A N A L I S I D E L L E P R E S T A Z I O N I D I U N A E R O M O D E L L O A D E L A S T I C O

Filippo Surace NIKE Milano

Assegnate le configurazioni dell'elica,della matassa e della cellula,vengono studiate le caratteristiche di salita e di planata,nell'ipotesi iniziale di traiettorie contenute in un piano verticale.

In particolare,lo studio della salita viene eseguito tenendo conto delle caratteristiche dell'elica in condizioni reali di funzionamento e della legge di rilascio di energia della matassa.La salita,suddivisa in segmenti a momento motore costante scelti in modo da minimizzare gli errori di elaborazione,viene ottimizzata per ogni segmento attraverso la variazione del passo dell'elica e degli angoli di trim dell'elica,dell'ala e del piano di quota.

La planata viene ottimizzata agendo sul centraggio e sulle incidenze dell'ala e del piano di quota,ricercando ad esempio le condizioni di minima velocita' di discesa.

Come risultato dell'analisi si ottengono in particolare il tempo di scarica,la quota raggiunta,il tempo di volo.

Tenendo conto infine degli effetti di virata in salita,si ottengono le informazioni finali sulle caratteristiche di volo del modello e sui parametri che le influenzano.

Viene descritto il programma di calcolo realizzato su P.C. e vengono discussi i limiti attuali e le possibilita' di sviluppo della metodologia adottata.

-1- LA MATASSA.

Riassumiamo brevemente i principali risultati della teoria cinematica dell'avvolgimento/svolgimento della matassa elastica.Questa teoria si basa sull'ipotesi che i fili siano sollecitati uniformemente a trazione e che siano trascurabili le sollecitazioni di torsione.In altri termini si considera trascurabile la sezione del filo rispetto alla sezione della matassa.La teoria tiene conto dell'instabilita' elastica della matassa,che e' responsabile della formazione dei nodi;i suoi risultati sono generalizzabili in maniera indipendente dalle caratteristiche elastiche della matassa.

Posto:

S0=Sezione della matassa non allungata

L0=Lunghezza della matassa non allungata

N=Numero di giri di avvolgimento

n=Numero di giri adimensionale
λ=allungamento della matassa

valgono le seguenti relazioni fondamentali:

$$n=\frac{N\sqrt{So}}{Lo}$$

$$\lambda=f(n)$$

E' quindi possibile per qualunque tipo e configurazione di matassa,mettere in relazione i giri di carica con l'allungamento.

L'espressione dell'allungamento in funzione dei giri adimensionali e' piuttosto complessa ma puo' essere facilmente tabulata o calcolata mediante elaboratore.Nella fig.1.1 ne e' riportato l'andamento,insieme alla suddivisione delle zone di formazione dei nodi.

Osserviamo che dalle formule esposte si deduce immediatamente che a pari allungamento il numero di giri e' proporzionale alla lunghezza libera ed inversamente proporzionale alla radice quadrata della sezione libera della matassa.

Per il calcolo dell'energia rilasciata dalla matassa ed in particolare del momento motore applicato all'elica,e' necessario conoscere sperimentalmente l'andamento della sollecitazione di trazione in funzione dell'allungamento fino a rottura,o almeno nel campo di prevedibile utilizzo della matassa.

Conosciuta l'energia specifica (per unita' di volume) in funzione dell'allungamento,e' possibile calcolare il momento motore in funzione dei giri di scarica mediante semplici considerazioni energetiche che per brevita' si tralasciano.

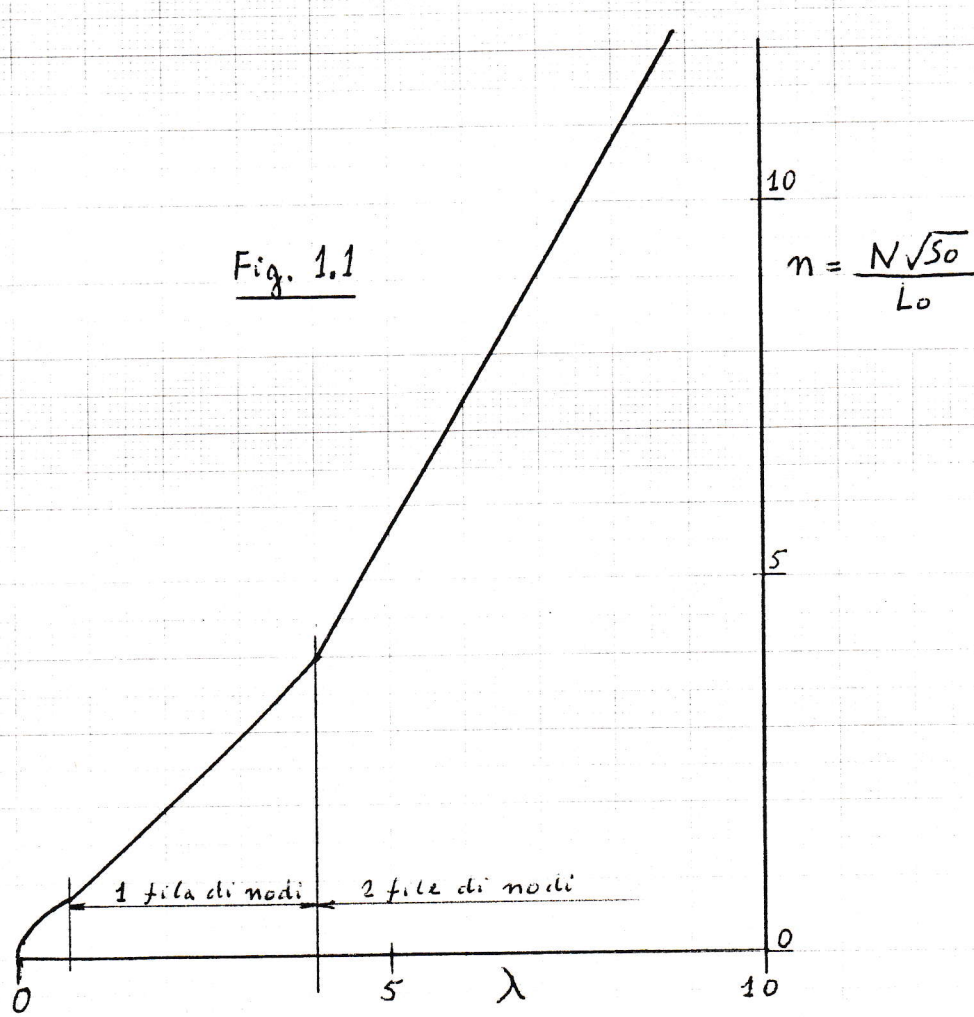
Posto:
M=Momento motore
e=Energia per unita' di volume

$$M=\frac{So^{3/2}}{2\pi}\frac{de}{d\lambda}\frac{d\lambda}{dn}$$

Concludendo:attraverso la teoria cinematica dello avvolgimento (allungamento funzione dei giri adimensionali) e mediante il dato sperimentale dell'energia specifica rilasciata in funzione dell'allungamento,e' possibile calcolare il momento motore in funzione dei giri.

A pari caratteristiche della gomma e a pari

Fig. 1.1


10
5
0
$n = \frac{N\sqrt{S_0}}{L_0}$
1 fila di nodi
2 file di nodi
0
5
λ
10

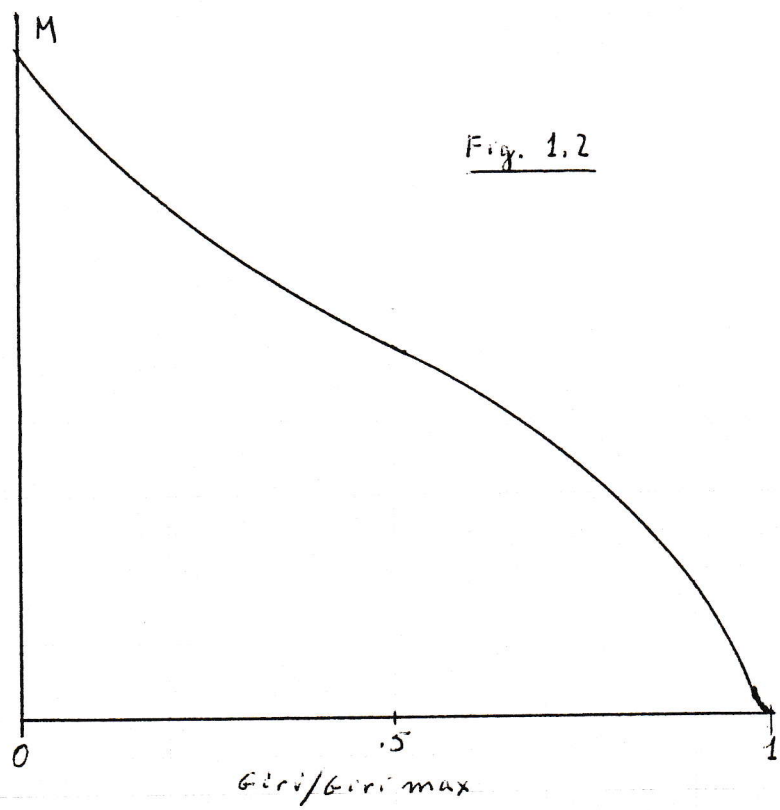

M
0
.5
1
Giri/Giri max

Fig. 1.2

allungamento,il momento motore e' indipendente dalla lunghezza della matassa ed e' proporzionale alla potenza 1.5 della sezione.

Nella fig. 1.2 e' riportato un andamento tipico del momento motore lungo la scarica.

Con la metodologia di calcolo delle prestazioni che si propone,non e' necessario conoscere il valore puntuale del momento motore,ma il valor medio che il momento assume in un assegnato intervallo di scarica.Detto x il valore adimensionale dell'energia di scarica rilasciata,si ha:

Inizio scarica	x=0
Fine scarica	x=1

Per ogni valore di x compreso nell'intervallo suddetto si conoscono gli allungamenti e i giri adimensionali.Segue che indicando con x1,x2 (x2>x1) un qualunque intervallo di scarica,e' possibile calcolare il valore medio del momento nell'intervallo:

$$Mm = \frac{S_0^{3/2}}{2\pi} \frac{Q_2 - Q_1}{N_2 - N_1}$$

A titolo di esempio riportiamo nella tabella che segue i valori calcolati dei momenti medi e dei giri per una scarica divisa in 10 intervalli energetici uguali,e per tutto l'intervallo di scarica.I calcoli sono stati eseguiti partendo dai dati sperimentali relativi alla gomma "Pirelli 76",e si riferiscono ad una matassa di 14 fili 1x6,di 38.5 grammi utili,avvolta al 95% dei giri di rottura.

Int. Energetico	Mm (grxcm)	Giri
0.00-0.10	1949	24.68
0.10-0.20	1722	27.94
0.20-0.30	1546	31.11
0.30-0.40	1417	33.93
0.40-0.50	1323	36.35
0.50-0.60	1248	38.53
0.60-0.70	1178	40.85
0.70-0.80	1095	43.91
0.80-0.90	977	49.25
0.90-1.00	528	91.13
0.00-1.00	1152	417.68

-2- L'ELICA.

Per la stima delle caratteristiche dell'elica si e' assunto come riferimento la trattazione del Larrabee [1] che e' una sintesi completa dei piu' avanzati criteri di calcolo per eliche poco caricate in condizioni di non comprimibilita',come e' il caso degli aeromodelli ad elastico.La trattazione che si richiama alle ipotesi classiche di Betz-Prandtl e di Goldstein,e' del tipo "alare" nel senso che richiede la conoscenza delle caratteristiche aerodinamiche del profilo della pala,supposto per semplicita' costante.Il calcolo dell'inclinazione della pala viene eseguito in ogni sezione sommando all'angolo di inclinazione dovuto all'avanzamento,l'angolo di incidenza aerodinamica e l'incidenza indotta.Quest'ultima e' calcolata tenendo conto anche del numero delle pale,sicche' un confronto interessante fra il comportamento dell'elica monopala e bipala puo' esser fatto.

Un risultato importante consiste nella possibilita' di ottimizzare la distribuzione del carico sul disco dell'elica,in modo da minimizzare le perdite dovute all'incidenza indotta.Purtroppo in queste condizioni si ottengono forme di pala poco adatte all'impiego aeromodellistico (grandi corde in prossimita' della radice:difficolta' di ripiegamento;resistenza in planata),specie con rapporti passo/diametro poco elevati.

D'altra parte il calcolo dimostra che e' possibile allontanarsi anche notevolmente dalla configurazione ideale senza importanti penalizzazioni di rendimento.

Per lo studio delle caratteristiche di salita di un aeromodello e' necessario risolvere per l'elica il problema inverso rispetto alla progettazione:assegnata la configurazione dell'elica,la velocita' di volo e il momento motore applicato,occorre calcolare la spinta fornita e la velocita' angolare,in condizioni di funzionamento generalmente diverse da quelle di progetto.Difatti la velocita' di volo e ancor di piu' il momento motore sono continuamente variabili durante la scarica.

A questo scopo e' stata sviluppata una metodologia di calcolo,sempre basata sulle teorie aerodinamiche esposte,che consente il calcolo del comportamento in condizioni "off design" di un'elica assegnata,basandosi sulla considerazione fondamentale che il comportamento aerodinamico e' definibile attraverso un solo coefficiente di similitudine:il rapporto fra la velocita' di volo e la velocita' periferica della pala.Calcolando una volta per tutte in funzione di questo coefficiente i momenti e le spinte adimensionali,e' possibile calcolare spinta e velocita' angolare per

qualunque condizione di volo.
In generale posto:

ρ=Densita' dell'aria
R=Raggio dell'elica
u=Velocita' di volo
S=Spinta
M=Momento
σ=Spinta adimensionale
μ=Momento adimensionale
ω=Velocita' angolare
$\lambda = u/\omega R$

si ha:

$$\sigma(\lambda) = S/\rho R^2 u^2$$

$$\mu(\lambda) = M/\rho R^3 u^2$$

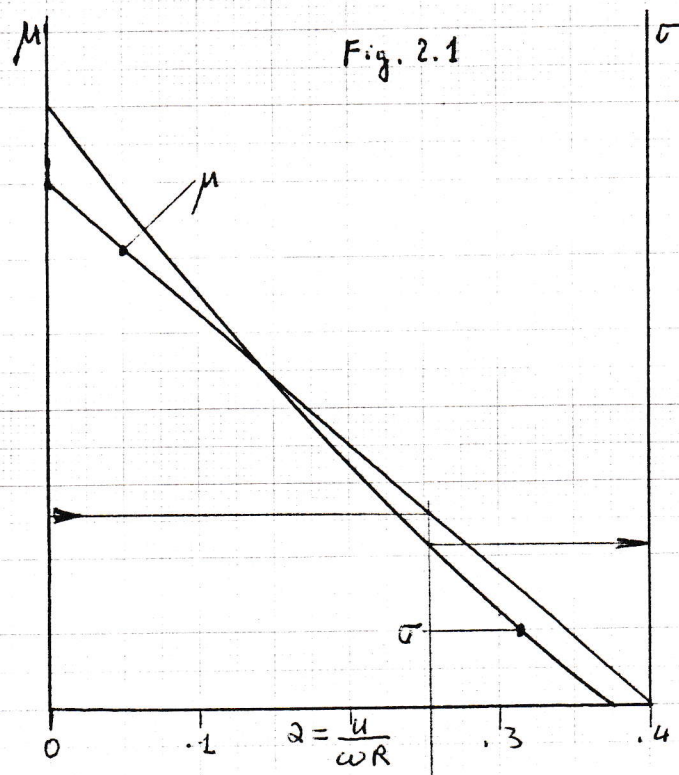
Nella Fig.2.1 e' illustrato un esempio tipico dell'andamento della spinta e del momento adimensionale in funzione di λ.Nella Fig.2.2 e' inoltre riportato l'andamento del rendimento e la formula che lo lega agli altri coefficienti adimensionali.

Come esempio di applicazione,siano assegnati in una fase della scarica,velocita' e momento motore.Si conosce quindi il momento adimensionale.Dal diagramma di Fig.2.1 si ricava il valore di λ e quindi la velocita' angolare dell'elica.Sempre dal diagramma di Fig.2.1,conosciuto λ si ricava σ e quindi la spinta.Il rendimento e' calcolabile direttamente dalla formula relativa o dal diagramma di Fig.2.2.

-3- L'ALA.

La teoria tradizionale di calcolo delle prestazioni di un'ala di allungamento finito (Prandtl) e' rigorosamente valida per ali di allungamento elevato,freccia trascurabile e distribuzione ellittica della portanza.Per gli aeromodelli ad elastico le due prime condizioni sono sempre rispettate.L'ultima in genere non lo e'.Per questa ragione la teoria di Prandtl,almeno nella sua formulazione corrente, fornisce ad esempio valori ottimistici per ali a pianta rettangolare.In ogni caso e' in grado di cogliere solo l'effetto dell'allungamento ma non quello della forma in pianta (rastremazione).

Fig. 2.1

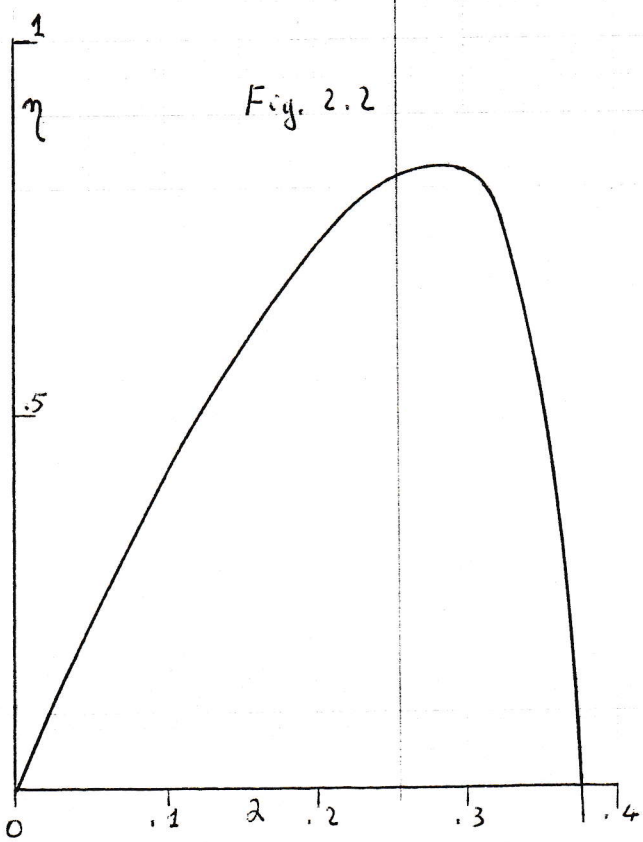


$$\mu(\lambda) = \frac{M}{\rho R^3 u^2}$$

$$\sigma(\lambda) = \frac{S}{\rho R^2 u^2}$$

$\lambda = \frac{u}{\omega R}$

Fig. 2.2



$$\eta = \frac{2\sigma}{\mu}$$

η = rendimento elica

DIN – A 4 210x297 mm

Fra i vari metodi indicati dalla letteratura specializzata per il calcolo delle ali a distribuzione di portanza non ellittica si e' adottato quello di Sivells e Neely [2].Questo metodo consente il calcolo dei dati aerodinamici di un'ala di forma in pianta qualunque,con profili e svergolamenti comunque variabili.

Purtroppo i calcoli relativi sono molto lunghi e complessi per la necessita' di un gran numero di iterazioni dovute alla molto lenta convergenza del metodo di calcolo.Se si considera che il calcolo dei coefficienti aerodinamici dell'ala ricorre un gran numero di volte durante il calcolo delle prestazioni,e' impensabile di adottare su un P.C. una tale metodologia.

Per ovviare all'inconveniente e' stata eseguita col metodo suddetto una serie di calcoli su ali a profilo costante e svergolatura nulla,con forma in pianta trapezia.I calcoli coprono un intervallo di allungamenti compresi fra 8 e 24,ed un intervallo di rapporti di rastremazione compreso fra 0.6 e 1.Si intende per rapporto di rastremazione il rapporto fra corda di estremita' e corda al centro.

Sono stati quindi calcolati i coefficienti correttivi rispetto alla distribuzione ellittica della portanza.

Questi coefficienti sono stati estesi alle ali bitrapezie introducendo un rapporto di rastremazione equivalente.

Per il calcolo della deflessione a valle dell'ala (downwash),sono state assunte formule tradizionali [3],corrette per tener conto del rapporto di rastremazione,ma non del dislivello fra ala e piano di quota,generalmente molto modesto.

-4- PIANO DI QUOTA.

Le caratteristiche aerodinamiche del piano di quota sono state studiate con la stessa metodologia adottata per l'ala,limitando l'analisi al caso di forma in pianta rettangolare.Difatti data la funzione del piano di quota,forme in pianta diverse non appaiono interessanti.L'intervallo degli allungamenti indagato e' 3-6.

-5- RESISTENZE PASSIVE.INDUZIONE.

Le altre resistenze (fusoliera+accessori;direzionale; elica ripiegata),sono state considerate introducendo coefficienti di resistenza riferiti alla superficie alare.

Fra le induzioni sono state per semplicita' considerate quelle piu' importanti:

-Induzione dell'elica sull'ala e sul piano di quota,attraverso una variazione della velocita' in modulo e direzione in quelle parti delle superfici interessate dal flusso dell'elica.

-Induzione dell'ala sul piano di quota (downwash).

-6- SCELTA DEL CRITERIO PER LO STUDIO DELLA LEGGE DEL MOTO IN SALITA ED IN PLANATA.

E' possibile in principio studiare la legge del moto del modello in salita ed in planata assegnando determinate condizioni iniziali di lancio.Allo scopo occorre scrivere le equazioni differenziali del moto ed integrarle in funzione del tempo.Ma un aeromodello ad elastico e' un sistema dinamico molto complesso,caratterizzato de 7 gradi di liberta'.L'integrazione di 7 equazioni simultanee del secondo ordine non lineari e di notevole complessita', supera le capacita' di un normale P.C.,specie per quanto riguarda i tempi di integrazione.

Ma anche ammesso di disporre di una macchina sufficientemente potente,un approccio del genere appare poco interessante in quanto fornisce i risultati relativi ad una certa condizione di centraggio,senza mettere bene in evidenza il nesso fra questa e il comportamento nelle diverse fasi di volo.Un'analisi soddisfacente richiederebbe quindi la ripetizione del calcolo per tutte le possibili variazioni dei parametri di centraggio,con tempi di elaborazione e di analisi assolutamente improponibili.

Per le ragioni sopradette si e' limitata l'analisi al caso di moto del modello in un piano verticale,trascurando quindi gli effetti della virata.Questi effetti vengono stimati a parte alla fine dell'elaborazione.

Inoltre e' stata introdotta un'altra semplificazione molto utile per l'analisi e che ha un'influenza trascurabile sulla qualita' dei risultati.La salita e' stata suddivisa in segmenti caratterizzati da intervalli energetici di scarica scelti a piacere,con momento motore costante,e quindi con modello funzionante in condizioni stazionarie.Questa approssimazione e' accettabile in quanto nel corso della salita la velocita' di volo e la traiettoria evolvono molto lentamente.

Con le ipotesi fatte,per ogni intervallo energetico considerato l'analisi si riconduce al calcolo della salita,del tempo di scarica e della quota guadagnata.Conoscendo la velocita' di discesa in planata,si calcola quindi il tempo di planata che,sommato al tempo di

scarica,fornisce il tempo di volo relativo all'intervallo energetico esaminato.

Sommando i contributi degli intervalli energetici parziali in modo da completare l'intervallo energetico 0-1,si ottiene il tempo di scarica, la quota raggiunta e il tempo di volo del modello (Fig.6.1).

-7- LE EQUAZIONI DEL MOTO.

Con le semplificazioni fatte il numero di gradi di liberta' si riduce a 4 (3 per il modello +1 per l'elica),e si annullano tutte le azioni di massa,tranne naturalmente il peso.Si hanno le seguenti equazioni espresse in forma sintetica:

Risultante delle azioni aerodinamiche+Peso=0
Momento baricentrico delle azioni aerodinamiche=0

Naturalmente fra le azioni aerodinamiche e' compreso anche il tiro dell'elica,che si annulla in planata.

Senza entrare nel dettaglio della soluzione del sistema di equazioni,ci limitiamo a indicare in Fig.7.1 il diagramma di flusso del calcolo iterativo delle condizioni di equilibrio in salita.

Assegnato un intervallo energetico,si calcolano il momento motore medio ed i giri corrispondenti secondo quanto esposto al Punto -1-.

Si fissa una velocita' di volo di prima approssimazione e si calcola la spinta dell'elica e la velocita' angolare secondo quanto esposto al Punto -2-.

Si ricerca per tentativi l'angolo di assetto che annulla i momenti baricentrici delle azioni aerodinamiche,spinta dell'elica compresa.(L'angolo di assetto e' l'angolo fra la linea di fede del modello,coincidente nei nostri calcoli con l'asse della fusoliera,e la direzione della velocita' di volo).

Si calcola l'angolo di salita e la velocita' di volo che annullano la somma della risultante delle azioni aerodinamiche e del peso.

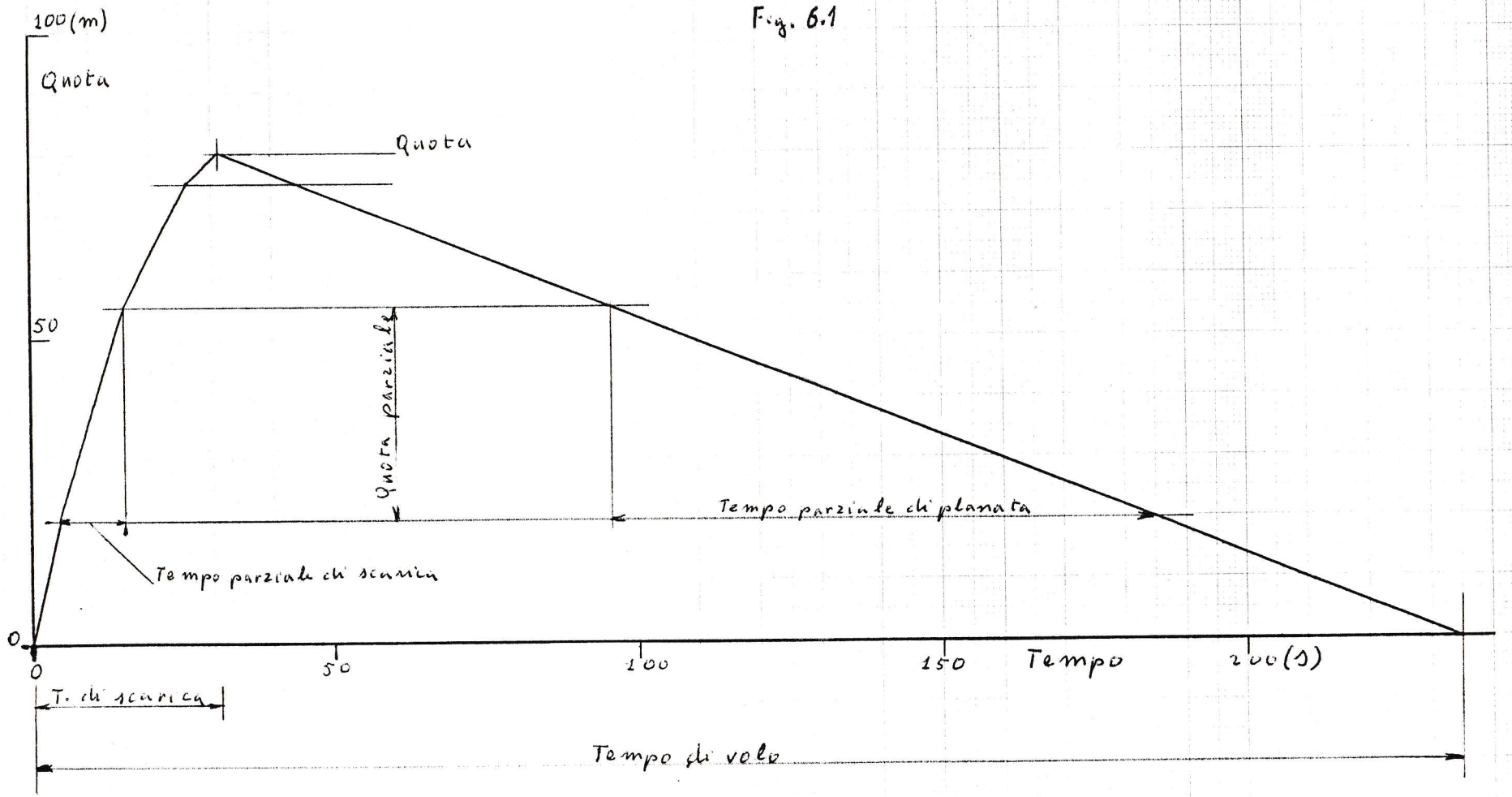
Si confronta la nuova velocita' con quella di prima approssimazione e si itera fino alla coincidenza dei due valori.

Come si vede il calcolo e' relativamente complesso e prevede un doppio loop iterativo.

Un calcolo analogo viene fatto per la ricerca dell'equilibrio in planata,semplificato per l'assenza del tiro dell'elica.

DIN – A 4 210x297 mm

Fig. 6.1



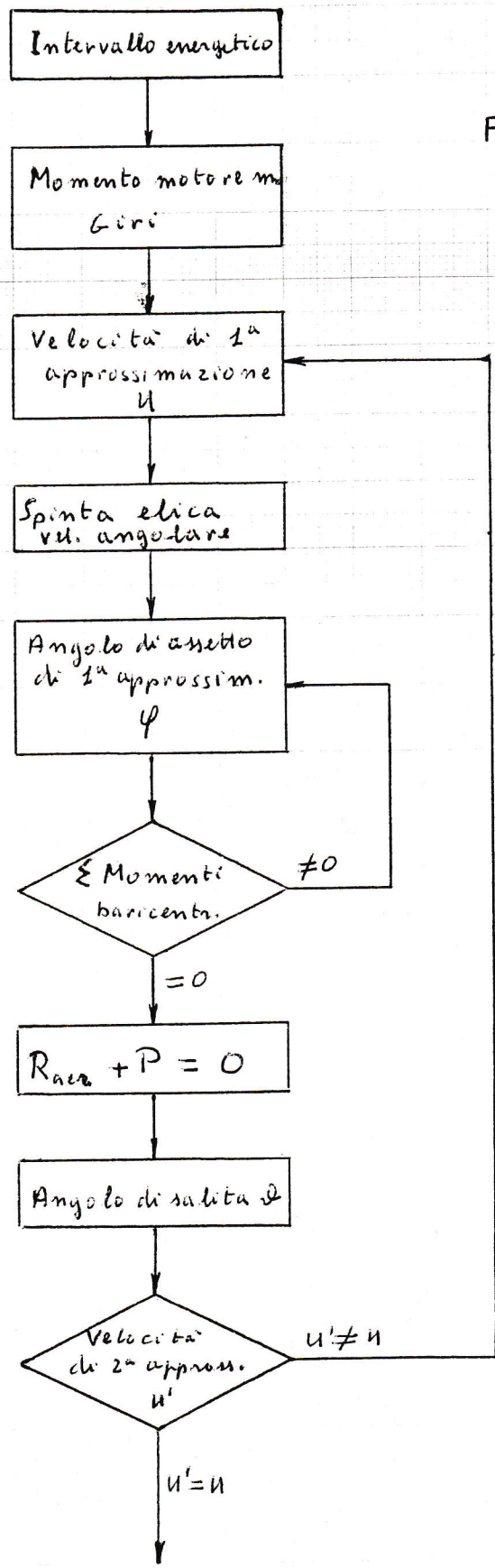

Intervallo energetico
Momento motore m
Giri
Velocità di 1ª approssimazione
u
Spinta elica
vel. angolare
Angolo di assetto
di 1ª approssim.
φ
Σ Momenti
baricentr.
≠0
=0
$R_{aer} + P = 0$
Angolo di salita ϑ
Velocità
di 2ª appross.
u'
u'≠u
u'=u

Fig. 7.1

-8- STIMA APPROSSIMATA DELL'EFFETTO DELLA VIRATA IN SALITA.

Si e' gia' detto che i calcoli cosi' come sono impostati,non sono in grado di prevedere il comportamento in virata del modello.In particolare non e' possibile avere informazioni sulle condizioni di equilibrio intorno agli assi di rollio ed imbardata.E' tuttavia possibile introdurre una correzione approssimata che tenga conto dell'effetto della salita in spirale sulle prestazioni.

Come e' noto un modello che entra in virata assume un assetto picchiato rispetto alla traiettoria rettilinea,dovuto alla rotazione del modello rispetto all'asse della spirale.Semplici considerazioni sull'atto di moto elicoidale del modello danno le formule che seguono.

Posto:

τ =Angolo di trim del piano di quota,effetto della virata (radianti).
u=Velocita' di volo.
b=Distanza fra i fuochi dell'ala e del piano di quota.
ϑ =Angolo di salita.
g=Accelerazione di gravita'.
R=Raggio della spirale.

$$\tau = \frac{u^2 b \cos^3\vartheta}{g R^2}$$

Questa formula,valida anche in planata,consente di calcolare l'effetto picchiante della virata,o viceversa il raggio di virata da assegnare per ottenere un dato effetto picchiante.

Utilizzando la formula in questo secondo senso,si calcola il raggio della spirale,e quindi la relativa accelerazione centripeta e il sovraccarico sull'ala.Se il sovraccarico e' modesto (il modello non fa la "botte"),e' possibile calcolare in prima approssimazione l'aumento di resistenza dell'ala e la perdita di quota e di tempo di volo relativi,supponendo che la velocita' lungo la traiettoria di salita rimanga invariata.

-9- UN ESEMPIO DI APPLICAZIONE AD UN MODELLO WAKEFIELD.

Sulla base delle considerazioni fatte ai punti precedenti e' stato sviluppato un programma di calcolo in BASIC che gira su P.C. AMIGA 500,con una occupazione di memoria dell'ordine di 50K.Con le opportune varianti,riteniamo sia possibile far girare il programma su

un qualunque P.C. IBM compatibile di potenza non inferiore al 286.

A chiarimento del significato dei dati in INPUT,nella Fig.9.1 e' riportata la vista laterale del modello.Le grandezze sono positive nelle condizioni indicate dallo schema.

Commentiamo i dati riportati nel tabulato della Fig.9.2,relativi ad un modello abbastanza tradizionale.

-INPUT-

-Matassa Pirelli 76:vengono inseriti i dati sperimentali di questo tipo di matassa (Punto -1-).

-Sezione (cm^2):corrisponde a 14 fili 1x6.

-Lunghezza (cm):corrisponde a un volume utile di matassa posto prudenzialmente di 38.5 cm^3.

-Giri/Giri di rottura:valore prudenziale.

-Rendimento di scarica:tiene conto di eventuali perdite per attrito nella matassa durante la scarica.Ricordiamo che la teoria esposta al Punto -1- considera reversibile il rilascio di energia.

-Elica:sono introdotti i dati geometrici completi dell'elica,che consentono il calcolo delle funzioni adimensionali illustrate al Punto -2-,e quindi l'analisi del comportamento dell'elica in condizioni "off design".In particolare notiamo che i dati di corda (cm) e di inclinazione della pala (Fi gradi),sono forniti per 5 posizioni adimensionali CSI lungo il raggio misurate a partire dall'asse di rotazione.Questo numero e' un compromesso accettabile fra precisione di calcolo e necessita' di non appesantire l'INPUT e l'elaborazione.Mediante una prima Subroutine viene inserito il profilo della pala con i dati dei coefficienti di portanza e di resistenza in funzione dell'incidenza aerodinamica per allungamento infinito.

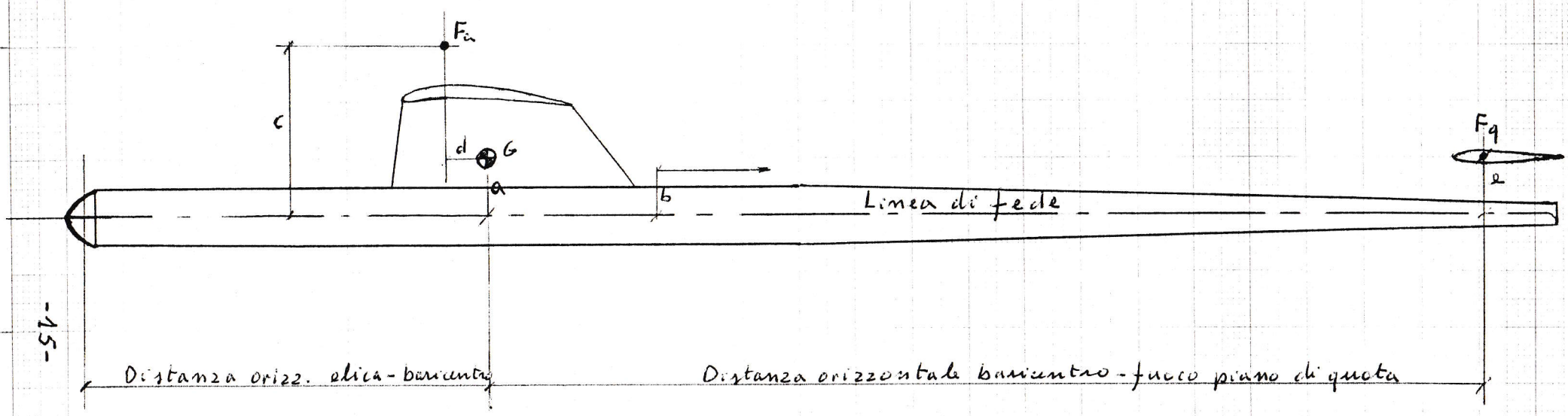
Nel programma non e' previsto il calcolo del numero di Reynolds dell'elica.Ricordiamo che questo numero e' quasi sempre minore di quello dell'ala.E' necessaria quindi una certa prudenza nell'assegnare le caratteristiche aerodinamiche del profilo dell'elica.

Il coefficiente di convergenza,1 nel nostro caso,e' proporzionale all'errore di convergenza massimo ammesso nelle iterazioni di calcolo.Questo valore e' molto basso e puo' essere aumentato in caso di necessita'.

-Frame:La voce Peso totale e' espressa in grammi,le varie lunghezze,illustrate nella Fig.9.1,sono espresse in cm.

La voce Variazione momento statico per ripiegamento pale e' espressa in grxcm e serve a calcolare la variazione

DIN - A 4 210x297 mm.



G = baricentro modello completo in planata

Fa = fuoco ala

Fq = fuoco piano di quota

a = altezza baricentro

b = altezza centro di resistenza
(esclusi le superfici orizzontali e l'elica ripiegata)

c = altezza fuoco ala

d = distanza orizz. fuoco ala - baricentro

e = altezza fuoco piano di quota

Fig. 9.1

Fig. 9.2

```
################################## C L I M B 3.S.1 ##### 14:09:30 ## 01-06-1992 #####
                                  INPUT
        MATASSA PIRELLI 76
           Sezione .84                  Giri/Giri rott. .9
         Lunghezza 45.83                Rend. di scarica .95
        ELICA n. 26                     CSI   Corda   Fi
             n. pale 2                  .15   .77     68.6
              Raggio 30                 .35   2.68    46.6
         Coeff. conv. 1                 .55   4.06    34.9
                                        .75   4.38    28
                                        .95   2.55    22.9
        Profilo Gottinga 417a Turb. Re=30000
        FRAME
                    Peso totale 232       Var. momento statico (rip. pale) 120
        Cx (escluse sup. orizz.) .02          Coeff. res. elica in planata .004
             Altezza baricentro 2           Alt. centro di res.(rif. a Cx) 2
             Dist. elica-baric. 26            Coeff. amp. errore di conv. 1

        ALA  ALAS1 : THOMANN/ESPADA Turb. Re 35000 (Tab.)
          Corde : centr. 13     interm. 12      estr. 10            media 11.79286
        Tronchi : inter. 37      ester. 33                       Apertura 140
        Superficie 1651          Allungamento 11.87159       Rapp. rastr. .7720839
        Centraggio in planata (rif. corda m.) .5           Altezza fuoco  6
        Distanza orizzontale fuoco-baricentro 2.948214

        PIANO di QUOTA  PQS2 : CLARK Y 5.9; Re=40000 (ALTHAUS)+ corr. per Re
        Superficie 248          Apertura 31                   Allungamento 3.875
        Distanza orizz. baricentro-fuoco 87                  Altezza fuoco 1
                                  OUTPUT
        PLANATA
         Inc. Ala 1.8      Inc. PdQ 0          Assetto 5.279     Defl. PdQ 2.963
        V.planata 433.2   V.discesa 35.52       Effic. 12.16   Cl^(3/2)/Cd 12.39
           Cl Ala 1.169      Cl PdQ .1696       NR.Ala 34057       NR.PdQ 23104
        SALITA
         Elica:   Var. passo (gradi) 0      Incremento Raggio 0
  Int.En.  TrE  TrA  Trq  Fia TETA   Cla   Clq  Hs    Ts    Tv   ALFA Etae  S   U   NRA
0.00 1.00 -1.0  0.0  1.8  1.7 20.4  0.90  0.10 75.03 47.77 259.0 0.29 0.79 101 450  35

0.   0.25 -1.0  0.0  2.6 -0.7 33.9  0.64  0.06 19.26  6.81  61.0 0.27 0.77 153 507  40
0.25 0.68 -1.0  0.0  2.2  0.6 24.2  0.79  0.08 32.65 16.64 108.6 0.29 0.79 117 479  38
0.68 0.95 -1.0  0.0  1.2  3.2 17.6  1.03  0.12 19.98 15.65  71.9 0.29 0.79  89 423  33
0.95 1.00 -1.0  0.0  0.0  4.5  1.7  1.12  0.12  1.21  9.56  13.0 0.37 0.76  25 436  34
                                    TOTALE 73.1  48.7  254.5
 Int.En.     Trqg       Raggio       Giri        Hsc         Tvc          atg
    1         1.3         7.7         0.6        19.1        60.6         0.23
    2         0.0         6.4         1.8        32.2       107.4         0.30
    3         0.0         8.2         1.2        19.9        71.6         0.20
    4         0.0      2233.4         0.0         1.2        13.0         0.00
                        TOTALE         3.6        72.4       252.6
```

di centraggio del modello al passaggio dalla configurazione di planata,che e' quella di riferimento,a quella di salita.Nella condizione di planata si tiene conto del Coefficiente di resistenza dell'elica in planata,che viene a mancare nella configurazione di salita.Si ricorda che tutti i coefficienti di resistenza sono riferiti alla superficie alare.

Per il Coefficiente di amplificazione dell'errore di convergenza riferito questa volta alle iterazioni di planata e di salita,vale quanto gia' detto.

-Ala:Viene introdotta la seconda Subroutine che definisce il profilo alare mediante tabulazione dei coefficienti di portanza,resistenza,momento,in funzione dell'incidenza aerodinamica (allungamento infinito).

Vengono introdotte le corde centrale,intermedia e di estremita',insieme alle lunghezze (proiettate) dei tronchi interno ed esterno della semiala bitrapezia (lunghezze in cm).Vengono subito calcolati la corda media,l'apertura,la superficie ed il rapporto di rastremazione equivalente.

Il centraggio in planata,riferito alla corda media,e l'altezza del fuoco che tiene conto della presenza del diedro,completano l'INPUT relativo all'ala.

-Piano di quota:Con modalita' uguali a quelle dell'ala,viene definito il profilo mediante una terza Subroutine.Introdotta la superficie (cm^2) e l'apertura,viene calcolato immediatamente l'allungamento.Le altre lunghezze (cm) in INPUT sono definite nella Fig.9.1.

-OUTPUT-

-Planata:

In funzione delle incidenze geometriche dell'ala e del piano di quota riferite alla linea di fede della Fig.9.1,vengono calcolate le caratteristiche del modello in assetto di planata.Nel caso illustrato si e' posto 0 l'incidenza del piano di quota e si e' cercata per tentativi (di 0.2 in 0.2 gradi) l'incidenza dell'ala che da' la minima velocita' di discesa,allo scopo di massimizzare il tempo di volo.Questa scelta spesso puo' essere accettabile solo in aria calma in quanto non comporta margini di sicurezza elevati contro lo stallo.Consente comunque di conoscere le possibilita' limiti del modello.

Qualunque sia la scelta operata,il programma fornisce:

-L'assetto del modello e la deflessione indotta dall'ala al piano di quota (gradi).

-Le velocita' di planata e di discesa (cm/s).

-L'efficienza e il fattore di potenza riferito all'intero modello,che insieme alla velocita' di discesa,e' l'indice piu' espressivo delle qualita' di planata.

-I coefficienti di portanza ed i numeri di Reynolds dell'ala e del piano di quota.I numeri di Reynolds consentono di verificare l'attendibilita' dei dati introdotti mediante le Subroutines dei profili alari e dei piani di quota.

-Salita:

Per l'elica sono indicate le variazioni di passo e di diametro eventualmente introdotte.La prima e' una rotazione rigida della pala intorno al suo asse normale all'asse di rotazione,la seconda e' una traslazione della pala consentita solo verso l'esterno.Questi dati in INPUT consentono lo studio dell'effetto della variabilita' della geometria dell'elica in volo (es:passo variabile).Nel caso in esame non sono state introdotte variazioni della geometria dell'elica.

Illustriamo la tabella che segue in Fig.9.2:

Int.En.=Intervallo energetico considerato.

TrE=Trim dell'elica,ovvero inclinazione in gradi dell'asse dell'elica nel piano verticale,positiva verso l'alto.Nel caso in esame si ha 1 grado a picchiare.

Tra=Trim ala in gradi,nullo nel nostro caso.

Trq=Trim del piano di quota in gradi,positivo a picchiare.Per ogni intervallo energetico considerato,e' necessario ricercare per tentativi il trim del piano di quota (o anche dell'ala) piu' conveniente.Limitandosi al piano di quota osserviamo che all'aumentare del tiro dell'elica,l'angolo di salita del modello cresce con tendenza a ridurre la velocita' di volo.In queste condizioni il flusso d'aria che attraversa il disco dell'elica si riduce,mentre aumenta la spinta.Le due condizioni danno luogo in generale ad un forte abbassamento del rendimento dell'elica per sovraccarico.E' quindi opportuno trimmare il modello a picchiare per aumentare la velocita' di volo e quindi il rendimento dell'elica.

Tuttavia all'aumentare della velocita' di volo peggiora la resistenza del modello per cui in genere esiste un trim di compromesso che ottimizza il comportamento complessivo del modello misurato come tempo di volo relativo all'intervallo energetico considerato.Nelle nostre indagini noi ricerchiamo sempre l'ottimizzazione suddetta del trim del piano di quota.

Fia=Angolo di assetto in gradi.

TETA=Angolo della traiettoria di salita in gradi.

Cla=Coefficiente di portanza dell'ala in salita.

Clq=Coefficiente di portanza del piano di quota in salita.

Hs=Altezza di salita (quota) in metri.

Ts=Tempo di scarica In secondi.

Tv=Tempo di volo in secondi.
ALFA=Coefficiente adimensionale di funzionamento dell'elica (Punto -2-).
Etae=Rendimento dell'elica.
S=Spinta dell'elica in grammi.
U=Velocita' di volo durante la salita in cm/s.
NRA=Numero di Reynolds dell'ala durante la salita.

Nella prima riga della tabella il calcolo e' eseguito per l'intervallo energetico 0-1.L'ottimizzazione del trim del piano di quota e tutti i valori calcolati si riferiscono quindi al caso ideale in cui tutta l'energia di scarica venga rilasciata a momento costante.L'informazione e' evidentemente insufficiente ma serve a dare un'idea globale del comportamento del modello e come confronto con i calcoli successivi piu' dettagliati.

Nelle 4 rige successive l'intero intervallo energetico viene esplorato per segmenti contigui,allo scopo di fornire sufficienti informazioni su tutte le fasi della salita,ed una piu' realistica previsione dei tempi di scarica e di volo.La scelta del numero dei segmenti e' un compromesso fra necessita' di affinamento e di rapidita' di elaborazione.Fissato il numero dei segmenti,la scelta della loro ampiezza e' stata operata tenendo conto della variabilita' del momento motore durante la scarica,bilanciando fra i segmenti il rapporto fra lo scarto quadratico medio ed il valor medio del momento.

Col criterio esposto si e' operata la seguente scelta degli intervalli energetici:

0.00-0.25
0.25-0.68
0.68-0.95
0.95-1.00

Dall'esame dei risultati dell'ottimizzazione del trim del piano di quota negli intervalli energetici scelti si osserva:

Nel corso della scarica:

-Il trim ottimizzato del piano di quota diminuisce fino ad azzerarsi.

-Di consequenza l'angolo di assetto aumenta continuamente insieme al coefficiente di portanza dell'ala,mentre diminuisce l'angolo di salita.

-I valori parziali delle quote,dei tempi di scarica e di volo vengono sommati nella riga del totale,fornendo le prestazioni finali del modello.

-I dati relativi alle ultime 5 colonne completano il

quadro del comportamento del modello durante le varie fasi della salita.

Osserviamo che le prestazioni globali calcolate con i quattro intervalli energetici scelti sono da considerarsi di seconda approssimazione rispetto a quelle calcolate nell'unico intervallo 0-1.

Una terza approssimazione si ottiene nella tabella finale nella quale per ciascuno dei quattro intervalli energetici considerati viene assegnato un trim geometrico al piano di quota <= al trim ottimizzato prima calcolato.La differenza fra i due trim fornisce il trim da introdurre mediante la virata.Con le considerazioni esposte al Punto -8- si calcolano le condizioni di virata e le relative penalizzazioni di quota e di tempo di volo.

In particolare:

Trqg=Trim geometrico in gradi.Nel caso in esame si e' immaginato di intervenire solo nel primo tratto della salita con un trim geometrico che e' 1/2 del valore totale richiesto.

Raggio=Raggio in metri delle spirali relative agli intervalli energetici parziali.

Giri=Giri corrispondenti.

Hsc=Quote parziali corrette

Tvc=Tempi di volo parziali corretti.

atg=Accelerazione trasversale espressa in "g".I valori sono modesti;la correzione e' accettabile.

La riga finale fornisce le prestazioni finali di terza approssimazione.

-10-CONCLUSIONI.

-La metodologia di calcolo illustrata e' stata sviluppata tentando un ragionevole compromesso fra la difficolta' del problema da una parte e la necessita' di contenere in limiti ragionevoli la complessita' di elaborazione dall'altra,senza scadere nella qualita' dell'informazione ricavabile.

-Il confronto con l'esperienza sembra essere buono almeno dal punto di vista qualitativo.Centinaia di elaborazioni sono state finora eseguite su decine di modelli delle due categorie.Le indicazioni ricavate sono apparse sempre valide.

-Il confronto quantitativo con l'esperienza urta contro diversi ordini di difficolta':

Mancano o sono poco attendibili alcuni dati sperimentali,specie sulle caratteristiche aerodinamiche dei profili a bassi numeri di Reynolds.

L'impossibilita' pratica di ottenere condizioni di volo ottimizzate in tutte le fasi di salita e di planata, insieme alla presenza di correnti ascendenti/discendenti, influiscono in maniera diversa sui risultati effettivi sul campo.

-Riteniamo che i limiti evidenti dell'attuale trattazione possano essere superati in futuro affrontando lo studio del moto in salita sempre per intervalli energetici assegnati. In queste condizioni si puo' sperare che il completamento con le equazioni di rollio e di imbardata possa essere realizzato senza eccessivo appesantimento dei dati in INPUT e della relativa elaborazione.

-11- BIBLIOGRAFIA.

[1] E.Eugene Larrabee - Pratical Design of Minimum Induced Loss Propellers.-S.A.E. Paper 790585 - 1980

[2] Ira H. Abbott and A.E. von Doenhoff - Theory of Wing Sections.-Dover 0-486-60586-8

[3] Report NACA TR 648

Dieter Althaus - Profilpolaren fur den Modellflug. Istituto di Aerodinamica e Gasdinamica dell'Universita' di Stoccarda. 2 volumi.

E. Gallazzi - Prove su profili alari a basso numero di Reynolds.

Filippo Lunardi