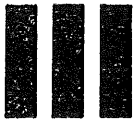


1	2	3	4	5	6
M14	Popychacz lotek	2	balsa tw.	Ø8	grubość
M14a	Okucie	2	bl. mos. rurka	0,2÷0,3	
M14b	Drut ustalający	2	drut stalowy	Ø1,5	
M14c	Końcówka	4	bl. dural.	0,5÷0,8	
M15	Dźwignia napędu lotki	2	bl. dural.	1,0	
M15a	Wspornik dźwigni	2	lipina	wg rys.	(szprycha) (Ø zewn.)
M16	Popychacz lotki	2	drut stalowy	Ø1,8÷2,0	
M17	Ucho napędu lotki	2	rurka dural.	Ø2÷3	
M18	Sprężyna	2	drut stalowy	Ø0,2÷0,3	
ZASTRZAŁ SKRZYDŁA					
72	Zastrzał zasadniczy	2	sklejka lotnicza	4,0	wg rys. wg rys.
73	Oprofilowanie	4	balsa m.	1,5	
74	Okucie przykadłubowe	4	blacha dural.	0,8÷1,0	
75	Okucie przyskrzydłowe	4	blacha dural.	1,0÷1,2	
76	Sworzeń	2	stal	Ø2	
77	Śruba mocująca	4	dural	M3×35	
78	Nakrętka	4	stal	M3	
79	Wspornik zastrzału	2	lipina	4×8	
79a	Końcówka wspornika	4	drut stalowy	Ø1,0	
STATECZNIK I STER POZIOMY					
80	Dźwigar statecznika	2	balsa m.	2,0	wymiar wewn. 8×3 mm
81	Krawędź steru	2	balsa m.	10	
82	Skrzynka bagnetowa	2	sklejka sosna	0,4÷0,8 2×3	
83	Krawędź statecznika	2	balsa m.	5,0	
83a	Krawędź pomocnicza	2	balsa m.	1,5	
84	Rozpórki steru	12	balsa m.	1,5	
84a	Krawędź spływu	2	balsa śr.	12×3	
85	Haczyk	2	bl. dural.	1,0	
86	Wzmocnienie	2	balsa śr.	1,5	
87	Żebro nasadowe	2	sklejka lotnicza	1,0	
88	Żebro główne	2	balsa śr.	1,5	
89	Żebro końcowe	2	balsa śr.	1,5	
90	Pozostałe żebra	4	balsa m.	1,5	
91	Dźwignia steru	2	bl. dural.	1,5	
92	Pokrycie statecznika	4	balsa m.	1,0	

*) Oznaczenia trwałości balsy: śr. — średniej trwałości, m. — miękka, tw. — twarda b.m. — bardzo miękka, śr. m. — średniomiękka

Materiały pomocnicze

CZĘŚĆ



14

Teoretyczne wiadomości uzupełniające

Ogromne postępy, jakie poczyniła miniaturowa technika lotnicza w ciągu ostatnich lat, stwarzają możliwości opracowania nowoczesnej teorii opartej na dorobku nauki i analizie dotychczasowych doświadczeń.

Prace w tym zakresie prowadziłem systematycznie na wszystkich powojennych etapach rozwoju miniaturowego lotnictwa. Obejmują one bardzo szeroki krąg zagadnień, zarówno teoretycznych, jak i praktycznych. Jednak nawet informacyjne ich potraktowanie przekracza ramy i możliwości objętościowe tej książki.

Aby umożliwić Czytelnikom rozszerzenie wiadomości na temat praktycznego stosowania teorii, podaję w niniejszym rozdziale opracowanie kilku problemów najistotniejszych, a więc:

— aerodynamiki miniaturowych samolotów,
— stateczności podłużnej i związanych z nią praktycznych zasad wyważania modeli,
— wyznaczanie osiągow.

Problemy jest, oczywiście, znacznie więcej. Zainteresowanych Czytelników odsyłam do dotychczasowych publikacji^{*)}.

Najważniejsze oznaczenia stosowane w tekście rozdziału

Wielkości podstawowe i indeksy:

S — powierzchnia nośna skrzydła (rzut na płaszczyznę),
 b — rozpiętość płaszczyzny nośnej,
 l — rozmiar średniej cięciwy płaszczyzny nośnej,

$\lambda = \frac{b^2}{S}$ — wydłużenie (smukłość) płaszczyzny nośnej,

$\rho = 0,125 \frac{\text{kg} \cdot \text{s}^2}{\text{m}^4}$ — masowa gęstość powietrza,
 v — prędkość lotu względem powietrza,

$q = \frac{\rho v^2}{2}$ — „ciśnienie prędkości”,

Q — ciężar,
 P — siła,

C, K — współczynniki, wskaźniki,
 x — wymiar mierzony wzdłuż podłużnej osi samolotu, indeks sił oporu,

z — wymiar mierzony wzdłuż pionowej osi samolotu, indeks sił nośnych,

H — indeks oznaczający związek z usterzeniem poziomym.

Aerodynamika płaszczyzny nośnej:

R — wypadkowa siła aerodynamiczna działająca na płaszczyznę nośną,

P_z, P_{zH} — siły nośne skrzydła, usterzenia,

C_z, C_{zH} — odpowiednie współczynniki siły nośnej,

P_x, P_{xH} — siły oporu skrzydła, usterzenia,

*) Opublikowane teoretyczne prace autora:

1. Teoria szybkiego lotu na uwięzi — „Modele na uwięzi”. MON 1955
2. Teoria pilotażu i akrobacji — „Pilotaż i akrobacja modeli na uwięzi”. MON 1958
3. Teoria podobieństwa modeli i samolotów — „Samoloty w historii i w miniaturze.” WKŁ 1973
4. Teoria i praktyka projektowania miniaturowych samolotów — „Modelarz” 1976, 1957, 1958
5. Problemy stateczności podłużnej — „Modelarz” 1977

C_x, C_{xH} — odpowiednie współczynniki oporu,
 C_{xp} — współczynnik oporu profilowego płaszczyzny nośnej,
 C_{xI} — współczynnik oporu indukowanego płaszczyzny nośnej,
 M_o — moment własny skrzydła,
 C_{mo} — współczynnik momentu skrzydła względem środka aerodynamicznego,
 α — kąt natarcia skrzydła mierzony od cięciwy geometrycznej (obliczeniowej),
 α_o — kąt zerowej nośności,
 a — współczynnik nachylenia linii wzrostu C_z w funkcji α ,

$$d = \frac{C_z}{C_x} \text{ — aerodynamiczna doskonałość skrzydła.}$$

Aerodynamika płatowca:

P_{xog} — siła całkowitego oporu płatowca,
 C_{xog} — współczynnik całkowitego oporu płatowca,
 C_{xkadl}, C_{xpodw} itp. — cząstkowe współczynniki oporu poszczególnych części płatowca,
 C_{xs} — współczynnik oporu szkodliwego całego płatowca,

$$d = \frac{C_z}{C_{xog}} \text{ — doskonałość płatowca w locie.}$$

Stateczność podłużna:

C_m — współczynnik momentu podłużnego płatowca,
 x, z — współrzędne środka ciężkości płatowca względem ogniska skrzydła, mierzone równoległe i prostopadle do średniej cięciwy,

$$\bar{x} = \frac{x}{l}, \bar{z} = \frac{z}{l} \text{ — odpowiednie względne współrzędne środka ciężkości w ułamkach średniej cięciwy skrzydła,}$$

L_H — ramię działania usterzenia poziomego,

$$A = \frac{S_H}{S} \cdot \frac{L_H}{l} \text{ — wskaźnik stateczności podłużnej (stały dla konkretnego płatowca),}$$

η_H — sprawność usterzenia poziomego,
 $\bar{x}_o$ — względna współrzędna wyważenia, dla którego moment skrzydła równy jest zeru,

C_{mr} — współczynnik „momentu regulacyjnego” — współczynnik momentu usterzenia niezbędny dla zrównoważenia momentu skrzydła,

φ — kąt „sklinowania” statecznika poziomego — kąt, jaki tworzą cięciwy (zerowej siły nośnej), skrzydła i usterzenia,
 $\bar{m}$ — wskaźnik momentu podłużnego płatowca (współczynnik nachylenia krzywej momentu reprezentujący aktualny zapas stateczności podłużnej),

$$K_\lambda = \frac{\lambda - 1,6}{\lambda + 2 \frac{\lambda}{\lambda_H}} \text{ — współczynnik efektywności wydłużenia skrzydła i usterzenia.}$$

Wyważenie i sterowność podłużna:

$\bar{x}_H$ — względna, rzeczywista współrzędna środka równowagi obojętnej,
 $\Delta \bar{x}_H$ — przesunięcie środka równowagi obojętnej (zmniejszenie stateczności),
 $\bar{x}_{kryt}$ — umowna współrzędna środka równowagi obojętnej,
 $\bar{h}$ — niezbędny, doświadczalny zapas stateczności podłużnej (w ułamkach średniej cięciwy),
 $\bar{x}_p$ — współrzędna skrajnie przedniego położenia środka ciężkości.

Osiągi:

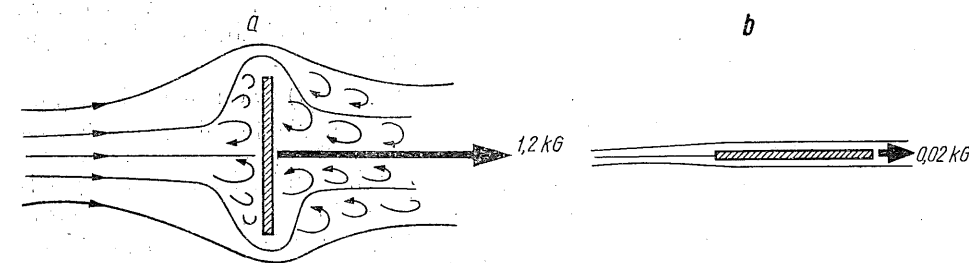
C_{zek} — ekonomiczny współczynnik siły nośnej dla najwolniejszego lotu z najmniejszym opadaniem,
 C_{zmax} — maksymalny (największy) współczynnik siły nośnej,
 $V_{min ek}$ — minimalna (ekonomiczna) prędkość lotu ślizgowego z najmniejszym opadaniem,
 N_{siln} — moc silnika (rzeczywiście eksploatowana),
 η_{sm} — sprawność napędu śmigłowego,
 V_{max} — prędkość maksymalna,
 C_1, C_2, C_3, C_4 — współczynniki do obliczeń prędkości maksymalnej,
 C_5 — współczynnik do obliczeń prędkości minimalnej,
 $C_{ze max}$ — współczynnik siły nośnej dla lotu z prędkością maksymalną.

Podstawowe wiadomości z aerodynamiki skrzydła

Aerodynamiczne siły oporu

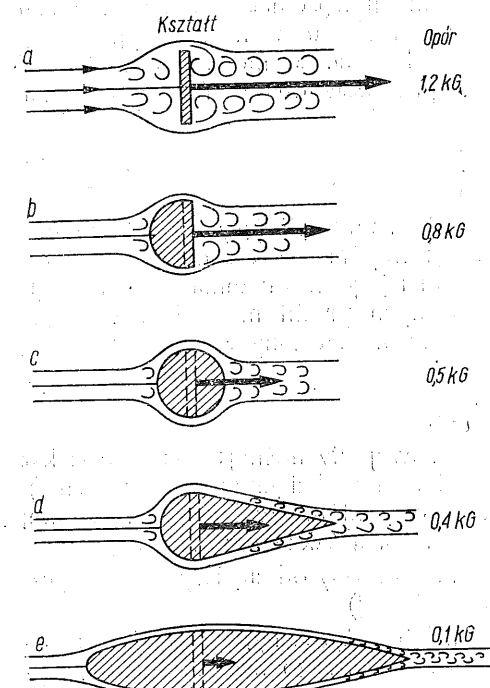
Jak wiemy, na każdy przedmiot poruszający się w powietrzu działa siła aerodynamiczna, zwana oporem, która stara się zahamować ruch tego

przedmiotu. Jest to siła pierwotna — powodują ją dwie zasadnicze przyczyny:
 — zawirowania powietrza przy opływanu przedmiotu, związane z kształtem tego przedmiotu, i różnicą ciśnień przed i za bryłą, jak w przypadku płytki ustawionej prostopadle do strug powietrza (rys. 14-1a),
 — tarcie powietrza o powierzchnię przedmiotu, jak w przypadku płytki ustawionej równoległe do strug powietrza (rys. 14-1b).



14-1. Opór kształtu i opór tarcia

Z porównania rysunków wynika, że opór tarcia jest znacznie mniejszy niż opór kształtu. Zasada zmniejszania oporu polega więc na tym, aby przez odpowiednie oprofilowanie przedmiotu zmniejszyć zawirowania powietrza do minimum. Efekty takiego postępowania widoczne są na rysunku 14-2, który przedstawia kolejne fazy oprofilowania płytki (a÷e) aż do osiągnięcia przedmiotu idealnie opływowego. Jak widzimy, zabieg ten pozwolił na dwunastokrotne zmniejszenie oporu z 1,2 kG dla płytki do 0,1 kG dla przedmiotu opływowego.



14-2. Wpływ oprofilowania bryły na jej opór aerodynamiczny

Trzeba przy tym pamiętać, że we wszystkich pokazanych na rysunku 14-2 przypadkach została zachowana taka sama powierzchnia przekroju, jak powierzchnia płytki.

Siły aerodynamiczne na skrzydle

Na poruszającą się płaszczyznę nośną zaopatrzoną w odpowiedni profil i ustawioną pod pewnym ką-

tem, tzw. kątem natarcia α , w stosunku do strug powietrza, działa wypadkowa siła aerodynamiczna R (rys. 14-3). Siła ta nie działa jednak poziomo, jak to było w przypadku brył pokazanych na rysunku 14-2, lecz skośnie do góry. Siłę tę zgodnie z poznaną uprzednio zasadą równoległoboku możemy rozłożyć na dwie siły składowe: prostopadłą do kierunku lotu — siłę nośną P_z — i równoległą (hamującą) siłę oporu P_x .

Siły P_z i P_x można wyznaczyć za pomocą dwóch prostych wzorów:

$$P_z = C_z \cdot S \cdot \frac{\rho v^2}{2} \text{ (kG)} \quad (1)$$

$$P_x = C_x \cdot S \cdot \frac{\rho v^2}{2} \text{ (kG)} \quad (2)$$

gdzie:

C_z i C_x — wyznaczone doświadczalnie współczynniki aerodynamiczne siły nośnej i oporu zależne od kształtu profilu, proporcji i płaszczyzny nośnej oraz warunków lotu,

S — powierzchnia płata (m^2),

ρ — masowa gęstość powietrza; dla przeciętnych warunków $\rho = 0,125 \frac{kG \cdot s^2}{m^4}$,

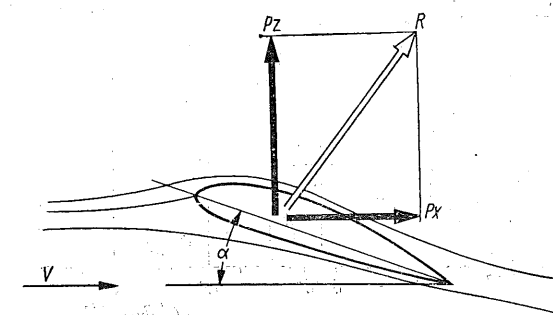
v — prędkość lotu (m/s).

Jeżeli S podstawimy w m^2 , a v w m/s , wynik otrzymamy w kG. Bardzo często wzory 1 i 2 przedstawione są w uproszczonej formie, na przykład:

$$P_z = C_z \cdot S \cdot q \quad (3)$$

$$P_x = C_x \cdot S \cdot q \quad (4)$$

gdzie $q = \frac{\rho v^2}{2}$ lub $\frac{1}{16} v^2$ nazywane jest ciśnieniem prędkości i przyjmowane jako stałe.



14-3. Siły aerodynamiczne na skrzydle

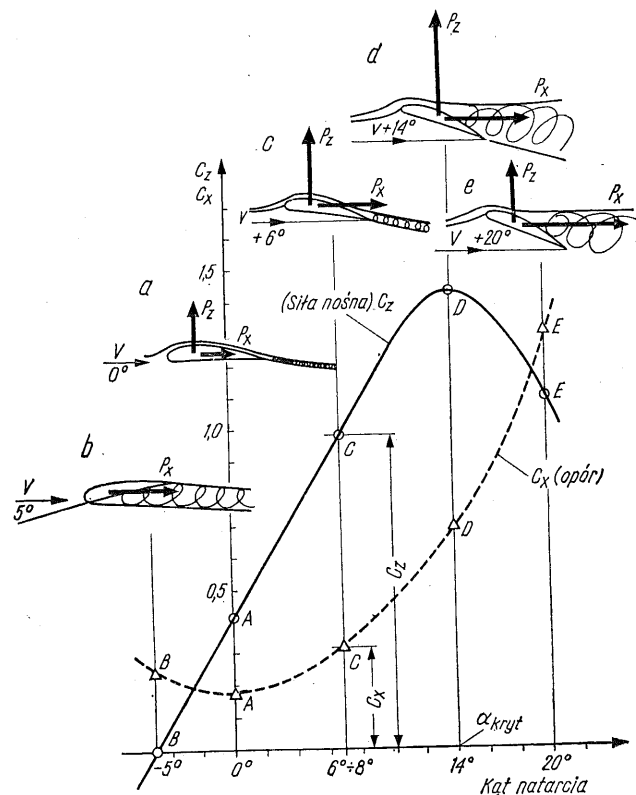
Charakterystyka skrzydła

Jak wynika z wzorów 1 i 2, siły aerodynamiczne zależą bezpośrednio od wielkości powierzchni nośnej S i od drugiej potęgi (kwadratu) prędkości v^2 . Oznacza to, że przy dwukrotnym powiększeniu powierzchni otrzymamy również dwukrotny wzrost siły nośnej i oporu. Dwukrotne natomiast powiększenie prędkości daje aż czterokrotny wzrost sił aerodynamicznych. Wpływa stąd wniosek, że samoloty i modele poruszające się z dużą prędkością potrzebują znacznie mniejszej powierzchni nośnej niż samoloty i modele latające powoli.

Siły aerodynamiczne zależą również, i to w bardzo dużym stopniu, od kąta natarcia skrzydła. Zależność ta przedstawiona jest na rysunku 14-4 w formie wykresu. Na wykresie, który stanowi aerodynamiczną charakterystykę skrzydła, znajdują się dwie krzywe. Pierwsza, oznaczona linią ciągłą, ilustruje przebieg siły nośnej, druga, oznaczona linią przerywaną, wyobraża zmiany zachodzące w oporze skrzydła. Na osi poziomej odmierzone są wartości kąta natarcia, na pionowej — wartości współczynników C_z i C_x reprezentujących siłę nośną i opór skrzydła.

Na wykresie można wyodrębnić kilka bardzo charakterystycznych punktów, zilustrowanych dodatkowymi rysunkami. Omówimy je kolejno:

- W punkcie A (rys. 14-4a) krzywe siły nośnej i oporu przecinają się z osią pionową. Kąt natarcia równy jest zeru, mimo to skrzydło wykazuje pewną dość dużą siłę nośną. Opór w tym rejonie kątów natarcia jest najmniejszy i zakres ten jest korzystny dla lotu z prędkością maksymalną, zarówno dla samolotów, jak i dla modeli.



- Punkt B (rys. 14-4b) jest charakterystyczny dla lotu nurkowego. Skrzydło nie daje siły nośnej, kąt natarcia (nazywany również kątem zerowej siły nośnej) wynosi minus 5 stopni, następuje natomiast nieznaczny wzrost oporu spowodowany oderwaniem strugi i zawirowaniami na spodniej części profilu.
- Punkt C (rys. 14-4c) odpowiada kątowi natarcia w granicach $6 \div 8^\circ$. Opór jest jeszcze nieduży, a siła nośna osiąga stosunkowo dużą wartość. Zakres ten jest bardzo korzystny dla lotu ślizgowego, model nie leci zbyt szybko, a opadanie jest mniejsze.
- W punkcie D (rys. 14-4d) siła nośna osiąga wartość maksymalną. Odpyw profilu psuje się, na górnej powierzchni strugi ulegają oderwaniu, powstają silne zawirowania, które hamują dalszy wzrost siły nośnej i powodują znaczne zwiększenie się oporu. Kąt natarcia, przy którym to zjawisko zachodzi, nazywa się kątem krytycznym — dalsze jego zwiększenie powoduje gwałtowny spadek siły nośnej i wzrost oporu (np. punkt E — rys. 14-4e). Lot modelu w pobliżu kątów krytycznych jest niestateczny. Model gwałtownie traci siłę nośną, przepada, nabiera prędkości, zwalnia, znów przepada itp. W gwarze modelarskiej takie zachowanie się modelu nazywa się „pompowaniem” i mieliśmy już okazję zapoznać się z nim praktycznie w zasadniczej części książki.

Jak wyraźnie wynika z wykresu (rys. 14-4), wzrost siły nośnej w funkcji kąta natarcia ma charakter liniowy — w całym obszarze eksploatacyjnych kątów natarcia. Zależność ta może być w bardzo prosty sposób przedstawiona w formie matematycznej:

$$C_z = a(\alpha_0 + \alpha) \quad (5)$$

gdzie:

- a — współczynnik reprezentujący nachylenie linii wzrostu C_z ; współczynnik ten zależy od rodzaju profilu i jego wydłużenia; dla przeciętnie stosowanych profili może być z dużym przybliżeniem wyznaczony ze wzoru:

$$a = 0,1 \frac{\lambda}{\lambda + 2} \quad (6)$$

- α_0 — tzw. kąt zerowej siły nośnej; jest to taki kąt natarcia (mierzony od cięciwy geometrycznej), przy którym profil nie wykazuje siły nośnej (patrz rys. 14-4, a także rys. 14-5),

- α — kąt natarcia mierzony od cięciwy geometrycznej (obliczeniowej).

Wzór 5 jest bardzo pożyteczny, gdy zachodzi potrzeba obliczenia właściwego kąta natarcia skrzydła w przypadku, gdy znany jest współczynnik siły nośnej skrzydła. Dla konkretnego modelu o określonej powierzchni nośnej S , ciężarze Q i prędkości lotu v współczynnik siły nośnej skrzydła może być obliczony przez przekształcenie podstawowego wzoru 1:

$$C_z = \frac{2Q}{S \cdot v^2 \cdot \rho} = \frac{16Q}{S \cdot v^2} \quad (7)$$

I tak dla modelu o ciężarze $Q = 2,0 \text{ kG}$ i powierzchni skrzydła $S = 50 \text{ dm}^2 = 0,5 \text{ m}^2$ otrzymamy dla prędkości lotu ślizgowego 8 m/s $C_z = 1,0$; dla

prędkości dwukrotnie większej $v = 16 \text{ m/s}$ już tylko $C_z = 0,25$, oznacza to, że płasko-wypukły profil (jak na rysunku 14-4) będzie przy tej prędkości pracował już na ujemnym kącie natarcia. Gdyby prędkość miała być jeszcze większa, warunki lotu tego profilu stałyby się jeszcze bardziej niekorzystne. I należałoby zastosować profil dwuwypukły.

Aerodynamiczne właściwości profili skrzydła

Charakterystyka skrzydła zależy oczywiście, i to w znacznym stopniu, od kształtu zastosowanego w skrzydle profilu. Na rysunku 14-5 przedstawione są charakterystyczne dla warunków modelarskich zależności współczynnika siły nośnej C_z dla czterech podstawowych profili: symetrycznego, dwuwypukłego, płasko-wypukłego oraz wklęsłego. Właściwości tych czterech skrzydeł można scharakteryzować następująco.

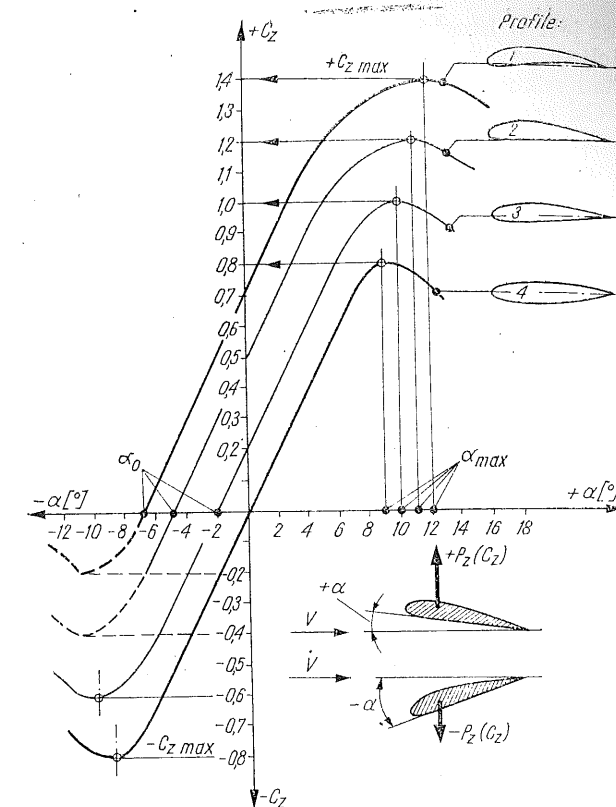
● Największą siłę nośną mają mocno wysklepione profile wklęsło-wypukłe. Wyposażone w nie skrzydła osiągają maksymalny współczynnik siły nośnej około 1,4. Są to największe wartości C_z osiągane w modelarstwie. Duża, maksymalna siła nośna pozwala też na uzyskanie dużych wartości współczynnika siły nośnej w locie ślizgowym, a więc i dużej doskonałości przy małej prędkości lotu. Profile tego typu stosuje się więc przede wszystkim w modelach szybowców.

● Skrzydła z symetrycznymi profilami mają najmniejszą siłę nośną. Ich $C_{z \max} = 0,8$, co stanowi niewiele ponad 50% nośności skrzydeł z profilem wklęsło-wypukłym.

Charakterystyka profilu symetrycznego jest symetryczna, to znaczy że profil ma identyczne właściwości tak na dodatnich, jak i na ujemnych kątach natarcia — w locie normalnym i odwróconym. Są to typowe profile akrobacyjne.

● Bardzo dużą nośnością, na poziomie około 90% maksymalnie możliwej, odznaczają się profile płasko-wypukłe. Współczynnik siły nośnej osiąga tu wartości rzędu $1,2 \div 1,25$. Są to więc profile uniwersalne. Płaski spód profilu ułatwia ponadto budowę skrzydła.

● Profile dwuwypukłe mają wyraźnie niesymetryczną charakterystykę, choć ich siła nośna na ujemnych kątach natarcia wystarcza jeszcze do wykonania lotu odwróconego. Odbywać się on jednak musi przy znacznie większym kącie natarcia niż



14-5. Właściwości nośne różnych profili skrzydła

w locie normalnym, co podczas lotu jest wyraźnie widoczne. Profile tego typu w locie normalnym dysponują większą siłą nośną, toteż podstawowa akrobacja przy zastosowaniu takiego profilu jest bardzo efektywna.

● Ponieważ do lotu ślizgowego potrzebny jest duży współczynnik siły nośnej, równy około $0,8 \div 1,0$, a do lotu z prędkością maksymalną możliwie mały, w granicach $0,1 \div 0,2$, pożądane jest więc, aby skrzydło mogło osiągnąć ten zakres współczynników siły nośnej na kącie natarcia bliskim 0° , przy którym opór skrzydła jest najmniejszy. Takie właściwości mają na przykład profile dwuwypukłe, które na zerowym kącie natarcia osiągają $C_z = 0,2$; takie właśnie profile stosuje się do szybko latających samolotów i modeli. Profil płasko-wypukły w tych samych warunkach będzie miał 2,5 raza większą siłę nośną ($C_z = 0,5$), a więc będzie dobry dopiero wtedy, gdy będziemy chcieli mieć nie tylko dużą prędkość, ale i duży udźwig. Tak

Właściwości typowych profili skrzydła

Tablica 14-1

Profil	Maksymalny współczynnik siły nośnej $C_{z \max}$	Współczynnik C_z korzystny dla lotu ślizgowego	Kąt zerowej siły nośnej α_0	Profil korzystny dla:		
				lotu z małą prędkością	lotu z dużą prędkością	akrobacji
Wklęsło-wypukły, np. NACA-6412	1,4	1,2	8°	tak	nie	nie
Płasko-wypukły, np. Clark-Y	1,25	1,0	5°	tak	częściowo	nie
Dwuwypukły, np. NACA-2412	1,0	0,80	2°	nie	tak	częściowo (dla akrobacji podstawowej)
Symetryczny, np. NACA-0012	0,8	0,65	0°	nie	tak	tak (dla pełnej akrobacji)

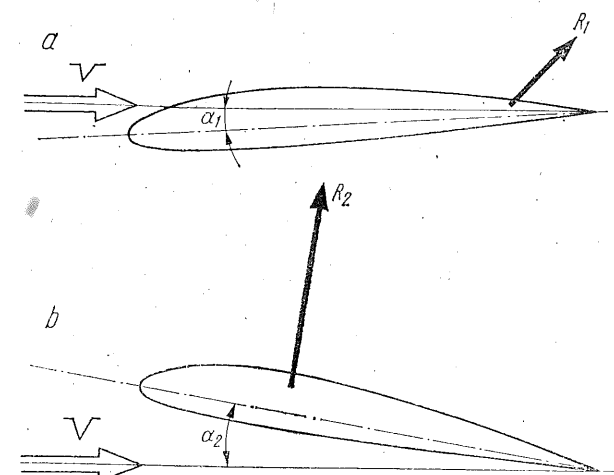
też jest w istocie i takie profile stosuje się do modeli transportowych i długodystansowych, na przykład rekordowych.

● Od rodzaju profili zależy również, i to w bardzo wielkim stopniu, kąt zerowej siły nośnej α_0 . Dla profili wklęsło-wypukłych osiąga on największe wartości (rzędu 8°) i maleje wraz z wysklepieniem profilu.

Wszystkie te uwagi, choć mają bardzo ogólny charakter, są słuszne dla większości przeciętnych profili o grubości około 12%, a nawet można je z dużym prawdopodobieństwem rozciągnąć na profile o grubości w granicach 9÷15% (tabl. 14-1).

Moment skrzydła

Oprócz opisanych już zmian wielkości i przebiegu siły nośnej w zależności od kąta natarcia, właściwości skrzydła zależą jeszcze od innych, niemniej ważnych zjawisk. Chodzi tu o tzw. „wędrówkę środka parcia”, czyli o fakt, że wypadkowa siły nośnej nie jest przyłożona stałe w jednym punkcie profilu, lecz przesuwa się wzdłuż cięciwy. Przy małych kątach natarcia, gdy siła nośna jest niewielka (rys. 14-6a), jej wypadkowa działa bliżej krawędzi spływu; w miarę wzrostu wypadkowa przesuwa się do przodu i w obszarze dużych kątów natarcia (rys. 14-6b) zajmuje położenie w granicach 1/3 cięciwy, licząc od przodu.



14-6. Wędrówka środka parcia

Zjawisko to ma bezpośredni wpływ na stateczność skrzydła i jest dość kłopotliwe, szczególnie przy projektowaniu. Aby te kłopoty wyeliminować, umówiono się, że wypadkowa siły nośnej przyłożona jest w jednym, stałym punkcie, tzw. środku aerodynamicznym lub ognisku profilu. Wpływ wędrówki środka parcia postanowiono przedstawiać za pomocą momentu działającego w ognisku na cięciwę profilu* (rys. 14-7).

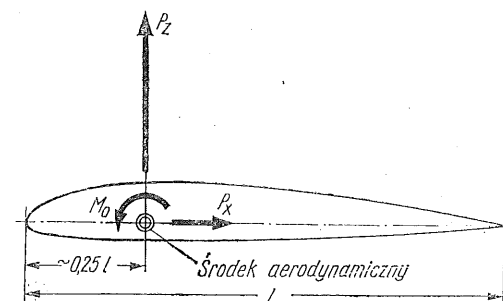
Moment ten, przeważnie pochylający (nurkujący,

ze znakiem +), oblicza się w podobny sposób, jak wartości siły nośnej i oporu skrzydła — wg wzoru:

$$M_0 = C_{mo} \cdot S \cdot v^2 \cdot q \cdot l \quad (\text{kG m}) \quad (8)$$

gdzie:

l — liniowy wymiar cięciwy skrzydła w m,
 C_{mo} — współczynnik momentu względem środka aerodynamicznego.



14-7. Umowny układ sił i momentów działających na profil skrzydła

Współczynnik C_{mo} , oznaczany czasem również symbolem $C_{m0,25}$, jest trzecią wartością, która charakteryzuje właściwości profilu. W przeciwieństwie do pozostałych wskaźników (C_z i C_x) jego wartość w niewielkim stopniu zależy od kąta natarcia, tak że na wielu charakterystykach nie podaje się przebiegu, a tylko przeciętną wartość C_{mo} . Współczynnik ten zależy natomiast, i to w bardzo wielkim stopniu, od rodzaju i kształtu profilu i jest w pewnym sensie miarą stateczności profilu.

Dla profili symetrycznych $C_{mo} = 0$, co oznacza, że profile te mają obojętną stateczność. Profile dwuwypukłe typu NACA-23012 itp. mają małą wędrówkę środka parcia i ich $C_{mo} = 0,01$; profile płasko-wypukłe są już dość niestateczne ($C_{mo} = 0,07$), a profile wklęsłe są bardzo niestateczne ($C_{mo} = 0,14$). Zastosowanie takiego profilu do modelu samolotu, który w oryginale miał profil dwuwypukły, bez żadnych dodatkowych przeróbek, da w rezultacie model niestateczny i źle latający. Jedynie specjalne profile z wyraźnie odgiętą ku górze krawędzią spływu mają ujemną wartość C_{mo} , co oznacza, że profile takie są samostateczne. Są one stosowane w modelach o układzie latającego skrzydła albo w trudnych przypadkach dla poprawy właściwości wyjątkowo niestatecznych modeli. Odznaczają się one jednak niższą siłą nośną niż profile płasko-wypukłe, a ich charakterystyka aerodynamiczna jest podobna jak profilu dwuwypukłych.

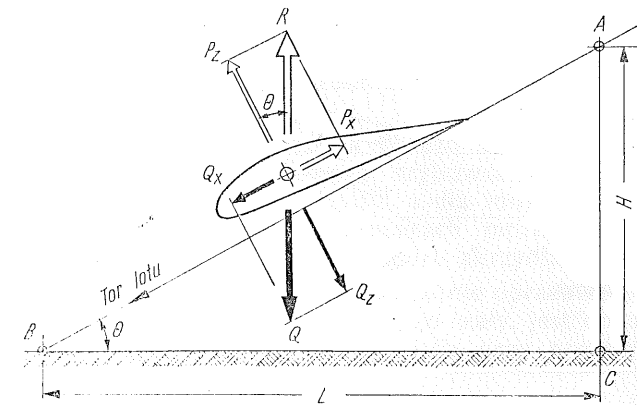
Aerodynamiczna doskonałość skrzydła

Właściwości skrzydła mogą być przedstawione w rozmaity sposób. Jednym z bardziej interesujących wskaźników jest tak zwana „doskonałość skrzydła”. Skrzydło będzie tym doskonalsze, im większą siłą nośną będzie w stanie wytworzyć i im mniejszy będzie miało opór. Stosunek współczynnika siły nośnej C_z do współczynnika siły opo-

ru skrzydła C_x będzie więc miarą doskonałości skrzydła:

$$d_{skrz} = \frac{C_z}{C_x} \quad (9)$$

Obrazowo mówiąc, doskonałość skrzydła to odległość, jaką przelecieć mogłoby samo skrzydło (gdyby jego stateczność na to pozwoliła) w locie ślizgowym, tracąc jednostkę wysokości. Jest tu pełna analogia do doskonałości całego płatowca, samolotu czy szybowca, zgodnie z rysunkiem 14-8. Zakładając bowiem, że siły działające na szybujące skrzydło muszą być w równowadze, a więc że



14-8. Siły działające na skrzydło w locie ślizgowym

$R = Q$, $P_z = Q_z$, $P_x = Q_x$, a trójkąt ABC utworzony z toru lotu, długości i wysokości przelotu jest podobny do trójkąta utworzonego z sił R , P_z i P_x , otrzymamy:

$$\frac{P_z}{P_x} = \frac{C_z}{C_x} = \frac{L}{H} = d_{skrz}$$

Doskonałość skrzydła zależy ściśle od kąta natarcia. Łatwo się można o tym przekonać, gdy weź-

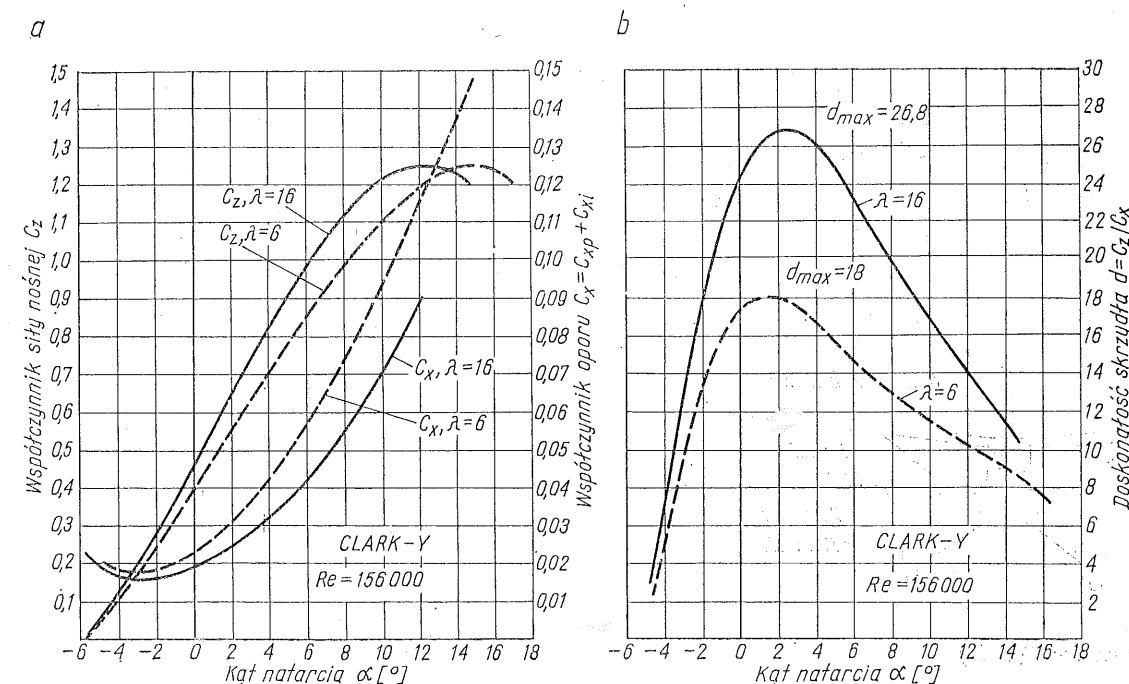
miemy z charakterystyki skrzydła właściwe dla poszczególnych wartości kąta natarcia współczynniki C_z i C_x , podzielimy je przez siebie i zbudujemy wykres doskonałości skrzydła (rys. 14-9). Przekonamy się wówczas, że skrzydło osiąga największą doskonałość w dość wąskim zakresie kątów natarcia i że poczynając od tego szczytowego punktu charakterystyczna krzywa doskonałości łagodnie opada w stronę większych kątów natarcia. Gwałtowny spadek doskonałości obserwujemy natomiast przy zmniejszaniu kąta natarcia skrzydła. Płyne stąd ważny wniosek, że dla pełnego wykorzystania właściwości skrzydła w locie ślizgowym trzeba regulować model na duże kąty natarcia. Doskonałość skrzydła zależy, i to w wielkim stopniu, od geometrycznych proporcji płata a szczególnie od jego smukłości (wydłużenia λ). Wynika to stąd, że opór skrzydła nie jest jednorodny, lecz składa się z dwóch podstawowych składników — oporu profilowego związanego ściśle z opływem kształtu oraz tzw. oporu indukowanego związanego z faktem, że wydłużenie skrzydła jest skończone i ciśnienia panujące po obu stronach płata dążą do wyrównania poprzez zakończenie skrzydła. Powstają zawirowania, które są źródłem dodatkowego, znacznego oporu. Opór ten intensywnie wzrasta, gdy wydłużenie skrzydła się zmniejsza. Obydwa składniki oporu skrzydła zależą od kąta natarcia i rosną wraz z nim.

Współczynnik oporu profilowego oznaczany jest symbolem C_{xp} , a współczynnik oporu indukowanego symbolem C_{xi} . Sumaryczny współczynnik oporu skrzydła wynosi:

$$C_x = C_{xp} + C_{xi}$$

Gdy chcemy skorzystać z gotowej charakterystyki skrzydła, trzeba zawsze zwracać uwagę, dla jakiego wydłużenia jest ona sporządzona.

Charakterystyki skrzydła mogą być bowiem sporządzone dla konkretnych wydłużeń (przeważnie



14-9. Właściwości skrzydeł o różnym wydłużeniu
a — wpływ wydłużenia na opór skrzydła, b — wpływ wydłużenia na doskonałość skrzydła

* W niektórych starszych materiałach można się spotkać z momentem odniesionym do krawędzi natarcia. Współczynnik momentu oznaczony jest wówczas przez C_m . Znając wykres C_m w funkcji C_z można obliczyć C_{mo} :

$$C_{mo} = C_m - \frac{1}{4} C_z$$

5 lub 6) lub przeliczone na wydłużenie nieskończone duże ($\lambda = \infty$), aby wyeliminować wpływ oporu indukowanego.

Jeżeli charakterystyka profilu opatrzona jest symbolem $\lambda = \infty$, oznacza to, że uwzględnia ona wyłącznie opór profilowy.

Ponieważ stosowane w praktyce płaszczyzny nośne mają konkretne, skończone, wydłużenia, chcąc mieć rzeczywisty obraz właściwości profilu w skrzydle trzeba do wartości współczynnika oporu profilowego C_{xp} dodać odpowiednie wartości współczynnika oporu indukowanego C_{xi} . Można je wyznaczyć z prostego wzoru:

$$C_{xi} = K_i \cdot \frac{C_z^2}{\lambda}$$

gdzie:

C_z — współczynnik siły nośnej.

K_i — współczynnik uwzględniający proporcje płata; dla skrzydeł typu samolotowego o wydłużeniach $5 \div 8$ $K_i = 0,335$, dla szybowców ($\lambda = 12 \div 16$) można przyjmować $K = 0,36$,

λ — konkretne wydłużenie we właściwym zakresie.

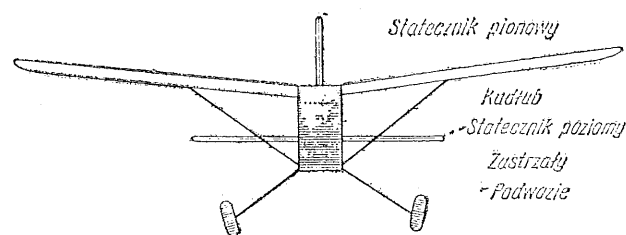
Na rysunku 14-9a przedstawione są dwie krzywe oporu skrzydła. Jedna, biegnąca wyżej, dotyczy skrzydła o wydłużeniu 6, — jakie stosuje się powszechnie w modelach samolotów. Druga krzywa, reprezentująca znacznie mniejszy opór, została sporządzona dla skrzydła o wydłużeniu 16, które jest charakterystyczne dla wyczynowych modeli szybowców.

Rysunek 14-9b przedstawia doskonałość skrzydła w obu przypadkach. Przewaga skrzydła o dużym wydłużeniu jest zdecydowana — maksymalna doskonałość skrzydła modelu szybowca jest o 50% większa niż doskonałość skrzydła modelu samolotu. Warto jednak zauważyć, że w zakresie kątów natarcia najczęściej wykorzystywanym w locie ślizgowym, a więc przy $\alpha = 7 \div 8^\circ$, różnica ta się jeszcze bardziej powiększa i wynosi ok. 80% na korzyść szybowca.

Aerodynamika płatowca

Opór szkodliwy i opór całkowity

Oprócz skrzydła model posiada również inne części (rys. 14-10), jak: stateczniki, kadłub, podwozie, silnik, różne zastrzały, owiewki itp., które nie dostarczają siły nośnej, ale są źródłem dodatkowego oporu nazywanego oporem szkodliwym.



— Części wytwarzające siłę nośną

— Części wytwarzające opór szkodliwy

14-10. Części modelu, które są przyczyną powstawania oporu szkodliwego

Współczynniki oporu szkodliwego

Tablica 14-2

Nazwa części	Kształt	Powierzchnia szkodliwa S	C_x
Kadłub idealnie opływowy o przekroju okrągłym			0,10
Kadłub opływowy o przekroju kwadratowym			0,15
Kadłub z łagodnym przodem			0,30
Kadłub z wystającym silnikiem			0,50
Kółko			0,25
Kółko w owiewce			0,15
Zastrzał, goleni			0,4
Drut			1,1
Stateczniki			0,02 0,025

Im mniej takich części, im mniejsze mają powierzchnie oraz im lepiej są one ukształtowane, tym lepsze będą właściwości modelu.

Wpływ kształtu różnych części modelu na wytwarzany przez nie opór szkodliwy ilustruje tablica 14-2. Podaje ona również współczynniki oporu szkodliwego i powierzchnie (przekroje), które decydują o wielkości oporu.

Całkowity, ogólny dla całego modelu współczynnik oporu szkodliwego łatwo obliczyć z bardzo prostego wzoru:

$$C_{xs} = \frac{C_{x1} \cdot S_1 + C_{x2} \cdot S_2 + C_{x3} \cdot S_3 \dots}{S} \quad (11)$$

gdzie:

$C_{x1}, C_{x2}, C_{x3} \dots$ — współczynniki oporu poszczególnych części modelu,

$S_1, S_2, S_3 \dots$ — powierzchnie szkodliwe tych części (tabl. 14-2),

S — powierzchnia skrzydła (w tych samych jednostkach, co $S_1, S_2, S_3 \dots$).

I tak na przykład dla modelu szybowca wyczynowego, który posiada skrzydło o wydłużeniu 16 i powierzchni 64 dm², a jako elementy „szkodliwe” opływowy kadłub o przekroju 1 dm² oraz stateczniki o symetrycznym profilu i łącznej powierzchni 12 dm², obliczenie to przedstawia się następująco:

$$C_{xs} = \frac{C_{x \text{ kadłub}} \cdot S_{\text{kadłub}} + C_{x \text{ stat}} \cdot S_{\text{stat}}}{S} = \frac{0,15 \cdot 1 + 0,02 \cdot 12}{64} = \frac{0,39}{64} = 0,0061 \approx 0,006$$

W ten sposób można obliczyć współczynniki oporu szkodliwego dla różnych modeli, a po dodaniu współczynnika oporu skrzydła wyznaczyć współczynnik oporu całkowitego C_{xog} . Dane te zebrano w tablicy 14-3.

Współczynniki oporu różnych modeli

Tablica 14-3

Rodzaj modelu	Współczynnik oporu skrzydła C_x	Współczynnik oporu szkodliwego C_{xs}	C_{xs} w % C_x	Współczynnik całkowitego oporu C_{xog}
Szybowiec wyczynowy	0,04 ^{*)}	0,006	15	0,046
Szybowiec treningowy	0,06 ^{*)}	0,012	20	0,072
Szybki samolot akrobacyjny z chowanym podwoziem	0,015 ^{**)}	0,015	100	0,030
Szkolny samolot sportowy z podwoziem, zastrzałami i wystającym silnikiem	0,08 ^{*)}	0,050	62	0,130

^{*)} w locie ślizgowym

^{**)} przy maksymalnej prędkości

Na marginesie tego zestawienia nasuwa się kilka istotnych uwag.

●Opór szkodliwy osiąga bardzo duże wartości. Nawet dla wyczynowego szybowca wynosi on około 15% oporu skrzydła, a dla innych modeli o mniej opływowych kształtach może wynosić nawet więcej niż połowę oporu skrzydła.

●Chociaż opór szkodliwy specjalnie opracowanych szybkich samolotów jest bardzo mały, jest on mimo to równy oporowi skrzydła przy prędkości maksymalnej.

●W przeciwieństwie do oporu skrzydła opór szkodliwy w małym stopniu zależy od kąta natarcia. Rośnie on co prawda przy skrajnie dużych i małych kątach natarcia, można jednak przyjmować, że w eksploatacyjnym zakresie jego wartość jest mniej więcej stała.

●Opór szkodliwy dominuje w locie na małych kątach natarcia — decyduje on wówczas o możliwości osiągnięcia odpowiedniej prędkości maksymalnej.

●Podczas lotu na dużych kątach natarcia (lot ślizgowy, lot z małą prędkością) o aerodynamicznej doskonałości modelu decyduje opór całkowity, w którym opór skrzydła odgrywa zasadniczą rolę.

Doskonałość płatowca w locie

Doskonałość modelu nie jest wielkością stałą, zależy ona od kąta natarcia, podobnie jak siła nośna i opór skrzydła, który jest głównym składnikiem oporu całkowitego.

Możemy się o tym przekonać praktycznie w czasie oblatywania modeli w locie ślizgowym. Jeżeli wypuścimy model ze zmniejszonym kątem nastawienia skrzydła (lub zwiększonym kątem nastawienia w stateczniku poziomym), model poleci na małych kątach natarcia krótkim, szybkim lotem z tendencją do nurkowania. Zwiększając stopniowo kąt nastawienia skrzydła (np. podkładkami pod krawędź spływu statecznika poziomego) osiągniemy coraz dłuższe, wolniejsze i dłużej trwające loty. Przy pewnej regulacji odległość lotu będzie największa i to jest właśnie lot przy maksymalnej doskonałości. Dalsze zwiększanie kąta natarcia już nie da rezultatów i nie spowoduje zwiększenia odległości przelotu.

Skoro już wiemy, jaki jest przebieg (patrz rys. 14-4) aerodynamicznej charakterystyki skrzydła i jakie wartości może przybierać opór szkodliwy,

możemy wyznaczyć doskonałość całego modelu, czyli wzajemny stosunek pomiędzy siłą nośną a ogólnym oporem całego płatowca:

$$d = \frac{P_z}{P_{xog}} = \frac{C_z}{C_{xog}} = \frac{C_z}{C_x + C_{xs}} \quad (12)$$

Wykres doskonałości modelu będziemy mogli zbudować w identyczny sposób, jak wykres doskonałości skrzydła, biorąc do jego budowy wielkość współczynnika oporu skrzydła C_x powiększoną o stałą^{*)} wartość współczynnika oporu szkodliwego C_{xs} . Wykonujemy tę pracę dla naszych dwóch przykładowych modeli:

— wyczynowego szybowca, którego współczynnik oporu szkodliwego wynosi 0,006 oraz
— szkolnego modelu prostego samolotu sportowego, dla którego $C_{xs} = 0,050$.

Załóżmy, że obydwa modele wyposażone są w ten sam profil Clark Y. Charakterystyki skrzydeł tych modeli o wydłużeniach 16 i 6 podane były na rysunku 14-9.

Wyniki obliczeń przedstawiają wykresy na rysunku 14-11. Są one bardzo charakterystyczne.

●Jak było do przewidzenia, doskonałość całych płatowców jest mniejsza niż doskonałość ich skrzydeł. Sprawili to wpływ oporu szkodliwego.

●Maksymalna doskonałość wyczynowego szybowca wynosi około 22 jednostek (21,6). Oznacza to, że model ten z wysokości 100 m może przelecieć odległość 2160 m. Są to, praktycznie biorąc, maksymalne możliwości miniaturowej techniki szybowcowej przy zastosowaniu klasycznych profili skrzydła^{**)}.

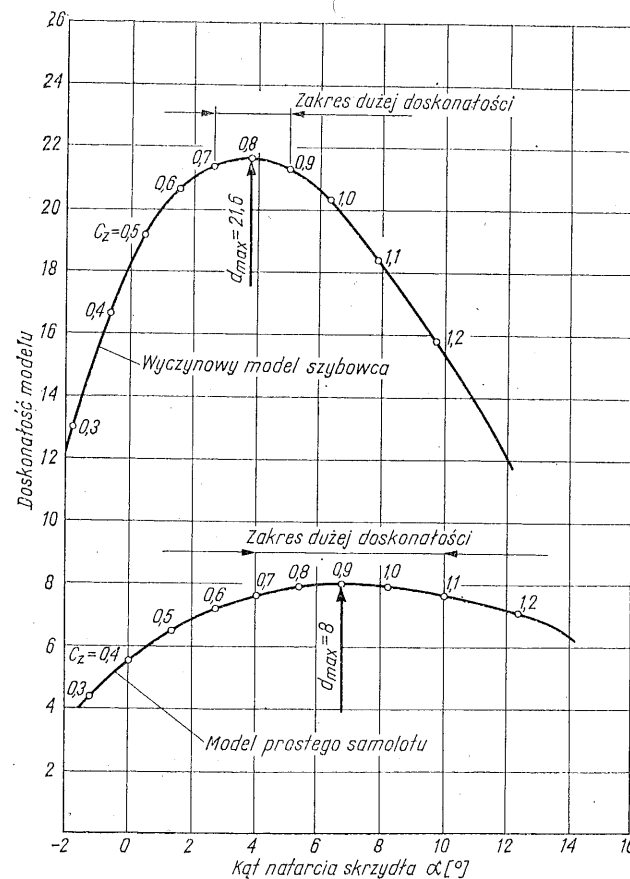
●Największa doskonałość modelu samolotu nie przewyższa 8 jednostek. Jest to charakterystyczna wielkość dla modeli tego typu.

●Współczynniki siły nośnej w granicach $0,7 \div 0,9$ i kąt natarcia w granicach $3 \div 5^\circ$ są charakterystyczne dla najkorzystniejszego lotu ślizgowego z maksymalną doskonałością.

●Szybowiec osiąga maksymalną doskonałość przy mniejszym kącie natarcia i mniejszym współczynniku siły nośnej niż samolot. Oznacza to, że szybowiec w locie ślizgowym może lecieć nie tylko bar-

^{*)} Przyjmuje się, dla przybliżonych obliczeń, że opór szkodliwy w granicach stosowanych kątów natarcia jest stały.

^{**)} Przekroczenie doskonałości 25 przy obecnie stosowanych rozmiarach i prędkościach modeli (zdalnie kierowanych) jest b. trudne i wymaga specjalnego opracowania aerodynamicznego.



14-11. Zależność doskonałości płatowca od kąta natarcia

działają płasko, ale i szybciej niż samolot, co jest zresztą zgodne z prawdą.

● Krzywa doskonałości dla samolotu jest o wiele bardziej płaska niż dla szybowca. Praktycznie biorąc, w granicach kątów natarcia od $+4$ do $+10^\circ$ doskonałość samolotu niewiele się zmienia. Model samolotu o dużym oporze szkodliwym jest więc niezbyt wrażliwy na regulację kąta natarcia.

● Maksymalna doskonałość modelu szybowca utrzymuje się w znacznie węższym zakresie kątów natarcia. Regulacja modeli tego typu musi więc być znacznie subtelniejsza — tym subtelniejsza, im większą doskonałość ma model. Modele o dużej doskonałości są trudne do regulowania.

Znajomość doskonałości modelu ma duże znaczenie. Pozwala bowiem nie tylko ocenić właściwości lotu ślizgowego, ale jest pomocna przy doborze napędu. Wystarczy bowiem podzielić ciężar modelu przez jego doskonałość (dla danego C_z), a otrzymamy siłę ciągu niezbędną do utrzymania lotu w tych warunkach.

Podłużna stateczność miniaturowych samolotów

Równowaga i stateczność skrzydła

Wiemy już z poprzednich rozważań, że na poruszające się w strumieniu powietrza skrzydło działają: siła oporu P_x (równoległa do kierunku lotu), siła nośna P_z (prostopadła do kierunku lotu) oraz moment pochylający M_o .

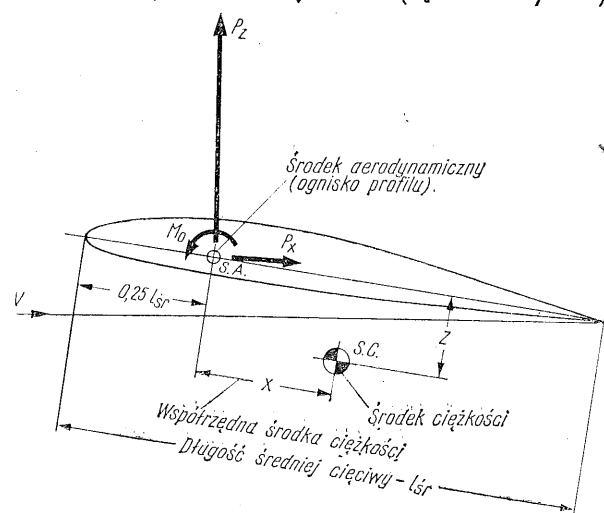
Działanie to jest skoncentrowane w środku aerodynamicznym „ognisku” skrzydła, co do którego przyjmuje się (w przybliżeniu), że jest położony w $1/4$ długości średniej cięciwy.

Omawiany układ, przedstawiony na rysunku 14-12 ma oczywiście, swój środek ciężkości, którego położenie w stosunku do ogniska średniej cięciwy skrzydła zwymiarowane jest za pomocą dwóch podstawowych współrzędnych:

- współrzędnej poziomej x oraz
- współrzędnej pionowej z .

Współrzędne te mogą być mierzone wzdłuż oraz prostopadłe do geometrycznej cięciwy profilu (cięciwy obliczeniowej)*.

Przyjmujemy ponadto, ogólnie dla wszystkich obecnych i późniejszych rozważań, że momenty nurkujące (jak M_o na rysunku) będziemy uważali za dodatnie, a momenty działające przeciwnie, tj. zadzierające — za ujemne (są niekorzystne).



14-12. Siły i momenty działające w układzie skrzydło — środek ciężkości

Założmy teraz, że tak przedstawione skrzydło powinno latać samo (bez statecznika) i zastanówmy się, jakie warunki muszą być spełnione dla zachowania równowagi i stateczności takiego układu. Rozpatrzmy trzy najprostsze przypadki (rys. 14-13) zakładając, dla uproszczenia, że współrzędna z jest równa zero.

● Na rysunku 14-13a przedstawiony jest profil dwuwypukły, który ma dodatni (nurkujący) moment M_o . Skrzydło takie znajdzie się w równowadze, gdy środek ciężkości będzie umieszczony z tyłu, poza ogniskiem (x — dodatnie); gdyż tylko wtedy można zrównoważyć nurkujący moment M_o zadzierającym momentem siły nośnej P_z :

$$M_o - P_z \cdot x = 0$$

gdzie (jak wiemy):

$$M_o = C_{mo} \cdot S \cdot \frac{\rho v^2}{2} \cdot l_{sr}$$

$$P_z = C_z \cdot S \cdot \frac{\rho v^2}{2}$$

*) Założenie takie stanowi pewne uproszczenie, gdyż przy dokładnych obliczeniach wymagane jest, aby współrzędne x i z były wyznaczane względem cięciwy zerowej siły nośnej, co wymaga z kolei dokładnej znajomości kąta zerowej nośności α_o — wartości charakterystycznej dla każdego profilu. Przyjęcie cięciwy geometrycznej wprowadza pewien błąd, który dla przeciętnie stosowanych profili i układów nie przekracza w skrajnych okolicznościach wartości 2% l_{sr} .

Jeżeli podzielimy obie strony równania przez stałą wartość $S \cdot \frac{\rho v^2}{2} \cdot l_{sr}$, otrzymamy

$$C_{mo} - C_z \cdot \bar{x} = 0 \quad (13)$$

gdzie przez $\bar{x}$ oznaczono stosunek $\frac{x}{l_{sr}}$.

W tej zależności C_{mo} jest wartością stałą (można tak przyjąć), a C_z wartością zmienną, zależną od kąta natarcia.

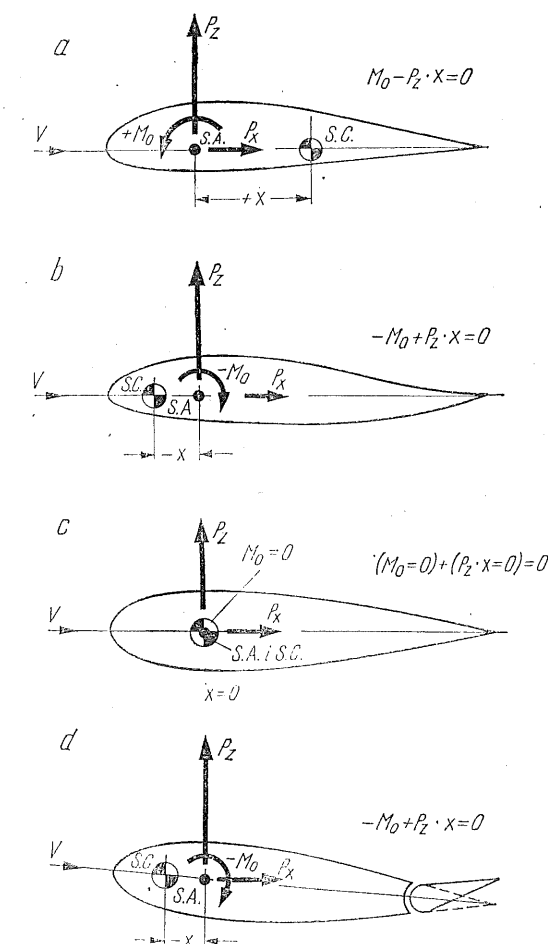
Zastanówmy się nad równowagą tego układu.

Jeśli C_z wzrośnie (np. przy wzroście kąta natarcia), spowoduje to wzrost momentu zadzierającego (ujemnego) i tendencję do dalszego wzrostu kąta natarcia. Gdyby C_z zmalało (przy nurkowaniu), zmniejszyłby się człon $C_z \cdot \bar{x}$ i przeważałoby działanie momentu skrzydła C_{mo} , zwiększające efekt nurkujący.

Wniosek stąd prosty: równowaga skrzydła z takim profilem jest chwiejna, a układ niestateczny. ● Weźmy teraz pod uwagę zupełnie przeciwny przypadek (rys. 14-13b) — skrzydło z profilem w kształcie litery S z wygiętą go góry krawędzią spływu, którego moment działa przeciwnie — jest zadzierający (ujemny). Dla tego przypadku równanie równowagi będzie miało postać:

$$-C_{mo} - C_z(-\bar{x}) = 0, \text{ czyli } C_z \cdot \bar{x} - C_{mo} = 0$$

Nietrudno zauważyć, że wzrost współczynnika siły nośnej C_z powoduje zwiększanie momentu



14-13. Najczęściej spotykane przypadki równowagi skrzydła

nurkującego (wzrasta człon $+C_z \cdot \bar{x}$), przeciwnie niż w przypadku poprzednim. Gdyby kąt natarcia został zmniejszony, zmniejszyłby się współczynnik C_z , a wraz z nim nurkujące działanie siły nośnej, co spowodowałoby, że nadmiar zadzierającego momentu własnego (od $-C_{mo}$) przywróciłby równowagę. Układ taki jest więc stateczny. Przedstawiony przykład jest ilustracją jednego ze sposobów budowy latających skrzydeł lub uszateczniania wyjątkowo upośledzonych pod tym względem samolotów i modeli.

● Jeżeli teraz przyjrzymy się przypadkowi z profilem symetrycznym (rys. 14-13c), dla którego M_o i $C_{mo} = 0$, to łatwo dojdziemy do wniosku, że układ ten, w przypadku gdy środek ciężkości ułożymy w samym ognisku profilu, będzie miał stateczność obojętną (brak jakichkolwiek momentów), zaś przy każdym innym położeniu środka ciężkości układ będzie niestateczny.

Można temu zaradzić, jeżeli takie skrzydło (o symetrycznym profilu) zaopatrzymy w wychyłaną kłapę, jak na rysunku 14-13d. Przez wychylenie kłapy zmienia się charakter profilu, pojawia się działanie momentu M_o i układ może być zrównoważony w podobny sposób, jak w przypadku b.

Ponadto układ ten ma jeszcze i tę zaletę, że jest symetryczny, to znaczy będzie miał identyczne właściwości w locie normalnym, jak i odwróconym.

Nic więc dziwnego, że jest to najbardziej rozpowszechniona metoda budowania modeli latających skrzydeł i o układzie „delta”. Metoda ta jest także wykorzystywana przy budowie modeli akrobacyjnych i to zarówno zaopatrzonych w stateczniki, jak też latających jako samo skrzydło.

Opisane przypadki mają bardzo istotne znaczenie w całej teorii stateczności — skrzydło bowiem ma zawsze wpływ decydujący.

Podłużna równowaga samolotu

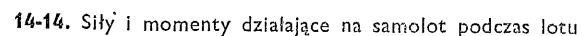
Rzeczywisty układ sił i momentów działających na cały samolot w czasie lotu jest dość złożony. Typowy schemat przedstawiony jest na rysunku 14-14.

W tym „najprostszym”, bo charakterystycznym dla ustalonego lotu poziomego, przypadku oddziałuje aż 10 różnych momentów. Pełne ich uwzględnienie wymagałoby bardzo wnikliwej analizy aerodynamicznej i dla potrzeb modelarskich byłoby zbyt trudne do zrealizowania. Jest to też niepotrzebne, gdyż niektóre oddziaływania (od poz. 5) można albo wyeliminować, albo pominąć.

● Oś ciągu śmigła jest przeważnie tak usytuowana, że przechodzi w pobliżu środka ciężkości. Jeżeli nawet tak nie jest, to staramy się w modelu tak ją ustawić, aby momenty od siły ciągu były małe.

● Wpływ podwozia zazwyczaj pomijamy albo zakładamy, że znoszą go inne momenty (moment ciągu lub moment oporu kadłuba). Nie można natomiast pominąć momentu spowodowanego oporem, np. pływaków, gdyż jest on znaczny i w poważnym stopniu narusza podłużną równowagę samolotu.

● Wpływ kadłuba też się pomija, zakładając że koncentruje się on w środku ciężkości. Jednak czasami zdarza się, przy mocno wybruszonych



- | | | |
|-----------------------------|--------------|---------|
| 1 + M_0 | — skrzydło | |
| 2 — $P_z \cdot X$ | — skrzydło | |
| 3 — $P_z \cdot Z$ | — skrzydło | |
| 4 + $P_z \cdot H \cdot L_H$ | — statecznik | poziomy |
| 5 — $P_z \cdot Z$ | — śmigło | |
| 6 + $P_{xp} \cdot Z_p$ | — podwozie | |
| 7 + $P_{xk} \cdot z_k$ | — kadłub | |
| 8 — $P_{xk} \cdot x_k$ | — kadłub | |
| 9 — $P_z \cdot H \cdot Z_H$ | — statecznik | poziomy |
| 10 — $P_{xv} \cdot Z_v$ | — statecznik | pionowy |

● Wpływ oporu stateczników może być pominięty. Opór jest niewielki, a jego ramię działania też zazwyczaj nieduże.

Aby samolot mógł zachować pełną równowagę podłużną, muszą być spełnione dwa zasadnicze warunki:

1. Suma wszystkich momentów względem środka ciężkości (całego samolotu) musi być równa zero.
2. Siły działające w układzie muszą być wzajemnie zrównoważone — siły nośne z ciężarem, siły ciągu z oporem.

$$M_o - P_z \cdot x - P_x \cdot z = P_{zH} \cdot L_H$$

moment skrzydła = moment usterzenia poziomego
Zależność tę możemy przedstawić w wygodniejszej formie, tzn. za pomocą bezwymiarowych współczynników, dzieląc obie strony przez stałą

wartość $S \cdot \frac{\rho v^2}{2} \cdot l_{sr}$.

$$C_m = C_{m0} - C_z^0 \cdot \bar{x} - C_x \cdot \bar{z} + C_{zH} \cdot A_H \cdot \eta_H \quad (14)$$

η_H — współczynnik sprawności usterzenia, uwzględniający spadek prędkości strugi w okolicy usterzenia oraz inne zakłócenia wywołane obecnością kadłuba i skrzydła; sprawność η_H może wynosić:

- 0,6 — dla dolnoplątów,
- 0,8 — dla górnoplątów,
- 1,0 — dla wysoko umieszczonego usterzenia,

$$A_H = \frac{S_H}{S} \cdot \frac{L_H}{l_{sr}} - \text{iloczyn wzajemnych stosunków po-}$$

Rozpatrując wzór 14 nietrudno udowodnić, że równowaga podłużna jest łatwa do osiągnięcia. W locie zrównoważonym dąży się przeważnie do tego, aby usterzenie nie wytwarzało siły nośnej lub aby była ona niewielka. W związku z tym możemy założyć, że $C_{zH} = 0$ i 4 człon równania odpada. Usunąć jeszcze jako mało istotny człon 3,

*) Oznaczenie literą A stosowane jest przeważnie w literaturze modelarskiej; poza tym stosowane są inne oznaczenia.

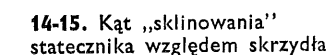
$$\bar{\chi} = \bar{\chi}_0 = \frac{C_{mo}}{C_z} \quad (15)$$
$$\bar{x}_0 = \frac{0,07}{1,0} = 0,07$$

Podłużna stateczność statyczna

Aby to bliżej wyjaśnić, przepiszmy raz jeszcze wzór na ogólny współczynnik podłużnego momentu płatuwca:

$$C_m = \overbrace{C_{m0} - C_z \cdot \bar{x} - C_x \cdot \bar{z}}^{\text{skrzydło}} + \overbrace{C_{zH} \cdot A_H \cdot \eta_H}^{\text{usterzenie}}$$

Dla wygodniejszego analizowania wzór ten można uprościć — zrezygnować z członu zależnego od C_x^* , a zmienność momentu usterzenia wyrazić



Po wszystkich tych przekształceniach i uproszczeniach wzór nasz przybierze postać:

$$C_m = C_{mo} - C_{mr} + C_z(K_\lambda \cdot A_H \cdot \eta_H - x) \quad (16)$$

*) Można tak założyć, ponieważ $\bar{z}$ w wielu przypadkach jest bliskie zeru (dolnopłaty i średniopłaty), zaś C_x jest na ogół wielokrotnie mniejsze od C_z .

C_{mo} — współczynnik momentu skrzy-
dła względem ogniska — prze-
ważnie stały i dla zwykłych
profilu dodatni,

C_{mr} — stały („regulacyjny”) współczynnik momentu od usterzenia związany z jego regulacją, czyli kątowym ustawieniem względem skrzydła; dla przeciętnie stosowanych usterzeń wielkość C_{mr} może być obliczona ze wzoru:

$$C_{mr} = 0,065 \varphi \cdot A_H \cdot \eta_H \quad (17)$$

jedyna nieznaną w tym wzorze wielkość φ (fi) to tzw. kąt „sklinowania” statecznika i skrzydła, mierzony (w stopniach) pomiędzy cięciwami zerowej siły nośnej (rys. 14-15); wielkość C_{mr} ma prawie zawsze znak ujemny, ponieważ kąt nastawienia statecznika (dla statecznych modeli) jest mniejszy niż kąt nastawienia skrzydła — w wyjątkowych przypadkach kąty te mogą być jednakowe ($\varphi = 0$) i wtedy $C_{mr} = 0$;

$C_z(K_\lambda \cdot A_H \cdot \eta_H - \bar{x})$ — zasadniczy człon uwzględniający zmienność siły nośnej skrzydła C_z , wyważenia samolotu $\bar{x}$ oraz proporcje i warunki pracy usterzenia ($K_\lambda \cdot A_H \cdot \eta_H$) — jedyna nieznamy dla nas dotychczas wartość do K_λ — stały współczynnik zależny od wydłużenia (λ) skrzydła i usterzenia.

Dla przeciętnych spotykanych w samolotach proporcji K_λ wynosi około $0,45 \div 0,5$.

C_z , czyli od zmian kąta natarcia (podłużnych wa-
hań modelu) dla dobrze zaprojektowanych, sta-
tecznych modeli, przedstawia rysunek 14-16.
Sporządzono go dla dwóch modeli:

- Model 1 (linia ciągła) — powolny, swobodnie latający lub zdalnie kierowany — jednoczynnościowy, skrzydło z płasko-wypukłym profilem Clark Y, dla którego $C_{m0} = 0,07$, latający na dużych kątach natarcia (najmniejsze opadanie) przy $C_z = 1,0$.
- Model 2 (linia przerywana) — szybki, na uwięzi lub zdalnie kierowany — wieloczynnościowy, skrzydło z dwuwypukłym profilem NACA-2412 ($C_m = 0,02$) latający na małych kątach natarcia przy $C_z = 0,2$.

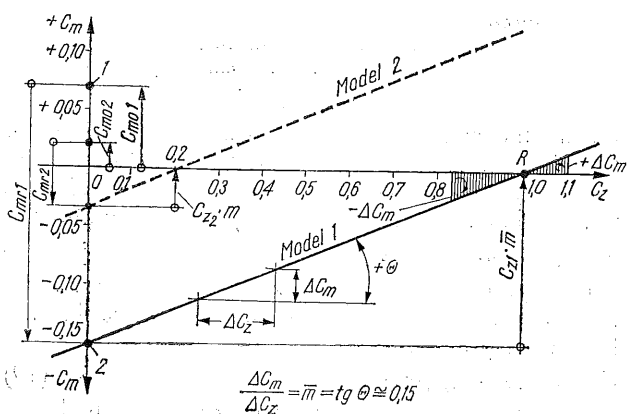
Dla pierwszego modelu równowaga musi nastąpić przy $C_z = 1,0$ — w tym punkcie (punkt R) krzywa C_{m0} przecina poziomą oś C_z . Jeżeli teraz (na skutek zakłócenia, np. podmuchu) nastąpi zwiększenie kąta natarcia i co za tym idzie zwiększenie C_z (zakresowany obszar pod krzywą C_m), pojawi się nadmiar momentu ΔC_m ze znakiem dodatnim, a więc nurkujący, czyli usiłujący przywrócić równowagę. Analogicznie będzie, gdy kąt natarcia zostanie zmniejszony — pojawi się ujemny, zadzierający, przyrost momentu.

Gdy $C_z = 0$ (punkt 2 na wykresie), moment ujemny działający na model jest bardzo duży. Na wielkość tego momentu składają się dwa elementy: dodatni moment profilu skrzydła C_{m0} oraz przeciwnie skierowany, o wiele od niego większy „regulacyjny” moment C_{mr} od statecznika. Jak wynika z wykresu, współczynnik C_{mr} musi być tym większy, im większy jest regulacyjny współczynnik siły nośnej C_z , przy którym ma się odbywać lot, oraz im większy jest moment skrzydła (im większe C_{m0}).

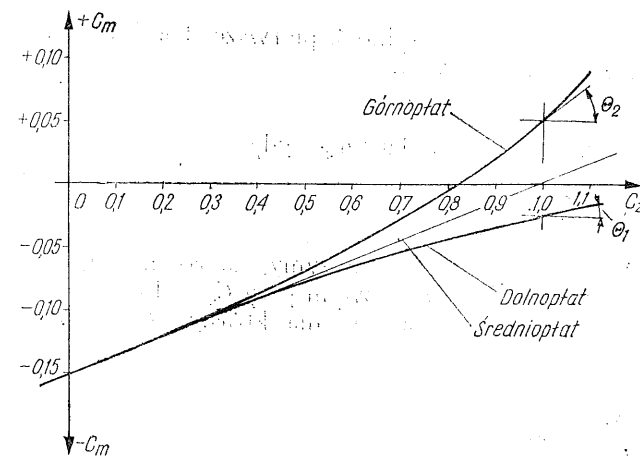
Dla drugiego modelu (linia przerywana) równowaga zachodzi przy $C_z = 0,2$; model wymaga znacznie mniejszej wartości C_{mr} dla zrównoważenia lotu.

Z analizy tych wykresów można wyciągnąć następujące wnioski:

•Dodatknie nachylenie krzywej C_m jest oznaką stateczności. Dla przeciętnych statecznych modeli minimalny dodatni przyrost C_m przypadający na jednostkę C_z (oznaczony we wzorze 18 przez współczynnik $\bar{m}$) powinien wynosić około 0,15; $\bar{m} = 0,15$. Oznacza to, że w przedziale C_z od 0 do 1,0 C_m powinno wzrosnąć o 0,15 jednostki.



14-16. Wykres całkowitego momentu podłużnego działającego na płatek podczas lotu



14-17. Przebieg momentu podłużnego zależy od układu płatkowca

•Dla idealnych średniopłatów, w których średnia cięciwa skrzydła leży na wysokości środka ciężkości ($\bar{z} = 0$), wykresy C_m w funkcji C_z są liniami prostymi — jak na rysunku 14-16.

•Jeśli $\bar{z}$ nie jest równe zero, wykres C_m będzie krzywoliniowy (rysunek 14-17) i nastąpi odchylenie od poprzednio omawianego przebiegu, widoczne wyraźnie przy dużych wartościach C_z :

— dla górnoptatów, dla których $\bar{z} = 0,3 \div 0,4$, krzywa C_m odchyli się ku górze, stateczność takiego modelu będzie więc wzrastać wraz ze wzrostem C_z ; dla dolnoptatów ($\bar{z} = -0,1 \div -0,2$) krzywa C_m odchyli się ku dołowi, co oznacza, że stateczność modelu na dużych kątach natarcia będzie gorsza.

•Omówiony przyrost lub obniżenie współczynnika momentu przy dużych kątach natarcia ($C_z = 1,0$) związane z wielkością $\bar{z}$ wynosi przeciętnie: $+0,05$ dla wysokich górnoptatów ($\bar{z} = 0,4$), $-0,025$ dla skrajnych dolnoptatów ($\bar{z} = -0,2$).

Oznacza to w przypadku górnoptata około 30-procentowy wzrost stateczności, zaś w przypadku dolnoptata spadek stateczności rzędu 15%.

Wpływ $\bar{z}$ zanika w miarę jak C_z dąży do zera. Można to również interpretować i w ten sposób, że model górnoptata, który już przy dużych C_z miał małą stateczność, straci ją przy zmniejszeniu kąta natarcia, odwrotnie niż dolnoptat, którego stateczność powinna się polepszyć.

•Zjawiska, jakie zachodzą, gdy $C_z = 0$, są również bardzo ważne. Wartość C_{mr} (patrz rys. 14-16), która reprezentuje moment usterzenia, gdy skrzydło nie daje siły nośnej, wskazuje, jak duża musi być kątowa różnica (kąt φ) pomiędzy statecznikiem a skrzydłem, aby nastąpiła równowaga dla takiej wartości C_z , jaka jest potrzebna do lotu. Znając lub zakładając wartość m , można obliczyć wielkość C_{mr} niezbędną dla zachowania równowagi:

$$-C_{mr} = C_z \cdot \bar{m} + C_{m0} \quad (20)$$

a następnie przekształcając wzór 17 wyznaczyć kątową wielkość składowania usterzenia:

$$\varphi = \frac{C_{mr}}{0,065 A_H \cdot \eta_H} \quad (21^*)$$

Będzie to miało znaczenie, gdy będziemy określać warunki regulacji modelu.

*) Wzór 21 ważny jest dla $z = 0$

Zasady wyważania modeli latających

Środek równowagi obojętnej

Powiedzieliśmy poprzednio, że wzrost momentu od usterzenia, towarzyszący wzrostowi kąta natarcia, czyli dodatnie nachylenie krzywej $C_m = f(C_z)$, jest oznaką podłużnej stateczności statycznej. Nachylenie tej krzywej (rys. 14-18) dla modelu średniopłata ($\bar{z} = 0$) zależy, jak wiemy, od wielkości m (patrz wzory 18 i 19):

$\bar{m} = \frac{1}{K_A \cdot A_H \cdot \eta_H} \bar{x}$, a ta z kolei będzie zależała od rozmiarów, proporcji oraz wzajemnego rozmieszczenia usterzenia i skrzydła (człon 1) oraz od wyważenia modelu $\bar{x}$, liczonego od ogniska w ułamkach średniej cięciwy skrzydła ($\bar{x} = \frac{x}{l}$).

Przy stałych proporcjach geometrycznych nachylenie krzywej stateczności będzie wyłącznie malejącą w miarę jak $\bar{x}$ będzie wzrastać, to znaczy gdy środek ciężkości będzie się oddalał od ogniska. Przy pewnej dostatecznie małej wartości $\bar{m}$ nachylenie krzywej C_m stanie się zupełnie małe, a w momencie gdy $\bar{m}$ osiągnie wartość zero, stateczność statyczna całkiem zaniknie.

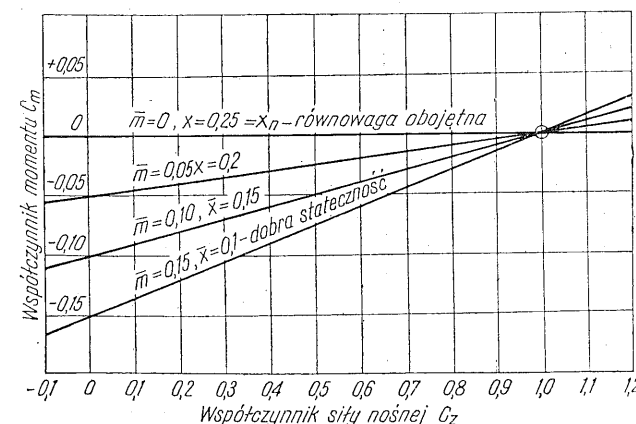
Model wówczas będzie miał równowagę obojętną (neutralną) i w tym stanie będzie leciał po takim torze, jaki zostanie mu przypadkowo nadany, a jeśli wejdzie w stromy lot nurkowy, rozbije się o ziemię. Wartość współrzędnej wyważenia $\bar{x}_n$, przy której to zjawisko występuje, nazywa się często, zresztą niezbyt ściśle, wyważeniem krytycznym, a punkt na cięciwie profilu, który wyznacza ta współrzędna, środkiem równowagi obojętnej (neutralnej). Jego położenie można obliczyć, gdy wyrażenie (18) zostanie przyrównane do zera, czyli gdy:

$$\bar{m} = K_A \cdot A_H \cdot \eta_H - \bar{x} = 0, \quad \text{to} \quad \bar{x} = \bar{x}_n$$

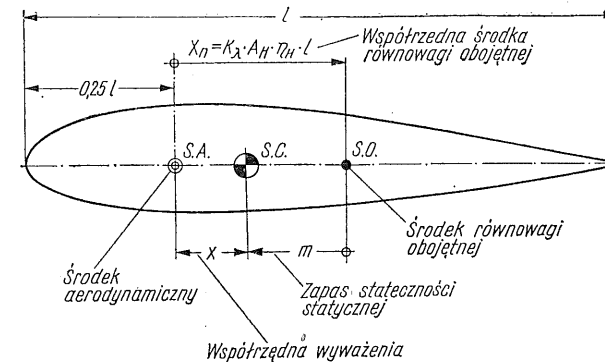
stąd:

$$\bar{x}_n = K \cdot A_H \cdot \eta_H \quad (22^*)$$

*) Wzór ważny dla modelu średniopłata, gdy $z = 0$



14-18. Nachylenie krzywej momentu maleje wraz ze zmniejszeniem się wartości m i wzrostem współrzędnej wyważenia x



14-19. Środek równowagi obojętnej i zapas stateczności

Jest to bardzo ważny (rys. 14-19) umowny punkt, położony z tyłu, poza ogniskiem profilu — środek ciężkości musi bowiem leżeć przed środkiem równowagi obojętnej, aby zaistniały warunki dla zapewnienia prawidłowej stateczności podłużnej. Będzie to spełnione, gdy:

$$\bar{m} = K_A \cdot A_H \cdot \eta_H - \bar{x} = \bar{x}_n - \bar{x} > 0$$

czyli dla:

$$\bar{x} < \bar{x}_n$$

Ten niezbędny dystans pomiędzy wyważeniem samolotu a położeniem środka równowagi obojętnej nazywany jest zapasem stateczności podłużnej i jest równoznaczny z takim nachyleniem krzywej stateczności $\bar{m}$, które zapewnia poprawną stateczność.

Poprzednio powiedzieliśmy, że dla przeciętnych modeli $\bar{m}$ powinno wynosić $\sim 0,15$, czyli że środek ciężkości modelu powinien być położony co najmniej o 0,15 długości średniej cięciwy przed środkiem równowagi obojętnej.

Są to przeciętne warunki stateczności. W rzeczywistości położenie środka równowagi obojętnej może jeszcze zależeć od innych czynników, które mają tę właściwość, że przesuwają go do przodu, a więc działają niekorzystnie, zmniejszając zapas stateczności.

•Dla modeli dolnoptatów, które mają ujemne $\bar{z}$, zmniejszenie to wynosi: około $0,4 C_z \cdot \bar{z}$ i jest szczególnie groźne przy dużych wartościach C_z . Na przykład dla $C_z = 1$ i $\bar{z} = -0,2$ środek równowagi obojętnej przesunie się do przodu o około 8% cięciwy, o tyle też zmniejszy się zapas stateczności.

•Wpływ grubego i pękatego kadłuba (jego siła nośna i opór) może przesunąć $\bar{x}_n$ o $2 \div 4\%$, wpływ gondoli silnikowych w samolotach wielosilnikowych o dalsze $2,5 \div 4,5\%$. Podobnie niekorzystnie może wpływać wysunięte, nieoprofilowane podwozie.

•Ciąg śmigła i jego składowe oraz działanie strumienia pozaśmigłowego może przesunąć środek równowagi obojętnej do przodu nawet o kilkanaście procent, zwłaszcza w samolotach wielosilnikowych.

Jak widać, przy szczególnie niekorzystnym zbiegu okoliczności (wielosilnikowy dolnoptat, z grubym kadłubem, wysuniętym podwoziem) możemy się spotkać z przesunięciem środka równowagi obojętnej nawet o 30% do przodu. Ta przyczyna spowodowała, że w praktycznych obliczeniach przyjmuje się dość świadczalnie wyznaczone zapasy stateczności, różne dla rozmaitych typów samolotów i ich modeli.

Zapas stateczności podłużnej

Jak wynika z poprzednich rozważań, przy szczególnie niekorzystnych proporcjach i właściwościach samolotu trzeba się liczyć ze znacznym przesunięciem środka równowagi obojętnej w stosunku do teoretycznie wyznaczonego położenia, bez uwzględnienia wpływu czynników niekorzystnych, np. ze wzoru 22. Przesunięcie to w skrajnych przypadkach może dochodzić nawet do 30% ciężkości. Ta przyczyna spowodowała, że w praktycznych obliczeniach posługujemy się metodą^{*)}, która pozwala wyeliminować takie ewentualności. Sposób postępowania jest następujący.

● Wyznacza się umowną współrzędną wyważenia krytycznego, zakładając, że sprawność usterzenia $\eta_H = 1$:

$$\bar{x}_{kryt} = K_A \cdot A \quad (23)$$

● Współrzędną wyważenia wyznacza się z bardzo prostego wzoru:

$$\bar{x} = \bar{x}_{kryt} - \bar{h} \quad (24)$$

^{*)} Metoda opracowana i sprawdzona przez autora

gdzie $\bar{h}$ jest doświadczalnie wyznaczonym zapasem stateczności, różnym dla różnych modeli, obejmującym wszystkie niekorzystne wpływy, a więc wpływ układu, kadłuba oraz rodzaju samolotu, a także wpływ stopnia dojrzałości jego konstrukcji, to znaczy wpływ okresu historycznego, z którego pochodzi oryginał. Wartości K_A i $\bar{h}$ mogą być wyznaczone z tablic 14-4 i 14-5.

● Współrzędną wyważenia $\bar{x}$ nie może być dobrana dowolnie. Dla każdego modelu istnieje dość ściśle określony obszar najkorzystniejszych położażeń. W związku z tym obliczenia wg wzoru 24 powinny być traktowane jako kontrola prawidłowości wyważenia.

● W przypadku gdy $\bar{x}$ obliczone nie zgadza się z pożądanym (dane z tablicy 14-5), należy dokonać odpowiedniej korekty.

Najczęściej zdarza się, że wyznaczone $\bar{x}$ jest położone bardziej w przodzie niż wynosi optimum. Wówczas mamy tylko dwie możliwości:

— zaryzykować i pozostawić $\bar{x}$ tak, jak wynika z tablicy 14-5, decydując się na zmniejszenie zapasu stateczności,

Tablica 14-4

Wartości współczynnika K_A (do wzoru 23)

Wydłużenie statecznika $\lambda_H = b^2 H / S_H$	Wydłużenie skrzydła $\lambda = b^2 / S$													
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	12	14	16	18	20
2	0,10	0,23	0,30	0,34	0,36	0,38	0,40	0,41	0,42	—	—	—	—	—
2,5	0,11	0,26	0,33	0,37	0,41	0,42	0,45	0,46	0,47	—	—	—	—	—
3	0,12	0,28	0,36	0,40	0,44	0,46	0,48	0,49	0,50	0,52	—	—	—	—
3,5	—	0,30	0,38	0,42	0,46	0,49	0,51	0,52	0,53	0,54	—	—	—	—
4	—	0,31	0,40	0,45	0,49	0,52	0,53	0,55	0,56	0,57	0,59	—	—	—
4,5	—	—	0,42	0,46	0,50	0,53	0,55	0,57	0,58	0,60	0,62	—	—	—
5	—	—	—	0,48	0,52	0,55	0,57	0,59	0,60	0,62	0,64	0,65	0,66	0,66
6	—	—	—	—	0,55	0,57	0,60	0,62	0,63	0,65	0,67	0,68	0,69	0,7

Uwaga: W ramce ujęto wartości najczęściej spotykane dla proporcji przeciętnych samolotów.

Tablica 14-5

Przeciętne doświadczalne parametry stateczności podłużnej

Model samolotu	Zdalnie kierowane				Na uwięzi	
	RCJ (SL)		RCW		$\bar{x}$	$\bar{h}$
	$\bar{x}$	$\bar{h}$	$\bar{x}$	$\bar{h}$		
Szkolne — dla początkujących (przeciętne)	0,15	0,35	0,1	0,3	—0,15	0,4
Treningowe — popularne (przeciętne)	0,1	0,2	0,05	0,2	—0,05	0,25
Zawodnicze	0,05	0,2	0,05	0,2	—0,05	0,25
Sportowe — górnopłatowe	0,0	0,25	0,0	0,25	—0,1	0,3
Sportowe — dolnopłatowe	—	—	0,0	0,2	0,0	0,25
Akrobacyjne (typu dwupłatowego)	—	—	0,05	0,2	0,0	0,3
Akrobacyjne (typu myśliwskiego i sportowego)	—	—	0,0	0,25	—0,15	0,35
Szybkie (typu sportowego i myśliwskiego)	—	—	0,0	0,3	—0,2	0,4
B. szybkie (typu wyścigowego i rekordowego)	—	—	0,0	0,25 ÷ 0,3 ^{*)}	—0,1	0,3
Wielosilnikowe (typu myśliwskiego i sportowego)	—	—	—0,05	0,3 ÷ 0,35 ^{*)}	—0,1	0,45
Wielosilnikowe (typu bombowego i komunikacyjnego)	—	—	0,0	0,15	—0,15	0,3
Historyczne (z I wojny światowej)	—	—	+0,05	0,1	—0,05	0,2
Historyczne — pionierskie (do 1910 r.)	—	—	—	—	—	—

Uwaga — w tablicy podano:
w rubryce $\bar{x}$ — maksymalnie tylne wyważenia (w projekcie dopuszcza się zmniejszenie o 0,05%),
w rubryce $\bar{h}$ — minimalny zapas stateczności (dopuszcza się zwiększenie o 0,05),
^{*)} mniejsze wartości $\bar{h}$ dla górnopłatów, większe dla dolnopłatów

— przesunąć środek równowagi obojętnej bardziej do tyłu, tak aby było spełnione wymaganie:

$$\bar{x}_{kryt2} = \bar{x} + \bar{h}$$

gdzie zarówno $\bar{x}$, jak i $\bar{h}$ są wartościami optymalnymi i zaleconymi w tablicy 14-5. Można to zrobić jedynie w przypadku skorygowania wskaźnika A, czyli przez powiększenie powierzchni statecznika poziomego S_H . W związku z tym obliczamy nową wartość wskaźnika A:

$$A_2 = \frac{\bar{x}_{kryt2}}{K_A} \quad (25)$$

a następnie niezbędny stopień zwiększenia powierzchni statecznika:

$$\frac{S_{H2}}{S_H} = \frac{A_2}{A} \quad (26)$$

gdzie A to poprzednio wyznaczona wielkość, wynikająca z oryginalnych proporcji.

Sposób ten należy specjalnie zalecać przy projektowaniu modeli o charakterze popularnym — szkolnych i treningowych.

Przy modelach zawodniczych, ze względu na obawę utraty części punktów za wierność usterzenia poziomego, bardzo często rezygnuje się z tego sposobu poprawienia stateczności ryzykując, że model może być niestateczny. Trzeba bowiem pamiętać, że na skutek efektów zmniejszenia skali (wpływ spadku liczby Reynold'sa itp.) modele mają i tak pogorszoną stateczność, nawet jeśli wierność geometryczna jest ściśle zachowana.

Pewnym sposobem poprawienia sytuacji, który co prawda nie ma bezpośredniego wpływu na wielkość $\bar{x}_{kryt}$, może być zastosowanie w skrzydle innego profilu o zwiększonej stateczności własnej (mniejszym C_{mo}). Wówczas zgodnie z tym, co mówiliśmy o równowadze i stateczności skrzydła, środek ciężkości może być przesunięty bardziej do przodu. Daje to zwiększenie zapasu stateczności bez potrzeby dokonywania korekt w rozmiarach usterzenia.

Skrajne położenia środka ciężkości

Stateczny płatowiec powinien dysponować odpowiednim zapasem stateczności podłużnej, co oznacza, że środek ciężkości nie może być zbyt przesunięty do tyłu.

Z wymagań sterowności wynika jednak, że nie można również przesunąć środka ciężkości dowolnie do

przodu, przed ognisko, mimo że zabieg ten powoduje zwiększenie zapasu stateczności.

Przy zbyt przednim wyważeniu moment nurkujący od skrzydła jest bardzo duży i może się zdarzyć, taka sytuacja, że przy całkowitym wychyleniu steru wysokości nie wystarczy momentu usterzenia dla zrównoważenia momentu skrzydła, szczególnie w locie na dużych kątach natarcia. Taki model nie będzie zdolny do wyzyskania pełnego zakresu nośności skrzydła i nie będzie mógł osiągnąć dostatecznie niskiej prędkości minimalnej, będzie źle szybował, źle się wznosił, opornie będzie reagował na wychylenia steru do góry, zaś gwałtownie przy wychyleniu steru w dół.

W granicznym przypadku płatowiec będzie jeszcze sterowny, jeśli działanie statecznika i steru pozwoli na osiągnięcie maksymalnego wyporu skrzydła. Oznacza to, że maksymalny pochylający (dodatni) moment od skrzydła przy maksymalnie przesuniętym do przodu położeniu środka ciężkości powinien być zrównoważony maksymalnie możliwym do osiągnięcia (dla danych proporcji) momentem ujemnym usterzenia (rys. 14-20):

$$M_{s \max} = -M_{H \max}$$

czyli

$$C_{ms \max} = -C_{mH \max}$$

Z równości tej, po podstawieniu odpowiednich wartości dla C_{ms} i C_{mH} , można obliczyć współrzędną $\bar{x}_p$ skrajnego przedniego położenia środka ciężkości. Dla najbardziej ogólnego przypadku:

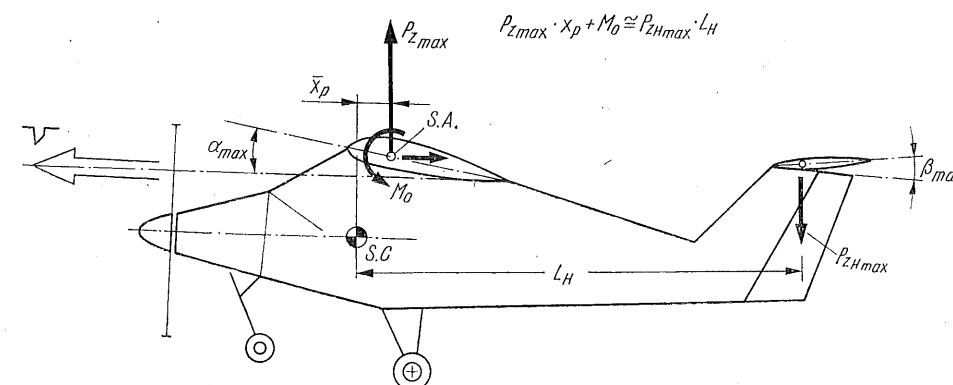
$$\bar{x}_p = \left(C_{zH \max} \cdot \frac{A_H}{C_{z \max}} \right) \cdot \eta_H + \frac{C_{mo}}{C_{z \max}} + \sim 0,1z \quad (27)$$

gdzie:

$C_{zH \max}$ — maksymalny współczynnik ujemnej siły nośnej usterzenia: współczynnik ten wynosi przeciętnie: 0,4 dla modeli bez steru wysokości regulowanych na optymalny lot ślizgowy; 0,5 dla modeli jak wyżej ze sterem wysokości;

0,25 dla modeli samolotów szybkich i akrobacyjnych o niewielkiej różnicy między kątami nastawienia usterzenia i skrzydła;

$C_{z \max}$ — maksymalny współczynnik siły nośnej skrzydła zależny od profilu i ew. od mechanizacji skrzydła (tabl. 14-1);



14-20. Skrajne przednie położenie środka ciężkości — równowaga momentów

$$A_H = \frac{S_H}{S} \cdot \frac{L_H}{l_{sr}} \text{ — wskaźnik stateczności podłużnej;}$$

η_H — współczynnik sprawności sterowania;
 C_{mo} — współczynnik momentu profilu skrzydła;
 $\bar{z}$ — pionowa współrzędna środka ciężkości.

Obliczone według tego wzoru przeciętne wartości współrzędnej skrajnego przedniego wyważenia $\bar{x}_p$ dla modeli różnych samolotów o różnym przeznaczeniu przedstawiają się następująco:

$\bar{x}_p = -0,05$ dla modeli górnopłatów bez steru wysokości, regulowanych na optymalny lot ślizgowy,

$\bar{x}_p = -0,1$ jw. dla modeli ze sterem wysokości,

$\bar{x}_p = -0,2$ dla szybkich dolnopłatów,

$\bar{x}_p = -0,1$ dla akrobacyjnych modeli jedno- i dwupłatowych.

Dane te wyraźnie potwierdzają znane z praktyki doświadczenia, że modele latające powoli nie mogą mieć zbyt przedniego wyważenia, podobnie jak modele akrobacyjne, oraz że dolnopłaty dopuszczają bardziej przednie wyważenie niż górnopłaty.

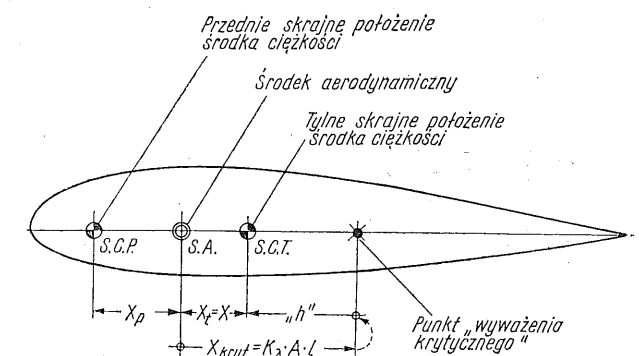
Mamy więc wyraźnie określone skrajne położenie środka ciężkości (rys. 14-21):

- przednie, gwarantujące możliwość osiągnięcia właściwej prędkości minimalnej, oraz
- tylne, zapewniające minimum stateczności podłużnej, wynikające z uwzględnienia położenia środka równowagi obojętnej i odpowiedniego zapasu stateczności.

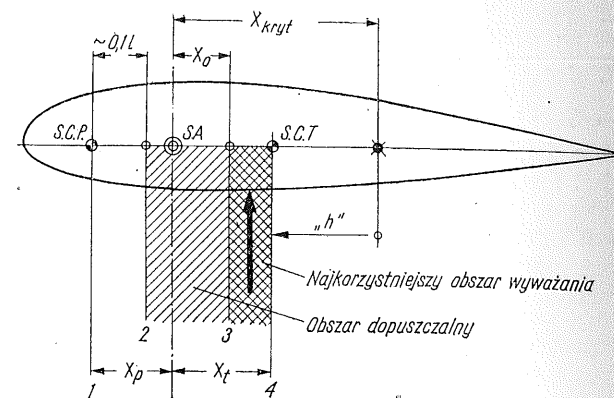
Właściwy środek ciężkości musi się znajdować pomiędzy tymi położeniami, przy czym w praktyce umieszcza się go zazwyczaj bliżej tylnego, skrajnego położenia, tak aby podczas normalnego lotu, przy właściwej dla danego modelu regulacji, nie było sił i momentów od statecznika. Takie wyważenie gwarantuje bowiem dobrą, dwustronną skuteczność statecznika i steru. Współrzędna środka ciężkości $\bar{x}_0$, dla którego to zjawisko zachodzi, może się zawierać praktycznie w dość wąskich granicach: od $\bar{x}_0 = 0$ dla szybkich dolnopłatów do $\bar{x}_0 = +0,1$ dla powolnych górnopłatów.

Z zależności tych wynikają następujące, praktyczne reguły wyważania miniaturowych samolotów (rys. 14-22).

● Najkorzystniejsze zakresy położenia środka ciężkości znajdują się pomiędzy osiami 4 i 3 wyznaczonymi przez współrzędne $\bar{x}_i$ i $\bar{x}_0$.



14-21. Skrajne położenia środka ciężkości



14-22. Praktyczne obszary wyważania miniaturowych samolotów

● Mniej korzystny, ale jeszcze dopuszczalny zakres położenia znajduje się pomiędzy osią 3 a osią 2, oddaloną od $\bar{x}_p$ (os 1) o około $0,1 l_{sr}$.

● W niektórych przypadkach, gdy $\bar{x}_0$ jest duże (górnopłaty) a $\bar{x}_{kryt}$ małe, może się zdarzyć, że os 4 znajdzie się przed osią 3 i wówczas współrzędna $\bar{x}_i$ zdecydowanie wyznacza położenie środka ciężkości, oczywiście w granicach dopuszczalnego obszaru.

● Do $\bar{x}_p$ (os 1) nie należy się zbliżać, chyba że w wyjątkowych przypadkach i dla wyjątkowych rodzajów modeli. Do tych wyjątków należą:

- bardzo szybkie dolnopłaty o charakterze wyścigowym,
- modele o niekorzystnych kształtach, o pękających kadłubach i dużych gwiazdowych silnikach, szczególnie wielosilnikowe.

Osiągi miniaturowych samolotów

Prędkość minimalna

Pojęcie prędkości minimalnej jest bardzo szerokie — jest bowiem wiele prędkości minimalnych. Najmniejszą możliwą do osiągnięcia prędkość lotu osiąga samolot lecąc na tak zwanym krytycznym kącie natarcia (największym, jaki można utrzymać za pomocą steru w locie prostym). Współczynnik siły nośnej osiąga wówczas maksymalną wartość, lot jest niebezpieczny i grozi zerwaniem strug na skrzydło i utratą prędkości. Stąd też prędkość tę nazywa się często prędkością przeciągnięcia.

Bezpieczną i ekonomiczną prędkość minimalną osiąga samolot przy kącie natarcia nieco mniejszym od krytycznego. Współczynnik siły nośnej wynosi wówczas około $0,85 C_{z \max}$, a prędkość lotu będzie w przybliżeniu odpowiadała prędkości lotu ślizgowego z najmniejszym opadaniem. Przy tej prędkości odbywa się również start samolotu, gdyż nadmiar mocy, jakim dysponuje silnik, jest wtedy największy. Jest to także (w przybliżeniu) przeciętna prędkość lotu, jaką osiągają modele swobodnie latające i kierowane zdalnie tylko sterem kierunkowym.

Można jeszcze mówić o prędkości optymalnej, jaką osiąga model lecąc lotem ślizgowym z największą doskonałością. Lot taki jest nieco szybszy i zachodzi przy jeszcze mniejszym współczynniku siły nośnej — równym około $0,7 C_{z \max}$. Ten przypadek jest istotny dla modeli szybowców.

Prędkość minimalna modeli na uwięzi oraz zdalnie kierowanych, zaopatrzonych w ster wysokości lub jego trymer, może być zmieniana za pomocą steru w szerokich granicach — aż do prędkości przeciągnięcia. Prędkość lotu modeli swobodnych i modeli jednoczynnościowych zdalnie kierowanych bez steru wysokości jest stała, zależy wyłącznie od regulacji modelu i w przybliżeniu równa się prędkości ekonomicznej.

Dla wyznaczenia prędkości minimalnej, niezależnie od typu modelu, wystarczy obliczyć jego prędkość ekonomiczną. Oblicza się ją wychodząc z prostego założenia, że ciężar modelu musi być zrównoważony przez siłę nośną skrzydła pracującego na dużym kącie natarcia przy $C_z = C_{zek} = 0,85 C_{z \max}$:

$$P_z = Q = \frac{1}{16} \cdot S \cdot C_{zek} \cdot v_{\min}^2$$

stąd:

$$v_{\min ek} = 4 \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{0,85 C_{z \max}}} = C_5 \sqrt{p_m} \quad (28)$$

gdzie p_m — obciążenie powierzchni skrzydła $\frac{Q}{S}$

w kg/m^2 .

Wartości współczynnika C_5 dla różnych profili stosowanych w miniaturowych samolotach i Re większego od 100 000 podane są w tablicy 14-6. Jak wynika z tablicy 14-6, najmniejszą prędkość minimalną osiąga się przy zastosowaniu profili o grubości w granicach 12÷15%. Właściwości bardzo cienkich profili są dużo gorsze.

Orientacyjne wartości prędkości minimalnej (lotu ślizgowego) dla różnych modeli o różnych profilach podane są w tablicy 14-7.

Prędkość lotu ślizgowego modelu jest bardzo ważnym wskaźnikiem właściwości lotnych modelu. Uważa się powszechnie, że lot modelu swobodnego jest bezpieczny, jeżeli jego prędkość nie przekracza 6 m/s. Dlatego też w modelach tego typu stosuje się małe obciążenie powierzchni skrzydła i profile

Wartość współczynników C_5 (do wzoru 28) Tablica 14-6

Rodzaj profilu	Typ	Grubość [%]	C_5
Symetryczne	NACA-0006	6	5,60
	NACA-0009	9	4,90
	NACA-0012	12	4,70
	NACA-0015	15	4,70
	NACA-0018	18	4,90
Dwuwypukłe	NACA-23006 (2406)	6	5,20
	NACA-23009 (2409)	9	4,40
	NACA-23012 (2412)	12	4,16
	NACA-23015 (2415)	15	4,16
	NACA-23018 (2418)	18	4,16
Płasko-wypukłe	Clark Y	6	5,00
	Clark Y	8	4,32
	Clark Y	10	4,00
	Clark Y	12	3,90
	Clark Y	14	3,80
	Clark Y	18	3,90
Ustatecznione	Clark YH	12	4,32
	NACA-M6	12	4,40
Wklęsło-wypukłe	NACA-6412	12	3,70

Tablica 14-7

Przeciętne (orientacyjne) wartości prędkości lotu ślizgowego dla różnych modeli

Rodzaj modelu	$p_m = \frac{Q}{S}$ [kg/m^2]	Prędkość lotu [m/s] dla profilu		
		wklęsło-wypukłego	płasko-wypukłego	dwuwypukłego
Lekkie modele swobodnie latające	2,0	5,2 [18,7 km/h]	5,5 [20 km/h]	6,0 [21,5 km/h]
Średnio obciążone, zdalnie kierowane modele jednoczynnościowe i treningowe modele na uwięzi	4,0	7,3 [26 km/h]	8,0 [29 km/h]	9,0 [32,5 km/h]
Szybkie modele zdalnie kierowane i szybkie modele na uwięzi	8,0	nie stosuje się	11,0 [40 km/h]	12,0 [43 km/h]

odznaczające się dużą siłą nośną. Jednoczynnościowe modele zdalnie kierowane latają w podobnych warunkach i ich prędkość nie powinna przekraczać 8÷9 m/s, jeżeli lądowanie ma być bezpieczne. Modele szybkie i tak muszą startować i lądować na odpowiedniej bieżni, więc ich prędkość minimalna może być większa. Nie powinna jednak przekraczać 12 m/s.

Z tablicy 14-7 można wyciągnąć jeszcze jeden wniosek dotyczący możliwości oblatywania modeli. „Z ręki” będziemy mogli oblatywać tylko niezbyt szybko latające modele, ponieważ przeciętna prędkość biegu człowieka nie przekracza 6÷7 m/s. Biorąc pod uwagę wspomagające działanie wiatru, graniczną prędkość modelu nadającego się jeszcze do oblatywania „z ręki” można określić na około 9 m/s.

Prędkość maksymalna

Rysunek 14-23 wyjaśnia, w jaki sposób samolot (lub model) osiąga prędkość maksymalną:

- na postoju prędkość modelu równa się zero, śmigło daje maksymalny ciąg,
- model rusza i jego opór wzrasta, wzrasta bardzo szybko, bo do kwadratu prędkości,
- w miarę jak prędkość lotu rośnie, ciąg śmigła maleje — opadająca krzywa ciągu dąży więc do spotkania rosnącej krzywej oporu,
- gdy ciąg śmigła zrówna się z oporem, prędkość przestaje wzrastać — model leci z prędkością maksymalną.

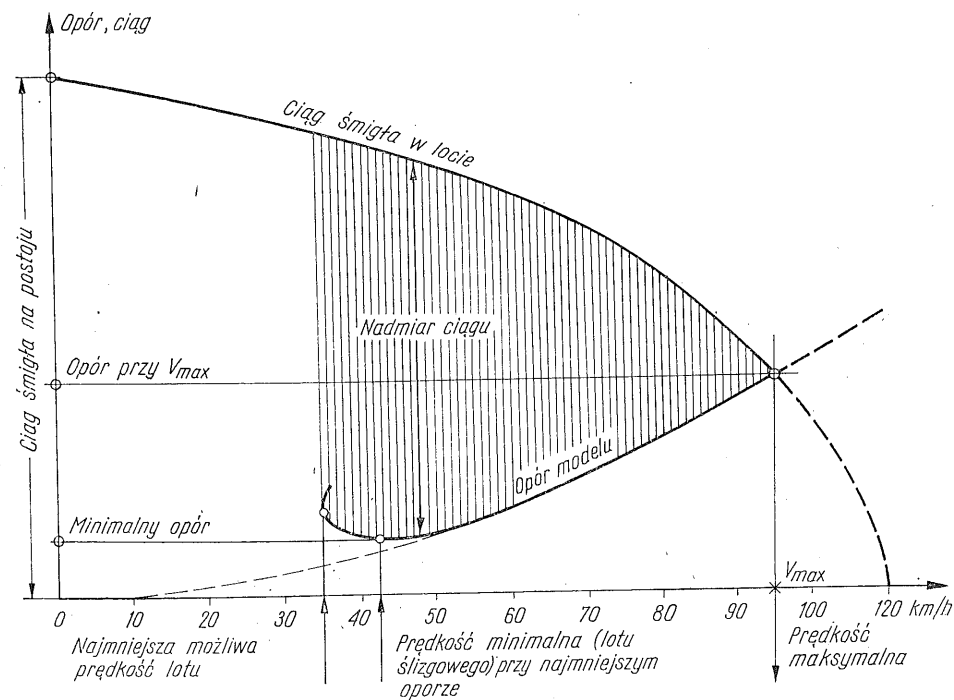
Aby wyznaczyć prędkość maksymalną, należy przyrównać ciąg śmigła do oporu płatowca lub moc oporów do mocy napędu przekazywanej poprzez śmigło:

$$P_x \cdot v = N_{siln} \cdot \eta_{sm} \cdot 75$$

moc oporów = moc napędu.

Podstawiając do tego wzoru rozwiniętą wartość oporu całkowitego

$$P_x = C_{xog} \cdot S \cdot \frac{\rho v^2}{2} \text{ otrzymamy:}$$



14-23. Wykresy ciągu śmigła i oporu modelu w locie ilustrują potencjalne możliwości modelu

$$\left(C_{xog} \cdot S \cdot \frac{1}{16}\right) v^3 = 75 N_{siln} \cdot \eta_{\text{śm}}, \text{ i}$$

możemy wyprowadzić ogólny wzór na prędkość maksymalną:

$$v_{\max} = 10,6 \cdot \sqrt[3]{\frac{N_{siln} \cdot \eta_{\text{śm}}}{S \cdot C_{xog}}} \quad (29)$$

Wzór ten może być jednak kłopotliwy przy bezpośrednich i szybkich zastosowaniach, gdyż występujący w nim współczynnik ogólnego oporu płatowca C_{xog} , który reprezentuje sumaryczny opór płatowca w locie,^{*)} jest trudny do wyznaczenia bez przeprowadzenia bardzo szczegółowej analizy aerodynamicznych właściwości płatowca i co najważniejsze jest zmienny, zależny od kąta natarcia, a więc i od prędkości lotu.

Stąd tyle niejasności i różnych opinii na temat prędkości maksymalnej i metod jej wyznaczania.

Istnieją jednak metody wyznaczania prędkości maksymalnej pozwalające na szybkie wyznaczenie dostatecznie pewnej wartości przybliżonej.

Taką praktyczną metodę w odniesieniu do miniatury samolotów opracowałem i stosuję z powodzeniem przy szybkich obliczeniach.

Opiera się ona na statystycznie udowodnionych prawidłowościach, że współczynniki aerodynamiczne dla powszechnie stosowanych profili i wielu podstawowych typów samolotów nieznacznie odbiegają od pewnych wartości średnich. Pozwala to na dość dokładne obliczenia prędkości maksymalnej dla różnych rodzajów modeli, reprezentujących rozmaite, spotykane w rzeczywistości typy śmigłowych samolotów współczesnych i historycznych.

Według tej metody prędkość maksymalną oblicza się z następującego wzoru:

*) Profilowy opór skrzydła i usterzenia, opór indukowany, opór szkodliwy, opór interferencyjny wynikający z wzajemnego oddziaływania jednych części na drugie oraz opory dodatkowe, np. opory linek uwięzi (przy modelach na uwięzi).

$$v_{\max} = C_1 \cdot \sqrt[3]{\frac{N_{siln}}{S \cdot (C_2 + C_3) + C_4}} \quad (\text{m/s}) \quad (30)$$

gdzie:

N_{siln} — rzeczywiście wykorzystywana w locie moc silnika napędowego w KM,

S — powierzchnia skrzydła w m^2 ,

C_1 — współczynnik reprezentujący sprawność napędu śmigłowego,

C_2 — współczynnik reprezentujący ogólny opór płaszczyzn nośnych (skrzydła i usterzenia) łącznie z dodatkowymi oporami wynikającymi z istnienia mechanizacji płaszczyzn, szczelin pomiędzy płaszczyznami sterowymi itp.,

C_3 — współczynnik, który reprezentuje opór szkodliwy i wzajemną interferencję elementów płatowca,

C_4 — współczynnik dodatkowego oporu linek uwięzi.

Współczynniki te dla przeciętnie stosowanych rodzajów modeli i najczęściej budowanych typów miniatury samolotów podane są w tablicach 14-8, 14-9 i 14-10.

Wzór 29 daje bardzo dobre wyniki pod warunkiem, że zespół napędowy jest właściwie dobrany pod kątem możliwości osiągnięcia jak największej prędkości maksymalnej oraz że proporcje modelu są właściwe, to znaczy że lot odbywa się na małym kącie natarcia (przy małym C_z) w obszarze najmniejszego oporu.

Wartości współczynników siły nośnej C_z dla lotu z prędkością maksymalną nie powinny być większe niż około 0,15 dla modeli szybkich i około 0,3÷0,4 dla powolnych. Można to bardzo łatwo sprawdzić za pomocą wzoru:

$$C_{zv \max} = \frac{16 \cdot Q}{S \cdot v^2} \quad (31)$$

Wzór ten jest prostym przekształceniem podstawowego wyrażenia na wielkość siły nośnej (równej ciężarowi Q).

Wartości współczynników C_1 i C_2 (do wzoru 30)

Tablica 14-8

Modele samolotów	Typy samolotów	C_1	C_2
Na uwięzi	powolne	8,5÷9,3	0,025÷0,035
	przeciętne	9,0÷9,5	0,020÷0,025
	b. szybkie	9,5÷9,8	0,015÷0,020
Zdalnie kierowane	powolne	8,2÷9,0	0,020÷0,030
	przeciętne	8,7÷9,5	0,018÷0,025
	szybkie	9,5÷9,8	0,015÷0,018

Uwaga.

Mniejsze wartości C_1 odnoszą się do śmigieł pracujących w niekorzystnych warunkach — w obecności grubych płatków kadłubów (gwiazdki silniki) względnie małych w stosunku do rozmiarów kadłuba, większe wartości C_1 dla korzystnych warunków pracy śmigła. Mniejsze wartości C_2 odnoszą się do skrzydeł czystych aerodynamicznie (bez mechanizacji), większe — do skrzydeł zmechanizowanych z licznymi szczelinami

Tablica 14-9

Wartości współczynników C_3 do wzoru 30

Rodzaj samolotu w miniaturze	C_3^{**}
Myśliwskie z II wojny światowej i wyścigowe nowoczesne (np. SPITFIRE)	— bez podwozia — z podwoziem 0,015÷0,020 0,020÷0,040
Wielosilnikowe komunikacyjne i bombowe z II wojny światowej (np. LANCASTER)	— bez podwozia — z podwoziem 0,030÷0,035 0,040÷0,050
Wyścigowe po r. 1930 (np. SUPERMARINE S-5)	— z podwoziem — na pływakach 0,025 0,030
Wyścigowe, dwupłatowe do 1925 r. (np. CURTISS CR-3)	— z podwoziem — na pływakach 0,035 0,040
Rekordowe o dużym wydłużeniu (np. ANT-25)	— z podwoziem 0,030
Sportowe przeciętne (np. RWD)	— bez podwozia — z podwoziem bez zastrzałów — z podwoziem z zastrzałami — na pływakach — dwupłatowe 0,030 0,035 0,040 0,045 0,045
Myśliwskie dwupłatowe z I wojny światowej (np. SOPWITH CAMEL)	— z podwoziem — na pływakach 0,050 0,055
Stare wielosilnikowe, silniki nieoprofilowane np. (FOKKER)	— z podwoziem na pływakach 0,060
Nieproporcjonalnie grube (np. GEE-BEE)	— z podwoziem 0,100

*) Wartości mniejsze odnoszą się do silników rzędowych, większe — do gwiazdastych

Dla przykładu wykonajmy obliczenie prędkości maksymalnej dla modelu samolotu PIPER CUB, którego projekt był opisany w rozdziale 2. Samolot ten jest zastrzałowym sportowym górno-
płatem o smukłym, wąskim kadłubie. Dane modelu:
— powierzchnia skrzydła $S = 0,39 \text{ m}^2$

— silnik o pojemności 5 cm^3 i mocy eksploatacyjnej 0,4 KM.

Dane do wzoru:

— współczynnik $C_1 = 9,0$

— współczynnik $C_2 = 0,02$

— współczynnik $C_3 = 0,04$

Tablica 14-10

Wartości współczynników C_4 do wzoru 30

Średnica linki [mm]	C_4 dla 2 linek stalowych o długości		
	13 m	16 m	20 m
0,25	0,0020	0,0025	0,0030
0,40	0,0030	0,0037	0,0045
0,50	0,0040	0,0050	0,0060

Uwaga: dla większej liczby linek wartość C_4 odpowiednio powiększyć.

Prędkość maksymalna wynosi:

$$v_{\max} = C_1 \sqrt[3]{\frac{N}{S(C_1 + C_2)}} = 9,0 \sqrt[3]{\frac{0,4}{0,39(0,02 + 0,04)}} = 23 \text{ m/s} = 83 \text{ (km/h)}$$

Do przeciętnych obliczeń można stosować wzory uproszczone:

— dla prostych powolnych jednoczynnościowych modeli zdalnie kierowanych

($\eta_{sm} \approx 0,60$ i $C_{xog} = 0,06$):

$$v_{\max} = 82 \sqrt[3]{\frac{N_{siln}}{S}} \text{ (km/h)} \quad (32)$$

— dla wieloczynnościowych szybkich modeli zdalnie kierowanych

($\eta_{sm} \approx 0,7$ i $C_{xog} = 0,05$):

$$v_{\max} = 92 \sqrt[3]{\frac{N_{siln}}{S}} \text{ (km/h)} \quad (33)$$

— dla modeli na uwięzi

($\eta_{sm} \approx 0,7$ i $C_{xog} = 0,10$):

$$v_{\max} = 74 \sqrt[3]{\frac{N_{siln}}{S}} \text{ (km/h)} \quad (34)$$

Przy szybkich bardzo przybliżonych obliczeniach można założyć, że moc silnika $N_{siln} = 0,1$ pojemności wyrażonej w cm^3 .

W tablicy 14-11 zebrano wartości, jakie może osią-

gać prędkość maksymalna różnych modeli, zależnie od mocy silnika i rozmiarów (powierzchni skrzydła).

Są to dane przybliżone, ale dla wstępnej orientacji wystarczające.

Zakres prędkości użytkowych

Fakt, że model zdolny jest osiągać pewną prędkość maksymalną nie oznacza od razu, że lot będzie w 100% poprawny. Zdarzają się czasem przypadki, że prędkość minimalna może być bliska prędkości maksymalnej. Tak się może zdarzyć i zdarza się nieraz niedoświadczonym modelarzom, jeśli zbudują bardzo mały model, z przeznaczeniem do lotów szybkich, w nadziei, że pomoże to osiągnąć większą prędkość. Model taki ma jednak duże obciążenie i dużą prędkość minimalną, a w locie musi lecieć na dużym kącie natarcia, co uniemożliwia mu osiągnięcie nawet tej prędkości, której można by się spodziewać. Model ten, jeśli w ogóle wystartuje, to lata bardzo źle i niestecznie.

Warunkiem poprawnego lotu jest więc pewna dostatecznie duża rozpiętość między tymi dwoma charakterystycznymi prędkościami. Dla poprawnie zaprojektowanych modeli, które muszą startować samodzielnie, prędkość maksymalna musi być co najmniej 2,5 raza większa niż prędkość minimalna. W wyjątkowych przypadkach, dla lekkich jednoczynnościowych modeli zdalnie kierowanych, które na ogół nie latają z prędkością maksymalną, można dopuścić, aby ten stosunek był mniejszy (rzędu 2).

Jeżeli prędkość minimalna będzie bliska maksymalnej ($0,6 \div 0,7 v_{\max}$), to można się spodziewać trudności ze startem i kłopotów w locie, szczególnie przy modelach na uwięzi. Warto zaznaczyć, że takie warunki zachodzą dla makiet motoszybowców. Ich prędkość maksymalna wynosi (patrz tablica 14-11) około 40 km/h, a prędkość lotu ślizgowego 30 km/h. Prędkość minimalna wynosi więc $0,75 v_{\max}$ i modele takie na ogół samodzielnie startować nie mogą. Brakuje im po prostu nadmiaru ciągu na pokonanie dodatkowych oporów toczenia.

Tablica 14-11

Przeciętne prędkości maksymalne różnych modeli

Rodzaj modelu	Powierzchnia skrzydła [dm ²]					
	10	15	25	40	65	100
	maksymalna prędkość modelu [km/h], pojemności silników w nawiasach					
Motoszybowce, samoloty słabosilnikowe	—	—	50 (1,0)	40 (1,0)	—	—
Zdalnie kierowane typu szkolno-treningowego	—	60 (1,0)	60 (1,5)	62 (2,5)	—	—
Zdalnie kierowane typu zawodniczo-treningowego	—	72 (1,5)	75 (2,5)	80 (5,0)	90 (10,0)	72 (10,0)
Zdalnie kierowane, zawodnicze,	—	—	—	125 (10,0)	100 (10,0)	—
Na uwięzi — typu szkolno-treningowego	72 (1,0)	72 (1,5)	75 (2,5)	80 (5,0)	—	—
Na uwięzi — treningowo-zawodnicze	—	—	95 (5,0)	95 (10,0)	85 (10,0)	90 (2 × 10,0)
Na uwięzi — szybkie (samoloty myśliwskie)	—	110 (5,0)	115 (10,0)	100 (10,0)	—	—
Na uwięzi — bardzo szybkie (specjalne)	150 (10,0)	135 (10,0)	—	—	—	—

Moc silników napędowych:
1,0 cm³ — 0,1 KM; 1,5 cm³ — 0,15 KM; 2,5 cm³ — 0,25 KM; 5,0 cm³ — 0,5 KM; 10,0 cm³ — 1,0 KM; 2 × 10,0 cm³ — 2,0 KM

15

Obliczanie powierzchni płaszczyzn nośnych

Prostokąt		$S = l \cdot b$
Trapez		$S = (l_1 + l_2) \frac{b}{2}$
Trapez skośny		$S = (l_1 + l_2) \frac{b}{2}$
Prostokąt i trapez		$S = l_1 \cdot 2a + (l_1 + l_2)c$
Podwójny trapez		$S = (l_1 + l_2)a + (l_2 + l_3)c$
Elipsa		$S = 0,78 l \cdot b$
Obrys nieustalony		$S = (l_1 + l_2)a + (l_2 + l_3)c$
Delta		$S = \frac{l \cdot b}{2}$

Pomoce konstruktora

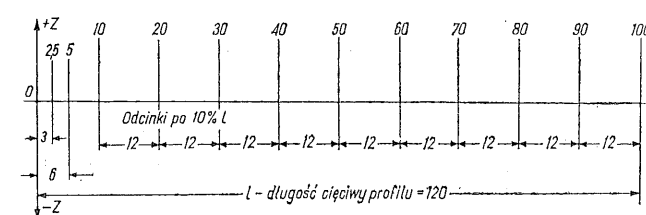
Obliczanie i wykreślanie profili

Współrzędne profilu CLARK Y—12%

x%	0	2,5	5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
Zg	3,49	6,50	7,87	9,63	11,35	11,73	11,40	10,52	9,18	7,52	5,54	3,22	0,25
Zd	3,49	1,46	0,94	0,40	0,04	0	0	0	0	0	0	0	0

Kolejność wykreślania profilu

1. Podział odcinka cięciwy profilu



2. Przeliczenie współrzędnych przez 1% cięciwy

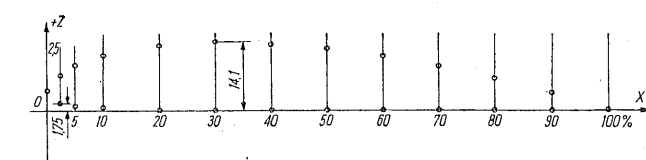
Przykład dla $l = 1,2$

— współrzędne Z_g dla 30% $l Z_g = 11,73 \times 1,2 = 14,1$

— współrzędne Z_d dla 2,5% $l Z_d = 1,46 \times 1,2 = 1,75$

Przeliczyć kolejno wszystkie współrzędne Z_g i Z_d

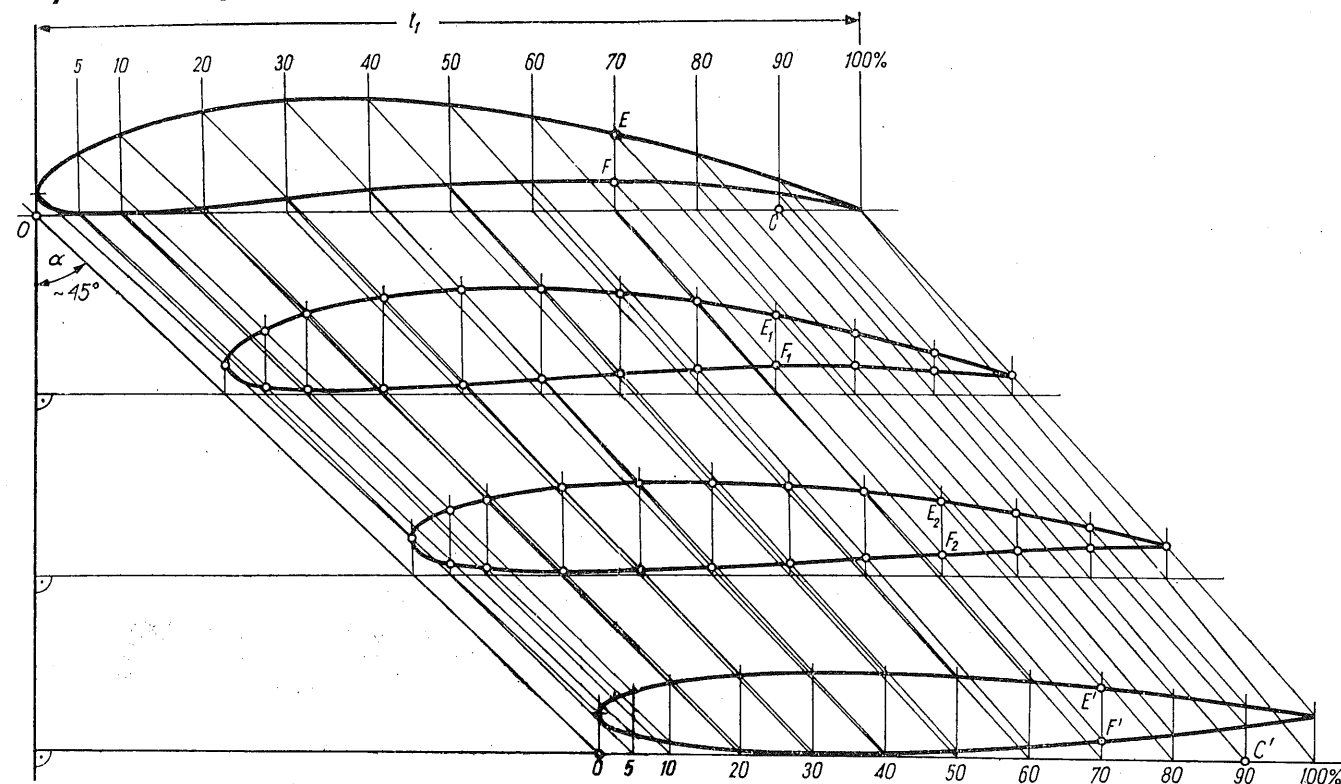
3. Naniesienie współrzędnych na siatkę profilu



4. Połączenie naniesionych współrzędnych i wykreślenie konturów profilu

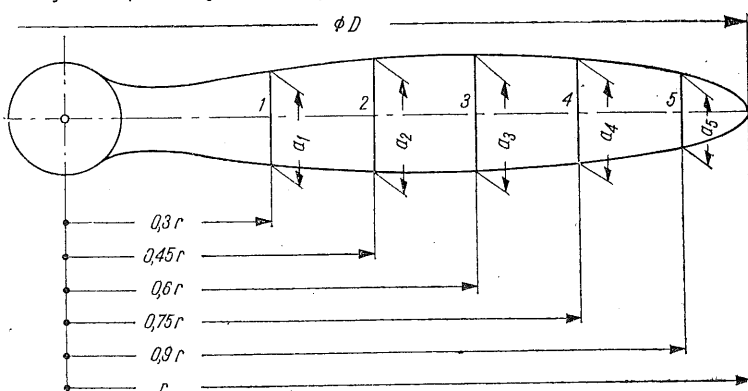


Wykreślanie profili przejściowych

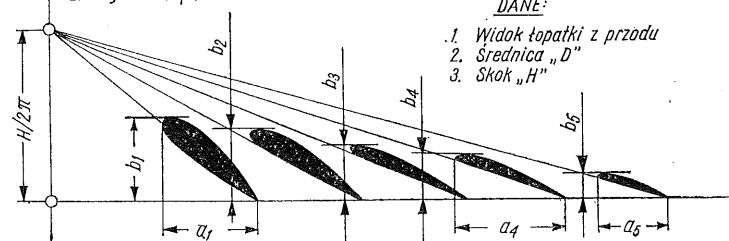


Konstrukcja wykresu śmigłowego

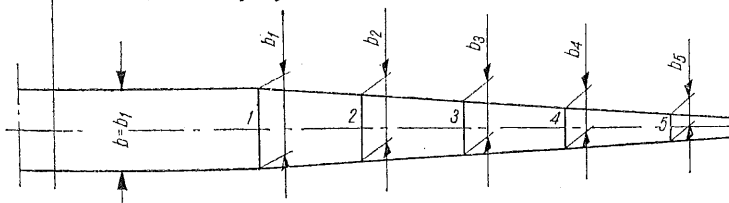
1. Rysunek łopatk śmigła - widok z przodu



2. Wykres kątów

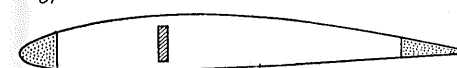


3. Rysunek łopatk śmigła - widok z boku

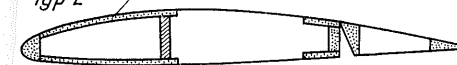


Ciężary gotowych elementów modeli

Typ 1



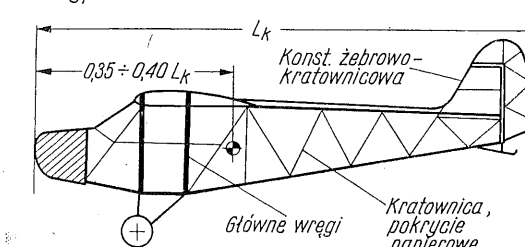
Typ 2



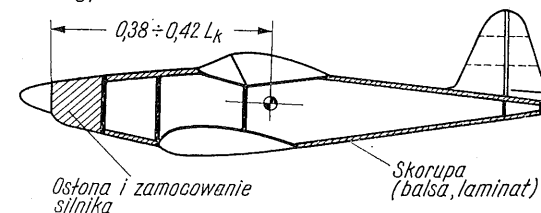
Typ 3



Typ 1



Typ 2



Tablica 15-IXe

Orientacyjne ciężary zbiorników paliwowych z blachy mosiężnej 0,3 mm

Pojemność zbiornika [cm ³]	10	20	30	50	100	150
Ciężar zbiornika [G]	10	15	20	30	50	60

Orientacyjny ciężar podwozia

Rodzaj podwozia	Powierzchnia skrzydła [dm ²]							
	5	7	10	15	25	30	40	100
Ciężar podwozia [G]								
2 kołowe	20	30	40	50	80	100	160	500
3 kołowe	30	42	56	70	110	140	220	700

Uwaga. Ciężar podwozia chowanego wzrasta średnio o około 100÷150 G na jedną chowaną goleń.

Orientacyjne ciężary kompletnych kółek redukcyjnych (pompowanych)

Rozmiar opony średnica × szerokość [mm × mm]	35 × 14	50 × 23	65 × 24	80 × 29	90 × 34	100 × 34
Ciężar koła ogumionego [G]	7	20	35	60	77	97

36 Miniature lotnictwo

Tablica 15-IXa

Ciężary gotowych skrzydeł o wydłużeniu 6

Rodzaj konstrukcji	Powierzchnia skrzydła [dm ²]									
	5	7	10	15	20	30	40	50	75	100
Ciężar skrzydła [G]										
Typ 1	20	30	50	80	120	200	300	400	730	1100
Typ 2	25	40	65	110	160	280	430	600	1050	1600
Typ 3	30	50	75	130	200	340	530	750	1350	2000

Współczynniki korekcyjne dla innych wydłużeń

wydłużenia	4	5	8	10	12
współczynnik	1,25	1,1	0,9	0,8	0,75

Ciężary gotowych kadłubów

Tablica 15-IXb

Rodzaj konstrukcji	Długości kadłubów [mm]									
	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500
Ciężar kadłubów [G]										
Typ 1	80	120	180	250	350	460	600	800	1000	1200
Typ 2	120	180	260	360	500	650	900	1100	1400	1800

Ciężary śmigieł plastikowych

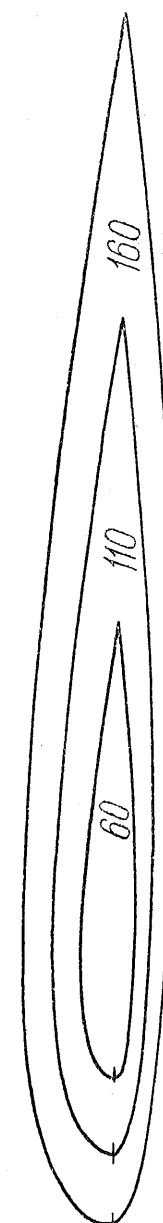
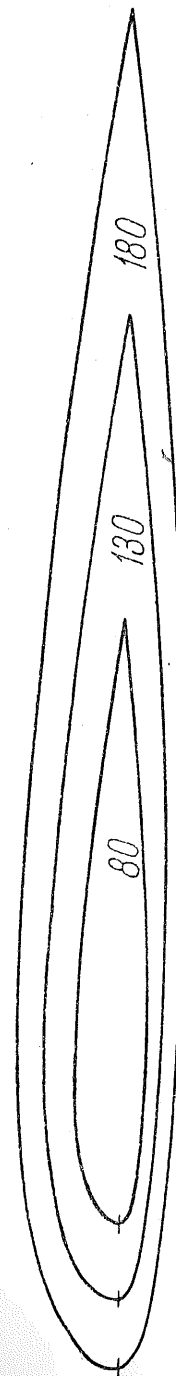
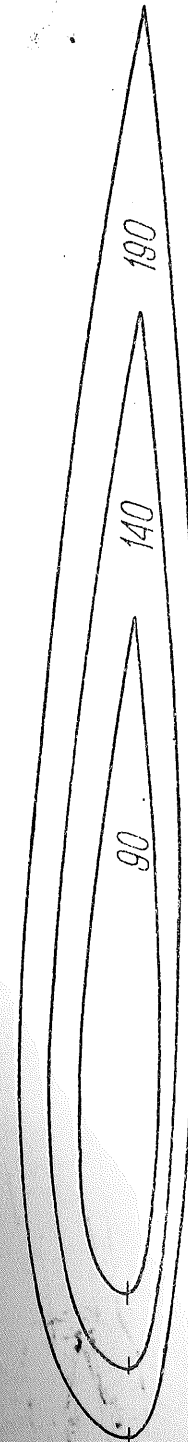
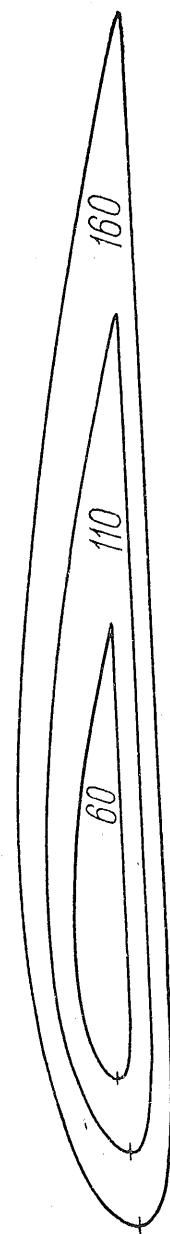
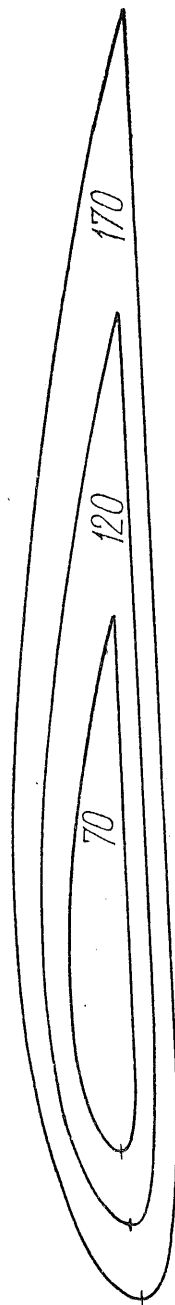
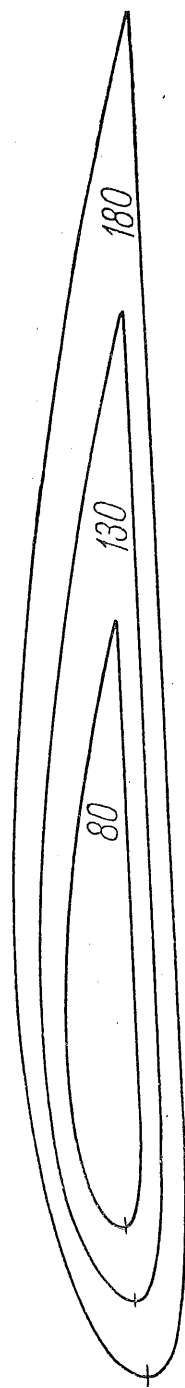
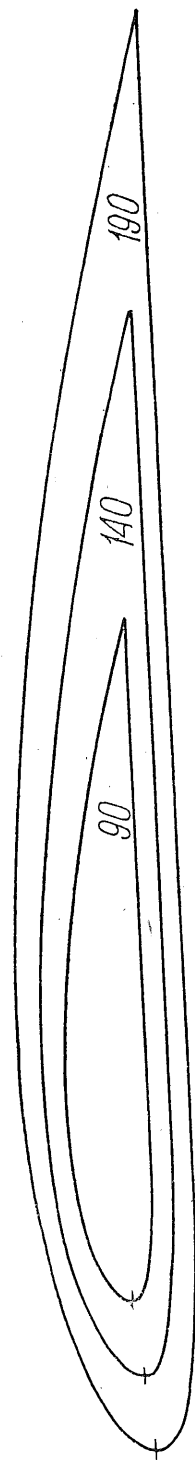
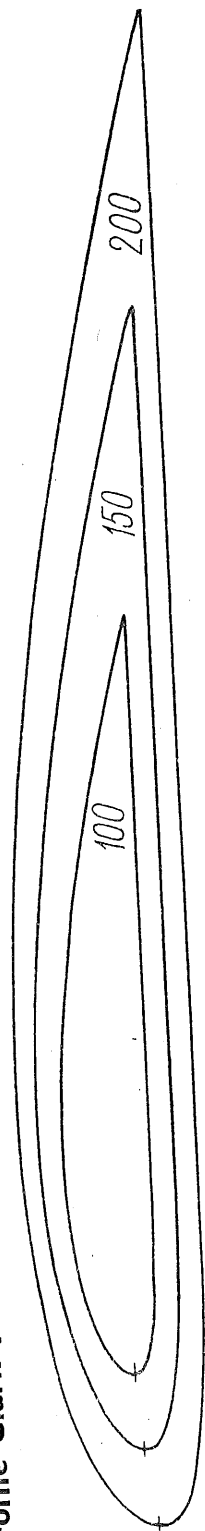
Tablica 15-IX

Średnica śmigła [mm]	175	200	225	250	275	300
Ciężar [G]	8	12	16	18	20	28

Tablica 15-IXc

Tablica 15-IXd

Profile Clark Y



NACA -23012

Profile NACA-0009

