

Monografia didattica sull'aerodina ad ala rotante

Technical drawing of a helicopter showing dimensions and a graph.

Dimensions:

- Overall width: $\varnothing 14200$
- Distance between main rotor hubs: 6650
- Distance between tail rotor hubs: 2525
- Main rotor diameter: 14200
- Main rotor hub height: 3250
- Main rotor hub to tail rotor hub height: 3270
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom): 1420
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom and tail rotor): 680
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom, tail rotor, and tail boom support structure): 1780
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom, tail rotor, and tail boom support structure, and tail boom support structure): 910
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom, tail rotor, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure): 1690
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom, tail rotor, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure): 1980
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom, tail rotor, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure): 2520
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom, tail rotor, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure): 1040
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom, tail rotor, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure): 1520
- Main rotor hub to tail rotor hub height (excluding tail boom, tail rotor, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure, and tail boom support structure): 1900

Graph:

The graph shows the relationship between the angle α (in degrees) and the coefficient C_L . The x-axis ranges from -10 to 20 degrees, and the y-axis ranges from -0.4 to 1.2. The curve starts at approximately (-10, -0.4), rises to a peak of about 0.9 at $\alpha = 10$ degrees, and then slightly decreases to about 0.8 at $\alpha = 20$ degrees.

8 luglio 2026

Prefazione

L'elicottero occupa un posto particolare tra gli aeromobili. L'aeroplano, per generare portanza, deve avanzare; l'elicottero, invece, genera la velocità relativa fondamentale attraverso la rotazione delle pale. Per questo può restare fermo rispetto al suolo, decollare e atterrare verticalmente, traslare lateralmente o all'indietro e ruotare attorno al proprio asse verticale. Queste prestazioni, straordinarie dal punto di vista operativo, hanno un prezzo tecnico: il rotore è insieme organo sustentatore, propulsore e organo di controllo; inoltre introduce coppie, vibrazioni, effetti giroscopici, fenomeni di asimmetria aerodinamica e limiti di velocità specifici.

Questa monografia raccoglie in forma organica i concetti fondamentali necessari per comprendere il funzionamento dell'elicottero. La trattazione non è pensata come un semplice elenco di definizioni: ogni argomento è ricondotto al proprio significato fisico, poi formalizzato con le relazioni essenziali e infine interpretato dal punto di vista costruttivo e operativo. I richiami matematici sono mantenuti al livello necessario per rendere chiari i legami fra forze, potenza, geometria del rotore e prestazioni.

B. R.

Indice

Prefazione	I
1 Introduzione all'elicottero	6
1.1 L'elicottero come aerodina ad ala rotante	6
1.2 Volo verticale e carico sul disco	6
1.3 Componenti principali dell'elicottero	7
1.4 Tre problemi fondamentali dell'ala rotante	8
2 Architetture e configurazioni	8
2.1 Il problema che determina l'architettura	8
2.2 Configurazione tradizionale con rotore di coda	8
2.3 Rotori in tandem	9
2.4 Rotori coassiali	9
2.5 Rotori affiancati e intersecanti	10
2.6 NOTAR e sistemi senza rotore di coda	10
2.7 Convertiplani e aeromobili V/STOL	10
3 Sistemi principali dell'elicottero	10
3.1 Il sistema rotore-trasmissione-motore	10
3.2 Riduzione del numero di giri	11
3.3 Rotore principale e rotore di coda	11
3.4 Fusoliera e trave di coda	12
3.5 Impianti e sistemi ausiliari	12
3.6 Sistemi di stabilizzazione e aumento del controllo	12

4	Coppia di reazione e sistemi anticoppia	12
4.1	Origine della coppia di reazione	12
4.2	Rotore di coda	13
4.3	Una forza non equilibra una coppia: l'equilibrio fine	13
4.4	La coppia residua di rollio e la posizione del rotore di coda	14
4.5	Rotore di coda come elica a passo variabile	15
4.6	Caratteristiche costruttive del rotore di coda	15
4.7	Sistemi NOTAR	15
4.8	Rotori controrotanti come sistema anticoppia integrato	16
5	Geometria e parametri del rotore	16
5.1	Disco attuatore e pala come ala rotante	16
5.2	Raggio, area e solidità	16
5.3	Numero di pale	17
5.4	La portanza della pala come integrale lungo il raggio	17
5.5	Costruzione grafica della distribuzione di portanza	18
5.6	Svergolamento della pala	19
5.7	Svergolamento e rastremazione combinati	19
5.8	Profili aerodinamici e momento di beccheggio	20
5.9	Velocità di estremità e numero di Mach	20
5.10	Forza centrifuga e conicità	21
6	Mozzo, pale e movimenti fondamentali	21
6.1	Perché la pala deve muoversi rispetto al mozzo	21
6.2	Variazione del passo	23
6.3	Flappeggio	23
6.4	Ritardo o brandeggio	24
6.5	Rotori articolati	24
6.6	Rotori semirigidi e teetering	24
6.7	Rotori hingeless e bearingless	24
7	Sistema di controllo e comandi di volo	25
7.1	Controllare un elicottero significa orientare la risultante del rotore	25
7.2	Comandi e strumenti di cabina	25
7.3	Il piatto oscillante	25
7.4	Passo collettivo	26
7.4.1	Il collettivo come comando della quota in volo verticale	26
7.5	Collettivo, potenza e regime costante	28
7.6	Il rotore come giroscopio: rigidità e precessione	28
7.7	La legge della precessione e lo sfasamento di un quarto di giro	29
7.8	Passo ciclico	32
7.8.1	La dissimmetria di portanza in volo traslato	32
7.8.2	La compensazione ciclica	33

7.8.3	Dall'inclinazione del disco alla traslazione	34
7.9	Pedaliera e controllo direzionale	35
7.10	Uso combinato dei comandi	35
7.11	Comandi nelle configurazioni non tradizionali	35
8	Hovering e teoria del disco attuatore	35
8.1	Significato fisico dell'hovering	36
8.2	Teoria della quantità di moto	36
8.3	Coefficiente di trazione e coefficienti adimensionali	37
8.4	Teoria dell'elemento di pala	37
8.5	Potenza reale in hovering	38
8.6	Effetto suolo	38
9	Volo assiale: salita, discesa e stati di scia	38
9.1	Definizione di volo assiale	38
9.2	Discesa verticale	39
9.3	Regime propulsivo normale	39
9.4	Vortex ring state	39
9.5	Regime di mulinello frenante	40
9.6	Autorotazione ideale come limite energetico	40
10	Volo traslato e aerodinamica del rotore in avanzamento	41
10.1	Dal disco simmetrico al disco asimmetrico	41
10.2	Rapporto di avanzamento	41
10.3	Velocità locale sulla pala	41
10.4	Flappeggio come compensazione naturale	42
10.5	Regione di flusso inverso	42
10.6	Velocità indotta in avanzamento	42
10.7	La portanza di traslazione	43
10.8	Stallo della pala retrocedente	43
10.9	Effetti di compressibilità sulla pala avanzante	44
11	Forze, momenti e trim dell'elicottero	44
11.1	Risultante del rotore e assi di riferimento	44
11.2	Equilibrio longitudinale	44
11.3	La transizione dall'hovering al volo traslato	44
11.4	Ruolo del pianetto orizzontale	45
11.5	Equilibrio laterale e direzionale	46
11.6	Effetto della velocità	46
11.7	Trim e carico utile	46

12	Potenza richiesta e prestazioni	46
12.1	Bilancio della potenza	46
12.2	Componenti della potenza del rotore principale	47
12.3	Curva della potenza richiesta	47
12.4	Potenza disponibile e limiti operativi	48
12.5	Prestazioni in hovering	48
12.6	Prestazioni in salita	48
12.7	Decollo in quota e diagrammi peso–quota–temperatura	49
12.8	Velocità massima	49
12.9	Analisi di missione	49
13	Autorotazione e sicurezza in emergenza	50
13.1	Definizione	50
13.2	Primo intervento: abbassare il collettivo	50
13.3	Zone del disco in autorotazione verticale	51
13.4	Equilibrio del regime rotore	51
13.5	Autorotazione in avanzamento	51
13.6	Diagramma quota–velocità	53
13.7	Piantata motore e inerzia del rotore	53
14	Stabilità, dinamica e vibrazioni	53
14.1	Una macchina naturalmente accoppiata	54
14.2	Stabilità in hovering	54
14.3	Stabilità in volo traslato	54
14.4	Derivate di stabilità e di controllo	55
14.5	Barra di Bell e sistemi Bell–Hiller	55
14.6	Origine delle vibrazioni	55
14.7	Risonanza al suolo	55
14.8	Aeroelasticità della pala	56
15	Aspetti costruttivi, materiali e manutenzione	56
15.1	La pala come struttura aeronautica	56
15.2	Mozzo e collegamenti	56
15.3	Fatica e carichi ciclici	56
15.4	Safe-life, fail-safe e damage tolerance	57
15.5	Bilanciamento e tracking delle pale	57
15.6	Ispezione e manutenzione	57
16	Sintesi tecnica e quadro d'insieme	58
16.1	La logica generale della macchina	58
16.2	Relazioni fondamentali	59
16.3	Tabella dei comandi	59
16.4	Tabella delle configurazioni	60

16.5	I limiti principali	60
16.6	Conclusione	60

I Introduzione all'elicottero

I.1 L'elicottero come aerodina ad ala rotante

L'elicottero è un'aerodina ad ala rotante: la sua sustentazione non nasce da un'ala fissa investita dalla velocità di avanzamento dell'intero aeromobile, ma da uno o più rotori azionati da un apparato motopropulsivo. Ogni pala del rotore può essere interpretata come un'ala lunga e sottile, posta in rotazione intorno al mozzo. La velocità relativa che genera la forza aerodinamica non è quindi, in prima approssimazione, la velocità dell'elicottero rispetto all'aria, ma la velocità tangenziale della pala.

Questa osservazione elementare spiega la particolarità operativa della macchina. Un aeroplano, per sostenersi, deve mantenere una velocità di avanzamento sufficiente; l'elicottero, invece, può generare portanza anche con velocità nulla rispetto al suolo. Da qui derivano il volo a punto fisso, il decollo verticale, l'atterraggio verticale, il volo laterale e all'indietro, la possibilità di operare in spazi ristretti e di compiere missioni impossibili per un aeromobile ad ala fissa.

Definizione

Si chiama *hovering* la condizione di volo a punto fisso nella quale l'elicottero rimane fermo rispetto al suolo, o comunque con velocità di traslazione trascurabile. In *hovering* il rotore accelera aria verso il basso e produce una risultante aerodinamica verticale che, in prima approssimazione, equilibra il peso.

L'elicottero è dunque una macchina molto efficiente dal punto di vista operativo, ma non semplice dal punto di vista aerodinamico e meccanico. Il rotore principale non è soltanto un organo sustentatore: è anche l'organo che permette la propulsione in avanti, il controllo della quota, il controllo del rollio e del beccheggio. Inoltre, essendo azionato dal motore, genera una coppia di reazione sulla fusoliera; tale coppia deve essere equilibrata con un rotore di coda, con rotori controrotanti o con sistemi aerodinamici equivalenti.

I.2 Volo verticale e carico sul disco

Una grandezza molto utile per comprendere le prestazioni in volo verticale è il *carico sul disco*. Se il rotore ha raggio R e area del disco

$$A = \pi R^2, \quad (1)$$

il carico sul disco è definito come

$$p_D = \frac{T_R}{A}, \quad (2)$$

dove T_R è la trazione assiale prodotta dal rotore. In *hovering*, se si trascurano le piccole correzioni dovute alla resistenza della fusoliera investita dal flusso indotto, si può porre $T_R \simeq W$.

Un basso carico sul disco significa che il peso dell'elicottero viene sostenuto accelerando una grande massa d'aria con una velocità indotta relativamente piccola. Questo è vantaggioso per l'*hovering*, perché la potenza indotta cresce rapidamente quando, a parità di peso, il disco diventa piccolo. Al contrario, un sistema a getto verticale produce la spinta su aree molto più ridotte: il carico sul disco è elevato, il getto è molto intenso e la permanenza in volo verticale richiede potenze specifiche molto maggiori.

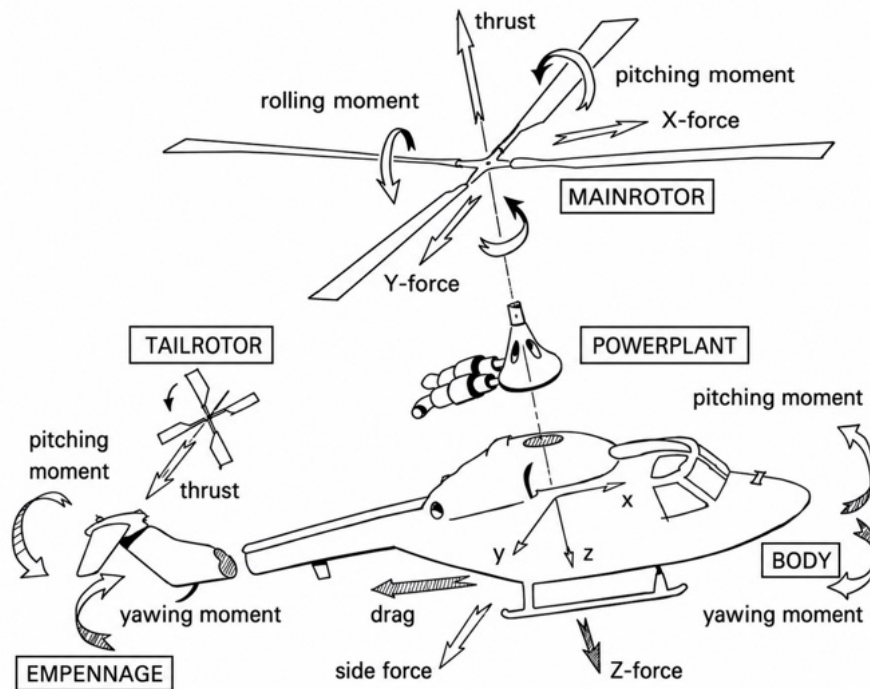


Figura 1. Schema delle principali forze agenti su un elicottero in configurazione tradizionale.

Nota

Il rotore di un elicottero è grande non per ragioni geometriche casuali, ma per una ragione energetica: distribuire la trazione su un'area ampia riduce la velocità indotta necessaria e quindi riduce la potenza richiesta in hovering.

1.3 Componenti principali dell'elicottero

In una configurazione tradizionale gli elementi fondamentali sono:

- il *rotore principale*, che produce la risultante aerodinamica dominante;
- il *mozzo* o testa rotore, che collega le pale all'albero e permette i movimenti di passo, flappeggio e ritardo;
- il *piatto oscillante*, che trasferisce i comandi dalla parte fissa della macchina alla parte rotante;
- il *sistema propulsivo*, costituito da uno o più motori a pistoni o, più spesso negli elicotteri moderni, turboalbero;
- la *trasmissione*, che riduce il numero di giri del motore e distribuisce potenza al rotore principale e al rotore di coda;
- la *fusoliera*, che ospita cabina, passeggeri, carico, impianti, serbatoi, avionica e, spesso, i motori;
- la *trave di coda*, che porta il sistema anticoppia e gli impennaggi;
- il *rotore di coda* o un sistema alternativo di controllo dell'imbardata;
- il *carrello*, a pattini negli elicotteri leggeri o a ruote negli elicotteri di dimensioni maggiori.

Le superfici fisse di coda non sono semplici accessori. L'impennaggio verticale migliora la stabilità direzionale in volo traslato; il piano orizzontale riduce il lavoro di trimmaggio del rotore e contribuisce alla

stabilità longitudinale alle velocità medio-alte. Per questo, quando la velocità aumenta, il comportamento dell'elicottero si avvicina parzialmente a quello di un aeromobile ad ala fissa, pur restando dominato dal rotore.

1.4 Tre problemi fondamentali dell'ala rotante

Lo studio dell'elicottero è attraversato da tre problemi tecnici fondamentali.

Il primo è la *coppia di reazione*. Il motore applica una coppia al rotore; il rotore applica alla fusoliera una coppia uguale e contraria. Senza un sistema di compensazione l'elicottero ruoterebbe in imbardata nel verso opposto a quello del rotore.

Il secondo è la *dissimmetria di portanza* in volo traslato. La pala avanzante vede una velocità relativa maggiore, mentre la pala retrocedente vede una velocità relativa minore. Poiché la forza aerodinamica dipende dal quadrato della velocità, le due metà del disco non lavorano nelle stesse condizioni.

Il terzo è la *natura dinamica dei carichi*. Le pale ruotano, attraversano scie vorticali, subiscono carichi periodici e generano vibrazioni. Il rotore è quindi un sistema aromeccanico nel quale aerodinamica, elasticità, inerzia e controllo sono strettamente accoppiati.

In sintesi

L'elicottero può essere compreso come una macchina in cui sostentamento, propulsione e controllo sono concentrati nel rotore. Questa concentrazione spiega sia la straordinaria flessibilità operativa sia la complessità tecnica dell'ala rotante.

2 Architetture e configurazioni

2.1 Il problema che determina l'architettura

La configurazione di un elicottero è determinata anzitutto dal modo in cui viene risolto il problema della coppia di reazione. Se un solo rotore principale è azionato dal motore, la fusoliera tende a ruotare nel verso opposto. È allora necessario introdurre un organo anticoppia. Se invece si impiegano due rotori principali controrotanti, le coppie possono compensarsi reciprocamente e l'organo anticoppia dedicato non è più necessario.

Da questo punto di vista, le configurazioni non sono soltanto diverse forme esteriori: esprimono differenti compromessi fra efficienza, ingombro, complessità della trasmissione, sicurezza, rumore, controllo e prestazioni.

2.2 Configurazione tradizionale con rotore di coda

La configurazione più diffusa è costituita da un rotore principale e da un rotore di coda. Il rotore principale genera la trazione principale; il rotore di coda genera una forza laterale applicata a distanza dall'asse del rotore principale. Il momento di questa forza equilibra la coppia di reazione.

Il vantaggio principale è la semplicità concettuale. La macchina è relativamente compatta, la tecnologia è consolidata e il controllo dell'imbardata risulta intuitivo: aumentando o diminuendo il passo del rotore di coda si varia il momento anticoppia. Gli svantaggi sono altrettanto chiari. Il rotore di coda assorbe potenza



Figura 2. Principali configurazioni degli elicotteri: rotore principale con rotore di coda, tandem, coassiale, affiancata, intersecante e NOTAR.

senza contribuire direttamente al sostentamento, produce rumore, è esposto a urti con ostacoli e persone, richiede un albero di trasmissione lungo la trave di coda e introduce vibrazioni supplementari.

2.3 Rotori in tandem

Nella configurazione in tandem sono presenti due rotori principali, uno anteriore e uno posteriore. I due rotori ruotano in versi opposti, in modo che le coppie di reazione si annullino. Questa soluzione è particolarmente adatta agli elicotteri da trasporto pesante: la portanza è distribuita lungo una fusoliera ampia e allungata, con notevole capacità di carico e buon margine per il centraggio.

Il controllo longitudinale può essere ottenuto variando in modo differenziale la trazione dei due rotori: se aumenta la trazione del rotore posteriore e diminuisce quella del rotore anteriore, nasce un momento di beccheggio; l'effetto opposto produce il momento contrario. Il controllo laterale e direzionale richiede variazioni cicliche e differenziali coordinate.

La criticità è meccanica: i due rotori devono essere sincronizzati, la trasmissione è complessa, la distanza tra i mozzoni impone vincoli strutturali e dinamici, e le interferenze aerodinamiche fra i dischi devono essere controllate.

2.4 Rotori coassiali

Nella configurazione coassiale due rotori controrotanti sono montati sullo stesso asse. L'annullamento della coppia è interno al sistema rotore; non è richiesto il rotore di coda. L'ingombro longitudinale e laterale può essere contenuto, caratteristica utile in impieghi navali o in spazi confinati.

I rotori coassiali consentono, in linea di principio, di utilizzare tutta la potenza per la generazione di trazione utile. Tuttavia la testa rotore è molto complessa: occorrono due alberi coassiali, due sistemi di controllo, un'adeguata separazione verticale dei dischi e una gestione accurata delle interferenze di scia. Il controllo dell'imbardata si ottiene variando differenzialmente la coppia assorbita dai due rotori.

2.5 Rotori affiancati e intersecanti

Nei rotori affiancati, o *side by side*, i due dischi sono posti ai lati della fusoliera. La configurazione permette di compensare la coppia e può essere vista come il punto di partenza concettuale dei convertiplani, nei quali i rotor possono inclinarsi e comportarsi da eliche propulsive in volo avanzato.

La configurazione intersecante usa due rotor inclinati i cui dischi si compenetrano. Le pale non si urtano perché il moto è sincronizzato meccanicamente. Il vantaggio è la compattezza rispetto a due rotor laterali separati; lo svantaggio è la necessità di una sincronizzazione assolutamente affidabile e di una trasmissione molto accurata.

2.6 NOTAR e sistemi senza rotore di coda

Il sistema NOTAR elimina il rotore di coda esterno. Una ventola interna immette aria nella trave di coda; parte del flusso viene espulsa attraverso fessure laterali, generando una forza aerodinamica, e parte attraverso un ugello orientabile che permette il controllo direzionale.

Il vantaggio principale è la sicurezza: non vi è un rotore di coda esposto. Si riducono inoltre alcune componenti di rumore. Lo svantaggio riguarda la complessità interna e l'efficienza complessiva, che dipende dalla qualità del sistema di espulsione e dalla condizione di volo.

2.7 Convertiplani e aeromobili V/STOL

L'elicottero appartiene alla famiglia più ampia degli aeromobili capaci di volo verticale o corto decollo e atterraggio. Un convertiplano a rotor orientabili decolla come un elicottero, con rotor ad asse quasi verticale, e vola in crociera come un aeroplano, con i rotor orientati in avanti e con la portanza affidata in larga misura all'ala fissa.

Il confronto con l'elicottero mette in evidenza un compromesso fondamentale: il rotore grande e a basso carico sul disco è efficiente in hovering, ma limita la velocità massima; il rotore o l'elica più piccoli sono più adatti alla crociera veloce, ma richiedono più potenza nel volo verticale.

In sintesi

La configurazione dell'elicottero è una risposta al problema della coppia e alle esigenze di missione. Un elicottero leggero privilegia semplicità e costo; un elicottero da trasporto privilegia volume e capacità di carico; un mezzo navale privilegia compattezza; un convertiplano privilegia la velocità di crociera.

3 Sistemi principali dell'elicottero

3.1 Il sistema rotore–trasmissione–motore

L'elicottero deve essere interpretato come un sistema integrato. Il motore produce potenza, la trasmissione la riduce e la distribuisce, il rotore la trasforma in trazione e in controllo. A differenza dell'aeroplano a elica, nel quale l'elica è prevalentemente un propulsore, il rotore principale è anche organo portante e di governo. Per questo motivo il sistema rotore–trasmissione–motore è il cuore dell'elicottero.

Nei piccoli elicotteri possono essere impiegati motori alternativi. Negli elicotteri moderni di taglia media e grande è prevalente il motore turboalbero, perché fornisce elevato rapporto potenza/peso, regolarità di

funzionamento e buona affidabilità. Il motore turboalbero produce potenza meccanica all'albero; la spinta del getto non è, in genere, il contributo propulsivo principale.

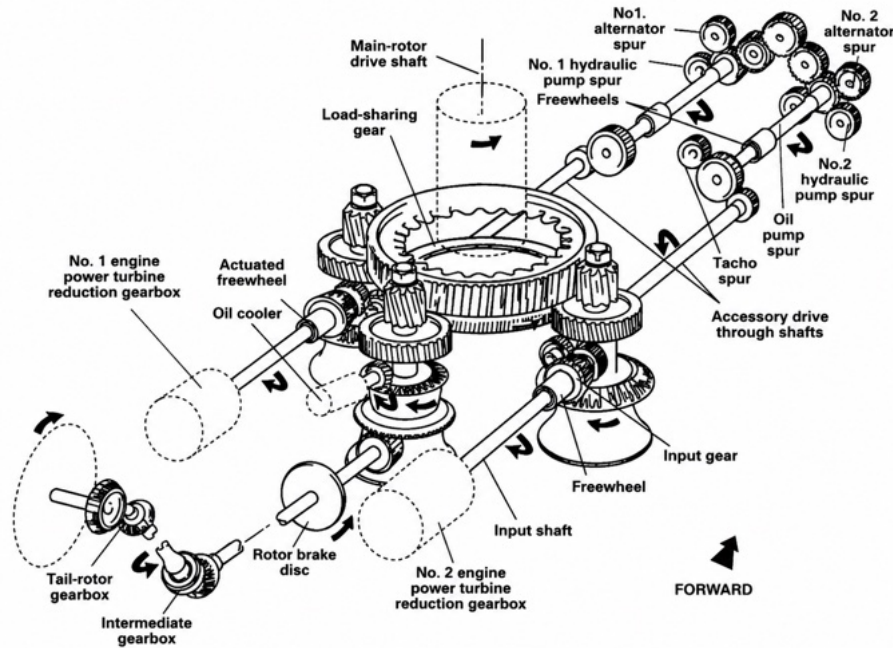


Figura 3. Schema funzionale del sistema rotore-trasmissione-motore.

3.2 Riduzione del numero di giri

I motori a turbina ruotano a regimi molto elevati, mentre il rotore principale deve ruotare a regimi relativamente bassi. Il motivo è aerodinamico: la velocità periferica di estremità

$$V_{tip} = \Omega R \quad (3)$$

deve rimanere sufficientemente lontana da condizioni transoniche troppo intense, soprattutto in volo avanzato, quando alla velocità tangenziale si somma una componente della velocità di traslazione sulla pala avanzante.

La trasmissione deve quindi ridurre i giri del motore e trasmettere coppie elevate. Questo rende la scatola di trasmissione principale uno degli organi più sollecitati e delicati dell'elicottero. Essa deve garantire affidabilità, lubrificazione, raffreddamento, resistenza a fatica e capacità di sostenere carichi variabili.

3.3 Rotore principale e rotore di coda

Il rotore principale riceve la maggior parte della potenza. In una configurazione tradizionale una quota non trascurabile viene assorbita dal rotore di coda: tale potenza non sostiene direttamente il peso, ma è necessaria per l'equilibrio direzionale. La quantità esatta dipende dalla coppia assorbita dal rotore principale, dal braccio della trave di coda, dal diametro del rotore anticoppia e dalle condizioni di volo.

Il rotore di coda è generalmente un'elica a passo variabile. Ha raggio molto minore del rotore principale e quindi deve ruotare a regime più elevato. Il suo progetto è condizionato da efficienza, rumore, sicurezza e risposta ai comandi di imbardata.

3.4 Fusoliera e trave di coda

La fusoliera contiene equipaggio, passeggeri, carichi, motori, trasmissione, serbatoi e impianti. Dal punto di vista aerodinamico la fusoliera di un elicottero non può essere ottimizzata come quella di un aeroplano veloce: l'elicottero vola a velocità più basse, deve garantire accessibilità, visibilità, volumi utili e predisposizioni operative. Tuttavia la resistenza della fusoliera è importante, perché nel volo avanzato contribuisce alla potenza parassita.

La trave di coda svolge due funzioni. Strutturalmente porta il rotore di coda e gli impennaggi; meccanicamente contiene spesso l'albero di trasmissione del rotore anticoppia; aerodinamicamente partecipa alla stabilità direzionale e può essere investita dal flusso del rotore principale.

3.5 Impianti e sistemi ausiliari

Un elicottero moderno include molti impianti: carburante, lubrificazione, idraulico, elettrico, avionico, antincendio, condizionamento, protezione ghiaccio, sistemi di navigazione e comunicazione, eventuali sistemi di missione. Una parte della potenza disponibile è assorbita da tali utenze ausiliarie. Nella valutazione delle prestazioni non basta quindi considerare la potenza aerodinamica del rotore: bisogna includere perdite meccaniche e potenze ausiliarie.

3.6 Sistemi di stabilizzazione e aumento del controllo

L'elicottero richiede un pilotaggio continuo. La dinamica del rotore, l'accoppiamento fra comandi e assetto, le variazioni di potenza e le perturbazioni esterne rendono necessario, soprattutto nelle macchine moderne, l'impiego di sistemi di stabilizzazione. I sistemi SCAS, cioè *Stability and Control Augmentation System*, non sostituiscono il pilota, ma migliorano la risposta, smorzano alcuni modi dinamici e rendono la macchina più precisa.

In sintesi

L'elicottero non è formato da organi indipendenti: motore, trasmissione, rotori, cellula, comandi e impianti sono accoppiati. Una variazione di passo richiede più potenza, modifica la coppia, richiede correzione di pedaliera e produce variazioni di assetto.

4 Coppia di reazione e sistemi anticoppia

4.1 Origine della coppia di reazione

Il motore trasmette potenza al rotore principale. Se la potenza all'albero è Π_R e la velocità angolare del rotore è Ω , la coppia assorbita dal rotore è

$$C_R = \frac{\Pi_R}{\Omega}. \quad (4)$$

La stessa coppia, con verso opposto, agisce sulla cellula. Questo è un effetto diretto del principio di azione e reazione: il motore fa ruotare il rotore in un verso, il rotore tende a far ruotare la fusoliera nel verso opposto.

Se la coppia non venisse equilibrata, l'elicottero sarebbe ingovernabile in imbardata. Il controllo della coppia è quindi una condizione necessaria per l'esistenza stessa del volo controllato in configurazione a rotore singolo.

4.2 Rotore di coda

Nel sistema tradizionale il rotore di coda è posto a distanza l_c dall'asse del rotore principale. Esso genera una trazione laterale T_c ; il momento anticoppia corrispondente vale

$$C_c = T_c l_c. \quad (5)$$

La condizione di equilibrio in imbardata, in prima approssimazione, è

$$T_c l_c = C_R = \frac{\Pi_R}{\Omega}, \quad (6)$$

da cui

$$T_c = \frac{\Pi_R}{\Omega l_c}. \quad (7)$$

La relazione mostra tre fatti importanti. Primo: maggiore è la potenza assorbita dal rotore principale, maggiore deve essere la spinta del rotore di coda. Secondo: a parità di potenza, una trave di coda più lunga riduce la spinta necessaria, perché aumenta il braccio. Terzo: il rotore di coda assorbe una parte della potenza disponibile, senza contribuire direttamente al sostentamento.

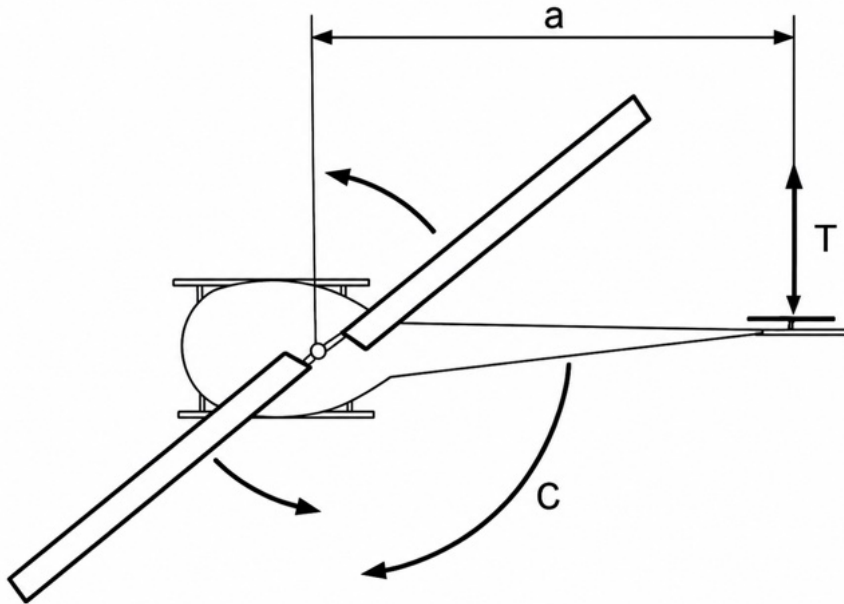


Figura 4. Equilibrio della coppia di reazione mediante rotore di coda.

4.3 Una forza non equilibra una coppia: l'equilibrio fine

L'analisi precedente, riferita al solo momento d'imbardata, nasconde un aspetto meccanico più sottile. La coppia di reazione è, appunto, una *coppia*: un sistema di forze a risultante nulla e momento non nullo. Il rotore di coda produce invece una *forza*. Dal punto di vista della statica, una forza isolata non può equilibrare una coppia: può fornire il momento richiesto rispetto all'asse del rotore, ma introduce una risultante laterale non equilibrata, che tenderebbe a far traslare l'elicottero di lato.

Per costruire un equilibrio corretto occorre dunque una seconda forza laterale, uguale e contraria a quella del rotore di coda, in modo che le due formino una vera coppia. Questa forza viene ottenuta inclinando leggermente l'asse del rotore principale, di un angolo molto piccolo, dell'ordine di un paio di gradi. La trazione del rotore, che è sempre perpendicolare al piano del disco, si scompone allora in:

- una componente verticale, che continua a equilibrare il peso W ;
- una componente laterale che, insieme alla spinta T_c del rotore di coda, costituisce la coppia che si oppone alla coppia di reazione.

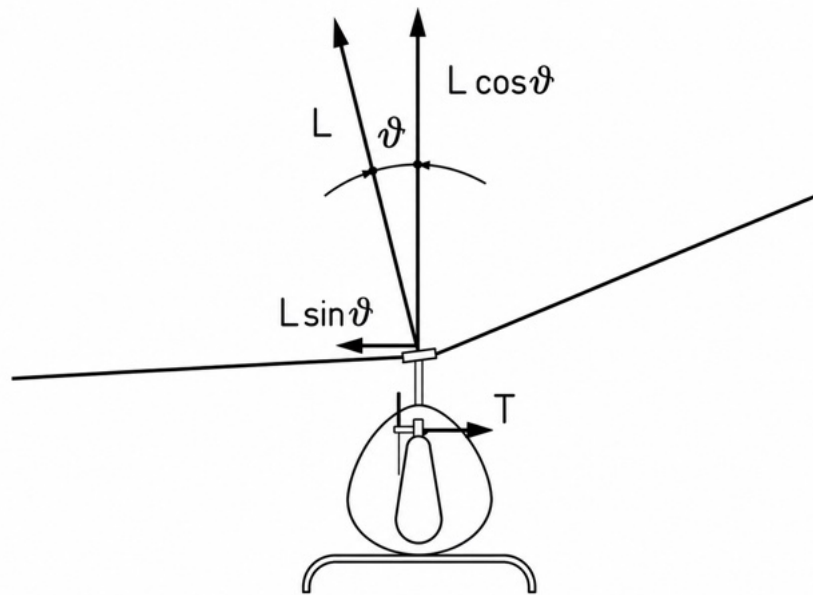


Figura 5. Equilibrio fine della coppia di reazione: inclinazione laterale del rotore principale, spinta del rotore di coda e coppia residua di rollio dovuta alla differenza di quota fra le due forze laterali.

4.4 La coppia residua di rollio e la posizione del rotore di coda

La soluzione appena descritta funziona bene nel piano orizzontale, ma introduce un effetto secondario nel piano verticale trasversale. La componente laterale della trazione è applicata all'altezza del mozzo del rotore principale; la spinta del rotore di coda è applicata, in generale, più in basso. Le due forze laterali, opposte in verso e separate da un braccio verticale, formano una seconda coppia, che tende a far ruotare l'elicottero attorno al proprio asse longitudinale.

L'elicottero non corre il rischio di rovesciarsi: raggiunta una piccola inclinazione laterale, il peso e la componente verticale della trazione non giacciono più sulla stessa retta d'azione e generano una coppia antagonista che arresta la rotazione. La macchina trova quindi un equilibrio, ma un equilibrio *leggermente inclinato*, tipico dell'hovering degli elicotteri a rotore singolo.

Per ridurre questo effetto, le due forze laterali dovrebbero essere complanari, cioè applicate alla stessa quota. Nella pratica non è necessario annullare completamente il braccio verticale: è sufficiente ridurlo. Per questo motivo, in molti elicotteri, il rotore di coda non è montato in asse con la trave di coda, ma è collocato più in alto, spesso alla sommità della deriva.

Il punto di vista delle costruzioni aeronautiche

L'innalzamento del rotore di coda ha un prezzo strutturale. L'albero di trasmissione deve compiere una deviazione verso l'alto, con un rinvio supplementare; la spinta applicata in sommità della deriva genera *flessione* sulla deriva stessa e *torsione* sulla trave di coda, sollecitazioni che non esisterebbero con il rotore in asse. Il progettista accetta questo aggravio perché il beneficio, cioè la riduzione della coppia residua di rollio e dell'assetto inclinato in hovering, è ritenuto più importante del costo strutturale. È un esempio istruttivo di compromesso progettuale: una scelta aerodinamica e di meccanica del volo si paga con uno schema di carichi più severo sulle strutture di coda.

4.5 Rotore di coda come elica a passo variabile

Il rotore di coda può essere interpretato come una piccola elica a passo variabile, collegata meccanicamente alla trasmissione principale. Poiché il regime del rotore principale viene mantenuto quasi costante, anche il rotore di coda lavora a giri sostanzialmente costanti. La variazione della spinta laterale avviene quindi variando il passo delle sue pale.

La pedaliera agisce proprio su questo meccanismo. Premendo un pedale si aumenta o diminuisce il passo del rotore di coda, generando una diversa spinta laterale. In questo modo il pilota governa la prua dell'elicottero e compensa le variazioni di coppia dovute ai cambiamenti di potenza e di passo collettivo.

Accoppiamento tra collettivo e pedaliera

Quando il pilota aumenta il collettivo, il rotore principale richiede più potenza e la coppia di reazione aumenta. Per mantenere la prua allineata occorre aumentare anche l'azione anticoppia. In pratica, collettivo e pedaliera non sono comandi indipendenti dal punto di vista dinamico: sono fortemente accoppiati.

4.6 Caratteristiche costruttive del rotore di coda

Il rotore di coda ha dimensioni molto inferiori rispetto al rotore principale. Per questo motivo le sue pale sono meno sollecitate a flappeggio e brandeggio, e non richiedono normalmente cerniere articolate analoghe a quelle del rotore principale. La sua funzione principale non è sostenere il peso, ma produrre un momento d'imbardata.

La posizione in coda lo rende però vulnerabile: è un organo rotante esterno, vicino al suolo durante alcune operazioni e sensibile a urti, detriti e interferenze aerodinamiche. Inoltre produce una componente di rumore significativa.

4.7 Sistemi NOTAR

Nel sistema NOTAR il rotore di coda viene eliminato. Una ventola interna produce un flusso d'aria che percorre la trave di coda e viene espulso lateralmente attraverso fessure e ugelli. La spinta laterale così generata permette di controllare l'imbardata e di equilibrare la coppia.

La logica fisica resta la stessa: occorre generare un momento opposto alla coppia del rotore principale. Cambia il modo in cui tale momento è prodotto. Invece di un'elica esterna, si usa un sistema di getti e di interazione aerodinamica con la trave di coda.

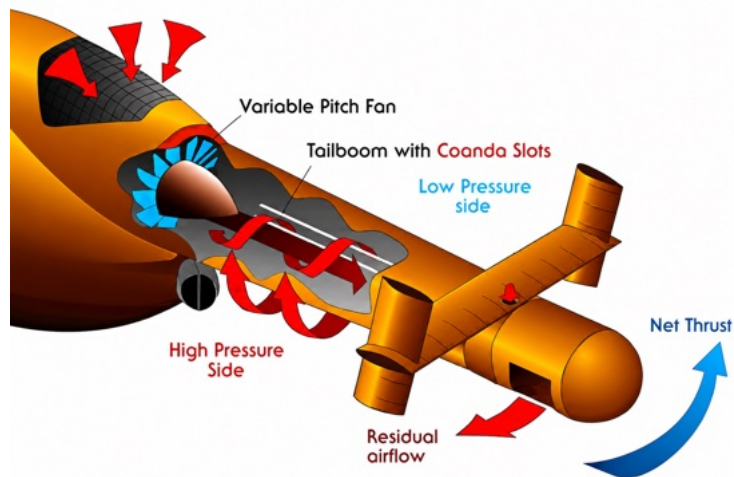


Figura 6. Schema di principio di un sistema NOTAR per il controllo dell'imbardata.

4.8 Rotori controrotanti come sistema anticoppia integrato

Le configurazioni con due rotor controrotanti risolvono il problema alla radice: le coppie dei due rotor hanno versi opposti e possono annullarsi. In questo caso non si ha un organo anticoppia separato, ma una compensazione interna al sistema portante. Il controllo dell'imbardata si ottiene variando opportunamente la coppia o il passo dei due rotor.

In sintesi

La coppia di reazione non è un effetto secondario, ma una conseguenza inevitabile della trasmissione della potenza. Ogni architettura di elicottero deve risolvere il problema: rotore di coda, NOTAR o rotor controrotanti sono risposte diverse alla stessa esigenza fisica.

5 Geometria e parametri del rotore

5.1 Disco attuatore e pala come ala rotante

Durante la rotazione, le estremità delle pale descrivono una circonferenza. La superficie circolare interna a tale circonferenza prende il nome di *disco del rotore*. Il disco non è una superficie materiale, ma una superficie ideale attraverso la quale il rotore scambia quantità di moto con l'aria.

La pala, invece, è una vera superficie portante. Ha profilo aerodinamico, corda, svergolamento, spessore, struttura interna e collegamento al mozzo. È utile pensarla come un'ala di elevato allungamento che, invece di avanzare in linea retta, percorre una traiettoria circolare.

5.2 Raggio, area e solidità

Il raggio del rotore è indicato con R , mentre l'area del disco vale

$$A = \pi R^2. \quad (8)$$

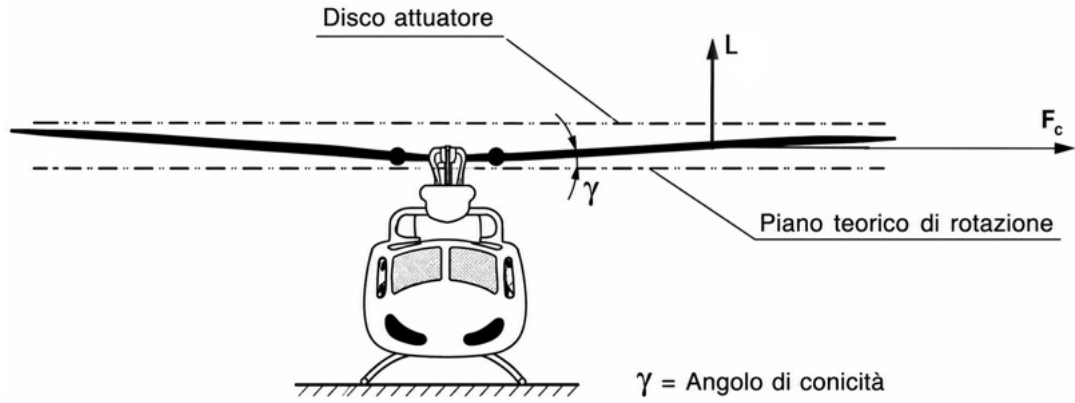


Figura 7. Geometria del rotore: raggio, corda, disco, mozzo, asse di rotazione e piano teorico di rotazione.

Se il rotore ha N_b pale di corda costante c , la solidità del rotore è definita, in forma semplice, come

$$\sigma = \frac{N_b c R}{\pi R^2} = \frac{N_b c}{\pi R}. \quad (9)$$

La solidità misura quanta superficie di pala è disponibile rispetto all'area del disco. Aumentare la solidità permette, a parità di carico, di ridurre il carico aerodinamico medio per unità di pala; tuttavia aumenta resistenza di profilo, peso, complessità del mozzo e costo.

5.3 Numero di pale

Il numero di pale può variare da due a valori più elevati. Un rotore bipala è semplice e leggero, ma può presentare maggiori problemi vibratori e carichi ciclici più marcati. Rotori con più pale distribuiscono meglio il carico, riducono alcune vibrazioni e permettono diametri più contenuti, ma richiedono mozzi più complessi.

Il numero di pale influenza anche il rumore e l'interazione pala-vortice. Ogni pala lascia una scia vorticoso; le pale successive possono attraversarla, generando carichi impulsivi, vibrazioni e rumore. Il progetto del rotore deve quindi tenere insieme prestazione, resistenza strutturale, comfort, manutenzione e firma acustica.

5.4 La portanza della pala come integrale lungo il raggio

Per l'ala fissa dell'aeroplano la portanza si scrive nella forma consueta

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L, \quad (10)$$

dove ogni sezione dell'ala è investita, in prima approssimazione, dalla stessa velocità V . Sulla pala dell'elicottero questa ipotesi cade: la velocità relativa è una velocità di rotazione e cresce con il raggio,

$$U_T(r) = \Omega r. \quad (11)$$

Non si può quindi applicare la formula globale: bisogna ragionare per strisce elementari. Una striscia di pala posta al raggio r , di corda c e larghezza dr , ha superficie $c dr$ e produce la portanza elementare

$$dL = \frac{1}{2} \rho c C_L (\Omega r)^2 dr. \quad (12)$$

Se, per semplicità didattica, si assumono c e C_L costanti lungo il raggio, i termini finiti escono dal segno di integrale e la portanza di una pala si ottiene sommando i contributi elementari dalla radice all'estremità:

$$L_{pala} = \frac{1}{2} \rho c C_L \Omega^2 \int_0^R r^2 dr = \frac{1}{2} \rho c C_L \Omega^2 \frac{R^3}{3}. \quad (13)$$

Per un rotore con N_b pale si ha infine

$$T_R \simeq N_b \frac{\rho c C_L \Omega^2 R^3}{6}. \quad (14)$$

La struttura della formula è analoga a quella dell'ala fissa, ma il ruolo di V^2 è preso da $\Omega^2 R^3/3$: la portanza del rotore dipende dal cubo del raggio e dal quadrato della velocità angolare. La (14) coincide con il risultato della teoria dell'elemento di pala che verrà ripresa nel capitolo sull'hovering.

5.5 Costruzione grafica della distribuzione di portanza

La derivazione integrale si presta a una lettura grafica che rende evidente il problema pratico dello svergolamento. Si divida idealmente la pala in tante strisce di larghezza dr e si rappresenti, per ciascuna, il vettore portanza dL applicato nel punto medio. Poiché dL cresce con r^2 , i vettori sono piccoli verso la radice e crescono rapidamente verso l'estremità: la curva che ne unisce gli apici, cioè la distribuzione di portanza in apertura, ha andamento marcatamente crescente, con la maggior parte del carico concentrata nella zona periferica.

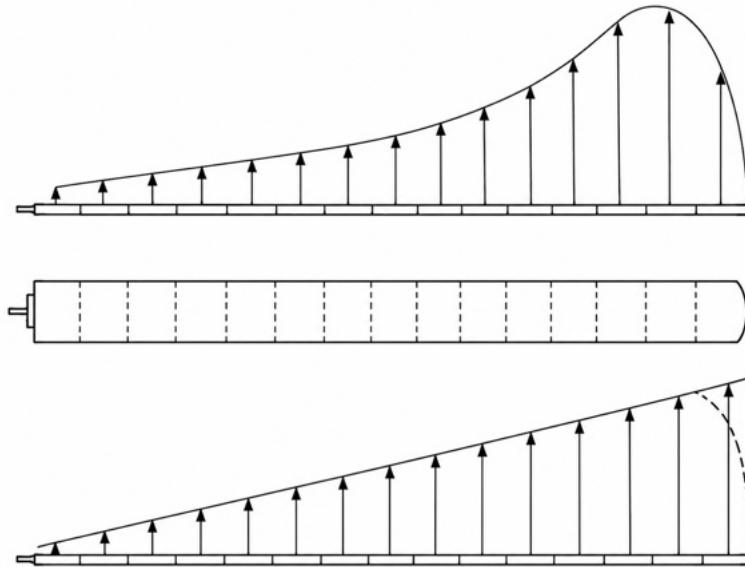


Figura 8. Distribuzione di portanza in apertura ottenuta sommando i contributi delle singole strisce di pala: pala scomposta in strisce, distribuzione reale crescente come r^2 e distribuzione lineare desiderata.

Una distribuzione così sbilanciata è indesiderabile, per le ragioni strutturali e di sicurezza esaminate nel seguito. La distribuzione che si vorrebbe ottenere è invece *lineare*, cioè crescente in proporzione diretta al raggio: essa concentra meno carico all'estremità, sposta la risultante verso l'interno e riduce sia il momento flettente alla radice sia gli effetti dei vortici di estremità. Il passaggio dalla distribuzione naturale, parabolica, a quella desiderata, lineare, è precisamente ciò che si ottiene modellando la geometria della pala lungo il raggio.

5.6 Svergolamento della pala

L'integrando $r^2 dr$ della derivazione precedente contiene un'informazione importante: su una pala non svergolata il carico aerodinamico cresce con il quadrato del raggio. La distribuzione di portanza sarebbe quasi nulla alla radice e massima all'estremità, con due conseguenze gravi, entrambe di natura costruttiva e di sicurezza.

La prima riguarda il momento flettente alla radice. La risultante della portanza di una distribuzione crescente come r^2 è applicata molto verso l'estremità della pala; poiché il momento è dato dalla forza per il braccio, alla radice nascerebbe un momento flettente molto elevato. Per sopportarlo, la pala dovrebbe essere sovradimensionata e quindi pesante, in contrasto con i canoni delle costruzioni aeronautiche, che impongono di ottenere la resistenza necessaria con il minimo peso.

La seconda riguarda la sensibilità alle perturbazioni. Se il massimo contributo di portanza è concentrato all'estremità, una perturbazione locale che comprometta anche solo momentaneamente il funzionamento della zona periferica, per esempio una raffica o un principio di distacco della vena fluida, sottrae d'un colpo una frazione rilevante del carico totale. Il rotore risulterebbe squilibrato e la condotta del volo compromessa.

Il rimedio è lo *svergolamento geometrico*: la pala viene costruita con un angolo di passo elevato alla radice e progressivamente ridotto verso l'estremità. Poiché la portanza locale dipende dal prodotto $C_L U_T^2$, dove la velocità cresce si riduce il coefficiente di portanza riducendo l'incidenza; la distribuzione del carico risulta molto più regolare lungo il raggio. La risultante si sposta verso l'interno, il momento flettente alla radice diminuisce sensibilmente e un'eventuale perdita di portanza all'estremità sottrae soltanto una piccola parte del carico complessivo.

Nota

Lo svergolamento della pala è un esempio di soluzione in cui aerodinamica e strutture convergono: la stessa modifica geometrica che rende più efficiente la distribuzione del carico riduce anche le sollecitazioni alla radice e migliora la sicurezza rispetto alle perturbazioni locali.

5.7 Svergolamento e rastremazione combinati

Lo svergolamento non è l'unico strumento geometrico a disposizione. Un secondo intervento agisce sulla *corda*: rastremando la pala, cioè riducendone la corda verso l'estremità, si diminuisce la superficie $c dr$ delle strisce periferiche e quindi il loro contributo di portanza, proprio dove la velocità Ωr tenderebbe a farlo esplodere. Svergolamento e rastremazione agiscono su fattori diversi della portanza elementare, $dL = \frac{1}{2} \rho c C_L (\Omega r)^2 dr$: il primo sul coefficiente C_L attraverso l'incidenza, la seconda sulla corda c .

Combinando opportunamente i due effetti si può fare in modo che la distribuzione di portanza sia lineare, cioè funzione lineare del raggio, su quasi tutta l'apertura. L'estremità della pala rimane esclusa da questa regolarità, perché lì la portanza cade bruscamente per effetto dei vortici di estremità, analoghi a quelli che si formano alle estremità di un'ala fissa. La distribuzione lineare è un compromesso: non è quella che minimizza

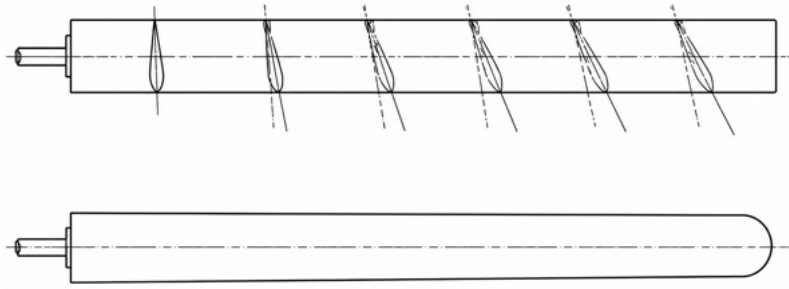


Figura 9. Pala con svergolamento e rastremazione: variazione dell'incidenza sezione per sezione (svergolamento) e riduzione della corda verso l'estremità (rastremazione).

in assoluto la potenza indotta, ma è quella che concilia efficienza aerodinamica, contenimento del momento flettente alla radice e semplicità costruttiva.

5.8 Profili aerodinamici e momento di beccheggio

Le pale di molti rotori impiegano profili simmetrici o quasi simmetrici. La ragione non è soltanto aerodinamica, ma anche aeroelastica. Un profilo con momento aerodinamico elevato intorno al centro aerodinamico tenderebbe a torcere la pala, aumentando i carichi sul sistema di comando e introducendo accoppiamenti indesiderati.

Una pala lunga e snella ha rigidezza torsionale limitata. La forza centrifuga contribuisce a irrigidirla flessionalmente, ma non elimina i problemi torsionali. Per questo motivo il progetto del profilo, della struttura interna e del posizionamento dell'asse elastico è essenziale.

5.9 Velocità di estremità e numero di Mach

Il regime di rotazione del rotore è scelto in modo da evitare, per quanto possibile, condizioni eccessivamente severe all'estremità della pala. In hovering la velocità di estremità è

$$V_{tip} = \Omega R. \quad (15)$$

In volo avanzato, sulla pala avanzante, si può raggiungere una velocità approssimativamente pari a

$$V_{tip,adv} \simeq \Omega R + V, \quad (16)$$

dove V è la velocità di traslazione. Il corrispondente numero di Mach è

$$M_{tip,adv} = \frac{\Omega R + V}{a}, \quad (17)$$

con a velocità del suono. Questo limite condiziona fortemente la velocità massima dell'elicottero, perché l'insorgere di effetti di compressibilità sulla pala avanzante produce aumento di resistenza, rumore e vibrazioni.

Il vincolo di compressibilità permette anche di stimare il regime di rotazione massimo ammissibile per un rotore assegnato. Imponendo che la velocità totale all'estremità della pala avanzante non superi una frazione

prefissata k della velocità del suono,

$$\Omega R + V \leq k a, \quad (18)$$

e ricordando che $\Omega = 2\pi n$, con n numero di giri nell'unità di tempo, si ottiene

$$n \leq \frac{k a - V}{2\pi R}. \quad (19)$$

Regime massimo di un rotore leggero (dati rappresentativi)

Si consideri un elicottero leggero con pala di raggio $R = 5$ m, per il quale il costruttore impone che la velocità d'estremità della pala avanzante non superi il 78% della velocità del suono. Assumendo, come valori rappresentativi, $a \simeq 341$ m/s e una velocità massima di traslazione $V = 120$ km/h $\simeq 33,3$ m/s, dalla (19) si ricava

$$n \leq \frac{0,78 \cdot 341 - 33,3}{2\pi \cdot 5} \simeq 7,4 \text{ giri al secondo,}$$

cioè circa 444 giri al minuto. Il rotore non può girare più velocemente, per non incorrere negli effetti di compressibilità all'estremità della pala avanzante; ma non conviene neppure farlo girare molto più lentamente, perché la pala retrocedente ha bisogno di una velocità relativa sufficiente per sostenere. Il rotore lavora dunque a regime pressoché costante, un vincolo che condiziona l'intera logica dei comandi dell'elicottero.

5.10 Forza centrifuga e conicità

Le pale sono soggette a grandi forze centrifughe. Tale forza tende a mantenere le pale tese nel piano di rotazione e agisce come una sorta di irrigidimento. La portanza, invece, tende a sollevare le pale; l'equilibrio fra momento aerodinamico e azione centrifuga porta alla formazione di un angolo di conicità.

L'angolo di conicità è generalmente piccolo ma importante. Esso modifica la direzione della risultante del rotore, cambia i carichi sul mozzo e partecipa alla dinamica di flappeggio. Se il carico aumenta, aumenta la tendenza delle pale a conare verso l'alto.

In sintesi

Il rotore è governato da pochi parametri geometrici fondamentali: raggio, area del disco, numero di pale, corda, solidità, svergolamento e velocità di estremità. Ogni parametro ha un effetto contemporaneamente aerodinamico, strutturale e dinamico.

6 Mozzo, pale e movimenti fondamentali

6.1 Perché la pala deve muoversi rispetto al mozzo

La pala di un elicottero non è rigidamente bloccata come la pala di una comune elica. Durante un giro completo essa incontra velocità relative diverse, angoli d'attacco variabili, carichi periodici e perturbazioni di scia. Se fosse completamente impedita nei suoi movimenti, trasmetterebbe al mozzo carichi enormi e renderebbe difficoltoso il controllo.

Per questo motivo la pala può compiere, in modo reale o elastico, tre movimenti fondamentali:

- variazione del passo, cioè rotazione intorno all'asse longitudinale della pala;

- flappeggio, cioè oscillazione fuori dal piano di rotazione;
- ritardo o brandeggio, cioè oscillazione nel piano di rotazione.

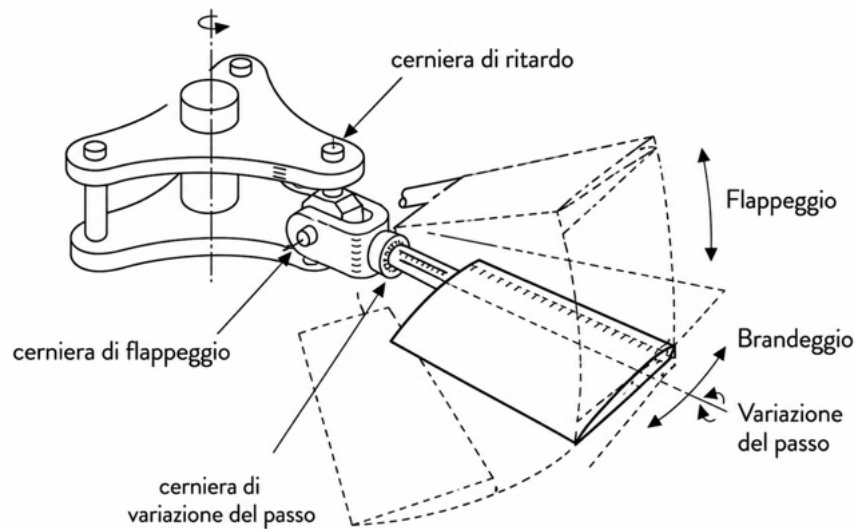


Figura 10. Movimenti fondamentali della pala: passo, flappeggio e ritardo.

Questi tre movimenti non sono sempre tutti consentiti allo stesso modo. Nel tipo di rotore più semplice, detto *rotore rigido*, le pale sono montate sul mozzo in modo da poter ruotare soltanto intorno al proprio asse longitudinale, per permettere la variazione dell'incidenza; questa rotazione realizza il passo collettivo, quando è uguale per tutte le pale, e il passo ciclico, quando varia con l'azimut. Il mozzo del rotore è rigidamente collegato all'albero, e i soli due moti permessi sono dunque la rotazione dell'intero rotore attorno al proprio asse, l'asse z dell'albero, e la variazione di passo di ciascuna pala attorno al proprio asse, che in figura corrisponde a un asse trasversale y solidale alla pala.

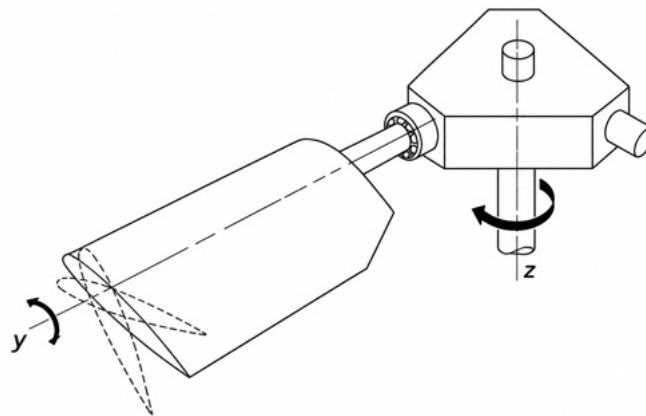


Figura 11. Rotore rigido: la pala è collegata al mozzo in modo da poter solo variare l'incidenza (rotazione attorno all'asse longitudinale y della pala); il mozzo ruota con l'albero attorno all'asse z .

Il rotore rigido, tuttavia, non risolve i problemi della dissimmetria di portanza e dei carichi periodici, che scarica interamente sul mozzo e sulle pale sotto forma di momenti flettenti alla radice. Per questo, sui rotori

destinati a volare in traslazione, si introducono i gradi di libertà aggiuntivi di flappeggio e ritardo, ottenuti mediante cerniere reali, nei rotori articolati, o mediante flessibilità strutturale controllata, nei rotori hingeless e bearingless. I paragrafi seguenti esaminano ciascuno di questi movimenti e le architetture di mozzo che li realizzano.

6.2 Variazione del passo

La variazione del passo modifica l'angolo geometrico con cui il profilo di pala incontra la corrente relativa. Indicando con θ l'angolo di passo e con ϕ l'angolo di inflow, l'angolo d'attacco locale può essere approssimato da

$$\alpha \simeq \theta - \phi. \quad (20)$$

Aumentando il passo aumenta, entro i limiti di stallo, la portanza locale; aumenta però anche la resistenza e quindi la coppia richiesta al motore.

Il passo può essere variato in modo collettivo, uguale per tutte le pale e per tutti gli azimut, o in modo ciclico, cioè variabile durante il giro. La legge elementare del passo può essere scritta come

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi, \quad (21)$$

dove θ_0 è il collettivo, ψ è l'azimut della pala e θ_{1c} , θ_{1s} sono le componenti cicliche.

6.3 Flappeggio

Il flappeggio è il moto della pala verso l'alto e verso il basso rispetto al piano di rotazione. Esso nasce come risposta naturale alla dissimmetria di portanza. In volo avanzato la pala avanzante tende a generare più portanza e quindi a flappare verso l'alto; la pala retrocedente tende a generare meno portanza e quindi a scendere. Il flappeggio riduce l'angolo d'attacco dove la portanza sarebbe eccessiva e lo aumenta dove la portanza sarebbe insufficiente.

L'origine storica della cerniera di flappeggio

La cerniera di flappeggio nasce prima dell'elicottero, sull'*autogiro* sviluppato negli anni Venti dall'ingegnere spagnolo Juan de la Cierva. L'autogiro non è un elicottero: la traslazione è affidata a un'elica tradizionale e il rotore, non motorizzato, gira in autorotazione fungendo da ala rotante. Anche sull'autogiro, però, in volo traslato la pala avanzante somma la velocità di avanzamento a quella di rotazione, mentre la retrocedente la sottrae: la dissimmetria di portanza tenderebbe a far rotolare la macchina attorno all'asse longitudinale, come accadrebbe a un aeroplano le cui semiali fossero investite da correnti di velocità diversa. De la Cierva risolse il problema svincolando le pale dal mozzo mediante una cerniera: la pala avanzante, più caricata, è libera di salire, e salendo riduce la propria incidenza effettiva; la retrocedente scende e la aumenta. La portanza si riequilibra da sola, mentre la forza centrifuga mantiene tese le pale. Questa soluzione, tuttora valida, è il cuore del rotore articolato.

Nel modello elementare di pala articolata con cerniera di flappeggio, l'equazione del moto può essere rappresentata in forma semplificata come

$$I_{\beta} \ddot{\beta} + K_{\beta} \dot{\beta} = M_{\beta}, \quad (22)$$

dove β è l'angolo di flappeggio, I_β è il momento d'inerzia rispetto alla cerniera, K_β è una rigidezza equivalente e M_β è il momento aerodinamico. Nei rotori articolati puri K_β è legato soprattutto agli effetti centrifughi e all'eventuale eccentricità della cerniera; nei rotori hingeless e bearingless una parte della rigidezza è strutturale.

6.4 Ritardo o brandeggio

Il ritardo, detto anche brandeggio o *lead-lag*, è il moto della pala nel piano di rotazione. Esso è dovuto alle variazioni di velocità angolare locale e agli accoppiamenti inerziali con il flappeggio. Quando una pala flappa verso l'alto, il suo baricentro si avvicina all'asse di rotazione; per conservazione del momento angolare tende ad avanzare nel piano. Quando flappa verso il basso, tende a ritardare.

Il moto di ritardo è importante perché può generare vibrazioni nel piano del rotore e, se non adeguatamente smorzato, fenomeni pericolosi come la risonanza al suolo. Per questo nei rotori articolati sono presenti smorzatori di ritardo.

6.5 Rotori articolati

Un rotore articolato consente alle pale di flappare mediante una cerniera di flappeggio, di muoversi nel piano mediante una cerniera di ritardo e di variare passo mediante una cerniera o un cuscinetto di passo. È una soluzione che riduce i carichi trasmessi al mozzo e permette alla pala di adattarsi aerodinamicamente durante il giro.

La posizione delle cerniere è fondamentale. Se la cerniera di flappeggio è posta a una distanza e dall'asse del rotore, si parla di offset. L'offset aumenta la capacità del rotore di trasmettere momenti alla fusoliera e modifica la risposta dinamica. Un offset maggiore dà una risposta più pronta ma aumenta i carichi sul mozzo.

6.6 Rotori semirigidi e teetering

Il rotore semirigido bipala, o *teetering*, permette alle due pale di oscillare come un bilanciere intorno a una cerniera comune. Se una pala sale, l'altra scende. La soluzione è semplice e leggera, ma richiede attenzione: in particolari condizioni di basso fattore di carico o manovra brusca possono comparire problemi di contatto o eccessiva escursione del sistema.

6.7 Rotori hingeless e bearingless

Nei rotori hingeless le cerniere meccaniche tradizionali sono eliminate o fortemente ridotte: i movimenti necessari sono ottenuti attraverso la flessibilità controllata degli elementi strutturali. Nei rotori bearingless anche i cuscinetti di passo possono essere sostituiti da elementi elastici e materiali compositi.

Queste soluzioni riducono parti meccaniche, manutenzione e giochi, ma richiedono una progettazione aeroelastica accurata. La pala e il mozzo diventano un sistema flessibile integrato: non si può più separare nettamente cinematica, struttura e aerodinamica.

In sintesi

La pala dell'elicottero deve poter cambiare passo, flappare e muoversi nel piano. Questi movimenti non sono difetti costruttivi, ma strumenti necessari per ridurre i carichi, compensare l'asimmetria del volo traslato e rendere controllabile il rotore.

7 Sistema di controllo e comandi di volo

7.1 Controllare un elicottero significa orientare la risultante del rotore

Il controllo dell'elicottero si basa su un'idea semplice: se la risultante del rotore è verticale, la macchina tende a sostenersi; se la risultante è inclinata, essa possiede una componente orizzontale che accelera l'elicottero. Il pilota non orienta direttamente una forza, ma modifica il passo delle pale in modo che il disco rotore assuma l'orientamento e la trazione necessari.

I tre comandi fondamentali sono:

- il *collettivo*, che varia simultaneamente il passo di tutte le pale;
- il *ciclico*, che varia il passo in funzione dell'azimut della pala;
- la *pedaliera*, che controlla il momento d'imbardata mediante il rotore di coda o il sistema anticoppia.

7.2 Comandi e strumenti di cabina

Prima di analizzare i singoli comandi conviene inquadrarli nel contesto della cabina di pilotaggio. Accanto ai tre comandi primari, il pilota dispone di una serie di comandi secondari e di strumenti che ne assistono l'azione. Se ne può dare un quadro d'insieme raggruppandoli per funzione.

I *comandi di volo e di potenza* comprendono la barra del passo ciclico, la leva del passo collettivo, la manopola di comando della potenza motore, solidale alla leva del collettivo, e la pedaliera per il comando direzionale. A questi si aggiungono comandi ausiliari come la leva di controllo del carrello di atterraggio, ove retrattile.

Gli *strumenti di volo* informano il pilota sullo stato del moto: l'altimetro, indicatore di quota; l'anemometro, indicatore di velocità; il variometro, indicatore di velocità verticale; gli indicatori di assetto longitudinale e trasversale; l'indicatore di posizione di trim sui tre assi; e gli strumenti di navigazione come il VOR.

Gli *strumenti di controllo dei sistemi* sorvegliano la salute della macchina. Il tachimetro indica il numero di giri, grandezza critica che, come si è visto, deve restare costante. Un nutrito gruppo di indicatori riporta le temperature e le pressioni dell'olio motore e dell'olio della trasmissione, la temperatura del motore, la potenza trasmessa al rotore, la pressione dei comandi idraulici, il livello e la pressione del combustibile. Completano il quadro il controllo dell'antighiaccio motore e l'orologio di bordo.

La centralità del tachimetro

Fra tutti gli strumenti elencati, il tachimetro del rotore occupa una posizione particolare. L'elicottero deve volare a numero di giri del rotore costante, entro la finestra ristretta imposta dai limiti di compressibilità e di stallo studiati in precedenza. L'indice del tachimetro che si scosta dal valore nominale segnala che l'equilibrio fra potenza erogata e coppia assorbita si è rotto, e richiede un intervento immediato sul collettivo o sulla potenza. Non è quindi uno strumento di semplice monitoraggio, ma il riscontro visivo diretto della condizione fondamentale di funzionamento dell'ala rotante.

7.3 Il piatto oscillante

Il piatto oscillante è il dispositivo meccanico che trasferisce i comandi dalla parte fissa alla parte rotante. È costituito, in forma schematica, da un piatto fisso e da un piatto rotante collegati mediante cuscinetti. Il piatto rotante segue il moto del rotore e comanda le aste di passo delle pale.

Se il piatto viene traslato verticalmente, tutte le aste di comando si spostano nello stesso modo: si ottiene una variazione collettiva del passo. Se il piatto viene inclinato, ogni pala riceve una variazione di passo diversa a seconda della posizione azimutale: si ottiene il comando ciclico.

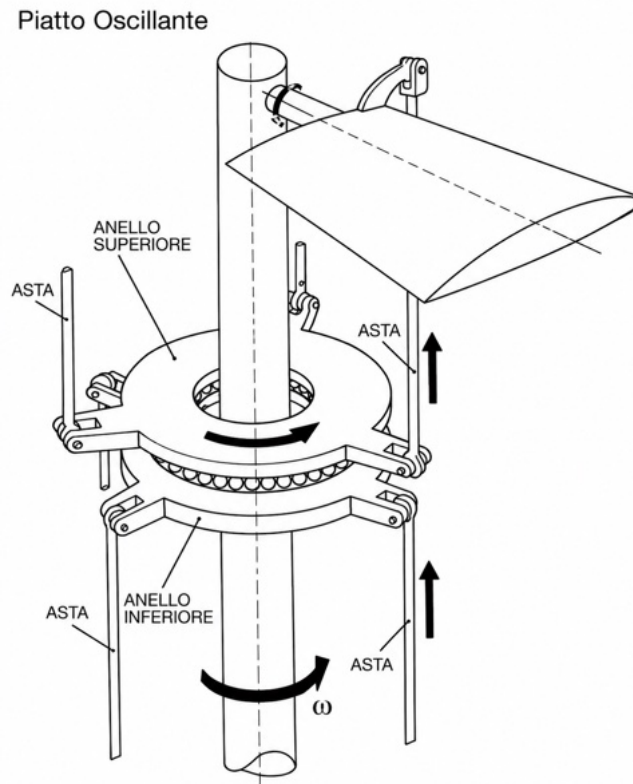


Figura 12. Schema del piatto oscillante: piatto fisso, piatto rotante, aste di comando e variazione del passo.

7.4 Passo collettivo

Il comando collettivo aumenta o diminuisce l'angolo di passo medio θ_0 in (21). Aumentando il collettivo cresce la trazione del rotore; contemporaneamente cresce la resistenza aerodinamica delle pale e quindi la coppia richiesta al motore. Per questo un aumento di collettivo richiede normalmente più potenza e una correzione di pedaliera.

Meccanicamente, la variazione dell'incidenza di ciascuna pala si ottiene facendo ruotare la pala stessa intorno al proprio asse longitudinale, tramite un sistema di leveraggi che parte dalla leva del passo collettivo, posta di norma a sinistra del pilota. Tirando la leva verso l'alto, il piatto oscillante trasla parallelamente a sé stesso e solleva simultaneamente le aste che comandano tutte le pale: l'incidenza aumenta collettivamente, cioè nella stessa misura per ogni pala e per ogni azimut. Abbassando la leva, il piatto scende e l'incidenza si riduce collettivamente. È da questa simultaneità che il comando prende il nome.

7.4.1 Il collettivo come comando della quota in volo verticale

Il ruolo del collettivo si comprende meglio esaminando la transizione fra volo stazionario e volo verticale. Si indichi con L la portanza totale del rotore e con W il peso dell'elicottero. In hovering le due forze si equilibrano, $L = W$; per salire in verticale occorre $L > W$, per scendere $L < W$.

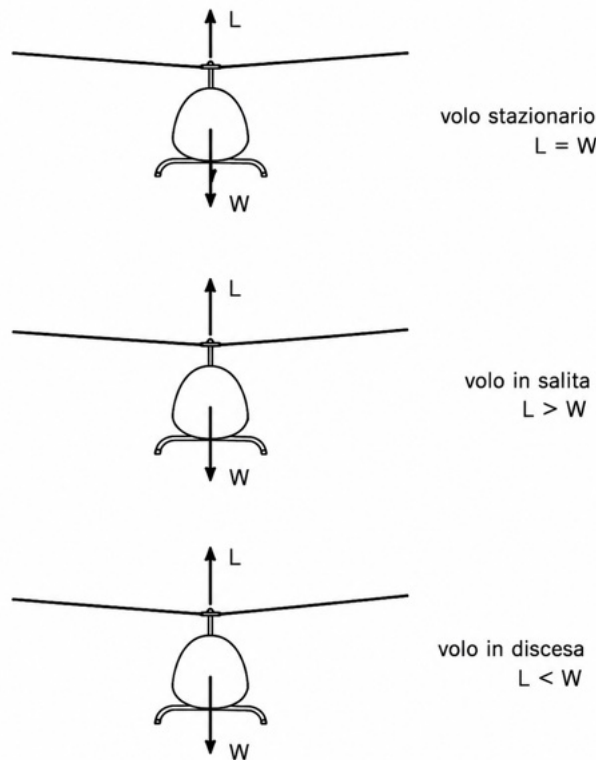


Figura 13. Bilancio verticale nei tre casi del volo assiale: volo stazionario ($L = W$), volo in salita ($L > W$) e volo in discesa ($L < W$).

Poiché la portanza dipende dall'incidenza, per aumentarla è sufficiente aumentare l'incidenza di tutte le pale, cioè agire sul passo collettivo. Esiste in linea di principio una seconda via: agire sulla velocità con cui ogni sezione di pala si muove nell'aria, cioè sulla velocità periferica $U_T = \Omega r$, aumentando la velocità angolare Ω e quindi il regime del rotore. In pratica, però, questa seconda via è preclusa. Il rotore lavora già al regime massimo consentito dal limite di compressibilità d'estremità, come mostrato nell'esempio del capitolo precedente: aumentare i giri porterebbe le sezioni periferiche della pala a velocità prossime a quella del suono, con la caduta delle ipotesi dell'aerodinamica incompressibile su cui si fonda il funzionamento del rotore. La quota si governa quindi variando il passo, non il regime; e ciò che vale per la salita vale, in senso opposto, per la discesa, ottenuta riducendo il collettivo.

I due contributi alla portanza della pala

La portanza elementare di una striscia di pala, $dL = \frac{1}{2} \rho c C_L (\Omega r)^2 dr$, dipende dal prodotto di due fattori manovrabili: il coefficiente C_L , governato dall'incidenza e quindi dal passo, e la velocità periferica Ωr , governata dal regime. In teoria il pilota potrebbe aumentare la portanza agendo sull'uno o sull'altro. Il vincolo di compressibilità blocca la leva del regime, e lascia al passo collettivo l'intero compito di regolare la trazione. È la ragione fisica per cui l'elicottero è una macchina a giri costanti e a passo variabile, all'opposto di un'elica a passo fisso e giri variabili.

In hovering, dunque, il collettivo è il comando principale della quota: aumentandolo l'elicottero tende a salire, diminuendolo tende a scendere. In autorotazione, invece, l'abbassamento rapido del collettivo è essenziale per ridurre la coppia resistente del rotore e conservare il regime di rotazione.

7.5 Collettivo, potenza e regime costante

L'aumento del passo collettivo fa crescere, insieme al coefficiente di portanza, anche il coefficiente di resistenza delle pale: la coppia assorbita aumenta e il rotore, a potenza costante, tenderebbe a perdere giri. Simmetricamente, riducendo il passo il rotore tenderebbe ad accelerare. Poiché il rotore deve funzionare a regime pressoché costante, il comando del passo collettivo è *correlato* al comando del motore: nei sistemi attuali, dispositivi automatici, un tempo meccanici e oggi elettronici, aumentano l'erogazione di potenza quando la leva del collettivo viene alzata e la riducono quando viene abbassata. Sulla leva stessa è inoltre presente una manopola girevole, simile a quella di una motocicletta, con la quale il pilota può perfezionare manualmente l'erogazione quando necessario.

Piccole variazioni di coppia resistente nascono anche dalle manovre: a seconda del verso di rotazione del rotore, una virata può assecondare o contrastare leggermente la rotazione, con tendenza all'aumento o alla diminuzione dei giri, che il sistema di regolazione compensa.

Perché il regime deve restare costante

Il regime del rotore è compreso fra due limiti fisici: verso l'alto, la compressibilità all'estremità della pala avanzante; verso il basso, la necessità che la pala retrocedente conservi una velocità relativa sufficiente a sostenere e che il rotore mantenga una riserva di energia cinetica adeguata, preziosa in caso di autorotazione. Lo strumento che indica i giri di motore e rotore deve quindi rimanere stabilmente sul regime nominale: un indice che sale o scende segnala una condizione da correggere immediatamente.

7.6 Il rotore come giroscopio: rigidità e precessione

Per comprendere il comando ciclico occorre una premessa: il rotore, grande massa in rapida rotazione, si comporta come un giroscopio, e dei giroscopi possiede le due proprietà caratteristiche, la rigidità dell'asse e la precessione. Entrambe discendono da un'unica legge della meccanica, il teorema del momento angolare, che conviene richiamare in forma quantitativa.

La grandezza fondamentale è il *momento della quantità di moto*, o momento angolare, del rotore rispetto al proprio asse di rotazione. Per un corpo rigido che ruota con velocità angolare Ω attorno a un asse di simmetria esso vale

$$H = I_r \Omega, \quad (23)$$

dove I_r è il momento d'inerzia del rotore rispetto all'asse. Il vettore H è diretto lungo l'asse di rotazione, con verso dato dalla regola della mano destra. Si adotta qui il simbolo H , consueto nella dinamica del volo, per evitare ogni confusione con la portanza L ; analogamente, il momento d'inerzia è indicato con I_r per distinguerlo da I_β , momento d'inerzia della singola pala rispetto alla cerniera di flappeggio.

Il momento d'inerzia del rotore si stima facilmente. Schematizzando ciascuna pala come un'asta omogenea di massa m_p e lunghezza R incernierata all'asse, il contributo di una pala è

$$I_{pala} = \int_0^R r^2 \frac{m_p}{R} dr = \frac{m_p R^2}{3}, \quad (24)$$

e per un rotore di N_b pale, trascurando il mozzo,

$$I_r \simeq N_b \frac{m_p R^2}{3}. \quad (25)$$

Si noti che compare lo stesso integrale $\int_0^R r^2 dr = R^3/3$ già incontrato nel calcolo della portanza della pala: non è una coincidenza, perché in entrambi i casi si sommano contributi elementari che crescono con il quadrato della distanza dall'asse. La (25) mostra che il momento d'inerzia cresce con il quadrato del raggio: le pale lunghe dell'elicottero, pur relativamente leggere, conferiscono al rotore un momento angolare $I_r\Omega$ molto elevato.

La legge che governa l'evoluzione di H è il teorema del momento angolare: la derivata temporale del momento angolare è uguale al momento risultante delle coppie esterne applicate,

$$C_e = \frac{dH}{dt}. \quad (26)$$

La prima proprietà giroscopica è una lettura immediata di questa equazione. Se non agiscono coppie esterne, H è costante in modulo, direzione e verso: l'asse di rotazione mantiene inalterato il proprio orientamento nello spazio. È la *rigidità giroscopica*. Per il rotore la conseguenza pratica è netta: non è possibile orientare il disco inclinando direttamente l'albero, perché a tale manovra il rotore oppone la propria rigidità; la fusoliera cambierebbe assetto, ma il disco tenderebbe a restare dov'è e la traslazione non avrebbe inizio. Occorre agire attraverso la seconda proprietà.

7.7 La legge della precessione e lo sfasamento di un quarto di giro

Prima della formalizzazione conviene un esperimento concettuale. Si consideri un disco massiccio, sostenuto nel proprio centro e libero di inclinarsi in qualunque direzione, e si scelga una terna con origine nel centro: asse z perpendicolare al disco, assi x e y nel suo piano. Si applichi una forza verso il basso in un punto A del bordo, posto sull'asse x .

Se il disco è *fermo*, la risposta è quella che l'intuizione suggerisce. La forza ha momento attorno al diametro perpendicolare ad A , cioè attorno all'asse y : il disco si inclina ruotando attorno a y e il punto A si abbassa, portandosi in una nuova posizione A' .

Se invece il disco è in *rapida rotazione* attorno al proprio asse z , la stessa forza applicata nello stesso punto produce una risposta radicalmente diversa: il punto che si abbassa non è A , ma il punto B che si trova un quarto di giro più avanti nel verso della rotazione; il disco si inclina ruotando attorno all'asse x , non attorno all'asse y . La sollecitazione è identica nei due casi: è la rotazione a cambiare la natura della risposta. Questo comportamento, sorprendente per l'intuizione, è la *precessione giroscopica*, e la meccanica lo spiega in poche righe.

Si applichi dunque al rotore una coppia esterna C_e diretta *perpendicolarmente* all'asse di rotazione, cioè con $C_e \perp H$; nell'esperimento appena descritto, la coppia della forza in A , diretta lungo y . In un intervallo di tempo elementare dt la variazione del momento angolare vale, per la (26),

$$dH = C_e dt, \quad (27)$$

ed è quindi anch'essa perpendicolare a H . Una variazione perpendicolare non altera il modulo di un vettore, ma soltanto la sua direzione: il rotore non accelera né rallenta, ma il suo asse ruota. La situazione è del tutto analoga al moto circolare uniforme, nel quale la forza centripeta, sempre perpendicolare alla velocità, non cambia il modulo della velocità ma ne fa ruotare continuamente la direzione.

La rotazione dell'asse è misurata dall'angolo elementare

$$d\varphi = \frac{|dH|}{|H|} = \frac{C_e dt}{I_r \Omega}, \quad (28)$$

da cui la velocità angolare di precessione:

$$\omega_p = \frac{d\varphi}{dt} = \frac{C_e}{I_r \Omega}. \quad (29)$$

La (29) è la legge della precessione giroscopica e merita tre letture.

La prima riguarda la *direzione* della risposta, e spiega l'esperimento. Il vettore dH è diretto come C_e : con l'asse di rotazione lungo z e la coppia della forza in A diretta lungo y , il vettore H si inclina nel piano che contiene y e z , cioè l'asse ruota attorno all'asse x . Ruotando il disco attorno a x , i punti che compiono le massime escursioni verticali sono quelli sull'asse y : ecco perché si abbassa B e non A . Il giroscopio non ruota attorno all'asse della coppia, come suggerirebbe l'intuizione, ma attorno al *terzo asse*, perpendicolare ai primi due: l'effetto della sollecitazione si manifesta con uno sfasamento di un quarto di giro rispetto al punto di applicazione, nel verso della rotazione.

La seconda lettura quantifica la rigidità. A parità di coppia applicata, la velocità di precessione è inversamente proporzionale al prodotto $I_r \Omega$: un rotore di grande diametro in rapida rotazione risponde lentamente e in modo graduale alle coppie esterne. Rigidità e precessione non sono due fenomeni distinti, ma la stessa equazione letta in condizioni diverse: la rigidità è una precessione resa lenta dall'elevato momento angolare.

La terza lettura riguarda il controllo. La risposta ω_p è *proporzionale* alla coppia C_e : il pilota che genera la coppia attraverso il passo ciclico dispone di un comando dosabile con continuità, dal piccolo aggiustamento d'assetto alla manovra decisa.

Sul termine «angolo di precessione»

In alcune trattazioni divulgative lo sfasamento di 90° fra il punto in cui la sollecitazione è applicata e quello in cui la risposta si manifesta viene chiamato *angolo di precessione*. La locuzione va usata con cautela. Nella meccanica razionale l'angolo di precessione è uno degli angoli di Eulero e misura la rotazione dell'asse del giroscopio attorno all'asse di precessione: è un angolo che cresce nel tempo, con la velocità ω_p della (29). Il quarto di giro che interessa qui è invece uno *sfasamento fisso* fra ingresso e risposta, proprietà strutturale della risposta giroscopica, e come tale conviene denominarlo, riservando il nome di angolo di precessione alla grandezza che effettivamente precede.

La ruota di bicicletta: la precessione in laboratorio

Il fenomeno si osserva con un esperimento classico, realizzabile anche in aula. Una ruota di bicicletta, posta in rapida rotazione e sospesa a un filo per una sola estremità del proprio asse, non cade ribaltandosi come farebbe da ferma: il peso, applicato nel baricentro a distanza dal punto di sospensione, genera una coppia perpendicolare all'asse di rotazione, e la ruota risponde ruotando lentamente attorno alla verticale, in orizzontale. È esattamente la (29): la coppia del peso non ribalta la ruota, la fa precedere attorno al terzo asse. Se si lascia rallentare la rotazione, il momento angolare $I_r \Omega$ diminuisce e la precessione diventa via via più rapida, finché il moto ordinato si perde: la stessa dipendenza da Ω prevista dalla legge.

La precessione nell'esperienza del pilota d'aeroplano

Il fenomeno è ben noto anche ai piloti di aeroplani a elica, perché l'elica stessa è un giroscopio. Su un velivolo con motore destrorso, in virata a sinistra il pilota applica al sistema una rotazione attorno all'asse verticale; per precessione, l'elica risponde attorno all'asse trasversale e il velivolo tende a *cabrare*. In virata a destra accade il contrario: il muso tende a scendere e il pilota deve sostenerlo. La correzione è talmente abituale da diventare istintiva, ma la sua origine è esattamente la precessione giroscopica che governa la risposta del rotore dell'elicottero.

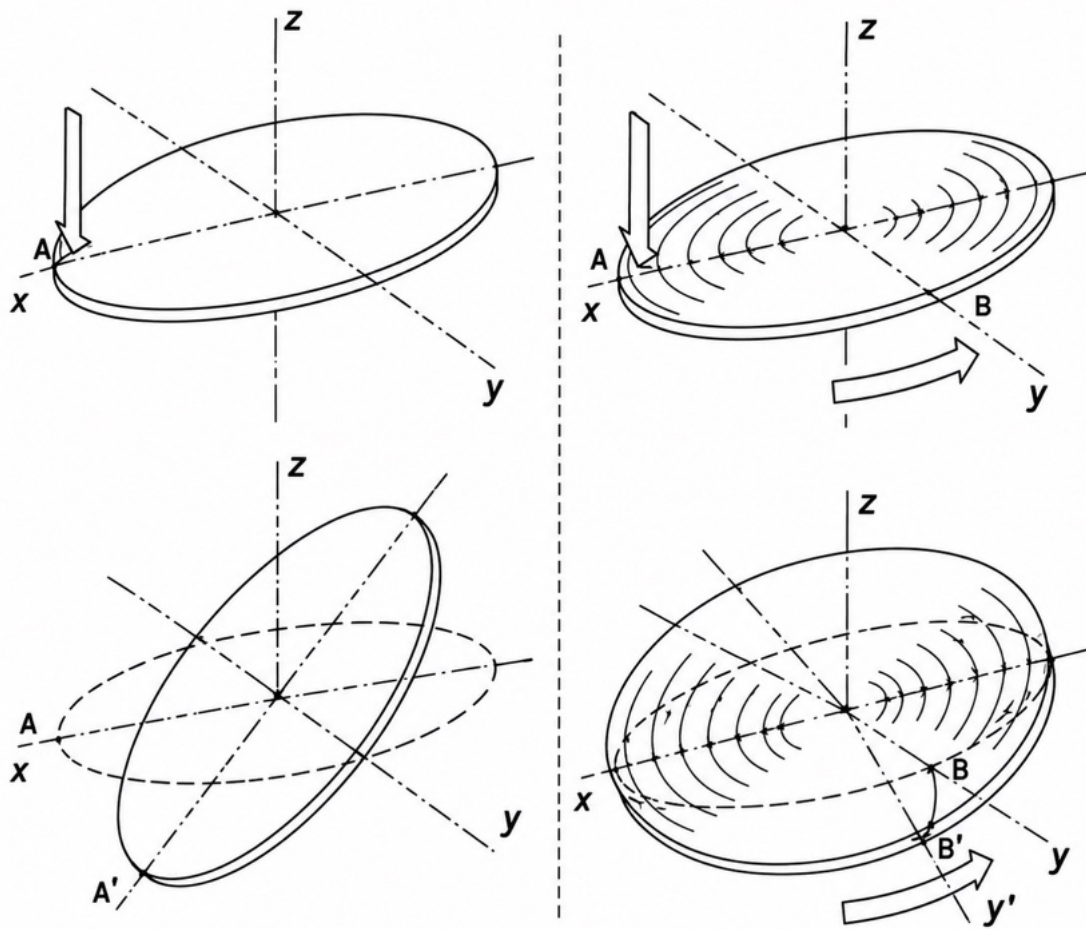


Figura 14. Precessione giroscopica: lo stesso carico applicato nel punto A produce risposte diverse su un disco fermo, che si inclina attorno all'asse y abbassando A , e su un disco in rapida rotazione, che si inclina attorno all'asse x abbassando il punto B , un quarto di giro più avanti nel verso della rotazione.

Resta da tradurre la legge in termini di pale, perché è così che il passo ciclico la utilizza. Si supponga che, per effetto di una variazione ciclica di passo, una pala riceva un supplemento di portanza quando transita per un determinato azimuth. Il momento di questa forza rispetto al centro del mozzo agisce attorno all'asse diametrale *perpendicolare* alla pala caricata; per la precessione, il disco non si inclina attorno a quell'asse, ma attorno al terzo asse, che è proprio la congiungente fra la pala caricata e quella opposta. Le massime escursioni verticali del disco si trovano dunque a un quarto di giro dagli azimuth in cui il carico è massimo e minimo: la

pala raggiunge il punto più alto della propria traiettoria circa 90° dopo aver ricevuto la massima portanza, nel verso della rotazione.

Due letture dello stesso sfasamento

Alla medesima conclusione si giunge per una via del tutto diversa, che vale la pena menzionare. La pala incernierata al mozzo, libera di flappare, è un oscillatore la cui frequenza propria di flappeggio, determinata dall'effetto irrigidente della forza centrifuga, coincide con la frequenza di rotazione: un giro, un'oscillazione. Il passo ciclico la eccita esattamente a quella frequenza, cioè in condizione di risonanza; e un oscillatore forzato in risonanza risponde con un ritardo di un quarto di periodo rispetto alla forzante. Precessione giroscopica del disco e risposta risonante del flappeggio sono due descrizioni equivalenti dello stesso sfasamento di 90° : la prima guarda al rotore come corpo rigido rotante, la seconda alla dinamica della singola pala.

La stessa legge, letta in senso inverso, descrive la *reazione giroscopica*. Se, anziché applicare una coppia e osservare la rotazione dell'asse, si *impone* al disco una rotazione, per esempio inclinandolo in avanti attorno all'asse trasversale per iniziare la traslazione, il rotore risponde generando una coppia giroscopica attorno all'asse longitudinale. Beccheggio e rollio risultano quindi accoppiati dal momento angolare del rotore: una rotazione imposta attorno a uno dei due assi produce una tendenza alla rotazione attorno all'altro, che il pilota avverte nelle manovre e corregge con il ciclico. Questo accoppiamento è un'ulteriore ragione, accanto alla rigidità, per cui il controllo dell'elicottero non passa per l'inclinazione diretta dell'albero, ma per la variazione ciclica del passo delle pale.

Lo sfasamento di un quarto di giro è la chiave del volo traslato. Per inclinare il disco in una direzione assegnata, la variazione ciclica di passo deve essere applicata circa un quarto di giro *prima*, nel verso di rotazione, dell'azimut in cui si desidera la massima risposta. Il pilota non deve calcolare nulla: l'anticipo è incorporato una volta per tutte nella cinematica dei leveraggi che collegano la cloche al piatto oscillante. Il risultato è che lo spostamento del ciclico produce l'inclinazione del disco esattamente nella direzione impressa al comando, per tutti i 360° : la trazione acquisisce una componente orizzontale nella direzione voluta e l'elicottero trasla in avanti, all'indietro, lateralmente e in ogni direzione intermedia, manovra impensabile per qualsiasi altro aeromobile.

7.8 Passo ciclico

Il comando ciclico inclina il disco rotore. Tecnicamente lo fa introducendo una variazione periodica del passo: durante il giro completo ogni pala passa con continuità da un'incidenza minima a una massima e ritorno, da cui il nome di passo *ciclico*. Meccanicamente, il piatto oscillante non trasla più parallelamente a sé stesso come nel comando collettivo, ma si *inclina*: le aste di comando delle pale, collegate al piatto, assumono altezze diverse a seconda della posizione azimutale, e quella che in un punto del giro è più alta si abbassa mezzo giro più avanti. Così ogni pala vede il proprio passo variare ciclicamente lungo i 360° , passando per un massimo, un valore intermedio, un minimo, di nuovo un intermedio e ancora il massimo.

7.8.1 La dissimmetria di portanza in volo traslato

La ragione per cui il ciclico deve esistere si comprende esaminando che cosa accade alle pale quando l'elicottero avanza. In hovering, con la macchina ferma rispetto all'aria, ogni sezione di pala posta al raggio r ha la sola

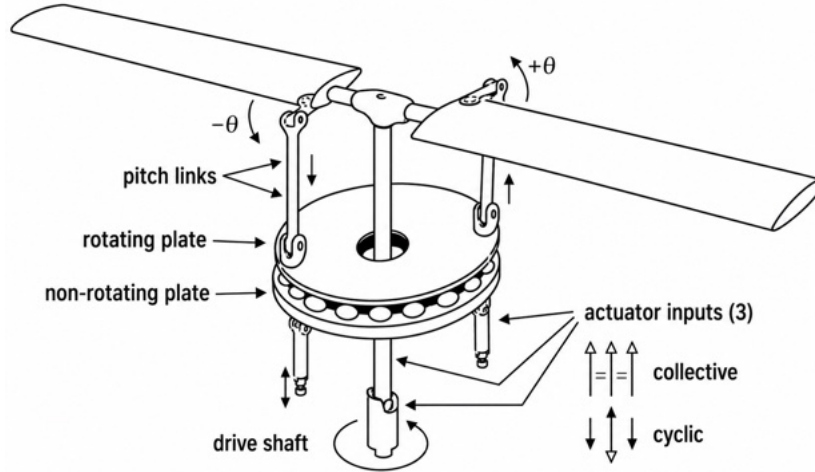


Figura 15. Piatto oscillante inclinato: le aste di comando assumono altezze diverse lungo il giro e impongono la variazione ciclica del passo.

velocità periferica $U_T = \Omega r$, uguale per la pala che in quell'istante avanza e per quella che retrocede: le due metà del disco producono la stessa portanza e il disco è equilibrato.

Quando l'elicottero trasla con velocità V_0 , la situazione cambia. Si considerino le quattro posizioni azimutali cardinali di una pala, numerate come in figura 16: la posizione 4, in cui la pala è *avanzante* e si muove nel verso della traslazione, e la posizione 2, in cui la pala è *retrocedente* e si muove in verso opposto. Alla velocità periferica si somma o si sottrae la velocità di avanzamento, e la velocità con cui una sezione di pala investe l'aria diventa

$$V_4 = \Omega r + V_0 \quad (\text{pala avanzante}), \quad (30)$$

$$V_2 = \Omega r - V_0 \quad (\text{pala retrocedente}). \quad (31)$$

Poiché la portanza dipende dal quadrato della velocità relativa, oltre che dall'incidenza, e $V_4 > V_2$, la pala in posizione 4 genererebbe più portanza di quella in posizione 2. Le pale tenderebbero allora a salire quando avanzano e a scendere quando retrocedono: ne risulterebbe un'inclinazione laterale del disco e un movimento di rollio non voluto dell'elicottero, esattamente come se un aeroplano avesse le due semiali investite da venti di intensità diversa.

7.8.2 La compensazione ciclica

Il rimedio consiste nell'agire sul passo ciclico in modo da *ridurre* l'incidenza della pala che avanza e *aumentare* quella della pala che retrocede, così da pareggiare le portanze delle due metà del disco nonostante la disparità di velocità. Dove la velocità relativa è massima, in posizione 4, il ciclico impone l'incidenza minima; dove la velocità è minima, in posizione 2, impone l'incidenza massima; nelle posizioni intermedie l'incidenza assume valori intermedi. La legge $\theta(\psi) = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi$ della (21) è precisamente la traduzione analitica di questa compensazione.

Questa esigenza fornisce anche una delle ragioni fisiche della *limitazione di velocità* dell'elicottero. La compensazione ciclica funziona finché l'incidenza richiesta sulla pala retrocedente resta al di sotto del valore di stallo. Al crescere della velocità di traslazione, $V_2 = \Omega r - V_0$ diminuisce e l'incidenza necessaria per

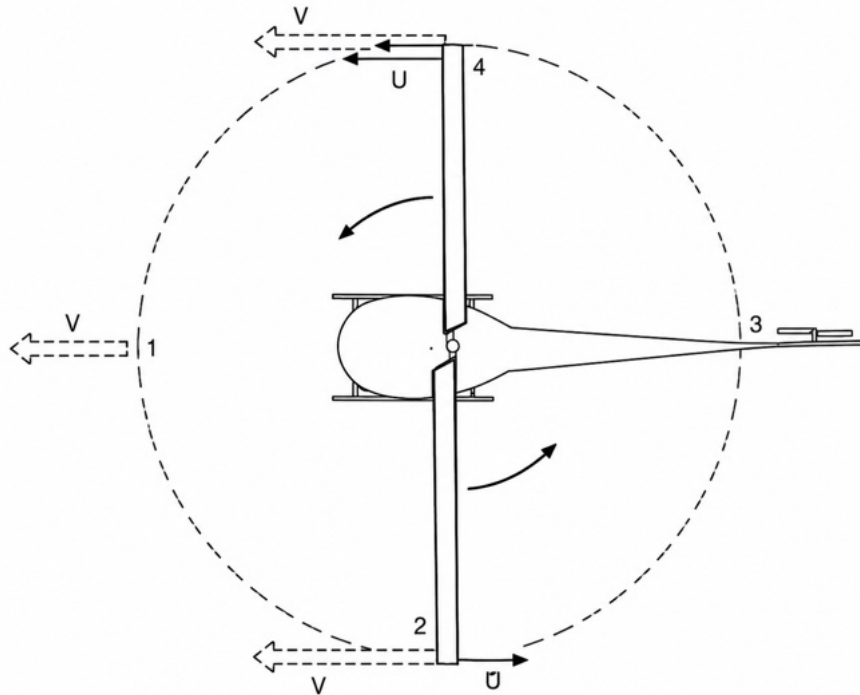


Figura 16. Velocità relative sulle pale in volo traslato: nelle posizioni 1 e 3 la velocità di avanzamento è trasversale, in posizione 4 (pala avanzante) si somma alla velocità periferica, in posizione 2 (pala retrocedente) si sottrae.

pareggiare la portanza cresce; oltre un certo limite la pala retrocedente stalla e la compensazione non è più possibile. È il limite di stallo della pala retrocedente, discusso nel capitolo sul volo traslato, che si affianca al limite di compressibilità della pala avanzante: l'elicottero è racchiuso fra i due.

Flappeggio e ciclico: due meccanismi complementari

La compensazione della dissimmetria avviene per due vie che agiscono insieme. Da un lato il flappeggio, descritto nel capitolo sul mozzo: la pala avanzante, più caricata, sale liberamente sulla cerniera e riducendo l'incidenza effettiva scarica portanza; la retrocedente scende e la recupera. Dall'altro il passo ciclico, che il pilota impone attraverso il piatto oscillante. Il primo è una risposta automatica e passiva della pala; il secondo è un comando attivo. Nei rotori reali i due meccanismi si sovrappongono, ed è per questo che l'inclinazione del disco ottenuta col ciclico si accompagna sempre a un moto di flappeggio della stessa periodicità.

7.8.3 Dall'inclinazione del disco alla traslazione

Una volta compensata la dissimmetria, il ciclico serve al suo scopo primario: orientare il disco. Per la precessione giroscopica studiata in precedenza, la risposta del rotore alla variazione ciclica di passo è sfasata di circa un quarto di giro rispetto al punto di applicazione; a questo sfasamento contribuisce anche la dinamica di flappeggio. La cinematica del piatto oscillante incorpora l'anticipo necessario, così che lo spostamento del ciclico produca l'inclinazione del disco nella direzione voluta dal pilota, per tutti i 360° .

Spingendo il ciclico in avanti, il disco si inclina in avanti: la risultante del rotore, sempre perpendicolare al disco, acquista una componente orizzontale che funge da trazione e l'elicottero avanza. Spostando il

ciclico lateralmente, il disco si inclina lateralmente e l'elicottero trasla di lato. Poiché il disco può essere inclinato in qualunque direzione, l'elicottero può traslare in avanti, all'indietro, lateralmente e in ogni direzione intermedia lungo tutti i 360° : una libertà di manovra impensabile per qualsiasi altro aeromobile.

7.9 Pedaliera e controllo direzionale

La pedaliera varia il passo del rotore di coda o l'effetto del sistema anticoppia. Il meccanismo di manovra è una perturbazione controllata dell'equilibrio direzionale. In condizioni trimmate, il momento della spinta del rotore di coda equilibra la coppia di reazione, $T_c l_c = C_R$. Se il pilota, agendo sulla pedaliera, aumenta l'incidenza delle pale del rotore di coda, la spinta T_c cresce, il momento anticoppia supera la coppia di reazione e la prua ruota nel verso imposto dal rotore di coda. Se invece riduce l'incidenza, prevale la coppia di reazione e la prua ruota nel verso opposto. A differenza dell'aeroplano, dove la pedaliera muove una superficie mobile di governo, qui non esiste alcuna superficie deflessa: si modula direttamente il passo, e quindi la trazione, dell'elica anticoppia.

In un elicottero tradizionale, se aumenta la coppia del rotore principale, deve aumentare anche il momento anticoppia. Poiché la coppia varia con la potenza assorbita, pedaliera e collettivo sono comandi accoppiati.

La pedaliera consente inoltre di ruotare l'elicottero intorno all'asse verticale. In hovering questa rotazione è quasi pura; in volo avanzato entrano in gioco anche la deriva verticale, la fusoliera, il flusso del rotore principale e l'eventuale deriva prodotta dalla coda.

7.10 Uso combinato dei comandi

Una manovra reale richiede comandi coordinati. Per passare dall'hovering al volo in avanti, il pilota spinge il ciclico in avanti; la risultante del rotore si inclina, una parte della portanza diventa componente propulsiva e l'elicottero accelera. Poiché la componente verticale della risultante diminuisce, può essere necessario aumentare il collettivo. L'aumento di collettivo richiede più coppia, quindi una correzione di pedaliera.

Questa catena mostra perché l'elicottero è una macchina accoppiata. Nessun comando agisce isolatamente. Anche un semplice aumento di quota modifica potenza, coppia, imbardata e assetto.

7.11 Comandi nelle configurazioni non tradizionali

Nei rotori in tandem il controllo longitudinale può essere ottenuto variando in modo differenziale la trazione dei due rotori. Nei coassiali il controllo d'imbardata si ottiene variando la coppia relativa fra rotore superiore e inferiore. Nei convertiplani, durante la transizione, il sistema di controllo deve coordinare rotori, eventuali superfici aerodinamiche e assetto della nacelle.

In sintesi

I comandi dell'elicottero non modificano semplicemente superfici mobili: modificano la distribuzione del passo delle pale e quindi la geometria aerodinamica istantanea del disco rotore. Il risultato è una macchina molto manovrabile ma intrinsecamente accoppiata.

8 Hovering e teoria del disco attuatore

8.1 Significato fisico dell'hovering

In hovering l'elicottero è fermo rispetto all'aria indisturbata, ma il rotore mette in moto una massa d'aria verso il basso. L'equilibrio verticale richiede

$$T_R \simeq W, \quad (32)$$

dove T_R è la trazione del rotore e W è il peso. Questa uguaglianza è soltanto il bilancio delle forze; non dice quanta potenza sia necessaria. La potenza dipende da quanta aria viene accelerata e di quanto viene accelerata.

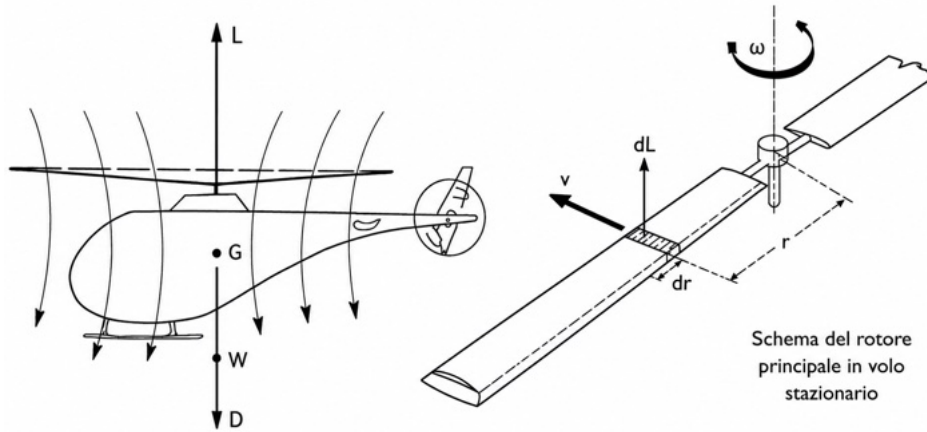


Figura 17. Schema del rotore in hovering: disco attuatore, velocità indotta e getto verso il basso.

8.2 Teoria della quantità di moto

Nel modello ideale del disco attuatore il rotore è sostituito da un disco infinitamente sottile che imprime all'aria un salto di pressione e una velocità indotta v_i . In hovering l'aria lontano a monte è ferma; sul disco possiede velocità v_i verso il basso; molto a valle, nella scia, la velocità ideale diventa circa $2v_i$.

La portata massica attraverso il disco è

$$\dot{m} = \rho A v_i. \quad (33)$$

La variazione di quantità di moto della corrente fornisce la trazione

$$T_R = \dot{m}(2v_i) = 2\rho A v_i^2. \quad (34)$$

Da cui si ricava

$$v_i = \sqrt{\frac{T_R}{2\rho A}}. \quad (35)$$

La potenza indotta ideale è

$$\Pi_i = T_R v_i = T_R \sqrt{\frac{T_R}{2\rho A}}. \quad (36)$$

$$\Pi_i = T_R \sqrt{\frac{T_R}{2\rho\pi R^2}}$$

Questa relazione mostra perché un rotore grande è vantaggioso in hovering: aumentando A diminuisce la velocità indotta e diminuisce la potenza indotta. Il prezzo è un rotore più grande, più pesante, più ingombrante e più difficile da gestire in volo veloce.

8.3 Coefficiente di trazione e coefficienti adimensionali

Per confrontare rotori di dimensioni diverse si introducono coefficienti adimensionali. Il coefficiente di trazione è

$$C_T = \frac{T_R}{\rho A (\Omega R)^2}, \quad (37)$$

il coefficiente di potenza è

$$C_\Pi = \frac{\Pi}{\rho A (\Omega R)^3}, \quad (38)$$

e il rapporto d'inflow è

$$\lambda = \frac{v_i}{\Omega R}. \quad (39)$$

In hovering ideale, dalla quantità di moto, segue

$$C_T = 2\lambda^2, \quad \lambda = \sqrt{\frac{C_T}{2}}, \quad C_{\Pi_i} = C_T \lambda = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}}. \quad (40)$$

8.4 Teoria dell'elemento di pala

La teoria del disco attuatore descrive il rotore come un insieme; la teoria dell'elemento di pala studia invece ogni sezione. Una sezione posta a raggio r e di spessore dr è investita da una velocità relativa approssimativamente composta da una componente tangenziale Ωr e da una componente indotta v_i .

Se c è la corda, la portanza elementare è

$$dL = \frac{1}{2} \rho W_{rel}^2 c C_L dr, \quad (41)$$

mentre la resistenza elementare è

$$dD = \frac{1}{2} \rho W_{rel}^2 c C_D dr. \quad (42)$$

Integrando lungo la pala e moltiplicando per il numero di pale si ottiene la trazione del rotore. In forma semplificata, trascurando l'inflow nell'espressione della velocità e assumendo C_L costante, si ricava

$$T_R \simeq \frac{N_b}{6} \rho \Omega^2 c C_L R^3. \quad (43)$$

Questa formula è didatticamente utile perché mostra la forte dipendenza da Ω e da R .

8.5 Potenza reale in hovering

La potenza reale richiesta non coincide con la sola potenza indotta ideale. Occorre aggiungere:

- la potenza di profilo, necessaria a vincere la resistenza aerodinamica delle pale;
- le perdite di estremità e di scia non uniforme;
- le perdite meccaniche della trasmissione;
- la potenza assorbita dal rotore di coda e dagli impianti ausiliari;
- le interferenze fra rotore, fusoliera e terreno.

Per questo si introduce spesso il rendimento o *indice di merito* del rotore, definito come rapporto fra potenza ideale indotta e potenza reale assorbita dal rotore in hovering:

$$FM = \frac{\Pi_{i,ideale}}{\Pi_{reale}}. \quad (44)$$

Un valore elevato di FM indica che il rotore si avvicina al comportamento ideale, ma nessun rotore reale può raggiungere $FM = 1$.

8.6 Effetto suolo

Quando l'elicottero vola vicino al suolo, il getto indotto dal rotore viene ostacolato dal terreno. La scia si espande lateralmente e la velocità indotta necessaria a produrre la stessa trazione diminuisce. Di conseguenza, a parità di peso, la potenza richiesta in hovering si riduce. Questa condizione è detta *hovering in ground effect*, o IGE.

Fuori effetto suolo, OGE, il rotore lavora come se il terreno non perturbasse la scia. La differenza tra hovering IGE e OGE è importante nelle prestazioni: un elicottero può essere capace di staccarsi dal suolo in effetto suolo ma non essere in grado di mantenere hovering fuori effetto suolo alla stessa quota, temperatura e massa.

In sintesi

L'hovering è energeticamente costoso perché il rotore deve fornire continuamente energia all'aria. La relazione fondamentale $\Pi_i = T_R \sqrt{T_R / (2\rho A)}$ mostra il ruolo decisivo dell'area del disco e spiega perché il progetto del rotore domina le prestazioni verticali.

9 Volo assiale: salita, discesa e stati di scia

9.1 Definizione di volo assiale

Si parla di volo assiale quando la velocità dell'elicottero è diretta lungo l'asse del rotore. I casi principali sono la salita verticale, la discesa verticale e l'hovering come caso limite con velocità assiale nulla. Questa trattazione è utile perché permette di interpretare i diversi regimi della scia del rotore.

Sul piano dell'equilibrio delle forze, i tre casi si distinguono in modo elementare confrontando la portanza L del rotore con il peso W della macchina. Nel volo stazionario le due forze si bilanciano, $L = W$, e la quota resta costante. Per salire in verticale occorre che la portanza superi il peso, $L > W$; per scendere occorre il contrario, $L < W$. Il comando che realizza queste tre condizioni è il passo collettivo: aumentandolo cresce

l'incidenza di tutte le pale e con essa la portanza, riducendolo la portanza diminuisce. Il legame fra collettivo, potenza e regime costante e la ragione per cui non si agisce sul numero di giri sono discussi nel capitolo sui comandi.

Sia V_c la velocità verticale positiva verso l'alto. In salita il rotore vede aria che, nel sistema solidale al disco, attraversa il rotore con velocità assiale. La quantità di moto fornisce, nel modello ideale,

$$T_R = 2\rho A v_i (V_c + v_i). \quad (45)$$

Se $v_b = \sqrt{T_R/(2\rho A)}$ è la velocità indotta in hovering, la soluzione in salita è

$$v_i = -\frac{V_c}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_c}{2}\right)^2 + v_b^2}. \quad (46)$$

All'aumentare della velocità di salita, la velocità indotta diminuisce, ma la potenza totale richiesta aumenta perché bisogna anche aumentare l'energia potenziale dell'elicottero.

9.2 Discesa verticale

In discesa verticale il flusso attraversa il rotore in modo più complesso. Se la discesa è lenta, il rotore lavora ancora in un regime simile a quello propulsivo: induce aria verso il basso e sostiene il peso. Se la velocità di discesa aumenta, la scia può diventare instabile e parte dell'aria già accelerata dal rotore viene ricircolata attraverso il disco.

In questo campo la teoria elementare della quantità di moto non è più sufficiente. La scia non è più un tubo regolare e la velocità indotta non è uniforme. Nascono oscillazioni, vibrazioni e perdita di efficacia del rotore.

9.3 Regime propulsivo normale

Nel regime propulsivo normale il rotore accelera aria verso il basso in modo ordinato. È il regime dell'hovering, della salita e del volo traslato normale. La trazione del rotore e la potenza assorbita hanno un legame fisico ben interpretabile: il motore fornisce energia al rotore, il rotore la trasferisce all'aria.

9.4 Vortex ring state

Il *vortex ring state*, o stato di anello vorticoso, detto anche anello di turbinio, si verifica quando l'elicottero scende quasi verticalmente *con il motore in potenza*. In questa condizione, in corrispondenza del disco si incontrano due flussi opposti: dall'alto, l'aria richiamata verso il basso dalla depressione dorsale del rotore; dal basso, l'aria che risale attraverso il disco per effetto della discesa della macchina. Le pale finiscono per lavorare nella propria scia: parte del flusso già accelerato viene ricircolata attraverso il disco e i vortici di estremità si organizzano in una struttura toroidale.

Il degrado della sustentazione inizia nella zona interna del disco, dove la velocità tangenziale è minore e l'incidenza maggiore: lì avviene per primo il distacco della vena fluida, che si allarga poi rapidamente verso l'esterno. La trazione può così diminuire nonostante l'aumento di collettivo. La condizione è tanto più critica quanto più la velocità di discesa della macchina si avvicina alla velocità indotta del rotore: quando i due flussi opposti hanno intensità confrontabile, il ricircolo è massimo.

Attenzione

Il vortex ring state è pericoloso perché la reazione istintiva di aumentare collettivo può peggiorare la situazione: aumenta la potenza immessa nella scia riciccolante senza ristabilire un flusso ordinato. Le vie d'uscita rompono la concomitanza dei due flussi opposti: mettere l'elicottero in traslazione, così che il rotore incontri aria nuova e la scia venga lasciata indietro, oppure ridurre la potenza ed entrare in autorotazione, nella quale il flusso attraversa il disco ordinatamente dal basso verso l'alto. La discesa quasi verticale con motore in potenza è, in ogni caso, una manovra da evitare.

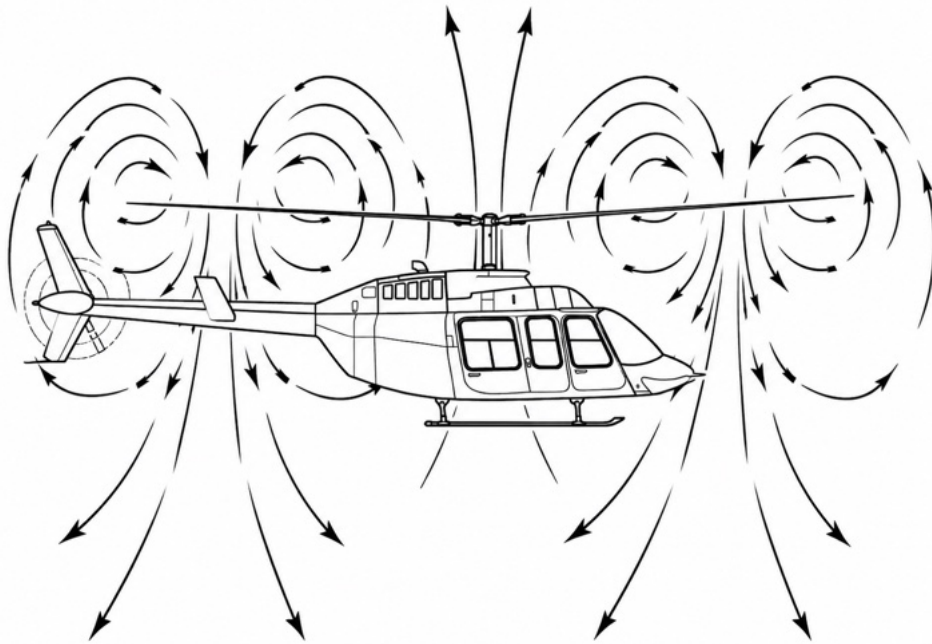


Figura 18. Schema qualitativo dello stato di anello vorticoso durante una discesa a bassa velocità di avanzamento.

9.5 Regime di mulinello frenante

A velocità di discesa ancora maggiori il rotore può entrare in un regime nel quale il flusso attraversa il disco dal basso verso l'alto e tende a trascinare il rotore. Questo regime è concettualmente collegato all'autorotazione: l'aria che sale attraverso il disco può fornire coppia al rotore, invece di riceverla.

È importante distinguere la condizione aerodinamica dal controllo della manovra. Un rotore può trovarsi in un regime di flusso favorevole all'autorotazione, ma l'elicottero è sicuro solo se il pilota mantiene il regime rotore entro i limiti e gestisce collettivo, assetto e velocità.

9.6 Autorotazione ideale come limite energetico

Nell'autorotazione ideale il motore non fornisce potenza al rotore. Il rotore estrae energia dal flusso ascendente generato dalla discesa dell'elicottero. L'energia potenziale persa dalla macchina viene trasformata in energia cinetica dell'aria, perdite aerodinamiche e mantenimento della rotazione.

La condizione di equilibrio energetico può essere scritta qualitativamente come

$$WV_d \simeq \Pi_{perdite} + \Pi_{scia}, \quad (47)$$

dove V_d è la velocità di discesa positiva verso il basso. La discesa non è quindi un incidente del modello: è la sorgente energetica che mantiene vivo il rotore.

In sintesi

Il volo assiale mostra che il rotore può lavorare in regimi molto diversi: propulsivo normale, scia turbolenta, anello vorticoso, mulinello frenante e autorotazione. La sicurezza dell'elicottero dipende dalla capacità di riconoscere e gestire questi regimi.

10 Volò traslato e aerodinamica del rotore in avanzamento

10.1 Dal disco simmetrico al disco asimmetrico

In hovering ideale il disco rotore è, in prima approssimazione, assialsimmetrico. In volo traslato questa simmetria scompare. Una pala che avanza nel verso della velocità di volo vede una velocità relativa maggiore; una pala che retrocede vede una velocità relativa minore. Se V è la velocità di avanzamento, all'estremità si può scrivere in modo schematico

$$U_{adv} \simeq \Omega R + V, \quad U_{ret} \simeq \Omega R - V. \quad (48)$$

La forza aerodinamica dipende dal quadrato della velocità relativa. Senza meccanismi di compensazione, la metà avanzante del disco produrrebbe più portanza della metà retrocedente, generando un forte momento di rollio.

10.2 Rapporto di avanzamento

Una grandezza fondamentale è il rapporto di avanzamento

$$\mu = \frac{V}{\Omega R}. \quad (49)$$

Esso misura quanto la velocità di traslazione sia importante rispetto alla velocità di estremità del rotore. Per μ piccolo il comportamento resta vicino all'hovering; per μ crescente aumentano dissimmetria di portanza, regione di flusso inverso, effetti di compressibilità e rischio di stallo della pala retrocedente.

10.3 Velocità locale sulla pala

Indicando con ψ l'azimut della pala, la componente tangenziale locale della velocità relativa può essere espressa, con una convenzione opportuna, come

$$U_T(r, \psi) \simeq \Omega r + V \sin \psi. \quad (50)$$

La componente normale al disco comprende la velocità indotta, la velocità verticale e i contributi dovuti al flappeggio. L'angolo d'attacco locale non è quindi determinato dal solo passo geometrico, ma da un equilibrio fra passo, inflow, flappeggio e moto della sezione.

10.4 Flappeggio come compensazione naturale

Il flappeggio aiuta a compensare la dissimmetria di portanza. Quando la pala avanzante produce più portanza, tende a salire. Nel salire, la sua velocità verticale relativa modifica l'angolo d'attacco riducendo la portanza. La pala retrocedente, al contrario, tende a scendere; la variazione di velocità relativa aumenta l'angolo d'attacco e recupera parte della portanza perduta.

Questo meccanismo è una delle ragioni per cui i rotori articolati sono stati storicamente importanti. Nei rotori moderni lo stesso effetto può essere ottenuto anche mediante flessibilità controllata della pala e del mozzo.

10.5 Regione di flusso inverso

Nella parte interna della pala retrocedente può accadere che la componente dovuta all'avanzamento superi quella dovuta alla rotazione. La velocità tangenziale locale cambia segno e la sezione viene investita dal bordo d'uscita verso il bordo d'attacco. La regione in cui questo accade prende il nome di regione di flusso inverso.

La condizione approssimata per l'inversione è

$$\Omega r < V, \quad (51)$$

cioè

$$\frac{r}{R} < \mu. \quad (52)$$

La regione di flusso inverso cresce all'aumentare di μ . Poiché le sezioni interne hanno comunque velocità piccola e contributo ridotto alla trazione totale, il fenomeno può essere tollerato entro certi limiti; tuttavia esso contribuisce alla complessità del campo aerodinamico.

10.6 Velocità indotta in avanzamento

Nel volo traslato la velocità indotta media diminuisce rispetto all'hovering, perché il rotore incontra continuamente aria nuova. Una forma utile dell'equazione di quantità di moto è

$$T_R = 2\rho A v_i \sqrt{(V \cos \alpha_D)^2 + (V \sin \alpha_D + v_i)^2}, \quad (53)$$

dove α_D è l'angolo del disco rispetto alla velocità di volo. Questa relazione, spesso associata all'approccio di Glauert, è implicita in v_i e mostra che l'inflow dipende sia dalla velocità di avanzamento sia dall'orientazione del disco.

Per alte velocità di avanzamento, in modo qualitativo, il rotore tende a comportarsi sempre più come un'ala che lavora in una corrente esterna: la potenza indotta diminuisce, mentre aumenta la potenza parassita richiesta per vincere la resistenza della fusoliera.

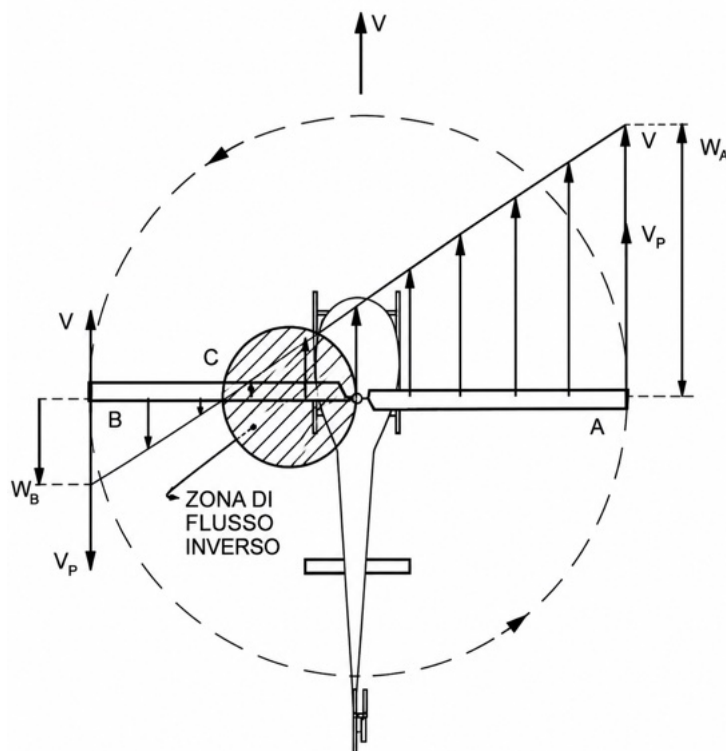


Figura 19. Regione di flusso inverso sulla pala retrocedente nel volo in avanzamento.

10.7 La portanza di traslazione

La diminuzione della velocità indotta in avanzamento ha una lettura fisica molto diretta. La trazione nasce dalla variazione di quantità di moto della massa d'aria che attraversa il disco: dipende dalla portata massica e dall'incremento di velocità impresso. In hovering il rotore deve continuamente richiamare aria quasi ferma; in traslazione, invece, il rotore va incontro all'aria e la portata massica che lo attraversa aumenta con la velocità di volo. A parità di trazione richiesta, l'incremento di velocità da imprimere è minore, e minore è quindi la potenza indotta necessaria.

L'effetto viene chiamato *portanza di traslazione*: già a velocità modeste, indicativamente superiori a 20–25 chilometri orari, il rotore diventa sensibilmente più efficace che a punto fisso. Il pilota lo percepisce come una tendenza spontanea della macchina a salire quando, partendo dall'hovering, inizia ad accelerare, senza alcun intervento sul collettivo. Le conseguenze di questo comportamento sulla curva della potenza richiesta e sulle tecniche di decollo in quota sono discusse nel capitolo sulle prestazioni.

10.8 Stallo della pala retrocedente

All'aumentare della velocità di volo, la pala retrocedente vede velocità relativa sempre più bassa. Per mantenere la portanza necessaria, l'angolo d'attacco deve aumentare. Oltre un certo limite le sezioni della pala retrocedente stallano. Il fenomeno produce perdita di portanza, vibrazioni, momenti non desiderati e limita la velocità massima dell'elicottero.

Lo stallo della pala retrocedente è uno dei limiti più caratteristici dell'ala rotante. Esso non dipende soltanto dalla velocità: è influenzato da peso, quota, temperatura, manovra, carico sul disco, regime rotore e comando collettivo.

10.9 Effetti di compressibilità sulla pala avanzante

Mentre la pala retrocedente è limitata dal basso valore di velocità relativa, la pala avanzante è limitata dal valore troppo alto. Se la velocità locale si avvicina al regime transonico, compaiono onde d'urto, aumento della resistenza, variazioni del momento aerodinamico, rumore e vibrazioni. Si parla spesso, in modo qualitativo, di stallo d'urto o limite di compressibilità della pala avanzante.

L'elicottero è quindi chiuso fra due limiti opposti: sulla pala retrocedente manca velocità, sulla pala avanzante ce n'è troppa. Questo spiega perché la velocità massima degli elicotteri convenzionali è molto inferiore a quella degli aeroplani.

In sintesi

Il volo traslato è il regime in cui emerge la natura periodica del rotore: ogni pala attraversa zone aerodinamiche diverse a ogni giro. Flappeggio, passo ciclico e progetto della pala servono a rendere accettabile questa asimmetria, ma non possono eliminarla completamente.

11 Forze, momenti e trim dell'elicottero

11.1 Risultante del rotore e assi di riferimento

Per studiare l'equilibrio dell'elicottero occorre distinguere fra diversi assi e piani: asse dell'albero, piano teorico di rotazione, piano del disco flappato, piano di non flappeggio e assi corpo della fusoliera. In una trattazione elementare si può considerare la risultante del rotore applicata in prossimità del mozzo e inclinata rispetto alla verticale.

Il trim è la condizione nella quale forze e momenti medi sono equilibrati e l'elicottero può mantenere una determinata condizione di volo senza accelerazioni medie. In hovering ideale il bilancio verticale è semplice; in volo avanzato entrano in gioco resistenza della fusoliera, trazione del rotore, momenti di beccheggio, rotore di coda, pianetto orizzontale e posizione del baricentro.

11.2 Equilibrio longitudinale

Nel piano longitudinale agiscono, in forma semplificata, il peso W , la risultante del rotore T_R , la resistenza della fusoliera D_f , la forza del pianetto di coda L_t e i momenti aerodinamici della cellula. In volo livellato uniforme devono essere soddisfatte le condizioni

$$\sum F_x = 0, \quad \sum F_z = 0, \quad \sum M_y = 0. \quad (54)$$

Per avanzare, il disco rotore deve essere inclinato in avanti. La componente orizzontale della risultante equilibra la resistenza. La componente verticale deve equilibrare il peso, eventualmente con il contributo del pianetto. Se il baricentro si sposta, cambia il momento richiesto al rotore e quindi cambia il trim.

11.3 La transizione dall'hovering al volo traslato

Il passaggio dal volo a punto fisso al volo traslato mette in evidenza, in forma elementare, la natura del trim longitudinale. Inclinando il disco in avanti, la risultante del rotore, sempre perpendicolare al disco, si scompone in una componente verticale che si oppone al peso e in una componente orizzontale che funge da trazione.

Non appena la macchina si muove, però, le due forze orizzontali in gioco non sono allineate: la trazione è applicata all'altezza del mozzo, mentre la resistenza complessiva della cellula è applicata, globalmente, in prossimità del baricentro, più in basso. Le due forze formano una coppia *picchiante*, e il muso dell'elicottero tende ad abbassarsi.

L'inclinazione non prosegue indefinitamente. Con l'assetto picchiato, il peso e la componente verticale della risultante non giacciono più sulla stessa retta d'azione: nasce una coppia antagonista, cabrante, che cresce con l'inclinazione e arresta la rotazione. L'elicottero raggiunge quindi un equilibrio, ma un equilibrio con il muso basso: condizione staticamente accettabile, ma scomoda per equipaggio e passeggeri e non ottimale dal punto di vista aerodinamico.

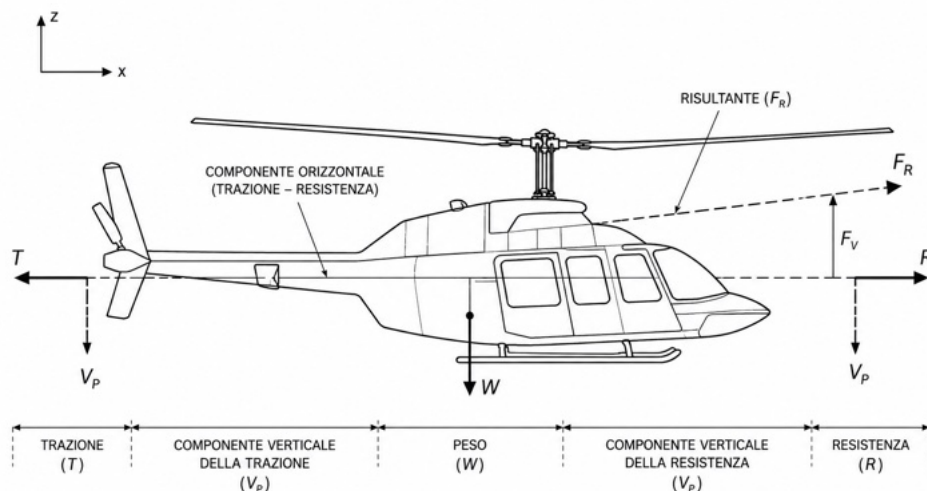


Figura 20. Schema qualitativo delle forze nel trim longitudinale dell'elicottero in volo avanzato.

11.4 Ruolo del pianetto orizzontale

Il pianetto orizzontale stabilizza e alleggerisce il lavoro del rotore nel trim longitudinale. Alle velocità medio-alte il flusso sulla coda diventa significativo e il pianetto può produrre una forza aerodinamica utile a bilanciare il momento di beccheggio. Spesso il profilo o l'incidenza del pianetto sono scelti per ottenere un contributo stabilizzante nella gamma di velocità più importante.

Una soluzione classica per correggere l'assetto picchiato descritto nella transizione al volo traslato è il pianetto fisso a *portanza negativa*: calettato in modo da produrre, in traslazione, una deportanza. Questa forza verso il basso, applicata alla coda, genera un momento cabrante che si oppone alla coppia picchiante trazione-resistenza e riporta la fusoliera in assetto pressoché orizzontale alle velocità di crociera. In hovering il pianetto lavora invece in un flusso debole o perturbato dalla scia del rotore, e il suo contributo è modesto: la sua efficacia cresce con la velocità, esattamente dove serve.

Il pianetto non elimina la complessità del trim, ma rende meno gravoso il compito del rotore e migliora la qualità di volo. La sua efficacia dipende dalla velocità, dalla scia del rotore, dalla posizione sulla trave di coda e dalla configurazione della fusoliera.

11.5 Equilibrio laterale e direzionale

Nel piano laterale bisogna considerare la spinta del rotore di coda. In una configurazione tradizionale essa genera il momento anticoppia, ma produce anche una forza laterale non nulla sulla fusoliera. Per mantenere equilibrio laterale, l'elicottero può volare con una leggera inclinazione laterale del disco o della fusoliera.

L'equilibrio direzionale richiede

$$T_c l_c \simeq C_R, \quad (55)$$

dove T_c è la trazione del rotore di coda, l_c il suo braccio rispetto all'asse del rotore principale e C_R la coppia di reazione. Poiché

$$C_R = \frac{\Pi_R}{\Omega}, \quad (56)$$

un aumento di potenza al rotore principale richiede un aumento del momento anticoppia.

11.6 Effetto della velocità

La condizione di trim cambia con la velocità. A bassa velocità domina il rotore; a velocità medio-alte diventano più importanti fusoliera, impennaggi e resistenza parassita. La curva di assetto longitudinale in funzione della velocità non è arbitraria: deriva dalla necessità di inclinare la risultante del rotore per bilanciare la resistenza, conservando al tempo stesso il bilancio dei momenti.

11.7 Trim e carico utile

Il carico utile modifica peso e baricentro. Un carico esterno appeso, per esempio, può introdurre momenti pendolari e spostare la linea d'azione delle forze. Nei trasporti operativi l'analisi del centraggio è quindi essenziale: il rotore può generare momenti di controllo solo entro limiti, e la trasmissione dei carichi al mozzo non deve superare le condizioni ammesse.

In sintesi

Il trim dell'elicottero è il risultato dell'equilibrio fra rotore, fusoliera, impennaggi, rotore di coda, peso e baricentro. Poiché la stessa variazione di comando modifica forza, potenza e coppia, l'equilibrio è sempre un problema accoppiato.

12 Potenza richiesta e prestazioni

12.1 Bilancio della potenza

La potenza richiesta a bordo non è soltanto la potenza aerodinamica del rotore principale. In una configurazione tradizionale si può scrivere, in forma schematica,

$$\Pi_{tot} = \frac{\Pi_{RP} + \Pi_{RC} + \Pi_{AUX}}{\eta_t}, \quad (57)$$

dove Π_{RP} è la potenza richiesta dal rotore principale, Π_{RC} quella del rotore di coda, Π_{AUX} quella degli impianti ausiliari e η_t il rendimento complessivo della trasmissione.

12.2 Componenti della potenza del rotore principale

La potenza del rotore principale viene abitualmente scomposta in tre contributi:

$$\Pi_{RP} = \Pi_i + \Pi_0 + \Pi_p, \quad (58)$$

dove:

- Π_i è la potenza indotta, necessaria a produrre trazione;
- Π_0 è la potenza di profilo, necessaria a vincere la resistenza delle pale;
- Π_p è la potenza parassita, associata alla resistenza della fusoliera e degli elementi non portanti.

In hovering la potenza indotta è elevata perché il rotore deve accelerare aria quasi da ferma. In volo avanzato moderato la potenza indotta diminuisce, perché il rotore incontra aria nuova; al crescere della velocità, però, cresce rapidamente la potenza parassita.

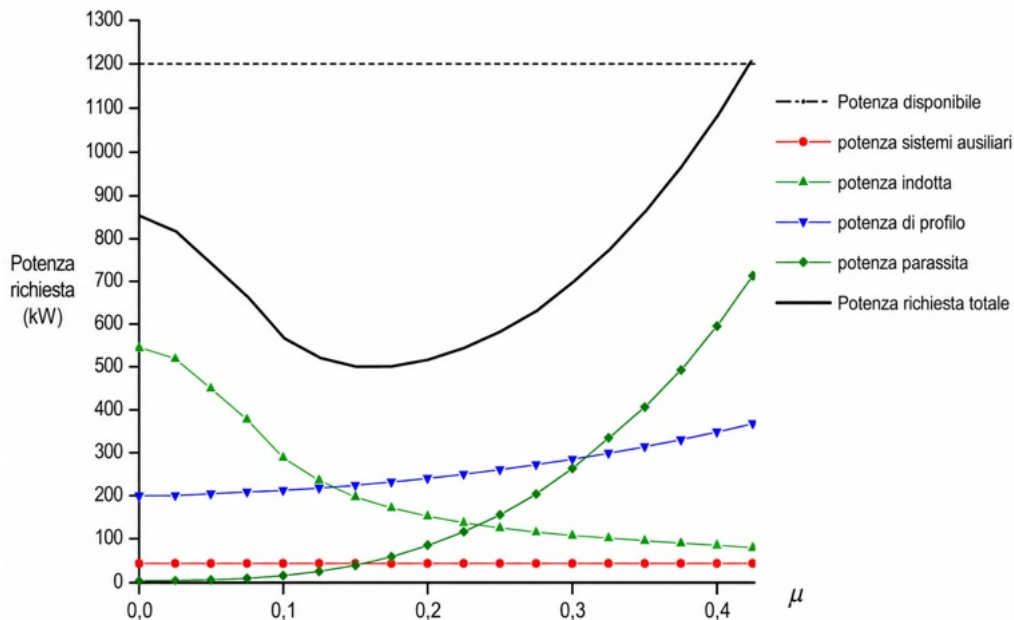


Figura 21. Andamento qualitativo della potenza richiesta: contributo indotto, di profilo, parassita e potenza totale.

12.3 Curva della potenza richiesta

La potenza totale richiesta in funzione della velocità ha tipicamente una forma a vasca. A bassa velocità domina la potenza indotta; a velocità intermedie si raggiunge un minimo; ad alta velocità domina la potenza parassita, che cresce rapidamente con V .

Questa curva consente di individuare velocità caratteristiche. La velocità di minima potenza è importante per la massima autonomia oraria, perché riduce il consumo per unità di tempo. La velocità di massima autonomia chilometrica è invece legata al minimo rapporto Π/V , cioè alla massima distanza percorsa per unità di energia consumata.

Nota

Se il consumo orario di combustibile è approssimativamente proporzionale alla potenza, la massima durata si ottiene volando alla velocità di minima potenza; la massima distanza si ottiene massimizzando V/Π , ovvero minimizzando Π/V .

12.4 Potenza disponibile e limiti operativi

La potenza disponibile dipende dal motore, dalla quota, dalla temperatura, dal regime ammesso e dai limiti della trasmissione. Nei motori turboalbero si distinguono diversi regimi: potenza massima di decollo, potenza massima continua, potenze di contingenza e regimi OEI, cioè *one engine inoperative*, per elicotteri plurimotore.

Non sempre il limite è il motore. Talvolta la trasmissione impone una potenza massima utilizzabile anche se il motore potrebbe erogare di più. Il progetto deve quindi considerare sia la disponibilità termodinamica del motore sia la resistenza meccanica della catena di trasmissione.

12.5 Prestazioni in hovering

Le prestazioni in hovering dipendono da peso, quota, temperatura, area del disco e potenza disponibile. Aumentando quota o temperatura diminuisce la densità dell'aria; per generare la stessa trazione il rotore richiede maggiore velocità indotta e maggiore angolo di passo. Il margine di potenza diminuisce.

Si distinguono due condizioni:

- hovering in effetto suolo, IGE, meno oneroso;
- hovering fuori effetto suolo, OGE, più oneroso.

La massa massima al decollo può essere limitata proprio dalla capacità di mantenere hovering OGE in determinate condizioni ambientali.

12.6 Prestazioni in salita

La velocità verticale di salita è legata al margine di potenza disponibile:

$$V_c \simeq \frac{\Pi_{disp} - \Pi_{req}}{W}. \quad (59)$$

Questa relazione, pur semplificata, è molto chiara: se la potenza disponibile supera di poco quella richiesta, la salita è modesta; se il margine è nullo, si raggiunge la tangenza; se il margine è negativo, quella condizione non è sostenibile.

Il comportamento con la quota si legge bene sulle curve di potenza. Salendo, la rarefazione dell'aria fa aumentare la potenza richiesta, perché per generare la stessa trazione occorrono velocità indotte e angoli di passo maggiori; contemporaneamente la potenza disponibile erogata dal motore diminuisce. Le curve della potenza richiesta si innalzano, quelle della potenza disponibile si abbassano, finché a una certa quota le due curve risultano tangenti in un solo punto: il margine di potenza si annulla in un'unica condizione di volo. Quella quota è la *quota di tangenza teorica*, massima quota raggiungibile in condizioni ideali.

La *quota di tangenza pratica* è definita in modo operativo: è la quota alla quale la macchina non riesce più a salire con una velocità verticale superiore a un valore convenzionale minimo, tipicamente dell'ordine di

0,5 m/s. La ragione del criterio è concreta: l'atmosfera reale non è perfettamente omogenea e, con un margine di salita così esiguo, la macchina alterna piccoli guadagni e piccole perdite di quota senza progredire in modo utile. Oltre quel punto, di fatto, più su non si va.

12.7 Decollo in quota e diagrammi peso–quota–temperatura

Il decollo dell'elicottero sfrutta in sequenza due effetti favorevoli. Aumentando il collettivo, la macchina si stacca dal suolo aiutata dall'*effetto suolo*, che riduce la potenza richiesta in hovering. Iniziata la traslazione, l'effetto suolo si perde molto presto, già a velocità di pochi chilometri orari; quasi subito, però, subentra la *portanza di traslazione*: la portata d'aria che attraversa il rotore cresce con la velocità e, indicativamente oltre i 20–25 chilometri orari, la potenza richiesta diminuisce sensibilmente. Continuando semplicemente a traslare, l'elicottero tende a salire da sé. È questa sequenza a permettere il decollo anche quando il margine di potenza a punto fisso fuori effetto suolo sarebbe insufficiente: il supero di potenza, minimo in hovering, cresce con la velocità fino a un massimo, per poi ridursi e annullarsi dove le curve di potenza richiesta e disponibile tornano a intersecarsi.

La possibilità di decollare da una data quota dipende quindi da peso, quota e temperatura, le tre grandezze che governano il margine di potenza. Il manuale di volo di ogni elicottero riporta appositi diagrammi peso–quota–temperatura: in ascissa la temperatura, in ordinata la quota, e una famiglia di curve parametrizzate dal peso al decollo. Fissata la temperatura del sito e scelta la curva corrispondente al peso effettivo, il diagramma fornisce la quota massima dalla quale il decollo è consentito.

Lettura di un diagramma peso–quota–temperatura (valori rappresentativi)

Si consideri un elicottero leggero il cui diagramma indichi, per un certo peso al decollo, una quota massima di circa 3 500 m alla temperatura di 20 °C. Se la temperatura sale a 35 °C, la stessa curva fornisce una quota massima sensibilmente inferiore, per esempio dell'ordine di 3 300 m: l'aria più calda è meno densa e il margine di potenza si riduce. Se la piazzola si trova a 3 500 m e la giornata è calda, il decollo con quel peso non è consentito: occorre alleggerire la macchina, riducendo il carburante imbarcato o lasciando a terra parte del carico o dei passeggeri, da recuperare con una rotazione successiva. Il diagramma trasforma così un bilancio di potenze in una decisione operativa immediata.

12.8 Velocità massima

La velocità massima in volo livellato è raggiunta quando la potenza richiesta eguaglia la potenza disponibile, oppure quando interviene prima un limite aerodinamico o strutturale: stallo della pala retrocedente, compressibilità della pala avanzante, carichi vibratori, limiti di controllo o limiti della trasmissione.

Per questo la velocità massima dell'elicottero non può essere dedotta dalla sola curva potenza–velocità. Il rotore introduce vincoli specifici che non compaiono, nella stessa forma, negli aeroplani ad ala fissa.

12.9 Analisi di missione

Una missione viene suddivisa in segmenti: avviamento, decollo, hovering, salita, crociera, eventuale stazionamento operativo, discesa, atterraggio e riserva. Per ogni segmento si stimano potenza richiesta, durata, consumo e variazione di peso. La prestazione finale non è una grandezza unica, ma il risultato di un bilancio energetico su tutta la missione.

In sintesi

Le prestazioni dell'elicottero sono governate dalla competizione fra potenza richiesta e potenza disponibile. La macchina è eccellente in missioni verticali e a bassa velocità, ma paga questa capacità con elevata potenza in hovering e limiti aerodinamici nel volo veloce.

13 Autorotazione e sicurezza in emergenza

13.1 Definizione

L'autorotazione è la condizione nella quale il rotore continua a ruotare senza ricevere potenza utile dal motore. La rotazione è mantenuta dal flusso d'aria che attraversa il disco dal basso verso l'alto durante la discesa dell'elicottero. In termini energetici, l'energia potenziale persa dalla macchina alimenta il rotore e copre le perdite aerodinamiche.

L'autorotazione è una delle caratteristiche fondamentali di sicurezza dell'elicottero. Non significa che la macchina possa rimanere sospesa senza motore; significa che, entro un opportuno campo di quota e velocità, può effettuare una discesa controllata e un atterraggio d'emergenza.

13.2 Primo intervento: abbassare il collettivo

Al momento della piantata, un dispositivo a ruota libera disinnesta automaticamente il rotore dal motore: il motore fermo non deve poter frenare il rotore trascinandolo. Subito dopo, la prima azione del pilota è ridurre il passo collettivo. Se il collettivo rimanesse alto, le pale continuerebbero ad assorbire molta coppia aerodinamica e il rotore perderebbe rapidamente giri. Abbassando il collettivo si riduce la resistenza delle pale e si permette al flusso ascendente di sostenere il regime del rotore.

Vale la pena osservare che, per effetto dello svergolamento, con il collettivo al minimo l'incidenza non è nulla lungo tutta la pala: risulta leggermente positiva verso la radice e circa nulla, o lievemente negativa, verso l'estremità. Ciò che conta è che la resistenza media delle pale sia la minima ottenibile.

Il rotore non deve mai fermarsi

Il confronto con l'aeroplano chiarisce la criticità. Un aeroplano che entra in stallo, se dispone di quota sufficiente, può recuperare: ponendosi in picchiata riacquista velocità e con essa il fenomeno aerodinamico che genera la portanza. Per l'elicottero non esiste un recupero analogo: se il rotore si arresta, nessuna manovra può rimetterlo in rotazione in volo. Per questo la conservazione del regime del rotore è la priorità assoluta nei primissimi istanti dopo la perdita di potenza, e la riduzione del collettivo deve essere immediata.

La sequenza fisica è:

1. il motore non fornisce più potenza utile;
2. la coppia resistente delle pale tende a frenare il rotore;
3. il pilota riduce il collettivo;
4. l'elicottero inizia o aumenta la discesa;
5. il flusso ascendente genera una regione autorotativa capace di fornire coppia motrice.

13.3 Zone del disco in autorotazione verticale

In autorotazione verticale il disco può essere diviso, in modo qualitativo, in tre regioni radiali.

La ragione della suddivisione è geometrica. In discesa verticale la velocità di discesa è la stessa su tutto il disco, mentre la velocità tangenziale cresce con il raggio: l'angolo con cui la corrente relativa investe ciascuna sezione, e quindi l'incidenza locale, diminuisce procedendo dalla radice verso l'estremità. Lungo la pala si attraversano così, in sequenza, tre regimi aerodinamici diversi.

La regione interna, indicativamente fino a un quarto del raggio, ha bassa velocità tangenziale e incidenza molto elevata: le sezioni sono in stallo e questa zona non contribuisce né alla sustentazione né alla rotazione.

La regione intermedia, all'incirca fra il 25% e il 75% del raggio, è la zona *autorotativa*. Le incidenze locali sono tali che la risultante aerodinamica delle sezioni è inclinata in avanti rispetto all'asse di portanza: la sua componente nel piano del disco è diretta nel verso della rotazione e fornisce coppia motrice, mentre la componente normale contribuisce alla sustentazione.

La regione esterna, oltre il 75% circa, è *antirotativa*: le incidenze sono piccole, la risultante aerodinamica è inclinata all'indietro e la sua componente nel piano si oppone alla rotazione, pur continuando la zona a fornire portanza. Il regime stabile richiede che la coppia motrice della zona autorotativa equilibri le coppie resistenti delle altre regioni; raggiunto l'equilibrio, le pale ruotano a velocità uniforme, tipicamente perfino leggermente superiore a quella che avrebbero con l'ausilio del motore.

13.4 Equilibrio del regime rotore

Indicando con C_{auto} la coppia motrice prodotta dalla zona autorotativa e con C_{res} la coppia resistente complessiva, si ha:

$$C_{auto} = C_{res} \quad \Rightarrow \quad \dot{\Omega} = 0. \quad (60)$$

Se $C_{auto} > C_{res}$ il rotore accelera; se $C_{auto} < C_{res}$ decelera. Il pilota usa il collettivo per mantenere Ω entro il campo consentito. Un regime troppo basso riduce la portanza disponibile; un regime troppo alto può superare i limiti strutturali.

13.5 Autorotazione in avanzamento

L'autorotazione verticale conduce a un equilibrio dinamico con velocità di discesa elevata, indicativamente dell'ordine di 10–12 metri al secondo: un contatto con il suolo a tale velocità verticale sarebbe distruttivo per la macchina e pericoloso per gli occupanti. Per questo, nella pratica, l'autorotazione si conduce sempre in avanzamento: il meccanismo aerodinamico è lo stesso della discesa verticale, ma la velocità orizzontale consente al rotore di incontrare aria nuova, migliora la controllabilità, permette di scegliere il punto di atterraggio e, soprattutto, rende possibile la manovra finale di richiamata.

In avanzamento la distribuzione delle zone sul disco non è più circolare e simmetrica: le regioni si spostano verso il lato della pala retrocedente, dove compaiono anche una zona di flusso inverso, nella quale la corrente investe le sezioni dal bordo d'uscita verso il bordo d'attacco, e una zona di turbino ad alte incidenze e basse velocità. Entrambe non contribuiscono utilmente; le zone autorotativa e antirotativa continuano a coesistere sul resto del disco e l'equilibrio del regime si stabilisce come nel caso verticale.

La discesa si conclude con una sequenza in due tempi. A qualche decina di metri dal suolo, indicativamente intorno ai 40 m, il pilota esegue la richiamata, o *flare*: cabra la macchina, riduce la velocità in avanti e,

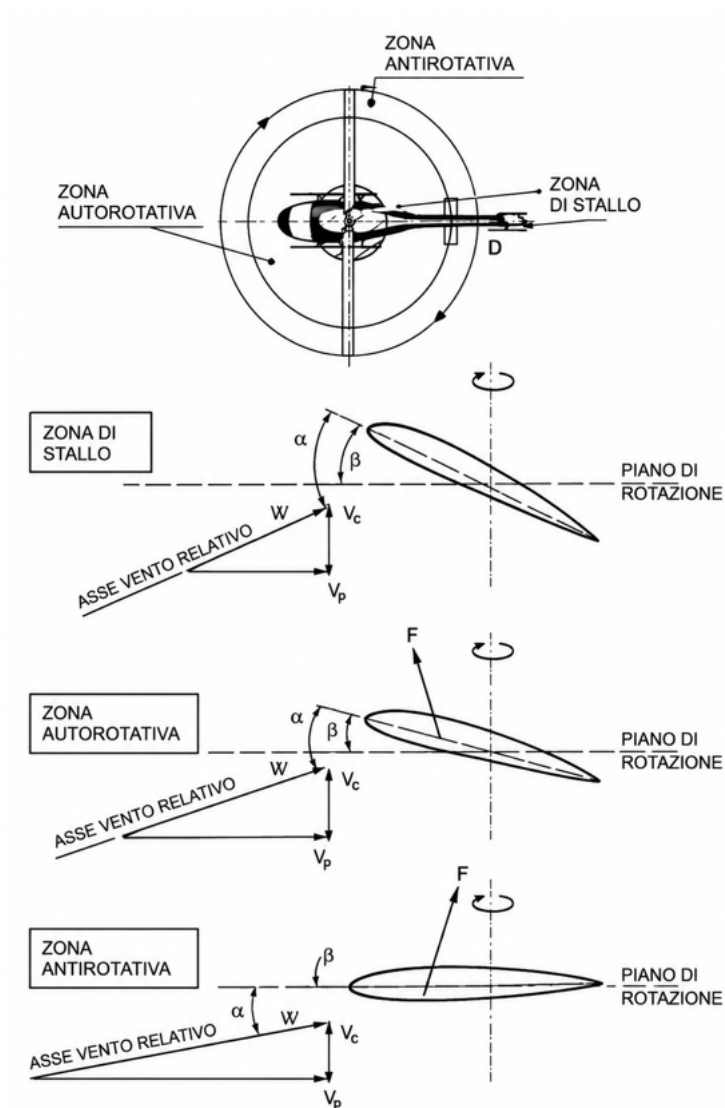


Figura 22. Divisione qualitativa del disco in autorotazione verticale: zona di stallo, zona autorotativa e zona antirotativa.

aumentando le incidenze, incrementa la coppia autorotativa, portando il rotore a un regime leggermente più alto, riserva preziosa per l'istante successivo. A pochissimi metri dal suolo, indicativamente un paio, porta il collettivo al massimo: l'energia cinetica accumulata dal rotore viene convertita in portanza e la macchina, se la manovra è ben condotta, tocca terra con la massima dolcezza.

13.6 Diagramma quota–velocità

Non tutte le combinazioni di quota e velocità permettono un'autorotazione sicura. Il manuale di volo di ciascun elicottero riporta un diagramma quota–velocità, noto con il nome suggestivo di *diagramma dell'uomo morto*, che identifica le regioni da evitare. Le regioni pericolose sono due, di natura diversa.

La prima è la zona a bassa velocità e quota intermedia, indicativamente compresa fra pochi metri e un centinaio di metri dal suolo. In caso di piantata, il *tempo di reazione*, cioè il tempo necessario perché il rotore si disinnesti, il pilota porti il collettivo al passo minimo e imposti la traslazione, per quanto breve, consuma quota: se la quota disponibile non basta, si arriva al suolo in caduta anziché in autorotazione stabilizzata. All'aumentare della velocità di traslazione il limite si abbassa, perché l'energia cinetica già posseduta facilita l'innesco della manovra; oltre una certa velocità l'autorotazione è sempre possibile. Al di sotto di pochi metri dal suolo, viceversa, la zona torna sicura: l'inerzia stessa del rotore mantiene le pale in rotazione per il tempo necessario a toccare terra senza conseguenze.

La seconda regione pericolosa è quella ad alta velocità e quota bassissima. Qui l'autorotazione si innesca senza difficoltà, ma manca lo spazio verticale per completare la richiamata: si toccherebbe il suolo con velocità di traslazione elevata, con il rischio di ribaltamento e distruzione della macchina.

Teoria e pratica operativa

Il lavoro aereo, come il trasporto di carichi al gancio o la posa di tralicci, obbliga talvolta a sostare proprio nella zona sfavorevole a bassa quota e bassa velocità. Il diagramma non vieta queste operazioni: quantifica il rischio residuo che esse comportano in caso di piantata. La mitigazione è affidata alla scrupolosità dei controlli e della manutenzione e alla consapevolezza del pilota, che riduce al minimo il tempo di permanenza nelle condizioni sfavorevoli.

13.7 Piantata motore e inerzia del rotore

L'inerzia del rotore è decisiva nei primi istanti dopo la perdita di potenza. Un rotore con maggiore inerzia perde giri più lentamente e offre più tempo al pilota; un rotore leggero richiede risposta più rapida. Tuttavia aumentare l'inerzia significa anche aumentare peso e carichi strutturali. Anche qui il progetto è un compromesso.

In sintesi

L'autorotazione è una manovra energetica: il rotore non è più alimentato dal motore, ma dalla discesa dell'elicottero. La sicurezza dipende da quota, velocità, regime rotore, prontezza nella riduzione del collettivo e corretta esecuzione della richiamata finale.

14 Stabilità, dinamica e vibrazioni

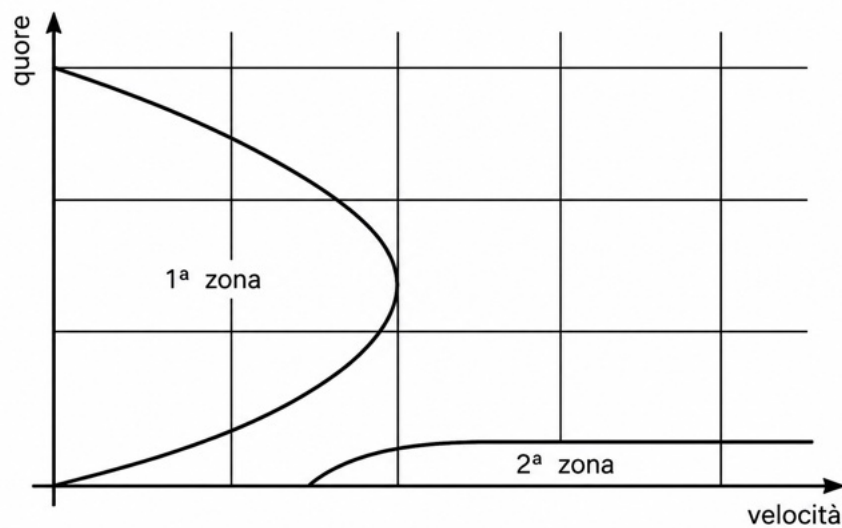


Figura 23. Schema qualitativo del diagramma quota-velocità per la manovra di autorotazione.

14.1 Una macchina naturalmente accoppiata

L'elicottero è più difficile da stabilizzare di un aeroplano tradizionale perché il rotore introduce dinamiche proprie e accoppiamenti fra assi. Una variazione di collettivo modifica trazione, coppia e imbardata; una variazione di ciclico modifica flappeggio, assetto e velocità; una variazione di pedaliera modifica anche la forza laterale del rotore di coda.

Per questo motivo la stabilità deve essere discussa distinguendo stabilità statica, stabilità dinamica e qualità di volo. Una macchina può avere una tendenza statica favorevole, ma presentare modi dinamici poco smorzati; oppure può essere pilotabile grazie a sistemi di stabilizzazione anche se naturalmente poco stabile.

14.2 Stabilità in hovering

In hovering mancano le superfici aerodinamiche fisse efficaci tipiche del volo veloce. La deriva verticale e il pianetto orizzontale lavorano in un flusso debole o fortemente perturbato dal rotore. Il rotore domina la dinamica e la macchina richiede correzioni continue.

Un disturbo di assetto inclina la risultante del rotore e produce accelerazioni laterali o longitudinali. Senza adeguato intervento del pilota o del sistema di controllo, l'elicottero può allontanarsi rapidamente dalla posizione di equilibrio.

14.3 Stabilità in volo traslato

In volo traslato le superfici di coda diventano più efficaci. Il piano orizzontale contribuisce alla stabilità longitudinale; la deriva verticale contribuisce alla stabilità direzionale. La fusoliera, però, produce resistenza e momenti che variano con assetto e velocità; il rotore continua a introdurre flappeggio, inflow dinamico e accoppiamenti.

La stabilità longitudinale dipende dalla variazione del momento di beccheggio con velocità, angolo d'attacco e assetto del disco. La stabilità latero-direzionale dipende da deriva, rotore di coda, accoppiamento rollio-imbardata e posizione del baricentro.

14.4 Derivate di stabilità e di controllo

In una trattazione lineare, le forze e i momenti vengono sviluppati intorno a una condizione di trim. Si introducono derivate di stabilità, come la variazione di forza o momento rispetto a velocità, angoli e velocità angolari, e derivate di controllo, cioè la variazione prodotta dai comandi.

Il significato fisico è più importante del formalismo. Una derivata di controllo elevata indica che un piccolo comando produce un effetto marcato; una derivata di stabilità favorevole indica che un disturbo genera una reazione che tende a ridurlo. Il progetto deve ottenere risposta pronta, ma non nervosa, e sufficiente smorzamento.

14.5 Barra di Bell e sistemi Bell–Hiller

Storicamente, alcuni elicotteri leggeri hanno impiegato sistemi passivi di stabilizzazione come la barra di Bell o la barra Bell–Hiller. L'idea è sfruttare un piccolo sistema rotorico ausiliario o una massa giroscopica aerodinamica per filtrare e stabilizzare i comandi al rotore principale.

Questi sistemi non sono semplici accessori: introducono una dinamica intermedia fra comando del pilota e risposta del rotore, rendendo la macchina meno sensibile a disturbi rapidi e più docile. Nei sistemi moderni molte funzioni sono svolte da servocomandi, autopiloti e controlli elettronici.

14.6 Origine delle vibrazioni

Le vibrazioni dell'elicottero derivano da molte sorgenti:

- carichi aerodinamici periodici sulle pale;
- interazione pala-vortice;
- flusso non uniforme attraverso il disco;
- rotore di coda e interazione con la deriva;
- trasmissione e alberi rotanti;
- squilibri, giochi e tolleranze meccaniche;
- accoppiamenti aeroelastici della pala.

Poiché il rotore ha N_b pale, molte eccitazioni hanno frequenze multiple della frequenza di rotazione. Le vibrazioni influenzano comfort, fatica strutturale, affidabilità degli strumenti, manutenzione e firma acustica.

14.7 Risonanza al suolo

La risonanza al suolo è un fenomeno dinamico pericoloso che può interessare rotori articolati con moto di ritardo. Se, durante il contatto con il terreno, le pale si dispongono in modo non uniforme nel piano e l'energia si accoppia con il moto elastico del carrello e della cellula, le oscillazioni possono crescere rapidamente.

La prevenzione richiede adeguato smorzamento del moto di ritardo, corretta manutenzione degli ammortizzatori, carrello efficiente e procedure operative appropriate.

14.8 Aeroelasticità della pala

La pala è una struttura elastica immersa in un campo aerodinamico instazionario. Flessione, torsione, flap-peggio, ritardo e variazione del passo possono accoppiarsi. Il progetto deve evitare condizioni nelle quali le forze aerodinamiche alimentino oscillazioni invece di smorzarle.

L'aeroelasticità non è quindi un argomento separato dalla meccanica del volo dell'elicottero: è parte della sua natura. La pala deve essere leggera ma resistente, flessibile ma controllabile, efficiente ma non soggetta a instabilità.

In sintesi

La stabilità dell'elicottero nasce dall'interazione fra rotore, cellula, comandi e pilota. Le vibrazioni non sono effetti secondari: sono una conseguenza diretta del fatto che la portanza è generata da pale rotanti in un campo aerodinamico periodico e non uniforme.

15 Aspetti costruttivi, materiali e manutenzione

15.1 La pala come struttura aeronautica

La pala del rotore è contemporaneamente ala, trave, elemento rotante e componente di controllo. Deve resistere a forza centrifuga, flessione, torsione, taglio, carichi aerodinamici periodici, vibrazioni e fatica. Deve inoltre mantenere con precisione la geometria aerodinamica, perché piccole variazioni di profilo, svergolamento o bilanciamento possono produrre vibrazioni significative.

Strutturalmente una pala può essere vista come una trave a parete sottile con elementi resistenti longitudinali, rivestimento e materiali disposti per ottenere rigidità flessionale e torsionale. Nei rotori moderni sono frequenti materiali compositi, che permettono di orientare le fibre secondo le direzioni di carico e di integrare funzioni strutturali e aeroelastiche.

15.2 Mozzo e collegamenti

Il mozzo trasferisce alla fusoliera le forze e i momenti del rotore. È un componente critico perché concentra carichi elevati e variabili. Nei rotori articolati contiene cerniere, cuscinetti e smorzatori; nei rotori hingeless e bearingless integra elementi flessibili e parti composte.

Il progetto del mozzo deve garantire resistenza statica, resistenza a fatica, rigidità, controllabilità e ispezionabilità. Un difetto in un collegamento di pala è particolarmente critico perché l'energia associata alla rotazione è elevata e i carichi centrifughi sono enormi.

15.3 Fatica e carichi ciclici

Le strutture dell'elicottero sono soggette a carichi ciclici più intensi e frequenti rispetto a molte strutture di aeroplano. Ogni giro del rotore produce variazioni periodiche di carico; ogni manovra modifica distribuzione di portanza e coppia; ogni interazione con la scia genera sollecitazioni impulsive.

La fatica è quindi un tema centrale. Il danno può nascere da microcricche, difetti superficiali, concentrazioni di tensione, corrosione o danneggiamenti da impatto. La progettazione deve considerare vita sicura, tolleranza al danno, ispezioni periodiche e sostituzione programmata dei componenti critici.

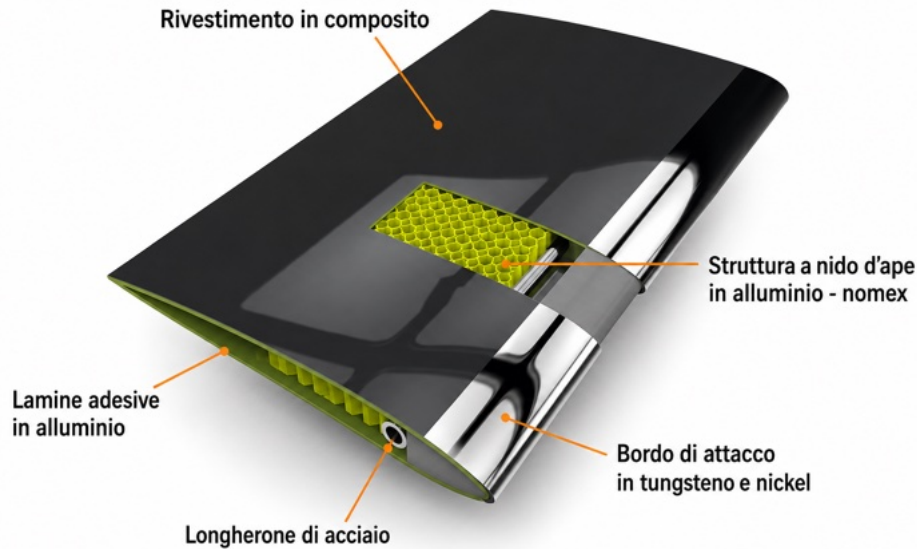


Figura 24. Schema qualitativo della struttura interna di una pala: longherone, rivestimento, bordo d'attacco, bordo d'uscita e riempimenti.

15.4 Safe-life, fail-safe e damage tolerance

Nel criterio *safe-life* un componente viene progettato per resistere per una vita stabilita e viene sostituito prima che il rischio di cedimento diventi inaccettabile. Questo criterio è frequente per componenti critici del rotore.

Nel criterio *fail-safe* la struttura è progettata in modo che il cedimento di un elemento non provochi immediatamente la perdita della funzione, grazie a percorsi alternativi di carico. Nel criterio *damage tolerant* si ammette la possibilità di difetti, purché essi possano essere individuati e restino sotto dimensione critica fra due ispezioni successive.

15.5 Bilanciamento e tracking delle pale

Per ridurre vibrazioni è necessario che le pale siano bilanciate e che seguano traiettorie coerenti. Il *tracking* verifica che le estremità delle pale passino alla stessa quota durante la rotazione. Differenze di passo, rigidità, massa o deformazione possono produrre traiettorie diverse e quindi vibrazioni.

Il bilanciamento riguarda sia la massa sia la distribuzione lungo la pala. Anche piccole differenze, amplificate dalla rotazione, possono generare forze periodiche importanti. Le operazioni di manutenzione devono quindi rispettare procedure rigorose.

15.6 Ispezione e manutenzione

La manutenzione dell'elicottero è particolarmente esigente. Rotore, trasmissione, albero di coda, riduttori, servocomandi, cuscinetti, smorzatori e pale sono componenti soggetti a controlli programmati. L'obiettivo non è solo riparare guasti, ma prevenire l'accumulo di danno.

Le ispezioni possono includere controlli visivi, liquidi penetranti, ultrasuoni, controlli magnetoscopici per materiali ferromagnetici, monitoraggio vibrazionale e analisi dell'olio. Nei sistemi moderni il monito-

raggio HUMS, *Health and Usage Monitoring System*, registra parametri di funzionamento e vibrazione per individuare anomalie prima che diventino guasti.

In sintesi

La costruzione dell'elicottero è dominata dalla fatica e dai carichi ciclici. Pale, mozzo e trasmissione devono essere progettati non solo per resistere al carico massimo, ma per sopportare milioni di cicli in condizioni aerodinamiche variabili.

16 Sintesi tecnica e quadro d'insieme

16.1 La logica generale della macchina

L'elicottero è una macchina unitaria: il rotore principale genera sostentamento, permette la propulsione, introduce la coppia di reazione, fornisce il controllo e determina buona parte dei limiti di prestazione. Motore, trasmissione, rotore di coda, impennaggi e sistemi di stabilizzazione sono progettati intorno alle esigenze del rotore.

Dal punto di vista didattico conviene conservare cinque idee guida:

1. la pala è un'ala rotante;
2. il disco rotore è una superficie ideale attraverso cui il rotore accelera aria;
3. il passo delle pale è il linguaggio con cui il pilota controlla la macchina;
4. ogni variazione di portanza comporta variazioni di resistenza, potenza e coppia;
5. i limiti dell'elicottero nascono dalla stessa fisica che gli permette il volo verticale.

16.2 Relazioni fondamentali

Le relazioni minime da ricordare sono:

$$A = \pi R^2, \quad (61)$$

$$p_D = \frac{T_R}{A}, \quad (62)$$

$$V_{tip} = \Omega R, \quad (63)$$

$$\mu = \frac{V}{\Omega R}, \quad (64)$$

$$C_R = \frac{P_R}{\Omega}, \quad (65)$$

$$T_R = 2\rho A v_i^2 \quad (\text{hovering ideale}), \quad (66)$$

$$v_i = \sqrt{\frac{T_R}{2\rho A}}, \quad (67)$$

$$P_i = T_R \sqrt{\frac{T_R}{2\rho A}}, \quad (68)$$

$$C_T = \frac{T_R}{\rho A (\Omega R)^2}, \quad (69)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A (\Omega R)^3}. \quad (70)$$

Queste formule non esauriscono la teoria dell'elicottero, ma forniscono una struttura concettuale: area del disco, velocità indotta, potenza, rapporto di avanzamento e coppia sono le grandezze che ricompaiono in ogni problema.

16.3 Tabella dei comandi

Comando	Azione meccanica	Effetto principale
Collettivo	Spostamento verticale del piatto oscillante	Variazione uguale del passo delle pale; controllo di trazione, quota e potenza richiesta
Ciclico	Inclinazione del piatto oscillante	Variazione periodica del passo; inclinazione del disco e controllo di beccheggio/rollio
Pedaliere	Variazione del passo del rotore di coda o del sistema anticoppia	Controllo dell'imbardata e compensazione della coppia di reazione

16.4 Tabella delle configurazioni

Configurazione	Vantaggio principale	Criticità
Rotore principale + rotore di coda	Semplice, diffusa, controllo direzionale efficace	Rotore di coda esposto, rumoroso e assorbitore di potenza
Tandem	Grande capacità di carico e ampio intervallo di centraggio	Trasmissione complessa e sincronizzazione dei rotori
Coassiale	Coppia compensata e ingombro ridotto	Mozzo complesso e interferenza tra dischi
Affiancata/intersecante	Coppie compensate e soluzioni specialistiche	Ingombri, sincronizzazione e complessità cinematica
NOTAR	Maggiore sicurezza a terra e minore rumore del sistema anticoppia	Efficienza e complessità del sistema di soffiaggio

16.5 I limiti principali

I principali limiti dell'elicottero convenzionale sono:

- elevata potenza richiesta in hovering, specialmente fuori effetto suolo;
- stallo della pala retrocedente al crescere della velocità;
- effetti di compressibilità sulla pala avanzante;
- vibrazioni e interazioni pala-vortice;
- potenza assorbita dal sistema anticoppia;
- complessità e manutenzione della trasmissione;
- sensibilità a quota, temperatura e peso.

16.6 Conclusione

Capire l'elicottero significa capire un equilibrio dinamico continuo. Il rotore deve generare portanza ma non assorbire potenza eccessiva; deve essere flessibile ma non instabile; deve rispondere ai comandi ma non amplificare le vibrazioni; deve sostenere la macchina ma anche permettere l'autorotazione in emergenza.

La grandezza dell'elicottero sta proprio in questo compromesso. È una macchina più lenta e meccanicamente più complessa dell'aeroplano, ma possiede una libertà operativa che nessun aeromobile ad ala fissa può offrire nella stessa forma: fermarsi nell'aria, salire verticalmente, posarsi in uno spazio ridotto e ripartire senza pista.

In sintesi

L'elicottero è una macchina tecnicamente coerente: tutto ruota attorno al rotore. La sua ricchezza concettuale nasce dal fatto che il rotore è contemporaneamente ala, propulsore, organo di controllo e principale sorgente dei problemi dinamici della macchina.