

**ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITA' DI BOLOGNA**

**SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA**

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

**ELABORATO FINALE DI LAUREA  
IN DISEGNO ASSISTITO DAL CALCOLATORE 11361**

**STUDIO ED OTTIMIZZAZIONE DI UN  
CONVERTIPLANO IN VOLO  
ORIZZONTALE**

**CANDIDATO**

***LUCA AMMONIACI***

**RELATORE**

***CHIAR.MO PROF. PIANCASTELLI LUCA***

**A.A. 2014-2015**

**III SESSIONE**



## **INDICE**

INDICE FIGURE.....	5
ABSTRACT .....	7
CAPITOLO 1 .....	8
INTRODUZIONE AL CONVERTIPLANO .....	8
CAPITOLO 2 .....	14
IL PROGRAMMA V-22 OSPREY .....	14
2.1 CARATTERISTICHE .....	14
2.2 SVILUPPO DEL PROGETTO .....	15
Test e attività di valutazione .....	15
Le sei fasi dell’OT-IIC .....	16
2.3 SCHEDE TECNICHE .....	18
2.4 LIMITI DEL V-22 OSPREY .....	19
CAPITOLO 3 .....	21
3.1 LE ELICHE ED IL LORO FUNZIONAMENTO .....	21
Cenni storici.....	21
3.2 GENERAZIONE DEL MOTO.....	21
Generazione della propulsione.....	21
3.3 NOMENCLATURA E GEOMETRIA DELL’ELICA.....	22
Nomenclatura e genesi dell’elica .....	22
La geometria dell’elica .....	25
3.4 IL FUNZIONAMENTO DELL’ELICA .....	28
Le formule di Rénard .....	29
Diverse condizioni di funzionamento dell’elica .....	31
CAPITOLO 4 .....	33
Il progetto .....	33
4.1 INTRODUZIONE.....	33
4.2 ELICHE CONTROROTANTI .....	33
Generalità sulle eliche controrotanti .....	33
4.3 SCELTE DI PROGETTO.....	37
4.4 SIMULAZIONI CFD .....	43

Parametri delle simulazioni .....	45
CAPITOLO 5 .....	49
CONCLUSIONI.....	49
BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA .....	50
Bibliografia: .....	50
Sitografia: .....	50

## INDICE FIGURE

<i>Figura 1 - Funzionamento di un tilt-rotor</i> .....	9
<i>Figura 2 - Efficienza portante in Hovering vs carico sul disco rotorico</i> .....	10
<i>Figura 4 - Boeing V-22 Osprey (Tilt-rotor)</i> .....	11
<i>Figura 3 - Hiller X - 18(Tilt-wing)</i> .....	11
<i>Figura 5 - Il controllo in modalità elicottero e velivolo</i> .....	12
<i>Figura 6 - Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (I)</i> .....	12
<i>Figura 7–Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (II)</i> .....	13
<i>Figura 8 - V-22 Osprey in volo</i> .....	14
<i>Figura 9 - V22 in fase di decollo verticale</i> .....	17
<i>Figura 10 - Dettaglio quote V-22 Osprey</i> .....	19
<i>Figura 13 - Sviluppo dell'elica in un piano</i> .....	23
<i>Figura 14 - Genesis di un elica a passo uniforme</i> .....	24
<i>Figura 15 - Differenza tra pale a passo uniforme e a passo variabile</i> .....	25
<i>Figura 16 - Prima e seconda proiezione</i> .....	26
<i>Figura 17 - Equilibrio coppie aerodinamiche e centrifughe</i> .....	27
<i>Figura 18 - Angoli caratteristici dell'elica</i> .....	28
<i>Figura 19 - Pala e angolo di attacco</i> .....	28
<i>Figura 21 - Curve caratteristiche in funzione di y</i> .....	32
<i>Figura 22 - Esempio di elica coassiale controrotante</i> .....	33
<i>Figura 23 - Movimento di flappeggio del rotore</i> .....	33
<i>Figura 24 - Zone di portanza del rotore</i> .....	34
<i>Figura 25 - Equilibrio delle forze in condizione ABC</i> .....	35
<i>Figura 26 - Prestazioni in condizioni ABC all'aumentare della velocità e quota di volo</i> .....	36
<i>Figura 27 - Profilo NACA-0006 (I)</i> .....	36
<i>Figura 28 - Distribuzione di portanza lungo la pala rettangolare</i> .....	38
<i>Figura 29 - Distribuzione di portanza lungo la pala svergolata</i> .....	39
<i>Figura 30 - Generazione del Vortex Ring State</i> .....	40
<i>Figura 31 - Grafico caratteristico dell'effetto VRS</i> .....	40
<i>Figura 32 - Fasi dell'effetto VRS</i> .....	41
<i>Figura 33 - Profilo alare originale del V-22 Osprey</i> .....	42

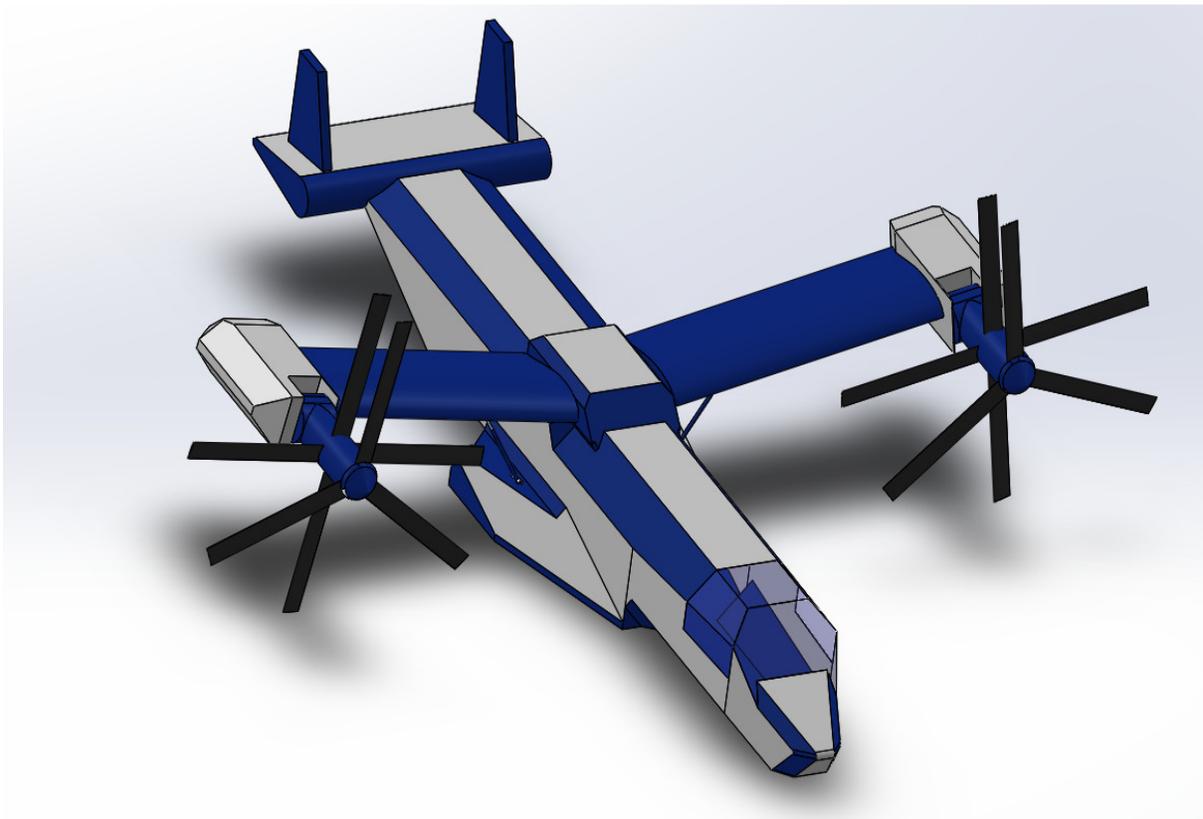
34 - Profilo NACA-0006

(II).....	43	Figura 35 - Grafici del
profilo NACA-0006.....	43	Figura 36 -
Apparato eliche coassiali controrotanti in Soli-		
dworks.....	44	Figura 37 - Nuovo modello in Soli-
dworks.....	44	Figura 38 - Modello V-
22 Osprey in Solidworks.....	45	Figura 39
- Simulazione CFD effettuata sul Nuovo modello in volo orizzonta-		
le.....	46	Figura 40 - Simulazione CFD effettuata sul modello V-
22 Osprey in volo orizzontale.....	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 coassiali con una significativa riduzione del diametro del rotore di partenza, verificando le caratteristiche di spinta in fase di crociera.



# CAPITOLO 1

## **INTRODUZIONE AL CONVERTIPLANO**

Questo capitolo introduttivo ha lo scopo di fornire una breve descrizione del sistema aeronautico al centro dello studio della presente tesi. A partire dalla definizione di convertiplano si introdurranno le ragioni del suo sviluppo e le sue potenzialità operative.

Per poter introdurre tale sistema è opportuno definirlo: si definisce aeromobile ogni macchina in grado di sostenersi e spostarsi nell'aria trasportando persone e/o cose.

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

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

Entrambi i tipi di aeromobile hanno la necessità di sviluppare una forza di sustentamento, detta portanza, utilizzando superfici alari che interagiscono con il vento relativo. Nel caso di un velivolo il moto relativo è instaurato accelerando tutto il velivolo rispetto all'aria grazie alla spinta di motori. Nel caso di elicottero invece il moto relativo è instaurato ponendo in rotazione le sole superfici di sustentamento (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.

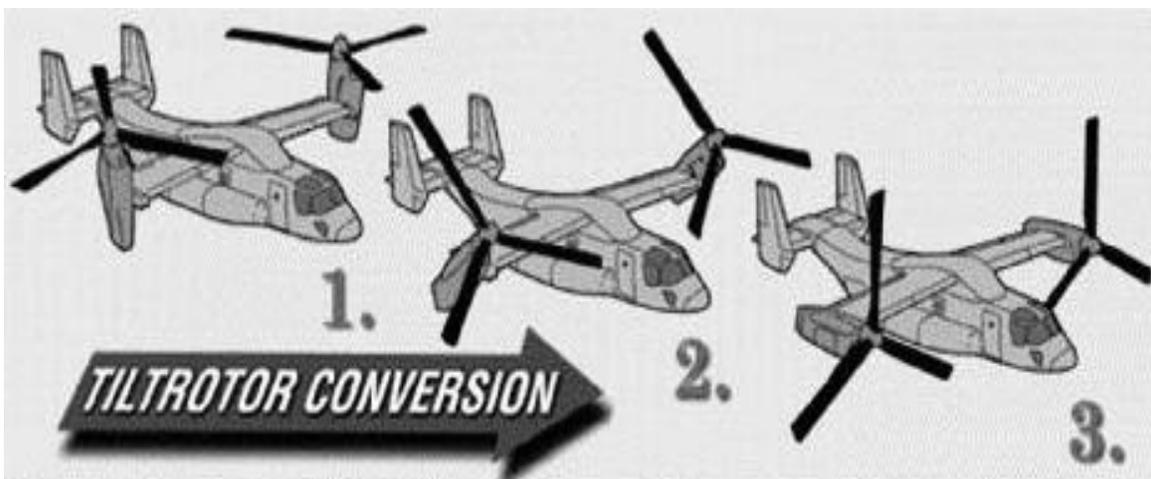
In altri termini il velivolo si sostiene in volo grazie alla portanza fornita dall'ala; portanza che viene generata accelerando il mezzo su una pista di lunghezza opportuna.

L'elicottero si sostiene in volo grazie alla portanza fornita dal rotore principale (mozzo/pale) il cui moto è garantito dai motori, 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 supe-

riore, 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 di sustentamento, sia superfici alari fisse, sia superfici alari ruotanti azionate da motori. Più in dettaglio è un aeromobile in grado di decollare ed atterrare come un elicottero (modo elicottero) ma quando è in volo, è in grado di modificare la configurazione ("conversione") portandosi in modalità velivolo turboprop (modo turboprop). Ciò è ottenuto direzionando la spinta generata dai rotori.



**Figura 1 - Funzionamento di un tilt-rotor**

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 verso il basso (2) il velivolo comincia ad accelerare e la portanza è generata in parte dal rotore e in parte dall'ala.

In questa fase il controllo del velivolo è affidato, sia al rotore, che alle superfici di controllo alare. 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 è affidato alle superfici di controllo tradizionali (equilibratore, alettoni, timone).

In configurazione intermedia (2) 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, i mezzi capaci di combinare le potenzialità di un elicottero con le prestazioni di un velivolo in volo livellato.

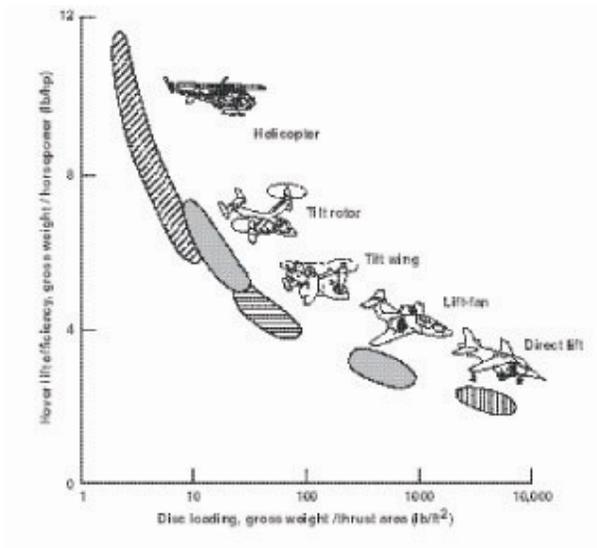
Le categorie più significative tra i sistemi convertiplano sono il “Tiltwing” e il “Tiltrotor”.

Le caratteristica peculiare del tiltwing è la capacità di ruotare l' ala sulla quale è posto in modo solida il rotore. Il diametro del rotore in questa configurazione è di solito di piccole dimensioni.

Il tiltrotor presenta, a differenza del tiltwing, un'ala fissa. Solamente il gruppo nacelle-rotore è in grado di ruotare. Questa configurazione consente un diametro del rotore maggiore.

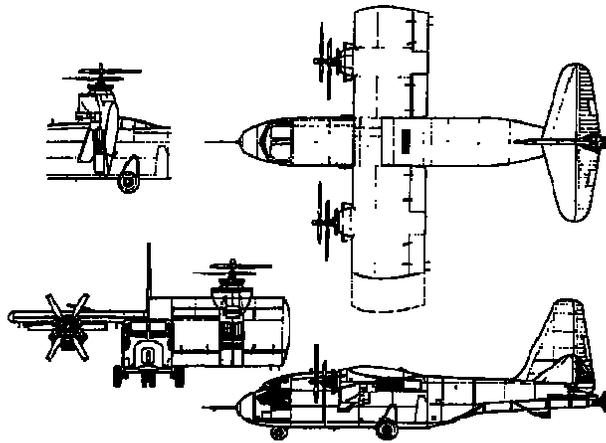
Il tiltwing è quindi in grado di decollare ed atterrare in modalità velivolo ed elicottero. Il tiltrotor può decollare ed atterrare solo in modalità elicottero con capacità V/STOL.

Il diametro di dimensioni ridotte del tiltwing determina un maggiore carico sul disco rotorico in modo da ottenere prestazioni superiori in modalità velivolo rispetto a quelle del tiltrotor. Il tiltrotor, invece, con il suo minore carico sul disco rotorico, sacrifica le prestazioni in configurazione velivolo privilegiando quelle in modalità elicottero.

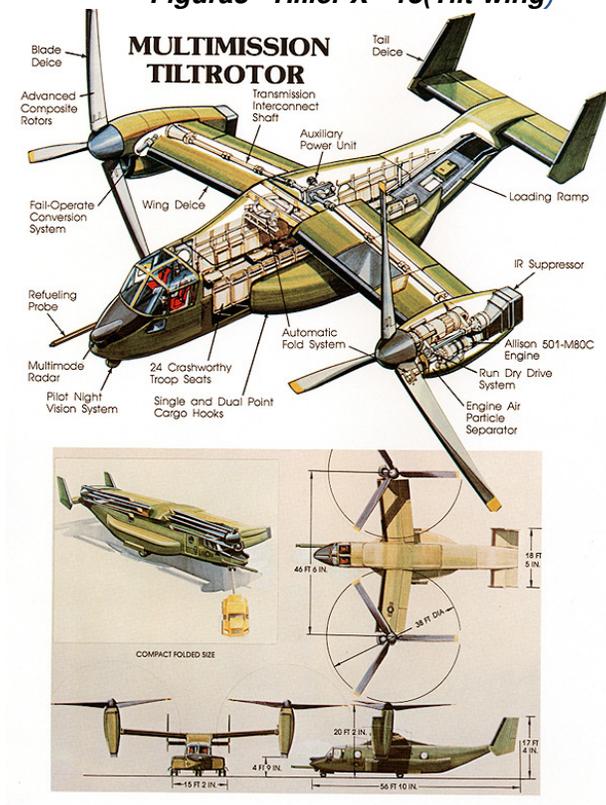


**Figura 2 - Efficienza portante in Hovering vs carico sul disco rotorico**

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



**Figura3 - Hiller X - 18(Tilt-wing)**



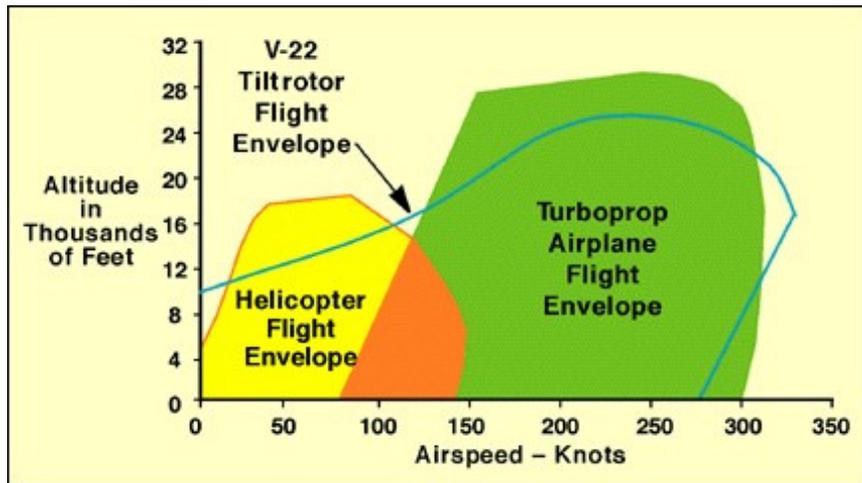
**Figura4 - Boeing V-22 Osprey (Tilt-rotor)**



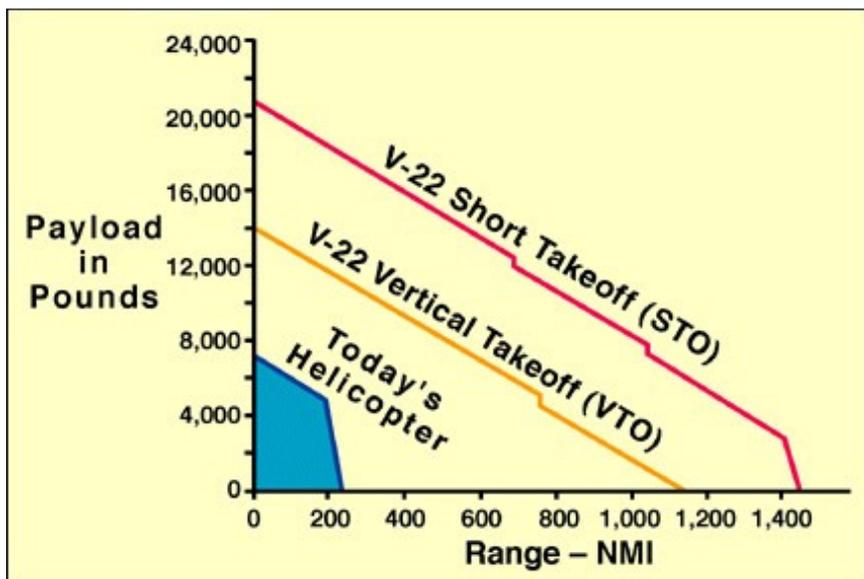
**Figura 5 - Il controllo in modalità elicottero e velivolo**

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 e di operare indipendentemente dalle convenzionali piste di decollo e atterraggio. Inoltre si voleva espandere il concetto di trasporto aereo peer to peer, cioè punto a punto, favorito dalla possibilità di atterrare in modo elicottero e viaggiare in modo aereo a grandi velocità. Tutti questi requisiti hanno condotto alla definizione del sistema convertiplano come mezzo ibrido, in parte elicottero e in parte velivolo turboprop. Questa nuova macchina, dalle grandi flessibilità di impiego, garantiva buone performance in entrambe le configurazioni.

Le 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 sistema innovativo è la complessità costruttiva e il costo monetario. Tuttavia la grande flessibilità operativa posseduta da questo tipo di velivolo è indiscutibile, infatti può di essere impiegato sia in campo militare che civile.

## CAPITOLO 2

### **IL PROGRAMMA V-22OSPREY**

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. Il suo compito è quello di effettuare missioni di trasporto tattico a medio lungo raggio a supporto delle forze statunitensi. 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 effettuare 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 è stato consegnato al Commando Operazioni Speciali Aeree, 1° Stormo Operazioni Speciali del Campo Hurlburt, Florida, nel 2007.



*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 Commando Operazioni Forze Speciali Aeree di effettuare missioni speciali a lungo raggio.

Il V-22 può svolgere missioni che normalmente richiederebbero l'impiego sia ad ala fissa che rotante. 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,

sensori elettrici 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.

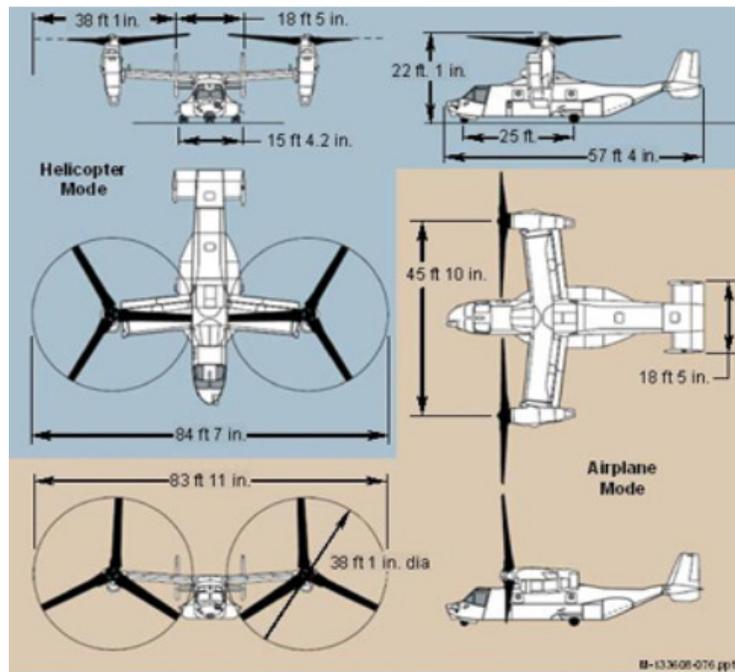
Nel 1989 l'amministrazione Bush aveva cancellato il progetto, a quel tempo il costo unitario era stimato a 35 milioni per 602 velivoli. La questione del V-22 aveva creato screzi tra il Segretario alla Difesa Richard B. Cheney e il Congresso. Il Dipartimento della Difesa aveva speso parte dei soldi di 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 SCHEDE TECNICHE

Tipo velivolo:	operazioni speciali a medio lungo raggio
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:	ditte montate nella parte alta della fusoliera
Coda:	doppia
Motori:	2 RollsRoyce-Allison AE1107C turboshaft da oltre 6.200 hp
Sistema rotopropulsione:	diametro dei rotori: 11,5 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 anfibi 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



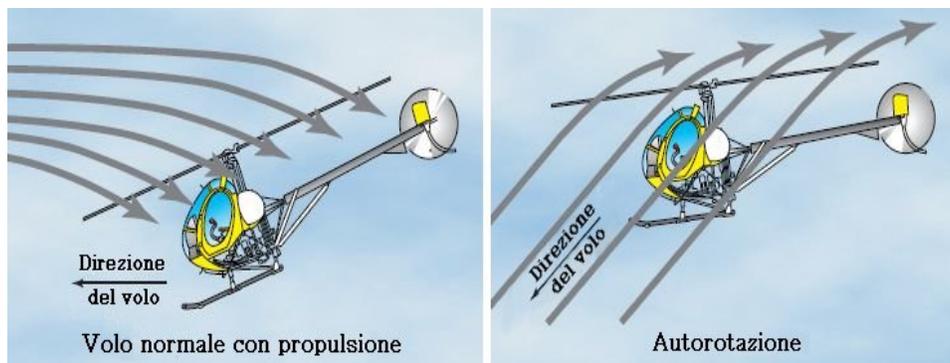
**Figura 10 - Dettaglio quote V-22 Osprey**

## 2.4 LIMITI DEL V-22 OSPREY

L'attuale configurazione del V-22 Osprey, pur essendo un progetto di provata validità, ha numerose limitazioni legate all'enorme apparato propulsivo, che non consentono al mezzo di sfruttare a pieno le sue potenzialità. Una delle più evidenti è sicuramente l'impossibilità di effettuare un atterraggio di emergenza in modalità aeroplano, dato il grande diametro dei rotori pari a 11.51m.

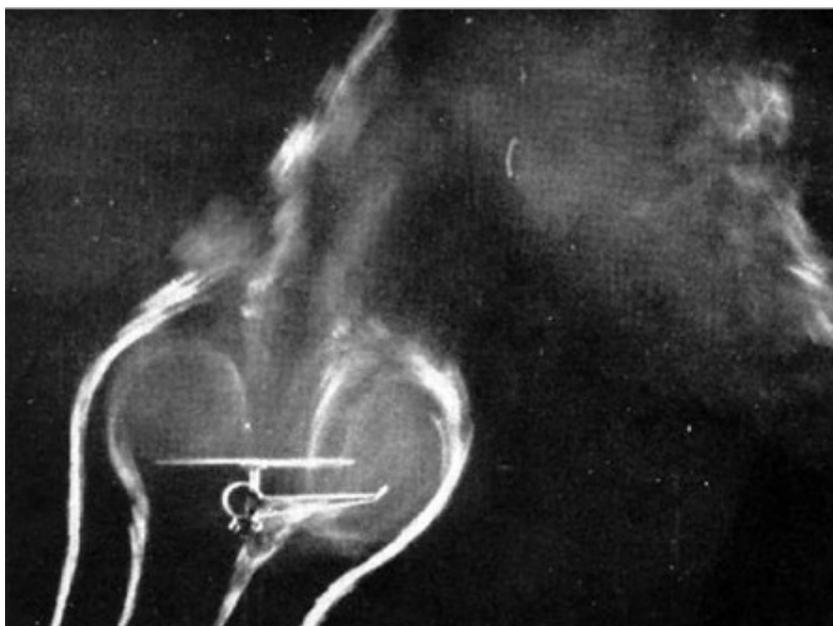
Si capisce immediatamente che in caso di avaria al sistema Tilt-Rotor, meccanismo che permette la conversione dalla configurazione da aeroplano a quella di elicottero, il velivolo si viene a trovare in una situazione di forte criticità.

In secondo luogo, nel V-22 Osprey, non è possibile effettuare la manovra di autorotazione in maniera completa: manovra che fornirebbe una via di salvezza in caso di piantata motore. Si tratta di una fondamentale caratteristica di velivoli ad ala rotante. Tali velivoli in caso di repentina perdita di potenza possono impostare una discesa controllata verso terra sfruttando l'energia del flusso d'aria ascendente per mantenere in rotazione i rotori. Così facendo la velocità di discesa è controllata e permette di atterrare senza riportare troppi danni.



**Figura 11 - Volo in Autorotazione**

Infine, il convertiplano, non consente di gestire il fenomeno del Vortex Ring State (VRS): si tratta di un fenomeno di forte criticità caratteristico dei velivoli ad ala rotante e che si verifica a seguito di una rapida discesa del mezzo dove il rotore non riesce a garantire portanza sufficiente al sostentamento.



**Figura 12 - Effetto VRS visualizzato da linee di fumo**

Tratteremo successivamente questi limiti cercando di fornire valide soluzioni progettuali al fine di garantire una maggiore sicurezza e uno sviluppo del V-22 anche in campo civile.

## CAPITOLO 3

### **3.1 LE ELICHE ED IL LORO FUNZIONAMENTO**

#### **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 madre vite, 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**

#### **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  $dm = Mdt$  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.

### **3.3 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 sola-

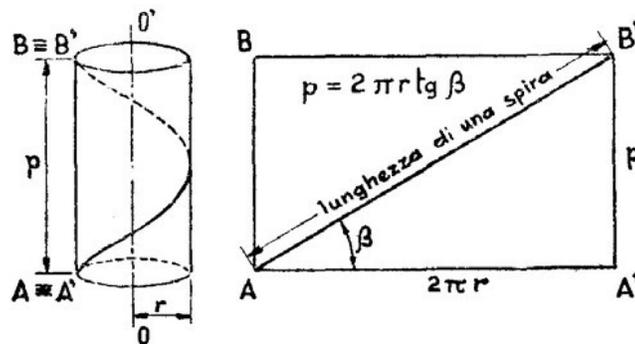
mente significato geometrico, e viene utilizzata per la descrizione del funzionamento. Il suo nome non deve quindi essere confuso con quello dell'elica intesa come macchina.

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 113 - 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:

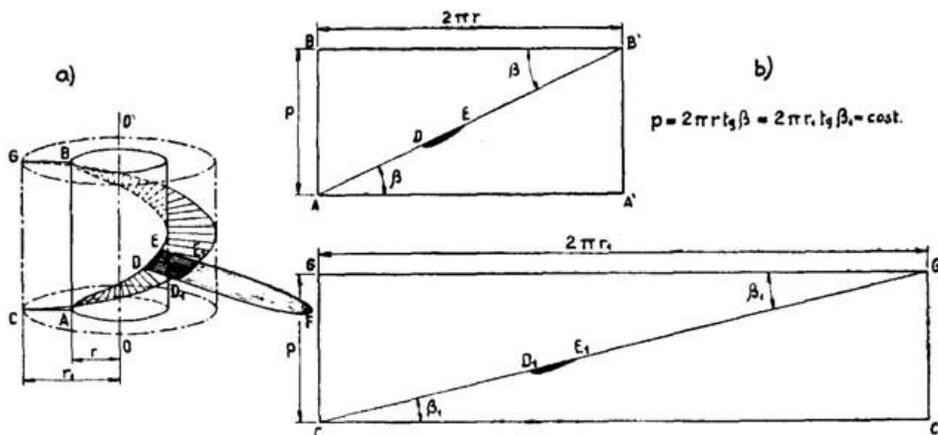
$$2 \pi r \tan \beta = 2 \pi r_1 \tan \beta_1 = p = \text{cost.}$$

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 124 - 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:

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

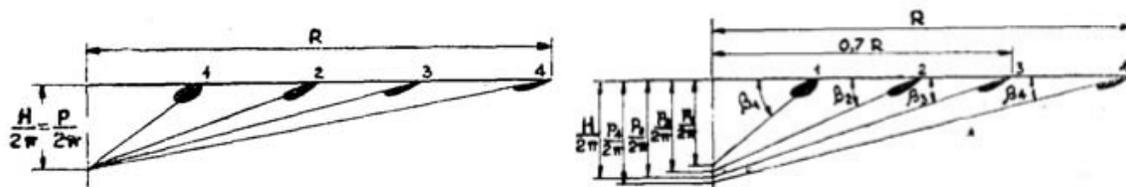
H, così come il passo p visto finora, è il passo geometrico dell'elica, mentre l'angolo di inclinazione  $\beta$  prende il nome solitamente di angolo di calettamento geometrico. Se si misura l'inclinazione, a partire da un piano normale all'asse di rotazione, non rispetto alla corda, ma alla retta di 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 15 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 135 - 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.

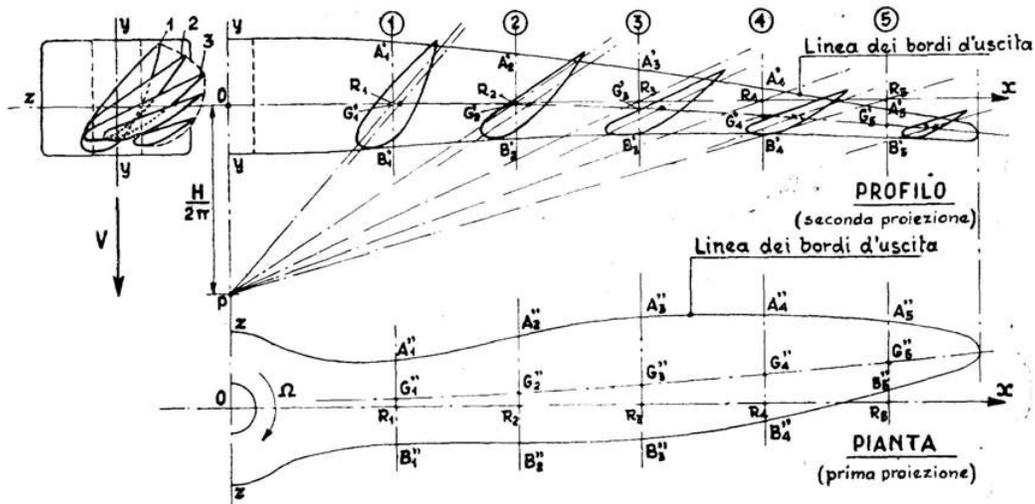
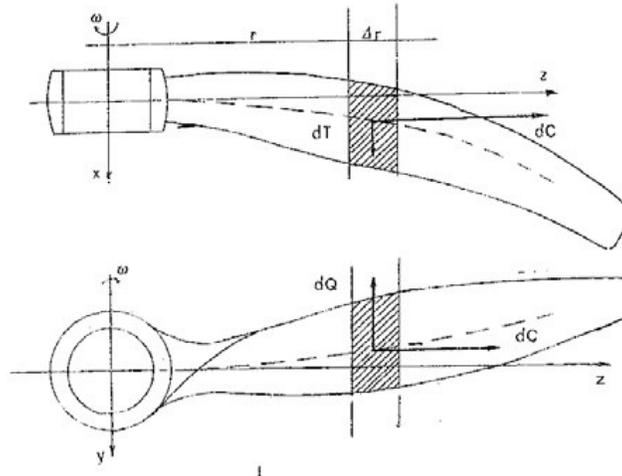


Figura 146 - Prima e seconda proiezione

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 157 - Equilibrio coppie aerodinamiche e centrifughe**

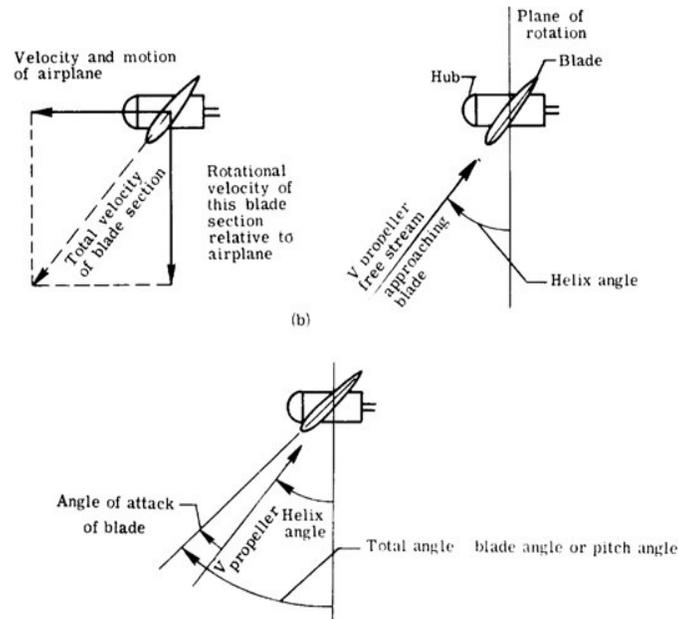
Lo scopo per il quale le eliche presentano una curva di campanatura è quello di arrivare ad una situazione in cui, durante il funzionamento, le coppie dovute alle diverse cause, equilibrandosi, alleggeriscono il mozzo, poiché diminuiscono le sollecitazioni agenti su di esso.

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.

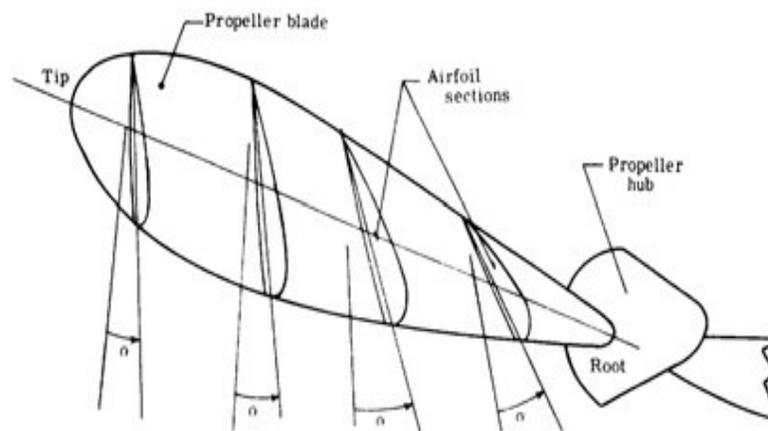
L'angolo di calettamento può raggiungere alla radice valori prossimi ai  $90^\circ$ , anche se di norma questo valore non viene superato.

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 18 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  $\phi$ , 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 19 è rappresentata invece una pala svergolata, con indicazione degli angoli di attacco relativi alle varie sezioni.



**Figura 168 - Angoli caratteristici dell'elica**



**Figura 179 - Pala e angolo di attacco**

### 3.4 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:

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

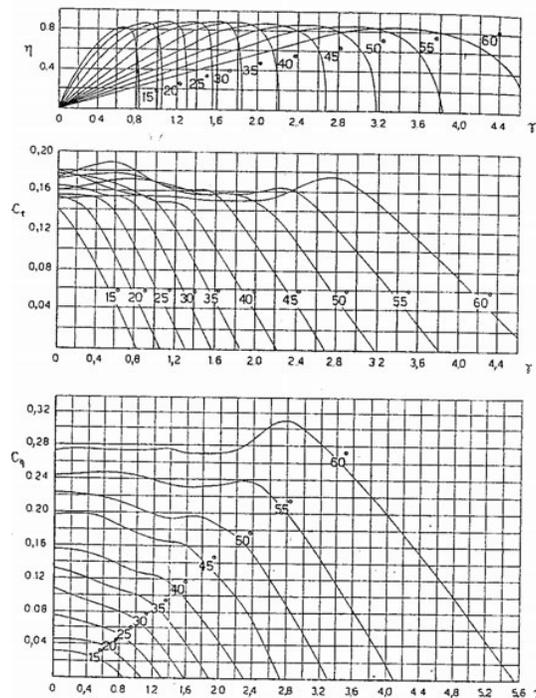
Tale rendimento prende il nome di rendimento indotto, e non considera la resistenza agente sui profili delle pale. Se si tiene conto di questa, si parla allora di rendimento di profilo. Utilizzando l'espressione del rendimento indotto e del coefficiente di potenza, si può anche scrivere, per quanto riguarda  $ct$  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 20 - Rendimento e coefficienti  $c_t$  e  $c_q$  in funzione di  $\gamma$**

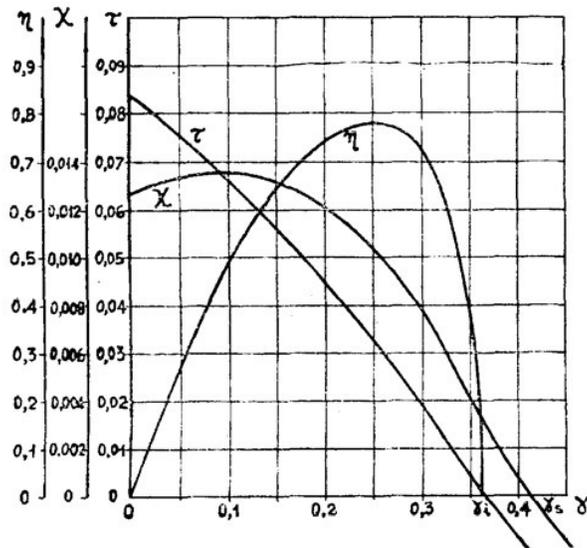
L'elica a passo variabile lavora quindi con valori del rendimento dati dall'involuppo delle curve di  $\eta$  di andamento come quello mostrato in figura 20.

## 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 181 - 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 migliorare le proprie caratteristiche di volo e di sicurezza, al fine di ottenere la certificazione in campo civile, si sono apportate alcune modifiche significative al convertiplano originale.

Si è proceduto modificando radicalmente la geometria e la lunghezza delle pale, passando da un sistema ad eliche di grande diametro ad un sistema a doppie eliche coassiali controrotanti. Si sono effettuate poi verifiche mediante il tool Flowsimulation di Solidworks per verificare se il nuovo comparto di propulsione sarà capace di una spinta sufficiente a garantire le prestazioni del V-22 Osprey nella sua configurazione attuale.

### **4.2 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 e un maggiore rumore. Quest'ultimo può essere limitato variando il numero di pale tra il rotore anteriore e il rotore posteriore, per esempio introducendo una pala in più nel secondo rotore.

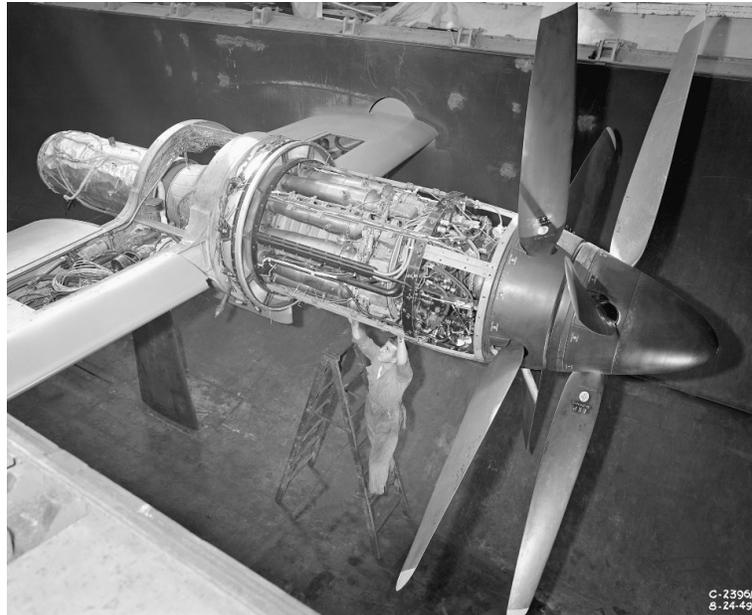


Figura 22 - Esempio di elica coassiale controrotante

## Advanced blade concept (ABC)

A partire dagli anni '60 negli Stati Uniti d'America, le aziende aeronautiche indagarono su nuove tecnologie per implementare la velocità di volo dei velivoli ad ala rotante. L'idea era di eliminare il movimento di flappeggio delle pale durante la rotazione caratteristica di ogni rotore.

Durante il moto in avanti, le pale viaggiano attraverso il vento relativo a velocità differenti. Una pala durante la fase di rivoluzione può assumere alternativamente una posizione avanzante se si muove nella stessa direzione al moto dell'elicottero, retrocedente quando si troverà in posizione opposta, ovvero contraria al vento relativo.

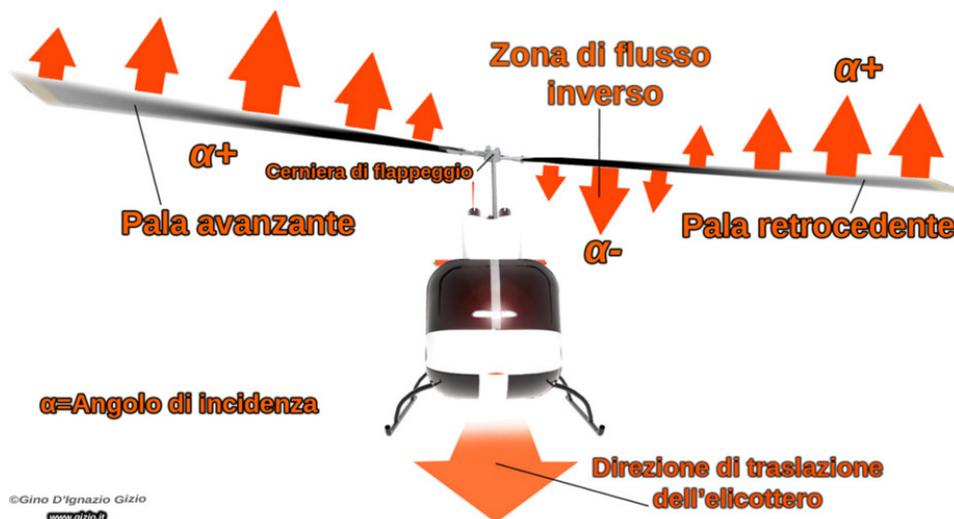
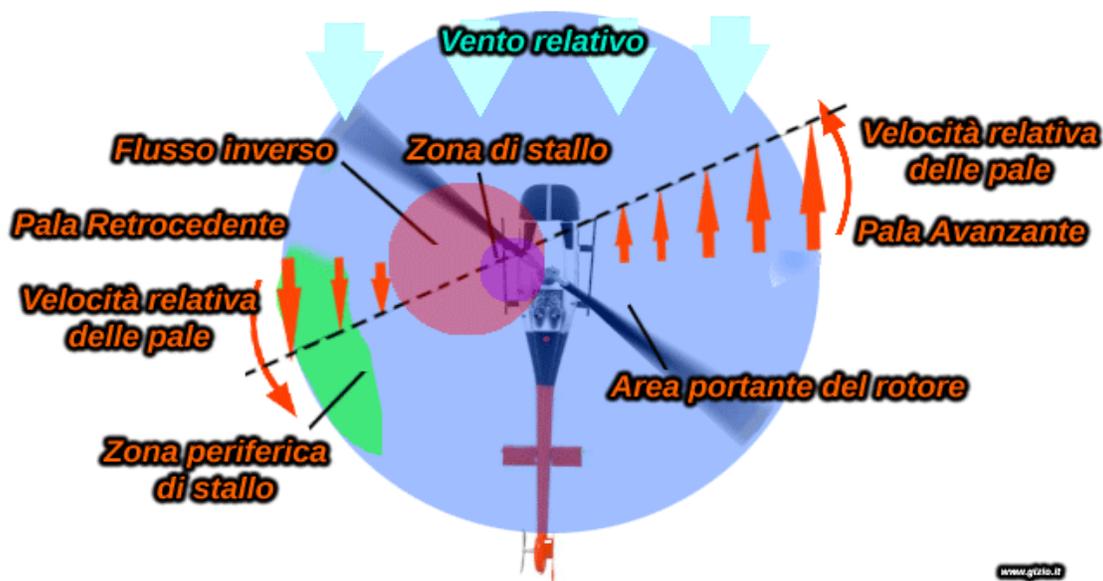


Figura 23 - Movimento di Flappeggio del rotore

La pala avanzante viene sottoposta ad una velocità rispetto al vento relativo più elevata di quanto avverrebbe in volo stazionario, con un conseguente aumento della portanza in maniera esponenziale. In altre parole la pala, in fase avanzante, si trova investita dalla somma della velocità del vento relativo dovuto alla rotazione della pala e dalla velocità d'avanzamento dell'elicottero. Viceversa la pala retrocedente, per la posizione in cui viene a trovarsi, si trova in una condizione di velocità pressoché dimezzata rispetto al vento relativo, con una drammatica riduzione della portanza. In altre parole la pala è investita dal vento relativo sul dorso, o per usare un eufemismo, la pala retrocedente è con il vento alle spalle e questo dimezza le sue capacità di produrre portanza utile al volo. Questa condizione si chiama "dissimmetria di portanza" ed è estremamente penalizzante per le macchine ad ala rotante, perché genera un forte squilibrio tra le due pale in maniera costante ed alternativa tra loro.

Il movimento di flappeggio è dato, dunque, dal fatto che la portanza che si genera nella zona avanzante tende ad inclinare verso l'alto la pala. Sulla pala retrocedente si forma un'area di correnti aerodinamiche, chiamata "zona di flusso inverso"; a questa area si aggiunge una zona di stallo dovuta agli elementi meccanici del rotore. Gioca un ruolo sconvolgente anche l'elevato angolo di incidenza della pala retrocedente. La "zona di flusso inverso" è dunque un'area della pala retrocedente dove invece della portanza, si genera una deportanza, poiché la pala subisce il vento relativo sul bordo di uscita e con un angolo negativo. Inoltre, ad elevate velocità di traslazione, si viene a creare una "zona di stallo" alle estremità della pala retrocedente; questa aumenta in larghezza e si sposta verso la parte periferica del rotore con l'aumentare della velocità.



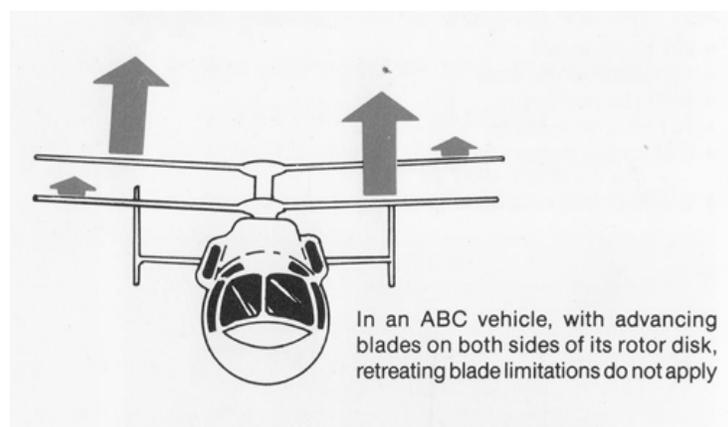
**Figura 24 - Zone di portanza del rotore**

Sulla pala avanzante le cose sono esattamente opposte: la sua velocità rispetto al vento relativo sarà molto più elevata poichè essa verrà a sommarsi alla velocità dell'elicottero in traslazione. Occorre non superare la velocità del suono, limite invalicabile per una pala, specie nella sua estremità. Da questo punto in poi si percepisce sempre più con chiarezza, la ragione per cui un elicottero sia sottoposto ad una notevole limitazione di velocità.

L'alternanza del vento relativo, generata dalla rotazione del rotore, è la causa principale per la quale un elicottero non può adottare un rotore completamente rigido, o almeno senza componenti flessibili alla radice della pala. Questo non sarebbe in grado di traslare senza essere soggetto ad una azione di ribaltamento.

Tuttavia oggi è possibile gestire il fenomeno di flapping, grazie al concetto ABC (Advanced Blade Concept), che Sikorsky ha sperimentato sul prototipo X2. Il rotore di cui è dotato questa macchina è di tipo rigido con architettura coassiale controrotante.

Il velivolo è gestito da un sistema digitale che regola l'angolo d'attacco di ogni singola pala, soprattutto in modo ciclico, fino a ridurre l'angolo di attacco in prossimità di velocità elevate. In altre parole si tratta di un rotore dinamico, in grado di autoregolarsi in base alla velocità di traslazione, fino a volare quasi completamente in autorotazione. Le pale del rotore principale assumono un angolo minimo, dal momento che il disco rotore si comporta come un ala circolare sostenendo la macchina senza problemi, tranne che per le vibrazioni che si vengono a generare. Ad eliminare questo inconveniente provvede un efficace sistema di smorzamento delle vibrazioni.



**Figura 25 - Equilibrio delle forze in condizione ABC**

I vantaggi di operare con un rotore rigido coassiale controrotante sono molteplici:

- maggiore risposta dei comandi e un miglior manovrabilità del velivolo;
- maggior efficienza energetica;
- miglioramento delle prestazioni di volo sia all'aumentare della quota sia all'aumentare della velocità orizzontale.

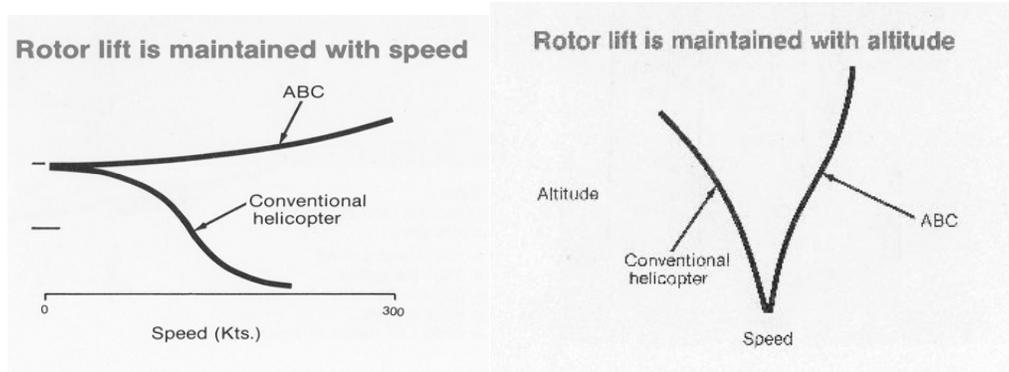


Figura 26 - Prestazione in condizione ABC all' aumentare della velocità e della quota di volo

### 4.3 SCELTE DI PROGETTO

Nel progetto si è scelto di passare dalla mono-elica del V-22 Osprey dal diametro di 11.51 m ad un sistema a doppia elica coassiale controrotante, con una forte riduzione del diametro iniziale. Le nuove eliche infatti hanno entrambe un diametro di 7.00 m. (Dati tecnici ricavati dalla tesi di Lorenzo Fiumana dal titolo "Studio ed ottimizzazione di un convertiplano ad atterraggio orizzontale".)

<b>TABELLA DI CONFRONTO TRA IL V-22 OSPREY E LA NUOVA VERSIONE</b>		
	<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>	0.0023 kg/W	0.0023 kg/W
<b>DIAMETRO DISCO</b>	11.5 m	7 m
<b>AREA DEL DISCO</b>	103.87 m <sup>2</sup>	38.50 m <sup>2</sup>

Si è deciso, inoltre, di sostituire le complesse pale svergolate caratteristiche del V-22 Osprey, valide per ottimizzare le prestazioni in volo orizzontale in un mono-rotore, con semplici pale dal profilo NACA-0006. Si tratta di un profilo simmetrico non svergolato, dalle caratteristiche stabilizzanti, che riscontra ottime performance in un apparato propulsivo ad eliche coassiali controrotanti.



Figura 27 - Profilo NACA-0006 (I)

## **Efficienza Aerodinamica**

Si può immediatamente intuire, a seguito della riduzione del diametro del rotore, che la resistenza aerodinamica totale del mezzo sarà minore. L'impatto del flusso d'aria frontale sull'apparato propulsivo sarà inferiore in modo da assicurare un maggiore rapporto Portanza/Resistenza (Efficienza aerodinamica). Inoltre il flusso d'aria generato dalle eliche controrotanti, a valle del sistema rotori, non dovrà subire forze rotative che invece indurrebbe il movimento di un rotore a singola elica. Questa caratteristica riduce la resistenza indotta prodotta dalle ali del velivolo, come già dimostrato in galleria del vento dalla NASA.

## **Forze di Inerzia**

In secondo luogo è possibile aumentare la velocità di rotazione dei rotori senza superare la velocità del suono alle estremità delle pale del rotore, a favore delle prestazioni.

In un convenzionale V-22, l'aumento del numero di giri delle eliche però comporterebbe, oltre al superamento della velocità del suono, con pericolose conseguenze strutturali e prestazionali del comparto propulsivo, anche l'aumento delle forze giroscopiche dovute all'inerzia polare di ogni singola elica. Queste sarebbero di difficile gestione sia per il sistema di tilt-rotor, che dovrebbe manifestare una forza maggiore per ruotare l'apparato propulsivo, sia per gestire le manovre di volo.

La scelta di introdurre due coppie di eliche coassiali controrotanti tende ad annullare il problema. I rotori, anteriori e posteriori, devono essere opportunamente dimensionati, così da generare la stessa forza giroscopica. In questo modo ogni coppia di eliche è in grado di equilibrare le forze in gioco.

## **Autorotazione**

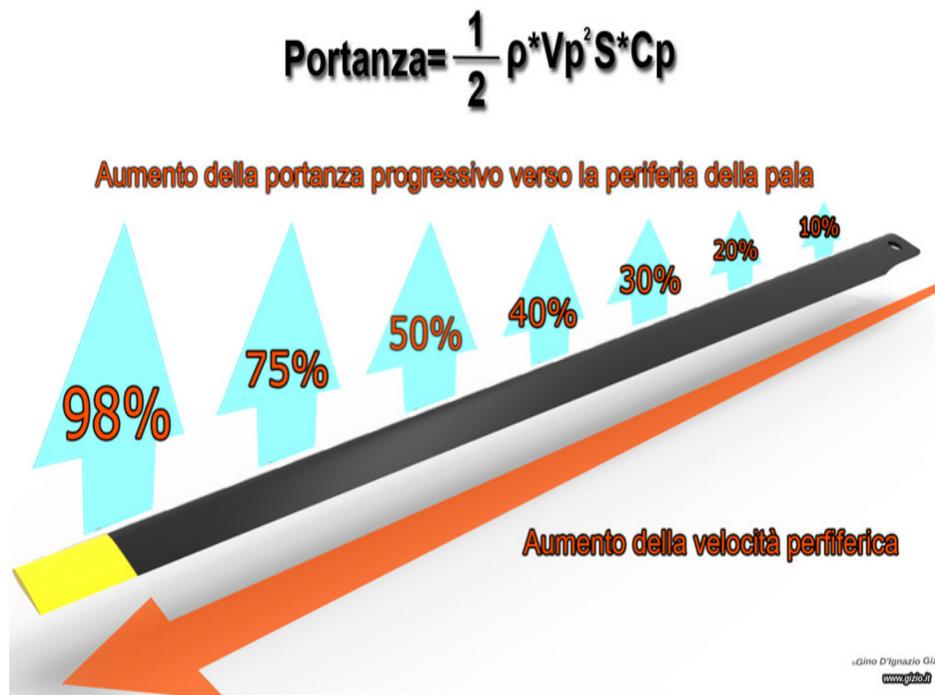
I test effettuati sul V-22 Osprey evidenziarono forti limiti del mezzo ad effettuare la manovra di autorotazione. I rotori in tale circostanza non garantiscono una sufficiente velocità di rotazione rendendo proibitiva la discesa. Di conseguenza si instaura una rapida discesa che difficilmente il convertiplano, in modalità elicottero, potrebbe rallentare. Solamente tramite l'ausilio del pilota fu possibile effettuare l'autorotazione puramente tecnica, eliminando gradualmente la potenza ai motori e mantenendo il corretto assetto di volo. Anche in questo caso si trattò di un'operazione al limite della sicurezza in quanto la velocità di discesa registrata fu di 18m/s, quindi troppo elevata per un atterraggio in sicurezza. Questo aspetto di notevole importanza ha impedito al V-22 Osprey di essere omologato anche per il trasporto civile.

Nel caso dell'elicottero, l'autorotazione è la condizione di funzionamento in cui il rotore non richiede alcuna coppia motrice per essere mantenuto in rotazione ma utilizza l'energia del flusso d'aria che attraversa il disco rotore dal basso verso l'alto e la forza d'inerzia del rotore principale durante la discesa. Il rotore quindi si comporta come un mulino a vento (Windmill). Il pilota deve abbassare il comando collettivo per mantenere il corretto numero di giri del rotore principale durante la discesa

e alzare il collettivo stesso in prossimità del suolo per ammortizzare l'atterraggio. Il numero di giri al minuto del rotore è il fattore più importante da considerare durante l'autorotazione. Se questo parametro diminuisce eccessivamente, il rotore non può svolgere questa funzione. L'autorotazione viene sfruttata per garantire all'elicottero la possibilità di scendere a velocità non eccessivamente elevata, dell'ordine dei 10 m/s.

Grazie alle nuove scelte progettuali, la manovra di autorotazione sul convertiplano risulta ora possibile. Il nuovo comparto eliche necessita di una minor energia per essere mantenuto in autorotazione. Il velivolo potrà scendere a velocità accettabili, a differenza del V-22, in quanto l'impatto del flusso d'aria sui rotori sarà inferiore ma sufficiente al sostentamento del mezzo. Ciò è reso possibile, oltre dalla riduzione del diametro dei rotori, dall'elica coassiale controrotante rigida equipaggiata dal profilo NACA-0006. La doppia elica, permette un'azione frenante migliore rispetto ad una singola elica: il flusso d'aria proveniente dal basso, dovrà attraversare due dischi in rotazione, assicurando in questo modo un'eccellente azione frenante e una spinta di sostentamento sufficiente garantita dal profilo NACA-0006.

La pala NACA-0006, non svergolata, non presenta la stessa velocità su tutta la superficie durante la rotazione bensì la velocità aumenta verso le estremità della stessa. Tale velocità è chiamata "velocità periferica" e determina un aumento di portanza verso la periferia della pala.



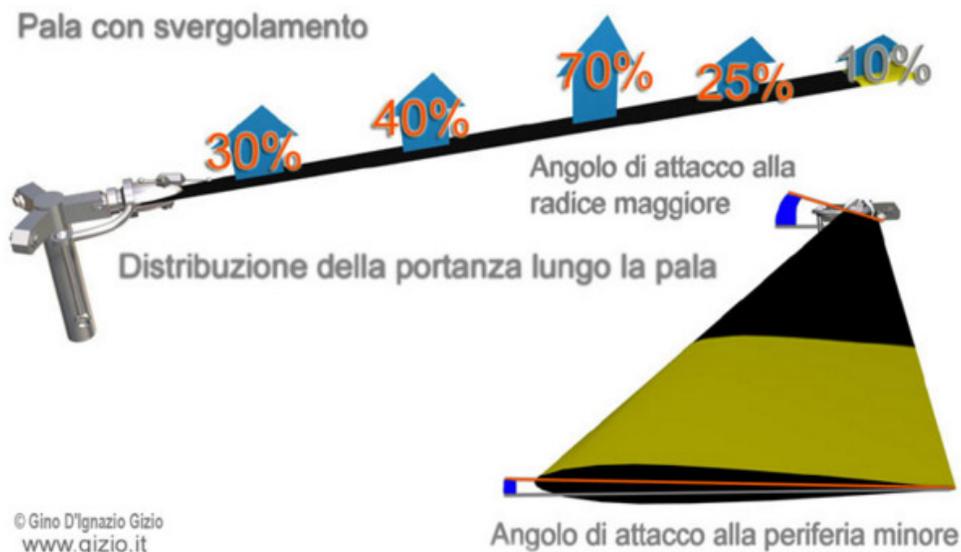
**Figura 28 - Distribuzione di portanza lungo la pala rettangolare**

La concentrazione della portanza nella parte estrema della pala, ha rappresentato un serio problema agli albori dello sviluppo delle macchine ad ala rotante. Questo fenomeno produceva serissime sollecitazioni strutturali legate alla flessibilità della pala con conseguenti spiacevoli vibrazioni e gravi

limitazioni aerodinamiche. Per ovviare al problema della distribuzione della portanza, si pensò inizialmente all'utilizzo di pale rastremate, aventi come caratteristica una corda sempre più ridotta a partire dalla radice verso l'estremità della pala.

Successivamente le pale rastremate, vennero spesso sostituite da pale svergolate, aventi un angolo di attacco maggiore alla radice che diminuisce man mano che si raggiunge la periferia della pala. Questa strategia infatti permette di distribuire la portanza in maniera più efficace ed omogenea, concentrandola verso il 70% della lunghezza della pala che può essere considerato come il suo centro di pressione. La portanza risultante viene così perfettamente distribuita sulla intera superficie della pala in modo proporzionale, per compensare gli squilibri prodotti dalla velocità periferica.

Le pale moderne sono sostanzialmente in buona parte a pianta rettangolare, sebbene grazie alle tecnologie a controllo numerico, oggi è possibile costruire delle pale con pianta rastremata piuttosto complessa, come quelle impiegate sul rotore del Sikorsky X2. Tuttavia, le pale a pianta rettangolare, rimangono le più diffuse, perché presentano una caratteristica molto importante data dall'angolo di svergolamento.



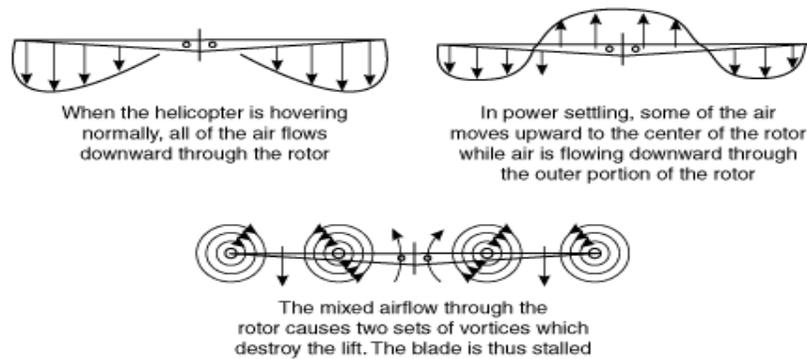
**Figura 29 - Distribuzione di portanza lungo la pala svergolata**

Ai giorni d'oggi, grazie al concetto ABC implementato su rotori ad architettura coassiale controrotante, è possibile gestire le vibrazioni, carichi strutturali e la distribuzione di portanza, al fine di utilizzare semplici pale come da progetto favorevoli all'autorotazione.

La pala svergolata presenta migliori qualità dal punto di vista delle prestazioni di volo ma è, purtroppo, una pala sfavorevole dal punto di vista del Vortex Ring State (VRS).

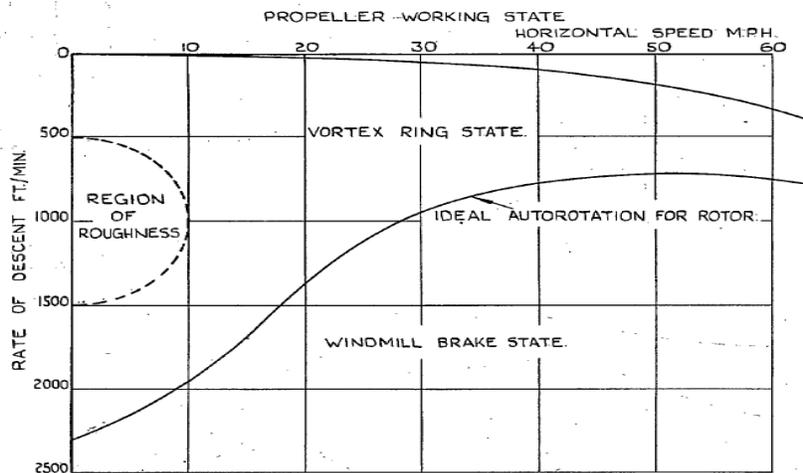
## Vortex Ring State (VRS)

Il VRS è un fenomeno che si verifica al subentrare di precise condizioni che caratterizzano ogni velivolo dotato di rotore. Se consideriamo, per semplicità, un elicottero mono-rotore possiamo affermare che il rotore principale induce un flusso d'aria discendente al fine di generare spinta di sustentamento. All'estremità delle pale del rotore si creano dei piccoli vortici di ricircolo (VRS), generati dalla differenza di pressione tra il dorso e il ventre della pala, che tendono ad alterare le prestazioni aerodinamiche del rotore. Qualora i vortici aumentino in quantità e dimensione potrebbero impedire al rotore di sostenere il mezzo. Tale condizione si può verificare durante una discesa ripida dove il flusso indotto dal rotore entra in conflitto con un flusso d'aria ascendente generato appunto dal movimento del velivolo verso il basso.



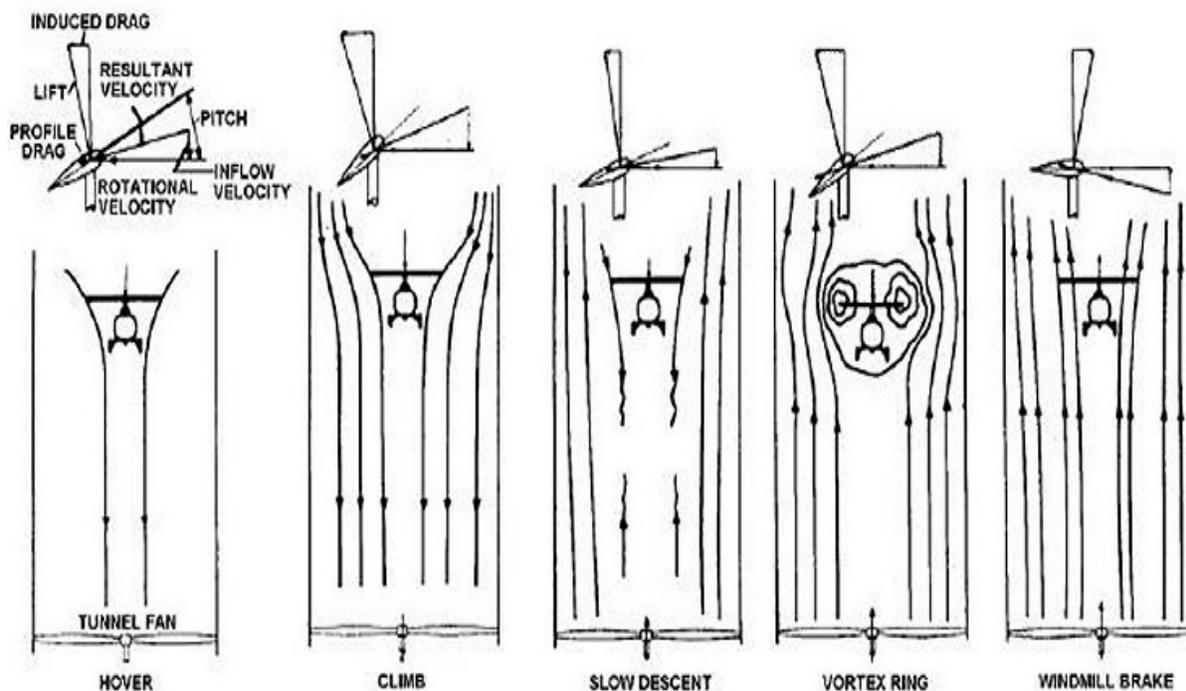
**Figura 30 - Generazione del Vortex Ring State**

Qualora le due velocità si uguagliano, il rotore si troverà a volare all'interno della sua stessa scia (Region of Roughness) e i vortici di ricircolo alle estremità delle pale, tenderanno ad aumentare e a diffondersi lungo la pala stessa, producendo forti vibrazioni e una situazione di instabilità di portanza nel rotore. Con queste asimmetrie di portanza, il velivolo subirà fluttuazioni di notevole intensità e l'aerodinamica del rotore, ora deteriorata, non consente al mezzo il sustentamento. Tale condizione di forte criticità è denominata Vortex Ring State.



**Figura 31 - Grafico caratteristico dell'effetto VRS**

Al subentrare del sopra citato fenomeno, il velivolo inizierà a precipitare. Il pilota dovrà evitare di aumentare potenza e passo collettivo (azione non istintiva) in quanto andrebbe a intensificare l'energia dei vortici a discapito della condotta del volo. Il pilota, di conseguenza, dovrà ridurre il passo collettivo per diminuire l'energia che alimenta i vortici sulle pale e indirizzare il velivolo verso il volo orizzontale, fornendo così flusso indisturbato al rotore per ristabilire le condizioni aerodinamiche ideali.



**Figura 32 - Fasi dell'effetto VRS**

Il VRS è un fenomeno molto critico. E' essenziale progettare velivoli ad ala rotante in grado di poter superare questa condizione indesiderata.

Il V-22 nell' Aprile del 2000 subì un grave incidente a seguito di una situazione critica di Vortex Ring State dove persero la vita 19 Marines. Il velivolo, nel tentativo di effettuare un atterraggio alla base di Marana, in Arizona, scese di quota troppo velocemente raggiungendo come rateo di discesa 2000 ft/min. La velocità orizzontale di avanzamento era ridotta, circa 70 km/h, ed il convertiplano si ritrovò a volare nella "Region of Roughness". Improvvisamente il rotore di destra perse portanza ed il velivolo, ormai a poche centinaia di piedi d'altezza, si avvittò inesorabilmente verso il suolo.

Il V-22 è fortemente condizionato da un'asimmetria sui piani di rollio e beccheggio causata dall'istallazione del doppio rotore che causa situazioni non gestibili dal pilota.

Antecedentemente al grave incidente del 2000, i progettisti del V-22 definirono parametri limite da non superare, per evitare appunto l'insorgere del VRS. In particolare, i piloti erano tenuti a non ef-

fettuare discese con ratei superiori a 800 ft/min con velocità orizzontale inferiore a 75 km/h. L'equipaggio a bordo del convertiplano, superò abbondantemente questi parametri.

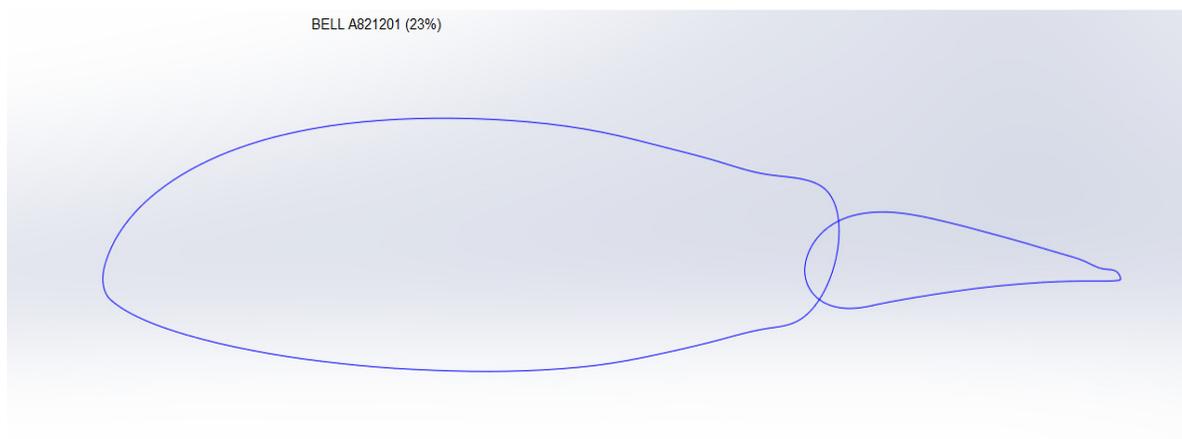
L'impiego di un apparato ad eliche coassiali controrotanti rende più stabile e governabile il velivolo, come precedentemente riportato. Le forze prodotte da ogni singola elica vengono bilanciate dalla corrispondente elica che ruota in senso opposto e il pilota può agire liberamente sui comandi. Inoltre l'utilizzo del profilo NACA-0006 rende meno stabile e critica la condizione di VRS. In questo modo il pilota avrà la possibilità di manovrare il velivolo più facilmente in quanto l'energia caratteristica dei vortici ricircolanti sulle pale è di minor entità.

#### **4.4 SIMULAZIONI CFD**

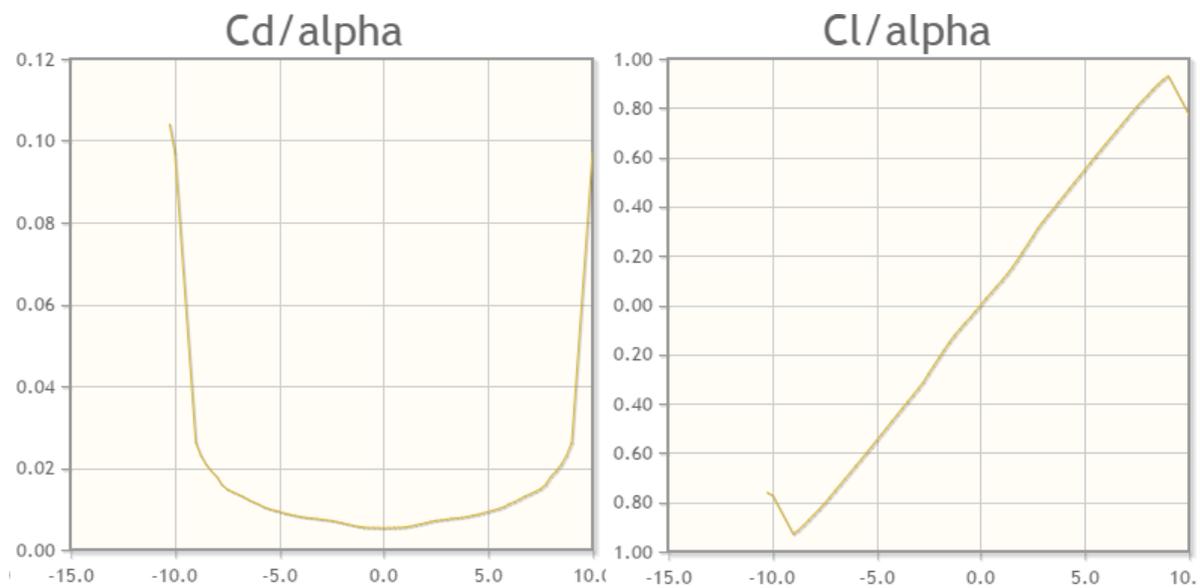
Nel progetto che si vuole studiare è necessario sfruttare il tool FlowSimulation di Solidworks per poter valutare le modifiche apportate al modello originale del V-22 Osprey. Nello studio aerodinamico si utilizzerà un modello del velivolo fortemente semplificato, mantenendo assoluta precisione e fedeltà 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 aerodinamici scelti sono i seguenti:

- NACA-0006
- Bell A821201 (23%)

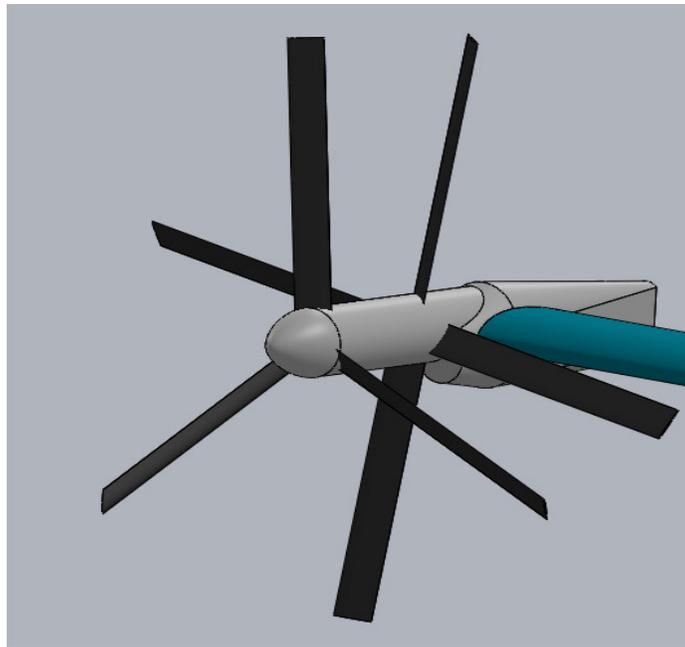


**Figura 33 - Profilo alare originale del V-22 Osprey**

**Figura 34 - Profilo NACA-0006(II)****Figura 35 - Grafici del profilo NACA-0006**

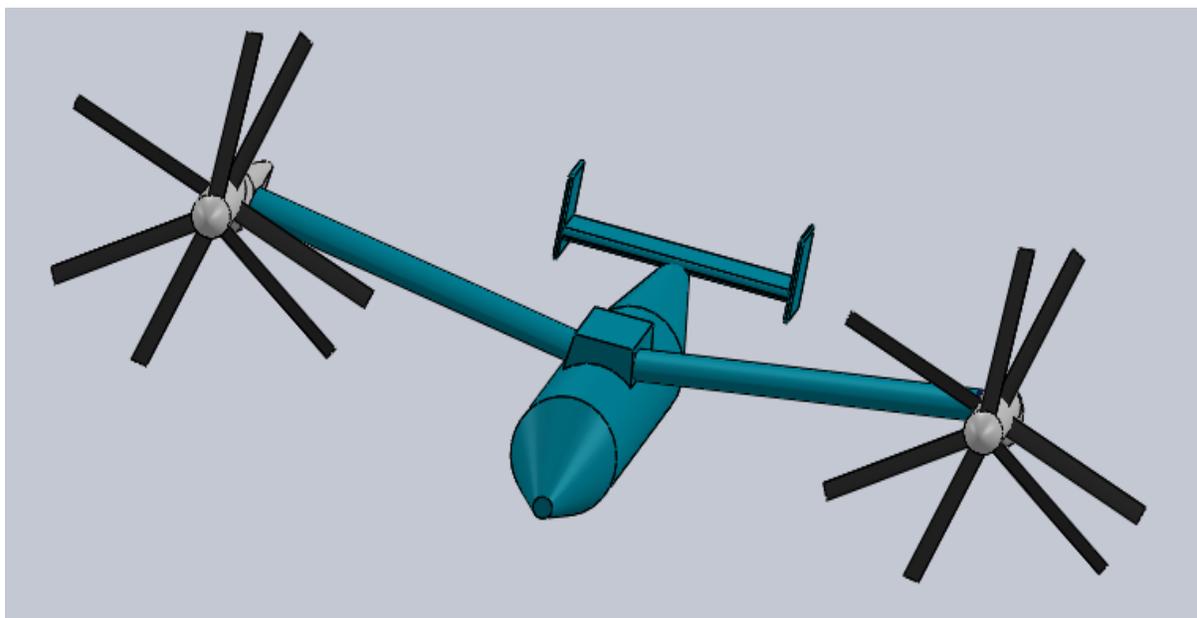
Il profilo dell'ala è il medesimo installato sul V-22 Osprey, mentre per le pale dei rotori si è scelto un profilo normalizzato, di tipo simmetrico che, come abbiamo specificato nel capitolo precedente, fornisce una maggiore sicurezza di volo al prototipo.

Nel modello studiato si è andati a imporre un apparato di eliche coassiali controrotanti. In particolare il rotore anteriore sarà composto da 3 pale, mentre il rotore posteriore da 4 pale con un grado di calettamento in meno rispetto a quelle del rotore anteriore. Queste scelte consentono di ridurre fortemente il rumore caratteristico delle eliche coassiali controrotanti.



**Figura 36 - Apparato eliche coassiali controrotante in Solidworks**

## **Parametri delle simulazioni**



**Figura 37 - Nuovo modello in Solidworks**

Definito il modello di partenza, si è voluto studiare le prestazioni del velivolo in fase di crociera con l'obiettivo di determinare la quota di massima efficienza.

Per inizializzare lo studio si sono considerati costanti i valori di alcuni parametri:

- Velocità di volo:  $V=400$  km/h.
- Velocità massima al tip della pala  $v_{tip} = 0.81$  mach.

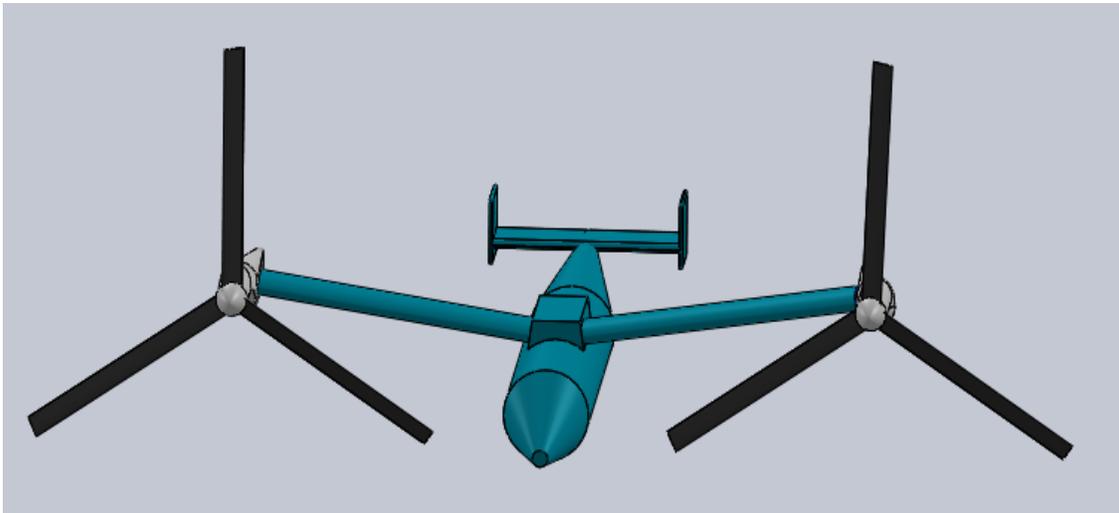
In primo luogo è stato necessario trovare il corretto settaggio degli angoli di calettamento delle pale controrotanti alle varie quote di volo. Tenendo conto del limite imposto dalla  $V_{tip}$  e delle caratteristiche tabelle di conversione ISA (International Standard Atmosfere), si è determinata la velocità relativa che impatta il rotore ( $V_{rot}$ ) e la velocità angolare del rotore ( $W$ ) alle diverse quote di volo.

$$V_{rot} = V \cdot V_{suono} \quad (V_{suono} = \text{Velocità del suono al variare della quota di volo})$$

$$W = V_{rot} / R \quad (R = \text{Raggio della pala})$$

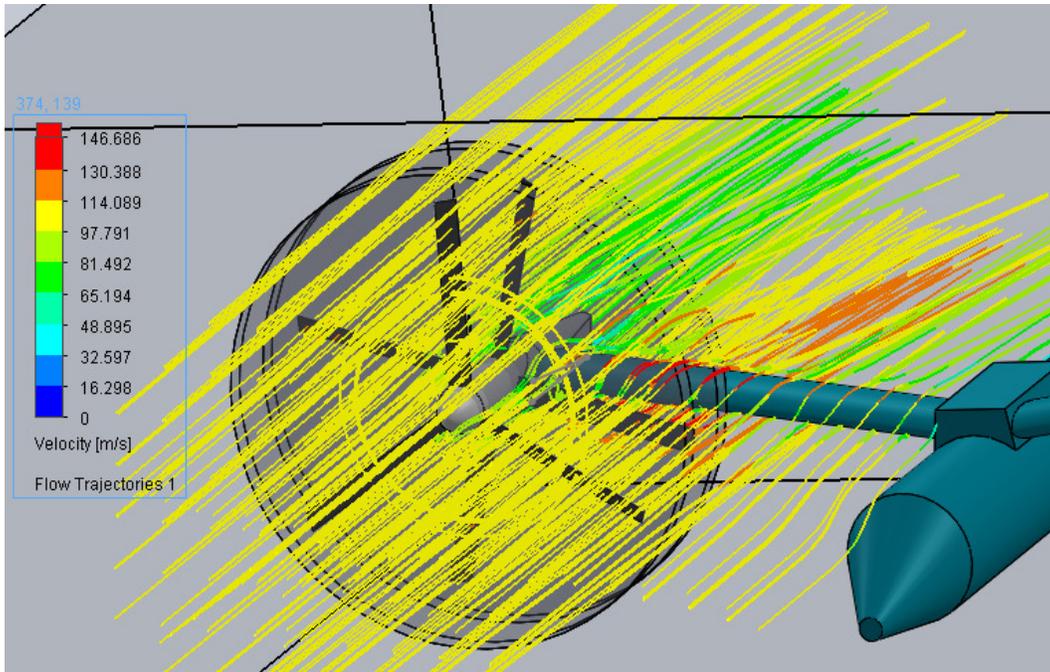
Dal grafico  $C_l$ - $\alpha$  del profilo NACA-0006 (Figura 36) si può osservare che l'intervallo dell'angolo d'attacco ottimale per il profilo delle pale è da  $5^\circ$  a  $9^\circ$ , parametro rispettato durante la fase di calcolo dell'angolo di calettamento.

Per la realizzazione del progetto si è disegnato in Solidworks sia il modello semplificato dell'Osprey V-22 ad elica singola (Figura 38), sia il prototipo modificato ad eliche coassiali controrotanti (Figura 37).

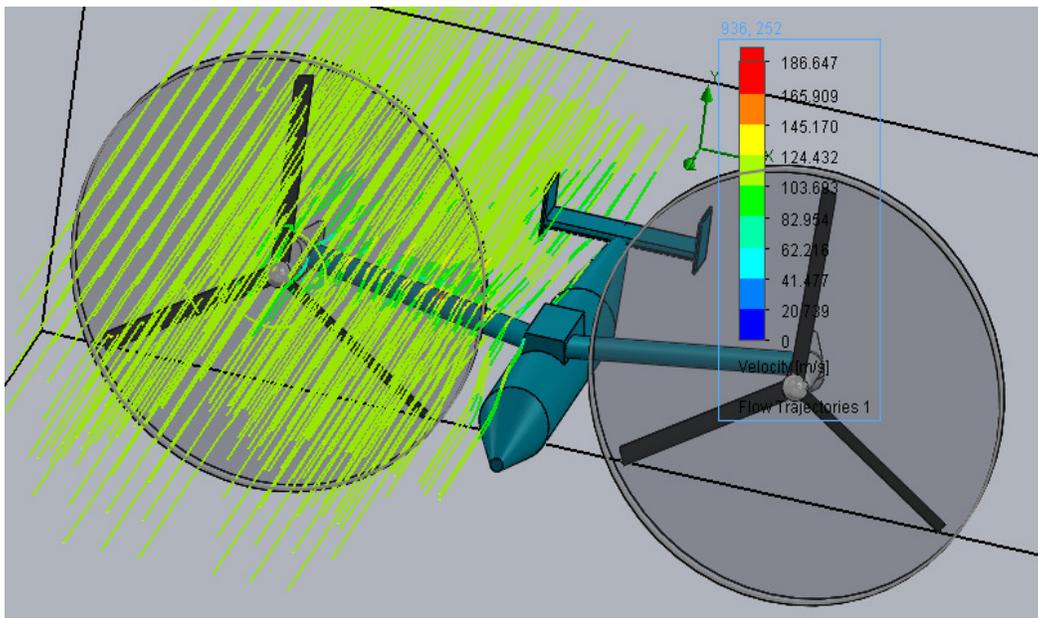


**Figura 38 - Modello V-22 Osprey in Solidworks**

Per poter avere un confronto dei due modelli, si sono svolte numerose simulazioni CFD. In particolare sono state valutate diverse quote di volo in cui è stato verificato il rapporto portanza/resistenza di entrambi i convertiplani. E' stato così possibile ottenere dei risultati numerici approssimativi sulla modifica apportata.



**Figura 39 - Simulazione CFD effettuata sul Nuovo modello in volo orizzontale**



**Figura 40 - CFD effettuato sul modello V-22 Osprey in volo orizzontale**

## Risultati delle simulazioni

Sono state effettuate le simulazioni CFD solamente su metà velivolo, in quanto simmetrico lungo l'asse longitudinale, in modo da ridurre l'elevato sforzo computazionale e il tempo di lavoro della macchina. I dati riportati in tabella si riferiscono al velivolo completo.

QUOTA (m)	V-22 OSPREY		NUOVA VERSIONE	
	PORTANZA (N)	RESISTENZA(N)	PORTANZA(N)	RESISTENZA(N)
MSL	390 000	40 000	400 000	34 000
1000	380 000	39 000	390 000	33 500
1500	375 000	35 000	385 000	31 500
2000	365 000	34 500	380 000	29 500
2500	340 000	33 500	370 000	29 000

Dai risultati ottenuti al simulatore CFD posso affermare che i velivoli offrono caratteristiche aerodinamiche estremamente differenti. In particolare il velivolo modificato riporta valori di resistenza aerodinamica inferiori al V-22. Grazie al comparto ad eliche controrotanti coassiali le prestazioni di volo non decadono all' aumentare della quota in modo significativo, come nel modello originale.

QUOTA(m)	EFFICIENZA AERODINAMICA	
	V-22 OSPREY	NUOVA VERSIONE
MSL	9.75	11.75
1000	9.70	11.60
1500	<b>10.70</b>	12.20
2000	10.55	<b>12.90</b>
2500	10.15	12.75

E' bene tenere presente che i valori ricavati attraverso l' utilizzo del CFD non possono essere presi come assoluti. Sicuramente sono presenti imprecisioni nei risultati ottenuti, dovuti alle numerose semplificazioni attuate. Lo scopo dello studio è comunque quello di porre delle buone basi per poter effettuare un' analisi più approfondita.

## CAPITOLO 5

### **CONCLUSIONI**

La soluzione proposta in questo elaborato, con le dovute approssimazioni e semplificazioni del caso, consiste in una modifica sostanziale al velivolo V-22 Osprey attualmente utilizzato in campo militari. L'impiego delle eliche coassiali controrotanti ha permesso al nuovo prototipo di raggiungere una maggiore efficienza aerodinamica di volo pari a 12.90 ad una quota di 2500m (circa 8000 ft). Se confrontata con il V-22 Osprey possiamo evidenziare un notevole miglioramento.

Il nuovo comparto di eliche coassiali controrotanti, oltre a ridurre il diametro dei rotori e quindi di generare una minore resistenza aerodinamica a favore dell'efficienza globale del mezzo, permette di equilibrare le enormi forze di inerzia dei rotori stessi. Inoltre il nuovo convertiplano ora può effettuare la discesa in autorotazione e affrontare il fenomeno del Vortex Ring State in modo più sicuro. A parità di carburante imbarcato e consumi orari, il nuovo velivolo potrà vantare un'autonomia di volo e raggio d'azione maggiori.

I nuovi vantaggi evidenziati potrebbero inserire l'impiego dei convertiplani nel mondo civile generando una vera e propria rivoluzione nell'aviazione moderna.

In un futuro molto prossimo si potrebbe sostituire l'elicottero con moderni e veloci convertiplani, per esempio sia i mezzi ad ala rotante del 118, sia i mezzi per il soccorso e pattugliamento marittimo (svolto da elicotteri e aeromobili) così da svolgere gli stessi compiti degli elicotteri ma a velocità di crociera maggiori. In alcuni casi la velocità del soccorso potrebbe fare la differenza tra la vita e la morte.

Si potrebbe inoltre evitare con facilità l'elevato traffico in prossimità degli aerodromi, sempre più in aumento, avendo la possibilità di atterrare in modalità elicottero negli appositi eliporti magari sono situati in centro città.

Da questo studio, abbiamo cercato di dimostrare, in una prima analisi semplificata, che il nuovo convertiplano proposto potrebbe essere un potenziale concorrente del V-22 Osprey in un futuro prossimo.

## **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. Fiumana Lorenzo, “Studio ed ottimizzazione di un convertiplano ad atterraggio orizzontale”, Forlì, 2006
- Phil Croucher "Private Helicopter Pilot Studies", EASA edition.

### **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)
- [www.gizio.it](http://www.gizio.it)