

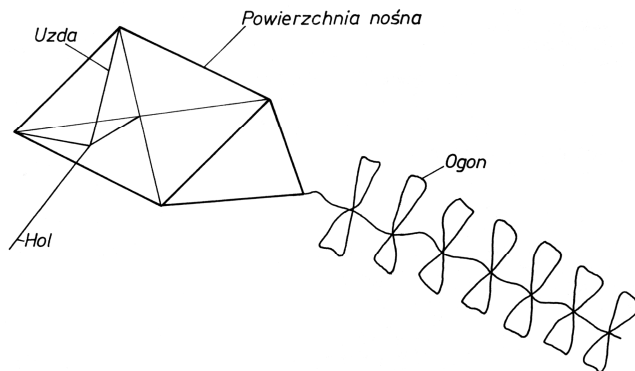
ZASADY LOTU MODELI

Stanisław KUBIT

Modele budowane przez młodzików i juniorów młodszych można podzielić na następujące kategorie: modele latawców, modele balonów na ogrzane powietrze, modele swobodnie latające szybowców, modele swobodnie latające z napędem, modele latające na uwięzi, modele zdalnie sterowane oraz modele raket. Każda z wymienionych grup posiada charakterystyczne cechy wyróżniające ją spośród pozostałych. Przed przystąpieniem do budowy modeli warto zapoznać się z podstawowymi prawami i zasadami określającymi loty modeli. Pozwoli to na lepsze zrozumienie zachowania się modelu w danej fazie jego lotu, dokonanie właściwej regulacji i oblatania i stworzy lepsze perspektywy osiągnięcia sukcesu w zawodach.

1. Latawce

Latawce znane już od starożytnych czasów są rozpowszechnione na całym świecie, zwłaszcza w Chinach i Japonii, gdzie w czasie latawcowych zawodów dorośli i młodzież wypuszczają w przestworza tysiące różnobarwnych latawców o fantastycznych nieraz kształtach. Również u nas każdej jesieni są rozgrywane Ogólnopolski Festiwal Latawcowy czyli „Święto Latawca Społem PSS”, mistrzostwa poszczególnych aeroklubów i stowarzyszeń a także Mistrzostwa Polski, w których mogą startować młodzicy w wieku do 14 – lat. Latawce dzielą się na latawce płaskie i skrzynkowe.

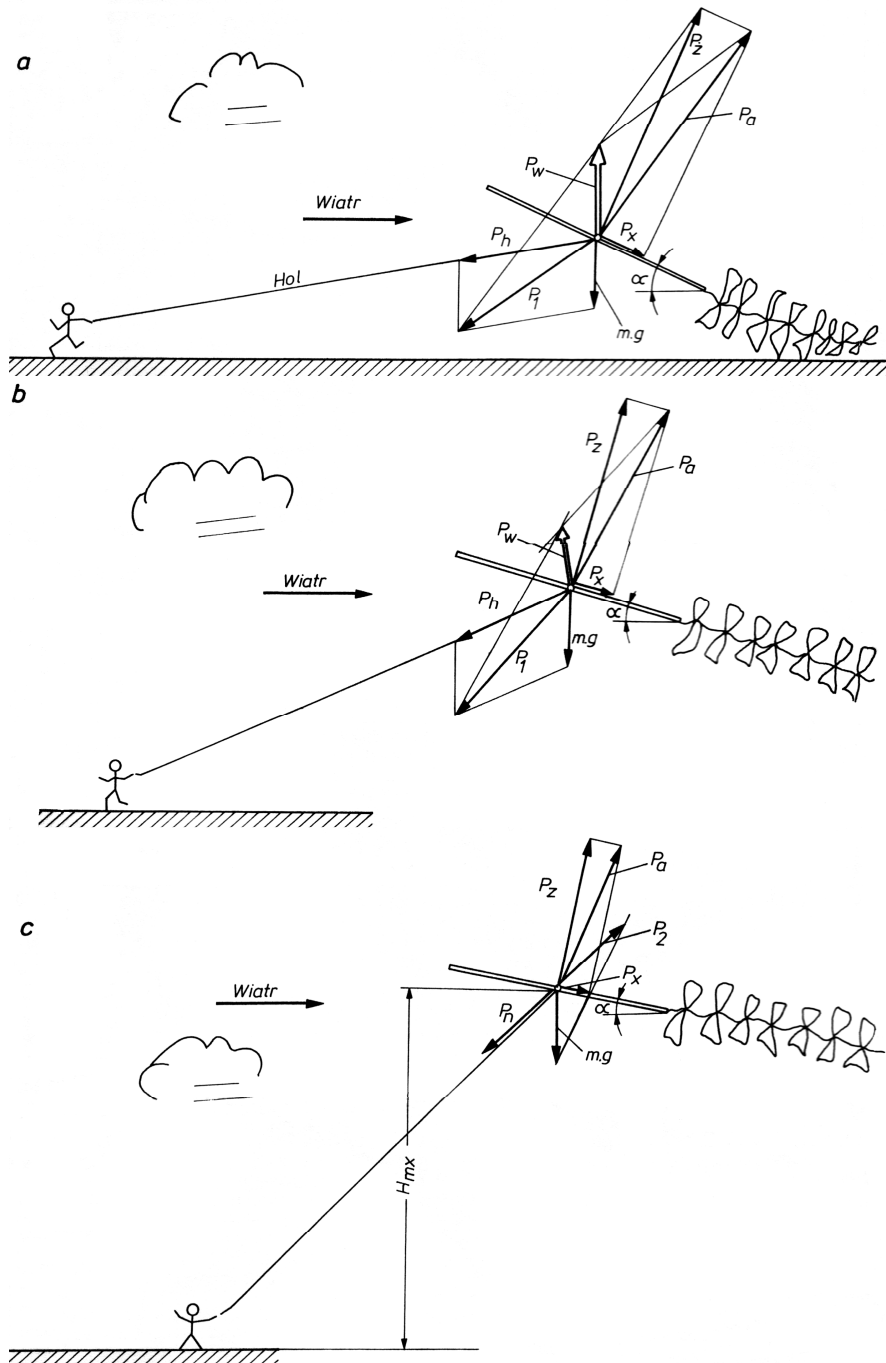


Rys. 1. Latawiec płaski

Latawce płaskie mają tylko jedną powierzchnię nośną i ustatecznienie w postaci ogona, latawce skrzynkowe mogą mieć więcej powierzchni nośnych, lecz nie wolno w nich stosować ogonów. Zasadę lotu latawca można wyjaśnić na przykładzie latawca płaskiego (rys. 1) składającego się z powierzchni nośnej (oklejonej jednostronnie, od dołu papierem lub płótnem), uzdy i ogona. Dla uproszczenia rozważań można przyjąć, że hol jest przymocowany w środku latawca, czyli w miejscu powstawania siły aerodynamicznej (w środku parcia). Po wypuszczeniu latawca działają na niego siły (rys.2):

- nośna P_z , prostopadłą do powierzchni latawca,
- oporu P_x , równoległą do powierzchni latawca,
- ciężaru, równa „ $m g$ ”, gdzie m -masa latawca, g -przyśpieszenie ziemskie

- siłą P_h , z jaką biegnący modelarz oddziałuje na latawiec poprzez hol
 Siły aerodynamiczne P_z i P_x powstałe w wyniku oddziaływania strug powietrza na płaszczyznę latawca zależą od prędkości opływu, powierzchni latawca, gęstości powietrza a także kształtu latawca i jakości jego powierzchni. Wypadkową sił P_z i P_x będzie siła aerodynamiczna P_a , natomiast wypadkową sił P_h i mg - siła P_1 . Po złożeniu sił P_a i P_1



Rys. 2. Siły działające na latawiec w różnych fazach jego lotu
 a - start latawca
 b - lot wznoszący
 c - lot na maksymalnym pułapie

otrzymamy wypadkową siłę P_w wszystkich sił działających na latawiec w locie. Po starcie (rys.2a) siła wypadkowa będzie powodowała szybkie wznoszenie latawca (latawiec będzie przemieszczał się w kierunku działania siły wypadkowej). Dokładnie rzecz biorąc siła wypadkowa będzie wówczas równoważona przez siłę bezwładności

zależną od masy latawca i działającego na niego przyspieszenia (dla jasności na rysunku nie uwzględniono tej siły).

W miarę jak latawiec osiąga coraz większą wysokość maleje kąt natarcia płaszczyzny latawca i maleją również siły aerodynamiczne. W dalszym ciągu siła wypadkowa P_w skierowana jest do góry, nieco do przodu i latawiec wznosi się na coraz większą wysokość. Wartość maksymalną (pułap H_{mx}) latawiec osiągnie wówczas, gdy wartość siły wypadkowej P_w , będzie równa zero. (rys. 2c.). Siła $P_2 = P_z + P_x + m \cdot g$ będzie równoważona przez siłę P_n , z jaką modelarz musi utrzymywać hol, aby latawiec nie „wymknął” się z ręki. Zmiany kierunku wiatry, jego prędkości, a także podmuchy termiczne będą powodowały również zmiany kierunku i zwrotu siły P_2 . Latawiec będzie więc zmieniał nieco położenie w powietrzu, ale zawsze tak, aby kierunek działania siły P_2 był zgodny z kierunkiem holu.

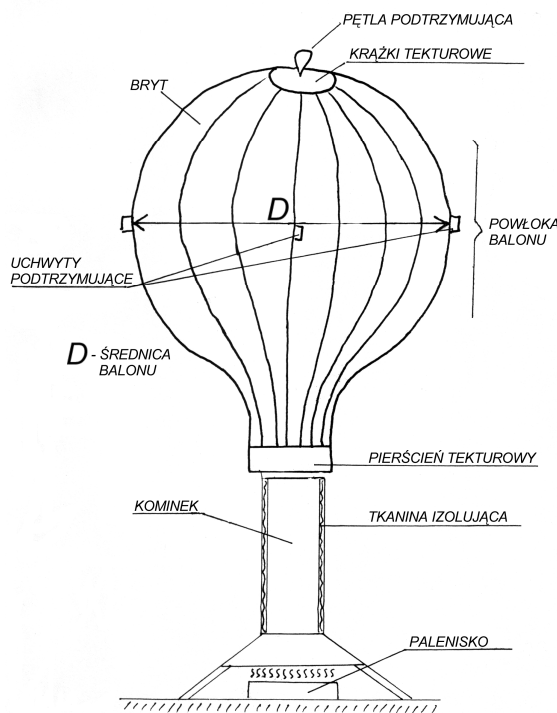
4.2. Balony na ogrzane powietrze

Zasada lotu balonu opiera się na prawie Archimedesesa, które głosi, że każde ciało zanurzone w cieczy traci pozornie tyle na ciężarze, ile waży ciecz przez nie wyparta. Prawo to obowiązuje również wszystkie ciała zanurzone w gazach i można je sformułować następująco: na ciało zanurzone w gazie działa siła skierowana ku górze, równa masie gazu wypartego przez dane ciało pomniejszonemu o masę ciała. Siła ta (siła nośna) zależy od rodzaju gazu wypełniającego powłokę balonu i od objętości tej powłoki. Im gaz jest lżejszy od powietrza, tym większa będzie siła nośna. Modele balonów na ogrzane powietrze klasy FB (tylko takie mogą startować w zawodach modelarskich w Polsce), to modele lżejsze od powietrza, bez napędu, uzyskujące swoją wyporność wyłącznie na skutek ogrzewania powietrza wewnątrz jego powłoki. W powłoce balonu nie może się znajdować inny gaz poza powietrzem i normalnymi produktami spalania paliwa niezbędnego do podgrzania balonu. Powietrze w powłoce balonu ogrzewane jest paleniskiem przed startem balonu. W modelach balonów nie wolno umieszczać jakiegokolwiek źródła ciepła. Model balonu składa się ze sklejonych z sobą brytów (rys. 3) tworzących jego powłokę.

Od góry połączenie brytów stanowią dwa kartonowe lub tekturowe krążki, pomiędzy którymi wklejone jest zakończenie pętli służącej do podtrzymywania balonu podczas jego napełniania. Od dołu bryty mogą być zakończone wzmacniającym tekturowym pierścieniem, zabezpieczającym dodatkowo delikatną bibułkę powłoki przed zapaleniem w trakcie napełniania. Czasami zamiast kartonowego pierścienia stosuje się nitkę luźno wklejoną pomiędzy zagięte i sklejone zakończenia brytów. Balon posiada wówczas mniejszą masę a dodatkowo w chwili startu zawodnik ściąga i zawiązuje końce nitek, co podczas lotu balonu, szczególnie w burzliwych warunkach, uniemożliwia ucieczkę ciepłego powietrza z wnętrza balonu na zewnątrz. Na „równiku” balonu powinny być naklejone małe uchwyty z taśmy samoprzylepnej służące do przytrzymywania i rozciągania powłoki w trakcie napełniania. Do napełniania balonu gorącym powietrzem stosuje się podgrzewacze składające się z paleniska oraz z kominka wprowadzającego podgrzane powietrze do wnętrza balonu. Rolę paleniska może pełnić zwykła patelnia wypełniona tamponami waty oblanymi palącym się denaturatem lub palnik gazowy z możliwością regulacji przepływu gazu propan-butan z butli do palnika. Zgodnie z aktualnie obowiązującym regulaminem

modele balonów mogą być wykonane jedynie z prasowanej bibułki i posiadać następujące maksymalne wymiary: długość brytu 260 cm, obwód na „równiku” 470 cm a średnica 150cm.

Corocznie, wiosną rozgrywane są na wielu lotniskach w Polsce mistrzostwa klubów modelarskich i aeroklubów regionalnych. Najlepsi zawodnicy tych zawodów udają się na Mistrzostwa Polski dla młodzików, które ogłasza i współorganizuje Aeroklub Polski. Wiosenne terminy rozgrywania zawodów modeli balonów wynikają z zasady ich lotu. Na wiosnę są jeszcze niskie temperatury otaczającego powietrza. Wyporność modelu balonu na ogrzane powietrze zależy od różnicy temperatur powietrza wewnątrz balonu i powietrza na zewnątrz. Im mniejsza jest temperatura powietrza otaczającego, tym większą można uzyskać wyporność balonu na skutek podgrzania powietrza w jego powłoce. Powietrze to będzie się również dłużej oziębiać, a więc czas lotu balonu będzie dłuższy. Trzeba jednak tak wybierać miejsca startu balonów aby prawdopodobieństwo wylądowania balonu przed poruszającymi się pojazdami po drogach i autostradach było minimalne, gdyż można spowodować całkiem nieświadomie wypadek komunikacyjny, gdy balon wylądaje np. na szybie jadącego pojazdu.

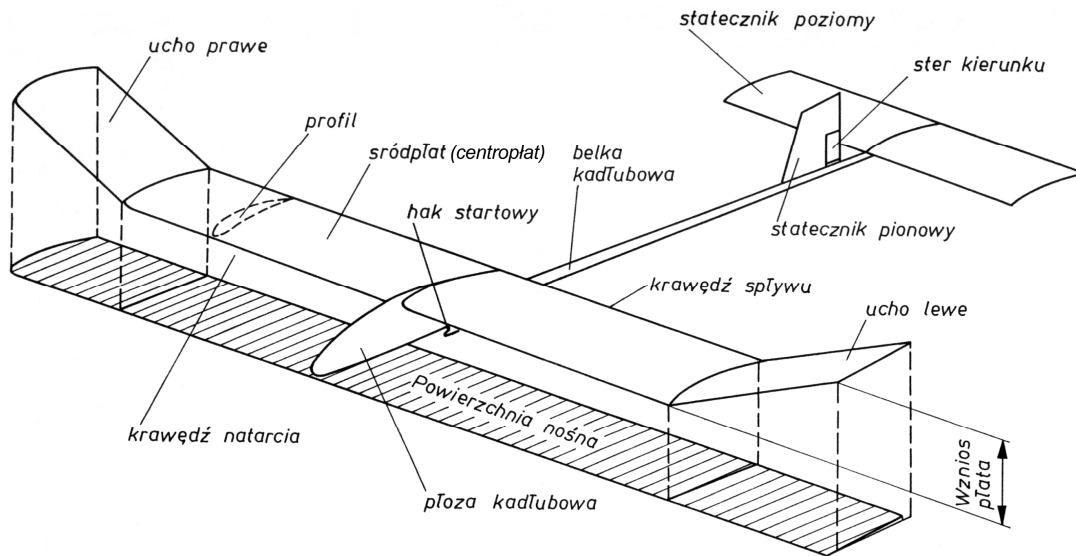


Rys.3 Balon na ogrzane powietrze

3. Zasada lotu szybowca

Opisane w tym rozdziale zasady i zjawiska odnoszą się nie tylko do modeli szybowców, ale także do modeli innych kategorii. Każdy bowiem model latający część swego lotu wykonuje w sposób szybowy. Modele swobodnie latające z napędem po zakończeniu pracy silnika szybują i ich własności w tej fazie lotu są bardzo istotne dla osiągnięcia dobrego wyniku. Nawet modele na uwięzi tuż przed lądowaniem szybują często z niepracującym już silnikiem.

Model szybowca (rys. 4) składa się z kadłuba, płata (skrzydła), statecznika poziomego i pionowego.



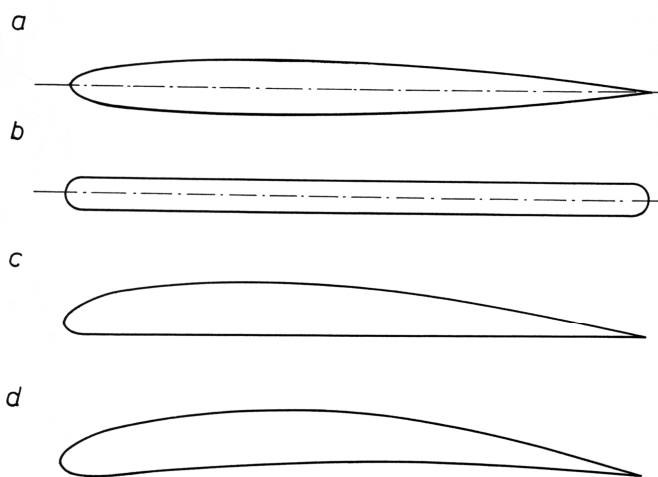
Rys. 4. Model szybowca

Zadaniem kadłuba jest połączenie wszystkich elementów modelu oraz ustalenie ich wzajemnego położenia. Kadłub składa się z płozy oraz belki. Płozą zawiera obciążenie modelu (balast), hak startowy a w bardziej skomplikowanych modelach – również większość elementów mechaniki modelu (wyłącznik czasowy, hak dynamiczny i łączniki płata). Płatek modelu składa się przeważnie z centroplata (śródpłata) oraz uszu. W niektórych rozwiązaniach (z tak zwanym pojedynczym wzniosem) uszy nie są wyodrębnione.

Głównym zadaniem płata jest wytworzenie siły nośnej, umożliwiającej wykonywanie lotu (wznoszącego na holu lub ślizgowego w locie swobodnym).

Stateczniki, pionowy i poziomy, usuwają skutki oddziaływania na model różnego rodzaju zakłóceń. Model wytrącony ze statecznego, spokojnego, lotu podmuchem termicznym lub uderzeniem wiatru powraca do stanu równowagi na skutek działania stateczników oraz wzniosu skrzydła.

Własności lotne modelu zależą w dużej mierze od kształtu przekroju poprzecznego skrzydła (w pewnym stopniu również i statecznika poziomego) czyli tzw. profilu. Na rys.5 pokazano podstawowe kształty profili spotykane w modelach latających.



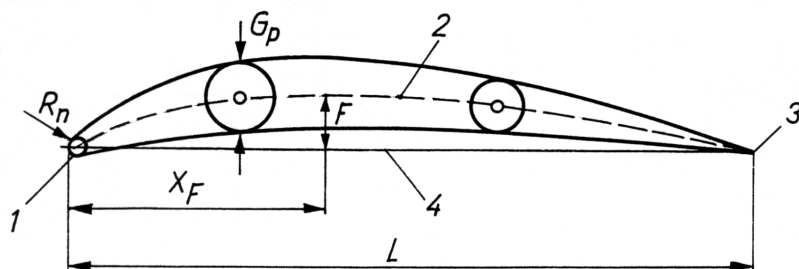
Rys. 5 Podstawowe kształty profili
 a – symetryczny
 b – symetryczny typu „płaska płytką”
 c – płasko – wypukły
 d – wklęsło – wypukły

Profile płasko i wklęsło wypukłe stosuje się w skrzydłach i statecznikach poziomych, profile symetryczne oraz typu płaska płytką – w statecznikach poziomych i pionowych.

Własności profilu modelarskiego (i tym samym skrzydła wyposażonego w taki profil) zależą w dużym stopniu od jego podstawowych parametrów geometrycznych.

Geometrię każdego profilu (rys. 6) określa się:

- długością jego cięciwy L [mm],
- maksymalnym ugięciem linii szkieletowej F [mm] i f [%],
- odległością maksymalnego ugięcia X_F [mm] i x_F [%] linii szkieletowej od krawędzi natarcia,
- maksymalną grubością profilu G_P [mm], g_P [%],
- promieniem krawędzi natarcia R_n [mm], r_n [%].



Rys.4.6. Podstawowe elementy profilu
 1 – krawędź natarcia
 2 – linia szkieletowa
 3 – krawędź spływu
 4 – cięciwa

Cięciwa profilu L określona jest najczęściej jako odcinek prostej przechodzącej przez koniec profilu i stycznej do jego dolnego obrysu, ograniczona z jednej strony krawędzią spływu, a z drugiej – punktem przecięcia z prostą prostopadłą do niej i styczną do krawędzi natarcia.

Linia szkieletowa, nazywana także linią środkową, jest przeważnie określana jako miejsce geometryczne środków kół wpisanych w profil.

Miarą krzywizny profilu jest maksymalne ugięcie linii szkieletowej wyrażone w procentach długości cięciwy:

$$f = F/L \cdot 100\%$$

Charakter opływu zależy w dużym stopniu od odległości punktu maksymalnego ugięcia linii szkieletowej od krawędzi natarcia:

$$x_F = X_F/L \cdot 100\%$$

Maksymalna grubość profilu określona jest maksymalną średnicą okręgu wpisanego w profil:

$$g_p = G_p / L \cdot 100\%$$

W niektórych profilach potrzebne jest dokładne zachowanie promienia krawędzi natarcia:

$r_n = R_n / L \cdot 100\%$, przy czym R_n jest promieniem okręgu wpisanego stycznie do górnego i dolnego obrysu profilu. Część obwodu tego okręgu jest krawędzią natarcia.

Identyfikację profili umożliwia ich indywidualne oznaczenie, będące najczęściej połączeniem symbolu literowego z liczbowym.

Symbol literowy może oznaczać pełną nazwę instytutu badawczego, skrót nazwy instytutu, nazwisko konstruktora lub jego inicjały. Symbol liczbowy określa kolejny numer profilu lub parametry jego charakterystyki geometrycznej. Przykładem może być znany profil NACA 6409. Z oznaczenia literowego profilu wynika, że został on opracowany przez amerykański instytut badawczy NACA; oznaczenie cyfrowe informuje, że maksymalne ugięcie linii szkieletowej f wynosi 6% (pierwsza cyfra oznaczenia), znajduje się w odległości $x_F = 40\%$ od krawędzi natarcia (dwie kolejne cyfry) a maksymalna grubość profilu wynosi $g_p = 9\%$

Obrys profilu składa się z dwóch linii krzywych: górnej zwanej grzbietem i dolnej nazywanej spodem profilu.

Przebieg obydwu linii określony jest wartościami współrzędnych, podanych w formie tabeli (zestawienia). Dla danych wartości odciętych x podane są rzędne grzbietu profilu y_g i spodu y_d (tabela 1).

x	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	100
y_g	1,2	2,8	3,5	4,6	5,4	6,0	7,0	7,7	8,6	8,8	8,4	7,5	6,2	4,5	2,5	0
y_d	1,2	0,4	0,2	0	0	0,1	0,5	0,9	1,7	2,4	2,8	3,0	2,8	2,2	1,2	0

Tabela 1. Współrzędne profilu G-495 dla $L = 100$ mm

Podane w tabeli współrzędne umożliwiają bez przeliczania wykreślić profil dla cięciwy 100 mm. Aby wykreślić profil dla innej wartości cięciwy (np. 150 mm) należy każdą wartość podaną w tablicy pomnożyć przez współczynnik $1,5 = 150/100$.

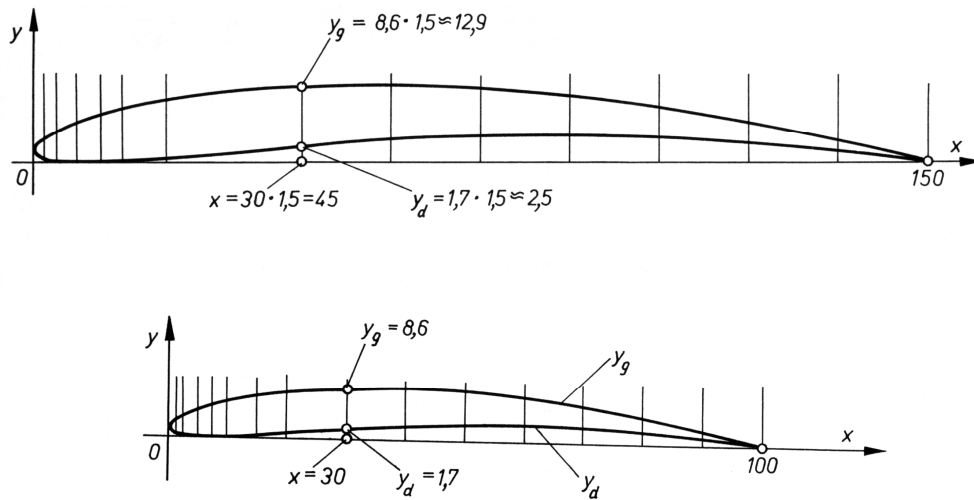
Otrzymane z przeliczenia wartości współrzędnych można wpisać do nowej tablicy (tabela. 2)

x	0	1,87	3,75	7,5	11,25	15	22,5	30	45	60	75	90	105	120	135	150
y_g	1,8	4,2	5,3	6,9	8,1	9,0	10,5	11,5	12,9	13,2	12,6	11,2	9,3	6,7	3,7	0
y_d	1,8	0,6	0,3	0	0	0,1	0,7	1,3	2,5	3,6	4,2	4,5	4,2	3,3	1,8	0

Tabela 2. Współrzędne profilu G-495 dla $L = 150$ mm.

Następnie obliczone wartości należy nanieść na papier milimetrowy i połączyć (przy pomocy krzywików) punkty wyznaczające grzbiet i spód profilu.

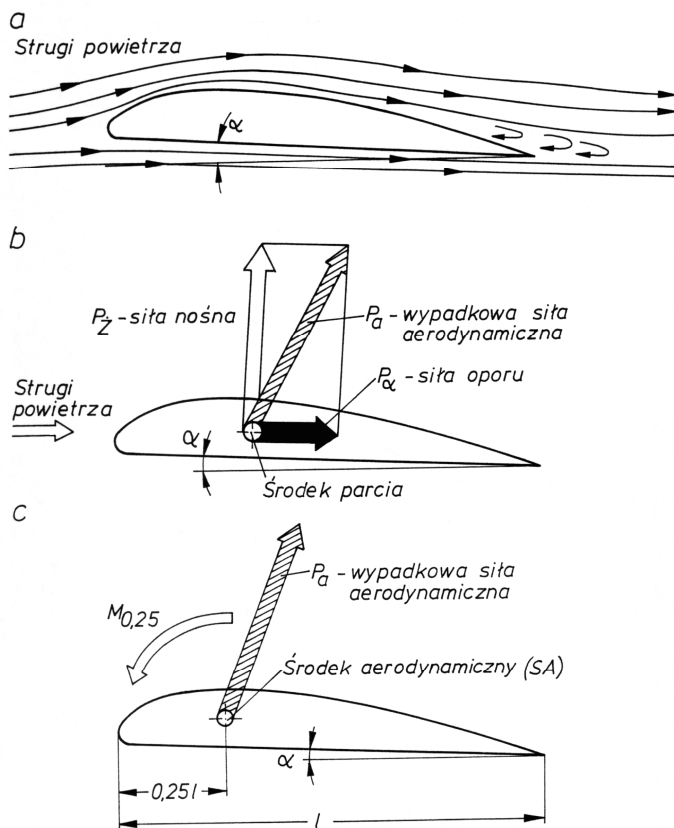
Mając wykreślony profil płata (rys. 7) można wrysować w nim krawędzie natarcia i spływu i w ten sposób otrzymać rysunek żeberka skrzydła lub statecznika.



Rys. 4.7. Profil G-495 dla cięciwy 100 mm oraz 150 mm.

Warto wiedzieć, że obecnie w celu przeliczenia i wykreślenia odpowiedniego profilu można skorzystać z różnego rodzaju programów komputerowych dostępnych na rynku.

Jak już poprzednio powiedziano na skrzydłach modelu powstaje siła nośna, która utrzymuje model w powietrzu. Zjawisko powstawania tej siły można wyjaśnić rozpatrując układ strug powietrza opływających profil płata (rys.8).



Rys. 8 Siły i momenty aerodynamiczne na płacie nośnym

a – układ strug opływających profil
 b – rozkład sił
 c – równoważny układ siły i momentu aerodynamicznego

Strugi opływające grzbiet profilu poruszają się z większą prędkością niż strugi opływające spód, co zgodnie z prawem Bernouillego – powoduje powstanie różnicy ciśnień między górną i dolną częścią płata. Różnica ta działając na powierzchnię płata

wytwarza wypadkową siłę aerodynamiczną, P_a . Siła ta, działająca w tzw. środku parcia, rozkłada się na siłę nośną P_z i siłę oporu P_x .

Wartości tych sił można wyznaczyć z zależności:

$$P_z = C_z \cdot \rho \cdot v^2 / 2 \cdot S \text{ [N]} \quad P_x = C_x \cdot \rho \cdot v^2 / 2 \cdot S \text{ [N]}$$

gdzie:

S – powierzchnia nośna płata $[\text{m}^2]$

V – prędkość opływu strug $[\text{m/s}]$

ρ – gęstość powietrza $[\text{kg/m}^3]$

C_z, C_x – współczynniki aerodynamiczne wyporu i oporu

Wartości współczynników C_z, C_x , charakteryzujące dany profil, zależą od kąta natarcia α , pod którym ustawione jest skrzydło względem kierunku ruchu, a także od tzw. liczby Reynoldsa, którą określa wzór:

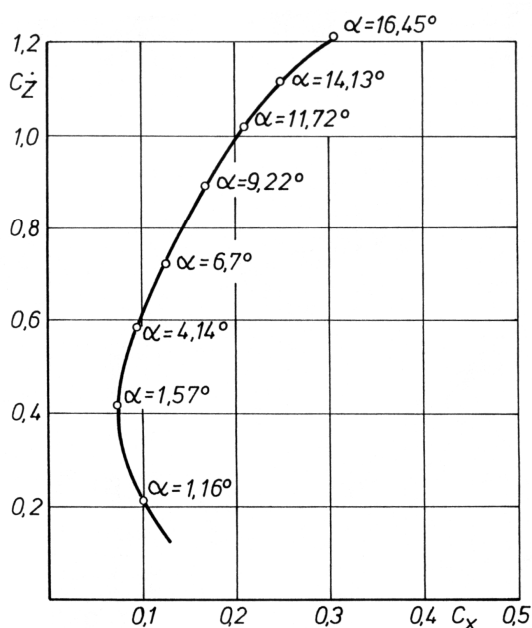
$$Re = 70 \cdot v \cdot L$$

gdzie:

v – prędkość opływu $[\text{m/s}]$

L = cięciwa skrzydła $[\text{mm}]$

Bardzo często współczynniki C_z i C_x przedstawione są na jednym wykresie, noszącym nazwę biegunowej (rys 9.).



Rys. 9

Biegunowa profilu MVA – 123 ($Re = 75\ 000$)

Znając biegunowe profili zastosowanych w modelu, można wyznaczyć biegunowe skrzydła i statecznika poziomego, a następnie biegunową całego modelu, która umożliwi orientacyjne określenie własności lotnych.

Wypadkowa siłą aerodynamiczną powoduje powstanie momentu skręcającego skrzydło. Stwierdzono, że moment ten jest prawie stały względem tzw. środka aerodynamicznego, który dla większości profili leży w odległości 25% cięciwy płata.

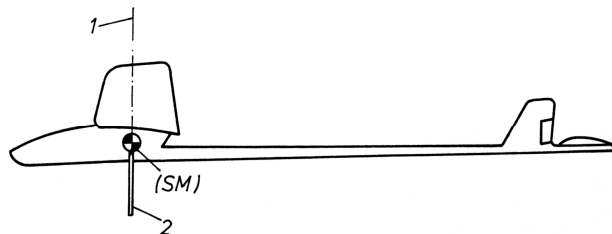
Siłę aerodynamiczną przyłożoną w środku parcia, który przy zmianach kąta natarcia w dość istotny sposób zmienia swoje położenie, można zastąpić taką samą siłą przyłożoną w środku aerodynamicznym oraz dodatkowym momentem $M_{0,25}$ skręcającym skrzydło względem tego środka (rys.8.c). Dla przeanalizowania lotu modelu niezbędne jest jeszcze określenie środka masy, czyli punktu, w którym jest przyłożona siła ciężkości. Model latający jest ciałem swobodnie poruszającym się w powietrzu i jego środek masy jest równocześnie środkiem obrotu modelu, jeżeli zadziała nań dowolny moment lub siła, której kierunek nie przechodzi przez środek masy.

W modelach latających środek masy znajduje się na kadłubie, nieco poniżej skrzydła, w odległości 30–60% od jego krawędzi natarcia. Praktycznie wystarczy znać położenie linii pionowej, na której leży środek masy.

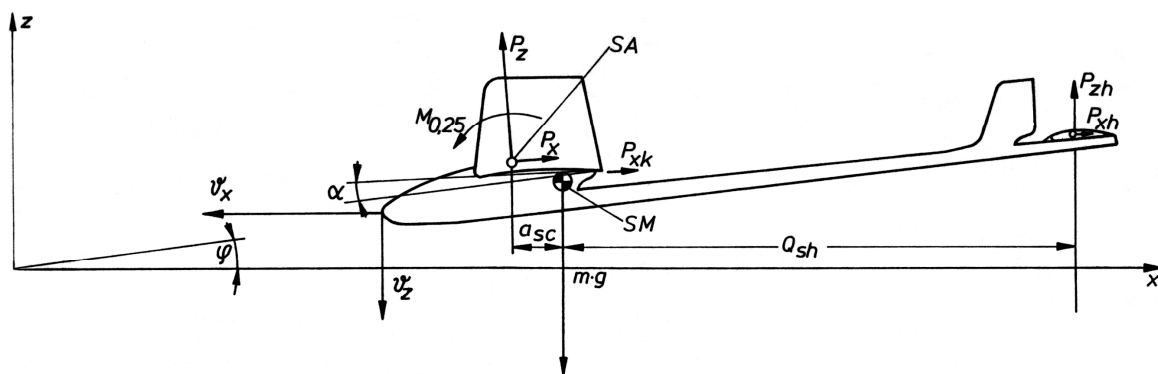
Środek masy można prosto wyznaczyć podpierając całkowicie zmontowany model dwiema cienkimi listewkami (rys.10). Środek masy wyznacza linia pionowa przecinająca prostą przechodzącą przez punkty podparcia w chwili równowagi modelu.

Rys. 10 Sposób wyznaczania środka masy

- 1 – oś środka masy
- 2 – listewki podtrzymujące



Rozkład najważniejszych sił i momentów działających na model w locie ślizgowym pokazano na rys.11. Oprócz siły nośnej P_z i siły oporu P_x , powstałych na skrzydle modelu, uwzględniono moment skręcający skrzydło $M_{0,25}$, siłę ciężkości modelu $m \cdot g$, siłę oporu kadłuba i statecznika pionowego P_{xk} oraz siłę nośną P_{zh} i siłę oporu P_{xh} statecznika poziomego. Skrzydło modelu jest ustawione pod kątem α względem strug nań napływających, kąt natarcia statecznika poziomego jest znacznie mniejszy, niekiedy równy zero.



Rys. 4.11. Rozkład sił i momentów działających na model w locie ślizgowym

Przy właściwie dobranej geometrii modelu oraz poprawnym umieszczeniu środka – pod wpływem momentów i sił działających na model, wykonuje on stateczny lot ślizgowy z ciągłą utratą wysokości i ze stałymi prędkościami – poziomą i pionową.

W takim locie suma wszystkich sił działających na model jest równa zero, podobnie jak wypadkowy moment liczony względem środka masy.

O jakości lotu modelu szybowca swobodnie latającego świadczy jego prędkość opadania, którą wyznacza się z zależności:

$$V_z = 4 \sqrt{\frac{Q}{S_c}} \cdot \frac{C_{xm}}{C_{zm}^{3/2}} \text{ [m/s]} \quad -$$

gdzie:

Q – siła ciężkości modelu [N]; $Q = m \cdot g$

S_c – całkowita powierzchnia nośna modelu [m^2]

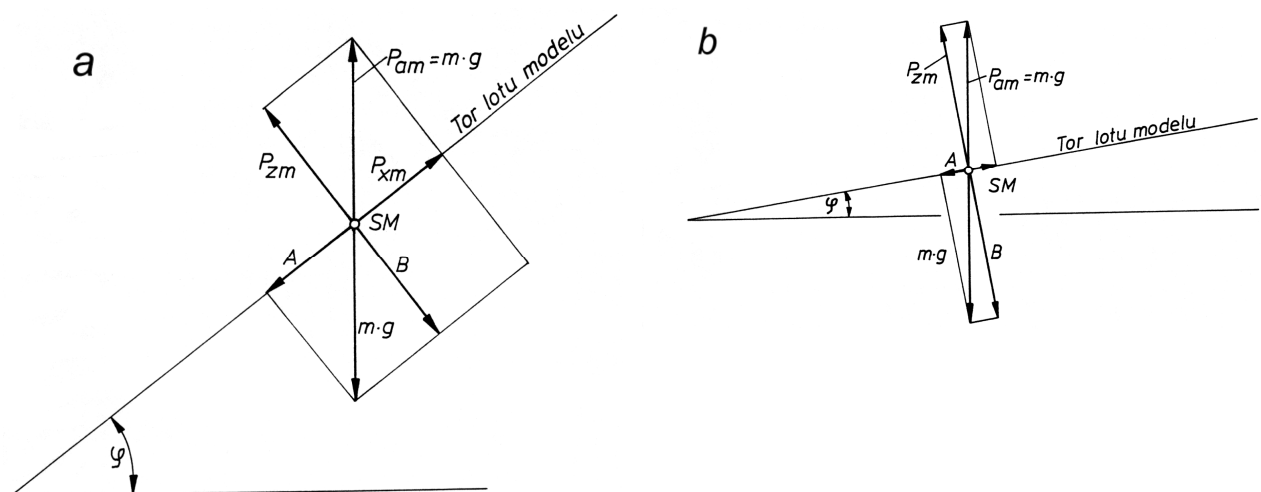
C_{zm}, C_{xm} - współczynniki aerodynamiczne wyporu i oporu całego modelu (odczytane np. z biegunowej modelu).

Ze wzoru wynika, że własności lotne modelu zależą od jego masy, powierzchni nośnej, a także współczynników aerodynamicznych.

Minimalną masę modelu oraz zakres dopuszczalnej powierzchni nośnej określają warunki techniczne danej klasy modeli. Tak więc konstruktor modelu chcąc uzyskać jego dobre własności lotne musi główną uwagę poświęcić rozwiązaniom aerodynamicznym, zapewniającym uzyskanie najlepszej relacji pomiędzy współczynnikami aerodynamicznymi. Wpływ sił aerodynamicznych zależnych od współczynników C_{zm}, C_{xm} na tor lotu modelu pokazano na rys. 12. Dla uproszczenia rozważań pominięto momenty skręcające skrzydła i statecznika, a siły wypadkowe nośną P_{zm} i oporu P_{xm} – przyłożono w środku masy.

$P_{zm} = P_z + P_{zh}$ gdzie P_z – siła nośna skrzydła, P_{zh} – siła nośna statecznika poziomego

$P_{xm} = P_x + P_{xh}$ gdzie P_x – siła oporu skrzydła, P_{xh} – siła oporu statecznika poziomego



Rys. 12 Tory lotu modeli szybowców

a – o słabych własnościach lotnych

b - o dobrych własnościach lotnych

W ustalonym locie ślizgowym siły P_{zm} i P_{xm} są równoważone składowe A i B siły ciężkości modelu $m \cdot g$, lub inaczej: wypadkowa siła aerodynamiczna P_{am} jest równa sile ciężkości. Gdy siła nośna modelu jest mała, a siłą oporu duża (rys.12.a) model ma słabe własności lotne. Równowaga sił działających na model może nastąpić jedynie przy dużym kącie lotu. Model będzie szybko opadał i nie osiągnie długiego czasu lotu.

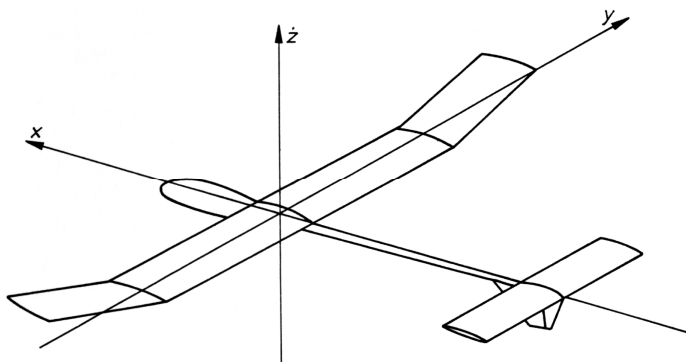
Przy dużej sile nośnej i małej sile oporu (rys.12.b) wypadkowa siłą aerodynamiczną równoważy siłę ciężkości przy małym kącie lotu, co zapewnia długi lot ślizgowy.

4.4. Stateczność modelu szybowca

Rozważania zawarte w tym rozdziale dotyczą nie tylko szybowców. Wszystkie modele swobodnie latające większość swego lotu odbywają w sposób szybowy. Dlatego jeśli mówimy o stateczności modelu szybowca, to rozumiemy, że dotyczy to każdego modelu swobodnie latającego wówczas, gdy po zgaśnięciu silnika czy wykręceniu się gumy wykonuje lot szybowy.

Loty modeli wykonywane są w różnych warunkach atmosferycznych, jednak bardzo rzadko w warunkach, gdy na model nie oddziałują żadne zakłócenia (atmosferyczne). Model powinien być tak skonstruowany, wykonany oraz oblatany, aby poddany każdemu możliwemu wytrąceniu ze stanu równowagi mógł do niej powrócić. Model poruszający się w przestrzeni może przemieszczać się i obracać względem każdej z trzech osi współrzędnych (rys. 13). Wynika z tego podział stateczności na podłużną, poprzeczną i kierunkową. Odmianą stateczności, istotną dla modeli szybowców jest stateczność na holu.

Każdy, nawet najlepiej zaprojektowany i zbudowany model wymaga oblatania (regulacji), polegającego na wprowadzeniu niewielkiej korekcji parametrów modelu przyjętych w trakcie projektowania czy też określonych w planach opracowanych modeli (np. kątów zaklinowania – czyli ustawienia skrzydeł i statecznika poziomego względem kadłuba, położenia środka masy, położenia haka startowego, wychylenia steru kierunku itp.



Rys. 13 Układ osi modelu

Można zatem powiedzieć, że model stateczny nie będzie mógł wykonywać poprawnych lotów, jeżeli będzie źle oblatany, jednak najbardziej nawet subtelna i dokładna regulacja niewiele pomoże, jeśli będzie dokonywana na modelu strukturalnie niestatecznym. Warunkiem uzyskania prawidłowych lotów jest więc przeprowadzenie poprawnego oblatania statecznego modelu.

Statecznością podłużną nazywamy zdolność modelu do powrotu do położenia normalnego, w określonym czasie, po pojawieniu się zakłócenia powodującego jego obrót wokół osi y . Położenie normalne to krążenie modelu ze stałą prędkością w określonym kierunku. Zakłóceniem jak już powiedziano wcześniej może być podmuch termiczny lub uderzenie wiatru.

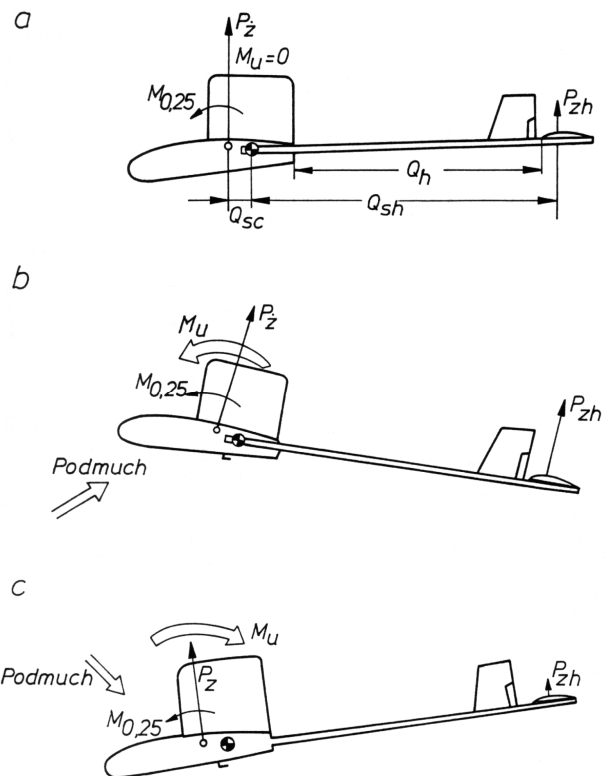
W ustalonym locie ślizgowym suma momentów działających na model jest równa zero. Uprozczone równanie momentów (po pominięciu momentów sił oporu ze względu na małe ich wartości) będzie miało postać:

$$P_z \cdot a_{sc} - M_{0,25} - P_{zh} \cdot a_{sh} = 0$$

Pojawienie się jakiegokolwiek zakłócenia działającego na model spowoduje zmianę prędkości strug powietrza opływającego płaszczyzny nośne modelu oraz ich kątów natarcia. W wyniku tych zmian nastąpi również zmiana wszystkich momentów i sił działających na model oraz obrót modelu względem osi y . Warunkiem koniecznym uzyskania przez model położenia normalnego jest powstanie momentu ustalającego:

$$\Delta P_z \cdot a_{sc} - \Delta M_{0,25} - \Delta P_{zh} \cdot a_{sh} = M_u$$

Moment M_u powinien mieć niezerową wartość i powinien przywracać model do położenia normalnego (rys. 14).



Rys. 14. Działanie momentu ustalającego
a – stabilny lot ślizgowy
b – działanie momentu ustalającego po zwiększeniu kąta natarcia modelu
c – działanie momentu ustalającego po zmniejszeniu kąta natarcia modelu

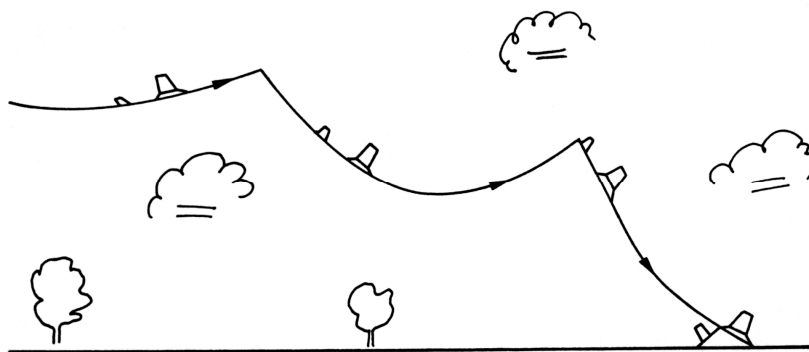
Decydujące znaczenie dla stateczności podłużnej modelu przy jego prawidłowym wyważeniu (właściwym położeniu środka masy) ma moment siły nośnej statecznika poziomego, zależny przede wszystkim od jego powierzchni nośnej oraz ramienia działania a_{sh} . Zwiększanie zarówno powierzchni nośnej statecznika poziomego jak również jego ramienia działania zawsze polepsza stateczność podłużną. W praktyce modelarskiej występują jednak w tym zakresie istotne ograniczenia.

Powierzchni statecznika poziomego nie można zbyt zwiększać, gdyż powierzchnia całkowita modelu jest często ograniczona (przez warunki techniczne) i zwiększanie powierzchni statecznika powoduje zmniejszanie powierzchni skrzydła. Z poprzednich rozważań pamiętamy, że skrzydło wytwarza główną siłę nośną modelu, od której

zależą jego osiągi. Przy dużej względnie powierzchni statecznika poziomego a małej powierzchni skrzydła nie osiągniemy dobrych czasów lotów mimo, iż model będzie bardzo stateczny.

Nie można również dowolnie zwiększać ramienia działania statecznika poziomego a_{sh} , gdyż przy dużym a_{sh} trzeba dać dużo balastu na przód modelu, aby uzyskać właściwe położenie środka masy. Zwiększa to całkowitą masę i prędkość opadania modelu. Należy ponadto pamiętać, że dla stateczności podłużnej bardzo istotny jest rozkład mas poszczególnych elementów modelu wzdłuż osi x , gdyż ma to duży wpływ na tzw. własności dynamiczne modelu, wpływające w znacznym stopniu na stateczność podłużną. Większość masy modelu powinna być skupiona w pobliżu środka masy. Należy więc starać się wykonywać lekkie stateczniki oraz lekkie belki kadłubowe.

Typowym objawem niestateczności podłużnej modelu jest tzw. „pompowanie” (rys.15). Model wytrącony ze stanu równowagi zwala się „na łeb”, rozpędza się, zadziera do góry, po czym znów zwala się i tak dalej, aż do uderzenia w ziemię co często kończy się uszkodzeniem modelu. „Pompowanie” nie zawsze jednak oznacza, że model jest niestateczny podłużnie. Najczęściej jest po prostu źle oblatany, czyli źle wyregulowany. Po stwierdzeniu, że model wykazuje tendencje do „pompowania” należy przede wszystkim sprawdzić położenie środka masy. Jeżeli nie znajduje się w odpowiednim miejscu, to należy model doważyć i spróbować wykonać kolejne loty. Jeżeli środek masy znajduje się w prawidłowym miejscu a model „pompuje” – należy stopniowo zwiększać kąt zaklinowania statecznika poziomego (obniżyć położenie jego krawędzi spływu) aż do uzyskania statecznego lotu. Jeżeli te zabiegi nie przyniosą pożądanego wyniku, wtedy dopiero można stwierdzić, że model jest niestateczny podłużnie i można myśleć o zwiększeniu powierzchni statecznika poziomego lub zwiększeniu jego ramienia działania.

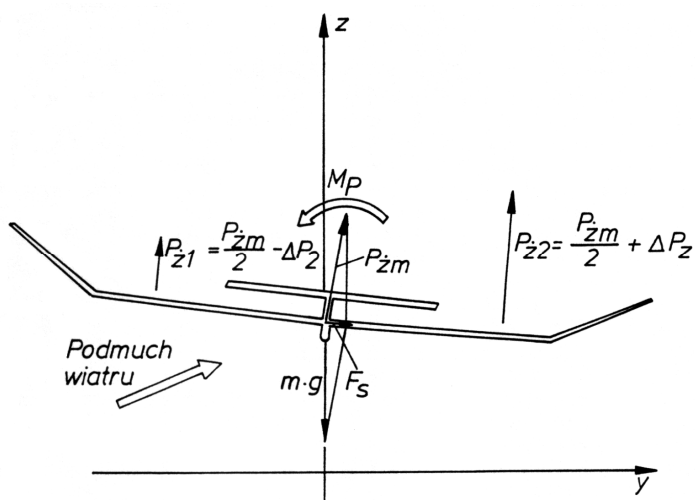


Rys. 15.
Zjawisko „pompowania”

Model stateczny i właściwie oblatany po wytrąceniu ze stanu równowagi powinien wykonać kilka „pompek” i powrócić do stabilnego krążenia w locie ślizgowym. Warto jeszcze dodać, że regulacji modelu dokonujemy na podstawie obserwacji lotu modelu wypuszczanego nie z ręki lecz z holu (w przypadku modelu szybowca) lub po zakończeniu pracy silnika (gumowego, na gaz CO_2 , lub spalinowego) – dla innych klas modeli.

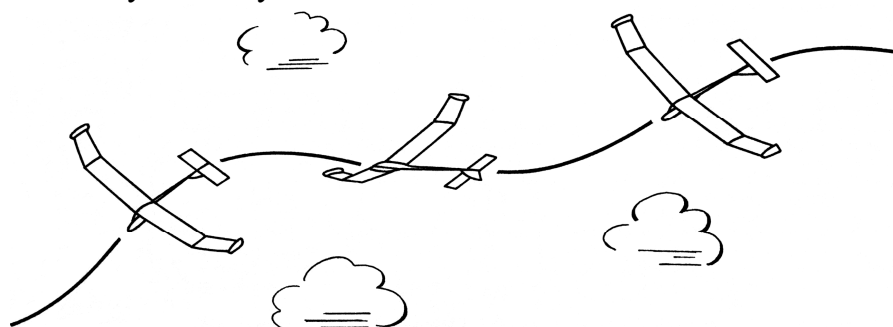
Model będzie stateczny poprzecznie, jeżeli po przechyleniu, czyli obrocie dookoła osi x powróci do położenia równowagi. Jeżeli model przechylił się na skutek na przykład podmuchu wiatru, to siła ciężkości modelu nie będzie równoważona przez siłę nośną,

gdyż obydwie siły nie będą zachowywać już tego samego kierunku działania (nie leżą na jednej prostej) (rys.16).



Rys. 16 Układ sił działających na model w ślizgu

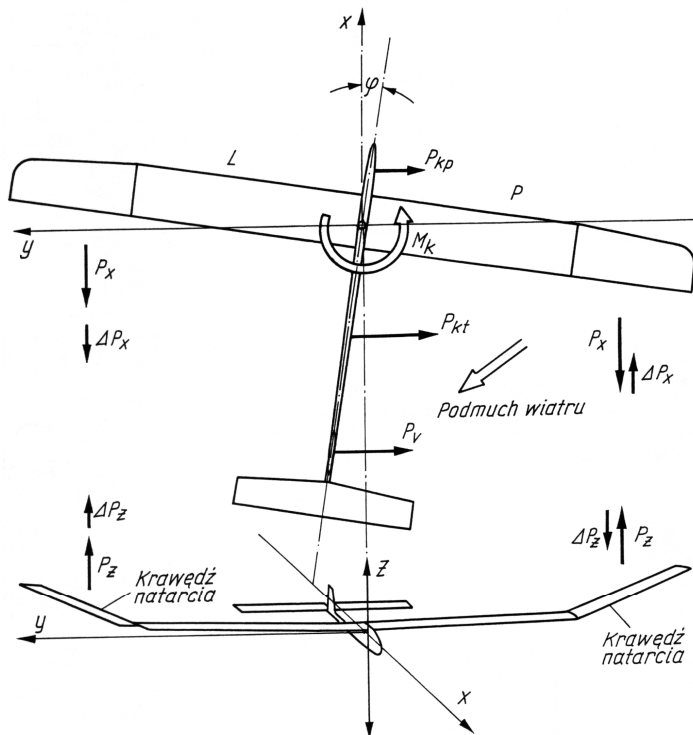
Wypadkowa siła F_s spowoduje ślizg modelu w kierunku jej działania. Na skutek istnienia w modelu wzniosu płata, kąt natarcia opuszczonej lewej połowy płata w czasie ślizgu rośnie, a kąt natarcia prawej połowy maleje. Na lewej połowie płata siła nośna wzrasta więc o wartość ΔP_z , a na prawej - o taką samą wartość maleje. Skutkiem tego jest powstanie momentu M_p , który stara się przywrócić model do stanu równowagi. Pewną rolę w odzyskaniu tego położenia odgrywają również: powierzchnia boczna kadłuba i powierzchnia statecznika pionowego, jednak siły powstałe na tych elementach podczas ślizgu nie dają dużych momentów, gdyż ramiona ich działania są małe. Decydującym parametrem modelu dla zapewnienia dobrej stateczności poprzecznej jest więc wznios płata. Modele o zbyt małym wzniosie wykazują tendencję do ślizgu na skrzydło, a także – jak się później okaże – do spirali. Modele o zbyt małym wzniosie są niestateczne poprzecznie. Modele o zbyt dużym wzniosie mogą być z kolei „przestatecznione” poprzecznie, co objawia się lotem z przechyleniami ze skrzydła na skrzydło, czyli tzw. „holendrowaniem” (rys. 17). Może to mieć miejsce szczególnie w sytuacji gdy model ma statecznik pionowy o zbyt małej powierzchni. Warto jednak zaznaczyć, że mniejsze ujemne skutki wywołuje wznios płata za duży niż mały.



Rys. 17 Niestateczność holendrowania

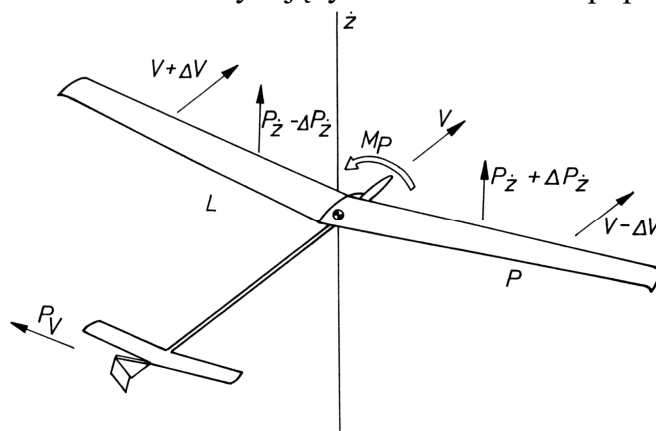
Na skutek podmuchu wiatru lub działania innego zakłócenia model może rozpocząć obrót dookoła osi z. Powstaną wówczas dodatkowe siły oraz momenty tych sił, które w przypadku modelu statecznego spowodują powrót do stanu równowagi. Główny

wpływ na stateczność kierunkową mają: wznios i skos płata, powierzchnia boczna kadłuba i statecznika pionowego. W czasie wykonywania obrotu wokół osi z , na obydwu połówkach płata zmieniają się kąty natarcia, co wyraźnie można zauważyć patrząc na model z przodu (rys.18).



Rys. 18. Układ sił działających na model po obrocie wokół osi z

Na płacie wysuniętym do przodu zwiększa się kąt natarcia i siłą nośna ale też zwiększa się siłą oporu. Wzrost siły oporu wynika zarówno ze zwiększenia kąta natarcia jak również ze skośnego ustawienia krawędzi natarcia uszu. Prędkość ucha lewej połowy płata L jest większa niż ucha połowy P . Różne wartości sił oporu obydwu części płata, a także siły powstałe na kadłubie P_{kt} , P_{kp} oraz stateczniku pionowym P_v , dają wypadkowy moment M_k , który przywraca model do położenia równowagi. Niestateczność boczna modelu wynika z wzajemnego dynamicznego sprzężenia sił i momentów decydujących o stateczności poprzecznej i kierunkowej.

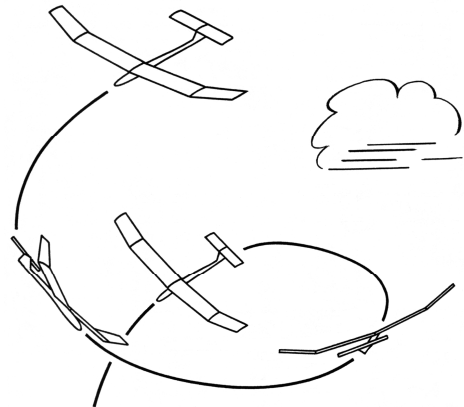


Rys. 19 Układ sił i momentów działających na model w krążeniu

Czasami modele wykazują tendencję do niestateczności spiralnej. W celu wyjaśnienia tego zjawiska trzeba rozpatrzeć niektóre siły i momenty działające na model w krążeniu (rys. 19). Krążenie modelu w prawo zostało w tym przypadku wymuszone

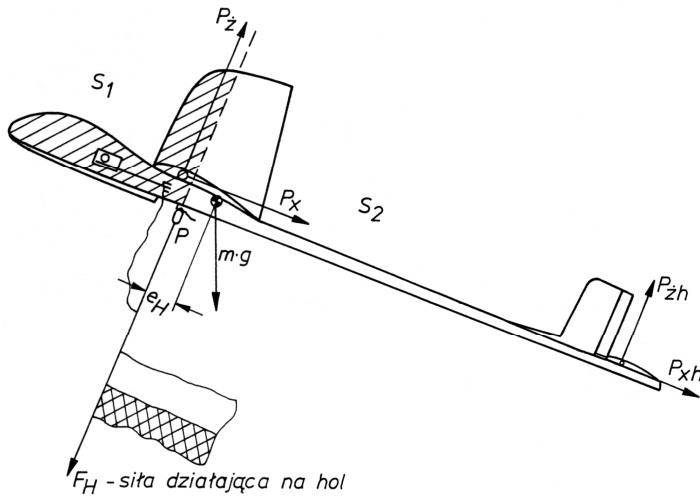
sterem kierunku, również wychylonym w prawo. Siła P_v , która powstała na stateczniku pionowym, daje moment względem środka masy, obracający model wokół osi z . Moment ten wywołuje krążenie modelu w prawo oraz sprawia, że model leci lekko pochylony w stronę krążenia. Równowagę zapewnia moment stabilizujący poprzecznie M_p , który jest wynikiem istnienia wzniosu płata i powstałej w związku z tym różnicy kątów natarcia obydwu części płata. Należy przy tym zauważyć, że w wyniku krążenia prawa połowa płata P porusza się z mniejszą prędkością niż lewa L . Różnica prędkości zmniejsza nieco różnicę sił wyporu na obydwu częściach płata, zmniejsza więc także moment stabilizujący M_p . Jeżeli prędkość modelu znacznie wzrośnie, to może się zdarzyć, że lewa część płata, mimo iż ma mniejszy kąt natarcia niż prawa, wytwarzać będzie większą siłę nośną. Moment M_p w takim przypadku zmieni kierunek i będzie pogłębiał przechylenie modeli. Statecznik pionowy w miarę zwiększania przechyłu zacznie przejmować rolę statecznika poziomego i wprowadzi model w stromy lot nurkowy z dużym przechyleniem a więc w spiralę (rys. 20).

Rys. 20. Tor lotu modelu niestatecznego spiralnie



Zjawisko takie występuje często wówczas, gdy prawa połowa płata ma mniejszy kąt zaklinowania niż połowa lewa, przy wychylonym sterze kierunku w prawo (jak na rysunku). Model może wejść w spiralę wówczas, gdy kąt wychylenia steru kierunku będzie za duży. Kąt ten w modelu swobodnie latającym nie powinien przekraczać 10° . Najlepszym sposobem zabezpieczenia modelu przed spiralą tego rodzaju, jest zastosowanie nieznacznie większego kąta zaklinowania tej połowy płata, w której kierunku model krąży. Przy większej prędkości, na wewnętrznej części płata o większym kącie natarcia powstaje większa siła nośna, która nadaje momentowi M_p właściwy, stabilizujący kierunek działania. Wartości różnicy kątów zaklinowania należy dobrać eksperymentalnie. Nie może być ona zbyt duża, gdyż model ma wtedy gorsze własności lotne. Średnia wartość różnicy kątów zaklinowania poszczególnych połówek płata powinna wynosić około $0,5^\circ$. Warto jeszcze dodać, że zastosowanie różnicy kątów zaklinowania przeważnie ułatwia krążenie modelu – model chętnie krąży w kierunku części płata o większym kącie zaklinowania, ale zakrętu tego nie pogłębia przy większej prędkości lotu.

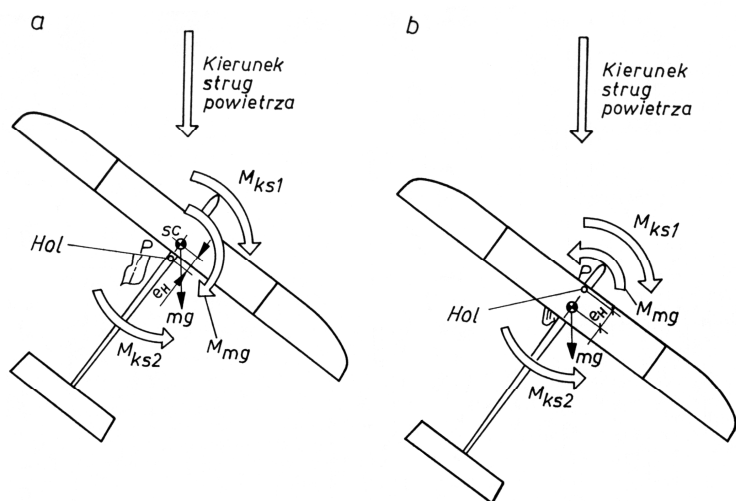
Rys. 21 Układ sił działających na model w locie wznoszącym na holu



Stateczność modelu (rys.21) na holu zależy w głównej mierze od:

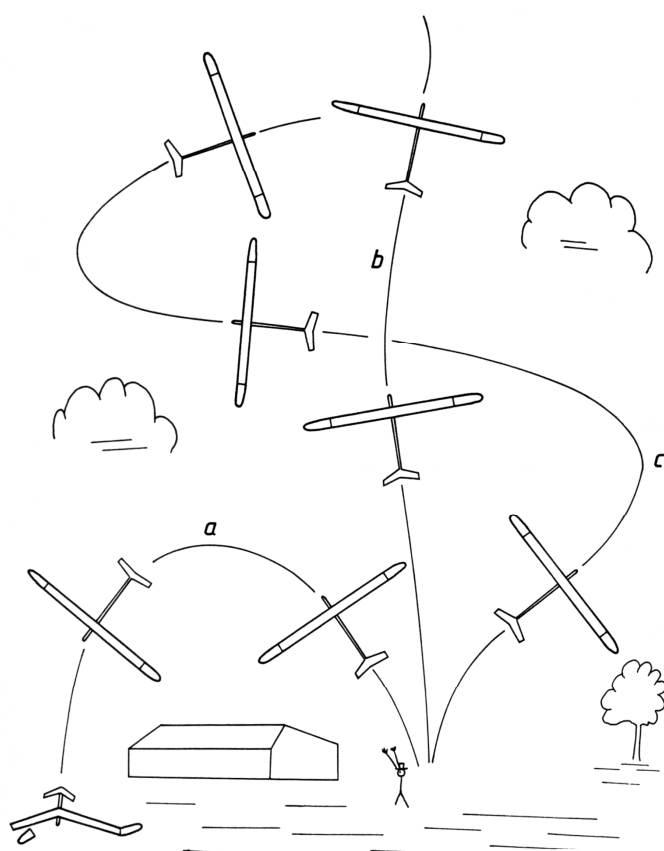
- Odległości e_H od punktu zaczepienia holu do środka masy,
- Powierzchni bocznej modelu S_1 , wyznaczonej od przodu kadłuba do linii będącej przedłużeniem kierunku holu,
- Pozostajej powierzchni bocznej modelu S_2 ,
- Wychylenia steru kierunku podczas krążenia na holu (przy stosowaniu haka startowego dynamicznego)

Dwa skrajne przypadki położenia punktu zaczepienia holu przedstawiono na rysunku 22. Jeżeli punkt zaczepienia holu położony będzie za środkiem masy modelu, to moment M_{KS1} pochodzący od powierzchni S_1 , a także moment od siły ciężaru modelu M_{mg} będą działały przeciwnie niż moment stabilizujący położenie M_{KS2} . (rys. 22 a). Model nie będzie mógł wyrównać przechylenia i polecą po torze przedstawionym na rysunku (rys.23.a). Jeżeli punkt zaczepienia holu będzie przed środkiem masy (rys.22.b) to moment grawitacyjny M_{mg} działa stabilizująco na tor lotu modelu, czyli w takim samym kierunku jak moment M_{KS2} . Suma momentów M_{mg} i M_{KS2} przywraca właściwe położenie modelu na holu. Przesuwanie punktu P do przodu (czyli przesuwanie do przodu haka startowego) dodatkowo zmienia relację pomiędzy momentami M_{KS1} i M_{KS2} na skutek zmiany powierzchni S_1 i S_2 ; moment M_{KS1} maleje a moment M_{KS2} rośnie. Jeżeli punkt przyłożenia siły pochodzącej od holu jest usytuowany za daleko z przodu, to suma momentów M_{mg} i M_{KS2} osiąga zbyt dużą wartość.



Rys. 22. Główne momenty działające na model w trakcie holowania
 a – punkt zaczepienia holu umieszczony za środkiem masy
 b – punkt zaczepienia holu umieszczony przed środkiem masy

Zbyt duży moment stabilizujący $M_{mg} + M_{ks2}$ w połączeniu z momentem bezwładności modelu sprawiają, że podczas powrotu do położenia normalnego model nie wejdzie na właściwy tor lotu, lecz zmieni wychylenie na przeciwne (rys.23.c.). Przy właściwym położeniu haka startowego, czyli punktu P, ($e_H = 8 - 12$ mm przed środkiem masy) tor lotu na holu może być prawidłowy (rys.23.b). W modelach przeznaczonych do startów przy silnym wietrze należy stosować e_H w granicach 12 mm, w modelach które będą latały głównie przy pogodzie bezwietrznej lub słabym wietrze, wartości e_H powinny być mniejsze.



Rys. 23. Tory lotu modelu szybowca na holu
 a,c – niestatecznego
 b – statecznego