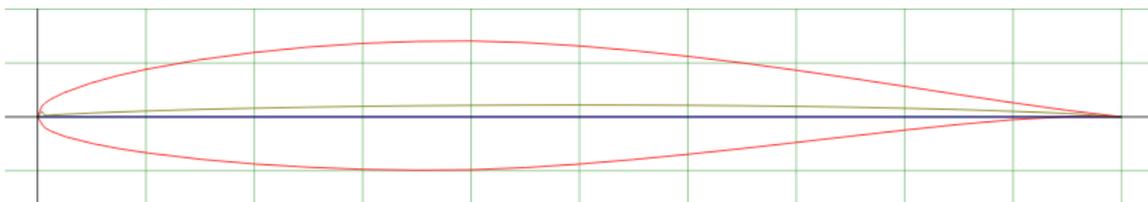
Infine anche i rotori e relativi collegamenti sono stati ridotti a semplici cilindri estrusi a cui ho connesso le pale.

Nonostante tutte queste semplificazioni sulla geometria, le superfici aerodinamiche sono state disegnate con la massima precisione.

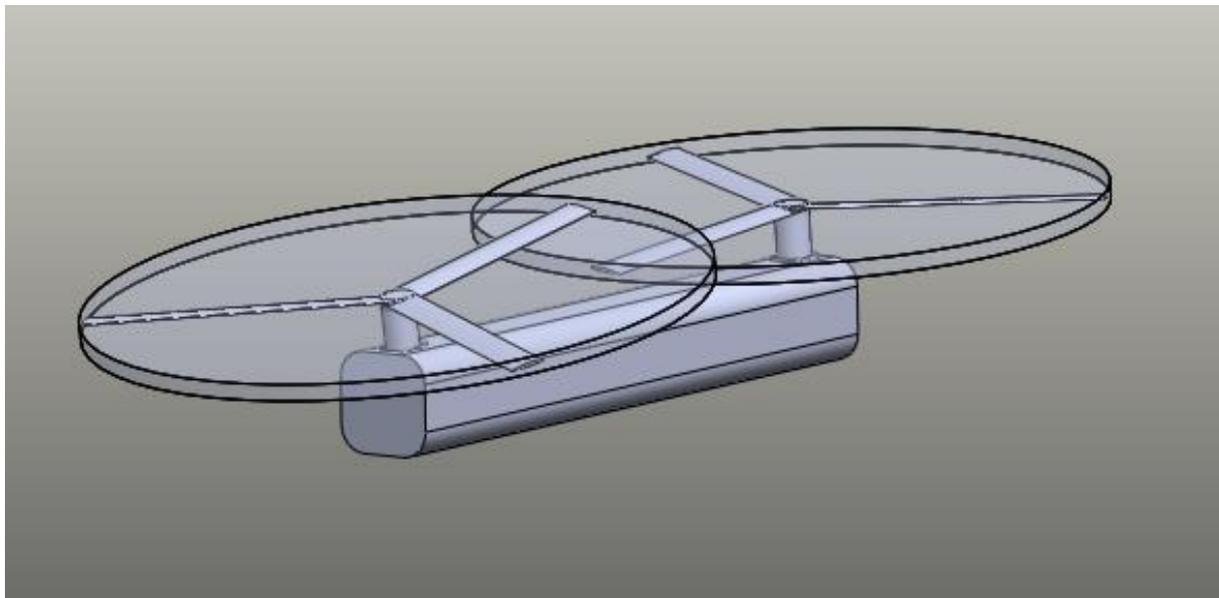
L'ala principale è stata già descritta ampiamente nel capitolo precedente, mentre per quanto riguarda le pale del rotore è necessario fare una precisazione.

Per ovvi motivi è stato impossibile trovare dati sulla loro reale geometria pertanto ho utilizzato il profilo che meglio simulava il loro comportamento mantenendo comunque inalterata l'inclinazione reale dei rotori.

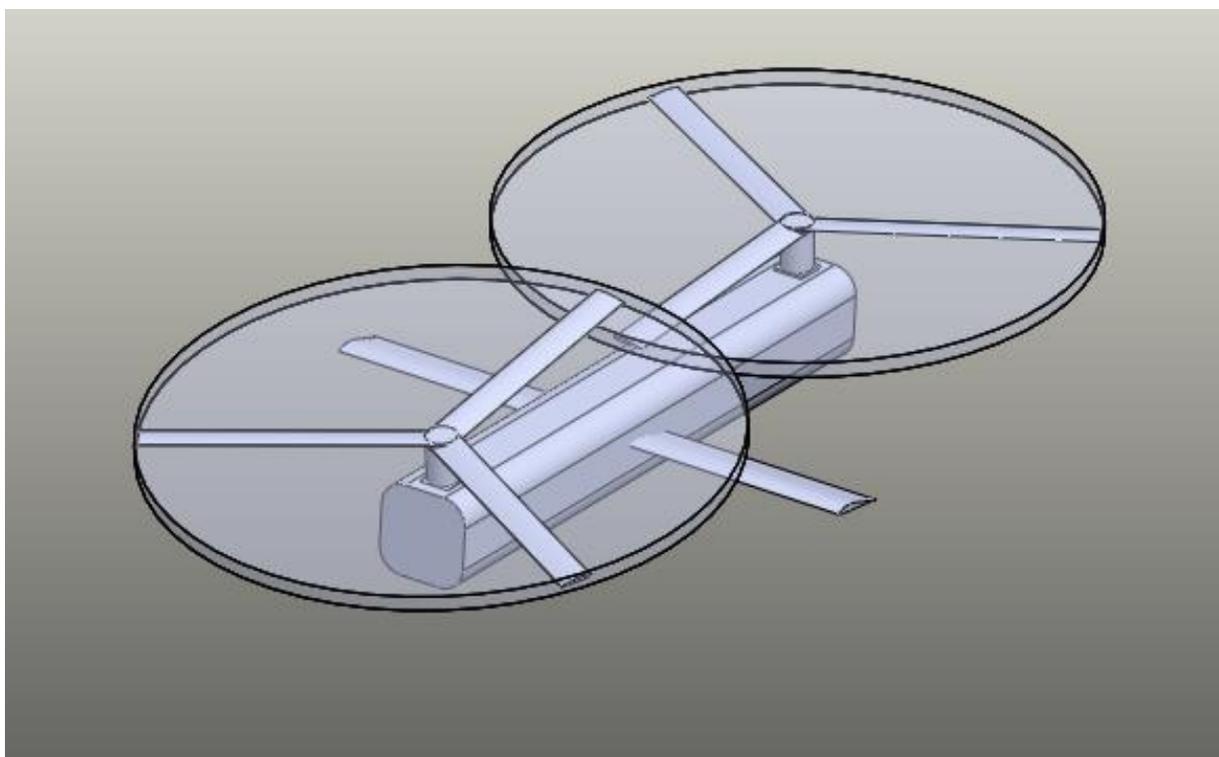
La scelta è ricaduta sul NACA 64A212 di cui sono riportati di seguito geometria e curve caratteristiche.



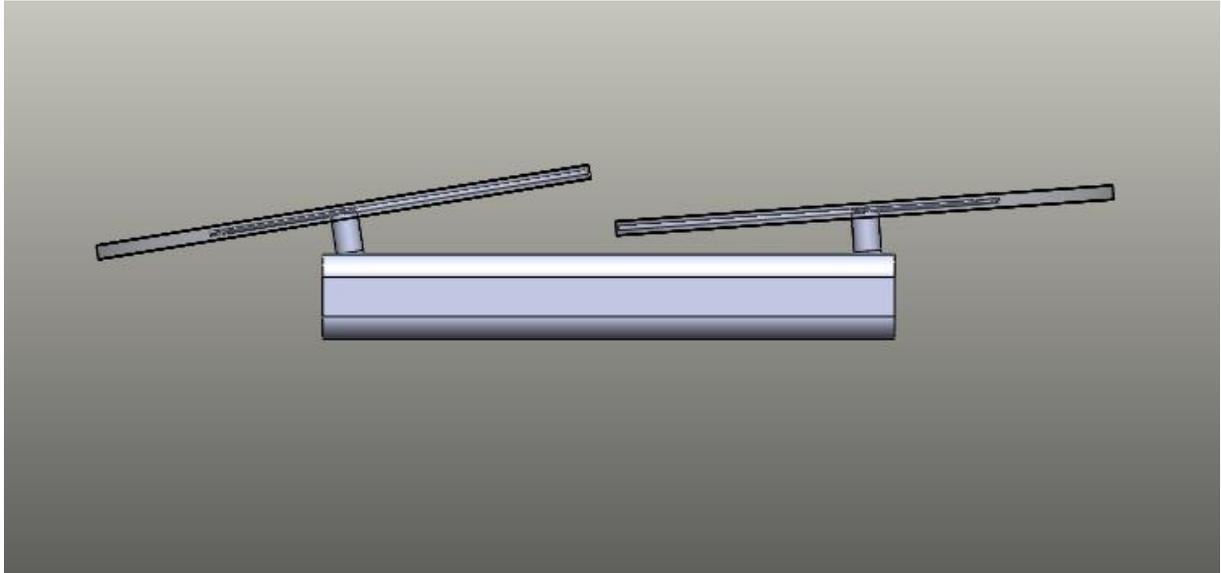
Sono giunto così a definire il modello da cui ho poi ricavato i risultati finali di questa trattazione.



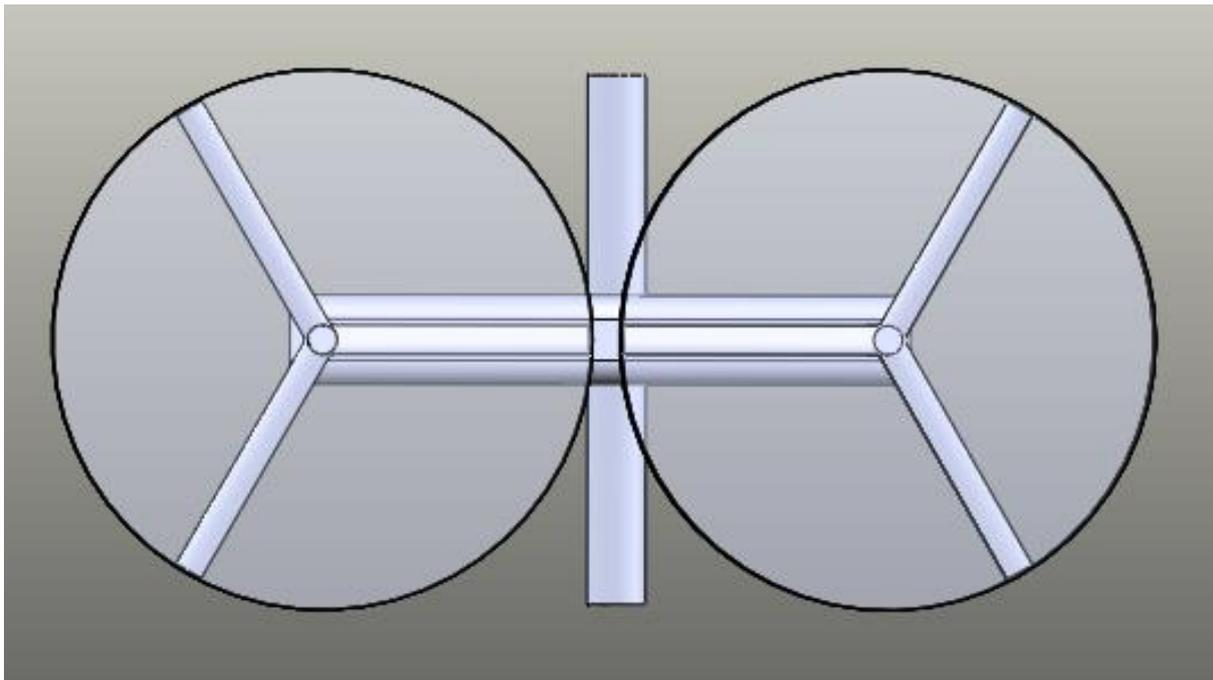
Modello configurazione pulita.



Modello con ala.



Vista laterale inclinazione pale.



Vista dall'alto.

2.4 PARAMETRI DELLE SIMULAZIONI

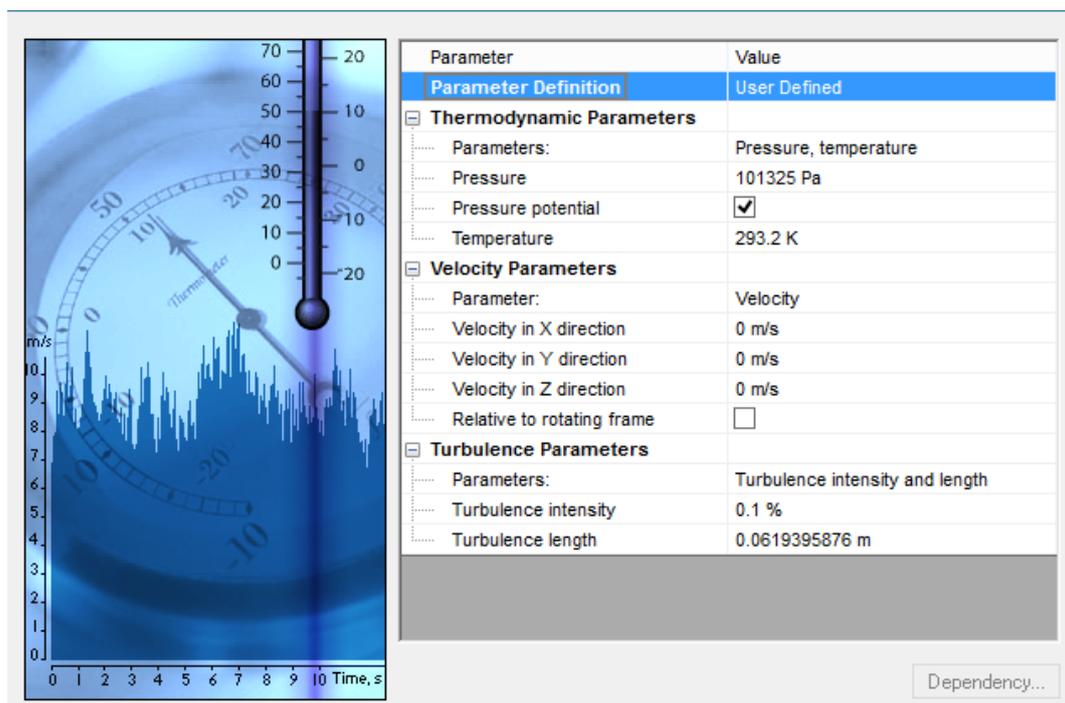
Le simulazioni sono state eseguite in modo da confrontare le due configurazioni in differenti situazioni operative.

In particolar modo mi sono focalizzato sulla fase di decollo e di crociera che oltre a rappresentare le due condizioni di impiego più frequenti, sono caratterizzate da aspetti tecnici diametralmente opposti.

Infatti se da un lato il buon senso dice che l'introduzione dell'ala fissa porterà benefici durante la crociera, dall'altra lascia qualche dubbio per quanto riguarda la fattibilità della manovra di decollo.

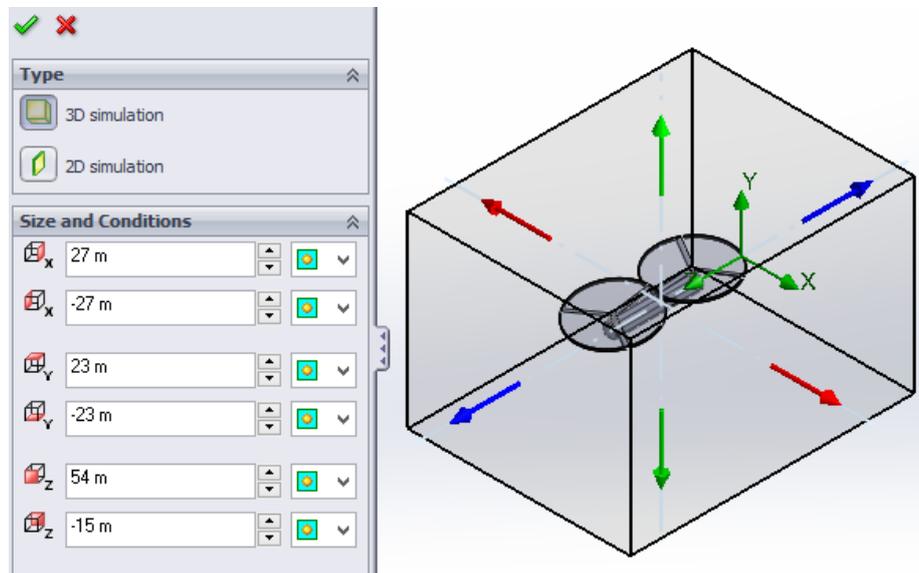
Prima di eseguire i calcoli il software richiede l'inserimento dei parametri di ingresso per le simulazioni.

Per avere risultati comparabili tra loro ho standardizzato i valori utilizzando i parametri ISA (International Standard Atmosphere).



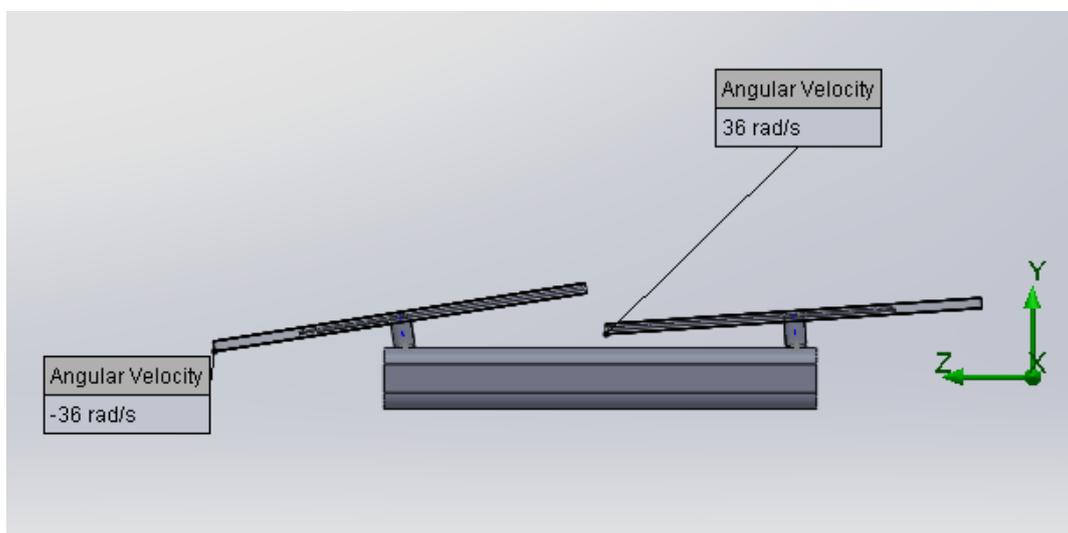
Successivamente ho definito il dominio volumetrico all'interno del quale svolgere i calcoli.

Esso è risultato di dimensioni ridotte per riuscire ad avere tempi di calcolo accettabili, ma questo non ha pregiudicato in alcun modo l'accuratezza dei risultati.

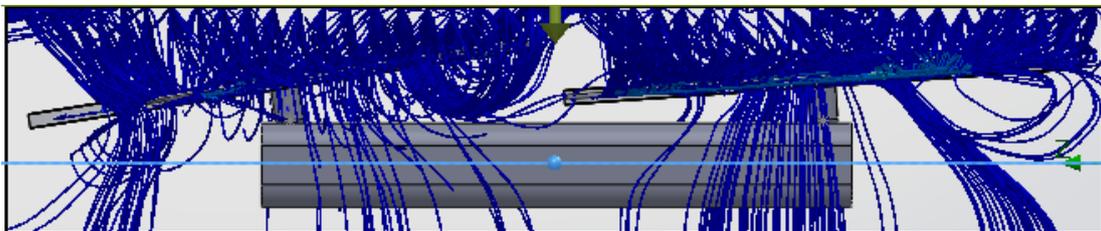
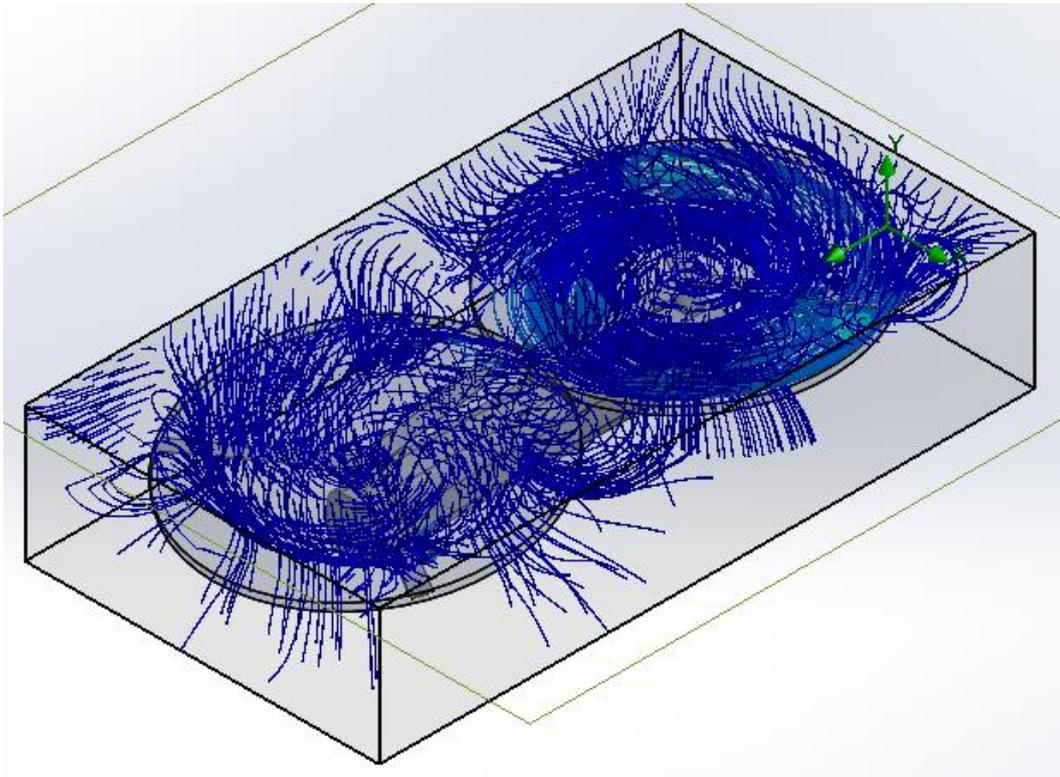


Infine dopo una lunga ricerca nel web sono riuscito a trovare la velocità di rotazione delle pale (36 rad/sec) che ho utilizzato per creare i volumi cilindrici che simulano il moto dei rotori.

Per quanto riguarda i test effettuati nella fase di crociera ho utilizzato il valore della velocità riportato nel manuale operativo ovvero 180 kts che corrispondono a circa 76 m/s.

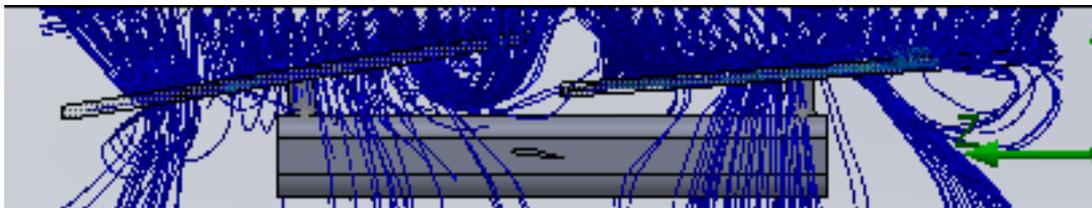
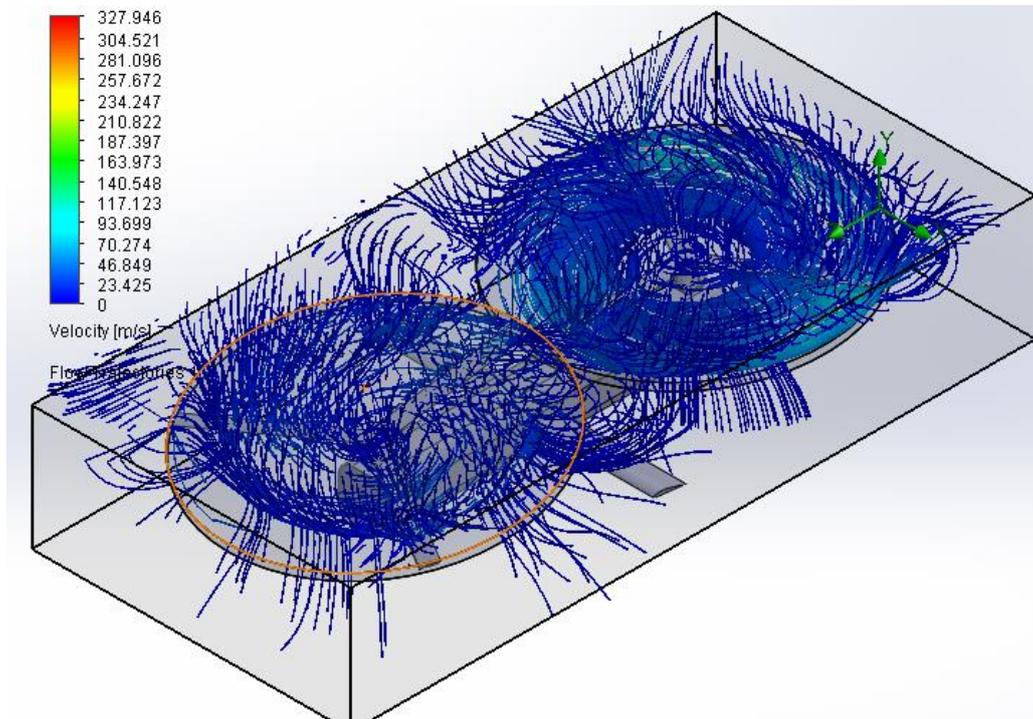


DECOLLO CONFIGURAZIONE ORIGINALE



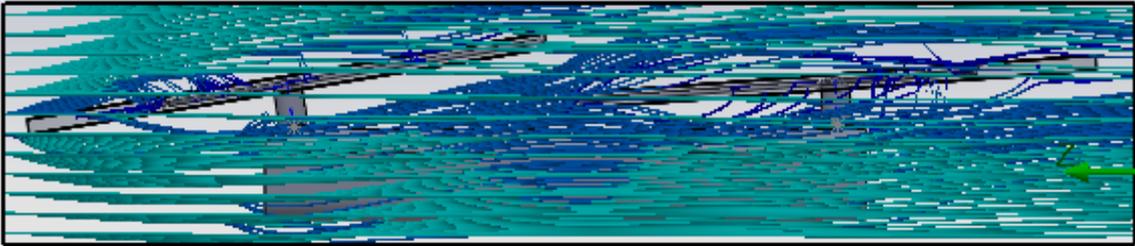
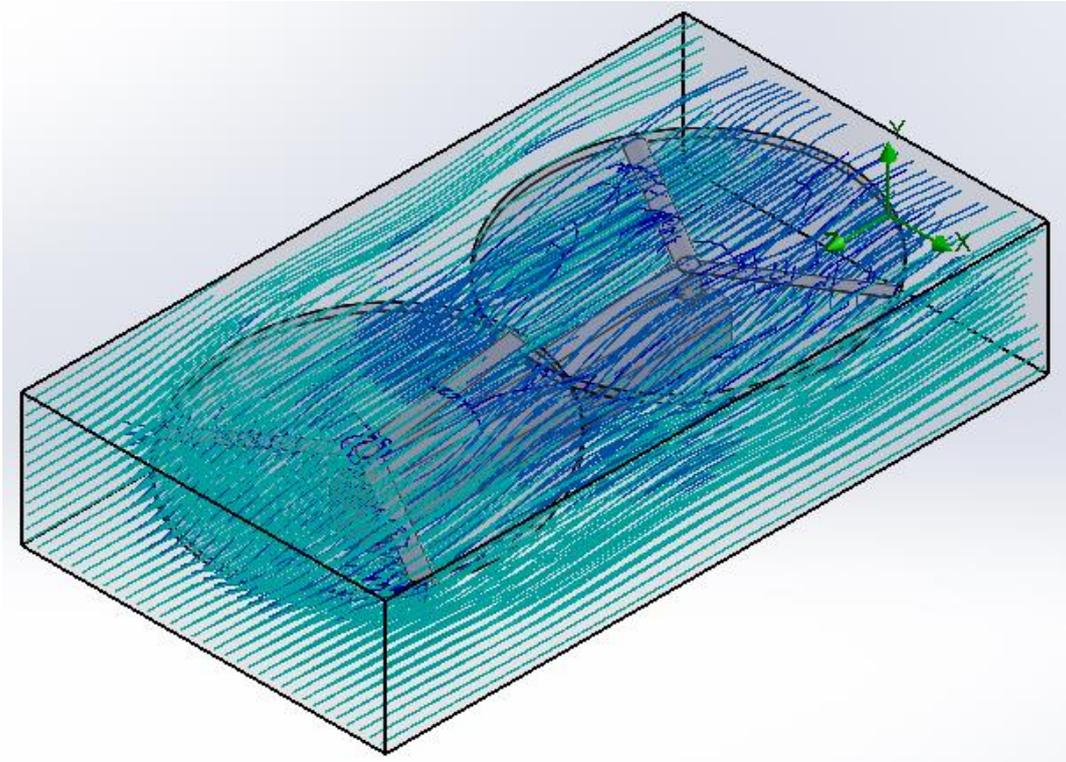
	AVERAGE	MIN.	MAX.
LIFT [N]	223.578	222.876	224.089
DRAG [N]	19.890	19.231	20.455

DECOLLO CONFIGURAZIONE CON ALA FISSA



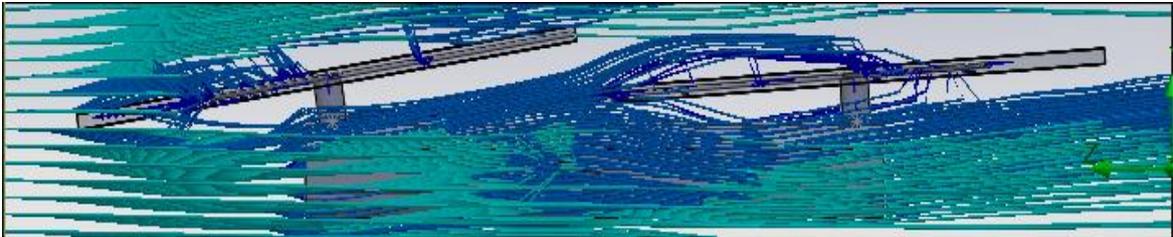
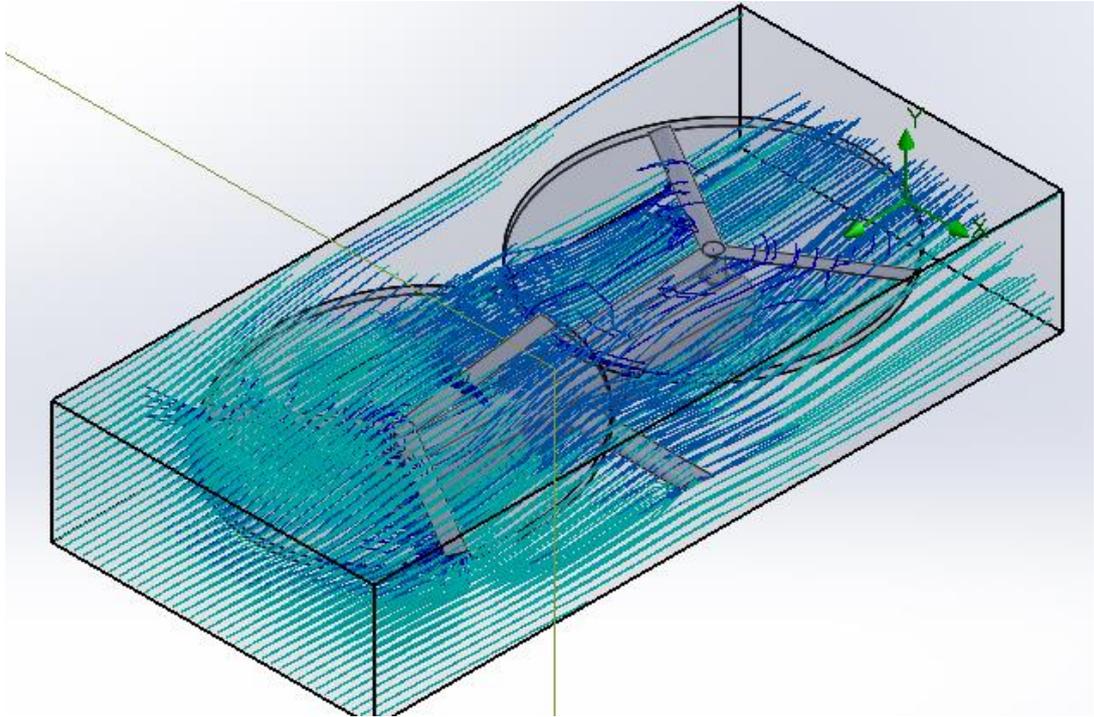
	AVERAGE	MIN.	MAX
LIFT [N]	192.690	191.887	193.200
DRAG [N]	20.086	19.966	20.704

CROCIERA CONFIGURAZIONE ORIGINALE



	AVERAGE	MIN.	MAX.
LIFT [N]	250.010	248.897	251.904
DRAG [N]	42.231	41.644	42.855

CROCIERA CONFIGURAZIONE CON ALA FISSA



	AVERAGE	MIN.	MAX.
LIFT [N]	398.630	396.699	400.005
DRAG [N]	51.112	50.007	51.552

2.5 ANALISI DEI RISULTATI

Dall'analisi eseguita tramite il simulatore sono emersi dei risultati molto interessanti.

La prima cosa che balza all'occhio è come l'introduzione dell'ala durante la fase di crociera fornisca all'elicottero quasi il doppio della portanza.

Questo permetterebbe di ridurre la potenza erogata dal motore con conseguente diminuzione del consumo di carburante e aumento del range operativo.

Infatti da successive simulazioni è risultato che per sostenere il peso dell'elicottero in crociera sarebbe sufficiente una velocità di rotazione dei rotori di 24 rad/s (circa 230 rpm) che porterebbe ad una riduzione della potenza motore di quasi il 35%.

Come già detto in precedenza un comportamento positivo della versione modificata in condizioni di crociera era largamente ipotizzabile mentre per quanto riguarda decollo e hovering erano forti i dubbi sulla fattibilità della manovra.

In effetti come si nota anche dalle simulazioni la presenza dell'ala comporta una diminuzione della portanza a disposizione di quasi 3.000kg.

L'unico modo per compiere tale manovra in condizioni di sicurezza è quella di intervenire sul carico utile.

In termini numerici è necessario ridurre la capacità di carico al MTOW (Maximum Take Off Weight) di circa il 25% passando da 11 a 8 tonnellate.

Tutti i calcoli sono stati svolti considerando il peso massimo al decollo.

Tenendo conto che tale situazione operativa si verifica molto di rado nella realtà, la penalizzazione reale della configurazione con ala risulta molto minore di quella teorica (già di per se trascurabile rispetto agli innumerevoli vantaggi forniti da tale soluzione).

2.6 POSIZIONE DELL'ALA

Appurati i benefici della nuova configurazione, è lecito chiedersi se la posizione dell'ala possa in qualche modo influenzare i risultati ottenuti.

Per motivi legati alla stabilità del velivolo l'ala deve trovarsi a circa metà della lunghezza della fusoliera.

Osservando i grafici delle simulazioni svolte viene il dubbio se sia più efficiente l'ala alta o media (l'ala bassa è stata scartata a priori sempre per motivi di stabilità).

Infatti è necessario valutare se il flusso d'aria generato dai rotori che impatta il profilo migliori le performance dell'ala oppure sia di disturbo.

Nella tabella sottostante sono riportati i valori delle forze in gioco in entrambe le soluzioni proposte.

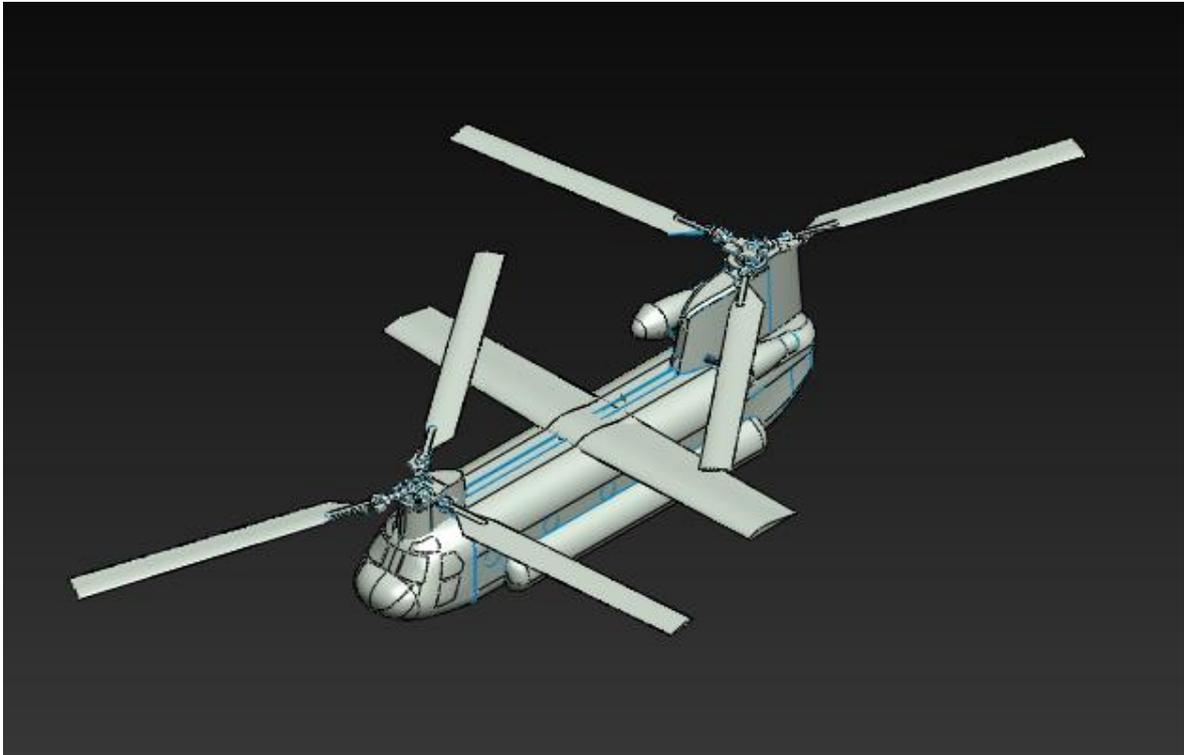
	ALA MEDIA	ALA ALTA
LIFT [N]	398.630	400.560
DRAG [N]	51.112	51.994

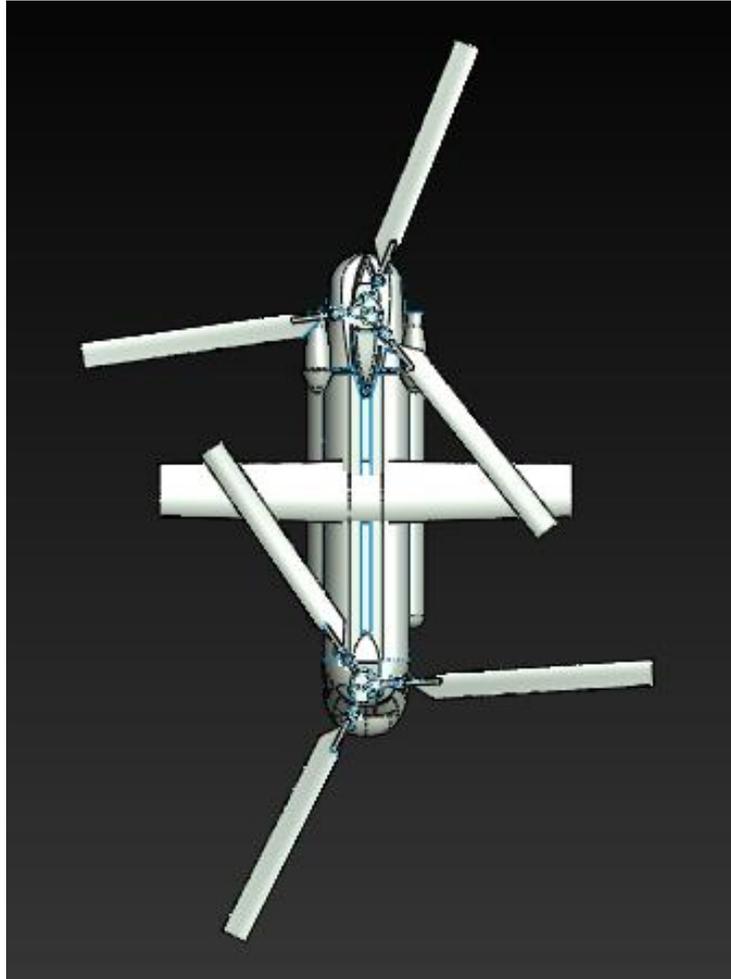
Da quanto emerso dalle simulazioni non vi sono particolari differenze tra le due configurazioni.

Ho deciso pertanto di optare verso l'ala alta per ragioni di carattere puramente strutturale in quanto risulta più semplice ed economico modificare la fusoliera per adattarla a questa configurazione rispetto all'ala media.

2.7 IL NUOVO “CHINOOK WITH WINGS”

Di seguito una serie di immagini in cui viene mostrato l’aspetto finale della nuova versione del Chinook con ala fissa.





CAPITOLO 3: CONCLUSIONI

I test eseguiti al simulatore hanno dimostrato chiaramente come dal punto di vista fluidodinamico l'introduzione dell'ala migliori sensibilmente le prestazioni dell'elicottero.

Essendo il Chinook un elicottero da trasporto i dati più rilevanti sono quelli riguardanti il consumo di carburante e il conseguente aumento del range operativo.

Si parla di miglioramenti superiori al 20% senza dimenticare il fatto che le ali potrebbero essere progettate con attacchi per l'installazione di serbatoi ausiliari al fine di aumentare ulteriormente la distanza percorribile oppure con supporti per armamenti come nella versione MH-47.

Andiamo ora ad analizzare lo scenario in cui potrebbe andarsi ad inserire il nuovo "Chinook with wings".

Per la funzione di elicottero da trasporto tattico il Chinook è senza ombra di dubbio il mezzo più impiegato tra le forze armate di tutto il mondo ma nella maggior parte dei casi si tratta di versioni datate che dovranno essere rimpiazzate entro pochi anni.

Fino ad alcuni anni fa il mezzo designato per sostituire la flotta dei Chinook era il convertiplano Osprey V-22.

A causa però dei numerosi problemi dovuti ad una tecnologia così innovativa e ai costi proibitivi del progetto in un periodo storico come quello che stiamo vivendo, si è preferito aggiornare i mezzi già a disposizione.

In quest'ottica la Boeing sta già sviluppando la nuova versione del Chinook, il CH-47H, che dovrebbe entrare in servizio attorno al 2020.

Oltre all'aggiornamento nella strumentazione di bordo tale versione prevede la sostituzione delle attuali turbine con dei nuovi propulsori più efficienti e un sistema per il rifornimento in volo tramite aerocisterna.

Proprio in questo contesto potrebbe inserirsi la configurazione da me analizzata.

Sicuramente dal punto di vista dei costi l'impatto sarebbe molto minore rispetto alle altre soluzioni per non parlare dei tempi di sviluppo ed entrata in servizio.

Nel periodo in cui ho lavorato a questo progetto mi sono chiesto più volte il motivo per cui negli anni '70 nonostante il prototipo del "Chinook with wings" avesse superato brillantemente una lunga serie di test non fosse mai entrato in produzione.

Negli svariati articoli che ho letto sull'argomento sono state avanzate diverse ipotesi, alcune molto fantasiose.

Dal mio punto di vista i motivi più plausibili sono che all'epoca il problema dei consumi non era sentito come ai giorni nostri ed inoltre una modifica così estesa e bizzarra di un mezzo entrato in servizio appena qualche anno prima potesse essere accolta con molte critiche da parte dell'opinione pubblica.

Personalmente sono convinto della bontà dell'idea e non si sa mai che come spesso accade, le soluzioni per risolvere problematiche attuali possano venire dal passato.

BIBLIOGRAFIA

- *An introduction to solidworks flowsimulation 2013*, disponibile all'indirizzo www.sdc.publications.com
- *Boing CH-47 chinook*, disponibile all'indirizzo www.boeing.com
- *Boeing vertol BV-347*, disponibile all'indirizzo www.chinook.helicopter.com
- *Engineering flight test, Boeing Vertol Model 347, phase 2*
- *Solidworks tutorial*
- *Technical manual for CH-47D helicopter*
- *UIUC airfoil database*
- *Xfoil info and instructions-MIT*, disponibile all'indirizzo web.mit.edu
- *Grabcad*, disponibile all'indirizzo www.grabcad.com