

usterzeniu o ΔP_{zH} (rys. 13.4). Na skutek zakłócenia wystąpi wówczas dodatkowy moment o wartości:

$$\Delta M = -\Delta P_z \cdot x - \Delta P_x \cdot z + \Delta P_{zH} \cdot l_H \quad (13.5)$$

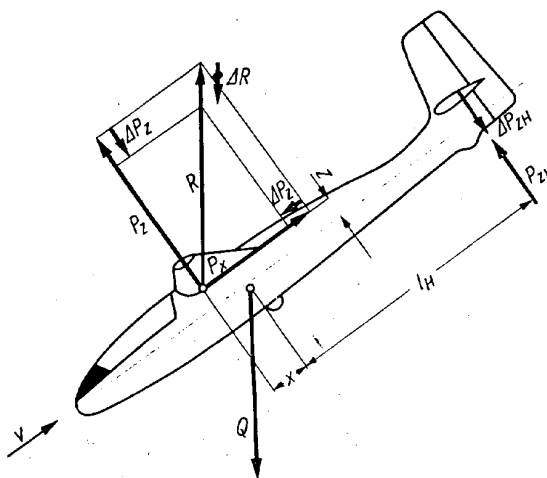
gdzie:

$$\text{moment od skrzydła: } \Delta M_1 = -\Delta P_z \cdot x - \Delta P_x \cdot z \quad (13.6)$$

$$\text{moment od usterzenia: } \Delta M_2 = +\Delta P_{zH} \cdot l_H \quad (13.7)$$

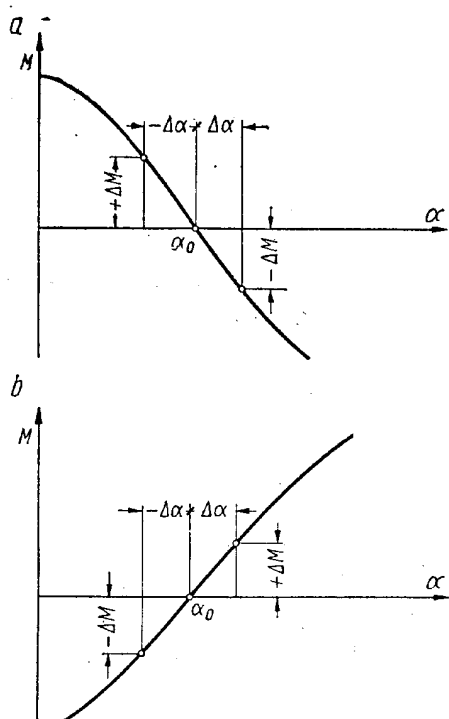
ΔM_1 — moment od sił na skrzydle powodujący opuszczenie maski szybowca w dół, czyli zwiększanie zakłócenia,

ΔM_2 — moment od siły na usterzeniu zadzierający maskę szybowca do góry, czyli zmniejszający zakłócenie.



Rys. 13.4. Równowaga szybowca wywołana zmniejszeniem kąta natarcia

Podobnie jak w przypadku poprzednim, gdy $\Delta M_2 > \Delta M_1$, szybowiec jest stateczny statycznie, gdy $\Delta M_1 > \Delta M_2$, szybowiec jest niestateczny, a gdy $\Delta M_1 = \Delta M_2$, szybowiec ma stateczność statyczną obojętną. Można więc określić stateczność statyczną podłużną szybowca korzystając z wykresu momentu podłużnego szybowca w funkcji kąta natarcia α (rys.13.5). Otóż z wykresu tego widać, że dla pewnego kąta natarcia α_0 moment podłużny $M = 0$, to znaczy zgodnie z wzorem (13.1) jest stan równowagi. Jeżeli na przykład wskutek podmuchu kąt natarcia wzrósł o wartość $\Delta\alpha$, to jeśli momenty podłużne zmieniają się w funkcji kąta natarcia tak jak na rys. 13.5a, powstaje moment $(-\Delta M)$ ujemny, to znaczy pochylający maskę szybowca w dół, a więc przywracający szybowiec do poprzedniego kąta natarcia. Natomiast zmniejszenie kąta natarcia o wartość $(-\Delta\alpha)$ wywoła efekt odwrotny, to znaczy powstaje moment zadzierający szybowiec, a więc również przywracający stan równowagi.



Rys. 13.5. Stateczność statyczna szybowca
 a — szybowiec stateczny,
 b — szybowiec niestateczny

Gdyby zaś momenty podłużne zmieniały się według krzywej $M = f(\alpha)$ (rys. J 3.5), to zwiększenie kąta natarcia a wywołuje moment dodatni zadzierający, czyli zwiększający jeszcze bardziej kąt natarcia, a zmniejszenie kąta natarcia a wywołuje moment ujemny, czyli pochylający szybowiec, a więc zwiększający zakłócenie. W przypadku takiego wykresu momentów szybowiec jest niestateczny. Z rysunków 13.5 widać, że warunkiem stateczności statycznej podłużnej jest, aby:

$$\frac{\Delta M}{\Delta \alpha} < 0 \quad (13.8)$$

to znaczy, aby dodatniemu przyrostowi kąta natarcia $\Delta \alpha$ towarzyszył ujemny przyrost momentu podłużnego $(-\Delta M)$ i na odwrót, ujemnemu przyrostowi kąta natarcia $(-\Delta \alpha)$ towarzyszył dodatni przyrost momentu podłużnego szybowca $(+\Delta M)$, tak aby ich iloraz miał zawsze znak $(-)$, czyli był mniejszy od 0.

Z tego co powiedzieliśmy wcześniej wynika, że szybowiec jest stateczny statycznie, gdy przyrost momentu od sił na usterzeniu poziomym jest większy niż przyrost momentu od sił na skrzydle, to znaczy $\Delta M_2 > \Delta M_1$. Od jakich czynników zależą te momenty? Otóż ΔM_2 zależy głównie od wielkości usterzenia poziomego S_H i od odległości środka aerodynamicznego usterzenia poziomego do środka ciężkości szybowca l_H . Im wielkości te są większe, tym szybowiec jest bardziej stateczny statycznie.

Wartość momentu ΔM , Jak widać z wzoru (13.3), zależy od położenia środka ciężkości szybowca. Jeżeli środek ciężkości szybowca będzie przemieszczał się do przodu, to wartość ΔM_1 (momentu od skrzydła) będzie malała, gdyż maleje ramię x , natomiast ΔM_2 będzie rosło, gdyż rośnie ramię l_H , a więc stateczność statyczna podłużna szybowca będzie wzrastała.

Odwrotnie będzie przy przesuwaniu się środka ciężkości szybowca do tyłu: ΔM_1 będzie rosło, a ΔM_2 malało, gdyż x rośnie, a l_H maleje i może się okazać w pewnym położeniu środka ciężkości, że $\Delta M_1 = \Delta M_2$, czyli, a więc, że szybowiec ma stateczność statyczną obojętną. Otóż