

TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH
WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA

WRZESIEŃ 1938 r.

Nr 9

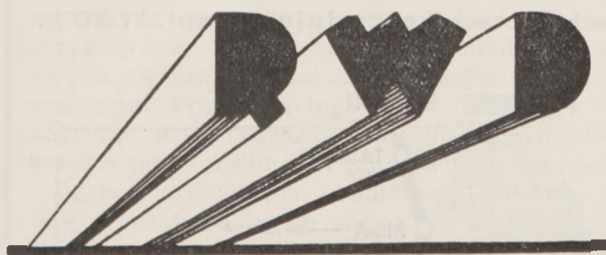
Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. ERYK KOSKO

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4,50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedynczego numeru zł 1,50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.

Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA I ADMINISTRACJA: Al. Szucha 4 m. 66, tel. 705-13,
godziny urzędowania: administracja — codziennie w godzinach 10 — 15; redaktor naczelny — poniedziałki i czwartki w godz. 18 — 19; redaktor działu płatowcowego — poniedziałki i środy w godz. 18 — 19.



DOSWIADCZALNE WARSZTATY LOTNICZE
WARSZAWA OKĘCIE 971-22

**PRZETWÓRNIA
OLEJÓW ROŚLINNYCH**
S. A.
RADOM

Farby,
emalie
i lakiery

dla wszelkich potrzeb lotniczych



Jednakowo sprawną obsługę zapewniają w całej Polsce błękitne stacje benzynowe firmy „KARPATY”, gdzie każdy kierowca zaopatruje się w przodujące oleje

GALKAR - LUX



LOT

podróżuj LOTem

Korzystajmy z najbardziej nowoczesnego i komfortowego środka lokomocji jakim jest samolot. Oszczędzajmy cenny czas. Członkowie Związku Polskich Inżynierów Lotniczych korzystają ze zniżki 30%.

ROZKŁAD LOTÓW 2 - 31 PAŹDZIERNIK 1938

Codziennie prócz niedzieli	12.50	o. Warszawa	p. ↑	11.30	Codziennie prócz niedzieli
	14.00	o. Kraków	o.	10.20	
	14.20	o. Kraków	p.	10.00	
	15.50	p. Budapeszt	o.	8.30	
	14.00	o. Warszawa	p. ↑	9.50	
	15.10	p. Katowice	o.	8.40	
Codziennie również w nieszczę	8.00	o. Warszawa	p. ↑	17.20	Codziennie również w nieszczę
	9.20	p. Poznań	o.	16.00	
	9.40	o. Poznań	p.	15.40	
	10.50	p. Berlin	o.	14.30	
Codziennie prócz niedzieli	13.50	o. Warszawa	p. ↑	9.00	Codziennie prócz niedzieli
	15.20	p. Gdynia	o.	7.30	
	15.30	o. Gdynia	p.	7.20	
	15.50	p. Gdańsk	o.	7.00	
Codziennie prócz niedzieli	8.45	o. Warszawa	p. ↑	12.05	Codziennie prócz niedzieli
	10.30	p. Kaunas	o.	10.20	
	10.50	o. Kaunas	p.	10.00	
	12.55	p. Riga	o.	9.55	
	13.15	o. Riga	p.	9.35	
	14.30	p. Tallinn	o.	8.20	
	14.50	o. Tallinn	p.	8.00	
	15.20	p. Helsinki	o.	7.30	
	9.20	o. Warszawa	p. ↑	13.20	
	10.50	p. Lwów	o.	11.50	
Pon. Środy Pią.	11.15	o. Lwów	p. ↑	11.30	Wt. Czw. Sob.
	13.20	p. Cernauti	o.	11.25	
	13.45	o. Cernauti	p.	11.00	
	15.35	p. Bucaresti	o.	9.10	
Wt. Czw. Sob.	7.00	o. Bucaresti	p.	16.55	Pon. Środy Pią.
	8.20	p. Sofia	o.	15.35	
	8.40	o. Sofia	p.	15.20	
	9.55	p. Thessaloniki	o.	14.05	
	10.15	o. Thessaloniki	p.	13.50	
	11.15	p. Athina	o.	12.50	
	11.45	o. Athina	p.	12.30	
	16.15	p. Lydda	o.	8.00	



Rozbudowana sieć komunikacji lotniczej jest narzędziem ekspansji politycznej i gospodarczej państwa. Polska nie może pozostać w tyle w wyścigu państw o zdobycie oceanu powietrza.

Niektóre zagadnienia z dziedziny eksploatacji silników lotniczych*)

Inż. Wacław Litwinowicz

Wstęp

Każdy, mający do czynienia z zagadnieniami lotniczymi, był zmuszony pośrednio bądź też bezpośrednio zetknąć się z dziedziną eksploatacji silnika lotniczego. Dziedzina ta przybiera stale na znaczeniu, tak że obecnie użytkowanie każdego niemal sprzętu w lotnictwie wiąże się ściśle z pracą silnika, okresami jego napraw, przeglądów i kontroli.

W dziedzinie eksploatacji silników lotniczych do niedawna jeszcze panowała ogromna różnorodność zdań. Przeważnie operowano danymi z czasów wielkiej wojny, zaś wszelkie dążenia do oszczędnego wykorzystywania sprzętu na wzór silników samochodowych uważano wprost za karygodne i wręcz niebezpieczne. Przyczyną tego stanu rzeczy był przede wszystkim brak doświadczenia, opartego na długich okresach pracy wielu serii silników tego samego typu.

Rozpęd w dziedzinie rozbudowy lotnictwa, osiągnięty w ostatnich latach wojny, został po jej ukończeniu gwałtownie zahamowany. Lotnictwo wojskowe, nie doceniane należycie przez współczesnych dowódców, długo korzystało z nieco ulepszonych typów silników okresu wojennego, wylatując bardzo niewiele godzin. Taki stan rzeczy bynajmniej nie przyczyniał się do opracowania metod racjonalnej eksploatacji sprzętu lotniczego, a silnika w szczególności.

Zagadnienia racjonalnej eksploatacji silników stały się aktualne dopiero z chwilą kolosalnego rozwoju lotnictwa komunikacyjnego w Stanach Zjednoczonych Am. Półn., przy czym nie stało się to od razu, lecz po paru latach intensywniej eksploatacji. Obracanie właściwymi metod stało się możliwe, gdy poczęto amortyzować silniki w ciągu kilku lat, operując setkami podobnych typów silników. Te właśnie doświadczenia użytkowników w dużej mierze przyczyniły się do znacznego rozwoju silnika współczesnego.

Żadna próba silnika lotniczego na hamowni nie pozwala na osiągnięcie takich wyników, jakie daje eksploatacja silnika na samolocie, w związku z czym wnioski wyciągane z tego rodzaju prób są nie zawsze zgodne z rzeczywistością. Tym tłumaczy się rozdziewiek powstający niejednokrotnie między wytwórcą silnika a jego użytkownikiem, gdyż brak potrzebnych warunków, dostępnych jedynie użytkownikowi, pozbawia wytwórcę możliwości ścisłego określenia najkorzystniejszych warunków ekonomicznego użytkowania silnika. Usunięcie tych trudności jest możliwe jedynie przez nawiązanie ścisłej współpracy i ustalenie warunków wzajemnego zrozumienia.

W Stanach Zjednoczonych, gdzie ekonomiczne użytkowanie sprzętu posiada duże znaczenie nie tylko dla lotnictwa komunikacyjnego, ale i dla wojskowego, dokonywana jest obecnie na tym polu specjalizacja, jeszcze bardziej zacieśniająca więzy ścisłej

współpracy między wytwórcą a użytkownikiem. Dało to możliwość opracowania metod amortyzacji silnika, opartych na ścisłych przepisach wykorzystywania jego pracy w powietrzu i obsługi na ziemi.

Do najważniejszych zagadnień eksploatacji silnika zawsze będzie się zaliczało zużycie i związana z tym wymiana poszczególnych części.

Wymiana części silnika

Wydajność użytkowa silnika w czasie eksploatacji jest ściśle związana z wymianą jego części, w zależności od której ustalane są poszczególne okresy jego pracy. Części silnika, ulegające wymianie, dadzą się podzielić na cztery grupy:

1) części wymieniane wskutek nadmiernego zużycia (nadmierne luzy),

2) części wymieniane wskutek niezdolności do dalszego użytkowania, a więc wszelkie części uszkodzone lub będące w stanie nieużyteczności, jak na przykład tłoki po przeszlifowaniu cylindrów,

3) różne drobne części, jak nakrętki, podkładki, śruby,

4) części wymieniane ze względu na pewność i bezpieczeństwo pracy, jak na przykład łożyska kulkowe, pierścienie uszczelniające, uszczelki, pierścienie tłokowe, słowem części, wymieniane przy każdej głównej naprawie.

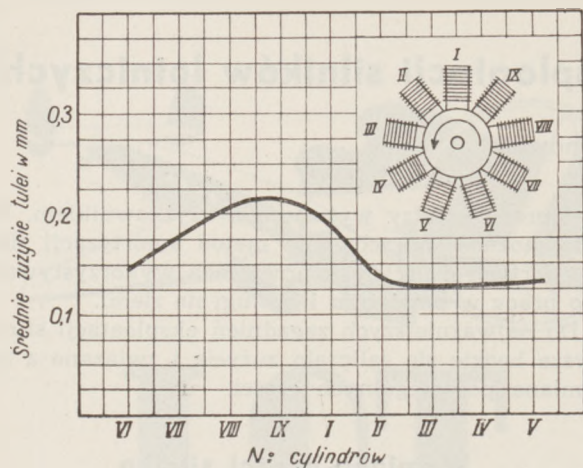
W związku z powyższym wyszczególnieniem należy tu zaznaczyć, że grupy pierwsza i ostatnia decydują na ogół o użyteczności silnika i stanowią zazwyczaj osiemdziesiąt kilka procent ogólnej sumy kosztów wszystkich części; wpływ części, należących do grup pozostałych nie ma decydującego wpływu na życie silnika.

Najważniejszymi częściami pierwszej grupy są tuleje cylindrów, zawory i gniazda zaworowe. Ze względu na duży koszt tulej cylindrów dąży się zazwyczaj do tego, aby ich nie wymieniał w czasie całego okresu życia silnika. Cały szereg doświadczeń wskazuje na to, że zużycie tulei cylindra nie zależy od obrotów silnika, zużycia paliwa i oleju, i że średnie zużycie tulei w ciągu 1000 godzin wynosi 0,1 mm. Badanie zjawiska zużycia i jego przyczyn wykazało ponadto, że tuleje ulegają zniszczeniu głównie w górnych częściach, przy czym odpowiedzialność należy tu w znacznej mierze przypisać korozji. Pierwszym, który należy ocenić rolę korozji w zużyciu cylindrów, był Ricardo¹⁾.

Konstruktorzy przewidują zazwyczaj na zużycie tulei w ciągu 1000 godzin 0,2 mm, jednak wielkość ta nie wystarcza dla współczesnego silnika, nawet przy dobrej eksploatacji. Tak więc firma Pratt & Whitney wykonywa cylindry nieazotowane ze zwężeniem u gó-

*) Wygłoszone na zebraniu odczytowym Z. P. I. L. dn. 25 marca 1938 r.; streszczenie wraz z dyskusją podano w Nr 4 (kwiecień 1938) Techn. Lotn., str. 127 i 128.

1) Some Notes Observations on Petrol and Diesel Engines. The Journal of the Royal Aeronautical Society. June, 1933. Tłom. w Techn. Now. Lotn. Nr 6 (luty 1934), str. 18—24.



Rys. 1. Średnie zużycie tulei silnika Wasp Junior 400 KM o nieazotowanych gładziach, oparte na pomiarach 3-letniej eksploatacji w P. L. L. „Lot”.

ry, sięgającym 0,25 mm na średnicy, dzięki czemu tuleje nie wykazują po 1000-godzinnej pracy nadmiernego zużycia, co stwarza w razie potrzeby możliwość przeszlifowania ich na I wymiar. Dane te są potwierdzone informacjami, które autor uzyskał z linii amerykańskich United Air Lines, a ponadto są zgodne z doświadczeniami z praktyki autora.

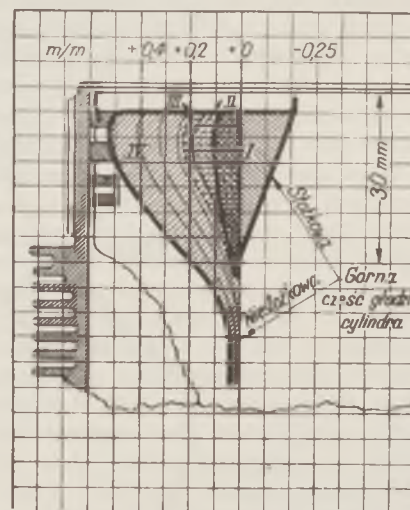
Posiadane przez autora dane, oparte na remontach 56 silników, pozwalają na stwierdzenie, że tuleje zużywają się przeważnie w górnej części. Zużycie to zależy w dużej mierze od położenia cylindra, i tak górne cylindry szybciej ulegają wpływom korozji i szybciej wyrabiają się, niż dolne. Wynika to z wykresu rys. 1. Rys. 2 charakteryzuje zużywanie się tulei w górnej części. Pole I obrazuje wyrobienie się stożkowej tulei po 820 godzinach intensywnej eksploatacji, pozostawiających jak widać duży zapas; żadnego cylindra szlifować nie trzeba i silnik może jeszcze 450 godzin przepracować. Pole II wskazuje, że niemal większość cylindrów podobnie eksploatowanego silnika o tulejach niestożkowych posiada wymiary, leżące na granicy tolerancji, konieczne zatem staje się przeszlifowanie wszystkich prawie cylindrów (po 862 godzinach pracy). Godne uwagi jest pole III, odpowiadające wyrobieniu się cylindrów po 392 godzinach pracy, rozłożonej na 2,5 lat. Otrzymany stan przedstawia się podobnie, jak po pracy 862-godzinnej, rozłożonej jednak w krótszym czasie. Pole IV wskazuje na cylindry, które przekroczyły zużycie dopuszczalne i muszą być szlifowane na II wymiar już po 1000 godzinach pracy.

Reasumując, należy stwierdzić, że tuleje niestożkowe powinny być szlifowane po 850 — 900 godzinach, stożkowe natomiast po 1000 — 1200 godzinach. Oczywiście pod warunkiem istnienia pieczołowitej obsługi i starannej konserwacji. Przekroczenie tych okresów może z łatwością doprowadzić do takiego zużycia, które uniemożliwi przeszlifowanie na I wymiar.

Dużym krokiem naprzód w dziedzinie zapobiegania zużyciu tulei cylindrów było wprowadzenie azotowania gładzi. W czasie swojej praktyki autor stwierdził, że zużycie takich tulei jest minimalne i nie przekracza tolerancji remontowych nawet po 1500 godzinach pracy. Tuleje azotowane nie są jed-

nak pozbawione wad. Jedną z najważniejszych jest pewna owalizacja, której uniknąć się nie da, a która nawet w stosunkowo nowych silnikach zmusza do wymiany wszystkich pierścieni tłokowych wówczas, gdy cylinder zostaje zdjęty (n. p. do kontroli tłoków). Czasami występuje konieczność zdjęcia cylindra z powodu zbyt małego sprężania po stosunkowo niedługim czasie n. p. po 150 godzinach, celem skontrolowania stanu zaworów i tłoka. W takim wypadku konieczna staje się wymiana pierścieni, gdyż w przeciwnym wypadku cylinder pracowałby wadliwie z powodu zaoliwiania świec.

Dużo trudności w eksploatacji silnika nastęrczą zawory wydechowe. Dobry amerykański zawór niestellitowany, pracujący na brązowym gnieździe, powinien trwać według norm amerykańskich linii komunikacyjnych 800 godzin, stellitowany natomiast 1200 godzin. Wyniki te są możliwe, ale przy samoczynnej regulacji mieszanki, np. systemu Pratt & Whitney, oraz przy założeniu, że silnik będzie intensywnie eksploatowany, gdyż wówczas ulega mniejszym wpływom korozji.



Rys. 2. Zużycie górnej części tulei 9-go cylindra (nieazotowanej) dla czterech silników Wasp Junior, eksploatowanych w P. L. L. „Lot”. Wykres oparto na pomiarach, wykonanych podczas drugiej naprawy głównej.

Pole I — zużycie tulei stożkowej (górna część zwężona o 0,5 mm na średnicy) po 820 godzinach pracy w ciągu 13 miesięcy.

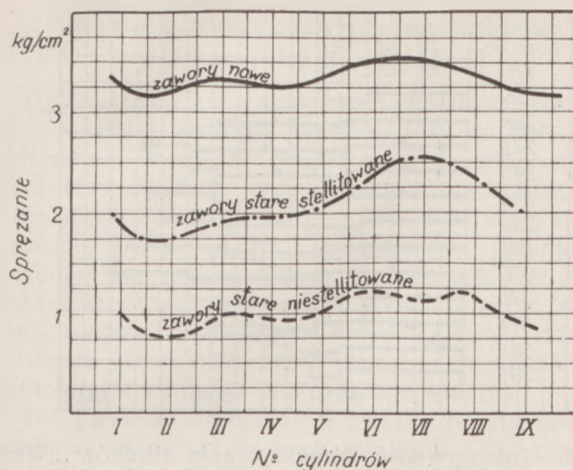
Pole II — zużycie tulei cylindrycznej po 862 godz. w ciągu 14 mies.

Pole III — zużycie tulei cylindrycznej po 392 godz. w ciągu 2½ lat.

Pole IV — zużycie tulei cylindrycznej po 1100 godz. w ciągu 15 mies.

Linie cienkie na polu IV oznaczają zużycia gładzi innych cylindrów tego samego silnika.

Wprowadzenie zaworów stellitowanych na silnikach Wasp Junior, stosowanych w Polskich Liniach Lotniczych „Lot”, obniżyło koszty części wymienianych i polepszyło warunki pracy silnika. Wprowadzenie takich zaworów na silnikach Pegasus pozwoliło na skasowanie przeglądów silników na płatowcach po 200 godzinach pracy, dzięki czemu silniki te zyskały możliwość pracy bez zdejmowania cylindrów w ciągu 450—500 godzin między naprawami. Mimo to jednak wykonanie zaworów stellitowanych przez firmę Bristol pozostawia jeszcze nieco do życzenia, to też niemal 20% należało wymienić po 500 godzinach pracy na nowe (odpryskiwanie materiału na spodzie zaworów i znaczne przewężenie trzonka).



Rys. 3. Krzywe sprężania dwóch silników Pegasus VI jednocześnie eksploatowanych na samolocie Douglas DC-2. Widoczne różnice na korzyść zaworów stellite przyczyniły się do wyeliminowania zaworów zwykłych.

Rys. 3 przedstawia zmiany sprężania w cylindrach, spowodowane nieszczelnościami zaworów. Przedstawione krzywe uzyskano z pomiarów sprężania, osiąganego drogą powolnego pokręcania śmigłem. Użyte zawory stellite były zupełnie nowe, nie-stellite zaś po dotarciu, przy czym czas ich pracy wyniósł ponad 250 godzin.

Sprężanie w silniku było mierzone według wskazań angielskich, przy użyciu manometru, wkręcanego do otworu świecy. Dążąc do uzyskiwania odczytów w możliwie jednakowych warunkach zabroniono przerzucania śmigłem, polecając natomiast po obrocie do punktu oporu powolne (normalnie idący człowiek) przekręcenie przez górny martwy punkt. W ten sposób uzyskiwane wyniki były w razie złych odczytów (za małe sprężanie) powtarzane kilkakrotnie, sprawdzane przez werkmistrza i notowane na specjalnych kartach.

Zazwyczaj sprężanie było mierzone bezpośrednio przed wybudowaniem silnika, po 400—450 godzinach pracy. W połowie cylindrów spotykano wartości poniżej 1,2 kg/cm²; takie sprężanie spowodowałoby niewątpliwie po dalszej 200 godzinnej pracy silnika niebezpieczne skutki i dowodzi istnienia unieruchomionych lub pękniętych pierścieni tłokowych, przepalenia zaworu lub pęknięcia tłoka.

Czasami zdarza się, że przyczyną znacznego spadku sprężania bywa odkształcenie zaworów ssących (zgniot materiału gniazda lub mała sztywność zaworu) mniej niebezpieczne, niż uszkodzenie zaworów wydechowych, niemniej jednak mogące za sobą pociągnąć spadek mocy silnika.

Autor przestrzegał, aby sprawdzanie sprężania silników, dobiegających swych końcowych godzin przed naprawą, było dostatecznie częste i aby stwierdzone zmiany sprężania następowały stopniowo i bez gwałtownych zmian, np. z 1,5 na 0,5 kg/cm², wskazujących, że silnik nie powinien dłużej pracować.

Wyszkolenie personelu w racjonalnym sprawdzaniu sprężania jest bardzo ważne, gdyż wyniki tego zabiegu niemal zawsze mogą być uważane jako miernik zdolności użytkowej silnika; za granicą metoda ta jest powszechnie stosowana, w kraju zaś często bywa uważana za jakąś specjalną kontrolę.

Naprawy silników

Koszt części wymienionych w silniku w czasie naprawy wzrasta w miarę zwiększania się ilości przepracowanych godzin, podobnie zresztą jak i robocizna, jednak w znacznie większym stopniu. Cena części zamienionych w remontach końcowych kilkakrotnie przewyższa sumę początkową. Tak np. silnik Wasp Junior wymaga przy pierwszej naprawie części zamiennych na sumę 350—400 zł. przy drugiej i trzeciej naprawie zaś dochodzą do tego tłoki, zawory, panewka, głowice łożyska, ewentualnie panewki korbowodów bocznych, co razem daje sumę ok. 1600 zł. Przeprowadzenie podobnego rachunku dla silnika Pegasus daje sumę ok. 2000 zł. W jednym i drugim wypadku należy się oczywiście liczyć z odchyleniami, gdyż spostrzeżenia te oparł autor na połowie życia silników.

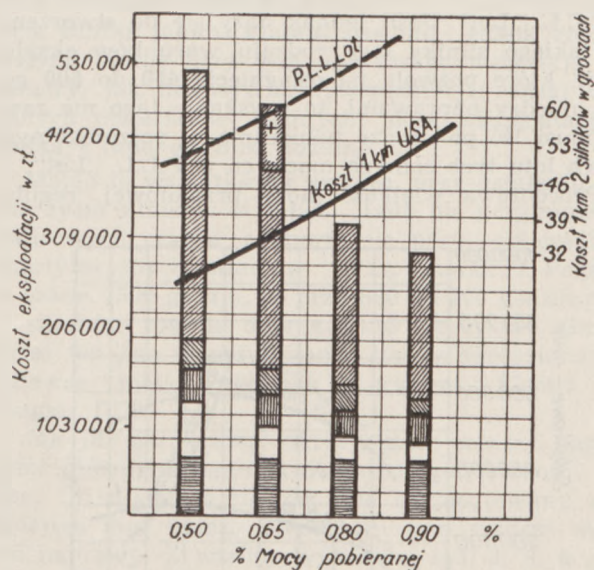
Pod całkowitymi kosztami naprawy rozumie się sumę kosztów wymienionych części i robocizny. Ta ostatnia zależy od wielu czynników, w pierwszym rzędzie od typu silnika, wprawy rzemieślnika oraz od nastawienia i przystosowania warsztatu. Poniżej podano przybliżone ilości godzin potrzebnych na remont silników, przy czym liczby w nawiasach dotyczą silników, remontowanych w dużych ilościach:

Wasp Junior: 375 (300—250) godzin

Pegasus: 858—900 (700—600) godzin

Zastosowanie po naprawie tylko pierwszej próby zmniejsza potrzebny czas o 30%, sprowadzając go dla pierwszego typu silnika do 200—250 godzin, dla drugiego zaś do 600—700 godzin. Umiejętność rzemieślnika może zredukować godziny poszczególnej naprawy o 30%.

Wreszcie należy podkreślić, że naprawy silników powinny być wykonane w warsztatach dużych, przy czym kontrola na warsztacie powinna bardzo ogólnie wymagać przeprowadzania drugiej próby na ha-



Rys. 4. Zależność bilansu kosztów eksploatacji oraz jednostkowych kosztów eksploatacji (groszy na km) od procentu mocy, pobieranej podczas przelotu (50% ogólnego czasu pracy silnika).

Znaczenie składowych pól bilansu (w kierunku od dołu): cena silnika, obsługa, naprawa, olej, paliwo. Przy bilansie dla 66% dodano pewien procent kosztów (pole ze znakiem plus), wynikający z warunków P. L. L. „Lot”.

mowni, której wyniki nie usprawiedliwiają na ogół znacznego wzrostu kosztów.

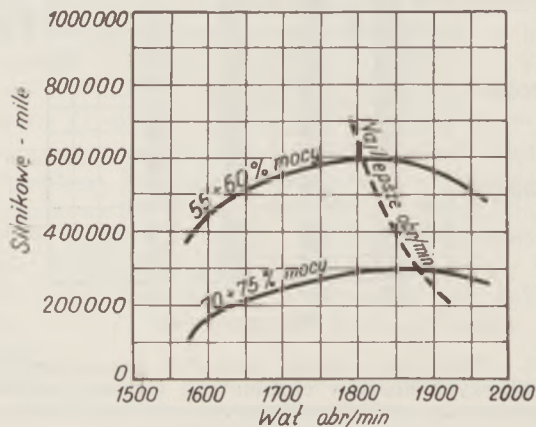
Wysokość sum na naprawy silników w bilansie eksploatacyjnym stanowi znikomą odsetek, wyrażającą się zaledwie liczbą 7 do 11%, wobec czego zmniejszenie tych kosztów w ogólnym zestawieniu nie odgrywa takiej roli, jak czas, w którym dana naprawa jest przeprowadzona i może być przeprowadzona. To ostatnie będzie miało ogromne znaczenie zwłaszcza podczas wojny.

Na rys. 4 widać wyraźnie, że najważniejszą pozycją kosztów eksploatacji są materiały pędne, stanowiące 40 do 60% ogólnej sumy. W związku z tym w czasie przeprowadzania remontów wskazane jest zwracanie specjalnej uwagi na zużycie paliwa i regulację gaźnika, co jest zwłaszcza ważne w razie stosowania gaźników z samoczynną regulacją składu mieszanki.

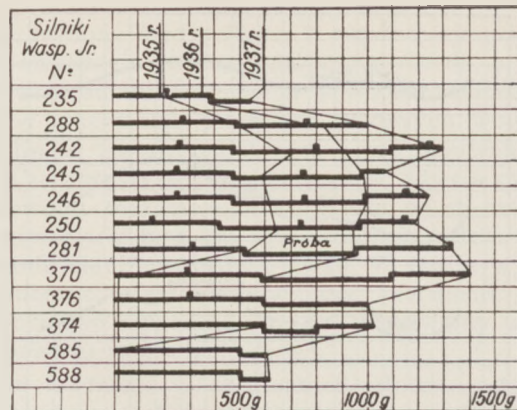
Ze sprawą napraw silnika wiąże się ściśle długość okresów pomiędzy poszczególnymi remontami. Długość tych okresów zależy od mocy pobieranych w czasie lotu i znajduje się w prostym stosunku do życia silnika. Inaczej mówiąc, dodatnim skutkiem pracy silnika przy niskich mocach przelotowych jest nie tylko możliwość stosowania dłuższych okresów między naprawami ale i przedłużenie czasu życia silnika.

O stopniu wykorzystania silnika przez załogę świadczy stan silnika, stwierdzony przez kontrolę w czasie naprawy. Pod określeniem „wykorzystanie” rozumie się nie tylko pobieraną moc silnika ale całokształt warunków jego pracy. Tak więc silnik może być użytkowany na mocach większych, niż np. 60%, niemniej eksploatacja jego będzie mogła być scharakteryzowana tą liczbą, jeśli ogólne zużycie jego części zostanie obniżone drogą kontrolowania innych czynników. Osiągnięcie przez jakikolwiek silnik Pegasus 450 do 500 godzin między naprawami przy jednoczesnym małym zużyciu części będzie świadczyło o tym, że procent średniej mocy, pobieranej z tego silnika w czasie lotu wyniósł 55 do 60, jak w P.L.L. „Lot”. Jeśli jednak dąży się do stworzenia dla takiego silnika tego rodzaju warunków eksploatacji, które pozwolą na osiągnięcie 450 do 500 godzin między naprawami, to uzyskanie tego nie zawsze musi iść po drodze pobierania w poszczególnych fazach lotu tych samych mocy, co w P.L.L. „Lot”.

Procentowa wielkość mocy przelotowej, regulu-

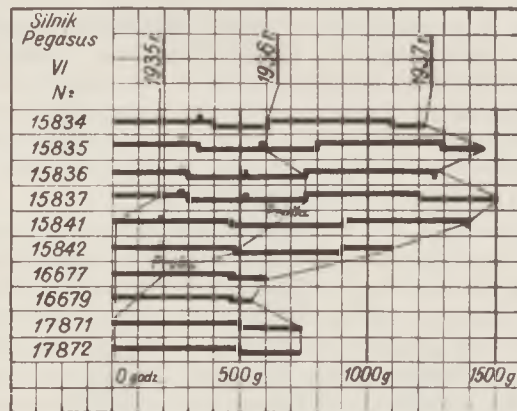


Rys. 5. Zależność długowieczności silnika, wyrażonej w przeciętnej odległości (mila = 1,609 km), od wielkości mocy przelotowej i obrotów silnika.



Rys. 6. Intensywność eksploatacji silników „Wasp Junior” przez P. L. L. „Lot” w poszczególnych latach użytkowania.

Łałamania odpowiadają naprawom głównym w warsztatach, punkty zaś przeglądom, dokonywanym na płatowcu bez wybudowywania silnika. „Próba” nazwano przejściowy okres pracy silników, który zdecydował o skasowaniu przeglądów. Cienkie linie oznaczają koniec roku.



Rys. 7. Dotyczy silników Pegasus VI, reszta jak na rys. 6.

jącej życie silnika i okresy czasu między naprawami, zależy w dużej mierze od obrotów przelotowych, ciśnienia ładowania przy starcie oraz czasu pracy silnika w różnych warunkach. Okoliczność tę dobrze ilustruje wykres rys. 5, sporządzony na podstawie doświadczeń amerykańskich linii komunikacyjnych. Został on oparty na założeniu, że praca silnika była rozłożona w następujący sposób:

% ogóln. czasu pracy

silnika w powietrzu: 50 30 15 2 1 2

% mocy nominalnej: 70 75 80 90 105 próby na ziemi

Należy tu wyraźnie podkreślić, że racjonalna eksploatacja silnika zależy w dużej mierze od wykształcenia technicznego pilota, który powinien zadoważyć sobie sprawę z szeregu zagadnień, związanych z pracą silnika, chociażby dla tego, że użytkowany przezeń sprzęt jest bardzo kosztowny. Można się spotkać z twierdzeniem, że wymaganie to nie dotyczy pilotów wojskowych, gdyż w czasie wojny nie będzie czasu na ekonomiczne latanie ze względu na krótkie w tych warunkach życie silnika; aczkolwiek jest to w pewnym stopniu słuszne, gdyż zniknie aktualna w czasie pokoju konieczność oszczędzania silnika, to jednak metody ekonomicznego latania pozostaną nadal użyteczne a nawet niezbędne dla wykonania niektórych zadań na współczesnych samolotach.

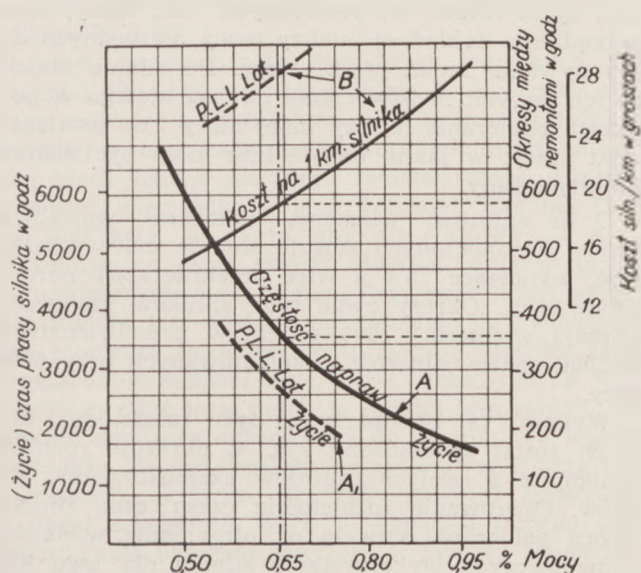
Metody eksploatacji silników w komunikacji lotniczej

Ogólnie przyjęta zasada w nowoczesnej komunikacji lotniczej wymaga pobierania 60 do 65% mocy nominalnej w czasie przelotu, co średnio zajmuje około 50% ogólnego czasu pracy silnika. Rozpoczynając użytkowanie nowoczesnych silników amerykańskich, P.L.L. „Lot“ rozporządzały jedynie doświadczeniem nad silnikami Wright 220 KM, które zasadniczo pracowały po 300 godzin między naprawami, ulegając przeglądowi na płatowcu po 150—200 godzinach pracy. Te same okresy zastosowano początkowo do silników Wasp Junior 400 KM.

Już pierwsze przeglądy pozwoliły na stwierdzenie ogromnej przewagi nowych silników i na przedłużenie okresów między przeglądami do 300 godzin z naprawami co 600 godzin. Do drugiej naprawy brano zazwyczaj silniki po 1100 godzinach pracy. Stan tulei niestozkowych wymagał po tym czasie pracy przeszlifowania na drugi wymiar, przy czym 15% cylindrów ulegało skasowaniu. Taka metoda eksploatacji nie była ekonomiczna, to też należało czym prędzej zmniejszyć okresy czasu między naprawami, kasując przeglądy.

W wyniku uzyskanych doświadczeń okresy między remontami były w 1937 r. zawarte między 450 i 500 godzin. Najlepiej widać to z wykresu rys. 6. W roku 1935/36 przeglądom ulegały wszystkie silniki, w 1937 zaś tylko niektóre, przy czym przeglądy dokonywane w tym okresie były raczej spowodowane długimi postojami silników i niezupełnie dobrą konserwacją.

W stosunku do nowowprowadzonych silników Pegasus skasowanie przeglądów na płatowcu było niemożliwe ze względu na konieczność docierania gniazd zaworowych i zaworów średnio po 200 godzinach pracy. Po wprowadzeniu zaworów stellitowych przeglądy na płatowcu uległy skasowaniu i tym samym odpadła konieczność zdejmowania cylindrów



Ryc. 8. Zależność życia silnika od procentu mocy, pobieranej podczas przelotu, oparta na doświadczeniu amerykańskim (krzywa A) i P. L. L. „Lot“ (krzywa A₁).

Podane dla porównania krzywe B wzięto z rys. 4.

Krzywa A jest oparta na założeniu, że okresy pracy między naprawami głównymi stanowią 10% życia silnika, przy czym założenie to nie jest aktualne dla krzywej A₁, przyjmującej, że życie silników w P. L. L. „Lot“ wyniesie 2500 godzin.

między naprawami. Okresy przeglądów i napraw są zaznaczone na rys. 7, obejmującym tylko 10 z pośród 16 eksploatowanych silników. W 1937 r. nie wykonano żadnego przeglądu silników Pegasus.

Dążenie do wyeliminowania przeglądów silników na płatowcach w P.L.L. „Lot“ nie jest bynajmniej odosobnione, gdyż zabieg ten traci swolną rację bytu u wszystkich użytkowników. Przegląd silnika w dobie współczesnej może być spowodowany tylko wypadkami wyjątkowymi, np. gdy należy skontrolować stan kilku cylindrów. W wypadku, kiedy zachodzi potrzeba wymiany wszystkich cylindrów, korzystniej jest silnik wybudować i poddać go normalnej naprawie w warsztatach.

Kończąc omawianie sprawy przeglądów należy stwierdzić, że wszelkie przeglądy, wykonywane okresowo na silniku zabudowanym, skracają jego życie.

Życie silnika

Każdy normalnie eksploatowany silnik ulega z czasem skasowaniu i wycofaniu z obiegu, gdy praca jego staje się niepewna bądź też użytkowanie bardzo kosztowne. Silnik kończy życie wówczas, gdy zostanie skreślony z inwentarza, co nie jest jednak równoznaczne ze skasowaniem wszystkich jego części. Dość często się zdarza, że w skasowanym silniku znajdują się części, które mogłyby pracować jeszcze 500 i więcej godzin.

W nowoczesnym silniku w czasie użytkowania nie powinna ulec wymianie żadna z części głównych, jak wał wykorbiony, korbowód główny, cylindry, karter ani też z takich części jak gaźnik, lub iskrowniki; czasem konieczność wymiany jednej z tych części zachodzi już po pierwszej naprawie. Ideałem byłby taki silnik, w którym wszystkie części ulegałyby zużyciu w równomierny sposób, od czego, mimo dużego postępu, silniki współczesne są dalekie. W związku z tym wszyscy ci, którzy silnik eksploatują są zmuszeni do posługiwania się przy ustalaniu życia silnika jakimś czasem średnim, jednak rzeczywistym, biorąc przy tym pod uwagę wszystkie parametry, jak intensywność eksploatacji, rodzaj używanych materiałów pędnych, moce eksploatacyjne silnika i inne warunki lokalne.

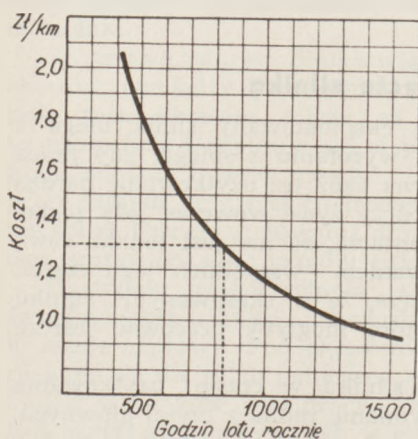
Mając to wszystko na uwadze, przy ustalaniu godzin życia silników w P.L.L. „Lot“ nie przyjmowano krańcowych czasów a oparto się przy obliczeniach amortyzacyjnych silników Wasp Junior i Pegasus na czasie 2500 godzin, co przy 600 do 700 godzin pracy silników rocznie daje 4 do 5 lat życia silnika. Okres ten jest w przybliżeniu równy okresowi życia płatowca metalowego, jak Lockheed Electra lub Douglas DC2.

Jak już zaznaczono, okresy czasu między naprawami głównymi są miernikiem długowieczności silnika; im dłużej silnik ma być eksploatowany tym mniejszą moc należy pobierać i tym rzadsze mogą być naprawy. Z analizy wykresów rys. 4, 8, 9 i 10 wynika, że dominującą rolę w ogólnym bilansie kosztów odgrywają materiały pędne, podczas gdy koszt napraw i obsługi znajduje się na dalszym planie.

Przy założeniu, że cena silnika jest stała i niezależna od mocy, przy jakiej silnik ma być eksploatowany, widać, że wszystkie składowe kosztów eksplo-

tacji zmieniają swą wartość w zależności od procentu mocy pobieranej. Ze wzrostem pobieranych mocy życie silnika maleje, zaś stosunek kosztów napraw do obsługi silnika zmienia się w ten sposób, że ceny obsługi maleją, zaś koszt napraw rośnie.

Przedstawiony na rys. 4 przypuszczalny koszt eksploatacji silników Wasp Junior na samolocie Lockheed E 10A jest znacznie większy, niż w Ameryce, (60 gr./km zamiast 34 gr./km), co się tłumaczy droższym paliwem. Na rys. 8 podano prócz kosztów zależność długowieczności silnika od pobieranych mocy. Wszystkie omawiane wykresy zostały sporządzone w Ameryce na podstawie doświadczeń, zdobytych na liniach komunikacyjnych. Najnowszy z tych wykresów (rys. 9) podaje koszt jednego km w zależności od godzin wylatanych w ciągu roku.



Rys. 9. Zależność kosztów eksploatacji zespołu silnik-płatowiec od intensywności użytkowania w ciągu roku.

Linia kreskowana odpowiada warunkom w P. L. L. „Lot” (Douglas DC-2).

Silnik lotniczy może być bardzo różnorodnie eksploatowany. Ogromną rolę odgrywają w związku z tym założone z góry godziny amortyzacyjne i czas wyznaczony na ich przelatanie. Obydwa te czynniki decydują, jakie warunki należy silnikowi stworzyć, aby jego eksploatacja nosiła miano racjonalnej.

Przy rozpatrywaniu tych założeń uwypuklają się zasadnicze różnice między eksploatacją silnika w wojsku i komunikacji lotniczej. Metody eksploatacyjne powinny być w obu wypadkach te same, jednak warunki, konieczne dla osiągnięcia tego podobieństwa, są odmiennie. Lotnictwo komunikacyjne dąży do obniżenia kosztów jednego przelecanego km i drogą studiów ustala moc najekonomiczniejszą, zwykle zawartą w granicach 55 do 65% mocy nominalnej. Takie moce przedłużają życie silnika i zmniejszają koszty ogólne w odniesieniu do przelecanego km.

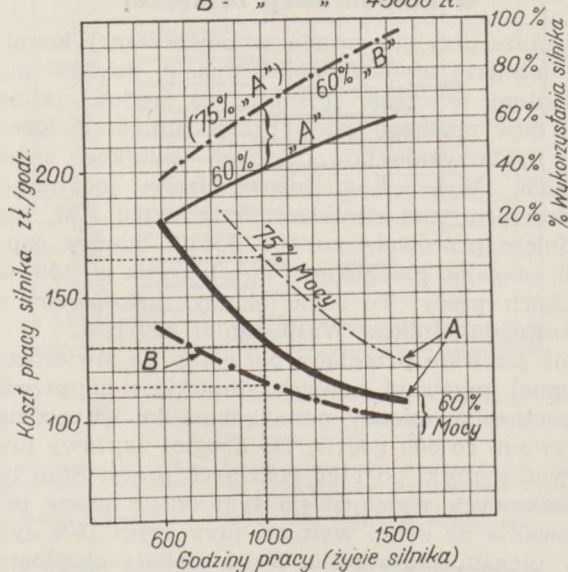
Przy opracowywaniu warunków latania komunikacja i wojsko będą mieć jeden czynnik wspólny, którym jest dążenie do wylatania w ciągu roku jak największej ilości godzin. W jednym i drugim wypadku przy racjonalnym wykorzystaniu mocy współczesny silnik będzie posiadał nadmiar godzin użytkowych w odniesieniu do życia płatowca (biorąc pod uwagę godziny silników rezerwowych).

Sprzęt lotniczy ulega bardzo szybkiemu starzeniu się, przy czym w lotnictwie komunikacyjnym zużywa się prędzej i ulega częstszej modyfikacji. Okres używania sprzętu trwa zwykle 3 do 6 lat, z czego wartości niższe dotyczą komunikacji, wyższe zaś wojska. Okresy te są ściśle związane z możliwością wyprodukowania nowego sprzętu. Ze względu na istniejącą w lotnictwie komunikacyjnym możliwość znacznie intensywniejszego wykorzystania silnika

Silnik współczesny o mocy nominalnej 500 KM

A - cena silnika 70000 zł

B - „ „ 45000 zł



Rys. 10. Możliwość wykorzystania dwóch różnych silników, A i B, przy pobieraniu z nich pewnego procentu mocy i przy określonej intensywności eksploatacji.

Wykres oparto na założeniu, że okres użytkowania silnika wynosi 6 lat. Krzywe górne podają, ile godzin silnik może pracować przy racjonalnej eksploatacji. N. p. silnik ma wylatać w przeciągu 6 lat 1000 godzin, użytkując 60% mocy; w takim wypadku silnik tańszy B będzie wykorzystany w 62% (krzywa pierwsza od góry), droższy zaś w 40% (krzywa druga od góry). Z tego wynika, że niewykorzystanie pierwszego będzie wynosiło 38% (640 godzin), drugiego zaś 60% (1500 godzin).

racjonalna gospodarka silnikowa jest tam znacznie łatwiejsza, niż w wojsku.

Z rozważań powyższych wynika, że warunkiem racjonalnej gospodarki w dziedzinie silników wojskowych byłoby podniesienie ich średniej mocy podróżnej, o ile pozwoli na to najlżejsze części silnika. Wzrosną wówczas koszty 1 godziny przelotu, zwiększając racjonalność wykorzystania sprzętu. Dla potwierdzenia tego niezbędne jest ustalenie zależności życia silnika od pobieranych zeń mocy, oraz sporządzenie dokładnej analizy mocy niezbędnych do wykonywania zadań przez załogę. Posiadanie takich danych pozwoli na stworzenie bilansu ujętego w godzinach pobierania tej czy innej mocy i na ustalenie czasu pracy, w jakim dany silnik może być dobrze zamortyzowany.

O ile autorowi wiadomo, lotnictwo wojskowe Stanów Zjednoczonych stosuje średnie moce przelotowe, wynoszące 75% a więc przekraczające normy komunikacji. Okresy życia tych silników nie przekraczają wielkości 1600 godzin w przeciwieństwie do 2500 godzin silników, eksploatowanych przy 60% mocy.

Wykres rys. 10, oparty na tych założeniach, dla jakich został sporządzony rys. 4, obrazuje różnice, wynikające z różnych rodzajów eksploatowania silników. Operowanie rozpiętością czasu, ceną silnika i mocą pobieraną pozwala na otrzymanie wielkości porównawczych wykorzystania silnika dla tego lub innego rodzaju eksploatacji. Z wykresu tego widać, że tani silnik eksploatowany na małych mocach będzie lepiej wykorzystany, niż silnik drogi, rozporządzając zatem silnikiem drogim lepiej pobierać podczas eksploatacji większe moce (np. 75%). Taki rodzaj eksploatacji skróci okresy między naprawami

oraz zwiększyć ich ilość, co jest raczej wskazane, gdyż zmusza do przygotowania większej ilości personelu technicznego, którego nadmiaru w lotnictwie polskim długo jeszcze nie należy się obawiać.

Aircraft engine utilization problems

Summary

The way of rational utilizing of aircraft engines was shown first in the U. S. A. thanks to the development of commercial airlines. The best economic conditions can be obtained only as a result of a close cooperation between the engine manufacturer and airline operator since the first alone is not in a position to reproduce conditions met in actual practice. The value of an engine in practice depends greatly on the cost of

the parts exchanged during overhauls, the most important of which are cylinders, pistons and valves. The author considers the question of cylinder wear on the basis of practical experiences obtained by the P. L. L. „Lot“ (Polish Airlines) with Wasp Junior and Pegasus VI engines. When considering the valves the author stresses the importance of regular compression checks. The discussion of operation economics shows the importance of the fuel and oil cost. The engine life and periods between overhauls are closely interdependent and prolongation of both can be attained as a result of low cruising power. A review of „Lot“ practice follows: a gradual lengthening of periods between overhauls accompanied by the total elimination of top overhauls. A comparison of the conditions met by airline operators and in military aviation shows an important difference between both and the advisability of using higher cruising power with the army engines.

Konstrukcja głównych okuć skrzydłowych szybowca

Inż. Ludwig Pieler

Tłumaczenie z odczytu wygłoszonego na posiedzeniu ISTUS*) w Bernie Szw. wykonał inż. Zbigniew Leliwa-Krzywobłocki.

OD REDAKCJI

Instytut Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa uzyskał z D.F.S. (Deutsches Forschungsinstitut für Segelflug) poniższy artykuł inż. Pieler, stanowiący treść jego odczytu, wygłoszonego na zebraniu ISTUS w Bernie Szw. w maju br.

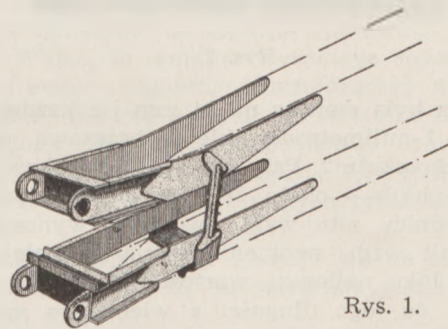
Ze względu na aktualność poruszanych zagadnień nie tylko dla szybownictwa ale i dla płatowcowych konstrukcji drewnianych zamieszczamy artykuł w dosłownym brzmieniu.

Badania, mające na celu podanie pewnych wytycznych przy projektowaniu okuć skrzydłowych szybowca, były prowadzone pod kątem widzenia uwzględnienia dwóch ważnych czynników:

a) wytrzymałości drewna na zgniatanie i b) przepływu linii sił.

Jak wiadomo, przy dźwigarach sosnowych, szerokości 60 — 80 mm, okazuje się, że sworznie, wzgl. nity rurkowe o średnicy np. 12 mm pracują tylko na pewnej swojej części, gdyż przy tak dużej odległości blach okucia nit wzgl. sworzeń ulega wygięciu, „niesie“ więc tylko swoimi końcami. Badania D. F. S. wykazały, że na to, aby nit rurkowy 12 × 1,5 pracował na całej swojej długości, długość ta powinna wynosić max. 40 mm. Przy sworzniach pełnych wartość ta jest większa odpowiednio do zwiększenia się momentu bezwładności przekroju. Jeśliby zatem konstruktor zechciał użyć nitów rurkowych 12 × 1,5 i wykorzystać je w pełni, to miałyby tym samym szerokość dźwigara ograniczoną do 40 mm. Ta wartość jednakże nie jest możliwą do zastosowania przy wolnonośnym skrzydle, jednodźwigarowej konstrukcji i dużej rozpiętości, gdyż w wypadku takiego wymiarowania przekrój dźwigara w miejscu zamocowania nie posiadałby odpowiednich wartości W i J.

Rys. 1 pokazuje normalną konstrukcję okucia stosowaną np. przy szybowcach „Sperber“, „Habicht“ i „Kranich“.



Rys. 1.

Przy użyciu dużej ilości nitów mamy dodatkowe zwiększenie ciężaru przez długie boczne blachy okucia. Przy 8 laszach, stosowanych zwykle w tego rodzaju konstrukcjach okuć, takie zwiększenie ciężaru już się daje dobrze we znaki. Mógłby ktoś usiłować zapobiec temu przez użycie nitów o większej średnicy. Jednakże średnicy nita tak dowolnie obierać nie można, gdyż przy użyciu zbyt dużej średnicy nita, a tym samym zastosowaniu dużego otworu w dźwigarze, bardzo się osłabia czysty przekrój pasa, narażonego na rozciąganie i stwarza się pewnego rodzaju karby w tym pasie.

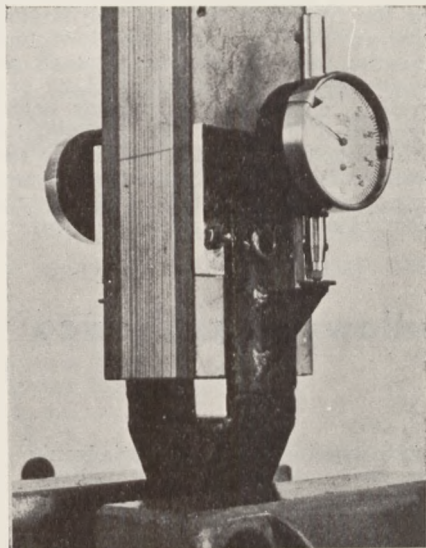
Poniżej omówimy pewne możliwości, pozwalające bez zbytniego zwiększenia kosztów podwyższyć znacznie wytrzymałość na zgniatanie przy równoczesnej dużej oszczędności na ciężarze.

Rys. 2 pokazuje urządzenie pomiarowe przy badaniach wytrzymałości na zgniatanie. Odształcenia mierzyło się przy pomocy ekstensometrów, które z jednej strony były połączone z drewnem, zaś z drugiej strony opierały się o specjalne podstawki, przymocowane do blach okucia. Dzięki temu urządzeniu można było wyrugować wpływ odształceń w pobliżu nita. Średnica nita wynosiła przy wszystkich przeprowadzonych pomiarach 12 × 1,5 mm; średnica sworznia również 12 mm. Zakłada się, że obciążenie łamiące zostaje wtenczas osiągnięte, gdy odształcenie przez zgniecenie drewna albo przez

*) ISTUS — Internationale Studienkommission für Segelflug (Międzynarodowa Komisja Badań Szybownictwa).

splaszczanie lub ścięcie nita wzgl. sworznia wynosiło 1,5 mm.

Rys. 3 pokazuje pierwszą próbkę badaną i to w najogólniejszej postaci, a to w celu wyjaśnienia samego wpływu rozmaitej grubości warstw, wpływu materiału itd.



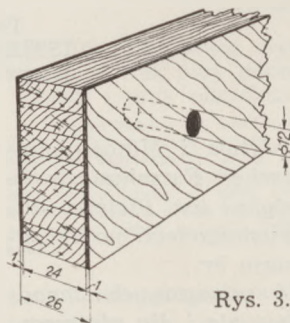
Rys. 2.

Próbka była szeroka na 24 mm i z każdej strony posiadała 1-milimetrową sklejkę brzoową, przyklejoną „po przekątni”. Przy tej małej szerokości drewnianej próbki — około 20 mm wobec stosunkowo dużej średnicy nita wzgl. sworznia, wynoszącej 12 mm — nit wzgl. sworzeń pracuje na całej swojej długości. Jako najlepszą wartość dla stosunku średnicy nita do jego długości a więc i do szerokości pasa podaje D. F. S. przez siebie znalezioną wartość 1 : 3. Wartość ta zgadza się z wynikami pomiarów, przeprowadzonych przez inne instytucje.

Przy tym pierwszym pomiarze próbki były wykonane w 5-ciu odmianach a mianowicie:

- 1) Próbka składała się z deseczek sosnowych grubości 10 mm.
- 2) Z deseczek sosnowych grubości 4 mm.
- 3) Próbka była wykonaną w ten sposób, że na zmianę klejono 4-o milimetrowe deseczki sosnowe i takiej samej grubości deseczki jesionowe.
- 4) Deseczki sosnowe grubości 4 mm klejono na przemian z 4-o milimetrowymi deseczkami z ulepszanego drewna „Lignofol”.
- 5) Deseczki sosnowe grubości 4 mm klejono na przemian z 4-o milimetrowymi deseczkami z drewna ulepszanego „T V Bu 40”.

Co do użytego, wysoko ulepszanego drewna bukowego „T V Bu 40” należy zaznaczyć, że składało się ono z 40 warstw na jeden centymetr bieżący grubości. Na specjalne życzenie, $\frac{1}{3}$ z ilości tych warstw



Rys. 3.

ułożono wzdłuż, $\frac{1}{3}$ zaś w poprzek próbki a to dlatego, że w czasie poprzednich pomiarów z drewnem „Lignofol” i „TVBu” stałe okazywało się, iż przy małych grubościach drewno ulepszone, nie posiadające warstw, ułożonych w poprzek, bardzo łatwo rozłupywało się, względnie pacyło. Drewno „Lignofol” nie posiada warstw poprzecznych w ogóle, normalne zaś drewno „T V Bu” posiada tylko co 10-ą warstwę ułożoną w poprzek.

Wyniki pierwszego pomiaru są podane poniżej. Ściśle rzecz biorąc, nie są to wyniki jednego pomiaru lecz wartości średnie z kilku pomiarów. Ciężar

POMIAR I.

Wyniki pomiarów dla nitów rurkowych

Rodzaj próbki	Średnica nita	Powierzchnia zgniatania	Obciążenie łamiące	Wytrzymał. na zgniat. σ_1	Ciężar właściwy γ
	mm	cm ²	kg	kg/cm ²	g/cm ³
Deseczki sosnowe gr. 10 mm	12×1,5	3 12	1035	322	0,548
Deseczki sosnowe gr. 4 mm	„	„	1185	380	0,554
Deseczki sosnowe gr. 4 mm i deseczki jesionowe gr. 4 mm	„	„	1175	377	0,594
Deseczki sosnowe gr. 4 mm i deseczki T V Bu 40 gr. 4 mm	„	„	1310	420	0,660
Deseczki sosnowe gr. 4 mm i deseczki Lignofol gr. 4 mm	„	„	1800	576	0,845

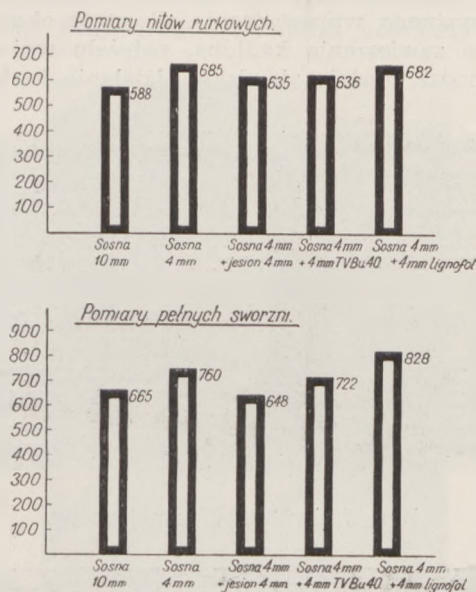
Wyniki pomiarów dla sworzni pełnych

Rodzaj próbki	Średnica sworznia	Powierzchnia zgniatania	Obciążenie łamiące	Wytrzymał. na zgniat. σ_1	Ciężar właściwy γ
	mm	cm ²	kg	kg/cm ²	g/cm ³
Deseczki sosnowe gr. 10 mm	12	3.12	1140	365	0,548
Deseczki sosnowe gr. 4 mm	„	„	1315	421	0,554
Deseczki sosnowe gr. 4 mm i deseczki jesionowe gr. 4 mm	„	„	1200	385	0,594
Deseczki sosnowe gr. 4 mm i deseczki T V Bu 40 gr. 4 mm	„	„	1485	476	0,660
Deseczki sosnowe gr. 4 mm i deseczki Lignofol gr. 4 mm	„	„	2185	700	0,845

właściwy określano każdorazowo dla jednostki długości.

Biorąc pod uwagę wytrzymałość na zgniatanie każdorazowej próbki, tudzież jej ciężar właściwy widzimy, że najlepszą będzie ta, dla której stosunek σ_1/γ będzie posiadał największą wartość (tzw. liczba dobroci, wyrażona w jednostkach długości. Przyp. tłum.). Znalezione wartości pokazano na rys. 4.

Zestawiając powyższe wyniki można powiedzieć, że przy stosowaniu drewna sosnowego na pasy przez samo zwiększenie ilości warstw sklejanых można bardzo znacznie powiększyć wytrzymałość na zgniatanie. Przy użyciu drewna twardszego, ulepszanego, np. „Lignofol“ w tym wypadku, można również osiągnąć bardzo dobre wyniki. Jednakże zawsze należy zważać na to, że przy szerokich dźwigarach tylko wtenczas można wykorzystać całą długość nita wzgl.

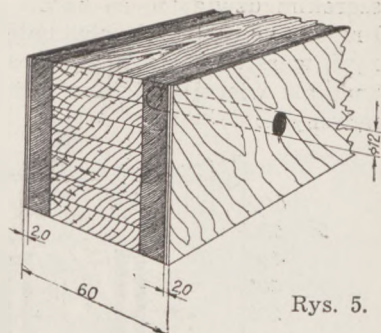


Rys. 4. Stosunek wytrzymałości na zgniatanie do ciężaru właściwego — Pomiar I.

sworzni, gdy szerokość pasów pozostaje do średnicy nita w stosunku 3 : 1.

Z kolei omówimy drugą serię pomiarów, która dostarczyła jeszcze korzystniejszych wyników.

Rys. 5 pokazuje dźwigar szerokości 60 mm, który z obu stron posiadał sklejkę brzoową, grubości 2,0 mm, przyklejoną „po przekątni“. Próbki, użyte w tym pomiarze, posiadały następującą budowę:



Rys. 5.

- 1) Próbka składała się tylko z deseczek sosnowych, grubości 10 mm.
- 2) Próbka składała się z deseczek sosnowych, grubości 10 mm, a nadto po obu stronach posiadała doklejone deseczki z drewna „TV Bu 40“, grubości 10 mm. Oczywiście, z tych miejsc, w których doklejono drewno „TV Bu 40“, usunięto drewno sosnowe.
- 3) Jak próbka 2), lecz doklejone deseczki były z drewna „Lignofol“.

Wyniki pomiarów zestawiono w poniższych tablicach.

Na rys. 6 podano wartości stosunku wytrzymałości na zgniatanie do ciężaru właściwego z II-o pomiaru. Widać, że pomimo wysokiego ciężaru właściwego drewna „Lignofol“, dochodzącego do wartości 1,35 g/cm³, wartość powyższego stosunku na jednostkę długości dźwigara, wzmocnionego drewnem „Lignofol“, przedstawia się znacznie korzystniej niż dla dźwigara, zbudowanego z samych tylko warstw sosnowych.

Ponad to oczywiście zyskuje się na ciężarze samego okucia przez to, że potrzebna jest tylko połowa ilości nitów.

W dalszym ciągu pomiar II-i wykazuje, że przy użyciu dźwigarów czysto - sosnowych wytrzymałość na zgniatanie dla sworzni pełnych pozostaje w takim samym stosunku do wytrzymałości na zgniatanie dla nitów rurkowych, jak momenty bezwładności ich przekrojów. W myśl powyższego określenia obciążenia łamiącego należy zaznaczyć, że „zniszczenie“ próbki następowało wskutek czystego zgniatania. Mianowicie sworznie wzgl. nity rurkowe przy tak

POMIAR II.

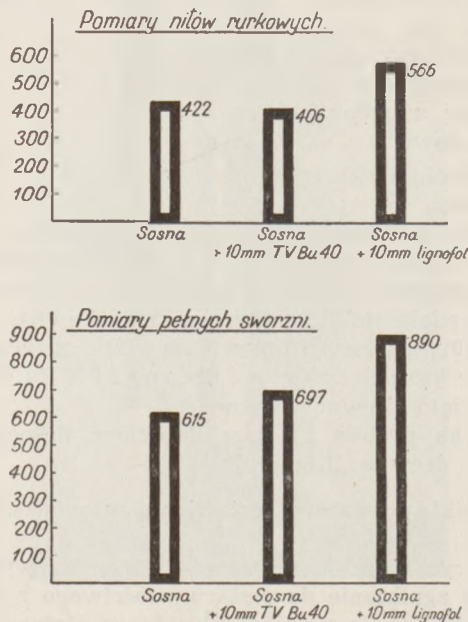
Wyniki pomiarów dla nitów rurkowych

Rodzaj próbki	Średnica nita	Powierzchnia zgniatania	Obciążenie łamiące	Wytrzymał. na zgniat.	Ciężar właściwy γ
	mm	cm ²	kg	kg/cm ²	g/cm ³
Sama sosna	12 × 15	7,2	1640	228	0,54
Sosna i drewno TV Bu 40 grubości 10 mm	„	„	1950	281	0,668
Sosna i drewno Lignofol grubości 10 mm	„	„	3500	486	0,86

Wyniki pomiarów dla sworzni pełnych

Rodzaj próbki	Średnica sworzni	Powierzchnia zgniatania	Obciążenie łamiące	Wytrzymał. na zgniat.	Ciężar właściwy γ
	mm	cm ²	kg	kg/cm ²	g/cm ³
Sama sosna	12	7,2	2390	332	0,54
Sosna i drewno TV Bu 40 grubości 10 mm	„	„	3355	466	0,668
Sosna i drewno Lignofol grubości 10 mm	„	„	5510	766	0,86

szerokim dźwigarze są bardzo narażone na zginanie. Przez wygięcie tych elementów włókna zewnętrznych warstw dźwigara są bardzo silnie zginiwane i są znacznie więcej wyężane, niż włókna warstw wewnętrznych.



Rys. 6. Stosunek wytrzymałości na zgniatanie do ciężaru właściwego — Pomiar II.

Wytrzymałość na zgniatanie pełnego sworznia $\varnothing 12$ w dźwigarze sosnowym o szerokości 60 mm, odniesiona do całkowitej długości sworznia, jest do wytrzymałości na zgniatanie nita $\varnothing 12 \times 1,5$ w stosunku $\frac{332}{228} = 1,45$. Stosunek momentu bezwładności przekroju sworznia do momentu bezwładności przekroju nita wynosi $\frac{0,1035}{0,0696} = 1,48$.

Rys. 7, 8 i 9 pokazują próbki po doprowadzeniu obciążenia do wartości niszczącej.

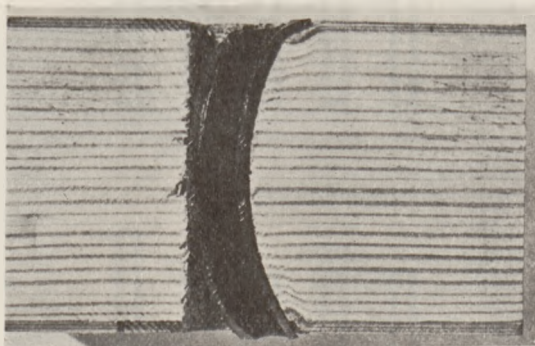
Przeprowadzone próby wykazały, że przy zastosowaniu odpowiednich materiałów można wydatnie zwiększyć wytrzymałość na zgniatanie w otworach. Choć nakład pracy, potrzebnej do wykonania takiego połączenia, jest większy, niż przy normalnej konstrukcji sosnowej, czyni się to z wyżej wymienionych względów, zwłaszcza przy szerokich dźwigarach.

Rys. 10 pokazuje specjalną wersję głównego okucia dźwigarowego szybowca „Kranich“, w której na skutek znacznej szerokości dźwigara — 75 mm — wprowadzono z obu stron nakładki z drewna „Lignofol“ szerokości 10 mm.

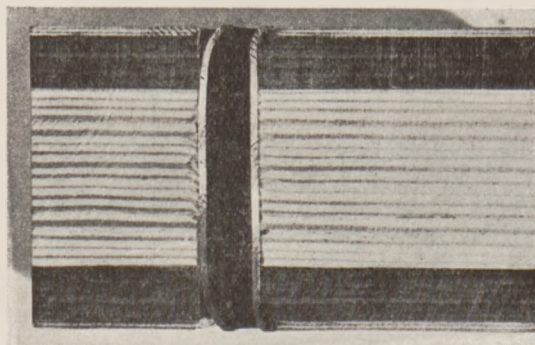
Oprócz powyższych środków, które — jak to wyżej podano — doprowadziły do znacznego zwiększenia wytrzymałości na zgniatanie przy minimalnym zwiększeniu ciężaru, zaobserwowano przy normalnej konstrukcji okucia tzn. takiej, w której lasze z blachy są nałożone na boki pasów, jeszcze jedną szczególną właściwość. Mianowicie połączenie skrzydło — kadłub, na równi z innymi podobnymi elementami konstrukcyjnymi, jest miejscem, w którym może się wytworzyć pewnego rodzaju „działanie karbu“ tzn. lokalne podwyższenie naprężeń i zagęszczenie linii sił. Tego rodzaju zjawisko może za sobą pociągnąć zniszczenie maszyny.

W celu zbadania tego zjawiska Niemiecki Instytut Badań Szybownictwa (D. F. S.) przeprowadził systematyczne pomiary wytrzymałości środkowej części dźwigara szybowca typu „Sperber sen.“, dalszej ewolucji szybowca „Sperber“. Pomiary przeprowadzał p. Schünemann z D. F. S. Ze względu na ciekawe wyniki, do których te pomiary doprowadziły, zajmujemy się nimi bliżej.

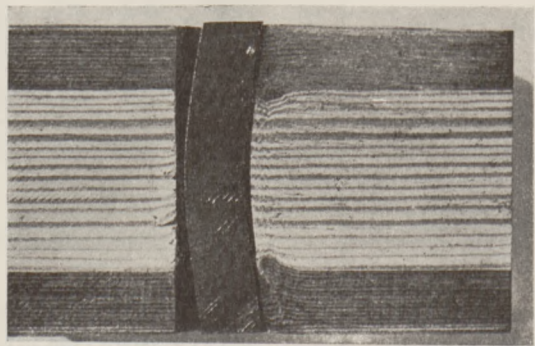
Rys. 11 przedstawia urządzenie pomiarowe. Jak już zaznaczono, badano środkową część dźwigara „Sperber sen.“, który to szybowiec, podobnie jak wiele innych typów, ostatnio konstruowanych, jest śród-płatem. Największe obciążenie na dźwigar przypada w wypadku lotu A (duży kąt natarcia, przyp. tłum.). Dźwigar jest podparty w środku partia dla tego wypadku. Próba statyczna tej środkowej części dźwigara wykazała zupełnie dostateczną jej wytrzymałość. Równocześnie jednak, na skutek niekorzystnego wprowadzenia sił przez okucie, służące do zawieszenia kadłuba, należało wnioskować, że zachodzi właśnie zjawisko „działania karbu“ tzn.



Rys. 7. Próbką z samej sosny.



Rys. 8. Próbką z sosny z wkładkami „Lignofol“.

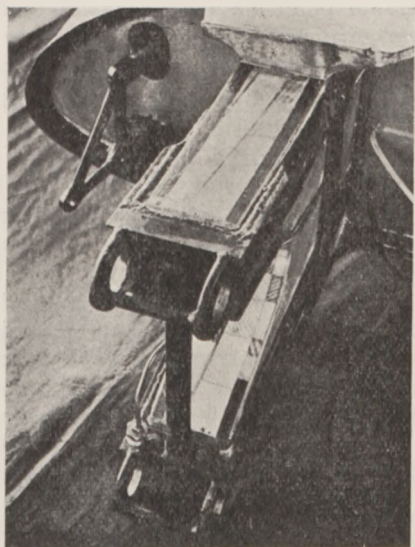


Rys. 9. Próbką z sosny z wkładkami „TVBu 40“.

lokalnego zagęszczenia linii sił (oczywiście w drewnie — przyp. tłum.).

Zjawisko karbu w miejscu umocowania okucia do zawieszenia kadłuba, powstałe na skutek wpływów wyżej podanych, jest szczególnie krytyczne, ponieważ dodatkowo dochodzi do tego działanie karbu na skutek zakończenia się w sąsiedztwie tego miejsca przedniego kesonu, współpracującego również przy zginaniu, dalej dochodzi do tego wpływ dźwigarka pomocniczego, ewentualnie pokrycia pomiędzy dźwigarem głównym i pomocniczym itd. Ażeby sobie zatem zdać sprawę o ile możliwości jak najdokładniej z rzeczywistego przebiegu naprężeń w tym miejscu, wykonano 2 pomiary z normalną konstrukcją okucia. Te 2 pomiary różniły się pomiędzy sobą następującym szczegółem (rys. 12):

Przy pierwszym pomiarze oba sworznie, służące do zawieszenia kadłuba, nie były ze sobą w ogóle połączone. Przy drugim pomiarze pomiędzy sworz-

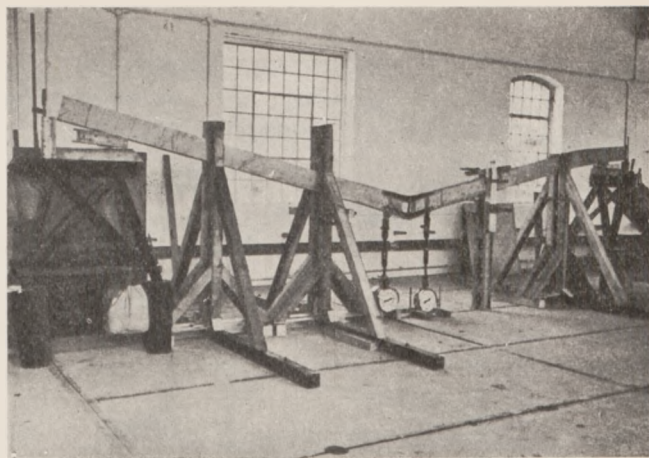


Rys. 10.

nie wstawiono rurę stalową, aby o ile możliwości oddać wiernie stan rzeczy, panujący w rzeczywistości na szybowcu. Sztywność tej rury odpowiadała prawie dokładnie sztywności wręgi nośnej, do której były umocowane nośne okucia kadłubowe. Wykonano pomiary na obu tych wersjach w celu zbadania wpływu elastycznego połączenia tych 2 sworzni, które to połączenie istotnie było na szybowcu stworzone właśnie przez tę wręgę. Połączenie to w wypadku lotu A odciążało właściwe okucie przez to, że przejmowało część naprężeń rozciągających. Jednakże, jak widać ze znalezionych odkształceń, wpływ ten jest mały. Połączenie to nie zmienia zupełnie ani kształtu krzywych wydłużeń ani ich niekorzystnego przebiegu. W obu pomiarach wydłużenia wzrastały od końca okucia ku środkowi dźwigara. Ten przyrost wydłużeń jest sprzeczny z obliczeniowym rozkładem naprężeń, wynikającym z wzoru:

$$\sigma = \frac{M}{J} e,$$

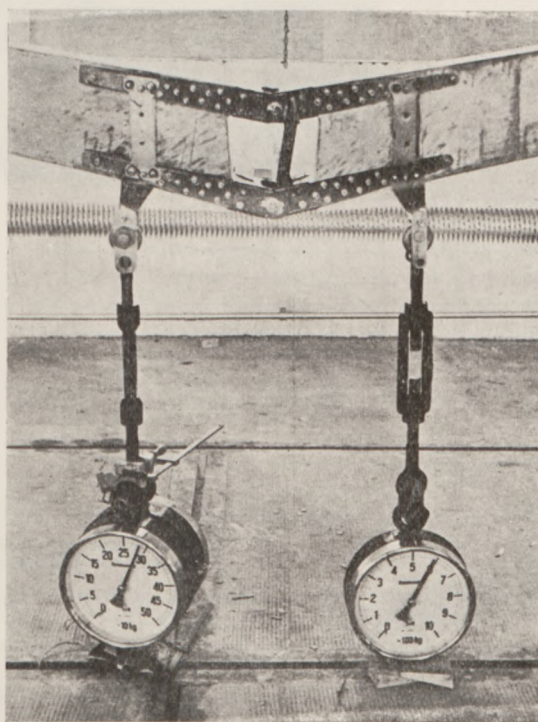
według którego naprężenia powinny maleć ku płaszczyźnie symetrii szybowca. (Autorowi chodzi o rzecz następującą: Jak wiadomo, strumień linii sił, płynący pasami dźwigarowymi, zagęszcza się w miarę zbli-



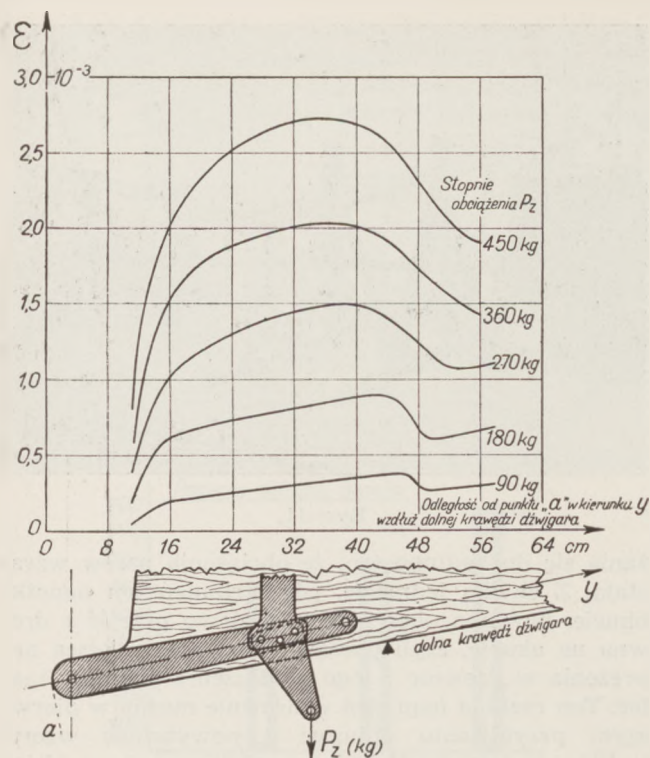
Rys. 11.

żania się do kadłuba tzn. że obciążenia pasów wzrastają. Z chwilą jednakże, gdy strumień ten napotka okucie, powinno obciążenie stopniowo przejść z drewna na okucie, czyli począwszy od tego miejsca naprężenia w drewnie i jego wydłużenia powinny maleć. Ten rozkład naprężeń w drewnie można w pierwszym przybliżeniu obliczyć z powyższego wzoru, w którym wartość M będzie malała w miarę zbliżania się do płaszczyzny symetrii, gdyż moment działający w dźwigarze będzie przejmowany przez okucie. Atoli na rys. 13 widzimy, że wydłużenia w drewnie, a więc i naprężenia w nim panujące, tuż przed początkiem okucia wzrastają w sposób nagły. Dopiero po osiągnięciu pewnego maksimum opadają ku końcowi okucia. Ten nagły wzrost naprężeń tuż przed okuciem uzasadnia użyte określenie „działanie karbu”. (Przyp. tłum.).

Jasne jest, że tego rodzaju ekstremum krzywej naprężeń w tym miejscu jest bardzo niebezpieczne, zwłaszcza, jak to już powyżej zaznaczono, jeśli do



Rys. 12.

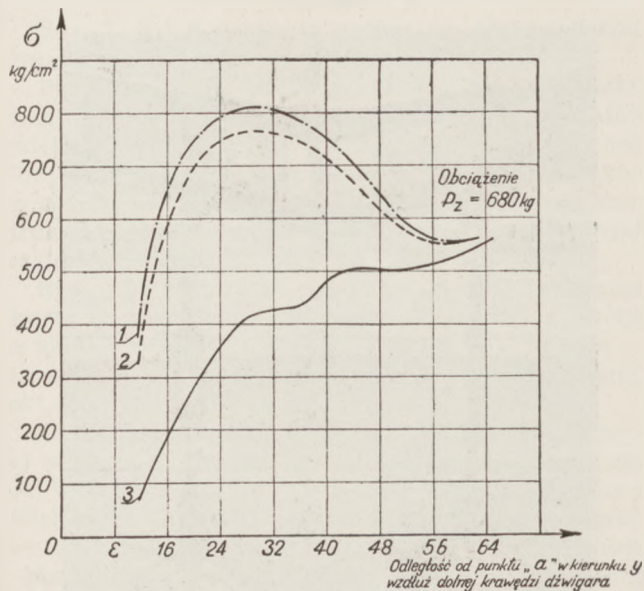


Rys. 13. Odształcenia wzdłuż dolnej krawędzi dźwigara przy różnych stopniach obciążenia.

Pomiar 1. Położenie okucia prawie równoległe do dolnej krawędzi dźwigara. Okucia do zawieszenia kadłuba nie połączone między sobą.

tę „działania karbu” jeszcze dojdzie wpływ zakończenia kesonu przedniego, również oceniany jako „działanie karbu” itd.

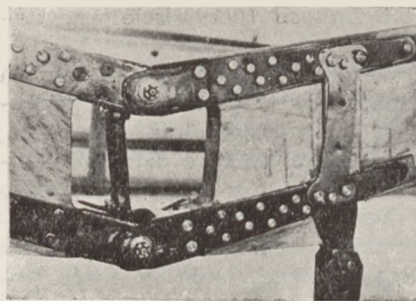
Rys. 13 pokazuje wydłużenia z pomiaru 1 mierzone wzdłuż dolnej krawędzi dźwigara. Oś dolnej laszy (blachy) okucia przebiega prawie równoległe do dolnej krawędzi, i sworznie, służące do zawieszenia kadłuba, nie są ze sobą połączone.



Rys. 14. Naprężenie wzdłuż dolnej krawędzi dźwigara w pomiarach 1, 2 i 3.

- 1) Położenie dolnej laszy okucia prawie że równoległe do dolnej krawędzi dźwigara. Okucia do zawieszenia kadłuba nie połączone między sobą.
- 2) Położenie dolnej laszy okucia prawie że równoległe do dolnej krawędzi dźwigara. Okucia do zawieszenia kadłuba połączone ze sobą.
- 3) Położenie dolnej laszy okucia z silnym ustawieniem w V. Okucia do zawieszenia kadłuba nie połączone między sobą.

U w a g a: Krzywe ekstrapolowano z wartości pomierzonych.



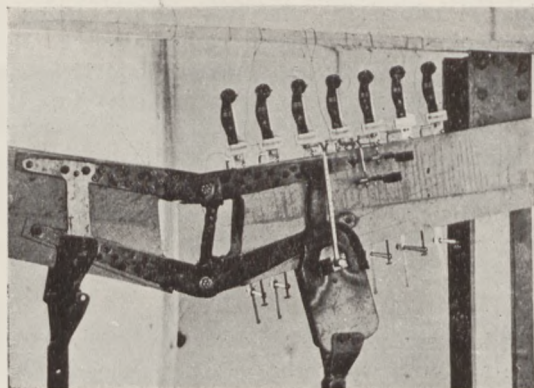
Rys. 15.

rzni rurą stalową. Jednakże przebieg odkształceń w niczem się nie zmienił tzn. wpływ karbu na początku okucia nie został usunięty.

Rys. 15 pokazuje próbkę po złamaniu. Ostatni sworznie dolnej laszy (blachy) został z jednej strony ścięty; część drewna, objęta okuciem, a znajdująca się w strefie szczególnie mocno i lokalnie wytężanej na rozciąganie przez okucie do zawieszenia kadłuba, zaś wzdłuż górnego szeregu sworzni laszy silnie narażonej na ścinanie, uległa „wydarciu” z dźwigara.

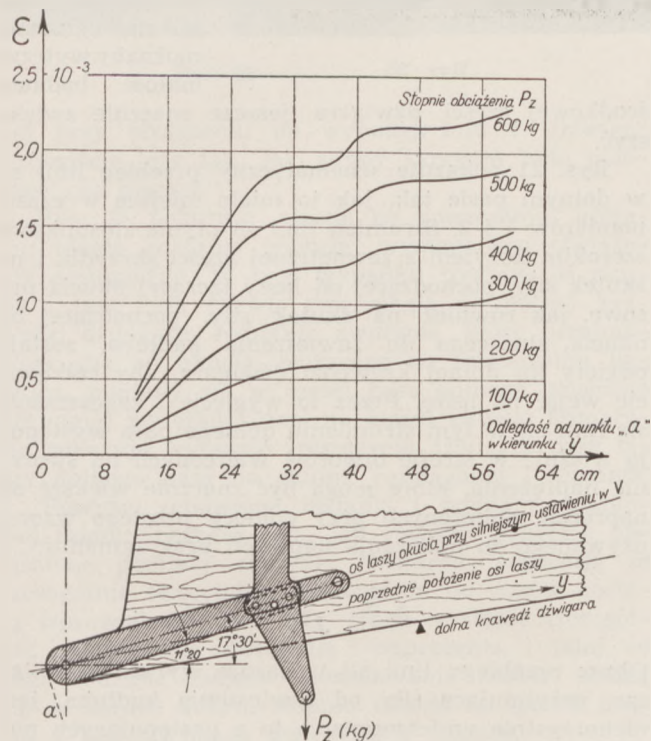
Rys. 16 pokazuje 3-ci pomiar, przy którym dolne lasze otrzymały silne ustawienie w V. Ponieważ można było sądzić, że największe naprężenia skutkiem skupienia strumienia linii sił mogą być większe w płaszczyźnie środkowej dźwigara, aniżeli wzdłuż jego zewnętrznych krawędzi, wykonano pomiary odkształceń wzdłuż górnej i dolnej krawędzi dźwigara w środku pasów jak również po bokach pasów. Przebieg odkształceń wzdłuż dolnej krawędzi dźwigara a więc w miejscu, w którym znajdowała się lasza o dużym kacie V, jest przedstawiony na rys. 14 i 17. Wyraźnie widać, że maksimum naprężenia z pomiaru 1 i 2 zostało w zupełności usunięte. Wydłużenia w drewnie maleją w sposób ciągły w miarę zbliżania się do płaszczyzny symetrii szybowca i w miarę przejmowania obciążenia przez poszczególne sworznie laszy okucia.

Rys. 18 przedstawia przebieg odkształceń wzdłuż górnej krawędzi dźwigara. Pokazuje się, że w miarę wzrostu obciążenia istnieje pewna nieznaczna dążność do utworzenia się lokalnego zagęszczenia linii sił i lokalnego wzrostu naprężeń ściskających w górnym pasie bezpośrednio przed pionową laszą, łączącą obie lasze poziome (tj. górną i dolną). I chociaż lasza i górny pas są prawie równoległe, to jednakże ten wzrost naprężeń jest zupełnie nieznaczny. Po-



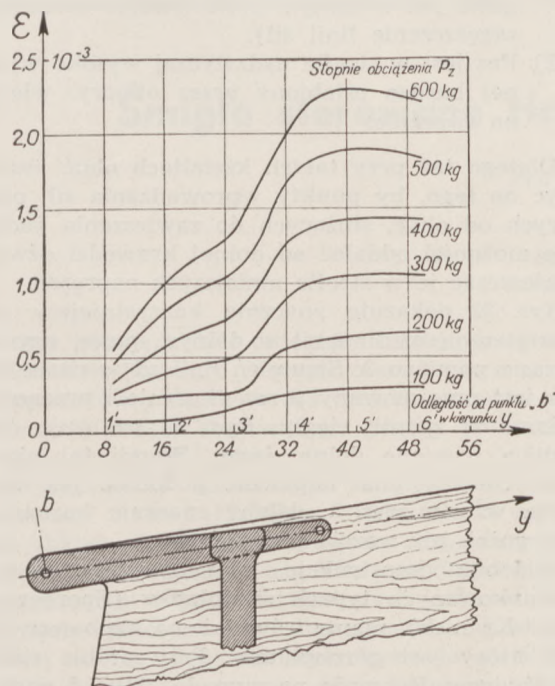
Rys. 16.

wodów, dla których pas górny zachowuje się o wiele korzystniej od pasa dolnego, należy przede wszystkim doszukiwać się w tym, że w pasie górnym powierzchnie ściskane i ścinane wspólnie i równocześnie przejmują obciążenia, podczas gdy w pasie dolnym naprężenia rozciągające znacznie przewyższają naprężenia ścinające. (Sworznie powodują ścinanie drewna w pasach tzn. powstanie naprężeń ścinających w części objętej okuciem. W pasie górnym, ścis-



Rys. 17. Odształcenia przy dolnej krawędzi dźwigara przy różnych stopniach obciążenia.

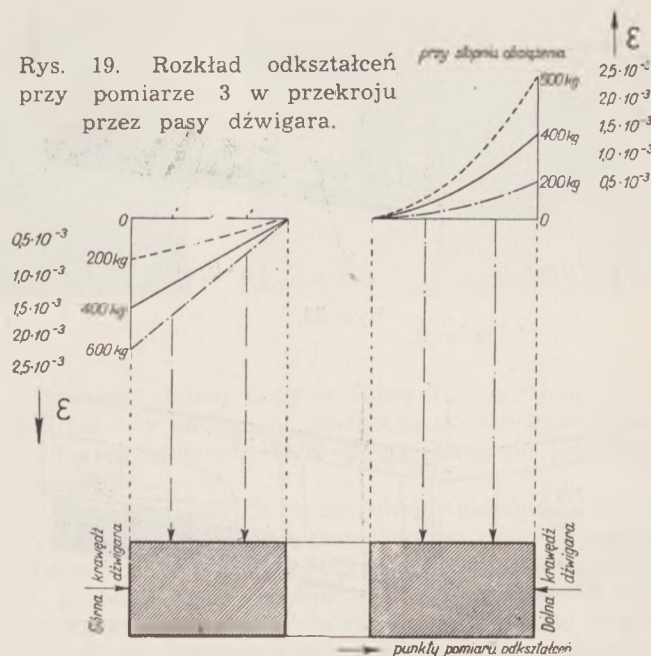
3) Położenie dolnej laszy okucia z silnym ustawieniem w V



Rys. 18. Odształcenia wzdłuż górnej krawędzi dźwigara przy różnych stopniach obciążenia.

3) Dolna lasza z silnym ustawieniem w V

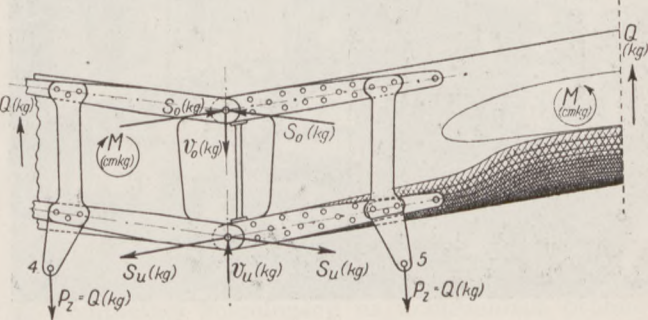
Rys. 19. Rozkład odkształceń przy pomiarze 3 w przekroju przez pasy dźwigara.



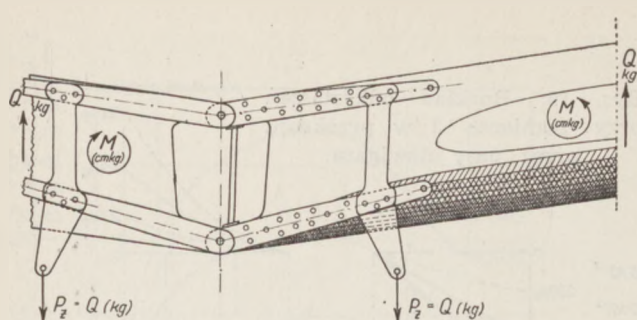
kany, można z dużym przybliżeniem przyjąć, że powierzchnie ściskane nie ulegają zmniejszeniu przez otwory na sworznie, gdyż właśnie sworznie wypełniają je. Natomiast w pasie rozciągającym powierzchnie rozciągane są znacznie zmniejszone przez otwory na sworznie i strumień linii sił ulega wybitnie zagęszczeniu. Przyp. tłum.). Należy poza tym uwzględnić fakt, że część naprężeń ściskających w górnym pasie przenosi się przez docisk czołowy w okuciu.

Jak już mimochodem powyżej zaznaczono, pomierzono również odkształcenia z boku pasów a to w tym celu, aby mieć pewien pogląd na przebieg naprężeń wzdłuż całej wysokości dźwigara. Rys. 19 pokazuje rozkład odkształceń właśnie wzdłuż wysokości dźwigara. Okazuje się, że w środku pasów, przede wszystkim w pasie dolnym, na skutek silnego ustawienia dolnej laszy w literę V nie zachodzi żaden wzrost naprężeń.

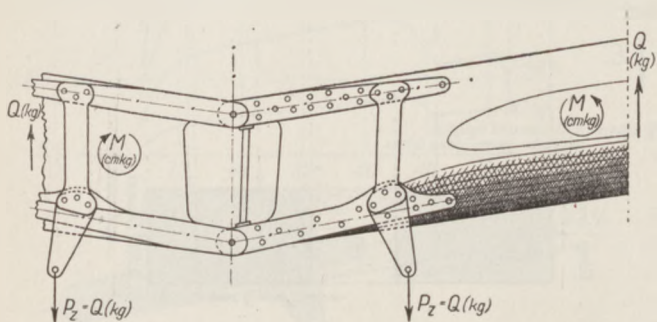
Aby mieć już całkowity pogląd na zwiększenie się wytrzymałości przy obciążeniu statycznym badanej części dźwigara z okuciem zmienionym w po-



Rys. 21.



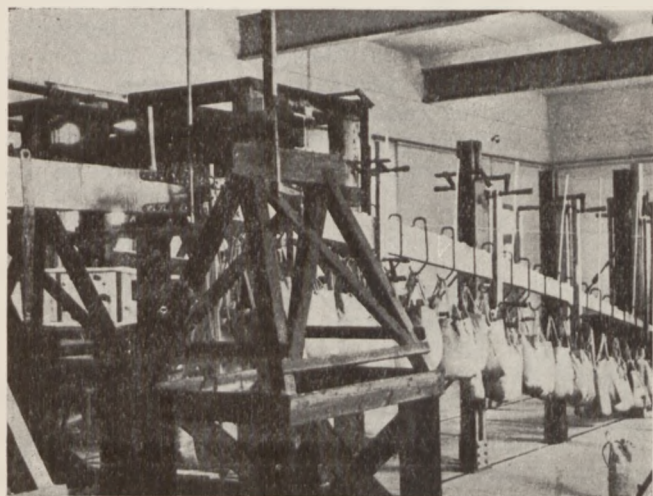
Rys. 22.



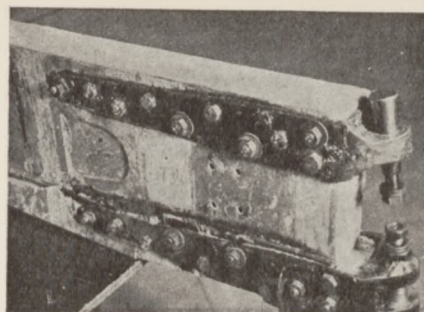
Rys. 23.

równaniu do okucia normalnej konstrukcji, obciążono dźwigar aż do złamania. Zniszczenie (rys. 20) nastąpiło przy obciążeniu o 10% większym od obciążenia, przy którym nastąpiło zniszczenie w czasie pomiaru 1. Przyczyny zniszczenia były jednakże zupełnie innej natury, aniżeli w pomiarze 1. W pomiarze 1, jak to już powyżej objaśniono, dolny pas uległ zniszczeniu. Natomiast w pomiarze 3 rura łącząca obie lasze (górną i dolną) została zgnieciona. Powód tego leży w tym, że przez silne ustawienie w V lasz na dolnym pasie rura łącząca w wypadku lotu A była bardzo silnie narażona na ściskanie. Rura ta w porównaniu z pomiarami 1 i 2 nie została wzmocniona. Przez poddawanie się tej rury w czasie zwiększania obciążenia, lasze okucia były bardzo silnie narażone na zginanie. I dalej z tego powodu dolna lasza, w strefie rozciągania, została nadwyrężona i sworznie wgniotły się w drewno.

Przez małe zwiększenie ciężaru tzn. przez wzmocnienie rury łączącej odpowiednio do siły ściskającej,



Rys. 24.



Rys. 25.

jaką ona przejmie, i dalej przez odgięcie lasz okucia („wybortowanie“) szczególnie po stronie, leżącej bliżej środka dźwigara, celem zwiększenia jej sztywności na zginanie, można by wytrzymałość badanej

środkowej części dźwigara jeszcze znacznie zwiększyć.

Rys. 21 pokazuje schematyczny przebieg linii sił w dolnym pasie tak, jak to miało miejsce w czasie pomiarów 1 i 2. Strumień linii sił płynie stosunkowo szerokim korytem z zewnętrznej części skrzydła i na skutek siły, pochodzącej od laszy łączącej okucia pasowe, jak również na skutek siły, pochodzącej od okucia, służącego do zawieszenia kadłuba, zostaje odgięty ku dolnej krawędzi dźwigara, aby całkowicie wejść na laszę. Przez to wygięcie i zagęszczenie się linii sił w tym strumieniu dolnego pasa występują właśnie w strefie otworów wierconych na sworznie naprężenia, które mogą być znacznie większe od naprężeń, obliczonych przy pomocy prostego wzoru, używanego do obliczania naprężeń przy zginaniu:

$$\sigma = \frac{M}{J} e.$$

Obraz przebiegu linii sił wskazuje wyraźnie, że lasza, przyjmująca siły od zawieszenia kadłuba, jest niekorzystnie umieszczona, a to z następujących powodów:

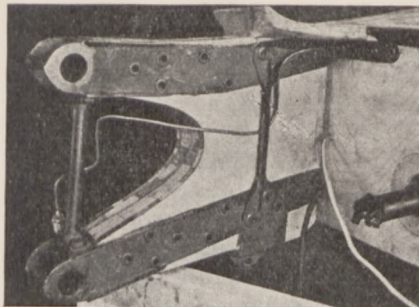
- 1) Siła, pochodząca od zawieszenia kadłuba, jest wprowadzana bardzo nisko (tzn. w miejscu, gdzie już w samym pasie istnieje bardzo duże zagęszczenie linii sił).
- 2) Pas jest w strefie nadzwyczaj wysoko wytrzymałościowo osłabiony przez otwory, wiercone na sworznie.

Dlatego też przy takich kształtach okuć musi się dążyć do tego, by punkty wprowadzania sił, pochodzących od okuć, służących do zawieszenia kadłuba, o ile możliwości oddalać od dolnej krawędzi dźwigara i umieszczać je w strefie mniejszych naprężeń.

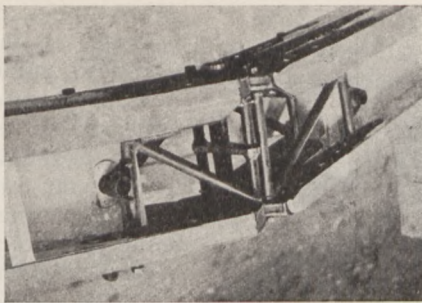
Rys. 22 pokazuje znacznie korzystniejszy przebieg strumienia linii sił w dolnym pasie, uzyskany w czasie pomiaru 3. Strumień linii sił w pasie dźwigara jest przejmowany przez sworznie i przenoszony na lasze w sposób ciągły. Rys. 23 pokazuje dalszą możliwą odmianę dolnej laszy. Wersji tej nie badano, chociaż ona napewno, podobnie jak wersja okucia w pomiarze 3, dałaby znacznie korzystniejsze wyniki, niż wersja pierwotna.

Podobną konstrukcję okucia, jak na wyżej wzmiankowanych typach śródpłatów (Sperber, Habicht, Kranich) mamy również na szybowcu Bussard, który jest górnoplatem. Przy próbie statycznej dźwigara Bussarda na wypadek lotu A nastąpiło złamanie zupełnie podobne do tego, jakie miało miejsce na Sperberze sen. (powyżej omówione).

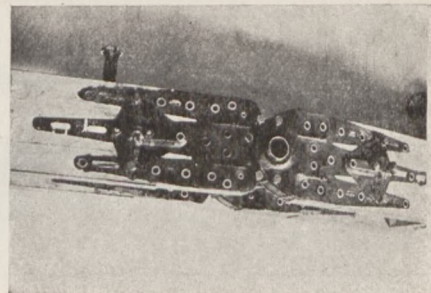
Rys. 24 pokazuje ogólny widok próby statycznej



Rys. 26.



Rys. 27.



Rys. 28.

nej przy obciążeniu na wypadek lotu A. Dźwigar oczywiście leży tak, jak gdyby skrzydło było położone „na plecach“.

Rys. 25 pokazuje okucie po zniszczeniu, któremu uległo znacznie powyżej wymaganego obciążenia niszczącego. W tym wypadku również oś okucia i lasz była prawie równoległa do dolnej krawędzi dźwigara. Jednakże sworznie, które przejmowały siły od okucia, służącego do zawieszenia kadłuba, mieściły się w części pasa dolnego, znacznie już mniej wytrzymałej, tzn. na końcu okucia. Fotografia pokazuje wyraźnie zniszczenie dźwigara przy laszy dolnego pasa na skutek rozciągania i ścinania.

Powyżej omówione badania i pomiary środkowej części Sperbera sen., jak również pokrótce objaśnione pomiary skrzydła Bussarda, wskazują że szczególnie tam, gdzie prostopadle do pasów zostają wprowadzone duże siły, mogą wystąpić szczególnie niekorzystne obciążenia i naprężenia, i dalej, że tego rodzaju miejsca „powstawania karbu“ dadzą się w bardzo dużym stopniu usunąć w sposób prosty i bez zbytniego zwiększania ciężaru.

Rys. 26. pokazuje jeszcze raz konstrukcję okucia dźwigarowego dalszej ewolucji szybowca „Kranich“. Rysunek pokazuje wkładkę z drewna „Lignofol“, nałożoną na dolny pas, z drugiej zaś strony silne

ustawienie dolnej laszy w literę V. Sworznie, przejmujące siły od okucia, służącego do zawieszenia kadłuba, są umieszczone w strefie znacznie już mniej wytrzymałej.

Rys. 27 pokazuje konstrukcję głównego okucia dźwigarowego, jaką zastosowano przy szybowcu „Reiher“. Dźwigar ma szerokość 150 mm, zaś pasy są grubości 35 — 40 mm. W tych warunkach było niemożliwością nałożyć lasze okucia z boków na pasy, jak to zrobiono w szybowcach Kranich, Habicht, Sperber, itd., które posiadały dźwigary normalnej konstrukcji tzn. grubsze. W omawianej konstrukcji pasy objęto laszami, jak obcęgi, z góry i z dołu. Nity rurkowe pracowały na całej swojej długości z powodu małej grubości pasów. Do przeniesienia sił rozciągających z pasa na okucie wciągnęło się wszystkie nity. Siły ściskające są jednakże przenoszone na okucie tylko przez nity, umieszczone w obrębie „rozwidlenia“, jak również przez docisk czołowy. Przez odpowiednio dobraną konstrukcję z rur stalowych siły, pochodzące z okucia do zawieszenia kadłuba, są przeniesione łagodnie, bez zarzutu i możliwość powstania lokalnych wzrostów naprężeń została usunięta.

Rys. 28 pokazuje to samo okucie w widoku z dołu.

Śmigło sterowane Hamilton Standard Hydromatic

Frank W. Caldwell

Z oryginału p. t. „Hamilton Standard Hydromatic Propeller“, Aviation, July 1938, str. 28, 76, przetłumaczył inż. K. Wójcicki.

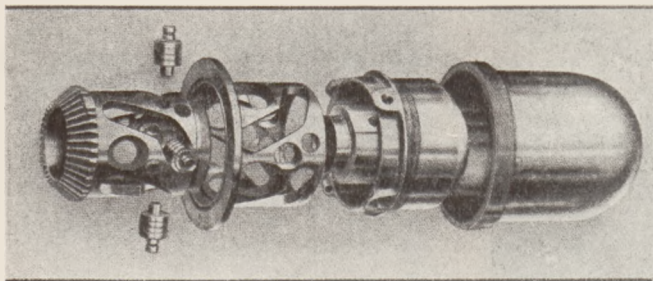
Autor podaje krótki przegląd rozwoju śmigła typu Hamilton Standard idącego równolegle z rozwojem samolotów i silników. Na tym tle omawia nową konstrukcję śmigła sterowanego znaną pod nazwą Hamilton Standard Hydromatic.

Dotychczasowe konstrukcje śmigieł sterowanych opracowane przez f. Hamilton miały bardzo ograniczony zakres sterowania z powodu zastosowania do przestawiania łopatek ciężarków współdziałających z urządzeniem hydraulicznym, co uniemożliwiało osiągnięcie położenia w chorągiewkę. Brak ten w dużej mierze utrudniał wykorzystanie możliwości wielosilnikowych samolotów, gdzie położenie w chorągiewkę używa się do natychmiastowego zatrzymania uszkodzonych silników celem zabezpieczenia ich

przed dalszym zniszczeniem. Obecnie dzięki zastosowaniu do przestawiania łopatek w konstrukcji śmigła typu Hydromatic wyłącznie napędu hydraulicznego uzyskano znaczne powiększenie zakresu sterowania, co pozwala na osiągnięcie położenia w chorągiewkę.

Opracowywanie śmigła typu Hydromatic rozpoczęto w drugiej połowie 1935 r. Pierwsze śmigło było przygotowane do prób na wiosnę 1936 r. Należy zaznaczyć, że zmiany konstrukcyjne śmigła dotyczyły tylko urządzenia napędowego, natomiast osadzenie i kształt łopatek, mechanizm przekładnikowy i regulator pozostały bez zmiany.

Badania prototypu śmigła polegały na poddaniu go kompletnej homologacji na urządzeniach probierczych i w locie. W czasie prób przeprowadzono do-



Rys. 1. Mechanizm śmigła Hydromatic.

kładne studium rozkładu i wielkości naprężeń w łopatkach śmigła przy szczególnym uwzględnieniu obciążeń pochodzących od drgań łopatek. Pomiaru te przeprowadzono przy pomocy metod i urządzeń opracowywanych w laboratoriach f. Hamilton w czasie ostatnich sześciu lat. Do chwili obecnej prototyp przepracował ponad 4000 godzin podczas prób w locie i ponad 500 godzin na urządzeniach probierczych. Podczas początkowych prób okazało się konieczne wykonanie kilku drobnych zmian w konstrukcji śmigła, po czym w dalszych próbach nie stwierdzono żadnych usterek.

Dzięki dodatnim wynikom prób i zaletom śmigła typu Hydromatic, f. Hamilton otrzymała już zamówienia na 450 sztuk śmigieł dla armii amerykańskiej i linii komunikacyjnych. Między innymi w śmigła typu Hydromatic mają być wyposażone następujące samoloty: komunikacyjne Douglas DC 3 i DC 4, wodnosamolot Boeing 314, stratosferyczny Boeing 307, oraz bombardierskie Boeing „latająca forteca”.

Jak już zaznaczono, przy opracowywaniu śmigła typu Hydromatic konstruktorzy f. Hamilton pozostawili bez zmian konstrukcję piasty i osadzenia łopatek, wprowadzając jednak ważne ulepszenie, polegające na zastosowaniu pierścienia z materiału plastycznego między łożyskiem kulkowym i pierścieniem ustalającym łopatkę. Dzięki plastyczności materiału pierścień ten zapewnia dokładne przyleganie powyższych części, co polepsza rozkład naprężeń i zabezpiecza czopy łopatek z lekkiego stopu od wycierania się. Drugą korzyścią zastosowania tej wkładki plastycznej jest uzyskanie bardzo dobrego uszczelnienia połączenia łopatki z piastą. Dobra szczelność powyższego połączenia umożliwia zastosowanie wysokiego ciśnienia oleju dla smarowania wszystkich części pracujących wewnątrz piasty, wskutek czego zmniejsza się wydatnie ich zużycie.

Mechanizm napędowy w śmigle typu Hydromatic został opracowany na nowej zasadzie hydraulicznej, zapewniającej dużą prostotę i wytrzymałość konstrukcji. Różni się on całkowicie od napędu stosowanego w dotychczasowych typach śmigieł zarówno ze względu na zastosowanie wyłącznie systemu hydraulicznego, jak i ze względu na rozwiązanie konstrukcyjne.

Przy opracowywaniu powyższego mechanizmu zwrócono główną uwagę na powiększenie zakresu sterowania, na zapewnienie bezpieczeństwa i pewności działania. Konstrukcja mechanizmu napędowego w śmigle Hydromatic wyklucza zupełnie możliwość nastawienia łopatek śmigła w chora-giewkę przy włączonym silniku. Wzięto przy tym pod uwagę zarówno wszystkie możliwości złego działania mechanizmu, jak i omyłki obsługi. Powyższe wymagania

zostały spełnione dzięki wyzyskaniu m. in. tej okoliczności, że moment od sił odśrodkowych łopatek powoduje zmniejszenie skoku.

Powiększenie skoku uzyskuje się przy pomocy oleju silnikowego, który działa pod powiększonym przez regulator szybkości ciśnieniem na duży tłok mechanizmu napędowego. Ruch posuwisty powyższego tłoka przekształca się w ruch obrotowy przy pomocy zespołu rolek, toczących się po śrubowyc., przeciwbieżnych współśrodkowych krzywkach (rys. 1). Kierunek tego obrotu jest przeciwny do skoku śmigła.

W zakresie normalnego użytkowania krzywki posiadają wzniesienia b. duże, co przyczynia się do zwiększenia sprawności mechanizmu napędowego. Od punktu, odpowiadającego maksymalnemu skokowi dopuszczalnemu przy włączonym silniku, nachylenie krzywek jest znacznie zmniejszone. Wskutek tego przy ciśnieniach oleju, odpowiadających normalnym warunkom pracy śmigła, siła wywierana przez tłok nie jest w stanie przezwyciężyć momentów od sił odśrodkowych łopatek i oporów tarcia. To właśnie stanowi ograniczenie maksymalnego skoku, dopuszczalnego podczas pracy silnika.

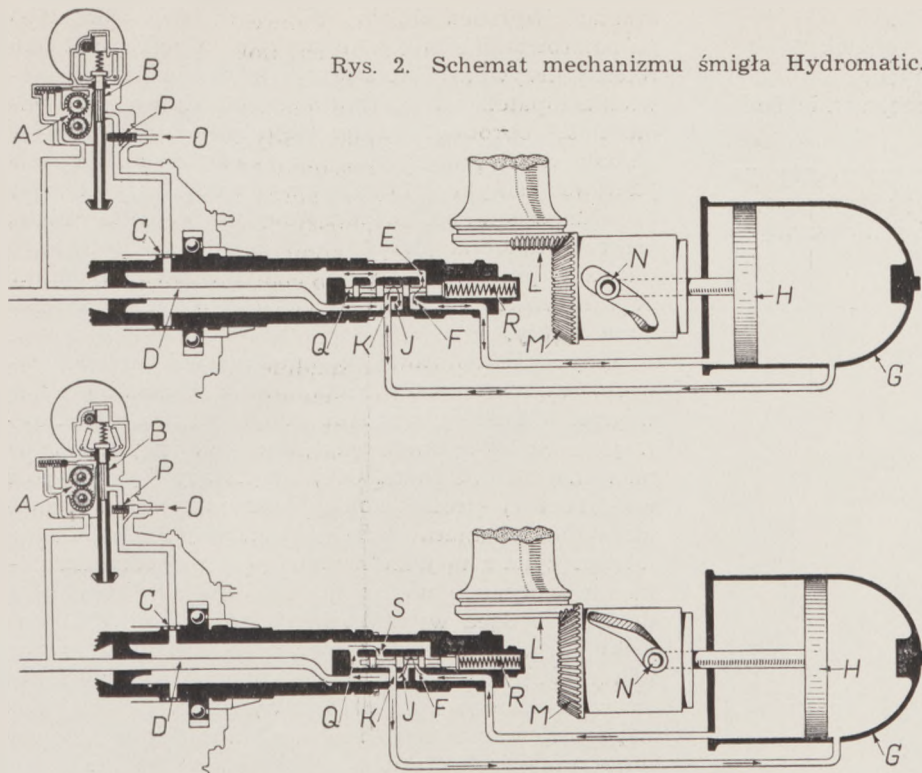
Dla przestawienia łopatek do położenia w chora-giewkę służy specjalne urządzenie sterowane bezpośrednio przez pilota, które powoduje podwyższenie ciśnienia oleju do wysokości znacznie przekraczającej ciśnienie potrzebne do pokonania momentów od sił odśrodkowych łopatek i oporów tarcia.

Przestawianie w kierunku małych skoków jest również dokonywane pod ciśnieniem oleju, wspomagającym siłę odśrodkową, która, jak zaznaczono, dąży również do zmniejszenia skoku. W tym wypadku czynne jest normalne ciśnienie oleju silnikowego, działające stale na przednią stronę tłoka i spełniające rolę poduszki elastycznej, przeciwstawiającej się powiększaniu skoku śmigła. Gdy tylko regulator obrotów przestanie utrzymywać wysokie ciśnienie po przeciwnej stronie tłoka, łopatki ulegają wpływowi tej poduszki elastycznej i siły odśrodkowej, przestawiając się na mniejszy skok.

Dla ustawienia łopatek w chora-giewkę włącza się pompę pomocniczą. Rys. 3 przedstawia typowy przykład rozwiązania powyższej instalacji. Pompa pomocnicza, załączona między zbiornik oleju silnikowego i pompę regulatora obrotów, wtłacza olej do śmigła przewodem O przez zawór odcinający (rys. 2), znajdujący się w podstawie regulatora. W przedstawionym urządzeniu pompa dodatkowa zasila-na jest olejem ze zbiornika. Można zastosować również oddzielny zbiornik oleju, albo, co jest lepsze, pompę dodatkową zastąpić przez dołączenie śmigła do sieci instalacji hydraulicznej samolotu pracującej przy dostatecznie wysokim ciśnieniu.

Po włączeniu pompy dodatkowej w przewodzie O stwarza się bardzo szybko ciśnienie dostateczne dla wyłączenia regulatora obrotów i połączenia przewodu O ze śmigłem na skutek ściśnięcia sprężyny P zaworu odcinającego. Olej pod ciśnieniem przepuszczony poprzez szczeliny pierścienia C (rys. 2) przechodzi przez otwory E i F w zaworze rozdzielczym na tylną stronę tłoka H. Pod wpływem tego ciśnienia tłok przesuwa się ku przodowi i wyrzuca olej znajdujący się na stronie przeciwnej w kopule G przez otwory K i J oraz przewód D do obwodu smarowania silnika. Gdy tłok przesuwa się ku przodowi,

Rys. 2. Schemat mechanizmu śmigła Hydromatic.



łopatki przestawiane są na duży skok. Ruch ten ograniczony jest niepokazanym na rysunku zderzakiem, ustalającym łopatki w położeniu w chora-giewkę.

Po osiągnięciu położenia w chora-giewkę i zatrzymaniu się mechanizmu sterującego pompa pomocni-cza pracuje nadal, doprowadzając ciśnienie oleju do 28 kg/cm². Przy ciśnieniu tym specjalny wyłącznik ciśnieniowy (rys. 3) przerywa prąd elektryczny w obwodzie silnika, napędzającego pompę pomocni-czą; przerwanie to następuje za pośrednictwem dwóch przełączników solenoidowych: pokładowego, umieszczonego w obwodzie wyłącznika ciśnieniowe-go, i drugiego, włączonego w obwód silnika elektrycznego. Po ustawieniu się łopatek w chora-giewkę silnik staje, sprowadzając do zera skręcającą łopatki siłę odśrodkową i ciśnienie oleju silnikowego. Prze-stawianie śmigła w chora-giewkę trwa przeciętnie 9 sekund.

Ażeby przestawić łopatki do położenia odpowia-dającego normalnej pracy śmigła włącza się pompę pomocniczą aż do doprowadzenia ciśnienia do 28 kg/cm², po czym należy przytrzymać przełącznik pokładowy ręką, gdyż w innym wypadku wyłącznik ciśnienia przerwałby dopływ prądu do silnika już przy ciśnieniu 28 kg/cm². Przy ciśnieniu około 35 — 42 kg/cm² nacisk oleju na powierzchnię Q tłoczka

zaworu rozdzielczego powoduje ściśnięcie sprężyny R i przesunie-cie do przodu suwaka wyżej wymienionego zaworu aż do osiągnię-cia takiego położenia, że otwory J i F połączone są z przewodem D. Przy tym położeniu suwaka sys-tem smarowania silnika jest od-cięty od kopuły G. Olej włączany przez pompę pomocniczą prze-pływa przez otwory S i K zaworu rozdzielczego do kopuły. Wskutek tego tłok, przesuwając się do tyłu, zmniejsza kąt nastawienia łopa-tek. Olej znajdujący się po przeciwnej stronie tłoka jest oczywiście wyrzucany do obwo-du smarowania silnika przez otwory F i J zaworu rozdzielcze-go.

Gdy silnik jest wyłączony, a łopatki śmigła ustawione do po-łożenia normalnej pracy, śmigło działające jak wiatrak obraca się pod wpływem wiatru, zaś po na-braniu przez silnik przepisanych obrotów pilot wyłącza przełą-cznik pokładowy i silnik może być

puszczony w ruch. Gdy pompa pomocnicza jest za-trzymana, zawór odcinający regulator wyłącza do-prowadzenie oleju z wyżej wymienionej pompy i włącza regulator szybkości, co sprawia, że śmigło pracuje przy liczbie obrotów nastawionej przez pi-lota.

Przy normalnym działaniu na stałych obrotach śmigło Hydromatic potrzebuje dwóch niezależnych źródeł oleju: po pierwsze z pompy regulatora obro-tów, po drugie oleju silnikowego o ciśnieniu obiegu smarowania. Jak pokazano na rys. 2, pompa regula-tora obrotów doprowadza olej poprzez wydrążony wałek napędowy regulatora i stąd do czopa śmigło-wego, jeśli obroty silnika są większe niż nastawione przez pilota. Olej z regulatora przedostaje się wtedy przez otworek górny wałka napędowego i poprzez szczeliny pierścienia C do czopa śmigłowego, a stąd przechodzi na tylną stronę tłoka drogą opisaną po-przednio. W tym samym czasie olej z obwodu sma-rowania silnika przedostaje się przez przewód D umocowany w osi czopa śmigłowego w mecha-nizmie napędu łopatek, aby przez otwory K i J do-stać się na przednią stronę tłoka.

Ciśnienie oleju włączanego przez regulator roś-nie aż do przewyższenia sumy oporów przeciwsta-wiających się ruchowi tłoka do przodu. Tymi opora-mi są:



„ERGE-MOTOR”

tel. 7929 i 8626 POZNAŃ ul. Mylna 38 40

Kosztorysy, cenniki i porady fachowe bezpłatnie

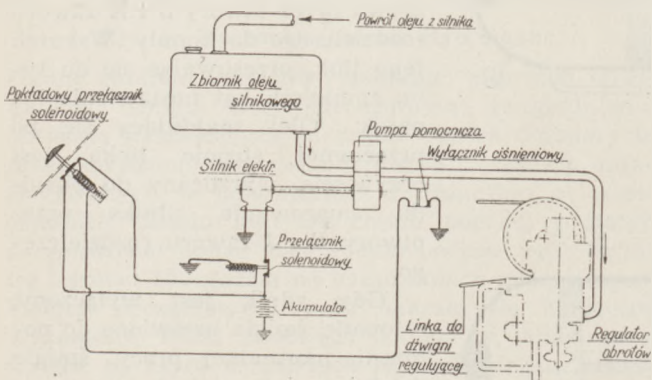
FABRYKA tłoków, pierścieni, sworzni i tulei cylindrowych do wszelkich motorów spalinowych

PRECYZYJNA SZLIFIERNIA cylindrów i wałów korbowych

Największe i najstarsze przedsiębiorstwo tego rodzaju w Polsce

- 1) nacisk oleju silnikowego na tłok,
- 2) momenty od sił odśrodkowych łopatek,
- 3) momenty od sił aerodynamicznych,
- 4) tarcie części ruchomych w mechanizmie śmigła.

Wypadkowy moment oporowy przenosi się na tłok za pośrednictwem: wieńca zębatego M na czopie łopatki, tulei z krzywkami i rolek N umieszczonych w wycięciach tulei.



Rys. 3. Schemat typowej instalacji śmigła Hydromatic.

Moment obrotowy łopatek wywołany siłami odśrodkowymi stara się obrócić łopatki dokoła ich osi podłużnych w kierunku zmniejszenia skoku. Moment ten powstaje wskutek tego, że środek ciężkości poszczególnych łopatek znajduje się poza osią obrotu.

Momenty aerodynamiczne mają zwykle kierunek przeciwny niż momenty od sił odśrodkowych, a to z powodu przyłożenia wypadkowej sił aerodynamicznych poza osią obrotu na przedniej części profilu. Podczas lotu poziomego momenty aerodynamiczne są niezbyt duże.

Gdy ciśnienie oleju regulatora przewyższy te trzy siły, tłok H przesuwają się w kierunku kopuły do

przodu i wyrzuca olej ze strony przeciwnej do obiegu smarowania silnika. Ruch tłoka za pośrednictwem rolek i krzywek powoduje powiększenie kąta nastawienia łopatek, co w rezultacie powoduje zmniejszenie ilości obrotów silnika. Gdy tylko ilość obrotów dojdzie dożądanego poziomu zawór rozdzielczy regulatora zamyka otwór górny wałka napędowego i odcina w ten sposób dalszy dopływ oleju do śmigła, zaś cała tłoczona przez pompę regulatora ilość oleju wraca z powrotem do obwodu smarowania silnika poprzez zawór przelewowy, a śmigło zachowuje żądane obroty.

Gdy ilość obrotów spadnie poniżej przewidzianych, zawór sterujący regulatora przesuwają się nieco w głąb, otwierając w wałku napędu regulatora szczelinę, przez którą może odpłynąć olej, znajdujący się na tylnej stronie tłoka. Olej znajdujący się w kopule na przedniej stronie tłoka, znajduje się pod ciśnieniem obiegu smarowania, co powoduje, iż działa on jak sprężyna z tą jednak różnicą, że przesunięcia tłoka nie wpływają na zmiany nacisku. Siła działająca do tyłu, będąca wypadkową sił odśrodkowych i nacisku oleju na tłok, przesuwają go w kierunku silnika, pokonywując przy tym tarcie i opory przepływu oleju wyrzucanego z tylnej strony tłoka przez wałek napędowy regulatora. To przesunięcie tłoka powoduje zmniejszenie skoku łopatek, a w rezultacie powiększenie ilości obrotów. Z chwilą osiągnięcia żądanej ilości obrotów, zawór rozrządczy regulatora przesuwają się do góry, zamykając otwór w wałku napędowym, przez co przerywa odpływ oleju spod tylnej strony tłoka. Zawór przelewowy w regulatorze jest w ten sposób połączony z układem smarowania silnika, że domyka go połączone działanie sprężyny i ciśnienia oleju silnikowego. Dzięki temu różnica ciśnień, panujących przy normalnej pracy śmigła po obu stronach tłoka zależy jedynie od napięcia sprężyny zaworu przelewowego, w następstwie czego znika wpływ różnego dla różnych silników ciśnienia oleju silnikowego na pracę śmigła.

Przegląd czasopism technicznych

Samoloty — instalacje

Systemy zasilania paliwem w samolotach — kilka uwag o zapobieganiu tworzeniu się korków parowych. E. W. Knott.

Zaprojektowanie instalacji paliwowej, zwłaszcza dla samolotu dużego, o wielu oddzielnych zbiornikach nastrocza znaczne trudności. Do zwiększenia możliwości zaburzeń w przepływie paliwa przyczynia się lotność paliw będących w powszechnym użyciu (z wyjątkiem paliw dla silników Diesel'a), zmiany temperatury powietrza otaczającego i paliwa oraz wysokości lotu.

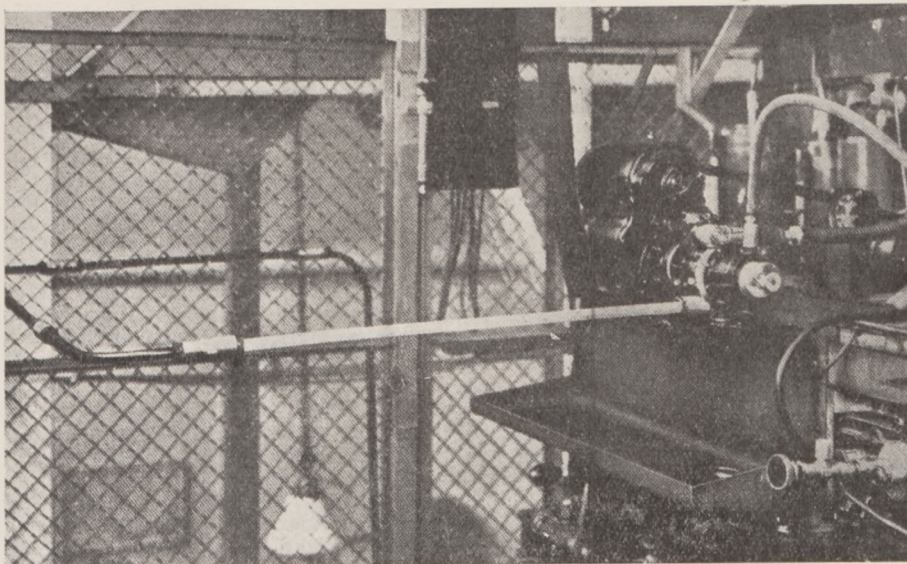
Paliwo lotnicze jest mieszaniną węglowodorów o zmiennym składzie, stosunek bowiem składników, jak heptan, oktan, heksan, toluen itd., o różnych prędkościach pary, zależy od miejsca pochodzenia, czasu magazynowania i stopnia oczyszczenia paliwa. W paliwach przeważnie znajdują się w stanie rozpuszczonym — przy ciśnieniu atmosferycznym — składniki lekkie, jak propan i butan.

Przekonano się, że w zbiornikach zamkniętych skład paliwa zmienia się ze zmianą stosunku objętości zajmowanej przez paliwo do objętości wolnej, nad paliwem. Jeżeli objętość wolna jest niewielka w porównaniu z objętością całego zbiornika, to jest ona wypeł-

niona parami najlotniejszych składników paliwa, ale jeżeli objętość ta jest znaczna, to występują w niej również pary cięższych składników. Tak więc skład pary w zbiorniku zależy od stosunku objętości pary do objętości cieczy.

Zmniejszenie ciśnienia obniża temperaturę, przy której zachodzi odparowanie paliwa oraz uwalnianie się rozpuszczonych w nim gazów. To zjawisko prawdopodobnie przyczynia się najbardziej do powstawania zaburzeń w przepływie. Można to zaobserwować po stronie ssącej pomp paliwowych oraz w częściach przewodów o położeniu zbliżonym do pionowego podczas ostrych skrętów, w których występują przyspieszenia rzędu 3 g. Jeżeli powstała para ma możliwość zbierania się gdziekolwiek między zbiornikami a komorami pływakowymi gaźników, wtedy mogą tworzyć się t. zw. korki parowe, które, przerywając ciągłość słupa cieczy, mogą spowodować chwilowe lub zupełne zatrzymanie silnika.

Do powstawania takich korków może przyczynić się również kształt i układ przewodów ssących, a więc: długie odcinki poziome, kieszenie, garby, załamania ku górze, gwałtowne zmiany szybkości spowodowane nagłą zmianą przekroju przewodu lub wprowadzeniem filtra, kranu, zaworu zwrotnego itp.



Rys. 1. Urządzenie pomiarowe z rurką szklaną.

Rysunki 1 i 2 ilustrują przeprowadzone przez Zakłady A. M. we Francji badania wpływu wysokości na przepływ w ssących przewodach paliwowych leżących poziomo.

Rys. 1 przedstawia urządzenie pomiarowe, składające się z rurki szklanej, której jeden koniec połączony jest ze stroną ssącą pompy paliwowej, znajdującej się z prawej strony, drugi zaś koniec został umieszczony w ziorniku znajdującym się o 3 m. niżej pompy. Rys. 2 przedstawia stopniowe powstawanie coraz większych pęcherzy ze wzrostem wysokości; przy wysokości ok. 6000 m słup paliwa zostaje zupełnie przerwany i pompa przestaje działać. Badania przeprowadzone w locie przy zastosowaniu szklanych rurek potwierdziły to zjawisko, które spowodowało i powoduje w dalszym ciągu wiele przymusowych lądowań.

Od powstawania korków parowych wolne były systemy zasilania opadowego, w których paliwo znajdowało się w przewodach pod ciśnieniem, oczywiście przy prawidłowym rozwiązaniu instalacji, tj. przy należyte stopniowanym spadku ze zbiornika do gaźnika oraz przy zabezpieczeniu od miejscowego ogrzania przez rury wydechowe, przewody olejowe lub gorące powietrze płynące od silnika. Obecnie systemy opadowe w swej pierwotnej prostocie nie są stosowane, a normalnym wyposażeniem silników są pompy paliwowe.

Pompy, aczkolwiek działają skutecznie, mają tę wadę, że będąc napędzane mechanicznie i sprężone z silnikiem, rozgrzewają się i udzielają część swego ciepła przepływającemu przez nie paliwu.

Ostatnio pojawił się jeszcze jeden czynnik, przyczyniający się do powstawania zaburzeń, a mianowicie znaczna szybkość wznoszenia dzisiejszych samolotów.

Rozpatrzmy taki przykład: samolot startuje z paliwem o temperaturze 16°C i wznosi się na wysokość 3000 m. w 5 minut. Temperatura otoczenia spadła do ok. -5° , czyli o 21° , gdy tym czasem temperatura paliwa spadła tylko, wskutek krótkiego czasu wznoszenia, o 2 lub 3° . Skutkiem tego temperatura paliwa jest o ok. 18 lub 19° wyższa od temperatury powietrza otaczającego, co powoduje uwolnienie zawartego w paliwie powietrza oraz tworzenie się pary. Na dodatek ciśnienie powietrza otaczającego spadło, biorąc okrągło, z 760 mm Hg do 500 mm Hg. Ta kombinacja spadku temperatury i ciśnienia powoduje, przy podziałaniu najmniejszego bodźca, wyzwolenie się pary w podobny sposób, jak to można obserwować, otwierając butelkę z wodą sodową.

Powstawanie różnic temperatur można zniwelować do pewnego stopnia przez umieszczenie przewodów na zewnątrz lub blisko pokrycia samolotu, jednak rozwiązaniem jedynym całkowicie usunięcie ssania z instalacji.

Jedynym zadowalającym rozwiązaniem jest umieszczenie pompy poniżej najniższego położonego zbiornika tak, aby pompa była zalana. Wtedy w przewodach paliwowych panuje zawsze ciśnienie i niebezpieczeństwo dostania się powietrza z opróżnionego zbiornika do pompy jest zmniejszone do minimum.

Pompy umieszczone w pewnej odległości od źródła siły napędzającej je można podzielić na następujące grupy:

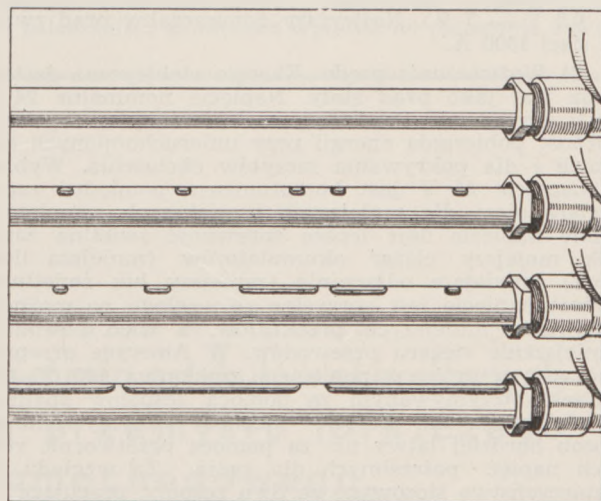
1. Pompy napędzane mechanicznie wałkiem giętkim.
2. Pompy napędzane hydraulicznie.
3. Pompy napędzane elektrycznie.
4. Pompy napędzane śmigiełkiem.
5. Pompy napędzane sprężonym powietrzem.

Pierwsze cztery systemy nie są z różnych względów zadowalające. Korzystnym natomiast okazał się system (5), szczególnie wobec wzra-

stającego stosowania sprężarek, zwłaszcza dla samolotów dużych.

Firma Hobson zbudowała pompę tego typu, która przeszła oficjalne próby. Może ona być zamontowana w dowolnym miejscu; jedynym połączeniem jej z silnikiem jest zwykły przewód niskiego ciśnienia; powietrze wychodzące jest wypuszczane na zewnątrz. Do pompy należy zawór regulacyjny, dzięki któremu pompa jest samoregulująca się: skoro siła odśrodkowa obniży ciśnienie paliwa w rurze zasilającej pompę, zawór regulacyjny natychmiast przyspiesza działanie pompy aż do odzyskania odpowiedniego ciśnienia. Pompa działa zarówno w położeniu pionowym jak i poziomym. Powietrze jest idealnym środkiem napędowym, ponieważ można je otrzymywać darmo w nieograniczonych ilościach i jest ono niepalne. Skoro pompa taka zostanie umieszczona poniżej najniższego położonego zbiornika paliwa, w przewodach instalacji paliwowej nigdzie nie może powstać podciśnienie.

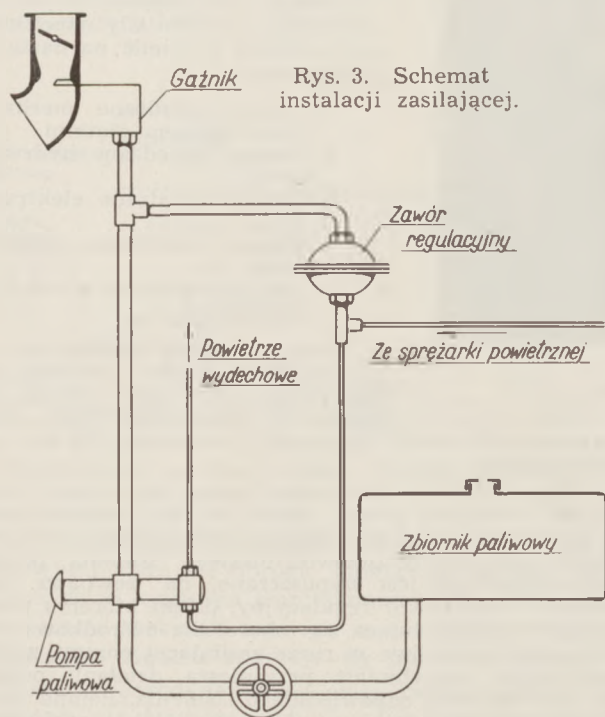
Schemat rys. 3 przedstawia umieszczenie pompy i zaworka regulacyjnego. Ten ostatni reguluje dopływ powietrza sprężonego do pompy, a sam jest regulowany ciśnieniem paliwa panującym poniżej gniazda iglicy komory pływakowej, w ten sposób, że im większe jest zapotrzebowanie paliwa z komory pływakowej, tym szybciej działa pompa, przy czym ciśnienie przy gnieździe iglicy jest utrzymywane w granicach ± 0.035 kg/cm² powyżej lub poniżej ciśnienia pożądanego. Zużycie powietrza wynosi niewiele ponad 2,5 litra na 1



Rys. 2. Powstawanie pęcherzyków pary.

litru paliwa pompowanego, ciśnienie potrzebne jest o ok. $0,7 \text{ kg/cm}^2$ wyższe od ciśnienia, pod którym pompa dostarcza paliwo; wydatek odpowiada mocy 2000 K. M. z pewnym zapasem na równoczesne przepompowywanie z jednego zbiornika do drugiego. Całkowita długość pompy wynosi ok. 270 mm, ciężar całkowity ok. 3,2 kg.

The Aircraft Engineer (Supplement to Flight), July 28, 1938.



Rys. 3. Schemat instalacji zasilającej.

Instalacja elektryczna na samolotach. Heinrich Viehmann.

1) *Sprzęt elektryczny: ogólne wymagania.* Instalacja elektryczna na samolocie powinna zapewniać prawidłową pracę przy następujących warunkach: wysokość do 8 km; temperatura — 40 do $+35^{\circ}\text{C}$; zmienne położenie: drgania o amplitudzie $\pm 0,5 \text{ mm}$ do 50 na sek. Dopuszcza się przyrosty temperatur części, które przy obsłudze muszą być dotykane — 25°C ; które mogą być dotykane — 35°C , które nie mogą być dotknięte — 65°C (części prądnic więcej, patrz niżej) odporność na ogień: płomień na palącej się części nie powinien postępować szybciej niż 100 mm/min. Trwałość na korozję nie mniejsza niż przy czystym Al. Wytrzymałość na 7-o krotne przyspieszenie ziemskie. Zabezpieczenie od dotyku części przewodzących prąd. Możliwość obsługi w rękawicach. Napięcie użytkowe 29 V ($+0,5 \text{ V} - 7 \text{ V}$). Najwyższy dopuszczalny prąd zwarcia sieci 1000 A.

2) *Wytwarzanie prądu.* Energia elektryczna dostarczana jest jako prąd stały. Napięcie nominalne 24 V (29 V użytkowe). Prąd stały zastosowano, by zapewnić możliwość pobierania energii przy unieruchomionych silnikach i dla pokrywania szczytów obciążenia. Wybrane napięcie 24 V jest kompromisem pomiędzy zapotrzebowaniem dla mniejszych i większych samolotów. Niskie napięcie daje lepszą sprawność świetlną żarówek, mniejszy ciężar akumulatorów (mniejsza ilość celek) łatwiejsze odłączanie (mniejszy łuk świetlny). Wyższe napięcie jest korzystne ze względu na możliwość stosowania mniejszych przekrojów, a więc powoduje zmniejszenie ciężaru przewodów. W Ameryce przeprowadzane są próby z napięciem zmiennym 110 V, 800 okr./sek, otrzymywanym za pomocą zespołów spalino-elektrycznych. Zalety: możliwość otrzymywania w sposób bardziej łatwy niż za pomocą przetwornic różnych napięć potrzebnych dla radia. Ze względu na bezpieczeństwo stosowane są dwa zespoły, pracujące na oddzielone od siebie części sieci. Przy uszkodzeniu jednego zespołu wyłącza się mniej ważne odbiorniki i łą-

czy obie części sieci razem. Obecnie stosuje się tylko prądnice napędzane od silnika (4000 — 6000 obr./min. krótkotrwale 7000 obr./min.). Ze względu na bezpośrednie sprzężenie z silnikami prądnice są specjalnie narażone na drgania. Prądnice powinny przejść próbę wytrzymałości na drgania o amplitudzie $\pm 1 \text{ mm}$ przy częstotliwości do 50 drgań na sekundę oraz próbę wytrzymałości na 10-o krotne przyspieszenie ziemskie. Dopuszcza się temperatury pracy dla poszczególnych części prądnicy wyższe niż przewidziane normalnie przez V. D. E. Komutator: 115°C ; uzwojenie twornika 110°C ; łożyska 90°C . Ze względu na ciężar prądnicy zadowolono się sprawnością 70%. Stosuje się chłodzenie dodatkowe. Napięcie utrzymywane jest na wysokości 29,5 V za pomocą wibracyjnego regulatora w zakresie od 4000 — 6000 okr./min. i od biegu luzem do pełnego obciążenia z dokładnością $\pm 1,5\%$. Główną zaletą regulatora wibracyjnego jest mały ciężar (regulator węglowy waży więcej); wadami natomiast są zużycie styków i zakłócenia radiowe. Akumulatory używa się prawie wyłącznie ołowiane, szczelne, o małym oporze wewnętrznym, aby otrzymać duże prądy dla rozrusznika silników. Ze względu na znaczną obciążalność akumulatorów zadowolono się krótką ich trwałością (1 do 2 lat). W średnich samolotach pojemność akumulatorów wynosi od 20 do 45 Ah.

3) *Rozdział prądu.* Prądnica z akumulatorem połączona jest szyną zbiorczą, której obciążenie wynosi do 200 A. Sieć elektryczna jest dwuprzewodowa, bez połączenia jednego bieguna z masą samolotu. Jedno-przewodowa sieć ma następujące wady: mniejsze bezpieczeństwo, możliwość działania na busole, większe zakłócenia radiowe. Różnica w ciężarze pomiędzy sieciami jedno i dwuprzewodowymi nie jest znaczna, gdyż i tak część przewodów jak przewody miernicze i przewody prowadzące duże prądy (możliwość oddziaływania na busolę) musi być położona podwójnie. Są w toku prace nad zamianą miedzi przewodów na metale lekkie. Jako zabezpieczenie od przeciążenia stosowane są bezpieczniki topikowe i samowyzwalacze nadmiarowe.

4) *Odbiorniki.* Znaczna część prądu zużywana jest na cele ogrzewania (ubranie ogrzewane; podgrzewanie powietrza do oddychania z aparatów tlenowych, ogrzewanie dysz instrumentów itd.). Ciągłe rosnące zapotrzebowanie energii przypada na silniki pomocnicze: podnoszenie podwozia, przestawianie śmigieł, wysuwanie reflektorów, i na przetwornice dla celów radiowych. Zużycie prądu dla oświetlenia przy samolotach wojskowych jest stosunkowo małe. Tylko reflektor pokładowy do nocnego lądowania ma większe zużycie mocy: 100 do 400 W (krótkotrwale). Ze względu na małe wymiary lamp pozycyjnych stosuje się żarówki tylko do 20 W, aby uniknąć przegrzania filtrów. Temperatura filtrów osłaniających wynosi przy zastosowaniu żarówek o tej mocy ok. 200°C . Dla otrzymania dobrej widoczności używa się filtry o specjalnej krzywej rozsyłu i o dużej przepuszczalności: czerwone 33%; zielone 30%. Stwierdzono zasięg widoczności przy dobrych warunkach do ok. 20 km. Rozruszniki do zapuszczania silników zużywają w momencie włączenia prąd do 700 A, który spada wolno na ok. 70 A. Czas zapuszczenia silnika wynosi 10 do 20 sek. Jako dalsze odbiorniki należy wymienić sygnały dźwiękowe i przyrządy pomiarowe.

5) *Instalacja zapłonowa.* Na samolocie używa się ze względu na bezpieczeństwo 2 świece zapłonowe na 1 cylinder. Świece zasilane są z dwóch niezależnych instalacji zapłonowych. Napięcie zapłonu daje cewka zapłonowa, która nie jest zasilana przez baterię, jak na samochodach lecz wytwarza sama napięcie jako generator o wzbudzeniu za pomocą magnesów stałych.

6) *Usuwanie zakłóceń radiowych.* Przy czułych odbiornikach radiowych, stosowanych dzisiaj w lotnictwie, konieczne jest możliwie daleko posunięte usunięcie zakłóceń radiowych, powodowane przez różne załączane na sieć przyrządy. Instalacja zapłonowa musi być całkowicie elektrycznie zaekranowana. Przy sieci nieekranowanej składowa zmienna napięcia na zaciskach przyrządów dających zakłócenia nie powinna być większa niż $30 \mu\text{V}$; przy instalacji elektrycznej zaekranowanej nie większa niż 1 m V. Przy tych wielko-

ściach składowej zmiennej napięcie zakłócające na wejście odbiornika radiowego nie jest (jak stwierdzono w praktyce) większe niż 1 " V, co jest dopuszczalne.

Elektrotechnische Zeitschrift, Heft 14, April 1938, str. 361 i nast.

Silniki

Nowe amerykańskie lotnicze silniki leżące. Na Chicago'skiej Wystawie Lotniczej, która miała miejsce w lutym b. r., 3 amerykańskie fabryki silników lotniczych: Continental Motors Co, Menasco Mfg., Aviation Mfg. Co. (Lycoming), wystawiły nowe 4-taktowe, 4-cylindrowe silniki leżące o mocy 50 KM. Silniki powyższe mają cylindry leżące parami naprzeciw siebie. Silniki tego typu były dotychczas budowane tylko przez Continental Motors Co. Kolejno podano charakterystyki tych silników.

Silnik Continental A 50.

Silnik ten jest dalszym rozwinięciem 40-konnego silnika A 40, produkowanego uprzednio, którego parę danych charakterystycznych podano w nawiasach. Oto dane charakterystyczne silnika A 50:

Średnica cylindrów	98,43 mm (79,38)
Skok tłoka	92,08 mm (95,25)
Pojemność cylindrów	2,8 l. (1,9)
Ilość obrotów	1900 obr/min (2575)
Stopień sprężania	5,4 : 1 (5,14 : 1)
Moc	50 KM. (40)
Moc z 1 litra	18 KM/1 l.
Ciężar silnika	68 kg (65,5)
Ciężar jednostkowy	1,36 kg/KM.
Paliwo — liczba oktanowa	65
Zużycie paliwa przy 1900 obr/min	17 l/1 godz. lotu
Zużycie paliwa przy 1600 obr/min	10,5 l/1 godz. lotu

Silnik ten posiada zawory wiszące, które sterowane są przez wałek rozrządczy z 6 kułakami, gdyż zawory wlotowe naprzeciwległych cylindrów są sterowane wspólnymi kułakami. W silniku tym zastosowano po raz pierwszy w budowie silników lotniczych hydrauliczną kompensację luzów zaworowych systemu Wilcox-Rich, regulującą automatycznie luzy zapomocą ciśnienia oleju smarującego. Jednocześnie zaś cały mechanizm zaworowy jest szczelnie obudowany tak, że smarowanie jest w zupełności automatyczne. Dzięki temu przegląd silnika, który dotychczas obowiązywał po 15 godzinach lotu, można przełożyć na setki godzin lotu. Silne uźebrowanie wylotu, komory spalania i gniazda świecy zapewnia dobre warunki termiczne. Doświadczenia wykazały, iż przy powietrzu chłodzącym o temp. 25° C najwyższa temperatura głowicy wyniosła 200° C, na dole zaś cylindra 95° C. Uźebrowane cylindry wykonane są z kutej stali, nakręcane zaś głowice z aluminium. Wał korbowy, 4-krotnie wykręcony, leży na 3 łożyskach. Jest on przewiercony, co powoduje jego lekkość i wyzyskanie jest do smarowania. Karter dzielony jest w płaszczyźnie pionowej. Pokrywa kół napędowych wałka rozrządczego podtrzymuje jednocześnie zapłon, pompę olejową, napęd licznika, rozrusznik i generator i może być jako całość z tymi mechanizmami odmontowana. Gaźnik umocowany jest pod karterem

na aluminiowym kroćcu, z którego rozchodzi się mieszanka stalowymi rurami do cylindrów.

Silnik Menasco M 50.

Pojemność cylindrów	2,36 l.
Ilość obrotów	2550 obr/min
Stopień sprężania	5,25 : 1
Moc	50 KM.
Moc z 1 litra	21 KM/1 l.
Paliwo — liczba oktanowa	73
Zużycie paliwa	291 gr/KM godz.

Silnik posiada zawory stojące. Cylindry lane parami z żeliwa niklowego. Karter lany ze stopu magnezowego niedzielony. Głowice cylindrów, podobnie jak cylindry, odlane parami ze stopu aluminiowego. Wał korbowy 3-krotnie wykręcony spoczywa w 2 łożyskach białych.

Silnik Lycoming O 145

Ilość obrotów	2300 obr/min
Stopień sprężania	5,75 : 1
Moc	50 KM.
Paliwo — liczba oktanowa	73
Zużycie paliwa	268,4 gr/KM godz.

Silnik posiada zawory wiszące. Cylindry odlane parami osadzone są w karterze dzielonym w płaszczyźnie pionowej. Głowice aluminiowe wraz z osłonami mechanizmu zaworowego można łatwo odjąć. Smarowanie za pomocą pompy napędzanej przez wałek rozrządczy. Wał korbowy 4-krotnie wykręcony spoczywa w 3 łożyskach. ATZ, Heft 6, 1938.

Technologia

Zagadnienia nowoczesnych zaworów grzybkowych. E. Wood. Autor stwierdza, że pomimo zastosowania w silnikach zaworów suwakowych, zagadnienie zaworów grzybkowych nie straciło na znaczeniu. Najlepiej pracuje w wysokich temperaturach i niszczącej atmosferze spalin mieszanki z czteroetylkim ołowiu stal D.T.D. 49 B o typowym składzie: 0,4% C; 0,6% Mn; 1% Si; 3% W; 14% Ni; 13,5% Cr. Ta austenityczna stal wyparła dawne stale zaworowe wolframowe, kobalto-chromowe i krzemochromowe dzięki wyższości wszystkich własności, jednak głównie dzięki odporności na wyciąganie się na przejściu od trzonka w grzybek. Pomimo wyższości tej stali nad innymi opiera się konstrukcja nowoczesnego zaworu na szeregu kompromisów. Ponieważ stal austenityczna ma złe własności przeciwciernie, azotuje się trzonek zaworu, ze względu na jej złe przewodnictwo cieplne wydrąża się trzonek i napętnia go sodem, a mała odporność plastyczna na uderzenia stwarza konieczność wtlaczania w trzonek kowadełka. Ten sam powód nakazuje napawać na przyłgnie stellite, chroniący stal od korozji i erozji, a powierzchniowo od strony głowicy trzeba zabezpieczać przez napawanie przed korozją w spalinach z ołowiem. Stal tego typu ma jeszcze i tę wadę, że w 600°C kruszeje na skutek wydzielenia węglików na granicach kryształów, a równocześnie traci na swej odporności przeciw korozji i utlenianiu i to nie bez wpływu na niszczenie zawo-

ORIZA

FABRYKA
CHEMICZNA

W. Urbański i S-ka

Warszawa, Nowy Świat 12, tel. 910-08; 868-35

Pierwsza w Polsce
wytwórnia artykułów chemicznych
dla przemysłu lotniczego
i samochodowego

Prospekty i katalogi na żądanie

rów. Pomimo to w zaworach o grubym, drążonym trzonku, który jest dobrze chłodzony bez zwiększenia wagi zaworu, stal austenityczna nie została prześcignięta.

Głównymi powodami uszkodzeń zaworów są:

- Oberwania trzonka na skutek zmęczenia lub zmęczenia korozyjnego.
- Przeżarcia na grzybku, nie zawsze z winy materiału.
- Wady materiału, pochodzące z wytopu, lub dalszej przeróbki.
- Wady, nabyte w dodatkowych zabiegach, jak stellitowanie, azotowanie i t. p.

Materiał zaworowy jest trudny w odlewaniu i kuciu, to też wymaga starannego wyboru prętów do przekucia na zawory. Gruba dendrytyczna budowa z odlewem jest szkodliwa, ale przestaje być groźną, gdy zostanie zatarta przez dobre przekucie. Krzyż od wstępnego kucia na przekrój kwadratowy przed ostatecznym nadaniem przekroju okrągłego, który jest pewnego rodzaju wtórną włóknistością stali nazywa autor „segregacją w gwiazdę” i nie bez słuszności obwinia go o nadawanie stali skłonności do pęknięcia w dalszym kuciu wzdłuż ramion krzyża. Autor zaleca procentowe badania pręciśk na zawory celem wykluczenia segregacji, pęknięć środkowych, nierównomierności w wielkości ziarna austenitu i węglików, zaznacza jednak, że pomimo znacznych odchyłków od czysto austenitycznej budowy, stal może mieć dobre własności.

Autor omawia pęknięcia typu zmęczeniowo-korozyjnego, które często powodują urwania na przejściu od trzonka do grzybka. Przez utlenienie stal nabywa kruchości, tworzą się drobne ryski, torujące drogę korozji od spalin, dzięki dalszemu utlenieniu rysy się pogłębiają i tworzą się nowe w ciągu pracy i w ten sposób postępuje zniszczenie stale naprzód, aż do ostatecznego zerwania grzybka. Zapobiec starano się przez powłokę ochronną na całym grzybku, a obecnie oczekuje się rozwiązania sprawy przez wprowadzenie stali D.T.D. 282 o składzie: 0,3—0,45% C; 1—2,5% Si; max 1% Mn; 6—10% Ni; 2—4% W. Stal ta podobno nie kruszeje w temp. ok. 600°C na skutek wydzielania węglików.

Przedmuchiwanie zaworu przez spaliny może być skutkiem parowacizny i grubej dendrytycznej budowy warstwy nastellitowanej. Pęknięcie i przedmuchiwanie grzybków może jednak być skutkiem słabości przylgni, a wtedy trzeba zmienić kąt stożka, by zawór wzmocnić. Rzecz oczywista, że wady z kucia lub wady materiału na przylgni mogą łatwo zapoczątkować rysy od zmęczenia udarowego, które potęgują się dzięki korozji. Niekiedy spotyka się na końcach trzonek pęknięcia zmęczeniowe, pochodzące od zmiennych obciążeń rozciągająco-ściskających, niekiedy połączonych z nieznanym zginaniem. Powody takich pęknięć trudno ustalić, gdyż mogą je spowodować wady montażowe lub konstrukcyjne przewodnic lub sprężyn, a także i nieznanne uszkodzenia powierzchniowe np. skałeczenia.

Autor omawia konstrukcję powłoki stellitowej i podkreśla, że warstwa stellit na przylgni musi być grubsza, gdyż ze względu na cienkość ścianki stalowej zaworu topi ona się tam prędzej, a stellit wypełnia wgłębienia. Należy starannie nadzorować stellitowanie, by nie dopuścić do takiego stopienia stali, że stellit zostałby pozbawiony ciągłego rdzenia ze stali.

Otwór na sól musi być czysty. Obecność tlenków żelaza i chromu powoduje utlenianie sodu, na skutek czego temperatura zaworu wzrasta w pracy o 80—100°C, ponieważ soda zraża źle przewodzi ciepło. Sód należy trzymać pod warstwą tróchlorku etylenu i tak napełniać zawory, by warstewka tróchlorku trzymała się na sodzie. Tróchlerek szybko odparowuje. W razie zapalenia się sodu podczas napełniania nie można używać wody ani gaśnic z czterochlorkiem węgla (sód rozkłada eksplozywnie CCl_4), a najlepiej stosować piasek lub gaśnice dymowe.

Warstwa naazotowana na trzonku ma ok. 0,08 mm grubości, a twardość jej wynosi 900—1000 jedn. w-g Vickersa. Azotacja obniża odporność trzonka na korozję, gdyż azotacja zmienia austenit w α —Fe, zwiększając niejednorodność materiału i wytwarzając różnice potencjałów elektrochemicznych pomiędzy α i β —Fe. W strefie działania spalin azotacja przyspiesza zniszczenie zaworu i jest niedopuszczalna. Aircraft Engineering, September 1938, str. 282-4 i 289, rys. 9.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

KOMUNIKAT ZARZĄDU Nr 9/38

Zmiany w składzie Zarządu Z.P.I.L.

Na miejsce kol. Witolda Brzozowskiego, który zgłosił swoje ustąpienie z Zarządu, Zarząd kooptował kol. Ziemowita Ratajskiego.

Pierwszy wieczór klubowy

We czwartek, dn. 22 września b. r. odbył się pierwszy wieczór klubowy w lokalu Związku przy Al. Szucha 4 m. 66. Jak na pierwszy raz, frekwencja była dość znaczna. Zarząd nie wątpi, że w przyszłości Kolejdy będą coraz liczniej korzystali ze sposobności spotkania się. Przypomina się, że jako dni klubowe ustalono czwartki.

Godziny urzędowania Prezydium

Prezes urzęduje w lokalu związkowym w piątki od godz. 19 do 20. Sekretarz — w poniedziałki i środy od godz. 18 do 19. Skarbnik — we czwartki od godz. 18 do 19. Biuro Związku jest czynne codziennie z wyjątkiem niedziel, świąt i sobót w godzinach od 18 do 20.

Komisja Reformy Studiów Lotniczych

Z inicjatywy Zarządu rozpoczęła swe prace Komisja Reformy Studiów Lotniczych. W skład Komisji wchodzi kol. A. Grzędzielski, W. Łoziński, W. Markowski, J. Naleszkiewicz, St. Prauss oraz z ramienia Zarządu kol. Prezes. Zadaniem Komisji jest opracowanie wytycznych w sprawie reformy wyższych studiów lotniczych, które Zarząd zamierza przedłożyć po prze-

dyskutowaniu na jednym z zebrań miarodajnym władzom.

Kolegów, którzy zechcieliby współpracować z Komisją, prosi się o nadsyłanie swych uwag i sugestii do Sekretariatu Związku lub też o skomunikowanie się z jednym z członków Komisji.

Wydanie nagrodzonej pracy konkursowej ś. p. kol. M. Awałowa

Dzięki życzliwemu stanowisku Kierownika Instytutu Technicznego Lotnictwa, p. ppłk. pil. inż. Franciszka Rudnickiego, wyszła z druku praca ś. p. kol. Mikołaja Awałowa p.t. „Metoda odwzorowania podobnego w aerodynamice w świetle doświadczenia”. Praca ta uzyskała I nagrodę w dniu 15 stycznia 1937 r. na Konkursie ogłoszonym przez Związek Polskich Inżynierów Lotniczych pod hasłem „Własne Siły Narodu” ku czci Pierwszego Marszałka Polski Józefa Piłsudskiego. Praca ukazała się jako Nr 3 (25) rocznika XI Sprawozdań Instytutu Technicznego Lotnictwa i jest do nabycia w Dziale Wydawnictw Techn., Warszawa 12, Rakowiecka 2b, w cenie zł 2,25.

Posiedzenie Rady Głównej N.O.I.

Na delegatów Z. P. I. L. do komisji Rady Głównej N. O. I. Zarząd zaprosił:

Komisja do Spraw Obrony Państwa—kol. J. Brynikowski
„ Statutowo-Regulaminowa — kol. T. Świderski
„ Etyki Inżynierskiej — kol. M. Pęczalski
„ Organizacyjna — kol. A. Janowski
„ Akcji — kol. A. Szyszkowski
„ Gospodarcza — kol. T. Cyga-Karpiński
„ do Spraw Zawodowych — kol. W. Lipceński.

Kandydaci na mężów zaufania do Komisji Okręgowych i Obwodowych w wyborach samorządowych

Na mężów zaufania do Komisji Okręgowych i Obwodowych w wyborach samorządowych m. st. Warszawy z ramienia Z.P.I.L. Zarząd zgłosił do N.O.I. kandydatury kol. Eugeniusza Misiurewicza, Stefana Rybińskiego i Wacława Zarembę.

Kandydaci na delegatów N.O.I. do Zgromadzeń Okręgowych w wyborach do Ciał Ustawodawczych

Zarząd zgłosił do N.O.I. następujące kandydatury na delegatów do Zgromadzeń Okręgowych w wyborach do Ciał Ustawodawczych:

w IV okręgu wyborczym — kol. M. Kurmana,
w V okręgu wyborczym — kol. J. Tuszyńskiego.

Zniżka na liniach P. L. L. „Lot“

Sekretariat przypomina Kolegom, którzy pragną korzystać ze zniżki 30%, udzielonej członkom Z.P.I.L. przez P.L.L. „Lot“, że legitymacje członkowskie do ostatecznego należy nadsyłać wraz ze znaczkiem pocztowym na odesłanie legitymacji w terminie do 1 października b. r.

towym na odesłanie legitymacji w terminie do 1 października b. r.

Wycieczka S.I.M.P. do Francji

Zarząd Główny Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich prosi nas o zakomunikowanie, że SIMP. organizuje wycieczkę do Francji, która odbędzie się pod koniec października b. r. i potrwa 15 do 17 dni. W programie wycieczki przewidziano m. in. zwiedzanie wytwórni silników lotniczych i płatowców. Bliższych informacji udziela Sekretariat S.I.M.P., Warszawa, Al. Jerozolimskie 8 m. 13, tel. 281-85. Prospekty znajdują się również w Sekretariacie Z.P.I.L.

Stypendium Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych komunikuje, że na rok akademicki 1938/39 wyznaczyło kilka stypendiów dla kształcących się w lotnictwie. Regulamin można otrzymać w Z.P.P.L., Warszawa, Mazowiecka 9 m. 2. Termin składania podań: 15 października 1938 r.

(—) E. Kosko, Sekretarz

(—) W. Challier, Prezes

Pierwszy Polski Kongres Techników

W dniach 11 — 13 listopada 1938 r. odbędzie się w Warszawie Pierwszy Polski Kongres Techników, organizowany przez Naczelną Organizację Stowarzyszeń Techników R. P. (NOST).

Obrady Kongresu toczyć się będą pod wysokim protektorem Pana Prezydenta Rzeczypospolitej, prof. Ignacego Mościckiego i Pana Marszałka Polski Edwarda Śmigłego - Rydza.

Komitet Organizacyjny Kongresu wydał deklarację kongresową, omawiającą rolę techników i ich zadania w życiu gospodarczym Polski. Hasło Kongresu Techników jest następujące: „Przez zorganizowany świat techniczny do realizacji planu gospodarczego Polski“.

Zadaniem Kongresu jest naświetlenie roli technika, jako gospodarczego realizatora we wszystkich przejawach jego działalności zawodowo - społecznej: technicy jako zorganizowane środowisko, członkowie najszerszej pojętego świata pracy, kierownicy i organizatorzy o szerszej świadomości gospodarczej oraz technicy jako ludzie o umysłowości pionierskiej.

Koszt udziału w Kongresie wynosi 7.— zł.

Koszt Księgi Kongresowej, zawierającej referaty wygłoszone na Kongresie, z uchwałami i sprawozdaniem z Kongresu wyniesie 3.— zł. (przy zamówieniu, nadesłanym równocześnie ze zgłoszeniem uczestnictwa w Kongresie).

Koszt Księgi Kongresowej bez uczestnictwa w Kongresie będzie wynosił 6.— zł.

O udziale w Kongresie należy zawiadomić „kartą zgłoszenia“ do dnia 1 listopada 1938 r. pod adresem:

Komitet Organizacyjny I Polskiego Kongresu Techników, Warszawa — Śródmieście, ul. Wiejska 1 m. 40, tel. 809-81.

Uczestnicy Kongresu otrzymają zniżki kolejowe oraz tanie kwatery.

Każdy zgłaszający swoje uczestnictwo w Kongresie otrzyma bezpłatnie Przewodnik Kongresowy, zawierający:

- a) skład Komitetu Honorowego Kongresu,
- b) informacje dla uczestników Kongresu,
- c) terminarz,
- d) program Kongresu z planem referatów,
- e) regulamin obrad,
- f) kupony.

Równocześnie z nadesłaniem zgłoszenia, blankietem P. K. O. Nr. 342, Naczelna Organizacja Stowarzyszeń Techników R. P. — R-k Komitetu Organizacyjnego Pierwszego Polskiego Kongresu Techników, należy uiścić opłaty wymienione na odwrocie odpowiedniego blankietu.

Ze względu na duży zjazd w czasie trwania Kongresu w związku z obchodem XX-lecia Niepodległości Komitet Organizacyjny I Polskiego Kongresu Techników prosi o jaknajszybsze zamawianie kwatery.

Termin zgłaszania zapotrzebowania na kwatery upływa z dniem 1 listopada br. i po tym terminie zgłoszenia na kwatery nie będą rozpatrywane.

Rodzaje kwatery:

- a) Kwatery prywatne od 3.50 zł. — 7.— zł. za dobę.
- b) Hotele od 6.50 — 10.— zł. za dobę.
- c) Kwatery zbiorowe od 3.50 — 5.— zł. za dobę.

Nowe wydawnictwa

OBLADZANIE SAMOLOTÓW przez Dr. Adama Kochańskiego. Wydane przez Instytut Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa. Lwów 1938, stron 108, 27 rysunków.

Książka dotyczy tak aktualnej obecnie sprawy obładzania samolotów w locie. Będąc wynikiem studiów literatury traktującej o zagadnieniach obładzania, posiada charakter podręcznika dla pilotów i lotniczej służby meteorologicznej, przy czym rozdziały interesujące pilotów są specjalnie oznaczone i stanowią odrębną całość.

Rozdział I zawiera opis warunków atmosferycznych, przy których może następować oblodzenie. Autor przeprowadza przy tym klasyfikację warunków oblodzenia i jego charakteru.

W rozdziale II autor podaje obszerny opis warunków fizycznych występowania oblodzenia, omawiając trzy fazy wody, zjawiska przechłodzenia, przesylenia, parowania oraz czynniki aerodynamiczne, odgrywające rolę przy obładzaniu.

Rozdział III zawiera opis różnych osadów lodo- wych, występujących na powierzchni ziemi.

Rozdziały IV, V i VI dotyczą wszelkich danych, zawartych w literaturze sprawie kształtu, struktury i grubości osadu obładzającego samolot oraz skutków tego zjawiska i szybkości jego przebiegu.

Rozdział VII zawiera opisy różnych typów odlad- zczy i stanowi, wraz z trzema poprzednimi i rozdziałem VIII (obłoki obładzające i ich temperatury), częścią książki najbardziej interesującą personel latający. Pomimo jedynie ogólnego przeglądu omawianych zagadnień (na przykład kwestii istniejących możliwości i pomysłów ochrony przed oblodzeniem), ten dział książki daje cenny materiał, umożliwiający należyte zrozumienie przyczyn i skutków oblodzenia samolotu.

Rozdziały IX, X, XI, XII i XIII zawierają dane statystyczne, dotyczące występowania warunków atmosferycznych, sprzyjających obładzaniu samolotów w locie oraz pobieżnie ujęte kwestie pomiarów oblodzenia w locie i opisy różnych przypadków przebiegu tego zjawiska.

W ostatnim rozdziale autor podaje czysto praktyczne wskazówki dla pilota, dotyczące możliwości uniknięcia oblodzenia oraz sposobów usuwania narastających warstw lodu za pomocą dostępnych dla załogi środków.

Wydaje się, że za mało zwrócono tu uwagi na trudności związane z występującą często dużą szybkością przebiegu procesu oblodzenia i na czynione wszędzie wysiłki w celu zbudowania odpowiedniego przyrządu, ostrzegającego pilota przed strefą, w której zachodzi możliwość oblodzenia.

Całość tej interesującej i pożytecznej książki uzupełnia obszerny spis literatury, dotyczącej rozpatrywanego zjawiska.

Praca ta jest jedną obszerniejszą publikacją polską, w której poruszone zostało zagadnienie, wymagające wszechstronnych i wyczerpujących studiów, to też stanowi ona pożyteczny i cenny nabytek naszej literatury techniczno-lotniczej. L. Ł.

COURS SUPERIEUR DE PILOTAGE AUX INSTRUMENTS — LA MAITRISE DU P. S. V. przez Jean Pointisa. Str. 104, rys. 39. Paris 1938, nakładem Gauthier-Villars. Cena brosz. 15 fr.

Praca zawiera szereg ciekawych rozważań na temat doskonalenia się w lotach bez widoczności, oraz zbiór ćwiczeń zaprawy, prowadzących do osiągnięcia techniki pilotażu, zapewniającej jaknajwiększe bezpieczeństwo lotu w trudnych warunkach atmosferycznych. Zasługuje ona na szczególną uwagę, jako wyraz osobistych doświadczeń autora, który sam przestudiował wszelkie możliwości lotu bez widoczności w warunkach rzeczywistych i podaje metodę szkolenia oraz szereg praktycznych rad i wskazówek, będących owocem jego własnej pracy w powietrzu.

Autor wychodzi z założenia, że jedyną drogą do osiągnięcia doskonałości w pilotażu bez widoczności i zapewnienia bezpieczeństwa lotu w złą pogodę jest metodyczna zaprawa w prowadzeniu samolotu w warunkach rzeczywistych, tj. w chmurach. Jako przygotowanie do tej zaprawy podaje szereg ćwiczeń, wykonywanych początkowo w kabinie otwartej, a następnie zamkniętej, mających na celu doprowadzenie do precyzji techniki pilotażu, oraz opanowanie umiejętności posługiwania się przyrządami.

Metodę swą opiera autor na posługiwaniu się wyłącznie przyrządami zasadniczymi (szybkościomierz, zakrętomierz i chyłomierz poprzeczny), twierdząc, że przy obecnym stanie techniki jedynie te przyrządy dają gwarancję pewnego działania, a tym samym bezpieczeństwa lotu.

Cała praca podzielona jest na trzy części.

Część pierwsza obejmuje doskonalenie techniki pilotażu zwykłego, część druga — ćwiczenia w kabinie zamkniętej, część trzecia — loty w chmurach.

W pierwszej części autor omawia podstawowe zasady pilotażu, wychodząc z założenia, że dla opanowania techniki pilotażu bez widoczności niezbędne jest uprzednie doprowadzenie do doskonałości i precyzji techniki pilotażu zwykłego. Szczególny nacisk kładzie na wyrobienie koordynacji ruchów, polecając posługiwanie się chyłomierzem poprzecznym dla wyeliminowania ześlizgów i wyslizgów. Podkreśla znaczenie tego przyrządu w ćwiczeniach doskonalenia techniki pilotażu i omawia szereg ćwiczeń, mających na celu doprowadzenie tej techniki do precyzji, oraz wyrobienie umiejętności posługiwania się zasadniczymi przyrządami.

W części drugiej autor podaje i omawia ćwiczenia w kabinie zamkniętej, których celem jest opanowanie

prowadzenia samolotu wyłącznie według wskazań przyrządów we wszelkich jego położeniach, oraz nauczanie wyprowadzania samolotu z każdej sytuacji, w jakiej może się on znaleźć w warunkach rzeczywistych, tj. podczas lotu w chmurach. Ćwiczenia te polegają na kolejnym wykonywaniu coraz bardziej złożonych ewolucji, poczynając od zakrętów łagodnych, następnie zakrętów głębokich, esów i ósemek, aż do wyprowadzania z zakrętu duszonego i korkociągu.

Część trzecia jest zbiorem praktycznych wskazówek do wykonywania lotów bez widoczności w warunkach rzeczywistych, poczynając od przechodzenia przez pojedyncze cumulusy aż do wykonywania przelotów w chmurach w najtrudniejszych warunkach atmosferycznych.

Cała praca warta jest polecenia, jako podręcznik dla pilotów, mogący oddać im duże usługi podczas doskonalenia w pilotażu bez widoczności. Stopniowanie ćwiczeń, podkreślenie znaczenia racjonalnego przygotowania przez wydoskonalenie techniki pilotażu w warunkach zwykłych, właściwe naświetlenie poglądów na użycie zasadniczych przyrządów pokładowych, wyczerpujące a zarazem przystępne omówienie podstawowych zasad lotu przy wykonywaniu zakrętów, oraz szereg praktycznych wskazówek dotyczących postępowania w trudnych sytuacjach, a opartych na osobistych studiach w powietrzu doświadczonego pilota, — stawiają pracę na wysokim poziomie jako podręcznik praktyczny i czynią ją bardzo wartościową dla każdego pilota. L. K.

PODRĘCZNIK SPAWANIA ACETYLENOWEGO przez inż. Boleśława Szuppa. Część I — Materiały i Urządzenia. Nakładem Stowarzyszenia dla Rozwoju Spawania i Cięcia Metali w Polsce, Warszawa 1938. Format 225 × 150, stron 141, rys. 83. Cena zł 5.—.

W polskiej literaturze technicznej już od dłuższego czasu odczuwano brak podręcznika spawania, napisanego w sposób tak popularny, aby był dostępny dla szerokiej warstw rzemieślniczych, które w ostatnich czasach wykazują wielkie zainteresowanie się spawaniem.

Brak takiego wydawnictwa dawał się szczególnie odczuwać w szkolnictwie zawodowym i przy prowadzeniu kursów dokształcających dla rzemieślników-metalowców w dziedzinie spawania.

Nowo wydana I część Podręcznika Spawania Acetylenowego uzupełnia tę lukę, podając czytelnikom niezbędne wiadomości dotyczące materiałów i urządzeń stosowanych przy spawaniu acetylenem.

Dalsze części tego wydawnictwa obejmą: część II — technika spawania acetylenowego, a część III — cięcie metali oraz inne zastosowania płomienia acetylenowo-tlenowego.

Należy się spodziewać, że nowe wydawnictwo Stowarzyszenia dla Rozwoju Spawania i Cięcia Metali w Polsce spotka się z takim samym zainteresowaniem sfer technicznych jak i inne wydawnictwa Stowarzyszenia.

W. SZOMAŃSKI i S-ka S.A.

Śmigła i narty lotnicze

WARSZAWA, ulica KAMEDUŁÓW 7 i a

Telefon 12-62-68

SPIS RZECZY:

	str.
Niektóre zagadnienia z dziedziny eksploatacji silników lotniczych — inż. W. Litwinowicz	257
Konstrukcja głównych okuć skrzydłowych szybowca — inż. L. Pieler	263
Śmigło sterowane Hamilton Standard Hydromatic — F. W. Caldwell	271
Przegląd czasopism technicznych	274
Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych	278
Pierwszy Polski Kongres Techników	279
Nowe wydawnictwa	279