

**ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITA' DI BOLOGNA**

**SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA**

*CORSO DI LAUREA*  
**IN INGEGNERIA MECCANICA**  
CLASSE L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA  
IN DISEGNO ASSISTITO DAL CALCOLATORE 11361

**STUDIO E OTTIMIZZAZIONE DI UN CONVERTIPLANO  
AD ATTERRAGGIO ORIZZONTALE**

CANDIDATO  
*LORENZO FIUMANA*

RELATORE  
*CHIAR.MO PROF. PIANCASTELLI LUCA*

A.A. 2014-2015  
II SESSIONE



## INDICE

Indice delle Immagini .....	5
Abstract .....	7
1 Introduzione al Convertiplano .....	8
2 Il programma V-22 OSPREY .....	13
2.1 Caratteristiche.....	14
2.2 Sviluppo del progetto .....	14
Test e attività di valutazione .....	15
Le sei fasi dell'OT-IIC .....	15
2.3 Scheda tecnica .....	17
2.4 Limiti del V-22 OSPREY.....	18
3 Le eliche ed il loro funzionamento .....	20
3.1 Cenni storici.....	20
3.2 Generazione del moto e rendimento di propulsione .....	20
Generazione della propulsione.....	20
2.3 Nomenclatura e geometria dell'elica .....	21
Nomenclatura e genesi dell'elica .....	21
La geometria dell'elica.....	24
2.4 Il funzionamento dell'elica .....	27
Le formule di Rénard .....	28
Diverse condizioni di funzionamento dell'elica .....	30
4 Il progetto.....	32
4.1 Introduzione .....	32
4.2 Modifica al sistema Tilt-Rotor.....	32
4.3 Eliche controrotanti.....	35
Generalità sulle eliche controrotanti .....	35
Scelte di progetto .....	36
Tabella di confronto tra V-22 e nuova soluzione.....	36
4.4 Simulazioni CFD.....	37
I profili del modello .....	37
Parametri delle simulazioni.....	39

Risultati delle simulazioni.....	39
4.5 Confronto con il V-22 Osprey .....	42
4.6 Soluzioni tecniche per consentire l'atterraggio orizzontale.....	43
Scelta angolo inclinazione $\beta$ .....	43
Martinetti idraulici .....	44
Utilizzo dei martinetti .....	45
5 Conclusioni .....	47
Bibliografia e sitografia .....	48
Bibliografia: .....	48
Sitografia:.....	48
Ringraziamenti .....	49

## INDICE DELLE IMMAGINI

Figura 1 - Funzionamento di un tiltrotor.....	9
Figura 2 - Efficienza portante in Hovering vs carico sul disco rotorico.....	10
Figura 3 - Hiller X - 18(Tiltwing).....	10
Figura 4 - Boeing V-22 Osprey (Tiltrotor) .....	11
Figura 5 - Il controllo in modalità elicottero e velivolo.....	11
Figura 6 - Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (I).....	12
Figura 7 – Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (II).....	12
Figura 8 - V-22 Osprey in volo.....	13
Figura 9 - V22 in fase di decollo verticale.....	16
Figura 10 - Dettaglio quote V-22 Osprey .....	18
Figura 11 - Esempio di autorotazione in un elicottero.....	19
Figura 12 - Sviluppo dell'elica in un piano.....	22
Figura 13 - Genesi di un elica a passo uniforme.....	23
Figura 14 - Differenza tra pale a passo uniforme e a passo variabile .....	24
Figura 15 - Prima e seconda proiezione.....	25
Figura 16 - Equilibrio coppie aerodinamiche e centrifughe .....	26
Figura 17 - Angoli caratteristici dell'elica .....	27
Figura 18 - Pala e angolo di attacco $\alpha$ .....	27
Figura 19 - Rendimento e coefficienti $c_t$ e $c_q$ in funzione di $\gamma$ .....	30
Figura 20 - Curve caratteristiche in funzione di $\gamma$ .....	31
Figura 21 - Fase di conversione nel V-22 Osprey .....	33
Figura 22 - Nuovo sistema tilt-rotor V-280 Valor .....	33
Figura 23 - Particolare sistema tilt-rotor del modello .....	34
Figura 24 - Esempio di un elica controrotante .....	35
Figura 25 - Profilo alare utilizzato nel modello .....	37
Figura 26 - Profilo delle pale utilizzato nel modello .....	37
Figura 27 - Grafico sperimentale del coefficiente $C_d$ del profilo scelto.....	38
Figura 28 - Figura sul particolare eliche del modello utilizzato .....	38
Figura 29 - Modello utilizzato nelle simulazioni .....	39
Figura 30 - Velocità di Tip delle pale (80 rad/s).....	40
Figura 31 - Linee di flusso aria sui rotori (80 rad/s) .....	41
Figura 32 - Grafico Spinta V-22 Osprey.....	42
Figura 33 - Grafico Spinta con eliche controrotanti .....	42
Figura 34 - Scelta angolo $\beta_{min}$ .....	43
Figura 35 - Figura del particolare martinetti del modello.....	44
Figura 36 - V-22 Osprey disposizione per il trasporto.....	45
Figura 37 - Assieme in configurazione con martinetti posizionati e $\beta=10^\circ$ .....	46

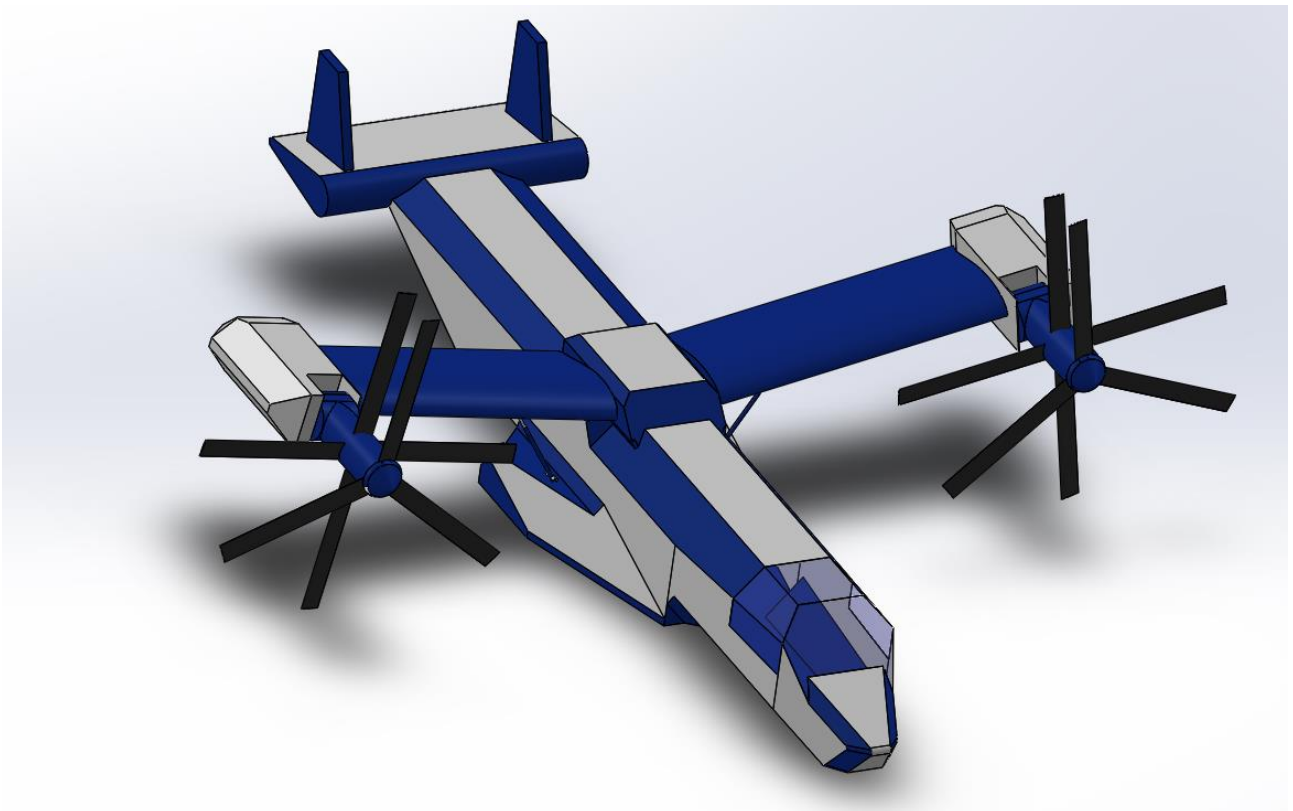
Figura 38 - Vista laterale dell'assieme .....46

## ABSTRACT

Quello che segue è lo studio e l'ottimizzazione di un convertiplano proponendo una modifica sul piano aerodinamico del comparto eliche relativo ad un modello già esistente, il Bell V-22 Osprey.

Si procederà al dimensionamento di una coppia di eliche controrotanti con una significativa riduzione del diametro del velivolo di partenza e caratteristiche che soddisfino le richieste di spinta in fase di decollo verticale.

Tale modifica consentirà, in seconda analisi, un cambiamento del velivolo di partenza. Adottando un sistema di apertura delle ali in senso verticale, sarà possibile effettuare la manovra di atterraggio anche in modalità aeroplano cioè in orizzontale, cosa che attualmente nel V-22 Osprey è infattibile.



# CAPITOLO 1

---

## INTRODUZIONE AL CONVERTIPLANO

Questo capitolo introduttivo ha lo scopo di fornire una breve descrizione del sistema aeronautico al centro dello studio condotto e descritto all'interno della presente tesi. A partire da una definizione di convertiplano si introdurrà al principio del suo funzionamento, alla ragione del suo iniziale sviluppo e alle sue potenzialità operative.

Per poter introdurre tale sistema è opportuno definirlo. Indipendentemente dal tipo di sustentazione sviluppata, dalla natura degli organi sustentanti e dalla presenza o meno di sistemi propulsivi autonomi impiegati per lo spostamento, si definisce aeromobile ogni macchina che si sostiene e si sposta nell'aria trasportando persone e/o cose.

In particolare si definisce velivolo un aeromobile a sustentazione aerodinamica (aerodina), che utilizza come organi sustentanti superfici alari fisse.

Si definisce invece elicottero un aeromobile a sustentazione aerodinamica che utilizza come organi sustentanti superfici alari ruotanti azionate da motori.

Entrambi i tipi di aeromobile hanno la necessità che sia instaurato un moto relativo tra superfici sustentanti ed aria affinché si origini la forza sustentante detta portanza. Ciò è ottenuto mediante l'impiego di motori. Nel caso di un velivolo il moto relativo è instaurato accelerando tutto il velivolo rispetto all'aria. Nel caso di elicottero invece il moto relativo è instaurato ponendo in rotazione le sole superfici sustentanti (pale).

In lingua anglosassone queste due categorie sono indicate con due sigle: CTOL (Conventional Take Off and Landing), i velivoli, e VTOL (Vertical Take Off and Landing), gli elicotteri.

In altri termini il velivolo si sostiene in volo grazie alla portanza fornita dall'ala, portanza che viene generata accelerando su una pista di lunghezza opportuna e mantenuta in condizioni di volo solo al di sopra di una certa velocità minima.

L'elicottero si sostiene in volo grazie alla portanza fornita dal rotore principale (mozzo/pale) il cui moto è garantito dai motori e quindi non necessita di velocità orizzontale. Può perciò decollare ed atterrare verticalmente su superfici di dimensioni limitate e di poco superiori a quelle dell'elicottero stesso.

Per poter acquisire una velocità orizzontale, l'elicottero deve indirizzare una parte della sua portanza nella direzione di moto voluta, il che viene ottenuto con una limitata inclinazione del disco del rotore. Tuttavia le caratteristiche intrinseche dell'aerodinamica del rotore limitano sia la velocità massima raggiungibile dall'elicottero (circa 300 km/h), sia la quota massima



(non superiore, in condizioni ottimali, ai 3000/3500 metri), nonché l'autonomia (più ridotta rispetto ad un velivolo di pari capacità di carico e di combustibile).

Abbiamo adesso le nozioni essenziali per dare una definizione di convertiplano, il quale è un sistema aeronautico "ibrido". Esso è definito come un aeromobile a sustentazione aerodinamica mista che utilizza come organi sustentanti sia superfici alari fisse che superfici alari ruotanti azionate da motori. Più in dettaglio è un aeromobile in grado di decollare ed atterrare come un elicottero (modo elicottero) e quando in volo, modificare la configurazione ("conversione") in quella di un velivolo turboprop (modo turboprop). Ciò è ottenuto direzionando la spinta generata dai rotori (vedi figura seguente).

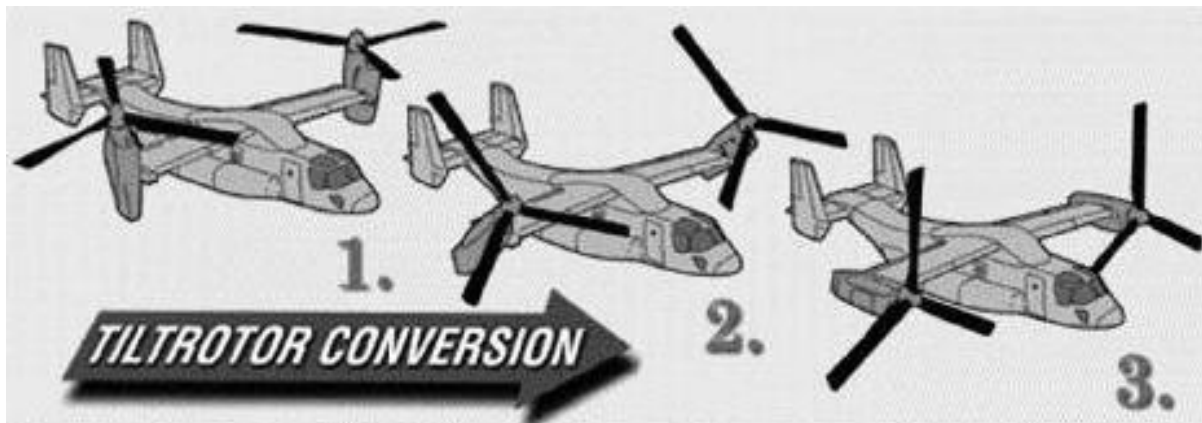


Figura 1 - Funzionamento di un tiltrotor

Quando i rotori sono in posizione verticale (1) il convertiplano opera come un vero e proprio elicottero (modo elicottero) e il rotore serve sia a generare la portanza che a controllare il velivolo. Quando i rotori sono ruotati in basso (2) il velivolo comincia ad accelerare e la portanza è questa volta generata in parte direttamente dal rotore e in parte dall'ala.

Anche il controllo del velivolo è affidato sia al rotore che alle superfici di controllo alari. E' questa la fase di transizione o conversione. Infine quando i rotori sono in posizione orizzontale (3) il convertiplano opera come un normale velivolo propulso ad elica (modo turboprop): la portanza è generata dall'ala e il controllo affidato alle superfici di controllo tradizionali (equilibratore, alettoni, timone).

In configurazione intermedia il convertiplano è quindi in grado di effettuare decolli ed atterraggi corti. In lingua anglosassone questa categoria di aeromobili viene indicata con la sigla V/STOL, che sta per Vertical and/or Short Take Off and Landing e indica, appunto, dei mezzi capaci di combinare le potenzialità di un elicottero, quali decollo ed atterraggio verticale, con le prestazioni di un velivolo in volo livellato, quali alte velocità di volo e grandi distanze percorse.

Tra i sistemi convertiplano le due categorie più significative sono il "Tiltwing" e il "Tiltrotor".

Le caratteristiche peculiari del tiltwing sono: rotore solidale all'ala e ruotabile con essa, rotore di diametro relativamente ridotto. Il tiltrotor invece presenta: ala fissa e gruppo nacelle-rotore ruotabile, diametro del rotore maggiore.

Il tiltwing è quindi in grado di decollare ed atterrare in modalità velivolo ed elicottero. Il tiltrotor invece solo in modalità elicottero con capacità V/STOL.

Il diametro di dimensioni ridotte e conseguente maggiore carico sul disco rotorico del tiltwing consente di ottenere prestazioni in modalità velivolo superiori rispetto a quelle del tiltrotor e più vicine a quelle di un convenzionale velivolo turboprop sacrificando le capacità di hovering (cfr. figura 4). Di contro il tiltrotor con il suo minore carico sul disco rotorico sacrifica le prestazioni in configurazione velivolo privilegiando quelle in modalità elicottero.

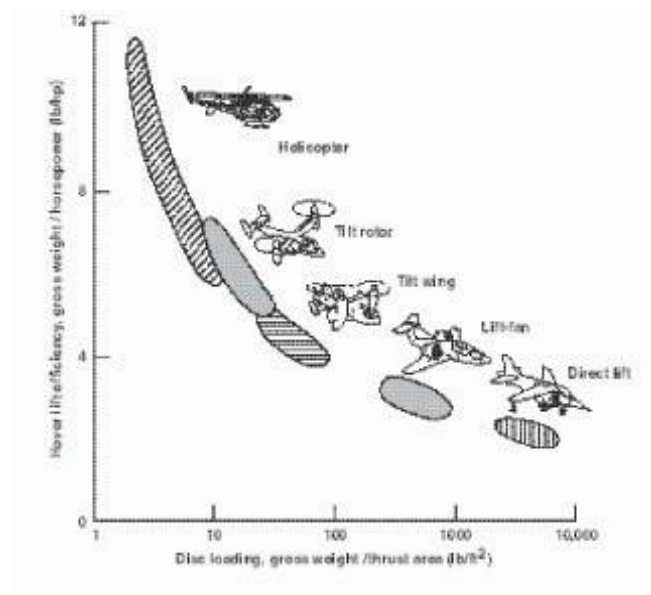


Figura 2 - Efficienza portante in Hovering vs carico sul disco rotorico

Nelle due figure che seguono si riportano esempi rispettivamente di un tiltwing e di un tiltrotor

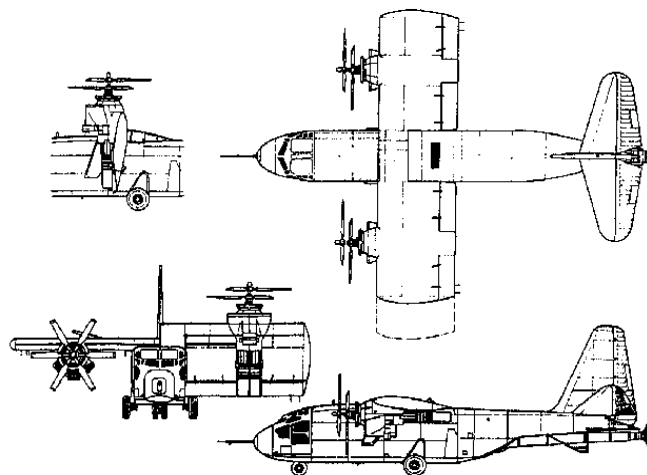


Figura 3 - Hiller X-18 (Tiltwing)

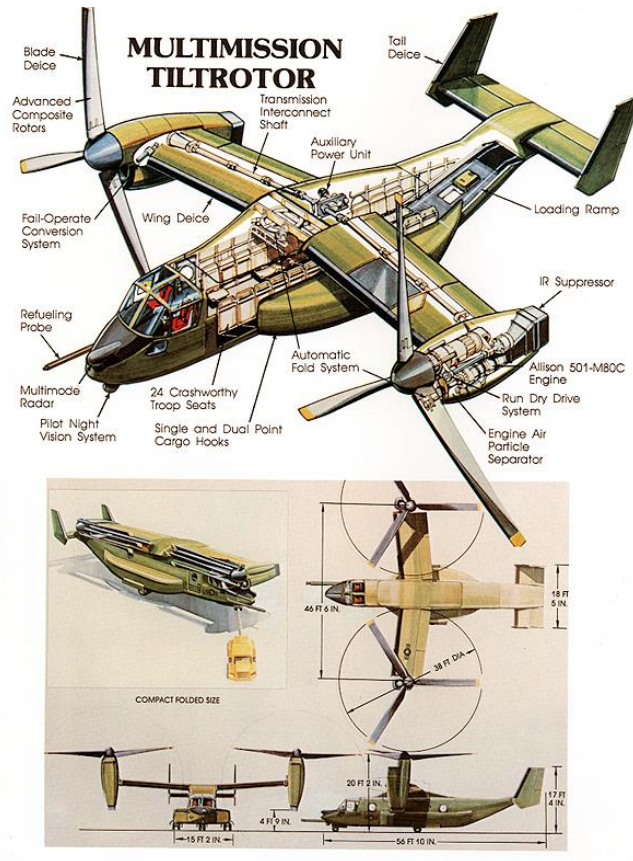


Figura 4 - Boeing V-22 Osprey (Tiltrotor)

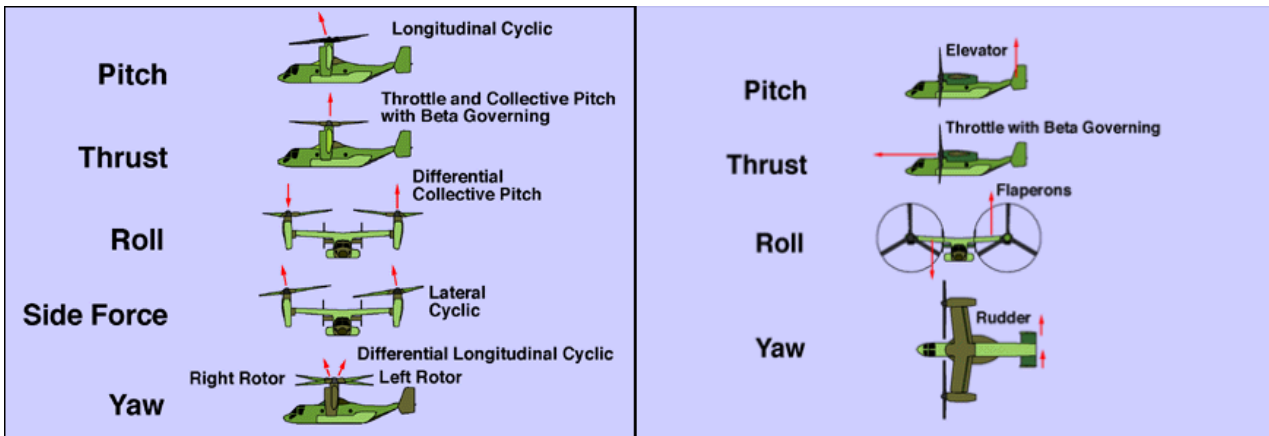


Figura 5 - Il controllo in modalità elicottero e velivolo

Le ragioni che hanno portato alla nascita di questo nuovo concetto di aeromobile sono essenzialmente legate alla necessità di sviluppare un mezzo di trasporto aereo in grado di risolvere il problema della congestione dei moderni aeroporti. La possibilità di sviluppare un velivolo in grado di operare indipendentemente dalle convenzionali piste di decollo e atterraggio degli aeroporti insieme alla necessità di espandere il concetto di trasporto aereo peer to peer cioè punto a punto, hanno condotto alla concettualizzazione del sistema convertiplano come ibrido a metà strada tra un elicottero e un normale velivolo turboprop. A metà strada sia dal punto di vista architettonico che dal punto di vista delle performance complessive.

Il convertiplano è un aeromobile intermedio che estende le capacità sia dell'elicottero verso quelle di un convenzionale velivolo turboprop, in termini essenzialmente di massima velocità di crociera ed autonomia, sia quelle del velivolo verso quelle dell'elicottero, essenzialmente in termini di capacità di decollo e atterraggio corto e/o verticale e quindi maggiore flessibilità di impiego e incrementate potenzialità operative. La figure che seguono, mostrano un confronto tra gli inviluppi operativi di un velivolo convenzionale turboprop, un elicottero e un moderno convertiplano.

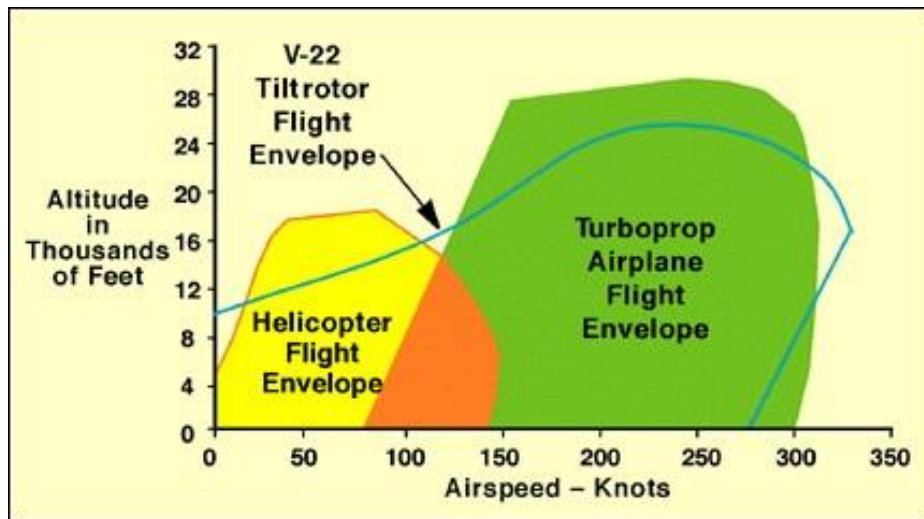


Figura 6 - Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (I)

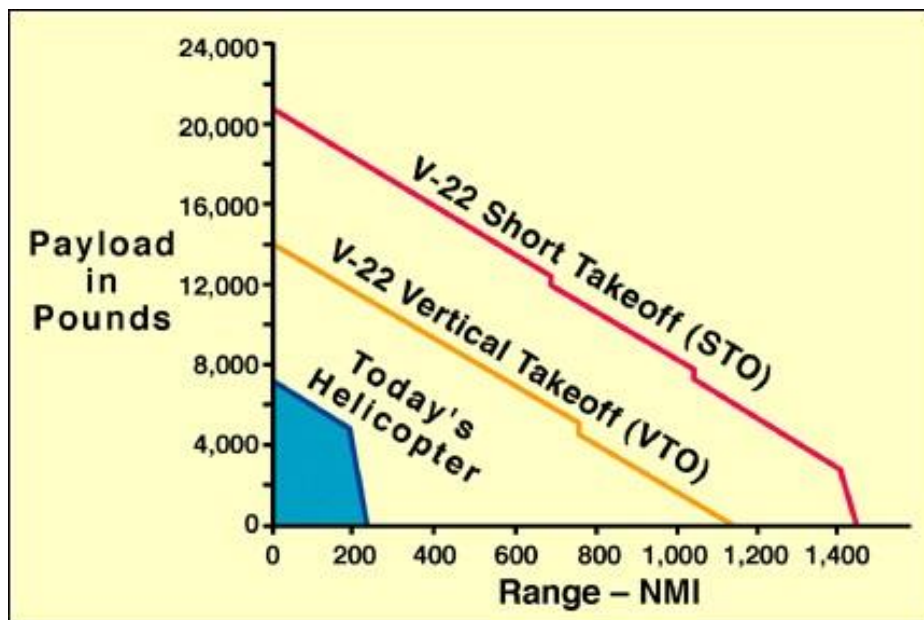


Figura 7 - Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (II)

Il prezzo che si paga per la realizzazione di un tale innovativo sistema sono complessità costruttiva e costo. Data la grande flessibilità operativa posseduta da questo tipo di velivolo è ovvio che le possibilità di impiego siano molteplici. Il suo impiego può avvenire sia in campo militare che in quello civile.

## CAPITOLO 2

---

### IL PROGRAMMA V-22 OSPREY

Il V-22 Osprey è un velivolo con rotori orientabili che coniuga le qualità del decollo verticale, volo stazionario, e atterraggio verticale di un elicottero, con la percorrenza, l'economia di volo e la velocità tipiche di un aereo a turbopropulsione. I suoi compiti sono quelli di effettuare infiltrazioni a lungo raggio, esfiltrazioni e rifornimenti per forze impegnate in operazioni speciali. La variante dell'US Marine Corps, con poche significative differenze, prende la designazione di CV-22 Osprey.

I primi due V-22 destinati ai test dell'Air Force sono stati consegnati alla Base Aerea Edwards, in California, nel mese di settembre del 2000, per l'effettuazione delle prove di volo. Il 58° Stormo Operazioni Speciali della Base Aerea Kirtland, New Mexico, ha iniziato l'addestramento di equipaggi CV-22 nel 2006. Il primo CV-22 operativo sarà consegnato al Commando Operazioni Speciali Aeree, 1° Stormo Operazioni Speciali del Campo Hurlburt, Florida, entro il 2007. L'inizio delle attività è previsto per il 2009 con un totale di 50 velivoli CV-22 consegnati entro il 2017.



*Figura 8 - V-22 Osprey in volo*

## 2.1 Caratteristiche

Questo versatile aereo presenta caratteristiche di velocità e percorrenza superiori rispetto ad altri velivoli a rotore, consentendo agli equipaggi del Comando Operazioni Forze Speciali Aeree di effettuare missioni speciali a lungo raggio.

Il V-22 può svolgere missioni che normalmente richiederebbero l'impiego sia di mezzi ad ala fissa che a rotore. Il V-22 decolla verticalmente e, una volta in volo, il gruppo roto-propulsore su ogni ala può ruotare anteriormente. Il velivolo è equipaggiato con contromisure integrate, radar terrain-following, radar infrarosso forward-looking, e altri sistemi avionici avanzati che gli permettono di operare a bassa quota e con avverse condizioni climatiche e in ambienti con livello di minacce medio alto. La struttura del velivolo è costituita principalmente da materiali compositi ed epossidici rinforzati con grafite. La struttura composita ha elevate caratteristiche di leggerezza e resistenza a corrosione e ai danni rispetto ai materiali tradizionali. La resistenza ai danni in combattimento è ottenuta grazie alla struttura composita e ad eccezionali sistemi indipendenti di controllo del volo, elettrici e idraulici.

## 2.2 Sviluppo del progetto

Il V-22 è stato sviluppato per soddisfare la richiesta dell'aprile 1995 Joint Multi-Mission Vertical Lift Aircraft (JMVX) contenuta nell'Operational Requirements Document (ORD) per un velivolo avanzato a portanza verticale. Si richiedeva un velivolo in grado di fornire al Corpo dei Marine e all'Air Force supporto a lungo raggio nella conduzione di assalti, capacità di decollo e atterraggio verticale ed elevata velocità.

A partire dal 1986, data di entrata nella fase FSD (Full Scale Development), il programma V-22 T&E (Test and Evaluation) è stato concentrato principalmente sulla progettazione e integrazione dei test da parte dei contractor. Tre fasi di test ufficiali di sviluppo da parte della Naval Air Warfare Center-Aircraft Division (NAWCAD) Patuxent River, oltre la partecipazione di OTA (Office of Technology Assessment) nelle attività del team test integrati (ITT) a Patuxent River, hanno contribuito ad alcune intuizioni che hanno portato al successo dello sviluppo. Dopo il passaggio alla fase EMD (Engineering and Manufacturing Development) nel 1992, un team privato e pubblico ha condotto tutti i test fino al OT-IIA nel 1994. Da allora due fasi aggiuntive di test OT&E (Operational Test and Evaluation) sono state portate a termine. La prima fase di test operazionali (OT-IIA) è stata effettuata dal COMOPTEVFOR (Commander, Operational Test and Evaluation Force), con l'assistenza dell'AFOTEC (Air Force Operational Test and Evaluation Center), dal 16 maggio all'8 luglio 1994, completando 15 intense ore di test di volo. L'US Navy con il supporto dell'Air Force, ha pubblicato un rapporto congiunto di valutazione dando indirizzi sulle aree in cui il V-22 poteva essere impiegato.

La fase OT-IIB si è svolta dal 9 di settembre al 18 ottobre 1995, e ha incluso 10 ore di volo in 18 voli OT&E, oltre alle valutazioni a terra. E' stato pubblicato un rapporto congiunto Air Force – US

Navy relativo ai test OT-IIB. A parziale risposta al DOT&E (Director, Operational Test & Evaluation) riguardo ad una osservazione sulla rigidità della deflessione in un rotore presentatasi durante i test OT-IIA, l'US Navy ha condotto alcune migliorie nella fase OT-IIB, da luglio a ottobre 1995.

### *Test e attività di valutazione*

In linea con quanto approvato nel TEMP (Test and Evaluation Master Plan), i test OT-IIC sono stati eseguiti in sei fasi presso la NAS Patuxent River e le infrastrutture della Bell-Boeing in Pennsylvania e in Texas, dal mese di ottobre 1996 fino al mese di maggio 1997.

Durante la FSD e fino alla OT&E erano state stabilite significative limitazioni di volo che comprendevano:

- divieto di atterraggio in aree non specificatamente allestite fino ai test OT-IIC
- nessun carico interno o esterno o di passeggeri
- peso lordo limitato
- divieto di atterraggio sull'acqua

Inoltre, l'equipaggiamento del velivolo FSD non era rappresentativo di ogni configurazione di missione. Queste condizioni portarono i test OT-IIC a risultati estremamente artificiali. Il rapporto OT-IIB aveva espresso serie questioni riguardo ai potenziali effetti della deflessione, e aveva raccomandato nuovi studi. Sebbene limitate migliorie alla deflessione e ad altri sistemi erano state incluse nella fase OT-IIC, la risoluzione del problema della deflessione non è stata possibile fino al completamento della OPEVAL (Operational Evaluation) nel 1999. L'US Navy stava conducendo un programma LFT&E (Live Fire Test and Evaluation) su assemblaggi e componenti campione del V-22, in linea con il piano LFT&E approvato dal DOT&E. I test di vulnerabilità che il programma prevedeva erano appropriati ed ebbero risultati positivi circa le capacità di resistenza del V-22. Il programma TEMP è stato infine approvato dal DOT&E il 28 settembre 1995 e prevedeva l'aggiornamento ad ogni OT&E successivo.

Con il sostegno del DOT&E, l'US Navy aveva ampliato gli obiettivi del OT-IIC prendendo nuovi spunti sulla efficacia e idoneità del progetto EMD (Engineering and Manufacturing Development). I risultati, benché non definitivi riguardo alla idoneità ed efficacia operativa del velivolo, erano incoraggianti.

### *Le sei fasi dell'OT-IIC*

- migliorie di bordo;
- dimostrazioni sulla manutenzione;
- impieghi tattici del velivolo attraverso l'unità FSD e un simulatore di volo;
- piani operativi di addestramento;
- esame della documentazione del programma;
- analisi del software.

Nell'accertare l'efficacia e l'idoneità delle dotazioni operative critiche COIs (Critical Operational Issues), COMOPTEVFOR e AFOTEC avevano riscontrato che in molti casi, esistevano solo moderati rischi di non soddisfare le COIs al termine del processo di sviluppo. Alcuni aspetti della fase OT-IIC, compresi la capacità di carico del velivolo, percorrenza e velocità, superavano le richieste operative stabilite inizialmente. Inoltre, l'affidabilità, la pronta disponibilità, e il mantenimento del velivolo EMD apparivano migliorate in modo significativo rispetto al velivolo FSD.

Alcune problematiche inizialmente riscontrate nella fase OT-IIA o OT-IIB restavano irrisolte a causa delle limitazioni dei test sul velivolo EMD. Questi problemi includevano seri effetti di deflessione del rotore durante l'inserzione o l'estrazione di persone attraverso montacarichi o corda. Inoltre, esistevano alcuni problemi nel settore comunicazioni, navigazione, e nel campo visivo dell'equipaggio. Nella fase OT-IIC si erano presentati nuovi problemi riguardanti il programma EMD ed evidenziati dal manager del programma. Anche l'affidabilità di alcuni sistemi avrebbe richiesto particolare attenzione. Nonostante questi intoppi, il progetto V-22 si manteneva potenzialmente operativo, effettivo ed appropriato.



*Figura 9 - V22 in fase di decollo verticale*

Tra i principali appaltatori del progetto figuravano la Boeing Company divisione elicotteri di Ridley Park in Pennsylvania e la Bell Helicopter Textron di Fort Worth in Texas. Nel 1986 il costo di ogni unità V-22 era stimato in 24 milioni di dollari, con 923 velivoli da produrre.

Nel 1989 l'amministrazione Bush aveva cancellato il progetto, a quel tempo il costo unitario era stimato a 35 milioni per 602 velivoli. La questione del V-22 aveva creato screzi tra il Segretario alla Difesa Richard B. Cheney e il Congresso. Il Dipartimento della Difesa aveva speso parte dei soldi di competenza del Congresso per sviluppare il velivolo, ma fonti del Congresso accusarono Cheney, il quale continuava ad opporsi al progetto Osprey, di violare le leggi andando contro le decisioni del Congresso. Cheney si difendeva evidenziando che la produzione e i test del prototipo Osprey avrebbero comportato costi eccessivi rispetto al normale. Nella primavera 1992 diversi congressisti sostenitori del programma V-22 minacciarono di ricorrere alla corte. Poco tempo dopo, di fronte a



pressioni dei congressisti Repubblicani, i quali sostenevano che l'opposizione all'Osprey di Cheney stava disturbando la campagna elettorale per la rielezione di Bush a Presidente, in modo particolare in Texas e in Pennsylvania, dove l'aereo sarebbe stato costruito, Cheney s'ammorbì suggerendo una spesa di 1,5 miliardi di dollari per lo sviluppo del programma tra il 1992 e il 1993. Era chiaro che egli personalmente si opponeva ancora all'Osprey ed era favorevole ad una alternativa meno costosa.

Il Programma è stato riavviato con l'arrivo dell'amministrazione Clinton, e secondo i piani si dovrebbero produrre 458 Osprey per un costo di 37,3 miliardi di dollari, oltre 80 milioni di dollari per ogni unità, destinando 360 velivoli al Corpo dei Marine, 48 all'US Navy e 50 all'Air Force. Il primo prototipo ha effettuato il volo nel 1989. Fino all'anno 2000 tre velivoli di prova sono precipitati: nessuna perdita nello schianto del 1989, sette perdite nell'incidente del 1992 e 19 Marine morti nel terzo incidente nel mese di aprile del 2000.

## 2.3 Scheda tecnica

Tipo velivolo:	operazioni speciali a lungo raggio infiltrazione ed esfiltrazione
Origine:	U.S.A.
Fabbricazione:	Bell Helicopter Textron Inc., Boeing Company, Defense and Space Group, Helicopter Division
Equipaggio:	4 (pilota, copilota e 2 ingegneri di volo)
Tipo ali:	dritte montate nella parte alta della fusoliera
Coda:	doppia
Motori:	2 Rolls Royce-Allison AE1107C turboshaft da oltre 6.200 hp
Sistema rotopropulsione:	diametro dei rotori: 11,6 metri; n° 3 pale in grafite e fibra di vetro; velocità 201,75 m/s; superficie elica 24,30 mq; superficie disco 210,70 mq;
Lunghezza:	17,4 m
Altezza:	6,73 m
Apertura alare:	25,8 m
Dimensioni interne:	lunghezza 7,37 m; larghezza 1,80 m; altezza 1,83 m
Peso a vuoto:	15.177 kg
Tipologia di carico:	24 posti a sedere, 32 posti totali, oppure il carico esterno
Peso max:	23.982 kg (VTOL) decollo verticale; 25.909 (STOL) decollo orizzontale corsa breve; 27.443 kg (STO)
Peso carichi esterni:	4.536 kg singolo attacco, 6.804 kg doppio attacco
Carburante interno:	7.722 litri CV-22; 5.481 litri MV-22
Serbatoi supplementari:	si per MV-22 da 6.526 litri
Rifornimento in volo:	nd

Autonomia in volo:	con 18 o 24 uomini operazioni a terra 370 km; operazioni anfibiae 92,60 km; operazioni a lungo raggio (CV-22) 926 km; con un serbatoio ausiliare interno 3.889 km; con carichi esterni 370 km
Velocità max:	445 km/h
Altitudine di volo utile:	7.620 m
Velivoli similari:	nd
Data dispiegamento:	2006 (con inizio capacità operativa 2009)
Paesi utilizzatori:	U.S.A.
Inventario forze attive:	3 unità di test
Costo unitario:	89 milioni di dollari

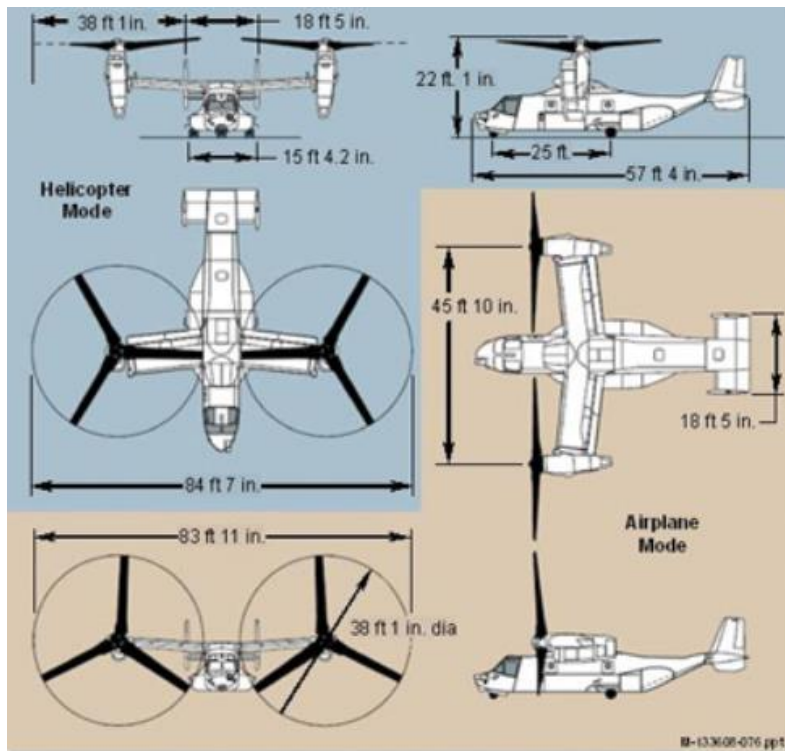


Figura 10 - Dettaglio quote V-22 Osprey

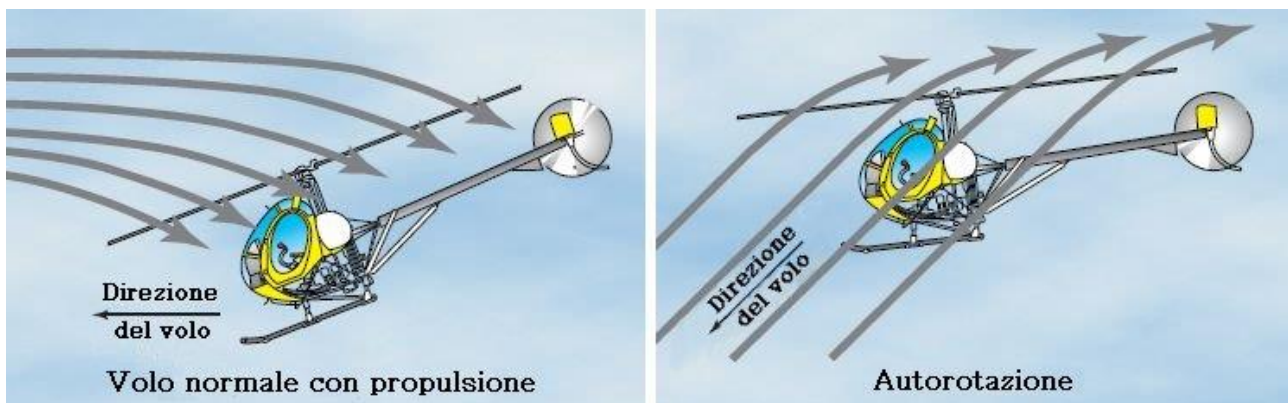
## 2.4 Limiti del V-22 OSPREY

L'attuale configurazione del V-22 Osprey ha numerose limitazioni che non consentono al mezzo di essere sfruttato al pieno delle sue potenzialità. Prima sicuramente la possibilità di effettuare un atterraggio di emergenza in modalità aeroplano.

E' infatti impossibile per il velivolo dato che il diametro dei rotori è di 11,6 metri. Si capisce immediatamente che in caso di avaria al sistema Tilt-Rotor che permette la conversione nelle due configurazioni elicottero e aeroplano ci si ritrova in una situazione di forte criticità.

In secondo luogo, nel V-22 Osprey non è possibile effettuare la manovra di autorotazione. Nel caso dell'elicottero, l'autorotazione è la condizione di funzionamento al regime in cui il rotore non richiede alcuna coppia motrice per essere mantenuto in rotazione formando trazione, bastando a questo scopo l'effetto del flusso d'aria che ne attraversa il disco dal basso verso l'alto. Qualunque rotore, pur potendo le sue condizioni di autorotazione variare considerevolmente in funzione delle caratteristiche aerodinamiche dei profili delle pale, delle loro incidenze, della velocità di rotazione e della velocità con cui l'aria attraversa il disco del rotore, può sempre autoruotare, e questa caratteristica viene sfruttata per garantire all'elicottero la possibilità di discendere a velocità non eccessivamente elevata (generalmente dell'ordine dei 10 m/s) nel caso venga a mancargli potenza. L'autogiro, il cui rotore non è collegato ad alcuna unità motrice e viene mantenuto in rotazione per effetto del vento relativo, a differenza di aerei ed elicotteri vola costantemente in condizioni di autorotazione.

Questo aspetto legato al velivolo gli ha impedito di essere omologato anche per il trasporto pubblico, infatti la capacità di compiere una discesa in autorotazione è un requisito fondamentale per poter certificare il V-22 Osprey per il trasporto dei civili.



*Figura 11 - Esempio di autorotazione in un elicottero*

## CAPITOLO 3

---

### LE ELICHE ED IL LORO FUNZIONAMENTO

#### 3.1 Cenni storici

Sin dal primo volo dei fratelli Wright nel 1903 si fece ricorso ad un'elica come sistema per generare la spinta necessaria all'avanzamento. Invero questo sistema era già presente come mezzo di propulsione navale.

Le prime eliche marine avevano forma uguale a quella di un'intera spira di un'elicoide gobbo, poiché nella loro concezione queste dovevano "avvitarsi" nel fluido come una vite si avvita nella madrevite, generando per reazione una spinta in avanti dell'imbarcazione.

Nei vari tentativi compiuti dai pionieri dell'aviazione, dapprima si tentò di usare eliche di tale forma, dopodiché si notò che i risultati migliori si avevano con pale di larghezza pari ad una porzione molto minore di spira, ma di notevole allungamento. Esse assunsero quindi forma molto simile a quella caratteristica delle ali, divenendo delle vere e proprie "ali rotanti". Alle sezioni trasversali dei diversi raggi relativi venne inoltre data la forma di profili alari, e le pale vennero opportunamente svergolate, dando ai diversi profili una inclinazione rispetto alla direzione di avanzamento gradualmente crescente, procedendo dalla periferia verso la radice.

Le prime eliche da aviazione erano generalmente a due o a tre pale, a passo fisso, mentre il materiale tipico utilizzato per la loro costruzione era il legno.

A dire il vero tale tipo di eliche non è mai uscito di produzione, infatti ancora oggi varie aziende produttrici le tengono sul mercato, destinandole ai velivoli da diporto ultraleggeri.

Tra le due guerre, oltre alle eliche a quattro e più pale, fecero la loro comparsa le eliche a passo variabile, che adottavano vari sistemi di variazione del passo, riconducibili comunque al tipo leve e pistone, e successivamente le più robuste eliche idromatiche, prodotte dalla Hamilton Standard, e poi da FIAT.

#### 3.2 Generazione del moto e rendimento di propulsione

##### *Generazione della propulsione*

Al fine di generare la forza propulsiva che consente al velivolo di avanzare, l'elica imprime ad una massa  $M$  di aria un incremento della quantità di moto da monte a valle di essa. A differenza di quanto accade nei motori a reazione diretta, la massa di aria proiettata in senso opposto al moto rimane invariata. In questi ultimi infatti, alla massa d'aria  $M_i$  utilizzata come comburente si

aggiunge il combustibile, ed all'uscita si ha una massa  $M_u$  di prodotti della combustione, diversa da  $M_i$ .

Consideriamo ora una massa  $dm$  di fluido che attraversa l'elica in un tempo  $dt$ , ed indichiamo con  $\Delta V = V_1 - V$  la differenza di velocità della massa  $dm$  tra uscita ed ingresso. Per il principio dell'impulso, l'impulso della forza  $F$  nel tempo  $dt$  è uguale alla variazione della quantità di moto della massa di fluido sulla quale  $T$  agisce:

$$F dt = dm(V_1 - V)$$

Sotto l'ipotesi di moto permanente, indichiamo con  $dm = M dt$  la massa d'aria che attraversa l'elica nel tempo  $dt$ . Ciò porta a scrivere:

$$F = M(V_1 - V)$$

Alla forza  $F$  esercitata dal velivolo sul fluido corrisponde, per il terzo principio della dinamica, una forza uguale e contraria  $T$  compiuta dal fluido sul velivolo, detta forza di trazione, o forza propulsiva, o spinta. Tutto questo ovviamente contribuisce alla propulsione del velivolo solo se  $T$  è positiva, e quindi se  $V_1$  è maggiore di  $V$ . In caso contrario si parla di forza frenante, poiché opposta al moto del velivolo. Siccome  $V$  è uguale alla velocità di avanzamento dell'aeromobile, possiamo indicare con la denominazione di potenza utile di propulsione  $P_u$ , il prodotto  $TV$ .

Scriviamo dunque:

$$P_u = TV = MV\Delta V = MV(V_1 - V)$$

Tale potenza va messa in relazione con quella fornita all'elica dall'albero motore, per incrementare la quantità di moto del fluido.

## 2.3 Nomenclatura e geometria dell'elica

### *Nomenclatura e genesi dell'elica*

La nascita delle eliche deriva da considerazioni cinematiche circa il loro funzionamento. A differenza della vite, in cui una sola faccia del filetto risulta attiva, in un'elica entrambe le facce appartenenti alle pale sono attive, a causa delle azioni aerodinamiche agenti su di esse.

In origine un'elica era vista come una vite che, nel suo moto rototraslatorio, si doveva avvitare in una madrevite fluida. Come detto in precedenza, ci si accorse che la forma migliore da dare ad essa non coincideva con una intera spira, ma era solamente pari ad una frazione di spira. Inoltre le pale presentavano un buon comportamento quando erano di forma molto allungata.

Per la descrizione dell'elica, così come per il proseguo della trattazione, assumiamo l'ipotesi che l'elica operi in corrente assiale, così che l'asse di rotazione sia parallelo alla direzione dei filetti fluidi dell'aria che investe il velivolo.

L'elica, vista come una vite, si muove di moto elicoidale. Ogni suo punto subisce quindi un moto rototraslatorio, e descrive una curva che prende il nome di elica cilindrica. Questa curva ha solamente significato geometrico, e viene utilizzata per la descrizione del funzionamento. Il suo nome non deve quindi essere confuso con quello dell'elica intesa come macchina.

Parametri fondamentali dell'elica cilindrica sono:

- Il raggio  $r$ ;
- La spira, ovvero il tratto di curva che è compreso tra due punti consecutivi, appartenenti alla medesima generatrice;
- Il passo  $p$ , distanza lungo la generatrice, tra i due punti consecutivi fra i quali è compresa una spira;
- L'angolo di inclinazione  $\beta$ , angolo compreso tra la tangente all'elica ed un piano ortogonale all'asse di rotazione.

Se sviluppiamo l'elica in un piano, come in figura, la spira congiungente i due punti consecutivi diventa una retta, e possiamo scrivere per quanto riguarda il passo:

$$p = 2 \pi r \tan \beta$$

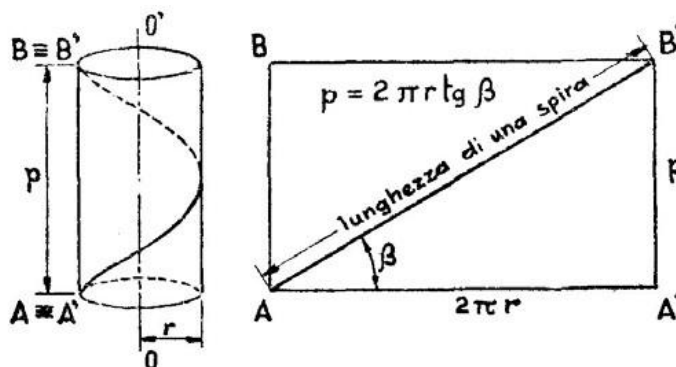


Figura 12 - Sviluppo dell'elica in un piano

Consideriamo ora un segmento radiale AC, i cui estremi sono rispettivamente al raggio  $r$  ed  $r_1$ , come in figura. Il segmento si muove di moto rototraslatorio, generando una superficie elicoidale.

I punti del segmento avanzano tutti di una stessa lunghezza per ogni giro, ed appartengono quindi ad eliche cilindriche di uguale passo. Se consideriamo i due estremi del segmento, posti ai raggi  $r$  ed  $r_1$  dall'asse di rotazione, ed inclinati rispettivamente degli angoli  $\beta$  e  $\beta_1$  rispetto ad un piano normale a tale asse, vale quindi la seguente relazione:

$$2 \pi r \tan \beta = 2 \pi r_1 \tan \beta_1 = p = cost.$$

Da tale relazione si ricava l'importantissima relazione secondo la quale l'inclinazione è inversamente proporzionale al raggio, come si vedrà infatti per i valori dell'angolo di calettamento.

Possiamo allora scrivere:

$$\frac{\tan\beta}{\tan\beta_1} = \frac{r_1}{r}$$

In figura si vede inoltre una rappresentazione della forma migliore per una pala, descritta dal tratto DFE.

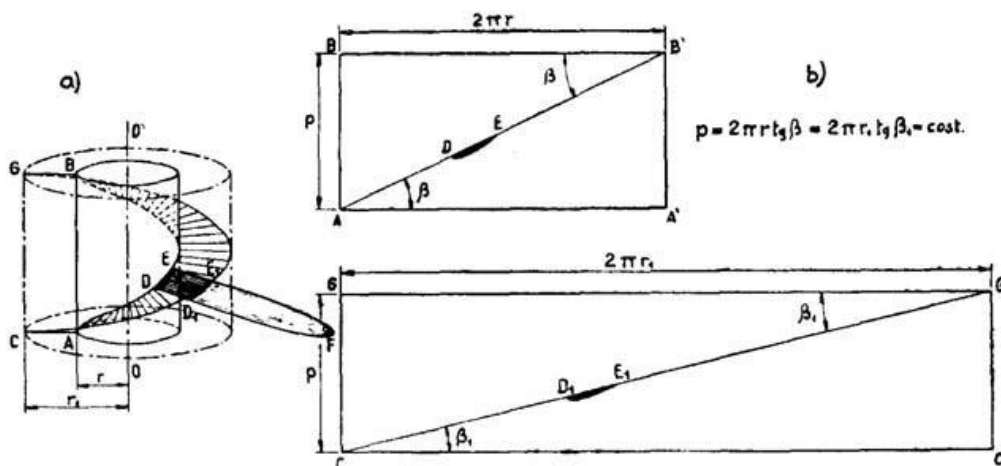


Figura 13 - Genesi di un elica a passo uniforme

Spesso, per motivi di carattere aerodinamico, non è conveniente utilizzare eliche le cui pale hanno sezioni a passo costante, ma si utilizzano invece pale a passo variabile. In questo caso il valore nominale del passo è quello corrispondente ad una sezione posta a  $0,7 R$ , dove  $R$  è il raggio dell'elica. Si scrive allora:

$$H = p_{0,7R}$$

$H$ , così come il passo  $p$  visto finora, è il passo geometrico dell'elica, mentre l'angolo di inclinazione  $\beta$  prende il nome solitamente di angolo di calettamento geometrico. Se si misura l'inclinazione, a partire da un piano normale all'asse di rotazione, non rispetto alla corda, ma alla retta di portanza nulla, si definisce l'angolo di calettamento aerodinamico  $\beta_a$ , che permette di trovare il valore del passo aerodinamico  $p_a$ , definito come:

$$p_a = 2\pi r \tan\beta_a$$

Così come si è fatto nel caso del passo geometrico, anche per definire il passo aerodinamico, se esso è vario, si usa dichiararne convenzionalmente il valore a  $0,7 R$ :

$$H_a = p_a_{0,7R}$$

In figura 14 sono rappresentate due pale, una a passo uniforme ed una a passo variabile, entrambe con indicazione dei valori del passo e degli angoli di calettamento.

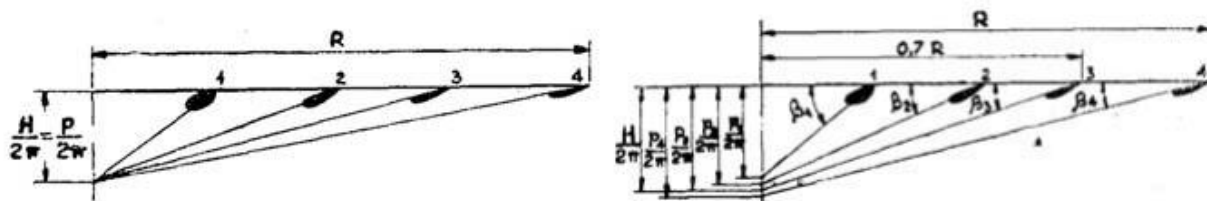


Figura 14 - Differenza tra pale a passo uniforme e a passo variabile

Per quanto riguarda il verso di rotazione delle eliche, queste vengono distinte in destrorse e sinistrorse. Un'elica è destrorsa quando un osservatore che la vede allontanarsi dal suo piano di osservazione, la vede girare in senso orario. Un'elica è sinistrorsa invece se si allontana dal piano di osservazione in senso antiorario. Altra distinzione viene fatta tra eliche propulsive e mulinelli. Un'elica è propulsiva se mostra il ventre ad un osservatore disposto come sopra. Se viceversa essa mostra il dorso, si comporta come mulinello.

### La geometria dell'elica

Solitamente si usa rappresentare l'elica secondo le regole del disegno tecnico, utilizzando soltanto due proiezioni ortogonali, mentre la terza è opzionale.

La prima proiezione, o pianta, viene fatta sul piano di rotazione dell'elica, mentre la seconda proiezione, o profilo, giace sul piano compreso tra l'asse dell'elica e l'asse della pala.

Scegliamo la seguente terna di assi di riferimento:

- Asse x coincidente con l'asse della pala;
- Asse y coincidente con l'asse di rotazione dell'elica;
- Asse z ortogonale ai primi due.

Con asse della pala si indica una retta ortogonale all'asse di rotazione, diretta secondo la direzione di apertura media della pala.

La prima proiezione è quindi quella giacente sul piano xz, la seconda sul piano xy, mentre la terza, sul piano yz non viene solitamente rappresentata per motivi di scarsa chiarezza, a causa dei diversi angoli di calettamento geometrico delle sezioni della pala. Nel disegno viene inoltre disegnata una sola pala, poiché le altre possono essere ricavate per rotazione rigida. In un'elica destrorsa si rappresenta la pala a destra del mozzo, in modo che se essa ruotasse, avanzerebbe oltre il piano del disegno. Il contrario si ha in caso di rappresentazione di un'elica sinistrorsa. Nell'immagine sottostante si possono osservare le due proiezioni di un'elica destrorsa, utilizzata come elica propulsiva.



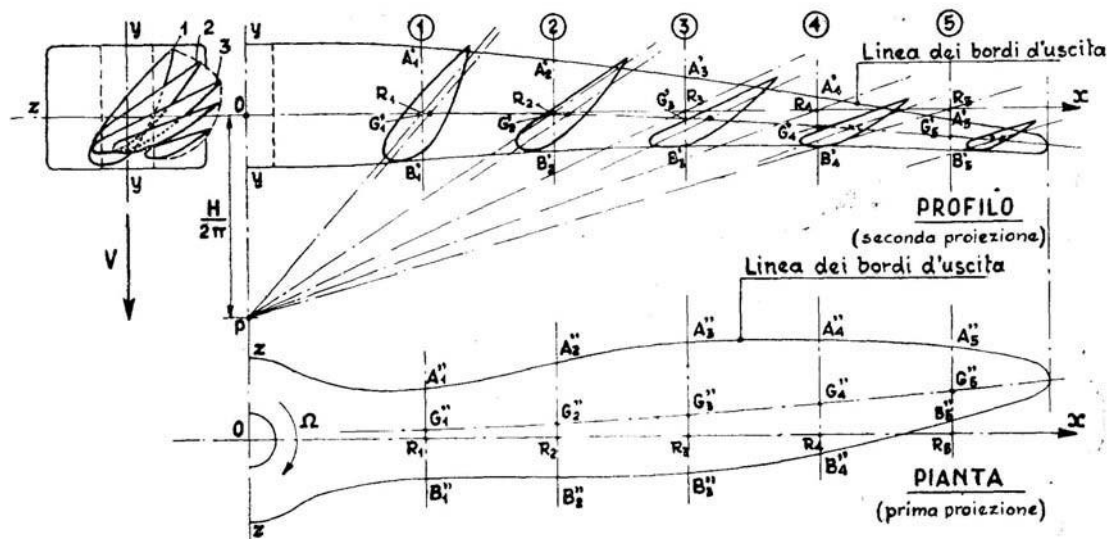


Figura 15 - Prima e seconda proiezione

Anziché rappresentare anche la terza proiezione, si usa riportare le sezioni di pala sulla seconda proiezione, ribaltandole rispetto agli assi  $A_1'B_1'$ , e così via. Questi assi sono paralleli all'asse  $y$ , e passano per i punti  $R_1, R_2$ , ecc.

I bordi di attacco e di uscita delle varie sezioni vengono uniti da due linee curve, denominate rispettivamente linea dei bordi di attacco e linea dei bordi di uscita. In un'elica solitamente la linea dei bordi di attacco precede, durante il moto, la linea dei bordi di uscita.

L'elica nella figura è chiaramente un'elica a passo costante, e gli angoli compresi tra i segmenti  $OR_1$  e successivi e  $R_1P$  e successivi, sono gli angoli di calettamento geometrico delle varie sezioni. Inoltre, sia nella prima che nella seconda proiezione, i baricentri, denotati rispettivamente con  $G_1', G_2'$ , ecc. e con  $G_1'', G_2''$ , ecc. non sono alla stessa altezza, ma sono congiunti da una curva gobba. La curva congiungente i punti  $O, G_1', G_2'$ , e successivi prende il nome di campanatura principale, mentre la curva  $O, G_1'', G_2''$ , ecc. si chiama campanatura secondaria. Il motivo della curvatura delle pale risiede in una opportunità costruttiva. Si cerca infatti di realizzare un equilibrio tra i momenti dovuti, da una parte dalla forza centrifuga, e dall'altra dalle azioni aerodinamiche, considerando una pala come una trave incastrata al mozzo. Se si seziona la trave con cilindri coassiali con l'asse di rotazione, si isolano delle sezioni infinitesime sulle quali agiscono le azioni aerodinamiche elementari  $dT$  e  $dQ$ , le cui coppie vengono poste in equilibrio con la coppia  $dC$  dovuta alla forza centrifuga.

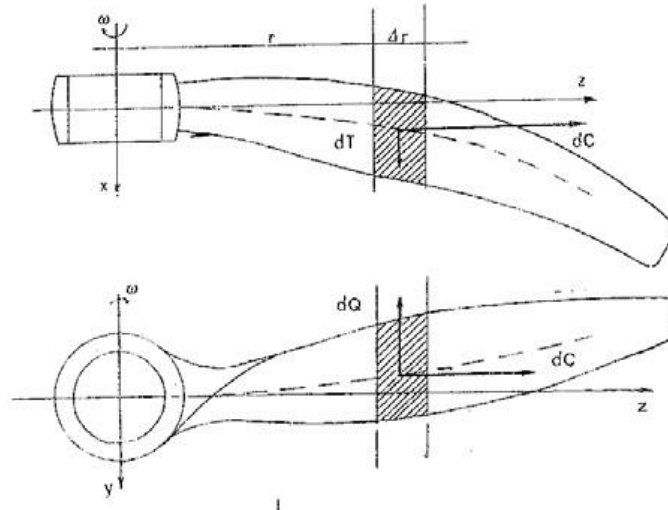


Figura 16 - Equilibrio coppie aerodinamiche e centrifughe

Lo scopo per il quale le eliche presentano una curva di campanatura è quello di arrivare ad una situazione in cui, durante il funzionamento, le coppie dovute alle diverse cause, equilibrandosi, alleggeriscono il mozzo, poiché diminuiscono le sollecitazioni agenti su di esso.

La pala presenta sezioni più spesse e tondeggianti in corrispondenza del mozzo, per resistere alle sollecitazioni, mentre presenta sezioni più allungate e sottili mano a mano che ci si avvicina all'estremità. Le sezioni presentano inoltre forti angoli di calettamento verso il mozzo, gradualmente decrescenti procedendo verso le estremità. La pala è perciò svergolata, come si è visto in precedenza. Dal punto di vista aerodinamico lo svergolamento è fondamentale per garantire la giusta condizione di funzionamento lungo tutta la pala. Se le pale non fossero svergolate, nelle sezioni interne l'angolo di calettamento sarebbe minore di quello del vento relativo, e la pala non riuscirebbe a fornire la spinta necessaria.

L'angolo di calettamento può raggiungere alla radice valori prossimi ai  $90^\circ$ , anche se di norma questo valore non viene superato.

La differenza tra l'angolo di calettamento e l'angolo compreso tra la risultante delle velocità e la normale all'asse di rotazione, prende il nome di angolo di attacco  $\alpha$ .

In figura 17 è visibile la composizione delle velocità dell'elica, essendo quella orizzontale la velocità di avanzamento, e quella verticale la velocità di rotazione. Sono inoltre visibili gli angoli caratteristici, di calettamento, di attacco, e l'angolo di incidenza, o angolo d'elica  $\varphi$ , uguale a quello proprio della direzione della velocità risultante, nonché del vento relativo, in condizioni ideali. Si vedrà infatti che in realtà esso dovrà essere maggiore di una certa quantità, a causa delle velocità indotte. Nella figura 18 è rappresentata invece una pala svergolata, con indicazione degli angoli di attacco relativi alle varie sezioni.

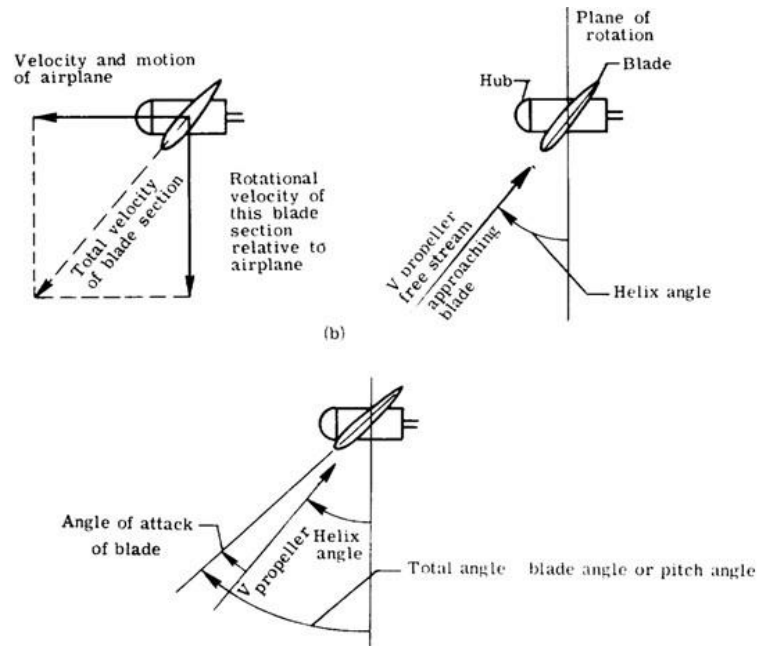


Figura 17 - Angoli caratteristici dell'elica

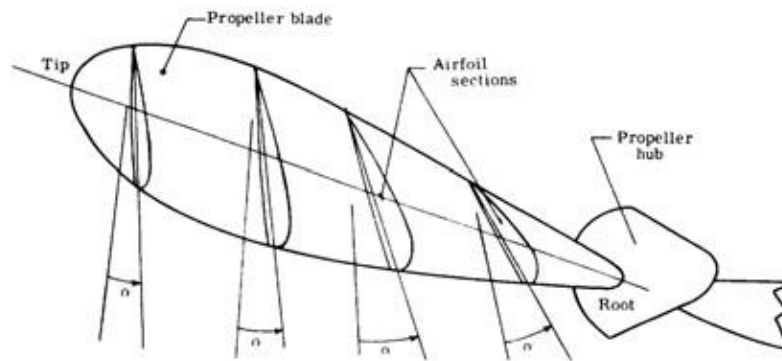


Figura 18 - Pala e angolo di attacco  $\alpha$

## 2.4 Il funzionamento dell'elica

### Il coefficiente di avanzamento

Si è accennato in precedenza che, durante il funzionamento dell'elica, ogni suo punto descrive una traiettoria elicoidale, detta elica cilindrica, avvolta su di un ipotetico cilindro coassiale, di raggio generico  $r$ . Questo punto avanza di moto rototraslatorio, con una velocità risultante  $W$ , somma della velocità  $V$  di traslazione e della velocità di rotazione

$$U = \omega r = 2\pi n r.$$

Così, mentre l'elica avanza con velocità  $V$ , la linea tracciata dal generico punto si avvolge in  $n$  spire di passo costante. Il rapporto tra la velocità  $V$  e la massima velocità periferica  $U = nD$ , si chiama coefficiente di avanzamento, e si indica con  $\gamma$ :

$$\gamma = \frac{V}{nD} = \frac{p}{D}$$

Il rapporto  $\frac{V}{n} = p$  è detto avanzamento dell'elica, poiché l'elica in ogni giro avanza di una quantità data appunto da  $p$ . Per questo il rapporto  $\gamma$  viene anche chiamato passo relativo.

Il coefficiente di avanzamento  $\gamma$  è un parametro fondamentale nello studio delle eliche. Si vedrà infatti in seguito che molti dei coefficienti normalmente utilizzati nel progetto vengono proprio espressi in funzione di  $\gamma$ . Inoltre se due eliche in similitudine geometrica operano con lo stesso valore di  $\gamma$ , esse sono anche in similitudine cinematica. Questo significa che sotto queste condizioni si parla di famiglia di eliche simili, le quali hanno le stesse proprietà aerodinamiche. Si può quindi studiare un'elica appartenente alla famiglia ed estendere i risultati a tutte le altre eliche della famiglia stessa.

### *Le formule di Rénard*

Se si esprimono la trazione prodotta dall'elica in movimento, e la coppia da essa assorbita durante il funzionamento a regime, in funzione della densità dell'aria  $\rho$ , del diametro dell'elica  $D$  e del numero di giri nell'unità di tempo  $n$ , e quindi in funzione di  $\gamma$ , si perviene alle cosiddette formule di Rénard, definite:

$$T = ct \rho n^2 D^4$$

$$Q = cq \rho n^2 D^5$$

Da queste si ricavano rispettivamente il coefficiente di trazione  $ct$  ed il coefficiente di coppia  $cq$  di seguito esplicitati:

$$ct = \frac{T}{\rho} n^2 D^4$$

$$cq = \frac{Q}{\rho} n^2 D^5$$

Analogamente, sapendo che la potenza assorbita  $P$  vale:

$$P = 2\pi n Q$$

possiamo scrivere il coefficiente di potenza  $cp$  come:

$$cp = \frac{P}{\rho} n^3 D^5$$

Si può scrivere un'espressione del rendimento come il rapporto tra la potenza utile sviluppata e la potenza assorbita dall'elica. La potenza utile vale il rapporto  $TV = T 2\gamma nr$ , mentre quella assorbita è espressa dall'equazione sopra.

Il rendimento si può perciò scrivere come:

$$\eta_i = \frac{\gamma}{2\pi} \frac{ct}{cq}$$

Tale rendimento prende il nome di rendimento indotto, e non considera la resistenza agente sui profili delle pale. Se si tiene conto di questa, si parla allora di rendimento di profilo. Utilizzando l'espressione del rendimento indotto e del coefficiente di potenza, si può anche scrivere, per quanto riguarda  $ct$  e  $cq$ :

$$ct = \eta \frac{cp}{\gamma}$$

$$cq = \frac{cp}{2\pi}$$

Per eliche non molto caricate, e funzionanti ad un numero di giri non molto alto, si cerca in generale di rendere massimo il rendimento indotto. In tali condizioni infatti anche il rendimento di profilo sarà elevato, e poco influenzato dal valore della circolazione. Per eliche molto caricate e veloci, il rendimento di profilo sarà invece basso, a causa dell'elevata resistenza, e sarà necessario massimizzarlo quanto più possibile.

Nelle equazioni soprastanti sono riportati i valori del rendimento indotto, del coefficiente di trazione  $ct$  e del coefficiente di coppia  $cq$  in funzione di  $\gamma$ , per un'elica dotata di profilo Clark Y, isolata e olivata. Si osserva che per elevati valori di  $\gamma$ , si hanno alti rendimenti se gli angoli di calettamento sono elevati, mentre per piccoli valori di  $\gamma$  si hanno alti valori del rendimento per piccoli angoli di calettamento. Ne consegue che le eliche a passo fisso presentano buoni rendimenti soltanto per una data condizione di volo, che può essere l'involo, la salita o la crociera. Per la prima si hanno valori minimi del passo, il quale assume invece valori massimi durante la crociera in quota. Le eliche a passo variabile invece consentono di lavorare sempre con i valori massimi del rendimento, e permettono di sfruttare a pieno il motore nelle diverse condizioni di volo, poiché possono lavorare ad esempio a coppia costante, o a potenza costante.

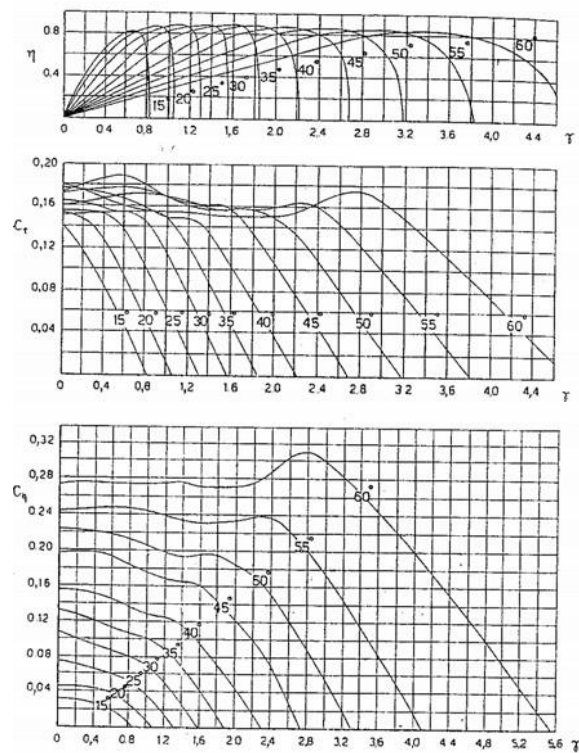


Figura 19 - Rendimento e coefficienti  $c_t$  e  $c_q$  in funzione di  $\gamma$

L'elica a passo variabile lavora quindi con valori del rendimento dati dall'involuppo delle curve di  $\eta$  di andamento come quello mostrato in figura 19.

### Diverse condizioni di funzionamento dell'elica

Durante il funzionamento, l'elica può assumere diversi assetti, che comportano diversi valori di  $\gamma$ , del rendimento, della trazione e della coppia.

Si dice che l'elica può lavorare ad esempio a punto fisso, come elica propulsiva, o come elica frenante. Nella figura 20 sono rappresentate ancora le curve caratteristiche di  $\eta$ , di  $c_t$ , indicato con  $\tau$  e di  $c_q$ , quest'ultimo indicato con  $\chi$ . Tale figura è interessante poiché riporta i valori del coefficiente di avanzamento relativi alle varie situazioni.

Si dice che un'elica opera a punto fisso quando la velocità di avanzamento è nulla, mentre il numero di giri nell'unità di tempo ha un valore diverso da zero. Di conseguenza anche  $\gamma$  e  $\eta$  sono nulli, mentre  $c_t$  e  $c_q$  sono positivi. Tale situazione è tipica dei primi istanti dell'involo, quando si accende il motore ma il velivolo è ancora fermo. Anche l'elicottero fermo in aria lavora a punto fisso. In questa situazione l'elica assorbe potenza, ma compie lavoro nullo.

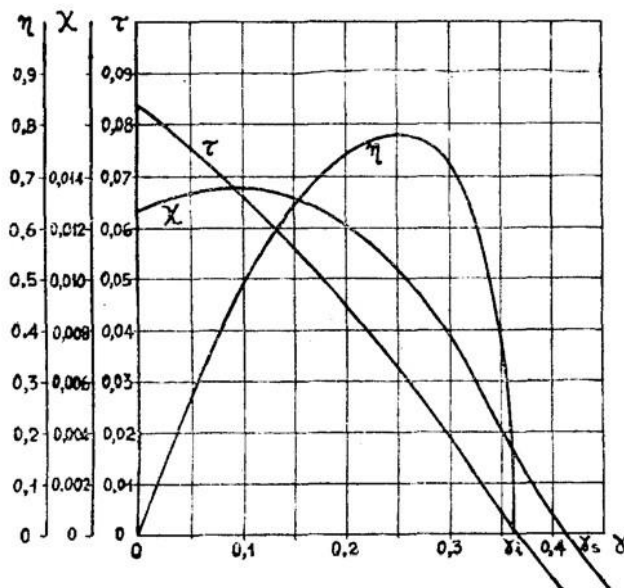


Figura 20 - Curve caratteristiche in funzione di  $\gamma$

Quando il coefficiente di avanzamento assume valori compresi tra 0 e  $\gamma_i$ , si dice che l'elica è propulsiva. Il rendimento è positivo, così come pure i coefficienti  $c_t$  e  $c_q$ . Questa condizione coincide con il normale comportamento dell'elica durante il volo, la quale assorbe potenza e produce lavoro.

Quando invece il coefficiente di avanzamento assume valori compresi tra  $\gamma_i$  e  $\gamma_s$ , si dice che l'elica è frenante. In questa condizione il rendimento è nullo, il coefficiente di trazione è negativo, mentre il coefficiente di coppia è positivo. Questa situazione si verifica quando il velivolo scende con piccola pendenza, e l'elica assorbe potenza ma frena l'aereo.

Esistono altre condizioni di funzionamento, relative ai diversi valori di  $\gamma$ . Ad esempio, quando  $\gamma = \gamma_i$  si dice che l'elica è a spinta nulla. Essa assorbe una piccola potenza ma non frena né spinge il velivolo. In questo caso il rendimento è nullo, così come  $c_t$ , mentre  $c_q$  è positivo.

Quando  $\gamma = \gamma_s$ , si dice invece che l'elica è autorotante, in quanto frena il velivolo in discesa, con coppia assorbita nulla, mentre quando  $\gamma$  è maggiore di  $\gamma_s$ , l'elica non è più mossa, ma funziona invece da elica motrice, o mulinello. Questa condizione, per un velivolo si può presentare durante una picchiata a forte pendenza.

# CAPITOLO 4

---

## IL PROGETTO

### 4.1 Introduzione

Per realizzare il progetto e consentire al V-22 Osprey di effettuare un atterraggio in orizzontale come un aeroplano convenzionale si sono apportate diverse modifiche al velivolo originale.

In primo luogo si è fatto riferimento al prototipo della Bell V-280 Valor, che adotta un sistema tilt-rotor differente per la conversione delle eliche.

In secondo luogo verrà modificata radicalmente la geometria e l'ingombro delle pale, passando così da un elica di grande diametro ad un sistema a doppia elica controrotante. Si procederà effettuando verifiche mediante il tool Flowsimulation di Solidworks per verificare che il nuovo comparto di propulsione abbia una spinta sufficiente a garantire le prestazioni del V-22 Osprey nella sua configurazione attuale.

In ultima analisi si procederà ad una modifica della struttura del convertiplano, mediante un sistema di martinetti idraulici che, collegati al circuito fluidodinamico del velivolo, consentano di sollevare le ali sufficientemente per permettere al nuovo V-22 Osprey di atterrare in modalità aeroplano considerando l'ingombro delle nuove eliche adottate.

### 4.2 Modifica al sistema Tilt-Rotor

Il V-22 Osprey nella sua versione attuale effettua la conversione da modalità elicottero ad aeroplano mediante un sistema Tilt-Rotor. E' infatti l'intera gondola, contenente il motore e i rotori, a ruotare per permettere al velivolo di cambiare configurazione durante il suo utilizzo.





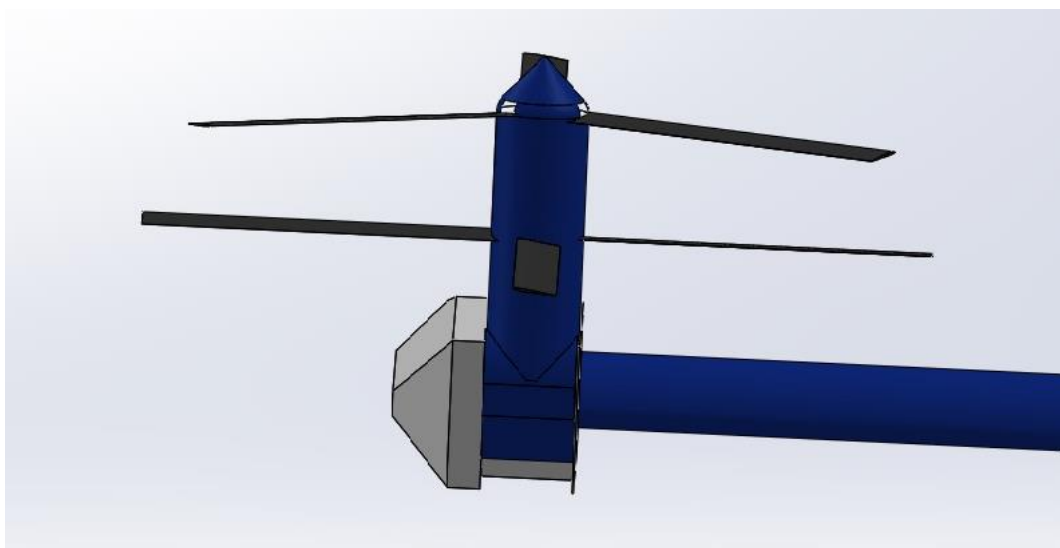
*Figura 21 - Fase di conversione nel V-22 Osprey*

Nel progetto si è passati ad un nuovo sistema di conversione che è lo stesso utilizzato nel nuovo mezzo della Boeing V-280 Valor, ancora in fase di prototipo. Nella nuova versione, così come nel prototipo V-280 Valor, la posizione dei motori è stata spostata alle estremità del profilo delle due ali, così come accade nel V-22 Osprey, ma la gondola contenente il motore risulta fissa. Nella nuova versione quindi si avrà la sola rotazione del comparto rotori.

Inoltre, sempre facendo riferimento al V-280 Valor la posizione dell'albero eliche è stata spostata internamente, vicino al profilo alare, in questo modo si semplifica la trasmissione che dovrà trasmettere la potenza alle eliche.



*Figura 22 - Nuovo sistema tilt-rotor V-280 Valor*



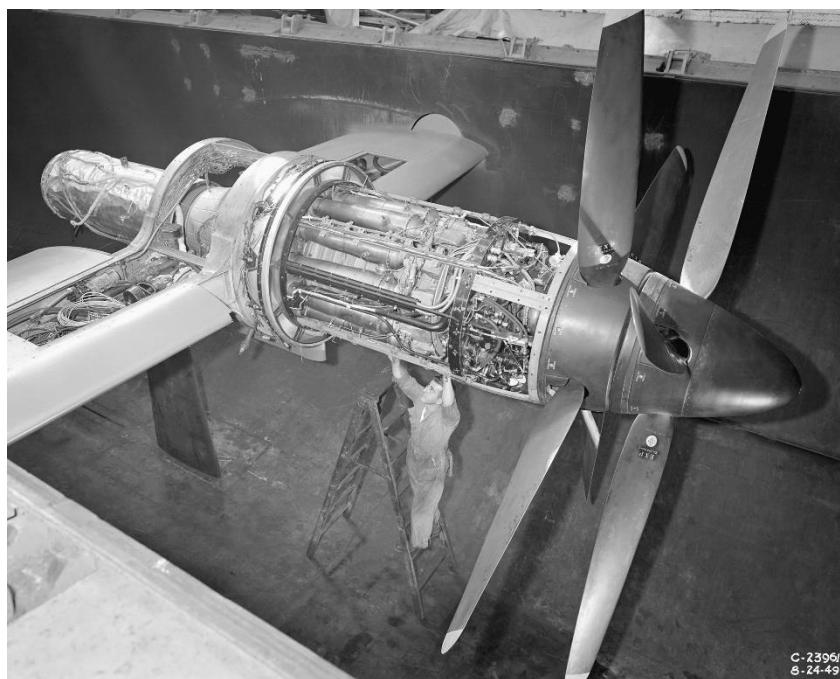
*Figura 23 - Particolare sistema tilt-rotor del modello*

## 4.3 Eliche controrotanti

### *Generalità sulle eliche controrotanti*

Il sistema a elica controrotante, noto anche come eliche coassiali controrotanti, utilizza la potenza di un motore, del tipo a pistoni o turboelica, per mettere in rotazione due eliche disposte lungo lo stesso asse, ma fatte girare con versi di rotazione opposti. Le due eliche, sono installate una dietro l'altra, e la potenza viene trasferita ad esse dal motore mediante un sistema di ingranaggi a planetario e satelliti o a ruote dentate. Il sistema a eliche controrotanti non va confuso con soluzioni propulsive ad eliche che ruotano con verso di rotazione opposto e installate su motori diversi. Nel caso di volo a bassa velocità, la rotazione delle pale di un'elica fa sì che una quantità significativa della massa d'aria che fluisce attraverso il disco dell'elica venga trasformata in un flusso d'aria tangenziale o rotazionale. L'energia di tale flusso aerodinamico tangenziale alla direzione del moto è totalmente sprecata nello schema a singola elica e determina una riduzione del rendimento dell'elica. Per utilizzare parte di questa energia, una seconda elica posta dietro la prima, può estrarre energia anche dal flusso d'aria perturbato che la investe. Se ben progettato, un sistema a eliche controrotanti non ha flussi d'aria di tipo rotazionali in uscita e crea una spinta uniforme attraverso il disco dell'elica, causando minori perdite e producendo un aumento delle prestazioni.

L'efficienza delle eliche controrotanti ha come contraltare una maggiore complessità meccanica del sistema. Per questa ragione, la soluzione a eliche controrotanti per aerei o a rotori controrotanti per elicotteri, è impiegata negli aeromobili militari e in applicazioni navali come i siluri, dove la necessità di maggior manutenzione e i relativi aumenti dei costi, non sono in alcuni casi il requisito prioritario.



*Figura 24 - Esempio di un elica controrotante*

### **Scelte di progetto**

Nel progetto in particolare, si è scelto di passare dalla monoelica del V-22 Osprey dal diametro di 11.51 m ad un sistema a doppia elica controrotante, con una forte riduzione del diametro presente all'inizio. Le nuove eliche infatti hanno entrambe un diametro di 7.00 m, questo porta a numerosi vantaggi, in primo luogo anche la possibilità di aumentare la velocità di rotazione data la diminuzione del diametro.

E' presente infatti una limitazione per la velocità di tip delle pale che deve essere inferiore a 0.91 mach, cioè inferiore al 91% della velocità del suono, in regime supersonico infatti sorgono diverse problematiche e si dissipa parte dell'energia prodotta dalle eliche, oltre ad insorgere problematiche relative alla resistenza strutturale delle pale. Dato l'ampio diametro del V-22 Osprey questo limita anche la sua velocità angolare massima, mentre nella nuova soluzione proposta è possibile utilizzare una velocità superiore.

### **Tabella di confronto tra V-22 e nuova soluzione**

	<b>V-22 Osprey</b>	<b>Nuova Versione</b>
<b>Potenza massima</b>	4586 kW	4586 kW
<b>Peso al Decollo</b>	21000 kg	21000 kg
<b>Rapporto Peso/Potenza</b>	0.0023kg/W	0.0023 kg/W
<b>Diametro del disco</b>	11,5 m	7 m
<b>Area del disco</b>	103,87 m <sup>2</sup>	38,50 m <sup>2</sup>

## 4.4 Simulazioni CFD

Nel progetto che si vuole studiare è necessario sfruttare il “tool” FlowSimulation di Solidworks per poter valutare le modifiche apportate al modello originale del V-22 Osprey. Nello studio aereodinamico si utilizzerà un modello del velivolo fortemente semplificato, mantenendo assoluta precisione e fedeltà per quanto riguarda i profili delle eliche e dell’ala che si sono scelti.

Le motivazioni principali di questa scelta mirano a rendere possibile una più accurata simulazione concentrandosi sui profili modificati, tale semplificazione è dovuta anche all’elevato costo computazionale del programma che esegue l’analisi CFD sul modello del velivolo.

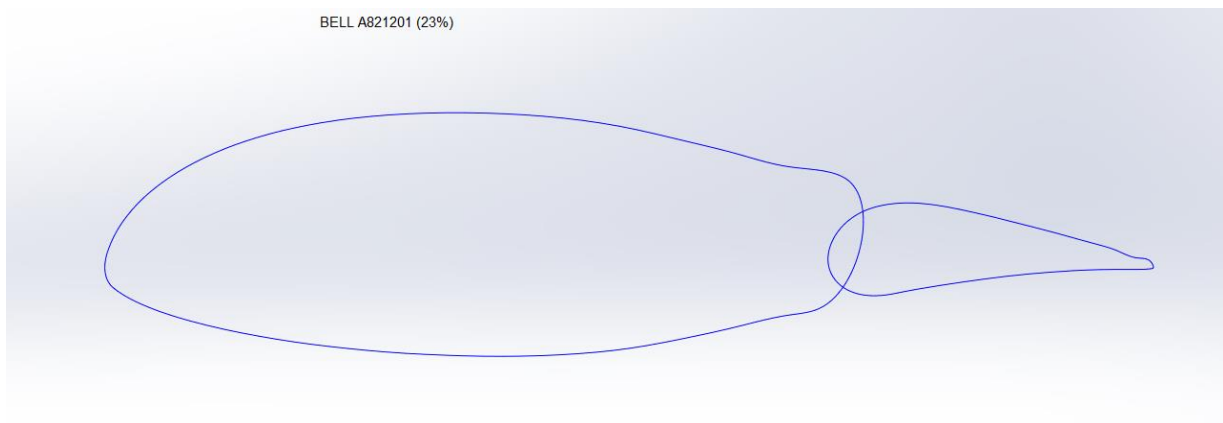
### *I profili del modello*

Nel modello utilizzato per lo studio CFD si è scelto di utilizzare rispettivamente per l’ala e per le eliche due profili standard commerciali, e precisamente:

- Bell A821201 (23%)
- NACA 0006

Il profilo dell’ala è il medesimo che monta il V-22 Osprey, mentre per le pale dei rotori si è scelto un profilo normalizzato, di tipo simmetrico che non è derivato o dello stesso tipo di quello montato nel velivolo preso in esame.

Nel modello studiato si utilizza per l’elica superiore, un angolo di attacco delle pale  $\alpha_1=8^\circ$ , mentre per la seconda elica controrotante l’angolo di attacco è stato fissato a  $\alpha_2=7^\circ$ .



*Figura 25 - Profilo alare utilizzato nel modello*



*Figura 26 - Profilo delle pale utilizzato nel modello*

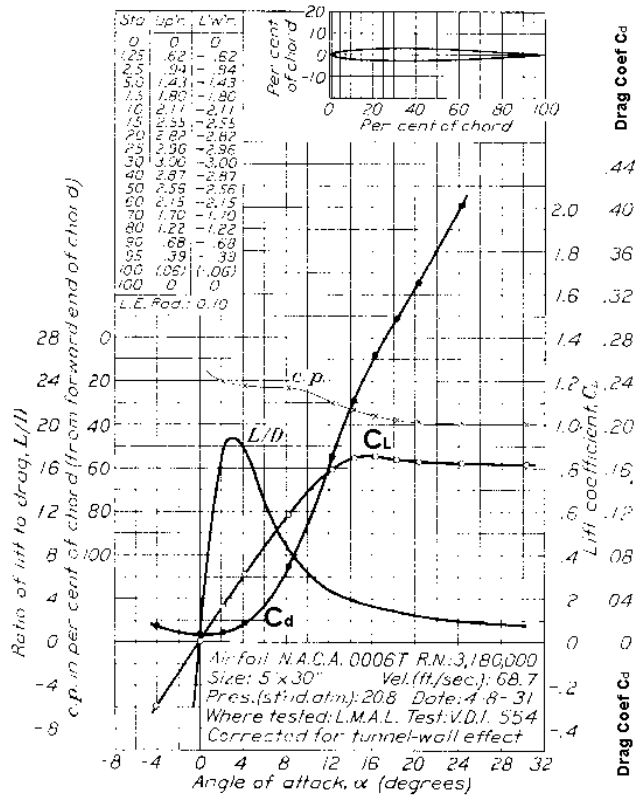


Figura 27 - Grafico sperimentale del coefficiente  $C_d$  del profilo scelto

In ultima analisi si è scelto, per limitare l’impatto acustico dovuto all’installazione di un sistema di eliche controrotanti, di utilizzare un diverso numero di pale per le eliche anteriori e posteriori, nel progetto infatti l’elica anteriore è composta da 3 pale, mentre quella posteriore da 4.

La rumorosità del nuovo apparato in questo modo risulterà minore.

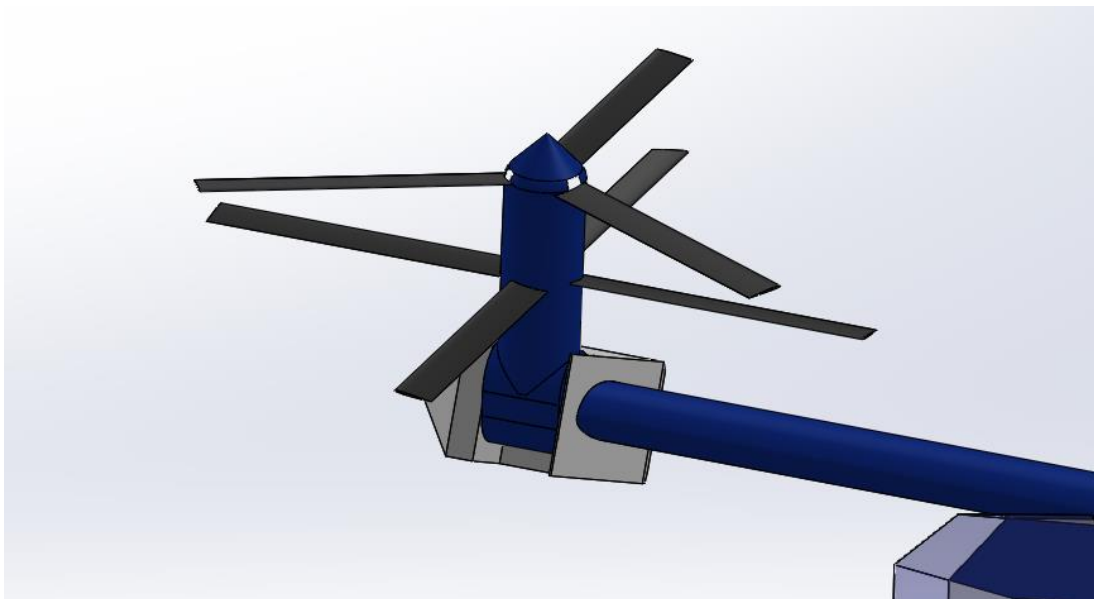
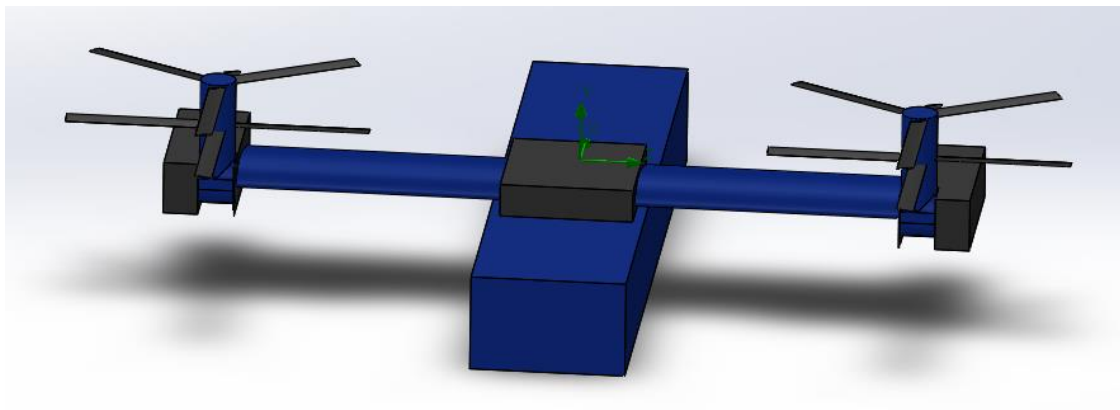


Figura 28 - Figura sul particolare eliche del modello utilizzato

### *Parametri delle simulazioni*

Il modello utilizzato nelle simulazioni è il seguente che è possibile vedere in figura.



*Figura 29 - Modello utilizzato nelle simulazioni*

Sono state svolte svariate simulazioni. In primo luogo è stato necessario trovare la giusta combinazione degli angoli di attacco delle pale controrotanti.

Partendo con un inclinazione fissa di  $\alpha_1=8^\circ$  (delle eliche superiori), si sono svolte varie prove di simulazione sulle eliche riguardo all'angolo di attacco delle pale della seconda elica, inserendo valori di  $\alpha_2 = [0^\circ, 2^\circ, \dots, 7^\circ]$  in maniera del tutto sperimentale, per stimare con quale configurazione si avesse una maggiore spinta.

In una seconda fase, si è passati ad analizzare il modello semplificato del nuovo V-22. Come dati di partenza in tutte le simulazioni si è tenuto conto di diversi parametri:

- Peso del velivolo 21000 kg
- Flusso in quiete
- Velocità massima al tip della pala  $v_{tip} \leq 0.91$  mach

Per poter avere un confronto concreto con il modello V-22 ad elica singola, si sono svolte numerose simulazioni CFD sull'intero modello. In particolare sono state valutate diverse velocità di rotazione dei quattro rotori ora presenti sul modello preso in esame. Così facendo è stato possibile ottenere dei risultati sulla modifica apportata al sistema propulsione ad elica.

### *Risultati delle simulazioni*

Inizialmente lo studio del modello era stato svolto con un diametro dei rotori di 6 metri, ma questa scelta è stata presto abbandonata poiché nonostante le prove modificando gli angoli di attacco delle eliche ci si è resi conto che la superficie dei rotori non era in ogni caso sufficiente a eguagliare le prestazioni al decollo del V-22 Osprey.

Passati al modello definitivo con il diametro dei rotori di 7 metri, si sono ottenuti i risultati riassunti nella tabella che segue.

**Risultati delle simulazioni con il nuovo modello di V-22 Osprey**

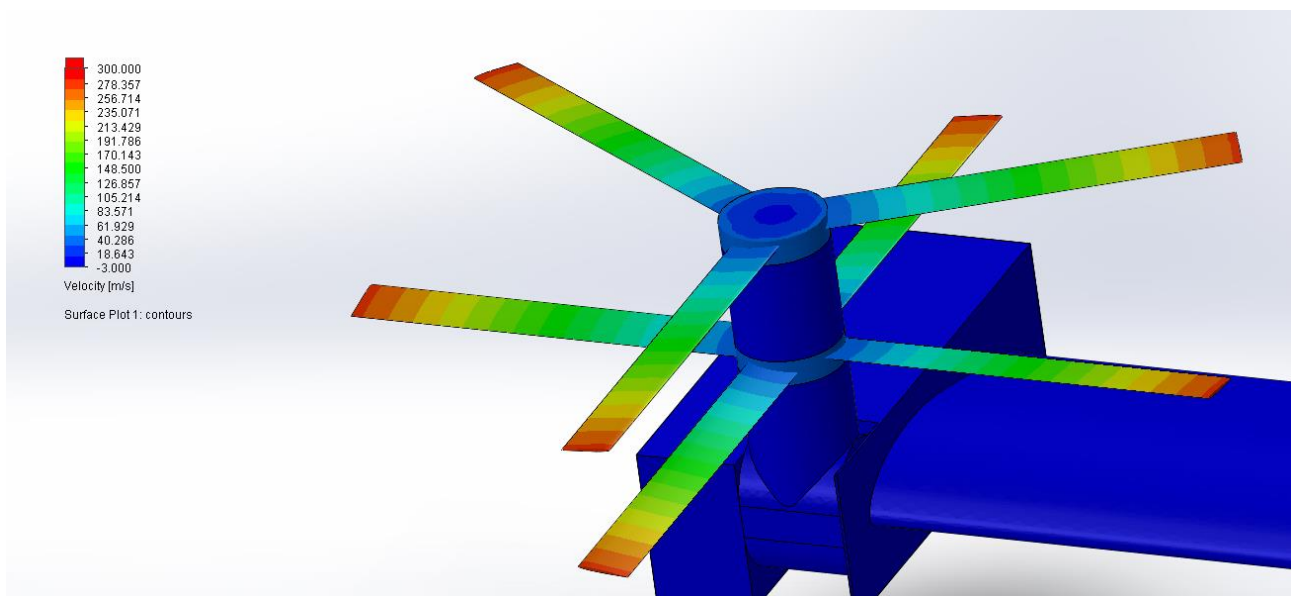
Velocità angolare	Velocità all'estremità delle pale	Forza Lift (Y)
60 [rad/s]	206 [m/s]	130000 [N]
65 [rad/s]	224 [m/s]	168000 [N]
70 [rad/s]	240 [m/s]	210000 [N]
75 [rad/s]	258 [m/s]	270000 [N]
<b>80 [rad/s]</b>	<b>275 [m/s]</b>	<b>358000 [N]</b>
85 [rad/s]	291 [m/s]	340000 [N]

Si può notare che il massimo valore di spinta verticale si ottiene con un'elevata velocità di rotazione delle eliche controrotanti. Questa velocità è resa possibile anche dal fatto che è stato ridotto in maniera significativa il diametro delle eliche, quindi osservando la velocità di tip delle pale è possibile questo incremento di velocità, fino a 0.91 mach che per il diametro impostato nel nuovo modello porta ad una velocità di rotazione massima di 80 rad/s.

E' stata svolta di proposito una simulazione che mostra come superando il valore di velocità di tip delle pale imposto come massimo, le prestazioni del velivolo diminuiscono, poiché le pale generano un flusso supersonico aumentando le perdite di energia. Questa è una situazione in ogni caso da evitare.

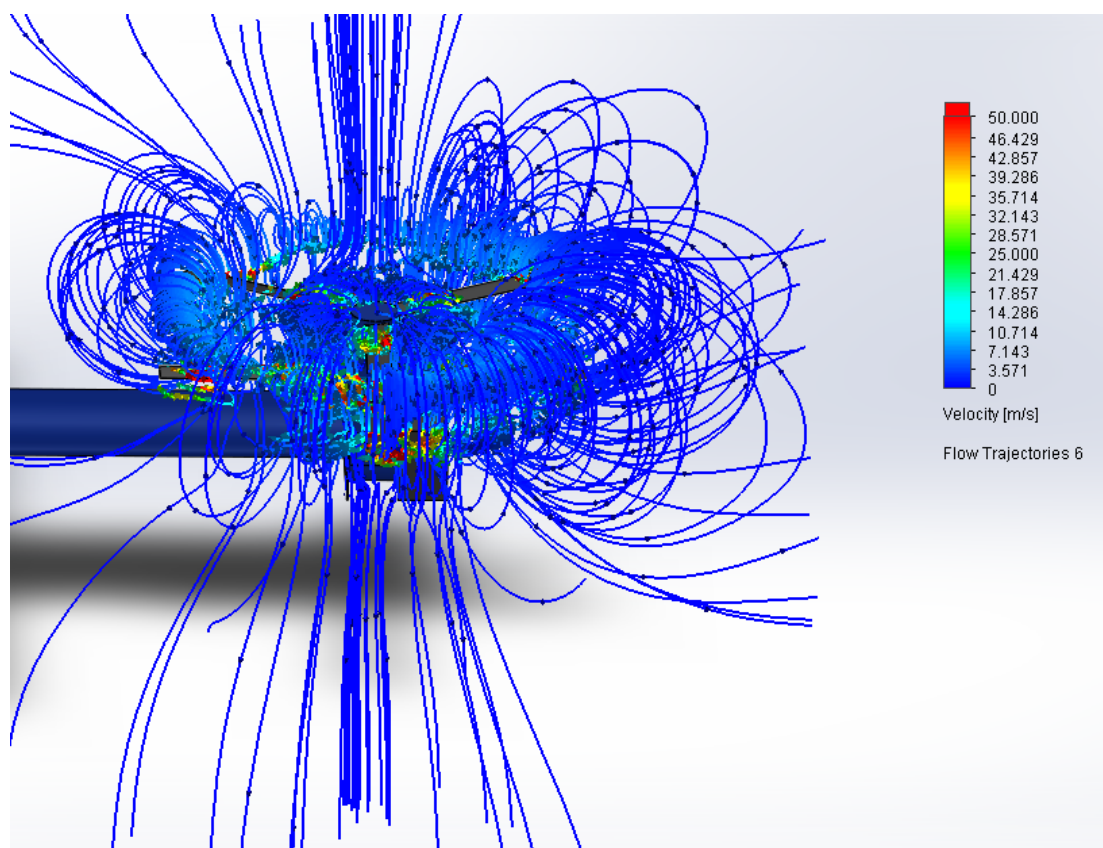
Il valore ottimale per il modello preso in esame sarà allora quello con una velocità di rotazione pari a 80 rad/s. In questa configurazione si ha la migliore spinta al decollo.

Nelle figure che seguono è messo in evidenza il particolare sulla velocità di tip delle pale, e il flusso di aria che si genera nei rotori e che dà origine alla spinta.



*Figura 30 - Velocità di Tip delle pale (80 rad/s)*





*Figura 31 - Linee di flusso aria sui rotori (80 rad/s)*

## 4.5 Confronto con il V-22 Osprey

Nei grafici sottostanti si mettono in evidenza prima i valori della spinta verticale del V-22 Osprey e successivamente l'andamento della spinta del modello utilizzato in questo studio.

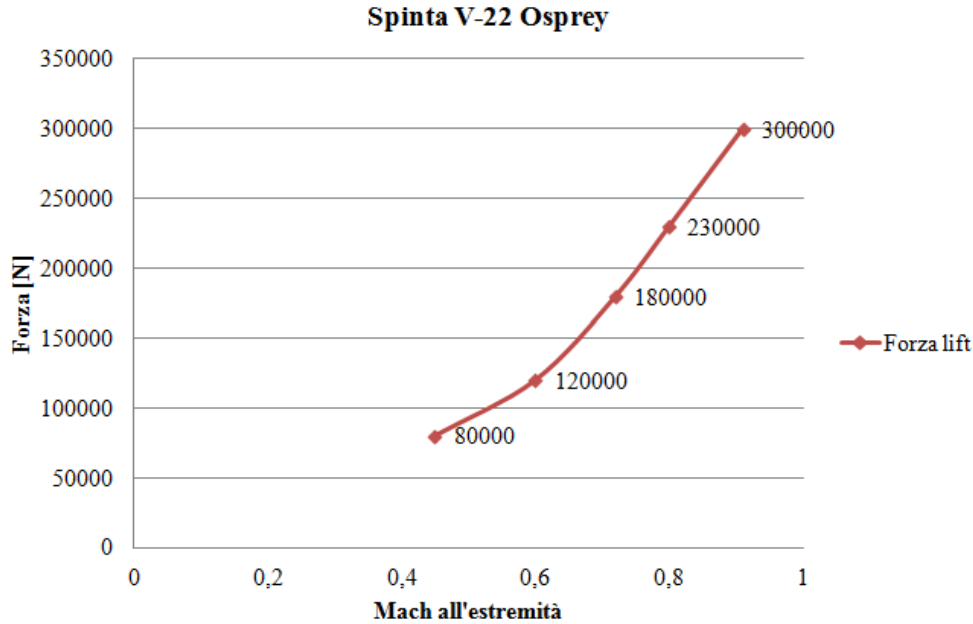


Figura 32 - Grafico Spinta V-22 Osprey

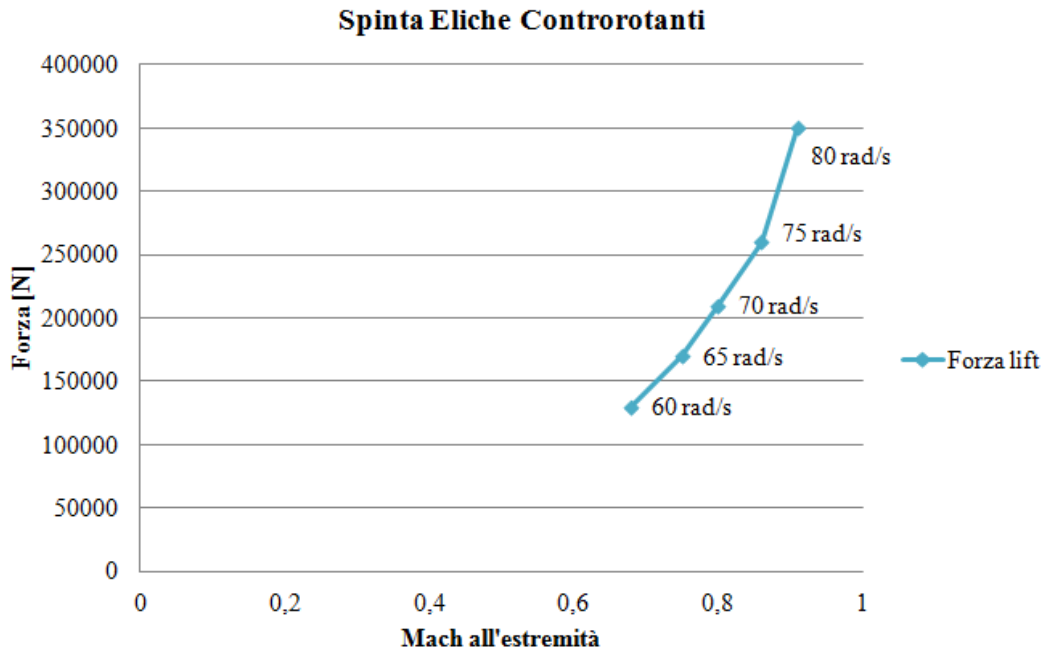


Figura 33 - Grafico Spinta con eliche controrotanti

Come si può osservare nei grafici, la velocità di rotazione è differente nei due casi, dato il diametro esterno molto differente nelle soluzioni adottate. In conseguenza a ciò infatti, il V-22 Osprey con due eliche di un diametro di 11.5 metri è limitato ad una velocità massima di 65 rad/s, superando questa velocità il flusso diventa supersonico ed è una condizione in ogni caso da evitare.

Nel modello studiato in questa analisi invece, il diametro delle quattro eliche è ridotto a 7 metri, e dunque nella soluzione adottata è possibile raggiungere una velocità ben più elevata, 80 rad/s dopodiché si manifesta la stessa problematica legata alla generazione di un flusso supersonico.

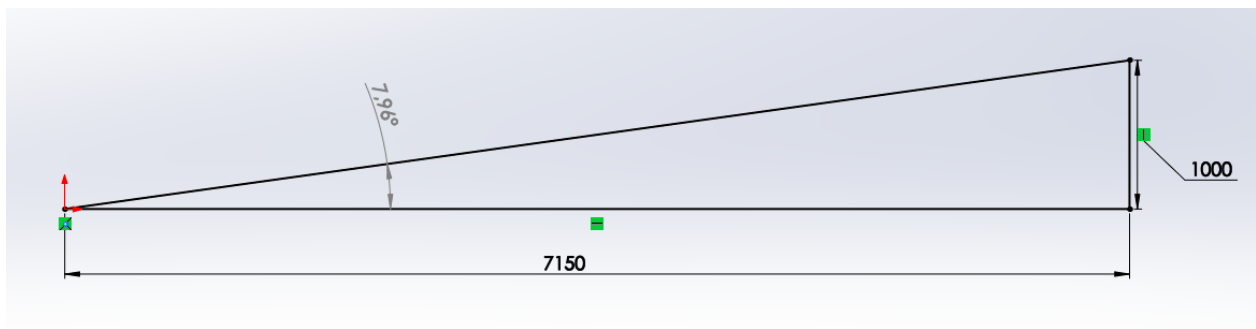
E' bene tenere presente che i valori ricavati attraverso l'utilizzo del CFD non possono essere presi come assoluti, è sicuramente presente un'impresione nei risultati ottenuti dovuta alle numerose semplificazioni attuate ma lo studio pone delle buone basi per un'analisi ancora più approfondita. I risultati infatti sono favorevoli in quanto la spinta generata da questa nuova configurazione, a parità di velocità di mach alle estremità delle pale, è maggiore di quella offerta dalla configurazione originale del V-22 Osprey.

#### 4.6 Soluzioni tecniche per consentire l'atterraggio orizzontale

Verificata la spinta del nuovo sistema di propulsione ad eliche controrotanti si può passare ad analizzare il problema relativo all'atterraggio orizzontale, cioè con la configurazione delle eliche poste ancora in orizzontale rispetto il piano di atterraggio. Per permettere alla nuova versione del V-22 Osprey di atterrare come un aeroplano convenzionale è necessario apportare alcune modifiche alla struttura del velivolo.

##### *Scelta angolo inclinazione $\beta$*

In primo luogo si è pensato ad un sistema di inclinazione delle due ali, che consenta tramite un pettine, collegato alla fusoliera, il movimento in senso verticale dei due profili alari e del comparto motore ed eliche. In questo modo studiando opportunamente l'ingombro delle due eliche poste in orizzontale è stato possibile trovare un angolo  $\beta_{min}$  che è necessario affinché le nuove eliche possano trovarsi in configurazione aeroplano al momento dell'atterraggio senza toccare il suolo.



*Figura 34 - Scelta angolo  $\beta_{min}$*

Abbiamo dunque che il valore  $\beta_{min}$  è calcolabile utilizzando le quote del modello.

$$\beta_{min} = \arctan\left(\frac{1000}{7150}\right) = 7,96^\circ = 8^\circ$$

Per maggiore sicurezza si sceglie di aumentare tale valore a  $10^\circ$ , data la grande distanza fra centro dei rotori e attacco del pettine dell'ala questo comporta un innalzamento verticale pari a:

$$Y_{spost} = \tan(10^\circ) 7150 = 1260,73 \text{ mm}$$

Cioè un innalzamento del comparto eliche pari a 1,26 metri (circa). Questo consente alla nuova versione del V-22 Osprey di atterrare in maniera convenzionale dato il diametro delle nuove eliche pari a 7 metri.

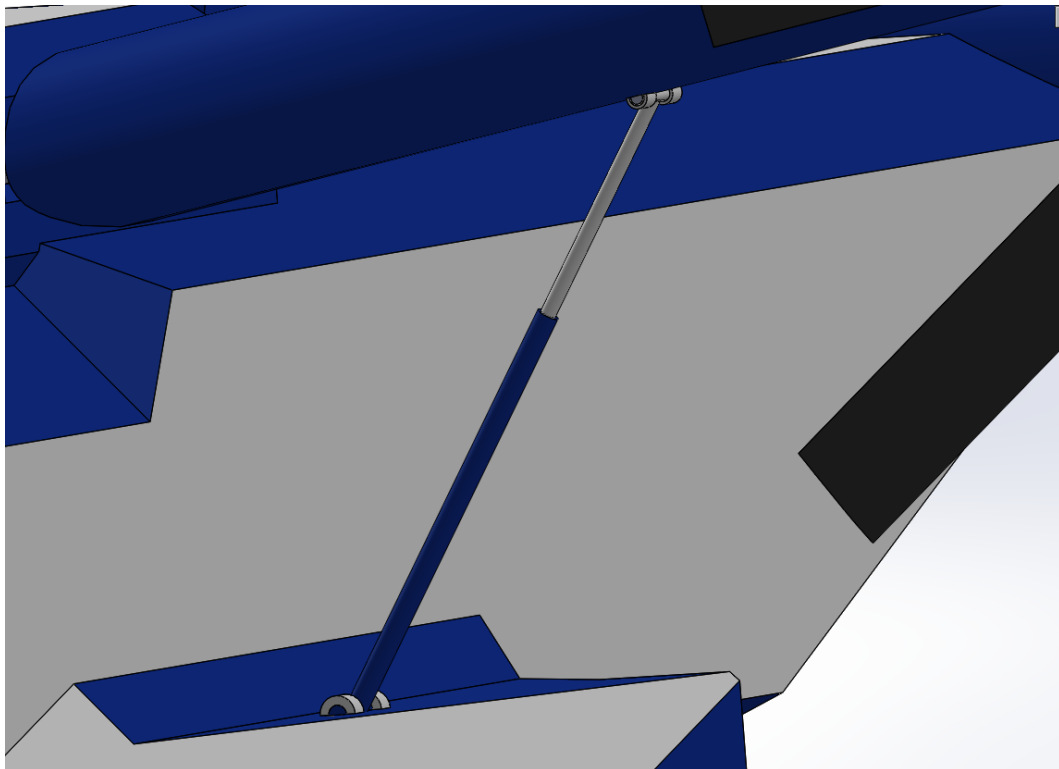
### ***Martinetti idraulici***

Per consentire a livello pratico questo spostamento angolare delle ali si è pensato di inserire un sistema di martinetti idraulici collegati alla fusoliera e al profilo delle ali del nostro modello.

Tali martinetti saranno del tipo a doppio effetto in modo da fornire il sollevamento e garantire una spinta dell'ala anche durante il volo, funzionando da puntoni stabilizzeranno ulteriormente i profili alari.

In questa configurazione si perderà sicuramente un poco di aerodinamica del velivolo ma in maniera trascurabile dato il piccolo ingombro spaziale dei martinetti.

Il circuito idraulico del V-22 Osprey ha una pressione di esercizio di 700 bar, quindi con un diametro del martinetto di 100 mm si hanno 550 kN di spinta ossia 55 tonnellate, per l'applicazione presa in analisi sarà sufficiente utilizzare un martinetto con  $D_i = 50 \text{ mm}$ ,  $D_e = 70 \text{ mm}$  che garantisce una spinta in termini di forza pari a 137 kN che corrispondono a 13.7 tonnellate di spinta, più che sufficienti a movimentare le ali nella nuova versione del V-22 Osprey.



*Figura 35 - Figura del particolare martinetti del modello*

Per l'applicazione presa in esame non sono presenti martinetti idraulici commerciali adeguati alle esigenze di progetto quindi sarà necessario, in uno studio più approfondito di tale apparato avvalersi di martinetti costruiti su misura per il convertiplano.

### *Utilizzo dei martinetti*

Il V-22 Osprey classico viene trasportato sulle portaerei in una configurazione più compatta, ossia il blocco composto dal profilo alare con eliche e motori viene ruotato di 90° in modo da essere posizionato sulla fusoliera del velivolo, questo permette di risparmiare in termini di spazio ed aumentare allo stesso tempo la quantità di V-22 trasportati.

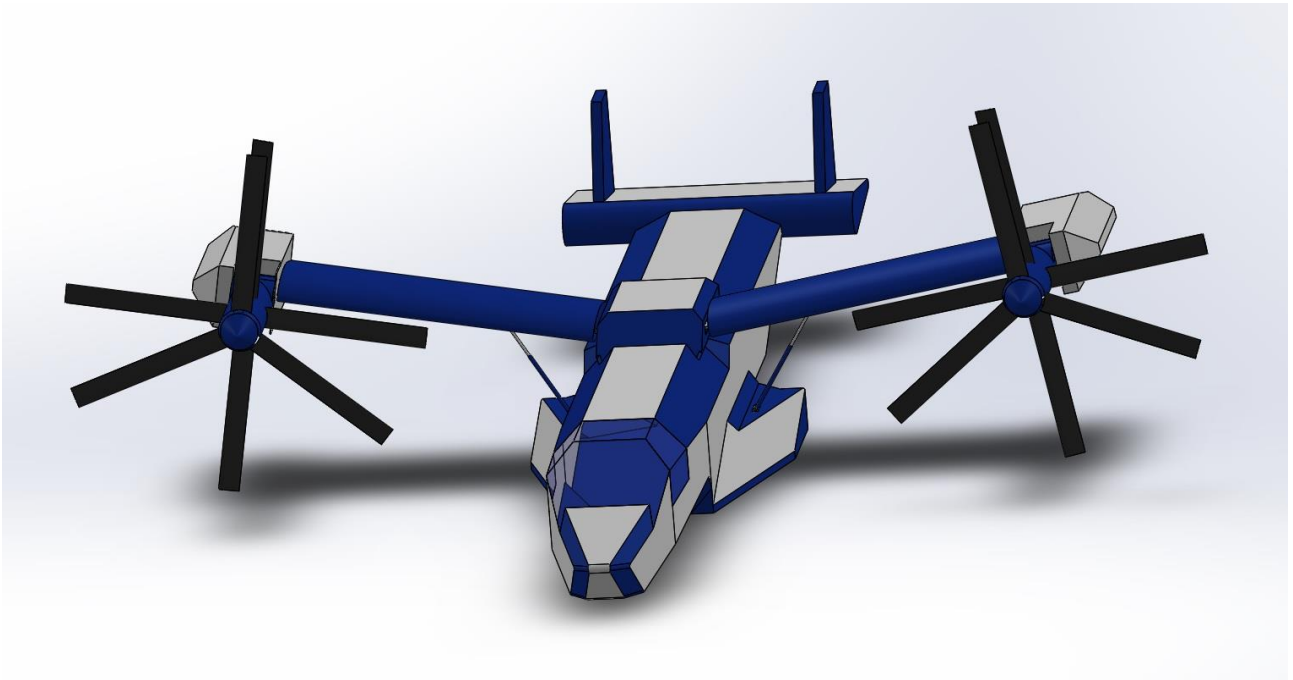


*Figura 36 - V-22 Osprey disposizione per il trasporto*

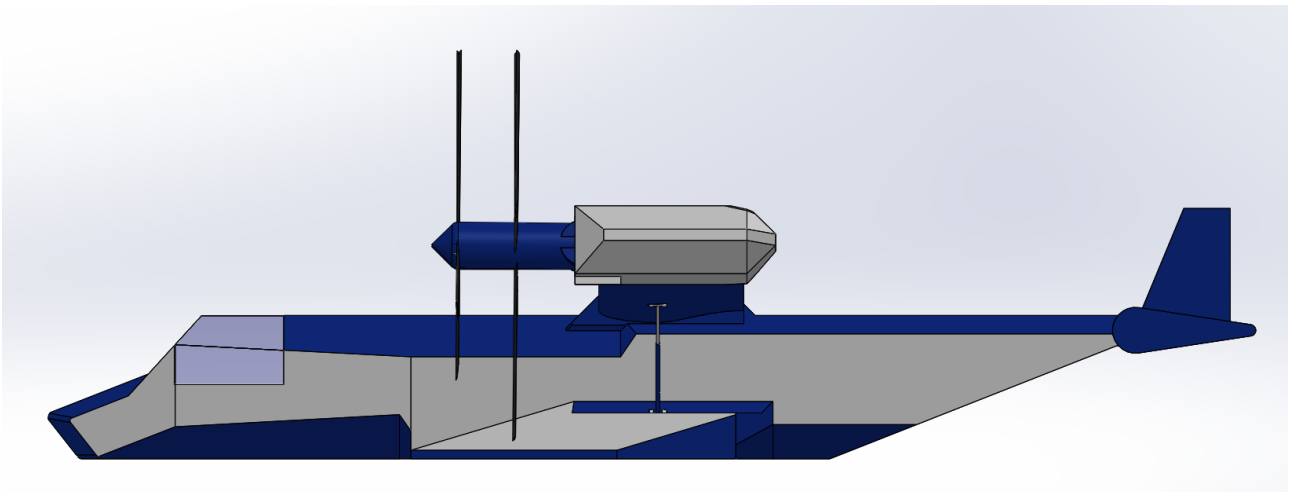
Nella soluzione pensata per rendere possibile l'atterraggio orizzontale i martinetti sono normalmente ancorati alla fusoliera e solo nel momento di preparazione al decollo un operatore collegherà gli attacchi posti nella parte inferiore dei profili delle ali che verranno sollevate già della quota di 10°. In questo modo è possibile scegliere di effettuare l'atterraggio in entrambe le configurazioni.

Seguendo questa procedura è possibile rispettare le esigenze di trasporto che ha anche l'attuale V-22 Osprey, poiché di fatto l'aggiunta dei martinetti per il sollevamento delle ali non rappresenta un ingombro nel momento in cui essi vengono sganciati e riposti lungo la fusoliera del convertiplano.

Nelle figure sottostanti è possibile vedere l'assieme del modello nella sua completezza, i martinetti posizionati già alla quota studiata per permettere l'atterraggio orizzontale. Si nota infatti dalla vista laterale che il profilo delle eliche rimane sufficientemente al di sopra del profilo del velivolo.



*Figura 37 - Asieme in configurazione con martinetti posizionati e  $\beta=10^\circ$*



*Figura 38 - Vista laterale dell'asieme*

## CAPITOLO 5

---

### CONCLUSIONI

La soluzione proposta in questo elaborato, con le dovute approssimazioni e semplificazioni del caso, consente una modifica sostanziale al velivolo V-22 Osprey attualmente utilizzato dalle forze militari. L'impiego delle eliche controrotanti ha permesso di raggiungere una spinta al decollo di 360000 N, se confrontata con il V-22 Osprey originale può soddisfare le richieste in termini di prestazioni al decollo.

Il diametro molto ridotto non è il solo vantaggio ottenuto con la sostituzione delle eliche originali, infatti sostituendo nel sistema questo tipo di eliche è possibile eliminare in modo definitivo il sistema di equilibratura delle eliche, dato che il sistema ad elica controrotante è di per sé autoequilibrato. Questo comporta che in caso di piantata motore le eliche possano girare in maniera indipendente mantenendo una certa stabilità in tutto il velivolo. Nel caso del V-22 Osprey questo rappresentava una forte criticità perché poteva causare la perdita del controllo del convertiplano in caso di emergenza.

Le modifiche effettuate sulla fusoliera e sulle ali permettono, accoppiate all'utilizzo dei martinetti, di effettuare un atterraggio anche in configurazione di volo orizzontale. Questo rappresenta l'obiettivo principale della progettazione effettuata in questo elaborato, perché ad oggi in questa categoria di velivoli non è assolutamente possibile scegliere il tipo di atterraggio, e in caso di criticità al sistema di conversione si verificherebbe una condizione pericolosa o addirittura mortale per tutto l'equipaggio e i passeggeri.

Gli svantaggi di adottare un sistema di questo tipo sono sicuramente una complessità meccanica maggiore, dato che l'inserimento della doppia elica controrotante comporta modifiche sostanziali alla trasmissione meccanica che trasferisce potenza dal motore alle eliche.

Sicuramente l'aumento della complessità del convertiplano comporta un aumento del costo totale dello stesso, rispetto alla sua versione originale. Il suo utilizzo è perciò, al momento, diretto ad un impiego nel campo militare e quindi la possibilità di risolvere le criticità del V-22 Osprey risulta di primaria importanza se confrontata con un fattore puramente economico.

Studi futuri potrebbero affinare la ricerca di un profilo ancora migliore per le pale, che consenta di aumentare ulteriormente le prestazioni rispetto la soluzione qui presentata, consentendo un maggiore risparmio nell'utilizzo del velivolo. Si potrebbero, inoltre, stimare in via preliminare i costi necessari ad effettuare le modifiche pensate nella trattazione.

## **BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA**

### **Bibliografia:**

- Gareth D. Padfield, “Helicopter Flight Dynamics”, Blackwell
- E. Funaioli, A. Maggiore, U. Meneghetti, “Lezioni di Meccanica Applicata alle Macchine – Seconda Parte: Elementi di Meccanica degli Azionamenti”, Patron, Bologna, 2009
- Tesi dell’ Ing. Mantovani Francesco, “Studio di un’elica ottimizzata per un ricognitore stratosferico”, Forlì, 2006

### **Sitografia:**

- [www.boeing.com](http://www.boeing.com)
- [www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com)
- [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov)
- [www.treccani.it](http://www.treccani.it)
- [www.wikipedia.it](http://www.wikipedia.it)



## **RINGRAZIAMENTI**

Non è stato facile arrivare alla conclusione di questo percorso così importante per la mia vita.

In primo luogo ringrazio i miei genitori, e la mia famiglia, per avermi sostenuto e sopportato durante questi anni di studio, e per i sacrifici economici che hanno fatto per permettermi di studiare.

Ringrazio il professore Luca Piancastelli per avermi seguito nello svolgimento di questo progetto, nella stesura della tesi e per i consigli sempre preziosi.

Ringrazio tutti i miei parenti e amici che mi sono sempre stati vicini e hanno condiviso con me sia i momenti belli sia quelli più difficili di questi anni.

In ultimo, ma non per importanza, ringrazio gli amici più fidati, quelli che si contano sulle dita di una mano, i compagni di avventure, per aver sempre creduto in me e avermi spronato a dare sempre il massimo.