ASUPRA REGIMULUI DE MERS AL AEROPLANELOR

DE
ŞTEFAN N. MIREA
Inginer; Licenţiat în Matematici

1). Studiile publicate asupra regimului normal al unui aeroplan sunt numeroase; *Cayley* a făcut teoria aeroplanului acum o sută de ani, şi a avut ca urmaş pe *Pénaud* (1872) care a enunţat rezultate clasice, pe cari le-a complectat în urmă *Renard*, *Ferber*, *Drzewiecki* *Painlevé*, etc.

Toate aceste lucrări au avut însă ca scop să calculeze puterea motoare indispensabilă zborului artificial pentru un *aeroplan de greutate dată*.

Astăzi se pun chestiuni diferite şi nevoile armatei dau noi orizonturi problemei. Acum cînd a început să se monteze motoare puternice pe aeroplane, cari consumă mult combustibil pe oră. şi cînd a început să se arunce proectile cari *uşurează în mers aeroplanul*, schimbînd în fiecare moment condiţiile iniţiale de zburat se pune următoarea problemă nouă:

Se cere sa se studieze regimul de mers al unui aeroplan care pierde greutăţi proporţionale cu timpul **kt** *in drumul sau pe traectorie* **în caz cînd aviatorul lasă neschimbată admisiunea la motor,** *sau ceeace e tot una in caz cînd forţa de tracţiune* F *a elicei rămîne constantă.* [1])

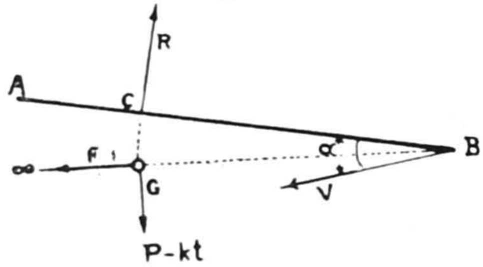
2). Să presupunem pentru claritate că aeroplanul care se mişcă *rectilin pe orizontală* se compune dintr'o suprafaţă de susţinere per-

[1]) Când nu se modifică aprinderea şi admisiunea gazelor într'un motor de aviaţe, cuplul C pe care motorul îl exercită asupra arborelui elicei este ***foarte sensibil*** constant, oricare ar fi viteza de rotaţie a motorului, iar forţa de tracţiune F e definită de relaţia $F = \frac{C}{h}$, $2\pi h$ fiind pasul elicei.

fect netedă AB, că centrul de greutate G al aparatului cade sub această suprafaţă şi că tracţiunea F a elicei trece prin G.

Fie P greutatea totală a aeroplanului, α unghiul de atac, $P-kt$ greutatea maşinei la un moment dat, R rezistenţa aerului şi V viteza de mers.

Fig. 1



Forţele care acţionează aeroplanul sunt:

1°) Forţa de inerţie $\frac{P-kt}{g}\,\frac{dV}{dt}$.

2°) Greutatea $P-kt$ aplicată *tot timpul* în G.

3°) Rezistenţa aerului $R=\lambda V^2 \alpha$ aplicată într'un punct oarecare C al suprafeţei de susţinere.

4°) Tracţiunea constantă a elicei F aplicată în G.

In maşinile bine echilibrate punctul C coincide cu proecţia lui G pe AB. Ecuaţia de momente fiind identic verificată, ecuaţiile mişcării se pot scrie (aparatul are un plan vertical de simetrie):

$$(1)\qquad \begin{cases} \dfrac{P-kt}{g}\,\dfrac{dV}{dt}=F-\lambda V^2\left(\alpha^2+s\right) \\ P-kt=\lambda V^2\alpha, \end{cases}$$

α fiind destul de mic, iar λ şi s două constante date.

Prin urmare pentru ca aeroplanul să aibă o translaţie orizontală rectilină trebue şi este de ajuns ca vitesa aparatului V şi unghiul de atac α să satisfacă în fiecare moment la ecuaţiile (1).

3. — Două regimuri simple de mers se pot stabili:

a) Aeroplanul se mişcă subt un unghiu de atac constant.

b) Aeroplanul se mişcă cu vitesă constantă.

Să ne ocupăm pe rînd cu fiecare din aceste ipoteze.

a) Din ultima ecuaţie a sistemului precedent deducem:

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{k}{2\alpha\lambda V}$$

Putem prin urmare să scriem:

$$F = \lambda V^2 (\alpha^2 + s) - \frac{k}{2g} V. \tag{2}$$

Forţa F fiind constantă, relaţia precedentă ne conduce la un *rezultat absurd*, căci ne arată că aeroplanul are sau o translaţie uniformă sau o mişcare brusc variată dela o vitesă V_1 la o vitesă V_2, V_1 şi V_2 fiind rădăcinile ecuaţiei (2). Acest regim de mers nu e deci posibil decît modificînd cuplul motor în fiecare moment, lucru care fiind echivalent cu o *adevărată acrobaţie* din partea pilotului trebue înlăturat, cu atît mai mult cu cît este *dăunător motorului*.

b) In ipoteza a doua deducem:

$$\frac{dV}{dt} = 0$$

şi prin urmare:

$$\frac{F}{P - kt} = \alpha + \frac{s}{\alpha}.$$

Această ecuaţie admite două rădăcini $\alpha_1 < \alpha_2$ cu condiţia ca F să fie mai mare decît $2P\sqrt{s}$.

Se vede uşor că singur regimul α_1 este posibil din cauză că regimul α_2 ne conduce la rezultatul paradoxal că unghiul de atac creşte cînd greutatea aeroplanului descreşte (vitesa de mers rămînînd aceiaşi).

Unghiul de atac α_1 care convine chestiunei este deci:

$$\alpha_1 = \frac{F - \sqrt{F^2 - 4s(P - kt)^2}}{2(P - kt)}.$$

Din această ecuaţie rezultă că în tot timpul mersului *pilotul trebue să-şi micşoreze unghiul de atac* dela valoarea:

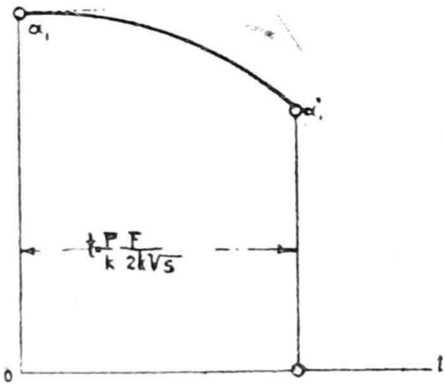
$$\alpha_1 = \frac{F - \sqrt{F^2 - 4sP^2}}{2P},$$

pînă la valoarea:

$$\alpha'_1 = \frac{S}{\sqrt{s}},$$

dela care încolo zborul numai este teoreticeşte posibil cu aceiaşi tracţiune din cauză că valorile lui α_1 încetează de a mai fi reale.

Fig. 2



Deducem de aci următorul rezultat:

Un aeroplan care pierde pe drum greutăţi proporţionale cu timpul kt, *nu poate merge pe o orizontală cu o viteză constantă* V *decît un timp* t *definit de relaţia*:

$$t = \frac{1}{k}\left(P - \frac{F}{2\sqrt{s}}\right), \tag{3}$$

dacă pilotul modifică numai unghiul de atac, fără a se atinge de motor.

4. — Din ceea ce precede rezultă că un aviator care doreşte să-şi menajeze motorul schimbînd *cît mai rar admisiunea gazelor* trebuie să procedeze în modul următor:

Cunoscînd greutatea aparatului şi pierderea de combustibil pe unitatea de timp, pilotul îşi va împărţi drumul în etape definite de ecuaţia (3), încercînd să nu micşoreze admisiunea motorului decît la sfîrşilul fiecărei etape, fiindcă puterea necesară menţinerii unei vitese constante se micşorează pe măsură ce aeroplanul înaintează.

In fine un aparat antomat pentru modificarea alurei în timpul fiecărei etape (care ar consta dintr'un cablu şi un aparat de ceasornicărie) ar uşura aviatorul de o sarcină suplimentară lăsîndu-i în grije numai echilibrul lateral.