



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO : 418

DATA : 29/11/2012

A P P U N T I

STUDENTE : Cabrera

MATERIA : Meccanica del volo dell'elicottero, domande d'esame
Prof. Guglieri

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

**ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTIE NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.**

Politecnico di Torino

I Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



MECCANICA DEL VOLO DELL'ELICOTTERO

Prof. Giorgio Guglieri

Anno Accademico 2011/2012

06/03/2012

Motivazioni sul ritardo dello sviluppo dell'elicottero

L'elicottero nasce con un ritardo rispetto all'ala fissa, con uno sfasamento di 30 anni. All'inizio ha determinato un "delay" per l'inserimento nel mercato dei sistemi di ala rotante.

Motivi di questo ritardo:

1. Indisponibilità di sistemi propulsivi con adeguato rapporto peso-potenza

Non c'erano sistemi propulsivi con un adeguato rapporto spinta-peso. I motori a pistoni che si intendeva utilizzare, infatti, erano pesanti (per motivi di resistenza meccanica) e anche poco affidabili (si spegnevano, *flame out* ricorrente). L'elicottero è caratterizzato da un eccesso di potenza rispetto all'ala fissa. Mentre sugli aerei i motori dovevano compensare la resistenza aerodinamica, sull'elicottero T compensa il peso stesso: le potenze richieste, quindi, sono più elevate. Se manca T l'elicottero precipita. Siamo verso gli anni 1920-1930 quando compaiono i motori a pistoni moderni. La bassa affidabilità dei motori limitava il volo dell'elicottero a bassa quota e bassa velocità.

2. Problema tecnologico

Le costruzioni in legno utilizzate all'epoca, non erano buone. Negli anni 30 comparvero le prime strutture a guscio, metalliche; prima di adottare tali elementi sugli elicotteri, però, si dovette aspettare molto (anche se, sull'ala fissa, si adottarono quasi subito). Mancavano, in pratica, strutture resistenti e leggere. Quindi un problema di soluzione tecnologica, un pò legata a i materiali, un pò legata alla metodologia di progetto, un pò alle tecnologie di produzione

3. Comprensione dei meccanismi del volo

La dinamica, l'aerodinamica, la regolazione della trazione, i moti di pala e rotore erano poco chiari fino alla metà degli anni 1920. La soluzione per la regolazione della trazione (tramite l'orientazione dell'asse del mozzo) compare a metà degli anni 1930 ed è una soluzione intelligentissima, ma risulta non essere intuitiva. Poi il gradiente di conoscenza sulle caratteristiche del rotore è stato molto lento.

4. Capacità di produrre pale con caratteristiche strutturali adeguate

Un discorso particolare riguarda le pale: il materiale lignea di primo utilizzo in campo aeronautico si rivelava poco adatto a sopportare i carichi elevati ($\propto \omega^2 R \approx \left(30 \frac{\text{rad}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 10 \text{ m}$), il che suppone un alto numero di g .

5. Configurazione del mozzo

Uso di cerniere, vincolando le pale al mozzo. Oggi intuitivo ma non così all'inizio, quando si avevano rotori rigidi. Una cosa che non era chiara è l'effetto della fatica, vitale per l'elicottero: la presenza o mancanza di

07/03/2012

Autogiri, convertiplani, elicotteri: principali caratteristiche e differenze

Autogiri

Juan de la Cierva è, in buona sostanza, l'inventore dell'autogiro moderno. L'autogiro, negli anni 1930, ha costituito la prima macchina d'ala rotante effettivamente utilizzabile in maniera sicura e affidabile.

Un autogiro è un aeromobile con un rotore principale non trainante e un'elica, in coda, spingente e alimentata da motore (a differenza del rotore che è alimentato dal solo flusso d'aria che lo fa ruotare). L'autogiro, è caratterizzato da avere un'installazione di un rotore a ruota libera, cioè un rotore che al mozzo ha una coppia nulla, perché siccome è un rotore trascinato, non propulso, la condizione di equilibrio è che la coppia alla cerniera sia zero.



Si è osservato che al variare della velocità di avanzamento del mezzo, l'assetto del disco cambiava. Cambiava con variazione della distribuzione asimmetrica dei carichi sulle pale durante il moto di rotazione. Di fatto le pale non vedono gli stessi carichi sia essi di origine inerziale sia essi di origine aerodinamica durante il moto di rotazione. Si chiama moto o rotazione azimutale il moto della pala intorno all'asse di rotazione principale. Di fatto la pala durante il suo moto, nelle varie posizioni azimutali durante la rotazione, vede carichi aerodinamici e carichi inerziali differenti. Il risultato è che il disco non mantiene una posizione orientata con il moto, ma tende a guadagnare assetti diversi in funzione dell'avanzamento del velivolo rispetto all'aria. Questo è dovuto alla differenza di pressione dinamica che vede la pala ogni 180° dovuto alla velocità relativa tra la pala e il mezzo. Se il disco è rigido, tutte le volte che il disco cerca di cambiare assetto trasmette all'incastro, quindi al mozzo, un carico flessionale importante. Questa continua sollecitazione flessionale alla radice della pala si traduceva in un carico a fatica che riduceva la vita del componente. La soluzione è banale, introducendo una *cerniera di flappeggio*: una articolazione cinematica che consente alla pala di cambiare il suo angolo di calettamento rispetto al mozzo.

- *Out of plane motion* (moto di flappeggio): consentire alla pala di flappeggiare vuol dire separare cinematicamente il mozzo dalle pale, consentendo alle pale d'inclinarsi liberamente fuori dal piano, riducendo ai minimi i carichi di stress applicati alla radice della pala.

I due controlli direzionali sono diversi, poiché ad una pedaliera in posizione neutra corrispondono:

- Per l'autogiro (e per l'ala fissa), il timone è scarico;
- Per l'elicottero, il rotore di coda è comunque sotto trazione, affinché sia bilanciata la coppia di reazione. Non esiste una condizione di scarico del rotore di coda. Solo quando il rotore principale smette di funzionare e viene scollegato dal motore. Quando l'elicottero perde la funzione del rotore principale ed è un monomotore, il pilota scollega il motore e lascia il rotore libero. A questo punto, smette di utilizzarlo come "*helicopter mode*" e lo usa come "*autogyro mode*". Cambia l'assetto del disco, e comincia a sfruttare un po' l'energia cinetica residua del disco e un po' l'attraversamento del flusso attraverso il disco per mantenerlo in rotazione. Questo ciclo di trazione che riesco a ottenere in questo modo consente completare una manovra di atterraggio di emergenza che si chiama "*manovra di autorotazione*". Quindi quando l'elicottero smette di avere trazione disponibile perde il motore in modalità trattiva torna ad essere un autogiro, e allora il rotore di coda perde la sua funzione di compensazione anticoppia, ma serve ancora per il controllo direzionale per cui la pedaliera continua a servire.

L'autogiro è ampiamente utilizzato nel *recreational flight*, soprattutto come ultraleggero. Esistono pochi casi di autogiri certificati.

Convertiplani

L'idea dei convertiplani si trascina da metà degli anni 1950. Con questo mezzo si cerca di ovviare agli svantaggi presenti su ali fisse e rotanti, cercando di prendere il meglio da entrambi, e cerca di fornire all'operatore un'involuppo di volo il più esteso possibile, in quanto:

- L'elicottero ha una limitazione di velocità intrinseca, legata alla velocità all'estremità della pala in avanzamento. Considerando $V + \omega R$, (con $\omega \approx 25 - 30 \text{ rad/s}$, $R \approx 10 \text{ m}$), si raggiunge rapidamente il transonico ($M \approx 0.85$). Questo fa sì che la resistenza di avanzamento della pala cambi in maniera talmente importante da limitare la capacità di andare a una velocità maggiore. È un problema di tipo aerodinamica che limitava fino a qualche anno fa la velocità massima intorno ai 150 nodi per l'elicottero convenzionale. Oggi con opportuni design delle estremità delle pale si riesce ad arrivare a qualcosa di più, ma sempre nell'intorno di questo rango.
- L'ala fissa è più rapida, ma non consente atterraggi verticali.

Il principio su cui si basa il convertiplano consiste nel ruotare l'asse di spinta generata da due "eliche". In realtà, più che di eliche si parla di *rotori compatti*, in quanto questi elementi devono sopportare l'intero peso del velivolo nella fase di decollo verticale. Allora strutturalmente non può essere disegnata come un'elica.

Il convertiplano, però, è molto vulnerabile nella fase di "transizione" da ala fissa ad ala rotante (o viceversa), in pratica, al decollo e all'atterraggio. In questo caso è importante ridurre al minimo le durate di queste fasi, nonché avere ottimi ipersostentatori e ali molto portanti.

La rotazione dell'asse di spinta avviene o ruotando solo le nacelle mantenendo l'ala fissa oppure ruotando il blocco alare solidale alle nacelle (in futuro si propende per questa soluzione).

certificate, a meno che sia un cliente particolare che chiede qualcosa di particolare. Ma se è un cliente standard, noi avremo un certificato di aeronavigabilità (C.N), che dice che il prodotto di serie è conforme al *type certificate* rilasciato. L'aeronavigabilità è garantire all'ente certificatore che l'elicottero che si sta producendo è conforme alle specifiche che sono state approvate.

In somma:

- 1) Azienda produce un elicottero dimostratore che viene certificato come tipo, omologato.
- 2) Questi esemplari servono per la certificazione di tipo che viene rilasciata all'azienda.
- 3) A questo punto l'azienda inizia la produzione in serie.
- 4) Ogni elicottero di serie viene visionato dall'ente certificatore sia durante la sua produzione che durante la fase di volo (che deve avere un minimo di ore di funzionamento prima di essere consegnato al cliente).
- 5) L'ente certificatore rilascia all'azienda il certificato di aeronavigabilità.

Se dovessi apportare una modifica a quanto approvato, dovrei rifare (parzialmente, con degli opportuni emendamenti) il *type certificate* e ottenere, poi, il nuovo certificato di aeronavigabilità relativo al *type certificate* modificato.

Elicottero

Sistemi dell'elicottero:

- 1) Struttura
- 2) Rotori
- 3) Impianto propulsivo
- 4) Sottosistemi secondari

Parliamo un pò delle varie parti:

- **Cabina:** è parte integrata della fusoliera. Non lo era nel passato, nel senso che solitamente la cabina era una carenatura aerodinamica che proteggeva il pilota dagli effetti del vento. Era caratterizzata da un altissimo grado di trasparenza, di fatto dal punto di vista strutturale era praticamente inesistente, proprio per garantire una visibilità il più possibile ampia durante l'operazione di volo. Rispetto al caso aeronautico standard, qui la visibilità laterale è essenziale, perché quando il pilota deve volare indietro, deve poter avere il massimo della visione laterale e anche posteriore per evitare interferenze. Il pilota ha anche necessità di visione di quanto sta sotto di lui, per vedere dove appoggia il carrello durante l'atterraggio. Quindi la cabina è un ambiente ampiamente aperto verso l'esterno in termini di visione laterale e di visione a 360°.
- **Fusoliera:** nel vecchio elicottero aveva una funzione sostanzialmente di sostegno e di carattere strutturale relativa alla continuità tra la trasmissione principale ed il rotore di coda. Di fatto, la travatura, il trave di coda, serviva a reggere i carichi che il rotore di coda trasmetteva all'elicottero e a reggere la trasmissione che di fatto mantiene in rotazione il rotore di coda. Ma nell'elicottero moderno la fusoliera è qualcos'altro. Tutti i sottosistemi vengono alloggiati all'interno della fusoliera, non solo, ma la differenza fra *cockpit* e fusoliera man mano è andato a perdersi, divenendo un elemento strutturale unico all'interno del quale si trovano sia i piloti che i passeggeri.

meccanicamente accoppiato, se si tira la leva automaticamente il grip gira da solo. Se per qualche motivo il pilota ha bisogno di staccare il motore dal collettivo, perché c'è una avaria o qualche problema, c'è un blocco che viene liberato e la manetta diventa separata dal collettivo.

- **Impennaggi:** in realtà gli impennaggi sono estremamente importanti negli elicotteri, soprattutto in quelli di ultima generazione. Gli impennaggi hanno funzioni simili e diverse rispetto al caso dell'ala fissa.
 - **Impennaggio verticale (deriva):** ha la funzione di conferire stabilità direzionale. È una superficie portante verticale che, quando la pressione dinamica è sufficiente è caratterizzato da una portanza laterale che, di fatto, al variare dell'incidenza laterale produce un'azione stabilizzante in termini direzionali ($C_{n\beta} > 0$). Quando l'elicottero è in *hover* (a punto fisso), si ha una certa pressione dinamica residua legata alla scia del rotore che interessa l'impennaggio verticale. Quindi una minima stabilizzazione direzionale, estremamente modesta, si ottiene anche a basse pressioni dinamiche (basse velocità).

Esempio: velocità periferica del rotore:

$$V_{indotta} = V + \omega R = 0 + 30 \cdot 10 = 300 \text{ m/s}$$

La velocità di scia all'infinito è il 5-10% di ωR , allora circa 30 m/s, che da una pressione dinamica non trascurabile. Quindi gli impennaggi sono interessati da una pressione dinamica quando la velocità di avanzamento è nulla.

- **Impennaggio orizzontale:** in molti casi non è simmetrico, perché l'elicottero in se non è simmetrico, solitamente non ha il baricentro posto nel piano di simmetria. Questo vuol dire che per definizione, qui la simmetria viene meno. I suoi assetti di volo sono simmetrici, ma partendo dalla distribuzione dei carichi aerodinamici e inerziali e trattivi che non è assolutamente simmetrica. La sua combinazione determina poi la simmetria globale dell'elicottero, ma localmente si possono avere delle asimmetrie. Per esempio l'impennaggio orizzontale può essere asimmetrico, solo da uno dai due lati dell'elicottero.

La funzione dell'impennaggio orizzontale nell'elicottero è fondamentalmente la stessa che ha nel caso dell'ala fissa. È uno stabilizzatore, perché l'elicottero, isolando il rotore di per se ha una derivata $C_{m\alpha} > 0$, quindi instabile nel piano longitudinale. A differenza del caso dell'ala fissa però, la perdita o danneggiamento dell'impennaggio orizzontale non è catastrofico nell'elicottero, ma comunque compromette la stabilità longitudinale.

Gli impennaggi orizzontali degli elicotteri sono mobili (vedere caso UH-60). La sua deflessione però non è esercitata dal pilota (come al solito negli aerei d'ala fissa), ma automaticamente con una retroazione sul tubo di pitot (sulla pressione dinamica) e serve a garantire uniformità dei livelli di portanza sull'impennaggio orizzontale, al variare della velocità di avanzamento. Quando la velocità di avanzamento è alta, l'impennaggio è portante con una minima incidenza. Quando si rallenta, per garantire gli stessi livelli di portanza si deve aumentare l'incidenza. Quando si è in *hover*, l'unica pressione dinamica che c'è è quella proveniente dalla scia del rotore; a questo punto l'impennaggio orizzontale guadagna molto assetto, fino a 40° in alcuni casi. Esistono comunque casi in cui il

elementi che vengono collegati alla trasmissione principale. Ovviamente la sua funzione primaria è quella di motorizzare il rotore principale. Questa trasmissione di potenza dal motore fino al rotore principale deve avvenire con rendimenti altissimi (circa 99%).

La trasmissione principale è una trasmissione ad alto rendimento, per questo motivo la lubrificazione, la pittura superficiale degli ingranaggi, tutti gli elementi che stanno a monte di un alto rendimento deve essere ottimo. La trasmissione interpone tra l'uscita di potenza del motore e la riduzione principale un sistema a *ruota libera*. Un sistema a ruota libera consente di non trasmettere coppia quando il motore è fermo. Di fatto, la coppia può essere solo trasmessa dal motore verso il riduttore, mai il riduttore non può dare coppia al motore. Questo serve perché quando uno dei due motori va in avaria evitiamo che l'altro motore deva trascinare il primo.

Un dispositivo di freno sulla trasmissione serve per rallentare le pale durante lo spegnimento del rotore a terra.

È presente anche un sistema di sgancio di trasmissione centrifuga che al di sotto di un certo numero di giri disaccoppia il rotore dal motore. Questo serve per le fasi di accensione: quando si accende il motore non conviene farlo con il rotore attaccato. Conviene portare il motore a regime e poi progressivamente cominciare a trascinare il rotore principale.

$$n_{\text{turbina}} = 20000 \text{ rpm} \quad \Rightarrow \quad n_{\text{motore}} = 7000 \text{ rpm} \quad \Rightarrow \quad n_{\text{mozzo}} = 30 \text{ rad/s}$$

- **Turbina:** le sollecitazioni delle palette di una turbina di potenza di un turboalbero:

numero di giri = 20000 rpm

$$\omega = 20000 \text{ rpm} \cdot \frac{360^\circ}{60 \text{ s}} \cdot \frac{2\pi}{360} = 2094 \text{ rad/s} \quad \Rightarrow \quad a = \omega^2 R \approx 800000 \text{ m/s}^2 \quad \Rightarrow \quad \frac{a}{g} \Rightarrow n \approx 80000$$

$$r_{\text{palette}} = 20 \text{ cm}$$

$$\omega_{\text{pala}} = 30 \text{ rad/s}$$

$$r_{\text{pale}} = 10 \text{ m} \quad \Rightarrow \quad a = \omega^2 R = 900 \text{ m/s}^2 \quad \Rightarrow \quad \frac{a}{g} \Rightarrow n \approx 900$$

Questo mostra quanto la fragilità del sistema sia legata alle parti rotanti, siccome queste sono molto sollecitate. Per questo l'elicottero è una macchina molto fragile perché la minima avaria comporta conseguenze catastrofiche. Purtroppo la perdita del motore nel caso del monomotore, conosce una sola conseguenza, e come tale è evidentemente catastrofica.

Passo ciclico, e passo collettivo. Funzionamento del piatto oscillante

La barra del ciclico è l'equivalente della barra dell'ala fissa. Nel caso dell'ala fissa c'è una barra che comanda l'equilibratore e gli alettoni. Nel caso dell'elicottero quello che si comanda è l'inclinazione di un *piatto oscillante*.

Il piatto oscillante non è nient'altro che una copia di dischi che sono separati da un dispositivo che disaccoppia cinematicamente il moto dei due dischi. In particolare lo fa attraverso una ricircolazione di sfera o un dispositivo di basso attrito. Questo vuol dire che i due dischi possono ruotare l'uno rispetto all'altro con un attrito ridottissimo. Prima caratteristica: cinematicamente e dinamicamente i due dischi sono caratterizzati da una trasmissione di coppia praticamente nulla. Quindi, se io applico una coppia ad uno dei due dischi, l'altro disco attraverso questo sistema di disaccoppiamento non viene interessato dalla trasmissione di coppia.

Al centro, i due dischi presentano un alloggiamento che è uno snodo sferico montato sull'albero motore. L'albero che motorizza il mozzo (l'albero il cui trasmette il moto al mozzo del rotore), di fatto, li viene fatto calzare sopra uno snodo sferico. Questo snodo sferico consente ai due dischi di articolare la loro inclinazione senza per questo entrare in contatto diretto con l'albero. Questo vuol dire che se il disco superiore ruota con una certa velocità angolare, supponiamo quella del mozzo, il disco inferiore, che non ruota con nessuna velocità angolare (perché magari io lo tengo fermo), a questo punto se io inclino il disco inferiore, anche il disco superiore si inclinerà di conseguenza dello stesso angolo, parallelamente, ma senza per questo trasmettere coppia a questi dischi. Quindi i due dischi sono mantenuti perfettamente paralleli da questo sistema cinematico, non trasmettono coppia (e quindi possono avere velocità angolari completamente diverse, in realtà una zero e l'altra ω), e possono inclinarsi in maniera parallela: se comando l'inclinazione di uno di questi dischi, l'altro lo segue parallelamente.

Questo gioco di accoppiamenti sta alla base del principio di funzionamento del piatto di piatto oscillante. Quello che si fa nella pratica è sincornizzare il disco superiore con la velocità angolare del mozzo, questo sistema in inglese si chiama *swash plate*. Per fare questo si usano dei dispositivi chiamati *compassi* (in inglese *scissors*). Questi compassi sono degli elementi articolati che sincronizzano la velocità angolare del mozzo con quella del disco superiore che, quindi, ruota ad una velocità angolare ω . Il disco inferiore anch'esso è sincronizzato con una velocità angolare nulla e, di fatto, i compassi che collegano il disco inferiore sono vincolati non più al mozzo, ma sono vincolati al corpo fusoliera. Sono separati, quindi, cinematicamente. In questo modo si evitache col minimo attrito di trascinamento che esiste tra i due dischi, porti il disco inferiore ad essere trascinato di quello superiore, perché il disco superiore è motorizzato dal moto di rotazione del mozzo. Nel momento in cui c'è un minimo di attrito tra i due dischi anche quello inferiore viene trascinato, con una piccola coppia, da quello superiore. Per evitare proprio questo e garantire l'aspetto di disaccoppiamento si utilizzano questi compassi che sono dispositivi meccanici che separano cinematicamente i due dischi.

I comandi che vengono dal pilota vanno al disco inferiore, con una terna di aste. Perché una terna di aste comanda il disco inferiore, e non quattro o cinque? Perché su 3 punti passa un solo piano. Uso 3 aste sfasate di 120° o di 90° in alcuni casi, perché 3 aste determinano 3 punti attraverso i quali passa un solo piano e danno univocità all'inclinazione del disco inferiore. Quindi le azioni del collettivo e della barra vengono riportate a queste tre aste, che traslano in maniera differenziata, producendo sia la traslazione del disco inferiore, sia la sua inclinazione. Il disco superiore non può far altro che seguire il disco inferiore.

Il disco superiore sarebbe completamente inutile se a questo punto non fosse collegato alla pala. Questo collegamento con la pala avviene attraverso le aste di comando, che non sono altro che degli elementi che collegano il disco superiore a una leva o una biela che serve per regolare il passo della pala. Queste aste di comando si spostano verso l'alto e verso il basso in ragione dell'inclinazione e della traslazione del disco superiore. Spostandosi, queste aste di comando azionano una biela che produce la variazione di passo della

intatto, e inclino al disco, la normale al disco non è più parallela all'asse motore. Questa è la differenza sostanziale fra inclinare tutto il mozzo (l'asse motore rimane ortogonale al disco) oppure utilizzare il meccanismo del piatto oscillante (l'asse motore è allineato nella direzione e poi inclino le pale, ma il disco non è più ortogonale all'asse motore).

Punto omocinetico: punto che conserva la velocità angolar, con assi di rotazione allineati.

Se c'è un angolo d'incidenza fra due assi di rotazione può esserci conservazione della velocità angolare? No, questa varia. Queste piccole variazioni di velocità angolari si traducono in accelerazioni della pala nel piano. La pala nel piano tende ad accelerare e decelerare come effetto d'inclinazione del disco: poiché l'asse di rotazione non è ortogonale al disco ma ha un'incidenza, la pala lungo il giro vedrà piccole variazioni di velocità. Queste piccole variazioni di velocità si traducono in una tendenza della pala a muoversi nel piano: a *brandeggiare*. Per questo motivo, se non si introduce una cerniera di brandeggio e dei grossi smorzatori sulla pala, quanto prima la pala, per fatica o, addirittura, per sollecitazione statica, si staccherà dal mozzo. Proprio perché la sollecitazione alternata indotta dal fatto che la pala tende a brandeggiare e un effetto Coriolis da cui si parlerà più profondamente, deve essere risolto concedendo un ulteriore grado di libertà alla pala, che è quello di poter brandeggiare con una cerniera nel piano. Non solo bisogna mettere anche uno smorzatore, che viene messo nei rotori articolati per garantire che questo moto di brandeggio nel piano sia adeguatamente smorzato. Questo è l'effetto collaterale del sistema di regolazione a piatto oscillante: il fatto che non conservi la velocità angolare in maniera stretta. Non è omocinetico. Quindi la velocità del disco non è esattamente quella che si ha nel mozzo, perché il disco viene inclinato rispetto a questo.

Di solito $\mu < 0.35$ ($V = 150 \sim 160$ kt), in quanto arrivo in transonico all'estremità delle palette (elicotteri con rotori a giri costanti).

- Alcuni elicotteri arrivano a $\mu \approx 0.7$ perché, ad alte velocità, riducono il numero di giri (innovativo).
- $\mu \uparrow$, inoltre, in maniera patologica quando il rotore è in avaria, perché μ scende (caso *off-design*).

$$\mu \propto \frac{1}{\Omega} \Rightarrow \text{se } \Omega \uparrow, \mu \downarrow$$

Controllo direzionale del rotore

Mediante la pedaliera, il rotore di coda varia la sua trazione per generare controlli d'imbardata. Negli elicotteri convenzionali è anti-istintivo: premo pedale a destra e l'elicottero gira a destra.



Se non c'è un rotore di coda, il controllo direzionale si effettua in diverse maniere che vengono spiegate a continuazione.

Configurazione senza rotore di coda: NOTAR, Rotori coassiali, Tandem, Tilt rotor

NOTAR (No Tail Rotor)

Non hanno rotore di coda.

- Flusso (blu) generato da una girante intubata interna alla fusoliera. Questa girante è mantenuta in rotazione dalla trasmissione principale. Produce una portata d'aria fredda attraverso la fusoliera che viene espulsa attraverso una serie di *slot* nell'estremità del trave di coda.
- Flusso (rosso) che proviene dal rotore principale come una scia che investe il trave di coda (assimetrico per generare portanza, come si vedrà). In una condizione di funzionamento ideale, tramite delle aperture a parete, questo flusso a si può deviare, modificandone la portata a parete. Se si aprono da un lato questi forellini, il flusso esce dall'altra parte. Questo perché lo strato limite interessa una parete che non è più impermeabile. Questa portata fa sì che lo strato limite possa separarsi o essere attaccato a seconda della presenza o meno della portata. Deviando il flusso dall'altra parte, si modificano i coefficienti di pressioni a parete, producendo un'azione

Rotori coassiali



Composto da due rotori controrotanti, per cui la coppia di reazione totale è pari a zero. In realtà la coppia generata da ognuno è diversa, per cui i due rotori sovrapposti vengono accoppiati a una distanza che può ben essere il 30% del raggio della pala.

In questo caso la scia del primo rotore va a interagire con il secondo, e quindi il secondo rotore non è investito da un flusso di ingresso indisturbato, ma vede la scia del rotore primario superiore. Il risultato è che la trazione generata dal secondo rotore non è esattamente quella del primo. Allora se la trazione non è la stessa, la coppia non è la stessa. Quindi la interferenza aerodinamica è una delle debolezze del sistema a rotori coassiale.

L'altra debolezza è il fatto che ci sono due piatti oscillanti, e questo è un elemento di complessità meccanica. La perdita di uno di questi è assolutamente incompatibile con la continuazione del funzionamento del rotore. E quindi, questa ulteriore complessità meccanica combinata con una fragilità del sistema di regolazione del rotore fa sì che questa soluzione a rotori coassiali abbia una qualche fragilità nella suo utilizzo.

Un grande vantaggio è in termini di compattezza del rotore, l'ingombro laterale dell'elicottero si riduce consistentemente. Per altro, la trazione viene più distribuita.

Per il controllo direzionale, si genera una differenza di collettivo tra i due rotori, il che genera coppie diverse. Quindi la pedaliera produce una variazione differenziale del collettivo dei due rotori.

Per il controllo di rollio, di assetto, i due rotori hanno il controllo ciclico combinato, i due rotori vanno inclinati.

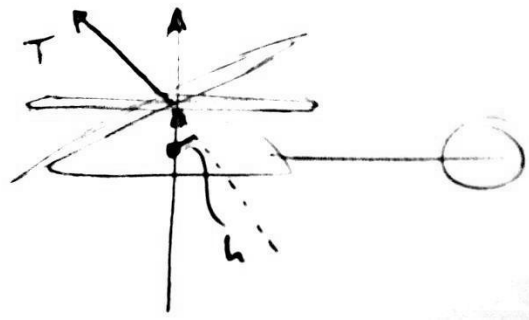
Risposte primare e secondarie

Nel caso dell'ala fissa, la risposta è sempre legata all'asse comandato (risposta primaria). Nel caso dell'elicottero le risposte ai comandi sono risposte primarie (in asse) o secondarie (fuori asse), che determinano l'accoppiamento dei comandi tra di loro.

Risposta primaria (*on-axis*)

Generata direttamente per l'azionamento dei comandi.

- **Barra longitudinale (ciclico longitudinale):** inclinazione del piatto oscillante che si traduce in un'azione di controllo in beccheggio.



$$M = -T \cdot h$$

- **Barra laterale (ciclico laterale):** inclinazione del piatto oscillante in modo da controllare il rollio.
- **Barra direzionale (collettivo del rotore di coda)**
- **Barra verticale (collettivo)**

Risposta secondaria (*off-axis*)

- **Comando collettivo**
 - Imbardata (cambio coppia).
 - Beccheggio (T non passa per CG).
 - Rollio (T non passa per CG).
- **Comando ciclico**
 - Comando longitudinale genera piccola inclinazione laterale (momento di rollio).
 - Comando laterale genera una piccola inclinazione longitudinale (beccheggio).

Phasing: correzione di fase del piatto oscillante per annullare questi accoppiamenti giroscopici.

Quindi, il pilota si deve aspettare sempre una azione combinata sui due assi.

14/03/2012

I gradi di libertà e comandi delle pale: β , Ψ , ζ , ϑ

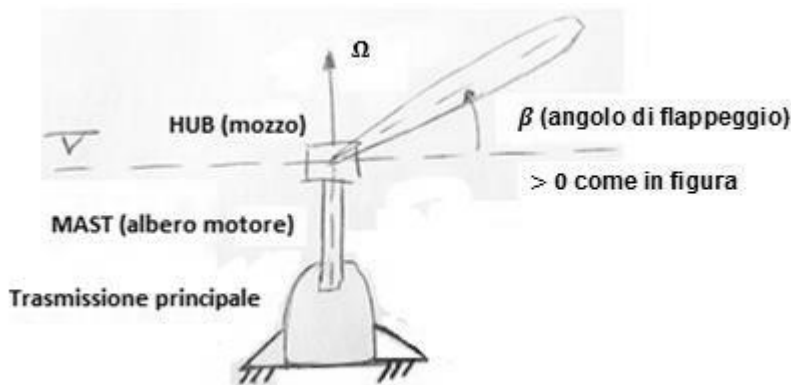
Flappeggio (β): *out of plane motion*.

Sistema di riferimento che è definite rispetto al mozzo (*hub*). Il mozzo è un sistema meccanico che si interpone tra l'estremità dell'albero motore (*mast*) e le pale. È la parte centrale del rotore.

Quando si parla di *hub plane* (piano del mozzo), si intende il piano che è ortogonale all'asse del rotore, dove per asse del rotore si intende l'asse di equilibrio della velocità angolare Ω . Il piano del mozzo è un piano di riferimento per misurare l'angolo di flappeggio β .

Ci sarà un qualche dispositivo meccanico che riconduce continuità meccanica (giunzione) tra la pala e il mozzo.

Ogni pala ha un valore specifico dell'angolo flappeggio. Questo angolo è definito positivo dal piano del mozzo verso l'alto, come mostrato in figura.



Vediamo il mozzo dall'alto (vista in pianta):

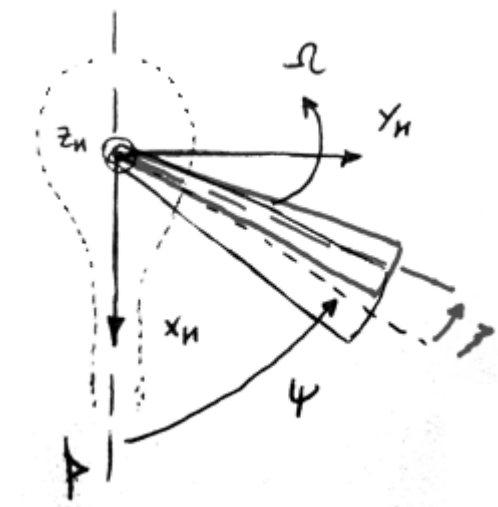
$\Psi \equiv$ angolo di azimuth.: legato alla rotazione della pala (determina la coordinata della pala sul giro). $\Psi > 0$ antiorario attorno z_H .

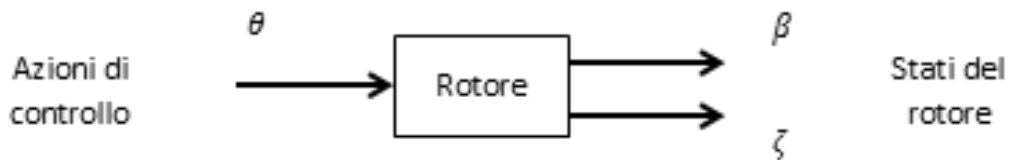
$\Omega \equiv$ velocità angolare rotore, alineata a z_H

Se $\Omega = \text{cost} \Rightarrow \dot{\Omega} = \dot{\Psi}$

Viene considerato, inoltre, un moto della pala in brandeggio sul piano del mozzo (grado di libertà ottenuto con una cerniera o con una cedevolezza della giunzione mozzo-pala).

$\zeta \equiv$ Angolo di brandeggio: angolo tra la radiale (posizione nominale definita da Ψ) e la posizione effettiva della pala, causata dal moto di brandeggio.





Ω lo vediamo come stato interno del sistema.

Esempio: Profilo simmetrico NACA 0012

- **Vantaggi:**

Momento focale nullo ($M_F = 0$). Questo determina la coppia aerodinamica rispetto alla cerniera di regolazione del passo. Rispetto a essa, si riportano tutte le azioni aerodinamiche sul profilo in termini di coppia. Se il momento focale è nullo o prossimo a zero, pure l'effetto aerodinamico sulla cerniera di passo, in termini di coppia aerodinamica, è prossima a zero. Le aste di regolazione del passo vengono caricate dalla coppia aerodinamica sul profilo. La parte superiore dello "swash plate" ha tante aste di comando quante sono le pale del rotore. Queste aste di comando vanno, attraverso la biela di passo, ad articolare il comando di passo.

Se io rispetto a la cerniera di articolazione di passo ho delle azioni aerodinamiche in termini di coppia ($M_F \neq 0$), chi è che deve sopperire il lavoro che compensa queste coppie?

$$L = C \cdot \Delta\theta$$

$$P = C \cdot \omega$$

Qui la pala viene regolata ciclicamente sul giro, e quindi ci sarà una frequenza di regolazione che è pari alla velocità angolare del giro. P è la potenza chiesta al dispositivo di regolazione del passo in termini di frequenza di ciclici. Se C non è zero, dobbiamo, tramite l'asta di comando del passo, erogare della potenza che va a compensare questa coppia aerodinamica resistente che il profilo manifesta. Questo non capita se il profilo è simmetrico ($M_F = 0$).

- **Svantaggi:**

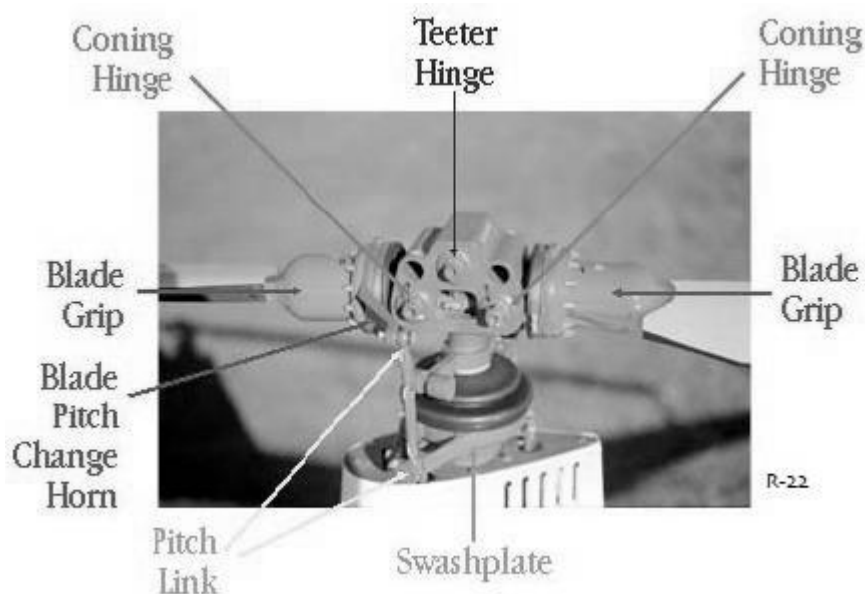
- $C_{L_{MAX}}$ basso
- E_{MAX} basso
- $C_{D_{MIN}}$ non particolarmente basso

Tutto messo insieme, oltre a una certa sensibilità alle transizioni da laminare a turbolento, fa sì che i profili simmetrici non siano un'ottima scelta. Gli elicotteri moderni hanno abbandonato la soluzione a profilo simmetrico ed hanno preso profili innarcati, con efficienze più alte (consumi più bassi). Essendo il profilo innarcato, $M_F \neq 0$, allora non va più bene l'azionamento meccanico diretto e devo usare un servocomando.

In tal senso, questi rotori, anche chiamati semirigidi sono quelli che hanno una dinamica più semplice: essendo le due pale vincolate non è possibile avere dinamiche separate per ognuna. Questo non vuol dire che i rotori bipala hanno una pala unica che va lungo il diametro del disco: al mozzo si da continuità meccanica tra le due.

Ci devono essere tre cerniere che regolano le caratteristiche descritte: 2 cerniere elastiche (*coning hinge*) che danno questo minimo di libertà di flappeggio alle due pale, e una cerniera principale (*teeter hinge*) a cui il rotore è sospeso. *Undersling* è perché in realtà sta sopra il piano del mozzo: la pala è sospesa a un punto che si trova sopra il piano di rotazione.

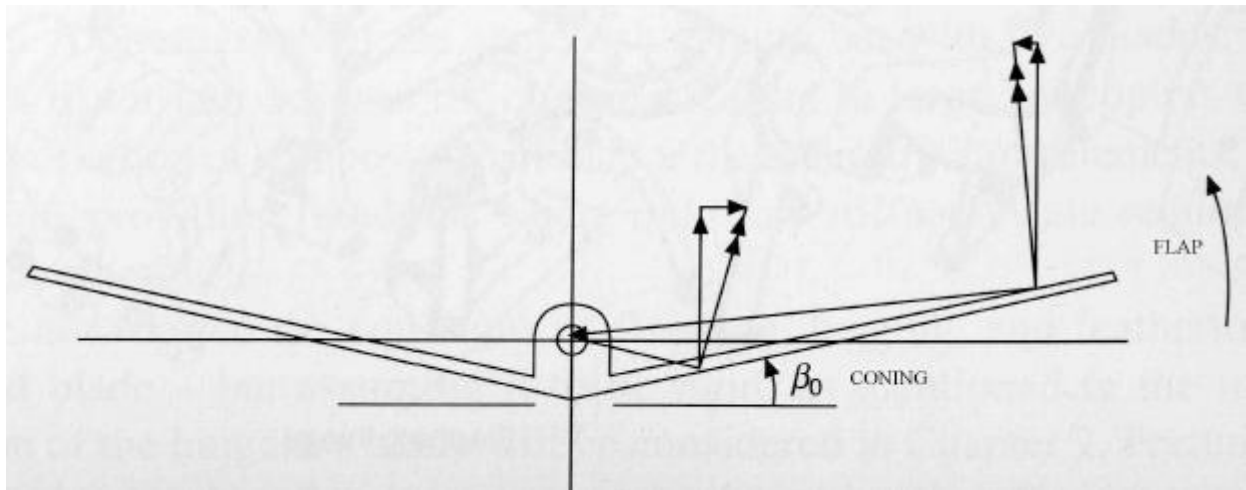
Le due cerniere elastiche (*coning hinge*) hanno un dispositivo elastico che limita l'escursione della pala. Si chiamano anche *restrained hinges* (cerniere vincolanti).



La dinamica di flappeggio di questo rotore bipala è una dinamica in cui, prevalentemente, le due pale sono meccanicamente continue.

Teeter hinge: è il sistema di sospensione di tutti i carichi, dell'intero elicottero. Viene bloccata in posizione da un perno che si chiama *Jesus nut*, data la sua importanza.

Coning hinge: hanno una funzione di riduzione degli *stress* della pala. Quando la pala è caricata, riduco il carico flessionale alla radice articolando questa rispetto al mozzo. Non concedo un vero e proprio grado di libertà di flappeggio, ma una minima articolazione angolare. Queste due cerniere coniche son ottenute con un sistema a reazione torsionale. In altri casi si trovano sistemi a pallestrini o altri sistemi elastici che riproducono lo stesso effetto.



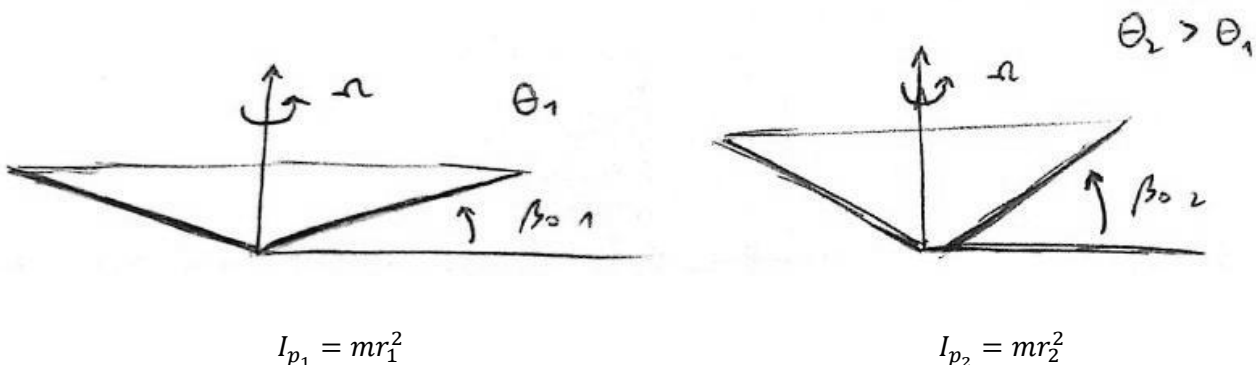
In questo disegno non c'è il peso della pala, che è trascurabile rispetto alla trazione, e sposterebbe l'angolo di coning β_0 da $1/10^\circ$. Una pala di 10 m che pesa 100 kg subisce una trazione di 2-3 tonnellate. Allora, quando i carichi sono di un ordine di grandezza maggiore del peso, esso si può trascurare.

A pieno collettivo β_0 va da 5° a 10° . Le *coning hinge* non bastano a compensare tale escursione con le pale caricate in tale situazione. Per questo motivo, i rotori bi-pala vengono montati con angolo di coning preliminare. Così si riduce l'azione della flessione. In realtà il meccanismo è più complesso.

Nell'utilizzo operativo, il rotore bi-pala, con una scelta opportuna dell'angolo β_0 iniziale, mantiene la conicità del rotore abbastanza invariata. Se β_0 rimane circa costante (variazioni sulle *coning hinge* piccole), allora il raggio di inerzia rimane pure costante, cosa che non succederà negli altri rotori.

Perché un rotore dovrebbe avere, a parità di velocità angolare Ω , differenti valori dell'angolo di coning β_0 ? Perché regolando la trazione T varia β_0 :

Collettivo $\uparrow \Rightarrow \theta_2 > \theta_1 \Rightarrow \beta_{02} > \beta_{01}$ Regolazione di passo a valori crescenti



$$\boxed{I_{p2} < I_{p1}} \Rightarrow \text{se Collettivo } \uparrow \Rightarrow \text{l'inerzia } \downarrow$$

Regolando il collettivo si passa dalla condizione 1 alla condizione 2, tutte le pale aumentano contemporaneamente la loro trazione della stessa quantità. L'angolo di coning cambia, il raggio d'inerzia si riduce, ma la coppia applicata dal motore istantaneamente è sempre la stessa, perché i tempi di applicazione del comando sono di gran lunga brevi rispetto agli interventi di regolazione del sistema

Bell UH-1: Rotore semi-articolato bi-pala con barra stabilizzatrice

Utilizza un meccanismo particolare:



Le aste di comando delle pale vanno ad una specie di bilanciere, sul quale sono montate le due barre stabilizzatrici. Queste non sono altro che due masse eccentriche. Questo bilanciere viene comandato dalle due aste del piatto oscillante, e si inclina. Il pilota comanda il ciclico, inclina il piatto inferiore, attraverso le solite 3 aste di comando. Poi il piatto oscillante superiore, anziché essere collegato con due aste che vanno alla biella del passo della singola pala, va a regolare l'inclinazione di questo bilanciere a masse eccentriche. Questo bilanciere comanda il passo delle pale, cioè, il bilanciere è interposto, in questo cinematismo complesso, tra le aste di comando del piatto oscillante superiore, e le bielle di passo della singola pala. In questo senso, se il sistema fosse rigido, si vedrebbe che quando il bilanciere si inclina, e contemporaneamente il passo cambia su tutte e le due pale. Questo cinematismo consente al bilanciere un grado di libertà rispetto alla catena di comando: non è rigidamente collegato alla biella di variazione del passo, ma può ruotare rispetto ad essa.

Le masse eccentriche del bilanciere ruotano alla velocità angolare del rotore Ω . In un sistema libero, dovrebbero disporsi parallelamente al piano del mozzo. Con il comando del ciclico, si inclinano rispetto al piano del mozzo, però a loro volta, loro sono in grado di rialinearsi rispetto al comando che si è dato. Questo comando non è trasmesso con un cinematismo ineliminabile, c'è un grado di libertà fra il bilanciere e l'asta di comando che viene dal piatto oscillante. Questo vuol dire che in parte è il pilota che comanda l'inclinazione, ma in parte è determinata dal carico inerziale sulla barra stabilizzatrice.

Questo si ottiene con un cinematismo che contiene degli smorzatori idraulici. Quando si vuole rilassare un vincolo in un sistema cinematico, si usano smorzatori idraulici. Se si applica un carico, lo smorzatore trasmette questo carico inizialmente, e poi consente il riallineamento del sistema in una nuova posizione. Questo è perché gli smorzatori sono sistemi di trasmissione meccanica a fluido, quindi la continuità è data dal trafileamento del fluido all'interno del sistema di smorzamento. Invece, se il sistema fosse meccanicamente rigido, quando il pilota comanda la posizione del bilanciere, esso deve stare in quella posizione. Se però si interpongono dei dispositivi che consentono di disaccoppiare cinematicamente il bilanciere rispetto alle aste di comando (smorzatori), prima si comanda la posizione del bilanciere il quale poi riguadagna un'altra posizione a seguito delle dinamiche conseguenti.

Il risultato è che questo è un sistema con un comportamento fortemente smorzato, nel senso che il pilota comanda l'inclinazione del bilanciere, se il sistema fosse rigido l'inclinazione del bilanciere sarebbe

Multipala

Multipala vuol dire maggiore di 3 pale. Poiché le n pale devono avere una dinamica disaccoppiata, alla radice della pala deve essere presente un qualche sistema che consente l'articolazione della pala rispetto al mozzo. Qui non c'è una cerniera di sospensione che consente di inclinare il disco con un meccanismo pendolare, come si fa nel bipala. Qui si ottiene l'inclinazione del disco facendo variare ciclicamente i moti di flappeggio della pala. Si devono controllare ogni singola pala in maniera da combinare ciclicamente la traiettoria ottenendo l'inclinazione del disco. Il risultato è che servono 3 cerniere: una di flappeggio, una di brandeggio e una di passo. Sta nel modo di ottenere queste cerniere la differenza fra le 3 famiglie di rotori citate a continuazione:

- **Articolato:** le 3 cerniere sono meccaniche convenzionali, sono delle vere proprie cerniere.
- **Hingeless:** le 3 cerniere sono elastiche, sono degli elementi cedevoli nella pala che articolano la pala in flappeggio e brandeggio attraverso la deformazione di essa.
- **Bearingless:** la cedevolezza è nel mozzo. Meccanicamente è molto semplice ma è molto complesso dal punto di vista progettuale. Questo perché si sposta la cedevolezza della pala nel mozzo, cioè il mozzo che articola le pale che sono a tutti gli effetti rigide.

Articolato

Presenta cerniere di tipo meccanico. All'inizio le cerniere furono realizzate con cuscinetti a sfera, non adatti per una cerniera di flappeggio/brandeggio d'elicottero perché il cuscinetto a sfera ha un funzionamento di rotazione continua. Qui invece, si fa lavorare il cuscinetto a sfera a carico alternato, e nella valla sono sempre le stesse sfere che vengono caricate. Il risultato è che dopo un po' a fatica, quelle sfere caricate vengono danneggiate. Quindi la vita dei primi sistemi articolati a cuscinetto era molto modesta, molto breve. Furono subito sostituiti da altri sistemi in cui l'articolazione non era ottenuta per ricircolo di sfera ma era ottenuta per sistemi a boccola, sistemi a sfregamento o altri sistemi lubrificati. Solitamente, l'articolato richiede una lubrificazione delle cerniere, che era un po' delle sue fragilità manutentive.

Un altro difetto che ha l'articolato, a parte una complessità di componenti meccanici che in qualche modo aumenta il costo e la difficoltà di manutenzione, e anche la complessità di insieme del sistema, è che le cerniere solitamente se sono meccaniche non possono essere coincidenti. Questo vuol dire che quello che si vede solitamente è una sequenza di cerniere: prima una cerniera di flappeggio, poi una cerniera di brandeggio e poi una cerniera di passo; oppure prima quella di brandeggio, poi quella di flappeggio e poi quella di passo. La cerniera di passo non può essere interna, è quella più esterna. Non sono meccanicamente coincidenti perché se queste cerniere sono ottenute con dei sistemi meccanici di accoppiamento, non si può ottenere una cerniera a due assi coincidenti. La soluzione è sostituire le cerniere meccaniche con delle cerniere elastomeriche. Gli elastomeri sono dei materiali iperelastici, che mantengono il comportamento elastico per grande deformazione. In realtà le caratteristiche meccaniche degli elastomeri non sono eccezionali, però reggono gli effetti della fatica e, se vengono prodotti integrando componenti metallici, acquistano anche buone caratteristiche di durata e resistenza nel tempo.

I rotori articolati hanno tutti smorzatori, che sono essenziali per garantire la soppressione della dinamica di brandeggio, ma anche per sopprimere un fenomeno catastrofico: la *ground resonance*.

La *ground resonance* è un accoppiamento con la dinamica di brandeggio delle pale. La forzante è legata al disassamento del centro di massa del rotore. Se le pale sono a brandeggio zero e il rotore è ha caratteristiche inerziali simmetriche (è bilanciato), il centro di massa del rotore coincide con l'asse di rotazione al mozzo. Quando le pale si muovono in brandeggio, il centro di massa della singola pala si avvicina o si allontana rispetto all'asse di simmetria del mozzo. Questo vuol dire che avendo tutte le pale un brandeggio indipendente, si sposta il centro di massa del rotore rispetto all'asse di rotazione, e questo avviene ciclicamente forzando il mozzo, in termini di carico inerziale. Quando questa forzante si accoppia con la dinamica torsionale della catena di trasmissione e con il sistema di supporto del riduttore principale del motore, questo accoppiamento è catastrofico, perché si va a forzare alla frequenza caratteristica del sistema di supporto del rotore. L'effetto è la distruzione del rotore. Questo viene evitato dagli smorzatori, che sono importantissimi per garantire la stabilità dinamica del rotore in brandeggio. Un rotore che entra in *ground resonance*, è un rotore in cui in pochi secondi gli angoli di brandeggio raggiungono la decina di gradi. Gli smorzatori vengono distrutti, le pale si distruggono alla radice e cominciano ad essere lanciate, abbandonando il rotore. Quando si stacca una pala il rotore si disassa, il motore viene divelto e la fusoliera viene distrutta. Questo avviene in una manciata di secondi.

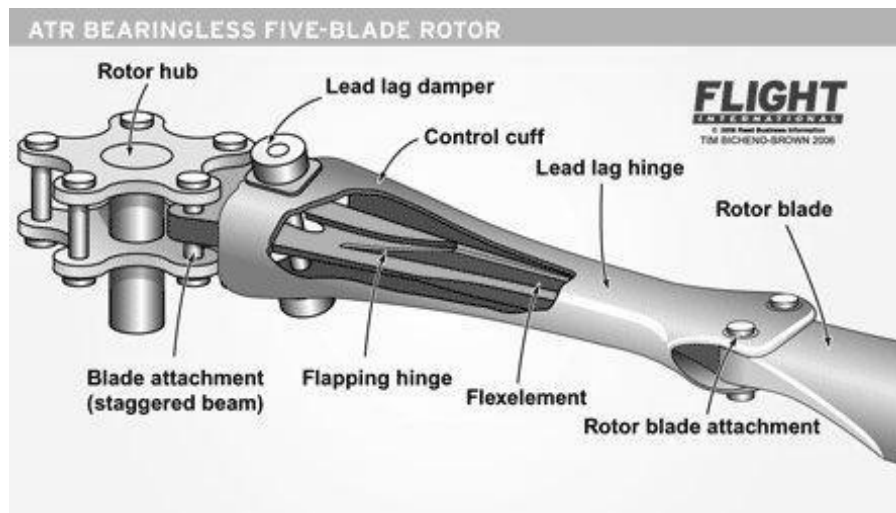
Hingeless

Nel rotore hingeless, la pala in se non presenta alla radice una cerniera meccanica visibile, ma il dispositivo di montaggio della pala ha una cedevolezza elastica controllata. Cioè la cerniera c'è, ma è una cerniera elastica, ottenuta con il progetto della radice della pala solitamente fatta in materiali di alte caratteristiche meccaniche (quale il Titanio), che articola la pala rispetto al mozzo attraverso la deformazione elastica del sistema di fissaggio della pala. Si chiama hingeless (senza cerniera), perché non c'è la cerniera visibile, ma la cerniera è presente.

Il Bell-B-412 è un rotore che ha delle caratteristiche ibride, perché in qualche modo si è sostituita la cerniera di flappeggio per una cerniera elastica. Quindi appartiene alla categoria hingeless.



In alcuni casi (Figura 8.23 ARRA), la soluzione hingeless presenta in alternativa elastomeri di alto modulo. Si può ovviare al progetto di un sistema di fissaggio di tipo metallico meccanico elastico, sostituendolo con degli elastomeri rinforzati con matrici metalliche. Il dato è che non c'è una vera cerniera, e il sistema ha gradi di libertà in flappeggio e brandeggio ma la rigidità alla radice è tale da non poter assimilare questa



In questo caso, e come se fosse tutta la pala che si deforma alla radice sia in flappeggio, sia in brandeggio e sia anche in variazione di passo. Si ottiene così una linea elastica continua.

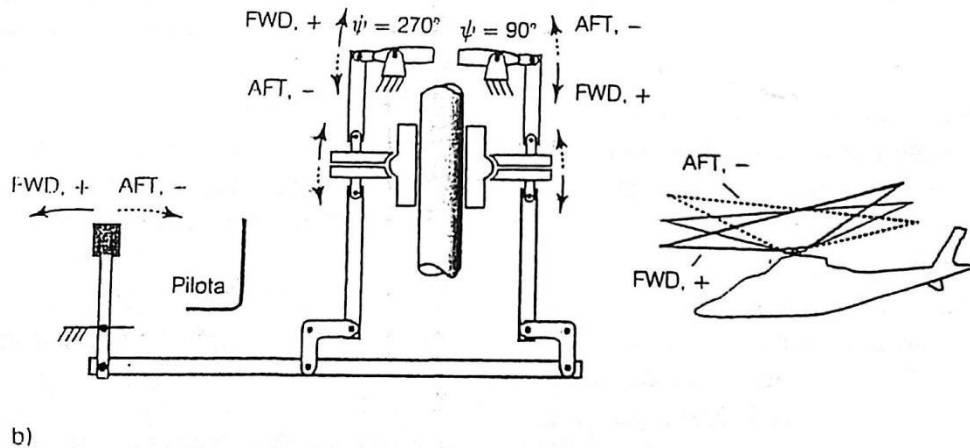
Sapere come funziona un bearingless è molto complesso per la sua natura progettuale, per il suo tipo di funzionamento e anche solo per ricostruire quella che è la cinematica.

Il rotore bearingless è il più compatto, rispetto al hingeless riduce ancora di più la complessità meccanica del rotore. Meccanicamente ha un numero ridotto di componenti, e una ispezionabilità a vista molto diretta.

Eurocopter è un lider nel settore dei rotori hingeless e bearingless. Augusta Westland è una produttrice di elicotteri con rotore articolato. Bell e Sikorsky sono produttrici prevalenti di rotori articolati, ma fanno anche soluzioni hingeless.

b) Imposizione di un comando ciclico longitudinale

La corsa dell'asta comandata dalla barra centrale, produce uno spostamento opposto a seconda del segno della corsa che inclina il piatto oscillante senza farlo traslare.



3. Bilanciamento statico

È competenza del costruttore della pala. La pala non può essere toccata dal manutentore oltre a farne il bilanciamento dinamico, è piena di marche anti-intrusione: la prima cosa che si guarda in caso di incidente e se la pala è stata manomessa. Assicura che il baricentro cada nella posizione nominale e che gli assi principali d'inerzia siano quelli nominali. Questo viene garantito aggiungendo piccole masse di bilanciamento.

4. Bilanciamento dinamico (bilanciamento del rotore)

È competenza del manutentore. È ottenuto con l'aggiunta di masse al mozzo. È la garanzia che l'asse di rotazione al mozzo sia coincidente con il baricentro del rotore.

5. Blade tracking

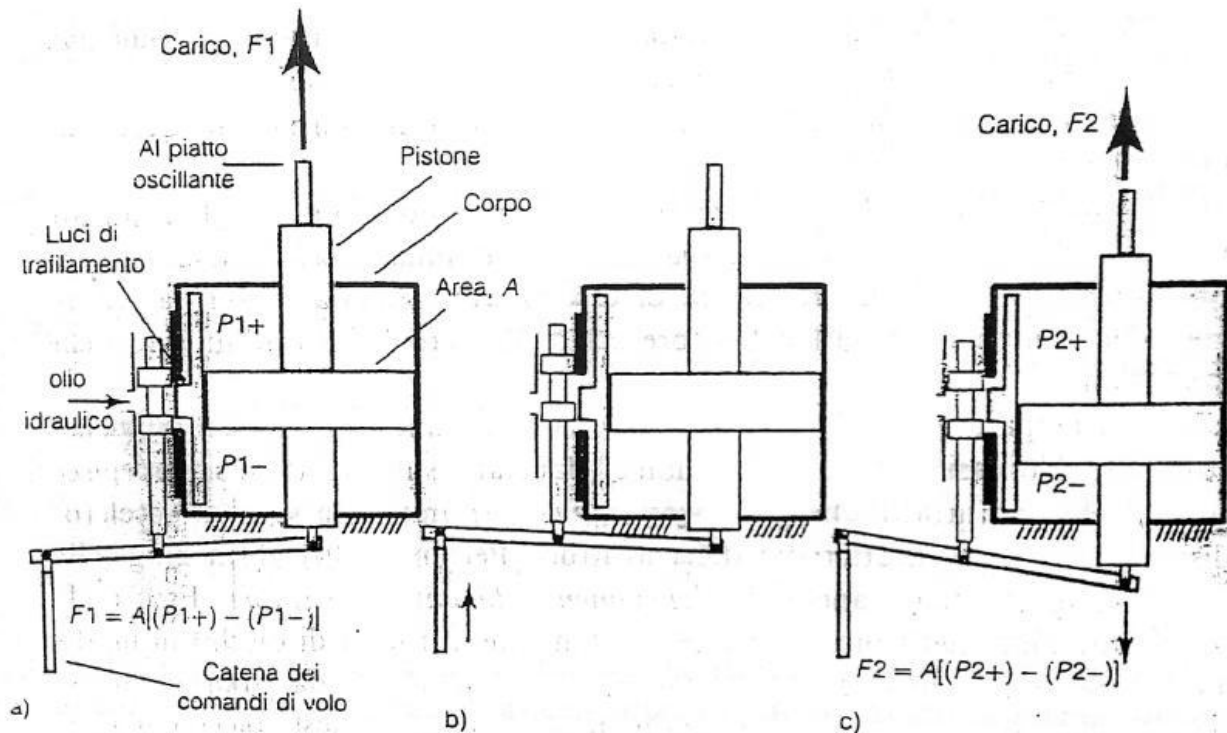
È la garanzia che tutte le pale seguono la stessa traiettoria. Anche se le pale sono inerzialmente identiche e il rotore è complessivamente bilanciato, magari la produzione ha delle piccole differenze sulla geometria del profilo, sulle caratteristiche della pala che si riflettono nella simmetria aerodinamica della singola pala. Quindi ogni pala ha una caratterizzazione aerodinamica diversa in ragione delle spersioni di produzione, soprattutto nel composito.

L'altro motivo è legato alla regolazione del sistema di variazione del passo. Quando una pala si smonta ed è rimontata, si devono regolare le bielle e le aste di regolazione del passo (la parte iniziale dei comandi rotanti), e questo viene fatto con un sistema a vite e corsa regolabile. Si deve regolare la lunghezza delle aste di comando azzerando il passo in funzione della posizione del collettivo. Tutto ciò si fa con certa precisione, però può capitare che quando si va in volo una delle aste è leggermente più lunga o più corta delle altre e il risultato è che una delle pale non è *in track*.

Un altro modo di correggere il tracking, quando la corsa di regolazione delle aste di passo è stata sfondata si ricorre a delle alette di trimmaggio: correttori dell'innarcamento del profilo locale che cambiano leggermente la portanza sulla pala a parità di passo geometrico, e quindi la riportano *in track*.

6. Schema di un servo-comando e principio di funzionamento (PAG. 342)

- a) Condizione iniziale di equilibrio
- b) Imposizione del comando
- c) Nuova condizione di equilibrio



L'asta di comando che viene dalla barra del pilota, va a comandare il cassetto della valvola che controlla le luci di trafilamento attraverso la quali passa l'olio che va a pressurizzare le camere del cilindro. Lo stello del cilindro, a sua volta, è collegato tramite il cinematismo al dispositivo di regolazione della corsa del cassetto. Questo vuol dire che a riposo siamo nella prima condizione (caso A), non c'è trafilamento: equilibrio di pressione, P_1 e P_1 sopra e sotto e, questa differenza di pressione fra sopra e sotto va a compensare il carico F_1 che viene dalle aste di comando, ed è dovuto alla coppia aerodinamica sulla pala. Caso B, il pilota agisce sui comandi e si apre la luce di trafilamento, fluisce l'olio, si cambiano le pressioni, lo stello corre verso il basso (si ha pressurizzato la camera superiore) e trascina anche, attraverso il cinematismo il cassetto della valvola, richiudendo il meato e ripristinando una condizione di equilibrio. Nella posizione C il cassetto è nuovamente chiuso. Si hanno delle pressioni che fanno equilibrio a un carico F_2 , diverso da F_1 , perché in questa posizione si ha cambiato il collettivo. Quindi valori più alti o più bassi del collettivo implicano valori diversi della coppia richiesta come azionamento al passo.

La pala nella sua naturale tendenza non vuole mantenere passo diverso da zero, perché solitamente la pala ha concentrazioni di massa all'estremità della sezione alare. La massa è concentrata alle due estremità. Le due sezioni di estremità del profilo sono soggette ad una componente centrifuga F_c e F_c' , proiettata tangenzialmente. Questa componente F_c' tende a produrre una coppia che tende a ridurre il passo θ . Più è marcato questo effetto di asimmetria nella distribuzione di massa sulla sezione alare, più è forte questo effetto, chiamato *tennis rocket moment*. Questo effetto raddrizzante viene compensato nella pala dalle

La caratteristica del *damper* non è lineare: è inizialmente parabolica e poi lineare, perché inizialmente lavorano le luci di trafilamento e a carico maggiore parte la valvola. Il danneggiamento dei *damper* è una avaria grave. Esiste un indicatore di carica dei damper che deve essere ispezionato prima del decollo.

27/03/2012

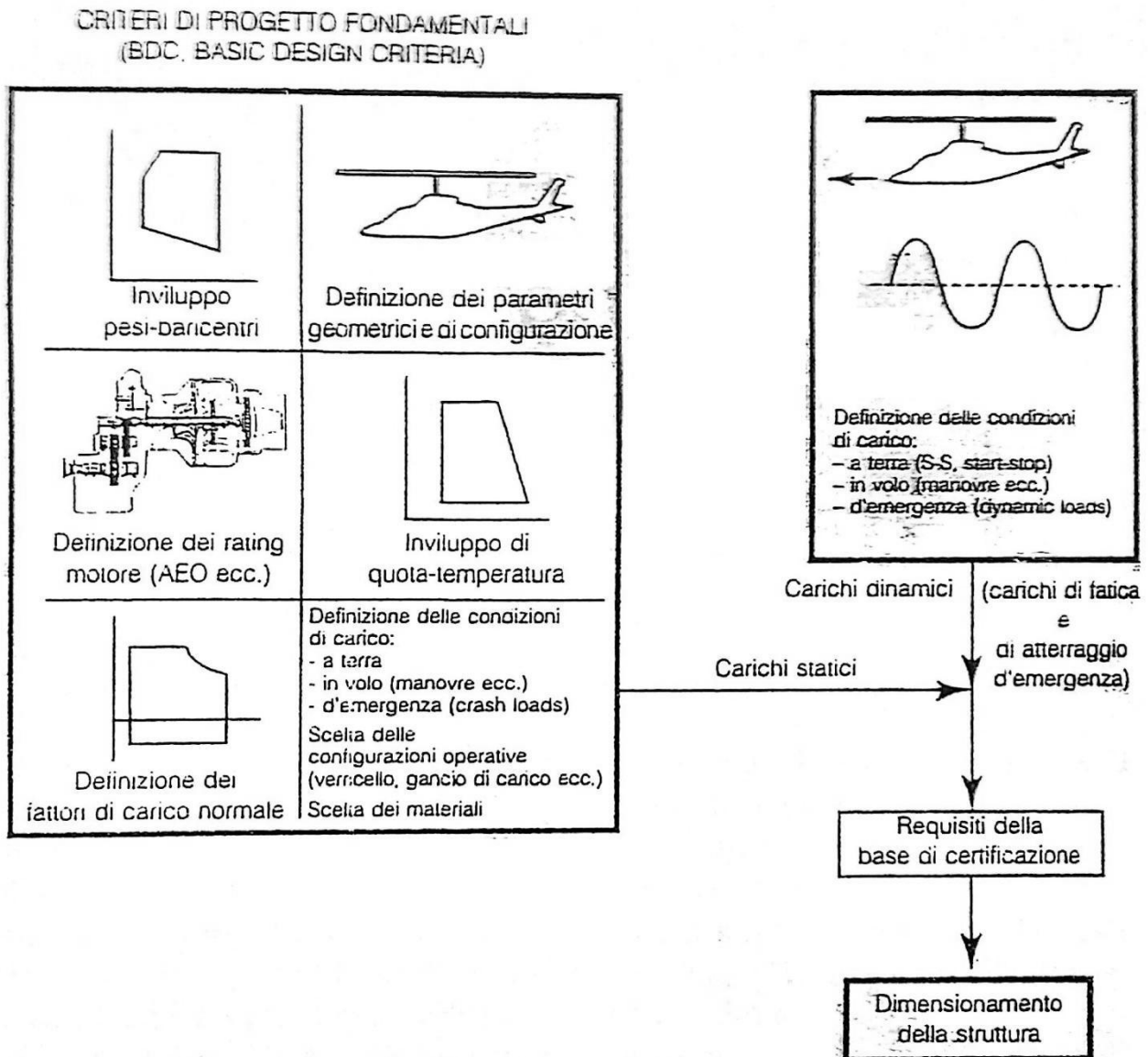
Sistema struttura

È soggetto a vincoli di certificazione.

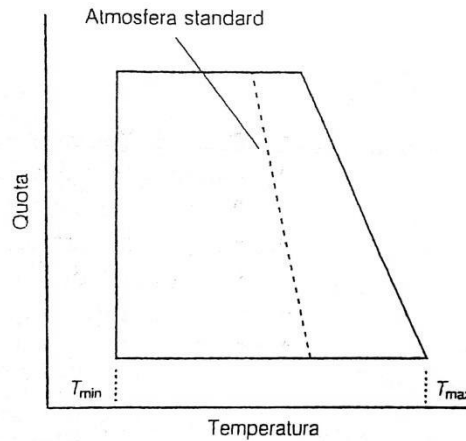
Basig Design Criteria (BDC)

Criteri basici, è un insieme di informazioni, detto anche *Loads Book*, che consente di comprendere il comportamento strutturale dell'elicottero.

Figura 8.8. Criteri generali di progetto strutturale di u elicottero. (PAG. 322)



Così definiti i limiti del motore, definiamo i limiti termici riguardanti la struttura (materiali metallici e non metallici).



5. Definizione dei fattori di carico normali (differenti ai diagrammi di manovra)

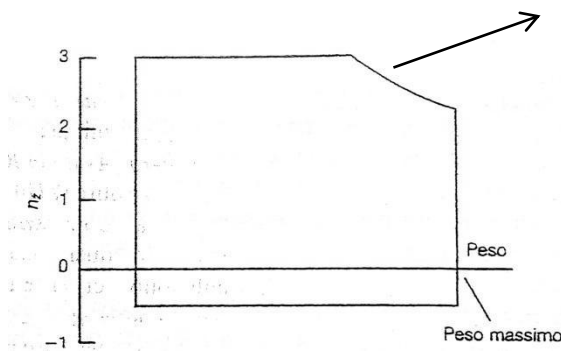
Asse x: peso ;

Asse y: fattore di carico. Perché il peso? Perché per l'elicottero è fondamentale.

$$n_z = \frac{L}{W} \quad \text{ala fissa} \qquad n_z = \frac{T}{W} \quad \text{elicottero}$$

Poiché a generare l'accelerazione verticale è la trazione e non la portanza.

Si comprende perché la curva fa così: è saturata, ovvero, per pesi importanti non ha grandi capacità di variare la trazione (mediante il collettivo).



$n_z \downarrow$ per pesi importanti se ho saturazione

E se riducessi il collettivo? (Esempio di volo manovrato). Avrei una riduzione di fattore di carico. **Attenzione:** il rotore tollera molto poco fattori di carichi negativi. A differenza dell'ala fissa (dove il limite era il pilota e non la struttura) non posso usare manovre ad esempio *push over* (a carico strutturale negativo) a causa delle maltolleranze del rotore (ma non del resto della struttura).

Fattori di carico tipici (positivi)

- Elicotteri "Standard": 2-3 (abbastanza bassi rispetto ai velivoli ad ala fissa).
- Elicotteri di attacco: più elevati.

- **Carichi di emergenza:** transitori di carico all'impatto.
 - Statico: verifica
 - Dinamica: verifica di transitorio

Ciò è legato alla scelta dei materiali (così lego il carico ai cicli). Per i materiali ho delle informazioni catalogate. Per le componenti però, non posso dire a priori cosa accade. Devo fare i test a fatica dell'assemblaggio. Dopo diversi test, tutti fatti fino a rottura, determino la vita operativa (curva di Miner, spettro di carico, ecc..). Dato che il costo di sperimentazione è elevato, le prove sono poche e i risultati si estendono con opportuni fattori di sicurezza.

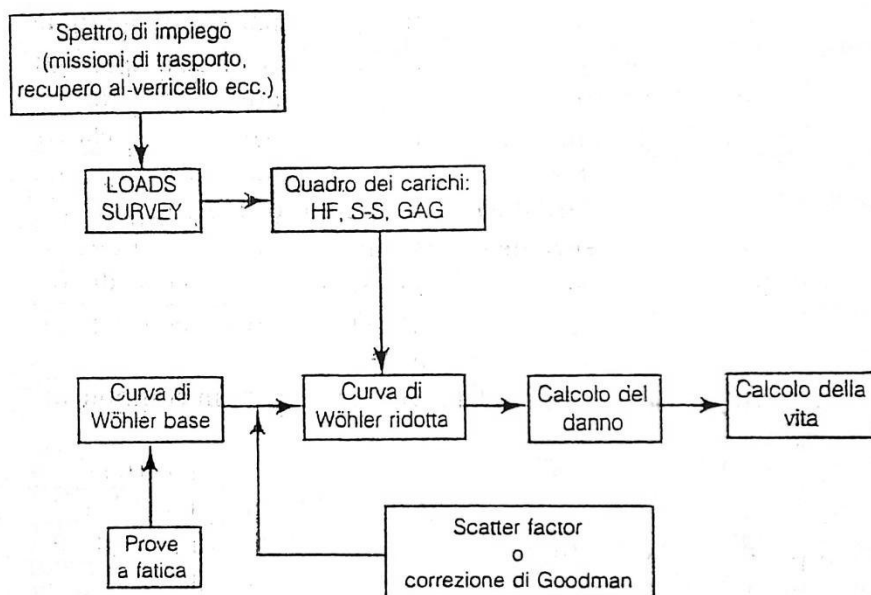
Carichi e dati ottenuti + requisiti delle certificazioni ⇒ Ottengo il dimensionamento della struttura
 In alcuni casi è ammesso lo snervamento del componente, ma non la rottura (dipende, però, dai criteri di progettazione utilizzati).

Prognostica: prima del danno, si indicano gli interventi da fare per evitare il danneggiamento.
On condition: sostituisco quando ho il danno.

GAG cycle (Ground – Air – Ground cycle)

Cicli di carico variabile decollo – atterraggio a frequenza oraria. Valuto i carichi con delle stazioni sull'elicottero. Sono dei carichi dinamici che integrano le informazioni degli *Start and Stop*.

Figura 8.14. Criterio di calcolo della vita a fatica (PAG. 330)



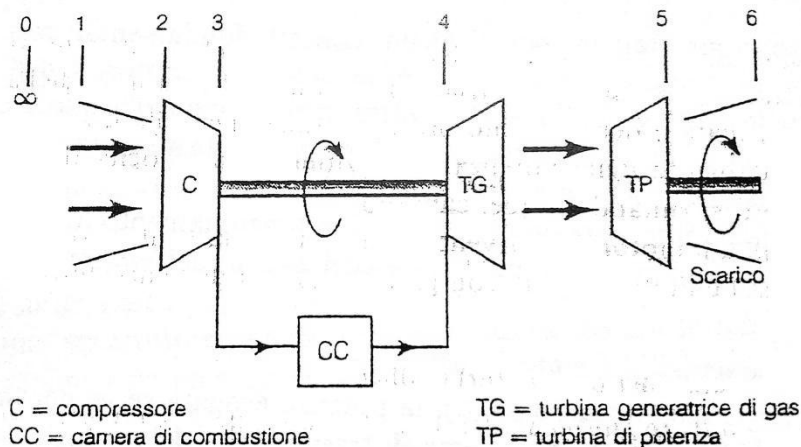
28/03/2012

Motorizzazione

La maggior parte degli elicotteri imbarca una motorizzazione mono o plurimotore che utilizza come sistema propulsivo un turboalbero. Il turboalbero è un derivato del motore a getto in cui il salto di pressione spendibile sulle turbine di potenza viene utilizzato per generare coppia all'albero. La spinta residua al getto è ridotta ai minimi termini. Anche i turboalberi producono una minima spinta residua che l'elicottero sfrutta. Gli scarichi del motore hanno una direttività che, soprattutto in crociera, comporta un minimo guadagno in termini di spinta attiva come spinta residua ai gas di scarico. La maggior parte della potenza però viene sfruttata per generare coppia all'albero.

Componenti fondamentali di un motore a turbina per elicottero

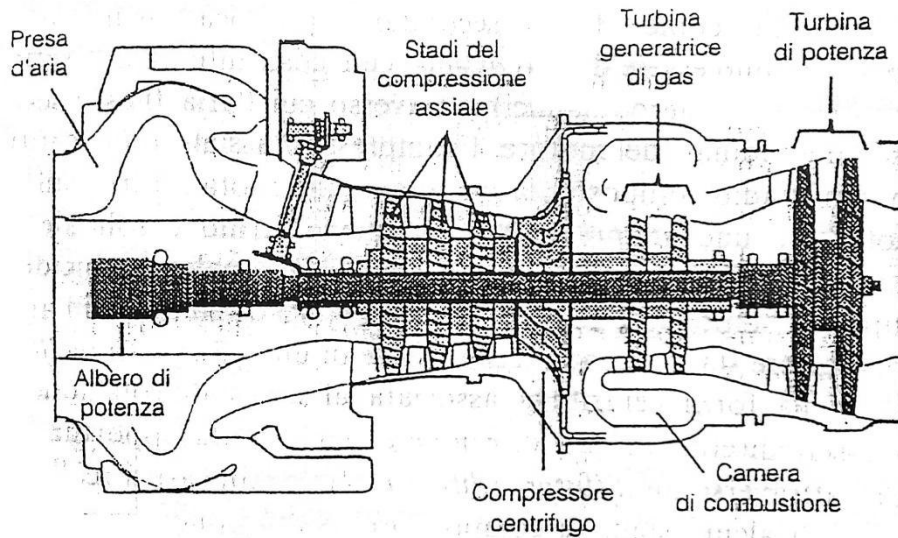
7. Schema logico



La struttura della motorizzazione vede un generatore di gas composto da un compressore abbinato a una turbina (generatrice di gas), attraverso la quale la espansione rende disponibile una coppia che mantiene in funzione il compressore. La prima turbina non è una turbina di potenza ma una turbina di mantenimento del ciclo del generatore di gas. Interposto fra il compressore e la turbina generatrice di gas è presente il combustore che è dove aria e combustibile sono miscelati e portati a bruciare, producendo un salto di entalpia che si traduce in energia estendibile nella fase di espansione a valle del combustore. La combustione si mantiene autonomamente, non è presente un dispositivo di accensione della combustione (è presente solo per la fase di avviamento). A valle della turbina generatrice di gas è presente la turbina di potenza, che accoglie i gas a valle della prima e converte il salto di pressione disponibile in coppia all'albero. Quasi tutta l'energia spendibile viene convertita in coppia, e l'albero motore fornisce la coppia necessaria per mantenere in rotazione i sistemi meccanici dell'elicottero.

La prima brutta notizia è che questa coppia resa all'albero, misurata al banco, quando viene riportata poi nel sistema reale, non è la stessa. Ovvero, ci sono delle perdite d'installazione del 5-10%, dovute a un'infinità di fattori: la forma e la posizione delle prese d'aria, le perdite in filtri, ...

9. Rolls-Royce-Turbomeca RTM 322, motore con turbo-albero con compressore ibrido assiale-centrifugo e turbine a due stadi



Motore Rolls-Royce-Turbomeca RTM 322

Questa è una soluzione ibrida a compressore assiale – centrifugo, un pò differente dal caso precedente. Il principio di funzionamento è sostanzialmente lo stesso. L'albero di potenza viene riportato da l'altro lato del motore per una questione di *layout*: si deve produrre uno scarico a valle del rotore e in realtà la trasmissione principale del rotore è situata davanti al motore.

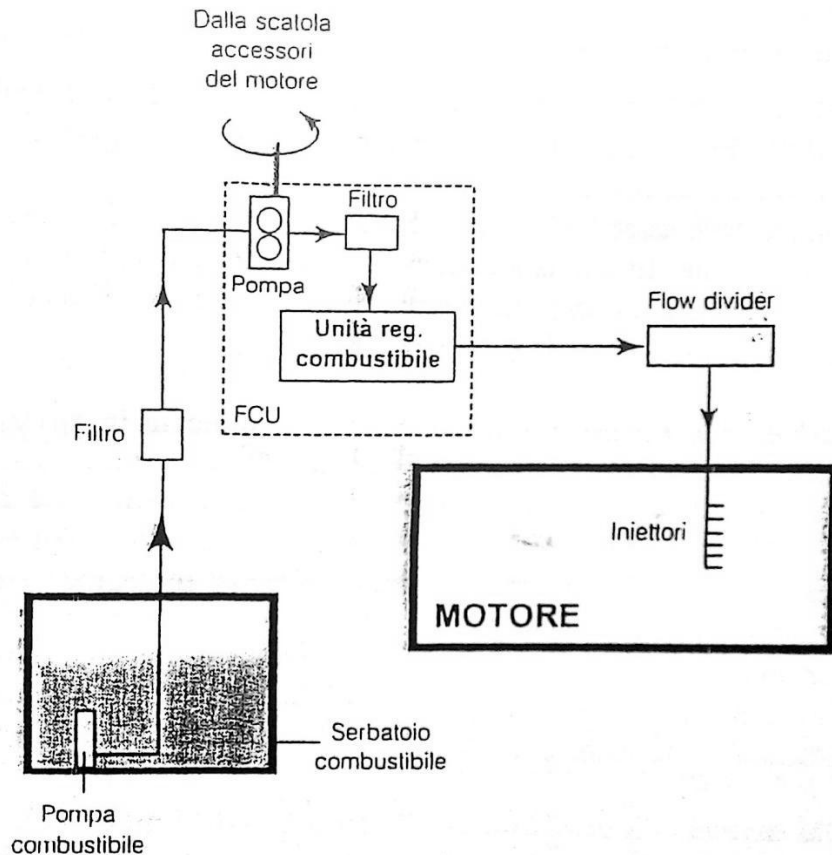
Una delle caratteristiche dei sistemi turbo-albero è una complessa regolazione dell'apporto di combustibile.

Solitamente il numero di giri del generatore di gas viene chiamato n_1 ed il numero di giri della turbina di potenza viene chiamato n_2 . Quest'ultima è un parente stretto della velocità angolare del rotore principale, allora è in qualche modo una costante di funzionamento. Si dovrà regolare il motore mantenendo la n_2 il più possibile costante. Questo vuol dire che si lavorerà sul regime angolare di n_1 per variare gli apporti di energia che servono per compensare le variazioni di coppia. Se dobbiamo aumentare la potenza disponibile all'albero motore, e questa è $P = C \cdot \omega$, se la velocità angolare è costante, la coppia (fondamentalmente erogata dal motore) è direttamente proporzionalmente a n_1 . Cioè c'è un legame di proporzionalità fra il regime di funzionamento del generatore di gas, inteso come velocità angolare, e la coppia erogata dal motore.

Pressioni e Temperature

Il motore è uno dei sistemi più monitorati a bordo dell'elicottero, proprio perché la sua sopravvivenza dipende moltissimo dalla funzionalità del motore. Vengono monitorati tutti i dati quali sono la pressione e la temperatura. In particolare la P_3 è una pressione rilevante: è la pressione di sbocco del compressore. Viene usata come riferimento per regolare l'afflusso di carburante (*fuel flow*). La *Fuel Control Unit* (FCU) lavora con la P_3 , oltre alla n_2 , la barra di collettivo, le informazioni atmosferiche, ... Le temperature raggiungono oltre ai 1000K, allora i materiali hanno una rilevanza non trascurabile.

Impianto combustibile (*Fuel system*) (PAG. 358)



È un impianto estremamente complesso. È il *vital point* del motore. Sono presenti due sistemi di pompaggio. Il primo è un sistema di aspirazione dal serbatoio che porta il combustibile, attraverso un sistema di filtraggio, all'ingresso del *Fuel Control Unit* (FCU). L'FCU va a gestire l'afflusso di carburante al combustore. All'interno dell'FCU è presente un sistema di pompaggio. Questo può essere un sistema non regolato (numero di giri costante, vecchia soluzione meccanica), oppure regolato dall'elettronica digitale di bordo. In questo modo si pressurizzano gli ugelli in maniera variabile in funzione dei regimi di funzionamento del motore. Questo è un sistema attivo.

L'afflusso di carburante dopo un ulteriore filtro viene portato all'unità di regolazione del combustibile. A valle dell'unità di regolazione di combustibile c'è un ripartitore di flusso che smista il carburante fra i diversi tubi di fiamma.

Altri sistemi (PAG. 360)

Auxiliary Power Unit (APU)

In alcuni casi l'avviamento è fatto con un APU: si utilizza una turbina che riceve aria dall'esterno. Se è un secondo motore si può spillare dal primo motore. Se però è un primo motore, deve per forza essere fornita da terra. Questa turbina è una turbina di avviamento che porta a regime di funzionamento il compressore e, come il motore elettrico visto in precedenza, fa da *starter* per il sistema. L'APU viene riutilizzata per varie funzioni, ma è un sistema aerofluidodinamico sostanzialmente.

I motori a turbina e relative limitazioni (PAG. 231)

Il Rating vuol dire a livello di potenza e, in particolare, ha senso identificare alcuni tipi di rating.

Potenza massima continua (Maximum Continuous Power Rating, MCP)

È il valore di potenza massima che, senza limitazione di tempo, potete erogare ad una data quota: per quel dato motore installato, a quella data quota, in quelle condizioni di temperatura si può erogare un tale dato valore massimo di potenza. Questo vuol dire che questa è la massima coppia che si può erogare perché, essendo questo sistema regolato a giri costanti, l'MCP è una curva che traccia anche limiti di coppia:

$$P = C \cdot \omega \quad \Rightarrow \quad \omega \approx \text{cost} \quad n_2 \approx \text{cost} \quad \Rightarrow \quad \text{MCP è indicatore di } C_{max}$$

La curva viene tracciata per OEI (one engine inoperative) e AEI (all engines operative). Nei plurimotori moderni la Fuel Control Unit, il sistema di regolazione del motore, è sensibile alla perdita del motore gemello. Ovvero riconfigura l'apporto di carburante per sopperire al deficit di potenza del motore mancante.

I motori vengono fatti funzionare solitamente a un *rating* inferiore a quello effettivamente sopportabile dal sistema propulsivo. C'è un margine di sicurezza, che può essere sfruttato per un leggero aumento di potenza nel momento in cui il motore gemello sia perso. Le Fuel Control Unit digitali tengono conto del funzionamento o meno dell'altro motore e, in qualche modo, intervengono su i valori di questi parametri di *rating*.

Rating di decollo (Take-off Power Rating, TOP Rating, T/O)

È la massima potenza erogabile staticamente a una data quota, e rappresenta la potenza disponibile per il decollo.

Rating OEI 30 minuti, rating OEI 2.5 minuti

È il massimo livello di potenza che si può tenere con un motore inattivo per 30 minuti o 2.5 minuti. È diverso dall'MCP, perché questo è indipendente dal tempo. Questi invece sono valori a breve periodo:

10. 2.5 minuti vuol dire giusto l'atterraggio di emergenza

11. 30 minuti vuol dire poco più dell'atterraggio di emergenza, rientro in aeroporto senza perdere tempo.

Queste curve hanno senso per valutare gli involuppi delle situazioni di emergenza. In questi casi è indispensabile sapere quali sono i limiti di potenza spendibile nel momento in cui un momento diventa inattivo per varia.

Queste limitazioni non vengono riproposte uno a uno alla trasmissione. Essa non viene dimensionata con questi *rating*. Ci si aspetta che la trasmissione lavori con *rating* più bassi, perché si vuole dare il funzionamento del sistema carichi meccanici che non siano quelli limiti, ma che siano quelli funzionali. Ovvero, si fa lavorare normalmente la trasmissione in condizioni in cui i *rating* di potenza in ingresso sono

scadere le caratteristiche in termini di funzionamento. La temperatura dei gas d'ingresso dell'atmosfera determina le qualità del funzionamento del motore.

Le curve rappresentano l'andamento al variare della quota e tutte vedono uno scadimento dell'erogazione di potenza con il crescere della quota. Il turboalbero è qualitativamente sensibile alla quota con una legge quasi lineare che va col rapporto di densità dell'aria. Questo scadimento limita pesantemente l'utilizzabilità dell'elicottero in quota: le quote di tangenza degli elicotteri sono abbastanza basse (4000-5000 m nella migliore delle ipotesi). La limitazione di potenza in quota del turboalbero è un fattore discriminante sulla quota di tangenza dell'elicottero, solitamente piuttosto bassa.

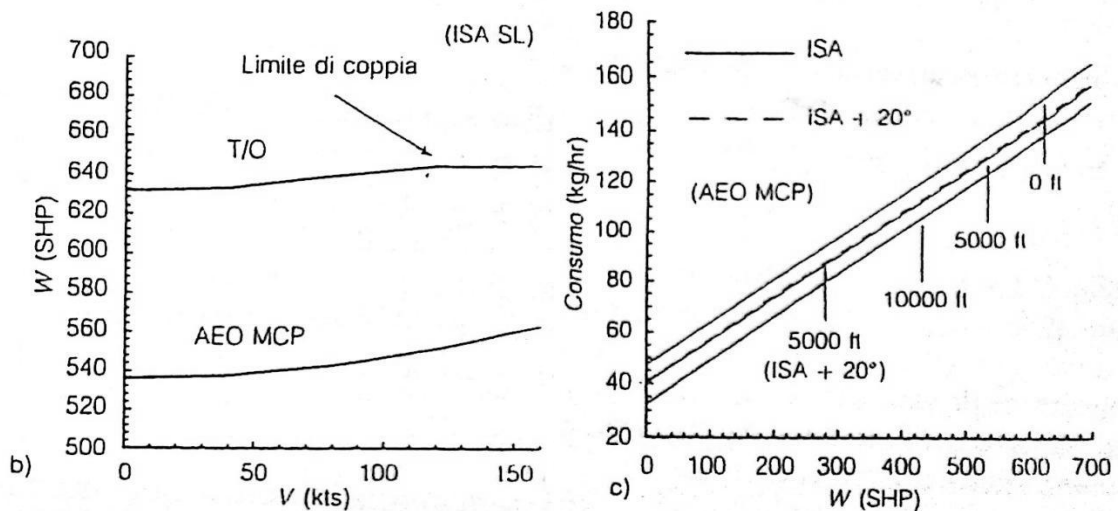
Osservare come la potenza erogata va a variare in ragione dell'apporto di carburante e in ragione della velocità (figure b e c).

Figura b). Potenza disponibile in funzione della velocità di avanzamento:

L'MCP è più basso del T/O (l'erogazione di potenza al decollo è forte e non può essere mantenuta in maniera continuativa, è riservata a una fase molto breve). Se si mantengono le condizioni di regolazione la variare della velocità si osserva che la potenza aumenta leggermente, perché al crescere della velocità, per effetto dinamico, l'apporto d'aria aiuta al lavoro di compressione. Sostanzialmente, la presa d'aria lavora a una pressione dinamica più alta, e questo è un vantaggio che aumenta leggermente la potenza disponibile all'albero.

Figura c). Consumo orario in funzione della quota e della temperatura

Presenta l'andamento della potenza col consumo a diverse quote o temperature. Si osserva che c'è un legame lineare tra il consumo di carburante e la potenza erogata. Questa non è una buona notizia perché vuol dire che se eroga molta potenza (e quindi voglio velocità di crociera alte), purtroppo devo spendere molto carburante. Questo non succede nel caso del turbogetto (ala fissa) perché il motore a getto è un erogatore di spinta, e quindi è un sistema che eroga una potenza variabile. Non è il caso del turboalbero, che è un sistema a potenza disponibile praticamente costante a parità di quota, e quindi, al crescere della velocità non può che andare in contro a una limitazione. In questo senso, questo è una penalizzazione che si fa sentire, in termini di velocità massima.



Dati che utilizza l'ECS per regolare il motore

- n_1 (oppure n_g)
- n_2 , che è un indicatore dello stato di salute del motore. Se si deve regolare la n_2 mantenendola il più possibile costante, una sua variazione è un indicatore patologico immediato.
- Le temperature, e in particolare le temperature di ingresso e uscita della turbina e, se sono turbine pluristadi, le varie temperature negli stadi intermedi.
- P_3 , la pressione allo sbocco del compressore.
- La coppia all'albero motore, che deve essere valutata perché l'ECS non solo protegge al motore dall'*overspeed* o dall'*underspeed*, ma anche dall'*overtorque* o dall'*undertorque*, ovvero da una richiesta troppo alta o troppo bassa di coppia. L'ECS verifica che la coppia stia in un range che è quello prescritto per quella data quota e quella data operazione di volo. Nei sistemi meccanici tradizionali veniva fatto in maniera qualitativa, nel senso che non riusciva ad essere così raffinato come sarebbe necessario visto tutte le condizioni al contorno che devono essere rispettate.

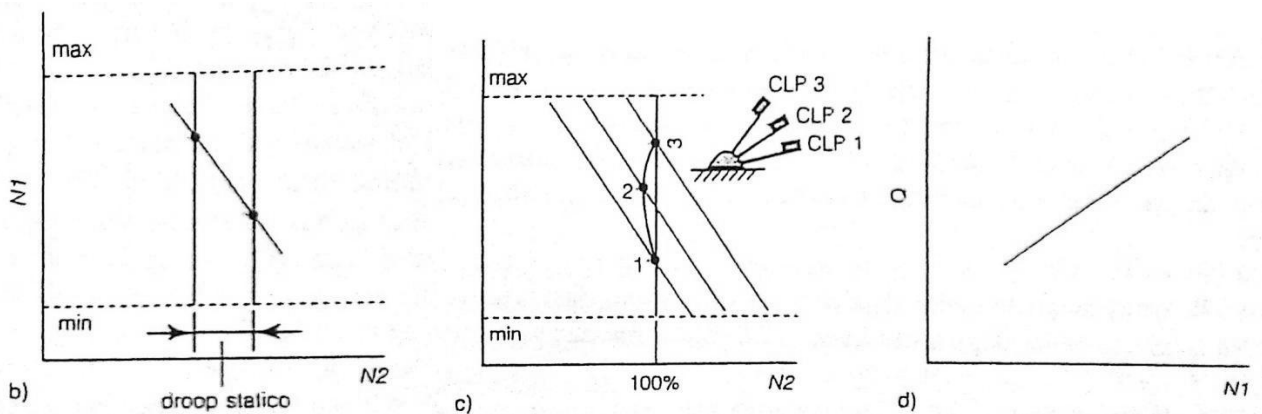
Regimi dell'ECS

I regimi che si possono selezionare per l'ECS sono fondamentalmente 4:

- **OFF:** spento
- **IDLE:** condizione di riposo del motore ($n_2/n_r < 60 - 70\%$)
- **FLIGHT:** il motore è portato in condizione di funzionamento ($n_2/n_r \sim 100\%$)
- **MAX:** erogazione di potenza massima

Questa selezione viene fatta tramite un pannello di bordo in cui il pilota può selezionare le diverse modalità. In alcuni casi, questa funzione è incorporata nel *grip* del collettivo. Il grip del collettivo ha una doppia funzione: la prima che è la corsa della leva che serve per regolare il valore del collettivo della pala; la seconda è legata alla rotazione della "manopola" del collettivo. Quindi, o è un pannello separato o è qualcosa sulla barra del collettivo.

Figura 8.35. Leggi fondamentali dei sistemi di controllo dei motori turbo shaft:



- **Figura b) legame $N1=N1/N2$ e drop statico (ESSENZIALE)**

È un esempio di come viene regolata $N1$ al variare della $N2$. Se $N2$ diminuisce, $N1$ aumenta. Se invece $N2$ aumenta, $N1$ diminuisce. La pendenza della curva indica la sensibilità di retroazione del motore alla perdita o al guadagno di giri $N2$. Deve essere negativa perché altrimenti non è stabile.

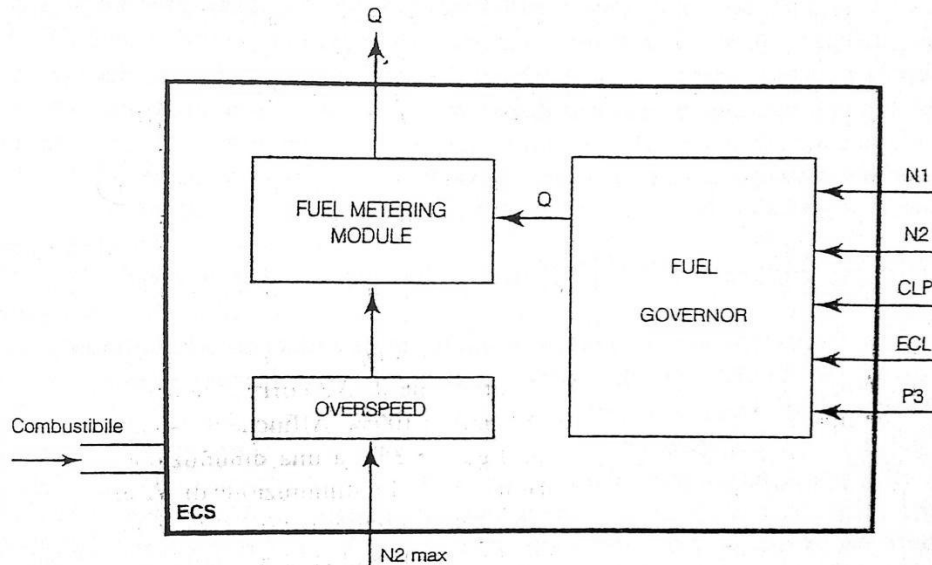
Fa capire che la regolazione su $N1$ è fatta in maniera da mantenere $N2$ costante.

- **Figura c) effetto dell'anticipo**

Mostra che il motore ha una mappatura di queste curve di compensazione $N1$ e $N2$ che è funzione del collettivo. Nell'ECS uno dei dati che entra è proprio la posizione del collettivo. Non sono utilizzate le stesse curve di correzione del carburante, quindi della $N1$, nelle diverse condizioni di regolazione del collettivo. Al variare della posizione del collettivo, l'apporto di carburante segue curve diverse. In questo modo si regola in maniera diversa il motore a seconda del carico medio applicato al rotore.

- **Figura d) legame $Q = Q(N1)$**

Dice che l'apporto di carburante è legato linearmente con $N1$. Quindi, aumentare $N1$ implica aumentare il rapporto di carburante e il rapporto di carburante è retroazionato sul numero di giri $N2$.



L'ECS ha 3 blocchi funzionali:

- **Fuel metering module:** regolatore di portata di carburante. In alcuni casi era un cassetto, una valvola a cassetto, un sistema a meato variabile: un sistema che produce una laminazione dell'apporto di carburante.
- **Overspeed:** confrontava la N2 con la N2 massima tarata. Se i due segnali erano confrontabili, questo sistema apportava una correzione sul sistema di regolazione del carburante.
- **Fuel governor:** era il blocco principale. Portava la portata al *fuel metering module*. Era un regolatore di massima della portata. Il *fuel governor* e il *fuel metering module* si ripartivano la loro funzione sulla regolazione della portata di carburante. Utilizzava come segnale di retroazione N1, N2, la posizione del collettivo, la modalità della manetta e la P_3 .

Sistema di controllo elettronico (FADEC) (PAG. 368)

È un sistema digitale che, oramai è la regolazione standard dell'ECS moderno imbarcato sui turboalberi. È utilizzato sia per i turboelica (che utilizzano una regolazione molto simile a quella dell'elicottero), sia soprattutto per gli elicotteri.

È un sistema più complesso dal punto di vista funzionale. La *Engine Control Unit* (ECU), è a tutti gli effetti un computer (un sistema digitale). Questo sistema digitale riceve informazione da altri motori. È possibile regolare il funzionamento del singolo motore a seconda della modalità di funzionamento degli altri. Se uno dei motori va in avaria, il motore residuo viene regolato per avere un piccolo guadagno di *rating* che va a compensare la perdita di potenza del motore principale. Non raddoppia la potenza, ma da un margine del 5% in più che permette lavorare con un pò più di sicurezza.

Trasmissione (PAG. 372)

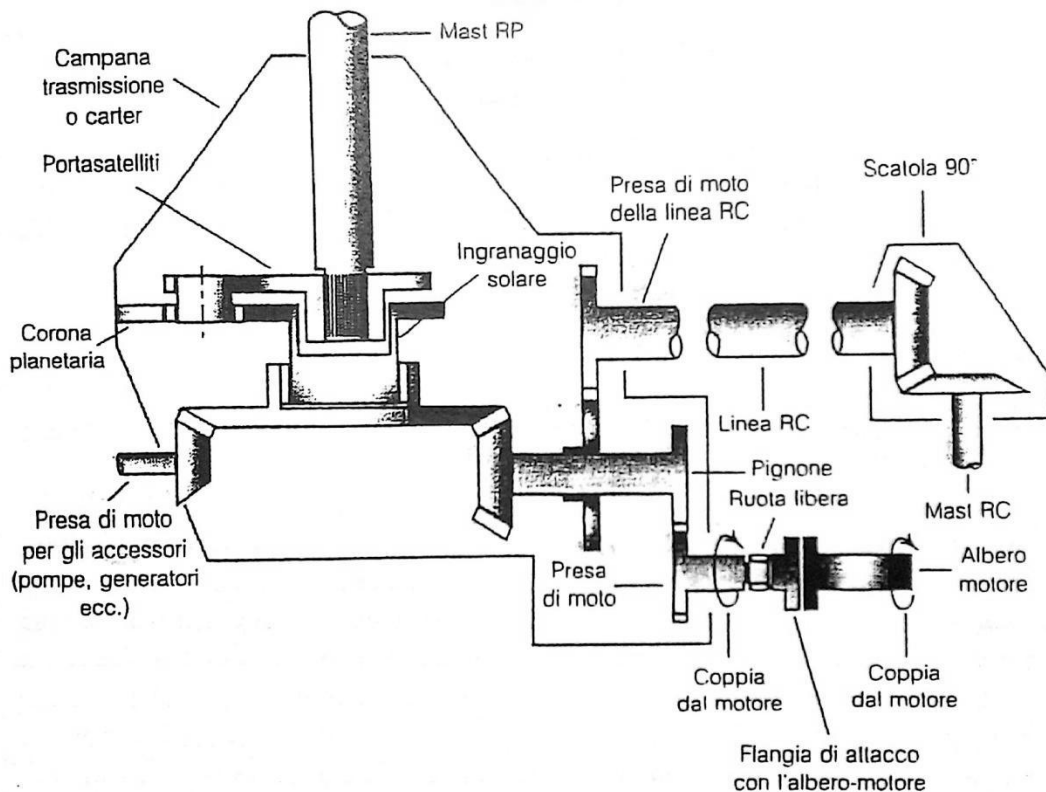
La trasmissione è un elemento delicato dell'elicottero perché realizza una serie di funzioni che sono fondamentalmente vitali per il funzionamento dell'elicottero.

Trasmettere la coppia del motore e riportarla al rotore principale

La coppia del motore è fornita a un albero con una velocità angolare scalata per un certo fattore di riduzione rispetto alla N2 della turbina. I regimi angolari tipici di N2 valgono 20000 RPM. In realtà all'ingresso della trasmissione principale si è sulle 5000 - 10000 RPM, quindi c'è un fattore di riduzione 6000 - 7000 RPM. Allora si è pre-ridotto la N2 (non è un fattore di riduzione forte).

La velocità angolare del rotore principale va a 20-30 rad/s (3-5 Hz, 300 RPM). Questa riduzione dipende dal tipo di rotore, dalla sua velocità angolare, dal tipo di motore e dalla preriduzione fatta a bordo del motore. Questo fattore di riduzione è il fattore dimensionante della *gear box*. Solitamente si utilizzano dei dispositivi di riduzione che sono basati sul principio dei riduttori epicicloidali. Bloccando uno dei tre elementi fondamentali: il solare (il pignone centrale), il porta satelliti con i satelliti oppure la corona esterna, gli altri due elementi diventano i punti di trasmissione (cioè una uscita ridotta rispetto all'ingresso). Questa soluzione viene ampiamente utilizzata nel caso elicotteristico perché è molto compatta. L'ingombro verticale è molto ridotto, quindi è possibile anche combinare due stadi di riduzione in sequenza senza per questo aumentare molto l'ingombro verticale. Quindi, le scatole di riduzione sono solitamente abbastanza compatte grazie al fatto che utilizzano una logica di riduzione che passa attraverso l'utilizzo di epicicloidali.

Figura 8.40. Esempio di una trasmissione di un elicottero (PAG. 377)



Scatola rotore di coda (scatola 90°) (PAG. 380)

In realtà c'è un'ulteriore riduzione sulla catena di trasmissione del rotore di coda. Questa può essere fatta con riduttori intermedi, ma solitamente è fatta proprio in prossimità del rotore di coda e prende il nome di *scatola a 90 gradi*. Questa è un riduttore che si chiama a 90 gradi perché l'albero motore che proviene dal riduttore ha la direzione fondamentalmente del trave di coda e la scatola ha un'uscita con un pignone a 90 gradi rispetto all'asse della trasmissione. Su questo pignone viene calettato il rotore di coda. Non è semplicemente una trasmissione 1:1, ma è un riduttore effettivo, quindi il numero di giri è ridotto in parte anche attraverso la scatola a 90°. In altri casi c'è una scatola a 45° intermedia, e altre soluzioni che vengono usate.

La scatola a 90° (vedi figura della trasmissione) è un punto vitale per le ispezioni manutentive dell'elicotero. È lubrificato, ha un circuito idraulico suo ed è ispezionato con una certa frequenza perché, chiaramente, il danneggiamento di esso è catastrofico e compromete la funzionalità del rotore di coda.

Sistema a ruota libera

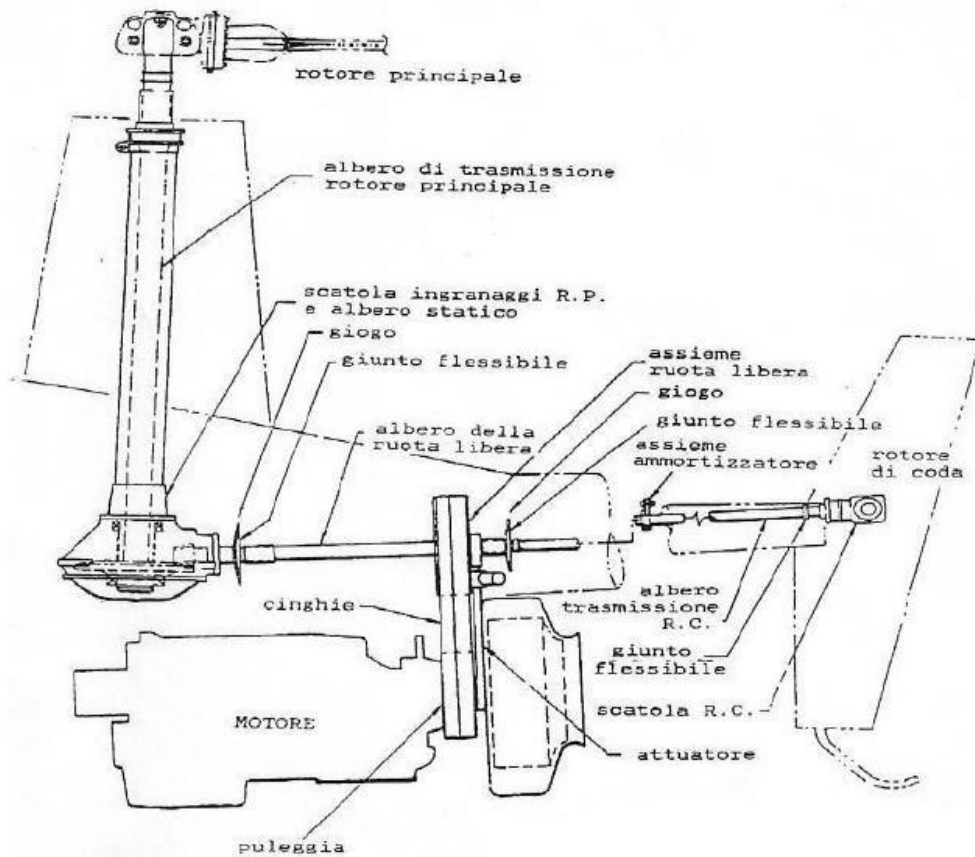
Il sistema a ruota libera serve a dare direzione preferenziale alla trasmissione di coppia. Si può trasmettere in coppia dal motore verso la trasmissione. Ma la trasmissione non può restituire coppia al motore. Quindi è un sistema che consente di trasmettere coppia solo con una direzione di rotazione, ma non ne la direzione opposta. Se, per qualche motivo, la trasmissione cercasse di sostituire coppia al motore, questo dispositivo a ruota libera disaccoppia meccanicamente la trasmissione del motore, e quindi, impedisce al rotore principale di caricare il motore. Se, per qualche motivo, il motore va in avaria, questo non blocca la trasmissione. In quel caso, il dispositivo a ruota libera separa il motore fermo dalla trasmissione, che continua ad essere trascinato dall'autorotazione (se è un monomotore) o dall'altro motore (plurimotore). I motori di un plurimotore sono dimensionati, soprattutto in categoria A, in maniera che un motore basti.

Quando è presente un secondo motore la situazione è un pò più complessa, perché il sistema a ruota libera si converte in un sistema a ruota libera più repartitore. Cioè, i due rotori sono affiancati e esiste un sistema meccanico (chiamato *ripartitore*) che è anche un sistema a ruota libera, che combina le due coppie che vengono dai due motori trasmettendole all'ingresso della trasmissione e assorbe anche la funzione di ruota libera.

L'innesto e la frizione non sono state depennate in questo sistema, però sono importanti nelle fasi di avviamento del motore, perché si deve scaricare l'albero dalla resistenza del rotore fermo.

Per curiosità, vedi dispensa ANALISI DESCRITTIVA DI ALCUNE TRASMISSIONI D'ELICOTTERO

Il Robinson 22 (R-22) è un caso molto interessante.



Nel caso di motore a scoppio (a pistoni), in realtà non c'è una vera e propria *gearbox* così come la conosciamo nel caso di motore a turbina. È presente una scatola di riduzione, ma parte della riduzione viene ottenuta con un dispositivo a cinghia.

Il motore a pistone ha il suo albero (albero primario), che è collegato a una puleggia. Questa ingranna una cinghia meccanica che, a sua volta, mette in rotazione una seconda puleggia che si trova sopra che, a sua volta va a una piccola scatola di riduzione che mette in moto il rotore principale.

La trasmissione a cinghia ha diversi vantaggi e svantaggi.

Vantaggi:

- Non vibra, perché è un sistema di disaccoppiamento naturale.
- È un sistema a frizione naturale, nel senso che è progressivo nell'inserimento.

Svantaggi:

03/04/2012

Aerodinamica del rotore

È un'aerodinamica che si fonde su i concetti dell'aerodinamica classica, dove molti aspetti singolare del rotore dell'elicottero derivano da contenuti informativi e modellistici da qua.

Non si introduce nulla di nuovo che già conosciamo, ma la combinazione di questi ingredienti sono diversi. La dinamica del rotore è singolare perché le caratteristiche del rotore e del suo utilizzo in termini di caratteristiche aerodinamiche è particolare.

Si tratteranno i due modelli fondamentali semplificati del rotore dal punto di vista aerodinamico che sono:

1. Teoria del disco attuatore.
2. Teoria dell'elemento di pala.

Le due teorie hanno una risoluzione relativamente semplice, quella del disco attuatore è una soluzione analitica quella dell'elemento di pala arriva a una soluzione di tipo integrale che solitamente viene risolta per via numerica (al calcolatore).

Indicatto nel blocco: Richiami di meccanica aerodinamica → 3:00

Iniziamo a parlare dall'aerodinamica del rotore, questa è distinta per regimi, si parla di:

1. **1° regime** → Funzionamento a punto fisso (HOVER) in cui la velocità di avanzamento è 0.
2. **2° regime** → Volo assiale, volo in cui la traslazione del rotore è secondo l'asse verticale e quindi è un moto di salita o discesa.
3. **3° regime** → Volo avanzato, è un volo di traslazione nel piano che non è associato necessariamente a una traslazione secondo la direzione di prua, nel caso dell'elicottero può essere un volo laterale o addirittura un backword!? Flight. L'elicottero ha già una prima peculiarità importante nel volo traslato legata alla direzione e il verso nei moti nel piano.

Questi 3 regimi vengono studiati con modelli aerodinamici di complessità crescente, perché in realtà il tentativo che fanno tutti i professori di raccontare l'aerodinamica del rotore utilizzando la teoria del disco attuatore da un lato e la teoria dell'elemento di pala dall'altro estendendola progressivamente a i 3 regimi, richiede un aumento di complessità progressiva all'interno del modello che a un certo punto non consente di fatto più l'utilizzo della soluzione in forma chiusa. Noi troveremo delle soluzioni in forma chiusa o della rappresentazione analitica anche per il caso del volo assiale e del volo avanzato però queste soluzioni devono essere poi rivisti nel caso reale alla luce d'implementazione di tipo numerico.

Essendo chiaro, la teoria dell'elemento di pala è ampiamente utilizzata nei simulatori di volo, è fondamentale, utilizzano come modello del rotore dal punto di vista aerodinamico la teoria dell'elemento di pala, c'è un piccolo dettaglio, per esempio, l'aerodinamica del profilo nei simulatori non è rappresentata da un coefficiente che moltiplica l'incidenza o da una polare quadratica semplice ma è rappresentata da un 'database' che è interpolato in funzione dell'incidenza di numero di Mach e numero di Reynolds, già questo elemento uccide la valenza di un'approssimazione analitica che chiaramente non può fare affidamento su la modellazione della aerodinamica bidimensionale cioè del profilo, della sezione della pala ridotta a coefficienti moltiplicativi. 6:30-7:20 Questo modello che useremo alla lavagna per cercare di ricavare le

stremamente difficile da stimare perché si deve valutare in maniera molto precisa la variazione della linea d'asse. Di fatto, i carichi fuori asse sono stimati con grandi imprecisione, addirittura a volte si svaglia il segno.

Cominciamo a studiare le 2 teorie che applicheremo a i 3 REGIME:

1. Teoria del disco attuatore (actuator disc theory)

Nasce dalle macchine, dall'esigenza di rappresentare in qualche modo con un'operatore fisicomatematico il comportamento dei dischi, è una teoria che ha delle ipotesi di partenza:

La prima ipotesi è che si identifichi un tubo di flusso, questo tubo di flusso è a sezione variabile e intuitivamente rappresenta un'evoluzione con una sezione decrescente. Questo perché se è un disco che deve generare una variazione di Q.D.M. in qualche modo il flusso dovrà accelerare lungo le linee di flusso che io vado a identificare all'interno del tubo. La riduzione del tubo è associata a un'aumento della velocità lungo la linea di flusso.

Si assume che il rotore abbia un numero infinito di pale quindi il disco è ideale, non reale perché è un disco discontinuo che vede una solidità diversa da 1.

Lo spessore è infinitesimo, si potrebbe dire nullo. Questo vuol dire che la resistenza del profilo dell'infinita pale è trascurata. (Questa è una delle limitazioni del disco attuatore che viene superata poi dalla teoria dell'elemento di pala).

Sul disco s'immagina che esista una differenza di pressione, le 2 facce del disco non vedono le stesse pressioni (disco identificato con una sezione 1/sezione 2).

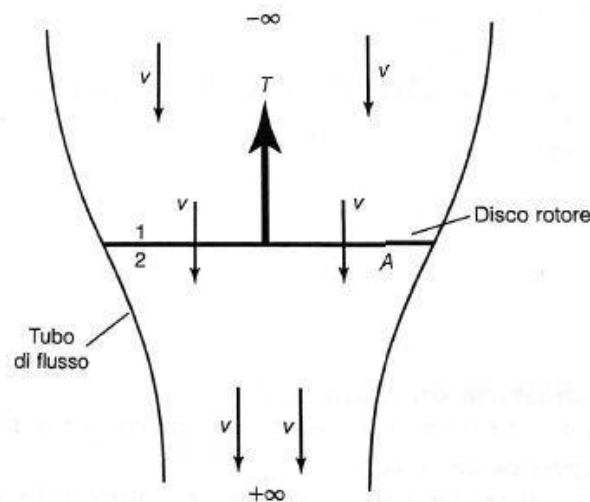
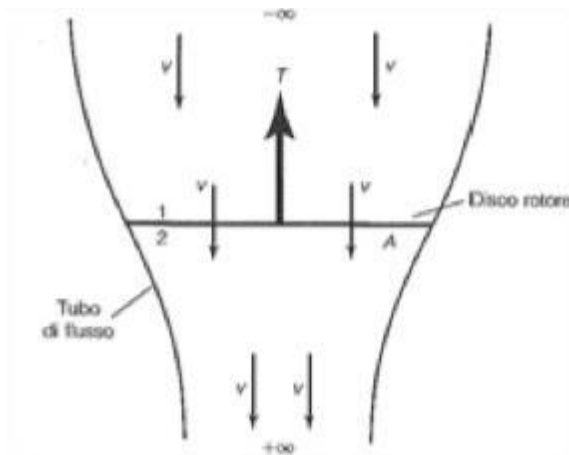


Figura 2.1

$$P_1 \neq P_2$$

Un'altra cosa che si perde in questo modello è il legame fra la regolazione del rotore è il livello di trazione. La regolazione del rotore se parliamo di trazione abbiamo visto che il rotore viene regolato variando il passo collettivo, questo non c'è perché non vediamo l'incidenza della pala perché in realtà vediamo un numero infinito di pale quindi solidità unitaria e allo stesso tempo chiudiamo il legame fra regolazione del rotore e salto di pressione e quindi livelli di trazione

Schema



Questo schema vede delle condizioni a - infinito e a + infinito. (se lo giriamo di 90° si trasforma in un'elica). Nel caso più generale le 2 condizioni prevedono un valore della velocità e della pressione statica diversi da 0, (caso più generale, non conosciamo le condizioni a monte, non conosciamo le condizioni a valle) l'obiettivo della teoria è legare le condizioni a monte con quelle a valle, c'è uno dei risultati sarà quello di trovare il legame fra le condizioni a monte del disco e le condizioni che abbiamo a valle del disco all'INFINITO.

All'infinito significa parecchi diametri dal rotore di distanza sia a monte che a valle. Quelle condizioni sono collocate fisicamente ad alcuni diametri di distanza del rotore nel sistema reale.

Si cerca anche di capire in che modo è legata la trazione alla differenza di pressione attraverso il disco, abbiamo perché se noi conosciamo A che è la superficie del disco, la trazione sarà $P_2A - P_1A = T$ ovvero la trazione data da $DP \cdot A = T$ e questo è il punto di partenza dalla teoria del disco attuatore.

Primo punto, iniziamo a ragionare dal valore della trazione,

La spinta è anche data dalla variazione della Q.D.M., quindi $\dot{m}v$ si dà per scontato che la velocità in qualche modo aumenti dalle condizioni $-\infty$ alle condizioni $+\infty$ si dà per scontato che lungo le linee di flusso la velocità del flusso aumenti.

Sostituendo $\dot{m} = \rho Av_1$ dove $v_1 \rightarrow$ è la velocità del flusso nella sezione 1, oppure $\dot{m} = \rho Av_2$ dove $v_2 \rightarrow$ lo stesso nella sezione inferiore del disco, questo è un'altra maniera di dire che il disco è perfettamente permeabile e c'è continuità della velocità quindi discontinuità della pressione ma continuità di velocità.

$$v_1 = v_2$$

Visto questo, posso sostituire l'espressione della portata in massa (scelgo una delle 2 velocità) e ricavo l'espressione "A".

La velocità indotta nella teoria del disco attuatore è rappresentata come una differenza di velocità tra la velocità del flusso a una generica sezione del tubo di flusso e la condizione che abbiamo a monte a $-\infty$, praticamente m'identifica la variazione di velocità lungo la linea di flusso alle varie sezioni rispetto alla condizione d'ingresso. Questo vuol dire che la velocità d'influsso varia lungo il tubo di flusso, poiché varia la velocità in termini generali, abbiamo visto che la velocità di $-\infty$ a $+\infty$ cambia e tutti gli effetti cambiano anche la velocità d'influsso questa v_i che abbiamo definito $v - V_{-\infty}$.

Noi non vogliamo studiare tutto il campo della velocità d'influsso, a noi interessa identificare 2 sezioni particolari:

- La sezione del disco dove prende il nome di u ; viene chiamata velocità d'influsso (inflow).
- La sezione a $+\infty$, a valle del disco, questa sezione identifica la velocità di downwash, velocità della scia all'infinito a valle, è la misura, poiché è sottratta alle condizioni di $-\infty$, di quanto il flusso è accelerato all'infinito a valle del disco. Velocità che ha un'implicazione e deve essere stimata nell'utilizzo operativo dell'elicottero, perché conoscere la velocità di downwash vuol dire conoscere l'effetto della scia su quanti si trovano sotto il rotore, (casi operazione con personale in volo nel quale s'interferisce con la scia) la scia ha una Q.D.M. figlia della velocità di downwash.

Non abbiamo la possibilità di andare a $+\infty$ e $-\infty$, si devono prendere delle sezioni di riferimento pratico che poniamo a qualche diametro a monte e qualche diametro a valle nel caso reale.

Vediamo quanto vale la velocità indotta nelle sezioni notevoli, per fare questo, cominciamo a valutare u velocità d'inflow

$$u = v_1 - V_{-\infty}$$

Alla fine si trova che la velocità d'influsso al disco u è la differenza di velocità tra le condizioni $+\infty$ e $-\infty$ diviso 2

$$u = \frac{V_{+\infty} - V_{-\infty}}{2}$$

Non è la media, la media dà la velocità effettiva al disco.

Si può riscrivere isolando $V_{+\infty} \rightarrow V_{+\infty} = V_{-\infty} + 2u$ questo è la velocità all'infinito a valle, la velocità d'influsso è definita come la velocità meno $V_{-\infty}$ questo vuol dire che la velocità d'influsso all'infinito a valle è 2 volte la velocità d'influsso al disco. Vuol dire che la velocità in scia all'infinito rapportata alle condizioni a monte è doppio delle condizioni al disco.

Questo risultato evidenzia un'importantissima proprietà matematica per correlare la velocità di scia con la velocità d'influsso al disco. Interessante perché la velocità d'influsso al disco è legata a livelli di trazione, quindi, conoscendo il livello di trazione conosco la velocità della scia. Conoscere u conoscendo livelli di trazione (conoscere il collettivo).

Mi dice anche che se aumento il collettivo la trazione aumenta, la velocità in scia aumenta con un fattore 2 rispetto alla velocità d'influsso.

RIASSUNTO: aumentando il collettivo, aumento livelli di trazione, aumento u , aumentando u aumento con un fattore 2 la velocità della scia.

Solo nel caso particolare perchè $u = v_1$ quando $V_{-\infty} = 0$, questo capita in punto fisso (hover), perchè in hover, all'infinito a monte l'area è ferma.

Nel moto elica la potenza è $T \cdot v$, e qui è lo stesso, ma la velocità non è quella di spostamento è la combinazione della velocità di spostamento e della velocità d'influsso, nel caso più generale la velocità è il termine v_1

Un'altra caratteristica, ma se la velocità al disco vale 1 e la velocità a $+\infty$ vale $2u$, che legame c'è fra la sezione del disco e la sezione della scia all'infinito a valle? (la portata è continua)

Allora se la velocità a valle è il doppio della velocità che abbiamo al disco, vuol dire che la dimensione a valle della sezione del tubo di flusso all'infinito a valle è la metà della sezione del disco $A \rightarrow \frac{A}{2}$, risultato interessante perchè da un'idea della contrazione di scia. Questo è rigorosamente vero quando questo rapporto è 2 , quando la velocità $V_{-\infty} = 0$.

La CONTRAZIONE DI SCIA è un parametro importante perchè mi dice quanto si restringe la scia all'infinito, un fattore 2 sull'area non è poco perchè è un fattore che repercute sul raggio con $1,41$ perchè dipende dalla radice di 2

Aero 01, analisi alternativo

Altra forma spiegare la teoria, posto a 90° , perchè dicevano che valeva sia per l'elica che per il rotore, ipotesi erano le stesse, però si lavorava identificando 2 sezioni contigue quindi separando fisicamente i 2 lati del disco. In questa trattazione si dice che sono 2 dischi che si accostano e che all'accostamento dei dischi c'è un salto di pressione, noi abbiamo detto che sono 2 facce.

Si ricavano le considerazioni che abbiamo fatto noi, legando la variazione di velocità a la velocità d'influsso, si faceva lo stesso discorso di equilibrio su le 2 facce del disco. Si faceva il discorso di pressione totale lungo le linee di flusso dall'infinito a monte a P_1 e da P_2 fino all'infinito a valle si applicava la conservazione dell'energia e la conservazione della Q.D.M. come abbiamo fatto noi.

Si trovavano le condizioni all'infinito a valle e il legame con la velocità indotta come $\frac{w}{2}$, è lo stesso che abbiamo detto ma all'inverso.

Valori di potenza indotta per il UH-60A in hover.

$W = \text{Pesi}$

$CT = \text{coeff. di trazione}$

$P_n = \text{potenza indotta}$

$V^* = \text{velocità d'influsso al disco}$

Velocità aumenta con i livelli di trazione.

Confronto con la potenza installata, questo elicottero monta 2 T700 della G.E. da 1210 kW e la richiesta si vede di 1290 kW come potenza indotta (quindi ci stiamo perdendo ancora dei termini che entrano nel calcolo della potenza), questo mi dice che un solo motore è quasi in grado di fronteggiare la perdita del secondo. Ma ricordando che questa rappresentazione è approssimata.

Chi è che abbiamo PERSO come termini di potenza, vediamo;

Questa teoria considera spessore nullo, quindi abbiamo perso la resistenza del profilo.

Il COEFFICIENTE DI COPPIA è identico al coeff. di potenza. Quindi le caratteristiche del rotore vengono in forma adimensionale, queste 3 coeff. sono l'equivalenti della polare C_L, C_D per l'aeromobile d'ala fissa. In qualche modo stabiliscono un legame tra le caratteristiche del rotore e i suoi regimi di funzionamento così come la polare C_L, C_D forniva una rappresentazione compatta delle caratteristiche aerodinamiche dell'ala nel caso ala fissa, interessante analogia.

2. Teoria dell'elemento di pala (blade element theory / strip theory)

La pala viene discretizzata per sezioni. Si assume che la pala ha un raggio R che dalla sezione 0 fino alla sezione R possa essere divisa in un numero "N" di sezioni (STRIP).

Si divide la pala in "N" di sezioni approssimando il comportamento integrale come sovrapposizione per somma del comportamento delle "N" strisce.

È una teoria che rappresenta il comportamento TRIDIMENSIONALE (globalmente) della pala come somma della visione per sezioni portanti, nella sezione il comportamento è BIDIMENSIONALE (localmente). Come teoria si vede come una teoria bidimensionale perché il profilo viene visto dal punto di vista di approssimazioni bidimensionali.

Non si ha componente di velocità lungo il raggio della pala unicamente ne abbiamo nel piano della sezione del profilo.

Rappresentazione sezione portante

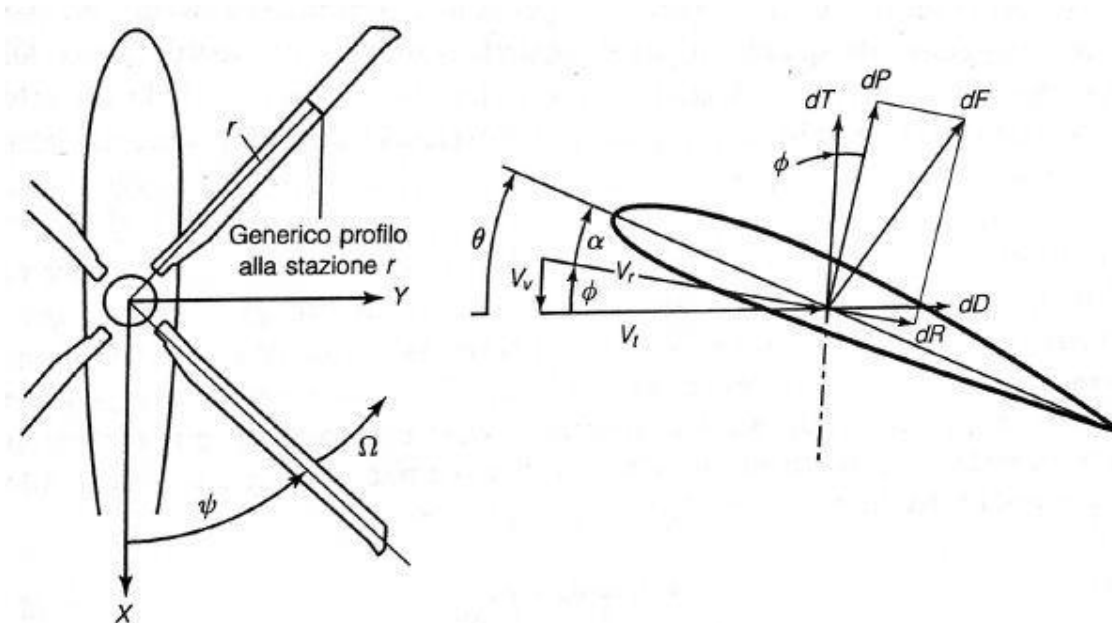


Figura 2.2

Si identifica una generica sezione della enesima pala misurata a una certa distanza r dal mozzo.

04/04/2012

Autorotazione (aero2)

La manovra di autorotazione è una manovra estremamente patologica dell'elicottero che nelle funzioni normali ha un rotore mantenuto in rotazione costante dalla coppia generata dal motore o dai motori. Quando per un certo motivo i motori non riescono a fornire la coppia necessaria, il rotore viene dissaccoppiato dalla meccanica della trasmissione, dal motore e a questo punto trascina con sé il rotore di coda e tutte le utenze ausiliarie. Questo trascinamento non è a costo nullo dal punto di vista energetico e il rotore comincia lentamente a perdere velocità angolare. Per fortuna due meccanismi congiurano a favore del rallentamento del numero di giri cioè a garantire che per un certo transitorio il numero di giri sia mantenuto costante. Il primo meccanismo è di tipo energetico, di fatto il rotore nelle condizioni di funzionamento normale ha un'alta energia cinetica, se andiamo a calcolarla l'energia cinetica del rotore utilizzando l'equazione del disco come :

$$\frac{1}{2}I\Omega^2$$

scopriamo che il valore che troviamo è un valore di Joule molto alto. Questo valore alto mantenuto nel rotore, consente di spendere questa grossa riserva di energia con un certo margine di sicurezza nel tempo. Quindi il rotore ha un alto valore di energia spendibile.

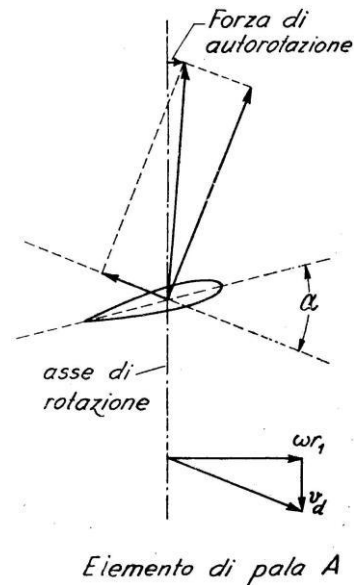
La seconda buona notizia è che il pilota non è inerme a questa situazione, ma esegue due correzioni sui comandi che sono vitali per il mantenimento dell'autorotazione.

- Il pilota imposta il collettivo a fondo corsa negativo, posizione di autorotazione e l'angolo del collettivo va a valori prossimi a zero. Così da minimizzare la resistenza delle pale, cioè minimizziamo la coppia di trascinamento di natura aerodinamica che è il meccanismo che porta al rallentamento del rotore. Ma la riduzione del collettivo ha un effetto negativo che è la riduzione della trazione.
- Per via della riduzione della trazione il pilota porta il ciclico in posizione di avanzamento, inclinando il rotore in modo da accentuare la sua velocità di avanzamento. In questo modo aumenta la portata d'aria che attraversa la sezione del rotore, questo meccanismo sfrutta l'aumento di apporto d'aria per mantenere il rotore in rotazione. In un qualche modo l'apporto di \dot{m} nella sezione del rotore riesce a garantire una migliore capacità del disco di mantenere la sua velocità angolare come l'autogiro e la velocità di avanzamento. Ma l'autogiro è caratterizzato da una maggiore variazione del rateo angolare, mentre il rotore deve cercare di limitare la perdita di giri per questo si aumenta la velocità di avanzamento per mantenere quella angolare.

Purtroppo l'autorotazione non può essere verticale perché non è sufficiente a garantire un rateo di caduta stabilizzato adeguato alla sopravvivenza dell'elicottero, per via di un rateo di discesa troppo alto.

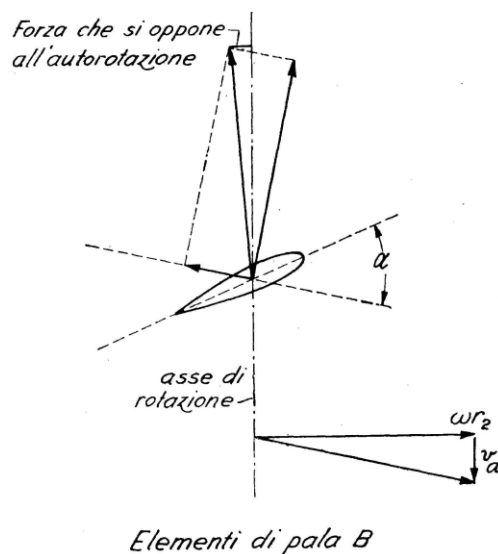
- Quindi l'autorotazione è una manovra dove si imposta una traiettoria con una certa pendenza e quando siamo in prossimità del suolo il pilota tira verso di sé la barra del ciclico e la porta al centro corsa così comincia a ridurre la pendenza della traiettoria perché il disco si inclina così da raccordare la traiettoria di discesa (tipo per livellare). Immediatamente dopo, il pilota, prende la barra del collettivo e la porta al fondo corsa positivo, così da produrre un picco immediato di trazione che compensa il peso dell'elicottero e portarlo al contatto col suolo. Questo per pochi secondi, perché subito dopo l'aumento del comando collettivo porta all'aumento della resistenza delle pale con una legge che va col quadrato del coefficiente di

Zona A



La particolare scelta del valore del collettivo, quindi l'incidenza geometria della pala, fa sì che nella sezione A ci sia una risultante aerodinamica che proiettata nel piano del disco ha una piccolissima risultante che si compone rispetto al mozzo producendo una coppia a favore della rotazione. Si tratta di pochi gradi di inclinazione, che risultata dalla combinazione di due fattori: il primo il rateo di discesa, il risultato dell'impostazione del ciclico e allo stesso tempo la scelta del collettivo. Combinando questi due parametri si riesce ad avere nella zona intermedia la risultante proiettata nel piano del disco a favore dell'autorotazione. Quindi in autorotazione la pala continua a ruotare nella stessa direzione di prima grazie all'area interna del disco, dove i segmenti portanti sono caratterizzati da una risultante inclinata nella direzione del moto della pala. Cambiate leggermente il valore del collettivo, riducete leggermente il rateo di discesa tutto questo scompare, quello che succede è che tutto il disco diventa resistente cosa che capita solitamente nella zona B

Zona B



In questa zona la risultante nel piano del disco ha un'azione che si oppone all'autorotazione.

L'aerodinamica del rotore a punto fisso

Il rotore sta girando in senso antiorario (positivo) con angolo di azimut pari a zero, quando siamo in hover la pala vede un campo di moto indipendentemente dal valore dell'angolo di azimut che è sempre lo stesso. Guardando questo schema la distribuzione triangolare di velocità data da $\Omega * R$ vede un massimo all'estremità della pala, è questo massimo vede una velocità all'estremità della pala che al punto fisso vede una velocità periferica per porta il Mach a 0.6. Vuol dire che non abbiamo molto da spendere in termini di Mach prima di andare a vedere gli effetti della compressibilità, perchè questi effetti diventano subito visibili all'aumentare della velocità di estremità della pala. Esiste una piccola zona di inefficacia nel moto a punto fisso che si trova alla radice della pala, nella zona del mozzo. Questo perchè in questa zona non c'è più la pala, si vedono le cerniere di brandeggio, flappeggio, variazione del passo cioè tutto quello che è la dinamica del mozzo e quindi una zona dove è impensabile produrre trazione.

L'aerodinamica del rotore in volo traslato

Si considera il caso con rapporto di avanzamento 0.3, dove il rapporto di avanzamento è il rapporto tra la velocità di avanzamento e la velocità periferica della pala $\Omega * R$. Non si parla mai di velocità nel campo degli elicotteri ma solo di rapporto di avanzamento. Un rapporto di avanzamento di 0.3 vuol dire che si sta aumentando la velocità del 30% della velocità periferica. Facendo due calcoli, sul moto a punto fisso avevamo Mach uguale a 0.6, mentre adesso il Mach è arrivato ad un valore di 0.78 circa. I massimi rapporti di avanzamento normalmente vanno da 0.3 : 0.35, limiti che dipendono dalla compressibilità. Questo effetto della variazione del rapporto di avanzamento si vede per l'angolo di azimut pari a 90° in volo avanzato, perchè la velocità effettiva all'estremità della pala quella che lui chiama V_{tip} è data da $\Omega * R + V_{inf}$ e lì il numero di mach cresce portandosi poco sotto l'unità. Non si può andare più veloci perchè il raggiungimento delle condizioni soniche sul profilo fa sì che le caratteristiche aerodinamiche della pala vengono talmente compromesse da renderla inutilizzabile come ala rotante, il raggiungimento del campo transonico induce una sollecitazione importante alla pala che risponderebbe ciclicamente con vibrazioni e variazioni di carico cicliche che sono inaccettabili. È come se una volta la giro ci fosse un urto sulla pala, cioè sollecitiamo la pala con un urto al giro che si traduce in un effetto sul disco inaccettabile. Con l'angolo di azimut pari a 270° la situazione è esattamente opposta, la velocità periferica sarà data da $\Omega * R - V_{inf}$ dove questa volta si sottrae il termine V_{inf} , in una situazione dove la velocità e la pressione dinamica sono molto basse. Più in là vedremo che a 270° abbiamo un alto valore del ciclico più un collettivo che abbiamo per forza, anche se questa è una cattiva notizia perchè sto stallando il profilo nell'estremità della pala o meglio il bordo di fuga è molto vicino allo stallo. Quindi 180° prima la pala ha bassa incidenza in campo transonico, 180° dopo ha pieno valore d'incidenza, bassa pressione dinamica e quasi stallata. Il campo di regime aerodinamico che si incontra è importante perchè il numero di Mach va da 0.6 a 90° a 0.42 a 270°, quindi vi è una variazione del numero di Mach che non è trascurabile e questo si fa n volte dove n sono le pale con una frequenza che è quella di rotazione (4 : 5 Hertz). Questa non è una cosa da poco visto che l'ala di un aereo non fa queste cose. Questo tipo di asimmetria richiama subito l'attenzione dell'aerodinamica del rotore nel volo in avanzamento, perchè mi dice subito che ci sarà qualcosa che mi crea dei problemi. Problemi che dipendono dal fatto che si passa da un regime di alto subsonico al basso subsonico, con angolo di azimut pari a 90° avrò basse incidenze della pala e alte a 270°; quindi la ripartizione di portanza sulla pala non sarà la stessa. La pala avrà un maggiore carico aerodinamico a 90°, mentre a 270° la trazione è sempre positiva ma i valori sono limitati perchè abbiamo valori di pressione dinamica minori perchè c'è il meno nell'equazione della velocità di estremità che riduce la pressione dinamica. Se la pala non è caricata in maniera simmetrica il disco viene inclinato, quindi nel volo traslato il disco deve essere controllato e la sua inclinazione deve essere regolata dal ciclico laterale. Quindi nel volo traslato posso variare gli assetti

Adesso guardando la pala per l'angolo di azimut 180° , si identifica la **vortex wake** cioè la scia di estremità della pala (si comporta come un ala vera e propria). Nel caso dell'aereo la scia va persa ma qui la scia va ad interferire con la fusoliera, quindi a 180° si lascia la scia, pochi millisecondi dopo arriva l'altra pala nella nuova posizione di angolo di azimut 180° e la scia è ancora lì perchè segue trascinata la pala che si sta muovendo. Cioè, la scia interessa la zona dove di fatto si trovava la pala nella sua posizione precedente, nel frattempo arriva l'altra pala che incontra la scia e lo stesso capiterà un quarto di rotazione dopo e così via. Questo fenomeno di si chiama **Blade Vortex Interaction** cioè l'interazione della pala con la scia.

Dal punto di vista aerodinamico ha due effetti :

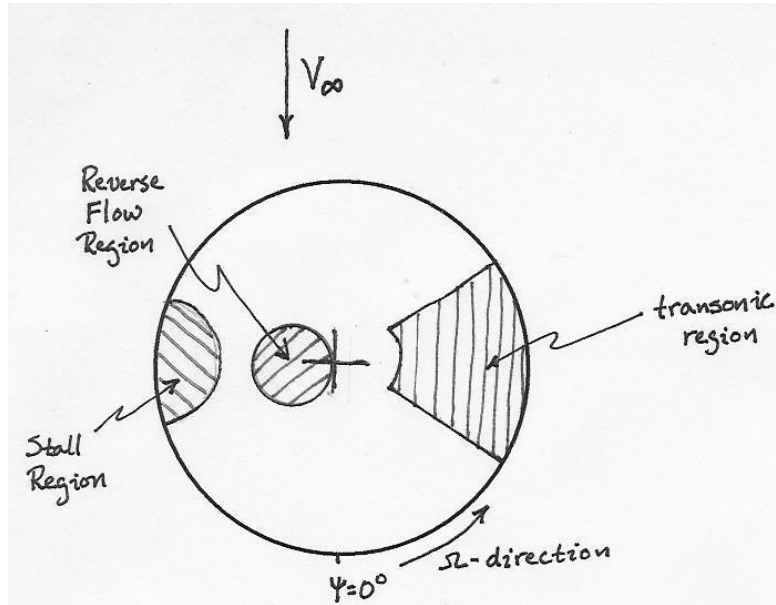
- vibrazionario perchè la pala che arriva la dove c'è la scia sviluppa fenomeni vibratorii, perchè le scie sono fenomeni non stazionari con contenuti in frequenza producendo una vibrazione della pala con la scia della pala che sta avanti.
- In campo acustico, queste interazioni, cambiano l'imbronta acustica del rotore. In tal senso si è lavorato molto sull'estremità delle pale per ridurre questi meccanismi di interazione con la scia delle pale. La pala di un elicottero è come se fosse un tamburo, un dispositivo che emette acusticamente.

Un altro fenomeno trattato sulla figura precedente è il fatto che la pala vede carichi diversi tra 90° (alti) e 270° (bassi) ha una risposta aeroelastica come se fosse una mensola che carichiamo ciclicamente e lasciamo andare con un carico impulsivo, questa mensola comincia ad oscillare in maniera elastica. Nel nostro caso è in maniera aeroelastica perchè non si può trascurare l'iterazione con il fluido. Quindi questo carico ciclico si traduce in vibrazioni aeroelastiche, le quali sono importanti ma non in tutte le condizioni di volo (crociera) perchè la pala è disegnata in maniera tale da non avere questa tipologia di risposta, ma lo è nelle condizioni patologiche dell'elicottero. Questo fenomeno causa deflessioni dell'estremità della pala un ordine di grandezze molto inferiore degli angoli di flappeggio, quindi si tratta di variazioni del 10 di grado. La pala quindi è molto rigida, anche se la sua rigidità non nasce dalla struttura ma dalla forza centrifuga che la rende una trave rigida.

Rotore in volo verticale (figura)

Dal punto fisso ci portiamo in volo verticale guadagnando velocità di salita o di discesa, con una traiettoria verticale locale. Il rotore risponde ad una richiesta di guadagnare velocità di salita in maniera positiva, è come se si aumenti il valore della $V_a - \text{infinito}$ cioè imponiamo una $V_a - \text{infinito}$ positiva cioè passiamo da una $V_a - \text{infinito}$ che valeva zero a punto fisso e che adesso è pari al rateo di salita. Questo è benefico perchè di fatto si va ad aumentare la portata massica e quindi si va ad aiutare la generazione di trazione, cioè andiamo a congiurare a favore dei flussi di energia che servono per generare la trazione. Nel momento in cui imponiamo un rateo di discesa, la situazione è diversa, il rotore è intollerante ai ratei di discesa. In una prima fase se i ratei di discesa sono bassi, ciò vuol dire che la $V_a + \text{infinito}$ si riduce, cioè la velocità alla fine della linea di flusso viene ridotta perchè se cominciamo a scendere si sottrae velocità alla linea di flusso nel punto a + infinito. Si sta mettendo in discussione l'ipotesi di continua variazione di velocità con gradiente positivo che sta alla base della principio di funzionamento del tubo di flusso e quindi della teoria del disco attuatore, questo perchè scendendo la portata non è più nella direzione del tubo di flusso ma comincia a risalire il tubo di flusso. Questa inversione non è repentina cioè di colpo non si vedono le linee di flusso che cambiano il loro segno, questo avviene con ratei di discesa molto alti (caso b) cioè **WindMill Break** cioè le linee di flusso cominciano a risalire verso l'alta e la $V_a + \text{infinito}$ è più bassa della $V_a - \text{infinito}$ perchè il cambio di moto è cambiato, quindi si rallenta la linea di flusso e la sezione aumenta alla fine del tubo di flusso ora. Quindi in queste condizioni qui la trazione viene generata perchè vi è una

Airfoil Design



Il profilo dell'ala fissa è disegnato a parametri costanti, cioè nelle varie condizioni di volo, si progetta il profilo per rispondere in maniera adeguata. Per l'elicottero si devono affrontare tre problemi:

- Un area di funzionamento transonico
- Un area di flusso inverso
- Un area dove si raggiungono le condizioni di stallo, dove lo stallo non è raggiunto staticamente. La pala non è ad assetto costante durante il suo moto di azimut, il ciclico è una variazione che viene imposta dal piatto oscillante con una frequenza pari alla velocità angolare di rotazione. Quindi la pala ha, sul giro, una variazione ciclica che si sovrappone al valore del collettivo con una frequenza che è pari a Ω . Allora si raggiunge la condizione dell'angolo di azimut pari a 270° non staticamente ma l'incidenza del profilo è in pieno campo dinamico. Quindi lo stallo è uno stallo dinamico, una differenza fondamentale per il design dei rotori degli elicotteri. Questo ci fa capire che il profilo stallerebbe sicuramente nel campo a 270° ma dinamicamente no perchè sfrutta la risposta dinamica del profilo nel campo dinamico. Tutti i profili vengono disegnati per estendere il comportamento dello stallo non staticamente ma dinamicamente. Nelle prove in galleria del vento della pala dell'elicottero vi è un dispositivo attuatore che fa variare frequenza, ampiezza di oscillazione della sezione alare. Si registrando i carichi e si verificano le caratteristiche di stallo al variare di ampiezza e frequenza di oscillazione, cioè variando di fatto l'ampiezza del ciclico.