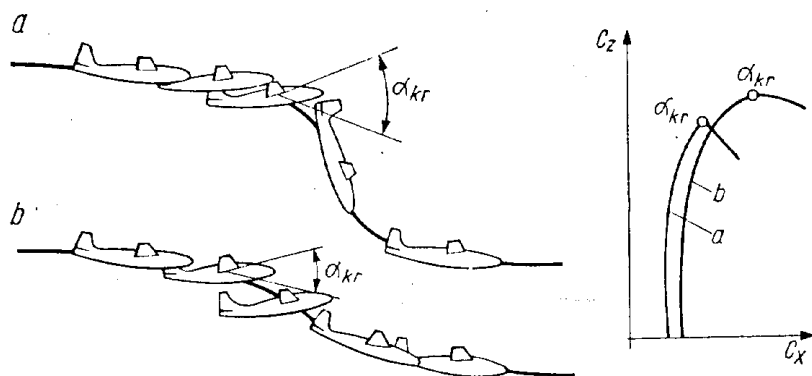


Cytat z książki:

MECHANIKA LOTU SZYBOWCÓW
Dr inż. WIESŁAWA ŁANECKA – MAKARUK

„11.5. LOT NA KRYTYCZNYCH KĄTACH NATARCIA

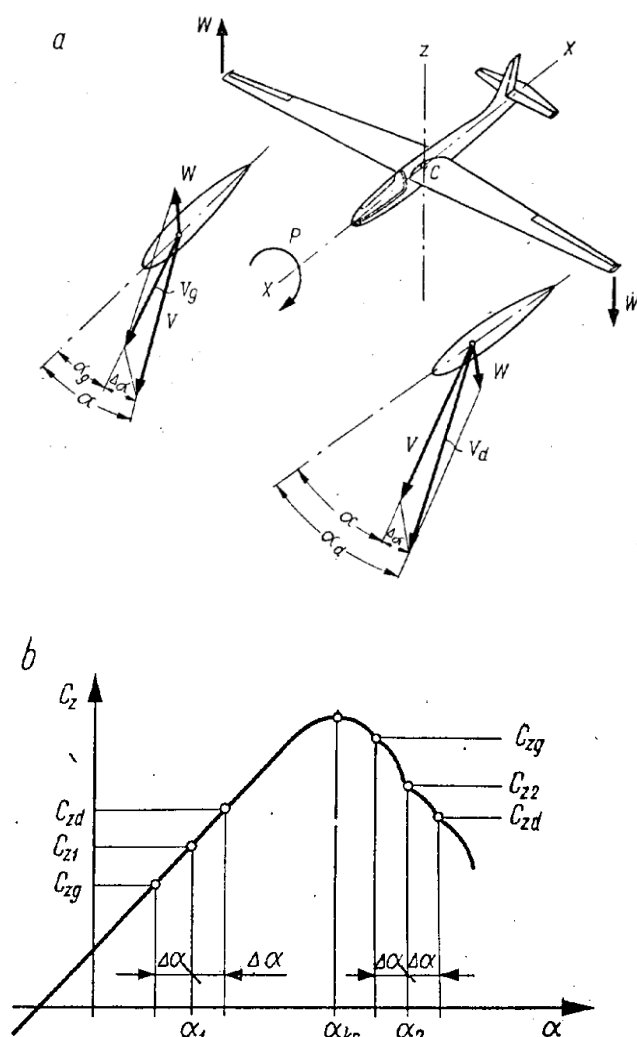
„Przeciągnięcie” szybowca. Lot szybowca na krytycznym kącie natarcia i powyżej niego różni się w sposób zasadniczy od pozostałych stanów lotu. Jak wiadomo, współczynnik siły nośnej c_z , (a więc i siła P_z) w zakresie małych kątów natarcia wzrasta proporcjonalnie do kąta natarcia aż do wartości α_{kr} . Zwiększenie kąta natarcia powyżej krytycznego powoduje zmniejszenie wartości współczynnika c_z (a więc i siły nośnej P_z). Dzieje się tak wskutek oderwania się strug na grzbiecie profilu skrzydła. Jeżeli w locie symetrycznym na prędkości minimalnej (odpowiadającej α_{kr}), pilot zwiększy nieznacznie kąt natarcia, to szybowiec będzie leciał lotem „przeciągniętym”, który charakteryzuje się dużą prędkością opadania i nieco większą od minimalnej prędkością lotu. Dalsze zwiększenie kąta natarcia spowoduje jednocześnie oderwanie strug na obydwu skrzydłach, szybowiec gwałtownie „z wali się na nos” — zjawisko to nazywane jest przeciągnięciem statycznym szybowca. Na rysunku 11.11 pokazano przeciągnięcie statyczne dla dwóch szybowców o różnych biegunowych profilu. W przypadku biegunowej *a* profil charakteryzuje się gwałtownym spadkiem siły nośnej po przekroczeniu α_{kr} , (profile cienie z cienkimi noskami), szybowiec „przepada” gwałtownie — duża strata wysokości. W przypadku *b* po przekroczeniu α_{kr} , siła nośna spada łagodnie (profile grubsze z tępym nosem), szybowiec „przepada” łagodnie — mała strata wysokości. Oderwanie strug na grzbiecie profilu powoduje w locie przeciągniętym nieskuteczność lotek, które znajdują się w zawirowaniach, a więc i trudności z utrzymaniem równowagi poprzecznej szybowca.



Rys. 11.11. Przeciągnięcie statyczne szybowca

Korkociąg. Załóżmy, że szybowiec lecący z prędkością v na kącie natarcia α na skutek niesymetrycznego opływu przechyli się wokół osi podłużnej $x-x$. Najlepiej zjawisko to wyjaśnia rys. 11.12a,b. Jedno skrzydło przechyli się do dołu, a drugie do góry. Prędkość każdego skrzydła będzie teraz składała się z dwóch prędkości: prędkości lotu v i prędkości pionowej w , przy czym skrzydło idące do dołu ma prędkość w skierowaną do dołu, a skrzydło idące do góry ma prędkość w skierowaną do góry. Wypadkowe prędkości obu

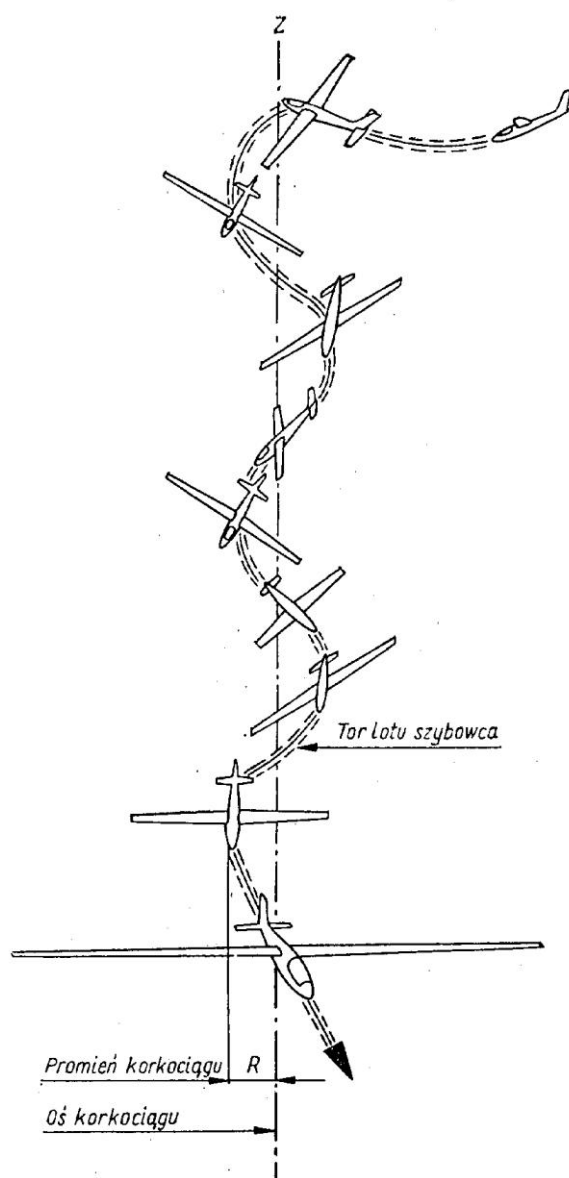
skrzydeł będą więc równe co do wartości, lecz o różnych kierunkach. Oznacza (o, że kąty natarcia obydwu skrzydeł są różne, a mianowicie kąt natarcia skrzydła idącego do dołu zwiększył się o wartość $\Delta\alpha$, a skrzydła idącego do góry zmalał $\Delta\alpha$ o samą wartość $\Delta\alpha$. A więc skrzydło idące w dół ma kąt natarcia $\alpha_d = \alpha + \Delta\alpha$, a skrzydło idące w górę $\alpha_g = \alpha - \Delta\alpha$. W zakresie podkrytycznych kątów natarcia (np. α_1 na rys. 11,12b) na skrzydle idącym w dół następuje przyrost c_z , a na idącym w górę — zmniejszenia c_z . Na skrzydle idącym w dół siła nośna wzrasta, a na przeciwnym maleje, powstaje więc moment o kierunku przeciwnym do pierwotnego przechylenia; moment ten przywraca skrzydło do pierwotnego położenia. Samo skrzydło — bez reakcji pilota — przeciwdziała zakłóceniu równowagi, czyli jest stateczne.



Rys. 11.12. Zmiana prędkości i kątów natarcia w korkociągu

Inaczej będzie jednak na kącie natarcia większym od krytycznego (α_2 na rys. 11.12b). Zwiększeniu kąta natarcia będzie towarzyszyło zmniejszenie c_z , a więc na skrzydle idącym w dół siła nośna zmaleje, a na idącym w górę wzrośnie. Powstanie więc moment zgodny z kierunkiem obrotu, który pogłębi jeszcze bardziej przechylenie szybowca. Skrzydło jest więc niestateczne. Pod wpływem działającego momentu szybowiec zacznie się obracać dookoła osi $x-x$; zjawisko takie nazywane jest autorotacją. Jednocześnie ze zmianą współczynnika siły nośnej c_z na obydwu skrzydłach zmieni się również współczynnik oporu c_x , a więc i siła

oporu P_x . Na skrzydle idącym do dołu (zwiększony kąt natarcia) c_x , jest większe niż na skrzydle przeciwnym. Powstające siły P_x dają moment odchylający szybowiec wokół osi pionowej w stronę przechylenia. Jeżeli szybowiec znajdując się na nadkrytycznym kącie natarcia dozna przechylenia, to wskutek opisanych wyżej zjawisk zacznie się obracać jednocześnie dokoła osi podłużnej i pionowej. Tak wytworzony złożony ruch szybowca nazywa się korkociągiem. Środek ciężkości szybowca porusza się samoczynnie po linii spiralnej skierowanej do dołu, a szybowiec obraca się dokoła osi pionowej, którą nazywa się osią korkociągu. Ruch ten przedstawiony jest na rys. 11.13.



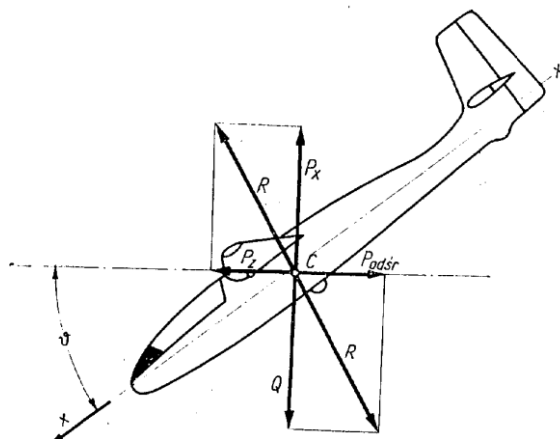
W czasie wykonywania ustalonego korkociągu na szybowiec działają następujące siły: siła nośna P_z , siła oporu P_x , siła ciężkości Q oraz siła odśrodkowa $P_{odśr}$, która powstaje w wyniku wirowania szybowca dokoła osi $z-z$, którą nazwalibyśmy osią korkociągu.

Rozkład wszystkich sił działających na szybowiec przedstawiono na rys. 11.14. Widać tu, że siła nośna P_z , równoważy się z siłą odśrodkową, a siła oporu P_x ; — z ciężarem szybowca Q .

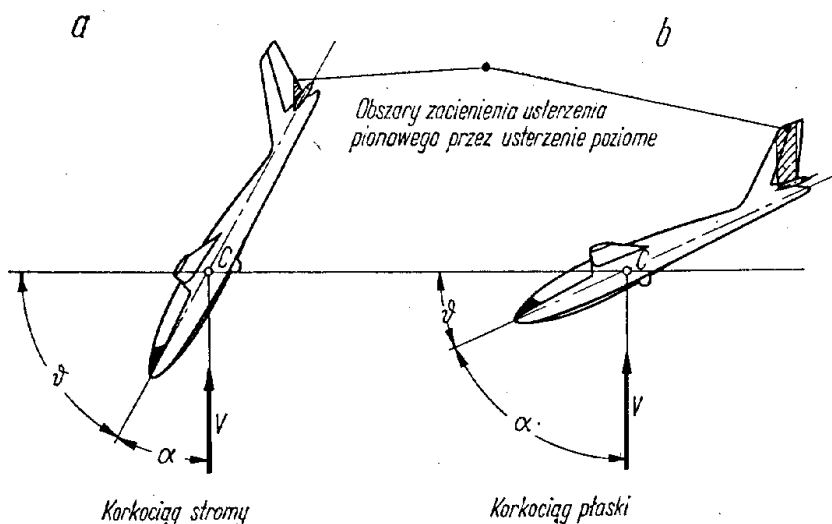
Korkociąg charakteryzuje się prędkością opadania większą od prędkości minimalnej; utrata wysokości w czasie jednej zвитki wynosi od kilkudziesięciu metrów — dla szybowców, do kilkuset — dla różnych typów samolotów. Rozróżnia się korkociąg stromy i płaski. Korkociąg stromy charakteryzuje się dużym kątem ϑ (rys. 11. 15) między osią kadłuba i ziemią, równym około 60° , podczas gdy w korkociągu płaskim kąt ten wynosi około 30° . Ponadto korkociąg stromy ma większy promień spirali R , większą prędkość opadania i mniejszą prędkość kątową wirowania niż korkociąg płaski. Kąty natarcia w korkociągu stromym są małe i wynoszą od 25 do 50° , w korkociągu płaskim natomiast są duże, od 50 do 80° . Charakter korkociągu zależy od stosunku prędkości kątowych wokół podłużnej i pionowej osi szybowca. Gdyby szybowiec obracał się tylko dokoła osi podłużnej, wówczas korkociąg byłby najbardziej stromy, a szybowiec z nosem opuszczonym robiłby beczki i na odwrót, gdyby szybowiec obracał się tylko wokół osi pionowej, korkociąg byłby najbardziej płaski. Jeżeli prędkość

kątowa wokół osi podłużnej równa jest prędkości kątowej wokół osi pionowej, to kąt

nachylenia kadłuba względem ziemi wynosi 45° . Korkociąg piaski jest niebezpieczniejszy od stromego. Ze względu na duże kąty natarcia, a więc i na oderwanie strug, występuje zmniejszenie efektywności usterzeń, ponadto usterzenie pionowe bardzo często znajduje się w cieniu aerodynamicznym usterzenia poziomego, co dodatkowo zmniejsza jego skuteczność (rys. 11.15). Mała efektywność sterów nie zawsze pozwala na szybkie wyprowadzenie z korkociągu płaskiego. Aby wyprowadzić szybowiec z korkociągu płaskiego pilot musi wyrzucić na stery duże siły, gdyż stery mają tendencję do utrzymywania się w położeniu sprzyjającym korkociągowi. W korkociągu stromym natomiast wystarczy najczęściej puścić stery, a szybowiec zaczyna sam z niego wychodzić.



Rys. 11.14. Rozkład sił w korkociągu



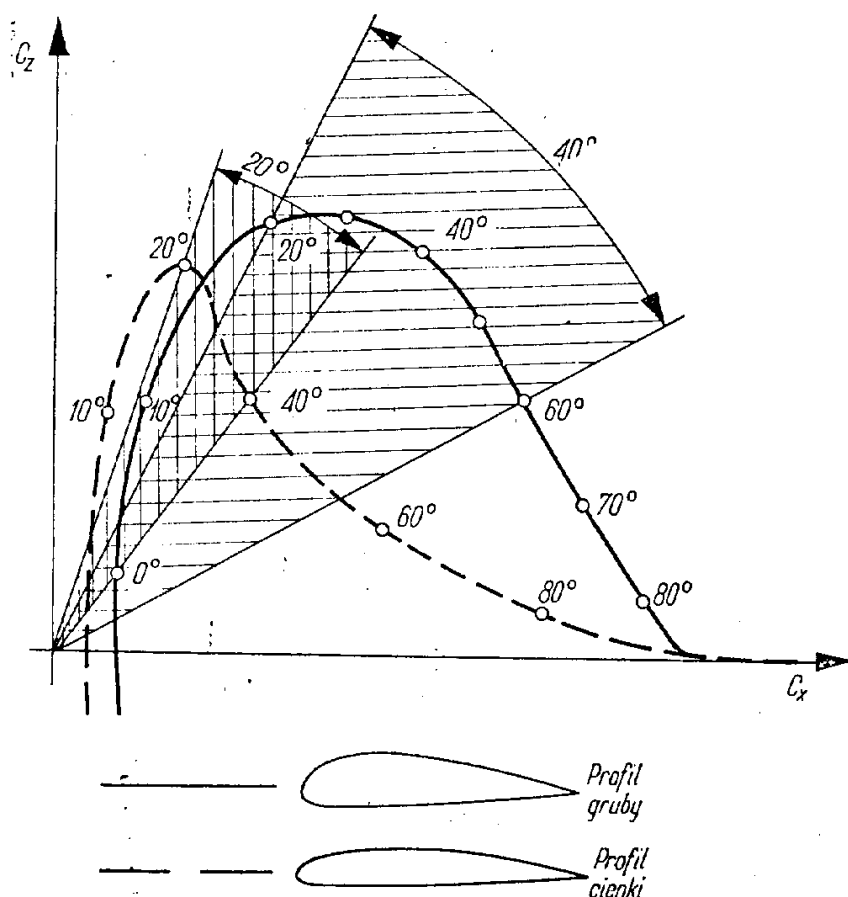
Rys. 11.15. Korkociąg stromy i piaski

Najważniejszymi czynnikami wpływającymi na charakter korkociągu i zachowanie się szybowca podczas wprowadzenia i wyprowadzenia z niego są:

- 1) rodzaj profilu i rozpiętość skrzydeł,
- 2) położenie środka ciężkości szybowca — wyważenie,

- 3) rozłożenie mas wzdłuż osi kadłuba,
- 4) wzajemne usytuowanie usterzenia wysokości i kierunku,
- 5) wychylenie sterów.

Rodzaj profilu i rozpiętość skrzydeł. Na rys. 11.16 przedstawiono biegunową dla profilu grubego z tępym noskiem i dla cienkiego z ostrym noskiem.

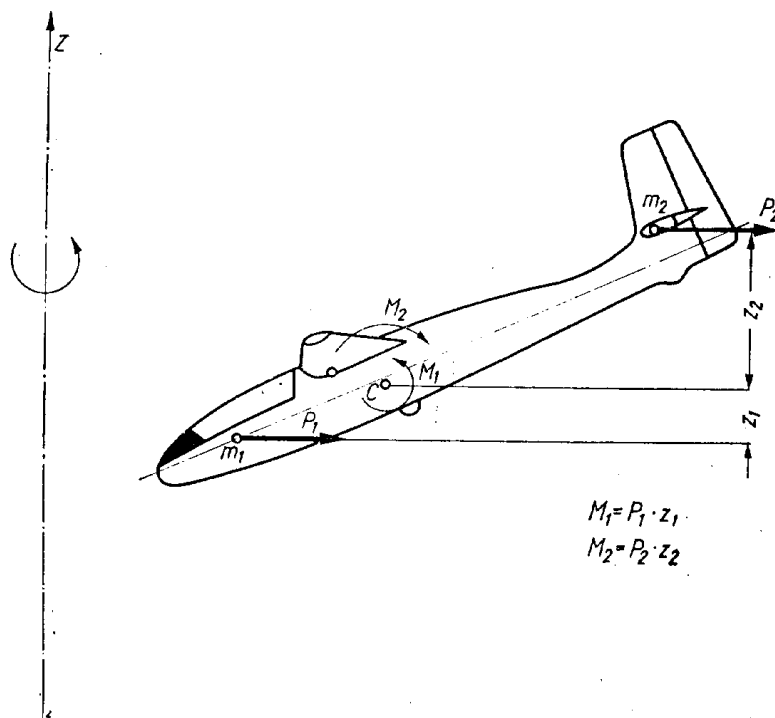


Rys. 11.16. Biegunowa profili o różnych grubościach

Dla profilu grubego współczynnik siły nośnej c_z w zakresie krytycznych kątów natarcia zmienia się bardzo łagodnie, natomiast dla profilu cienkiego c_z po przekroczeniu α_{kr} gwałtownie spada. Oznacza to, że skrzydło o grubym profilu wskutek małej różnicy sił nośnych na prawym i lewym skrzydle trudno wchodzi w korkociąg, lecz po wejściu ma tendencję do korkociągu płaskiego (mała prędkość kątowa dokoła osi podłużnej, a duża wokół osi pionowej), natomiast skrzydło o cienkim profilu łatwo wpada w korkociąg stromy (duża różnica współczynników c_z na obydwu płatach, czyli duża prędkość kątowa wokół osi podłużnej). Ponadto w przypadku szybowców o grubym profilu korkociąg jest możliwy w większym zakresie kątów natarcia ($\alpha = 25^\circ \div 60^\circ$) niż szybowców o profilu cienkim ($\alpha = 25^\circ \div 40^\circ$). Im większa jest rozpiętość skrzydeł szybowca, tym większa jest prędkość obrotu w korkociągu, gdyż daje większe różnice kątów natarcia (a więc różnice między c_z i c_x) na prawym i lewym skrzydle i sprzyja samoczynnemu obrotowi.

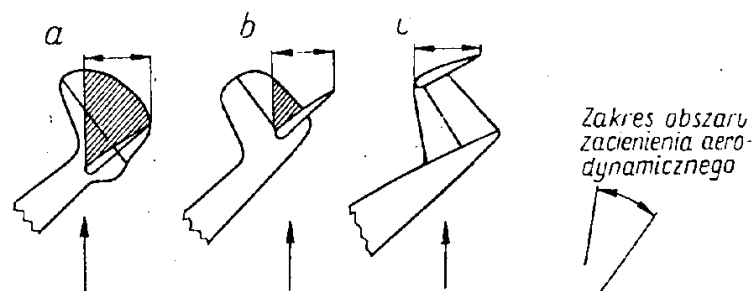
Położenie środka ciężkości ma duży wpływ przy wprowadzaniu i wyprowadzaniu szybowca z korkociągu, lecz nieznacznie wpływa na charakter korkociągu. Przy tylnym położeniu środka

ciężkości potrzebne są mniejsze wychylenia steru wysokości na siebie i łatwo można szybowiec wprowadzić w korkociąg. Natomiast wyprowadzenie z korkociągu jest znacznie trudniejsze niż szybowca z przednim położeniem środka ciężkości. Rozłożenie mas wzdłuż osi kadłuba, położonych za środkiem ciężkości, powoduje zmniejszenie kąta nachylenia kadłuba względem ziemi, czyli rozplaszczanie korkociągu. Wynika stąd to, że w czasie obrotu masy te dają siły odśrodkowe skierowane jak na rys. 11.17. Siła ta względem środka ciężkości szybowca daje moment zadzierający $M_2 = P_2 \cdot z_2$ który obraca szybowiec nosem do góry. Jedynie masy leżące przed środkiem ciężkości dają moment pochylający szybowiec, np. masa m_1 daje moment $M_1 = P_1 \cdot z_1$. Dlatego z punktu widzenia korkociągu korzystne jest umieszczenie pilota daleko z przodu szybowca, gdyż czyni to korkociąg stromym.



Rys. 11.17. Wpływ rozłożenia mas na kąt natarcia w korkociągu

Wzajemne usytuowanie usterzenia wysokości względem usterzenia kierunku wpływa przede wszystkim na skuteczność działania sterów. Na dużych kątach natarcia usterzenia opływane są od dołu i z boku pod dużymi kątami, występuje więc zacienienie usterzenia pionowego przez usterzenie poziome i kadłub, a więc zmniejszenie skuteczności działania usterzenia pionowego. W korkociągu płaskim zacienienie to obejmuje większy obszar steru kierunku niż w korkociągu stromym, a więc i efektywność steru kierunku jest mniejsza. Na rys. 11.18 pokazano, jakie usytuowanie wzajemne usterzeń jest korzystne z punktu widzenia skuteczności działania sterów.



Rys. 11.18. Zacielenie usterzeń w korkociągu

Wychylenie sterów. Ogólnie działanie wszystkich sterów w korkociągu pogarsza się wskutek opływu ich pod bardzo dużym kątem natarcia z dołu i z boku. W ustalonym korkociągu skuteczność sterów zmniejsza się wskutek mniejszej prędkości po torze i silnego obrotu szybowca oraz wzajemnego zacielenia. Efektywność działania całego usterzenia ogonowego w dużym stopniu zależy od charakteru korkociągu — co omówiono wyżej.

W prowadzenie i wyprowadzenie z korkociągu. Szybowiec można wprowadzać w korkociąg albo celowo, np. w celach szkoleniowych lub demonstracji, albo też, co często się zdarza, wskutek błędów pilotażowych. Wyprowadzenie z korkociągu natomiast może nastąpić tylko przez umiejętne manewrowanie sterami. Najbardziej niebezpieczny jest korkociąg na małej wysokości, dlatego należy zwrócić szczególną uwagę, aby każdy pilot latający samodzielnie umiał wyprowadzić szybowiec z korkociągu. Najczęstszym przypadkiem niecelowego wpadnięcia w korkociąg jest wykonywanie podciągniętego zakrętu z wyslizgiem (patrz p. 11.4). Zmniejszenie prędkości w zakręcie powoduje zwiększenie kąta natarcia powyżej krytycznego, oderwanie strug i zwalenie się szybowca w korkociąg w stronę zakrętu. Często także, podczas wykonywania ślizgu przy przejściu na nadkrytyczne kąty natarcia szybowiec wali się w korkociąg w stronę przeciwną do ślizgu. Te dwa przypadki są szczególnie niebezpieczne ze względu na małą wysokość lotu, na jakiej się wykonuje opisane manewry. Należy więc zwracać szczególną uwagę, aby zarówno zakręty, jak i ślizg nad ziemią wykonywać na zwiększonej prędkości. Celowe wprowadzenie w korkociąg może nastąpić z lotu prostoliniowego przez zmniejszenie prędkości lotu, przez stopniowe ściągnięcie drążka na siebie. Gdy prędkość dochodzi do prędkości minimalnej, należy energicznie dociągnąć drążek sterowy na siebie do oporu, wychylając jednocześnie pełny ster kierunku w stronę zamierzonego korkociągu. Szybowiec zwali się na skrzydło i zacznie obracać się w stronę wychylonego steru kierunku. Korkociąg poznaje się po opuszczonym nosie szybowca i dość szybkim wirowaniu dokoła osi pionowej. Wyprowadzenie z korkociągu należy rozpocząć przez wychylenie energiczne steru kierunku w stronę przeciwną do obrotu, co powoduje zaprzestanie wirowania szybowca; w ślad za tym należy wychylić drążek sterowy od siebie — szybowiec jeszcze bardziej opuści nos, przejdzie na mniejsze kąty natarcia i wyjdzie z korkociągu. Gdy szybowiec przestanie się obracać, należy wyrównać stery do neutrum. Lotki powinny być zazwyczaj w położeniu neutralnym. Podczas wyprowadzania nie należy za wcześnie wychylać steru wysokości, gdyż wychylenie go w dół zwiększa zacielenie steru kierunku, a więc zmniejsza jego skuteczność.

Niektóre szybowce mają tendencje do przechodzenia z korkociągu stromego w płaski, co łatwo można poznać po zmniejszeniu kąta nachylenia kadłuba do ziemi, zmniejszeniu szybkości (charakterystyczna cisza w szybowcu), dużej prędkości wirowania i małych, prawie nieodczuwalnych siłach na sterach. W takim przypadku należy doprowadzić szybowiec z powrotem do położenia stromego przez wychylenie lotek w stronę korkociągu, a następnie wyprowadzać tak jak z korkociągu stromego. Należy zawsze pamiętać, aby nie dopuszczać do korkociągu nisko nad ziemią.”

