

Silniki lotnicze o małej mocy

Zagadnienie tak zwanego lotnictwa popularnego, oraz dziś bardzo modna sprawa masowego, a taniego treningu rezerw pilotów wojskowych wiąże się ściśle ze sprawą silników małej mocy. Historia lotnictwa, a w szczególności sprawozdania z zawodów płatowców lekkich w latach 1921—28 pouczają, że brak odpowiednio dobrych silników kładzie na obie łopatki najśmielsze i najlepiej przygotowane poczynania konstrukcyjne. Dlatego też do niedawna nie można było praktycznie mówić o lotnictwie popularnym, aż do chwili, gdy w Ameryce zostały najpierw opracowane odpowiednio dobre silniki małej mocy, co pozwoliło na produkcję samolotów tanich w sprzedaży i użytkowaniu.

Zdjęcie obok ilustruje taki typowy płatowiec amerykańskiego lotnictwa popularnego. Silnik 40 konny, 4 cylindrowy, 4 takt. pozwala zupełnie swobodnie latać w 2 osoby, przy czym całkowity takiego samolotu wynosi około 8 000 zł. Nie też dziwnego, że maszyn takich jest w Ameryce tyle co w Polsce samochodów tej samej ceny i lata się na nich bardzo dużo.

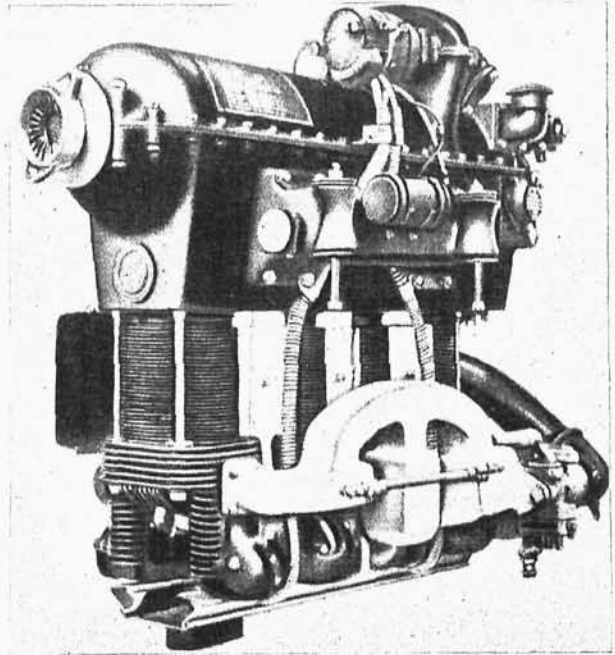
W Polsce też pracuje się w tym zakresie i oprócz wielu projektów, które poza ramy normalnych szkiców nie wyglądają na świat, należy wspomnieć o prototypie RWD 16. Maszyna ta z silnikiem około 50 KM, jest w stadium prac i sądząc po ilości dotychczasowych zmian oraz ze względu na rutynę konstruktorów rokuje poważne nadzieje. Najbliższa przyszłość pozwoli na



Ryc. 1. Aeronca, popularny płatowiec amerykański
Silnik 50 KM Continental albo Menasco



Ryc. 2. RWD 16, płatowiec popularny produkcji krajowej



Ryc. 3. Typowy silnik rzędowy 4-cylindrowy.
Hirth HM 60

użytkowanie jej, co napewno przyczyni się do popularyzacji lotnictwa. Silnik zastosowany do tego płatowca rzędowy, odwrócony, 4 cylindrowy 4 takt. pochodzi z Czech, lecz podobno w kraju poważnie się mówi o budowie właśnie takiego motoru. Fotografia obok w porównaniu z sylwetką poprzednio podanej maszyny amerykańskiej wskazuje na zupełnie odmienne ujęcie tematu zarówno płatowca, jak i silnika, w Ameryce i w Polsce.

Jeżeli mowa jest o lotnictwie popularnym i sprawie silników, warto wspomnieć o tym, że nadmiar mocy silnika w znacznym stopniu ułatwia pilotaż i zapewnia znaczne bezpieczeństwo lotu. Stąd pomimo, że do lotu poziomego wystarcza normalnie dla dobrego szybowca moc paru koni, jednak idąc po linii najmniejszego oporu, silniki są znacznie mocniejsze ze względu na ogólnie prośby pilotów, co też ułatwia pracę konstruktorów silnika i płatowca.

Warto wspomnieć, że w pracy nad silnikiem są zwykle 2 drogi do obrania, jedna łatwa i pewna, tak zwana robota szablonowa polegająca na wylapywaniu w podobnych typach silników istniejących już dobrych rozwiązań i posługiwania się nimi, druga droga przebojowa, bardziej ryzykowna, rozwiązywania samodzielnie przez konstruktorów pewnych zagadnień samodzielnie.

Wracając do przeglądu szerzej rozpowszechnionych konstrukcji lotniczych małej mocy trzeba powiedzieć, że w zupełnie odmiennych warunkach niż w Ameryce, w Niemczech zagadnienie silników tej kategorii znalazło realne i szczęśliwe rozwiązanie.



Niemcy mając na względzie sprawę wojskowe poszły szablonem, zmniejszając dobre silniki średniej mocy do granic, do jakich na to pozwoliła konstrukcja. W silnikach bowiem lotniczych stosunkowo najtrudniej jest budować jednostki bardzo małe, jak i bardzo duże. Zdjęcie obok przedstawia taki 4 cylindr., 4 takt. silnik HM 60 R 2, o cylindrach wiszących, powszechnie używany w armii niemieckiej do treningu i szkolenia. Silnik ten ekonomiczny i pewny, budowany jest w ogromnych seriach mimo to jednak ostatnio zaczęto z całą energią opracowywać jednostki o mocy mniejszej też dla celów wojskowych.

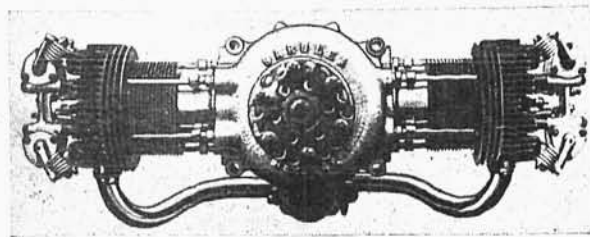
Z prac amerykańskich i niemieckich wyraźnie widać, że zarówno prywatny właściciel samolotu, jak też i władze wojskowe dążą do użytkowania coraz to mniejszej mocy silnika. W sferach lotniczych panuje przekonanie, że średnio 20 KM na osobę powinno zupełnie wystarczyć i właśnie do tej granicy całe zagadnienie lekkich silników zmierza, przy czym ciągle są jeszcze trudności, jeżeli nie konstrukcyjne samego silnika, to jego ceny sprzedaży lub użytkowania.

Przechodząc do omówienia samych silników trzeba zaznaczyć, że lotnictwo małej mocy podobnie jak popularny samochód i motocykl jest terenem walki między 2-taktem, a 4-taktem. Pierwszy z nich prosty i tani jest nieekonomiczny w użytkowaniu, drugi droższy, ale oszczędny, ma starą tradycję i dobrą markę.

Typowym przykładem możliwie prostego silnika 4 taktowego jest obok reprodukowany silnik Sarolea budowany seryjnie w Belgii. Jest to 2 cylindrowy bokser. Podobno chodzi całkiem dobrze i lata w wielu egzemplarzach. Tego jednak typu silnik nie cieszy się dobrą opinią fachowców, bo wiele krwi i nerwów napsuł rozmaitym konstruktorom. Między innymi na sławnej RWD 2 początkowo był wmontowany silnik 32-konny takiego układu, o którym plotka mówi, że jak chodził, to tak drgał, że znikał z oczu, faktem natomiast jest, że został prędko zastąpiony znacznie silniejszym, a mało co cięższym Salmsonem.

Z dobrych silników 2 taktowych należy wymienić silnik Ava. Załączona fotografia pokazuje poziome ułożenie 4 cylindrów i rozmieszczenie sprzętu, który jak na prosty silnik jest trochę zbyt skomplikowany. Podobno całość jest niezła skoro silnik ten posiada liczne nagrody i mimo bankructwa warsztatu, który go produkował znowu doczekał się budowy seryjnej.

Ostatnia z zamieszczonych fotografii przedstawia silnik niemiecki Köller, lub jak kto woli Kroeber, który jest dobrze znany w Polsce zarówno dlatego, że lata w kilku egzemplarzach, jak też dlatego, że potrafi płatać rozmaite figle konstruktorom i pilotom. Dzięki bowiem skłonności do drgań, zdarzało się, że należyce przykręcona świeca lub gaśnik poleciała sobie osobno na swoją rękę. Fakt ten w niczym nie umniejsza doniosłej roli, jaką silnik ten odgrywa w Polsce, gdyż lata się na nim naprawdę dużo, co bardzo



Ryc. 4. Silnik Savoia, 4-takt, 2-cyl. przeciwbieżny

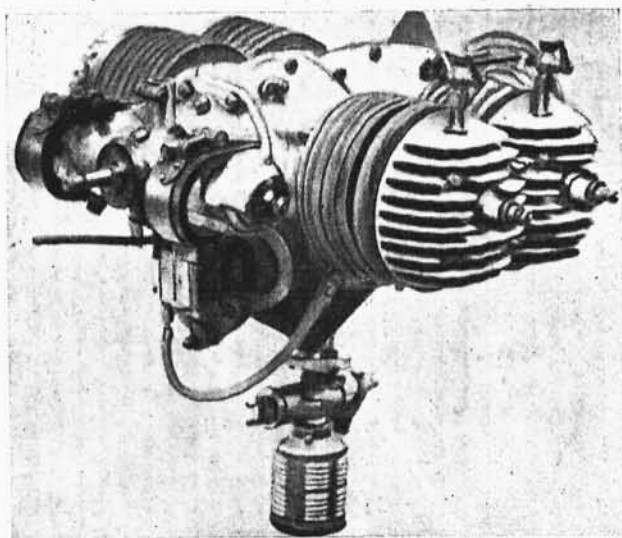
dotąd świadczy o zdolnościach konstruktorów płatowców, którzy dają sobie radę z tak drgającym silnikiem ciągle usiłującym zniszczyć ich cenną, a z natury swej bardzo delikatną konstrukcję samolotu.

Dla ilustracji pracy nad silnikami małej mocy podaję zestawienia wykonanych silników o mocy poniżej 50 KM. Trudno jest stwierdzić, które z nich przeszły próby oficjalne, co zresztą nie zapewnia im jeszcze powodzenia na rynku.

Również w Polsce podejmowano próby konstrukcji i wykonania silników lotu małej mocy: inż. Wallisa 2 takt, 2 cyl. z wentylami, inż. Zalewskiego „Bobo“ 10 KM 2 cyl. 2 takt, f-y Steinhagen i Stransky „SS 20“ 2 cyl. dwutakt z reduktorem 20 KM i JS 3 2 cyl. dwutakt konstrukcji autora.

Doprowadzenie jednak prototypu silnika do stanu użytkowego, wymaga b. dużego nakładu pracy i kosztów, które nawet w wypadku pozytywnych wyników było by trudno zamortyzować budując małe serje, jeżeli cena jednej sztuki ma nie przekraczać 2 000—2 500 zł.

Przed kilku laty bardzo modne próby przyjęcia do lotnictwa odpowiednio zmodyfikowanych silników samochodowych i motocyklowych; zawiodły zupełnie wobec innych wymagań i warunków pracy. Lata się bowiem ciągle na prawie pełnej mocy, zaś jeździ normalnie ułamkiem normalnego obciążenia silnika. Jeżeli jednak najpierw

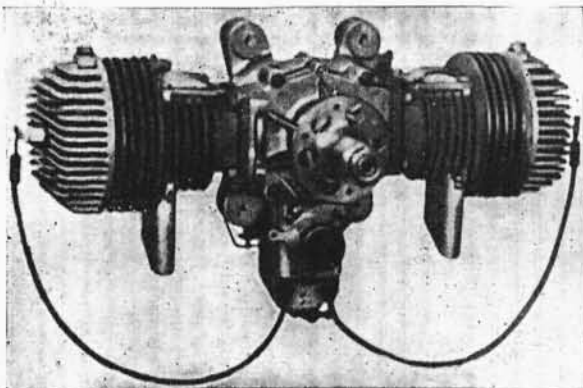


Ryc. 5. Dwutaktowy silnik Ava



SILNIKI MAŁEJ MOCY

L. p.	N a z w a	Ilość cylindrów	Układ cylindrów	Chłodzenie	Ilość taktów	Obroty na minutę	Moc KM	Waga kG	U w a g i
1	Anglia								
2	Scott	2	szeregowe	pow.	2		25		z reduktorem
	Sprite (Douglas Spit)	2	wiszące	"	4	2 800	22		
3	Belgia								
	Sarolea	2	przeciwległe poziome	"	4	$\frac{2\ 650}{2\ 950}$	32/35	43	
	Czechosłowacja								
4	Persy II	4	przeciwległe	"	4	2 500	45	73	
5	Praga B	2	"	"	4	2 400	39	45	
6	Walter Mikron	4	szeregowe wiszące	"	4	2 550	50	56	
7	Walter Atom	2	przeciwległe	"	4	2 600	25	30	
8	Francja								
	Aubier-Dünne	2	szeregowe wiszące	"	2	4 000	18		z reduktorem
9	Ava 4A-00	4	przeciwległe	"	2	2 300	25	37	
10	Mengin	2	"	"	4		32		
11	Poinsard	2	"	"	4		35		
12	Salmson 9AD	9	gwiazda	"	4	1 900	40		
13	Train 4T	4	szeregowe wiszące	"	4	2 300	40	46	
14	Ava 4A-02	4	przeciwległe	"	4	2 300	35/40	38,6	
	Niemcy								
15	DKW	2	szeregowe	wodą	2	2 900	18		600 cm ³
16	Ilo	2	"	pow.	2	2 700	20	40	
17	Köller M-3	2	przeciwległe	"	2	5 000	18	29	
18	Kroeber	4	"	"	2	2 300	20		z reduktorem
19	Schliha	2	"	"	2	2 400	25	36	
20	Seld	2	szeregowe	"	2	1 750	20	32	
21	Deicke ADM-7	2	przeciwległe	"			18	28	
	Włochy								
22	Beltrame	1			2	4 000	18		2 tłoki przeciwbieżne
23	CNA II				4		38		
	Ameryka U. S. A.								
24	Aeronca E-113C	2	przeciwległe	"	4	2 400	36/40		
25	Burnelli AR-3	3	gwiazda	"	"	2 125	50	68	
26	" AR-3-40	3	"	"	"	2 050	40	68	
27	Continental A-40-4	4	przeciwległe	"	"	2 575	40	65	
28	" A-40-5	4	"	"	"	2 575	40	70	
29	Poyer 3-40	3	gwiazda	"	"	2 100	37	60	
30	" 3-50	3	"	"	"	2 600	50	65	
31	Menasco	2	przeciwległe	"	"		50		
32	National			"	"	2 500	35		



... Ryc. 6. Silnik Köller M3

opracuje się w najbliższych latach dobre silniki lotnicze małej mocy, a następnie dopiero płatowce, to spodziewać się można szerokiej popularyzacji lotnictwa wszcz, co pozwoli wojsku na utrzymanie tanim kosztem w treningu rezerw lotniczych, a prywatnym posiadaczom latać do cioci na kwaśne mleczko.

Pamiętać przy tym należy, że hasłem naszych czasów jest walka o szybkość i ekonomię, co dla samolotu stoi otworem, podczas gdy samochód jest już u szczytu swoich wyników w tym względzie i dlatego duże i kosztowne wysiłki dla opracowania odpowiednich silników małej mocy mają zupełne uzasadnienie i powinny znaleźć poparcie i zainteresowanie.

Zagadnienie lotu mięśniowego

Rozwinięte w dobie powojennej szybownictwo doszło do tak wspaniałych rezultatów, że ludzie poczęli zastanawiać się, czy nie jest rzeczą możliwą przez dalsze udoskonalenie szybowców, stworzyć taki typ maszyny, aby przez dodanie jej pewnej mocy móc bez pomocy podmuchów wiatru utrzymać się w powietrzu. Powstały w ten sposób motoszybowce (szybowce z silnikami małej mocy 5–10 KM), które niezależnie od podmuchów unosiły się w powietrzu.

Zacząto sobie zadawać pytanie, czy nie można by było napędzać takie szybowce przy pomocy mięśni ludzkich i pokonywać stratę energii potencjalnej szybowca energią dostarczaną przez człowieka.

Czy jest to możliwe?

Aby odpowiedzieć na to pytanie, musimy wyświetlić wyczerpująco dwa zagadnienia:

1. Jaka moc potrzebna jest, aby szybowiec mięśniowy unosił się w powietrzu?

2. Czy człowiek posiada moc, wystarczającą na pokrycie zapotrzebowania mocy szybowca mięśniowego?

Rozpatrzmy najpierw pierwsze zagadnienie. Jeżeli oznaczymy przez:

Q = ciężar szybowca w kG,

v_y = prędkość opadania w m/sek,

η = sprawność mechanizmu napędzającego, moc unoszenia wyrazi się wzorem

$$N = \frac{Q \cdot v_y}{75 \cdot \eta} \dots \text{KM}$$

Ponieważ sprawność we współczesnej technice osiągnęła już optymalną granicę, więc ustalimy ją na 0,82 przy napędzie śmigłem i zajmijmy się pozostałymi wielkościami Q oraz v_y , zresztą funkcyjnie ze sobą związanymi.

$$v_y = 4 \sqrt{\frac{Q}{L^2} \cdot \frac{c_x}{c_y^{1,5}}} \sqrt{\Lambda}$$

Q = ciężar szybowca

L = rozpiętość

Λ = wydłużenie skrzydła

c_x = współczynnik oporu

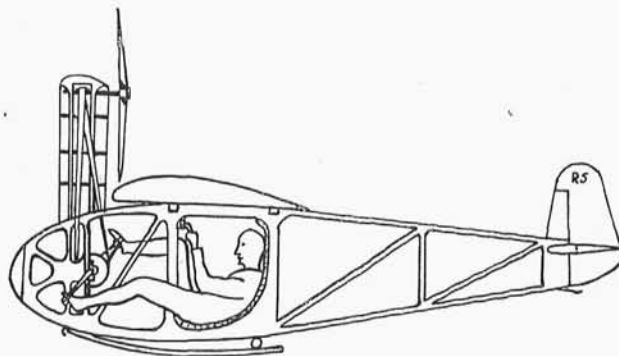
c_y = współczynnik wyporu.

Widzimy z tych dwu wzorów, że uzyskanie jak najmniejszego ciężaru maszyny, jest rzeczą konieczną do uzyskania mocy jak najmniejszej. Jest rzeczą dla wszystkich oczywistą, że przy obecnych materiałach musi być gdzieś granica minimum ciężaru maszyny, bo pamiętać musimy,

że od stosunku $\sqrt{\frac{Q}{L^2}}$ zależy szybkość opadania, więc gdybyśmy chcieli mieć zbyt mały ciężar maszyny, nie potrafilibyśmy zbudować odpowiednich skrzydeł.

Najlżejszym szybowcem, byłyby skrzydła umocowane do ramion. Jako dolną granicę ciężaru tych skrzydeł można przyjąć 10 kG. Szybkość

opadania wynosiłaby wtedy $\approx 1,8$ m/sek. Chcąc uzyskać mniejszą szybkość opadania musimy okapotować pilota. Ciężar takiego kadłuba ze skrzydłami może wynieść 15 kG. Chcąc dalej zmniejszyć szybkość opadania musimy zwiększyć powierzchnię skrzydeł. Ale! Ciężar dźwigara skrzydłowego rośnie — z kwadratem do powierzchni skrzydła, ciężar żeber i pokrycia rośnie — proporcjonalnie do powierzchni skrzydła; czyli całkowity ciężar skrzydła rośnie z 1,5-krotną po-



Ryc. 1

tego szybciej niż powierzchnia. Gdybyśmy wyszli z powierzchni skrzydeł $F = 10$ m² przy najmniejszym ciężarze 20 kG, otrzymalibyśmy jako dolną granicę szybkości opadania 0,4 m/sek.

Gdy (biorąc rzecz bardzo optymistycznie) przyjmijmy Q maszyny = 20 kG, $v_y = 0,4$ m/sek, ciężar pilota = 60 kG, to moc

$$N = \frac{Q \cdot v_y}{75 \cdot \eta} = \frac{(20 + 60) \cdot 0,4}{75 \cdot 0,80} = 0,53 \text{ KM}$$

Nawiasem mówiąc, najmniejszy dotychczas osiągnięty ciężar maszyny przez Haesslera 35 kG, a uzyskana szybkość opadania 0,5 m/sek, ciężar pilota 70 kG, ciężar mechanizmu napędzającego 3 kG, to

$$N = \frac{108 \cdot 0,5}{75 \cdot 0,80} = 0,90 \text{ KM}$$

A może inny napęd dałby lepsze rezultaty? Rozważmy na przykładzie.

Przy bijącym płacie przyjmijmy sprawność $\eta = 0,9$, co będzie aż za nadto, ciężar mechanizmu jako bardziej skomplikowany (przychodzi tutaj zrównoważenie sił masowych) na 12 kG, to dałoby w porównaniu z rzeczywistą maszyną Haesslera:

$$N = \frac{(105 + 12) \cdot 0,5}{75 \cdot 0,9} = 0,87 \text{ KM}$$

przy samolocie o skrzydłach wahlwych:

$$N = \frac{(105 + 8) \cdot 0,5}{75 \cdot 0,9} = 0,84 \text{ KM}$$

Stąd widzimy, że moc, potrzebna do unosze-

nia się mięśniowca przy powyższych założeniach waha się około 0,90 KM.

Zastanówmy się teraz, jaką moc posiada człowiek. Dotychczas nie można było określić dokładnie mocy człowieka, gdyż jej nie mierzono. Obecnie mierzaniem mocy człowieka zajmuje się Muskelfluginstitut, Frankfurt nad Menem. Do pomiaru przystąpiono na specjalnych przyrządach w celu uzyskania najlepszych warunków pracy człowieka. Z tych przyrządów wymienić należy:

1. Przyrząd na którym człowiek oddaje pracę przez wahadłowy ruch rąk i nóg, poruszając odpowiednie dźwignie i pedały, przy czym wykres siły wywartej na urządzenie przenoszące ruch, ma przebieg sinusoidalny.

2. Przyrząd analogiczny do pierwszego ze stałą siłą wywieraną na dźwignie,

3. Przyrząd z mechanizmem obrotowym.

4. Przyrząd, na którym oddaje się pracę podobnie jak przy wiosłowaniu.

Publikacje instytutu mięśniowego, ujęte w formę wykresów podają następujący przebieg mocy w zależności od ilości skoków na sekundę.

Z wykresu widzimy, że najwyższa moc, jaką może dać człowiek, pracując rękami i nogami, wynosi $\frac{1,4^0}{7,8} = 1,86$ KM. Ponieważ jednak nogami może tylko napędzać mechanizm, rękoma zaś sterować, w grę wchodzi więc tylko moc może dać człowiek, pracując rękami i nogami, wynosi $\frac{1,0^0}{7,8} \approx 1,4$ KM. Wydałoby się, że problem lotu mięśniowego jest rozwiązany. Potrzeba 0,9 KM, a mam 1,4 KM, ba nawet za dużo, mogę jeszcze się wznosić do góry. Ale! Jak długo może człowiek oddawać taką moc na wał? Badania wykazały, że tylko przez przeciąg 1 sek. W przeciągu 2 minut może człowiek okazać moc 0,43 KM.

Zastanówmy się jeszcze, jaki ruch ciała jest najlepszy, przy oddawaniu użytecznej pracy.

Rozpatrzmy w tym celu możliwości oddawania pracy przez człowieka. Oto one:

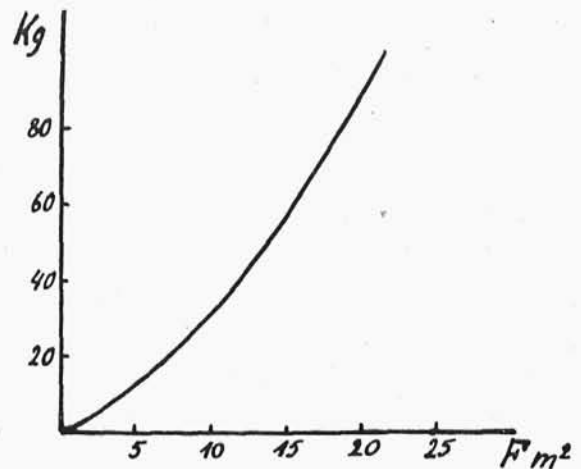
1. Chodzenie (człowiek w pozycji leżącej wykonuje wahadłowe ruchy rąk i nóg).

2. Jazda na rowerze.

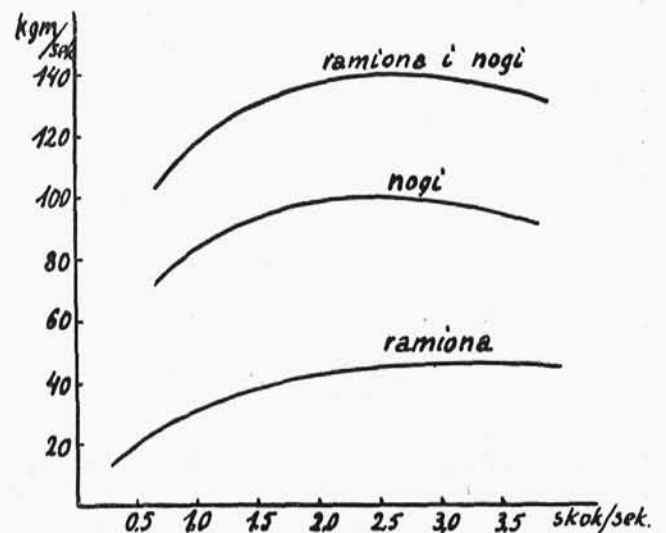
3. Wiosłowanie.

Jakościowo możemy określić bez specjalnych przyrządów, która z tych prac może dać najlepszy efekt. Ten rodzaj pracy, przy którym najpóźniej nastąpi zmęczenie — jest najlepszy. Gdyby w normalnym tempie, każdy z tych ruchów trwał jedną minutę, okazałoby się, że ruch taki jak przy wiosłowaniu wykazałby najgorszy stopień sprawności ciała. Aby rozstrzygnąć, który z dwu pozostałych jest lepszy, powtarzamy ruchy, ale w szybszym tempie. Okazuje się, że przy ruchu wahadłowym muszą być przezwyciężane większe siły masowe, przez to następuje szybsze zmęczenie ciała, niż przy ruchu obrotowym. Należałoby wyjaśnić przy jakich obrotach i przy jakich promieniach korby mamy najlepsze warunki pracy. Liczne doświadczenia wykazały, że obroty te leżą w granicach 70 do 110 obr./min. Promień korby zależnie od długości nóg próbującego wynosi 160 — 180 mm.

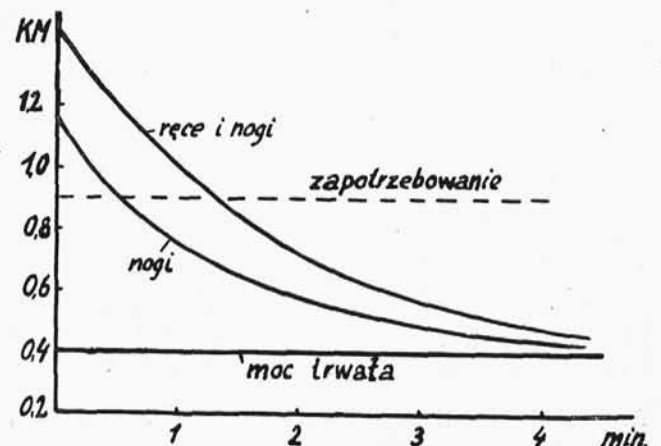
Chcąc zreasumować nasze dowody, widzimy z wykresu, opartego na doświadczeniu, że moc



Ryc. 2



Ryc. 3



Ryc. 4

potrzebna do lotu mięśniowego dowolnie długiego wynosi 0,9 KM, tymczasem człowiek może dać moc trwałą 0,4 KM.



Doświadczenia z mięśniowcami wieloosobowymi nie wykazały lepszych rezultatów. Jak z powyższych wywodów wynika, trwały lot mięśniowy jest niemożliwy.

Nasuwa się pytanie, czy nie moglibyśmy w inny sposób napędzać mięśniowca, aby utrzymał się w powietrzu?

Dotychczas rozpatrywaliśmy lot przy pomocy śmigła, oraz bijących względnie wahlivych skrzydeł. Doszliśmy do wniosku, że lot przy pomocy mięśni ludzkich jest niemożliwy.

Zastanówmy się jeszcze! Zadać pytanie, czy nie dałoby się utrzymać w powietrzu mięśniowca o drgających skrzydłach. Skrzydłami tak szybko i odpowiednio poruszać, aby drgając — powstał rezonans tj. długość fali powietrza, pobudzona do drgań przez skrzydło była równa długości fali drgającego skrzydła. Na tej zasadzie utrzymuje się np. komar lub chrząszcz.

Obliczmy więc, jaka energia potrzebna jest do unoszenia się w powietrzu przy drgających skrzydłach. Wiemy, że drganie odbywa się według praw ruchu harmonicznego. Wyobraźmy sobie, że skrzydło drga dookoła osi AB. Ryc. 5.

Aby się zorientować, jak wielka moc jest potrzebna przy takich mięśniowcach, podajemy obliczenie, które jest rzeczwiście przybliżone (bez uwzględnienia wpływu cyrkulacji powietrza) i oparte na założeniu, że taki rezonans udało się nam uzyskać.

- Q_{pl} = ciężar płatowca w locie
- m = masa powietrza
- V = objętość powietrza
- γ = przyspieszenie cząsteczek powietrza
- a = amplituda drgań
- n = ilość drgań na sek.
- T = okres w sek.
- ρ = gęstość powietrza

Z warunków równowagi:

$$Q_{pl} = 125 \text{ kg w locie}$$

$$m \cdot \frac{d^2s}{dt^2} = Q_{pl}$$

$$m = V \cdot \rho \dots \text{kg} \quad \rho = \frac{1}{8}$$

$$v = \frac{0,1 \cdot 1}{2} \cdot 20 = 1,0$$

$$m = 1,0 \cdot \frac{1}{8} = 0,125 \text{ kg}$$

$$m \gamma_{sr} = Q_{pl}$$

$$\gamma_{sr} = \frac{Q_{pl}}{m} = \frac{125}{0,1 \cdot 25} = 1000 \text{ m/sek}^2$$

Z praw ruchu harmonicznego

$$\gamma_{sr} \cdot \frac{\pi}{2} = \gamma_{max}$$

$$\gamma_{max} = \frac{\pi}{2} \cdot 1000 = 1570 \text{ m/sek}^2$$

$$\gamma_{max} = \frac{4 \pi^2}{T^2 \cdot a} \quad \frac{1}{T} = n$$

$$\gamma_{max} = \frac{4 \pi^2 \cdot n^2}{a}$$

$$n = \frac{1}{2 \pi} \sqrt{\gamma_{max} \cdot a}$$

$$\frac{a}{\frac{2}{3}b} = \frac{0,1}{1}; \quad a = \frac{0,2}{5} = 0,0666 \text{ m}$$

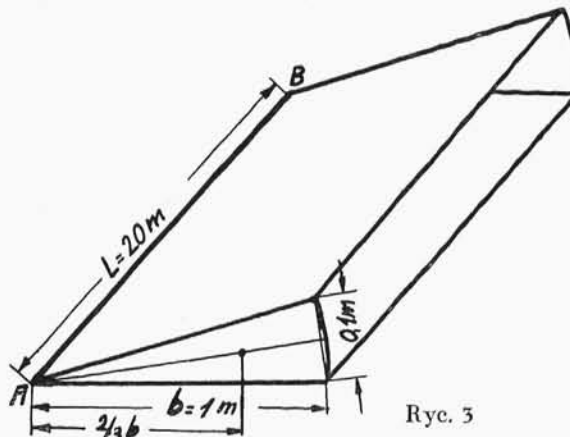
$$n = \frac{1}{2 \pi} \sqrt{1570 \cdot 0,0666} = \frac{5}{5}$$

$$T = \frac{1}{n} = \frac{5}{5} \text{ sek}; \quad \frac{T}{2} = 0,5 \text{ sek}$$

$$N' = \frac{Q_{pl} \cdot a}{T \cdot 75} = \frac{125 \cdot 0,0666}{0,5 \cdot 75} = 0,368 \frac{\text{kGm}}{\text{sek}}$$

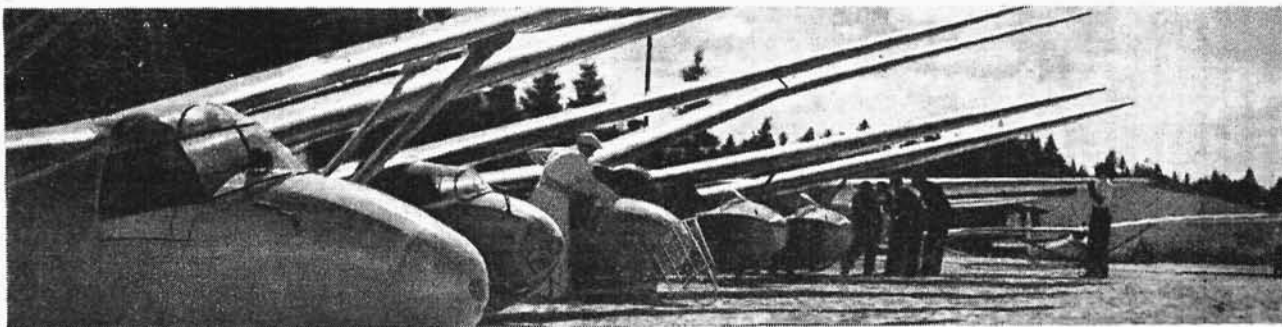
przyjmując sprawność równą sprawności śmigła 0,8 uwzględniamy wpływy uboczne

$$N = \frac{N'}{\eta} = \frac{0,368}{0,8} = 0,46 \text{ KM.}$$



Ryc. 5

Aby móc latać na dłuższych odległościach, aniżeli dotychczas (Haessler przeleciał na swym szybo-mięśniowcu przy zastosowaniu startu przy pomocy gumy [ryc. 1] 400 m), należałoby budować mięśniowce oparte na powyższej zasadzie.



Zagadnienia wytrzymałościowe w najnowszych konstrukcjach lotniczych

Problem wytrzymałościowy w lotnictwie był podświadomie wyczuwany już w starożytności — i jest tak dawny — jak dawna jest sama dążność człowieka — zazdrośnie spoglądającego na ptaki — do opanowania przestworzy. Czyż katastrofa Ikara — to nie pierwsza „kraksa“ lotnicza z winy wytrzymałości konstrukcji aparatu — tak wymownie wyczuła przez ludzkość na szereg wieków naprzód? —

Wytrzymałość samolotu była od początku i do dziś jest głównym zagadnieniem konstruktora. Nie dlatego by było brak podstaw teoretycznych z dziedziny statyki, czy wytrzymałości tworzyw, ale dlatego, że brak jest ścisłych i pewnych danych co do obciążenia na jakie samolot może być narażony podczas użytkowania — a warunek lekkości konstrukcji nie pozwala na dostateczne kompensowanie niesprecyzowanego obciążenia nadmiarem wytrzymałości, a co za tym idzie, nadmiarem materiału. O ile bowiem w każdej innej dziedzinie techniki ciężar konstrukcji wpływa prawie jedynie tylko na cenę — nie ograniczając zbytnio lub wcale, zakresu jej stosowalności, lub użyteczności — o tyle w lotnictwie np. zbyt ciężar własny samolotu może pogrzebać całą jego wartość użytkową.

Jak widzimy z powyższego, na problem wytrzymałościowy samolotu składają się dwa główne zagadnienia, a mianowicie: 1. określenie warunków użytkowania samolotu i wielkości zachodzących obciążeń, oraz 2. zapewnienie dostatecznej wytrzymałości i sztywności konstrukcji przy jak najmniejszej wadze własnej dla określonych warunków obciążeń.

Pierwszym zagadnieniem zajęły się czynniki prawodawcze różnych krajów, zwłaszcza tych, które przodowały w rozwoju techniki lotniczej. Stworzone w ten sposób przepisy budowy samolotów były z początku bardzo ogólne i nie zawsze właściwie zredagowane. Np. przepisy wymagały od podwozia i całego samolotu wielokrotnej wytrzymałości w stosunku do obciążenia statycznego, określając w ten sposób wielkość obciążenia dynamicznego, a nie mówiły nic o energii uderzenia i sposobie amortyzowania tej energii — od czego przecież bezpośrednio zależy to obciążenie dynamiczne.

Zresztą stworzyć dobre przepisy nie było rzeczą łatwą, — gdyż technika lotnicza w swoim rozwoju wyprzedziła naukę. Nie było dostatecznych podstaw naukowych do ujęcia wielkości i sposobu obciążenia samolotu w locie, a wypadki lotnicze, które nieubłaganie towarzyszyły już narodziłom lotnictwa, nagliły do zapobieżenia przecież brakiem wytrzymałości samolotu. Oparto się więc na statystyce wypadków i rachunku prawdopodobieństwa. I dziś mimo daleko posuniętego udoskonalenia treści przepisów, dwa po-

wyższe czynniki grają jeszcze dominującą rolę.

A trzeba wiedzieć, że wytrzymałość samolotu jest odbiciem odnośnych przepisów, gdyż konstruktor ze względu na własności lotne samolotu stara się go budować tak lekko, aby tylko spełnić narzucone mu wymagania wytrzymałościowe. Drugim zagadnieniem zajmuje się — konstruktor lotniczy. Chcąc się uplasować jako tako w konkurencji światowej — musi on skrupulatnie zbadać model aerodynamiczny w tunelu, zastosować wszystkie zdobycze naukowe i doświadczenia z dziedziny aerodynamiki i mechaniki lotu — musi użyć ścisłych i bardzo żmudnych metod liczenia, korzystając z najnowszych zdobyczy statyki — musi dobrać odpowiednie materiały do budowy, dające przy małej wadze własnej dużą wytrzymałość — mimo, iż wie, że w założeniu samym mogą tkwić błędy przepisów. Ale ewentualne błędy założeniowe wymagań wytrzymałościowych są wspólne dla wszystkich konstruktorów i fakt ten zdawałoby się — wyrównuje ich szanse. Tak jednak nie jest. Jak zły regulamin zawodów może oddać pierwszeństwo niezasłużonemu — tak kiepski regulamin wytrzymałościowy może pchnąć rozwój techniki lotniczej na fałszywe tory i wypaczyć zdrową myśl konstruktora.

Zrozumiano powszechnie tą doniosłą rolę przepisów i państwa, które starają się przodować w dalszym rozwoju techniki lotniczej, kładą duży nacisk na ciągle modernizowanie i aktualizowanie wymagań wytrzymałościowych.

Dzisiejsze przepisy przewidują trzy rodzaje obciążeń: a) w locie, b) przy starcie i lądowaniu, lub wodowaniu, c) podczas obsługi. Omówimy je pokrótce po kolei zakładając, że czytelnik posiadał już zasadnicze wiadomości z mechaniki lotu i zapoznał się z takimi pojęciami, jak siła nośna, opór, współczynnik aerodynamiczny, biegunowa, środek parcia itp.

W locie poziomym — prostoliniowym wypór aerodynamiczny, czyli siła nośna P_y jako zawsze prostopadła do toru lotu równoważy cały ciężar samolotu Q . W locie ślizgowym tylko część ciężaru zrównoważona jest siłą P_y — reszta zaś ciężaru służy do pokonania oporu P_x , który w locie poziomym zrównoważony jest siłą ciągu śmigła T . W locie poziomym mamy więc zależność $Q^2 + T^2 = P_y^2 + P_x^2$ przy czym $Q = P_y$ zaś $T = P_x$, natomiast w locie ślizgowym

$$Q^2 = P_y^2 + P_x^2 \text{ przy czym } \begin{aligned} P_y &= Q \cdot \cos \tau \\ P_x &= Q \cdot \sin \tau \end{aligned}$$

gdzie τ oznacza kąt nachylenia toru lotu do poziomu. W locie nurkowym $\cos \tau = 0$, czyli $P_y = 0$ i cały ciężar samolotu równoważy tylko opór czołowy P_x . Otóż okazuje się, że wszelkie możliwe



obciążenia symetryczne tj. takie, przy których wypadkowa z sił aerodynamicznych leży w płaszczyźnie symetrii samolotu, reprezentuje tzw. „wyrwanie“ — polegające na tym, że rozpędzamy samolot, nurkując do dopuszczalnej szybkości nurkowania v_n . Po osiągnięciu szybkości v_n wyprowadzamy samolot z lotu nurkowego, przy czym tor lotu jest linią krzywą, leżącą w płaszczyźnie pionowej, podobną do pętli (looping). Podczas wykonywania pętli jako figury akrobatycznej, nie rozpędzamy tak mocno samolotu i nie zachodzą tak wielkie obciążenia.

Przy wyrwaniu stale wzrasta kąt natarcia, a więc i współczynnik siły nośnej c_y , a równocześnie maleje stopniowo szybkość lotu; występują przy tym największe dopuszczalne obciążenia prostopadle do toru lotu. Siła nośna równoważyc musi nie tylko ciężar samolotu jak w locie poziomym, ale i siłę odśrodkową (masową), czyli musi być wielokrotnością całkowitego ciężaru samolotu Q . Możemy to ująć wzorem

$$P_y = m \cdot Q = \frac{1}{16} c_y \cdot S \cdot v^2$$

w którym m oznacza tzw. współczynnik obciążenia dopuszczalnego, zaś S powierzchnię nośną w m^2 . Jeśli współczynnik m pomnożymy przez współczynnik pewności ν to otrzymamy współczynnik obciążenia niszczącego n , czyli $n = m \cdot \nu$. Stąd wynika, że dopiero po przekroczeniu przez wypór aerodynamiczny n -krotnej wartości całkowitego ciężaru samolotu, konstrukcja jego ma prawo ulec zniszczeniu. Stosunek obciążenia niszczącego do dopuszczalnego, czyli takiego, które może zaistnieć w myśl przepisów podczas użytkowania — zwany współczynnikiem pewności

$\nu = \frac{n}{m}$ nie może być mniejszy od stosunku $R : \sigma_p$, czyli stosunku wytrzymałości doraźnej do granicy plastyczności. Nie mogą bowiem wystąpić żadne odkształcenia trwale pod obciążeniem dopuszczalnym. Współczynnik pewności ν waha się około liczby 1,8.

Jeśli w powyższym wzorze na siłę nośną każdemu c_y podporządkujemy pewne m , to tym samym zostaje określona szybkość v . Zależność $m = f(c_y)$ nazywamy „krzywą wyrwania“. Krzywą tę określoną przepisami można zbudować mając dane — szybkość nurkowania v_n i największy współcz. obe. m_A . Podstawowe te wielkości v_n i m_A stanowiące o wytrzymałości samolotu w locie są ograniczone i podane w przepisach na podstawie dotychczasowej praktyki w odniesieniu do poszczególnych kategorii samolotu. Decyduje tu bowiem przeznaczenie samolotu i sposób jego użytkowania uznany jako normalny. Użytkowe i uznane za normalne obciążenia samolotu, są więc z reguły niższe od możliwych do zrealizowania, czyli pilot zawsze może doprowadzić samolot do zniszczenia. Jedynie dla samolotów akrobacyjnych przepisano współczynnik $m \geq 7$ wyższy od tego, jaki może wytrzymać pilot. Również v_n jest też ograniczona za wyjątkiem samolotów akrobacyjnych, — dla których równa się granicznej szybkości spadku — a to dlatego, że aczkolwiek przy nurkowaniu współ-

czynnik m obciążenia prostopadłego do toru lotu schodzi do zera — to jednak pojawia się moment skręcający skrzydła — a wzrastający z kwadratem szybkości. Moment ten starający się obrócić samolot w locie ślizgowym przodem w dół — równoważymy siłą na usterzeniu wysokości, która obciąża znacznie kadłub.

Gdyby środek parcia sił aerodynamicznych nie wędrował wzdłuż cięciwy profilu płatów nośnych, uciekając przy $c_y = 0$ aż do nieskończoności (dając parę sił) — to wystarczyłoby operowanie tylko współczynnikiem m jako miarą wytrzymałości samolotu. Ponieważ jednak nie jest obojętne dla wytrzymałości skrzydła, gdzie znajduje się wypadkowa sił aerodynamicznych ze względu np. na skręcanie skrzydła lub obciążenie przedniego i tylnego dźwigara — przeto trzeba jeszcze określić, gdzie znajduje się środek parcia przy danym obciążeniu. Różnie to usiłowano ująć w przepisach różnych krajów, ale dopiero przepisy polskie w sposób logiczny, ciągły i jednoznaczny określiły tę zależność za pomocą wspomnianej wyżej „krzywej wyrwania“.

Dla samolotów komunikacyjnych nie przewiduje się żadnych ostrych ewolucyj i dlatego przepisuje się stosunkowo niski współcz. m . Te niskie wymagane współczynniki wystarczały dopóki szybkości podróże były małe i nie przekraczały 200 km/godz. Wypadki lotnicze z samolotami komunikacyjnymi zwróciły uwagę badaczy na obciążenia występujące w locie poziomym i prostoliniowym w warunkach sprzyjających powstawaniu prądów wznoszących (burzliwej atmosfery). Prosty rachunek wykazał, że obciążenia te są proporcjonalne do szybkości samolotu i w wielu wypadkach wykraczają poza przepisane warunki wyrwania. Dlatego to wprowadzono we wszystkich krajach do przepisów warunek obciążenia z powodu podmuchów, który w przybliżeniu możemy napisać w formie

$$m = 1 + 2,7 \frac{S}{Q} v$$

Widzimy więc, że przy obciążeniu jednostkowym 50 kG/m² i szybkości 50 m/sek = 180 km/godz współczynnik obciążenia dopuszczalnego wynosi już $m = 3,7$. Współczynnik wytrzymałości musi być $n > 6,5$.

Obciążenia niesymetryczne w locie pochodzące od brutalnego sterowania, lub podmuchów działających jednostronnie, nie wymiarują zwykle skrzydła. Są one jednak miarodajne dla wytrzymałości kadłuba, względnie samych usterzeń czy lotek. Obciążenia te są w różny sposób podawane przez przepisy różnych krajów i najmniej naukowo uzasadnione. Opierają się głównie o statystykę.

Podczas lądowania zasadniczym obciążeniem jest uderzenie samolotu podwoziem o ziemię. W wypadku idealnego lądowania możemy uzyskać przy zetknięciu się kół podwozia z ziemią składową pionową szybkości lotu równą zeru, przez podejście do lądowania stycznie do tarczy i wówczas nie będzie żadnego uderzenia. Normalnie jednak podczas lądowania istnieje





Platowiec myśliwski PZL — 24

składowa pionowa szybkości „w” i energia uderzenia wynosi

$$E = \frac{Q}{2g} w^2$$

Energie uderzenia musimy zamortyzować pracą amortyzatorów L_a i pneumatyków L_p , przy czym

$$E = L_a + L_p$$

Praca amortyzacji zależy od całkowitego skoku s i od charakterystyki amortyzatora, wyrażającej się stosunkiem jego średniego do największego obciążenia. Możemy to wyrazić w formie:

$$E_a = L_a = P_{sr} \cdot s = P_{max} \cdot s \frac{P_{sr}}{P_{max}} = P_{max} \cdot s \cdot \eta$$

Jeśli przy obciążeniu statycznym (samolot stoi) siła w amortyzatorze wynosi P_{st} — to przy przekładni sił 1:1 siła ta wynosiłaby Q . Wówczas $P_{max} = m \cdot Q$ czyli

$$m_1 = \frac{E}{Q \cdot s \cdot \eta}$$

Przy danym ciężarze i energii uderzenia współczynnik obciążenia przy lądowaniu będzie tym mniejszy, im większym będzie skok „i” im bardziej współczynnik pełnoty wykresu pracy zbliżać się będzie do jedności. Dla dzisiejszych amortyzatorów oleo-pneumatycznych można przyjąć $\eta = \infty 0,85$, podczas gdy dla amortyzacji gumowej $\eta = \infty 0,45$.

Ponieważ stosowanie zbyt dużych skoków stwarza pewne trudności konstrukcyjne — zmusza się więc konstruktora do pokonywania tych trudności przez ograniczanie współczynnika m_1 , który dla nowoczesnych samolotów wynosi

$$m_1 = 2,5 \div 4,5.$$

Do niedawna w sposób zupełnie dowolny oceniano w przepisach wartość energii E ; dziś za podstawę do jej określenia służy minimalna szybkość opadania w locie ślizgowym.

Dla polepszenia warunków startu wymaga się, by ugięcia wstępne amortyzatorów było jak największe, czyli by amortyzator uginał się już pod obciążeniem mniejszym od statycznego. Aby po-

godzić wymagania startu i lądowania stosuje się ugięcia wstępne wynoszące 20—40% ugięcia całkowitego.

Obciążenia podczas obsługi przewidują przepisy po to, by lokalna wytrzymałość (np. krąwędz splywu) nie była zbyt niska i nie była powodem drobnych, ale ciągłych uszkodzeń.

Konstruktor liczy i buduje samolot na warunki obciążeń przewidziane dla danej kategorii przepisami. Skrępowany jest poza tym wielkością współczynnika pewności. W tych warunkach musi tak dobrać materiały i przekroje i wybrać taki układ poszczególnych zespołów, by waga własna konstrukcji wypadła jak najmniejsza. Pożądanym jest, by ciężar własny spełniał warunek $Q_w < 0,5 Q$.

Zasadniczymi materiałami konstr. są: stal, dural, drzewo. Stali obecnie używa się prawie wyłącznie w postaci rur chromomolibdowych posiadających po spawaniu wytrzymałość $R = 65 \text{ kG/mm}^2$ na konstrukcje kratowe, duralu o wytrzymałości 36 kG/mm^2 na konstrukcje skorupowe i pokrycie, drzewa zaś przeważnie sosny lub sprusu o wytrzymałości 900 kG/cm^2 na rozierwanie i 425 kG/cm^2 na ściskanie na konstrukcje dźwigarowe i skorupowe, i sklejkę brzożowej na pokrycie. Konstrukcja drewniana wypada nieco ciężiej, ale zato jest bez porównania tańsza i łatwiejsza w remontach. Najdroższą jest konstrukcja duralowa. Włosi wiele rekordów i szybki wzrost ich potęgi w powietrzu zawdzięczają konstrukcjom drewnianym, w których wiele materiału jest pochodzenia polskiego.

O wadze samolotu decyduje również ogólny układ konstrukcyjny. Jeśli odrzucimy dwupłat jako formę przestarzałą — to dla jednopłatów najkorzystniej przedstawia się dolnopłat. Oczywiście nie można porównywać dolnopłata wolnonośnego z górnopłatem z zastrzałami. Skrzydło wolnonośne zawsze wypadnie ciężiej. Mimo to jest ono skrzydłem przyszłości.

Poza doraźną wytrzymałością na problem wytrzymałościowy nowoczesnego samolotu składa się jeszcze zagadnienie odporności użytkowej i sztywności. Do odporności użytkowej zaliczyć możemy wszelką wytrzymałość na zmęczenie, wybijanie się okuć, połączeń i przegubów oraz zdolność do konserwacji przy trwałości na zużycie.

Zagadnienie sztywności wyłoniło się na pierwszy plan, gdy przy wzroście szybkości, samoloty posiadające na próbie statycznej dostateczny zapas wytrzymałości zaczęły rozlatywać się w powietrzu. Wówczas zwrócono uwagę na drgania, które były powodem wielu wypadków.

Kwestia drgań do dziś dnia jest jeszcze zmorą trapiącą konstruktorów i uczonych. Wiele już rzeczy wyjaśniono, wiele prac napisano — wiele doświadczeń wykonano, ale dotychczas nie podano niezawodnej, a użytkowej recepty na drgania.

Wiadomo tylko, a to już jest dużo — że skrzydła należy budować bardzo sztywne na skręcanie, że stery i lotki należy wyważać statycznie i dynamicznie, umieszczając przeciwcieżary przed

osią obrotu. Również kadłuby okazały się za mało sztywne na skręcanie, mimo dostatecznej wytrzymałości na obciążenia od usterzeń.

Drgania wymuszone od silników posiadają wysoką częstotliwość, są nieprzyjemne i powodują hałas, nie są jednak niebezpieczne, o ile naprężenia wywołane nimi nie przekraczają dopuszczalnych naprężeń na zmęczenie.

Za niebezpieczne należy uważać drgania wzbudzone — sprzężone, prowadzące przy pewnej szybkości lotu do zniszczenia konstrukcji. Są one bardzo zdradzieckie, gdyż pojawiają się nagle po przekroczeniu pewnej szybkości, nie sygnalizując przedtem specjalnej tendencji do rozdręgnięcia się poszczególnych części. O możliwości wystąpienia drgań wzbudzonych można się przekonać, wywołując drgania wymuszone dla różnych częstotliwości i szybkości lotu i mierząc amplitudy. Ekstrapolując wykresy otrzymane z tych badań, możemy w przybliżeniu określić szybkość — przy jakiej może zajść niebezpieczeństwo drgań w locie.

Źródłem wzbudzonych drgań skrętnych skrzydła są najczęściej lotki, tak jak stery są źródłem drgań ogona.

Jest jeszcze trzeci rodzaj drgań bardzo nieprzyjemny dla załogi samolotu — chociaż nie jest on specjalnie niebezpieczny, gdyż występuje tylko przy małych szybkościach lotu i w sposób nieregularny — nie będący więc z reguły źródłem drgań wzbudzonych. Są to tzw. „trzęsienia“ ogona, spowodowane uderzeniem wirów powietrza o płaszczyzny usterzeń, odrywających się od skrzydła atakującego powietrze pod dużym kątem natarcia, przy którym następuje już odrywanie się strug powietrza od nośnego profilu. Drganiom tym zaradzić można przez zmianę w opływie strug.

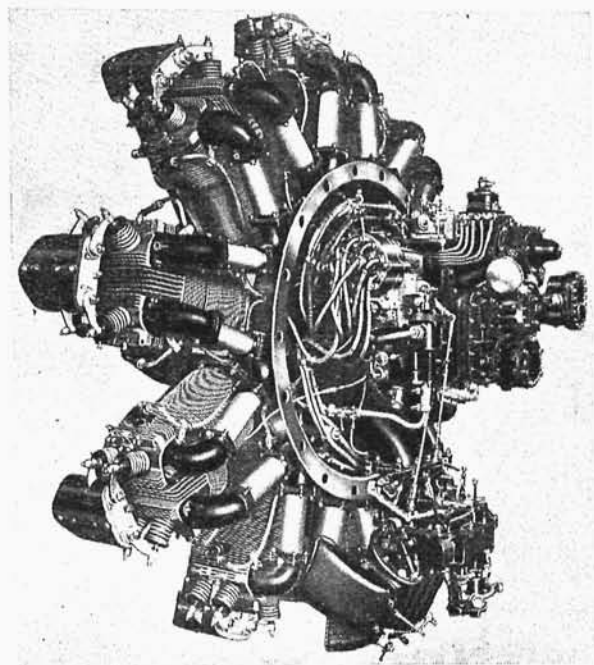
Drgania sterów niewyważonych masowo i wolno puszczonych nazywają się „trzępotaniem“.

Zbyt wielka szczupłość miejsca nie pozwala nam na bliższe zapoznanie się z tym arecy cieka-

wym i bardzo zawilim problemem, jakim są drgania samolotów. A są one strasznym wrogiem konstrukcji lotniczych — bo jeśli wystąpią w swej złośliwej formie (wzbudzone) — to niema dla nich wystarczająco mocnego samolotu.

Dlatego to przy budowie nowoczesnych szybkich samolotów tyle uwagi poświęca się kwestii drgań i sztywności skrzydła, kadłuba i usterzeń.

Sądzić należy, iż w przyszłości zamiast wymagań wytrzymałościowych, będą tylko wymagania sztywności, albowiem przy dalszym wzroście szybkości, a nie podnoszeniu współczynników obciążenia m — warunki wytrzymałościowe spełnione będą przez zadośćuczynienie warunkom sztywności.



Silnik Pegaz VIII, produkcji PZL

O charakterystycznych punktach i prostych wytrzymałościowych profilu lotniczego

Celem niniejszego artykułu jest zebranie i podanie niektórych dotychczasowych przybliżonych metod obliczenia kesonów lotniczych. Ścisłe obliczenie naprężeń w kesonie lotniczym jest bardzo trudne i dotychczas jeszcze nie rozwiązane ze względu na występowanie zawilimych równań różniczkowych, nie zawsze możliwych do rozwiązania. Poniżej podaję niektóre przybliżone metody obliczania kesonów lotniczych, a mianowicie te, które są dotychczas dosyć często używane. Głównym dążeniem tych metod było umo-

żliwienie zastosowania do obliczania kesonów klasycznych metod używanych dotychczas do obliczania belek pełnych. Niewątpliwie ta droga nie jest zbyt ścisłą, jeżeli chodzi o belki drażone z przegrodami, do których należy zaliczyć kesony lotnicze i z pewnością najbliższa już przyszłość przyniesie nam rozwiązania, więcej zbliżone do rzeczywistości. Poniżej podane metody, częściej używane, są często tylko niezbyt dokładnym przybliżeniem rozwiązania ścisłego; nie od rzeczy będzie je poznać i porównać ze sobą.

