

VALUTAZIONE DELLE PRESTAZIONI DI UN MOTOMODELLO DA VOLO LIBERO

Filippo Surace NIKE MILANO

Viene eseguito lo studio delle tre fasi caratteristiche del volo di un motomodello:

- Transitorio di salita sotto motore
- Transitorio di raccordo fra salita e planata
- Planata

Scopo dello studio è l'approfondimento dell'influenza dei parametri principali che caratterizzano il modello nel suo comportamento nelle fasi suddette, ed in definitiva sulla durata del volo.

Lo studio della dinamica del volo di un aeromodello non può essere spinto oltre un certo livello di approssimazione almeno per le seguenti ragioni:

- Difficoltà di gestire modelli matematici troppo complessi, poco giustificabili in termini di rapporto costo/beneficio.
- Impossibilità di disporre di dati aerodinamici sperimentali attendibili lì dove i modelli matematici non soccorrono. Mi riferisco in particolare alle resistenze che nascono dall'interferenza fra superfici portanti, fusoliera, flusso dell'elica etc.
- Estrema difficoltà di interpretazione dei risultati di calcolo quando il numero di gradi di libertà disponibili per l'ottimizzazione delle condizioni di volo diviene eccessivo.

Ho ritenuto quindi importante nell'esposizione che segue mettere l'accento sulle semplificazioni assunte, allo scopo sia di evidenziare i limiti del calcolo, sia di indicare le problematiche da affrontare in futuro.

L'esposizione viene suddivisa come segue:

- 1-Componenti:
Studio dei principali componenti del modello considerati separatamente.
- 2-Modello completo:
Assemblaggio ed interazione fra i componenti.
- 3-Equazioni del moto del modello nelle tre fasi del volo.
- 4-Simulazione completa del volo:
Descrizione dell'Input e dell'Output del programma di simulazione e della metodologia di ottimizzazione delle prestazioni.
- 5-Conclusioni.

Riferimenti bibliografici in parentesi quadre.

-1-COMPONENTI

-1.1-Motopropulsore

E' costituito da:

- Motore
- Riduttore, se esiste
- Elica

-Motore: E' caratterizzato dalla curva di potenza in funzione dei giri, assegnata per punti. La curva viene interpolata nell'intervallo di giri assegnato mediante una funzione "spline" di 3° grado, ed estrapolata negli intervalli:

-a sinistra: 0 - giri minimi

-a destra: giri massimi - giri di potenza nulla

mediante opportune funzioni raccordate alla funzione spline di interpolazione. Non ci intratteniamo su queste funzioni che completano il piano di funzionamento del motore al solo scopo di evitare l'arresto dell'elaborazione dei calcoli in particolari condizioni. In effetti nei casi che interessano di accoppiamento non particolarmente scorretto con il riduttore e con l'elica, le zone di estrapolazione non vengono mai utilizzate.

-Riduttore: E' caratterizzato dal rapporto di trasmissione = giri elica/giri motore e dal rendimento = potenza all'asse elica/potenza all'asse motore, considerato costante.

Ponendo questi due valori = 1 si ha la condizione di assenza del riduttore.

Nella Fig. 1.1.1 è riportato un esempio di motore da 1.295 CV nominali a 37500 giri/1', accoppiato ad un riduttore con rapporto di trasmissione 0.25 e rendimento 0.93. In funzione dei giri a valle del riduttore sono riportate le curve di potenza e di momento motore applicato all'elica. I punti cerchiati indicano i dati discreti di potenza in Input.

-Elica: E' necessario conoscere il suo comportamento in tutte le condizioni di funzionamento che si incontrano durante il transitorio di salita, che si allontanano in misura più o meno elevata dalla condizione ideale di progetto.

Il calcolo viene eseguito secondo la teoria "alare" che tiene conto delle caratteristiche aerodinamiche dei profili della pala (coefficienti di portanza e resistenza in funzione dell'incidenza aerodinamica) e calcola le incidenze indotte nelle varie sezioni della pala secondo la teoria di Froude, corretta secondo Betz e Prandtl per tener conto del numero finito di pale.

La teoria, approssimata ma ben confermata dall'esperienza, è esposta in dettaglio nella mia memoria "Calcolo dell'elica di un aeromodello ad elastico" [6].

Rispetto alla metodologia esposta in [6] sono state apportate le seguenti principali varianti:

MD15:AD15 2.5 cc 1295 CU*1000 37500 n/1' 27/02/03

aw1 1
aw2 1
Riduttore:
Rapp. trasmissione .25
Rendimento .93
Potenza max (CU*1000) 1267.56
Giri/1' di pot. max 10437
Momento max (gr*cm) 9466.9
Giri/1' di mom. max 7828
CDD. (0=O.K.)? ■

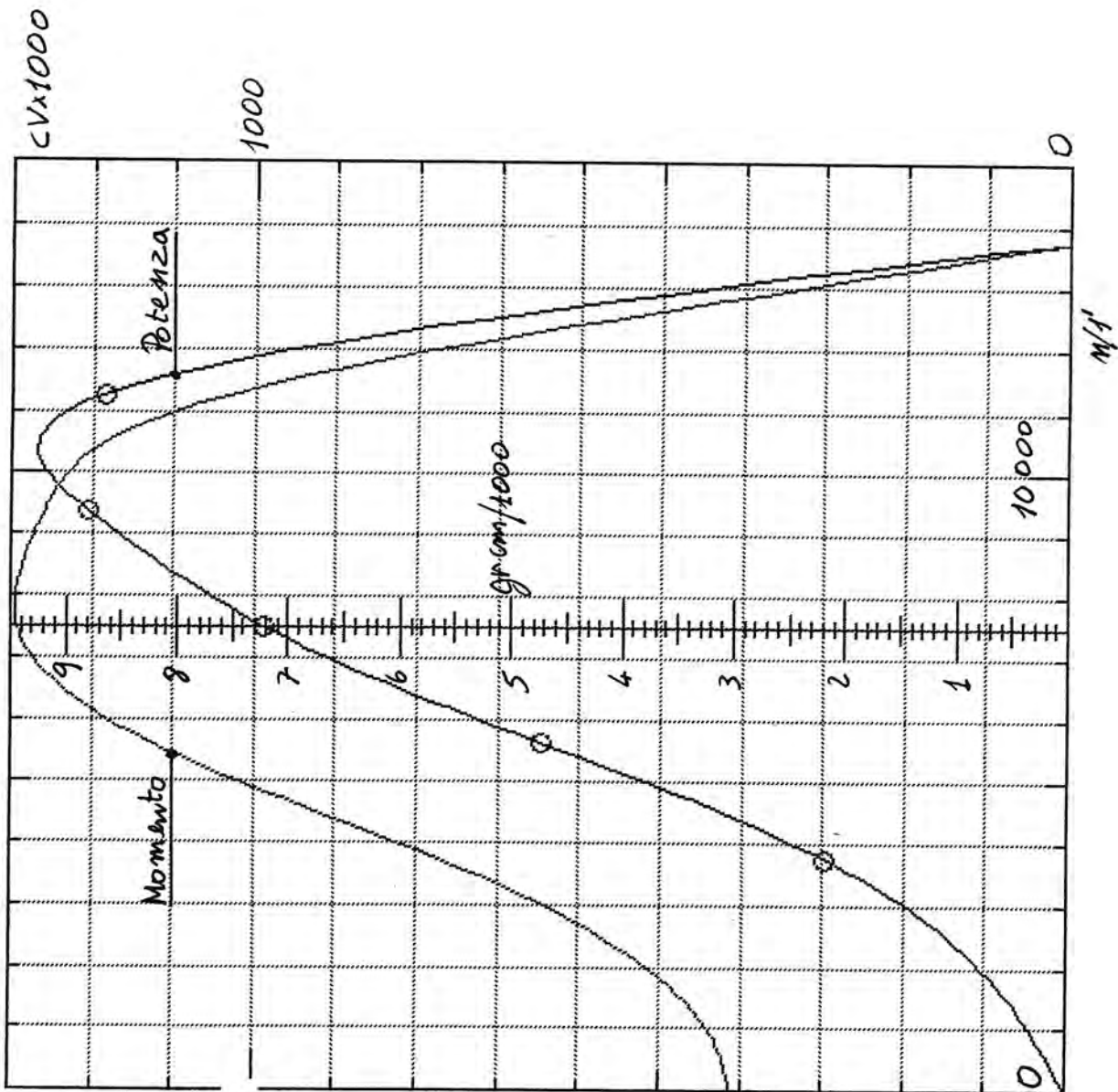


Fig. 1.1.1

-Al posto di un solo profilo sono stati introdotti tre profili diversi nelle sezioni di pala al 15%, 55%, 95% del raggio, allo scopo di tener conto in maniera più realistica della variabilità degli spessori, e dei numeri di Reynolds e di Mach lungo la pala. I dati aerodinamici nelle sezioni intermedie sono calcolati per interpolazione.

-E' stato introdotto l'effetto sul funzionamento dell'elica dell'alterazione del campo aerodinamico dovuta alla presenza di un corpo aerodinamico a valle dell'elica: fusoliera + motore. Questa presenza, trascurabile nel caso di un aeromodello ad elastico, è simulata mediante l'introduzione di sorgenti e pozzi [7]. Il suo effetto non va confuso con quello di attrito sulla fusoliera, trattato a parte.

-Le grandezze che individuano il funzionamento dell'elica, calcolabili solo per avanzamenti non nulli, sono state estrapolate fino alla condizione di funzionamento a punto fisso, sempre allo scopo di coprire tutte le possibili condizioni di funzionamento.

Nella Fig. 1.1.2 è illustrato un esempio di calcolo di un'elica caratterizzata da tre profili CLARKY portati agli spessori 30%, 10% e 8% alle stazioni 15%, 55% e 95% del raggio rispettivamente.

Nel quadrante in basso a destra è riassunto il risultato dei calcoli. In funzione del coefficiente adimensionale di avanzamento, sono diagrammate le grandezze seguenti che definiscono completamente il funzionamento dell'elica:

- Momento motore adimensionale
- Spinta adimensionale
- Rendimento

Le linee tratteggiate individuano le zone estrapolate.

Negli altri due quadranti sono riportati i dati aerodinamici dei tre profili insieme alle zone di estrapolazione e di utilizzazione.

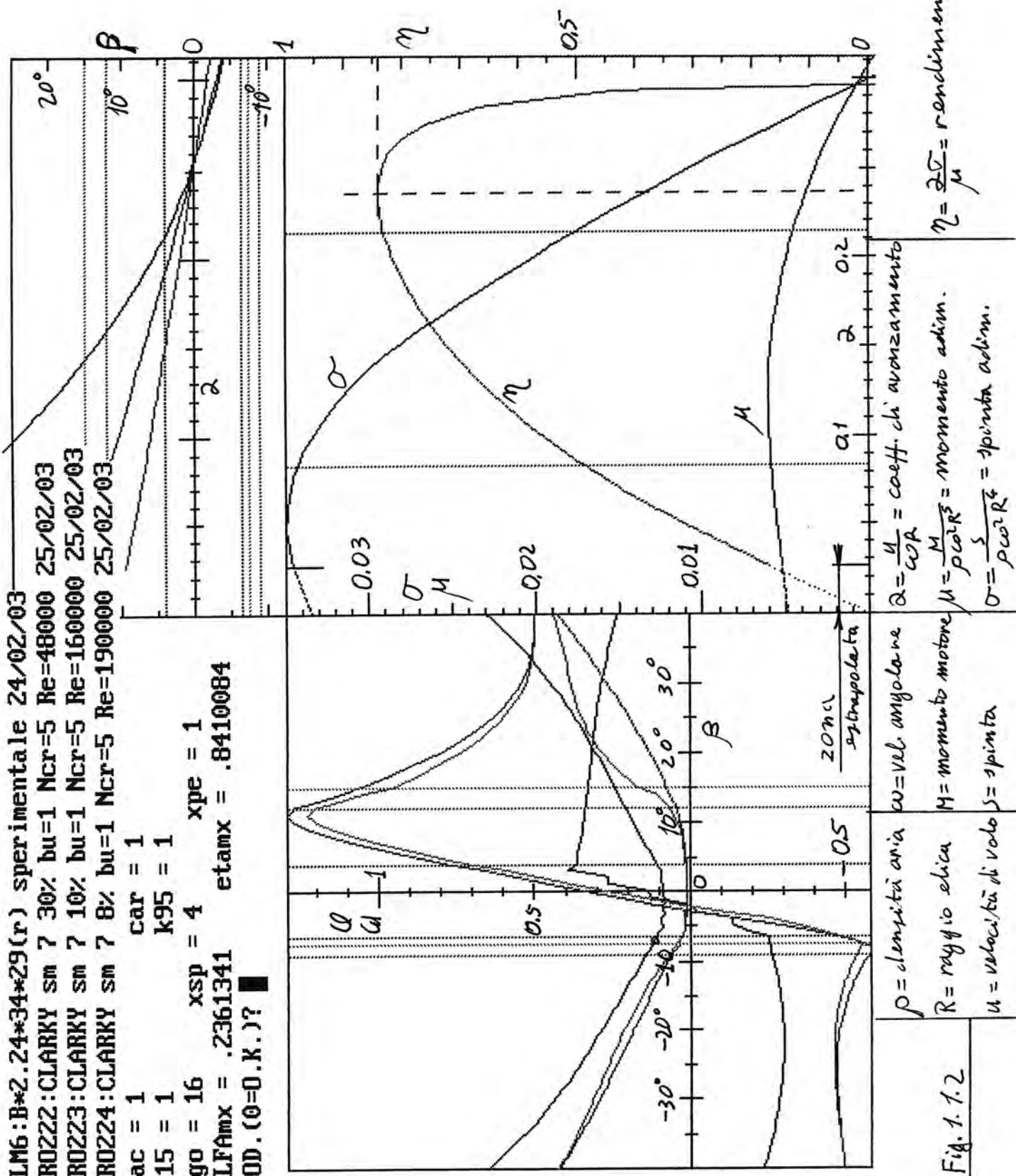
Allo scopo di agevolare la lettura di questi dati, nelle Figg. 1.1.3, 1.1.4, 1.1.5 sono ripetuti separatamente i diagrammi di ciascun profilo. Nei quadranti di sinistra sono riportati i coefficienti di portanza e di resistenza in funzione dell'incidenza aerodinamica. Le zone interne alle linee verticali punteggiate sono relative ai dati aerodinamici effettivamente disponibili; le zone esterne sono ottenute per estrapolazione realizzata mediante raccordo con le caratteristiche aerodinamiche della lastra piana in scia di Helmholtz [2].

Nei quadranti in alto a destra sono ripetute le suddivisioni in zone prima esposte, completate dalle incidenze aerodinamiche effettive di lavoro delle sezioni, in funzione del coefficiente di avanzamento. E' così possibile individuare immediatamente nel quadrante in basso a destra le zone di funzionamento con dati reali o estrapolati (linee verticali tratteggiate). In queste ultime zone i calcoli hanno una attendibilità limitata.

Osserviamo che nel caso in esame soltanto alla radice della pala (Fig. 1.1.3) si corre il rischio di lavorare in una zona di estrapolazione. Data la scarsa importanza di questa zona, il calcolo può essere ancora considerato soddisfacente.

Combinando i dati del gruppo motore-riduttore riportati in Fig. 1.1.1 con i risultati di Fig. 1.1.2 si ottiene in definitiva la caratterizzazione completa del gruppo motopulsore, illustrata in Fig. 1.1.6.

ELM6:B*2.24*34*29(r) sperimentale 24/02/03
 PROZ22:CLARKY sm 7 30% bu=1 Ncr=5 Re=48000 25/02/03
 PROZ23:CLARKY sm 7 10% bu=1 Ncr=5 Re=160000 25/02/03
 PROZ24:CLARKY sm 7 8% bu=1 Ncr=5 Re=190000 25/02/03
 cac = 1 car = 1
 k15 = 1 k95 = 1
 sgo = 16 xsp = 4 xpe = 1
 ALFAmx = .2361341 etamx = .8410084
 COD. (O=0.K.)? ■



ρ = densità aria
 ω = vel. angolare
 R = raggio elica
 M = momento motore
 u = velocità di volo
 S = spinta
 $\alpha = \frac{u}{\omega R}$ = coeff. di avanzamento
 $M = \frac{M}{\rho \omega^2 R^3}$ = momento adim.
 $\sigma = \frac{S}{\rho \omega^2 R^4}$ = spinta adim.
 $\eta = \frac{2\sigma}{M}$ = rendimento

Fig. 1. 1.2

ELM6: B*2.24*34*29(r) sperimentale 24/02/03

* PROZ22: CLARKY sm 7 30% bu=1 Ncr=5 Re=48000 25/02/03

PROZ23: CLARKY sm 7 10% bu=1 Ncr=5 Re=160000 25/02/03

PROZ24: CLARKY sm 7 8% bu=1 Ncr=5 Re=190000 25/02/03

cac = 1 car = 1

k15 = 1 k95 = 1

sgo = 16 xsp = 4 xpe = 1

ALFamx = .2361341 etamx = .8410084

COD. (0=0.K.)? ■

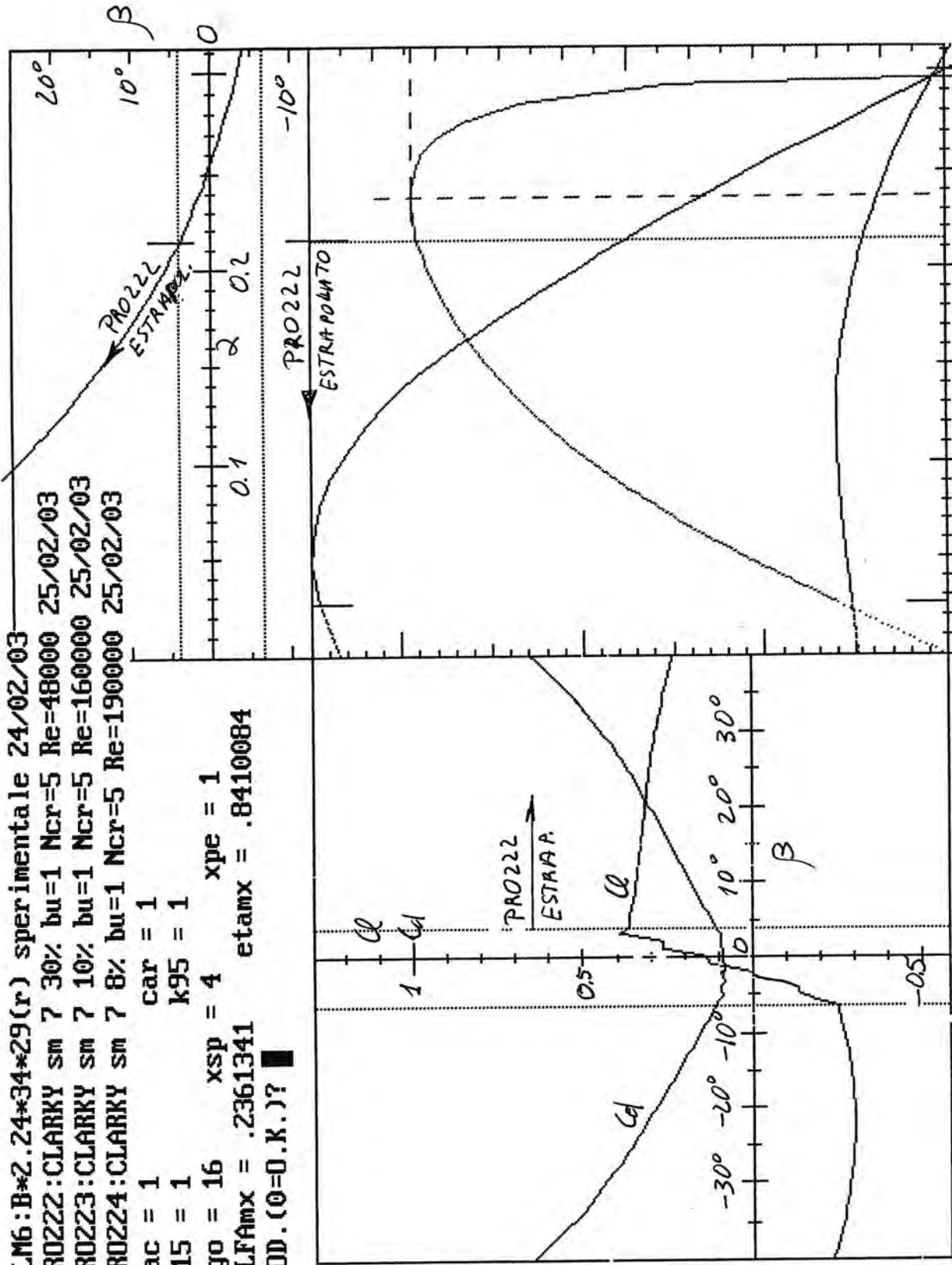


Fig. 1.1.3: CLARKY 30% alla stazione 15%

ELM6 : B*2.24*34*29(r) sperimentale 24/02/03

PROZ22 : CLARKY sm 7 30% bu=1 Ncr=5 Re=48000 25/02/03

PROZ23 : CLARKY sm 7 10% bu=1 Ncr=5 Re=160000 25/02/03

PROZ24 : CLARKY sm 7 8% bu=1 Ncr=5 Re=190000 25/02/03

cac = 1 car = 1

k15 = 1 k95 = 1

sgo = 16 xsp = 4 xpe = 1

ALFamx = .2361341 etamx = .8410084

COD. (0=O.K.) ? ■

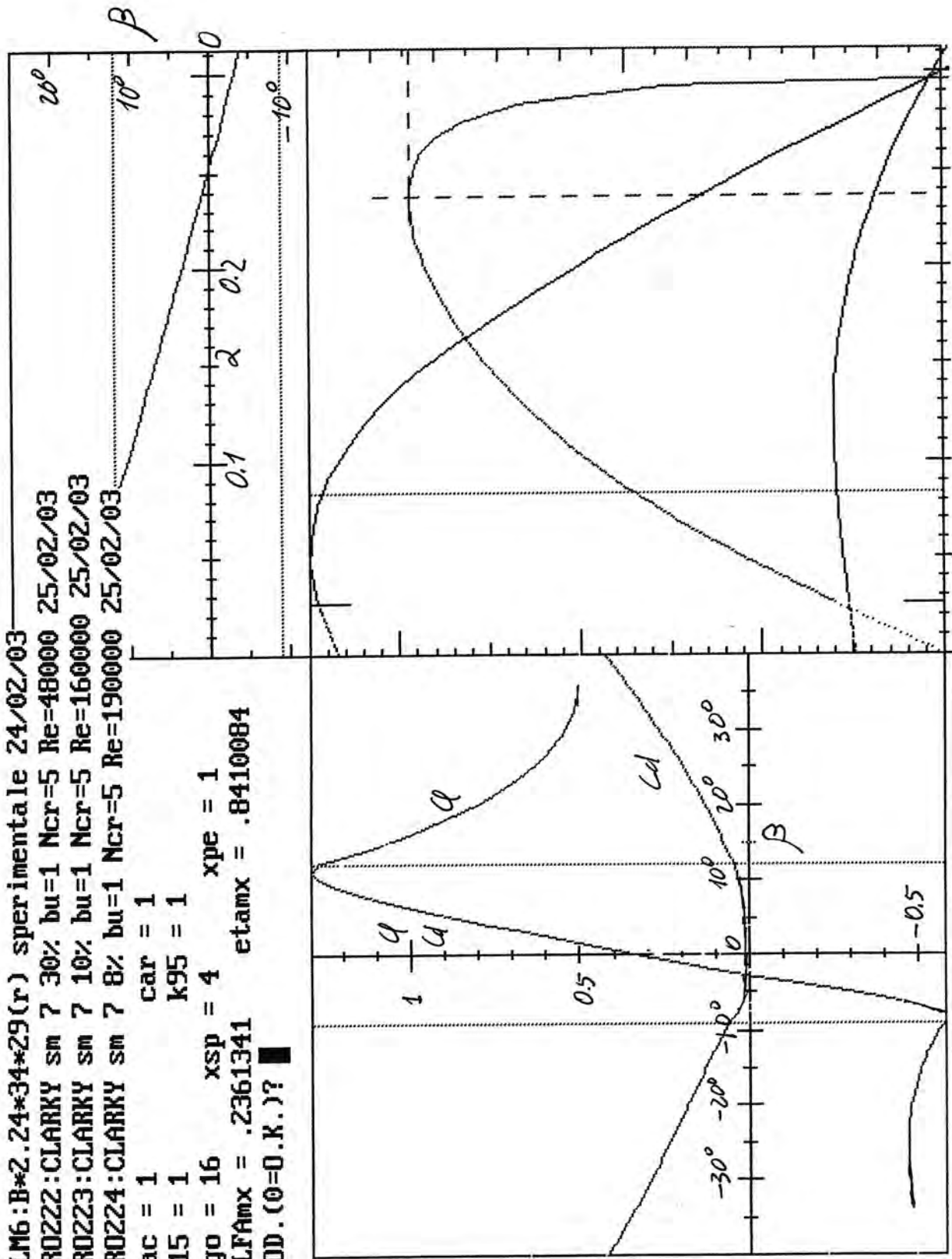


Fig. 1.1.4: CLARKY 10% alla stazione 55%

ELM6: B*2.24*34*29(r) sperimentale 24/02/03

PROZ22: CLARKY sm 7 30% bu=1 Ncr=5 Re=48000 25/02/03

PROZ23: CLARKY sm 7 10% bu=1 Ncr=5 Re=160000 25/02/03

* PROZ24: CLARKY sm 7 8% bu=1 Ncr=5 Re=190000 25/02/03

cac = 1 car = 1

k15 = 1 k95 = 1

sgo = 16 xsp = 4 xpe = 1

ALFamx = .2361341 etamx = .8410084

COD. (0=0.K.)? ■

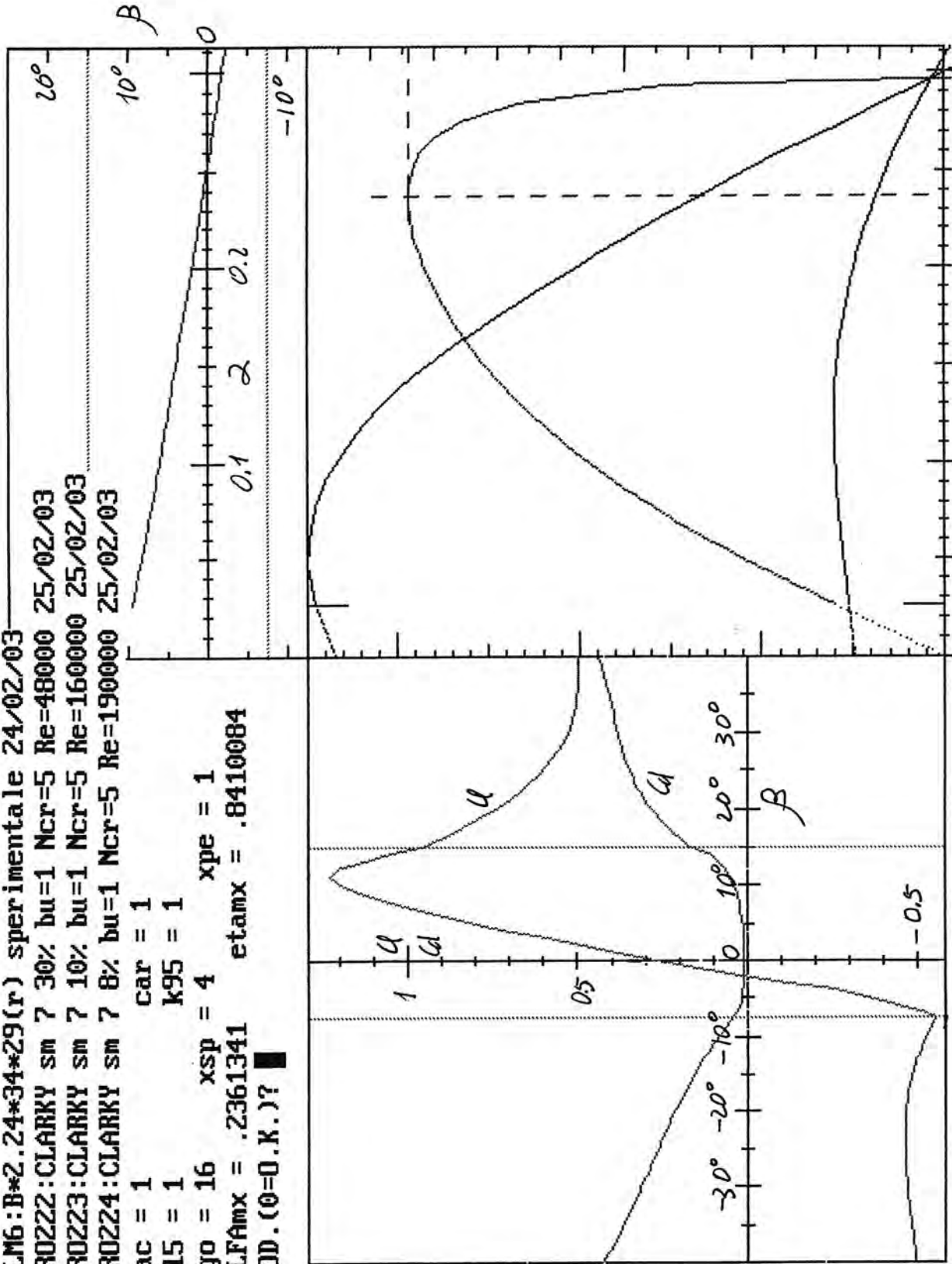


Fig. 1.1.5; CLARKY 8% alla rizzazione 95%

Spinta del propulsore in funzione della velocità di volo per $C_{xg} = 0$

Vel mx. (m/s) $U_{tmx} = 67$
 Spinta mx. (gr) $T_{imx} = 3631$
 Rend. mx. $\epsilon_{tanx} = .84$
 Giri mx. (n/1') $n_{mx} = 12851$
 Giri mn. (n/1') $n_{mn} = 8917$

COD. (-2=Motore; -1=Elica;
 0=0.K.)? ■ 3

S (kg) _____
 $U =$ velocità di volo _____

$\eta_p =$ rend. propulsivo ideale _____ 2

$\eta_e =$ rendimento effettivo _____

$S =$ spinta _____ 1

$n =$ giri all'asse elica _____

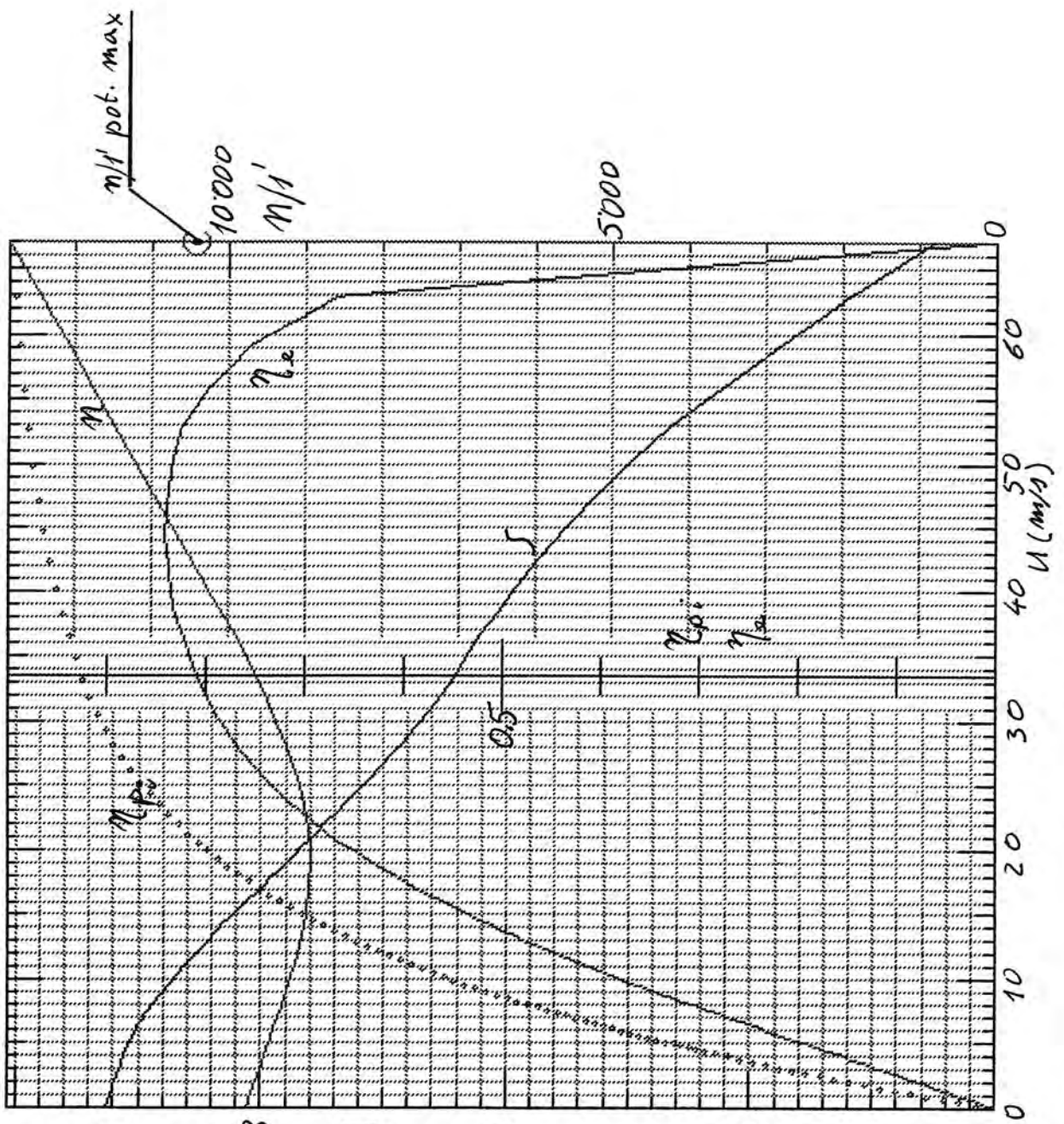


Fig. 1.1.6: Caratterizzazione del gruppo motopropulsore

In funzione della velocità di volo U sono diagrammati:

-Il rendimento propulsivo ideale dell'elica (cerchietti) calcolato secondo Froude, che tende ad 1 per velocità infinita [6].

-Il rendimento effettivo dell'elica. Il confronto fra i due rendimenti consente di valutare gli effetti sul rendimento del dimensionamento geometrico ed aerodinamico dell'elica.

-La spinta risultante del motopropulsore nel caso più comune di coefficiente di resistenza nullo della gondola motrice (la gondola fa parte della fusoliera).

-I giri dell'elica, con segnalazione dei giri di massima potenza all'albero. Si osserva in questo caso la presenza di un minimo alla velocità di volo di circa 20 m/s, dovuto al particolare accoppiamento motore-elica.

-1.2-Fusoliera

A parte la funzione di collegamento fra le parti del modello, viene considerata sede di azioni aerodinamiche dovute alla sua forma ed all'assetto, definito come angolo fra la linea di fede della fusoliera ed il vettore velocità di volo.

La fusoliera viene considerata come un corpo allungato con comportamento aerodinamico influenzato dal numero di Reynolds, dalla forma della sezione maestra (rotonda, poligonale), dalla presenza della deriva e di eventuali superfici frontali aerodinamicamente non raccordate. Come risultato di questa elaborazione si definisce un corpo aerodinamicamente equivalente alla fusoliera, costituito da due sezioni equivalenti con coefficiente di resistenza 1, una normale e l'altra parallela alla linea di fede. In Fig. 1.2.1 è riportata la schematizzazione del corpo aerodinamico ed il calcolo delle forze di portanza e resistenza. Si osserva che nel caso particolare di uguaglianza delle due sezioni (corpo sferico) la portanza si annulla e la resistenza diviene indipendente dall'angolo di assetto.

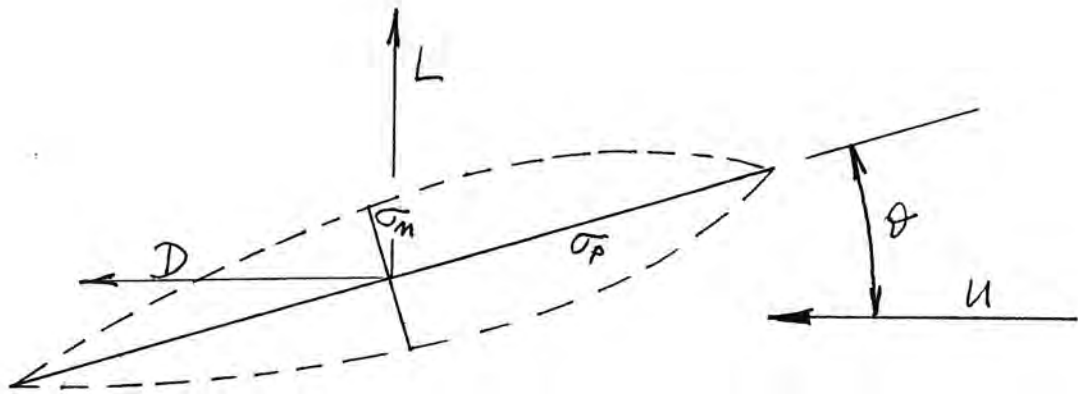
-1.3-Ala

E' definita geometricamente di forma bitrapezia con freccia circa nulla, doppio diedro e doppia svergolatura al gomito ed all'estremità. Tutte le configurazioni particolari sono possibili tranne quella con corda nulla all'estremità.

Sono previste due diverse geometrie per la salita e per la planata che naturalmente possono coincidere.

Sono previsti tre profili di caratteristiche aerodinamiche diverse all'attacco, al gomito ed all'estremità, sia per la configurazione di salita che per quella di planata. In caso di geometria fissa le caratteristiche dei profili in salita si distingueranno da quelle in planata soltanto per il numero di Reynolds.

Il comportamento aerodinamico dell'ala isolata viene calcolato secondo il metodo sviluppato da Sivells e Neely che prevede secondo Glauert lo sviluppo in serie di Fourier della distribuzione della portanza lungo l'apertura [1]. Il calcolo viene ripetuto per le due condizioni di salita e di planata.



ρ = densità dell'aria

U = velocità di volo

α = angolo di assetto

σ_n = sezione equivalente normale

σ_p = sezione equivalente parallela

L = portanza

D = resistenza

$$L = \frac{1}{2} \rho U^2 (\sigma_p - \sigma_n) \sin \alpha \cos \alpha$$

$$D = \frac{1}{2} \rho U^2 (\sigma_p \sin^2 \alpha + \sigma_n \cos^2 \alpha)$$

Fig. 1.2.1: Azioni aerodinamiche sulla fusoliera

Infine a causa delle alte velocità che si raggiungono in salita, viene eseguita una valutazione del comportamento aeroelastico dell'ala in questa fase. In funzione della posizione relativa del centro di torsione e del fuoco, e della rigidità torsionale, si calcola la deformazione angolare dell'ala durante la salita e se ne valutano gli effetti sull'assetto e sulla resistenza aerodinamica del modello.

Nella Fig. 1.3.1 è illustrato un esempio di calcolo aerodinamico di un'ala in salita. Nel quadrante di sinistra sono riportate le caratteristiche aerodinamiche dei tre profili utilizzati, alla radice, al gomito del doppio diedro ed all'estremità. Nel quadrante di destra è illustrato il risultato del calcolo aerodinamico: in funzione dell'incidenza dell'ala alla radice sono riportati i coefficienti di portanza, resistenza e momento, oltre al fattore di potenza W . Per comodità di rappresentazione in entrambi i quadranti i coefficienti di momento sono riportati con il segno cambiato.

Nella Fig. 1.3.2 è riportato un esempio analogo di ala in planata.

-1.4-Piano di Quota

Il calcolo aerodinamico, identico a quello dell'ala, è soggetto alle seguenti limitazioni:

- Geometria invariata in tutte le fasi di volo.
- Pianta rettangolare, monopprofilo, con svergolatura e diedro nulli.

Le suddette semplificazioni si giustificano principalmente per il fatto che il piano di quota lavora a coefficienti di portanza molto bassi, e secondariamente per il numero di Reynolds inferiore rispetto all'ala. La prima condizione rende inutile la rastremazione, la seconda la rende dannosa. In più l'assenza di rastremazione riduce l'interferenza con la fusoliera e semplifica la costruzione. Naturalmente il calcolo aerodinamico viene eseguito a due diversi numeri di Reynolds come per l'ala.

Nelle Figg. 1.4.1 e 1.4.2 sono riportati due esempi di calcolo rispettivamente in salita ed in planata. Nei quadranti di destra al posto del fattore di potenza, non interessante per il piano di quota, è riportato lo "slope" (derivata del coefficiente di portanza rispetto all'incidenza), che rappresenta insieme al coefficiente di resistenza l'elemento qualificante del piano di quota. Ricordiamo per inciso che lo slope del piano di quota è penalizzato rispetto a quello del profilo a causa dell'allungamento finito.

-2-MODELLO COMPLETO

L'assemblaggio dei componenti descritti richiede la soluzione del problema dell'interazione aerodinamica fra i componenti stessi. Si analizzano di seguito le interazioni considerate.

-2.1-Induzione fra le superfici portanti

Trascurando come si suole fare l'induzione del piano di quota sull'ala, il calcolo dell'induzione dell'ala sul piano di quota (downwash) richiede l'integrazione delle velocità indotte dalla scia dell'ala, compito in genere molto oneroso.

Ala in Salita COD. (0=O.K.)? ■

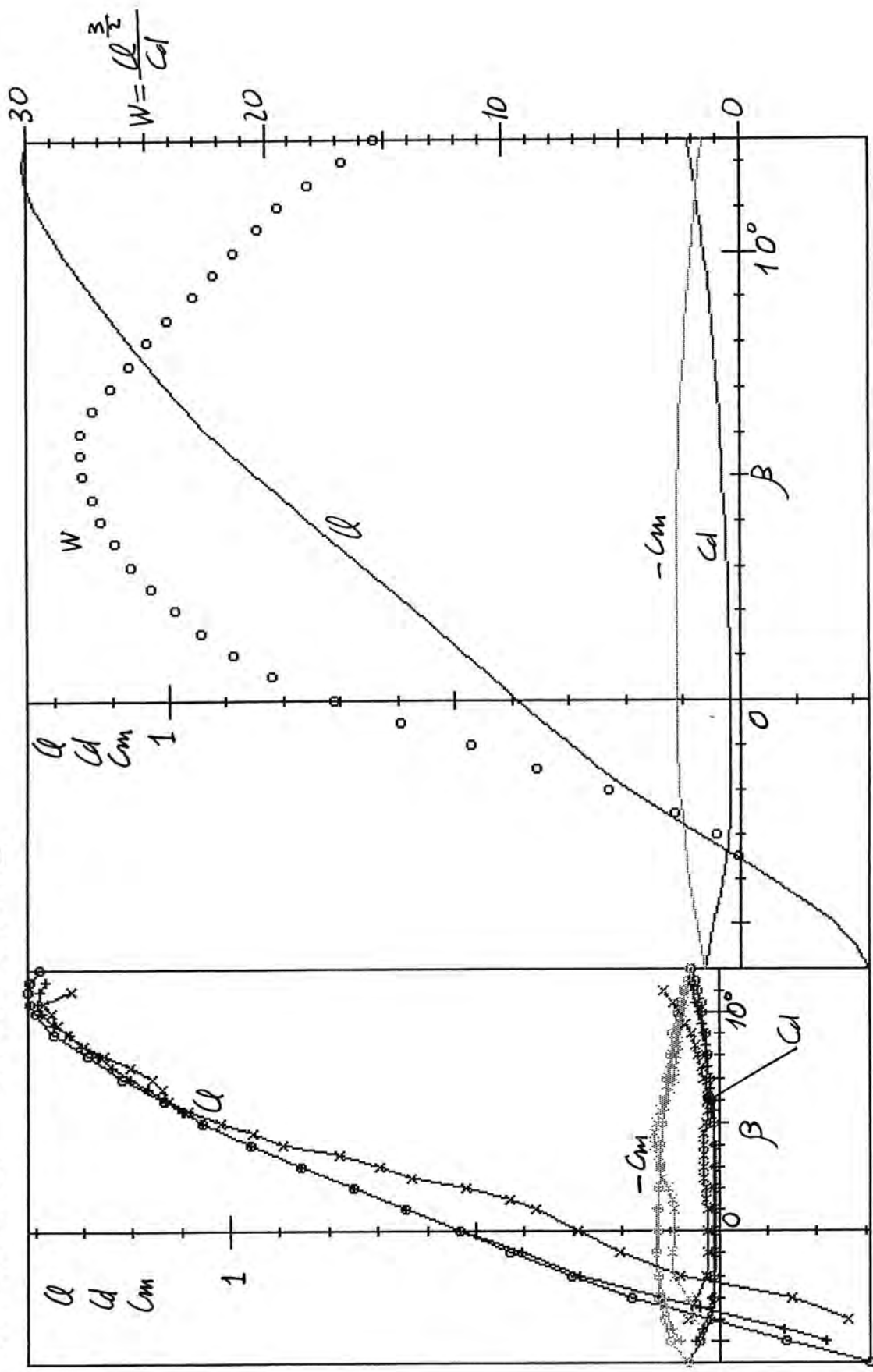


Fig. 1.3.1

Ala in Planata COD. (0=0.K.)? ■

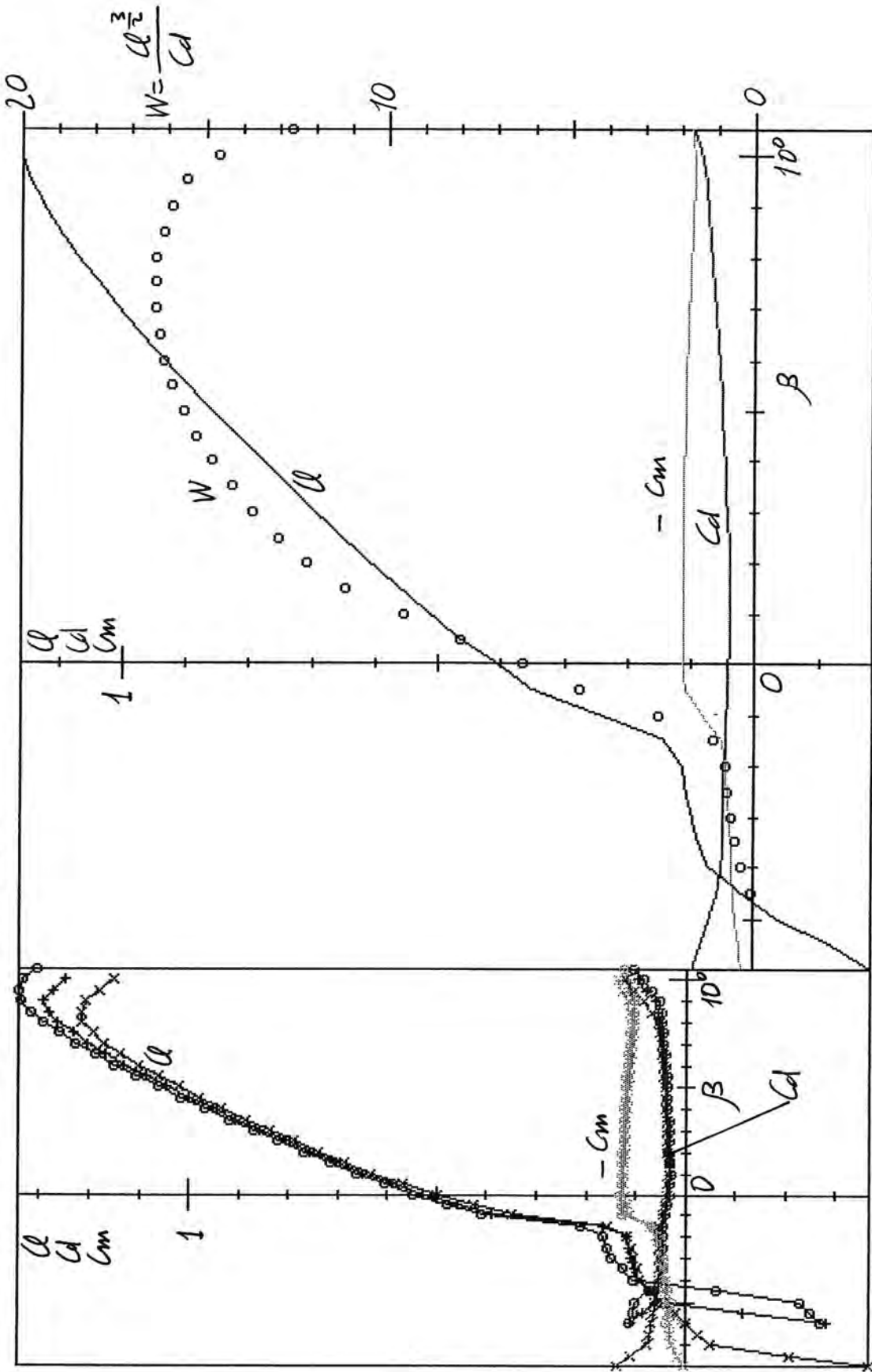
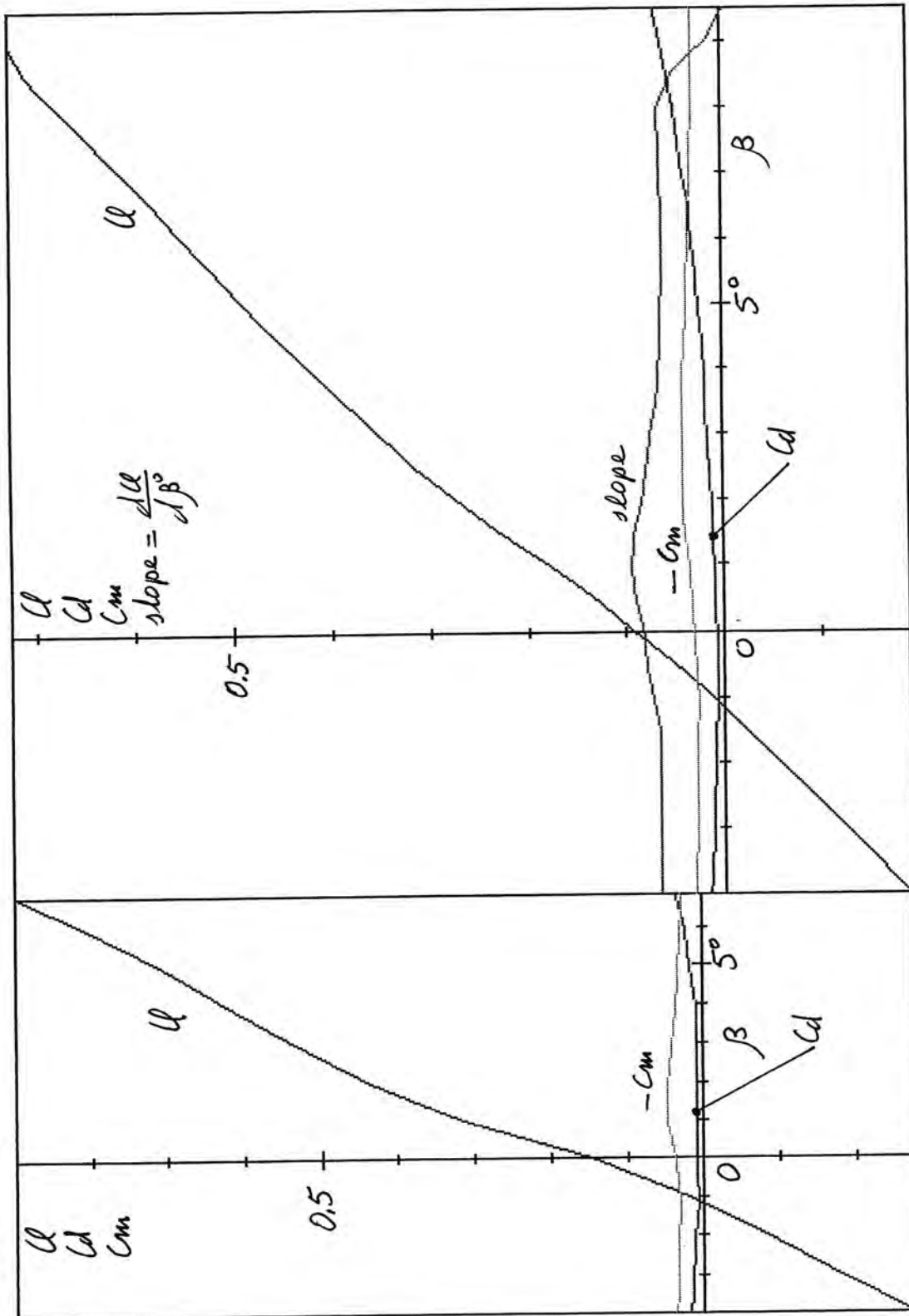


Fig. 1.3.2

PdQ in Salita

PRESS ENTER? ■



α
 C_d
 C_m
slope = $\frac{d\alpha}{d\beta}$

slope

$-C_m$

C_d

5°

β

0

0.5

α

$-C_m$

5°

β

C_d

0

0.5

α

C_d

C_m

Fig. 1.4.1

PdQ in Planata

COD. (Q=0.K)?

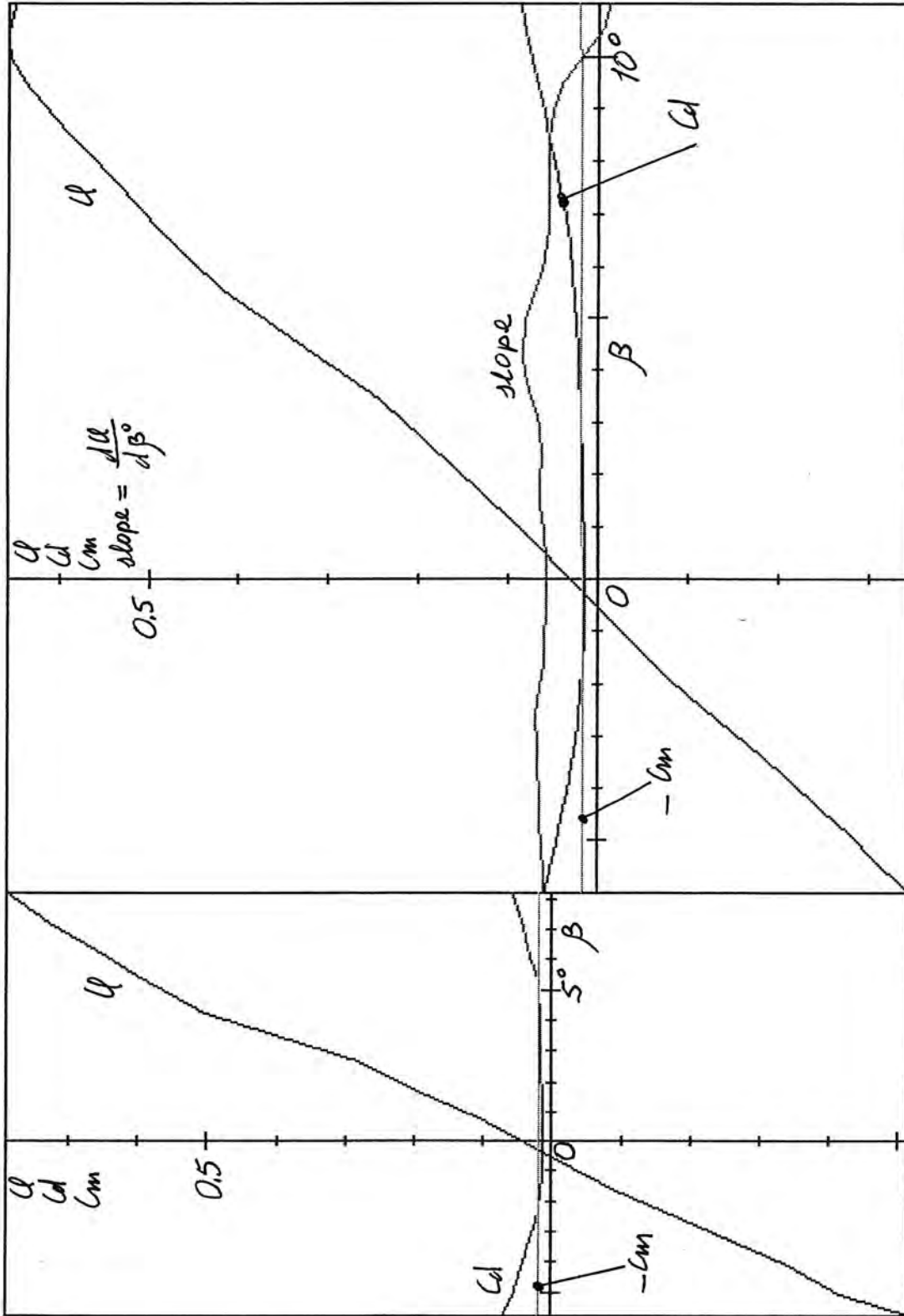


Fig. 1.4.2

Sono disponibili tuttavia dati semiempirici che forniscono la velocità indotta sul piano di quota in funzione della geometria dell'ala, della portanza e della posizione del piano di quota relativa all'ala [5].

Queste formule forniscono il cosiddetto "angolo di svio" al piano di quota dato dal rapporto fra la velocità indotta, normale alla velocità di volo, e la velocità di volo.

A titolo di esempio ed allo scopo di fornire indicazioni sulle grandezze che interessano il fenomeno, si riporta in Fig. 2.1.1 la formula da noi usata, che fornisce l'angolo di svio con ottima approssimazione nel caso di piano di quota poco distante dal piano medio di giacitura dell'ala.

Si ricorda che la presenza dell'angolo di svio influisce notevolmente sull'assetto del modello, ed è sempre instabilizzante.

-2.2-Interferenza fra la scia dell'elica ed il modello

L'elica fornisce la spinta accelerando l'aria a valle entro un tubo di flusso di velocità media e diametro asintotici calcolabili mediante la teoria impulsiva di Froude.

Nella Fig. 2.1.2 sono riportate le formule per il calcolo di questi valori

Segue che una parte del modello, interessata al tubo di flusso di diametro D' è investita da una velocità maggiore di quella di volo. Si tiene conto di questo fenomeno nel calcolo delle azioni aerodinamiche considerando al posto della velocità di volo un valore mediato con la velocità della scia in relazione alla parte di flusso che investe ciascun componente del modello.

-2.3-Interferenza fra componenti

Viene introdotta mediante un coefficiente empirico che aumenta la resistenza della fusoliera.

-3-EQUAZIONI DEL MOTO

Si adotta l'ipotesi fondamentale semplificativa di moto del modello contenuto in un piano verticale. In tal modo il moto del modello è caratterizzato dai seguenti quattro gradi di libertà:

-Posizione del baricentro riferita ad un asse cartesiano orizzontale:

1° equazione del moto del baricentro (asse x)

-Posizione del baricentro riferita ad un asse cartesiano verticale:

2° equazione del moto del baricentro (asse y)

-Posizione angolare della linea di fede del modello rispetto all'asse orizzontale:

Equazione dei momenti baricentrici (asse z)

-Velocità angolare dell'elica

La semplificazione introdotta è accettabile in salita ed in planata; lo è di meno nella fase transitoria di raccordo fra le due condizioni di volo ("bunt").

L = apertura alare

λ = allungamento alare

rr = rapporto di rastreamento ala

b = distanza fra i fuochi dell'ala e del piano di quota

Cl = coefficiente di portanza ala

u = velocità di volo

v = velocità indotta

$$K = 0.58295 + 1.11443 \times rr - 0.0137 \times rr^2$$

$$\frac{v}{u} = \frac{Cl}{\pi \lambda K} \left[1 + \sqrt{1 + \frac{K}{8} \left(\frac{L}{b} \right)^2} \right]$$

$$\text{Angolo di svio} = \text{atn} \left(\frac{v}{u} \right)$$

Fig. 2.1.1: Calcolo dell'angolo di svio

ρ = densità dell'aria

D = diametro dell'elica

u = velocità di volo

S = spinta dell'elica

D' = diametro della scia all' ∞ a valle

u' = velocità media della scia all' ∞ a valle
(componente longitudinale)

$$A = \frac{\pi D^2}{4}$$

$$\frac{u'}{u} = \sqrt{1 + \frac{2S}{\rho u^2 A}} > 1$$

$$\frac{D'}{D} = \sqrt{\frac{1 + \frac{u'}{u}}{2 \frac{u'}{u}}} < 1$$

Fig. 2.1.2: Calcolo del flusso aerodinamico a valle dell'elica secondo Froude

In Fig. 3.1 sono descritte le equazioni del moto insieme agli assi cartesiani di riferimento. Le equazioni, del 2° ordine a coefficienti variabili, non integrabili in forma chiusa, definiscono completamente il moto del modello in funzione delle condizioni iniziali e delle variazioni di configurazione del modello durante il volo:

- Variazioni di incidenza delle superfici portanti (trim)
- Presenza o assenza di spinta motrice

Naturalmente, essendo la fase di planata in condizioni stazionarie, l'integrazione delle equazioni è limitata alle fasi di salita e di raccordo, mentre le condizioni di equilibrio in planata sono calcolate ed ottimizzate a parte.

Un'ulteriore semplificazione dello studio del transitorio di salita può essere introdotta in base alle considerazioni che seguono.

Durante la salita la velocità angolare dell'elica varia da un valore iniziale ad un valore finale generalmente maggiore. Cresce quindi l'energia cinetica del gruppo motopropulsore.

Nello stesso intervallo di tempo il motore fornisce oltre al lavoro necessario all'aumento di energia cinetica anche il lavoro di trazione, in genere molto maggiore del precedente. Non si commette quindi un errore apprezzabile se si elimina la quarta equazione differenziale relativa al moto del motore, che viene quindi definito uguagliando il momento motore al momento assorbito dall'elica. Si ha così il vantaggio di utilizzare direttamente la relazione fra velocità di volo e spinta dell'elica illustrata nella Fig. 1.1.6.

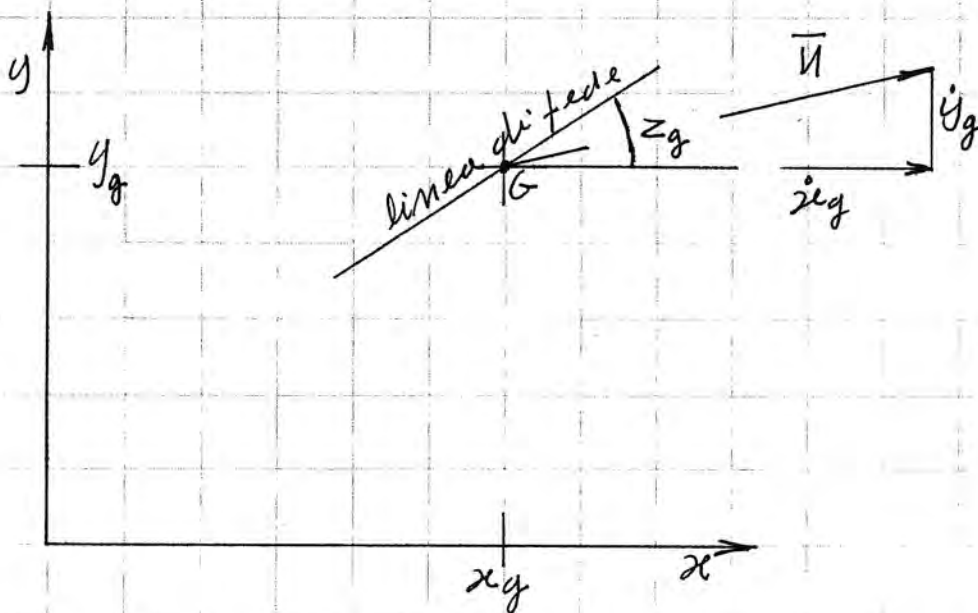
-4-SIMULAZIONE COMPLETA DEL VOLO

La simulazione viene eseguita mediante un programma di calcolo che è stato messo a punto seguendo la logica dell'esposizione finora fatta.

La descrizione dettagliata del programma appare improponibile sia per la complessità del problema che per il gran numero di dati di Input richiesti. E' preferibile illustrarne le caratteristiche principali, le possibilità ed i limiti attraverso un esempio di applicazione.

Nelle Figg. 4.1 è riportato il caso di un modello F1C. Commentiamo i tabulati per le voci di non immediata comprensione, ricordando che i dati non operativi ma relativi al modello sono introdotti mediante files che possono essere sostituiti da tastiera, come pure i dati numerati, qualunque sia la loro origine. I dati non numerati sono risultati di calcolo.

Ricordiamo inoltre che le caratteristiche aerodinamiche dei profili, definite per allungamento infinito, e delle superfici portanti sono descritte secondo la convenzione NACA che valuta le incidenze a partire dalla retta congiungente il punto medio del bordo di uscita con il vertice del bordo di entrata.



m = massa modello

g = accelerazione di gravità

J_y = momento d'inerzia baricentrico modello

J_e = momento d'inerzia del sistema motore-riduttore-elica ridotto all'asse elica

R_{ax} = componente orizzontale della risultante delle forze aerodinamiche applicate al modello (elica compressa)

R_{ay} = componente verticale della risultante delle forze aerodinamiche applicate al modello (elica compressa)

M_{ag} = momento baricentrico delle azioni aerodinamiche (elica comp)

M_m = momento motore ridotto all'asse elica

M_e = momento assorbito dall'elica

ω = velocità angolare elica

$$m\ddot{x}_g = R_{ax} \quad m\ddot{y}_g = R_{ay} - mg \quad J_y\ddot{z}_g = M_{ag} \quad J_e\dot{\omega} = M_m - M_e$$

Caso particolare $J_e = 0$: $M_m = M_e$: Spinta elica

funzione della velocità di volo U :

$$S = S(U)$$

Fig. 3.1: Equazioni differenziali del moto

PROVA PROGRAMMA

MODM9:F1C derivato MEISSNEST V.L. 9156 9157 2/03

M O T O R E :

MOT5:AD15 2.5 cc 1295 CV*1000 37500 n/1' 27/02/03

- 1-Coefficiente amplificazione potenza aw1 = 1
- 2-Coefficiente amplificazione potenza aw2 = 1
- 3-Rapp. di trasmissione riduttore tau = .25
- 4-Rendimento riduttore eta = .93

Giri/1': 3750 5625 7500 9375 11250

1000*W : 297 648 989 1204 1186

E L I C A :

ELM6:B*2.24*34*29(r) sperimentale 24/02/03

PRO222:CLARKY sm 7 30% bu=1 Ncr=5 Re=48000 25/02/03

PRO223:CLARKY sm 7 10% bu=1 Ncr=5 Re=160000 25/02/03

PRO224:CLARKY sm 7 8% bu=1 Ncr=5 Re=190000 25/02/03

Raggio (cm) Re = 17

Var. mom. statico (rip. pale) (gr*cm) Dmse = 130

Raggio lavoro contrappeso (cm) Rlc = 0

Arretramento contrappeso (cm) Arc = 0

Diametro filo contrappeso (cm) Dfi = 0

Sezione equivalente contrappeso (cm^2) Sec = 0

- 1-Coeff. amplificazione corde (1.000) cac = 1
- 2-Coeff. amplificazione raggi (1.000) car = 1
- 3-Coeff. amplificazione passo 15% (1.000) k15 = 1
- 4-Coeff. amplificazione passo 95% (1.000) k95 = 1
- 5-Sez. max. volume a valle elica (cm^2) sgo = 16
- 6-Distanza sgo-prua volume (cm) xsp = 4
- 7-Distanza prua volume-elica (cm) xpe = 1
- 8-Coeff. di fedeltà profili cfpe = .9

csi 0.15 0.35 0.55 0.75 0.95

Corda 1.68 2.10 2.24 2.03 1.61

fi 58.14 35.67 25.55 19.89 16.01

ALFamx =0.2361 etamx = .8410084

A L A: Reynolds nominali: Reynp = 57000 Reyns = 320000

Radice:

-P0-PRO218:GO495 sm 12/12 mcl*.85 bu=.4 Re=57000 21/02/03

-S0-PRO220:GO495 sm 12/12 mcl*.85 bu=.4 Re=320000 25/02/03

Intermedio:

-P2-PRO218:GO495 sm 12/12 mcl*.85 bu=.4 Re=57000 21/02/03

-S2-PRO220:GO495 sm 12/12 mcl*.85 bu=.4 Re=320000 25/02/03

Estremità:

-P4-PRO218:GO495 sm 12/12 mcl*.85 bu=.4 Re=57000 21/02/03

-S4-PRO220:GO495 sm 12/12 mcl*.85 bu=.4 Re=320000 25/02/03

-1-Corda alla radice (cm) C0p = 16.9 C0s = 16.9

-2-Primo tronco (cm) t1p = 65.2 t1s = 65.2

-3-Primo diedro (cm) die1p = 2 die1s = 2

-4-Corda intermedia (cm) C2p = 15 C2s = 15

-5-Svergolamento (°) sver2p = 0 sver2s = 0

-6-Secondo tronco (cm) t3p = 50.5 t3s = 50.5

-7-Secondo diedro (cm) die3p = 10 die3s = 10

-8-Corda d'estremita' (cm) C4p = 10 C4s = 10

-9-Svergolamento (°) sver4p = 0 sver4s = 0

-10-Coeff. fedeltà profili cfpap = .9 cfpas = .9

Dati geometrici proiettati:

Apertura (cm) Lap = 230.0632 Las = 230.0632

Superficie (cm^2) Sap = 3325.459 Sas = 3325.459

Corda media (cm) Corp = 14.45454 Cors = 14.45454

Allungamento Lamap = 15.91633 Lamas = 15.91633

Rapp. rastremazione rrp = .6267681 rrs = .6267681

Fig. 4.1: 1/3

22/31

P I A N O di Q U O T A : Opzione WING

- P-PRO7 : CLARK Y 5.9 Re 40000 Diagr. Althaus 150
- S-PRO221:CLARKY 5.9% sm 6 Althaus Re=226000 25/02/03
- 1-Superficie (cm²) sq = 506
- 2-Apertura (cm) lq = 51.6
- 3-Coefficiente di fedeltà profilo cfpq = .9
- Corda (cm) cordq = 9.806202
- Allungamento lamq = 5.261976
- B O D Y (Planata):
- 1-Peso totale modello (gr) Gt = 790
- Sezione equivalente body (cm²) seb = 18.53661
- 2-Altezza baric. modello in planata (cm) hbp = 3
- 3-Fatt. di interf. sup.orizzontali/body (>=1) fai = 1.5
- Coeff. res. body (escluse sup. orizz.) Cxb = 8.361228E-03
- 4-Altezza centro di res. body (cm) fx = 2.5
- 5-Coeff. di resist. propria gondola motore Cxg = 0
- 6-Dist. orizz. attacco motore-baricentro (cm) ex = 17
- 7-Altezza asse elica (cm) ey = 0
- 8-Fattore di interferenza elica-body faie = 1.5
- Coeff. di resistenza body + gondola Cxc = 8.361228E-03
- Coeff. di resistenza elica ribaltata = 1.901349E-03
- 9-Distanza orizz. baricentro-fuoco PdQ (cm) cq = 102
- 10-Altezza fuoco PdQ (cm) dq = 2.5
- 11-Altezza attacco Ala (cm) ba = 7.2
- 12-Centraggio in planata (rif. corda media) Cenp = .5
- 13-Incidenza Ala (°) ALFAa = 3
- 14-Incidenza PdQ (°) ALFAq = -.3

P L A N A T A :

- Angolo di Assetto (°) 4.015625
- Velocita' di Planata (m/s) 6.116161
- Numero di Reynolds Ala 58937.54
- Numero di Reynolds P.d.Q. 39984.2
- Velocita' di Discesa (m/s) .3586735
- Efficienza 17.02283
- Cl^(3/2)/Cd Globale 15.9724
- Coeff. Portanza Ala a stallo 1.234074
- Coeff. Portanza Ala .9956931
- Coeff. Portanza P.d.Q. .1233249
- Deflessione al P.d.Q. (°) 2.161928
- Margine statico di stallo .2765176

B O D Y (Salita):

- 1-Altezza baricentro (cm) hbs = 3
- 2-Centraggio (pale in pos. planata) Cens = .5
- 3-Coeff. di corr. raggio d'inerzia (>=.5) cori = 1
- Raggio d'inerzia a beccheggio (cm) rib = 42.21572
- 4-Fattore di interferenza scia-PdQ (0<=fiq<=1) fiq = .75
- 5-Dist. fuoco-centro elastico Ala (cm) fuce = -.9
- 6-Rigidità torsionale semiala (gr*cm/°) cki = 25000
- Velocità critica ideale infinita
- 9-Velocità iniziale (m/s) U0 = 4
- 10-Trim Elica (°) dv = 0
- 11-Trim Ala (°) dALA = 0
- 12-Trim PdQ (°) dALFAq = 4.8
- 13-Tempo di cronometraggio motore (s) tcro = 5
- 14-Tempo di arresto mot+crono (s) tarr = .2
- 15-Superpicchiata: incremento trim PdQ (°) trbu = 1.8
- 16-Efficienza del bunt (0<=ebu<=1) ebu = .8
- 17-Step di integrazione (ms) sti = .1
- 19-Angolo iniziale di salita (°) tetas0 = 70

Fig. 4.1: 2/3

23/31

S A L I T A :

Risultati Salita sotto Motore:

Numeri di Reynolds in salita:

Elica: Rey15 = 47841 Rey55 = 152212 Rey95 = 181782

Ala : Reys = 321689 PdQ : Reyqs = 218239

Numeri di Mach Elica 95%: Medio = .498 Max. = .529

Giri motore (n/1'): Iniziali = 38030 Finali = 41372

Potenza media motore (CV*1000) Wmm = 1327.307

Potenza massima motore (CV*1000) Wmmx = 1362.968

Coeff. utilizzazione motore cum = .9738359

Coeff. avanzam. elica: Iniziale = 0.0236 Finale = 0.2240

Potenza media di trazione (CV*1000) Wem = 947.6042

Potenza media asse elica (CV*1000) Waem = 1234.396

Rendimento massimo elica etamx = .8410084

Coeff. utilizzazione elica cue = .912793

Angolo di assetto (°): Iniziale = -3.054 Finale = -6.420

Velocità di volo (m/s): Iniziale = 4.000 Finale = 41.239

Angolo di salita (°): Iniziale = 70.000 Finale = 77.408

Tempo motore (s) tmot = 4.37

Quota a tmot (m) Hmot = 144.8

RISULTATI FINALI:

Tempo di salita (s) tsal = 5.88

Quota a tsal (m) Htot = 167.6

Tempo di volo (s) Tvol = 473.2

= 7' 53''

Carichi velatura:

	Massimi		Minimi	
	(gr)	(m/s)	(gr)	(m/s)
ALA:	1235	41.2	-2067	39.0
PdQ:	350	41.2	-460	39.2

Coefficienti di portanza velatura:

	Massimi		Minimi	
	(Cl)	(m/s)	(Cl)	(m/s)
ALA:	0.47	4.9	-0.07	38.5
PdQ:	0.14	4.4	-0.10	38.0

Torsioni medie ALA:

	Massima		Minima	
	(°)	(m/s)	(°)	(m/s)
	-0.01	4.0	-0.37	41.2

Fig.4.1: 3/3

24/31

MOTORE (Pag. 1/3):

I dati di potenza in CVx1000 in funzione dei giri sono introdotti mediante file del quale viene data inizialmente un'informazione sommaria. E' possibile alterare questi dati mediante i coefficienti aw_1 ed aw_2 di amplificazione delle potenze ai giri minimi e massimi rispettivamente. Ai giri intermedi il coefficiente di amplificazione varia linearmente fra i valori estremi. La tabella risultante giri/potenza è calcolata tenendo conto dei quattro dati in Input ed è quindi relativa all'albero dell'elica.

ELICA (Pag. 1/3):

Dall'informazione sul file di Input si deduce che si tratta di un'elica bipala (B), con corda massima 2.24 cm, diametro 34 cm, passo al 75% del raggio 29 cm, ribaltabile (r).

Sono successivamente indicati i profili adottati alle stazioni 15%, 55%, 95% del raggio.

La variazione di momento statico per ripiegamento delle pale Dm_{se} serve a valutare la variazione di centraggio del modello passando dalla condizione di motore fermo a quella di motore in moto. Se $Dm_{se} = 0$ l'elica è considerata non ribaltabile.

In entrambi i casi viene eseguito il calcolo del coefficiente di resistenza dell'elica che influenza le prestazioni di "bunt" e di planata.

Nel caso di elica ribaltabile il calcolo della resistenza viene eseguito considerando le pale orientate secondo il senso di marcia. Si tiene conto dell'attrito superficiale, della perdita dovuta al vortice generato dalla svergolatura delle pale, e della presenza di parti aerodinamicamente non raccordate.

Nel caso di elica non ribaltabile la resistenza viene calcolata come generata da una scia di Helmholtz.

I dati relativi alla contrappesatura sono presi in considerazione solo nel caso di monopala e servono a calcolare il contributo alla resistenza con elica in moto e ferma. Se il contrappeso è annegato nell'ogiva dell'elica, è sufficiente annullare questi dati.

-Coefficienti di amplificazione corde e raggi: consentono di modificare la forma della pala in affinità. Nuovi valori di Dm_{se} e di contrappesatura sono calcolati, nell'ipotesi di densità invariate.

-I coefficienti di amplificazione del passo al 15% ed al 95% del raggio agiscono proporzionalmente nelle stazioni intermedie.

-Le voci -5-, -6-, -7- definiscono l'ingombro immediatamente a valle dell'elica e le relative velocità indotte al disco dell'elica. Con valori plausibili l'effetto sulle prestazioni dell'elica è in genere molto modesto.

-Il coefficiente di fedeltà dei profili è un valore empirico che definisce il comportamento aerodinamico dei profili in opera, tenendo conto delle imperfezioni di esecuzione che non sono presenti nei modelli sperimentali di galleria o, a maggior ragione, nelle simulazioni su computer. Più in dettaglio e per tutti i profili utilizzati nel programma, il coefficiente di fedeltà definisce le caratteristiche aerodinamiche del profilo reale come media pesata fra le peggiori ($c_{fp} = 0$) e le migliori ($c_{fp} = 1$) caratteristiche aerodinamiche della lastra piana in scia di Helmholtz ed il profilo ideale.

-Nella tabella successiva sono riportati per le 5 stazioni di calcolo i valori corretti di corda ed angolo di inclinazione della pala.

-Come sintesi dei calcoli eseguiti sull'elica vengono riportati il coefficiente di avanzamento di massimo rendimento ALF_{Amx} ed il rendimento massimo et_{amx} .

ALA (Pag. 1/3):

-Reynolds nominali: Sono calcolati come medie pesate fra i numeri di Reynolds delle terne di profili nelle due condizioni di moto. Questi valori sono da confrontare con i numeri di Reynolds effettivi che risultano dalla simulazione, allo scopo di valutare l'attendibilità dei risultati. Nel caso in esame i valori nominali coincidono con quelli dei due soli profili adottati:

P0, P2, P4 per la planata

S0, S2, S4 per la salita

Un risultato migliore si sarebbe potuto ottenere adottando profili diversi per ciascuna delle corde che definiscono l'ala, caratterizzati da numeri di Reynolds il più possibile aderenti alle dimensioni delle corde.

-Rapporto di rastremazione: Trattandosi di un'ala bitrapezia il rapporto di rastremazione viene calcolato minimizzando lo scarto quadratico medio fra l'ala effettiva e l'ala trapezia equivalente. Questo valore viene utilizzato per il calcolo dell'angolo di svio.

PIANO DI QUOTA (Pag. 2/3):

Viene definito geometricamente mediante la superficie e l'apertura, ed aerodinamicamente mediante lo stesso profilo a due diversi numeri di Reynolds.

L'opzione WING riguarda il calcolo aerodinamico già esposto. Esiste un'altra opzione che non conviene adottare perchè meno precisa.

BODY (Planata) (Pag. 2/3):

Tutti i dati geometrici sono riferiti alla linea di fede della fusoliera.

-Sezione equivalente seb: Definisce la resistenza della fusoliera calcolata come si è detto in funzione della forma, della deriva e delle superfici esposte aerodinamicamente non raccordate.

-Coefficiente di resistenza body C_{xb} : Viene riferito all'ala moltiplicando la sezione equivalente per il fattore di interferenza e dividendo per la superficie alare.

-Coefficiente di resistenza propria gondola motore C_{xg} : Si pone = 0 in quanto nel caso in esame la gondola è parte della fusoliera.

-Coefficiente di resistenza elica: Viene riferito all'ala (in questo caso l'elica è ribaltata) moltiplicando il coefficiente di resistenza riferito al disco dell'elica per il rapporto fra le superfici del disco e dell'ala, e per il fattore di interferenza.

-Incidenze Ala e Piano di Quota: Vengono utilizzate per "centrare" il modello in planata

PLANATA (Pag. 2 /3):

Sono descritti i risultati del calcolo delle condizioni di equilibrio del modello in planata.

In genere, fissata l'incidenza dell'ala si ricerca per tentativi quella del piano di quota che minimizza la velocità di discesa con la condizione, spesso limitativa, di garantire un'adeguata stabilità. A questo scopo viene introdotto il "Margine statico di stallo" che è un indice adimensionale della stabilità del modello valutato in relazione alla capacità di reazione a beccheggio quando l'assetto del modello è forzato fino al raggiungimento dello stallo dell'ala.

In generale noi riteniamo che si abbia sufficiente stabilità in planata ponendo:

Margine statico di stallo ≥ 0.125

Questo limite in molti casi condiziona la ricerca del minimo della velocità di discesa in quanto obbliga a "picchiare" il modello peggiorando la velocità di discesa che si allontana dal suo minimo assoluto.

Nel caso in esame la limitazione relativa al Margine statico di stallo è ininfluenza, in quanto il minimo della velocità di discesa si ottiene con un margine maggiore del minimo richiesto (modello molto stabile).

Fra i risultati dei calcoli della planata assumono infine particolare importanza i numeri di Reynolds effettivi dell'ala e del piano di quota, che vanno confrontati con i valori nominali, allo scopo di valutare l'attendibilità dei risultati stessi.

BODY (Salita) (Pag. 2/3):

Vengono introdotte le aggiunte e le varianti relative alla salita.

-Centraggio: Per comodità di valutazione viene introdotto il valore con pale elica in posizione di planata. Con questa assunzione il centraggio può cambiare solo se cambia la geometria dell'ala in salita.

-Coefficiente di correzione del raggio di inerzia a beccheggio: La valutazione del raggio di inerzia baricentrico del modello è onerosa, e d'altra parte la sua importanza nei transitori di salita e raccordo con la planata è relativamente modesta. Per queste ragioni il programma calcola un raggio di prima approssimazione in base alle dimensioni del modello, che può essere corretto disponendo di informazioni più precise.

-Fattore di interferenza scia P.d.Q.: Viene introdotto a causa della grave difficoltà di stimare con sicurezza l'effetto della scia dell'elica sul piano di quota. Tenendo presente la geometria del modello, si possono assegnare valori diversi a questo fattore, allo scopo di valutare l'importanza del fenomeno e quindi il grado di incertezza dei risultati.

-Distanza fuoco-centro elastico dell'ala: $E' > 0$ quando il centro elastico è dietro il fuoco. In tal caso esiste una velocità critica per la quale la deformazione di torsione dell'ala diverge all'infinito. Nel caso in esame il centro elastico precede il fuoco, ed il sistema è stabile.

-Rigidezza torsionale semiala: Viene calcolata o misurata considerando la semiala incastrata all'attacco e valutando la rigidezza mediante la rotazione dell'estremità sotto l'azione di una coppia di forze.

-Voci 9, 10, 11, 12, 19: Definiscono le condizioni iniziali di salita. A parte la velocità iniziale, necessariamente limitata, queste voci devono essere ottimizzate insieme a quella relativa al bunt (superpicchiata) allo scopo di ottenere la massima durata di volo.

-Tempo di cronometraggio motore: E' imposto dal regolamento.

-Tempo di arresto mot + crono: E' il margine di sicurezza che tiene conto anche del tempo di reazione del cronometrista. Il tempo motore effettivo viene calcolato sottraendo al tempo di cronometraggio il tempo di arresto ed il tempo di propagazione del suono dal modello al cronometrista, valutato per una velocità di propagazione di 340 m/s.

-Superpicchiata: E' intesa come incremento del trim di salita al piano di quota, ed è richiesta per realizzare un buon raccordo fra la configurazione finale sotto motore e quella di planata, tale da sfruttare al massimo in termini di incremento di quota la differenza fra l'energia cinetica di fine salita e quella di planata. Allo scopo di non aumentare il già elevato numero di parametri a disposizione per l'ottimizzazione della salita, si ipotizza di applicare la superpicchiata all'arresto del motore.

-Efficienza del bunt: Definisce la penalizzazione del guadagno ideale di quota e di tempo di volo dovuti al transitorio di raccordo fra fine salita e planata.

-Step di integrazione: E' lo step temporale di integrazione delle equazioni differenziali del moto del modello. Nella maggior parte dei casi il valore di 1 ms garantisce un livello di approssimazione numerica sufficiente. Valori inferiori migliorano solo di poco l'approssimazione di calcolo.

La prima parte dell'integrazione delle equazioni del moto viene eseguita come si è detto partendo dalle condizioni iniziali fino all'arresto del motore. Successivamente l'integrazione procede in superpicchiata ed a motore spento, con elica ribaltata, se disponibile. Nella Fig. 4.2 è riportata come esempio una parte del transitorio di integrazione come si presenta sul monitor. Si nota che è possibile seguire molto in dettaglio il moto del modello durante i due transitori sotto motore ed a motore spento. L'arresto di questa seconda fase dell'integrazione si ha quando sono contemporaneamente verificate le due condizioni:

Componente orizzontale velocità \geq Componente orizzontale velocità di planata

Componente verticale velocità \leq Componente verticale velocità di planata (<0)

A questo punto si introduce l'efficienza del bunt moltiplicando per 'ebu' il guadagno di quota e di tempo nel transitorio di raccordo.

Il tempo totale di volo si ottiene sommando al tempo di salita ed al tempo di raccordo corretto il tempo di planata, calcolato come rapporto fra la quota corretta e la velocità di discesa in planata.

t (s)	xg2p (m/s ²)	yg2p (gr./s ²)	zg2p (gr./s ²)	xgp (m/s)	ygp (m/s)	zgp (gr./s)	Us (m/s)	nmot (n/1')	Tirs (gr)	xg (m)	yg (m)	zg (m)	teta (°)
2.1	0.5	4.7	-4.6	3.7	37.0	-0.0	37.2	39.8	2086	8	55	78	84
2.2	0.7	4.2	-4.2	3.8	37.4	-0.5	37.6	40.0	2070	9	59	78	84
2.3	1.0	3.8	-3.9	3.8	37.8	-0.9	38.0	40.1	2055	9	62	78	84
2.4	1.2	3.3	-3.6	4.0	38.2	-1.3	38.4	40.3	2042	10	66	78	84
2.5	1.4	3.0	-3.3	4.1	38.5	-1.6	38.7	40.4	2029	10	70	78	84
2.6	1.6	2.6	-3.0	4.2	38.8	-1.9	39.0	40.5	2017	10	74	77	84
2.7	1.8	2.3	-2.7	4.4	39.0	-2.2	39.3	40.6	2007	11	78	77	84
2.8	2.0	2.0	-2.5	4.6	39.3	-2.5	39.5	40.7	1997	11	82	77	83
2.9	2.1	1.8	-2.3	4.8	39.4	-2.7	39.7	40.8	1989	12	86	77	83
3.0	2.2	1.5	-2.0	5.0	39.6	-2.9	39.9	40.9	1981	12	90	76	83
3.1	2.4	1.3	-1.9	5.2	39.8	-3.1	40.1	40.9	1975	13	94	76	82
3.2	2.5	1.1	-1.8	5.5	39.9	-3.3	40.2	41.0	1969	13	98	76	82
3.3	2.6	0.9	-1.5	5.7	40.0	-3.5	40.4	41.0	1963	14	102	75	82
3.4	2.7	0.8	-1.4	6.0	40.1	-3.6	40.5	41.1	1958	14	106	75	81
3.5	2.8	0.6	-1.3	6.3	40.1	-3.8	40.6	41.1	1953	15	110	75	81
3.6	2.9	0.5	-1.1	6.6	40.2	-3.9	40.7	41.2	1949	16	114	74	81
3.7	3.0	0.4	-1.1	6.9	40.2	-4.0	40.8	41.2	1945	16	118	74	80
3.8	3.0	0.2	-1.1	7.2	40.3	-4.1	40.9	41.2	1942	17	122	73	80
3.9	3.1	0.1	-0.9	7.5	40.3	-4.2	41.0	41.3	1939	18	126	73	80
4.0	3.2	0.0	-0.9	7.8	40.3	-4.3	41.0	41.3	1936	19	130	73	79
4.1	3.2	-0.0	-1.0	8.1	40.3	-4.4	41.1	41.3	1934	19	134	72	79
4.2	3.2	-0.1	-0.9	8.4	40.3	-4.5	41.2	41.3	1931	20	138	72	78
4.3	3.3	-0.2	-0.6	8.7	40.3	-4.6	41.2	41.4	1929	21	142	71	78
***** BUNT ***** COD. (0=O.K.)?													
4.4	18.1	-30.7	-762.1	9.1	39.6	-50.8	40.6	0.0	0	22	146	70	77
4.5	27.5	-36.9	66.5	12.0	36.0	-56.5	37.9	0.0	0	23	150	64	72
4.6	19.3	-34.6	54.4	14.3	32.4	-50.5	35.4	0.0	0	24	153	59	66
4.7	13.0	-32.0	45.5	15.9	29.1	-45.5	33.1	0.0	0	26	156	54	61
4.8	8.2	-29.3	38.0	16.9	26.0	-41.4	31.0	0.0	0	27	159	50	57
4.9	4.5	-26.6	31.8	17.6	23.2	-37.9	29.1	0.0	0	29	161	46	53
5.0	1.7	-24.1	26.5	17.9	20.7	-35.0	27.3	0.0	0	31	163	42	49
5.1	-0.5	-21.9	23.9	17.9	18.4	-32.4	25.7	0.0	0	33	165	39	46
5.2	-2.3	-19.9	20.0	17.8	16.3	-30.2	24.1	0.0	0	35	167	36	43
5.3	-3.7	-18.1	16.6	17.5	14.4	-28.4	22.6	0.0	0	36	169	33	39
5.4	-4.7	-16.4	13.6	17.0	12.7	-26.9	21.2	0.0	0	38	170	30	37
5.5	-5.5	-14.9	11.1	16.5	11.1	-25.7	19.9	0.0	0	40	171	27	34
5.6	-6.0	-13.5	9.0	16.0	9.7	-24.7	18.7	0.0	0	41	172	25	31
5.7	-6.4	-12.3	7.2	15.3	8.4	-23.9	17.5	0.0	0	43	173	23	29
5.8	-6.7	-11.1	5.7	14.7	7.2	-23.2	16.4	0.0	0	44	174	20	26
5.9	-6.8	-10.1	2.8	14.0	6.2	-22.8	15.3	0.0	0	46	175	18	24

PRESS ENTER?

t = tempo di integrazione

xg2p = componente orizzontale dell'accelerazione del baricentro

yg2p = componente verticale dell'accelerazione del baricentro

zg2p = accelerazione angolare modello

xgp = componente orizzontale della velocità del baricentro

ygp = componente verticale della velocità del baricentro

zgp = velocità angolare modello

Us = velocità baricentro

nmot = giri motore/1' (/1000)

Tirs = spinta elica

xg = ascissa baricentro

yg = ordinata baricentro (quota)

Zg = inclinazione della linea di fede del modello rispetto all'orizzonte

teta = inclinazione della traiettoria baricentro rispetto all'orizzonte (rif. Us)

Zg-teta = angolo di assetto modello

Ritornando alle Figg. 4.1, nella Pag. 3/3 sono esposti i risultati finali di calcolo.

SALITA:

Risultati salita sotto Motore:

-Numeri di Reynolds in salita: Si tratta dei valori medi ottenuti durante l'integrazione, che vanno confrontati con quelli assunti in partenza per verificare la validità dei risultati.

-Giri e potenze motore: Indicano le condizioni di funzionamento del motore durante la salita e quindi la qualità dell'accoppiamento con il resto del modello, espressa mediante il coefficiente di utilizzazione calcolato come rapporto fra potenza media utilizzata in salita e potenza massima.

-Potenze medie di trazione: Analogamente, la potenza media di trazione, ottenuta come rapporto del lavoro di trazione al tempo motore, confrontata con la potenza media all'asse data dal motore, fornisce il rendimento medio dell'elica, che confrontato a sua volta con il rendimento massimo, fornisce il coefficiente di utilizzazione dell'elica in salita.

-Ulteriori informazioni sono fornite sul transitorio di salita, come valori iniziali e finali dell'angolo di assetto, della velocità di volo, dell'angolo di salita. Tempo motore e quota relativa servono a valutare il guadagno nella fase di raccordo, per confronto con i dati finali.

RISULTATI FINALI: Sono calcolati come si è già detto.

Le tabelle dei valori massimi e minimi dei carichi, dei coefficienti di portanza e delle torsioni medie dell'ala sono completate dalle velocità di volo alle quali si verificano, durante la salita e la fase di raccordo. Si osserva la brusca inversione di carico nell'ala che in superpicchiata passa da + 1235 gr. a -2067 gr.

Le torsioni medie dell'ala sono modeste e <0 , data la posizione relativa fuoco-centro elastico.

-5-CONCLUSIONI

-Sebbene alcune ipotesi semplificative siano state introdotte, il programma di calcolo presentato è piuttosto complesso sia per il gran numero di dati di input richiesti (14 files), sia per l'intrinseca difficoltà di elaborazione.

In particolare i seguenti argomenti dovrebbero essere ancora approfonditi:

-Interazione fra componenti del modello, specie per quanto riguarda l'effetto della scia dell'elica sulla fusoliera e sulle superfici portanti.

-Comportamento dell'elica ai numeri di Mach elevati che si hanno in assenza di riduttore. Scarsissime sono le indicazioni date dalla letteratura.

-Transizione dalla condizione di salita a quella di planata: il problema è complesso da trattare e certamente l'ipotesi di traiettoria contenuta in un piano verticale è poco verosimile.

-Malgrado le limitazioni suddette i risultati ottenuti appaiono qualitativamente interessanti. Probabilmente altri progressi sono richiesti prima di giungere ad una attendibile validazione quantitativa.

Milano Maggio 2003

BIBLIOGRAFIA:

- [1] ABBOTT & DOENHOFF: THEORY OF WING SECTIONS
Dover Publications, Inc. New York
- [2] FINZI: LEZIONI DI AERODINAMICA
Libreria Editrice Politecnica Tamburini Milano
- [3] KATZ & PLOTKIN: LOW-SPEED AERODYNAMICS
McGraw-Hill International Editions 1991
- [4] LARRABEE: PRACTICAL DESIGN OF MINIMUM INDUCED LOSS
PROPELLERS
S.A.E. Paper 790585
- [5] PICARDI: AERONAUTICA GENERALE: Guida alle Esercitazioni
C.L.U.P. Piazza L. Da Vinci 32 Milano
- [6] SURACE: CALCOLO DELL'ELICA DI UN AEROMODELLO AD
ELASTICO
NIKE Convegno Volo Libero 1994
- [7] THEODORSEN: THEORY OF PROPELLERS
McGraw-Hill Book Company, Inc.