



Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 657A -

ANNO: 2015

A P P U N T I

STUDENTE: Cappelletti

MATERIA: Meccanica del Volo dell'Elicottero. Prof. Guglieri

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

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

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

Politecnico di Torino

Appunti

MECCANICA DEL VOLO DELL'ELICOTTERO



Corso tenuto dal Prof. G. Guglieri
Corso di Laurea Magistrale
Ingegneria Aerospaziale

Appunti di Cappelletto

ARGOMENTI TRATTATI

Parte 1 – Introduzione

- Evoluzione dell'elicottero
- Descrizione dei componenti principali
- Certificazione

Parte 2 – Aerodinamica dell'elicottero

- Il rotore principale: punto fisso e volo avanzato
- Teoria del disco attuatore
- Teoria dell'elemento di pala
- Potenza necessaria al volo

Parte 3 – Dinamica del rotore

- Passo ciclico
- Teoria di Eulero
- Dinamica di flap
- Dinamica di lag
- Dinamica di pitch
- Carichi al mozzo
- Calcolo degli stati di equilibrio del rotore e della fusoliera

Parte 4 – Stability and Control

- Comandi
- Analisi linearizzata
- Time domain analysis
 - Risposta al collettivo
 - Risposta al pedale
 - Risposta al ciclico longitudinale
 - Speed stability e angle of attack stability
 - Stabilità dinamica long. e lat.-dir.
- Frequency domain analysis
- SAS and CAS
- Handling qualities

Parte 5 – Vibrazioni

- Interpolazione armonica
- Ground resonance e in-flight resonance
- Origine delle vibrazioni
- Attenuazione delle vibrazioni
- Vibrazioni torsionali

- Tracking

Parte 6 – Aeroacustica

- Forme di rumore prodotte

Varie

- Review delle domande d'esame
- Riassunto dettagliato di argomenti analitici sovente chiesti all'esame
 - Teoria disco attuatore
 - Teoria elemento di pala
 - Dinamica di flap e lag
- Technical report: Sikorsky CH-53
- Riassunto di articolo AHS

2) MANCANZA DELLA TECNOLOGIA ADATTA

Coppia di reazione: come bilanciarla?

- ROTORI CONTRO-ROTANTI
- ROTORE DI CODA [Sikorsky]

Rotore a giri costanti: $\frac{1}{2} I \omega^2 = \text{cost}$

ENERGIA CINETICA ROTAZIONALE
CONSTANTE

Molto elevata! Ogni volta che andrei a variare
se si scaricherebbero CARICHI INERZIALI
ENORMI SULLA TRASMISSIONE!!!

⇒ DANNECCIAMENTO / ROTTURA DEGLI INGRANAGGI!!!

→ GIRI COSTANTI.

Come regolare la trazione senza variare il
numero di giri?

→ VARIAZIONE DEL PASSO DELL'ELICA

ALA BATTENTE, ispirata dalla natura
(flapping wing)

Un altro problema: una volta avviati in volo
a punto fisso, COME CI SI PORTA IN VOLO TRASLATO?

Aereo: vola anche a motore spento

Elicottero: PORTANZA ↔ TRAZIONE

Senza trazione (trazione ↔ assorbimento
di potenza) l'elicottero viene giù.

VOLO TRASLATO: INCLINARE IL ROTORE NELLA
DIREZIONE DI AVANZAMENTO



E come si inclina?

- inclini l'asse? NOOO! Dovresti inclinare pure
trasmissione, motore...

7) Coppia di reazione è compensata dal motore di coda, che riceve potenza dal motore principale tramite una trasmissione

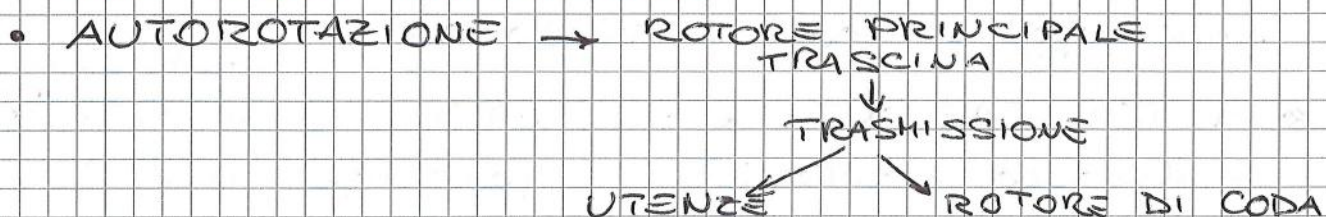
10% POTENZA TOTALE

$$Q_{R.CODA} = 4 \div 5 \times Q_{R.PRINC.}$$

8) Regolazione della trazione del motore di coda si ottiene con variazione collettiva del passo

FAILURE MOTORE

• Disinnesto di rotore principale dal motore ma **NON DALLA TRASMISSIONE**



ELICOTTERO → 1 miliardo di applicazioni civili e militari

Continua l'evoluzione

MOTORI

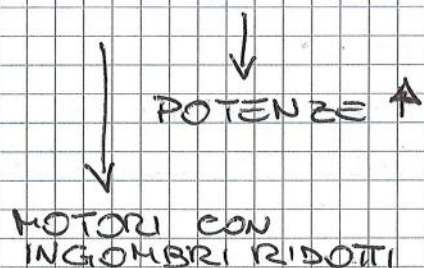
MOTORE A PISTONI

⇒ MOTORE A TURBINA

Fuel \$\$\$
Thrust to weight
Vibrazioni ↑

Fuel \$
Thrust to weight ↑↑
Vibrazioni ↓

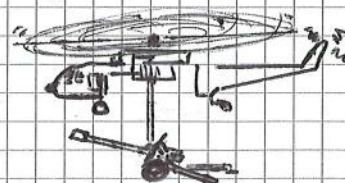
Motore a turbina → MIGLIOR INTEGRAZIONE IN FUSOLIERA



Caratteristiche che riducono perdite per resistenza aerodinamica

INSTALLAZIONE DI PIÙ MOTORI!

• Lavoro aereo: carico al gancio → DINAMICA MULTICORPO, degrada la dinamica dell'elicottero



Trasmissione a vista → bello per la maintenance

↳ PORCATA PER LA SAFETY!

↳ Nel caso militare la trasmissione ha una protezione BLINDATA

△ FLESSIONE DI CODA PER

- CARICHI INERZIALI
- CARICO DELLA MECCANICA DEL ROTORE DI CODA ALL'ESTREMITÀ
- TRAZIONE DEL ROTORE DI CODA (→ flessione nel piano xy)

IMPENNAGGI: in aereo il loro funzionamento dipende dalla pressione dinamica data da avanzamento.

In ELICOTTERO BISOGNA FARE I CONTI CON LA SCIA DEL ROTORE PRINCIPALE
Con la velocità di avanzamento oltre i 50 kt l'impennaggio verticale funge da stabilizzatore direzionale.

- IMPENNAGGIO ORIZZONTALE DA ELICOTTERO UN $C_{ma} < 0$

△ NON SERVE A MANOVRARE!

Ci sono stabilizzatori a collettamento variabile (es. BLACK HAWK) per ottimizzare l'effetto con la velocità di volo e la scia del rotore



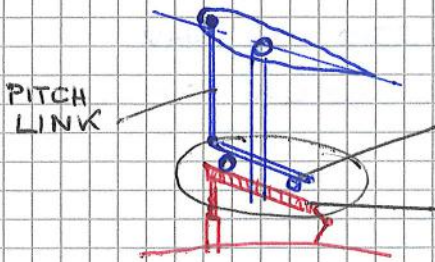
SCIA DEL ROTORE INVESTE IN PIENO GLI IMPENNAGGI ORIZZONTALI.

MODULO della trazione → COLLETTIVO
DIREZIONE della trazione → CICLICO

PIATTO OSCILLANTE
(swash plate)

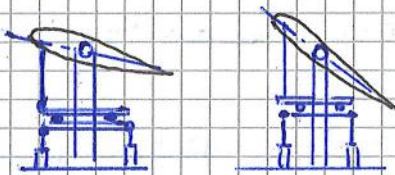
REGOLAZIONE DEL PASSO
DELLE PALE DEL ROTORE

PIATTO OSCILLANTE NON TRASMETTE COPPIA MA SOLO UNA FORZA VERTICALE TRAMITE L'ASTA



parte che gira su cuscinetto a sfere
parte fissa, viene inclinata da attuatori
→ 3 ASTE DI COMANDO DELLA PARTE INFERIORE (3 aste decidono PIANO)

COLLETTIVO: IL PIATTO SI ALZA VARIANDO IL PASSO DI TUTTE LE PALE allo stesso modo. Regola TRAZIONE MEDIA



CICLICO: IL PIATTO STA INCLINATO IN UNA CERTA POSIZIONE VARIANDO CICLICAMENTE (in modo armonico) IL PASSO DELLE PALE in modo da avere + trazione in una certa zona del rotore e controllare oggetto.

[Valore di passo dato da ciclico si sovrappone al collettivo]

COLLETTIVO ⇔ MANETTA!

Se pitch ↑ → Lift ↑ MA PURE DRAG ↑!

→ rotore ha + COPPIA RESISTENTE e motore perderebbe giri e portata di manetta!

→ COLLETTIVO ↑ = MANETTA ↑ automaticamente

PEDALIERA → controllo TURBOSOFFIANTE E
APERTURA FESSURE

△ AUTOROTAZIONE → NO COPPIA DI REAZIONE!

× IL MOTORE NON STA
DANDO COPPIA AL ROTORE

In autorotazione a alta velocità
NON C'È IL SECONDO EFFETTO



■ ROTORI COASSIALI: Komov 50/52
2 SWASHPLATE, NO ROTORE CODA, SI
impennaggi

△ 1 ROTORE + 1 ROTORE ≠ 2 ROTORI
come LIFT!

Lift: $1+1 = 1,41$: 1 ROTORE È IN SCIA
DELL'ALTRO!

• + IN GIOMBRO VERTICALE → rimessaggio

↓
- ESPOSIZIONE BALISTICA: non gli
tirano un RPG in coda tipo
Black Hawk Down.

■ INTERMESHING ROTORS

■ BI-ROTORE (Boeing CH-47 Chinook)
Molto robusto, simmetria di carico

■ TILT-ROTOR

CICLICO: cambiano i θ ciclici lungo l'azimuth
 MA IL θ_0 NON VARIA!

BARRA STABILIZZATRICE (Bell UH-1)



NON C'ERA L'AVIONICA e serviva una forte stabilità dinamica.
 Modi dinamici elicottero \rightarrow tendono ad essere INSTABILI

BILANCIERE collegato alle bielle di passo (pitch link)

\rightarrow BILANCIERE AGISCE DA GYROSCOPIO: sotto una perturbazione esterna tende a far mantenere alla pala quel passo

\Rightarrow CORREZIONE AUTOMATICA DEL CICLICO

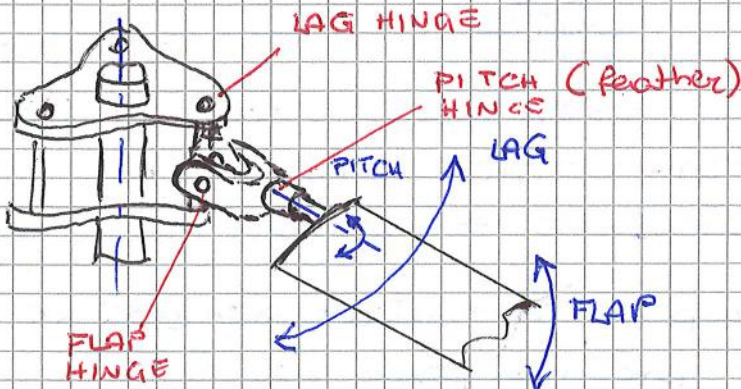
Δ Problema quando invece c'era un comando

FREQUENZE ALTE SONO TAGLIATE

Migliore qualità di volo xk il controllo è + progressivo!

\rightarrow \$\$\$ COMPLESSO e OGGI NON SI USA PIU'

ROTORE ARTICOLATO MULTIPALA



- ALTE POTENZE
- 3 CERNIERE
- FLAP (flappeggio)
- LAG (brandeggio)
- PITCH (passo)

• SMORZATORI per limitare oscillazioni LAG

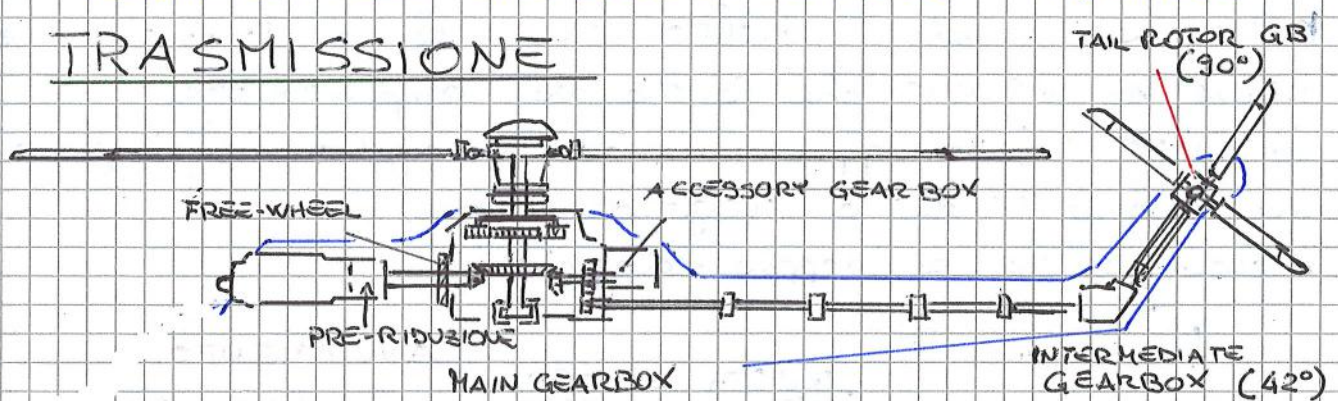
Evoluzioni: HINGELESS: cerniera di FLAP e LAG sostituita da giunte elastomeriche

\rightarrow DEFORMABILE, no fatica!

MECCANICA DEL VOLO DELL'ELICOTTERO

17/03/2015

TRASMISSIONE



■ MOTORE è collegato a trasmissione tramite una RUOTA LIBERA → impedisce il ritorno di coppia al motore

- Se il motore è sotto-giri o ha una failure non bisogna sprecare l'energia cinetica del rotore * far girare un motore morto

• FREE WHEEL → INGANNARE UNIDIREZIONALMENTE



*

- COSTRUITA CON ARPIGLIONI o con denti elastomerici

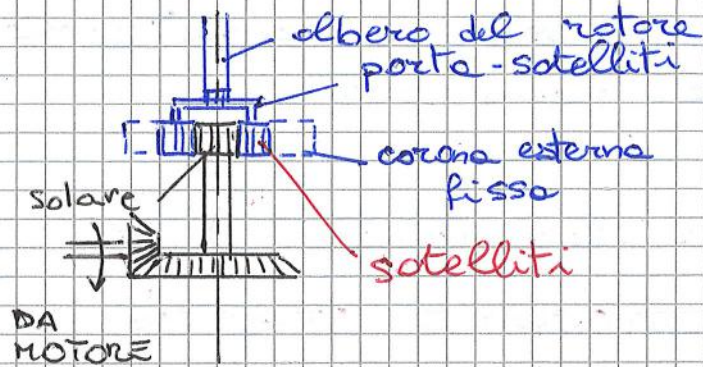
■ IMPATTO DELLE PALE CON UN IMMOBILE

→ si trasmetterebbe una coppia che sfascia il motore! Invece la free wheel fugge da fusibile meccanico

* la ruota interna se gira al contrario "SLITA", i denti "saltano"

■ FRIZIONE: centrifuga. A bassi regimi il motore e la trasmissione sono disaccoppiati * facilitatore accensione

- LO SHAFT che porta la potenza al motore di coda è SEGMENTATO da giunti elastomerici → lo proteggono da flessione del tronco di coda



- Transmissione epicicloidale
 - SI POSSONO FARE ANCHE 2 STADI DI RIDUZIONE

AB412

2 MOTORI A TURBINA

- COMBINATORE MECCANICO dei due motori
 - unisce i due motori; li separa in caso di failure di uno dei due

\$ COSTI DI GESTIONE BASSI xk nella versione base c'è una regolazione PNEUMATICA!

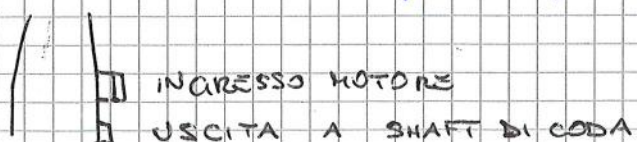
- Uscita combinatore: 6500 rpm
- Rotore principale: 324 rpm

- GEARBOX DI CODA: 42° e 90°
Ispezione giornaliera della lubrificazione, elementi vitali

Aerospotiale AS 315 Lama

[...] TRASMISSIONE A VISTA, montata sulle travature reticolari dell'elicottero

- Ingrandimento a cavi per limitare le oscillazioni di brondaggio (LAG); l'aerodinamica fa pena, però l'elicottero è robustissimo e utilizzato a palla per il lavoro aereo

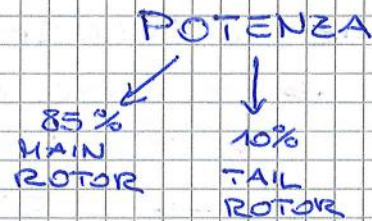


File: Relazione fine corso manutentori

PALA: bordo d'attacco è sottoposto ad
abrasione nelle fasi vicine a terra,
dove il forte ricircolo opera una
"sabbiettura" del leading edge
→ STRIP ANTI-ABRASIONE

MOTORE

TURBOSHAFT con turbina libera di potenza → **NON SERVE FRIZIONE!**
→ PRE-RIDUTTORE
→ GEARBOX



Il motore non funziona
mai al 100%, ma a
una certa rated power inferiore

→ SI HA UN CERTO MARGINE DA SPENDERE IN
CONDIZIONI ATIPICHE per breve tempo

◆ **PERDITE DI INSTALLAZIONE** rispetto alle prestazioni
del banco di prova

→ **INSTALLAZIONE PRESE D'ARIA**

→ " **SCARICHI** per riduzione rumore

5%

! **LUBRIFICAZIONE È MOLTO IMPORTANTE**

→ olio funge anche da refrigerante

- valvole di by pass e cazzotte varie x
by-passare i filtri intasati

◆ **SERBATOI FUEL**: distribuiti all'interno della
fusoliera

• **PESCAGIO DEL FUEL**: non si può alimentare
sfruttando una pressione piezometrica che
ollevisi il coico delle pompe

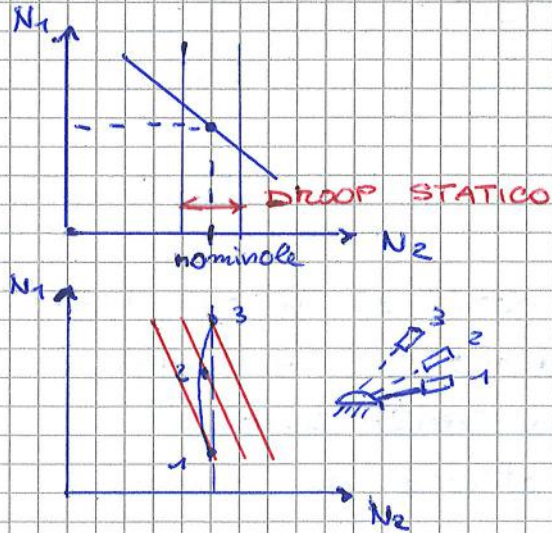
Pag. 47 "Elicottero - Capitolo 8"

Schema del sistema di lubrificazione

- **RADIATORE PER RAFFREDDAMENTO OLIO**
- **2 CIRCUITI PARALLELI**

Appena il pilota di collettivo N_1 cresce proporzionalmente

- Finché non viene dato + fuel il rotore perde giri ($N_2 \downarrow$) poiché alzando il passo cresce la C_r



"Aggressività" di intervento dell'engine control system

- SE $N_2 \uparrow$ x disturbo $\rightarrow N_1 \downarrow$ riportandolo al punto di funz. nominale

► **EFFETTO DI ANTICIPO**:
potenza richiesta = f (collettivo)
 \rightarrow se collettivo $\uparrow \rightarrow N_2 \downarrow$... ma se noi al collettivo colleghiamo $N_1 \Rightarrow N_2 = \text{cost!}$ Anticipiamo perdita di giri!

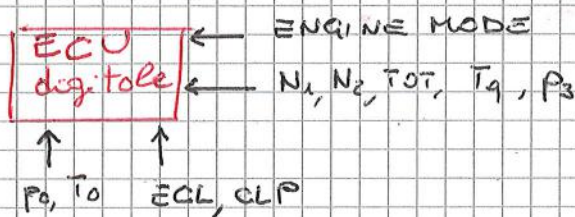
■ **FUEL GOVERNOR** \rightarrow sistema di valvole meccanico - pneumatiche

Fuel flow $\propto N_1$.

sistema robusto, affidabile ma NON RICONFIGURABILE

il governor è fatto per avere $N_2 = \text{cost}$

■ **FADEC** \rightarrow si va di elettronica e via



FADEC invia un segnale allo STEPPER MOTOR dell'FCU e così si regola il fuel.

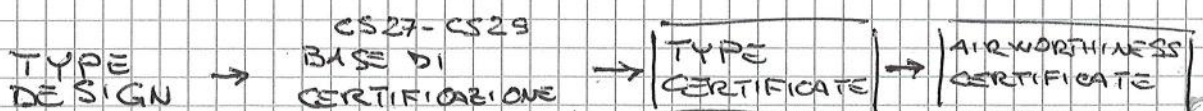
\rightarrow Sistema MOLTO FLESSIBILE

\hookrightarrow correzione con condizioni ambientali

\hookrightarrow OCCHIO AL SOFTWARE!

Certificazione del motore e dell'elicottero

COSTRUTTORE \leftrightarrow EASA



La certificazione

La *certificazione* di un elicottero serve a garantire la sicurezza del prodotto ed è un vincolo importantissimo sia per il progettista sia per il cliente.

Coinvolge in primis le aziende produttrici e gli enti normativi preposti come EASA, FAA o ENAC. In ambito europeo ci si riferisce alle *normative CS 27* per elicotteri sotto le 7000 lbs (o 3175 kg), o *CS 29* per elicotteri di peso massimo al decollo (MTOW) superiore; tra queste cambia quasi completamente la richiesta normativa. Essa prevede la definizione della *configurazione* dell'elicottero, le *specifiche di progetto*, le *specifiche di costruzione* (che tra le altre cose definiscono il prezzo finale dell'elicottero) e le *documentazioni di aeronavigabilità* del prodotto, che sono legate ai processi produttivi di ogni singolo componente montato a bordo. Ogni componente prodotto ha una storia tracciata, che garantisce quindi l'aeronavigabilità; se si vogliono produrre componenti aeronautici bisogna infatti essere *aziende aeronautiche certificate*. Questo non vuole privilegiare aziende a dispetto di altre, ma è fatto a garanzia della sicurezza del prodotto; infatti un aeromobile certificato è legato all'azienda anche a valle della vendita, cosa che invece non si ottiene con velivoli ultraleggeri, dove un'azienda non è tenuta a garantire un efficiente customer service.

La scelta della configurazione, delle specifiche e la garanzia di aeronavigabilità del prodotto costituiscono il *type design*, o *progetto di tipo*; in seguito alla definizione del *type design* si procede alla *certification basis*, che se validata da regolamenti e dalle norme di aeronavigabilità porta all'emissione del *type certificate*, o certificato tipo, che certifica che il modello di elicottero rispetta i requisiti normativi di progettazione. In seguito all'ottenimento del *type certificate* l'azienda può produrre in serie quel determinato modello di elicottero, e ad ogni macchina viene associato un proprio *certificato di aeronavigabilità*. In questo modo ogni attimo di vita dell'elicottero è garantito e certificato, e anche se è molto complicato garantire questo processo, che richiede notevoli sforzi economici, esso rappresenta una garanzia per il cliente e tutti gli utilizzatori, non solo come sicurezza delle persone in termini di *safety*, ma anche come garanzia economica a tutela da eventuali fermi macchina che impediscano l'utilizzo del mezzo.

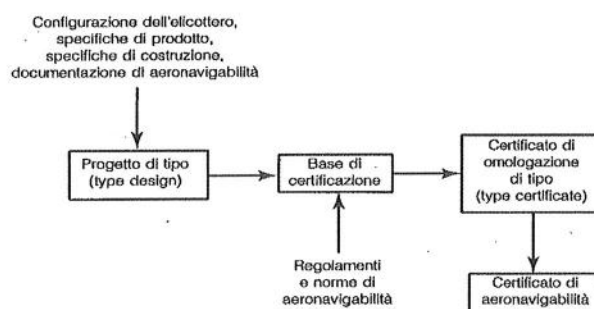


Figura 1.5 – Processo di certificazione

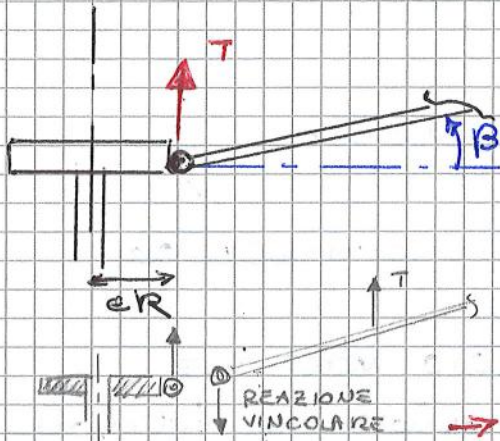
$\mu=0$

TRAZIONE COSTANTE SUL GIRO
 \Rightarrow NO AZIONI DI MOMENTO

▲ La cerniera di floppaggio non può stare sull'albero xk il mozzo non può avere dimensione nulla

\rightarrow ECCENTRICITÀ $e = 0,05R$

Come si riporta il momento dalla pala al mozzo?



La cerniera non trasmette momento, ma solo un taglio, che è proprio la TRAZIONE

\Rightarrow LA TRAZIONE PERO' HA BRACCIO RISPETTO ALL'ASSE DELL'ALBERO

\rightarrow trasmette un momento

Se la trazione è cost. sul giro allora ANCHE IL MOMENTO È COSTANTE SUL GIRO

Il momento di rollio e di beccheggio del rotore SUL GIRO è nullo MA LOCALMENTE NON LO È!

CI SI RIFERISCE SEMPRE A MOMENTI MEDI SUL GIRO

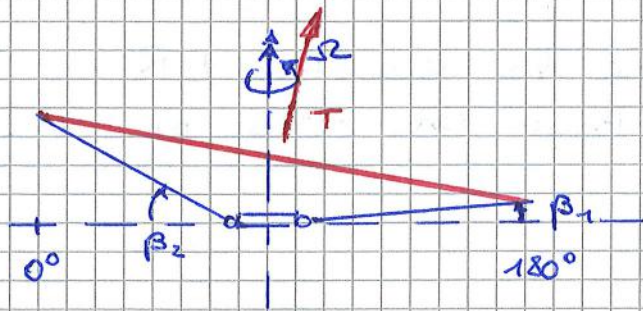
Si segue una pala sola e si moltiplica per il numero di pale (visto che tutte le pale seguono la stessa sequenza di variazione dei carichi seppure in modo sfasato)

QUANTO SI SBAGLIA CONSIDERANDO LA MEDIA SUL GIRO? Va bene solo se stiamo studiando a punto fisso

$\mu \neq 0$ FORWARD FLIGHT


La V_0 si combina con la velocità tangenziale

▲ REVERSE FLOW SU PALA RETROCEDENTE

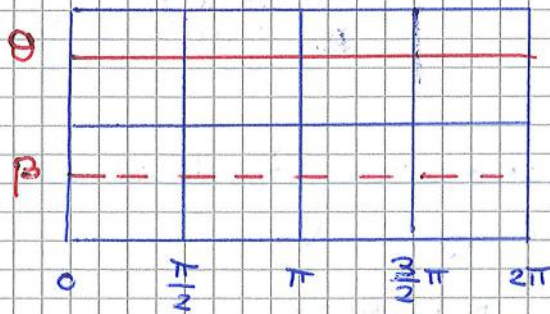


VOLO TRASLATO

→ disco deve dare una trazione inclinata per avanzare

LA TRAZIONE È SEMPRE ORTOGONALE AL DISCO 

$\mu = 0$

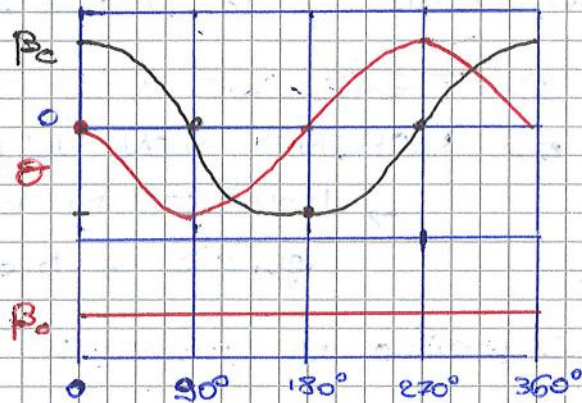
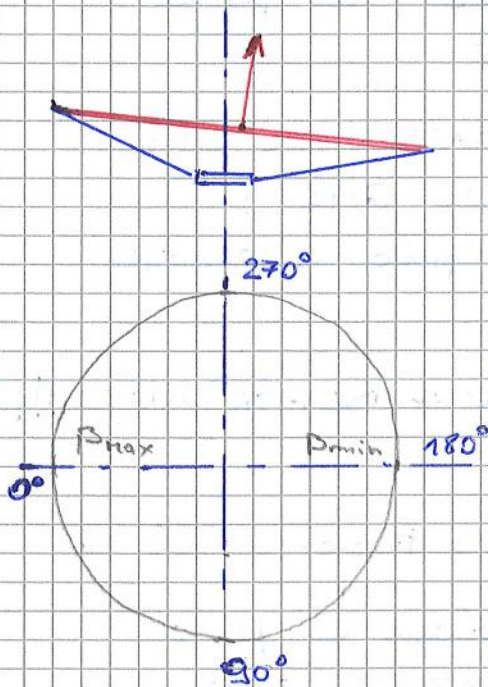


PASSO COSTANTE

• IL DISCO NON È INCLINATO SI È IN VOLO A PUNTO FISSO

$\mu \neq 0$

PORTO AVANTI IL CICLICO PER AVANZARE
Ma dov'è il massimo di θ e il massimo di β per avanzare?



* $\beta_{TOT} = \beta + \beta_0$

CONICITÀ ROTORE = β_0

FUP CICLICO = β_c

Come va regolato il passo per avere questi β sul giro?

GROUND INTERACTIONS

IGE - In Ground Effect

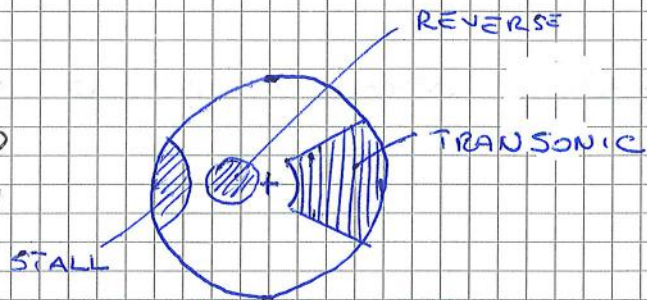
OGE - Out Ground Effect

EFFETTO SUOLO : posso decollare con il massimo con un breve rullaggio quando verticalmente non potrei mai $\times k$ eccederei i limiti di potenza

AIRFOIL DESIGN

Tenere conto di

- CAMPO TRANSONICO
- REVERSE FLOW
- STALLO

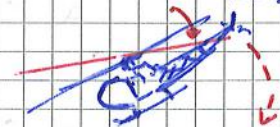


→ variazione profilo lungo l'apertura

24/03/2015

INCIDENTE AIRSHOW LAMA

Il Rotore principale e fusoliera hanno dinamiche differenti: in una manovra di richiamo il rotore risponde in 50ms, la fusoliera in 150ms. Rotore si inclina indietro prima della fusoliera e tronca la trasmissione del rotore di coda.]



Torniamo all'aerodinamica

VOGLIAMO UN AIRFOIL CON

- C_{Lmax} ↑ : utilissimo per $\psi = 270^\circ$
- M_{Dmax} ↑ : $\psi = 90^\circ$, non si vuole una alta DRAG per compressibilità
- L/D buona
- C_m ↓ ($C_m \leq 0,02$) - Un alto momento della pala richiede un'alta forza per l'attuazione della variazione del PITCH

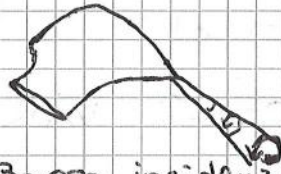
All'inizio si usavano dei profili SIMMETRICI ma QUESTO HA PROBLEMI DI INSTABILITÀ TORSIONALE.

- LIMITARE RESISTENZA INDOTTA
 - Vortici di estremità, la scia viene ridistribuita su 2 vortici di estremità per polo

→ MINOR INTERAZIONE CON LA PALA SUCCESSIVA



Blade tip

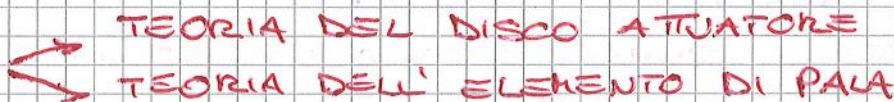


Bassa incidenza

Alta incidenza

⇒ 2000's MORPHING TECHNOLOGIES ecc ecc ecc

Descrivere il rotore in termini quantitativi



TEORIA DEL DISCO ATTUATORE

- **Valido per rapporto di avanzamento $\mu=0$**
→ solo volo verticale
- **NON TIENE CONTO DEL PROFILO!!**
È un operatore fisico-matematico un DISCO IDEALE A SPESSORE NULLO!
 - **Permeabile al flusso**
 - **Porosità 100%** → non ci sono perdite nell'attraversamento del flusso
 - **DISCO SOTTOPOSTO A UNA FORZA DATA DA $\Delta p_{face} \times S$** → è una definizione $\times k$ fisicamente non puoi avere una Δp tra una parete 100% permeabile!
È ASTRAZIONE!

Come fa a esserci un salto di pressione e cavallo del disco?

$$(1) P_{-\infty} + \frac{1}{2} \rho V_{-\infty}^2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2$$

$$(2) P_{+\infty} + \frac{1}{2} \rho V_{+\infty}^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2$$

$$(2-1) \cancel{P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2} - \cancel{P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2} = \cancel{P_{+\infty} + \frac{1}{2} \rho V_{+\infty}^2} - \cancel{P_{-\infty} + \frac{1}{2} \rho V_{-\infty}^2}$$

$$P_2 - P_1 = \frac{1}{2} \rho (V_{+\infty}^2 - V_{-\infty}^2) \quad \textcircled{B}$$

Uguagliando $\textcircled{A} = \textcircled{B}$, cioè i secondi membri di $P_2 - P_1$

$$\frac{1}{2} \rho (V_{+\infty}^2 - V_{-\infty}^2) = \rho v_1 (V_{+\infty} - V_{-\infty})$$

$$v_1 = v_2 = \frac{V_{+\infty} + V_{-\infty}}{2}$$

→ data da simmetria del flusso rispetto al disco

$$v_1 = v - V_{-\infty} \quad \text{velocità indotta generica}$$

$$u = v_1 - V_{-\infty} \quad \text{velocità indotta al disco (velocità INFLOW)}$$

→ INFLOW AL DISCO

$$w = v_2 - V_{+\infty} \quad \text{incremento TOT velocità (DOWN WASH) (o velocità di scia)}$$

$$u = v_1 - V_{-\infty} = \frac{V_{+\infty} + V_{-\infty}}{2} - \frac{2 V_{-\infty}}{2} = \frac{V_{+\infty} - V_{-\infty}}{2} \quad \text{25/03/2015}$$

→ $\boxed{u = \frac{V_{+\infty} - V_{-\infty}}{2}} \quad \text{INFLOW}$

$$T = m \dot{V} (V_{+\infty} - V_{-\infty}) = \boxed{2m\dot{u}} \quad \rightarrow \boxed{V_{+\infty} = V_{-\infty} + 2u}$$

$$C_T = \frac{T}{\rho V_{tip}^2 A}$$

con $V_{tip} = \Omega R$

$w = 2u$ DOWN WASH

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

Volo a punto fisso: $V_{-\infty} = 0$

→ $V_{+\infty} = 2u$ ← SOLO A PUNTO FISSO

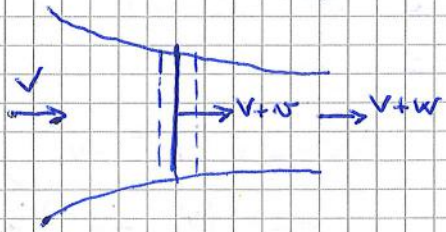
$w =$ velocità di scia

$u =$ velocità al disco = velocità di influsso

Come confrontare la spinta di rotori con diversi numeri di pale?

→ SI DIVIDE IL C_T PER σ !

• Teoria del DISCO ATTUATORE



Posso misurare $V-w$ con il velocimetro ⇒ velocità verticale

[... vedi slide aerodinamica.pdf]

$$T = \rho S (V+v) \cdot w = 2\rho S (Vv + v^2) \rightarrow \text{PUNTO FISSO } V=0 \rightarrow v^* = \sqrt{\frac{T}{2\rho S}}$$

$$v_h = v^* = \sqrt{\frac{T}{2\rho S}}$$

NEL VOLO A PUNTO FISSO VELOCITÀ DI INFLUSSO IDEALE



viene usata per normalizzare la velocità di influsso nelle altre condizioni di volo.

$$\frac{v^*}{WR} = \sqrt{\frac{C_T}{2}}$$

↑ NOTO

C_T lo conosco a punto fisso $\times W$ è uguale a C_w (coeff. di weight)

I gradi di libertà del progettista sono pochi!

CANTIERI

→ SI GIOCA SULLA SOLIDITÀ σ

\swarrow n° pale \downarrow corda \searrow raggio R

→ legge di svergolamento (Teoria Elemento di Pale)

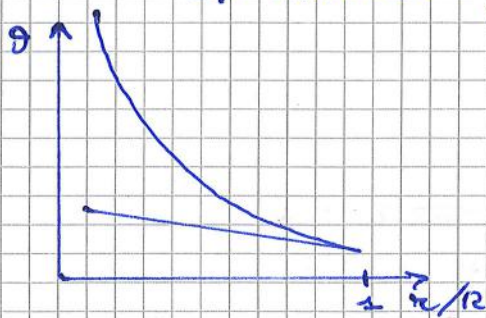
Pag. 3 ESEMPIO Sikorsky UH-60A in Hover

W [N]	C_T	P_h [kw]	v^* [m/s]
65 000	0,0052	730	11,2
75 000	0,0060	905	12,08
...			
95 000	0,0076	1230	13,58

Legge di svergolamento per avere $u = \text{cost}$

→ ideale: LINEARE

→ teorico: IPERBOLICO → vorrebbe $\sigma = u$ all'hub!



↓
COSTRUTTIVAMENTE NON SI PUÒ FARE.

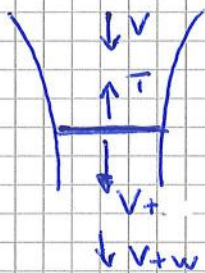
Una legge lineare è subottima MA AMPIAMENTE UTILIZZATA POICHÈ VERSO IL TIP APPROSSIMA BENE LA DISTRIBUZIONE IPERBOLICA TEORICA

⇒ proprio al tip c'è la maggior pressione dinamica e si hanno i livelli di trazione + alti!

REGIMI DI VOLO VERTICALE e TDA

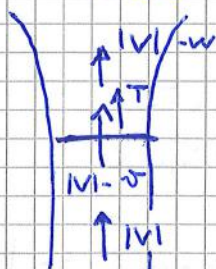
La teoria del disco attuatore non riesce a descrivere i moti di discesa.

- A regime $T = W$; ci sono eccessi di T nei transitori di salita



SALITA
 $V > 0$

Si somma V alla velocità di influsso + è alto il rateo di salita + influisce



DISCESA
 $V < 0$

⚠ Il rateo di discesa ha verso opposto alla velocità di influsso.

Quando $V =$ velocità di influsso $V = -v$

⇒ velocità del DISCO = 0

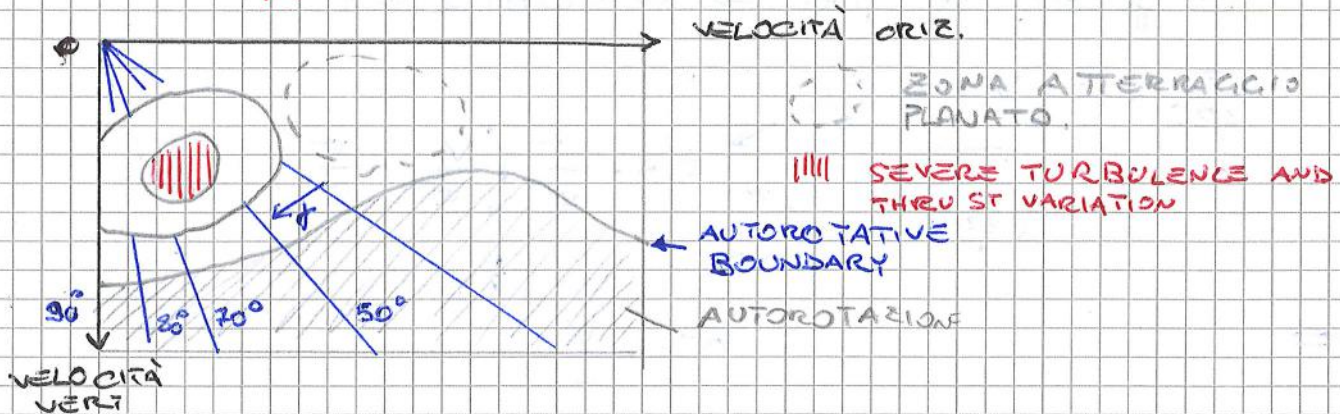
IL DISCO NON È + PERMEABILE

→ AUTOROTAZIONE IDEALE

Punto di autorotazione si sposta a sinistra
 xk bisogna tenere conto delle
PERDITE MECCANICHE

DIAGRAMMA
 SPERIMENTALE

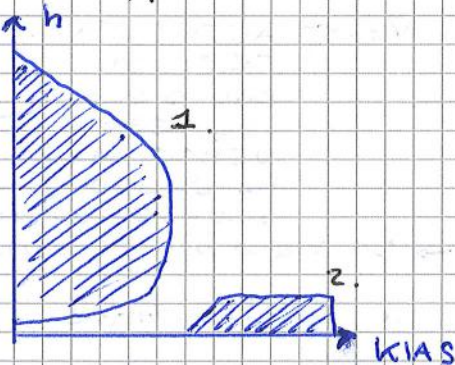
Diagramma da manuale di volo per **AUTOROTAZIONE**
 [v231.jpg]



Per quello che abbiamo trattato noi fino a adesso
 siamo a $V_{oriz} = 0$

RATEI VERTICALI TROPPO ELEVATI
PORTATI DA AUTOROTAZIONE
VERTICALE ($\gamma = 90^\circ$, troppo instabile
 il vortex ring)

Involuppo h-V



/// Aree sconsigliate per il volo,
 ma 2 tipologie di operazioni
 ci cadono dentro

1. Lavoro aereo con carico
 al gancio
2. Ricognizione a basse
 quote e elevate velocità

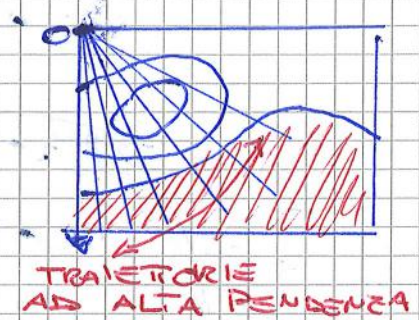
In queste 2 aree **È SCONSIGLIATA L'AUTOROTAZIONE!**
 → **potenziali di discesa eccessivi!**

SOLUZIONE: usare elicottero a + di un motore x
 non doverci affidare all'autorotazione in
 caso di failure di un motore.

**⚠ SE L'AUTOROTAZIONE È PERICOLOSA PER CERTI
 PROFILI DI MISSIONE ⇒ FACCIAMO IN MODO DI NON
 DOVERLA UTILIZZARE AUMENTANDO
 L'AFFIDABILITÀ DELL'ELICOTTERO!**

- Per entrare in autorotazione si attraversa la fase di "anello vorticoso"

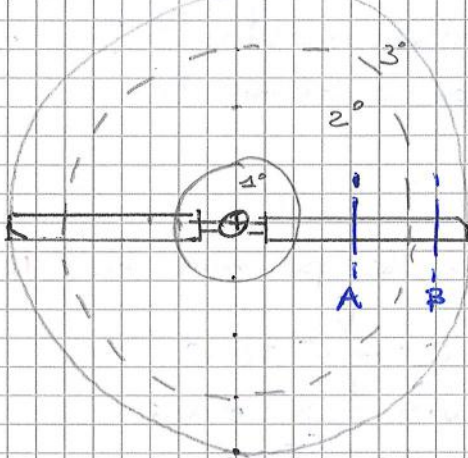
⇒ SI PUÒ ENTRARE IN AUTOROTAZIONE IN MODO ALTERNATIVO



Appunti HVDE1 pag 64

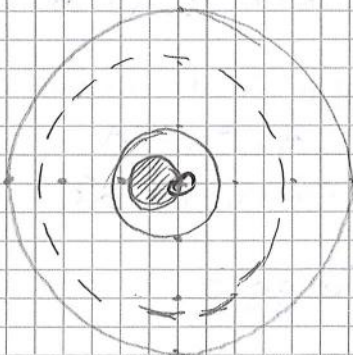
Andamento della curva di potenza, CRITICITÀ DELLA POWER SETTLING: se si entra in vortex ring e si dà manetta ⇒ CI SI SPROFONDA DENTRO!!!

AUTOROTAZIONE



VOLO VERTICALE

- 1° ANELLO: STALLATO
- 2° ANELLO: PARTE AUTO ROTATIVA
- 3° ANELLO: COMPONENTE RESISTIVA



VOLO TRASLATO

Con il volo traslato le zone autorotative e resistenti si spostano!

→ la zona autorotativa si sovrappone al cerchio di inversione

- Solo per bassi valori di collettivo la resistenza è bassa
- leva di collettivo ha una posizione di autorotazione

⇒ **ABBASSARE COLLETTIVO + CICLICO AVANTI = INGRESSO IN AUTOROTAZIONE**

TEORIA DELL'ELEMENTO DI PALA (Glowert)

Teoria che discretizza la trazione di una pala attraverso una sua discretizzazione in segmenti

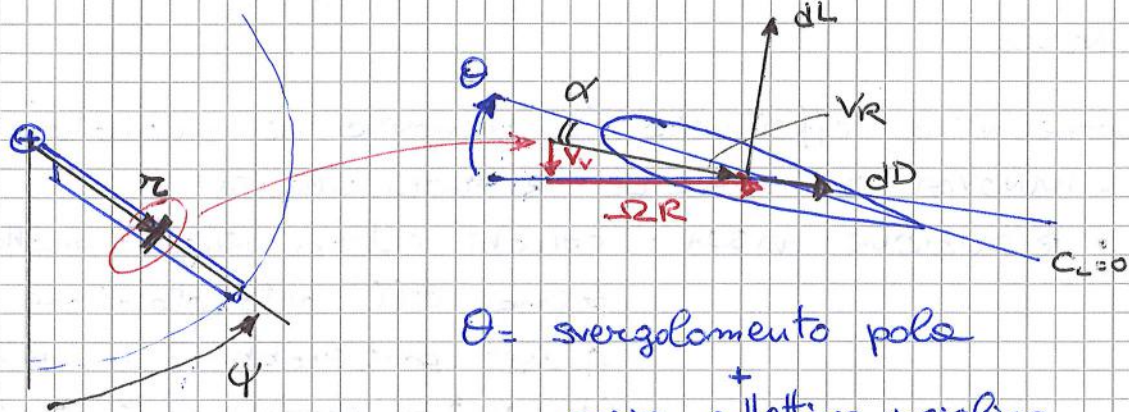
- LEGA LA TRAZIONE AL PROFILO DELLE PALI
- CALCOLO DELLA POTENZA DI PROFILO

La TDA era molto limitata e si basa su un flusso senza perdite e senza variazioni radioli.

- FLUSSO 2D (si trascura la velocità dell'aria lungo la pala)



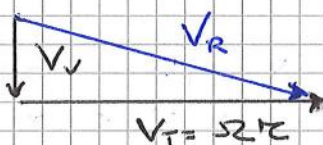
- Effetto downwash
- Teoria della linea portante



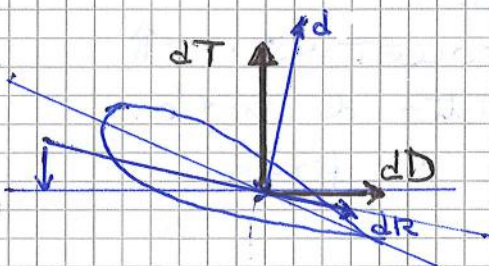
θ = svergolamento pala
+
passo collettivo + ciclico

$$\phi = \theta - \alpha$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{V_v}{V_{inf}}\right)$$



V_v = velocità indotta (influsso al disco) + proiezione della velocità di avanzamento ortogonale al disco



PUNTO FISSO
 $V_{influsso}$

SALITA:
 $V_{influsso} + V/S$

DISCESA:
 $V_{influsso} - V/S$

NELLE CONDIZIONI DI HOVERING IDEALE NON SERVE UNA MEDIA
BASTA CALCOLARE PER UNA POSIZIONE.

Linearizziamo considerando che ϕ è piccolo, ecc...

$T = \int_0^R dL$ VALIDA SOLO PER $\mu=0$! \checkmark MANCA LA MEDIA

$C = \int_0^R \tau dD = \int_0^R \tau \cdot \phi(r) dL + \int_0^R \tau dR$

EFFETTI INCIDENZA INDOITA RESISTENZA DEL PROFILO

↓
come TDA

$W = \Omega C = \Omega \int_0^R \tau \cdot \phi(r) dL + \int_0^R \tau dD$

POTENZA DI PROFILO

Potremmo correggere le sezioni di estremità per tenere conto degli effetti di estremità
[CIRCUITAZIONE AL TIP SI ANNULLA]

MEMO: Hovering TDA
 $V_{tip} = 0$ $T = 2 \rho A U$

Il libro fa una grande semplificazione

$\alpha = \alpha(r)$
 $c = c(r)$ } → sezione per sezione
VARIA α , VARIA c , ⇒ VARIA $C_L(r)$!

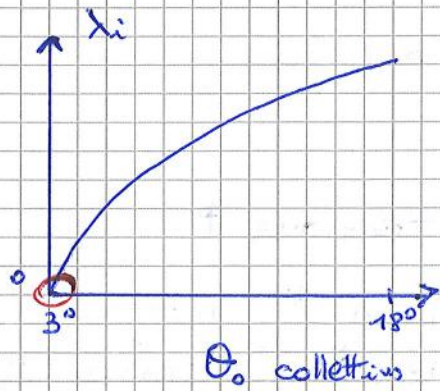
Lui dice → prendiamo \bar{c} , \bar{C}_L MEDI lungo la pala!

$T = \frac{N}{6} \rho R^2 R^3 \bar{c} \bar{C}_L$

$\sigma = \frac{N \bar{c}}{\pi R^2} = \frac{N \bar{c}}{\pi R}$

$T = \frac{1}{6} \rho V_{tip}^2 \sigma A \bar{C}_L$

↓
SCHEDE DI DESIGN DEL ROTORE



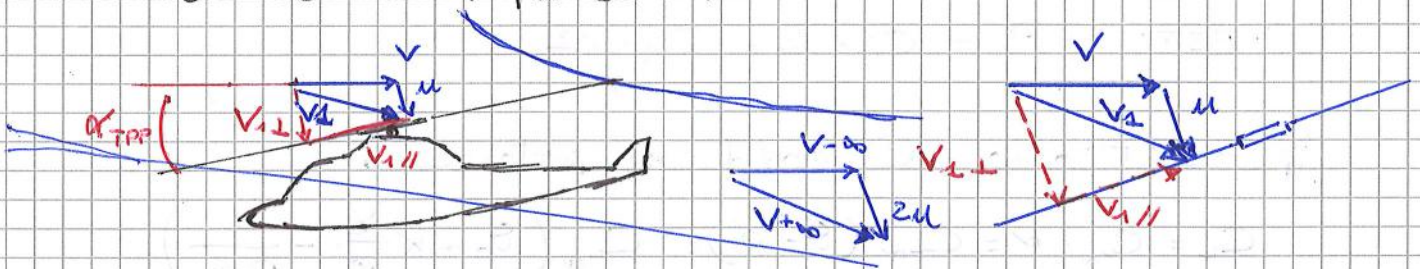
○ autorotazione.
 Non è a $\theta_0 = 0$ per via
 di $K \neq 0$.
 [pag. 14 Capitolo 2]

MECCANICA DEL VOLO DELL'ELICOTTERO

1/04/2015

VOLO TRASLATO

La teoria del disco attuatore non è + valida per il volo traslato. Tuttavia può continuare a darci le velocità di influsso u .



• L'ASSETTO DEL DISCO È INCLINATO NELLA DIREZIONE DEL MOTO

• Tubo di flusso è inclinato

→ la velocità al disco non è + ortogonale al disco

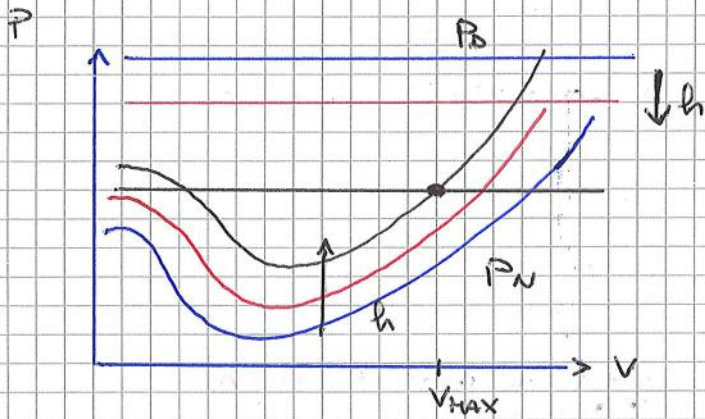
→ Velocità influsso u è \perp disco

TPP = TIP PATH PLANE (\neq HUB PLANE!)

■ Forzando la teoria: IN SCIA LA VELOCITÀ $\parallel u$
 VALE $2u$

Pag. 69 CAPITOLO 2

Un elicottero in ambiente alpino deve erogare in alta potenza anche ad alta quota!



Con $h \uparrow$:

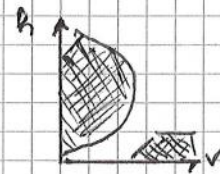
$P_N \uparrow$

$P_0 \downarrow$

LIMITI OPERATIVI !!!

↓
Limiti dell'inviluppo di volo

↓
"Dead Man Area"



Performance elicotteri

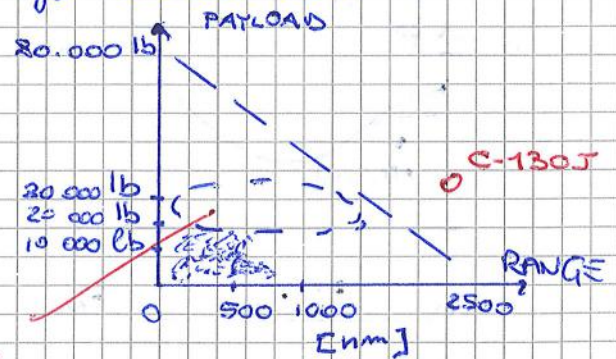
- Aumentare V_0 : → abbassare ΣZ , così al tip avrà ΣR inferiore e possiamo guadagnare in V_0 .

- Payload-Range: è molto limitato.
- Come indice di trasporto è molto limitato perché porta POCO PAYLOAD AD ALTO !!!
- però porta carichi dove gli aerei non riescono!

- Range Specific Productivity

$$SP = \frac{\text{MAX PAYLOAD} \times \text{TRANSPORT SPEED}}{\text{RANGE}}$$

HEAVY LIFTERS



La morale è che l'elicottero non può competere con l'aereo!

• Legge di rastremazione \leadsto TAPER

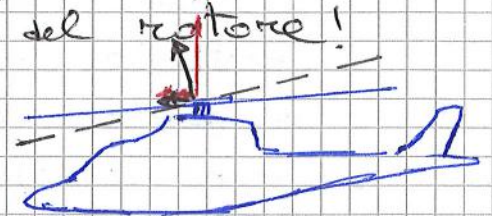
SLOWING ROTORS

- Riduco Ω per avere $V_{\infty} \uparrow$ e ridurre effetti di Compressibilità. [Guadagno V del 10%]

- MA: se $\Omega \downarrow \Rightarrow T \downarrow$

\Rightarrow Devo aumentare il collettamento del rotore!

\Rightarrow + PERDITE x RESISTENZA
DEL ROTORE visto che è
+ inclinato



[La trazione in avanti è la stessa ma prima è componente di una T maggiore, dopo di una T + inclinato]

Per noi le curviture saranno coincidenti e con la stessa eccentricità (soprattutto LAG e FLAP)

⇒ IPOTESI SEMPLIFICATIVA!

- Ogni pala ha una sua dinamica
 - differenze nella massa (errori / tolleranze produttive)
 - accoppiamenti aerodinamici: una pala sta nella scia di quella precedente

• PER NOI OGNI PALA È INDIPENDENTE DALL'ALTRA

• OGNI PALA SEGUE LA STESSA TRAIETTORIA DI QUELLA PRECEDENTE, sfasata nel tempo.

⇒ STUDIAMO UNA SOLA PALA: sarà significativo
x tutto il rotore

• SOVRAPPOSIZIONE DEGLI EFFETTI

Studiemo separatamente dinamica di FLAP, LAG, PITCH e poi sovrapponiamo.

Quanto stiamo sbagliando?

+ SIAMO LONTANI DAL VOLO A PUNTO FISSO

+ COMMETTIAMO UN ERRORE considerando i gdl indipendenti

• Limite: $\mu = 0,2$

↳ Nessun codice di simulazione tratta 1 solo gdl per volta. DINAMICA PALA RIGIDA → 3 GDL

→ SI FA x OGNI PALA

3 gdl insieme → NO SOLUZIONI ANALITICHE

→ poco significativo ai fini didattici

CONSIDERIAMO L'INTORNO DEL VOLO A PUNTO FISSO e basso rapporto di avanzamento.

• PASSO: funzione di ψ per considerare ciclico

$$\theta = \theta_0 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi$$

↓
COLLETTIVO
(offset)

↙ ↘
CICLICO

A_1, B_1 : english
 θ_{1c}, θ_{1s} : american

Con δ_3 al flap si accompagna una CORREZIONE DEL PASSO

$$\Delta\theta = -\tan\beta \cdot \tan(\delta_3 - \zeta_0) \approx -\beta \tan(\delta_3 - \zeta_0)$$

A cosa serve?

NEL ROTORE DI CODA MITIGA/ANNULLA IL FLAP

[il rotore di coda ha solo un collettivo, non ha un ciclico; di solito nei rotori di coda $\delta_3 \neq 0$]

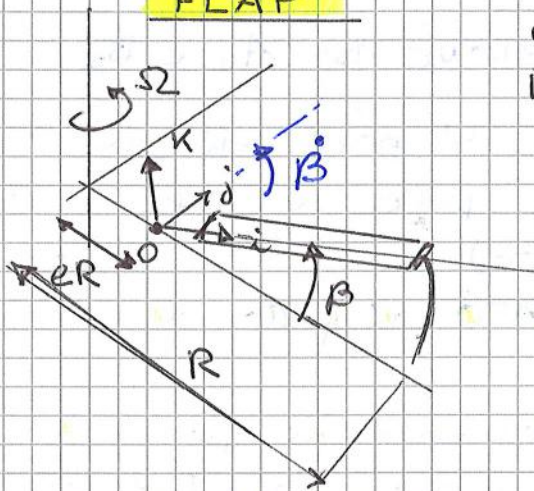
[Noi trascuriamo δ_3]

Per ogni grado di flap il passo si riduce di 1 grado.

Supponiamo che il rotore e il mozzo sia vincolato a una MASSA INFINITA: non tiriamo in ballo fusoliera, rotore di coda, ... (per ora).

SCHEMI PER LA DINAMICA

FLAP



O: CERNIERA DI FLAPPEGGIO

R: raggio del DISCO
(non della pala)

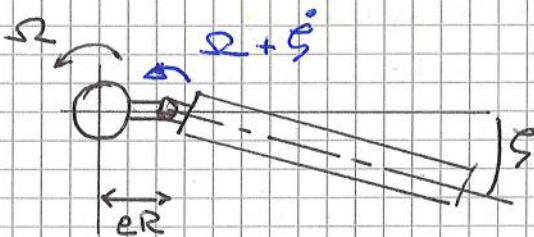
j: asse cerniera di FLAPPING

β : FLAP ANGLE
(out of plane angle)

$\dot{\beta}$: velocità angolare di flappeggio

[$\beta \uparrow$ se $\mu \uparrow$]

LAG



ζ : LAG ANGLE

$\dot{\zeta}$: velocità angolare di brandeggio. Cambia sul giro la ζ poiché in funzione di ψ la pala sente una diversa drag

eR: eccentricità

ORIGINE
NON
BARICENTRICA

→ CORREZIONE
ACCELERAZIONE
RISPETTO
ALL'ORIGINE

$$\vec{a}_0 = \begin{Bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -eR\Omega^2 \cos\beta \\ 0 \\ eR\Omega^2 \sin\beta \end{Bmatrix}$$

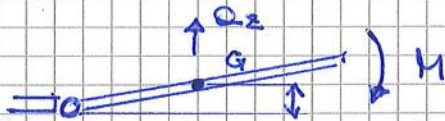
MOTO CIRCOLARE UNIF: → SOLO ACC. RADIALE $a_N = \omega^2 r = \frac{v^2}{r}$

$$\vec{r}_g = x_g R \hat{i}$$

$$m_b \vec{r}_g \times \vec{a}_0 = \begin{Bmatrix} 0 \\ -m_b x_g R \cdot a_z \\ m_b \cdot x_g R a_y \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ -m_b x_g R a_z \\ 0 \end{Bmatrix} *$$

↓
ACCELERAZ.
DELL'ORIGINE
DELLA TERNA
PALA IN
MOTO CIRC.
ATTORNO
ALL'ALBERO

* Momento della forza d'inerzia → tende a riportare la pala a $\beta = 0$
È solo per effetto dei corichi aerodinomici che si ha $\beta \neq 0$



$$i) L = I_x \dot{\omega}_1 - (I_y - I_z) \omega_2 \omega_3$$

$$ii) M = I_y \dot{\omega}_2 - (I_z - I_x) \omega_1 \omega_3 - \underbrace{m_b x_g R \cdot a_z}_{m_b e x_g R^2 \Omega^2 \sin\beta}$$

$$iii) N = I_z \dot{\omega}_3 - (I_x - I_y) \omega_1 \omega_2$$

L'equazione M è la + importante!

M è dato solo dall'aerodinamica!

Momenti esterni → distribuzione di Lift

SOSTITUENDO IN M:

sulla pala

$$I_x + I_y = I_z$$

$$I_y \ddot{\beta} + \Omega^2 (I_y \cos\beta + m_b e x_g R^2) \sin\beta = M_A$$

EQUILIBRIO: $M_i = M_A$

→ momento nullo alla cerniera

I_y = momento d'inerzia della pala attorno a j, asse di floppaggio

Se μ è piccolo si linearizza perché ci sono β piccoli

$$\ddot{\beta} + \Omega^2 (1 + \epsilon) \beta = \frac{M_A}{I_y} \quad \text{con} \quad \epsilon = m_b e x_g R^2 / I_y$$

β_0 : parte costante di β lungo il giro 

$\beta_0 = 4,5^\circ \div 10^\circ$ IL DISCO È CONICO

[non si può avere conicità negativa in un elicottero reale, solo negli oeromodelli]

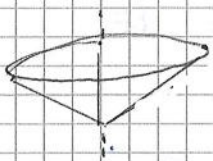
Vedremo poi come varia β_0 con il ciclico:
Rimane costante, ma l'asse del cono sarà + inclinato.

PIÙ LA BARRA CICLICA È SPOSTATA VERSO LA DIREZIONE DI AVANZAMENTO PIÙ È INCLINATO IL CONO NELLA DIREZIONE DI AVANZAMENTO

⚠ COL CICLICO β_0 NON CAMBIA

[Nei primi elicotteri invece del comando ciclico si inclinava il mozzo]

CONICITÀ: indice dell'EQUILIBRIO tra momenti aerodinomici e momenti della forza centrifuga



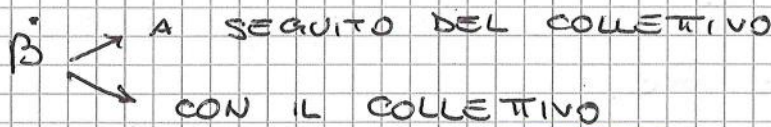
• La dinamica di flapping NON HA EFFETTI SULLA TORSIONE DELLA PALA.

• Sostituendo i vari termini nelle altre 2 eq:

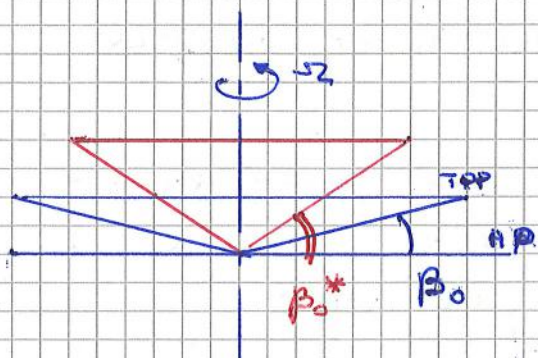
$L = 0$ [$L = I_x \omega_1 - (I_y - I_z) \omega_2 \omega_3 = I_x R \dot{\beta} \cos \beta + (I_y - I_z) \Omega \dot{\beta} \cos \beta = 0$ se $I_x + I_y = I_z$]

$N = -2 I_y \beta \Omega \sin \beta$ (Coriolis)

↳ È importante quando c'è un $\dot{\beta}$



ASSIMILANDO LA PALA A UNA LAMINA PIANA]



COLLETTIVO

TRAZIONE ↑

β ↑ $\beta_0^* > \beta_0$

RAGGIO D'INERZIA ↓

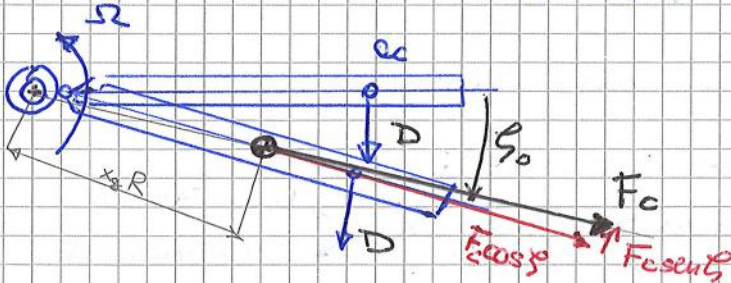
ROTORE ACCELERA

Condizioni nominoli: $\xi = 0$

IN ARIA RAREFATA / VUOTO \rightarrow NO DRAG!

\downarrow
NO LAG (e no FLAP)

NON CI SONO I MOMENTI AERODINAMICI (esterni)



● La F_c dà un momento rispetto alle LAG HINGE che impedisce a ξ di aumentare troppo

Aumento TRAZIONE \rightarrow aumento DRAG

⚠ LA FORZA CENTRIFUGA STA SULLA CONGIUNGENTE TRA IL CENTRO DI ROTAZIONE (base mozzo) e IL BARICENTRO DELLA PALA.

in N: SMORZAMENTO DEGLI SMORZATORI IDRAULICI

$$I_z \ddot{\xi} + m_b \cdot e \cdot x_g \cdot \Omega^2 R^2 \sin \xi = N$$

linearizzando:

$$\ddot{\xi} + \Omega^2 \epsilon \xi = \frac{N}{I_z}$$

$$\sigma_n = \Omega \sqrt{\epsilon} \quad (\sigma_n = 0,3 \cdot \Omega)$$

$$\epsilon \approx 0,1 \rightarrow \sqrt{\epsilon} \approx 0,2 \div 0,3$$

LA PULSAZIONE NATURALE DI LAG È MOLTO PROSSIMA ALLA PULS. NATURALE DELLA STRUTTURA DELLA FUSOLIERA !!! OCCHIOOO!!!!

È comunque una dinamica lenta

BISOGNA AGGIUNGERE ALL' EQ. LINEARIZZATA IL TERMINE DI CORIOLIS PROVENIENTE DALLA DINAMICA DI FLAP:

già linearizzato e si considera $I_y \dot{\alpha} \dot{\xi}$

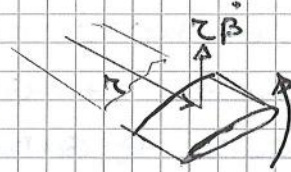
$$\ddot{\xi} + \Omega^2 \epsilon \xi + (-2R \beta \dot{\beta}) = N_A / I_z$$

⚠ Se si vuole risolvere il LAG bisogna prima risolvere il FLAP.

• BLADE ELEMENT THEORY

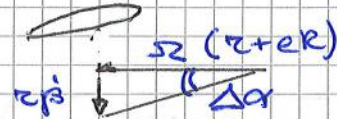
segmento portante che dista r dallo cerniera di FLAP

$$\Delta\alpha = - \frac{r\beta}{R(r+eR)}$$



VARIAZIONE DI INCIDENZA DOVUTA AL FLAP

$$Q = C_{L\alpha} \quad x = \frac{r}{R}$$



VELOCITÀ VISTE DA PROFILO

$$dL = -\frac{1}{2} \rho a c Q^2 R^3 (x+e) \frac{d\beta}{d\psi} \cdot x \cdot dx$$

→ Integrando tra 0 e 1

$$\frac{M_A}{I_y \Omega^2} = - \frac{\eta \gamma}{8} \frac{d\beta}{d\psi}$$

Questo è l'INCREMENTO DI M DOVUTO A β .

Non c'è β_0 qui dentro.

$$\eta = (1-e)^3 \left(1 + \frac{e}{3}\right) \approx 1$$

$$\gamma = \frac{\rho a c R^4}{I_y}$$

LA CONICITÀ NON È LEGATA AI CICLI MA SOLO AGLI EQUILIBRI TRA TRAZIONE E FORZE CENTRIFUGHE

NUMERO DI LOCK [adimensionale]

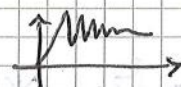
NUM: ~ portanza della pala

DEN: momento d'inerzia

Se γ è grande ha un'ottima capacità di generare trazione a fronte della distribuzione di massa.

LOCK BASSO: pala troppo pesante, non varia mai il β ! Airfoil scuro.

LOCK ALTO: lock troppo alto risponde troppo prontamente, con transitori con oscillazioni + morcate



$$\gamma \approx 6-10$$

Nell'equazione del flappeggio il momento aerodinamico ha un RUOLO SMORZANTE

$$\frac{d^2\beta}{d\psi^2} + \frac{\eta\gamma}{8} \frac{d\beta}{d\psi} + (1+e)\beta = 0$$

$$\omega_n = \Omega \sqrt{1+e}$$

Tecnica del bilanciamento armonico

→ Si sostituisce la funzione di forma nell'omogenea

→ Si uguagliano i coefficienti degli stessi termini a dx e a sx

$$\left\{ \begin{aligned} \beta_0 &= \beta_0 + \beta_{1c} \cos \psi + \beta_{1s} \sin \psi = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi \\ \frac{d\beta}{d\psi} &= -\beta_{1c} \sin \psi + \beta_{1s} \cos \psi \\ \frac{d^2\beta}{d\psi^2} &= -\beta_{1c} \cos \psi - \beta_{1s} \sin \psi \end{aligned} \right.$$

$$\frac{d^2\beta}{d\psi^2} + \frac{\gamma}{8} \frac{d\beta}{d\psi} + \beta = \frac{\gamma}{8} (a_0 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi) \quad \text{diventa sostituendo:}$$

$$-\beta_{1c} \cos \psi - \beta_{1s} \sin \psi + \frac{\gamma}{8} (-\beta_{1c} \sin \psi + \beta_{1s} \cos \psi) + \beta_0 + \beta_{1c} \cos \psi + \beta_{1s} \sin \psi = \frac{\gamma}{8} (a_0 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi)$$

$$\beta_0 = \frac{\gamma}{8} a_0$$

$$\beta_{1s} = -A_1 = -b_1$$

$$\beta_{1c} = B_1 = -a_1$$

$$\Rightarrow \beta = \frac{\gamma}{8} a_0 - A_1 \sin \psi + B_1 \cos \psi$$

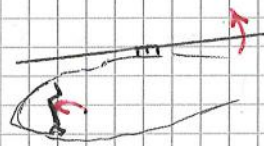
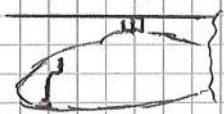
⇒ CICLICO LONGITUDINALE!

INCLINAZIONE LONG. DEL DISCO

IL ROTORE SEGUE PERFETT.

L'INCLINAZIONE DELLA BARRA

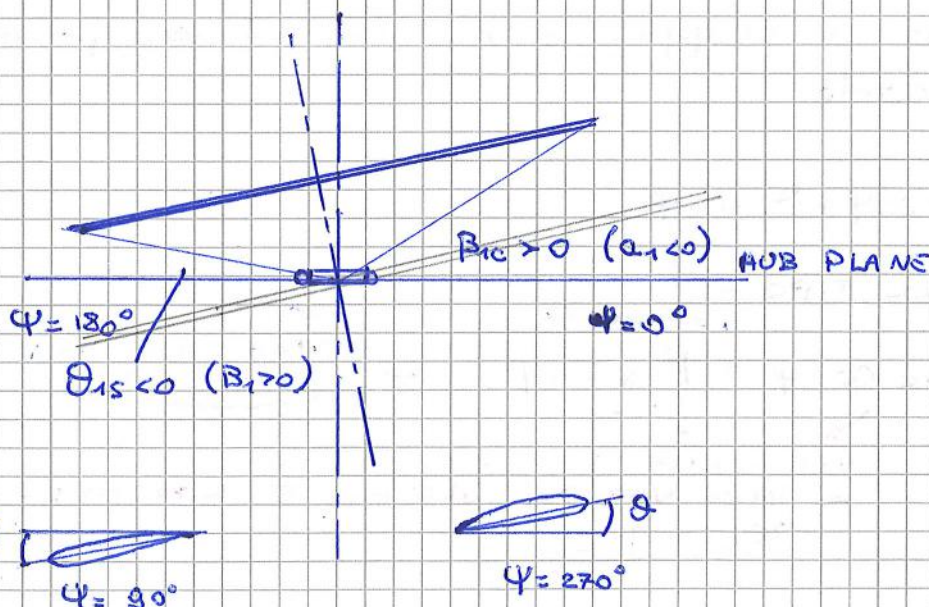
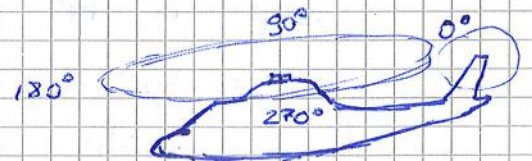
⚠ VALE CON PRECISIONE SOLO IN HOVER O A BASSO μ



PITCH-FLAP ANALOGY

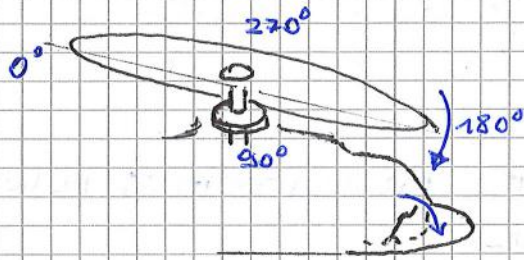
Aumentando l'ordine delle armoniche saltano fuori i coefficienti con pedice 2.

VISTA LATERALE DEL DISCO



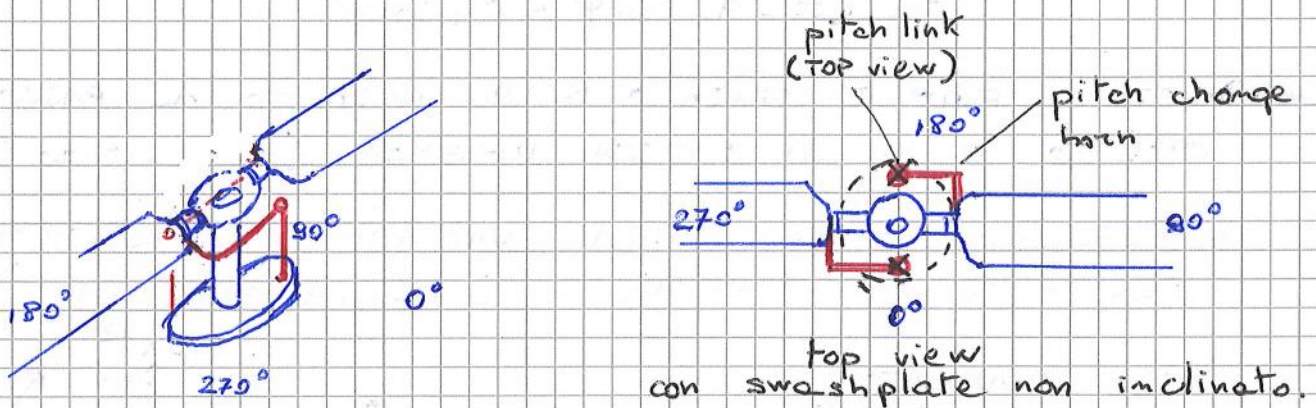
Attenzione !

LO SWASHPLATE NON HA LA STESSA INCLINAZIONE DEL ROTORE! Mentre il rotore ha la stessa inclinazione della borra ciclica \Rightarrow il sistema di leve di comando forza sì che lo SWASHPLATE si inclini 90° in anticipo rispetto al comportamento della borra (e quindi del rotore).

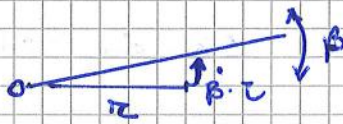


\Rightarrow il sistema di leve di comando forza sì che lo SWASHPLATE si inclini 90° in anticipo rispetto al comportamento della borra (e quindi del rotore).

In un BIPALA però (per semplicità costruttiva) lo swashplate PUÒ INCLINARSI COME IL ROTORE; basta avere dei pitch change horns ad angolo retto.



In questo modo si avrà $\theta_{max} +$ per $\psi = 270^\circ$ anche se in realtà il pitch link è già a $\psi = 360^\circ$



$\dot{\beta} \rightarrow$ VARIA INCIDENZA LOCALE SULLA PALA

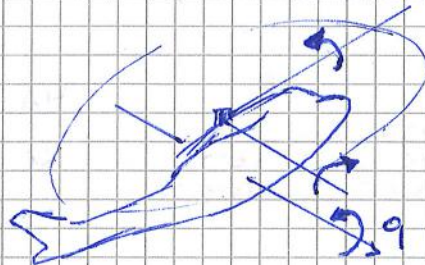
$q \rightarrow$ VARIAZIONE DI INCIDENZA DELLA PALA LEGATA ALLA SUA POSIZIONE AZIMUTALE
 - Effetto + mozzicato per $\psi = 0^\circ$ e 180° CICLICO CON ψ .

$$\Delta\alpha = \frac{(q \cos\psi - \dot{\beta}) r}{\Omega r}$$

Assumendo armonica del tipo $\beta = a_0 - a_1 \cos\psi - b_1 \sin\psi$

$$\Rightarrow a_1 = - \frac{16}{8} \left(\frac{q}{\Omega} \right) = -\beta_{1c}$$

$$b_1 = - \left(\frac{q}{2} \right) = -\beta_{1s}$$



FUSOLIERA SI INCLINA ALL' INDIETRO

DISCO SI INCLINA IN AVANTI (I) E A SINISTRA (II)

\rightarrow EFFETTO GIROSCOPICO (I)

Il disco si oppone alle variazioni di assetto

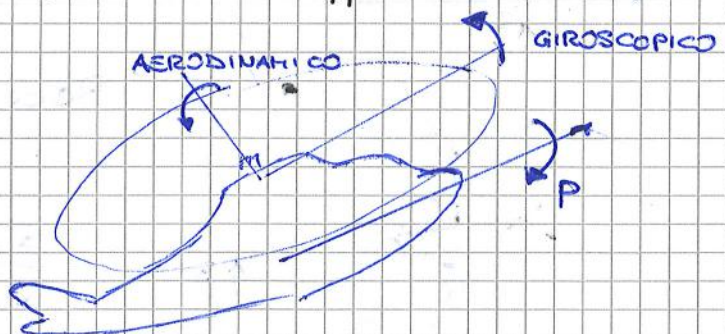
SMORZAMENTO PIANO LONGITUDINALE

\rightarrow EFFETTO AERODINAMICO (II)

dovuto al floppaggio (90° dopo il disturbo)

$$b_1 \approx 0,50 a_1$$

Manovra accoppiata \rightarrow bisogna correggere anche col ciclico laterale x limitatore l'effetto II



La corniera è sollecitata a taglio.

$$\omega_n = 0,27 \Omega$$

MALE, perché avvicina queste freq. a quella propria della fusoliera e del corallo (vedremo GROUND RESONANCE)

$$\xi = 0,02$$

SMORZAMENTO BASSISSIMO (nell'ordine di quelli strutturali)

⇒ PER QUESTO SI METTONO GLI SMORZATORI

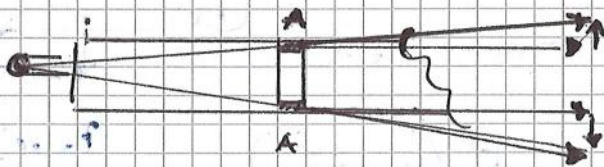
ANALISI COMPLETA DELLA DINAMICA DI PASSO

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} + \theta = \frac{L}{I_x \Omega^2}$$

SINCRONISMO TRA REGOLAZIONI E VARIAZIONI DI PASSO

Tennis Rocket Moment

La massa delle pale sulla sezione è concentrata al bordo d'attacco e al bordo di fuga: la forza centrifuga su queste si scompone in componenti che danno un momento d'inerzia che tende ad annullare l'angolo di passo



Le aste di comando, contrastano questo effetto inerziale.

UNA BUONA DISTRIBUZIONE DI MASSA LUNGO LA CORDA CONTIENE IL FENOMENO.

(purtroppo a volte le masse di bilanciamento sono messe così).

Forze esterne applicate alla pala

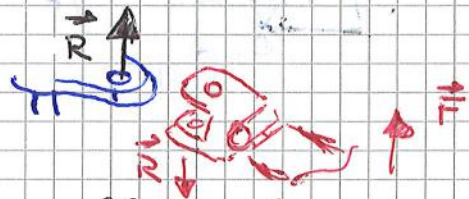
$$\vec{F}_{\text{aero}} + \vec{R}_{\text{vincolari}} = M_b \cdot \vec{a}_g \quad (\Sigma F = ma) \text{ su blade}$$

$$\vec{F} = F_1 \vec{e}_1 + F_2 \vec{e}_2 + F_3 \vec{e}_3$$

$$\vec{R} = R_1 \vec{e}_1 + R_2 \vec{e}_2 + R_3 \vec{e}_3$$

I carichi sulla pala come sono riportati al mozzo? CON LE REAZIONI VINCOLARI!!!

$$\begin{cases} R_1 = M_b \cdot a_1 - F_1 \\ R_2 = M_b \cdot a_2 - F_2 \\ R_3 = M_b \cdot a_3 - F_3 \end{cases}$$



Quella che è una forza data alla pala il mozzo lo sente con segno " - " → -R

• TERNA FISSA MOZZO $\begin{bmatrix} x, y, z \end{bmatrix}$ (centrate al mozzo)

→ FORZE X, Y, Z

$$\frac{1}{\tau} \int_0^{\tau} X dt = M_b \int_0^{\tau} a_1 \cos \psi dt - \int_0^{\tau} F_1 \cos \psi dt - M_b \int_0^{\tau} a_2 \sin \psi dt + \int_0^{\tau} F_2 \sin \psi dt$$

Le accelerazioni non hanno effetto sul valore MEDIO delle forze sul giro. MOTO PERIODICO → ELISIONE ACCELERAZ. → CONTA SOLO IL VALORE MEDIO DELLE FORZE AERODINAMICHE

Forze riferite al mozzo

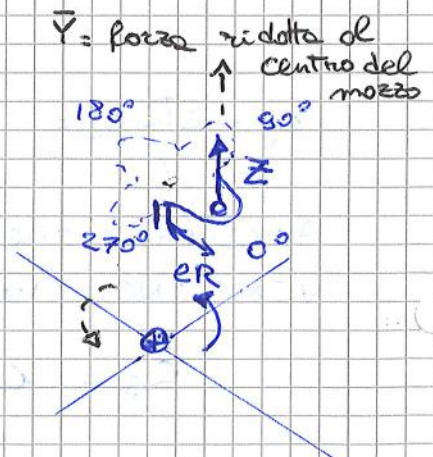
TERNI BARICENTRICA ELICOTTERO

↳ MOMENTI RIFERITI AL C.G. DELLA FUSOLIERA

$$L = \bar{Y} \cdot R + \text{MOMENTO DI ROLLIO} + \frac{eR}{\tau} \int_0^{\tau} Z \sin \psi dt$$

La forza verticale sul mozzo a seconda di ψ diventa un momento di PITCH o di ROLL

• EFFETTO ECCENTRICITA'



NON SI PUÒ LINEARIZZARE PRIMA DI FARE LA DERIVATA.

$$\frac{d^2 R_P}{dt^2} = \text{accelerazione di } P$$

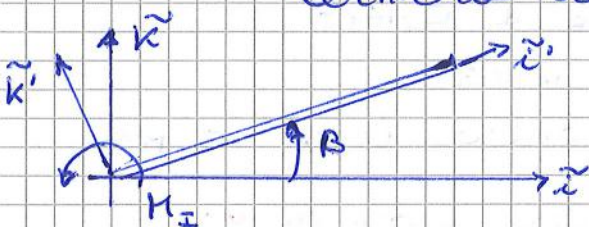
[... mega sbottone con derivate dei vettori, prodotti esterni ...]

Scrivere 2 cazzate con derivazione dei vettori

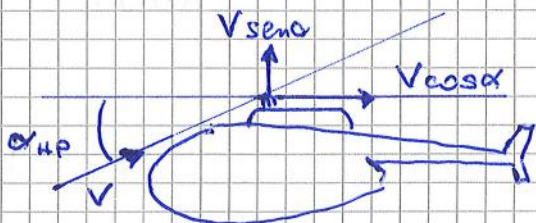
• Assumiamo $q \approx 0$.

Per avere una soluzione analitica della dinamica di flappeggio si semplificano le equazioni inglobando i termini di ordine superiore / inferiore.

SCHEMA: si trascura l'eccentricità per evitare di riportare le forze dalle cerniere all'asse del mozzo



• Tipica condizione di volo, non di equilibrio in volo
trovato



In base all'incidenza del disco cambia il comportamento aerodinamico del rotore

[Teoria disco attuatore, la $V_{sen\alpha}$ si somma alla velocità di inflow]

v_i = velocità in dotta

$v = v_i - V \sin \alpha_{HP}$ VELOCITÀ DI INFLOW

CONTROLLARE MEGLIO

$$\beta_{10} = \theta_{15} \cdot f(\mu) + f(\mu, \gamma, \lambda)$$

FLAP
LONG

PRIMA
AERONAUTICA
SENO

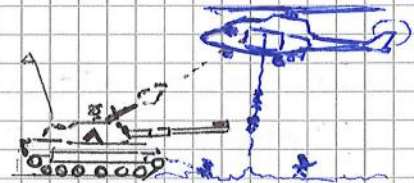
CON QUESTE 3 EQUAZIONI SI OTTIENE ASSETTO
DI ROTORE E FUSOLIERA → legame di collettivo
con i 2 ciclici

ASSETTI AL MOZZO APPLICATI DALLE PALE.

- MOMENTI e FORZE AL MOZZO, applicate alla fusoliera, DEVONO ESSERE IN EQUILIBRIO
- Non potendo separare piano LAT. e LONG devo risolvere NUMERICAMENTE VARIANDO CICLICO e COLLETTIVO FINCHE' LA FUSOLIERA NON E' IN EQUILIBRIO (nell'assetto scelto)
⇒ Soluzione ottenuta dopo varie iterazioni
ROTORE + FUSOLIERA

L'ASSETTO LONGITUDINALE E' POCO CORRELATO CON IL RAPPORTO DI AVANZAMENTO.

L'elicottero in HOVER ha assetto cabrato per effetto degli imperniamenti nella scia del rotore. (E così, non è x via dei comandi)



Summary

$\mu \neq 0$: AERODINAMICA = $f(\psi)$

DINAMICA = $f(\psi)$

Mediare sul giro, equilibrio se $M_A = M_I$

$\beta_0, \beta_{10}, \beta_{15}$: dà condizioni per equilibrio

→ ASSETTO ROTORE

→ CALCOLO CARICHI AL MOZZO

Si usa la BLADE ELEMENT THEORY + velocità di influsso

PRIMARY RESPONSE

- LONGITUDINAL STICK → LONG CYCLIC PITCH
→ PITCHING MOMENT
- LATERAL STICK → LAT CYCLIC PITCH
→ ROLLING MOMENT
- RUDDER PEDALS → TAIL ROTOR COLLECTIVE PITCH
→ YAWING MOMENT
- COLLECTIVE STICK → MAIN ROTOR COLLECTIVE PITCH
→ VERTICAL THRUST

SECONDARY RESPONSE (una tonnellata)

- COLLECTIVE STICK → YAW (due to torque change)
→ PITCH (T not CG)
→ ROLL ""
- CYCLIC PITCH → ROLL (due to long cyclic)
→ PITCH (due to lateral cyclic)
- RUDDER PEDALS → ROLLING (tail rotor offset)
→ PITCH (if tail rotor is conted.)



Supponiamo trascurabile il ritardo di flap.

I modelli semplificati quasi stazionari sono utilizzati con dati sperimentali in ambito industriale per costruire sistemi di controllo.

MODELLI SEMPLIFICATI CHE DANNO DEI COEFFICIENTI RELATIVI A UNA CERTA CONDIZIONE DI VOLO

Quindi:

9 EQUAZIONI → 3 FORZA
 → 3 MOMENTO
 → 3 CHIUSURA CINEMATICA

$$\{x\} = \{u, v, w, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi\}^T$$

- I carichi gravitazionali sono scomposti secondo gli assi
- Carichi AERODINAMICI: CARICHI AL MOZZO
 CARICHI ROTORE CODA
 CARICHI AERO FUSOLIERA
 BONUS: CARICO AL GANCIO

INPUT: COLLETTIVO } → CONTROLLI
 2 CICLICI
 PEDALIERA

$$m\dot{Q}_x = X_g + X_a$$

[...]

• Teoria di Bryon

- PICCOLE PERTURBAZIONI
- LINEARIZZAZIONE

⚠ OCCHIO CHE LE DERIVATE AERODINAMICHE HANNO INTERPRETAZIONE DIVERSA RISPETTO ALL'ALA FISSA!
 → CI SONO GLI EFFETTI DEL ROTORE!

$$X = X_0 + \frac{dX}{du} \Delta u + \frac{dX}{dv} \Delta v + \frac{dX}{dw} \Delta w + \dots$$

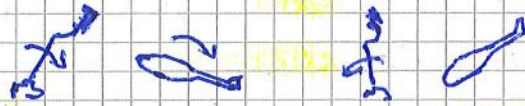
equazioni LINEARIZZATE

Uteremo equazioni linearizzate x z analisi:

ATTITUDE COMMAND SYSTEM : quello che fa la
 barra lo fa il velivolo, che risponde per
 assetti e non per velocità angolari

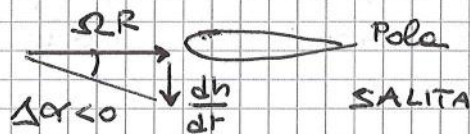
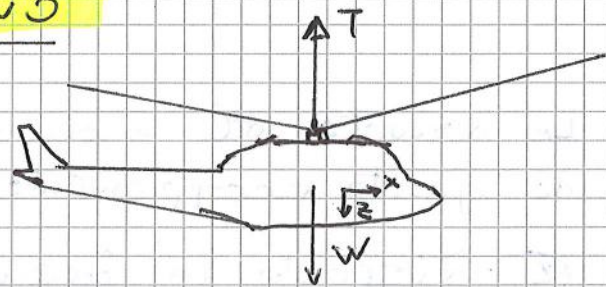
[INUTILE PER LA MANOVRA MA UTILE X ASSETTI
 DI PRECISIONE]

→ OTTENIBILE CON UN FLIGHT CONTROL SYSTEM



RI SPOSTA AL COLLETTIVO

- $\Omega = \text{cost}$
- $\mu = 0$
- Comportamento pole indipendente da ψ
- STEP
 - T sale repentinamente
 - $dh/dt \uparrow$
 - T continua a salire ma di meno e poi scende
 - Fine transitorio



+ È ALTO IL RATEO DI SALITA
 + CALA L'INCIDENZA LOCALE
 → T ↓

T = W ANCHE SE IL COLLETTIVO È ANCORA IN
 POSIZIONE DI SALITA.

• Alla quota voluta si toglie il collettivo

$$m a_z = \left(m \frac{dw}{dt} + p v - g u \right) = Z_g + Z_a$$

TRASCURO VARIAZIONI DI α E β

$$\rightarrow m \frac{dw}{dt} = Z_g + Z_a$$

$$w = -\frac{dh}{dt} = -\dot{h} \quad (\text{solo se } \alpha = 0)$$

$$\dot{w} = -\ddot{h}$$

$$m \ddot{h} = T - W$$

ECCESSO DI SPINTA, + È GRANDE
 L'INCREMENTO DI COLLETTIVO + È ALTO
 L'ECCESSO DI SPINTA

$$= T_0 + \frac{\partial T}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial T}{\partial \theta_0} \Delta \theta_0 - W$$

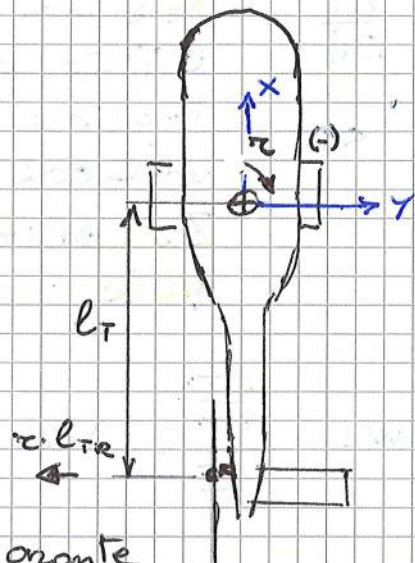
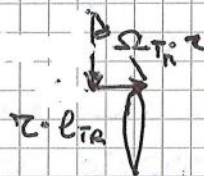
RISPOSTA AL PEDALE

- $\Omega = \text{cost}$
- $\mu = 0$
- Conico esterno N_a : ROTORE DI CODA

OFFSET: collettivo rotore di coda equilibra coppia di reazione del rotore principale

• Aerodinamica fusoliera influenza POCO

- PEDAL STEP
- Momento YAW, $\dot{\psi} \neq 0$, $\tau \uparrow$, $\psi \uparrow$



- Meccanismo omologo allo smorzamento verticole

- TARGET ACQUISITION AND TRACKING: requisito dimensionante per elicotteri da attacco.

I_{zz} MINIMO

$$\frac{\partial N}{\partial \psi} = \frac{\partial N}{\partial \tau} = -l_{TR} \cdot \frac{\partial T_{TR}}{\partial \tau} = l_{TR}^2 \cdot \frac{\partial T_{TR}}{\partial \psi} < 0 \quad \text{YAW DAMPING}$$

$$\dot{\psi} = -\tau l_{TR}$$

$$\frac{\partial N}{\partial \theta_{0TR}} = -l_{TR} \cdot \frac{\partial T_{TR}}{\partial \theta_{0TR}} < 0 \quad \text{TAIL ROTOR DERIVATIVE}$$

$$I_{zz} \ddot{\psi} - \frac{\partial N}{\partial \psi} \Delta \psi = I_{zz} \dot{\tau} - \frac{\partial N}{\partial \tau} \cdot \tau$$

$$I_{zz} \dot{\tau} - \frac{\partial N}{\partial \tau} \cdot \tau = \frac{\partial N}{\partial \theta_{0TR}} \cdot \Delta \theta_{0TR} \quad \text{TR = TAIL ROTOR}$$

$$\tau = - \frac{\frac{\partial N}{\partial \theta_{0TR}}}{\frac{\partial N}{\partial \tau}} \cdot \Delta \theta_{0TR} \left(1 - e^{-\frac{\partial N}{\partial \psi} \cdot t} \right)$$

MECCANICA DEL VOLO DELL'ELICOTTERO

6/05/2015

STABILITY DERIVATIVES

Stabilità statica AIRCRAFT: $M_{\alpha} < 0$

Nel caso dell'elicottero non è sufficiente ciò:

STABILITÀ DI ASSETTO + STABILITÀ DI VELOCITÀ
 come aereo

⚠ Il rotore da solo non basta a dare stabilità statica LONG.

$M_w > 0$ ($\frac{w}{u} \approx \alpha$)
 (ROTORE ISOLATO)

$M_{\alpha} < 0$
 (ELICOTTERO)

STABILITÀ STATICA ELICOTTERO

$$M_w < 0 + M_u > 0$$

speed stability

Perché così rilevante la speed stability?

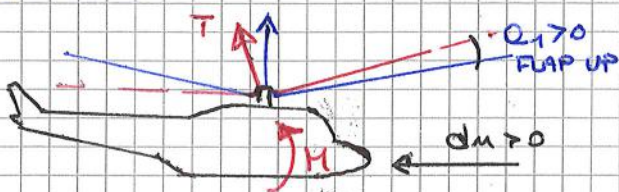
→ Per condizioni di volo a bassa velocità o a punto fisso, cosa non considerata × e' da fissa.

[ALA FISSA: EQUILIBRIO \Leftrightarrow ROTAZIONI, le traslazioni non influiscono, mentre sull'elicottero si]

MEMO: ANALISI DELLA STABILITÀ STATICA

RISPETTO A UNA CONDIZIONE DI EQUILIBRIO

SPEED STABILITY

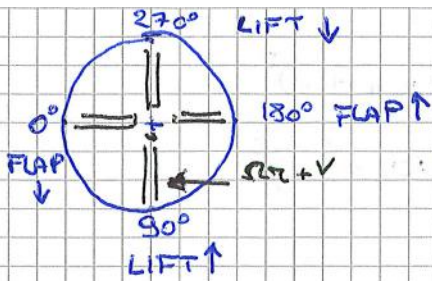


ROTORE STABILE:

per $du > 0$ ROTORE CABRA

$$M_u = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial u} > 0$$

Se elicottero sta accelerando verso avanti il rotore si inclina indietro dando momento a cabrore e tutto il mezzo. DRAG ↑ e elicottero rallenta.



⚠ Se $V=0$ C'È UNA SINGOLARITÀ SULLA VARIAZIONE DEGLI ANGOLI AERODINAMICI [SIMULATORE CON ELEMENTO PAULA]

$$\Delta \alpha = \frac{w}{u}$$

Consideriamo $V \neq 0$

$$\Delta L \propto (V + \omega R)^2 \frac{dw}{V + \omega R} \rightarrow L \propto (V + \omega R) dw \quad \psi = 90^\circ$$

$$L \propto (V - \omega R) dw \quad \psi = 270^\circ$$

SCIA ROTORE

$w = 2u$ $u \approx 10 \div 12 \frac{m}{s}$

μ basso: PIANI DI CODA IN SCIA

$\mu \uparrow$: SCIA DEVIA E AD ALTA VELOCITÀ

LA SCIA LIBERI GLI IMPENNACCI

→ entra in gioco la pressione dinamica

DINAMICA LONGITUDINALE

La studiamo per bassi μ .

τ_c : angolo di rompa

$$\begin{cases} \dot{x} \\ \dot{z} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{cases} = \begin{cases} X_u \cdot u + X_w \cdot w + X_q \cdot q + \dots \\ w - Vq + g\theta \sin \tau_c = Z_u u + \dots \\ M_u \cdot u + M_w \cdot w + M_q \cdot q + \dots \\ \dot{\theta} = q \end{cases} \quad \{ \dot{x} \} = [A] \{ x \} + [B] \{ u \}$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} & & & \\ & & & \\ & & & \\ & & & \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} & & & \\ & & & \\ & & & \\ & & & \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \theta_0 \\ B_1 \end{Bmatrix} \quad B_1 = \text{CICLICO LONG.}$$

FUGOIDE: modo a lungo periodo (+ breve dell'ordine comunque)

CORTO PERIODO → **MODO DI BECCHERIO**: $Re < 0$
 → **MODO VERTICALS**: $Re < 0$

Spiral / Yaw mode $\lambda = N_{\psi} < 0$ ψ, ψ
 Dutch roll $\omega_n = \sqrt{V \cdot N_{\psi}}$ ϕ, ψ

DUTCH ROLL a bassa velocità è INSTABILE!

Perché?

→ Efficacia impennaggi verticali SALVO
 quando pressione dinamica ↑

AL CRESCERE DELLA VELOCITÀ PHUGOID E DUTCH ROLL SI ACCOPPIANO!!!

- Accoppiamento modale e basse frequenze.

[Anche qui il FCS aiuta]

CAUSA: ASIMMETRIA AERODINAMICA SU ROTORE!
 PER $\mu \uparrow$

Riassumendo:

STABILITÀ STATICA

	ROTORE	ELICOTTERO	
SPEED STABILITY	$M_u > 0$	$M_u = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial u} > 0$	$d_u > 0$, ROTORE CARRA, THRUST INDIETRO, DRAG ↑
α STABILITY	$\frac{\partial M}{\partial w} > 0$	$M_w = \frac{1}{V_0 I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \alpha} < 0$	IMPENNAGGI ORIZZONTALI
PITCH DAMPING	$M_q < 0$	$M_q = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial q} < 0$	RISPOSTA ROTORE A VELOCITÀ q : EFF. GIRO. + AERO
VERTICAL DAMPING	$\frac{\partial T}{\partial h} < 0$	$Z_w < 0$	
YAW DAMPING		$\frac{\partial N}{\partial r} = l_{Tr}^2 \frac{\partial T}{\partial r} < 0$	
PITCH CONTROL	$\frac{\partial M}{\partial \beta_1} < 0$	$M_{\beta 1} = \frac{T}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \beta_1} < 0$	

STABILITÀ DINAMICA

LONG: $\{x\} = \{u, w, q, \theta\}^T$

MODI: FUGOIDE ($\lambda = Re \pm iIm$) + HEAVE $\lambda = Re < 0$ + PITCH MODE $\lambda = Re < 0$
 $\omega_n = \sqrt{\frac{g M_u}{I_{yy} M_q}}$ $\lambda = Z_w$ $\lambda = M_q$

LAT-DIR. $\{x\} = \{v, p, r, \phi, \psi\}^T$

MODI: DUTCH ROLL + HEADING + ROLL + SPIRAL CONV.
 $(\lambda = Re \pm iIm)$ $\lambda = 0$ $\lambda = L_p < 0$ $\lambda = N_{\psi} < 0$

$$s \rightarrow j\omega$$

Se siamo a BASSE FREQUENZE $s \rightarrow 0$

$$-M_q \cdot q = M_{B1} \cdot B_1 \quad \Leftrightarrow \text{per } \omega \ll \omega_c \text{ L'ELICOTTERO} \\ \text{E' EFFETTIVAMENTE UN RATE} \\ \text{COMMAND SYSTEM}$$

\uparrow cost \uparrow cost

→ c'è una proporzionalità diretta tra escursione di barra e q.

Per $\omega > \omega_c$

$$\frac{q}{B_1(s)} = \frac{M_{B1}}{s - M_q} \quad \rightarrow \quad s q = M_{B1} B_1(s) \\ \downarrow \\ \dot{q} = M_{B1} B_1$$

\uparrow PREVALENTE

⇒ L'ELICOTTERO DIVENTA UN ACCELERATION COMMAND SYSTEM!

B_1 COMANDA UN'ACCELERAZIONE!

Non è istintivo per un pilota integrare l'accelerazione per risolvere alla posizione!

Per una velocità istantaneamente si capisce dove sarà la posizione un istante di tempo dopo.

SFASAMENTI: → VANNO RIFORTATI NELLA SCALA DEI TEMPI (→ t_i serve la frequenza)
 → Sapere con quale ritardo l'elicottero risponderà al comando!
 TEMPI CARATTERISTICI

$$f(t) \rightarrow e^{-Ts} \rightarrow f(t-T) \quad \boxed{\text{RITARDO}}$$

MECCANICA DEL VOLO DELL'ELICOTTERO 12/05/2015

HANDLING QUALITIES

Handling and flying qualities per CIVILE e MILITARE

- CIVILE: operazioni in condizioni di emergenza, specifiche EASA da rispettare.
Certificazione in **CAT A** per BIMOTORI
→ si è riferita al settore MILITARE

■ MILITARE:

USA "Non compreremo mai + elicotteri non compliant alla ADS 33" [Aeronautical Design Std]

EASA: CS-27 **NORMATIVA A PROGETTO**, criteri non negoziabili

ADS-33: non contiene limiti restrittivi x la certificazione ma le basi x iniziazione un contratto di fornitura

Settore militare: IL CLIENTE FINANZIA LO SVILUPPO DELL'ELICOTTERO CHE VUOLE, SI FANNO I PROTOTIPI E SE POI PIACONO C'È LA PRE-SERIE ECC ECC.

A UN CERTO PUNTO L'ITER SI PUÒ INTERROMPERE! Es: RH-66, UH-101, ...

Il contratto deve contenere gli elementi della ADS-33 come elemento tecnico allegato.

Parliamo in termini tecnici.

FLYING QUALITIES: RESPONSE ORIENTED ANALYSIS, studiamo la risposta del mezzo a perturbazioni / comandi partendo da una condizione di equilibrio.

Questo però trascura una cosa: volare a 300Kts e 3000 ft per una missione è diverso da volare nelle stesse condizioni PER UN'ALTRA MISSIONE.

(RATING 1-3)

LEVEL 1 → deve averlo in tutto l'inviluppo operativo

LEVEL 2 → (RATING 4-6)

LEVEL 3 → (RATING 7-9)

Un elicottero senza FCS che rote ha? LEVEL 2

Operational flight envelope → LIMITI DI SICUREZZA

Service flight envelope → CONDIZIONI ATIPICHE,

e le qualità di volo sono degradate

(es. CI HANNO SPARATO)

AVARIE → ENTRANO NELLE HANDLING QUALITIES

PROBABILITY OF ENCOUNTERING

WITHIN OPERATIONAL FLIGHT ENVELOPE

Level 2 after failure < $2,5 \cdot 10^{-3}$ /hour

" 3 " " < $2,5 \cdot 10^{-5}$ /hour

Loss of control < $2,5 \cdot 10^{-7}$ /hour

AFFIDABILITÀ

Dopo un'avaria l'elicottero deve comunque rispondere in un certo modo → TRANSIENT FOLLOWING FAILURES

UCE : Usable Cue Environment

LIVELLI DI PERCEZIONE

Pilota esegue un task e valuta la risposta per velocità e assetto e dà un UCE da 1 a 5

il giorno dopo la prova si ripete ecc ecc e si aggiorna la statistica

1 GOOD
2 -
3 FAIR
4 -
5 POOR

• STRUMENTAZIONE DI SUPPORTO

non dipende per forza da condizioni meteorologiche.

General Requirements → PARAMETRI OGGETTIVI

• Small - Amplitude Pitch Attitude Changes

• SI VALUTA BANDA PASSANTE E RITARDO

MECCANICA DEL VOLO DELL'ELICOTTERO

VIBRAZIONI

ROTORE → grande generatore di carichi inerziali ciclici
 + CARICHI AERODINAMICI
 + MOTORE ACCOPPIATO A GEARBOX

STABILITÀ AEROMECCANICA

= DINAMICA DI CORPO RIGIDO + AEROELASTICITÀ
 con le sue corde modali

PALA = ELASTICA
 FUSOLIERA = ELASTICA
 LINEA TRASMISSIONE = ELASTICA

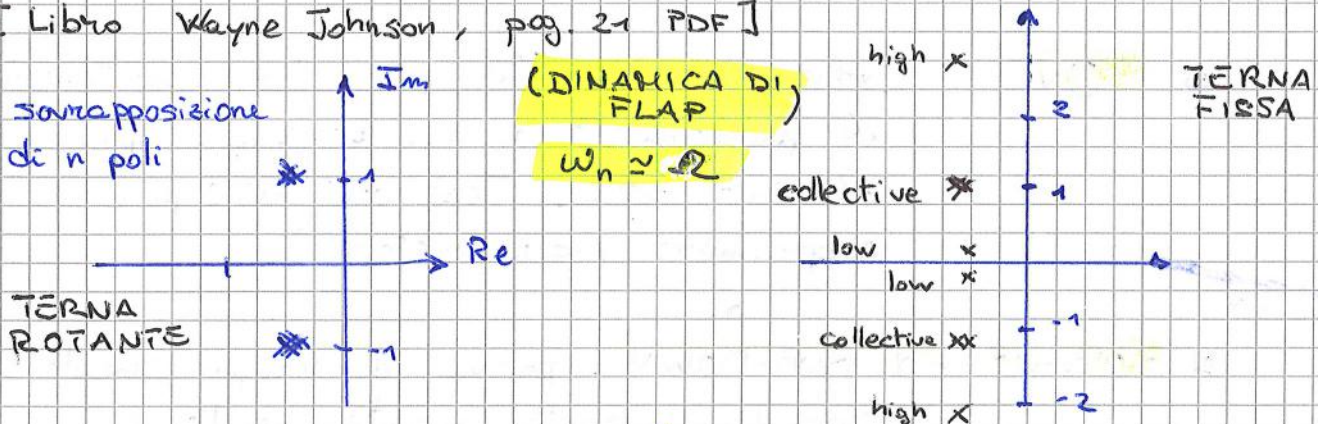
• Ricostruzione del comportamento modale della pala da TERNA PALA IN TERNA FISSA NON ROTANTE.

|| Vorremmo nel sistema non rotante vedere il ROTORE NEL SUO INSIEME

→ SCOMPARE LA SINGOLA PALA e facciamo comporre un angolo di FLAPPEGGIO e BRANDEGGIO EQUIVALENTI CHE DESCRIVONO IL ROTORE

INTERPOLAZIONE ARMONICA: per mettere di trasferire una descrizione di una dinamica rotazionale in un sistema di riferimento fisso.

[Libro Wayne Johnson, pag. 21 PDF]



TERNI ROTANTE: OGNI PALA È CARATTERIZZATA DA STESSA ω_n e STESSA ζ

→ DINAMICA CORPO RIGIDO

n poli sovrapposti ⇒ n pole

TUTTE LE PALE SONO UGUALI

→ n coppie c.c. COINCIDENTI

→ ACCOPIAMO TUTTO UN CERTO RANGE DI PULSAZIONI

Quando è che i livelli di vibrazione sono minimi? → A PUNTO FISSO!

LAG:

COLLECTIVE: $\omega_L = 0,3 \omega_R$

PROGRESSIVE: $\omega = \omega_R + \omega_L$

REAR-RESSIVE: $\omega = \omega_R - \omega_L$

È un cosino delle madonne!



SERVE UN CODICE DI SIMULAZIONE CON UNA MODELLIZZAZIONE STRUTTURALE SPACCHIATA DELLA FUSOLIERA! Elasticità della fusoliera pesa molto! Quella delle pale un po' meno.

Si mediamo gli angoli di flap sul ciclo

$$\beta_0 = \frac{1}{N} \sum_{m=1}^N \beta^{(m)} \rightarrow \text{CONING}$$

$$\beta_{nc} = \frac{2}{N} \sum_{m=1}^N \beta^{(m)} \cos(m\psi_m) \rightarrow \text{FLAP CICLICO LONG}$$

$$\beta_{ms} = \frac{2}{N} \sum_{m=1}^N \beta^{(m)} \sin(m\psi_m) \rightarrow \text{FLAP CICLICO LAT}$$



PASSO CICLICO:

LONG LAT.

β_{1s} β_{1c}

FLAP CICLICO

LONG LAT

β_{1c} β_{1s}

GROUND RESONANCE → VIBRAZIONE AUTO-ECCITATA → INSTABILITÀ

Situazione brutta che si verifica in condizioni di funzionamento PATOLOGICHE DEL ROTORE ARTICOLATO QUANDO GLI SMORZATORI DI BRANDEGGIO NON FUNZIONANO

- **Eccesso di angolo di brandeggio portiamo il centro di massa del rotore fuori dall'asse di rotazione** → CARICO CICLICO CHE ACCENTUA L'ANGOLO DI BRANDEGGIO

Il mozzo propaga questi carichi ciclici verso FUSELAGE e LANDING GEAR

MEMO DINAMICA DI CORPO RIGIDO PALE

↓
DINAMICHE FLESSIONALI FUSELAGE and
LND GEAR

QUI L'ELASTICITÀ DELLE PALE NON C'ENTRA

La dinamica che ci preoccupa è quella

REGRESSIVA DI BRANDEGGIO

→ ci fa capire che variare il RPM del rotore è pericoloso.

REGRESSIVE LAG: $\omega = \Omega - \omega_L$

LND GEAR PROPER F: $\omega_n = \sqrt{\frac{k_x}{M}}$

IN-FLIGHT RESONANCE

Hingeless rotor → cerniere elastiche, quindi le oscillazioni di LAG sono + piccole.

L'accoppiamento non avviene con il carrello ma con la struttura!

→ GLI HINGELESS HANNO SISTEMI DI SOPPRESSIONE DELLE VIBRAZIONI, attivi/passivi

condizione che innescano la ground resonance:

- UNBALANCED ROTOR HEAD
- FAULTY BLADE TRACKING
- LAG-DAMPERS danneggiati
- HARD LANDING: la conicità cambia repentinamente e lo smorzatore viene strappato via!

Come prevenire:

- INSERIMENTO DI ELEMENTI CEDEVOLI / SMORZANTI NEL CARRELLO / PATINO
- MOZZO AUTO CENTRANTE: massa libera tenuta da molle di richiamo che fa sì che il rotore non abbia centro di massa d'assotto

INTERAZIONE TRA SCIA ROTORE E CORPO.



● Diagramma di Campbell

MODI CARATTERISTICI DELLA FUSOLIERA

STUDIATI CON $[M]$, $[K]$, $[C]$ (MODE 1, 2, ...)

$$\{F_e\} = [-\omega^2 [m_e] + j\omega [c_e] + [k_e]] \{x\}$$

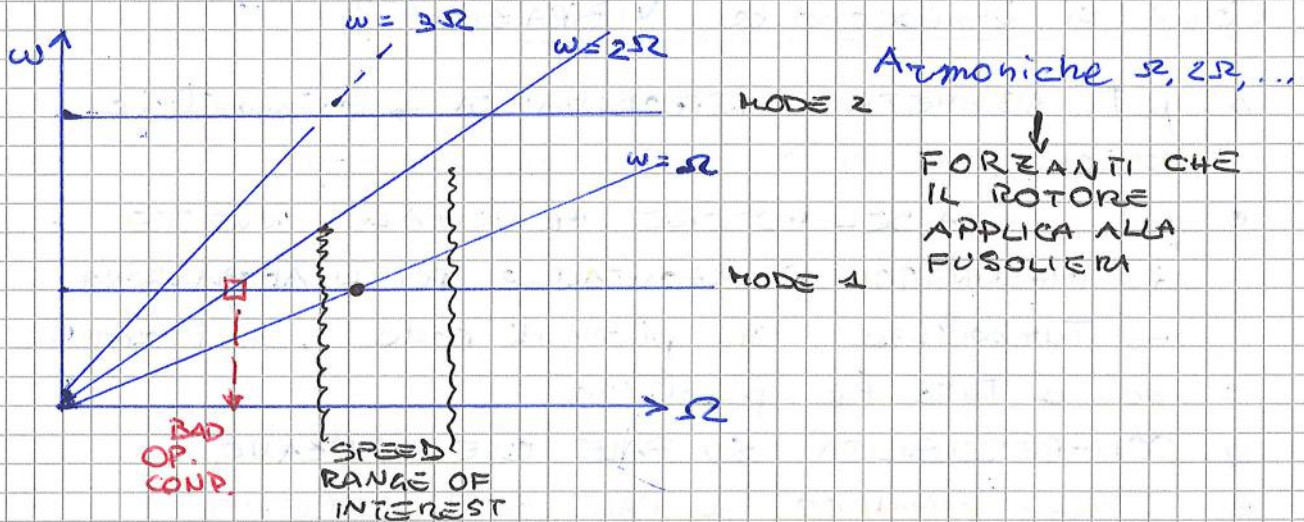


Diagramma di Campbell → scelta **FINE** della velocità angolare del rotore

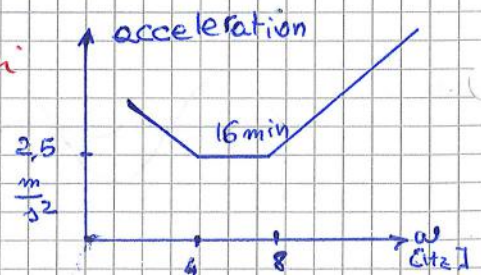
[Ω media era già stata data col calcolo le performance]

BAD OPERATING CONDITION

- Transitorio di spegnimento, bisogna attraversare in fretta quel punto.
- Autorotazione o malfunzionamento del rotore (es. ELICOTTERI MILITARI CON PALE DANNEGGIATE)

⊕ Tolleranze UMANE alle vibrazioni

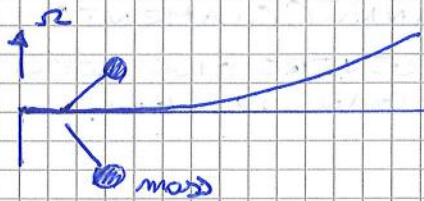
$$W_n = \begin{cases} 7 \text{ Hz} & \text{DIAFRAMMA} \\ 10 \text{ Hz} & \text{SPINA DORSALE} \end{cases}$$



SISTEMI A ESTRAZIONE CENTRIFUGA

→ DINAMICA DI FLAP

→ DINAMICA DI LAG



Fuori dal piano

Svantaggi:

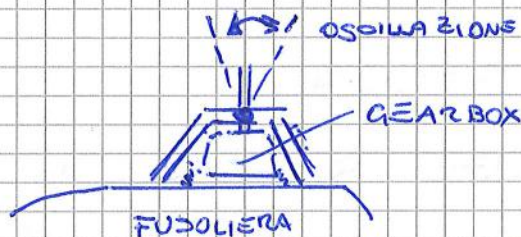
- PESANTE
- EFFICIENZA AERO ↓
- BRUTTE

DISACCOPPIAMENTO DI ROTORE E FUSOLIERA

1) SUPPORTO NODALE

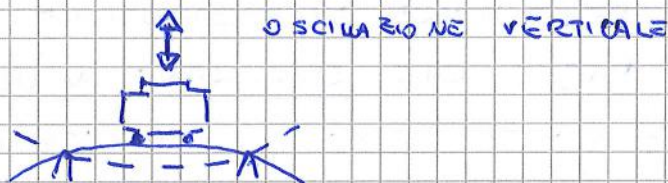
Nodi delle linee di inflessione: si vincola l'albero alla fusoliera nel punto di minima inflessione.

GEARBOX: SUPPORTI ELASTICI e SMORZANTI



2) DYNAMIC DECOUPLING

Gearbox ancorata a un basamento ancorato nei punti nodali



3) ELECTRONIC SYSTEM

Sistema attivo: l'ancoraggio della trasmissione alla fusoliera avviene x mezzo di attuatori controllati con un feedback accelerometrico

es. LYNX

Adaptive Vibration Suppression

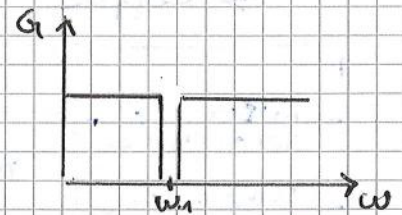
Brandeggio → forze motore.

GOVERNOR: fluttuazioni di Ω , agisce sul FUEL FLOW per riportare \uparrow / \downarrow gli rpm.

Feedback: Ω ROTORE.

Così facendo si sfonda il motore! perché l'alimentazione è comandata in frequenza... e comanda essa stessa poi un'oscillazione!

→ **NOTCH FILTER** in corrispondenza della ω_n del primo modo torsionale
 → turbine safety! 😊



Come prevenire le vibrazioni in sede di MAINTENANCE?

BILANCIAMENTO STATICO: massa di bilanciamento al tip.

Perché le pale dovrebbero perdere bilanciamento?

- ▶ DEFORMAZIONI PLASTICHE da utilizzo
- ▶ SCHIACCIAMENTI LOCALI
- ▶ MICRO-DEBONDING TRA SKIN e CORE

→ varia la posizione del baricentro delle pale.

Se le deformazioni stanno entro un certo range di tolleranza → si aggiungono le MASSE DI BILANCIAMENTO in alloggiamenti al TIP.

Se vanno OLTRE un certo range ⇒ VANNO MANDATE AL COSTRUTTORE.

Micro-deformazioni in esercizio

→ ASIMMETRIA AERODINAMICA

Bisogna verificare che tutte le pale SEGUANO LA STESSA TRAIETTORIA ⇒ TUTTE ABBIANO LA STESSA TRAZIONE.

■ **Tracking visivo**: si seguono le estremità con dei nostri rifrangenti e si guarda di lato il disco.

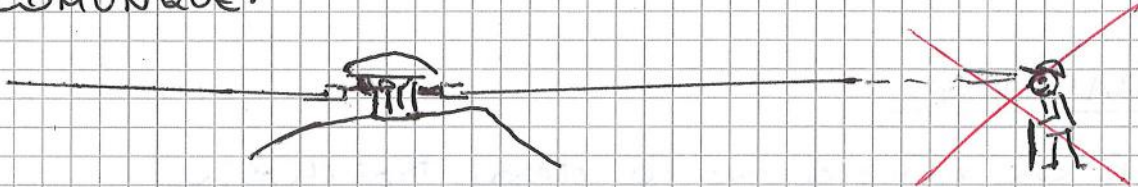
Se tutte le pole passano sulla stessa proiezione si vede solo una linea nera.

Se una pole è out of track si vede la linea colorata



INTERVENTO RAPIDO CHE SI PUÒ FARE ANCHE IN CONDIZIONI DI EMERGENZA (Vietnam)

⚠ Con motore in moto però è difficile notare la cosa. COMUNQUE:



È VIETATO STARE IN CORRISPONDENZA DEL DISK PLANE A MOTORE ACCESO!

■ TRACKING ELETTRO-OTTICO

Fascio laser che misura la distanza della pole da terra. Un interruttore di pick-up al mozzo ci dice quale pole sta passando sul dispositivo

→ SINCRONIZZAZIONE

Così possiamo sapere in ogni istante quale pole sta passando, e quindi capire quale pole è out of track.

PICK-UP = CONTATORE MECCANICO

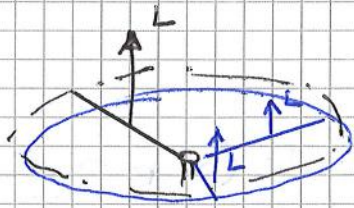


■ TRACKING STROBOSCOPICO

Emettitore di luce pulsata alla FREQUENZA DI ROTAZIONE → appare tutto immobile all'occhio umano, vedi come per fotogrammi, come in discoteca.

Per avere **+ COMFORT** ⇒ RIDURRE VIBRAZIONI!

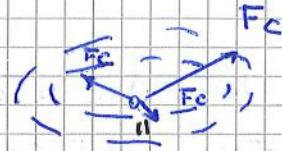
Vibrazioni di origine
AERODINAMICA



L su una pala è + alta

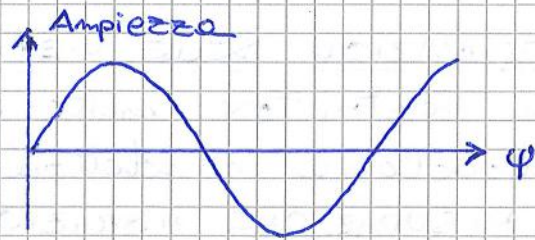
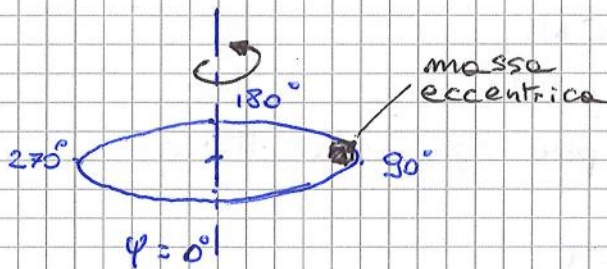
↓
PROVE DI TRACKING

Vibrazioni di origine
MASSICA



F_c su una pala è + alta

Il rotore trasmette vibrazioni all'abitacolo
come se fosse una massa eccentrica
→ ANALOGIA DELLA MASSA ECCENTRICA

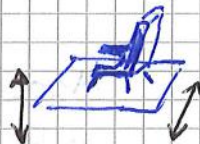


AMPIEZZA VIBRAZIONI → misure di

- SPOSTAMENTO
 - VELOCITA'
 - ACCELERAZIONE
- DEL DISCO
PIANALE DELL'ELICOTTERO

- Velocimetri e/o accelerometri:
posizionati sul pannello in posizioni strategiche

VIBRAZIONI NORMALI
VIBRAZIONI LATERALI



Qual è il contenuto in frequenza delle misure fatte sul pannello?

ALTE f: ROTORE DI CODA, TRASMISSIONE, INGRANAGGI, MOTORE

Correzioni: verifiche basamenti e smorzatori di motore e trasmissione ogni 400 h.

certe armoniche si cancellano e il MOZZO NON LE VEDE! Alcune armoniche scompaiono

ELISIONE DI FREQUENZE GRAZIE ALLO SFASAMENTO NELLE PALE

→ tabella: ci sono SOLO quelle che non si elidono,

VIBRAZIONI LATERALI

IL N- PALA TRASMETTE LE $(KN \pm 1)P$ AL SISTEMA FISSO
 → LA 2P NELLA PALA DIVENTA 3P AL MOZZO
 E ANCHE LA 4P DIVENTA 3P e pure 5P

	2	3
2P	-	3P
3P	2P, 4P	-
4P	-	3P
5P	4P, 6P	5P
6P	-	-

BRUTTA NOTIZIA:

LE VIBRAZIONI LATERALI SONO SFASATE DI ± 1 RISPETTO AL MULTIPLO DI PALA.

→ SI TRASMETTONO DIVERSAM. RISPETTO A QUELLE VERTICALI

DIFFERENZA TABELLE: DIVERSE FREQ. ALLE PALE CAUSANO LA STESSA FREQUENZA ALLA FU SOLIERA

→ CARTA DI BILANCIAMENTO → identifichiamo una eccentricità di massa equivalente

→ SI POSIZIONA UNA MASSA DI BILANCIAMENTO NELLA POSIZIONE RADIALE OPPOSTA ALL'ORIGINE.

E se la correzione andasse fatta in una posizione azimutale in cui non c'è una pala?

→ METTI LE MASSE SU 2 PALE CONSECUTIVE.

MASSE CALIBRATE → RONDELLE DI BILANCIAMENTO che si agganciano sotto della forcina



Come ridurre l'entità della massa? Regolare la conicità per variazione r . Contributo inerziale: $m r^2$
 se $r \uparrow \Rightarrow m \downarrow$

FRASE DEL GIORNO: "SONO FIGLI ... DI FATTO"

● BLADE VORTEX INTERACTION

la pala avanzante emette basso e avanti
 " " retrocedente " " e dietro

BLADE TIP DEFLESSO → RIPARTIZIONE DI SCIA SU

PIÙ VORTICI → + piccoli

⇒ la pala seguente sente vortici meno intensi



"Blade SLAP"

Rumore HUEY: LOADING NOISE! + B.V.I.

Su un bipolo è un termine pesante!

CORDE GROSSE, BASSO ALLUNGAMENTO

AH-64: progettato da Prouty, un luminare

THICKNESS NOISE + TAIL ROTOR

↓
 Rende tracciabile l'elicottero in avvicinamento.

EFFETTO DOPPLER



CH-47: si combinano le 2 sorgenti acustiche!

→ BATTIMENTI

● BROADBAND NOISE: livelli di turbolenza ...

● HIGH-SPEED IMPULSIVE NOISE: compressibilità

■ TAIL ROTOR NOISE: rumore in alta frequenza molto fastidioso

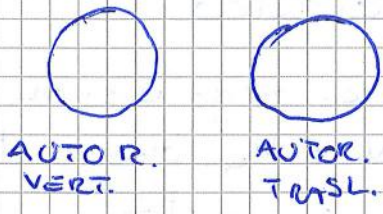
→ ROTORE INTUBATO: efficienza ↓ per l'acustica ne guadagna!

→ 2 ROTORI INTUBATI

- Diagrammi con velocità di influsso a rotore di solito
- " delle potenze " " " " "
- Dire dov'è valido il disco attuatore e DOVE SI VERIFICA L'AUTOROTAZIONE (teoria lineare)
- (File oero1b.pdf) ✓

12) L'AUTOROTAZIONE. ✓
(oero2.pdf) pag. 2

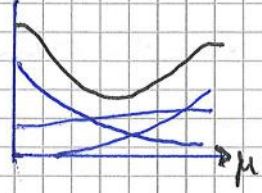
"Viene identificata nei diagrammi del volo verticale e quello che succede è questo" → SCHEMI



Descrizione dell'autorotazione pratica.

- 13) Volo avanzato. Spiegare come riciclare la TDA ✓
con assunzioni sui triangoli di velocità
(L'elicottero capitolo 2 pag. ...-31)
SOLO se richiesto: effetti aerodinomici sul rotore.
- COMPRESSIBILITÀ
 - STALLO
 - REVERSE FLOW

14) La curva di potenza ✓



POTENZA INDOTTA	oppure	oppure
POTENZA DI PROFILO	P_N vs P_D	effetti quota
POTENZA PARASSITA'		

15) EQUAZIONI DINAMICA DI FLAP

Tenere NON esplicitato M_A . Commento preliminare su $\dot{\alpha}_n$, un primo commento x nom è completa.
Oppure "Portando dalle eq. di flap ESPLICITARE M_A " → solta fuori $\beta \Rightarrow \omega_n$ e ξ

16) EQUAZIONI DINAMICA DI LAG

Approccio Euleriano + aggiunte di Coriolis ω_n e ξ

17) EQUAZIONI DINAMICA DI PASSO (TROPPO FACILE)

- **AERODINAMICA:**
 - ciclica pressione dinamica in volo traslato
 - carico ciclico a freq. $5Z$ e $2Z$
 - Livelli di vibrazione di origine aereo seguono con μ
- **COMPRESSIBILITÀ** pala in avanzamento, discontinuità aerodinamica con RISPOSTE ELASTICHE DELLA PALA
- **STALLO DINAMICO** $\psi = 270^\circ$

Scia rotore principale, vibrazioni

DIRETTE (vortex ring state) e INDIRETTE (scia rotore vs IMPELLACCI)

- **VIBRAZIONI TORSIONALI DAL MOTORE** attraverso la trasmissione \rightarrow MODI TORSIONALI TRASMISSIONE
- ROTORE DI CODA

Chiede un focus o una sintesi di uno di questi:

- **26) GROUND RESONANCE** ✓
 - Diagramma di Coleman
 - Meccanismi di innesco

27) ACUSTICA DELL'ELICOTTERO

\rightarrow schema con genesi del noise

\rightarrow Cenni al diagramma di flyby \rightarrow è rilevante x la CERTIFICAZIONE



TEMPI < 0 : elicottero a monte dell'osservatore

Curve corrette con l'attenuazione dell'orecchio umano

$$V_{+∞}^2 - V_{-∞}^2 = (V_{+∞} + V_{-∞})(V_{+∞} - V_{-∞})$$

$$\rightarrow v_1 = \frac{(V_{+∞} + V_{-∞})(V_{+∞} - V_{-∞})}{2(V_{+∞} - V_{-∞})}$$

$$\Rightarrow v_1 = v_2 = \frac{V_{+∞} + V_{-∞}}{2} \quad (7)$$

Definiamo:

VELOCITÀ DI INFLOW (o indotta)

sez. generico $u_i = v_i - V_{-∞}$

$$u = v_1 - V_{-∞} = \frac{V_{+∞} + V_{-∞}}{2} - V_{-∞} = \frac{V_{+∞} + V_{-∞} - 2V_{-∞}}{2}$$

$$\rightarrow u = \frac{V_{+∞} - V_{-∞}}{2} \quad (8)$$

VELOCITÀ DI DOWNWASH → velocità in scia dell'ala a valle

$$V_{+∞} = V_{-∞} + 2u \quad (9)$$

Poiché $T = m_i (V_{+∞} - V_{-∞})$

in Hover: $V_{-∞} = 0$

ALLORA $T = m_i 2u$ (10)

$$\rightarrow V_{+∞} = 2u$$

$$u = v_1$$

$$C_T = \frac{T}{\rho V_{tip}^2 A}$$

POTENZA → POTENZA INDOTTA: è la sola potenza necessaria per produrre il Δp e ACCELERARE IL FLUSSO. NO DISSIPAZIONI.

$$W = \frac{1}{2} m_i (V_{+∞}^2 - V_{-∞}^2) = \frac{1}{2} m_i (V_{+∞} + V_{-∞})(V_{+∞} - V_{-∞}) = m_i v_1 2u = T \cdot v_1 \quad (10)$$

$$\rightarrow W = T v_1 \quad (11)$$

In HOVER: $\frac{A_{-∞}}{A_{+∞}} = 2$

In hovering: $u = v_1 \rightarrow W_i = T \cdot u$

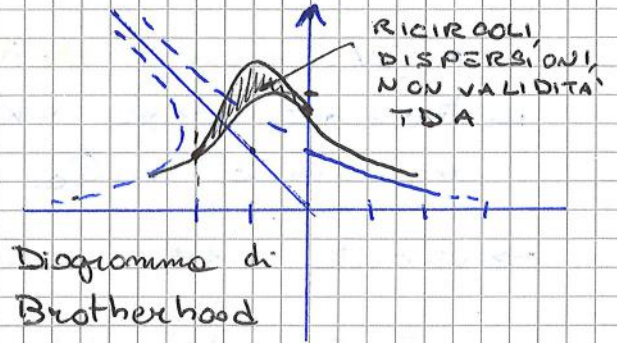
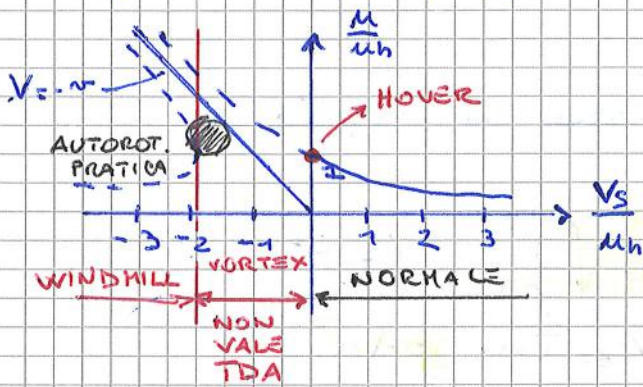
Δ La potenza è data da 3 termini nella realtà:

1) INDOTTA

2) DI PROFILO → teoria elemento di polo

3) PARASSITA → resistenze fusoliera

diagramma di Hoerner: valido onk x discesa



POTENZA NECESSARIA X SALITA

$$W_s = T_s v_1 = T (u_s + v_s) = W_{s1} + W_{s2}$$

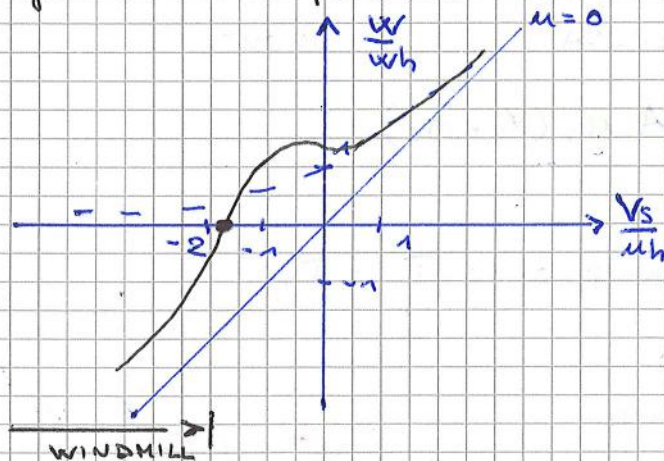
\downarrow
 POTENZA INDOTTA SALITA
 $< W_h$
 $u_s < u_h$

\downarrow
 $T v_s > W_h$

DISCESA

- DISCESA LENTA
- VORTEX RING STATE : $-1,25 < \frac{V_s}{u_h} < -0,25$
 AUMENTA RATEO DI DISCESA E LA VELOCITA' DI DISCESA PREVALE SU QUELLA DI SCIA
 → BLOCCAGGIO FLUSSO DEL ROTORE E C'E' UN RICIRCOLO DI VORTICI ATTORNO AL TIP
- DISCESA MODERATA: è ad alta velocità già qui e ci sono vortici a stecca sopra il rotore
- WINDMILL: ARIA DA SOTTO TRASCINA IL ROTORE E SI HA POTENZA NEGATIVA!
 $\frac{V_s}{u_h} < -2$
- $V = -u_h$: **auto-rotazione teorica**

Diagramma delle potenze

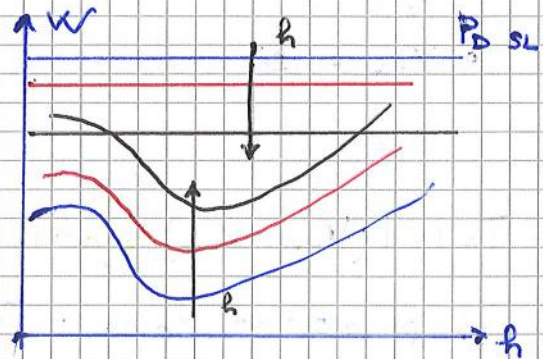
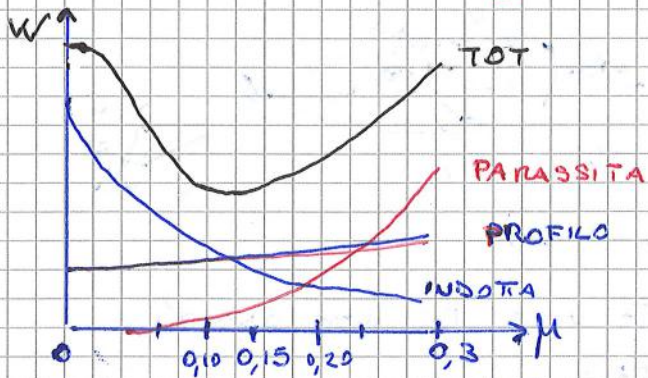


$W = 0$ auto-rotazione ideale

POTENZA NECESSARIA

Potenza necessaria al volo trasolato:

- 1: POTENZA INDOTTA: $W_i = T \cdot u_0$
- 2: POTENZA DI PROFILO W_{pr} : potenza persa per DRAG profilo. Sole con μ e con Re
- 3: POTENZA PARASSITA: DRAG DI FUSOLIERA + ROBE EST, DEFINITA DANDO $C_D \cdot S$.



$$W = \frac{1}{2} \rho S C_{D0} V^3 + \frac{2kW^2}{\rho S} V^{-1}$$

con $\rho \downarrow$ $W \uparrow$

Notiamo ancora una cosa interessante:

$$\theta = \theta_0 + k \frac{z}{R} \quad , \quad C_L = C_{L\alpha} \left(\theta_0 + k \frac{z}{R} - \frac{\mu}{5.7c} \right) \quad , \quad x = \frac{z}{R}$$

$$T = \frac{1}{2} \rho V_{tip}^2 \sigma A C_{L\alpha} \int_0^1 [(\theta_0 + kx)x^2 - \lambda_i x] dx \quad , \quad \lambda_i = \frac{\mu}{5.7R}$$

$$T = \frac{1}{2} \rho V_{tip}^2 \sigma A C_{L\alpha} \left(\frac{\theta_0}{3} + \frac{k}{4} - \frac{\lambda_i}{2} \right)$$

Riferendoci alla omogenea:

$$\ddot{\beta} + (1 + \epsilon)\Omega^2 \beta = 0 \quad \Leftrightarrow \quad m\ddot{x} + Kx = 0$$

$$\sigma_n = \sqrt{\frac{k}{m}} = \sqrt{\Omega^2(1+\epsilon)} \approx \Omega \quad \underline{\text{SISTEMA RISONANTE}}$$

La forzante (cioè il pitch) richiede pochissima energia a attuare il comando.

Analisi completa del FLAPPEGGIO, ESPLICITIAMO M_A :

$$\frac{d^2\beta}{d\psi^2} + (1 + \epsilon)\beta = \frac{M_A}{I_y \Omega^2}$$

SENZA CICLICO: $\theta = \theta_0$

Moto di flap \rightarrow varia incidenza locale $\dot{\beta} = \frac{d\beta}{d\psi} \cdot \Omega$



$$\Delta\alpha = - \frac{z\dot{\beta}}{\Omega(z + eR)} = - \frac{x d\beta/d\psi}{x + e}$$

$$x = \frac{e}{R}$$

$$dL = - \frac{1}{2} \rho a c \Omega^2 R^3 (x + e) \frac{d\beta}{d\psi} x dx$$

Integrando tra 0 e 1:

$$\frac{M_A}{I_y \Omega^2} = - \frac{\rho a c}{8} \frac{d\beta}{d\psi}$$

$$\gamma = \frac{\rho a c R^4}{I_y}$$

NUMERO DI LOCK:

NUM = ~ portanza pola
DEN = momento inerzia

$$[\gamma \approx 6 \div 10]$$

La dinamica di flap si risolve come

$$\frac{d^2\beta}{d\psi^2} + \frac{\rho a c}{8} \frac{d\beta}{d\psi} + (1 + \epsilon)\beta = 0$$

$$\sigma_n = \sqrt{\Omega^2(1+\epsilon)} \quad (\text{va calcolata rimettendo le derivate temporali})$$

SISTEMA SMORZATO IN ω 4° DI GIRO.

CON CICLICO \rightarrow CYCLIC FLAP $\theta \neq \theta_0$

$$\theta = \theta_0 - A_1 \cos\psi - B_1 \sin\psi$$

$$\frac{M_A}{I_y \Omega^2} = \frac{\gamma}{8} (\theta_0 - A_1 \cos\psi - B_1 \sin\psi)$$

DINAMICA DI LAG

Consideriamo nullo il FLAP inizialmente nullo.

• accelerazione radiale: $\Omega^2 R$

$$dF_c = x_g R \Omega^2 dm$$

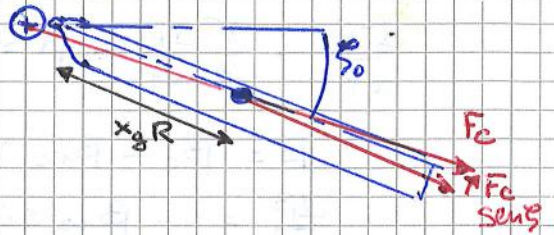
[...]

$$I_z \ddot{\xi} + m_b e x_g \Omega^2 R^2 \sin \xi = N$$

lineari z zondo

$$\ddot{\xi} + \Omega^2 \varepsilon \xi = \frac{N}{I_z}$$

$$\sigma_n = \sqrt{\Omega^2 \varepsilon} = \Omega \sqrt{\varepsilon} \approx 0,3 \Omega$$



Δ PULSAZIONE NATURALE DI LAG È MOLTO VICINA A QUELLA NATURALE DELLA STRUTTURA.

Aggiungiamo termine di Coriolis proveniente dalla dinamica di FLAP

$$N = -2 I_y \dot{\beta} \Omega \sin \beta$$

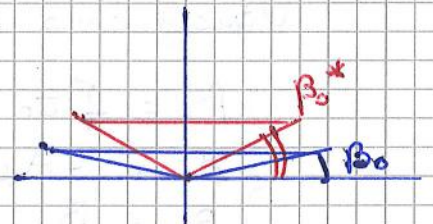
COLLETTIVO ↑ → β

↓ TRAZIONE ↑

↓ P ↑

↓ RAGGIO INERZIA ↓

→ ROTORE ACCELERA



Lo aggiungiamo linearizzato:

$$\ddot{\xi} + \Omega^2 \varepsilon \xi + (-2 \Omega \beta \dot{\xi}) = \frac{N_{aero}}{I_z}$$

→ IL LAG NON PUÒ PRESCINDERE DAL FLAP!
(mentre il contrario sì)

Politecnico di Torino

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale
Anno Accademico 2014-2015



Meccanica del volo dell'elicottero



Technical Report:

SIKORSKY CH-53

Matteo Cappo s209364

deliver a good solution with a minimum of delay; the Congress signed a deal for the new CH-53E helicopter, whose first flight occurred in 1974. The goal of doubling the lift capacity of the S-65 was accomplished with only a 10% increase in size of the helicopter. The CH-53E "Super Stallion" represents the heavier helicopter of the Western World and thanks to its avionics and systems it is one of the most advanced helicopters of the world.

Versions

The CH-53 has been produced and upgraded in several versions to meet the requirements of different clients such as US Marines, US Navy, US Air Force but also foreign armed forces. A brief list of most important variants follows; technical features and performance of the most advanced and employed version, the E-model, are exposed in the next part of the report.

HH-53B Super Jolly U.S. Air Force model based on the CH-53A helicopter modified for long range Combat Search and Rescue (CSAR) mission. Air-to-Air refuelling capability and jettisonable external auxiliary fuel tanks, a rescue hoist above the crew door were added. The engines were upgraded to T64-GE-3 engines.

CH-53D Sea Stallion Upgrade of the A-model due to its poor performances in Vietnam's tropical climate: engine were upgrade to more powerful T64-GE-412 and fitted with EAPS (see section "Engines"). Internally cargo capability was increased to 14000 lb. CH-53D has been the basemodel for further improvements; the CH-53D was retired by the Marines in February 2012 after completing 43 years of service and replaced with MV-22 Osprey.

HH-53H/MH-53H/J/M Pave Low series The limit of the U.S. Air Force HH-53B was that it could operate only with daylight and fair weather. So in order to have a machine adapted for night and foul weather operations, the helicopter started mount the Pave Low sensors, capable of furnish to pilot images with low level light ambient condition. During years (1969 - 1987) the new MH-53 Pave Low were furthermore improved with FLIR, Terrain Following Radar, INS, Radar Doppler, Night Vision System and countermeasures to better operate in Special Forces' operations. The last version, CH-53M Pave Low IV, was retired in 2008.

CH-53E Super Stallion The three engines E-model, introduced in 1974, is still in service and can perform all the missions that were proper of the Pave Low series.

MH-53 Sea Dragon Based on the CH-53E and evolution of the RH-53A/D it performs airborne minesweeping missions for U.S. Navy. Enlarged sponsons grants more fuel capacity for longer endurance: during its mission the helicopter tows a variety of mine-sweeping sleds on the water. Moreover it is equipped with electronic and acoustic mine countermeasures.

CH-53E three views drawing

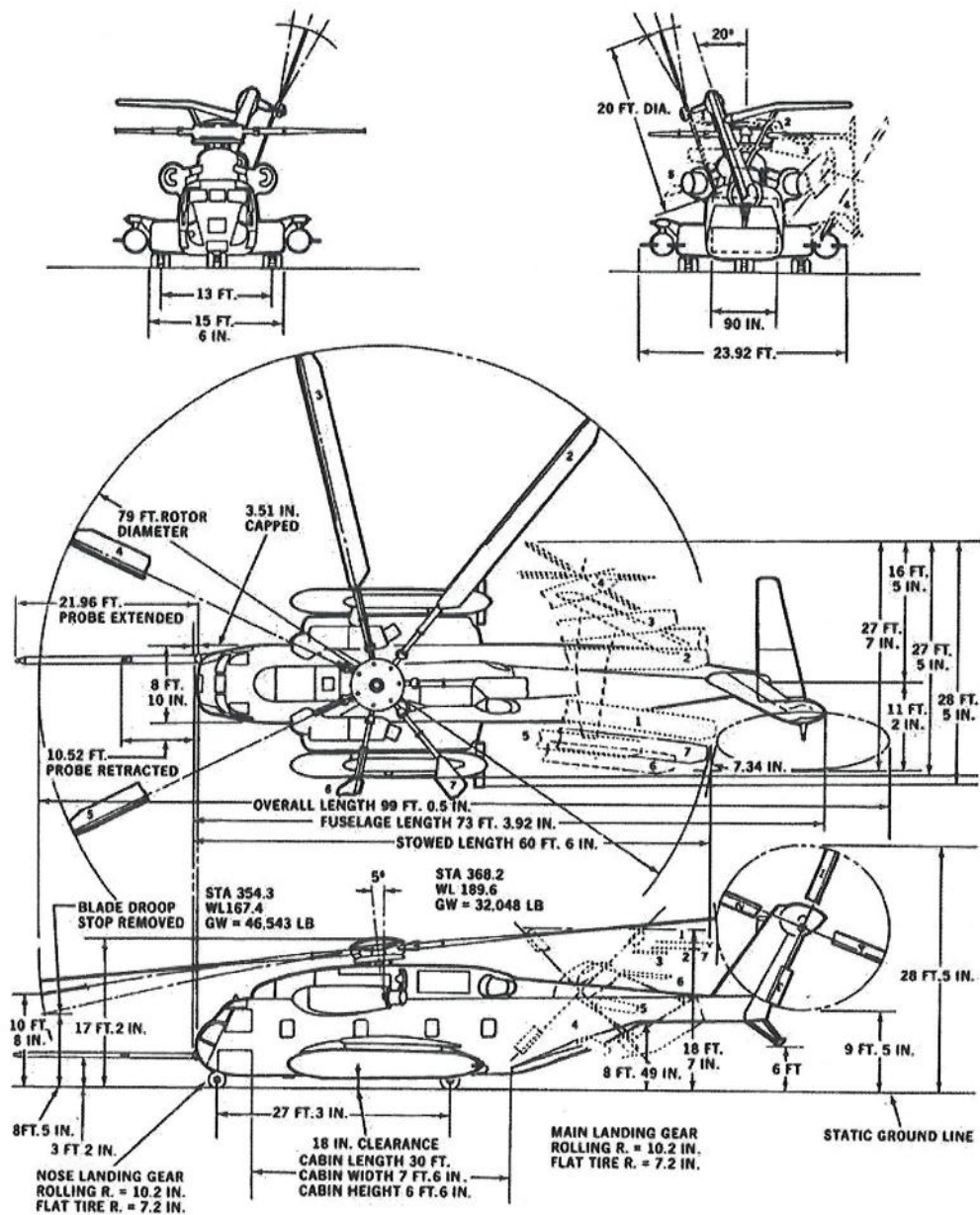


Figure 1: The dotted line shows the helicopter with main rotor and tail boom folded.

Main Rotor

The main rotor consists of a rotor head assembly and seven rotor blades. The rotor head, directly mounted to the output shaft of the main gearbox, is formed by the swash plate assembly (lower non rotating part and upper rotating part) and the rotor hub. The main rotor is an evolution of the old type rotor installed on the D-model: in fact it was a 6 bladed fully articulated oil lubricated type. To increase lift and thrust, rotor diameter was increased from 22 to 24 m, number of blades became 7 instead of 6 and each blade had a wider chord.

In order to reduce maintenance of the main rotor head while increasing reliability, all lubrication requirements were eliminated, solving also a persistent oil leakage problem. A bearingless rotor head was introduced: a cone-shaped spherical elastomeric bearing for pitch, flap and lead/lag replaced hinges; the elastomeric bearing is constructed of a sandwich of rubber and metal laminates with no lubrication required.

Rotor head features also seven hydraulic lag dampers.

Cyclic or collective pitch changes are commanded to the non-rotating swash plate by a two stage hydraulic irreversible control system; the rotating swash plate transmit the command to blade cuffs by pitch linkage. Anti-flapping restrainers and droop stops prevent excessive flapping of the blades when the main rotor head is static or is turning at low rpm. The anti-flapping restrainers are automatically released as rotor speed is increased to about 25 percent, while the droop stops are automatically released as main rotor speed is increased to about 75 percent. The rotor head is primarily titanium and steel.

Main rotor blades The rotor blades are attached to extenders, which connected to titanium cuffs receive pitch command from linkage. Rotor blades have a Nomex honeycomb internal construction bonded to a cold formed 10 m tubular titanium spar; the assembly is wrapped in composite glass fibre and epoxy skin. Moreover abrasion strips bonded to the leading edge prevent damage from dust and adverse weather conditions. The airfoil used is SC1095 and has a 16° twist. Each main rotor blade is fitted with the "In-Flight Blade Inspection System" (IBIS): spar is pressurized with nitrogen (10 psi) and incorporates a spar pressure indicator to detect eventual cracks. Crack detection is performed using radioactive Strontium 90: if pressure in the blade decreases the pressure indicator on the root of the blade exposes a small radiation source; a radiation detector located aft of the main rotor pylon area send a warning signal to helicopter monitoring system that alerts the crew.

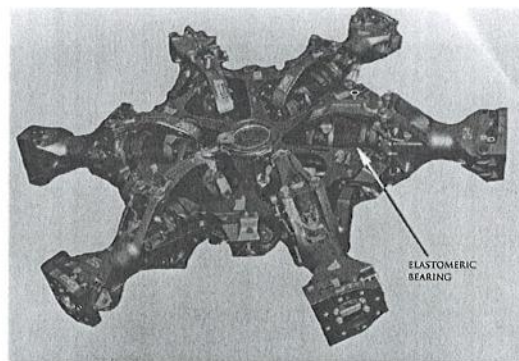


Figure 2: D-model new bearingless rotor head

Transmission system

The transmission system consists of two nose gearboxes, a main gearbox, an accessory gearbox, an intermediate gearbox, and a tail rotor gearbox. The freewheeling units can disengage the engines during autorotation, or one or two engine for single or dual engine operation, or any time engine rpm decreases below rotor rpm.

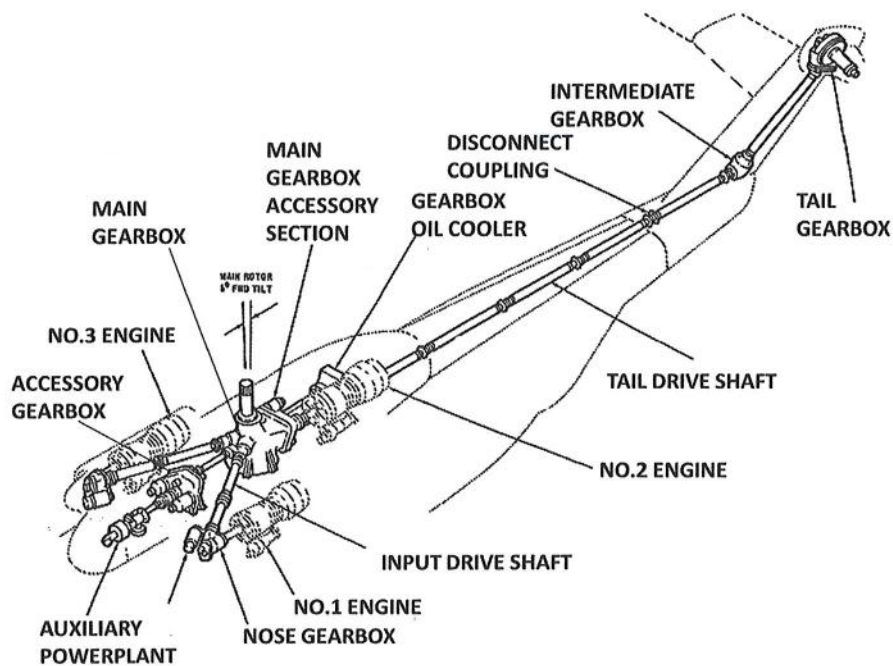


Figure 5: CH-53E Transmission system.

Main Gearbox The maximum rated 9798 kW (13140 hp, take-off) main gearbox features bevel gears and a two stage planetary and couples the three engine inputs providing output power for the main rotor, tail rotor, and accessory gearbox when it is not being driven by the Auxiliary Power Plant (APP). The main rotor shaft is tilted 5° forward to provide a level fuselage at cruise speeds.

Nose Gearbox The nose gearboxes forward of the No. 1 and No. 3 engines contain high speed bevel gears and connect engines output shaft with the main gearbox changing the drive angle. The No. 2 engine input is directly into the main gearbox accessory section.

Accessory Gearbox The accessory gearbox drives main helicopter utilities. It is driven by the main gearbox when engines are in function and by the APP before engines start-up. APP is connected to the accessory gearbox through a shaft and a clutch, which is disconnected as soon as the main gearbox rpm exceeds APP rpm.

Each engine has an independent oil system for gears and bearings lubrication: an oil pump mounted on the engine accessory gearbox distributes filtered oil under pressure; after the lubrication, oil is collected in a sump box, pumped to the oil cooler and then again to the tank. In case of leakages the system is automatically replenished from an auxiliary oil system. The lubrication system features, like the transmission system, a chip detector to reveal the presence of metal particulate that could block filters. Each engine has an automatic over speed protection system to prevent destructive over speed of the power turbine.

Engine start is performed hydraulically: the APP drives the accessory gearbox to provide hydraulic and electrical power to the helicopter at ground; a hydraulic starting motor drives each engine and an electric switch disengage the starting motor after the completion of a starting cycle.

Fuel system

The CH-53E is equipped with 4 main fuel tanks in sponsons attached to the cabin. Each engine has its own fuel system and fuel supply system. No.1 and No.3 fuel system each contains a single bladder-type fuel cell, installed respectively in the left and right sponson; the No.2 fuel system contains two cells, one installed in each sponson. To have a crashworthy fuel system and reduce crash induced fuel spillage and ignition risk, the bottom third of each cell is self-sealing. CH-53 can also be fitted with two external jettisonable auxiliary fuel tanks mounted on pylons attached to the sponson to extend the range. For centre of gravity control, the tanks contains two compartments: bleed air from engine is used to force fuel from the auxiliary fuel tanks to the main tanks. No boost pumps are installed in the tanks: fuel is sucked from tanks using a "Soda Straw" technique by boost pumps above the cabin. The system features pipelines for fuel transfer among tanks, components for high pressure ground refuelling and a forward extendible probe for air-to-air refuelling (usually performed by a KC-130 Tanker); moreover CH-53 can perform the HIFR (Helicopter In-Flight Refuelling), a technique which allows the helicopter to be refurnished from ground while in hovering. Like on common aircraft, each engine could be fed either by tanks 1, 2 or 3 using a fuel selector upstream of the boost pump (Appendix A). Furthermore, to increase range or endurance for ferry flight or minesweeping mission, the CH-53E can host in the cargo bay "internal range extension tanks", a full-equipped system of bladder tanks of the capacity of 9084 litres: each empty tank including tiedown chains, electrical harness, and hoses weighs 154 kg and contains a transfer pump to transfer fuel to the main tanks.

Fuel tank capacities		
No.1	1135 ltr	300 gal
No.2	1427 ltr	377 gal
No.3	1135 ltr	300 gal
External aux (each,2x)	2460 ltr	650 gal
Internal aux (tot)	9084 ltr	2400 gal

Table 3: Fuel tank capacity.

Electric system

The main power sources of the electrical system are three self-cooled 115 V AC 400 Hz three-phase generators. The No.2 generator is driven by the main gear box accessory section, the No.1 and No.2 generators are driven by the accessory gear box. Feeder fault protection will cause a generator to be disconnected from the AC load when there is a short in any of the main power lines from the respective generator to the AC primary buses. The electric system can perform two type of transformation to supply different utilities: there are three 115 V AC – 26 V AC autotransformers and three 115 V AC – 28 V DC rectifiers. AC and DC circuits are protected by circuit breaker panels installed in cockpit; an external power receptacle allows to furnish 115/200 V AC electrical power from ground.

Hydraulics and flight control system

The hydraulic system consists of three separated subsystems, the first stage and second stage flight control hydraulic systems and the utility hydraulic system. Each system is powered by a separated hydraulic pump: 1st stage pump is driven by main gearbox while 2nd stage and utility system pumps are driven by the accessory gearbox, which is operative also with engines off because it is connected to the APP. Each system has individual reservoirs. Hydraulic fluid passes through heat exchangers and oil cooler to keep temperature at normal level. The utility hydraulic system provides subsystem pressure for APP and engine starting, landing gear extension and retraction, cargo door and ramp operation, cargo winch operation, main wheel power brakes, rotor and pylon folding; moreover it pressurizes, with 1st and 2nd stage, the hydraulic servo actuators of primary flight controls.

Flight Control System The aircraft can be governed using a mechanical control system with hydraulic power assistance. Longitudinal cyclic, lateral cyclic, yaw pedal and collective signals are transmitted via mechanical linkages to three main rotor servo actuators and one tail rotor servo. Movement of the main rotor primary flight control tandem servos translates into swash plate assembly displacement, and it is transferred to the main rotor blades by the main rotor pitch change rods, resulting in main rotor blade pitch changes. Tail rotor pitch is provided by extension and retraction of the tail rotor pitch beam, which moves pitch change horns (see Figure 3a). Each servo is identical, containing a first and second stage piston. While each stage is capable of controlling the main rotor by itself, in most cases both stages are pressurized and work in tandem. The first and second stage hydraulic systems provide power to the first and second stages of these servos, respectively. Four AFCS servos are installed on the mechanical line upstream of the tandem servo actuators: when these are not pressurized they act as simple mechanical linkage. When the AFCS servos are pressurized, they ease cockpit flight control movement in that cockpit flight control forces are reduced. The mixing units constitute the interface between the cyclic and collective pitch: through a bell crank the collective command from linkage is superimposed on cyclic one. Detailed drawing in Appendix C.

Appendix B

CH-53E Avionics

CH-53E AVIONICS	
AFCS	Digital AFCS system, Hamilton Sunstrand
NAV	AN/ARN-151(V)3 GPS, Rockwell Collins
	Two AN/APN-171(V) Radar Altimeters
	AN/ARN-118(V) TACAN
	AN/ARN-89A Automatic Direction Finder (ADF)
	VIR-31A VOR
COM	ILS navigation system and vertical gyro system
	Two AN/ARC-210(V) ECCM Radios
	AN/ARC-94 High Frequency Radio Sets
	AN/APX-72 IFF Transponder
	KIT-1C/TSEC Computer Transponder
	TSEC/KY-58 Secure Voice Data Set
HNVS	AN/AIC-14A Intercom
	AN/AAQ-29A FLIR
Countermeasures	AN/APN-217(V)3 Doppler Radar
	AN/AAR-47 Missile Warning System
	AN/ALE-39 Chaff and Flare Dispenser
	AN/ALQ-157 Directional Infrared Jammer

Table B.1: CH-53 Avionic equipment.

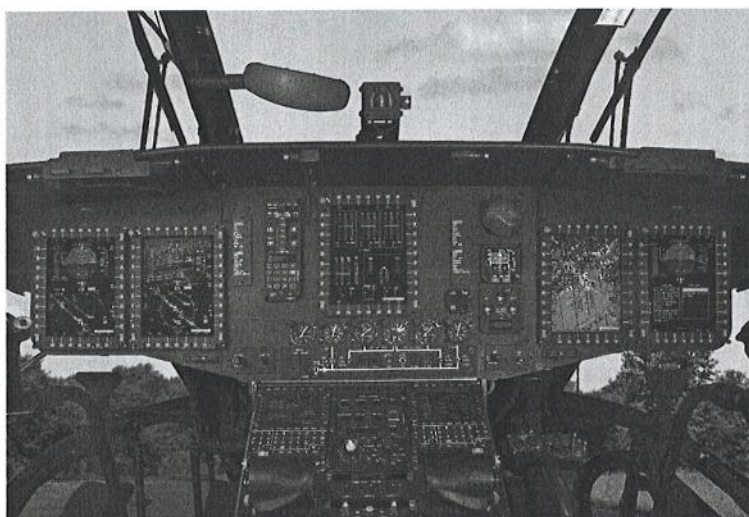


Figure B.1: CH-53E Glass Cockpit.

Bibliography

- [1] <http://www.sikorskyarchives.com/S-65H-53D%20SEA%20STALLION.php>
- [2] http://en.wikipedia.org/wiki/Sikorsky_CH-53E_Super_Stallion
- [3] http://en.wikipedia.org/wiki/Sikorsky_CH-53_Sea_Stallion
- [4] http://en.wikipedia.org/wiki/Sikorsky_MH-53
- [5] <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/h-53-specs.htm>
- [6] <http://fas.org/man/dod-101/sys/ac/h-53.htm>
- [7] <http://www.naval-technology.com/projects/ch53e/>
- [8] http://www.airvectors.net/avskbig_2.html
- [9] http://www.aviastar.org/helicopters_eng/sik_s-65.php
- [10] http://www.aviastar.org/helicopters_eng/sik_s-80.php
- [11] Twomey, Patrick Joseph, "H-53E Super Stallion/Sea Dragon Auxiliary Power Plant Power Survey. " Master's Thesis, University of Tennessee, 2004.

02BPIMT - Meccanica del volo dell'elicottero A.A. 2014 - 2015

**Summary of the article:
"Load Reduction in Lead-Lag Dampers by
Speed-Scheduled Aperture and Modulated Control of a
Bypass Valve"**

Journal of the American Helicopter Society 57, 02005 (2012)

Motivation and background

On a helicopter lead-lag dampers are crucial elements subjected to high loads and so to high levels of wear. System stability requires high damping levels in a small range of the flight envelope, that typically includes the conditions of vehicle on the ground, in slope landings, or in high-g maneuvers; on the other hand, much lower damping levels would be appropriate for all other flight regimes. Unfortunately current lead-lag dampers are passive devices, unable to change their behaviour (and so to reduce their wear level) according to the flight regime. This implies that unnecessary large damping load contributes to a useless acceleration of wear of the dampers with resulting significant operating and maintenance costs.

This article suggests a solution to mitigate this: to equip the hydraulic damper with a controlled bypass valve in order to reduce the damping load. Following this way, the bypass valve increases the fluid flow between the two hydraulic chambers of the damper, modifying internal forces and the resulting damping that assumes a lower but safe value. This study allows the hydraulic damper to become a semiactive device without a radical change in its architecture: the most important element is to find an adequate control law for the opening of the valve.

Methodology

The present study was conducted with reference to the A109E Power helicopter. At first, a mathematical model of its damper was developed, including a bypass valve. The characteristic curves of the modified damper were then used in the definition of a mathematical model of the helicopter rotor. Next, the vehicle was trimmed at a number of relevant flight conditions and the performance of the semiactive damper was evaluated for different scheduled aperture and modulating control laws, by assessing the resulting forces and damping factors.

Mathematical model of the damper An electromechanical actuator moves the bypass valve spool in order to modify the outflow area and a preloaded spring returns the spool in shut-off position in case of loss of power. The physics based mathematical model includes the pressure dynamics equations in the chambers, the flow equations through the orifice, the pressure relief valves and the bypass valve; it yields the response of the damper force given the motion as input. The mathematical model is validated by comparing it to experimental data of a real damper tested with sinusoidal strokes. The bypass valve opening is defined as

flight speed) to ensure the minimum damping. So the straightforward speed-scheduled aperture can decrease damping loads to 30%-60% of the ones provided by the passive damper satisfying the 30% safe damping margin by opening the valve in a range $\Delta_{byp} = 15 - 40$.

Flight speed V_{NE}	Δ_{byp}	Load Reduction (%)
0.8	15	-60.7
0.9	29	-68.4
0.95	38	-43.9
1	38	-37.4

Table 1: Bypass apertures and load reduction for varying flight speeds.

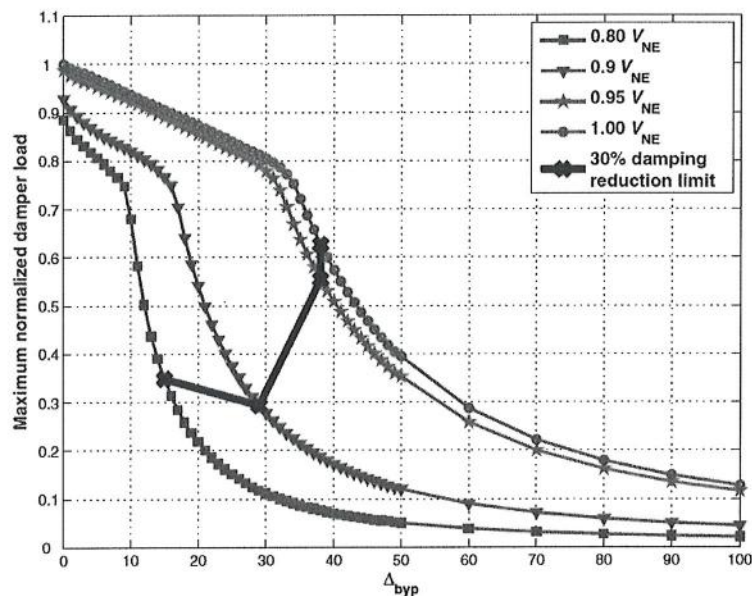


Figure 1: Maximum damping loads as function of Δ_{byp} for varying flight speeds.

The introduction of the HHC loop on top of the speed-scheduled one requires a maximum aperture of the bypass valve of 68, a value that is larger than in the speed-scheduled case. By looking Figure 1 is possible to notice that a constant valve aperture of this magnitude would almost eliminate the damping effect: in fact for $\Delta_{byp} > 38$ the minimum limit of the 30% of the original damping factor is exceeded at every flight speed. Anyway this value is not a steady-state value for a determined flight condition (like for the scheduled aperture case), but it is a peak among the values of aperture, which is modulated by the HHC feedback law as a function of blade azimuth angle Ψ (see Figure 2).

In conclusion the HHC modulation of the bypass valve aperture on top of the speed scheduled aperture leads to a greater reduction of the loads, which drops to the 20%-25% of the ones

Summary of the AHS article

reduction and grants an extended damper life: the decision of adopting only one or both control loops must be taken after a trade-off assessment between the increased complexity and improved performance of the HHC technique or the robustness and simplicity of the speed-scheduled aperture.

This is only a preliminary study aimed to assess the potential applicability of this technology to a real rotor system; more accurate analyses have to be carried out.