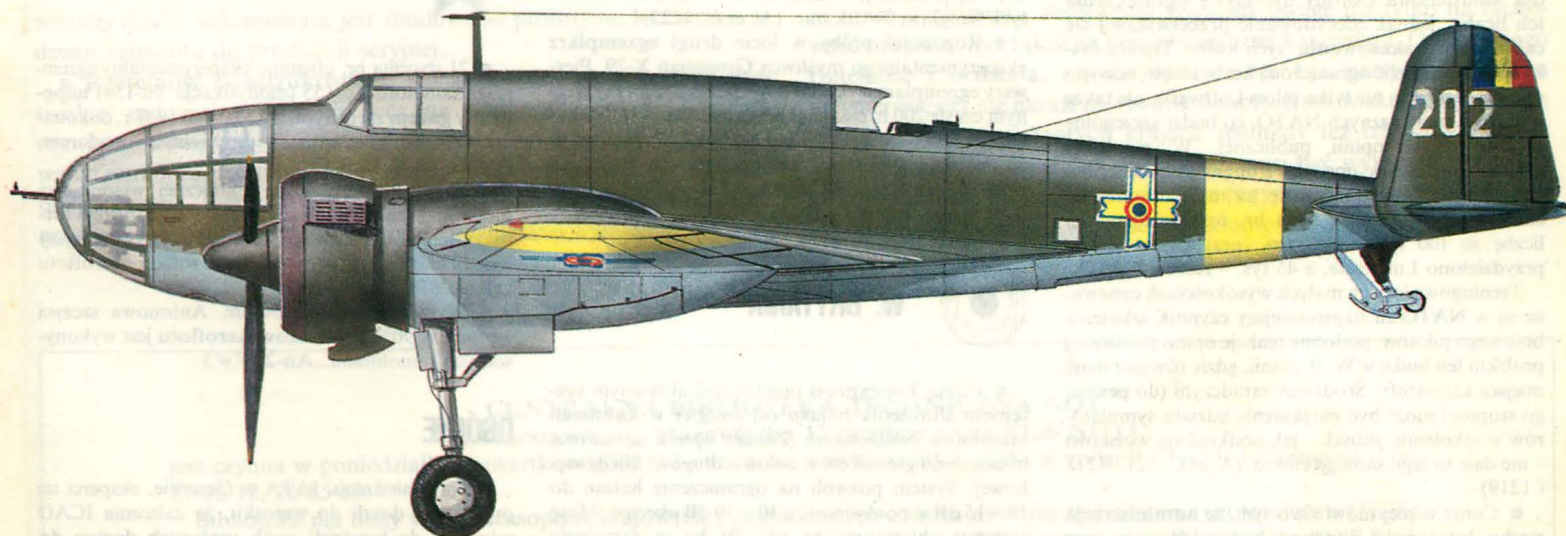
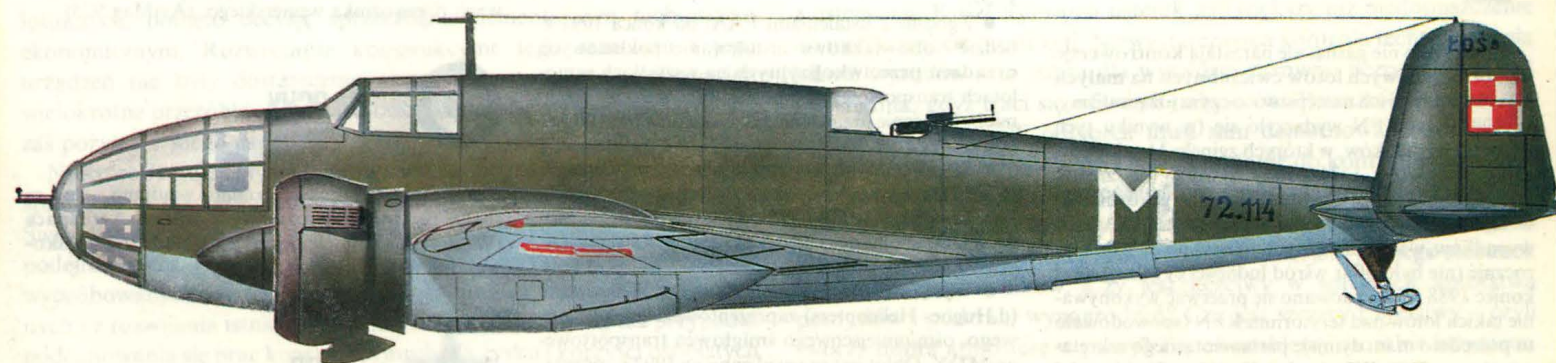
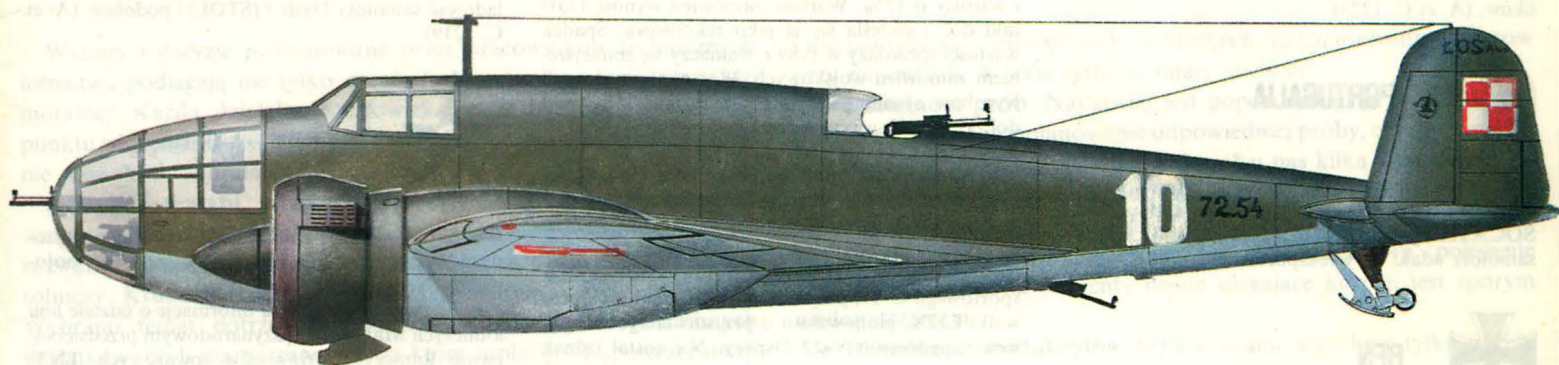


TECHNIKA

8'89

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





FRANCJA

• W firmie **Metravib** trwają prace nad **akustycznym systemem wykrywania śmigłowców**, nazwanym **Rachel**. Trudności sprawia selekcja dźwięku charakterystycznego dla śmigłowców oraz ustalenie kierunku, a tym bardziej – dokładna lokalizacja śmigłowca. Prace są wykonywane na zlecenie NATO; jest w nie zaangażowanych około 100 inżynierów z W. Brytanii, RFN, USA, Danii, Holandii i Francji. (A. et C. 1223)

• Do końca 1988 r. **sprzedano do USA 619 śmigłowców Aerospatiale** 19 typów i wersji, a do **Kanady – 105 śmigłowców** tej wytwórni. (A. et C. 1223)

• Zgodnie z zaleceniem ministra transportu, linie lotnicze **Air France** (obsługujące połączenia krajowe i zagraniczne) oraz **Air Inter** (połączenia krajowe) dokonują wymiany obsługiwanych przez siebie kierunków. (A. et C. 1223)



PORTUGALIA

• Armia powietrzna otrzymała pierwszy z 18 zamawianych we Francji samolotów treningowych **SOCATA Epsilon**. Jest to jedyny kraj, do którego te samoloty udało się wyeksportować (A. et C. 1221)



RFN

• Nie tylko nie gasną, ale narastają **kontrowersje wokół wojskowych lotów ćwiczebnych na małych wysokościach** i ich następstw – o czym już pisaliśmy. W 1988 r. w RFN wydarzyło się (w wyniku tych lotów) 17 wypadków, w których zginęło 11 członków załóg samolotów i 74 osoby cywilne (na ziemi); utracono w nich 20 samolotów. Dla porównania: w latach 1986 i 1987 miało miejsce po 11 takich wypadków, w wyniku których zginęło po 10 lotników rocznie (nie było ofiar wśród ludności cywilnej). Pod koniec 1988 r. zdecydowano się przerwać wykonywanie takich lotów nad terytorium RFN (spowodowało to pośrednio m.in. dymisję parlamentarnego sekretarza obrony P. K. Würzbacha) **Kancelarz Kohl** wydał dla Ministerstwa Obrony dyrektywę **ograniczenia ich liczby**, jednak zdecydowanie **przeciwstawiał się całkowitemu skasowaniu** tych lotów. Trwały dyskusje, jak podzielić ograniczoną liczbę lotów, bowiem nad RFN trenują nie tylko piloci Luftwaffe, ale także innych sił powietrznych NATO, co budzi szczególnie niezadowolenie opinii publicznej. W rezultacie pomimo protestów opozycji i opinii publicznej (co podkreślano) loty treningowe na małych wysokościach wznowiono 2 stycznia br. ograniczając ich liczbę ze 100 tys. do 67 tys., przy czym 22 tys. przydzielono Luftwaffe, a 45 tys. – reszcie NATO.

• Treningowe loty na małych wysokościach uznawane są w NATO za najistotniejszy czynnik szkolenia bojowego pilotów; podobne reakcje opinii publicznej problem ten budzi w W. Brytanii, gdzie również mają miejsce katastrofy. Środkiem zaradczym (do pewnego stopnia) może być zwiększenie udziału symulatorów w szkoleniu, jednak – jak podkreślają wojskowi – nie daje to tego samego efektu. (A. et C. 1217/1218 i 1219)

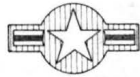
• Coraz więcej mówi się o tym, że **administracja ruchu lotniczego powinna być oddana w ręce prywatne**. (A. et C. 1223)

• Linie lotnicze **Lufthansa** zatrudniają 50 000 osób; fundusz płac obejmuje 32% ogółu wydatków przedsiębiorstwa (A. et C. 1222)



TURCJA

• Sześćdziesiąt myśliwców bombardujących North rop **F-5 Tiger II** otrzymano z Holandii, jako pomoc NATO. (A. et C. 1222)



USA

• Prezydent Aerospace Industries Association (AIA) poinformował o **wynikach amerykańskiego przemysłu lotniczo-kosmicznego** w 1988 r. Wartość sprzedaży zmniejszyła się (po raz pierwszy od 17 lat) o 0,9%; zmniejszyło się również zatrudnienie (o 21 tys. osób na 1,3 mln zatrudnionych, tj. o 1,6%; w 1989 r. przewiduje się zwolnienie następnym 14 tys. osób). Zyski wyniosły 5,1 mld dol. i wzrosły o 12%. Wartość zamówień wynosi 17,03 mld dol. i określa się ją jako rekordową. Spadek wartości sprzedaży w 1989 r. tłumaczy się zmniejszeniem zamówień wojskowych. Wartość sprzedanych wyrobów cywilnych wyniosła przy tym 118,7 mld dol., tj. o 21% więcej w roku poprzednim. (A. et C. 1217/1218 1219)

• Administracja nowego prezydenta USA George'a Busha określiła jako „**możliwe do opóźnienia**” następujące lotnicze programy wojskowe: trudno wykrywalnego bombowca (stealth) **B-2**, przyszłościowego myśliwca taktycznego **ATF**, samolotu transportowego **C-17**, przyszłościowego śmigłowca pola walki **LHX**, pionowzłotu o przestawialnych zespołach napędowych **V-22 Osprey**. Nie został jednak zakwestionowany żaden z tych programów (A. et C. 1220)

• Zgodnie z ustaleniami FAA, od końca 1991 r. będzie **obowiązkowe instalowanie pokładowych urządzeń przeciwkolizyjnych** na wszystkich samolotach transportowych o pojemności większej niż 30 miejsc. Obecnie urządzenie takie kosztuje ok. 100 tys. dol. (A. et C. 1220)

• W dorocznym, 41. spotkaniu organizowanym przez Helicopter Association International (HAI), tzw. **Convention HAI** (15÷17 stycznia br., w Nowym Orleanie) wzięło udział ok. 250 wystawców. (A. et C. 1220)

• Wytwórnia **McDonnell Douglas Helicopters** (d. Hughes Helicopters) zaprezentowała **projekt nowego, ośmiomiejscowego śmigłowca transportowego MDX**. Oblot jest przewidziany na 1992 r.; przewiduje się produkcję w zakładach Mesa (Arizona) 96 tych śmigłowców rocznie. (A. et C. 1222)

• Rozpoczął próby w locie drugi **egzemplarz eksperymentalnego myśliwca Grumman X-29**. Pierwszy egzemplarz wykonał dotychczas 242 loty w łącznym czasie 200 h, osiągnął prędkość $Ma = 1,47$ i kąt natarcia 20° . Drugi X-29 jest przeznaczony do lotów ze znacznie większymi kątami natarcia. Próby są prowadzone w ramach badań nad skrzydłem o ujemnym skosie. (A. et C. 1222)



W. BRYTANIA

• Firma **Topexpress** pracuje nad aktywnym **systemem tłumienia hałasu od śmigieł** w kabinach samolotów pasażerskich. Zasada opiera się na rozmięczeniu głośnień w połowie długości fali dźwiękowej. System pozwoli na ograniczenie hałasu do 10÷15 dB w porównaniu z 10÷30 dB obecnie. Masę systemu oblicza się na ok. 20 kg w samolocie o pojemności 50 miejsc. Trwają próby na pokładzie samolotu BAe 748. (A. et C. 1223)

• Jak ustalono **przyczyną tragicznej** (258 + 11 ofiar) **katastrofy Boeinga 747** linii **Panaam**

nad szkockim miastem Lockerbie (21 grudnia 1988 r.) był wybuch plastykowego materiału wybuchowego umieszczonego w radiomagnetofonie, w przedziale bagażowym. Zaostrzono środki bezpieczeństwa przy sprawdzaniu bagażu w portach lotniczych Europy, Bliskiego Wschodu i USA; postuluje się m.in. zakaz zabierania na pokłady samolotów urządzeń radiotechnicznych, jeśli wydadzą się one podejrzane (wykrycie bomby w radioodbiorniku radiomagnetofonie lub telewizorze jest często niemożliwe).

Była to najtragiczniejsza katastrofa z tzw. czarnej serii katastrof samolotów Boeinga, które wydarzyły się w końcu 1988 r. i na początku 1989 r. Większość z nich została spowodowana przyczynami pozatechnicznymi, jak akty terrorystyczne (np. powyższa), błędy pilotów i/lub kontrolerów ruchu lotniczego. Należy przy tym mieć na uwadze, że samoloty produkcji Boeinga są najpopularniejszymi samolotami w światowym transporcie lotniczym. (G)

• 19 mln funtów przeznaczono na **budowę drogi startowej w Rothera na Antarktydzie**, obok brytyjskiej bazy badawczej Halley Bay. Będą tam mogły lądować samoloty Dash 7 (STOL) i podobne. (A. et C. 1219)



WĘGRY

• Siły powietrzne **ZSRR** mają **wycofać z terytorium Węgier jednostkę liczącą 40 samolotów bojowych**, (Nepsabadsag)

• Rozpowszechniane są informacje o udziale linii lotniczych **Malev** w międzynarodowym przedsiębiorstwie lotniczych przewoźników towarowych **TNT**. M.in. świat obiegło zdjęcie samolotu BAe 146 w barwach przewoźnika węgierskiego. (AviMag 975)



WŁOCHY

• Z nieoficjalnych źródeł wiadomo, że są (były) prowadzone rozmowy z **British Aerospace** (W. Brytania) nt. **współpracy w dziedzinie wojskowej**. (A. et C. 1217/1218)



ZSRR

• 21 stycznia br. oblatano eksperymentalny egzemplarz samolotu Tu-155 (modyfikacja Tu-154) **napędzany gazem ziemnym**. Pod koniec 1988 r. dokonano na nim badań napędu ciekłym wodorem. (TASS)

• Zaczęto podawać do publicznej wiadomości dane dotyczące **bezpieczeństwa w transporcie lotniczym**. Poinformowano m.in., że najtragiczniejszy był 1973 r., w którym w katastrofach Aeroflotu zginęło 818 osób. (TASS)

• Wytwórnia samolotów im. Antonowa szczyty się tym, że **90% przewoźników Aeroflotu** jest wykonywanych samolotami...**An-2**. (i.w.)

OGÓLNE

• Na posiedzeniu IATA w Genewie, eksperci tej organizacji doszli do wniosku, że zalecenia ICAO odnośnie do **kontroli osób mających dostęp do samolotów komunikacyjnych** są właściwe, jednak ich wykonywanie jest co najmniej problematyczne. Chodzi o wyeliminowanie zagrożenia ze strony terrorystów. (A. et C. 1223)



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIV SIERPIEŃ 1989

TECHNIKA

8'89

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Problemy moralne inżyniera lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Wybory i decyzje podejmowane przez pracowników technicznych lotnictwa podlegają nie tylko ocenie fachowej i logicznej, lecz także moralnej. Każda działalność człowieka może być oceniana z tego punktu widzenia. Rozważmy, jakie sytuacje pociągają za sobą szczególnie silne skutki moralne.

● **Wybór tematu** pracy konstrukcyjnej. Przede wszystkim jest ważne, czy temat jest społecznie potrzebny. Prawie dwadzieścia lat temu rozważano u nas czy zaprojektować samolot akrobacyjny Harnaś, czy rolniczy Kruk. Perspektywy produkcji Harnasia były niewielkie. Wybrano temat potrzebny społecznie i uniknięto niepotrzebnych wydatków, czyli marnotrawstwa, za które zapłaciłoby społeczeństwo. – Natomiast w przypadku samolotu M-15, mimo protestów inżynierów lotniczych, podjęto decyzję sprzeczną z elementarnym rachunkiem ekonomicznym. Rozwiązania konstrukcyjne tego samolotu i jego urządzeń nie były dostatecznie przemyślane, co spowodowało ich wielokrotne przeróbki. Koszt realizacji samolotu był wielomiliardowy, zaś pożytek z niego żaden.

Niektóre decyzje były podejmowane z nadmiernym optymizmem, bez sprawdzenia, czy zespół konstruktorów ma dostateczne doświadczenie. Świadczy to o zbyt małym poczuciu odpowiedzialności przy ich podejmowaniu. W konstrukcji samolotu zastosowano wiele nowych nie wypróbowanych rozwiązań – a nie skorzystano z rozwiązań sprawdzonych i z rozwijania istniejących konstrukcji. Zdarzały się też przypadki podejmowania się prac konstrukcyjnych dla zysku i korzyści osobistych mimo przekonania i niewykonalności zadania. Ponieważ koniec wieniczy dzieła, sukcesem nie jest zbudowanie prototypu, lecz wprowadzenie samolotu do produkcji seryjnej.

● **Rzetelność konstruktorska.** Konstruowanie nie polega na beztroskiej radosnej twórczości, lecz na odpowiedzialnym tworzeniu rozwiązań wywodzących się z niezbędnego doświadczenia. Zaprojektowanie samolotu z wadami, które można było przewidzieć lub określić obliczeniowo – jest brakiem poczucia odpowiedzialności. Tak samo należy ocenić prototyp w którym nie przewidziano wymienności części

i nie pomyślano o niezbędnych naddatkach na rozwiercanie otworów przy remontach. A takie sytuacje miały miejsce.

● **Rzetelność prób.** Najłatwiej jest popełnić błąd przy układaniu programu prób. Niezaplanowanie odpowiedniej próby, czy ułożenie dla niej błędnego programu spowodowało już u nas kilka wypadków.

● **Rzetelność technologiczna.** Ważny jest nie tylko dobór najbardziej ekonomicznych metod produkcji, lecz także takiej technologii, by jakość i trudność wyboru była jak największa. Np. położenie zasiarzonej gumy na elementy nośne ulegające korozji jest sporym niedopatrzaniem.

● **Rzetelność produkcyjna.** Wykonywanie wyrobów tylko w celu zrealizowania planu jest nieetyczne, gdyż są to wówczas wyroby z usterek. Koszt usuwania usterek jest większy niż niedopuszczenie do nich w trakcie produkcji. Niewystarczająca kontrola techniczna i zła jakość wyrobów – to strata dla wytwórni zarówno bezpośrednia, jak i pośrednia, gdyż traci się wówczas nabywców. Poważnie pogarsza się opinia wytwórni, jeśli odbiorca musi sam demontować i sprawdzać każdy nabywany samolot, gdyż stracił zaufanie do kontroli fabrycznej.

● **Stosunek do współpracowników i podwładnych.** Inżynier czy pracownik techniczny to nie tylko konstruktor czy technolog; kieruje on innymi i z nimi współpracuje. Dlatego jest ważne, jaki jest jego stosunek do innych pracowników. Czy jest uczciwy w sprawach autorstwa pomysłów i podziału wynagrodzeń? Czy jest szczery i życzliwy – czyli tworzy dobrą atmosferę w pracy? To też problemy moralne inżyniera.

W dość odległych czasach na niektórych uczelniach komisja oceniająca pracę dyplomową absolwenta zwracała uwagę nie tylko na fachowość projektu, lecz także na postawę etyczną kandydata. Oceniała jego rzetelność i orzekała, czy kandydat może być przyjęty do grona inżynierów, czy nie narazi na szwank honoru środowiska technicznego. Podobną rolę w niektórych krajach spełniały też izby inżynierskie. W owych czasach uważano, że inżynier musi być wykształcony, a nie tylko wyuczony. Może warto dziś sobie przypomnieć o potrzebie oceny inżyniera nie tylko pod względem wiadomości fachowych.

CENTRALNA BIBLIOTEKA TECHNICZNA NOT
w Warszawie, ul. Mazowiecka 12 (wejście przez Klub NOT)

jest czynna w poniedziałki i czwartki w godz. 12÷18, a we wtorki, środy i piątki w godz. 9.30÷15. Informacje – tel. 27-36-12, 26-85-88.

Biblioteka ma duży wybór czasopism krajowych i zagranicznych z wielu dziedzin techniki, w tym lotnictwa (*Flight, Flugrevue, Interavia, La Fane de l'Aviation, Air International*). Wydaje *Przegląd Dokumentacyjny Wydawnictw NOT-SNT, Biuletyn Informacyjny o Planowanych Imprezach Naukowo-Technicznych NOT-SNT* i wykaz nabytków bibliotek.

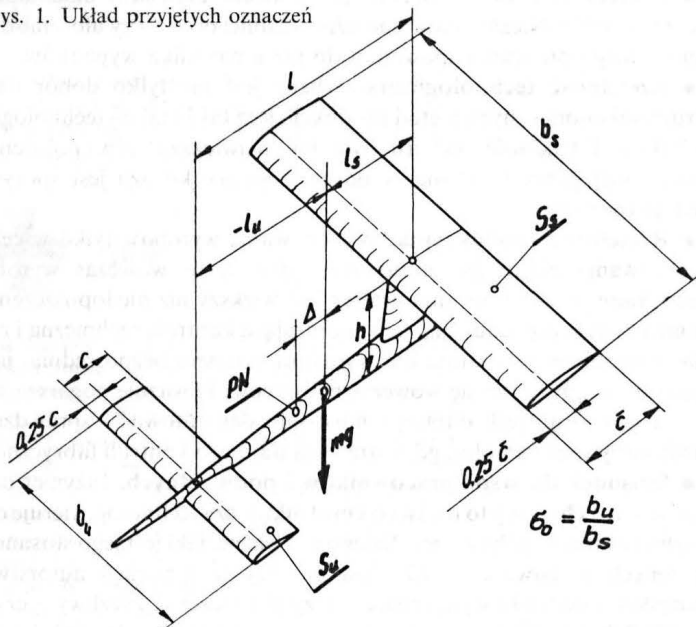
Próba uproszczonej oceny aerodynamicznej układu „kaczka” na tle innych układów

Dr inż. STANISŁAW DANILECKI
Politechnika Warszawska
MEiL Zakład Samolotów i Śmigłowców

W ostatnich latach można zauważyć, że układ „kaczki” pomyślnie rozwija się. Jednak od startu braci Wright, właśnie na samolocie w układzie „kaczka” jest prowadzony spór nt. wad i zalet tego rodzaju układu. Wytworzył się mit o niekorzystnych właściwościach układu „kaczka”, podkreślający je, mimo wielu niewątpliwych i sprawdzonych zalet. Obecnie nawet w budowie amatorskiej sięga się po ten typ układu, uzasadniając to chęcią zbudowania bezpiecznego statku powietrznego, który, jak się sądzi, jest odporny na „przeciągnięcie”.

Spośród zalet układu, w którym usterzenie poziome umieszczono przed skrzydłem, najważniejsza jest możliwość wykorzystania powierzchni usterzenia poziomego jako drugiej powierzchni nośnej. Umożliwia to uzyskanie większego współczynnika siły nośnej całego układu.

Rys. 1. Układ przyjętych oznaczeń



Spór odbywa się na tle przebadanego i stosowanego od wielu lat tzw. układu klasycznego. Dlatego poszukiwane są takie sposoby oceny cech układów aby ocena ich była bardziej wszechstronna. Czynione są próby przeniesienia sporu na bardziej ogólną płaszczyznę. Wychodzi się z założenia, że mamy do czynienia ze statkiem powietrznym (samolotem) ukształtowanym w ten sposób, że można w nim wyróżnić dwie powierzchnie wytwarzające siłę nośną, które są połączone kadłubem. Nie formułuje się żadnego kryterium, wg którego można by określić od kiedy uważać jedną z powierzchni za podstawowy płat nośny, a od kiedy zaczyna ona pełnić funkcję usterzenia poziomego. Na takie spojrzenie nakładają się wymagania związane z wyważeniem i wynikającą z tego statecznością.

Porównując cechy różnych układów, należy także brać pod uwagę płynną zmianę kształtu brył aerodynamicznych płatów. Może ona odbywać się w sposób ciągły, przechodząc płynnie od układu klasycznego przez układ tandem do układu „kaczka”. W analizie cech tak zmieniającego się układu wymaga się określenia podziału siły nośnej wytwarzanej przez obie powierzchnie. W praktyce podział ten, uwzględniający funkcję każdej z powierzchni, wynika z wymagań wyważenia i stateczności. Dlatego analizę wygodnie jest prowadzić w kilku etapach. Najpierw należy określić położenie środka masy dla zadanych wymagań stateczności, następnie ustala się podział sił nośnych pomiędzy powierzchniami i w etapie końcowym ocenia się następstwa realizacji takiego podziału. Przeprowadzimy porównanie cech (we względnym

układzie odniesienia) wprowadzając najpierw następujące oznaczenia dla powierzchni pierwszej \$S_u\$:

$$\bar{S}_u = \frac{S_u}{S_{odnies.}} - \text{powierzchnia usterzenia odniesiona do obliczeniowej}$$

powierzchni \$S_{odnies.}\$. Za \$S_{odnies.}\$ przyjmuje się powierzchnię skrzydła \$S_s\$.

$$\bar{P}_{zu} = \frac{P_{zu}}{P_{z\text{ calk.}}} - \text{siła nośna powstała na powierzchni } S_u, \text{ odniesiona}$$

do całkowitej siły nośnej układu.

$$\left(\frac{dC_z}{dx}\right)_u - \text{pochodna współczynnika siły nośnej powierzchni } S_u$$

względem jej kąta natarcia,

\$l\$ - odległość między środkami aerodynamicznymi obu powierzchni \$S_u\$ i \$S_s\$.

\$\bar{l}_u\$ - odległość środka masy od środka sił aerodynamicznych powierzchni \$S_u\$ wyrażona w % \$l\$.

Podobnie wyglądają oznaczenia z indeksem \$s\$ odnoszące się do drugiej powierzchni \$S_s\$. Oznaczenia te przedstawiono także na rys. 1.

Wartość \$\bar{l}_u\$ i \$\bar{l}_s\$ są dodatnie jeśli środek sił aerodynamicznych odpowiedniej powierzchni jest położony za środkiem masy. Wtedy wyrażana tymi oznaczeniami zależność dla współczynnika momentu przyjmuje postać:

$$C_M = - \left[\bar{P}_{zs} \cdot \bar{l} + \bar{P}_{zu} \cdot \bar{l}_u \right] + \frac{C_{M_0} \cdot \bar{C}}{C_z \cdot l} \quad (1)$$

gdzie: \$C\$ - cięciwa względna powierzchni \$S_s\$.

\$C_z\$ - współczynnik siły nośnej,

a wyrażenie dla pochodnej współczynnika momentu względem kąta natarcia \$\alpha\$ przybiera postać:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = - \left[\left(\frac{dC_z}{dx}\right)_s \cdot \bar{S}_s \bar{l}_s + \left(\frac{dC_z}{dx}\right)_u \cdot \bar{S}_u \bar{l}_u \right] \quad (2)$$

Położenie punktu neutralnego \$PN\$ można wyznaczyć z warunku, aby \$\frac{dC_M}{d\alpha} = 0\$.

Aby zrealizować wymagany zapas stateczności statycznej, środek masy należy umieścić za punktem neutralnym w odległości oznaczonej jako \$\Delta\$ (w % \$l\$), którą dodaje się do odpowiednich odległości \$\bar{l}_u\$ i \$\bar{l}_s\$. Podstawiając do podstawowego równania równowagi zależności (1) i (2), po niezbędnych przekształceniach otrzymujemy zależność wyrażającą udział siły nośnej rozważanej powierzchni \$S_u\$ jako:

$$\bar{P}_{zu} = \frac{P_{zu}}{P_{z\text{ calk.}}} = \frac{\bar{S}_u}{\bar{S}_u + \left(\frac{dC_z}{dx}\right)_s \cdot \bar{S}_s} \pm \Delta \pm \frac{C_{M_0} \cdot \bar{C}}{C_z \cdot l} \quad (3)$$

gdzie górne znaki dotyczą układu klasycznego, dolne zaś układu „kaczka”. Należy zauważyć, że charakterystyki aerodynamiczne układów są wrażliwe na wartości siły nośnej powstającej na powierzchni \$S_u\$ tylko w przypadku dostatecznie wysokich wartości współczynnika siły nośnej \$C_z\$. Wpływ współczynnika momentu \$C_{M_0}\$ na tę siłę zmniejsza się wraz ze wzrostem \$C_z\$, a współczynnik \$C_{M_0}\$ staje się wtedy mniej znaczącym czynnikiem, zwłaszcza w skrajnym przypadku, np. przy wychyleniu klap. Dlatego w obliczeniach wykorzystywanych do

względnej oceny cech aerodynamicznych można pominąć jego wartość. Z drugiej zaś strony wzajemna interferencja powierzchni wywołuje niepomijalny efekt. Indukowane przez przednią powierzchnię S_u (co odnosi się do układu „kaczki”) pole prędkości (z efektem odchylenia strug) zmniejsza pochodną $\left(\frac{dC_z}{dx}\right)_s$ dla drugiej powierzchni S_s i może ją powiększyć dla powierzchni S_u w porównaniu z układem klasycznym, który ma tylną powierzchnię o takiej samej rozpiętości. Zatem zmiana wartości $\left(\frac{dC_z}{dx}\right)_s$ oznacza większą wartość udziału siły nośnej P_{zu} dla powierzchni S_u . Dla realizacji tej samej siły nośnej w układzie „kaczka” jest więc potrzebne odpowiednie zmniejszenie zapasu stateczności Δ w porównaniu z układem klasycznym. Z obliczeń wynika, że największy wpływ wywiera względna powierzchnia S_u i stosunek rozpiętości obu powierzchni S_u i S_s . Inne parametry, takie jak np. wydłużenie układu $\lambda = \frac{b_u^2}{S_{odnies.}}$ oraz wzajemne odległości powierzchni zarówno w płaszczyźnie poziomej, jak i pionowej mają o wiele mniejszy wpływ.

Zachodzi więc pytanie: jaki maksymalny współczynnik siły nośnej $C_{z \max}$ układu w warunkach równowagi można osiągnąć do momentu, gdy zacznie występować oderwanie strug na jednej z powierzchni oraz jaki jest charakter zależności maksymalnego współczynnika siły nośnej układu $C_{z \max}$ od jego geometrii, tj. od $\sigma_u = \frac{b_u}{b_s}$ i S_u przy zadanym zapasie stateczności Δ . Aby odpowiedzieć na to pytanie, przeprowadzono obliczenia pozwalające na ocenę charakteru przebiegu zmian udziału współczynnika siły nośnej powierzchni S_u realizowanego w układzie, w warunkach równowagi, dla następujących danych: wydłużenie układu wynosiło $\lambda = 8$, $\frac{h}{b_s} = 0,1$; $l = 4c$; $\Delta = 0,1$.

Ponieważ siła nośna powierzchni S_u w małym stopniu zależy od jej kąta skosu, dlatego do obliczeń przyjęto przypadek, gdy powierzchnia S_u nie ma skosu. Wartość zapasu stateczności Δ wynosi 0,1. Odpowiada to bardzo dużemu zapasowi stateczności (40%, gdy $l = 4c$), ale wartość tę przyjęto celowo za wartość wyjściową, uwzględniającą znaczne destabilizujące działanie innych części układu.

Wyniki obliczeń przedstawiono graficznie na rys. 2. Oś rzędnych pokazuje udział maksymalnego współczynnika siły nośnej powierzchni $S_u - C_{zu \max}$ w całkowitym maksymalnym współczynniku siły nośnej układu $C_{z \max}$. Obliczenie wartości $\frac{C_{z \max}}{C_{zu \max}}$ prowadzi się kolejno wyliczając go z równań dla siły nośnej wytwarzanej na powierzchni przedniej S_u i analogicznie z odpowiedniej zależności dla pozostałej powierzchni S_s . Za przedstawioną na wykresie wartość $\frac{C_{z \max}}{C_{zu \max}}$ przyjmuje się mniejszą z dwóch uzyskanych w tych obliczeniach.

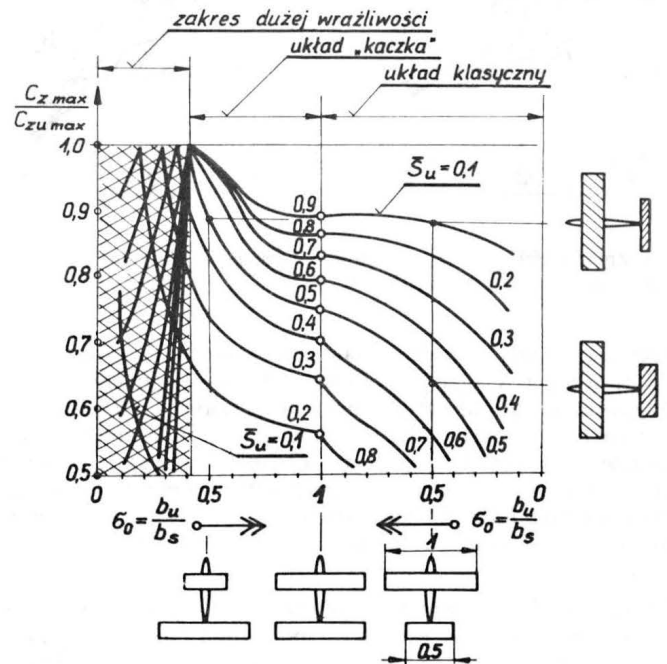
Przy dowolnym podziale powierzchni istnieje obszar w którym widać wyraźny wpływ rozpiętości i współczynnika siły nośnej obu tych powierzchni (S_u i S_s) są równe. Zachodzi wtedy przypadek pełnego „potencjalnego” współczynnika siły nośnej $C_{z \max}$. Obszar ten występuje w rejonie pików wykresów na rzędnej wynoszącej 1, co zaznaczono na rys. 2. W statecznym układzie zachodzi to wówczas, kiedy powierzchnia przednia S_u ma mniejszą wartość pochodnej $\left(\frac{dC_z}{dx}\right)_u$ w porównaniu z taką pochodną dla powierzchni tylnej S_s , tj. gdy ma ona mniejsze wydłużenie.

W praktyce układy z dużą wartością współczynnika siły $C_{z \max}$ mają wydłużenie uznawane za optymalne. Jest to wówczas równoznaczne z ich optymalną rozpiętością $(b_u)_{opt}$, która zmienia się proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z powierzchni S_u .

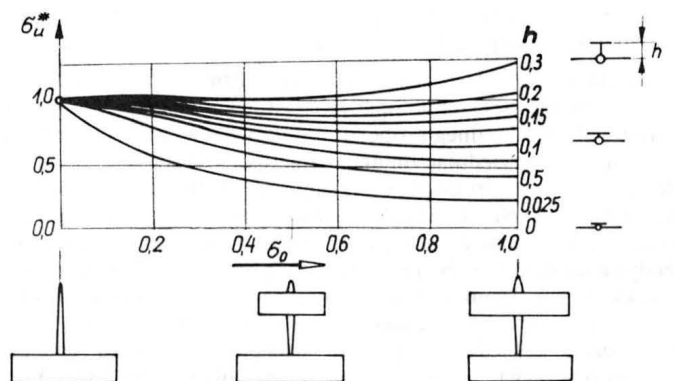
Jeśli konstruktor jeszcze bardziej zmniejszy rozpiętość przedniej powierzchni w porównaniu z wartością optymalną wzrasta wówczas stosunek pochodnych $\frac{dC_z}{dx}$ tylnej i przedniej powierzchni. Punkt neutralny przesuwa się wtedy do tyłu. Aby utrzymać ten sam zapas stateczności ($\Delta = const$) należy przesunąć środek masy w tym samym kierunku, czyli też do tyłu, wówczas dla zachowania równowagi musi wzrastać współczynnik siły nośnej tylnej powierzchni S_s , a to prowadzi do przyspieszenia na niej możliwości oderwania strug, co jest niepożądane. Na szczęście układy z tak dość niebezpieczną cechą zajmują małą część

obszaru na rys. 2. W obszarze tym może występować typowe „przeciągnięcie” na powierzchni tylnej. W przypadku wzrostu rozpiętości powyżej optymalnej ma miejsce gwałtowny spadek pełnego „potencjalnego” współczynnika siły nośnej, co jest też cechą niepożądaną.

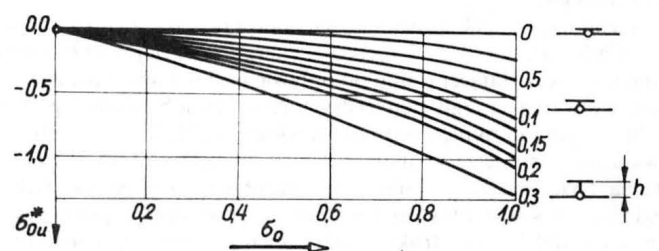
Jak więc widać, w układzie „kaczka” istnieje tendencja wystąpienia oderwania strug na powierzchni tylnej dla pewnych proporcji geometrycznych. Ma to miejsce (jak wykazano na rys. 2) w przypadku, gdy występuje zmniejszenie przedniej powierzchni poniżej wartości optymalnej. Podobne, lecz groźniejsze zjawisko może zająć przy zbyt dużej (większej od optymalnej) powierzchni (i rozpiętości) przedniego ustereżenia poziomego. Jest ono wówczas związane z oderwaniem strug na powierzchni przedniej. Konsekwencją tego jest przejście w stromy lot nurkowy. Gdy bowiem nastąpi oderwanie strug na przedniej powierzchni (dzieje się tak przy dużym kącie natarcia, co może zachodzić np. w czasie startu), to wówczas gwałtownie spada na niej siła nośna, to z kolei powoduje jednoczesne zmniejszenie kąta odchylenia strug za nią. Wówczas płat tylny, na którym oderwanie jeszcze nie wystąpiło, będzie opływany pod większym kątem natarcia. Zarówno więc zmniejszenie



Rys. 2. Zmiana względnego współczynnika siły nośnej w zależności od geometrii układu

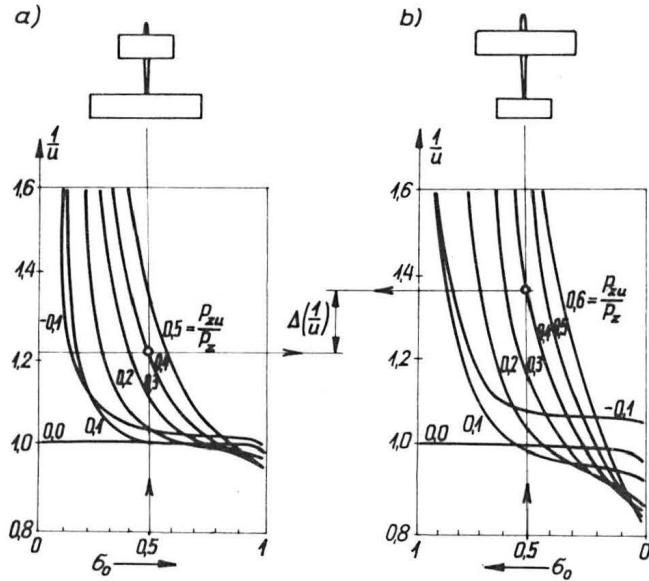


Rys. 3. Zmiana współczynnika σ_u^* od geometrii układu



Rys. 4. Zmiana współczynnika σ_u^* od geometrii układu

siły nośnej na usterzeniu, jak i jednocześnie jej wzrost na skrzydle wytwarza duży moment (ujemny) pochylający, powodując przejście samolotu w lot nurkowy. Odzyskanie równowagi może nastąpić z chwilą odzyskania siły nośnej na usterzeniu poziomym. Do tego jest



Rys. 5. Zmiana efektywności rozpiętości od geometrii układu i podziału siły nośnej: a) dla $\bar{h} = 0,0025$; b) dla $\bar{h} = 0,1$

potrzebne zwiększenie prędkości samolotu, któremu może towarzyszyć strata wysokości. I dlatego (biorąc pod uwagę istnienie histerezy aerodynamicznej profilu usterzenia, która opóźnia odzyskanie siły nośnej na nim) tę cechę należy uznać za szczególnie niebezpieczną. Można temu przeciwdziałać przez dobranie właściwych stosunków powierzchni i rozpiętości usterzenia i skrzydła oraz przez stosowanie na usterzeniu profilu lub urządzeń ułatwiających osiąganie dużych współczynników siły nośnej, ale takich, które jednocześnie dają płaską biegowawą.

Z analizy przebiegu charakterystyk przedstawionych na rys. 2 wynika też, że aby uzyskać duże wartości współczynnika siły nośnej układu ($C_{z \max}$), przednia powierzchnia powinna mieć małe wydłużenie. Jednak z praw aerodynamiki wynika też, że zarówno pochodne $\frac{dC_z}{dx}$, jak położenie punktu neutralnego w takiej sytuacji są bardzo wrażliwe na zmianę geometrii powierzchni. Czym więc mniejsza powierzchnia, tym większa będzie zmiana jej współczynnika siły nośnej C_z .

Względna ocenę właściwości aerodynamicznych układów zbudowanych z dwu powierzchni nośnych jest wygodnie oprzeć na porównaniu ich minimalnego oporu indukowanego. Określenie tego oporu powinno uwzględniać zmianę rozpiętości jednej powierzchni przy ustalonej rozpiętości drugiej powierzchni i przy jednoczesnym uwzględnieniu zmieniających się odległości między obu powierzchniami tak w płaszczyźnie poziomej l , jak i pionowej h . Do określenia wzajemnego oddziaływania na siebie obu tak związanych brył nośnych wykorzystuje się zwykle teorię Munka stosowaną do oceny właściwości komory dwupłata. W teorii tej zakłada się, że powierzchnie układu mogą przemieszczać się jedna względem drugiej w kierunku działania strumienia przepływu, bez zmiany ich oporu całkowitego, a więc i przy nie zmieniającym się rozkładzie ciśnień wzdłuż rozpiętości, czyli że rozkład ten pozostaje stały i od niego zależy wartość sił oporu indukowanego.

Fizyczne wyjaśnienie uzasadniające takie założenie wynika z tego, że opór układu zależy tylko od wielkości energii zawartej w opływającym strumieniu i pozostającej w nim po opływie brył układu, a nie zależy od sposobu tracenia energii (ten energetyczny sposób oceny oporu dla układu skrzydła zamkniętego przedstawiono w [2]). Taki sposób oceny pozwala na pominięcie w analizie oporu wszystkich tych czynników, które są związane ze zmianami w przepływie, a więc nie tylko w odległości od siebie obu powierzchni w płaszczyźnie poziomej, ale również czynników konstrukcyjnych takich jak przebieg zmian cięciw i kątów skosu powierzchni. Jako zmienne pozostają więc tylko takie parametry, jak odległość między powierzchniami w płaszczyźnie

pionowej oraz siły nośne występujące na każdej z powierzchni wraz ze sposobem jej rozkładu na niej.

W wielu opracowaniach analitycznych dotyczących sposobu określania oporu indukowanego układu przedstawia się niemal równoważne sobie rozwiązania, np. [3, 4, 5]. Dotyczą one przeważnie przypadku dużej rozpiętości jednej z powierzchni, przy ustalonym eliptycznym rozkładzie siły nośnej na drugiej powierzchni, zazwyczaj na tej, która ma mniejszą rozpiętość. Takie rozwiązania dla układu dwóch powierzchni nośnych będących w podobnym opływie są też przedstawiane na tle optymalnego rozkładu siły nośnej, w zależności od względnych wartości siły nośnej P_{zu} występującej na jednej z nich (S_u) i od względnej rozpiętości σ_o oraz wzajemnych odległości w płaszczyźnie pionowej h . Wtedy siłę oporu indukowanego przedstawiać można następująco:

$$P_{xu \text{ induk.}} = \frac{P_{zu}^2}{\pi \cdot q \cdot b_s^2} [\sigma] = \frac{P_{zu}^2}{\pi \cdot q \cdot b_s^2} \left[\sigma_o + \frac{\sigma_{ou}^*}{\sigma_o} \bar{P}_{zu} + \frac{\sigma_u^*}{\sigma_o^2} + \bar{P}_{zu}^2 \right] \quad (4)$$

gdzie: P_{zu} – całkowita siła nośna układu,

q – ciśnienie dynamiczne,

σ – współczynnik interferacji,

σ_{ou}^* i σ_u^* – współczynniki, które można określić wg danych zaczerpniętych z [1], gdzie $\sigma_o = \frac{b_u}{b_s}$ (rys. 3, 4).

Współczynniki σ_{ou}^* i σ_u^* można wyliczyć analitycznie, traktując strumień jako dwa zwinięte dyskretne wiry.

Wartość siły oporu indukowanego jest oznaczana jako $\frac{1}{u}$ (gdzie u – „efektywność rozpiętości”) i stanowi odniesienie siły oporu układu mającego eliptyczny rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości, przy zachowaniu warunków rozpiętości i całkowitej siły nośnej. Jeśli odległość między powierzchniami nośnymi układu w płaszczyźnie pionowej wynosi zero, to wg tego sposobu oceny $\frac{1}{u} = 1$. Osobnym zagadnieniem jest, gdy odległość \bar{h} przybiera różne wartości. W takim przypadku wartości „efektywności rozpiętości” $\frac{1}{u}$ w zależności od rozpiętości względnej σ_o i różnego udziału siły nośnej P_{zu} powstającej na powierzchni S_u dla dwóch wartości odległości względnych \bar{h} przedstawiają wykresy na rys. 5.

Z przedstawionego charakteru przebiegu zmian $\frac{1}{u}$ wynika że nieoptymalne obciążenie powierzchni S_u może wywołać niepożądany efekt (wzrost oporu). Jeżeli duża część siły nośnej jest realizowana na przedniej powierzchni S_u , to rozkład siły nośnej na drugiej powierzchni S_u ma już charakter wyraźnie nieeliptyczny, a zatem i opór dużo większy niż w przypadku jej wyizolowania. Wyniki obliczeń względnej siły oporu indukowanego (dla układu będącego w warunkach równowagi, w przypadku gdy układ ma aż dwie powierzchnie różniące się rozpiętością) wykazują, że w przypadku małej rozpiętości przedniej powierzchni S_u wywiera ona duży wpływ na siłę oporu indukowanego. Mała tylna powierzchnia S_s też nie jest odpowiednia z powodu małego jej wpływu

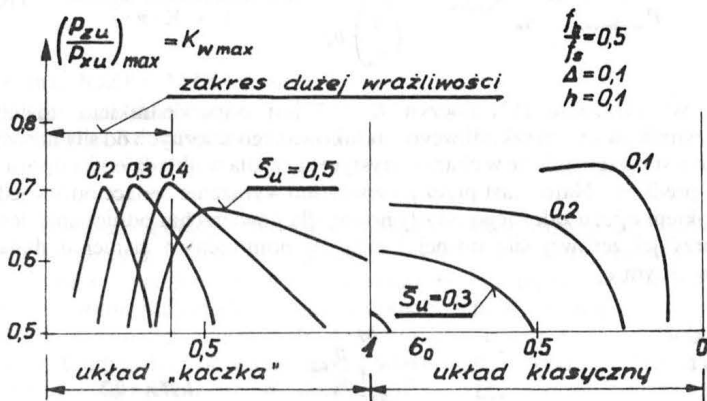
na opór indukowany, z wyłączeniem małych wartości stosunku $\frac{b_u}{b_s}$.

Wynika stąd, że siła oporu indukowanego w układzie „kaczka” jest bardziej wrażliwa na zmianę geometrii układu niż w układzie klasycznym. Jest to wynik wpływu odgięcia strug. Aby otrzymać minimalną siłę oporu wymaga się, aby powierzchnia nośna (np. S_u) była mało obciążona. Jednakże siła nośna na przedniej powierzchni \bar{P}_{zu} nie zmniejsza się tak szybko (przy zmianie jej geometrii) jak sama powierzchnia \bar{S}_u i dlatego mała przednia powierzchnia ma większy stosunek $\frac{C_{zu}}{C_z}$ i w ten

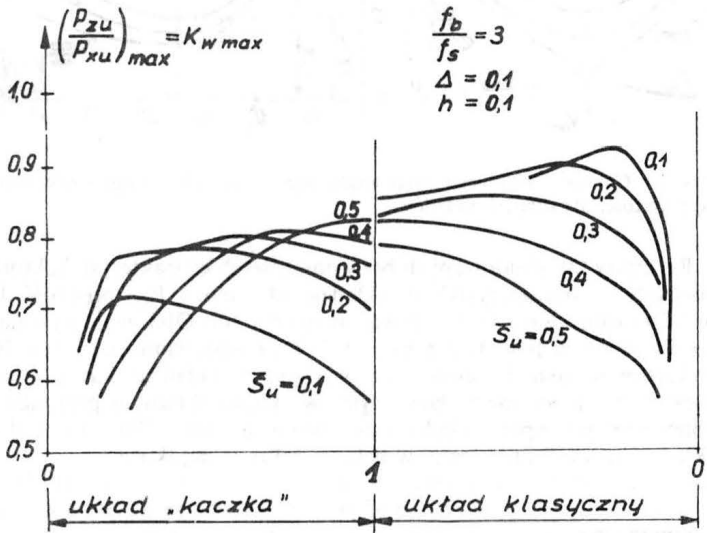
sposób ogranicza wartość maksymalnego współczynnika siły nośnej układu. Kompromis między tymi przeciwstawnymi tendencjami w przypadku z mniejszą przednią powierzchnią, a więc w układzie „kaczka”, jest bardzo trudny do osiągnięcia. W przypadku zaś układu o mniejszej powierzchni tylnej, tj. w układzie klasycznym, osiągnięcie kompromisu jest łatwe.

W ten sposób można więc wykazać, że układ z małą przednią powierzchnią nie może być układem optymalnym, również optymalny nie może być układ z małą tylną powierzchnią. I te spostrzeżenia prowadzą do następnego, że za układ optymalny pod tym względem można uznać układ z jednakowymi powierzchniami, czyli tzw. układ tandem, lecz przy zerowym przewyższeniu ($\bar{h} = 0$). Stąd też prawdopo-

dobnie wywodzi się chęć dalszej jego modyfikacji prowadzącej do układu skrzydła zamkniętego (2). W tym układzie siła oporu indukowanego kształtuje się jeszcze korzystniej. Na wybór układu mogą także wywierać wpływ inne czynniki, np. masa konstrukcji może w istotny sposób „skorygować” uzyskane wartości maksymalnego współczynnika siły nośnej i doskonałości u .



Rys. 6. Zmiana względnej doskonałości układu w zależności od geometrii i podziału siły nośnej dla samolotów lekkich



Rys. 7. Zmiana względnej doskonałości układu w zależności od geometrii i podziału siły nośnej dla samolotów transportowych

Aby ocenić wpływ czynników decydujących o całym oporze szkodliwym układu, należy przeprowadzić porównanie odpowiednich współczynników oporu. Po przedstawieniu oporu szkodliwego w bieżącym przekroju leżącym wzdłuż cięciw płatów w postaci znanej zależności parabolicznej

$$C_{x\text{całk}} = C_{x_0} + C_{x_i} = C_{x_0} + KC_z^2 \quad (5)$$

pełną wartość siły oporu szkodliwego układu uzyskuje się przez całkowanie tego wyrażenia rozciągnięte na obie powierzchnie. Ponieważ drugi człon wyrażenia (5) jest mniejszy od pierwszego przy małych wartościach współczynnika C_z (większe prędkości), wystarczy więc jeśli rozpatruje się wyłącznie efekt zależny tylko od członu pierwszego $-C_{x_0}$. Aby więc skutecznie zmniejszać wartość siły oporu, należałoby zmniejszać pole powierzchni układu. Lecz tu pojawia się ograniczenie związane z wymaganiem dla prędkości minimalnej, a to przy zadanej masie układu oznacza ustalenie dolnej granicy dla iloczynu powierzchni i wartości maksymalnego współczynnika siły nośnej $SC_{z\text{max}}$. Ponieważ stosunek siły oporu indukowanego $P_{x\text{ind}}$ do siły oporu szkodliwego P_{x_0} wzrasta w miarę wzrostu współczynnika siły nośnej C_z , charakterystyki układów z dużym iloczynem $b_s^2 \cdot u$ poprawiają się w porównaniu z przypadkiem, w którym osiąga się duże wartości maksymalnych współczynników siły nośnej $C_{z\text{max}}$. Wzajemne porównywanie układów w warunkach, gdy jest realizowana ich minimalna całkowita siła oporu (a to odpowiada przypadkowi, gdy osiąga się maksymalną doskonałość

$K_{\text{max}} = \frac{P_{zu}}{P_{xu}}$) pozwala oddzielić sytuacje bliskie warunkom optymalnym od innych mniej istotnych. Prowadząc porównanie na tle względnej doskonałości aerodynamicznej, gdy odniesieniem jest doskonałość aerodynamiczna powierzchni, na której jest realizowany eliptyczny rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości, można prześledzić wpływ geometrii na jej przebieg. Zależności opisująca wartość względnej doskonałości w przypadku jeśli U nie zależy od współczynnika siły nośnej przybierze wówczas postać:

$$K_{w\text{max}} = \left(\frac{P_{zu}}{P_{xu}} \right)_{\text{max}} = \sqrt{\frac{b_s^2 \cdot u}{S_s}} \quad (6)$$

Przy ustalonej masie, rozpiętości większej powierzchni b_s jest funkcją jej pola powierzchni, co można zapisać jako:

$$b_s^2 = f \left[1 + \frac{f_s}{f_b} (1 - S_s) \right] S_s \quad (7)$$

gdzie: f_s i f_b – współczynniki proporcjonalności.

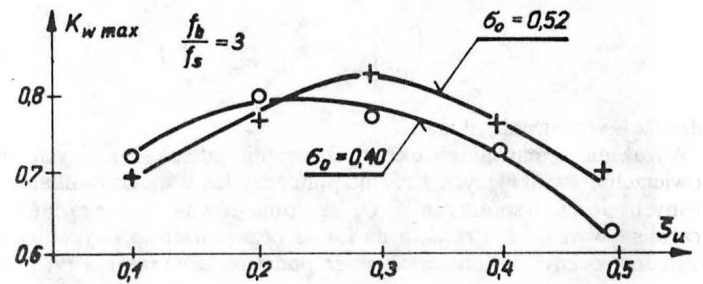
Funkcja taka osiąga maksimum, gdy $S_s = \frac{1}{2f_s}$.

Przy małych wartościach pola powierzchni uzyskuje się duże wartości doskonałości, co wynika z zależności (8), którą uzyskuje się z zależności (6) po uwzględnieniu w niej zależności (7). Ma ona wówczas postać:

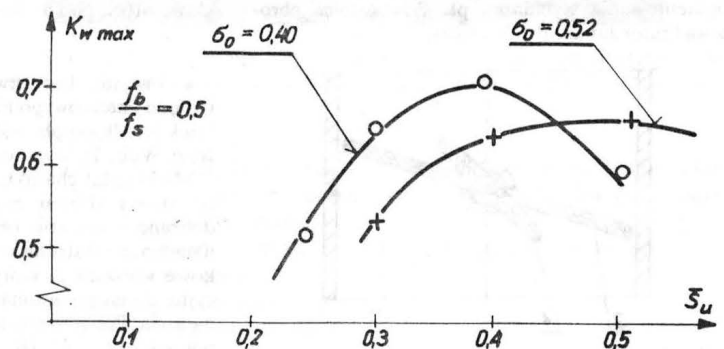
$$K_{w\text{max}} = \left(\frac{P_{zu}}{P_{xu}} \right)_{\text{max}} = \sqrt{(b_s^2 \cdot u) S_s} = 1 \left[1 + \frac{f_s}{f_b} (1 - S_s) \right]^{1/3} \frac{1}{S_s^{1/6}} \quad (8)$$

Wyliczenie doskonałości względnej z wyrażenia (8) można przeprowadzić, jeśli są znane (bądź jeśli założy się) względne wartości maksymalnych współczynników sił nośnych $C_{z\text{max}}$ dla obu powierzchni S_u i S_s oraz gdy są znane występujące w zależności (7) stosunki współczynników proporcjonalności $\frac{f_s}{f_b}$ dla powierzchni, którą traktuje się jak powierzchnię odniesienia (tj. np. powierzchnię S_s o eliptycznym rozkładzie współczynników siły nośnej C_z).

Jak widać z budowy zależności (8), doskonałość względna $K_{w\text{max}}$ jest najbardziej wrażliwa na stosunek obu współczynników f_s i f_b . Stosunek współczynników $\frac{f_b}{f_s}$ przyjmuje wartość 0,5 dla samolotów lekkich,



Rys. 8. Zmiana względnej doskonałości układu typu „kaczka” dla samolotów lekkich, w zależności od powierzchni usterzenia przy ustalonym σ_0



Rys. 9. Zmiana względnej doskonałości układu typu „kaczka” dla samolotów transportowych w zależności od powierzchni usterzenia przy ustalonych σ_0

a dla samolotów większych (transportowych) osiąga wartość 3. Względne wartości maksymalnej doskonałości dla samolotów o różnym układzie powierzchni nośnych, będących w równowadze (tj. przy zadanym zapisie stateczności Δ i przy ustalonej masie oraz prędkości minimalnej dla dwóch wspomnianych wyżej rodzajów samolotów) w zależności od względnej rozpiętości przedstawiono na rys. 6 i 7. Z przedstawionych wykresów wynika, że omawiany wcześniej (lecz z innych powodów) układ typu „kaczka” jest bardzo wrażliwy na gwałtowną zmianę doskonałości względnej. Zakres dużej wrażliwości od względnej rozpiętości dotyczy zwłaszcza samolotów lekkich, w których σ_0 przyjmuje wartości od 0 do 0,4.

Układ ze zmniejszającą się powierzchnią tylną (układ klasyczny) przy jednoczesnym zmniejszaniu się rozpiętości względnej cechuje monotoniczny wzrost doskonałości, inaczej niż dla układów typu „kaczka”. Cechą tego układu jest bardzo duża wrażliwość na zmianę jego geometrii. Przedstawiają to rys. 6, 7, 8 i 9. Wykresy na rys. 8 i 9 wykonano dla dwóch wybranych z rys. 6 i 7 wartości σ_0 ($\sigma_0 = 0,52$ i $\sigma_0 = 0,4$) leżących w zakresie dużej wrażliwości doskonałości. Z wykresów tych widać, że dla układu „kaczka” wrażliwość zwiększa się w miarę zmniejszania się wartości σ_0 . Widoczna jest przewaga układu klasycznego, gdyż przy ustalonej wartości σ_0 i \bar{S}_u dla układu „kaczki” uzyskuje się mniejsze wartości maksymalnej względnej doskonałości ($\Delta \frac{1}{u}$ na rys. 5). Zakres dużej wrażliwości zaznaczony na rys. 6

odpowiada niemal temu samemu zakresowi, ale występującemu na rys. 2.

Aby otrzymać pełniejszy obraz porównywalnych cech układów, porównanie należy jeszcze uzupełnić o ocenę ich wzajemnego oporu całkowitego. Podstawą do względnych porównań będzie przyjęcie za powierzchnię odniesienia takiej powierzchni, na której jest realizowany eliptyczny rozkład obciążenia. Pozwala to na wzajemne względne porównanie oporu całkowitego rozpatrywanych układów z wykorzystaniem zależności dla współczynnika siły nośnej C_z oraz od U i współczynnika oporu szkodliwego C_{x0} . Przebieg siły oporu jest nieliniową funkcją przy zmianie współczynnika siły nośnej C_z . Zmniejszanie się wartości współczynnika siły nośnej C_z wzdłuż rozpiętości i różniące się wartości współczynnika C_z dla obu powierzchni S_u i S_s doprowadzają do wzrostu oporu. Pierwszy z tych czynników ma niewielki wpływ na wartość drugiego członu występującego w zależności (5) i powoduje jego wzrost tylko o ok. 1%, zaś wpływ drugiego czynnika (wynikającego z różnicy współczynnika C_z dla obu powierzchni) może być znaczny. Ten czynnik jest związany z obciążeniem powierzchni. Małe obciążenie na przedniej powierzchni S_u , a więc odpowiednio większe wartości współczynnika C_z dla drugiej powierzchni S_s , są niewskazane.

Zależność dla całkowitej siły oporu można doprowadzić do następującej postaci:

$$P_{xc} = qSC_{x0} + \frac{P_z^2}{\pi q b_s^2} \left[\frac{1}{u} + K \cdot \pi \cdot \lambda \cdot \left(\frac{\bar{P}_{zs}^2}{\bar{S}_s} + \frac{\bar{P}_{zu}^2}{\bar{S}_u} \right) \right] \quad (9)$$

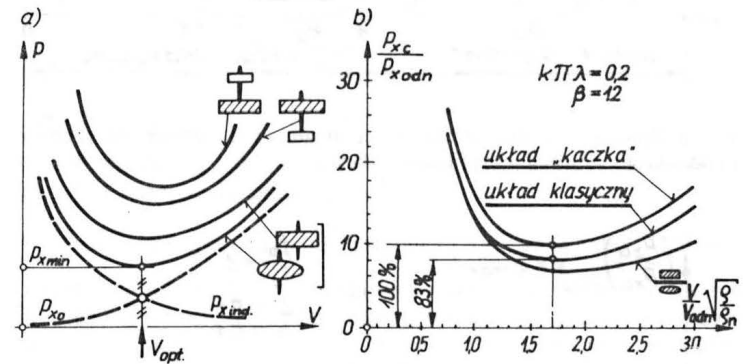
gdzie: λ – wydłużenie układu.

Wyrażenie w nawiasach okrągłych opisuje udział sił nośnych obu powierzchni wynikających z różnic pomiędzy ich współczynnikami sił nośnych. Jeżeli współczynniki C_z są sobie równe, to wyrażenie to przybiera wartość 1. Przejścia na formę bezwymiarową (wygodną do względnej oceny) dokonuje się przez podzielenie wyrażenia (9) przez

iloczyn $q_n \cdot S_{odnies.} \cdot C_{x0}$, który jest odpowiednikiem powierzchni odniesienia przy nominalnej wartości ciśnienia dynamicznego q_n . Tę postać względną można zapisać jako:

$$\frac{P_{xcalc.}}{P_{xodnies.}} = \frac{q}{q_n} S_{odnies.} + \frac{\beta}{\left(\frac{q}{q_n}\right) b_s^2} \cdot \frac{\left[\frac{1}{u} + k\pi\lambda \left(\frac{\bar{P}_{zs}^2}{\bar{S}_s} + \frac{\bar{P}_{zu}^2}{\bar{S}_u} \right) \right]}{1 + K \cdot \pi \cdot \lambda} \quad (10)$$

W wyrażeniu (10) iloczyn $K \cdot \pi \cdot \lambda$ jest odpowiednikiem udziału czynników oporu szkodliwego i indukowanego zależnych od siły nośnej, co jest uwzględnione w charakterystyce skrzydła w układzie: siła oporu – prędkość. Natomiast przez β oznaczono wyrażenie będące odpowiednikiem oporu zależnego od siły nośnej dla powierzchni odniesienia, lecz przy jej zerowej sile nośnej i przy jej nominalnym ciśnieniu dynamicznym q_n .



Rys. 10. Charakter przebiegu zmian względnego oporu całkowitego w zależności od prędkości dla różnych układów

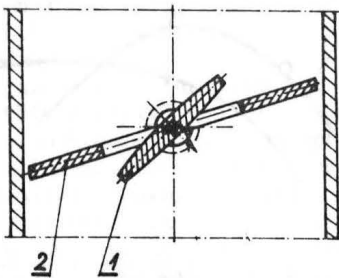
Rezultaty tak zbudowanych bezwymiarowych charakterystyk, które powstały z charakterystyk w układzie siły oporu P_{xc} (prędkość V) przedstawionych na rys. 10a, pokazano na rys. 10b. Obliczenia wykonano dla wartości $\beta = 12$ i $K\pi\lambda = 0,2$. Z przedstawionych na rys. 10 wykresów wynika, że zawsze opór względny w układzie „kaczka” jest większy niż w układzie klasycznym. W tym konkretnym przypadku obliczeniowym opór układu klasycznego stanowi 83% oporu dla układu „kaczka” i to niemal w pełnym zakresie prędkości.

LITERATURA

1. T. McGEER, J. KROO: A fundamental comparison of canard and conventional configurations. *Journal of Aircraft*, 1983, 20, No 11
2. S. DANILECKI: Zamknięte skrzydło – zalety i wady. *TliA* 1988, nr 9 i 10
3. BLACKWELL: Numerical Method to Calculate the Induced Drag or Optimal Loading for Arbitrary Non-Planar Aircraft. NASA-SP-405-1976
4. I.M. KROO: Minimum Induced Drag of Canard Configurations. *Journal of Aircraft*, vol. 19, 1982
5. G.F. BOTLER: Effect of Downwash on the Induced Drag of Canard Wing Combinations. *Journal of Aircraft*, vol. 19, 1982

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Kalisz zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania wynalazek pt. Przepustnica obrotowa (autor Janusz Bysikiewicz).



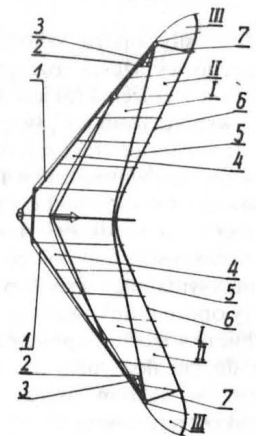
Przepustnica składa się z tarczy I i pierścienia zewnętrznego 2 zamocowanych współosiowo tak, że mogą być obracane niezależnie.

Skrót opisu patentowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 25/1988, w klasie F16K, pod nr 264635.

• Instytut Lotnictwa, Warszawa, zgłosił do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania wynalazek pt. Miękkopłat o składanym skrzydle (autorzy: Jerzy Wolf, Tadeusz Idziak, Witold Maik).

Miękkopłat charakteryzuje się tym, że powłoka od strony dziobu miękkopłata ma wymiarowo dobre przecięcie obejmujące rury I krawędzi natarcia, a od strony końców skrzydła – płaskownikowe wieszaki 2, którymi przez elementy regulacyjne 3 jest połączona do końców rur I krawędzi natarcia. Ponadto powłoka na powierzchni skrzydła ma sektory I, II, III o zróżnicowanej sztywności skrętnej i napięciu, ograniczone odpowiednio pasami 4, 5, 6, 7.

Skrót opisu patentowego, chronionego dwoma

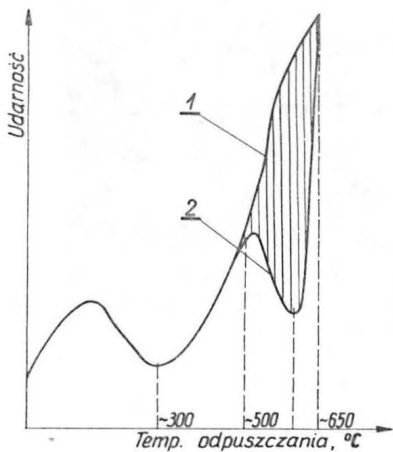


zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 25/1988, w klasie B64C, pod nr 265665.

Wpływ czasu odpuszczania stali w temperaturze kruchości nieodwracalnej na zmiany ich struktury

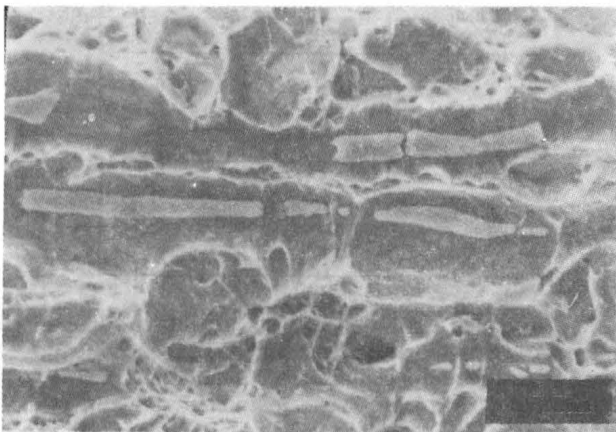
Dr inż. JÓZEF MIKUŁA
Zakład Materiałoznawstwa
Politechnika Rzeszowska

W obróbce cieplnej stali po hartowaniu zwykłym stosuje się zwykle jej odpuszczenie niskie, średnie lub wysokie, zależnie od przeznaczenia wyrobu i gatunku stali. Badania wykazały, że temperatura dopuszczania i szybkości chłodzenia przy odpuszczaniu wywierają wpływ na udarność konstrukcyjnej stali stopowej. Na rys. 1 przedstawiono wpływ temperatury odpuszczania na udarność stali. Wynika z tego, że w przypadku powolnego chłodzenia stali po odpuszczaniu krzywa jej udarności ma dwa minima: dla odpuszczania przy temp. ok. 300°C i ok. 600°C. Zjawisko występowania kruchości stali w pewnych warunkach podczas jej odpuszczania nazywa się kruchością odpuszczania.



Rys. 1. Wpływ temp. odpuszczania na udarność stali (schemat) [12]: 1 – chłodzenie szybkie, 2 – chłodzenie powolne

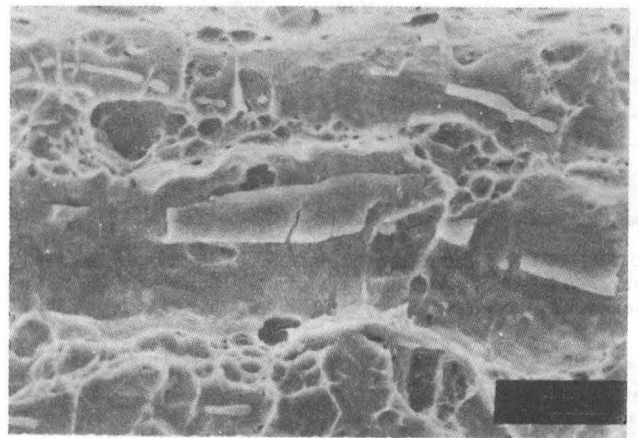
Rozróżnia się dwa rodzaje kruchości odpuszczania. Kruchość odpuszczania pierwszego rodzaju powstaje podczas odpuszczania w temp. ok. 300°C we wszystkich stalach, niezależnie od ich składu chemicznego i szybkości chłodzenia po odpuszczaniu. Kruchość odpuszczania drugiego rodzaju ujawnia się po odpuszczaniu w temp. 450÷650°C. Charakterystyczną cechą tego rodzaju kruchości jest to, że powstaje ona wówczas, gdy po odpuszczaniu przedmiot jest chłodzony powoli. Natomiast w przypadku szybkiego chłodzenia udarność nie zmniejsza się. Udarność może jednak znacznie obniżyć się w tej samej stali przy każdorazowym nowym wysokim odpuszczaniu z następującym powolnym chłodzeniem. W związku z tym kruchość odpuszczania drugiego



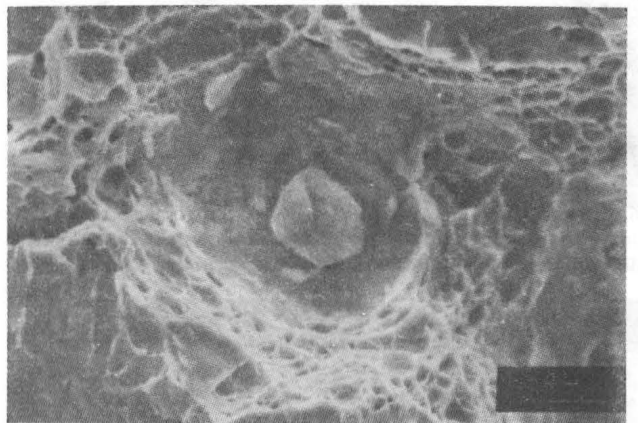
Rys. 2. Stal 30HGSA. Temp. odpuszczania 300°C, czas odpuszczania 1,5 h, pow. 2500 razy. Widoczne grube, cięgie i pokruszone pasma wydzieliń, ułożone na granicach ziarn zgodnie z kierunkiem przeróbki plastycznej

rodzaju nazywa się niekiedy odwracalną kruchością odpuszczania, aby ją odróżnić od kruchości odpuszczania pierwszego rodzaju nazywanej kruchością nieodwracalną.

Kruchość odpuszczania drugiego rodzaju można stwierdzić, chociaż w mniejszym stopniu, także po walcowaniu lub po wyżarzaniu stali stopowych, jeśli ich chłodzenie w temp. 650÷500°C odbywało się powoli i jeśli przed osiągnięciem tych temperatur przemiana γ - α już dokonała się.



Rys. 3. Stal 30HGSA. Temp. odpuszczania 300°C, czas odpuszczania 16 h, pow. 2500 razy. Widoczne grube, cięgie i pokruszone pasma wydzieliń jak na rys. 2 oraz drobne wydzielenia leżące w obszarze przygranicznym ziarna



Rys. 4. Stal 30HGSA. Temp. odpuszczania 350°C, czas odpuszczania 1,5 h, pow. 2500 razy. Widoczne sferoidalne wydzielenia na granicach ziarn oraz w strefie przygranicznej

Poza plastycznością i ciągliwością, wskaźniki pozostałych właściwości mechanicznych stali odpuszczonej nie zależą w zasadzie od szybkości chłodzenia po odpuszczaniu.

Skłonność stali do kruchości odpuszczania zależy głównie od:

- składu chemicznego stali,
- stopnia jej ujednorodnienia,
- warunków obróbki cieplnej [1].

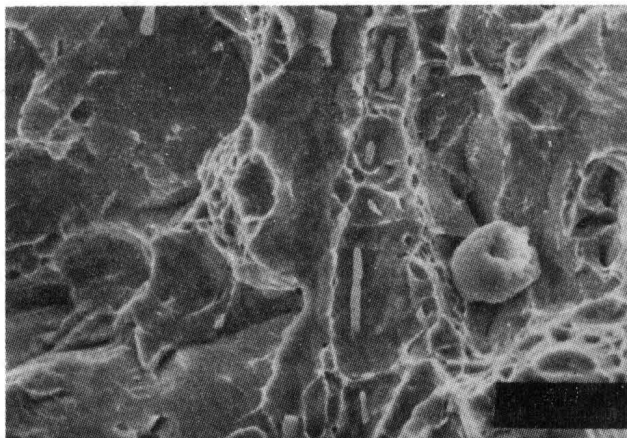
Pierwiastki stopowe: chrom, nikiel, mangan oraz domieszki szkodliwe: fosfor, antymon i cyny w największym stopniu czynią stal podatną na kruchość odpuszczania [1, 2, 3]. Molibden przeciwdziała kruchości

odpuszczania [4]. Ujednorodnienie stali zmniejsza jej skłonność do kruchości odpuszczania [1].

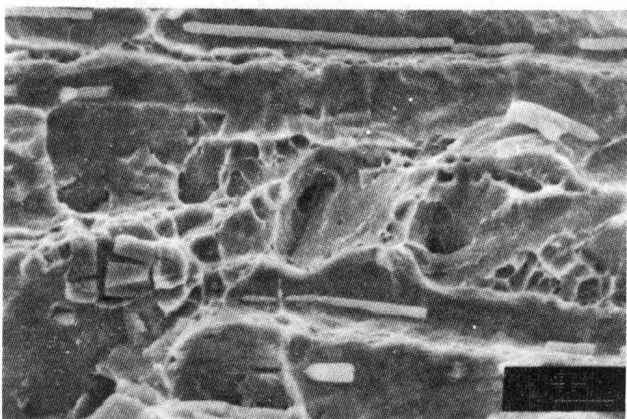
Temperatura hartowania wywiera wpływ na kruchość odpuszczania. Im jest ona wyższa, tym większa jest skłonność stali do kruchości odpuszczania [1]. Przedłużenie czasu odpuszczania stali powoduje obniżenie jej udarności [1]. Obróbka cieplna przeprowadzona w temp. niższej od temperatury A_{c3} powoduje zmniejszenie skłonności stali chromowo-niklowych do kruchości odpuszczania [9].

Nie zostały jeszcze w sposób jednolity określone przyczyny powstawania kruchości odpuszczania. W literaturze spotyka się wiele hipotez próbujących wyjaśnić to zjawisko. Występowanie kruchości po odpuszczaniu w niskich temperaturach jest tłumaczone przemianą austenitu szcążkowego w martenzyt [1].

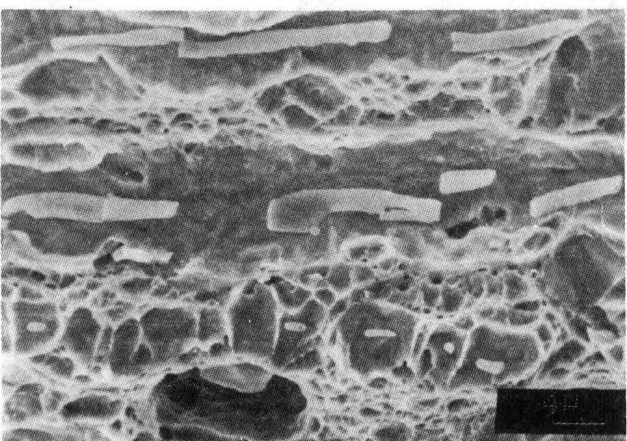
Za inną przyczynę kruchości odpuszczania uważa się proces wydzielania się węglików przejściowych na granicach ziarn i następnej ich



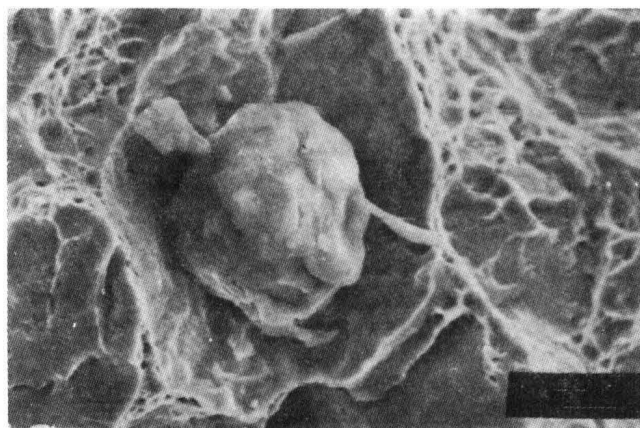
Rys. 5. Stal 30HGSA. Temp. odpuszczania 350°C, czas odpuszczania 16 h, pow. 2500 razy. Widoczne wydzielania na granicach ziarn w postaci pasm oraz większe wydzielania sferoidalne w strefie przygranicznej



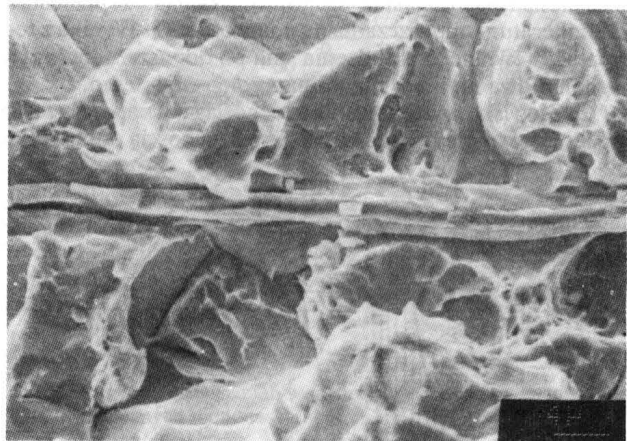
Rys. 6. Stal 30HGSA. Temp. odpuszczania 400°C, czas odpuszczania 1,5 h, pow. 2500 razy. Widoczne wydzielania pasmowe na granicach ziarn oraz wydzielania w kształcie sferoidów w strefie przygranicznej



Rys. 7. Stal 30HGSA. Temp. odpuszczania 400°C, czas odpuszczania 16 h, pow. 2500 razy. Widoczne grube wydzielania pasmowe na granicach ziarn, a w strefie przygranicznych wydzielania sferoidalne różnej wielkości



Rys. 8. Stal 30HGSA. Temp. odpuszczania 400°C, czas odpuszczania 16 h, pow. 2500 razy. Wyeksponowano fragment granicy ziarn z dużym wydzielaniem sferoidalnym



Rys. 9. Stal 30G2. Temp. odpuszczania 300°C, czas odpuszczania 1,5 h, pow. 2500 razy. Widoczne drobne wydzielania pokruszone, ułożone na granicach ziarn w kierunku przeprowadzonej obróbki plastycznej

koagulacji. Wydzielania węglików wywołują zmiany objętościowe, które powiększają koncentrację naprężeń wzdłuż granic ziarn [4, 6, 7]. Badania stali 22HM przeprowadzone przez S. Pawlaka nie potwierdziły tej hipotezy [5].

Kolejną przyczyną kruchości stali jest upatrywana w tworzeniu się przez dyfuzję u granic ziarn submikroskopijnych wydzielin rozpuszczalnych w stali dodatków stopowych i zanieczyszczeń. Największą skłonność do segregacji przejawiają: fosfor, cyna, antymon, molibden, miedź, chrom, mangan i nikiel. Segregacja międzykrystaliczna siarki i krzemu nie wpływa na kruchość odpuszczania [2, 3, 7].

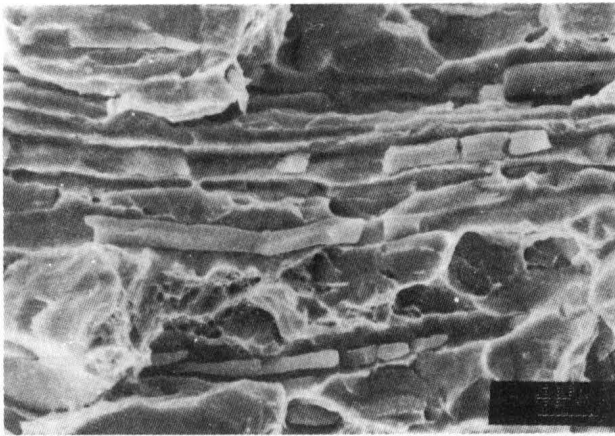
W stalach chromowych z dodatkiem 0,1÷0,2% azotu hartowanych i odpuszczonych w niskich temperaturach (do 250°C) występuje faza przejściowa Fe_8N oznaczona jako α . Wydzielania azotku Fe_8N powodują wzrost kruchości [8].

TABLICA 1. Skład chemiczny stali użytych do badań

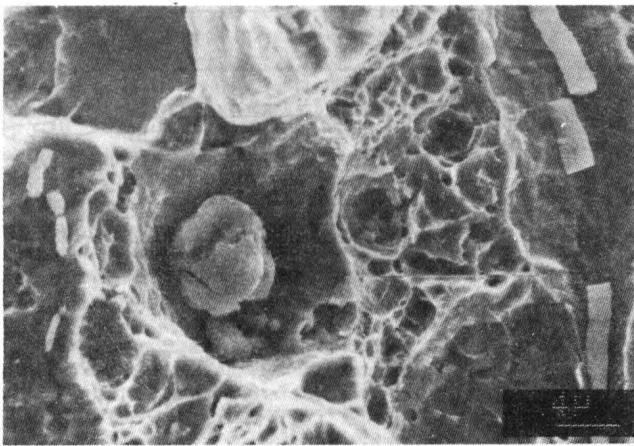
Składniki stopowe	30G2	30HGSA
C	0,27÷0,35	0,32÷0,40
Mn	1,40÷1,80	0,80÷1,10
Si	0,17÷0,37	1,10÷1,40
Cr	maks. 0,25	1,10÷1,40
Ni	maks. 0,30	maks. 0,30
A_{c1}	710°C	750°C
A_{c3}	780°C	840°C
M_s	420°C	340°C

W ostatnich latach określono związek kruchości odpuszczania ze skażeniem siarki krystalograficznej $\Delta a/a$ podczas rozpadu martenzytu. Spadkowi udarności odpowiada spadek $\Delta a/a$. Zniekształcenie siarki krystalograficznej $\Delta a/a$ określa się metodami rentgenowskimi bez niszczenia próbek [7].

Korzystny wpływ niewielkich ilości molibdenu (0,05÷0,6%), które wyraźnie zmniejszają, a niekiedy nawet zupełnie usuwają kruchość odpuszczania drugiego rodzaju, tłumaczy się tym, że molibden tylko w



Rys. 10. Stal 30G2. Temp. odpuszczenia 300°C, czas odpuszczenia 16 h, pow. 2500 razy. Widoczne pasmowe, ciągłe oraz pokruszone wydzielienia ułożone w kierunku przeprowadzonej obróbki plastycznej. Zajmują one więcej miejsca na granicach ziarn niż w stali 30HGSA. Są one ułożone w kilku równoległych pasmach



Rys. 11. Stal 30G2. Temp. odpuszczenia 350°C, czas odpuszczenia 1,5 h, pow. 2500 razy. Widoczne pasmowe wydzielienia pokruszone, ułożone w kierunku przeprowadzonej obróbki plastycznej, w kilku równoległych warstwach

małej części wchodzi w skład cementytu stopowego $(Fe, Mo)_3C$, a przy tak małych ilościach w stali nie tworzy w niej odrębnych węglików. Dlatego nie zachodzi zubożenie przygranicznych warstw ziarna pod względem zawartości molibdenu [12]. Pozostając w roztworze, molibden zmniejsza różnice między dyfuzyjną zdolnością atomów na granicy ziarna i w samym ziarnie, a przez to przeszkadza powstawaniu niejednorodności pod względem zawartości innych pierwiastków węglotwórczych. Ponadto molibden znosi szkodliwy wpływ fosforu na granicach ziarn. Jeśli jednak zawartość molibdenu w stali jest większa niż $0,5 \div 0,6\%$, wówczas może już tworzyć się odrębny węgiel molibde-

TABLICA 2. Parametry hartowania badanych stali

Gatunek stali	Temp., °C	Czas grzania, min	Ośrodek chłodzący
30G2	850	25	woda
30HGSA	880	30	olej

nu. Spowoduje to podczas odpuszczenia zubożenie granic ziarna pod względem zawartości molibdenu, a w przypadku następnego chłodzenia – wzbogacenie ich fosforem. A więc większa zawartość molibdenu sprzyja już powstaniu kruchości odpuszczenia. Zawartość wolframu w stali wpływa na kruchość odpuszczenia na ogół podobnie jak molibden.

Badania własne

Badaniami objęto dwa gatunki stali: 30HGSA i 30G2 o składzie chemicznym podanym w tabl. 1.

Próbki ze stali 30HGSA zostały wykonane z pręta ciągniętego o przekroju sześciokątnym $d = 27$ mm i grubości $g = 4$ mm.

Próbki ze stali 30G2 zostały wykonane z pręta ciągniętego o przekroju sześciokątnym $d = 31$ mm i grubości $g = 5$ mm.

Obróbka cieplna próbek obejmowała hartowanie i odpuszczanie. Parametry hartowania przedstawiono w tabl. 2.

Wszystkie próbki oznaczono w następujący sposób: oznaczenie składa się z dwóch cyfr: pierwsza określa temperaturę odpuszczania, a druga czas odpuszczania. Próbki odpuszczano w temperaturze: 300°C, 350°C, 400°C. Dla każdej temperatury odpuszczania próbki wytrzymały w piecu przez: 1, 5, 3, 5, 10 i 16 h.

Celem badań było sprawdzenie charakteru zmian i rodzaju wydzieleni na granicach i w obszarze przygranicznym ziarn. Temperatury i czas wytrzymania w temp. odpuszczania ustalono na podstawie własnych doświadczeń technologicznych. Badania metalograficzne obejmowały:

- badania przełomów próbek na mikroskopie skaningowym,
- badania próbek nietrawionych na mikroskopie optycznym,
- badania próbek trawionych „nitalem” na mikroskopie optycznym.

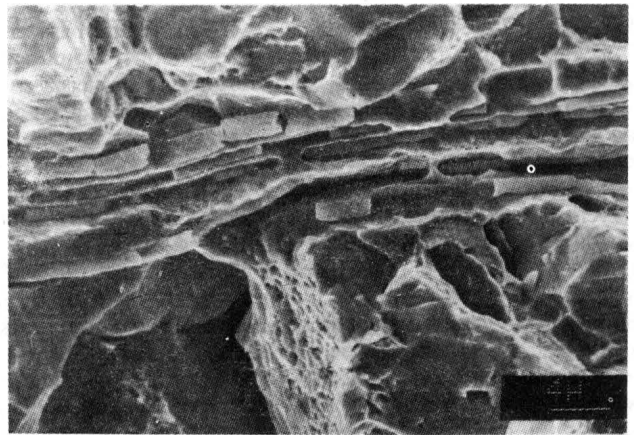
Wyniki przeprowadzonych badań metalograficznych przedstawiono przykładowo na rys. 2÷13.

Wnioski

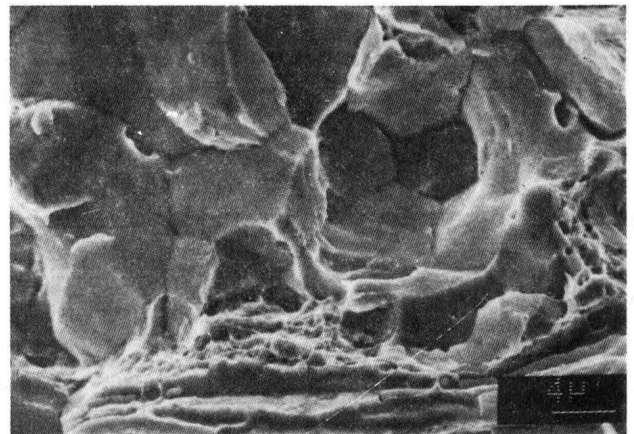
Przeprowadzone badania potwierdzają teorie mówiące, że przyczyną kruchości odpuszczenia są zmiany zachodzące na granicach ziarn oraz w obszarach przygranicznych.

- W stali 30HGSA zachodzi proces koagulacji wydzieleni leżących na granicach ziarn lub w obszarach przygranicznych. Proces ten jest obserwowany zarówno na przełomach próbek, jak i na zgładach nietrawionych. W tej stali jest obserwowany również proces segregacji zanieczyszczeń i dodatków stopowych do stref przygranicznych.

- W stali 30G2 występuje tylko proces koagulacji wydzieleni leżących na granicach ziarn. Nie jest obserwowany proces segregacji zanieczyszczeń, pierwiastków śladowych i dodatków stopowych do stref przygranicznych.



Rys. 12. Stal 30G2. Temp. odpuszczenia 400°C, czas odpuszczenia 1,5 h, pow. 2500 razy. Widoczne, pokruszone wydzielienia pasmowe, różnej grubości oraz wydzielienia sferoidalne różnej wielkości.



Rys. 13. Stal 30G2. Temp. odpuszczenia 400°C, czas odpuszczenia 16 h, pow. 2500 razy. Na granicach ziarn widoczne sferoidalne wydzielienia różnej wielkości

• Długość czasu wytrzymania nie wpływa na zmianę kształtu wydzieleni leżących na granicach ziarn. Wpływ czasu wytrzymania próbek jest widoczny dla wydzieleni leżących w strefie przygranicznej. Im dłuższy czas wytrzymania, tym wydzielenia te są większe i wyraźniej widoczne. Długość czasu wytrzymania próbek wydatnie wpływa na proces tworzenia się wydzieleni sferoidalnych. Dla długich czasów wygrzewania obserwuje się proces koncentracji wydzieleni, a sferoidy ze wzrostem czasu wytrzymania są coraz większe.

LITERATURA

1. S. BUTNICKI: Spawalność i kruchość stali. WNT Warszawa, 1975 r.
2. M. GUTTMAN, PH. DUMOULIN i in.: Fragilite de revenu et segregations intergranulaires dans des aciers de type 20CND 10-10. Premiere partie: influence des impuretes fragilisantes P, Sn, Sb, As. Mem.sci.Rev. met. 1977 r. nr 6. Ecole Nationale Superieure des Mines de Paris, Evry
3. L. I. ŁYSAK: Fizyczne osnowy termicznej obróbki stali. Izg. Kijew, 1975

4. L. I. ŁYSAK: O mechanizmie obrazowania karbidnych faz pri niskotemperaturnom odpuskie zakalennej stali. *Fizika metallow i metalowiedienije*, t. 27, nr 1, 1969 r.
5. L. I. ŁYSAK i in.: Niesowierzenstwa krystalicznego strojenia i priroda ochrupczewania stali pri odpuskie. *Metalofizika*, Kijew, L. 30, 1970 r.
6. E. S. A. MACHLIN: A mechanism for fracture of grain bandary segregated „Phases” in the temper embrittlement problem. *Scripta Metalurgica*, nr 1, 1978 r., s. 111÷112
7. T. MALKIEWICZ: Metaloznawstwo stopów żelaza. Wyd. III PWN, Warszawa, 1978 r.
8. S. PAWLAK: Wpływ morfologii węglików i wielkości ziarna na temperaturę progno kruchości stali niskostopowej o strukturze odpuszczonego martenzytu i bainitu. *Prace Instytutu Metalurgii Żelaza*, z. nr 4, 1978 r.
9. W. LUTY i in.: Obróbka cieplna stopów żelaza – poradnik. WNT, Warszawa, 1977 r.
10. A. H. P. VCISIK, C. J. Mc MAHON, H. C. IRFENG: The influence of intercritical near treatment on the temper embrittlement susceptibility of a P-doped Ni-Cr steel. *Metalurgical Transactions*, nr 3, 1978 r.
11. K. WESOŁOWSKI: Metaloznawstwo i obróbka cieplna. WNT, Warszawa, 1981 r.
12. A. P. GULAJEW: Metaloznawstwo. Wyd. Śląsk, Katowice, 1969 r.
13. P. KOSIERADZKI: Obróbka cieplna metali, PWT, Warszawa, 1955 r.

PROJEKTY

McDonnell Douglas MD-91 i -92

• USA •

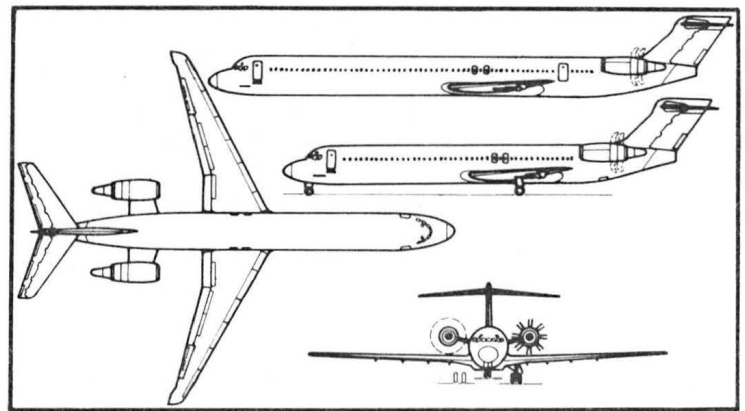
Samoloty pasażerskie z napędem śmigłowentylatorowym

Firma McDonnell Douglas, zachęcona pomyślnymi wynikami prób napędu śmigłowentylatorowego UDF (Unducted Fan) firmy General Electric na samolocie MD-80, stara się o zamówienie za wersje pochodne samolotów MD-80 na krótkie i średnie trasy z napędem silnikami UDF GE36. Są to: MD-91 ze 114 miejscami pasażerskimi i MD-92 zabierający (dzięki wydłużonemu kadłubowi) 165 pasażerów. Zastosowanie napędu śmigłami wentylatorowymi zmniejszy zużycie paliwa o prawie 40% w stosunku do obecnie eksploatowanych porównywalnych samolotów pasażerskich. Nowy napęd zapewnia poza tym niższy poziom hałasu wewnątrz i na zewnątrz samolotu. Samoloty klasy MD-80 stanowią obecnie 65% sprzętu latającego zachodnich linii lotniczych, w związku z czym zapotrzebowanie na nowe samoloty tej klasy w latach 1992÷2002 wyniesie 2500.

Samolot MD-91 jest pod względem wielkości identyczny z MD-87, najmniejszym z rodziny MD-80, natomiast MD-92 ma przedłużony o 8,66 m kadłub i jest tym samym dłuższy o 3,4 m od najdłuższego z budowanych obecnie samolotów tej rodziny. Bezreduktorowe silniki GE36-C25 z dwoma 8-łopatowymi przeciwbieżnymi śmigłami wentylatorowymi mają ciąg ok. 11 000 daN. Bierze się również pod uwagę silniki z reduktorem Pratt & Whitney/Allison 578E3/5. Niektóre pracujące zespoły konstrukcji samolotów, jak np. usterzenie, mają być wykonane z kompozytów. Samoloty będą miały aktywne sterowanie względem osi poprzecznej i pionowej oraz sterowanie silnikami systemu fly-by-wire.

Dane techniczne

	MD-91	MD-92
Rozpiętość	32,87	32,87 m
Długość	39,29	47,95 m

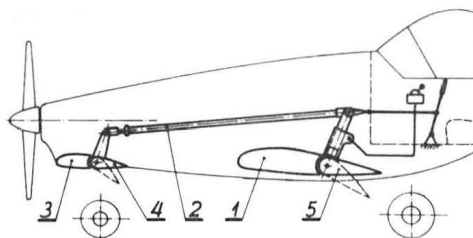


Wysokość	9,51	9,51 m
Masa własna	37 524	41 035 kg
Masa startowa maks.	59 648	69 628 kg
Przelotowa liczba Ma	0,78	0,78
Wymagana długość pasa do startu	1678	2138 m
Zasięg z maks. liczbą pasażerów	4540	— km
		W.K.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Warszawa-Okęcie, Zakład Doświadczalny Samolotów Lekkich i Wyposażen Agrolotniczych, zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania sposób i urządzenie do utrzymania największej nośności układu skrzydło – usterzenie poziome w samolotach typu kaczka (autorzy: Witold Błażewicz, Marek Skowron).

Sposób polega na dostosowaniu w locie kąta



natarcia skrzydeł 1 do aktualnego kierunku strug powietrza odchylnych przez usterzenia poziome 3.

Urządzenie składa się z kłapy skrzydłowej 5 połączonej za pomocą układu sprzęgającego 2 ze sterem wysokości 4.

Skrót opisu wynalazku, chronionego sześcioma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 5/1989, w klasie B64C, pod nr 267521.

Pilatus-Britten Norman AEW Defender

• Szwajcaria/W. Brytania •

KARTOTEKA TLiA

Samolot patrolowy i wczesnego ostrzegania

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, całkowicie metalowy grzbietopłat.

Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 23012, bez wzniosu. Konstrukcja jednoczęściowa, dwudźwigarowa, metalowa z pracującym kesonem. W kesonie międzydźwigarowym integralne zbiorniki paliwowe usytuowane na zewnątrz gondol silnikowych. W spływowej części płata, za tylnym dźwigarem poprowadzono układy sterowania lotek i klap. Klapy i lotki szczelinowe o konstrukcji metalowej. Klapy zajmują 55% rozpiętości skrzydła. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie, bez kłapek wyważających. W noskach skrzydeł, przy końcówkach, są umieszczone reflektory. Na noskach skrzydeł, między gondolami silników a końcówkami, jest umieszczona instalacja przeciwołodziennowa. Gondole silników usytuowane w 25% rozpiętości skrzydeł licząc od kadłuba. Łoża zespołów napędowych i zawieszania gołeni podwozia głównego wprowadzone we wzmocnione żebra kesonu płata. Końcówki płata owalne od przodu i zakończone prostokątnie na krawędzi spływu.

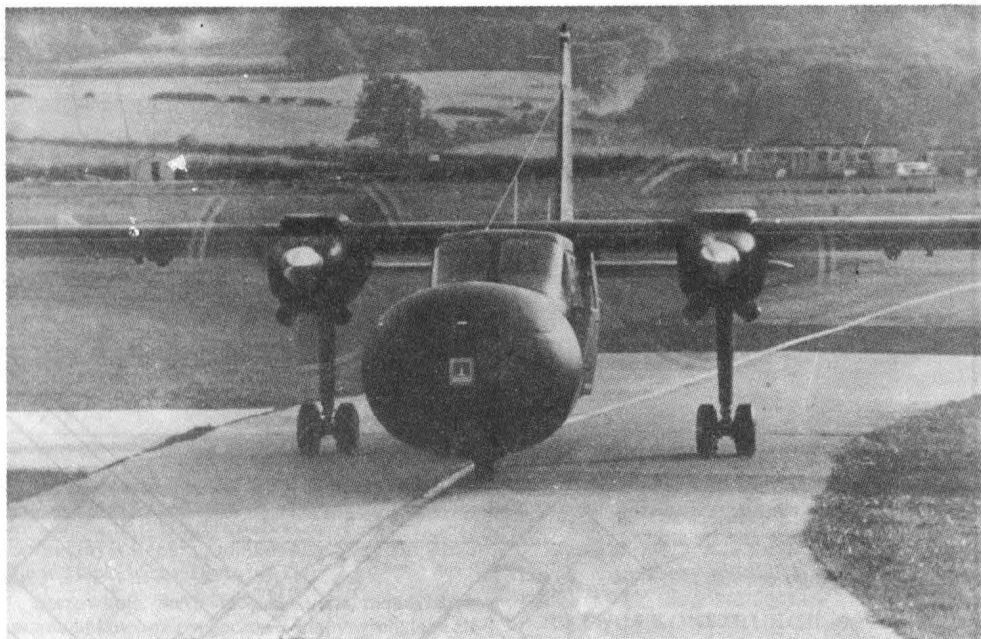
Kadłub. Przekrój prostokątny o łukowo sklepionych ścianach, konstrukcja półskorupowa, metalowa. W części przedniej radar z dużą anteną osłoniętą dielektryczną kopułą. Radar umocowany do tej samej wręgi siłowej co podwozie przednie; za tą wręgą mieści się przedział awioniki. Kabina załogi mieści dwa fotele pilotów usytuowane obok siebie i trzy fotele obserwatorów i operatorów wyposażenia (jeden z nich jest przesuwany). W kabinie jest rozmieszczone wyposażenie elektroniczne i fotograficzne. Tylne części kadłuba stożkowa, ścięta od dołu. Owiewka przejścia kadłub-skrzydło – metalowa.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia pionowego trapezowy, poziomego – prostokątny o końcówkach ukształtowanych tak jak w skrzydłach. Stateczniki dwudźwigarowe o konstrukcji metalowej. Dźwigary statecznika pionowego wchodzi skośnie w kadłub i przylegają do skośnych wręg tylnej części kadłuba. Stery o konstrukcji metalowej, wyważone masowo i aerodynamicznie oraz wyposażone w klapyki wyważające. Na noskach stateczników instalacja przeciwołodziennowa.

Sterowanie. Sterownice (wolanty i pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami i sterem wysokości sztywne, popychaczowe. Ster kierunku wychyłany linkowo. Klapyki dwupołożeniowe (wychyłane do startu na 25° i do lądowania na 56°) wychyłane elektrycznie. Klapyki wyważające sterowane mechanicznie.

Podwozie. Stałe, trójzespolowe z kołem przednim. Podwozie przednie z amortyzatorem w gołeni, koło zawieszona na widelcu, sterowane. Gołenie podwozia głównego teleskopowe, koła bliźniacze wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Gołenie podwozia głównego osłonięte owiewkami z blachy duralowej. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia 0,60 x 0,60. Możliwość montażu nart.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Allison 250B-17C o mocy 331 kW każdy. Śmigła



Fot. Thorn EMI Electronics Ltd.

trójłopatowe metalowe o stałych obrotach Hartzell. Wyloty spalin skierowane ku dołowi.

Instalacje. Paliwowa – integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 520 l, możliwość zainstalowania końcówek skrzydeł z samolotu Trislander, mieszczących dodatkowe zbiorniki o pojemności po 110 l; istnieje także możliwość podwieszania pod skrzydłami zbiorników dodatkowych o pojemności po 230 l. Elektryczna – napięcie 28 V prądu stałego i 115 V/400 Hz prądu przemiennego, dwie prądnice na silnikach, przetwornice, akumulatory. Przeciwołodziennowa – pneumatyczna na noskach skrzydeł i stateczników, łopaty śmigieł i szyby kabiny pilotów ogrzewane elektrycznie. Klimatyzacyjna – zimne powietrze pobierane z wlotu w owiewce przed usterzeniem pionowym, gorące – z upustów sprężarek silników; instalacja zapewnia odpowiednią temperaturę w kabinie i przedziale awioniki.

Wyposażenie. Radar Thorn EMI Skymaster, systemy łączności, komputerowy system przetwarzania danych, systemy nawigacyjne, wyposażenie fotograficzne. Możliwość podwieszania na węzłach podskrzydłowych wyposażenia dodatkowego: ładunków oświetlających, sprzętu ratunkowego do zrzucania, głosińnika lub lekkiego uzbrojenia.

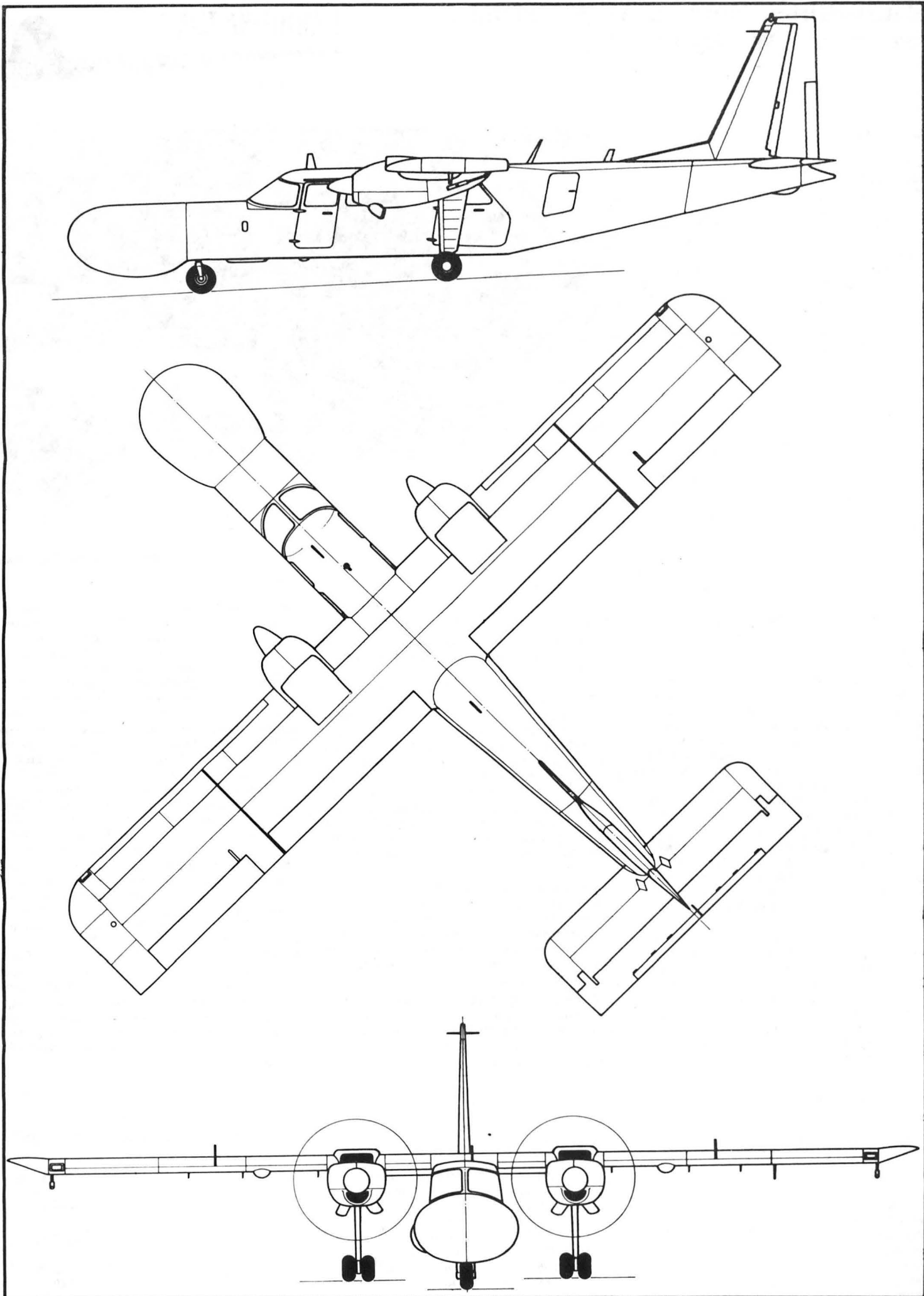
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Najbardziej udany z samolotów brytyjskiego konstruktora Desmond Normana samolot BN-2 Islander powstał w latach 1964 ÷ 1966. Prototyp oblatano w sierpniu 1965 r., a pierwszy samolot seryjny – w 1966 r. Był to

uniwersalny, wielozadaniowy samolot dyspozycyjny, pasażerski i do transportu niewielkich ładunków. Udana konstrukcja doczekała się dalszego rozwoju – powstały kolejne wersje BN-2A, BN-2A Islander Amphibian, Islander BN-2A-26Ag (ze zbiornikami chemikaliów rolniczych pod skrzydłami), BN-2A-8S o przedłużonym kadłubie (z liczbą miejsc powiększoną z 10 do 12), Maritime Defender (morska wersja patrolowa) i wreszcie rozwinięta z tej ostatniej wersja AEW Defender do wczesnego ostrzegania. Dalszy rozwój samolotu Islander to trójsilnikowy Trislander. Na jednym z egzemplarzy Islandera w 1977 r. przeprowadzono badania zespołów napędowych z otunelowanymi wentylatorami zamiast śmigieł (firma Dowty). BN-2 Islander doczekał się uznania w świecie, które zaowocowało sprzedażą licencji Rumunii i Filipinom. Powstały także kolejne wersje BN-2B i BN-2T (z napędem turbośmigłowym) – tę ostatnią oblatano w 1980 r. Ogółem wyprodukowano ponad 1000 egz. samolotu Islander w różnych wersjach, z czego ok. 200 w Rumunii. Jest on użytkowany w ponad 120 krajach. Od 1979 r. po licznych perypetiach, macierzysta firma Britten Norman została ostatecznie przejęta przez szwajcarski koncern Oerlikon-Bührle, reprezentowany za granicą przez firmę Pilatus. Wersja AEW Defender jest przeznaczona dla krajów Trzeciego Świata, których nie stać na drogie odrzutowe samoloty tej klasy. Jej wyposażenie pozwala śledzić 200 celów powietrznych i morskich z odległości do 230 km podczas lotu na wysokości 300 m.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	14,94 m	Prędkość maks.	315 km/h
Długość	12,77 m	Prędkość min.	82 km/h
Wysokość	4,18 m	Pułap	6000 m
Powierzchnia nośna	30,19 m ²	Długość lotu	5,7 h
Wydłużenie skrzydła	7,4	Rozbieg	170 m
Masa własna	1720 kg	Sart na 15 m	330 m
Masa startowa	2656 kg	Lądowanie z 15 m	300 m
Obciążenie powierzchni	88 kg/m ²	Dobieg	140 m
Obciążenie mocw	4 kg/kW		

T.M.



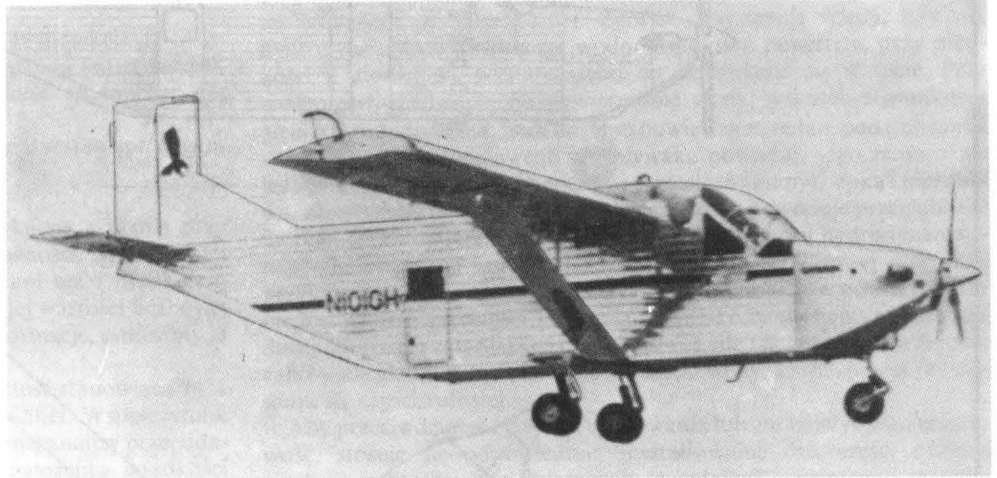
Mały samolot transportowy krótkiego startu i lądowania

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, turbośmigłowy, zastrzałowy grzbietopłat o konstrukcji metalowej.

Plat. Obrys prostokątny, profil NASA GA/W/-1 (mod.) o grubości względnej 17%, bez wzniosu i skręcenia. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. Dźwigar główny skrzynekowy, dwa dźwigarki pomocnicze z rurki duralowych. Pokrycie skrzydła gładkie z blachy duralowej. Kłapy szczelinowe zajmują 55% rozpiętości, spoilerokłapolotki (tzw. rollerony) są wychylane zgodnie lub przeciwnie od 60° w górę do 10° w dół. Każdy segment kłapy i spoilerokłapolotki zawieszony na dwóch wspornikach. Zastrzały wprowadzone w skrzydło w rejonie 51% rozpiętości. Zastrzały, dzięki swemu profilowi i dość dużej ciężewie, tworzą dodatkowe powierzchnie nośne. Są one ustatecznionie pionowymi stójkami.

Kadłub. Przekrój prostokątny, stała szerokość na całej długości, część tylna silnie podcięta od dołu. Konstrukcja spawana z rur ze stali stopowej. Pokrycie w większości z blachy falistej duralowej o dość dużej podziałce fal. Połączenia blach pokryciowych uszczelniane. W przedniej części kadłuba za ścianą ogniową znajduje się usytuowana dość wysoko kabina załogi (pewna analogia z samolotem AN-2) z oszkleniem zapewniającym dobrą widoczność w przód, na boki i do góry. Miejsca pilotów obok siebie, wejścia do kabiny z obu stron kadłuba po stopniach wkomponowanych w strukturę. Na grzbiecie kadłuba, za kabiną załogi i nad skrzydłem, znajduje się zbiornik paliwowy. Obszerna ładownia mieści ładunek o długości do 6,1 m. Dostęp do ładowni przez tylne drzwi w silnie podciętej tylnej części kadłuba; są one zaopatrzone w opuszczaną rampę ułatwiającą załadunek. W przypadku przewozu ładunku o dużej długości (np. rury, elementy instalacji) samolot może lecieć z otwartą rampą i drzwiami tylnymi. Dodatkowo wejście do ładowni zapewniają drzwi boczne umieszczone po obu stronach tylnej części kadłuba. U dołu kadłuba, pod skrzydłem, znajduje się poprzeczna belka, do której są mocowane golenie podwozia głównego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy obu usterzeń prostokątne. Przed usterzeniem pionowym duża trójkątna płetwa ustateczniająca. Stateczniki dwudźwigarowe półskorupowe. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja sterów i stateczników (pionowego i poziomego)



w znacznym stopniu zunifikowana. Stery zaopatrzone w kłapki wyważające.

Sterowanie. Sterownice zdwojone, układy sterowania linkowo-popychaczowe, kłapy wychylane elektrycznie.

Podwozie. Stałe, trójzespolowe z kołem przednim. Golenie podwozia przedniego teleskopowa, koło zawieszone na wahaczowym półwidelcu, sterowane. Golenie podwozia głównego spawane z rur stalowych, koła bliźniacze zawieszony na wahaczach. Amortyzacja olejowo-gazowa. Koła główne wyposażone w tarcowe hamulce hydrauliczne. Wymiary wszystkich kół jednakowe.

Zespół napędowy. Silnik turbośmigłowy Pratt-Whitney of Canada PT6A-45B o mocy 936 kW, śmigło pięciopłatowe metalowe o stałych obrotach Hartzell z możliwością odwracania ciągu. Łoże silnika spawane z rur stalowych, wyloty spalin skierowane na boki. Osłony zespołu napędowego metalowe.

Instalacje. Paliwowa – przezroczysty plastikowy zbiornik na grzbiecie kadłuba nad skrzydłem, pojemność 1363 l, napełnianie grawitacyjne; możliwość zainstalowania dwóch dodatkowych zbiorników metalowych w ładowni: ich łączna pojemność 3785 l. Elektryczna – 28 V prądu stałego oraz 115 V/400 Hz prądu przemiennego, prądnicą na silniku, akumulator; służy do wychylania kłap oraz napędu rampy tylnej. Ogrzewcza – zasilana z upustu sprężarki silnika. Przeciwbłodzeniowa – łopaty śmigła i wlot powietrza do silnika ogrzewane elektrycznie.

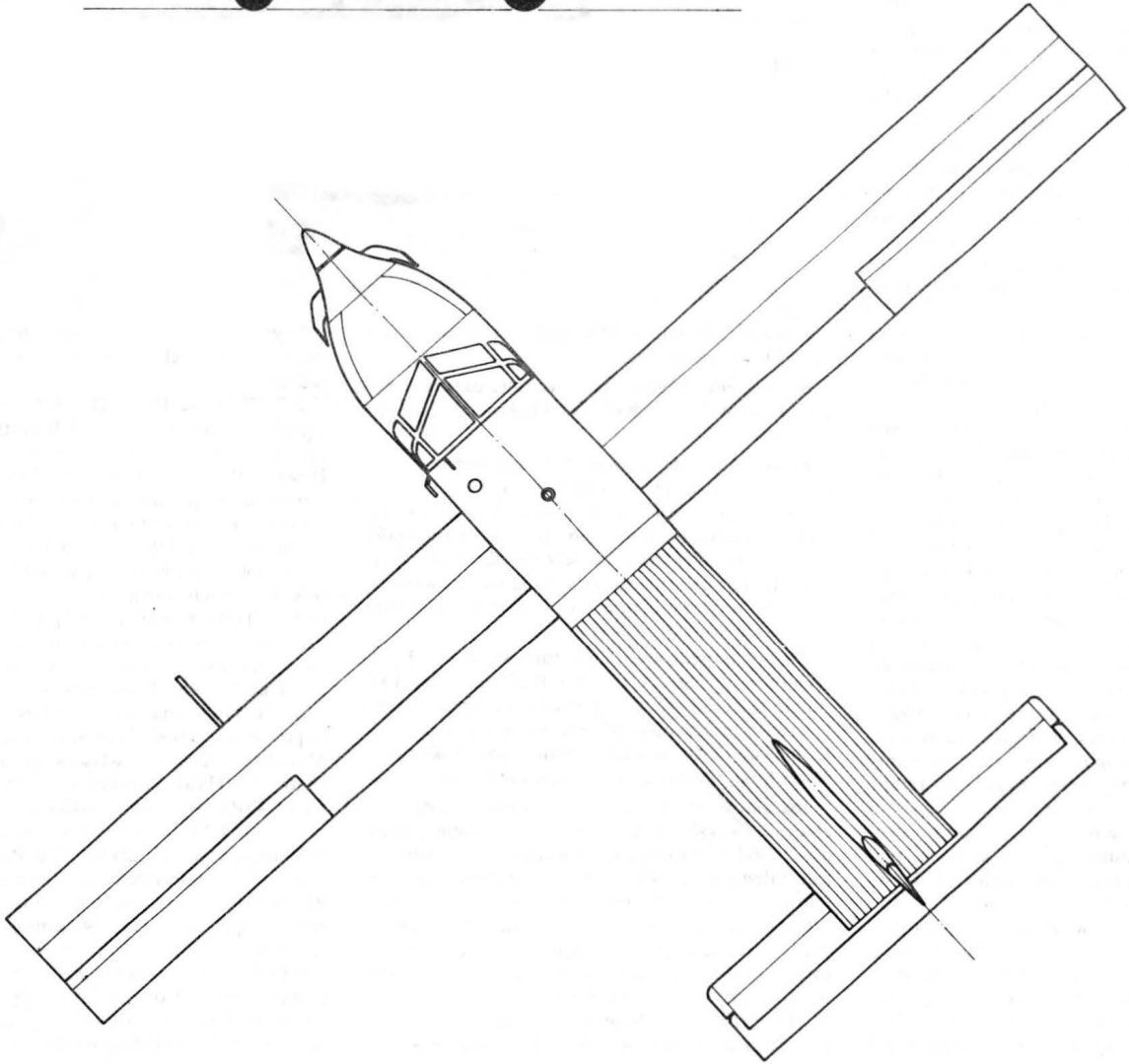
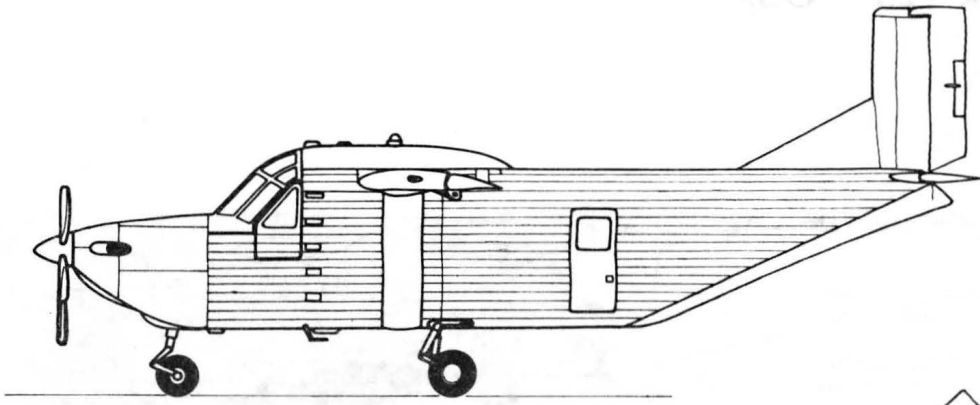
Wyposażenie. Zestaw przyrządów do lotów w trudnych warunkach, systemy łączności i nawigacji radiowej.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot powstał z inicjatywy dyrektora Hawk Industries Inc. (produkcją aparaturę do wierceń naftowych) Ernesta Hawka. Projekt jest jego dziełem. Do powstania samolotu przyczynił się brak środków transportu o odpowiedniej szybkości i wydajności, mogących przewozić produkty firmy na tereny wierceń naftowych, położone przeważnie wśród bezdroży. Podstawowym wymaganiem stawianym samolotowi były cechy STOL. Musiał on przy tym operować z nie przygotowanych lądowisk gruntowych. Zdecydowano się na zastosowanie bardzo prostych rozwiązań konstrukcyjnych. Prawdliwość koncepcji sprawdzono w 1978 r. na samolocie Piper TriPacer, który odpowiednio zmodyfikowano (otrzymał on nazwę MiniHawk). Prototyp właściwego samolotu, nazwanego GafHawk, oblatano 1982-08-19 (silnik PT6A-45R). Był on certyfikowany wg wymagań przepisów FAR-23 początkowo dla masy startowej 5670 kg, a następnie dla 6577 kg. Pod koniec 1988 r. firma miała zamówienia na 20 samolotów i opcje na 93. GafHawk nawiązuje do lansowanej w latach trzydziestych koncepcji tzw. samolotu kolonialnego (bush plane). Ten rodzaj samolotu, przystosowany do eksploatacji w skrajnie trudnych warunkach terenowych, może się okazać interesujący dla niektórych użytkowników (w niektórych przypadkach może zastąpić ciężkie śmigłowce transportowe).

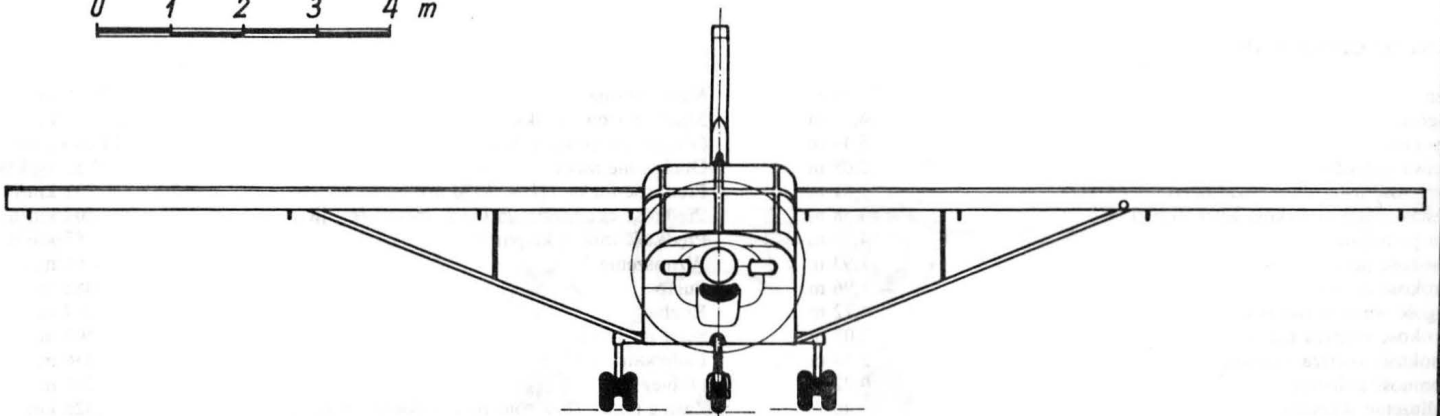
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	21,79 m	Masa własna	3085 kg
Długość	14,30 m	Masa startowa maks.	6577 kg
Wysokość	5,49 m	Obciążenie powierzchni	143,6 kg/m ²
Ciężka skrzydła	2,08 m	Obciążenie mocy	7,52 kg/kW
Rozpiętość usterzenia poziomego	7,01 m	Prędkość maks. (H = 3050 m)	222 km/h
Rozstaw podwozia (koła zewnętrzne)	3,38 m	Prędkość ekonomiczna (55% mocy, H – jw.)	204 km/h
Baza podwozia	4,39 m	Prędkość min. z kłapami	87 km/h
Wysokość rampy	1,93 m	Wznoszenie	4,66 m/s
Szerokość rampy	1,96 m	Pułap	5485 m
Długość wnętrza ładowni	4,72 m	Rozbieg	287 m
Szerokość wnętrza ładowni	2,03 m	Start na 15 m	506 m
Wysokość wnętrza ładowni	2,13 m	Lądowanie z 15 m	436 m
Pojemność ładowni	20,22 m ³	Dobieg	201 m
Wydłużenie skrzydła	10,40	Zasięg maks. (bez zbiorników dodatkowych)	1326 km
Powierzchnia skrzydła	45,80 m ²		

T.M.



0 1 2 3 4 m



21. Prędkość lądowania, prędkość przyziemienia

- Ang.:** landing speed, touchdown speed
Niem.: Landegeschwindigkeit (f), Aufsetzgeschwindigkeit (f)
Fr.: vitesse (f) d'atterrissage, vitesse à l'impact (à l'atterrissage), vitesse d'impact (à l'atterrissage), vitesse au toucher des roues, vitesse de prise de terrain
Ros.: посадочная скорость, скорость касания земли при посадке

Minimalna prędkość, przy której samolot styka się z ziemią przy lądowaniu, przy zachowaniu wystarczającej sterowności. Nie należy jej mylić z prędkością minimalną lotu ustalonego ani też z prędkością podejścia do lądowania. Ponieważ na określenie jej wartości liczbowej w różnych źródłach można spotkać odmienne informacje, omówimy ją szerzej.

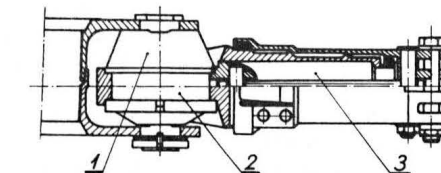
Często jako prędkość lądowania podaje się wartość stanowiącą 94% prędkości przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania. Współczynnik 0,94 jest wartością średnią pochodzącą z przybliżonej analizy przepadania samolotu w przeciągnięciu i odpowiada założeniu wysokości przepadania 0,5 m, doskonałości aerodynamicznej Cz/Cx w stanie przeciągnięcia ok. 5 i prędkości przeciągnięcia – ok. 50 m/s. Wartości współczynnika dla samolotów o mniejszych prędkościach przeciągnięcia są mniejsze. W literaturze można jednak spotkać również wartość $1,15 V_{so}$ jako obliczeniową prędkość lądowania. Ta druga wartość może być potrzebna do oceny bezpiecznej długości lądowania z uwzględnieniem możliwych błędów pilotażu i nieutrzymania minimalnej prędkości lądowania. Może też jednak dotyczyć samolotu z kołem przednim, który nie mając skłonności do kangurów daje się przyziemić na większej prędkości, bez długiego wytrzymywania w powietrzu, pozwalając wcześniej uruchomić hamulce i ewentualny rewers ciągu (nie używany w powietrzu) czy hamowanie aerodynamiczne. Ogólna sumaryczna długość lądowania mimo większej prędkości przyziemienia może być krótsza. Lądowanie na takim samolocie z ogonem opuszczonym i na dużym kącie natarcia stwarza ryzyko zahaczenia o ziemię słabo lub wcale nie amortyzowaną oporą ogonową lub płetwą podkadłubową. Natomiast samoloty z kołem tylnym z reguły powinny przyziemić z ogonem opuszczonym (na trzy punkty), z przepadaniem z wysokości wytrzymywania. Jednak zamiast prędkości przeciągnięcia przyjmuje się czasem prędkość odpowiadającą postojowemu kątowi natarcia, jaki narzuca podwozie kołującemu samolotowi. W każdym przypadku, bez względu na układ podwozia, prędkość lądowania może zostać ograniczona wymaganiami wystarczającej sterowności.

22. Odbijanie, skakanie, podrzucanie, cwałowanie (wodnosamolotu)

- Ang.:** skipping, bouncing
Niem.: Springen (n)
Fr.: ricochet (m)
Ros.: подпрыгивание, рикошетиование, „козление”

• Wytwórnica Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL do ochrony wzór użytkowy pt. **Dwuprzegubowa piasta elastomeryczna wirnika nośnego śmigłowca** (autorzy: Marian Bojaczuk, Stanisław Trębacz). Wzór rozwiązuje zagadnienie opracowania uproszczonej konstrukcji elastomerycznej piasty wirnika nośnego śmigłowca.

Dwuprzegubowa piasta wg wzoru użytkowego, zestawiona z części centralnej piasty, przegubu elas-



tomerycznego i przegubu osiowego, dźwigni sterowania oraz tłumika wahań łopaty w płaszczyźnie obrotu

Polski termin nie jest ściśle ustalony. Można by lansować termin **cwałowanie**, jako analogiczny do **galopowania** (patrz 20), choć bywa on stosowany do ruchu lokomotyw (jak i **podrzucanie**). Chodzi o rodzaj niestateczności podłużnej, z wyraźnymi ruchami pionowymi, ale (w przeciwieństwie do galopowania) raczej z nieznacznymi wahaniami względem osi poprzecznej. Zjawisko występuje wtedy, gdy siły hydrodynamiczne podrzucają wodnosamolot w powietrze, przy prędkości poziomej nie wystarczającej do utrzymania się w locie. Przy następnym opadnięciu na powierzchnię wody, wskutek stosunkowo głębokiego zanurzenia, brak dostępu powietrza za redan, pod dno części rufowej kadłuba łodziowego lub pływaka powoduje jego zamoczenie jednorodną wodą (bez pęcherzyków powietrza i piany), lepką i nieściśliwą. Za redanem powstaje duże podciśnienie, co powoduje przegłębienie na rufę, lekkie zadarcie dzioba, a więc wzrost wyporu hydrodynamicznego. Jednocześnie wzrost oporu tarcia na części rufowej powoduje przyhamowanie samolotu, który wyskakuje ponownie w powietrze przy niedostatecznej prędkości poziomej. Zjawisko to występuje często na dużej fali (nagle zatapiającej część rufową), ale też przy wodowaniu na całkowicie gładkiej, lustrzanej powierzchni wody, która sprzyja przysysaniu się części rufowej.

Aby przeciwdziałać zjawisku cwałowania lub zmniejszyć jego uciążliwość, stosuje się odpowiednie ukształtowanie dna części rufowej i redanu, umożliwiające polepszenie „wentylacji” przestrzeni za redanem (redan podwyższony lub zaokrąglony w widoku z góry, powiększenie kąta podoblenia dna za redanem), a nawet dodatkowe przewody wentylacyjne w kadłubie, doprowadzające powietrze za redan.

23. Uskok krawędzi natarcia

- Ang.:** dog-tooth leading edge, saw-tooth leading edge
Niem.: Sägezahnvorderkante (f), Sägeblattvorderkante (f), Nasenkerben-Vorderkante (f)
Fr.: bord (m) d'attaque débordant
Ros.: ступенчатая передняя кромка, пилообразная передняя кромка, передняя кромка с „зубом”, передняя кромка с „запилот”

Skokowa zmiana cięciwy skrzydła (na ogół skośnego), czasem wraz z dodatkowym szczelinowym wcięciem w głąb krawędzi natarcia, jest stosowana w celu wytwarzania warkocza wirowego na górnej powierzchni skrzydła, przeciwdziałającego splywowi warstwy przyściennej w kierunku końców skrzydła. Działanie uskoku jest bardzo podobne do działania grzebieni aerodynamicznych (kierownic strug) na górnej powierzchni (patrz 10). Polepsza się przez to rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości. W efekcie poprawia się stateczność poprzeczną i podłużną na dużych kątach natarcia i zmniejsza się skłonność skrzydła skośnego do głębokiego przeciągnięcia. Geometryczny uskok zwiększający cięciwę w części zewnętrznej skrzydła, a więc w rejonie lotek, przemieszcza do przodu wypadkową siłę nośną względem osi sztywności skrzydła i może przesunąć na większe prędkości zjawisko zmniejszenia skuteczności bądź odwrócenia działania lotek, powodowanego przez odkształcenie skrętne skrzydła.

K.D.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

charakteryzuje się tym, że ma przegub elastomeryczny 2 zestawiony z walcowego łożyska elastomerycznego 1 o pionowej osi obrotu, będącego jednocześnie przegubem poziomym i pionowym. Łożysko jest osadzone w gnieździe czopa przegubu osiowego 3 i mocowane z centralną częścią piasty za pomocą sworzni.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego przez zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 2/1989, w klasie B64C, pod nr 83317.

Zdatność do lotu małych samolotów w wymaganiach brytyjskich BCAR, Section S (II)

CZEŚĆ C – STRUKTURA

Współczynnik bezpieczeństwa musi wynosić 1,5.

Współczynnik obciążenia normalnego dla V_A (prędkości manewru) musi wynosić +4 i -1,5. Dla klap jest wymagany współczynnik obciążenia normalnego +4 i 0.

Prędkość V_A oblicza się wg wzoru $V_A = V_{S1} \sqrt{n_1}$.

Prędkość V_F (prędkość z klapami do lądowania) musi wynosić co najmniej $1,4 V_S$ i $2,0 V_{SF}$ (obowiązuje większa w tych dwóch wartości), gdzie V_S jest obliczeniową prędkością przeciągnięcia przy maks. masie i klapach schowanych, zaś V_{SF} – przy klapach wychylonych.

Projektowa maks. prędkość lotu nurkowego V_D może być wybrana przez zgłaszającego, ale nie może być mniejsza od $1,4 V_C$, gdzie V_C jest maks. prędkością lotu poziomego przy pełnej mocy.

TABLICA 2

Liczba cylindrów Współczynnik	Silniki dwusuwowe		Silniki czterosuwowe	
	1	2	1	2
	6,0	3,0	8,0	4,0

Współczynniki obciążenia normalnego w kategorii nieakrobacyjnej muszą być nie mniejsze od podanych wartości $n_1 = +4,0$, $n_2 = +4,0$, $n_3 = -1,5$, $n_4 = -2,0$. Dla samolotów, których powierzchnie nośne są giętkie i mają ograniczoną zdolność przenoszenia obciążeń przy ujemnych współczynnikach obciążenia pionowego, współczynniki te muszą być uzgodnione z Nadzorem.

Współczynnik obciążenia pionowego przy klapach wychylonych musi wynosić 4,0.

Obciążenia niesymetryczne

Przechyłanie. Należy uwzględnić obciążenia od lotek (przypadki dla lotek są podane niżej) działające jednocześnie z obciążeniem normalnym o wielkości co najmniej 2/3 dodatnich współczynników obciążenia podanych wyżej.

TABLICA 3

Sterownica	Siła daN	Sposób przyłożenia do układów z pojedynczą sterownicą
W kierunku podłużnym (odpowiadającym sterowaniu przechyleniem)	75	pchanie i ciągnięcie rękojeści drążka
Przechyłanie	30	nacisk na rękojeść drążka w bok
Ster kierunku, inne sterownice nożne	90	nacisk na jeden pedał
Różne inne drugorzędne	24	pchanie lub ciągnięcie uchwyty dźwigni sterującej

Odcyłanie. Należy uwzględnić obciążenia samolotu wynikające z podanych niżej przypadków obciążeń usterzenia pionowego.

Moment obrotowy

Dla konwencjonalnych silników spalinowych, połączonych mechanicznie ze śmigłem, obliczeniowy moment obrotowy uzyskuje się mnożąc moment średni przez wartości podane w tabl. 2. „Połączenie mechaniczne” oznacza osadzenie śmigła na wale silnika, napęd za pomocą przekładni zębatej lub paska zębatego. Dla innych napędów (np.

sprzęgła odśrodkowego), a także dla silników niekonwencjonalnych współczynnik musi być uzgodniony z Nadzorem.

Współczynnik obciążenia bocznego działającego na łożo silnika wynosi $n_1/3$.

Obciążenia układów sterowania

Siły przykładane przez pilota (tabl. 3)

Dwuster

Wymaga się dostatecznej wytrzymałości przy równoczesnym zgodnym lub przeciwnym działaniu obu pilotów, przy czym obciążenie ma wynosić 75% podanych wyżej wartości.

Sztywność i wydłużenia układu sterowania

Wymaga się dostatecznej sztywności, tzn. aby odkształcenia układu sterowania nie zmniejszały niebezpiecznie wychyleń sterów. Jako zalecenie podano warunek, że pod podanym niżej obciążeniem i przy zablokowanym sterze ruch dźwigni w kabinie nie może przekroczyć 25% pełnego ruchu w danym kierunku (tabl. 4).

TABLICA 4

Sterownica	Siła pilota daN	Przyłożenie siły dla układu z drążkiem
Sterowanie pochyleniem	40	pchanie i ciągnięcie za uchwyt drążka
Sterowanie przechyleniem	20	działanie na uchwyt drążka w kierunku poprzecznym
Sterowanie odchyleniem	45	nacisk na jeden pedał w kierunku do przodu

Dla układów linkowych musi być podany dopuszczalny naciąg wstępny, przy czym należy uwzględnić zmiany temperatury.

Poziome powierzchnie ustateczniające

Muszą być one zaprojektowane na obciążenia potrzebne do równowagi oraz na najbardziej ostre przewidywane manewry pilota. Należy także uwzględnić obciążenie od strumienia zaśmigłowego i od sterowania sterem kierunku.

Pionowe powierzchnie ustateczniające

Muszą być one zaprojektowane na pełne wychylenie przy V_A oraz na 1/3 pełnego wychylenia przy V_D .

Dodatkowe warunki dla powierzchni ustateczniających

Dla punktu A lub D (obowiązuje bardziej krytyczny) należy uwzględnić jednoczesne działanie obciążeń na usterzeniu poziomym i pionowym, dla samolotów nieakrobacyjnych należy przyjmować po 75% każdego obciążenia. Kadłub i usterzenie muszą być ponadto zaprojektowane na obciążenie niesymetryczne: 100% obciążenia po jednej stronie i 70% po drugiej stronie płaszczyzny symetrii.

Obciążenia lotek

Lotki muszą być zaprojektowane na pełne wychylenie sterownicy w kierunku poprzecznym przy V_A oraz na 1/3 pełnego wychylenia przy V_D .

Obciążenia na ziemi

Podwozie musi przenieść energię wynikającą ze zrzutu przy maks. ciężarze z wysokości h (cm), gdzie:

$$h = 4,1 \left[\frac{W}{S} \right]^{\frac{1}{2}}$$

przy czym W – ciężar maks. (kG), zaś S – powierzchnia skrzydła (m^2).

Jest wymagane uwzględnienie kilku różnych położenia samolotu:

- na trzech punktach (dla samochodów z kołem przednim),
- na dwóch punktach z kołem przednim tuż nad ziemią,
- na dwóch punktach z kołem tylnym (lub elementami struktury kadłuba tuż nad ziemią).

Koło przednie musi przenieść przypadającą na nie (w położeniu na trzech punktach) część energii. Jest wymagana dostateczna wytrzymałość podwozia głównego dla następującego przypadku lądowania (z siłą nośną na skrzydle równą ciężarowi), przy czym W jest maks. dopuszczalnym ciężarem startowym.

K o ł a g ł ó w n e : na każdym kole reakcja pionowa równa $2W$ oraz najbardziej niekorzystna kombinacja siły bocznej i siły do tyłu o łącznej $0,5W$. Dla kół z hamulcami opór musi wynosić $0,8W$.

K o ł o p r z e d n i e : na każdym kole przednim reakcja pionowa równa $1,5W$ oraz najbardziej niekorzystna kombinacja siły bocznej i siły do tyłu o łącznej wartości do $0,5W$.

Obciążenia przy awaryjnym lądowaniu

Samolot musi chronić osoby na pokładzie (przy prawidłowym zapięciu pasów) przy następujących warunkach. Każda osoba na

pokładzie jest poddana (osobno) działaniu sił masowych wynikających z następujących przyspieszeń: do góry – 4,5 g, do przodu – 9,0 g, w bok – 3,0 g, w dół – 4,5 g.

Samolot z chowanym podwoziem musi zapewniać ochronę pasażerów przy lądowaniu ze schowanym podwoziem przy następujących obciążeniach:

- siła pionowa odpowiadająca przyspieszeniu 3 g,
- siła pozioma odpowiadająca współczynnikowi tarcia 0,5.

Przy tych obciążeniach struktura powinna ochronić osoby znajdujące się na pokładzie od urazów (od mas, które mogą zerwać się z zamocowań).

Jeżeli silnik jest umieszczony z tyłu, za lub nad miejscem dla osoby na pokładzie, to należy przyjąć obciążenie do przodu odpowiadające 15 g. Podane siły są obciążeniami niszczącymi.

Zbiornik paliwa musi przenieść siły podane w powyższej tabeli bez pęknięcia.

Pozostałe obciążenia

Zamocowanie poszczególnych mas skupionych, wchodzących w skład samolotu (włącznie z balastem potrzebnym do korekty położenia środka ciężkości) musi wytrzymać obciążenia z obwodni obciążeń dopuszczalnych oraz wynikających z podanych wyżej warunków obciążeń awaryjnych.

Opracował A.K.

cd. ze str. 24

ŚWIĄTECKI A.: True takeoff run. Part I – The effect of aircraft mass. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 8, p. 18

A method has been described of establishing true takeoff run depending on the aircraft mass and local airfield conditions. An illustration for the Boeing 737–200 has been provided.

CYNK J. B.: The victories of Polish fighters in September 1939 (II). Remarks, reflections, conclusions. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 8, p. 21

Part II of the article provides information on the victories of Polish fighters as reflected in Luftwaffe documents.

ZUSAMMENFASSUNGEN

DANILECKI S.: Versuch einer vereinfachten aerodynamischen Beurteilung der Ente-Anordnung hinsichtlich anderer Anordnungen. TLiA, XLIV Jhrg., 1989, H. 8, S. 2.

Es wird ein Beurteilungsversuch einiger aerodynamischer Eigenschaften von zwei übereinander liegenden Tragflächen bei ständiger Veränderung ihrer gegenseitigen Proportionen durchgeführt. Daraus ergeben sich wesentliche Unterschiede zwischen der enteähnlichen und der klassischen Anordnung. Ausserdem wird eine Methode zur relativen Beurteilung der aerodynamischen Eigenschaften vorgestellt.

MIKUŁA J.: Einfluss der Anlasszeit der Stähle bei Temperatur für nicht umkehrbare Sprödigkeit auf die Veränderung ihrer Struktur. TLiA, XLIV Jhrg., 1989, H. 8, S. 7

Der Verfasser behandelt eigene Erfahrungen und die damit verbundene Literatur über die Ursachen der Anlasssprödigkeit der Stähle von Typ 30HGSA und 30G2. Daraus folgt, dass die Sprödigkeit durch Änderungen an den Korngrenzen sowie in dem grenznahen Gebiet während des Anlassens verursacht wird.

ŚWIĄTECKI A.: Die wahre Länge der Startbahn. I Teil – Einfluss der Flugzeugmasse. TLiA, XLIV Jhrg., 1989, H. 8, S. 18

Es wird eine Methode zur Bestimmung der wahren Länge der Startbahn in Abhängigkeit von der Flugzeugmasse und von den lokalen Flugplatzbedingungen sowie ein Zahlenbeispiel für das Flugzeug Boeing 737–200 vorgestellt.

CYNK J. B.: Polnische Jagdsiege im September 1939 (II). Bemerkungen, Betrachtungen, Schlüsse. TLiA, XLIV Jhrg., 1989, H. 8, S. 21

Im zweiten Teil des Aufsatzes werden Angaben über polnische Jagdsiege nach den Beweisen der deutschen Luftwaffe angeführt.

СОДЕРЖАНИЕ

ДАНИЛЕЦКИ С.: Попытка проведения простой аэродинамической оценки схемы „утка” на фоне других схем. TLiA, T. 44, 1989 г., № 8, с. 2

Попытка проведения оценки некоторых аэродинамических свойств схемы самолета с двумя несущими поверхностями, расположенными последовательно, в зависимости от плавно изменяющегося их в заимного отношения. Указаны истекающие из этого существенные различия между схемой „утка” и классической схемой самолета. Показан метод относительной оценки аэродинамических свойств.

МИКУЛА Е.: Влияние времени на отпуск сталей в температуре необратимой хрупкости на изменения их структуры. TLiA, T. 44, 1989 г., № 8, с. 7

Автор описывает собственный опыт и данные из литературы по теме причин хрупкости отпуска сталей типа 30HGSA и 30G2. Приходит к выводу, что причинами являются изменения на границах зерн и в близлежащих слоях, происходящие во время отпуска.

СВИОНТЕЦКИ А.: Действительная длина взлетного разбега. Часть I – Влияние массы самолета. TLiA, T. 44, 1989 г., № 8, с. 18

Описан метод определения действительной длины взлетного разбега в зависимости от массы самолета и местных условий аэродрома, а также числовой пример для самолета Боинг 737–200.

ЦИНК Е.Б.: Победы польских истребителей в сентябре 1939 г (II). Размышления, замечания, выводы. TLiA, T. 44, 1989 г., № 8, с. 21

Во второй части статьи приведены победы согласно документам Люфтваффе.

Rzeczywista długość drogi startowej

Cz. I – Wpływ masy samolotu

Doc. dr hab. inż. ANTONI ŚWIĄTECKI
Politechnika Warszawska

W [1] omówiono pojęcie długości referencyjnej startu samolotu. Jest ona podstawą do przyjęcia jednego z elementów kodu referencyjnego ICAO i właściwych norm wymiarowych. Taki jest zasadniczy cel jej ustalania. Długość tę można by również wykorzystać jako wymaganą do startu długość drogi startowej (równoważnej), ale tylko przy założeniu maksymalnej masy startowej i w warunkach wzorcowych, tj. na poziomie morza, przy ciśnieniu odpowiadającym temu poziomowi i temperaturze atmosfery wzorcowej, przy pogodzie bezwietrznej i zerowym spadku drogi startowej.

Dlatego przy konkretnej lokalizacji musi być dodatkowo określona rzeczywista długość drogi startowej. Zgodnie z zaleceniem ICAO [2] musi ona odpowiadać wymaganiom użytkowemu samolotów, dla których jest przeznaczona i nie może być mniejsza od największej długości określonej przy zastosowaniu poprawek (odpowiadających warunkom miejscowym) do osiągnięć tych samolotów. Zalecenie ICAO uzupełniają następujące uwagi:

- nie musi być koniecznie przewidywana eksploatacja krytycznego samolotu przy jego maks. masie,
- należy uwzględnić wymagania związane zarówno ze startem, jak i z lądowaniem wykonywanych na drodze startowej w obu kierunkach,
- warunki miejscowe, które należy brać pod uwagę, obejmują: wysokość nad poziomem morza, temperaturę, spadek drogi startowej, wilgotność i charakterystyki nawierzchni drogi startowej,
- gdy nie są znane osiągi samolotów, rzeczywistą długość drogi startowej określa się wg wskazówek podanych w [3] stosując ogólne współczynniki poprawkowe.

Niniejszy artykuł dotyczy sugestii zawartej w pierwszej uzupełniającej uwadze do zaleceń ICAO, a mianowicie jest poświęcony zbadaniu celowości dopuszczenia ograniczenia masy samolotu obliczeniowego przy projektowaniu rzeczywistych długości dróg startowych w Polsce i wprowadzenia takiego ograniczenia do przepisów.

Określenie rzeczywistej długości drogi startowej w warunkach miejscowych i przy różnych masach samolotu umożliwiają nomogramy i tablice zawarte w instrukcjach użytkownika samolotu w locie lub w specjalnych wydawnictwach¹⁾. Nomogramy i tablice są opracowane przez wytwórnice dla większości eksploatowanych obecnie samolotów na podstawie ich osiągnięć.

Kolejność postępowania przy określaniu długości drogi startowej w porcie lotniczym A, odpowiadającej lotowi do portu B, jest następująca²⁾:

- ustala się operacyjną masę pustego samolotu,
- określa się masę płatną,
- określa się rezerwę paliwa,
- dodaje się ww. masy i w ten sposób otrzymuje się masę do lądowania w porcie B. Masa ta nie może być większa od maks. konstrukcyjnej masy do lądowania,
- określa się wymaganą masę paliwa do startu, przelotu, lądowania i kołowania,
- dodaje się masę do lądowania w porcie B i masę paliwa.

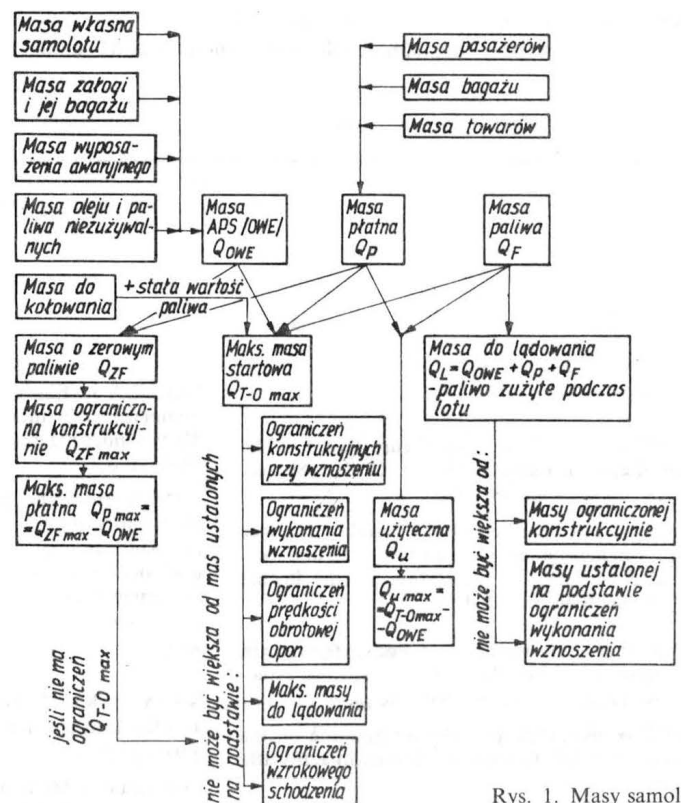
Suma jest masą startową. Masa ta nie może być większa od konstrukcyjnej masy startowej,

- określa się warunki miejscowe w porcie odlotu, tj. temperaturę, wiatr przypowierzchniowy, spadek podłużny drogi startowej i wysokość nad poziomem morza,

– wykorzystując nomogramy lub tablice zawarte we właściwej instrukcji użytkownika samolotu, określa się długość drogi startowej odpowiadającą masie startowej i warunkom miejscowym.

Z przedstawionej kolejności wynika, że właściwe nomogramy lub tablice są niezbędne przy opracowaniu każdej pozycji (z wyjątkiem warunków miejscowych w porcie odlotu).

Dlatego próbę zbadania celowości ograniczenia masy startowej oparto na analizie nomogramów odpowiadających samolotowi Boeing 737-200 i grupie samolotów turbo-odrzutowych o maksymalnej, certyfikowanej masie startowej 27 200 kg. Dla ułatwienia w analizie przyjęto warunki wzorcowe (poziom morza, temp. 15°C, zerowy spadek drogi startowej itd.). Wpływ warunków miejscowych na obszarze Polski zostanie omówiony w cz. II artykule.



Rys. 1. Masy samolotu

Dokładny opis czynników wpływających na rzeczywistą długość drogi startowej, uwzględnionych przy opracowaniu nomogramów i tablic, jest podany w [3]³⁾. Czynniki te, a zwłaszcza warunki miejscowe, przy projektowaniu w danym miejscu rzeczywistej długości drogi startowej są w zasadzie niezmiennie, z wyjątkiem masy samolotu.

Ze wzrostem masy samolotu zwiększa się długość drogi startowej wymagana do startu i lądowania. Wg znanego podziału [3] o masie samolotu decydują głównie:

- masa samolotu przygotowanego do eksploatacji (APS – aircraft prepared for service) lub operacyjna masa pustego samolotu (OWE – operating weight empty). OWE (APS) obejmuje masy: własną, zapłogi i jej bagażu, oleju silnikowego, usuwalnego wyposażenia awaryjnego, niezużywalnego paliwa,

¹⁾ Przykładem takiego wydawnictwa jest jeden z podręczników lotniskowych ICAO [4], w którym podano nomogramy dla 17 samolotów tłokowych, 16 samolotów turbośmigłowych i 37 samolotów turboodrzutowych. Podręcznik opracowano głównie na podstawie okólników doradczych FAA: AC-150/5325 i AC-150/5325-1. Tablice dla ok. 140 samolotów są zamieszczone w wydawnictwie FAA pt.: Lenght Requirements for Airport Design – AC-150/5325-4 CHG.

²⁾ Definicja poszczególnych mas i dodatkowe ograniczenia są omówione w dalszej części artykułu.

³⁾ Do tych czynników należą (oprócz podstawowych cech samolotu, np. charakterystyk aerodynamicznych i zespołu napędowego): konfiguracja samolotu, masa oraz warunki miejscowe omówione wyżej.

- masa płatna (payload - PL): pasażerowie, bagaż, towary,
- masa paliwa (fuel load - FL).

Suma mas: APS i płatnej jest zmienna i może być konieczne ustalenie tej sumy odpowiednio do warunków lokalnych. Do celów użytkowych tę sumę nazywa się „masą przy zerowym paliwie” (zero fuel weight - ZFW), a jej maksymalna wartość jest podawana w instrukcjach użytkowania samolotu w locie jako granica konstrukcyjna.

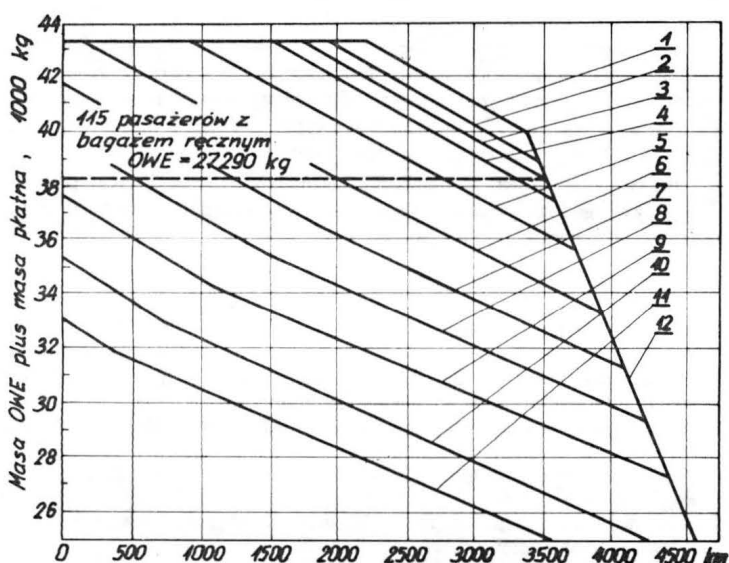
W podanych przez FAA tablicach osiągnięć niezbędne długości drogi startowej są bezpośrednio związane z masą startową samolotu lub masą do lądowania, natomiast na krzywych osiągnięć długości te mogą być funkcją długości przewidzianego lotu. Opracowując krzywe przyjęto, że samolot startuje z maks. masą płatną, na jaką pozwalają warunki. Jeżeli masa startowa nie jest ograniczona przez któryś z warunków (rys. 1), masa płatna może być tak duża, jak na to pozwala konstrukcja samolotu, tj. równa maks. masie przy zerowym paliwie minus masa APS. Zgodnie z Aneks 6 [6] ilość paliwa przewożona przez samolot może być określana dla trzech przypadków:

- gdy nie jest wymagane lotnisko zapasowe,
- gdy jest wymagane lotnisko zapasowe,
- gdy nie dysponuje się lotniskiem zapasowym.

W osiągnięciach podawanych przez FAA jest uwzględniony tylko drugi przypadek. Aneks 6 precyzuje, jaka ilość paliwa jest potrzebna do wykonania bezpiecznego lotu w każdym z trzech przypadków. Wg Aneksu 6 lot nie powinien się rozpocząć, dopóki nie zapewni się dostatecznej ilości paliwa i oleju do bezpiecznego lotu, uwzględniając warunki meteorologiczne, spodziewane opóźnienia i rezerwę na nieprzewidziane okoliczności. Można więc uważać, że dla danego lotu ilość paliwa jest wielkością stałą i nie może być zmniejszona. Stałą wartość ma również masa APS. Dlatego wszystkie warunki ograniczające masę startową dotyczą bezpośrednio ograniczenia masy płatnej.

Zmiany masy płatnej w zależności od długości przewidywanego lotu i początkowej masy startowej pokazują wykresy podane w [7]. Sporządzono je dla samolotu Boeing 737. Samoloty te, wg statystyki ICAO, w 1986 r. zajmowały trzecie miejsce pod względem liczby samolotów eksploatowanych w rozkładowej komunikacji lotniczej. Jeden z wykresów przedstawiono na rys. 2. Wykres odpowiada Boeingowi 737-200 o następujących zasadniczych charakterystykach:

- maks. projektowa masa do kołowania 52 610 kg,
- maks. projektowa masa startowa 52 390 kg,
- maks. projektowa masa do lądowania 46 720 kg,
- maks. projektowa masa przy zerowym paliwie 43 090 kg,
- typowa operacyjna masa własna samolotu 27 120 kg,
- maks. masa płatna 15 970 kg,
- typowa liczba foteli: klasa mieszana: 24 pierwszej klasy i 73 klasy turystycznej; klasa ekonomiczna - 90 (pięć foteli w rzędzie),
- maks. objętość przewożonych towarów (dolny pokład) 24,8 m³,
- paliwo użyteczne 18 090 l (14 520) kg.

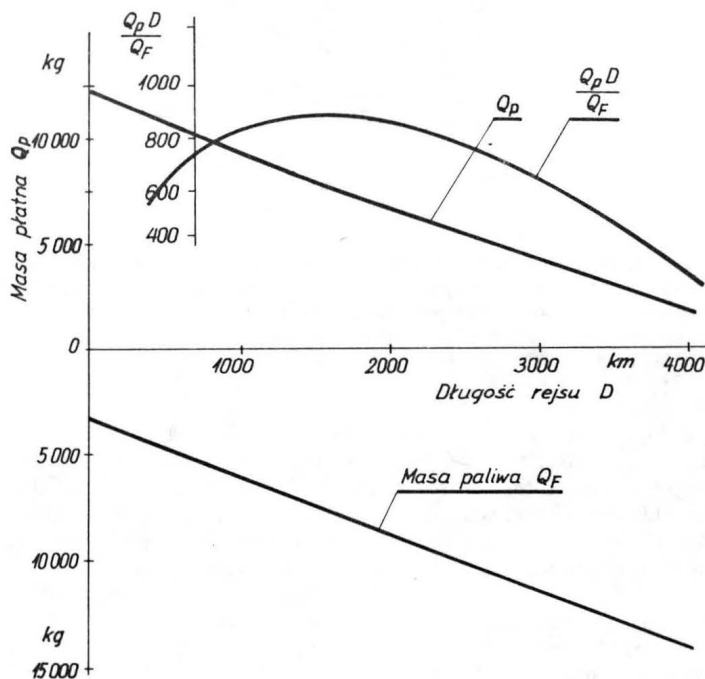


Rys. 2. Zakres masy płatnej dla rejsów o długim zasięgu dla B-737-200 [6]. Uwagi: zastrzeżone dla komunikacji krajowej, dzień standardowy, pogoda bezwietrzna, loty na wys. 9150 m, masa startowa równa masie do kołowania minus 227 kg, masy do kołowania, 1 - 54 420 kg, 2 - 53 290 kg, 3 - 52 610 kg, 4 - 52 150 kg, 5 - 49 890 kg, 6 - 47 620 kg, 7 - 45 350 kg, 8 - 43 080 kg, 9 - 40 820 kg, 10 - 38 550 kg, 11 - 36 280 kg, 12 - masa paliwa 18 090 l (14 470) kg.

Wykres można rozumieć następująco. Przy pełnym ładunku (gruba, przerywana linia pozioma) masa do kołowania (i różniącą się od niej o stałą wartość masa startowa) zwiększa się wraz ze wzrostem długości planowanego rejsu. Oczywiście zwiększenie masy do kołowania wynika ze zwiększenia masy paliwa. Np. przy zerowej długości rejsu masa do kołowania jest

TABLICA 1

Długość rejsu, mile morskie (km)	Masa do kołowania, kg	Masa paliwa, kg
300 (556)	43 080	4 910
680 (1260)	45 350	7 180
1080 (2002)	47 620	9 450
1480 (2743)	49 890	11 720
1800 (3336)	52 150	13 980
1900 (3521)	52 590	14 470



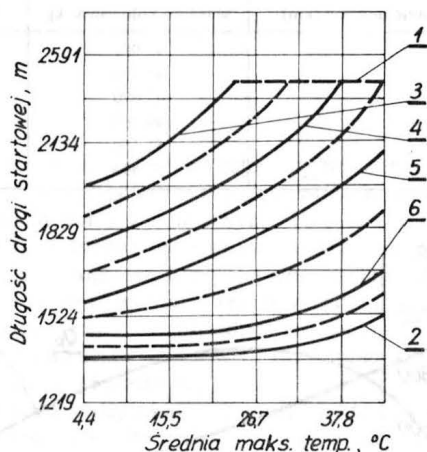
Rys. 3. Masa płatna i masa paliwa w zależności od długości lotu przy masie do kołowania 43 080 kg i masie OWE 27 290 kg, dla B-737-200

równa 41 400 kg, stała suma mas: OWE i płatnej - 38 170 kg, masa paliwa - 3230 kg. Odpowiednie wartości określone z wykresu podano w tabl. 1. Tak jest w przypadku stałej sumy mas: OWE i płatnej. Jednak gdy jest określona masa do kołowania - masa płatna będzie się zmniejszać w miarę wydłużania przewidywanego lotu, przy jednoczesnym zwiększaniu masy paliwa. Ilustruje to rys. 3, opracowany na podstawie rys. 2 dla masy do kołowania 43 080 kg (masa startowa 42 853 kg).

Na rys. 3 pokazano dodatkowo krzywą odwzorowującą stosunki iloczynów masy płatnej pomnożonej przez odpowiadające jej długości lotu do masy paliwa. Inaczej mówiąc, jest to krzywa przedstawiająca tonokilometry masy płatnej przypadające na 1 kg masy paliwa przy różnych długościach lotów, lecz przy tej samej masie do kołowania. Krzywa ma maksimum w punkcie odpowiadającym ok. 1500 km. Położenie maksimum będzie zmieniać się w zależności od masy do kołowania (np. $Q_{kol} = 45 350$ kg - maksimum przy 1859 km; $Q_{kol} = 47 620$ kg - maksimum przy 2220 km), a sama wartość będzie nieznacznie zwiększać się wraz ze wzrostem masy do kołowania. Z pewną ostrożnością (ze względu na analizę tylko jednego wykresu) można uważać takie maksimum za wskaźnik optymalnej masy do kołowania przy planowanych odległościach lotów z projektowanego lotniska. Dlatego dla masy startowej odpowiadającej tej optymalnej masie do kołowania należy projektować rzeczywistą długość drogi startowej.

Taką mniejszą od maksymalnej masę startową wykorzystano w wykresach opracowanych przez FAA [8], umożliwiających wyznaczenie rzeczywistej długości drogi startowej. Wprowadzono tu termin obciążenie użyteczne samolotu (the useful load of airplane). Obciążenie to, które można nazwać masą użyteczną (rys. 1) jest równe różnicy pomiędzy maksymalną certyfikowaną masą startową a operacyjną masą własną samolotu (OWE), tj. obejmuje sumę mas: płatnej i paliwa.

Wykresy sporządzono dla samolotów turbodrutowych o maks. certyfikowanej masie startowej nie większej niż 27 200 kg. Wykresy odpowiadają 60% i 90% masy użytecznej oraz 75% i 100% floty obejmującej tego typu samoloty. Jeden z czterech wykresów przedstawia rys. 4. Nie są opracowane wykresy odpowiadające 100% masy użytecznej.



Rys. 4. Krzywe osiągow dla 75% floty samolotów o maks. certyfikowanej masie startowej równej lub mniejszej od 27 200 kg 60% masy użytecznej [7]. Przykład: temperatura 15°C, lotnisko na poziomie morza, długość drogi startowej – 1387 m. 1 – ograniczenie wznoszenia 2347 m, 2 – poziom morza. Wys. lotniska n.p.m.: 3 – 2348 m, 4 – 1829 m, 5 – 1219 m, 6 – 610 m

W [8] zwraca się uwagę, że przy użytkowaniu tej grupy samolotów z masą użyteczną powyżej 90% jest wymagana znacznie większa długość drogi startowej. Długość drogi startowej L potrzebna przy 60% i 90% masy użytecznej przedstawiają następujące wartości liczbowe (poziom morza, $t = 15^\circ\text{C}$, pogoda bez wiatru, droga startowa o suchej nawierzchni i zerowym spadku, podejścia wolne od przeszkód):

	75% floty	100% floty
60% masy użytecznej	$L_1 = 1387 \text{ m}$	$L_1 = 1415 \text{ m}$
90% masy użytecznej	$L_2 = 1750 \text{ m}$	$L_2 = 1950 \text{ m}$
powiększenie długości	$\frac{L_2 - L_1}{L_1} = 0,26$	$0,38$

Należy zauważyć, że są to wartości przybliżone, tj. otrzymane bezpośrednio z wykresu. Wartości te mogą się zwiększyć, przy tej samej temperaturze i poziomie lotniska, z powodu przeszkód na podejściu, spadku drogi startowej i mokrej nawierzchni. Spadek drogi startowej ma wpływ na długość wymaganą do startu, natomiast mokra nawierzchnia – na długość wymaganą do lądowania. Wpływ: spadku⁴⁾ i mokrej nawierzchni nie kumulują się [7] i gdy są jednocześnie uwzględnione przy obliczeniu drogi startowej, bierze się pod uwagę tylko jedną wartość – większą. Długość drogi startowej wymagana do lądowania może być wartością kontrolną przy niższych temperaturach i wysokościach lotniska. Długość ta jest decydująca, gdy wartość uzyskana z krzywych o 60% masy użytecznej jest mniejsza niż 1680 m. Należy wówczas zwiększyć długość otrzymaną z krzywych o 15% lub do 1680 m i przyjąć mniejszą wartość. Podobnie długość z krzywych o 90% masy użytecznej mniejsza niż 2130 m musi być zwiększona o 15% lub do 2130 m (również przyjmuje się mniejszą wartość).

Stosując wymagania związane z lądowaniem do podanych wyżej długości drogi startowej, otrzymamy:

	75% floty	100% floty
60% masy użytecznej	$L_1 = 1595 \text{ m}$	$L_1 = 1627 \text{ m}$
90% masy użytecznej	$L_2 = 2012 \text{ m}$	$L_2 = 2130 \text{ m}$
powiększenie długości	$\frac{L_2 - L_1}{L_1} = 0,26$	$0,31$

Z przytoczonych liczb wynika, że nawet uwzględniając mniej korzystne wymagania przy lądowaniu, zmniejszenie masy użytecznej z 90% do 60% pozwoli na skrócenie długości drogi startowej o ok. 1/3. Dotyczy to samolotów o maksymalnej masie startowej 27 200 kg.

W przypadku poprzednio omawianego samolotu Boeing 737-200, przyjmując 60% i 90% masy użytecznej otrzymamy następujące wartości:

⁴⁾ Wykres umożliwiający określenie zwiększonej długości drogi startowej ze względu na spadek omówimy w cz. III artykułu.

- masa użyteczna: $52\,390 - 27\,120 = 25\,270 \text{ kg}$,
- 90% masy użytecznej: $0,9 \times 25\,270 = 22\,743 \text{ kg}$,
- 60% masy użytecznej: $0,6 \times 25\,270 = 15\,162 \text{ kg}$,
- operacyjna masa startowa przy 60% masy użytecznej: $27\,120 + 15\,162 = 42\,282 \text{ kg}$ (wartość ta jest równa ok. 81% maksymalnej masy startowej),
- operacyjna masa startowa przy 90% masy użytecznej: $27\,120 + 22\,743 = 49\,863 \text{ kg}$ (95% maksymalnej masy startowej).

Wymagane długości (poziom morza, 15°C, zerowy spadek drogi startowej, pogoda bezwietrzna) określane z wykresu są równe (tabl.2) (wykresu nie zamieszczono w artykule).

Otrzymaliśmy jeszcze większą różnicę między wymaganą długością drogi startowej dla 60% i 90% masy użytecznej niż w przypadku samolotów o maks. masie startowej nie większej niż 27 200 kg.

Przy 60% masy użytecznej masa do kołowania będzie wynosiła $42\,282 + 227 = 42\,509 \text{ kg}$. Przy tej masie do kołowania maksymalna wartość iloczynu masy płatnej przez km na 1 kg masy paliwa, określona z wykresu na rys. 2, jest przy długości lotu ok. 1100 km. Masa płatna będzie wtedy wynosiła 8610 kg, a masa paliwa – 6610 kg.

Przy masie do lądowania 36 000 kg ($42\,282 - 6610 = 35\,672$), suchej nawierzchni i na poziomie morza wymagana długość drogi startowej będzie równa: wychylenie klap 25 – 1360 m, wychylenie klap 30 – 1210 m, wychylenie klap 40 – 1140 m. Długości te są określone z nomogramów opracowanych dla samolotów B-737-200 wcześniejszej produkcji.

Prawie dwukrotne powiększenie długości przy 100% masy użytecznej potwierdza uwagę FAA i tłumaczy, dlaczego nie opracowano przy tej masie nomogramów dla samolotów o maksymalnej certyfikowanej masie startowej 27 200 kg.

TABLICA 2

Operacyjna masa startowa, kg	Masa użyteczna, %	Wymagana długość drogi startowej, m	Powiększenie długości
42 282	60	$L_1 = 1460$	$\frac{L_2 - L_1}{L_1} = 0,58$
49 863	90	$L_2 = 2310$	
52 390	100	$L_3 = 2810$	$\frac{L_3 - L_1}{L_1} = 0,92$

W artykule przedstawiono jak zmienia się rzeczywista długość drogi startowej przy założeniu pewnych ograniczeń masy startowej samolotu. Wydaje się, że takie założenie byłoby uzasadnione w projektach planowanych w przyszłości lotnisk w Polsce, przeznaczonych dla ruchu krajowego. Połączenia lotnicze z takich portów będą stosunkowo krótkie, a liczba miejsc pasażerskich raczej nie w pełni wykorzystana. Oczywiście zagadnienie musiałoby być dokładnie zbadane z uwzględnieniem przewidywanych typów samolotów. Budowa krótszych dróg startowych przeniesie nie tylko efekty ekonomiczne, lecz także umożliwi wykorzystanie obszarów istniejących lotnisk sportowych usytuowanych często w pobliżu miast. Nie bez znaczenia będzie także zmniejszenie grubości nawierzchni zależnej w dużym stopniu od masy samolotu. Zgodność z kodem referencyjnym ICAO można by uzyskać wprowadzając klauzulę o ograniczeniu maksymalnej masy startowej.

Należy zwrócić uwagę, że przedstawione rozważania dotyczą przypadku, gdy długość drogi startowej z nawierzchnią o pełnej wytrzymałości odpowiada równoważnej długości drogi startowej.

LITERATURA

1. A. ŚWIĄTECKI: Lotniskowy kod referencyjny ICAO. TLiA, 1989, nr 7
2. Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation: Aerodromes. International Standards and Recommended Practices. International Civil Aviation Organization (ICAO). Eighth Edition – March 1983
3. Aerodrome Design Manual (Doc. 9157-AN/901). Part 1. Runways. ICAO. Second Edition – 1984
4. Aerodrome Manual (Doc 7920-AN/865). Part 1: General ICAO. Third Edition – 1966
5. Airport Planning Manual (Doc. 9184-AN/902). Part 1: Master Planning. ICAO. Second Edition – 1987
6. Annex 6 to the Convention on International Civil Aviation: Operation of Aircraft. Part 1: International Commercial Air Transport. International Standards and Recommended Practices. ICAO. Fourth Edition of Part 1 – July 1983
7. 737 Airplane Characteristics. Airport Planning. Boeing Commercial Airplane Company, March 1985
8. Advisory Circular No 150/5300-12 Airport Design Standards – Transport Airports. US Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 28.02.1983

Polskie zwycięstwa myśliwskie we wrześniu 1939 (II)

Uwagi, refleksje, wnioski

JERZY B. CYNK

Londyn

Rewelacje z tajnej dokumentacji Luftwaffe

Archiwa Luftwaffe zdobyte przez aliantów pozwoliły na ujawnienie pełnego składu bojowego niemieckich sił powietrznych w chwili wybuchu wojny na podstawie dwóch dokumentów:

– zestawu stanów jednostek operacyjnych wg ich przynależności macierzystych z 1939-08-31 wieczorem, sporządzonego przez 6. Oddział Generalnego Kwatermistrza Naczelnego Dowództwa Luftwaffe i opatrzonego datą 1939-09-02;

– podobnego zestawu wyjściowych stanów jednostek, przygotowanego przez 8. Oddział Nauk Wojennych Naczelnego Dowództwa Luftwaffe jako załącznik do specjalnego referatu „Luftwaffe w Polsce (wrzesień 1939 r.)” opracowanego 1944-07-11.

Wg pierwszego dokumentu Dywizja Instruktorska i cztery Floty Powietrzne miały łącznie (w nawiasach liczba samolotów sprawnych):

– jednostki bombowe: 787 (685) He 111, 371 (319) Do 17, 18 (0) Ju 88, razem 1176 (1004) samolotów,

– jednostki nurkowe: 339 (291) Ju 87, 27 (27) Do 17 dowództw dyonów, razem 366 (318) samolotów,

– jednostki szturmowe: 40 (36) Hs 123,

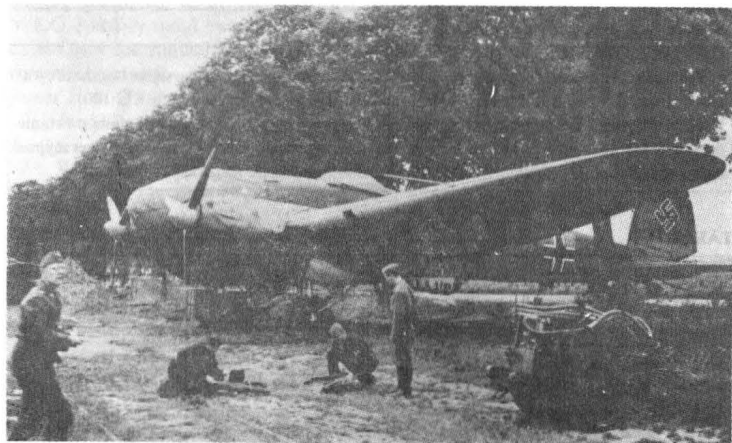
– jednostki myśliwskie: 743 (651) Bf 109, 28 (25) Ar 68, razem 771 (676) samolotów,

– jednostki pościgowe: 313 (295) Bf 109, 95 (82) Bf 110, razem 408 (377) samolotów,

– jednostki dalekiego rozpoznania: 257 (235) Do 17,
– jednostki bliskiego rozpoznania: 275 (251) Hs 126, 67 (51) He 46, 14 (8) He 45, razem 356 (310) samolotów;

łącznie 3374 (2956) samolotów, oraz

– jednostki lotnicze Naczelnego Dowództwa Marynarki, wodnopławce: He 115, He 60, Do 18, He 59, Ar 196, razem 167 samolotów łącznie 3541 (3106) samolotów.



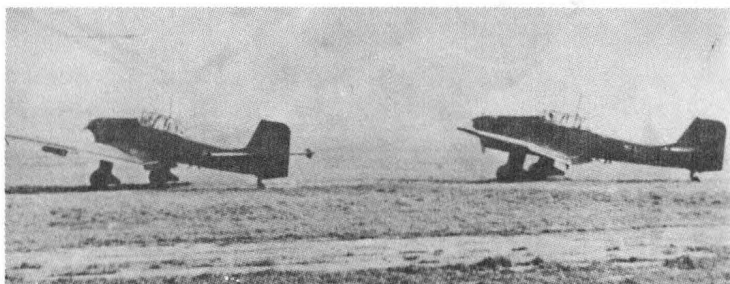
Rys. 7. Bombowce He 111P pułku (K)/LG 1 (Dyw. Szkolnej) na lotnisku operacyjnym w Prusach Wsch. (arch. J.B. Cynka)



Rys. 8. 31 Do 17E z paru eskadr pułku KG 77, działało nad Polską we wrześniu 1939 (arch. J.B. Cynka)



Rys. 9. Najnowszym bombowcem Luftwaffe na froncie polskim był Do 17Z, którego poprawne oznaczenie ani sylwetka nie były znane we wrześniu 1939 (arch. J.B. Cynka)



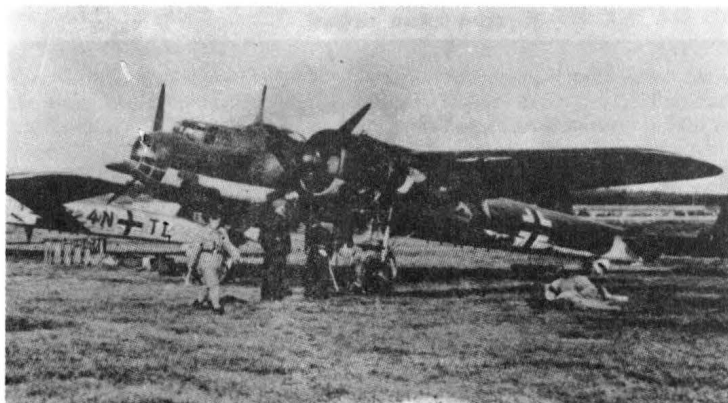
Rys. 10. Nurkowce Ju 87B dyonu I/StG 77, startujące z lotniska polowego Neudorf k. Opola 1939.09.01 (arch. J.B. Cynka)

Przy jednostkach bombowych w dokumencie odnotowano „na Ju 86, 2 eskadry dyonu I/KG 152 (22 samoloty nie wchodzące do linii)⁸⁾. Nie uwzględniono 12 (12) Ju 87, 24 (24) Bf 109 i 21 (20) He 111 – razem 57 (56) samolotów Naczelnego Dowództwa Marynarki postawionych do dyspozycji Luftwaffe, co dawało łącznie 3598 (3162) samolotów pierwszej linii, oraz 552 (540) samolotów, w tym 547 (535) Ju 52 – jednostek transportowych.

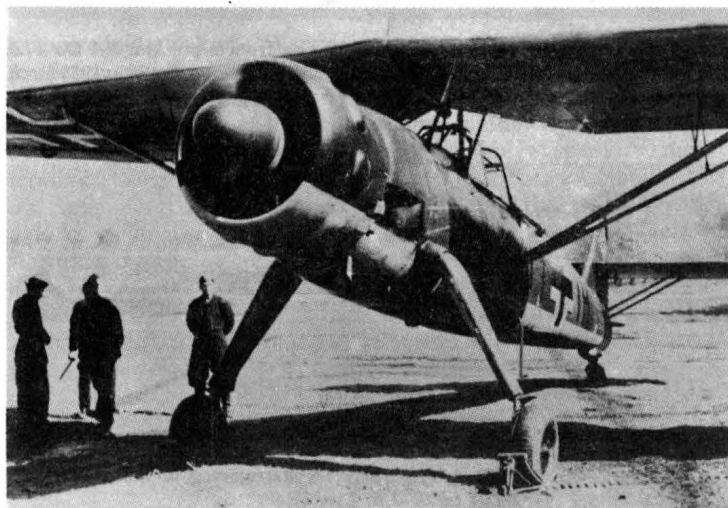
⁸⁾ I/KG 152 był ostatnim dyonem wyposażonym w Ju 86. Przy przebrojeniu na He 111, latem 1939 r., dwie eskadry dyonu na Ju 86G przesunięto do treningu operacyjnego, tworząc z nich dyon IV/KG 1. I/KG 152 formalnie przemianowano na II/KG 1 (1939-09-18).



Rys. 11. Samoloty szturmowe Hs 123 dyonu II (Schl.)/LG 2 w locie nad Polską. Samolot prowadzący pilotuje por. Adolf Galland (arch. T.E. Willis)



Rys. 12. Do 17P często używany nad Polską do dalekiego rozpoznania (arch. J.B. Cynka)



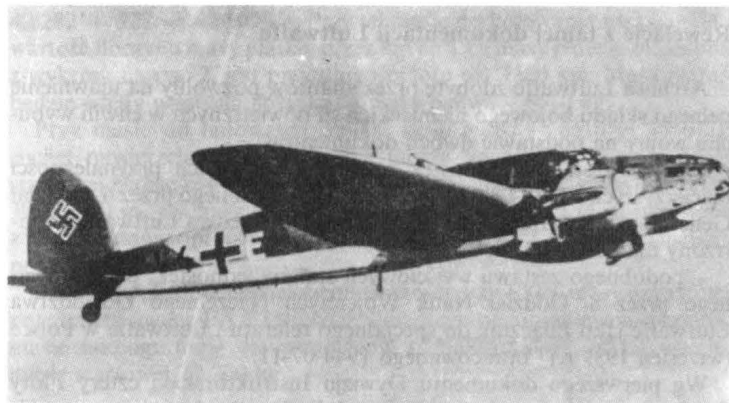
Rys. 13. Henschel Hs 126A, podstawowy samolot rozpoznawczy niemieckiego lotnictwa armijnego (arch. J.B. Cynka)

Drugi zestaw (z lipca 1944 r.), podający identyczne stany lotnictwa nurkowego i pościgowego, wykazywał niewielkie różnice w stanie lotnictwa bombowego: 1180 (1008) samolotów, pomijał jedną z eskadr bliskiego rozpoznania: 12 (10) Hs 126 i zawierał rozbieżności o jeden/dwa samoloty w stanach paru innych dyonów lub eskadr, m.in. dyonu Hs 123: 39 (37) samolotów. W wyniku tego stany ogólne i liczby samolotów operacyjnie sprawnych różniły się o 8 (7) samolotów i wynosiły łącznie 3366 (2949) samolotów.

Referat „Luftwaffe w Polsce” ustalał siły bojowe lotnictwa po reorganizacji wojennej (tzw. Luftwaffe Operacyjnej) – na froncie polskim 1939-09-01 rano na 1538 sprawnych samolotów, z czego 824

w dyspozycji 1. Floty Powietrznej, 676 w dyspozycji 4. Floty Powietrznej i 38 pod bezpośrednimi rozkazami Naczelnego Dowództwa Lotnictwa (Kwatera Główna marszałka Göringa w Poczdamie).

Wg szczegółowych opracowań autora⁹⁾, Ordre de Bataille Luftwaffe front polski, przedstawiało się w chwili rozpoczęcia działań (wszystkie samoloty operacyjne sprawne) jak w tabl. 7 i 8. Dane te nie uwzględniały 83 samolotów Do 17 dalekiego rozpoznania i 218 Hs 126, He 46 i He 45 bliskiego rozpoznania (razem 301 samolotów) oddanych do dyspozycji armii w polu i 102 samoloty Bf 109 trzymane w pogotowiu do obrony terenów Rzeszy od wschodu, co zwiększało liczbę samolotów bojowych Luftwaffe zaangażowanych w wojnę z Polską do 1941 r. Ponadto Lotnictwo Marynarki, współpracujące z 1. Flotą, używało do zwalczania celów morskich i nadbrzeżnych 24 Do 18, 23 He 60 i 14 He 59 – razem 61 wodnosamolotów, co wynosiło łącznie ok. 2000 samolotów.



Rys. 14. 32 bombowce wczesniej wersji He 111E były użyte nad Polską we wrześniu 1939 (arch. J.B. Cynka)

TABLICA 7

Kwatera Główna marszałka Göringa	2 eskadry bombowe Ln.Abt.100 ¹⁾	2 eskadry dalekiego rozpoznania ²⁾	Razem
	10 Ju 52 9 He 111 2 Do 17U	– 8 He 111 9 Do 17	10 Ju 52 17 He 111 11 Do 17
Razem	21	17	38

¹⁾ Jednostka bombowa o charakterze doświadczalnym specjalizująca się w bombardowaniach nocnych i bez widoczności (była załączkiem specjalistycznego pułku KG 100).

²⁾ Obie z Dywizji Szkolnej: druga z nich, morska bombowo-rozpoznawcza, miała na stanie oprócz 8 He 111 także 1 Do 18 i 3 He 115, które prawdopodobnie nie były operacyjnie sprawne.

TABLICA 8

	1. Flota Powietrzna	4. Flota Powietrzna	Razem
Bombowce	274 He 111 142 Do 17	81 He 111 177 Do 17	355 He 111 319 Do 17
Nurkowe	143 Ju 87 12 Do 17	127 Ju 87 11 Do 17	270 Ju 87 23 Do 17
Szturmowe	–	37 Hs 123	37 Hs 123
Myśliwskie	119 Bf 109	144 Bf 109	263 Bf 109
Pościgowe	36 Bf 109 53 Bf 109	40 Bf 109 29 Bf 110	76 Bf 109 82 Bf 110
Dalekiego rozpoznania	45 Do 17	30 Do 17	75 Do 17
Razem	824	676	1500

Jednostki pomocnicze obejmowały dwie specjalne (utworzone tylko na czas wojny z Polską) eskadry dowódców łączności przy obu flotach (Do 17), dwie eskadry meteorologiczne (Ju 52) należące do Kwatery Głównej marszałka Göringa, ponad 300 samolotów transportowych (49 Ju 52, 2 Fw 200, 2 Ju 90 i 1 Ju G 38 w dyspozycji marszałka Göringa oraz

⁹⁾ Przygotowanych na podstawie wykazów związków Luftwaffe, kronik jednostek i obu powyższych dokumentów, w których poza dyonem szturmowym (Hs 123) i czterema eskadrami armijnymi bliskiego rozpoznania wykazującymi różnicę o jeden samolot (na plus lub minus), stany innych dyonów lub eskadr zaangażowanych na froncie polskim były jednakowe.

ok. 250 Ju 52 7. Dywizji Lotniczej) oraz eskadrę sztabową marszałka Göringa i ok. 70 samolotów kurierskich i łącznikowych różnych typów, jak Fi 156, Bf 108, He 70, Ju W 34 i in. Dawało to w sumie ok. 2420 samolotów bojowych i pomocniczych.

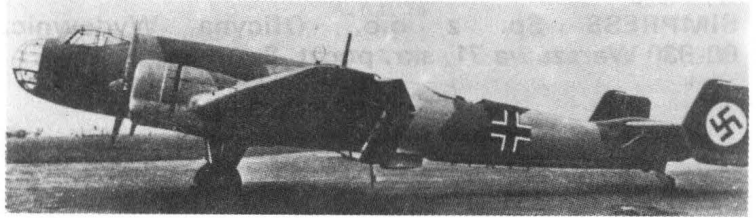
Rozpowszechnione w Polsce mniemanie, kultywowane przez niektórych publicystów z uporem godnym lepszej sprawy, że Ju 86 były używane bojowo nad Polską, nie znajduje więc uzasadnienia. Z cytowanych dokumentów wynika bowiem ponad wszelką wątpliwość, że bombowce tego typu nie wchodziły we wrześniu 1939 r. na uzbrojenie żadnych jednostek pierwszej linii ani nawet pomocniczych. Źródłem tego nieporozumienia należy szukać w stosunkowo częstych doniesieniach przedwojennej prasy o wyposażeniu niemieckiego lotnictwa bombowego w Junkersy 86 oraz w niektórych meldunkach wrześniowych identyfikujących bombowce npla jako Ju 86, co przy ogólnie słabej znajomości sylwetek nie musiało wcale oznaczać, że samoloty rozpoznano właściwie¹⁰⁾. Warto przy tym zauważyć, że zestawy polskich zwycięstw w opracowaniu Biura Historycznego Lotnictwa z lat 1941 ÷ 1942 identyfikowały tylko 5 ze zniszczonych 76 bombowców jako Ju 86 i dopiero ostatnie publikacje nagle „spopularyzowały” zestrzelenia tych bombowców, doliczając się aż 12¹¹⁾.

W 1963 r. niemiecki historyk Cajus Bekker po raz pierwszy opublikował¹²⁾ wyciąg z tajnego Sumarycznego Meldunku Końcowego (Abschluss-Gesamt-Meldung) 6. Oddziału Generalnego Kwatermistrza Luftwaffe, przedstawiającego ogólne straty Luftwaffe we wrześniu 1939 r. i zaopatrzonego datą 1939-10-05. C. Bekker popełnił jednak błąd podając, że wszystkie liczby podane w meldunku odnoszą się do frontu polskiego. W rzeczywistości meldunek obejmował miesięczne straty Luftwaffe **na obu frontach: polskim i zachodnim**. Stwierdza to wyraźnie dr Hümmelchen z Roboczego Koła Badań Wojskowych (Arbeitskreis für Wehrforschung) w liście z 1961-07-06 zawierającym obszerniejsze dane z tego meldunku.

Wg Sumarycznego Meldunku Końcowego straty całkowite (uszkodzenia 100% do 60%) Luftwaffe we wrześniu 1939 r. (przycięte przez

autora za listem dr Hümmelchena) obejmowały:

- 78 bombowców (He 111 i Do 17),
 - 67 samolotów myśliwskich (Bf 109),
 - 12 samolotów pościgowych (Bf 110),
 - 31 bombowców nurkowych (Ju 87),
 - 28 samolotów dalekiego rozpoznania (Do 17),
 - 35 samolotów bliskiego rozpoznania,
 - 12 samolotów transportowych (Ju 52),
 - 13 wodnosamolotów marynarki,
 - 9 samolotów łącznikowych i innych,
- razem 285, z czego 258 na froncie polskim i 27 na Zachodzie.



Rys. 15. Jedyną odmianą Junkersa Ju 86 pozostającą jeszcze na uzbrojeniu Luftwaffe do wybuchu wojny był Ju 86G (arch. J.B. Cynka)

Ponadto samolotów uszkodzonych (59% do 10%), lecz zdalnych do naprawy było:

- 69 bombowców,
 - 67 samolotów myśliwskich,
 - 27 samolotów pościgowych,
 - 22 bombowce nurkowe,
 - 10 samolotów dalekiego rozpoznania,
 - 45 samolotów bliskiego rozpoznania,
 - 22 samoloty transportowe,
 - 5 wodnosamolotów marynarki,
 - 12 samolotów łącznikowych i innych,
- razem 279, z czego 263 na froncie polskim i 16 na Zachodzie.

Straty osobowe personelu latającego (na obu frontach) wynosiły: 189 zabitych, 126 rannych i 224 zaginionych, razem 539. Po dodaniu strat personelu naziemnego i artylerii przeciwlotniczej, która organizacyjnie wchodziła w skład Luftwaffe, wynosiły one ogólnie: 279 zabitych, 221 rannych i 234 zaginionych, razem 734. (Objęte tymi liczbami straty personalne na froncie zachodnim nie są autorowi znane).

Meldunek nie zawierał informacji o podziale 27 samolotów zniszczonych na Zachodzie na rodzaje lub typy. Można jednak z pewnością stwierdzić, że nie było wśród nich żadnych samolotów pościgowych i nurkowych, jak i prawdopodobnie żadnych bombowców. Wg ustaleń autora składało się na nie ok. 12 Bf 109, ok. 10 samolotów dalekiego i bliskiego rozpoznania oraz kilka wodnopłatowców marynarki.

¹⁰⁾ Kilka meldunków o zestrzeleniu Ju 86 (m.in. ppor. Głowczyńskiego z 1939-09-03) jest bardziej wiarygodnych, natomiast inne opisy „naocznych świadków” często pasują równie dobrze do He 111E, który miał niemal identyczny wysuwany kosz strzelecki pod kadłubem i „głębokie, wiszące chłodnice”. Wiadomo, że Ju 86 mylono także z Bf 110, którego sylwetka nie była wtedy dostatecznie znana (raport jednego z pilotów określa Ju 86 jako „samolot odciążający” „...możliwość otwarcia ognia jedynie z całkowitego zaskoczenia”). Trzeba również pamiętać, że Ju 86 pozostające we wrześniu w dyonie treningowym IV/KG 1, który mógł ewentualnie wykonać jakieś sporadyczne loty nad Polską (choć autor nie znalazł na to jeszcze żadnego przekonywującego dowodu), były wersji G, z gwiazdowymi silnikami i zupełnie zmienionym obrysem nosa. W 1939 r. wersja Ju 86G nie była publicznie znana

¹¹⁾ Jerzy Pawlak „Polskie eskadry w Wojnie Obronnej 1939”, zestaw na s. 16 ÷ 18.

¹²⁾ W nr 9/63 tygodnika *Kristall*, cykl „Angriffshöhe 4000”, następnie rozszerzony i wydany w 1964 r. jako książka pod tym samym tytułem.

WARUNKI PRENUMERATY

Prenumeratory zbiorowi – jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty **wyłącznie** na blankiecie „wpłata-zamówienie” (jest to „polecenie przelewu” rozszerzone dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia). Blankiety te będą dostarczane dotychczasowym prenumeratom przez Zakład Kolportażu. Nowi prenumeratorzy otrzymują je po zgłoszeniu zapotrzebowania (pisemnie lub telefonicznie) w Zakładzie Kolportażu.

Prenumeratory indywidualni – osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: Państwowy Bank Kredytowy III/O Warszawa nr 370015-7490-139-11.

Prenumerata ulgowa – przysługuje **wyłącznie** osobom fizycznym – członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarzu każdego czasopisma.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę – zamawia się tak jak prenumeratę indywidualną. Dodatkowo należy podać na blankiecie wpłaty nazwisko i dokładny adres odbiorcy. Cena prenumeraty ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie wyższa.

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

- do 10 listopada na każdy kwartał, I i II półrocze oraz cały rok następny,
- do 28 lutego na II, III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 maja na III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Zmiany w prenumeracie można zgłaszać pisemnie tylko w ww. terminach.

Informacji o prenumeracie udziela – Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism – można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 26-80-16) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Wstępna cena prenumeraty TLiA na 1990 r. – kwartalna normalna 2400 zł, kwartalna ulgowa 480 zł, półroczna normalna 4800 zł, półroczna ulgowa 960 zł, roczna normalna 9600 zł, roczna ulgowa 1920 zł.

W przypadku zmiany cen w okresie objętym prenumeratą, prenumeratorzy są zobowiązani do dopłaty różnicy cen.

ul. Bartycka 20, pok. 54
 00-716 Warszawa
 tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca
SIMPRESS Sp. z o.o., Oficyna Wydawnicza SIMP
 00-930 Warszawa 71, skr. poczt. 8

SPIS TREŚCI

A. Glass: Problemy moralne inżyniera lotniczego	Str. 1
S. Danilecki: Próba uproszczonej oceny aerodynamicznej układu „kaczka” na tle innych układów	2
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	6
J. Mikuła: Wpływ czasu odpuszczania stali w temperaturze kruchości nieodwracalnej na zmiany ich struktury	7
PROJEKTY: McDonnell Douglas MD-91 i -92	10
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	10
KARTOTEKA TLiA: Pilatus-Britten Norman AEW Defender	11
Hawk GafHawk 125	13
TERMINY LOTNICZE: 21. Prędkość lądowania, prędkość przyziemienia; 22. Odbijanie, skakanie, podrzucanie, cwałowanie (wodnosamolotu); 23. Uskok krawędzi natarcia	15
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zdarność do lotu małych samolotów w wymaganiach brytyjskich BCAR, Section S (II)	16
A. Świątecki: Rzeczywista długość drogi startowej. Cz. I – Wpływ masy samolotu	18
J. B. Cynk: Polskie zwycięstwa myśliwskie we wrześniu 1939 (II). Uwagi, refleksje, wnioski (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
ZE ŚWIATA	II okł.
Rejestr Polskich Statków Powietrznych – 4. Biuro Veritas 1930 ÷ 1931	III okł.

Na okładce: Samoloty bombowe PZL-37 Łoś: P.37A bis, P.37B i P.37B w lotnictwie rumuńskim w 1941 r. – rys. K. Cieślak

Sekretarz Redakcji
 Elżbieta Olejarz

Redaktor techniczny
 Grażyna Gutowska

Redaktorzy działowi:
 mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:
 mgr inż. W. Blaszcak, mgr inż. Z. Girulski, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzewodniczący), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kolodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

DANILECKI S.: Próba uproszczonej oceny aerodynamicznej układu „kaczka” na tle innych układów. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 8, s. 2.

Dokonano próby oceny niektórych cech aerodynamicznych układu dwu powierzchni nośnych, umieszczonych jedna za drugą, na tle ciągłej zmiany ich wzajemnych proporcji. Wskazano na wynikające stąd istotne różnice pomiędzy układem „kaczka” a układem klasycznym. Przedstawiono też sposób względnej oceny cech aerodynamicznych.

MIKUŁA J.: Wpływ czasu odpuszczania stali w temperaturze kruchości nieodwracalnej na zmiany ich struktury. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 8, s. 7

Autor omawia doświadczenia własne i podbudowę literaturową nt. przyczyn kruchości odpuszczania stali typu 30HGSA i 30G2. Wnioski: przyczynami są zmiany na granicach ziarn oraz w obszarach przygranicznych zachodzące podczas odpuszczania.

ŚWIĄTECKI A.: Rzeczywista długość drogi startowej. Cz. I – Wpływ masy samolotu. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 8, s. 18.

Przedstawiono metodę określania rzeczywistej długości drogi startowej w zależności od masy samolotu i warunków miejscowych lotniska oraz przykład liczbowy dla samolotu Boeing 737-200.

CYNK J.B.: Polskie zwycięstwa myśliwskie we wrześniu 1939 (II). Uwagi, refleksje, wnioski. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 8, s. 21.

W cz. II artykułu autor przedstawił dane o polskich zwycięstwach myśliwskich wg dokumentów Luftwaffe.

CONTENTS

DANILECKI S.: A model of simplified aerodynamic evaluation of the canard configuration as compared with other configurations. TLiA, vol. XLIV, 1989, No 8, p. 2.

An attempt has been made to evaluate some aerodynamic features of the two lifting surfaces arranged one after another along with progressive changes in their mutual proportions. Essential differences have been indicated between canard and classical configurations. A model has been presented how to evaluate their aerodynamic characteristics.

MIKUŁA J.: The effect of time of steel tempering in irreversible brittleness temperature upon changes in its structure. TLiA, vol. XLIV, 1989, No. 8, p. 7

The author discusses his own experience supported by relevant literature on the reasons for tempering brittleness of steel grade 30HGSA and 30G2. Conclusions: the reason is changes which take place on grain borders and close to the borders during tempering

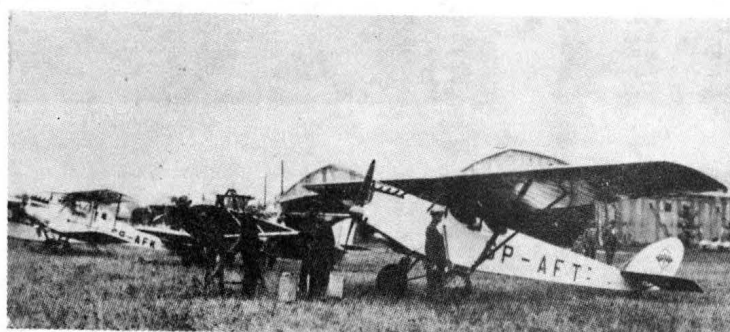
Rejestr Polskich Statków Powietrznych – 4

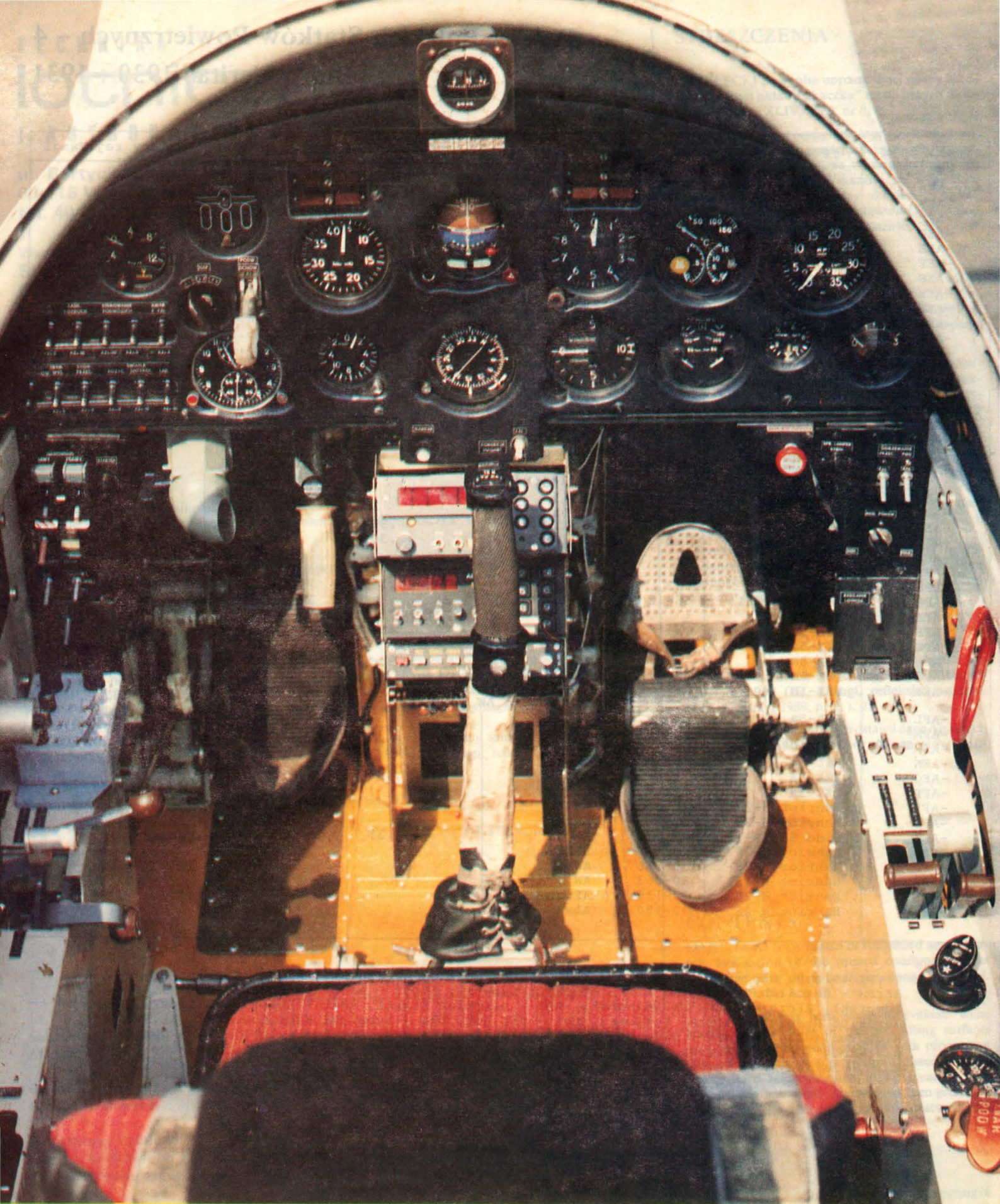
Biuro Veritas 1930 ÷ 1931

Znaki rej.	Typ samolotu	Nr.fabr.	Właściciel	Data zarej.	Data skreśl.	Zmiany rej.Uwagi
SP-AEA	...					
-AEB	PWS-4	...	PWS			
-AEC	PWS-21 bis30	.32	
-AED	Moryson II	...	APozn.	.30	12.08.36	
-AEE	PZL-5a	2	AWil.		(39)	
-AEF	WZ-XI Kogutek	1	W.Zalewski		6.02.34	
-AEG	Hanriot H28	...	KlPWS		1.10.33	
-AEH	MN-5	...	AWil.	.30	17.7.36	
-AEJ	...					
-AEK	RWD-4	30	APozn.	.30	5.6.35	
-AEL	RWD-4	29	ALwów	.30	22.5.34	
-AEM	Sido S-2(S-1)	2	AKraków	.30	13.3.35	
-AEN	Hanriot H-28	...	APozn.		1.7.36	
-AEO	DH80A Puss Moth	2082	Fischer v. Mollard			ex.D-1948 (?1048)
-AEP	Hanriot H-28			
-AER	Albatros B.II	...	AW		27.7.31	
-AES	Hanriot H-28	...	ALwów		1.10.33	
-AET	Hanriot H-28			
-AEU	DH60Gmoth	...	K.Czarkowski -Golejewski		5.4.31	
-AEW	Hanriot H-28	30-265	...			
-AEX	...					
-AEY	RWD-4	31	AW, ALw	.30	4.11.36	
-AEZ	RWD-4	32	AW	.30	7.11.35	
SP-AFA	PZL Ł.2	...	PZL		7.11.35	
-AFB	Lublin RXII		ZMPL			
-AFC	RWD-4	33	AŚl.	.30	7.11.35	rozbity 19.8.35
-AFD	Lublin RXIII	56-12	ZMPL,ARP		15.6.36	
-AFE	PWS-12 bis					
-AFF	PZL-5a	5	AKrak		(39)	
-AFG	PZL-5a	6	AW			
-AFH	PZL-5a	7	...		32	
-AFJ	PZL-5a	8	AKrak			
-AFK	PZL-5a	9	L.Święszkowski J.Rudowski AW		(39)	
-AFL	PZL-5a	10	AŚl.		26.9.35	
-AFM ¹	PZL-5a	11	AŚl.		14.11.33	
-AFM ²	Hanriot H-28	30-120	...			
-AFN	PZL-5a	12	AKrak			
-AFO	PZL-5a	13	AŚl.		(39)	
-AFP	PZL-5a	14	AŚl.		13.3.35	
-AFR	Hanriot H-28	...	AW		23.10.35	
-AFS	Hanriot H-28	...	AKrak		23.10.35	
-AFT	Sido S-3(S-1)	3	AKrak	.31	13.3.35	
-AFU	Hanriot H-28	...	LKL			
-AFW	Hanriot H-28	30-156	AW		23.10.35	powt.rej.15.3.34
-AFX	Hanriot H-28	30-263	AW		30.1.36	
-AFY	Hanriot H-28	30-116	APozn		30.1.36	
-AFZ	Hanriot H-28	30-180	ALw		30.1.36	

Uwagi: 1),2) kolejne użycie tych samych znaków. AW - Aeroklub Warszawski, AGd - Aeroklub Gdański, AKrak - Aeroklub Krakowski, ALw - Aeroklub Lwowski, AŁódź - Aeroklub Łódzki, APom - Aeroklub Pomorski, APozn - Aeroklub Poznański, AŚl - Aeroklub Śląski, AWil - Aeroklub Wileński, ARP - Aeroklub Rzeczypospolitej Polskiej, LOT - PLL LOT, LKL - Lubelski Klub Lotniczy, Kl.PWS - Klub Podlaskiej Wytwórni Samolotów, PZL - Państwowe Zakłady Lotnicze, LOPP - Liga Obrony Powietrznej i Przeciwważowej, PW - Przystosowane Wojskowe Lotnicze, MK - Ministerstwo Komunikacji, ZMPL - Zakłady Mechaniczne Plaże i Lańskiewicz

A.G.





Fot. L. Zielaskowski

Przednia kabina
dwumiejscowego samolotu szkolno-treningowego PZL M-26 Iskierka