



INTRODUZIONE AI PRINCIPI DEL VOLO DELL'ELICOTTERO

Dott. Ing. Giovanni Di Giorgio

ACCADEMIA AERONAUTICA

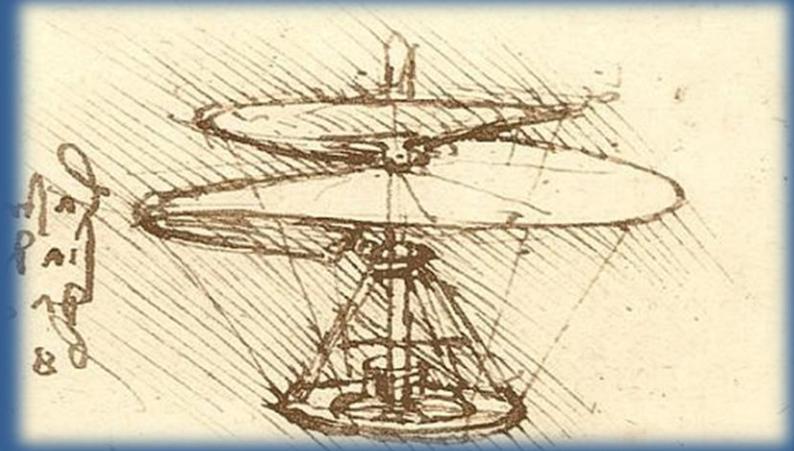
Pozzuoli, 04-12-2017

CORSO PILOTI URANO V - corso di Aerodinamica, Prof. Renato Tognaccini

CORSO PILOTI TURBINE V - corso di Aerodinamica degli Aeromobili, Prof. Carlo de Nicola

Indice

- L'ELICOTTERO ED IL VOLO VERTICALE
 - Le configurazioni degli elicotteri
 - I sistemi dell'elicottero
 - I rotori dell'elicottero
 - Il rotore in volo verticale ed in *hover*
 - Il rotore in volo avanzato
 - Configurazioni rotori e comandi rotanti
 - Motore e sistema di trasmissione per l'elicottero
- INTRODUZIONE ALLE PRESTAZIONI DELL'ELICOTTERO
 - Potenza totale richiesta, Regimi di Potenza disponibile, Prestazioni fondamentali
 - Autorotazione del rotore e manovra di autorotazione dell'elicottero



L'ELICOTTERO ED IL VOLO VERTICALE

1.1 LE CONFIGURAZIONI DEGLI ELICOTTERI

L'elicottero ed il volo verticale

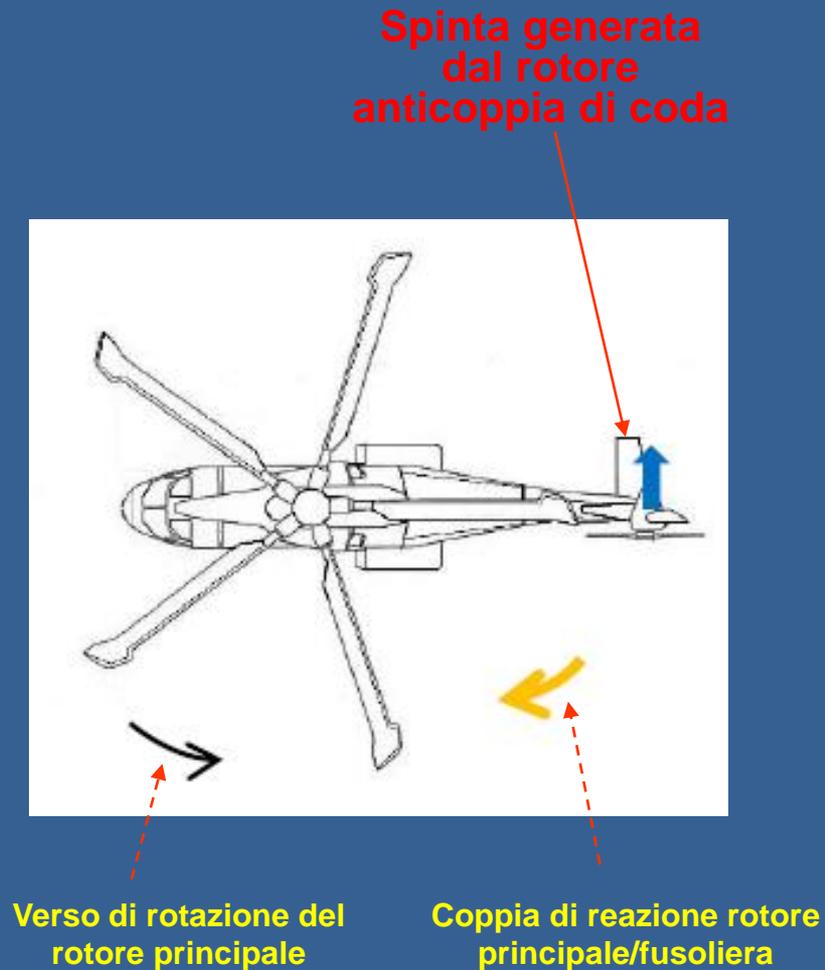
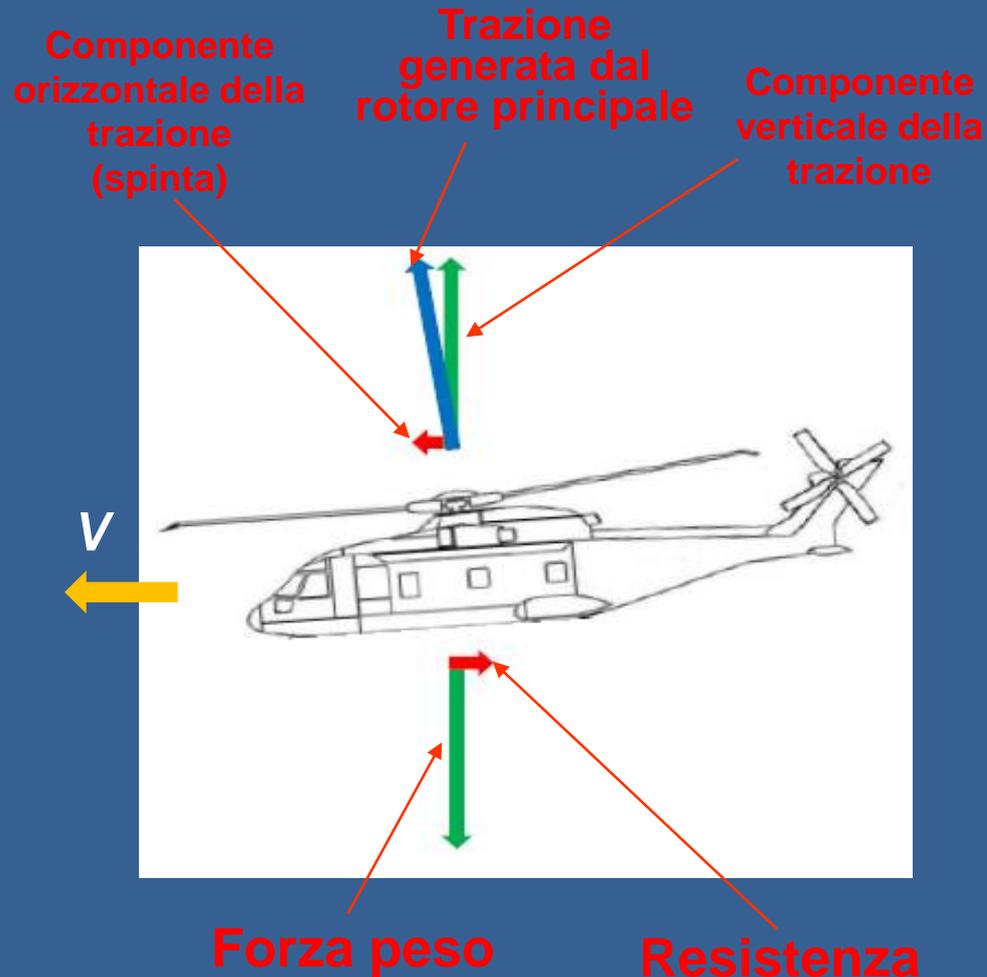
- Differentemente dagli aeromobili ad ala fissa, per l'elicottero (aeromobile ad ala rotante) le forze di sostentamento, di propulsione e di controllo sono generate dal rotore, costituito dalle pale collegate ad un mozzo centrale e mantenuto in rotazione da uno o più motori mediante uno specifico sistema di trasmissione.
- Il moto relativo tra l'aria e le pale (di opportuna forma in pianta, svergolamento e profilo aerodinamico) necessario per generare portanza è dovuto alla rotazione di queste ultime; *in virtù di tale proprietà l'elicottero può sostenere condizioni di volo traslato con velocità molto basse, fino alla condizione di volo a punto fisso rispetto al suolo (definita con il termine 'hover', ed eseguibile per intervalli di tempo significativi), con la possibilità di effettuare il volo in salita ed in discesa verticale, inclusi il decollo e l'atterraggio verticale.*
- Il moto di avanzamento dell'elicottero si ottiene mediante l'inclinazione dell'asse di applicazione della trazione prodotta dal rotore in conseguenza dell'inclinazione del disco rotore (disco descritto dalle estremità delle pale in rotazione, con la trazione perpendicolare al disco)



Aeromobile ad ala fissa in volo livellato, schema basico della condizione di equilibrio delle forze

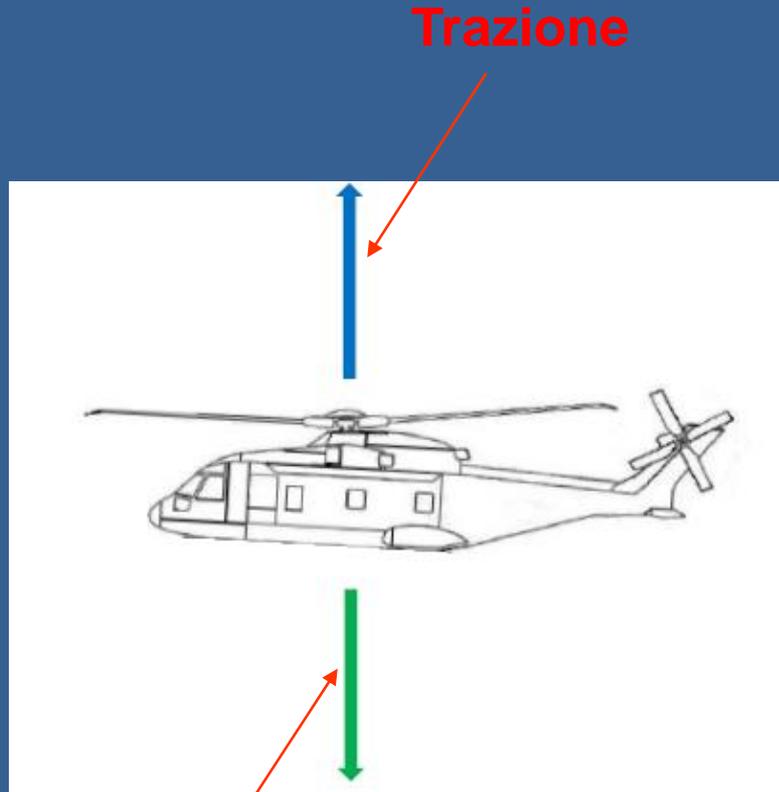


L'elicottero nel volo in avanzamento livellato, schema básico della condizione di equilibrio delle forze



L'elicottero nel volo in *hover*, schema basilco della condizione di equilibrio delle forze

$V=0$

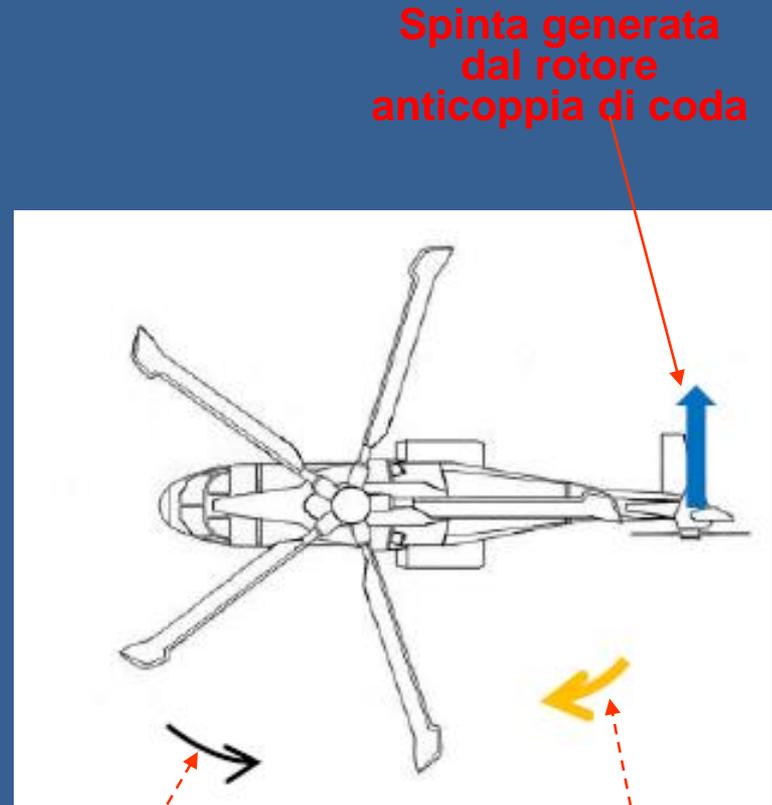


Trazione

Forza peso

+

Resistenza aerodinamica verticale



**Spinta generata
dal rotore
anticoppia di coda**

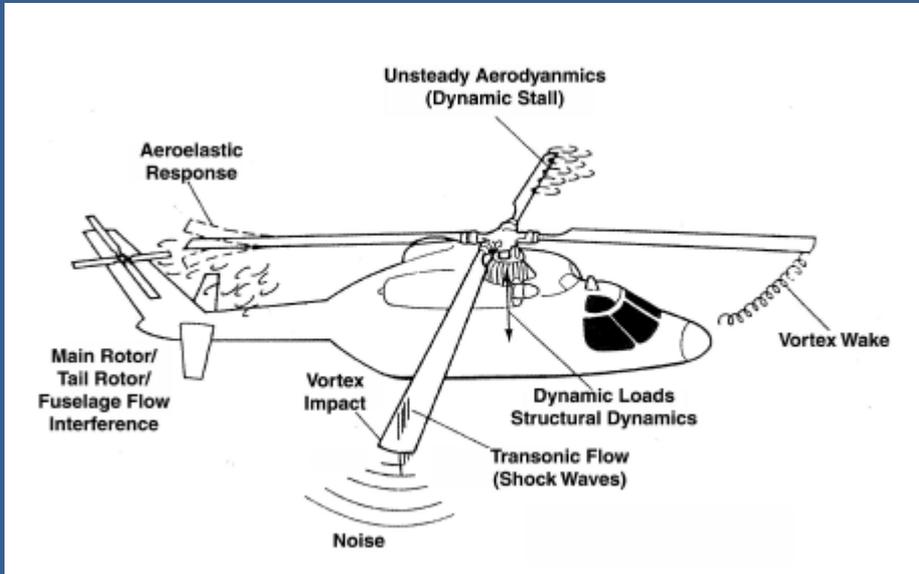
**Verso di rotazione del
rotore principale**

**Coppia di reazione rotore
principale/fusoliera**

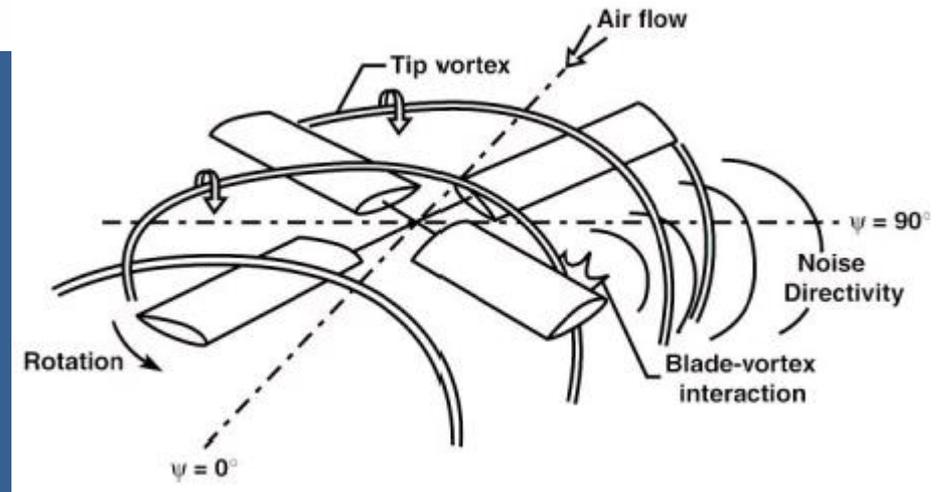
Alcune problematiche tecniche fondamentali dell'ala rotante

- Contrasto della coppia di reazione rotore/fusoliera
- Soluzioni costruttive e configurazioni dei rotori e dell'aeromobile tali da risolvere, in termini di stabilità e controllo nelle condizioni di volo in avanzamento, gli effetti dovuti all'asimmetria nella distribuzione di carico tra l'area del rotore interessata dalla pala avanzante e l'area del rotore interessata dalla pala retrocedente
- Contenimento dei fenomeni di vibrazione dovuti alla natura dei carichi generati dal/i rotore/i
- Capacità di esecuzione in sicurezza della manovra di autorotazione

Alcune problematiche tecniche fondamentali dell'ala rotante



- I rotori degli elicotteri operano in un ambiente aeromeccanico complesso



Coppia di reazione rotore/fusoliera e configurazioni principali degli elicotteri

- La rotazione imposta all'assieme rotore tramite un albero collegato (mediante un sistema di trasmissione) al motore installato in fusoliera comporta la presenza di una coppia di reazione che pone fusoliera e rotore in moto di reciproca ed opposta. Il disegno della configurazione costruttiva di un elicottero è ovviamente condizionato dall'azione di contrasto nei confronti di tale fenomeno; adottando una classificazione degli elicotteri secondo il tipo, il numero e la disposizione dei rotori, le configurazioni fondamentali risultano essere le seguenti:
 - con singolo rotore principale e con rotore di coda anticoppia;
 - con due rotori controrotanti in tandem;
 - con due rotori controrotanti coassiali;
 - con due rotori controrotanti 'side by side'.
- Nel primo caso, la coppia di reazione rotore/fusoliera è contrastata dal rotore anticoppia di coda, mentre nei rimanenti casi è cancellata dalla mutua azione dei due rotori controrotanti.

Configurazioni principali



Configurazione elicottero (convenzionale) con rotore principale e rotore anticoppia di coda



Configurazione elicottero con due rotori controrotanti in tandem



Configurazione elicottero con due rotori controrotanti coassiali

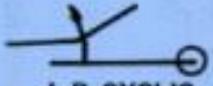
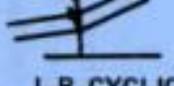
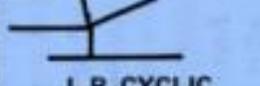
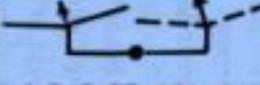
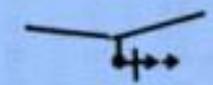
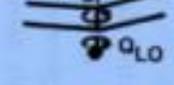
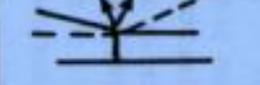
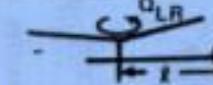
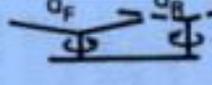
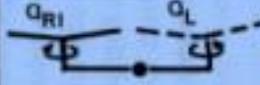
Configurazioni principali



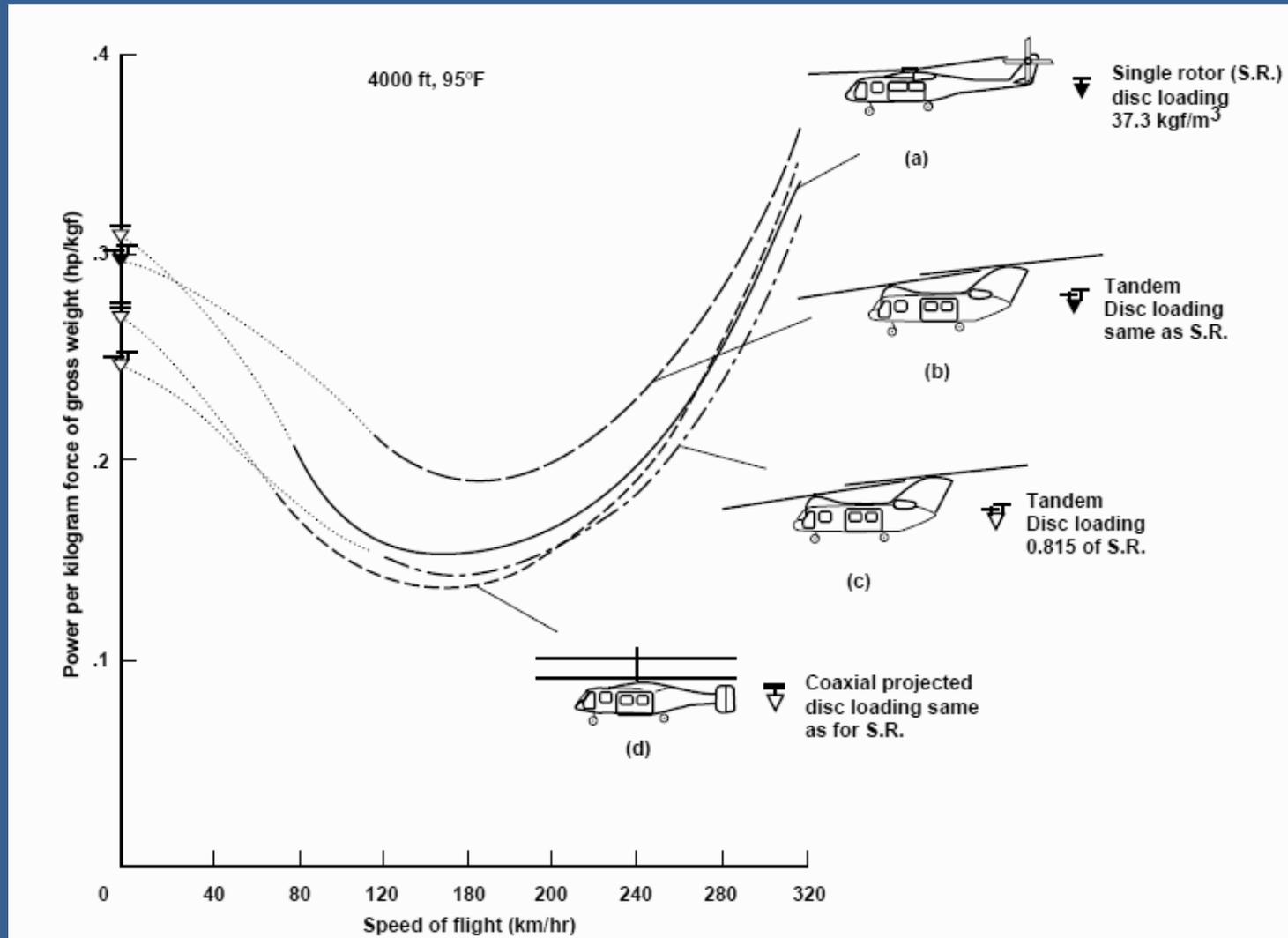
A.A. 2017-2018

Introduzione ai principi del volo dell'Elicottero

Configurazioni principali e controllo básico

CONTROL	CONFIGURATION			
	SINGLE ROTOR	TANDEM	COAXIAL	SIDE-BY-SIDE
VERTICAL	 L.R. COLLECTIVE	 L.R. COLLECTIVE	 L.R. COLLECTIVE	 L.R. COLLECTIVE
LONGITUDINAL	 L.R. CYCLIC	 L.R. DIFF. COLLECT. AND CYCLIC	 L.R. CYCLIC	 L.R. CYCLIC
LATERAL	 L.R. CYCLIC	 L.R. CYCLIC	 L.R. CYCLIC	 L.R. DIFF. COLLECT. AND CYCLIC
DIRECTIONAL	 T.R. COLLECTIVE	 L.R. DIFF. CYCLIC	 $Q_U \neq Q_{LO}$	 L.R. DIFF. CYCLIC
MAIN ROTOR(S) TORQUE BALANCE	 $Q_{L.R.} = fT_{T.R.}$	 $Q_F = Q_R$	 $Q_U = Q_{LO}$	 $Q_{RI} = Q_L$

Alcune comparazioni tra differenti configurazioni

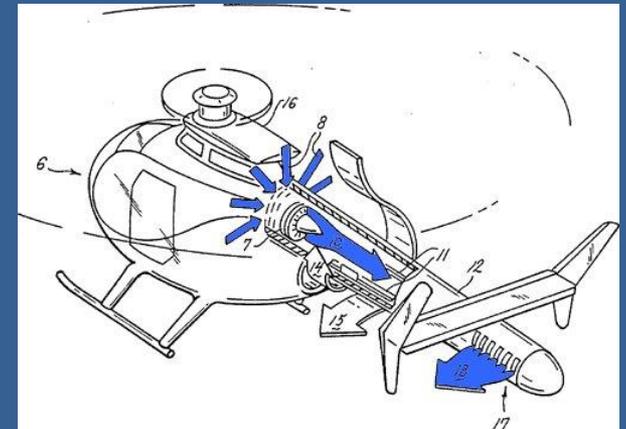


Rif.
NASA TP-3675

Ulteriori configurazioni

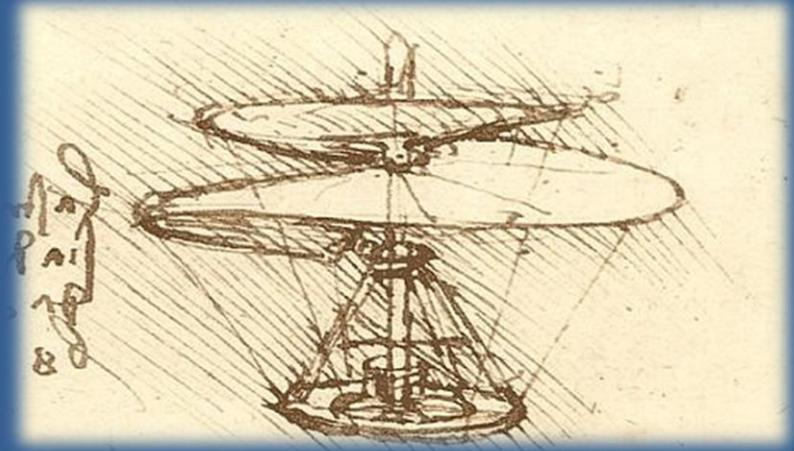


X2, Elicottero in
configurazione composta



Elicottero in configurazione
NOTAR

Rif.
NASA TP-3675

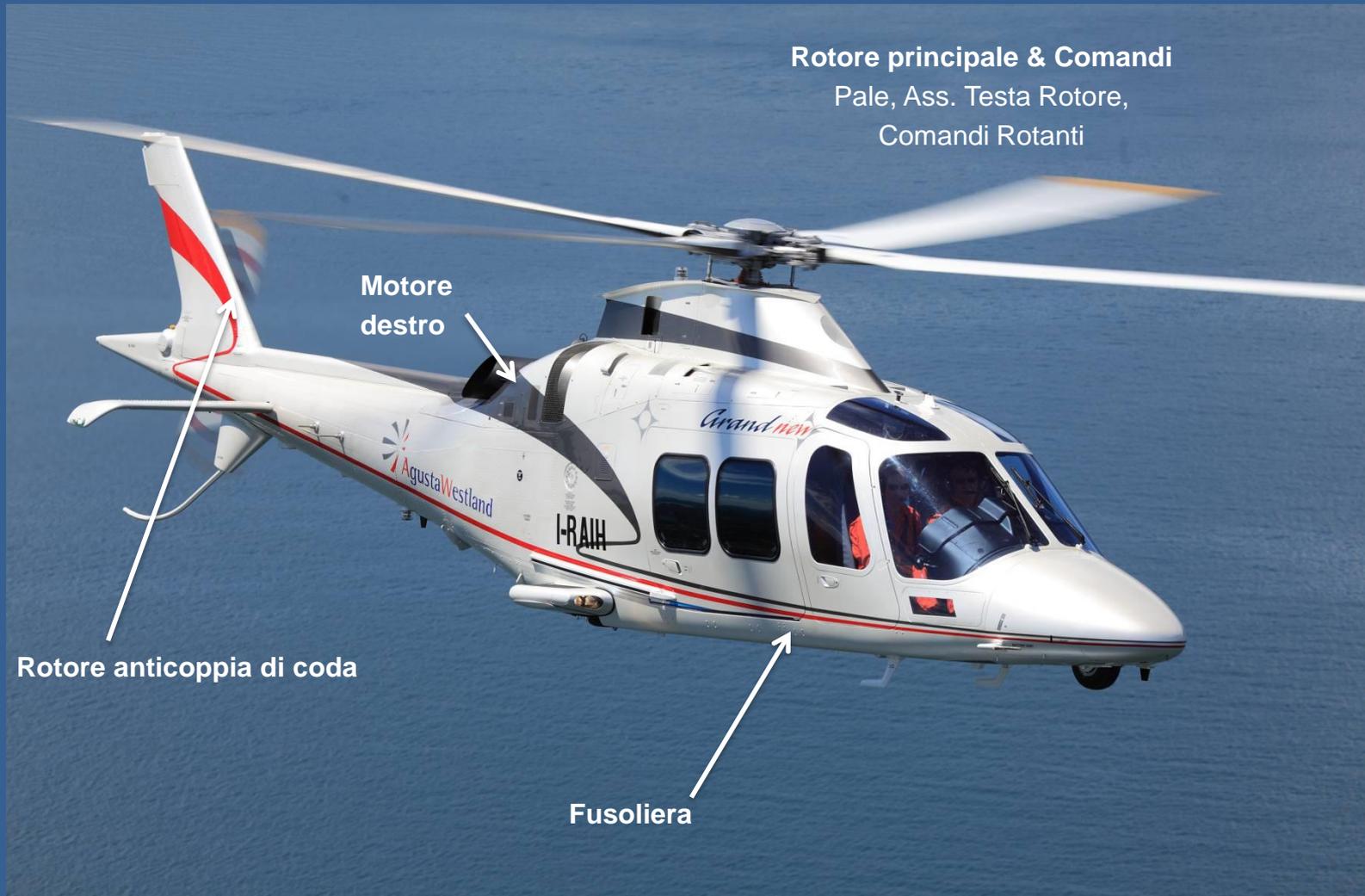


L'ELICOTTERO ED IL VOLO VERTICALE

1.2 I SISTEMI DELL'ELICOTTERO

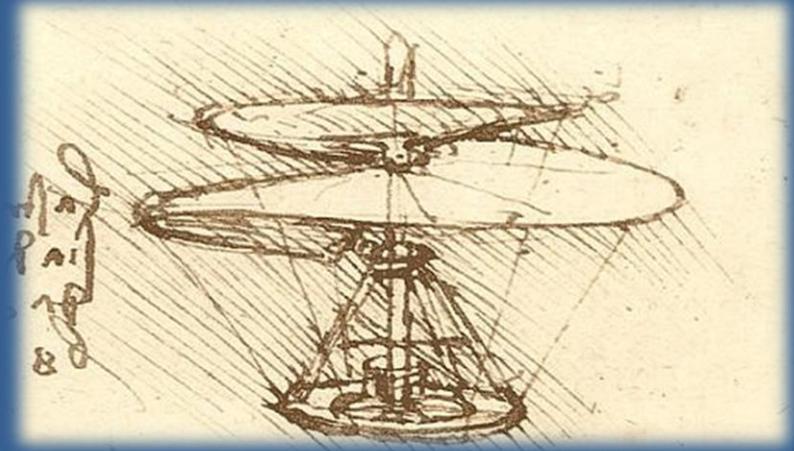
I sistemi dell'elicottero

L'elicottero è un aeromobile complesso, costituito dall'integrazione di particolari sistemi



I sistemi dell'elicottero

- ▶ **Il Rotore principale dell'elicottero** genera le forze aerodinamiche necessarie per la sustentazione ed il controllo
- ▶ **Il Rotore anticoppia di coda** genera la spinta laterale necessaria per contrastare la coppia di reazione rotore principale/fusoliera
- ▶ **I motori** generano la potenza per la rotazione dei rotori, fornita attraverso il sistema di trasmissione
- ▶ **Il sistema di Trasmissione** trasmette al rotore principale la coppia motrice in uscita dai motori, riducendo inoltre la velocità di rotazione degli alberi di potenza dei motori (migliaia di giri/min) fino ai valori tipici di rotazione del rotore principale (centinaia di giri/min)
- ▶ **La fusoliera** contiene i motori ed il sistema completo di trasmissione in appositi alloggiamenti, la cabina passeggeri ed il carico pagante, la cabina di pilotaggio.
- ▶ **Gli Impianti e l'avionica** (impianto elettrico, impianto combustibile, impianto di condizionamento; strumentazione di volo e di navigazione, sistemi di missione)



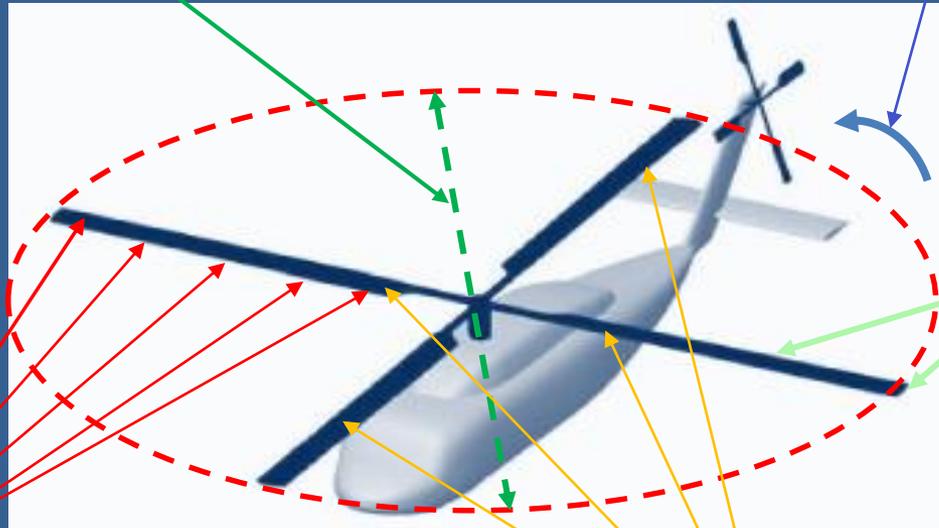
L'ELICOTTERO ED IL VOLO VERTICALE

1.3 I ROTORI DELL'ELICOTTERO

Il rotore principale dell'elicottero in configurazione convenzionale. Parametri fondamentali

Diametro rotore e
Carico sul disco

Il numero di giri
RRPM operativo

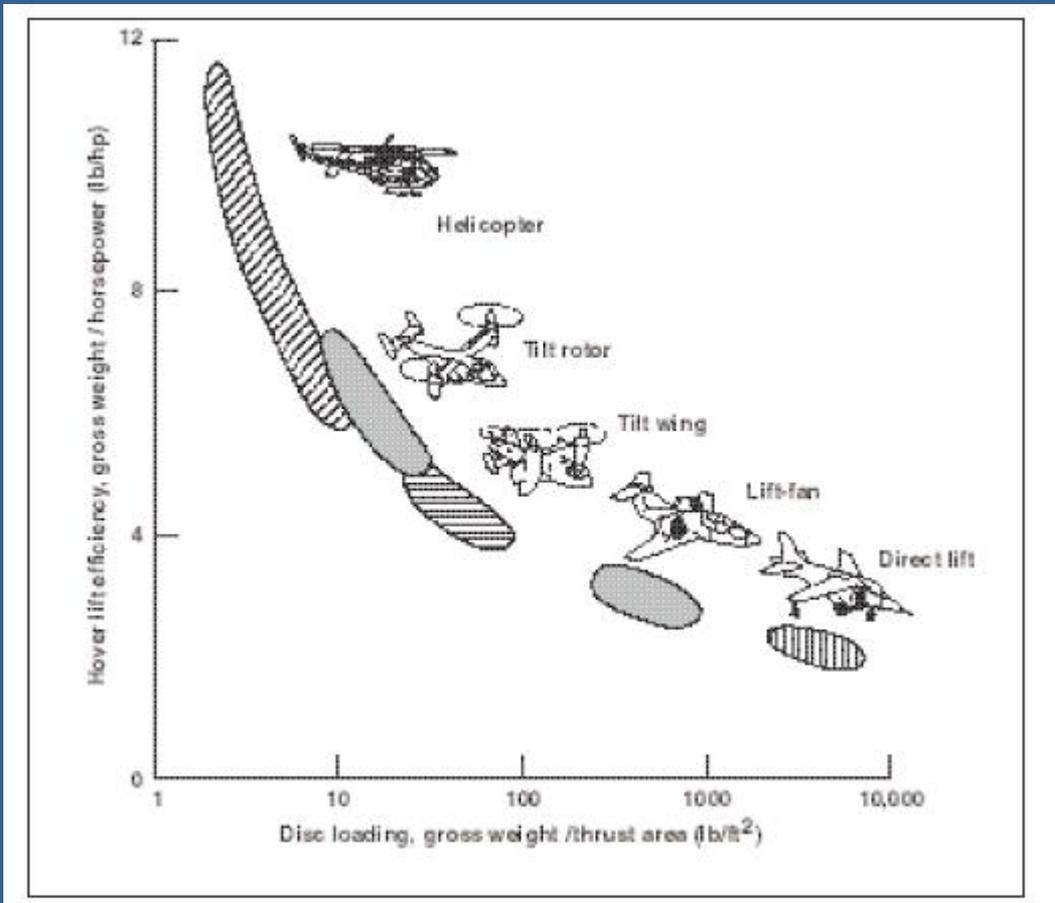


Profilo aerodinamico
di sezione delle pale
e forma dell'estremità
di pala

Legge
di svergolamento
della pala rotore

Numero di pale

Proprietà del rotore principale dell'elicottero. Carico sul disco



Per l'elicottero:

- Basso carico sul disco
- Downwash contenuto
- Capacità di volare in hover per tempi significativi

Volo a punto fisso ('hover')

$$D.L. = \frac{T}{A}$$

$$v_{ih} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

$$P_i = T v_{ih}$$

I velivoli S/VTOL a getto sono caratterizzati da elevati valori del parametro Carico sul disco (Disk loading)

Proprietà del rotore principale dell'elicottero

I valori dei parametri dei rotori scaturiscono da analisi di ottimizzazione che devono tener conto di tutte le fenomenologie di aerodinamica e di dinamica coinvolte.

Di seguito si riportano alcune considerazioni fondamentali (ovviamente la materia è particolarmente complessa)

Legge di svergolamento della pala rotore

Generalmente è fissata una legge di svergolamento lineare negativa tra 8° e 15° .

Un incremento dello svergolamento migliora le prestazioni in *hover* e contrasta lo stallo della pala retrocedente.

Valori eccessivi dello svergolamento causano eccessive vibrazioni e degradamento delle prestazioni in volo in avanzamento

Numero di pale

L'incremento del numero di pale tende a ridurre i livelli di vibrazione prodotta; inoltre, all'aumentare del peso massimo al decollo dell'elicottero, tende ad aumentare il numero di pale. Viceversa, diminuendo il numero di pale si ottiene una diminuzione del peso del rotore e della resistenza aerodinamica della testa rotore



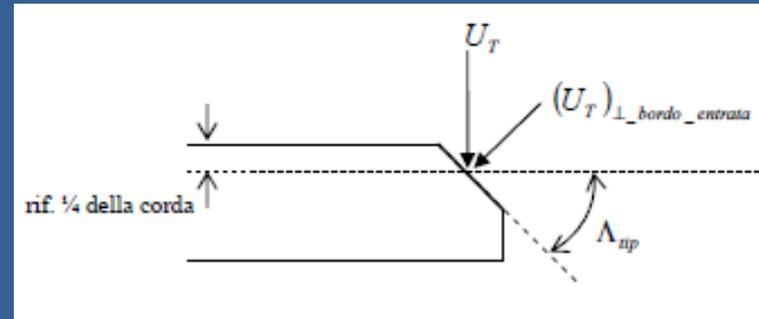
Profilo aerodinamico di sezione delle pale e forma dell'estremità di pala

Il tipo di profilo di pala è determinante sia per le caratteristiche di stallo sul lato della pala retrocedente sia per le caratteristiche di resistenza aerodinamica sul lato della pala avanzante nel volo in avanzamento. La geometria dell'estremità di pala (*tip*) è determinante sia per i fenomeni di compressibilità sul lato della pala avanzante nel volo in avanzamento e sia per lo sviluppo dei vortici di estremità di pala

Proprietà del rotore principale dell'elicottero

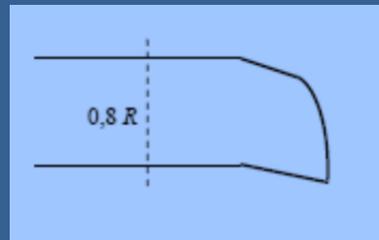
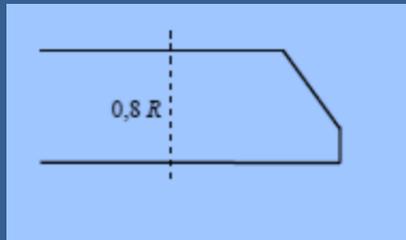
Forma dell'estremità di pala

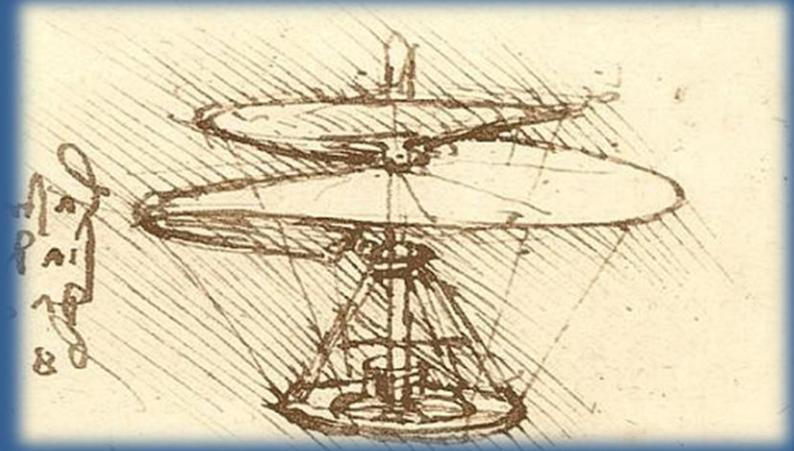
La geometria dell'estremità di pala (*tip*) è determinante sia per i fenomeni di compressibilità sul lato della pala avanzante nel volo in avanzamento e sia per lo sviluppo dei vortici di estremità di pala



Componente della velocità del flusso perpendicolare al bordo d'entrata, terminale di pala a freccia

Soluzioni tipiche dei terminali a freccia della pala, vista in pianta

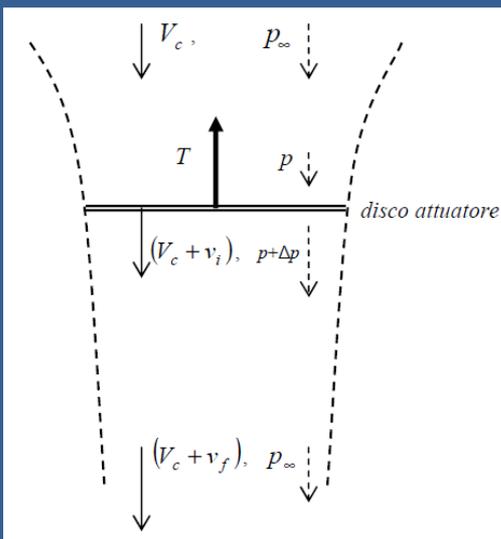




L'ELICOTTERO ED IL VOLO VERTICALE

1.3.1 II ROTORE IN VOLO VERTICALE ED IN HOVER

Il rotore dell'elicottero. Aerodinamica del rotore nel volo verticale



Caso di rotore singolo nel volo in salita assiale

Applicando il teorema di Bernoulli al flusso a monte e poi al flusso a valle del disco, si ottiene:

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho V_c^2 = p + \frac{1}{2}\rho(V_c + v_i)^2 \quad (\text{a monte})$$

$$(p + \Delta p) + \frac{1}{2}\rho(V_c + v_i)^2 = p_\infty + \frac{1}{2}\rho(V_c + v_f)^2 \quad (\text{a valle})$$

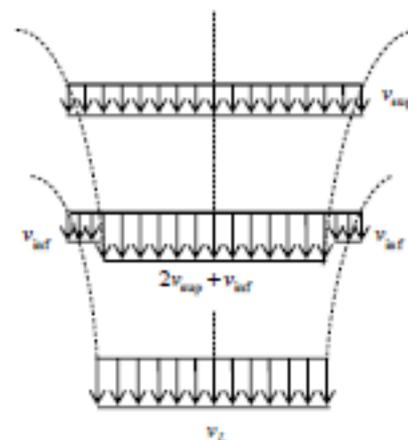
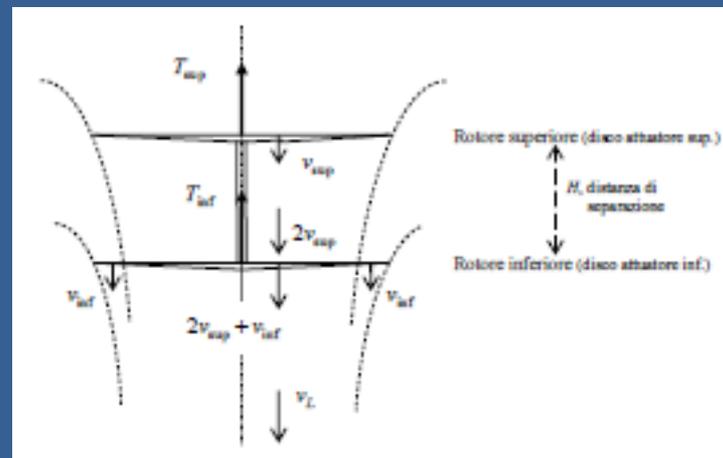
Poiché la trazione T generata può essere scritta pari a:

$$T = \Delta p \cdot A \quad (\text{con 'A' area del disco attuatore})$$

$$T = \rho \left(V_c + \frac{v_f}{2} \right) v_f A$$

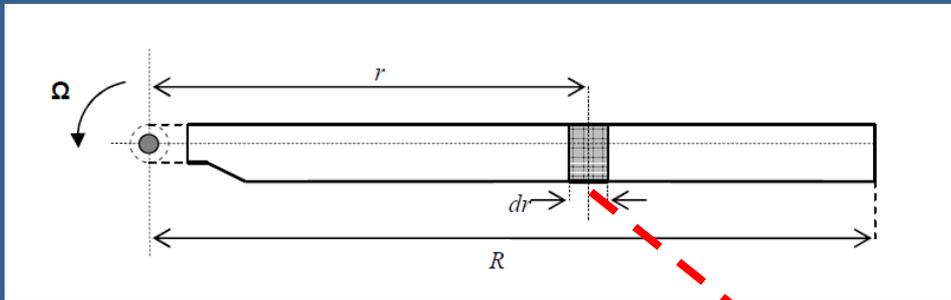
$$v_i = \frac{v_f}{2}$$

Applicazione della Teoria impulsiva al rotore in volo verticale



Caso di rotori coassiali nel volo in hover

Il rotore dell'elicottero. Aerodinamica del rotore nel volo verticale



Vista in pianta della pala rotore principale e sezione di pala alla stazione r (schemi e grandezze basate sulla Teoria dell'Elemento di Pala)

Parametri e grandezze fondamentali per il profilo (sezione) di pala alla stazione r :

dT , trazione dell'elemento di pala (trazione elementare)

dL , portanza dell'elemento di pala

V_c , Velocità di salita verticale

α , angolo d'attacco del profilo

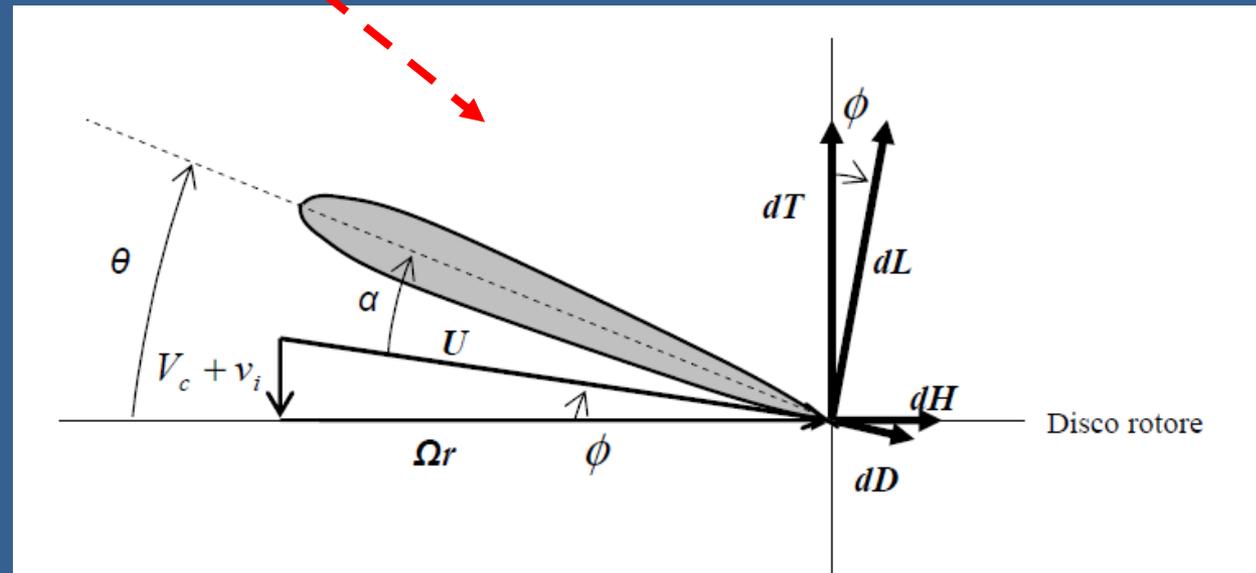
Θ , angolo di passo del profilo

Ω , velocità angolare di rotazione del rotore principale

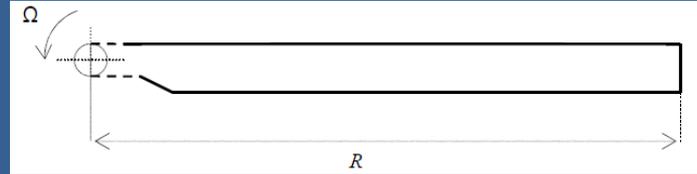
V_i , velocità indotta

Ωr , velocità lineare

U , velocità del flusso risultante



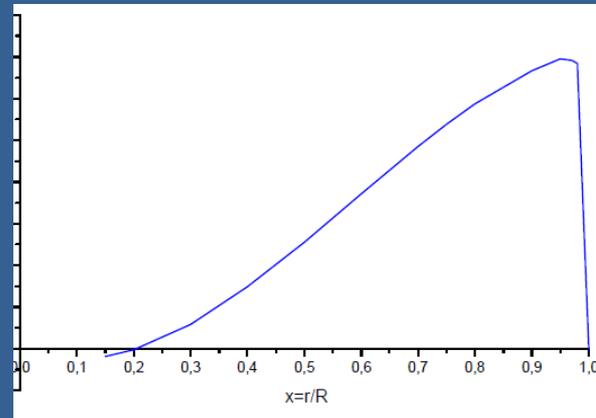
Il rotore dell'elicottero. Aerodinamica del rotore in hover



Vista in pianta della pala rotore principale

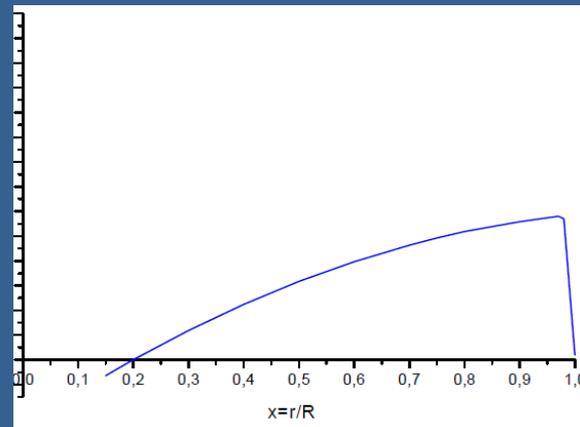
Esempio di carichi agenti sulla pala rotore principale nella condizione di volo in hover di un elicottero medio (dalla Teoria dell'Elemento di pala)

dT/dr

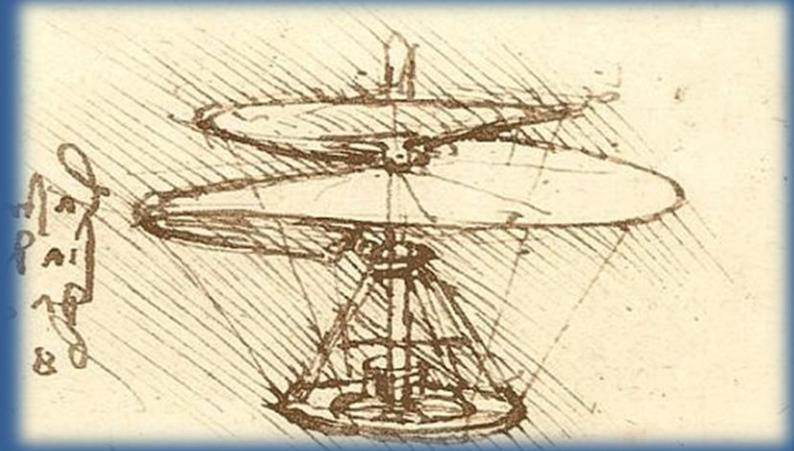


Distribuzione della trazione generata lungo la pala

dH/dr



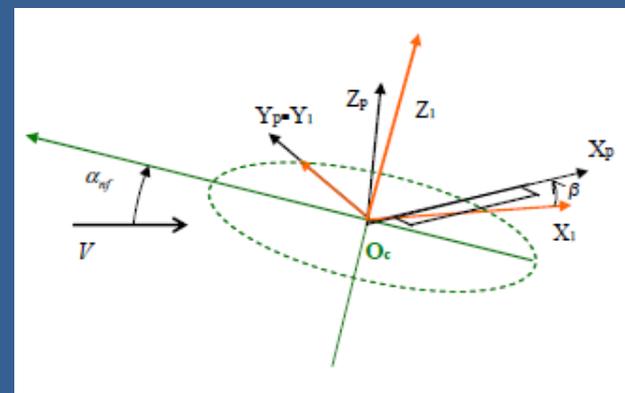
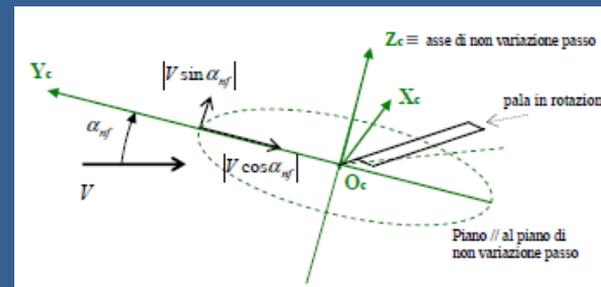
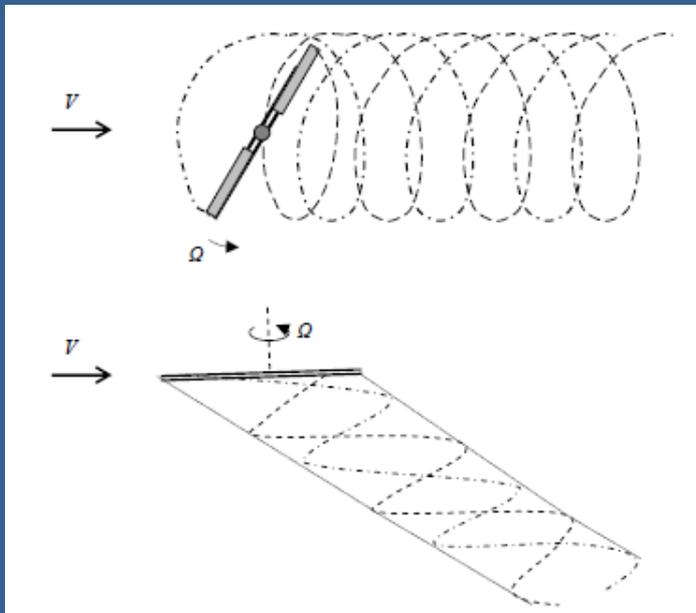
Distribuzione della resistenza H (resistenza agente nel piano di rotazione) lungo la pala



L'ELICOTTERO ED IL VOLO VERTICALE

1.3.2 II ROTORE IN VOLO AVANZATO

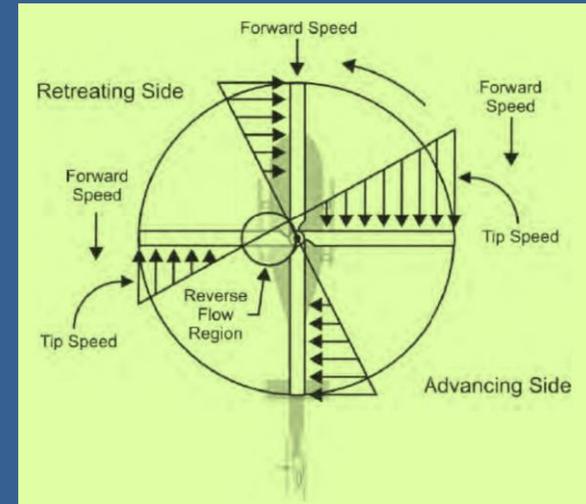
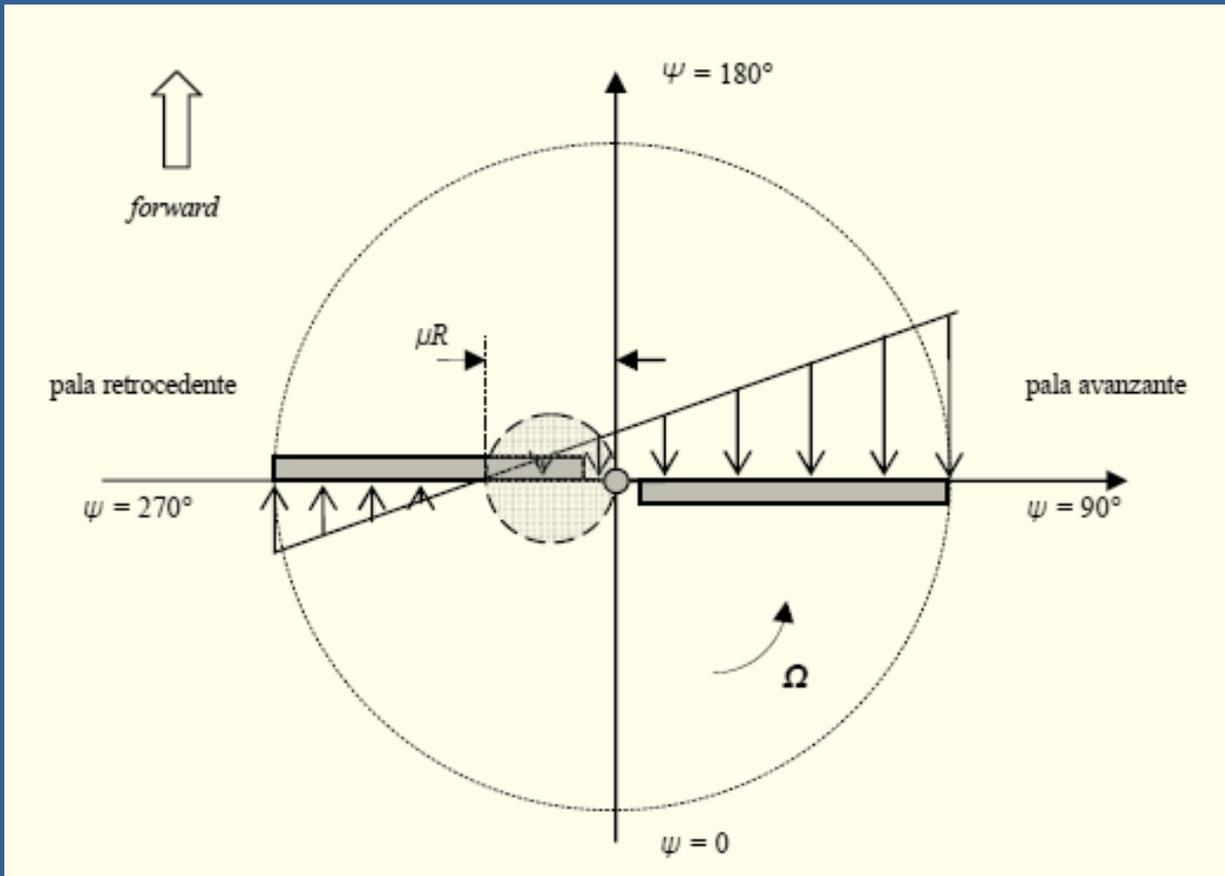
Il rotore dell'elicottero. Volò in avanzamento



Angolo di flappeggio β

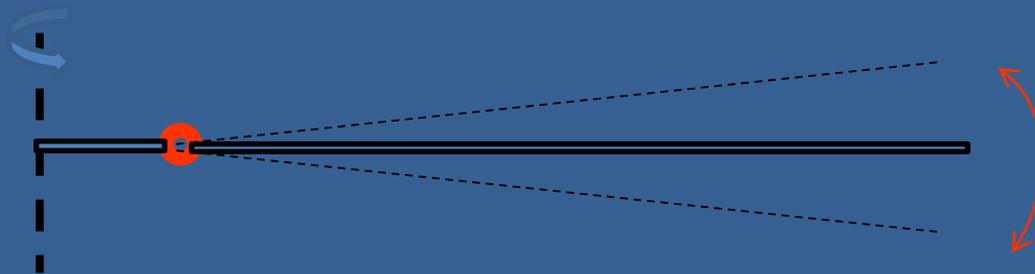
Il rotore dell'elicottero. Volò in avanzamento

Nel volo in avanzamento dell'elicottero, la velocità del flusso relativo risultante che investe il generico elemento di pala è funzione sia della posizione radiale sia della posizione nel giro di rotazione (posizione in azimuth) dell'elemento stesso; in altri termini, la velocità di traslazione si somma (o si sottrae) alle velocità lineari dovute alla rotazione della pala. Ne scaturisce una condizione di asimmetria che non si riscontra nel volo puramente verticale e che comporta l'insorgere di problemi di dinamica e di aerodinamica tipici soltanto degli aeromobili dotati di ala rotante.



Volo in avanzamento. Il moto di flappeggio delle pale

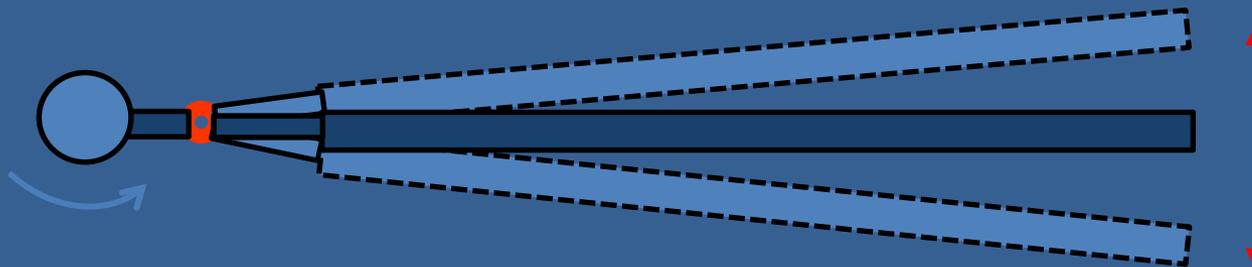
- Restando inalterata la forza centrifuga lungo il giro di rotazione completo, l'asimmetria di portanza (già identificata da *De la Ciervia*) viene contrastata inserendo una cerniera di flappeggio che consenta alla pala, in pratica, di sollevarsi o abbassarsi, quindi di flappeggiare.
- La pala avanzante, per il flappeggio verso l'alto, è sottoposta ad una diminuzione dell'angolo di incidenza dovuta alla componente di velocità relativa verticale verso il basso; al contrario, la pala retrocedente, per il flappeggio verso il basso, è sottoposta ad un aumento dell'angolo di incidenza causato dalla componente di velocità verticale relativa verso l'alto.
- Pertanto, si può concludere che le suddette variazioni di incidenza dovute al moto di flappeggio, consentono di eliminare i momenti di rollio ed alleviano la condizione di carico alla radice delle pale.



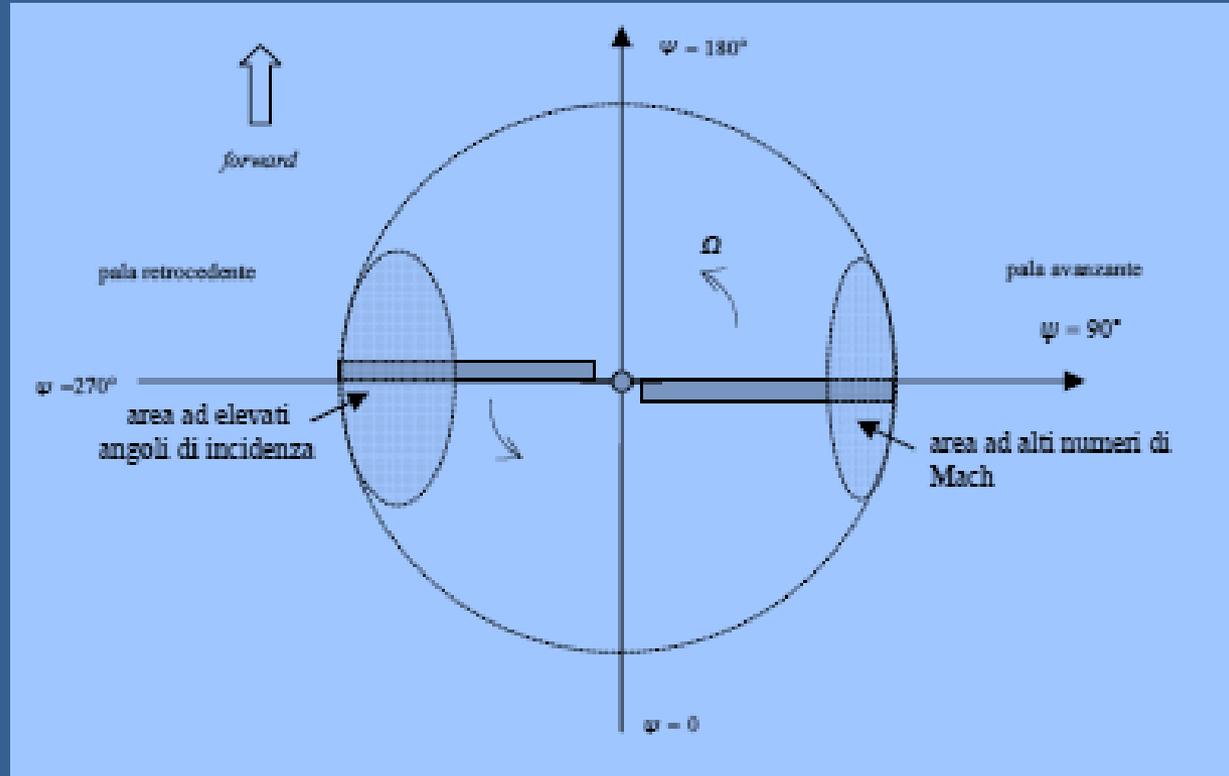
Volo in avanzamento

Il moto di anticipo/ritardo delle pale

- Le differenti velocità relative del flusso che interessano la pala avanzante e la pala retrocedente nel volo in avanzamento, oltre a comportare gli effetti descritti sulla portanza, implicano l'insorgere di una condizione analoga per la resistenza aerodinamica.
- E' presente un'altra causa che contribuisce, in misura maggiore, all'oscillazione della pala nel piano di rotazione: l'insorgere delle forze di Coriolis in conseguenza del moto di flappeggio delle pale rotanti.
- L'inserimento delle *cerniere di anticipo-ritardo* fornisce un grado di libertà per l'oscillazione, con conseguente annullamento dell'elevato momento flettente che si avrebbe alla radice della pala se essa fosse collegata rigidamente al mozzo.



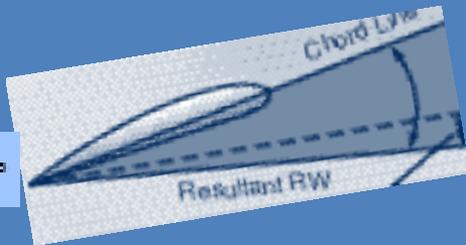
Volo in avanzamento, limitazioni



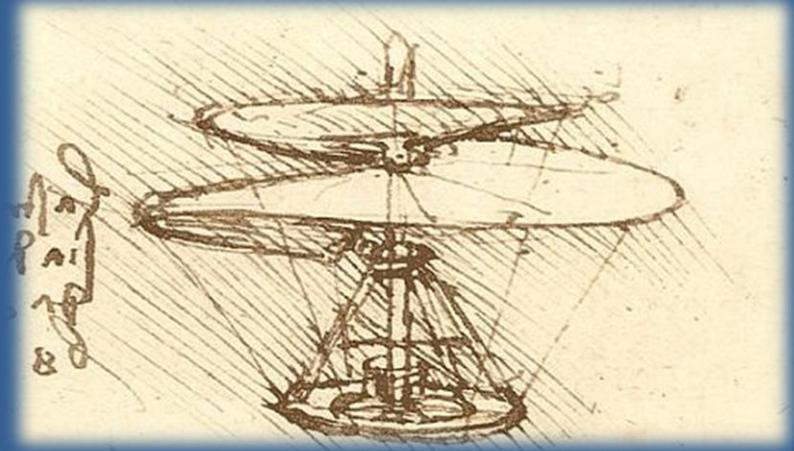
$\psi = 90^\circ$



$\psi = 270^\circ$



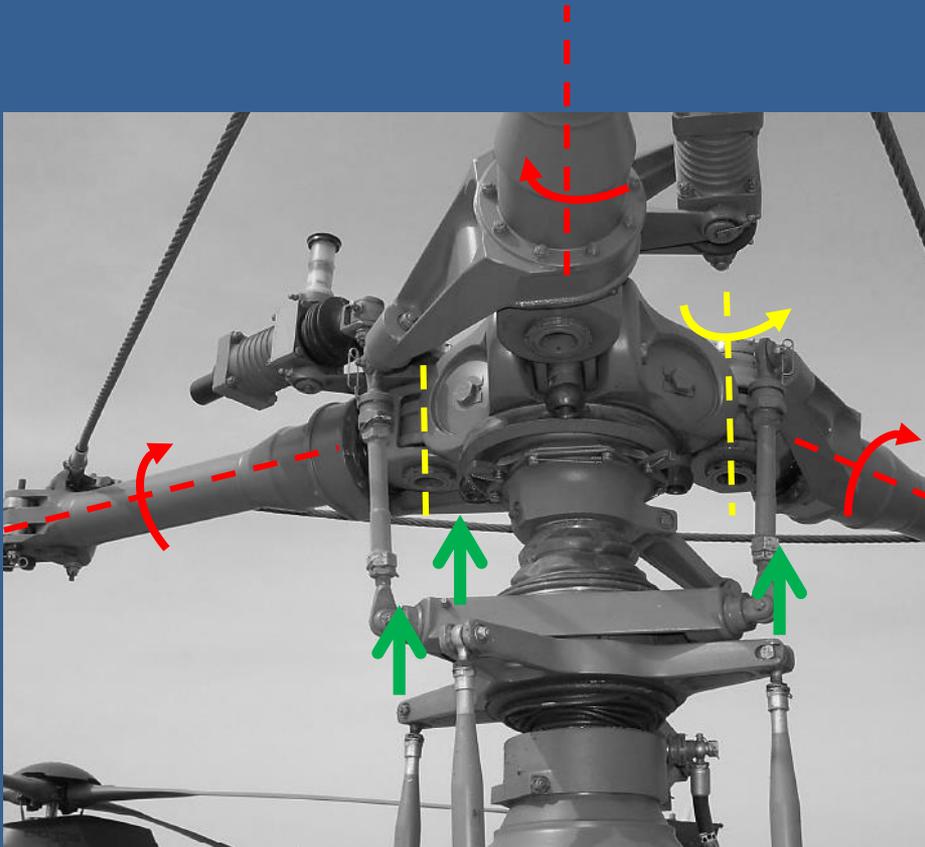
Rif.
NASA TN D-3936



L'ELICOTTERO ED IL VOLO VERTICALE

1.3.3 CONFIGURAZIONE ROTORI E COMANDI ROTANTI

Testa Rotore principale e Comandi Rotanti, Mozzo completamente articolato (a cuscinetti meccanici)



Testa Rotore principale e Comandi Rotanti, Mozzo completamente articolato (a cuscinetti meccanici)

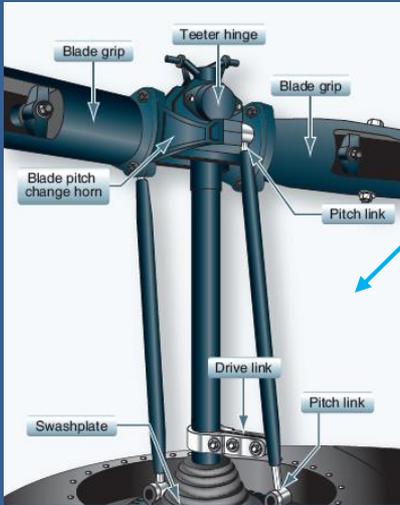
I rotori sono fundamentalmente classificati in funzione della tipologia di collegamento tra le pale ed il mozzo.

Riepilogando, la pala rotore è dotata di tre movimenti fondamentali, i quali, con riferimento alla configurazione del mozzo completamente articolato a cerniere meccaniche, sono così definiti:

- a) un movimento di rotazione intorno ad un proprio e particolare asse longitudinale (asse di variazione passo), definito moto di variazione del passo, che consente di controllare l'angolo d'attacco della pala;
- b) un movimento intorno ad un asse giacente nel piano del mozzo e perpendicolare alla direzione radiale della pala stessa, definito di moto di flappeggio;
- c) un movimento nel piano di rotazione, definito moto di anticipo/ritardo o di brandeggio.

Per gli aspetti di base, si premette che il moto di variazione (aumento/diminuzione) del passo della pala consente di controllare le forze aerodinamiche sul rotore e pertanto di aumentare/diminuire la trazione prodotta (perpendicolare al piano del disco). Il moto di flappeggio consente di contrastare l'asimmetria di portanza che si avrebbe nel volo in avanzamento, in virtù della diversa velocità relativa del flusso che interessa la pala avanzante e la pala retrocedente. Il terzo moto (brandeggio), è dovuto principalmente all'insorgere delle forze di Coriolis in conseguenza del moto di flappeggio delle pale in rotazione.

Configurazioni basiche dei rotori degli elicotteri



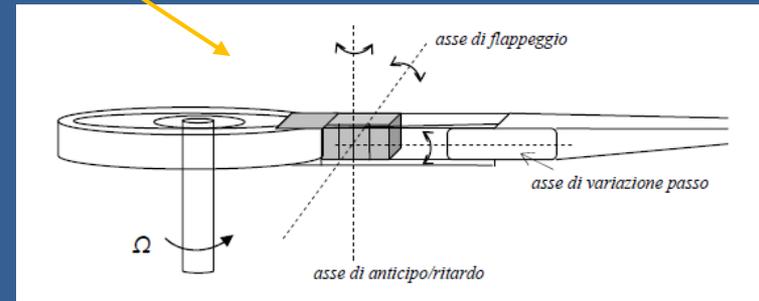
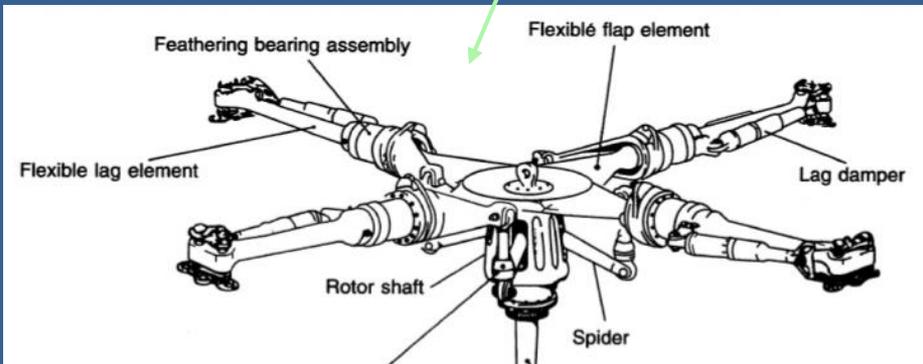
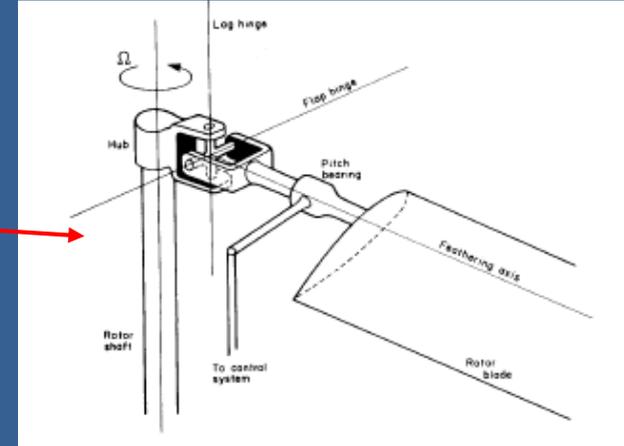
*Schemi basiche della configurazione
Assieme Testa Rotore:*

Rotore Teetering

*Rotore completamente articolato a
cuscinetti meccanici*

Rotore hingless

*Rotore completamente articolato a
cuscinetti elastomerici*

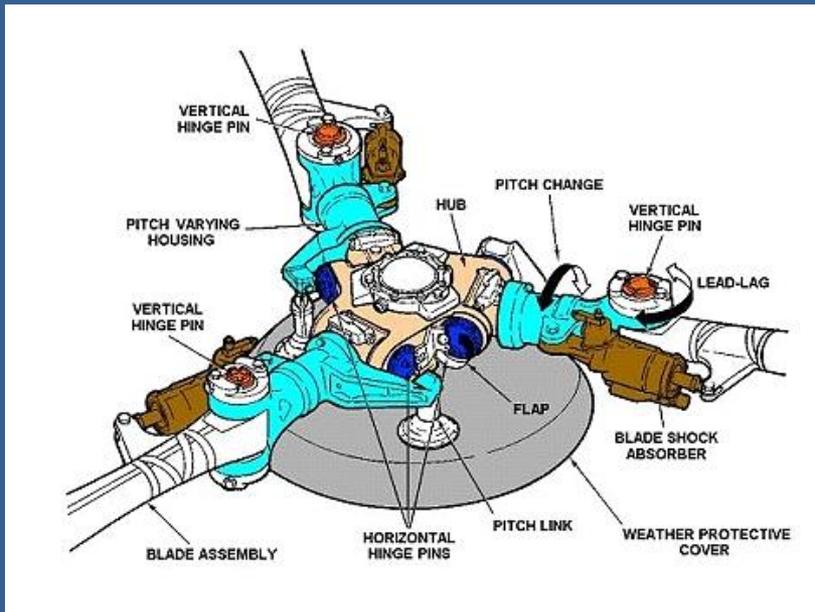


Configurazioni basiche dei rotori degli elicotteri



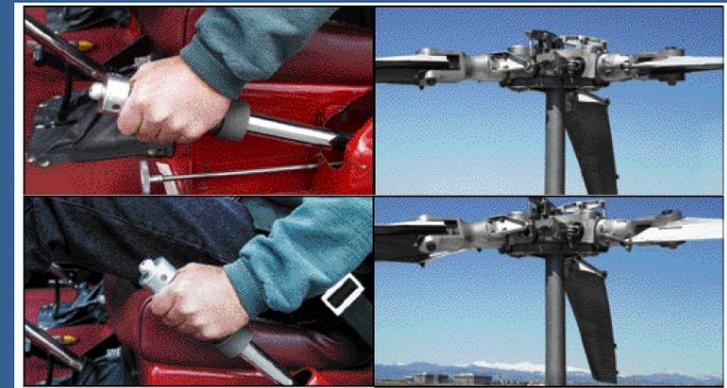
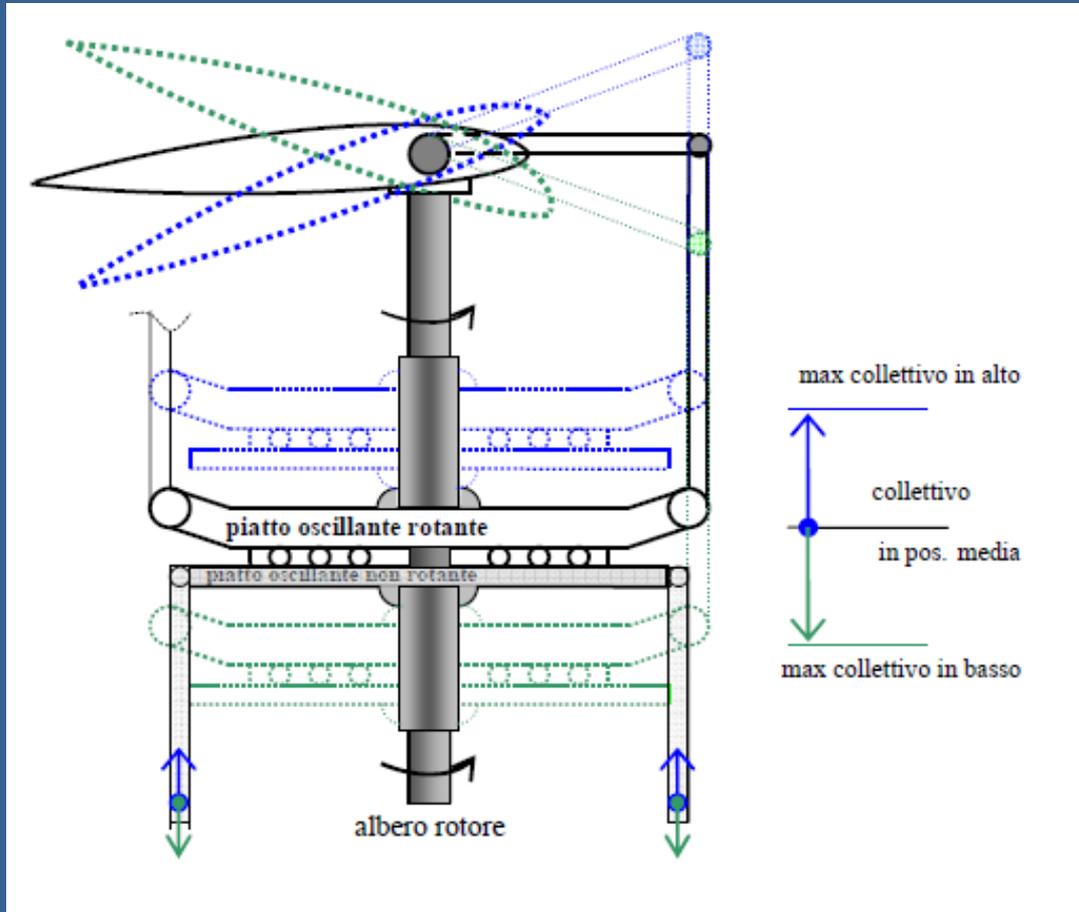
Rotore Teetering

Rotore completamente articolato a cuscinetti elastomerici

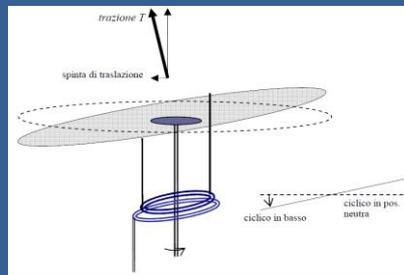
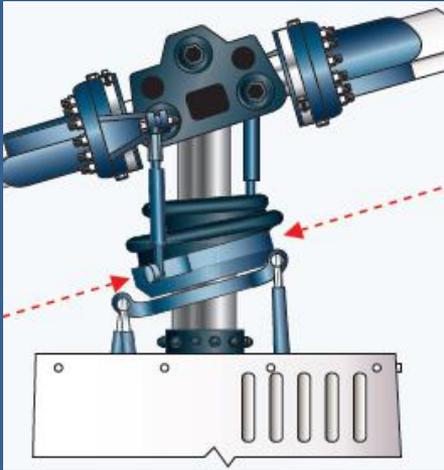
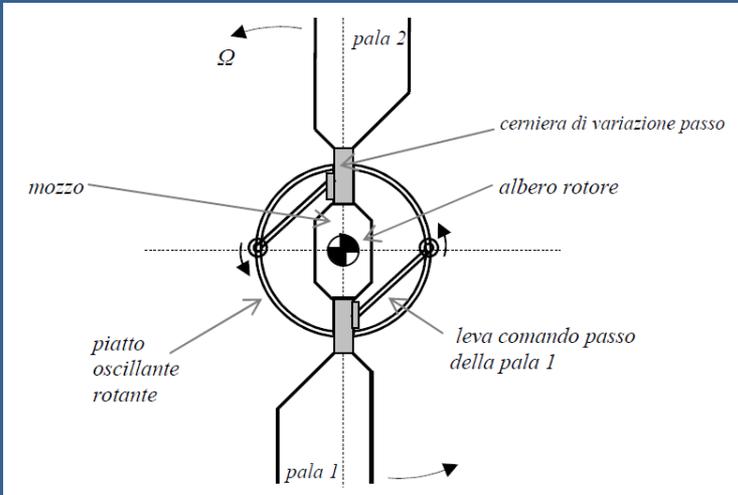


Rotore completamente articolato a cuscinetti meccanici

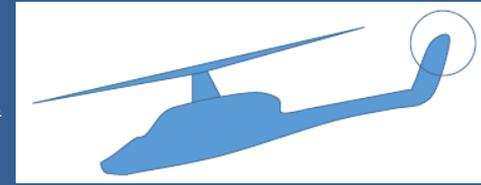
I comandi rotanti. Variazione passo collettivo



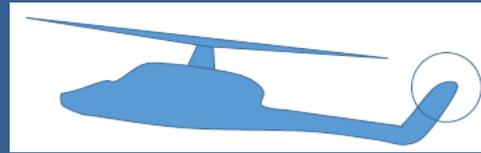
I comandi rotanti. Variazione passo ciclico



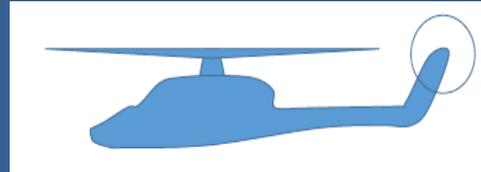
Forward flight



Rearward flight



Hover



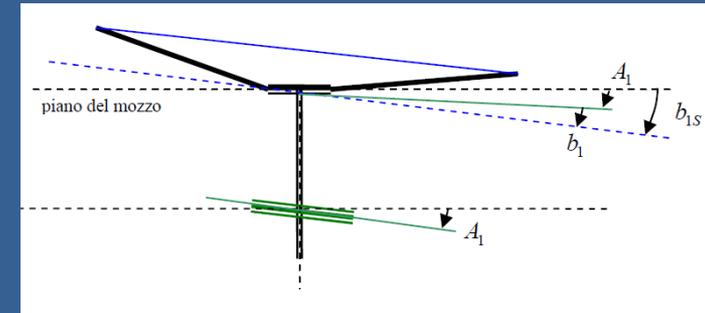
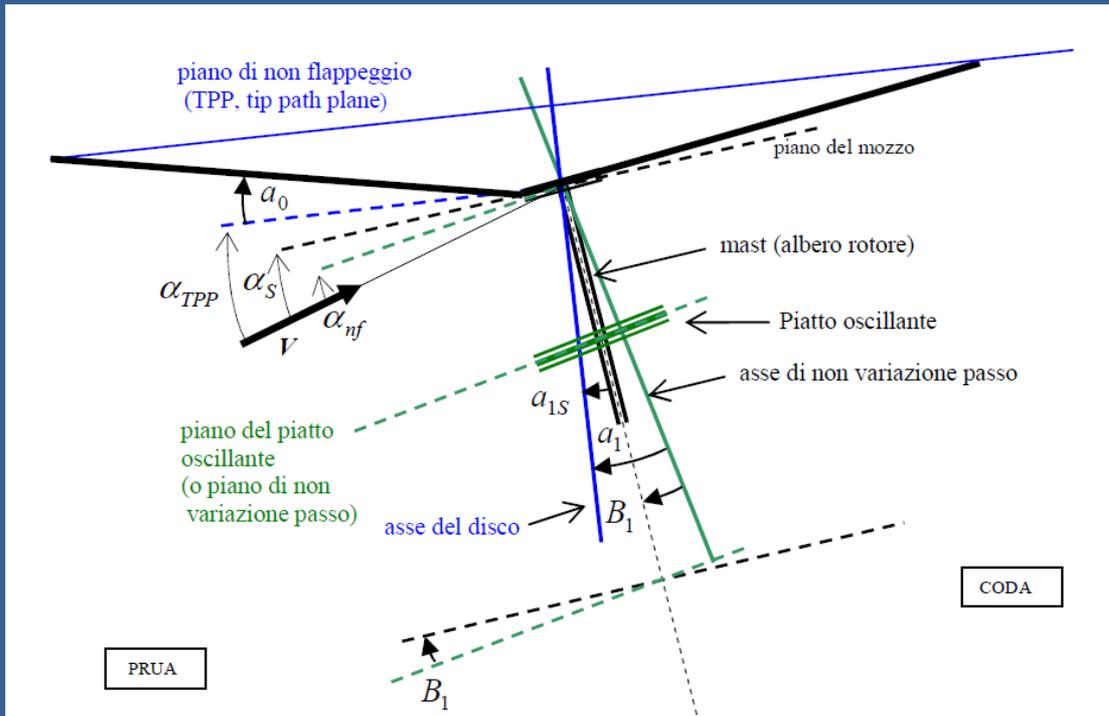
Left sideward flight



Right sideward flight



Assi e piani fondamentali



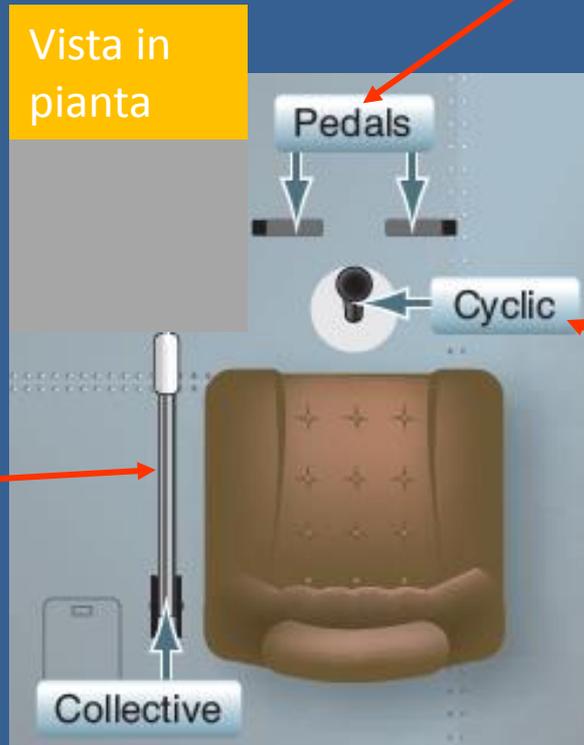
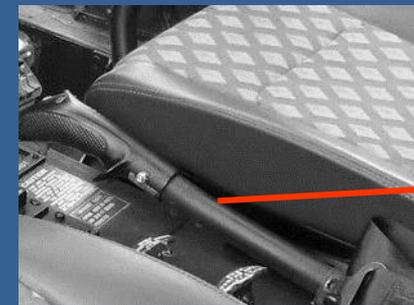
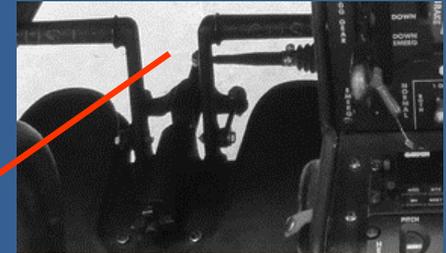
Assi e piani fondamentali in sezione trasversale, vista dalla coda verso la prua

Assi e piani fondamentali in sezione longitudinale

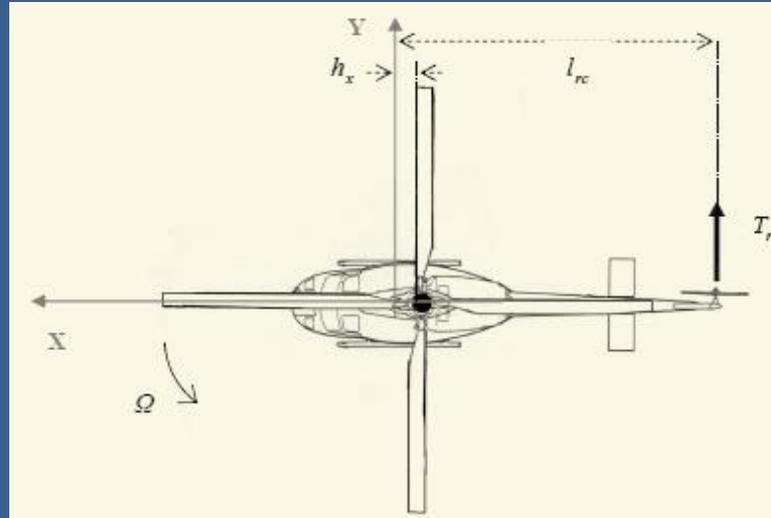
$$a_1 = B_1 + a_{1S} ; \quad b_1 = -(A_1 - b_{1S})$$

$$\alpha_{nf} = \alpha_S - B_1 ; \quad \alpha_{TPP} = \alpha_S + a_{1S}$$

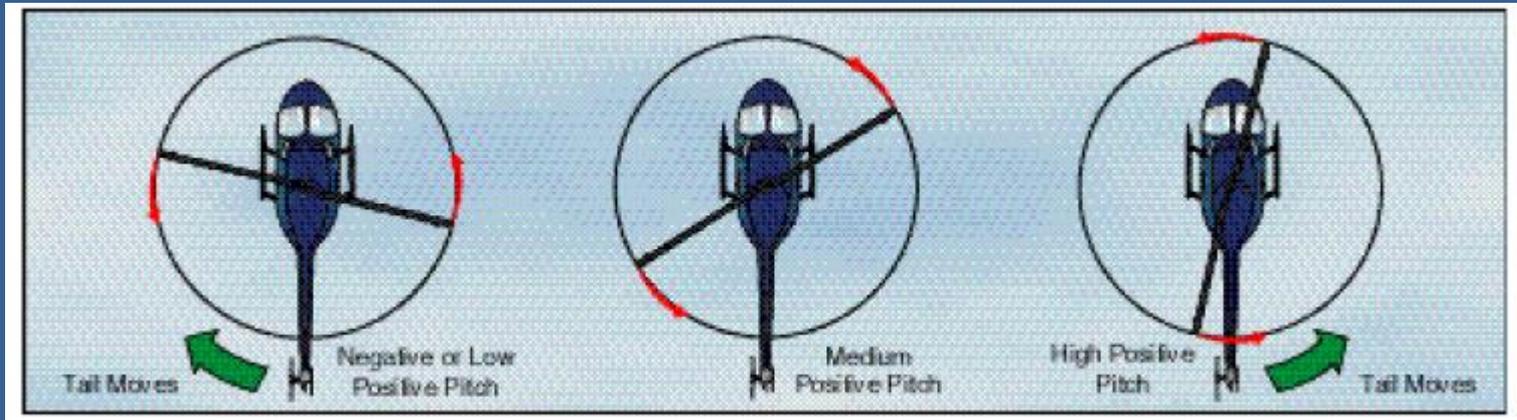
I comandi per l'elicottero in configurazione convenzionale



Rotore di coda ed equilibrio intorno all'asse velivolo z



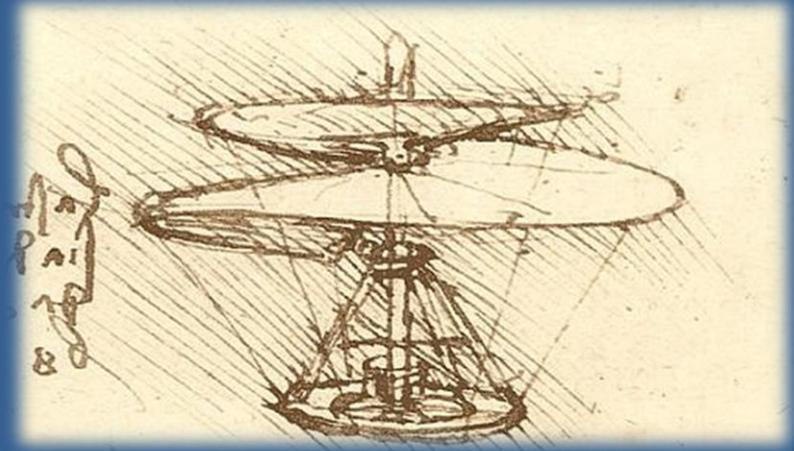
$$T_{rc} = \frac{Q - T_{TPP} b_{LS} h_x}{l_{rc}} = 0$$



Effetti principali dei comandi e controllo dell'elicottero

Tipo di controllo		Funzione	Effetto primario
Controllo del passo collettivo (mediante leva del passo collettivo)		Variazione del passo collettivo delle pale del rotore principale	Aumentare/diminuire la trazione generata dal rotore principale
Controllo della manetta (<i>throttle</i>)		Regolazione/mantenimento del numero di giri del rotore principale (rpm)	Variare la potenza erogata dal motore installato
Controllo del passo ciclico (mediante leva del passo ciclico)	Passo ciclico longitudinale	Variazione del passo ciclico delle pale del rotore principale	Generare una componente della trazione totale del rotore principale diretta in avanti/indietro
	Passo ciclico laterale		Generare una componente della trazione totale del rotore principale diretta verso il lato sinistro/destro dell'elicottero
Controllo del rotore anticoppia (mediante pedaliera)		Variazione della trazione generata dal rotore di coda anticoppia	Controllare l'assetto dell'elicottero intorno all'asse di imbardata

Effetto primario dei comandi e controllo dell'elicottero in configurazione convenzionale (con rotore principale e rotore di coda anticoppia)

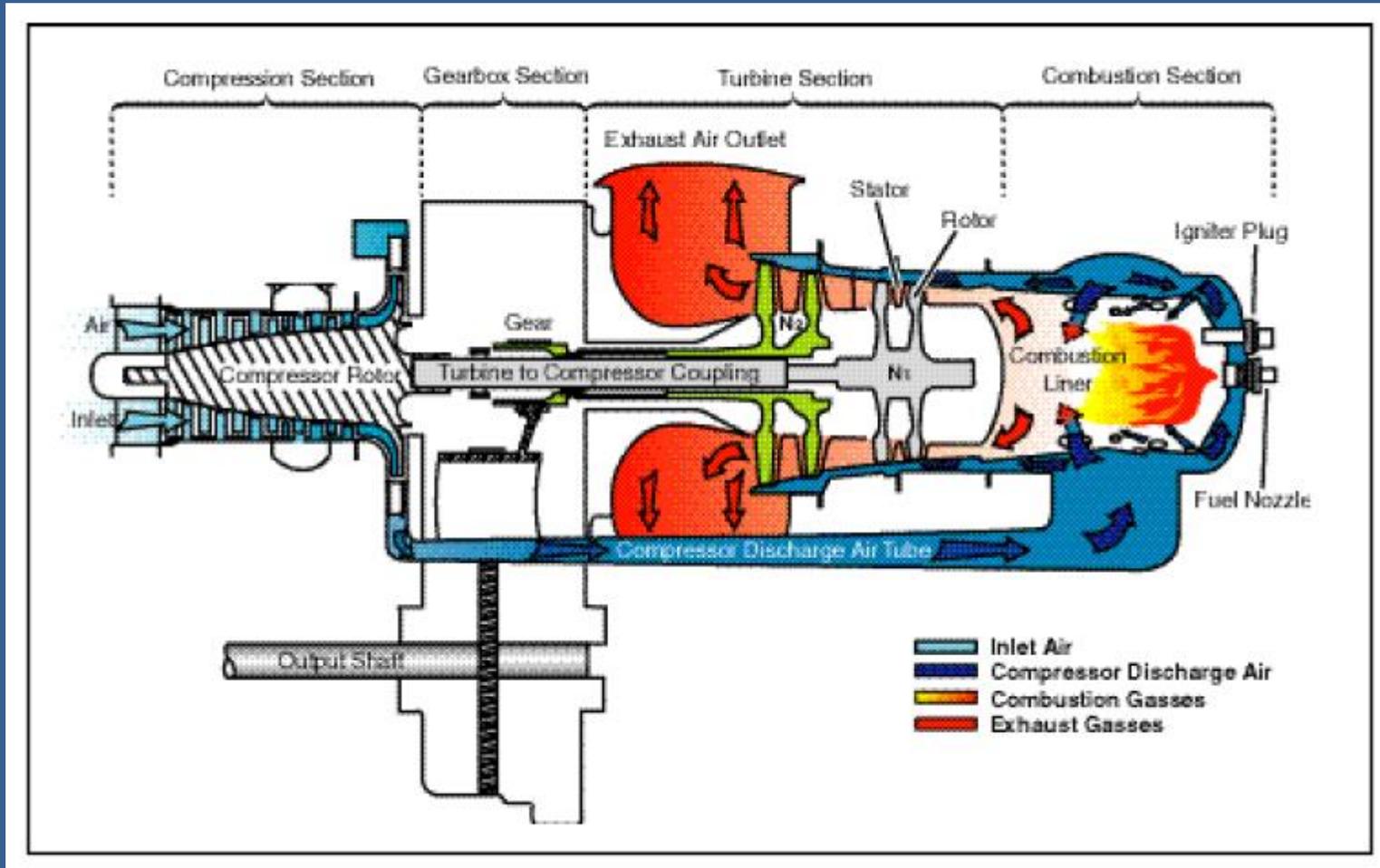


L'ELICOTTERO ED IL VOLO VERTICALE

1.4 MOTORE E SISTEMA DI TRASMISSIONE PER L'ELICOTTERO

Turboshaft engine (free turbine)

Differentemente dai motori a getto dei velivoli ad ala fissa, i motori turbo-albero degli elicotteri utilizzano la maggior parte dell'energia prodotta per ottenere il movimento continuo di una turbina collegata al sistema di Trasmissione del moto

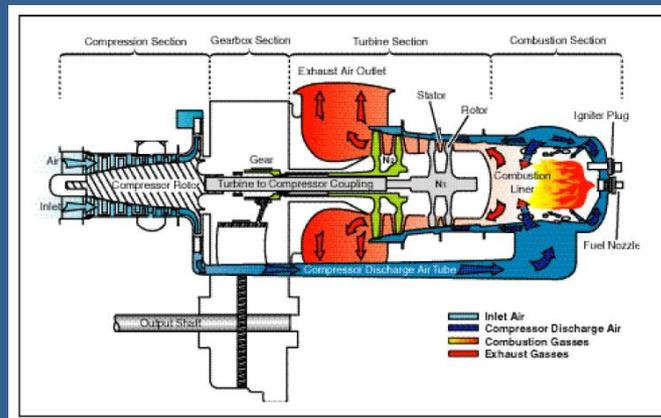


Rif.
FAA-H-8083-21

Turboshaft engine (free turbine), schema generale dei componenti

1

Il Compressore ha la funzione di comprimere l'aria proveniente dalle Prese d'aria



4

A valle della Turbina Generatrice di gas è posizionata la Turbina di Potenza, la quale è caratterizzata dal numero di giri N_2 (o N_r) ed estraendo potenza dal fluido mantiene in rotazione l'Albero motore. Quest'ultimo è collegato al sistema di Trasmissione del moto

2

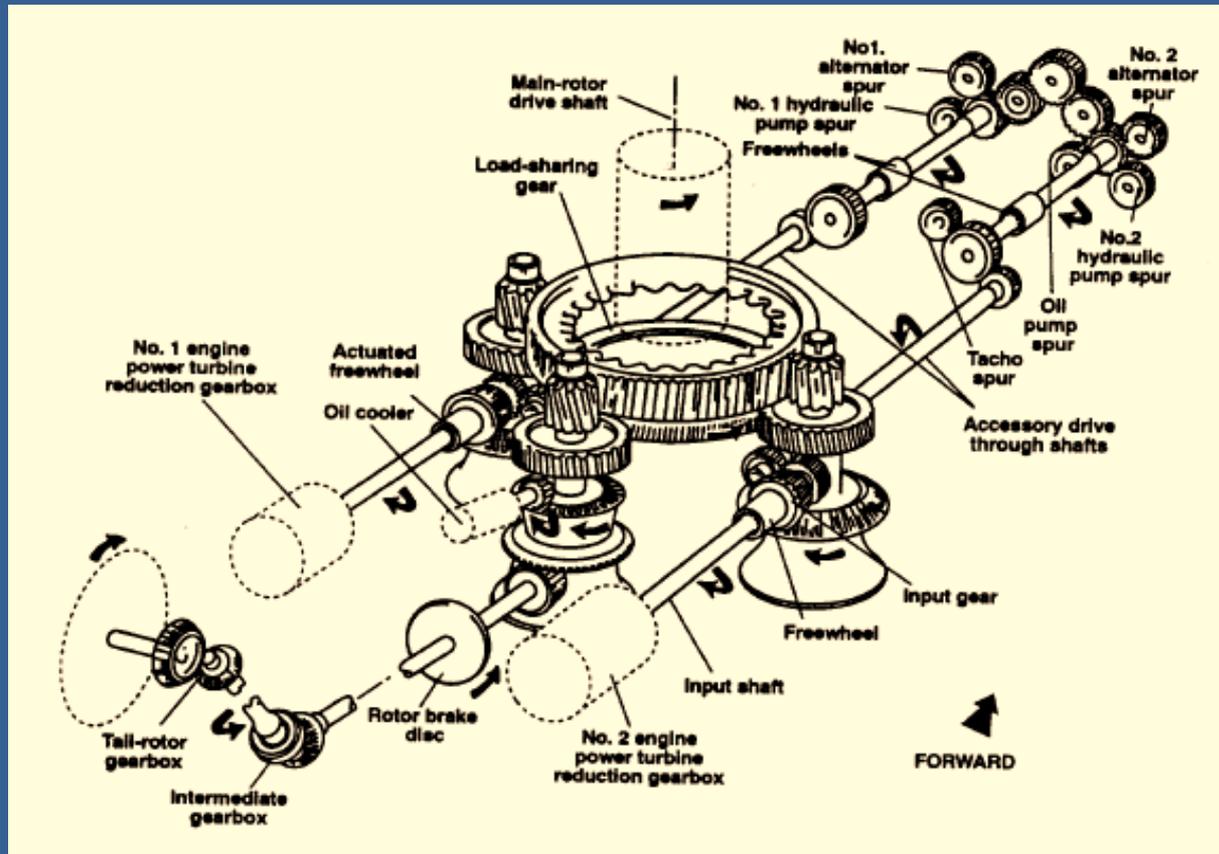
L'aria proveniente dal Compressore è miscelata con il combustibile in Camera di combustione; in seguito alla combustione, la miscela combustibile/aria è dotata di elevata energia.

In caso di interruzione di combustibile e/o aria, la combustione non può proseguire, con conseguente *flame-out*.

3

La miscela combustibile/aria proveniente dalla Camera di combustione passa attraverso la Turbina Generatrice di gas caratterizzata dal numero di giri N_1 e collegata rigidamente al Compressore

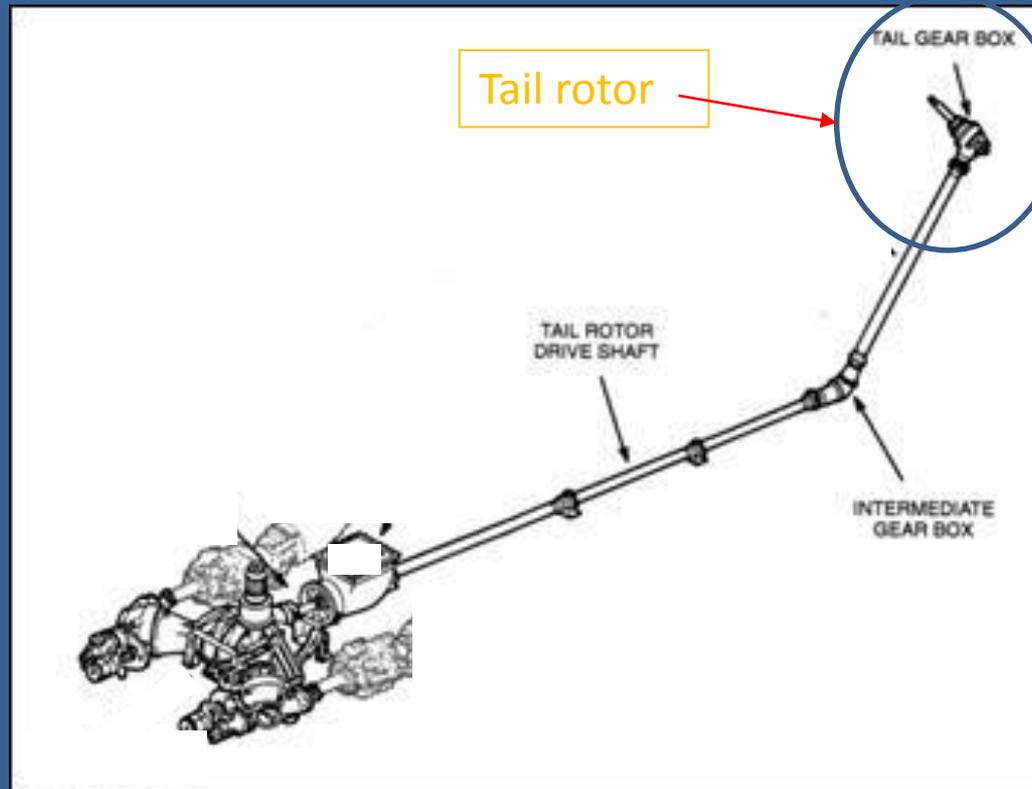
Sistema trasmissione



Rif. NASA TM-104000

Sistema trasmissione.

Trasmissione del moto al rotore di coda



Il Sistema Rotore/Trasmissione/Motore

- numero di giri N_2 della turbina di potenza:

coppia Q_M velocità di rotazione Ω_M dell'albero

$$P_{richiesta} = Q_M \cdot \Omega_M$$

Con riferimento ad un turbo-motore con turbina di potenza, esprimendo la velocità angolare in giri/min, si ottiene:

$$P_{richiesta} = Q_M \cdot \frac{2\pi \cdot N_2}{60} \quad (6.3a)$$

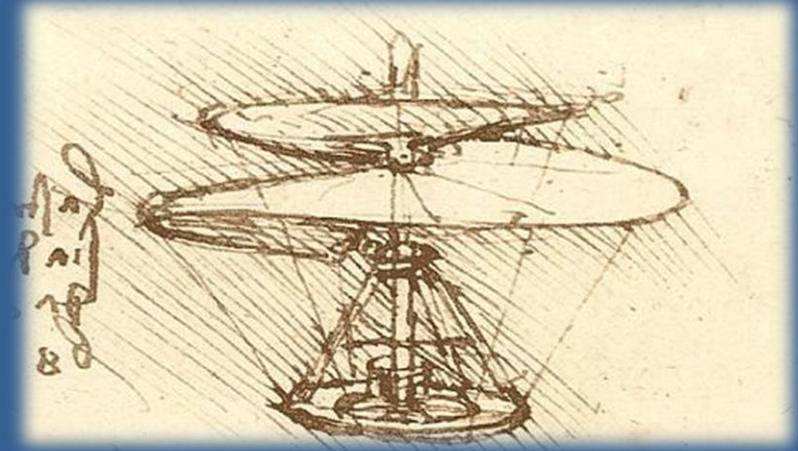
La potenza erogata dal motore (o dai motori) è trasferita al rotore mediante la trasmissione, che ha la funzione di ridurre la velocità di rotazione dell'albero di potenza del motore (tipicamente da 20000 a 50000 giri/min) alla velocità di rotazione del rotore principale (tipicamente da 200 a 250 giri/min); la trasmissione, inoltre, trasferisce potenza agli impianti ausiliari ed al rotore di coda.

Pertanto, indicando con GR (*gear ratio*) il rapporto di trasmissione, la (6.3a) si scrive:

$$P_{richiesta} = Q_M \cdot \frac{2\pi \cdot (GR) \cdot (RRPM)}{60} \quad (6.3b)$$

Dalla (6.3b), noti il numero di giri/min RRPM operativo del rotore principale ed il rapporto di trasmissione, $GR = (N_2/RRPM)$, si ricava la Coppia Q_M del motore in funzione della Potenza totale richiesta:

$$Q_M = (P_{richiesta}) \cdot \left(\frac{60}{2\pi \cdot (GR) \cdot (RRPM)} \right)$$

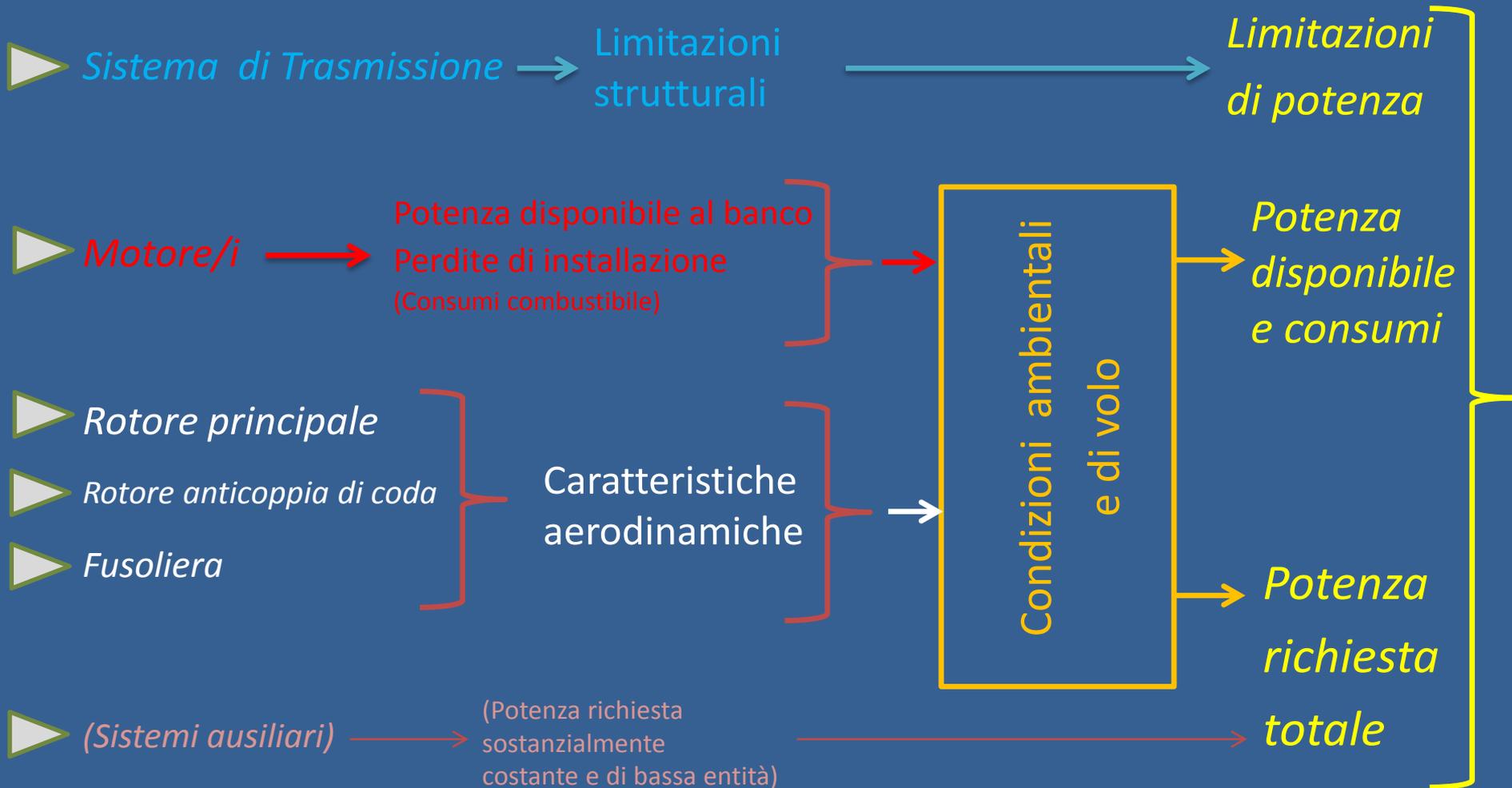


INTRODUZIONE ALLE PRESTAZIONI DELL'ELICOTTERO

2.1 Potenza totale richiesta, Regimi di Potenza disponibile, Prestazioni fondamentali

Prestazioni dell'elicottero in configurazione convenzionale

(con rotore principale e rotore anticoppia di coda)



Limitazioni dal motore e limitazioni dal sistema trasmissione

- le potenze erogabili dai motori possono superare i limiti di resistenza strutturale della trasmissione;
- i limiti di potenza imposti dalla trasmissione possono, in generale, costituire i fattori limitanti alle quote basse;
- invece, con l'aumento di altitudine, il decadimento delle prestazioni del motore (e l'invariabilità della resistenza strutturale della trasmissione) consente al pilota di poter sfruttare a pieno la potenza disponibile.

Il sistema elicottero completo, la Potenza totale richiesta

$$P_{richiesta} = [P_{RP} + P_{rc} + P_{AUX}] \cdot \eta_t$$

- (P_{RP}) la potenza richiesta del rotore principale,
- (P_{rc}) la potenza richiesta del rotore di anticoppia di coda,
- (P_{AUX}) la potenza richiesta dei sistemi ausiliari di bordo
- (η_t) il coefficiente che introduce le perdite di trasmissione (essenzialmente perdite per attrito tra ingranaggi; in genere, (η_t) assume valori compresi tra 1,03 e 1,04).

$$P_{RP} = k v_i T_{TPP} + \frac{1}{8} \rho C_{DP} A_b V_T^3 (1 + 4,7 \mu^2) + \frac{1}{2} \rho V^3 f$$

$$P_{rc} = k_{rc} v_{it} T_{rc} + \frac{1}{8} \rho b_{rc} c_{rc} R_{rc} C_{Drc} V_{Trc}^3 (1 + 4,7 \mu_{rc}^2)$$

Il sistema elicottero completo, le Potenze richieste dal rotore principale e dal rotore di coda

(P_{RP}) la potenza richiesta del rotore principale

$$P_{RP} = k_{v_i} T_{TPP} + \frac{1}{8} \rho C_{DP} A_b V_T^3 (1 + 4,7 \mu^2) + \frac{1}{2} \rho V^3 f$$

Potenza indotta

Potenza necessaria per generare la trazione del rotore principale

Potenza di profilo

Potenza necessaria per vincere la resistenza delle pale

Potenza parassita

Potenza necessaria per vincere la resistenza aerodinamica (parassita) della struttura dell'elicottero (fusoliera, mozzo rotori principale e mozzo rotore di coda, pattini, carichi esterni)

(P_{rc}) la potenza richiesta del rotore di anticoppia di coda

$$P_{rc} = k_{rc} v_{it} T_{rc} + \frac{1}{8} \rho b_{rc} c_{rc} R_{rc} C_{Drc} V_{Trc}^3 (1 + 4,7 \mu_{rc}^2)$$

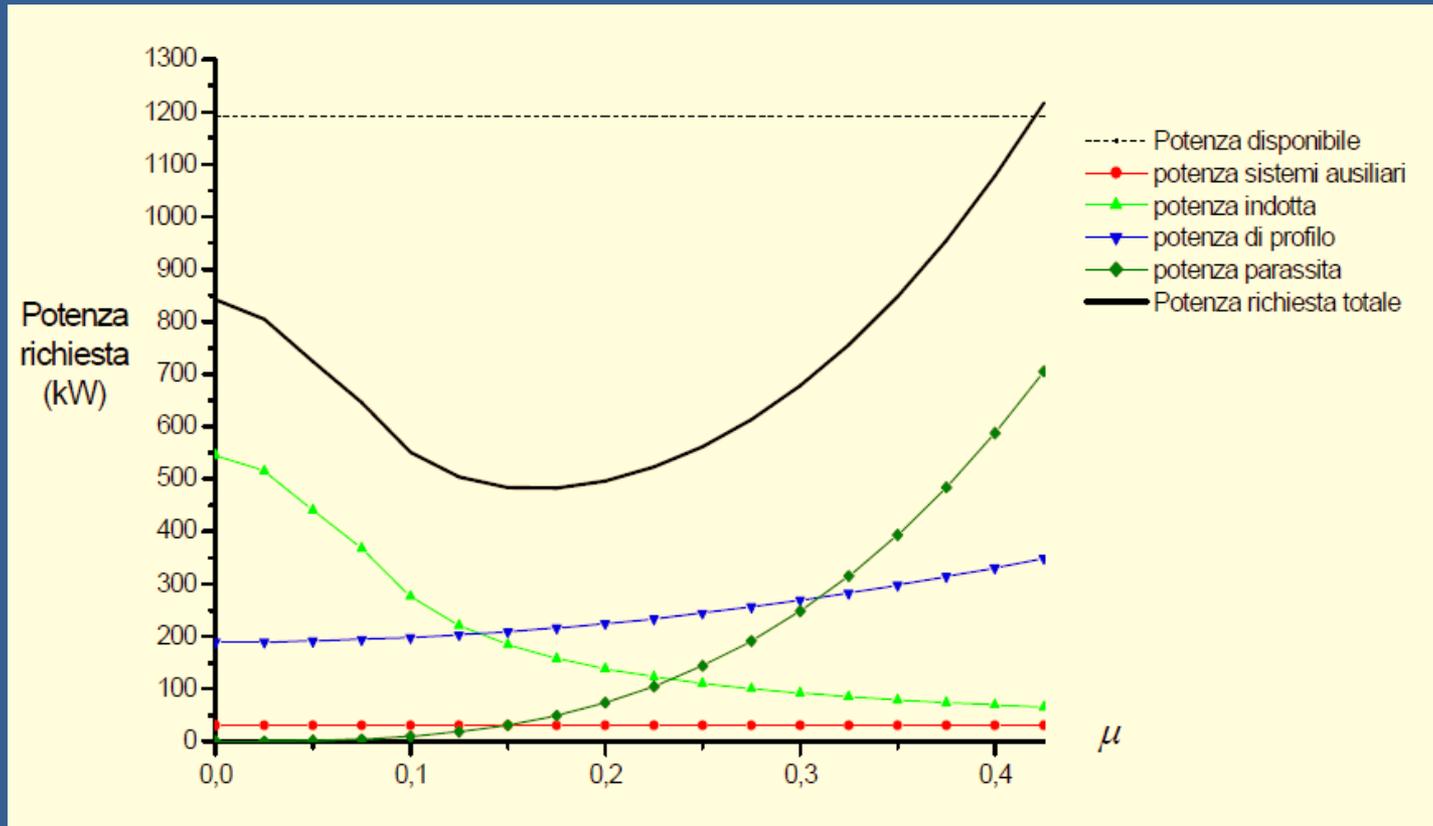
Potenza indotta

Potenza necessaria per generare la spinta del rotore di coda

Potenza di profilo

Potenza necessaria per vincere la resistenza delle pale

Il sistema elicottero completo, la Potenza totale richiesta e relative componenti

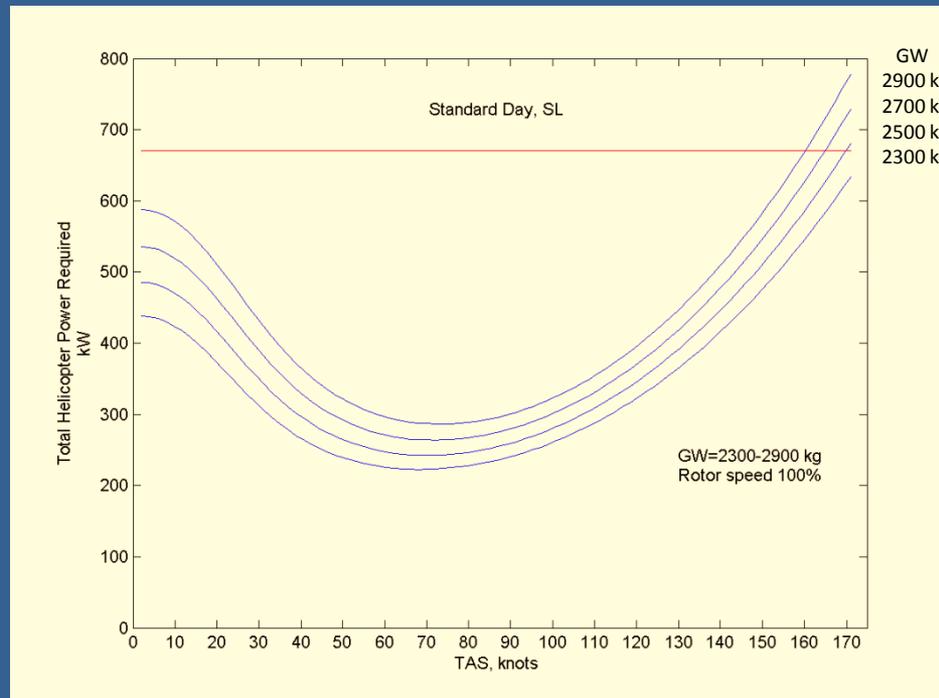


ISA sea level, no wind

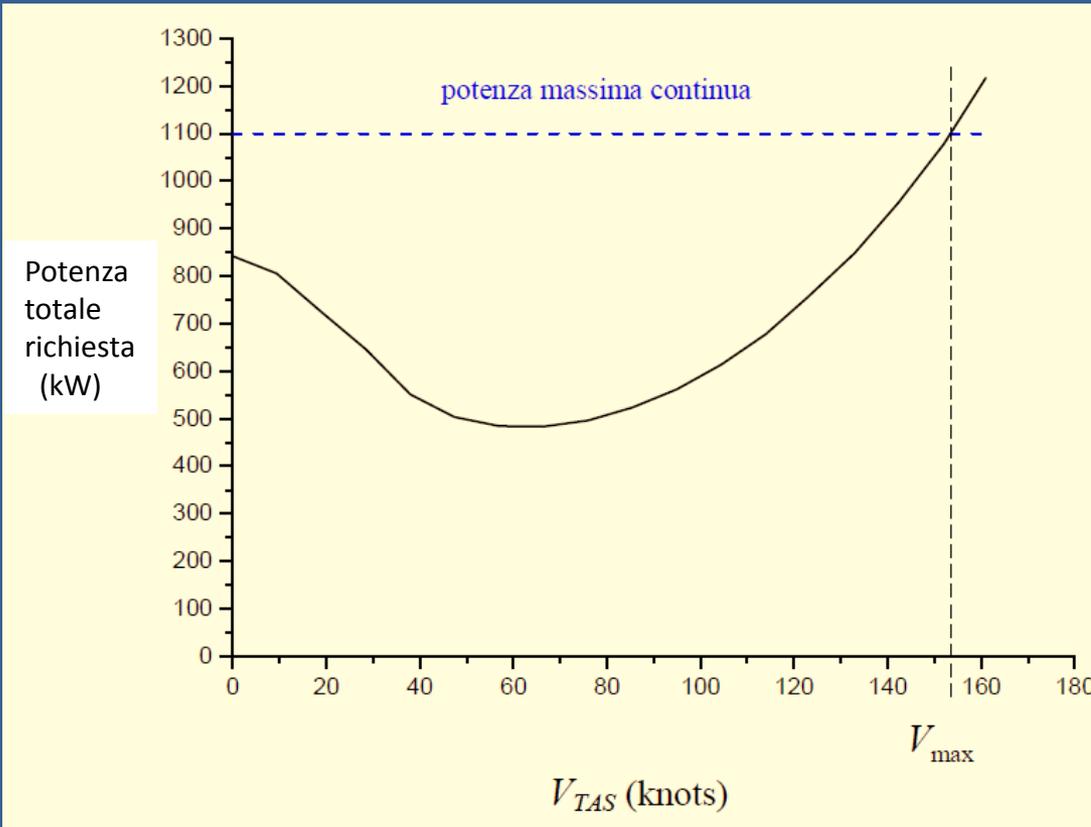
Il sistema elicottero completo,

Potenza totale richiesta; condizioni estratte da un modello matematico di un elicottero ipotetico e rappresentativo del tipo biturbina leggero

Weights		Main Rotor	
. Max Gross Weight for take-off	3000 kg	. Tip Speed (100%), ΩR	221 m/s
. Min Gross Weight for flight (with fuel reserve, flight crew)	2200 kg	. No. of blades	4
. Fuel capacity	300 kg		
Transmission (dual engine)		Power Plant (2 engines)	
. Maximum Continuous Power	670 kW	. Number of Engines, N	2
. Transmission loss factor TRLF	1,04	. Maximum Continuous Power, (0ft pressure altitude, OAT=+15°C)	850 kW



La Velocità massima in volo livellato



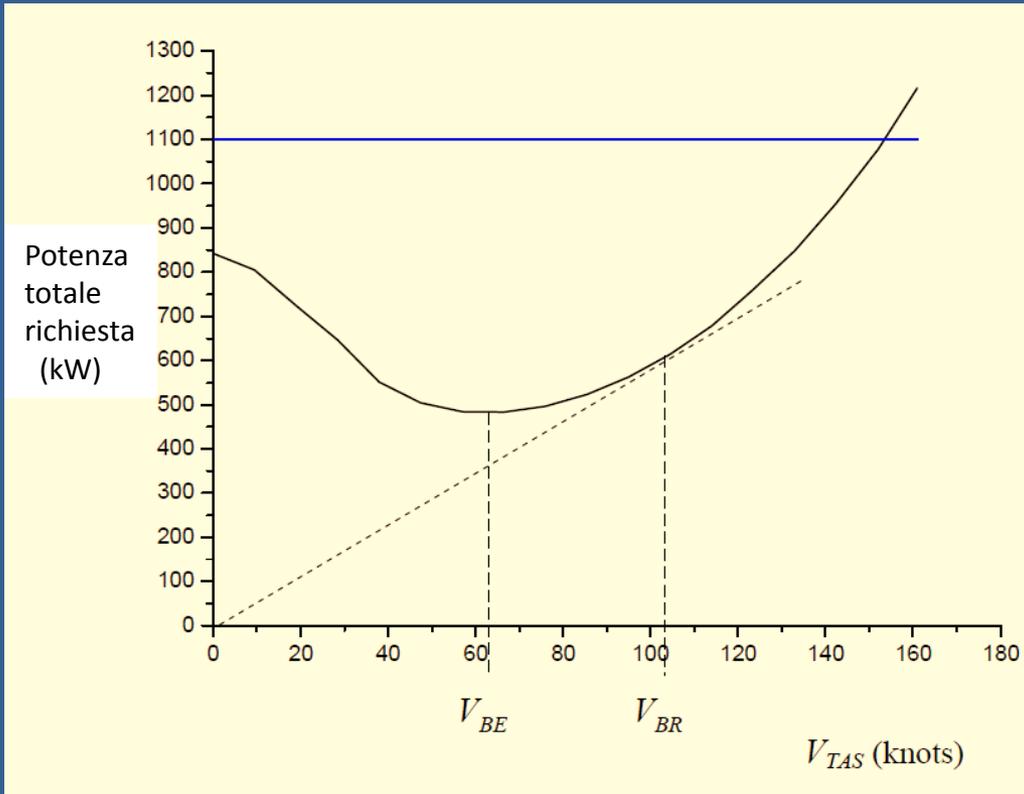
ISA sea level, no wind

La Velocità massima in volo livellato è determinata dal confronto tra la *Potenza disponibile* (e le *limitazioni di potenza della trasmissione*) e la *Potenza totale richiesta*, fissate le condizioni di peso dell'elicottero e le condizioni ambientali

Al lato:

V_{max} , Velocità massima in corrispondenza del regime di Potenza Massima Continua (MCP, *Maximum continuous power rating*)

Autonomie di volo (massima autonomia oraria)



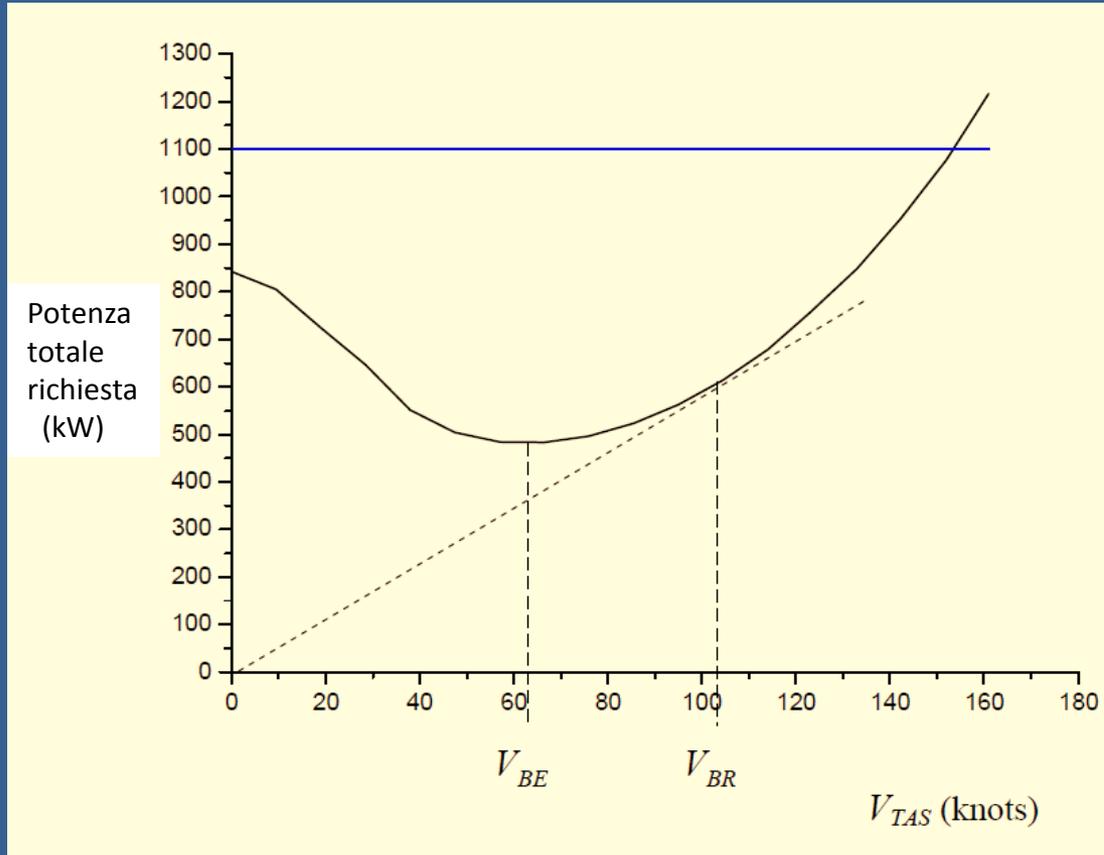
ISA sea level, no wind

V_{BE} , Velocità di massima autonomia oraria

Fissato il peso e le condizioni ambientali, la massima autonomia oraria si ottiene in corrispondenza del valore minimo di potenza richiesta

$$(C_{comb})_t = t \cdot (SFC) \cdot P_{richiesta}$$

Autonomie di volo (massima autonomia chilometrica)

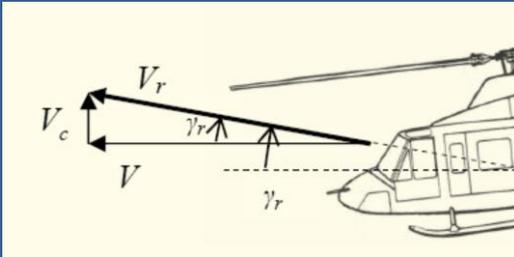


ISA sea level, no wind

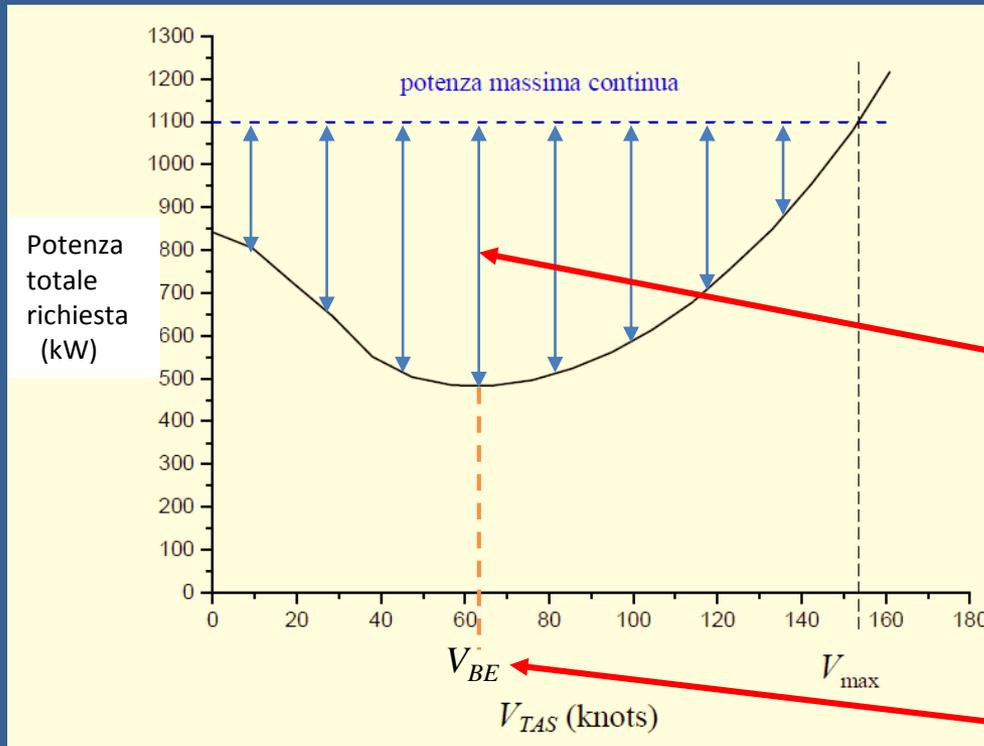
V_{BR} , Velocità di massima autonomia chilometrica

Fissato il peso e le condizioni ambientali, la massima autonomia chilometrica si ottiene in corrispondenza del valore minimo del rapporto potenza richiesta/velocità

Prestazioni in volo traslato in salita



$$(P_{RP})_{c\limb} = kv_i T_{TPP} + \frac{1}{8} \rho C_{DP} A_b V_T^3 (1 + 4,7 \mu^2) + \frac{1}{2} \rho V^3 f + T_{TPP} V_r \sin \gamma_r$$



Formula semplificata:

$$P_{disp} - (P_{richiesta})_{volo_orizz} = T_{TPP} \cdot V_r \sin \gamma_r = T_{TPP} \cdot V_c$$

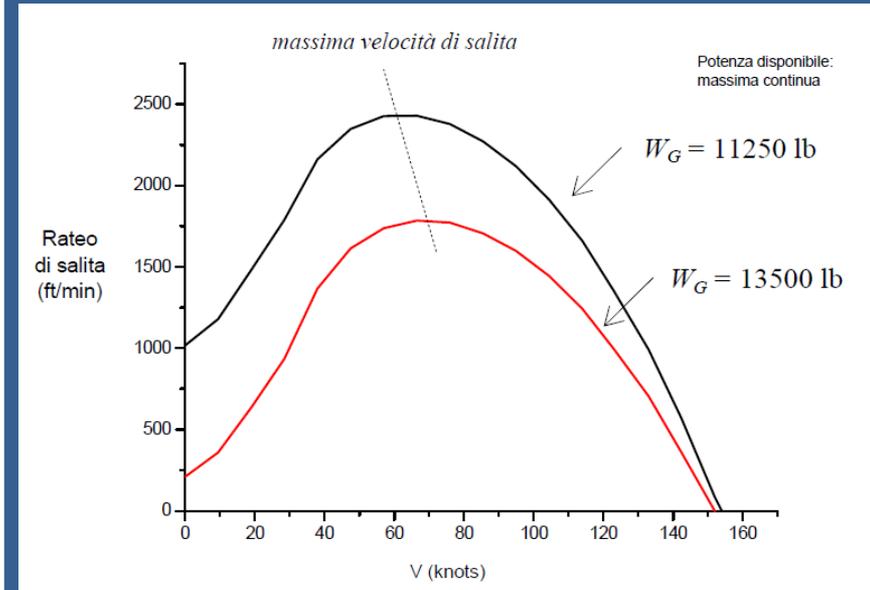
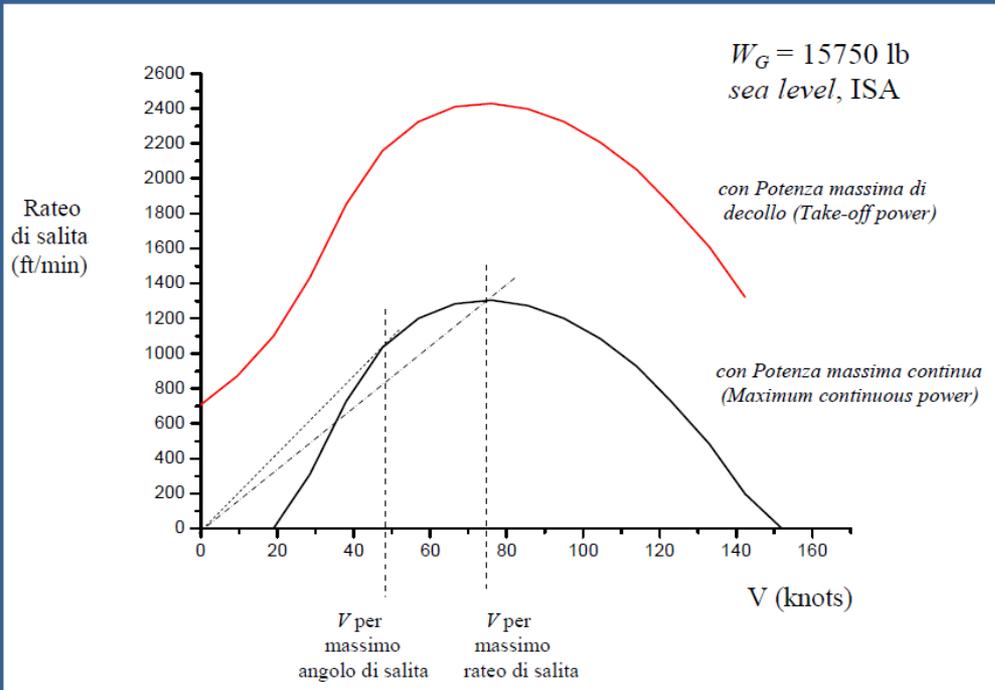
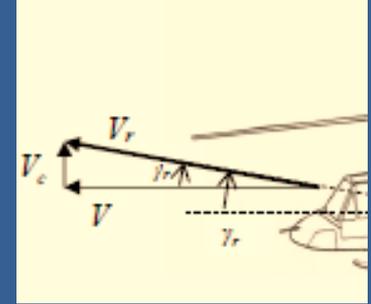
Differenza tra la Potenza disponibile (in questo caso è rappresentata la potenza massima continua) e la Potenza Totale richiesta, in corrispondenza di una determinata quota di volo (in ISA) e condizione di peso dell'elicottero.

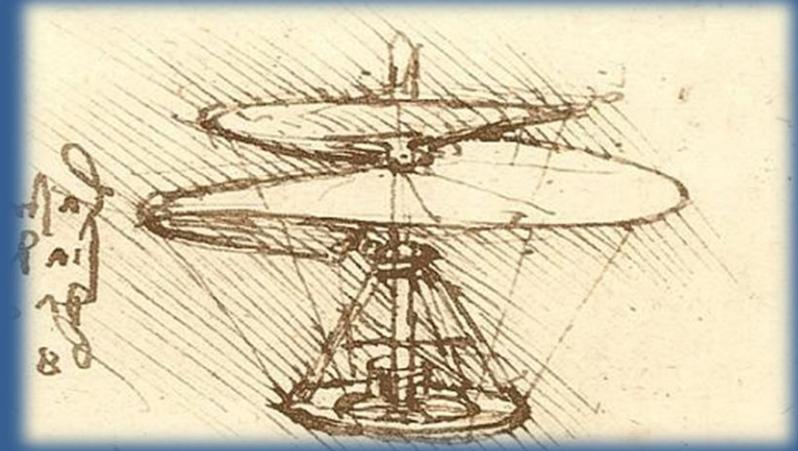
In corrispondenza di V_{BE} si ottiene anche il massimo rateo di salita

Prestazioni in volo traslato in salita

$$(P_{RP})_{c\limb} = kv_i T_{TPP} + \frac{1}{8} \rho C_{DP} A_b V_T^3 (1 + 4,7 \mu^2) + \frac{1}{2} \rho V^3 f + T_{TPP} V_r \sin \gamma_r$$

$$P_{disp} - (P_{richiesta})_{volo_orizz} = T_{TPP} \cdot V_r \sin \gamma_r = T_{TPP} \cdot V_c$$





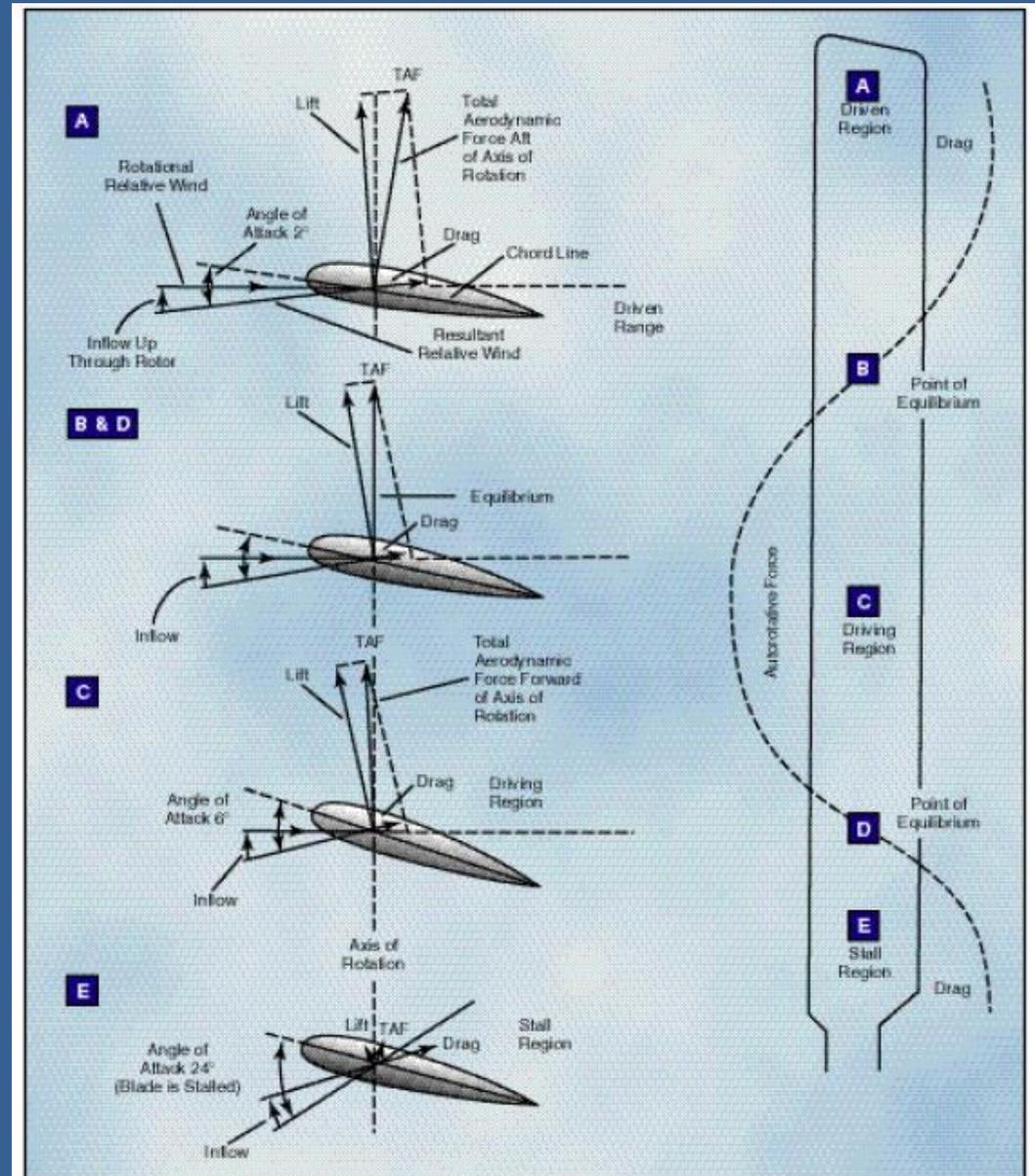
INTRODUZIONE ALLE PRESTAZIONI DELL'ELICOTTERO

2.2 Autorotazione del rotore e manovra di autorotazione dell'elicottero

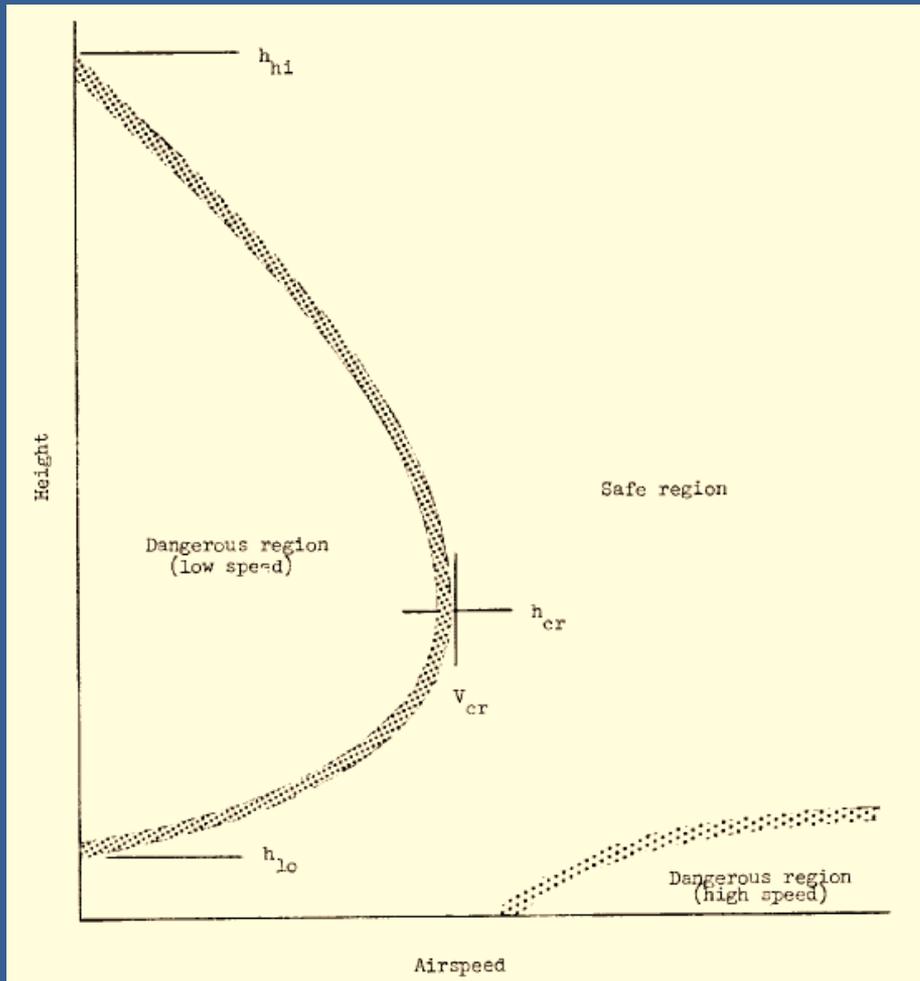
Autorotazione del rotore

L'autorotazione del rotore si fonda sul concetto di trarre forza motrice e sustentatrice da un'opportuna inclinazione della forza risultante aerodinamica in maniera tale da presentare una componente lungo la verticale che contrasti il peso ed una componente diretta in avanti che sia motrice-autorotativa (*autorotative force*, e che pertanto fa aumentare la velocità di rotazione).

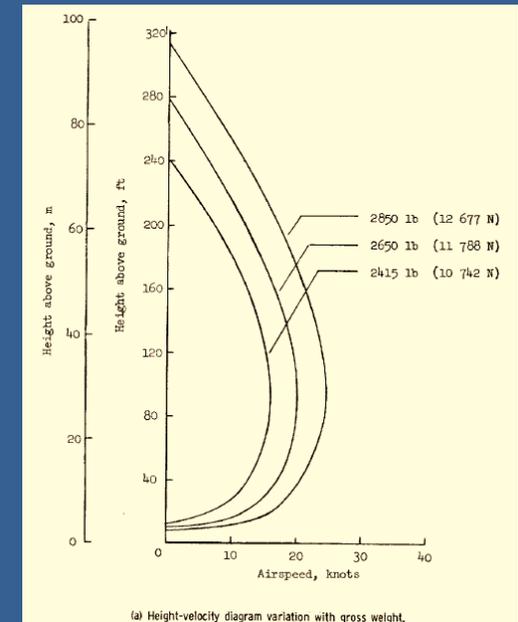
Si comprende che la scelta della legge di svergolamento della pala è effettuata anche in base alle caratteristiche autorotative che si richiedono all'elicottero.



Diagrammi Altezza-Velocità e manovra di autorotazione



Rif.
NASA TN D-4536



Nell'ambito delle ipotesi fissate dalla Nota NASA TN D-4536, si ottiene la seguente relazione per il parametro h_{lo} :

$$h_{lo} = - \frac{I_R \Omega_d^2 v_{V,d}}{1100 HP_{req, \infty} \Lambda} \left(1 - 2.24 \sqrt{C_T / \sigma} \right)$$

I_R rotor rotating inertia, slug-ft² (kilograms-meters²)

Ω_d design rotor speed, radians/second

$v_{V,d}$ landing-gear design vertical impact speed, ft/sec (meters/second)

HP_{req} required horsepower

Bibliografia

- Alastair K.C., Fitzpatrick E.W.H., *'Helicopter Test and Evaluation'*. AIAA, Virginia (2002)
- FAA-H-8083-21, *'Rotorcraft flying handbook'*. (2000)
- Coleman C.P., *'A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research'*. NASA TP-3675, (1997)
- Di Giorgio G., *'Teoria del volo dell'elicottero. Aerodinamica - Meccanica del volo'*. Seconda Edizione. Aracne, Roma (2009)
- Johnson W., *'Helicopter theory'*, Dover, New York (1994)
- Pegg R. J., *'An investigation of the helicopter height-velocity diagram showing effect of density altitude and gross weight'*. NASA TN D-4536 (1968)
- Prouty R.W., *'Helicopter Performance, Stability, and Control'*. Krieger Publishing Company, Florida (1990)
- Scheiman J., Kelley H. L., *'Comparison of flight-measured helicopter rotor blade chordwise pressure distributions with static two dimensional airfoil characteristic'*. NASA TN D-3936