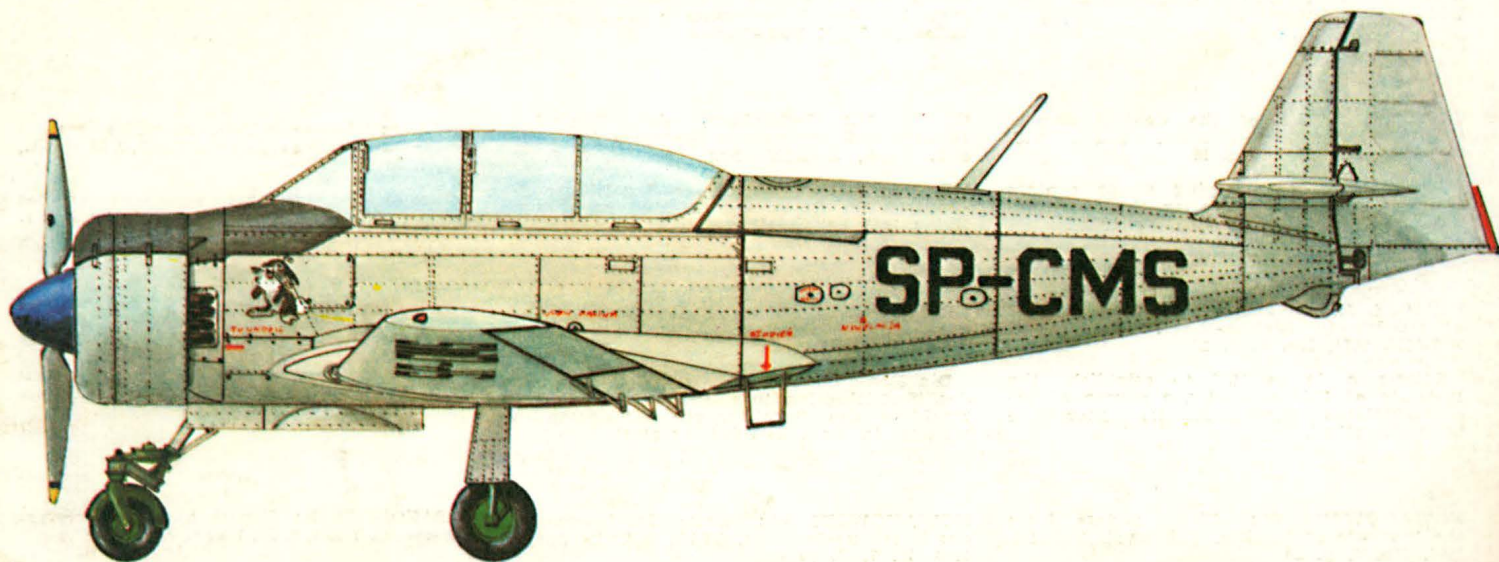
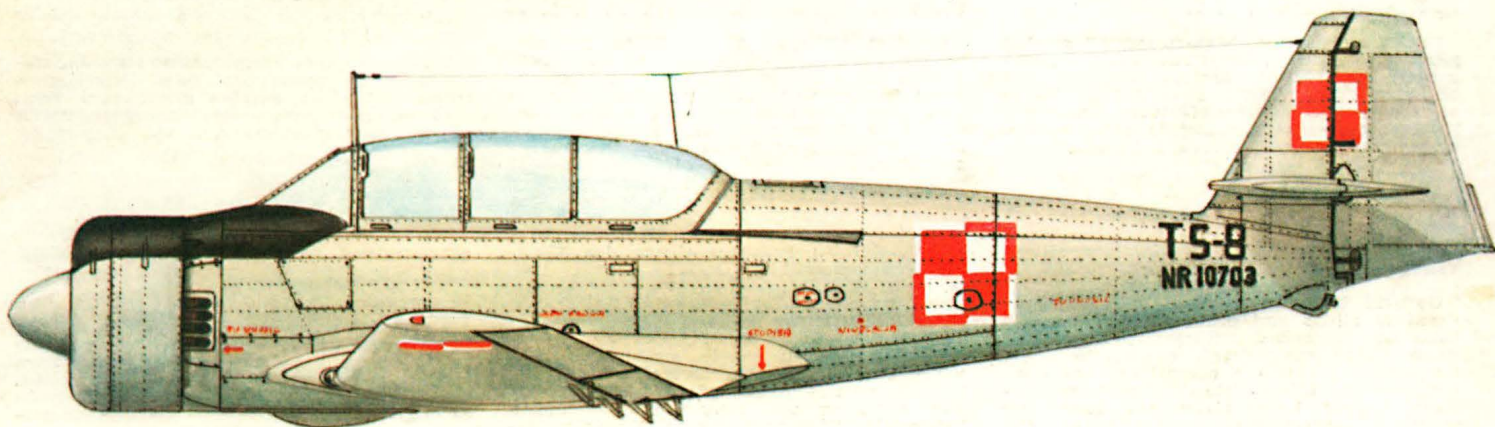
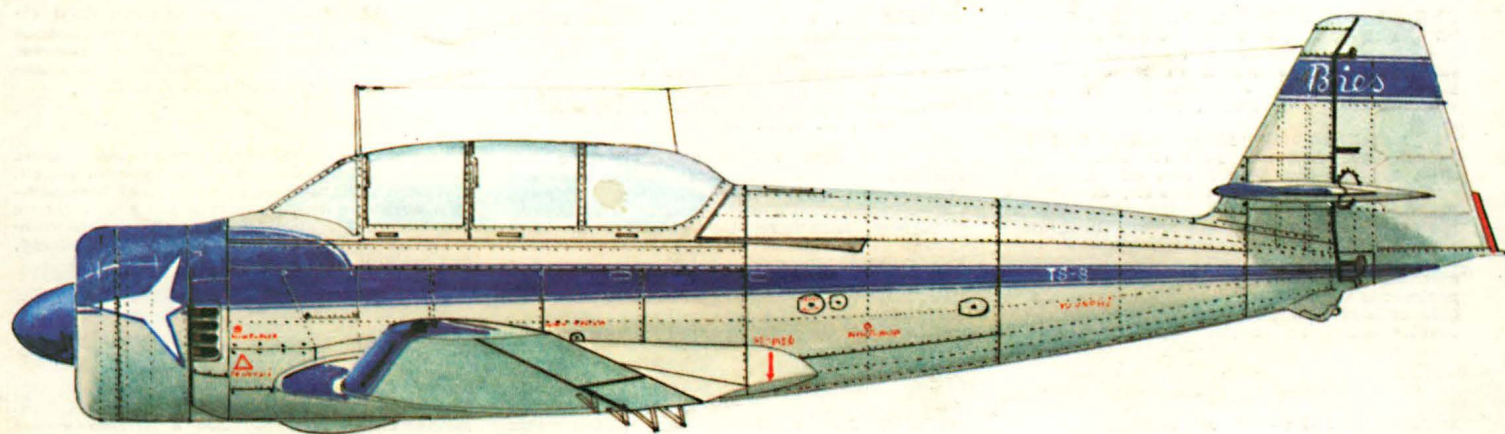


TECHNIKA

7'84

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



## CONTENTS

KRAWCZYK M., MORAWSKI J.: Models of man's perception of three-dimensional motion. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 7, p. 4

Recent bibliography dealing with the problem of modelling the man's organs of equilibrium has been presented and analysed in this article. Special attention has been drawn to possibilities to represent functioning of the linear and angular acceleration perception system from the point of view of the global model of the organ of equilibrium. The starting point of the work was anatomic structure of ear. Through physical models of the organs of equilibrium a way has been shown, which led to create very accurate, experimentally verified, mathematical models. A review of the methods used at the stage of experimental investigations has also been made in this

ORKISZ M., PROCIAK R., SZCZECIŃSKI S.: Analytic method of determination of volumetric efficiency and power loss resulting from restriction in inlet and exhaust systems of a piston engine. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 7, p. 12

A simplified method of calculating the volumetric efficiency in inlet and exhaust systems and the power loss of an engine resulting from incorrect design, as regards flow characteristics, of inlet and exhaust systems of a piston engine, has been presented. Calculation results obtained with the use of the described simplified methods have been compared with experiments and with results of accurate calculations and great consistence of these results has been found.

MIZERA Z.: Review of blind rivets and blind riveting techniques (I). *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 7, p. 22

Blind rivets for high-strength riveted joints so-called „for structural applications” have been presented. The first part of this article makes a review of rivets of this type being manufactured, including rivet characteristics, principle of operation, basic features and relevant standards.

FILIPECKI J.: Milling of titanium alloys. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 7, p. 27

General information on machinability of titanium alloys and practical recommendations on choice of parameters of milling these alloys with shank cutters in good, medium and difficult conditions, has been comprised in this article. The recommendations having been given are based on practical parameters employed at the machining of aircraft components at WSK PZL-Mielec.

GUNIA M.: Rise of the Central Scouts' Glider Centre in Bielsko. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 7, p. 28

The course of managing glider centres in the Bielsko region after the war termination in 1945 has been described.

NIESPAŁ J.: Establishment of the Institute of Gliding in Bielsko-Biała. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 7, p. 28

Efforts made in 1945 to establish the Institute of Gliding and the course of reconstruction of the Salamandra glider have been described.

NOWAKOWSKI W.: First gliders from the Institute of Gliding. *TLiA*, vol. XXXIX, 1984, No. 7, p. 29

The history of building the first glider at the Institute of Gliding, i.e. the IS-1 Sep, has been presented.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

KRAWCZYK M., MORAWSKI J.: Perzeptionsmodelle für die Raumbewegung beim Menschen. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 7, S. 4

In dem Beitrag wird die aktuelle Literatur über das Problem der Nachahmung der Gleichgewichtsorgane des Menschen vorgestellt und analysiert. Besondere Aufmerksamkeit wird der Nachahmung der Wirkung der Perzeptionsanordnung von geradlinigen und winkelförmigen Beschleunigungen hinsichtlich des globalen Modells des Gleichgewichtsorgans gewidmet. Mit Hilfe physikalischer Modelle der Gleichgewichtsorgane wurde der Weg gezeigt, der zur Aufstellung sehr genauer und versuchsmässig bewiesener mathematischer Modelle geführt hatte. Es werden auch Methoden angeführt, die auf der Etappe der experimentellen Untersuchungen angewandt wurden.

ORKISZ M., PROCIAK R., SZCZECIŃSKI S.: Analytische Methode zur Bestimmung des Koeffizienten für die Füllung und verlorene Leistung infolge der Durchflusswiderstände in der Zuführ- und Auspuffanordnung am Kolbenmotor. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 7, S. 12

Es wird eine vereinfachte Methode zur Berechnung des Füllkoeffizienten in der Zuführ- und Auspuffanordnung wie auch der Leistung, die infolge der strömungstechnisch nicht richtig entworfenen Zuführ- und Auspuffanlage beim Kolbenmotor verloren geht, dargestellt. Die mit dieser Methode ermittelten Ergebnisse werden mit versuchsmässigen und genau errechneten Ergebnissen verglichen und deuten auf eine grosse Übereinstimmung hin.

MIZERA Z.: Übersicht der Niete und Vernietungsarten bei einseitigem Zugang (I). *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 7, S. 22

In dem Beitrag werden Niete für einseitige Vernietungen dargestellt, die Festigkeitsnähte für sog. konstruktive Anwendung bilden. Der erste Teil des Beitrages gibt eine Übersicht der hergestellten Niete, ihre Kenndaten, die Wirkungsweise, ihre Hauptigenschaften und Normvorschriften.

FILIPECKI J.: Fräsbearbeitung der Titan-Legierungen. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 7, S. 27

In dem Beitrag werden allgemeine Informationen über die Schneidbarkeit der Titan-Legierungen sowie praktische Hinweise über die Fräsparemeter dieser Legierungen mittels Schaftfräser unter günstigen, mittleren und schweren Bedingungen behandelt. Die angeführten Hinweise ergeben sich aus den praktischen Parametern bei der Bearbeitung von Flugzeugteilen in WSK PZL-Mielec.

GUNIA M.: Entstehung des Zentralen Pfadfinder-Segelflugzeug-Zentrums in Bielsko. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 7, S. 28

Es wird der Aufbau der Segelflugzeug-Zentren im Raum von Bielsko nach dem Krieg 1945 behandelt.

NIESPAŁ J.: Errichtung des Segelflug-Instituts in Bielsko-Biała. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 7, S. 28

Die Bemühungen um die Errichtung 1945 des Segelflug-Instituts sowie die Rekonstruktion des Segelflugzeuges Salamandra werden in dem Beitrag erörtert.

NOWAKOWSKI W.: Erste Segelflugzeuge des Segelflug-Instituts. *TLiA*, XXXIX Jhrg., 1984, H. 7, S. 29

Es wird die Geschichte der Entstehung der erste Segelflugzeug IS-1 Sep im Segelflug-Institut geschildert.

## СОДЕРЖАНИЕ

КРАВЧИК М., МОРАВСКИ Е.: Модели восприятия пространственного движения у человека. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 7, с. 4

В работе дается обзор и анализ современной литературы в области моделирования органов равновесия у человека. Особенное внимание посвящено возможностям моделирования действия системы восприятия линейных и угловых ускорений на фоне общей модели органа равновесия. Работа базировалась на анатомии человеческого уха. Указываются физические модели органа равновесия и путь который привел к очень точным, экспериментально проверенным, математическим моделям. Дается также обзор методов, которые применялись при экспериментальных исследованиях.

ОРКИШ М., ПРОЦИАК Р., ШЕЦИНЬСКИ С.: Аналитический метод определения коэффициентов наполнения и потери мощности из-за сопротивления всасывающей и выхлопной систем поршневого двигателя. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 7, с. 12

Описан упрощенный метод расчета коэффициента наполнения всасывающей и выхлопной систем, а также потери мощности, вызываемой неправильным подбором всасывающей и выхлопной систем поршневого двигателя. Результаты расчетов сравнены с опытом и результатами точных методов, при этом получено хорошее их совпадение.

МИЗЕРА З.: Обзор заклепок и методов клепки с односторонним доступом (I). *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 7, с. 22

В статье описаны односторонние заклепки, применяемые для прочностных швов. Первая часть статьи дает обзор методов изготовления таких заклепок, указываются характеристики, описывается работа, основные свойства и нормы.

ФИЛИПЕЦКИ Е.: Фрезирование сплавов титана. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 7, с. 27

В статье даются общие данные в области обработки резанием сплавов титана и практические советы в области подбора параметров фрезирования этих сплавов пальцовыми фрезами в благоприятных, средних и трудных условиях. Рекомендации основаны на опыте обработки элементов авиационных конструкций на заводе ВСК ПЗЛ-Мелец.

ГУНЯ М.: Образование Центрального Молодежного Центра Планеризма в г. Бельско. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 7, с. 28

Описано восстановление планерных центров вблизи г. Бельско после окончания войны в 1945 г.

НЕСПАЛ Я.: Организация Института Планеризма в г. Бельско-Бяла. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 7, с. 28

Описаны организационные работы, проведенные в 1945 г. для образования Института Планеризма и ход реконструкции планера Саламандра.

НОВАКОВСКИ В.: Первые планеры Института Планеризма. *ТЛиА*, т. 39, 1984 г., № 7, с. 29

Описана история постройки первого планера Института Планеризма ИС-1 Семп.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIX LIPIEC 1984

TECHNIKA

7'84

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## 40-lecie, 75-lecie, 90-lecie, 200-lecie i inne rocznice

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Bieżący rok, upływający pod znakiem 40-lecia Polski Ludowej, jest okazją do zastanowienia się nad naszym lotniczym dorobkiem. W TLiA 4÷5 z br. przedstawiliśmy osiągnięcia naszego przemysłu lotniczego, a w bieżącym numerze zamieszczamy wspomnienia z pierwszych dni zakładów szybowcowych w Bielsku, co ułatwi zorientowanie się jaką drogę przeszliśmy w ostatnim 40-leciu. Pokazujemy też konstrukcję pierwszego naszego powojennego samolotu Szpak 2, którą możemy porównać z konstrukcją samolotów dziś produkowanych.

Aby zdać sobie sprawę z całości drogi, jaką przeszło nasze lotnictwo od najwcześniejszych prób i poczyniń, przypomnimy ważniejsze daty z jego rozwoju, a wśród nich i rocznice jubileuszowe:

1648 r. — 336 lat temu Tytus Boratyni na dworze króla Władysława IV zademonstrował latający model swego „Smoka”.

1784 r. — 200 lat temu odbył się w Warszawie pierwszy wzlot balonu (bez załogi) zbudowanego w Polsce.

1789 r. — 195 lat temu pierwszy Polak (Jan Potocki) wznosił się balonem w Warszawie i był to pierwszy lot balonem w Polsce.

1893 r. — 101 lat temu Stefan Drzewiecki ogłosił teorię lotu samolotu.

1894 r. — 90 lat temu Czesław Tański rozpoczął próby z Lotnią, pierwszym polskim szybowcem.

1904 r. — 80 lat temu Józef Lipkowski przystąpił do budowy pierwszego polskiego śmigłowca.

1909 r. — 75 lat temu odbył się pierwszy wzlot samolotu na ziemiach polskich (Legagneaux w Warszawie) i pierwsze pokazy lotnicze.

1909 r. — 75 lat temu wznosił się w powietrze (we Francji) pierwszy samolot zaprojektowany przez Polaka (Adama Ostoję-Ostaszewskiego) Ost-1.

1910 r. — 74 lata temu utworzona została pierwsza polska wytwórnia lotnicza Awiaty w Warszawie.

1918 r. — 66 lat temu powstało Polskie Lotnictwo Wojskowe.

1920 r. — 64 lata temu został wykonany pierwszy międzynarodowy rajd polskich pilotów z Włoch przez Francję i Szwajcarię do Polski.

1921 r. — 63 lata temu została uruchomiona pierwsza polska linia lotnicza Aerotarg, łącząca Poznań z Gdańskiem i Warszawą.

1923 r. — 61 lat temu odbyły się I polskie zawody szybowcowe w Białce k. Nowego Targu.

1924 r. — 60 lat temu powstała wytwórnia lotnicza Samolot w Poznaniu, a Podlaska Wytwórnia Samolotów rozpoczęła produkcję samolotów.

1926 r. — 58 lat temu Bolesław Orliński wykonał przelet Warszawa—Tokio—Warszawa.

1927 r. — 57 lat temu wykonano pierwsze loty rolnicze w Polsce, utworzono pierwszy aeroklub regionalny (w Warszawie) i zorganizowano I Krajowy Konkurs Awionetek.

1928 r. — 56 lat temu zostały utworzone Państwowe Za-

kłady Lotnicze w Warszawie oraz Szczepan Grzeszczyk wykonał pierwszy szybowcowy lot żaglowy w Polsce.

1929 r. — 55 lat temu powstały Polskie Linie Lotnicze LOT.

1929 r. — 55 lat temu odbył się pierwszy oblot samolotu myśliwskiego Zygmunta Puławskiego PZL P1.

1929 r. — 55 lat od śmierci Ludwika Idzikowskiego podczas próby przelotu przez Atlantyk.

1932 r. — 52 lata od zwycięstwa Żwirki i Wigury w międzynarodowych zawodach Challenge 1932 i tragicznej ich śmierci.

1933 r. — 51 lat od przelotu Stanisława Skarżyńskiego przez Atlantyk.

1933 r. — 51 lat od zwycięstwa Franciszka Hynka i Zbigniewa Burzyńskiego w międzynarodowych zawodach balonowych o puchar Gordon-Bennetta.

1934 r. — 50 lat od zwycięstwa Jerzego Bajana i Gustawa Pokrzywyki w Challenge'u 1934.

1934 r. — 50 lat od przelotu braci Adamowiczów przez Atlantyk.

1939 r. — 45 lat od bohaterskich walk naszych pilotów podczas wojny obronnej we wrześniu.

1943 r. — 41 lat od utworzenia polskiej eskadry lotniczej w Grigoriewskoje, zapoczątkowującej rozwój Ludowego Lotnictwa Polskiego.

1944 r. — 40 lat od zdobycia rakiety V-2 przez polski wywiad lotniczy i rozszyfrowania tajemnicy rakiety pod kierunkiem Antoniego Kocjana.

1944 r. — 40 lat od wejścia pod Warką jednostek Ludowego Lotnictwa Polskiego do działań bojowych.

1944 r. — 40 lat od wznowienia działalności lotniczych biur konstrukcyjnych.

1945 r. — 39 lat od zwycięskiego zakończenia szlaku bojowego Ludowego Lotnictwa Polskiego pod Berlinem.

1945 r. — 39 lat od oblotu pierwszego samolotu zbudowanego po wojnie w Polsce — Szpak 2, konstrukcji Tadeusza Sołtyka.

1947 r. — 37 lat od oblotu pierwszego szybowca Sęp zbudowanego po wojnie.

1950 r. — 34 lata od otrzymania przez Ludowe Lotnictwo Polskie pierwszego samolotu odrzutowego Jak-17.

1951 r. — 33 lata od pierwszego lotu pierwszego polskiego śmigłowca BŻ-1 GIL, konstrukcji Bronisława Żurakowskiego.

1952 r. — 32 lata od oblotu pierwszego licencyjnego samolotu odrzutowego LiM-1.

1955 r. — 29 lat od oblotu pierwszego seryjnego śmigłowca SM-1 w Świdniku.

1958 r. — 26 lat od zdobycia szybowcowego mistrzostwa świata przez polskiego pilota (Adama Witka).

1960 r. — 24 lata od oblotu prototypu pierwszego polskiego samolotu odrzutowego TS-11 Iskra, konstrukcji Tadeusza Sołtyka.

1961 r. — 23 lata od oblotu pierwszego seryjnego samolotu An-2 w Mielcu.

cd. na s. 2



## AUSTRIA

● Budowany obecnie samolot szkolno-treningowy AAC A10 otrzymał nazwę Wamira. (Air. Int. 2/84)



## CHINY

● W związku z budową pięciu lotniskowców o wyporności 20 tys. ton przewidziane jest, że będą one zabierać na pokład 25 śmigłowców lub 12 samolotów pionowego startu klasy Sea Harrier (Air. Int. 1/84)



## EGIPT

● 1 grudnia 1983 r. został zmontowany pierwszy z 30 śmigłowców Aerospatiale SA 342L Gazelle budowany w Helwan z licencji francuskiej. Upřednio Egipt zakupił 60 śmigłowców Gazelle. (Air. Int. 2/84)



## CZECHOSŁOWACJA

● Lotnictwo Nikaragui zakupiło 80÷90 samolotów Aero L-39 Albatros, głównie w wersji szturmowej L-39Z. (Air. Int. XII/83)

● Na samolocie L-410 UVP Turbolet badane jest pięciopłatowe śmigło V509, które zmniejsza hałas w kabine o 15 dB, na zewnątrz o 5 dB i dzięki większej sprawności daje o 60 kW zwiększoną moc efektywną. (Air. Int. 1/84)



## FRANCJA

● Francja odmówiła rządowi Peru kredytu na zakup 26 samolotów Mirage 2000. Peru zamierza więc zakupić samolot MiG-23 na bardzo korzystnych warunkach kredytowych. (Air. Int. 1/84)

● Federacja Sportu Lotniczego zamówiła 30 lekkich samolotów sportowych Robin ATL. Samoloty otrzymają silniki VW zamiast JPX PAL 130 (które jeszcze nie zostały dopracowane). (Air. Int. 2/84)

● Silnik turbowalowy Rolls Royce/Turbomeca RTM322 ma w 1985 r. przejść pierwsze próby w locie na śmigłowcu Westland 30. Przewidywana jest także budowa tego silnika na śmigłowcu amerykańskim Sikorsky UH-60 Blackhawk w wersji przeznaczony na rynek europejski. (Av. Mag. 870)

● 29.2.1984 r. wykonał pierwszy lot prototyp wersji wojskowej śmigłowca SA

365M Dauphin 2 z silnikami Turbomeca TM333 po 625 kW, czyli o mocy o 100 kW większej niż poprzednio stosowane silniki Ariel. (GIFAS 1371)



## RFN

● W I Szybowcowych Mistrzostwach Akrobacji Europy w RFN 1 i 3 miejsce zajęli piloci zachodniemieccy Ludwig Fuss i Helmut Laurson startujący na szybowcach Lo-100 z 1952 r., zaś 2 i 4 miejsce piloci polscy Jerzy Makula i Marek Szuba na szybowcach SZD-21-2B Kobuz 3 z 1964 r. (FR 1/84)

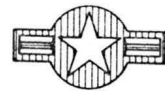
● Warunki sprzedaży polskiego szybowca SZD-48-3 Jantar 3 w RFN: cena przy odbiorze z wytwórni w Bielsku 36 500 DM, czas dostawy 6÷7 tygodni, gwarancja na 200 h lotu lub 9 miesięcy od chwili odbioru z wytwórni. (Av. Mag. 869)

● W USA użytkowane jest 120 śmigłowców MBB Bo-105, w tym 13 sanitarnych i 40 do obsługi morskich platform wiertniczych. W 1983 r. do USA sprzedano 19 śmigłowców Bo-105. Na całym świecie używane jest ponad 700 Bo-105, w tym 66 sanitarnych. (Av. Mag. 868)



## RUMUNIA

● W 1983 r. został opracowany jednoniejskowy metalowy szybowiec akrobaejny z rodziny IS o rozpiętości 12 m. Obciążenie dopuszczalne +8/-5, prędkość maks. dopuszczalna 320 km/h. (FR 1/84)



## USA

● Burt Rutan opracował projekt samolotu Voyager przeznaczonego do lotu dookoła świata. Ma on mieć układ kaczki z dwiema belkami ogonowymi (zbiornikami paliwa). Rozpiętość 30,5 m. Zapas paliwa 5260 l. Prędkość przelotowa 270÷350 km/h. Zasięg 45 000 km. (LK 4/84)

● B. Rutan zbudował prototyp jednoniejskowej kaczki sportowej Eipper Lotus (wg projektu C. Gethinga). Pierwszy lot odbył się 1.2.1983 r. Samolot w zestawach ma produkować wytwórnia Eipper. (LK 4/84)

● Powstała ulepszona wersja samolotu służbowego Cessna Citation II oznaczona Citation S II (Super). Samolot ma ulepszoną aerodynamikę i nową odmianę silników JT-15D-4B, prędkość przelotową 747 km/h oraz zasięg 3700 km. Od nr fabr. 501, zbudowanego wiosną br., produkowana jest tylko ta wersja. (LK 4/84)

● Wytwórnia Boeing otrzymała dotychczas zamówienia na 618 samolotów Boeing 747 Jumbo Jet, w tym 28 na wersję SL z przedłużoną górną kabiną, używaną przez japońskie linie lotnicze. Samoloty zabierają 550 pasażerów. (LK 5/84, Av. Mag. 868)

● Projektowany obecnie samolot trans-

portowy McDonnell Douglas C-17 ma otrzymać cztery silniki PW.2037 po 17 t ciągu. Pierwszy lot prototypu planowany jest na 1989 r. Przewidywana jest budowa 180 C-17 dla USAF. (Av. Mag. 868)

● Nowy turbośmigłowy samolot służbowy Beechcraft King Air 300 uzyskał 25.1.1984 r. certyfikat. (Av. Mag. 868)



## W. BRYTANIA

● We wspólnej produkcji brytyjsko-włosko-zachodniemieckiej zbudowano od 1979 r. już 300 samolotów bojowych Tornado, które wylatały dotychczas 65 tys. h. Spośród 805 Tornado, 165 ma być w wersji myśliwskiej ADV. Obecnie w produkcji znajduje się szósta seria obejmująca 155 samolotów (92 myśliwskie i 63 szturmowe). Dwa samoloty Tornado rozbito w RFN, lecz nie z przyczyn technicznych. Brytyjski RAF ma 44 Tornado. (Av. Mag. 868)

● Wytwórnia Pilatus-Britten Norman produkuje ok. 7 samolotów Islander miesięcznie. (Av. Mag. 868)



## WŁOCHY

● Dla śmigłowca Agusta A109A-II przeglądy co 45 h zastąpiono przeglądami co 100 h, przegląd dla części dynamicznych został przedłużony z 1200 do 1800 h, zaś dla układów hydraulicznych do 2400 h. (Av. Mag. 868)

● 8 samolotów transportowych Aeritalia G222 zakupiła Wenezuela, zaś Turcja zamierza zawrzeć umowę na koprodukcję. (Av. Mag. 868)



## ZSRR

● Tadzycy zarząd Aerołotu jako pierwszy otrzyma samoloty Antonow An-28 i przeprowadzi ich próbną eksploatację. Warunki próby będą dość ostre, gdyż Tadzycy kistan jest położony na terenie górzystym. (FR 1/84)

● Aerołot w swym centralnym rozkładzie lotów obejmujących ważniejsze połączenia krajowe wymienia 4500 linii. Dochodzą do tego linie zagraniczne i regionalne. (FR 1/84)

● Do prac agrolotniczych w winnicach na Krymie w 1983 r. został użyty śmigłowiec Mi-8 wyposażony w urządzenie laserowe do pomiarów agrochemicznych. (FR 1/84)

● Próby przeprowadzone w latach 1976÷1983 za pomocą obiektów kosmicznych Cosmos dały doświadczenia pozwalające na przystąpienie do budowy wahadłowca kosmicznego, którego pierwszy lot spodziewany jest za 3-4 lata. W celu umożliwienia wahadłowcowi lądowania w Bajkonurze przedłużona jest droga startowa. (Av. Mag. 868)

cd. ze s. 1

1963 r. — 21 lat od oblotu samolotu PZL-104 Wilga 2.  
1965 r. — 19 lat od rozpoczęcia produkcji śmigłowców turbinowych Mi-2.

1968 r. — 16 lat od wprowadzenia na linie LOT-u pierwszego samolotu odrzutowego Tu-134.

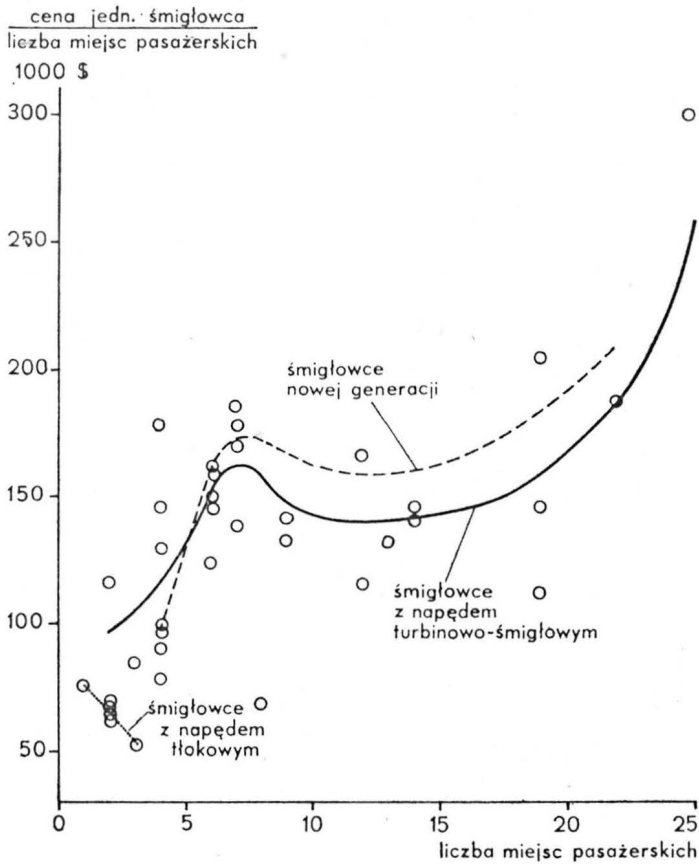
1972 r. — 12 lat od rozpoczęcia przez PLL LOT przewozów przez Atlantyk.

1972 r. — 12 lat od zbudowania pierwszego szybowca laminatowego Jantar.

1980 r. — 4 lata od zwycięstwa W. Świadka i A. Korzeniowskiego w Samolotowych Rajdowych Mistrzostwach Świata na samolocie Wilga.

**Cena jednego miejsca pasażerskiego  
w śmigłowcach cywilnych  
prod. zachodniej  
(koniec 1983 r. – początek 1984 r.)**

**Ceny śmigłowców cywilnych  
w końcu 1983 r. w dol.**



<b>Aérospatiale (Francja)</b>		
SA.315.B Lama		590 000
AS.332.C Super Puma		3 880 000
AS.332.L Super Puma (przedl.)		4 150 000
AS.350.B Ecureuil		398 000
AS.355.D AStar		398 000
AS.335 TwinStar		745 000
SA.365.N Dauphin 2		1 720 000
<b>Agusta (Włochy)</b>		
A.109.A		895 000
A.109.A Mk.II		955 000
<b>Bell Helicopter Textron (USA)</b>		
206.B.III (Jet Ranger III)		360 000
206.L.III (Long Ranger III)		550 000
212		1 600 000
222		1 195 000
222.B		1 295 000
222.UT		975 000
215.ST		4 250 000
412		1 975 000
<b>California Helicopter Int. (USA)</b>		
S.58.T		1 395 000
<b>Enström (USA)</b>		
F.28.C2		124 950
280.C		128 950
F.28.F		135 950
280.F		139 950
<b>Hiller Aviation (USA)</b>		
UH.12.E (z siln. Allison)		232 300
UH.12.E (z siln. tłokowym)		139 500
UH.12.E4 (z siln. Allison)		253 000
UH.12.E4 (z siln. tłokowym)		157 700
H.1100.B		315 000
<b>Hughes Helicopters (USA)</b>		
300.C		132 000
500.E		395 000
530		515 000
<b>Kawasaki/Boeing (Japonia, lic. USA)</b>		
107.II.A		7 500 000
<b>Messerschmitt-Bölkow-Blohm (RFN)</b>		
Bo.105.CB		715 000
Bo.105.CBS		740 000
Bo.105.LS		895 000
<b>Messerschmitt-Bölkow-Blohm/Kawasaki (RFN—Japonia)</b>		
Bk.117		1 250 000
<b>Robinson (USA)</b>		
R.22		75 850
<b>Sikorsky (USA)</b>		
S.76 Mk.2		1 979 000
<b>Westland (Wlk. Brytania)</b>		
30 Srs. 100-60		2 123 000 *)
30 Srs. 200		2 780 000 *)

**Produkcja śmigłowców na świecie  
1974 ÷ 1993**

Rodzaj śmigłowców	1974 ÷ 1983	1984 ÷ 1993; prognozy wytwórni	
		Allison	Sikorsky
Wojskowe	8 400	8 800	...
Cywilne:	10 600	13 700	10 900
— lekkie			8 200
— średnie			2 200
— ciężkie			500
Razem	19 000	22 500	...
produkcji:			
— USA	8 000	13 000	(5 900)*
— pozostałych krajów	11 000	9 500	(5 000)*

\*) tylko cywilne

Źródło: Av. Magazine 868  
A. G.

\*) cena ze stycznia 1983 r.

P.G.

# Modele percepcji ruchu przestrzennego u człowieka

Mgr inż. MARIUSZ KRAWCZYK  
Doc. dr hab. JANUSZ MORAWSKI

Próby matematycznej analizy układów człowiek—maszyna sięgają swymi początkami lat czterdziestych, kiedy to okazało się, że wiele systemów wykorzystujących człowieka jako integralne ogniwo obok maszyny wykazywało osiągnięcia gorsze niż przewidywano. Był to okres burzliwego rozwoju teorii sterowania. Wydawało się wówczas, że analiza układów człowiek—maszyna, identyfikowanych jako zamknięte układy sterowania, jest tylko kwestią adaptacji metod teorii sterowania.

Pierwsze modele człowieka-operatora, oparte na koncepcji „black-box”, ujmowały jedynie pewne zależności między wejściem (zwykle informacją wzrokową) a wyjściem (oddziaływaniem na organa sterowe). Wiele zastosowań, np. zagadnienia ręcznego i półautomatycznego sterowania samolotu, stwarza zasadnicze trudności już na etapie sprecyzowania wejść informacyjnych. Pilot czerpie informacje o stanie lotu nie tylko ze źródeł typu „hardware” (wskaźniki przyrządów pokładowych), ale również korzysta z wielu bodźców naturalnych (typu „software”) pochodzących od takich zmysłów jak:

- wzrok (naturalny obraz widziany przez okno kabiny),
- słuch,
- dotyk („czucie przez fotel”, obciążenia organów sterowych),
- zmysł kinestetyczny (tzw. „głębokie czucie mięśniowe”, czucie wzajemnego położenia członów ciała),
- zmysł równowagi (percepcja położenia, prędkości i przyspieszeń, zarówno liniowych, jak i kątowych).

Wpływ wykorzystania różnych bodźców — informacji wejściowych — i ich kombinacji na jakość sterowania obiektem o ruchu przestrzennym przykładowo ilustruje rys. 1.

Jest w tej chwili faktem powszechnie uznawanym, że „wejścia” te są wzajemnie powiązane, uzupełniające się „zakresami pomiarowymi”, tworząc kompatybilny, dynamiczny swoisty system informacyjny. Określenie „dynamiczny” ma tu oznaczać istotne różnice w udziale poszczególnych kanałów zmysłowych w zależności od szybkości zmian (częstotliwości) sygnałów wejściowych. Operując terminologią cybernetycznych modeli zjawiska można tu mówić o dynamicznej filtracji sygnałów.

To wzajemne powiązanie między poszczególnymi wejściami informacyjnymi człowieka stwarza określone trudności przy próbach identyfikacji. Uzyskiwane modele są więc złożonymi strukturami wielowymiarowymi o licznych sprzężeniach zwrotnych. Z drugiej strony wspomniane powiązania stwarzają możliwość pośredniego pomiaru elementów zupełnie niemierzalnych nawet przy użyciu najnowszych technik. Możliwość ta są wykorzystywane np. przy wnioskowaniu o działaniu organu równowagi na podstawie rejestracji i analizy ruchów gałek ocznych [1, 4, 12, 25, 26].

Spośród zmysłów dostarczających informacji wejściowej o stanie lotu, jedna z czołowych ról przypada zmysłowi równowagi, zlokalizowanemu, jak wiadomo, w tzw. narządzie przedsionkowym ucha wewnętrznego. Narząd ten, jak się uznaje [10], dostarcza najwcześniejszej informacji o zmianie stanu lotu.

Organ równowagi człowieka został wykształcony ewolucyjnie na podstawie pierwotnych aktów ruchu ciała, takich jak lokomocja oraz utrzymywanie pionowej postawy ciała. Toteż wiele cennych informacji wnoszą ostatnie wyniki biomechaniki [14, 16, 17, 18], a szczególnie jej działy zajmujące się analizą chodu [14], stabilografią [7, 16, 18] i cefalografią [6].

W znanych opracowaniach z psychologii lotniczej, organ równowagi jest traktowany peryferyjnie. Często poprzestaje się na zdawkowym stwierdzeniu jego znaczenia. Natomiast wiele zastosowań techniki lotniczej wymaga znacznie ściślejszego opisu tego złożonego organu. Celem niniejszego artykułu jest przeglądowe przedstawienie uzyskanych modeli organu równowagi. Przyjęto, gdzie to tylko było możliwe, następujący schemat prezentacji.

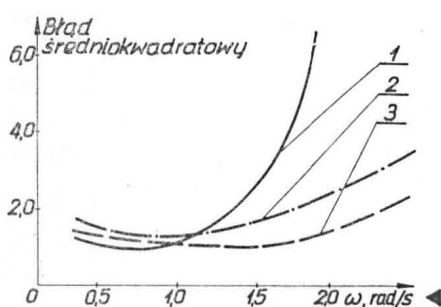
Za punkt wyjścia wzięto skrócony opis budowy anatomicznej organu równowagi i jego (mniej lub bardziej zwyfikowaną eksperymentem) „zasadę działania”. Na podstawie tych wstępnych informacji buduje się model fizyczny organu, dla którego przedstawia się zależności opisujące działanie modelu, a następnie wynikające z tych zależności modele strukturalne i ich charakterystyki.

Na przeszkodzie do takiej systematyki stały często wyraźne luki w dysponowanych materiałach źródłowych, a także fakt, że poruszana dziedzina wiedzy pozostaje wciąż odległa od wyczerpujących ujęć syntetycznych.

## Budowa anatomiczna i fizjologiczna narządów równowagi

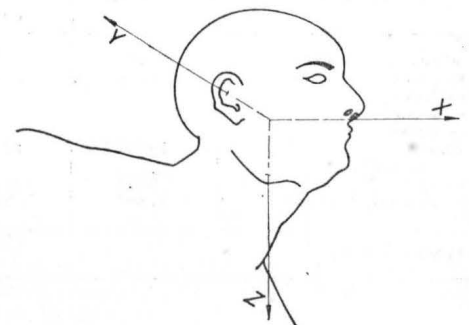
W celu jednoznacznego rozmieszczenia przestrzennego narządów percepcji ruchu u człowieka, wprowadzono prawoskrętny, związany z głową, tzw. główny układ współrzędnych (rys. 2). W przypadku wyprostowanej sylwetki w pozycji stojącej oś Z skierowana jest do dołu, oś X, prostopadła do niej, skierowana jest do przodu, natomiast oś Y w bok. Osie X i Z tworzą tzw. płaszczyznę strzałkową, osie Y i Z — płaszczyznę czołową.

Narząd równowagi, znajdujący się w uchu wewnętrznym, morfologicznie związany jest z narządem słuchu. Ucho wewnętrzne mieści się w wysklepieniu przestrzeni kości skroniowej, zwanej błędnikiem kostnym (labyrinthus osseus), który składa się z następujących części: przedsionka (vestibulum), kanałów półkolistych (canales semicirculares ossei) i ślimaka (cochlea). Wewnątrz niego umieszczony jest błędnik błoniasty (labyrinthus membranaceus), składający się z przewodów półkolistych (ductus semicirculares), woreczka (sacculus), łagiewki (utricle) oraz nie biorącego w powstawaniu bodźca równowagi przewodu ślimakowego (ductus cochlearis). Przestrzeń pomiędzy błędnikiem kostnym a błoniastym wypełniona jest substancją płynną — przychłonką (perilympha), natomiast sam błędnik błoniasty znacznie gęściejszą cieczą, zwaną śródchłonką (endolympha). Opisane elementy ucha wewnętrznego stanowią w całości tzw. narząd przedsionkowo-ślimakowy (organum vestibulo-cochleare). Rys. 3 pokazuje budowę elementów i ich usytuowanie w przyjętym głównym układzie odniesienia. Jak wiadomo, wspomniane organy zaliczają się do



Rys. 2. Układ współrzędnych głównych

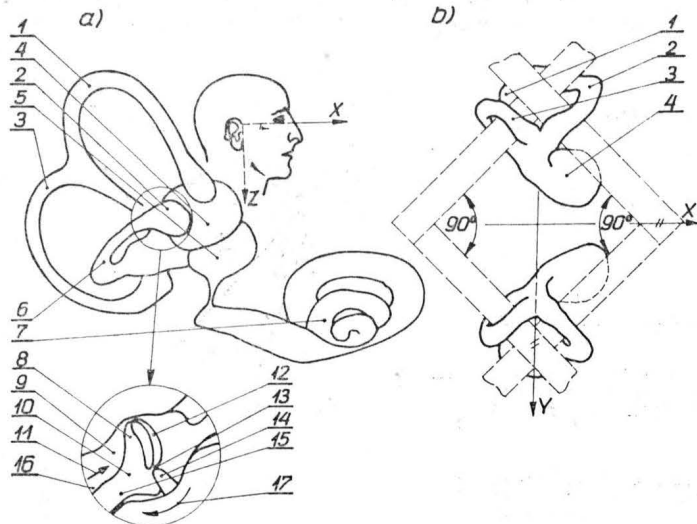
Rys. 1. Krzywe zależności średniokwadratowego uchybu w układzie sterowania ręcznego od częstotliwości granicznej obiektu o cechach wahadła odwróconego: 1 — sterowanie przy wykorzystaniu bodźców wizualnych, 2 — sterowanie przy wykorzystaniu informacji ruchowej (organ przedsionkowy), 3 — sterowanie przy wykorzystaniu kombinowanej informacji pochodzącej z bodźców wizualnych i ruchowych (wg [13])



grupy parzystych. W celu większej przejrzystości tekstu, w dalszej części pracy używa się liczby pojedynczej, pamiętając, że impulsy nerwowe powstałe w ww. narządach sumują się. Przejdźmy do opisu błędnika błoniastego, któremu przypisywane jest wytwarzanie i lokalizacja impulsów nerwowych wzbudzanych przez bodźce ruchowe.

### Kanały i przewody półkoliste

Przewody półkoliste przedni, boczny oraz tylny (odpowiednio: anterior, lateralis, posterior) leżą wewnątrz trzech wzajemnie prostopadłych kanałów półkolistych, zajmując ok. 1/5 wolnej przestrzeni. Każdy z nich ma kształt zbliżony do wycinka pierścienia, którego zakończenia uchodzą



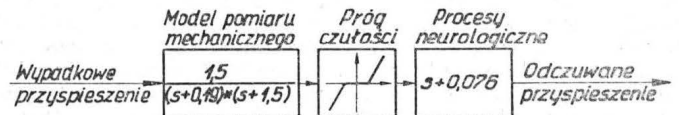
Rys. 3. Budowa anatomiczna układu równowagi oraz usytuowanie błędników kostnych: a) organ w rzucie na płaszczyznę strzałkową: 1 — przewód półkolisty przedni, 2 — bańka, 3 — przewód półkolisty tylny, 4 — łagiewka, 5 — woreczek, 6 — przewód półkolisty boczny, 7 — przewód ślimakowy, 8 — odkształcona bańka, 9 — przychłonka, 10 — śródchłonka, 11 — kierunek przepływu przychłonka, 12 — osklepek, 13 — nabłonek zmysłowy, 14 — grzebień, 15 — przewód półkolisty boczny; b) położenie organów błędnikowych lewego i prawego ucha w przyjętym głównym układzie współrzędnych: 1 — kanał półkolisty boczny, 2 — kanał półkolisty przedni, 3 — kanał półkolisty tylny, 4 — przedsionek kostny

do łagiewki. Z jednej strony kończą się one bańką błoniastą (ampulla), z drugiej natomiast ujściem prostym. Kanały pionowe, leżące w płaszczyznach pokazanych na rys. 3, przed ujściem prostym łączą się. Wewnątrz białek błoniastych znajdują się ustawione prostopadle do osi kanału tzw. grzebienie bańkowe (crista ampullaris), pokryte nabłonkiem zmysłowym (neuropithelium). Galaretowaty twór, zwany osklepkem, który jest do niego przymocowany, prawie dokładnie zamyka światło bańki. Powstanie impulsu nerwowego polega na polaryzacji komórek nabłonka zmysłowego grzebienia przez wymuszony ruch osklepka. Na rys. 3 pokazano wzajemne usytuowanie elementów bańki, które stanowią część pomiarową czujnika przyspieszeń kątowych. Z prostego opisu anatomicznego wydaje się, że jego zasada działania ma wiele cech wspólnych ze stosowanym w technice przepływomierzem skrzydełkowym. Działanie opisanego mechanizmu odbywa się z niewielkim opóźnieniem rzędu 0,3 s.

### Łagiewka i woreczek

Zarówno łagiewka jak i woreczek leżą w części błędnika kostnego, zwanego przedsionkiem. Mają one odpowiednio kształt nieco wydłużony i bardziej kulisty. Wewnątrz nich znajdują się małe (2-3 mm) plamki (macula), pokryte nabłonkiem zmysłowym. Plamka łagiewki umieszczona jest w płaszczyźnie odchylonej od poziomu o kąt ok. 30°, plamka woreczka natomiast — w płaszczyźnie pionowej. Obie plamki pokryte są kamieniami błędnikowymi (statoconia), utworzonymi z mieszaniny węglanów i fosforanów wapnia, które połączone są w twór zwany błoną kamyczkową (membrana statoconiorum). Powstawanie impulsu nerwowego, będącego wynikiem polaryzacji komórek zmysłowych (wywołanej bezwładnościowym ruchem błony kamyczkowej względem komórek nabłonka zmysłowego), jest znacznie wolniejsze niż w przypadku kanałów półkolistych. W literaturze [25] w zależności od wielkości bodźca, podaje się wartość opóźnienia w granicach od 1 do 4 s. Biorąc pod

uwagę zasadę powstawania impulsu nerwowego wydaje się, że stosunkowo dobre rezultaty można by osiągnąć aproksymując działanie czujnika przyspieszeń liniowych



Rys. 4. Schemat blokowy modelu percepcji przyspieszeń liniowych (wg [25])

układem masy na sprężynie z silnym tłumieniem nadkrytycznym [2]. W dostępnym piśmiennictwie jednak brak jest danych dotyczących odpowiednich modeli fizycznych.

### Percepcja przyspieszeń liniowych

Narząd przedsionkowy umożliwia człowiekowi subiektywny pomiar zarówno wartości przyspieszenia (względnie prędkości przemieszczenia), jak też kierunki jego działania. Badania mające na celu wyjaśnienie tego zjawiska czy też próby opisanego go w sposób sformalizowany są stosunkowo niedawne, sięgające połowy lat sześćdziesiątych. Do obecnej chwili nie ma właściwie jednolitej teorii, która by jednoznacznie określała funkcję błędnika błoniastego. Uważa się, że jako czujnik wielkości przyspieszenia funkcjonuje łagiewka łącznie z woreczkiem [19]. Niektórzy autorzy [8] negują wszakże ten pogląd lansując teorię, wg której odczucie przyspieszenia lokalizowane jest w samej łagiewce. Z tego też powodu modele matematyczne, jakie powstały, nie mają swojego odpowiednika fizycznego, ściśle związanego z budową anatomiczną, a jedynie względnie dokładnie aproksymują dane eksperymentalne dotyczące funkcji organu. Otrzymano je prowadząc badania w kilku kierunkach. Obserwowano zmiany zachodzące w organizmie, wywołane skłonami tułowia (Moore, Gramer [10]) czy też wychowaniami z położenia równowagi (Nashner [18]). Alternatywnie badano wykrywanie pionu podczas prób na wirówce przeciążeniowej (Graybiel [10]). Wspólną cechą ww. doświadczeń była metoda pomiaru subiektywnego wrażenia, wywołanego przyspieszeniami liniowymi. Technika tej metody opierała się głównie na obserwacji (najczęściej filmowej) oczopląsu, ściśle związanego z charakterem ruchu oraz jego odpowiedniej interpretacji. Obecnie pomiar przeprowadza się przy zastosowaniu nowoczesnych metod elektrookulograficznych (EOG), za pomocą których rejestrację ruchów gałek ocznych można przeprowadzać nawet przy zamkniętych powiekach. Czasami także, chociaż niezmiernie rzadko [23], czynione są próby wykorzystania zapisu elektroencefalograficznego (EEG).

Pierwszą próbą wykorzystującą i opisującą subiektywny odbiór przyspieszenia działającego w płaszczyźnie poziomej była praca J. L. Meiry [12]. Tworząc opisany w niej model, autor nie brał jednak pod uwagę składowych statycznych przyspieszenia liniowego, co prowadziło do pogorszenia dokładności wyników dla małych częstotliwości wymuszeń. Kilka lat później, uwzględniając powyższy fakt, J. L. Meiry wraz z L. R. Youngiem, stworzyli nową teorię [25]. Nie doczekała się ona jednak dalszych rozwinięć, a prace w tym kierunku pomimo wielu badań do tej pory nie osiągnęły istotnego postępu. Prezentowany w omawianej pracy [25] model ma budowę szeregową (rys. 4). Na rys. 5 pokazano odpowiadające mu charakterystyki: amplitudową i fazową.

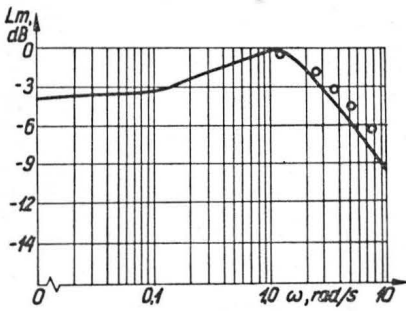
Model ten ma wiele zalet. Mimo swojej prostoty w stosunkowo dokładny sposób potwierdza wyniki eksperymentalne. Jest to szczególnie widoczne na rys. 5 zaczerpniętym z pracy [25], na którym charakterystyki amplitudowa i fazowa zamieszczone zostały dla oceny wierności modelu wraz z danymi doświadczalnymi. Odpowiedź modelu na jednostkowe wymuszenie skłowe przedstawiono na rys. 6.

W pracach [21] oraz [25] dokonano pewnego podziału czynności łagiewki względnie woreczka w odniesieniu do sygnału wymuszającego. Przyjmując dane z pracy [25] jako najbardziej wiarygodne można stwierdzić, że dla zakresu częstotliwości bodźca  $0,19 < \omega < 1,5$  rad/s człowiek rejestruje prędkości, dla  $\omega < 0,19$  rad/s przyspieszenia, a dla  $\omega > 1,5$  rad/s narządy przedsionka działają jako czujniki przemieszczenia. Wielkość progowa na tego rodzaju wymuszenia wynosi ok. 0,3 m/s<sup>2</sup> i jest niezależna od kierunku działania.

Należy zauważyć, że organizm ludzki rozwijający się w warunkach jednolitego i stałego przyciągania ziemskiego nie jest zdolny odróżnić składowej siły grawitacji od innych sił bezwładności. Z tego też powodu człowiek biorący

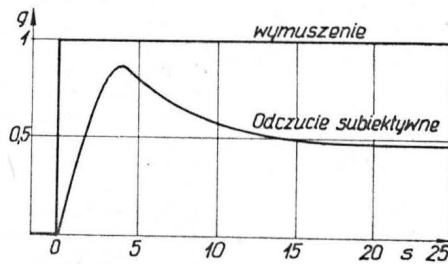
udział w ruchu podlega zjawiskom o charakterze iluzji, które są wynikiem przyjmowania kierunku działania wypadkowego przyspieszenia jako obiektywnego pionu. Zjawiska iluzji występują nader często w lotach bez widoczności ziemi, wtedy gdy na pilota działa przyspieszenie liniowe. Przykładem tego typu iluzji jest odczucie lotu poziomego wtedy, gdy w rzeczywistości samolot znajduje się w skrócie, czy też [10] odczucie zmiany pochylenia podczas rozpędzania bądź wyhamowywania samolotu. Ponadto sama zasada odczuwania kierunku działania przyspieszenia była długo nie znana. Do lat siedemdziesiątych obowiązywała teza, wg której człowiek odbiera kierunek przyspieszenia niejako automatycznie. Spotkano się wszakże z pewnymi paradoksami, które nie dały się wyjaśnić tak przyjętą regułą. Można tu przytoczyć efekt Auberte'a polegający na odczuciu pochylenia do tyłu podczas szybkiego startu windy do góry. Efektu tego, a także wielu in-

sprowadza całość zagadnienia do dwóch wymiarów. Wprowadzamy za [8] układ współrzędnych  $x, y, z$ , który powstaje przez dodatni obrót o kąt  $30^\circ$  wokół osi  $Y$  głównego układu współrzędnych. Przedstawia to rys. 7. Z budowy anatomicznej wynika, że oś  $z$  będzie wtedy prostopadła do nabłonka zmysłowego łagiewki. Wydaje się, że takie usytuowanie czujnika można dodatkowo wyjaśnić opierając się na teorii ewolucji organizmu ludzkiego. W początkowej fazie rozwoju, gdy tułów opierał się na czterech kończynach, płaszczyzna płamki łagiewki była prostopadła do linii sił pola grawitacyjnego. Jest to niewątpliwie najkorzystniejsze położenie płamki w aspekcie wykonywanej funkcji. W miarę jednak pionizacji postawy, co nastąpiło ok. 25÷30 mln lat temu (homo erectus), łagiewka zaczęła w stosunku do pionu pochylać się do tyłu. Wynika to z pewnością ze stosunkowo powolnej ewolucji anatomicznej układu równowagi do zaistniałych warunków. W chwili



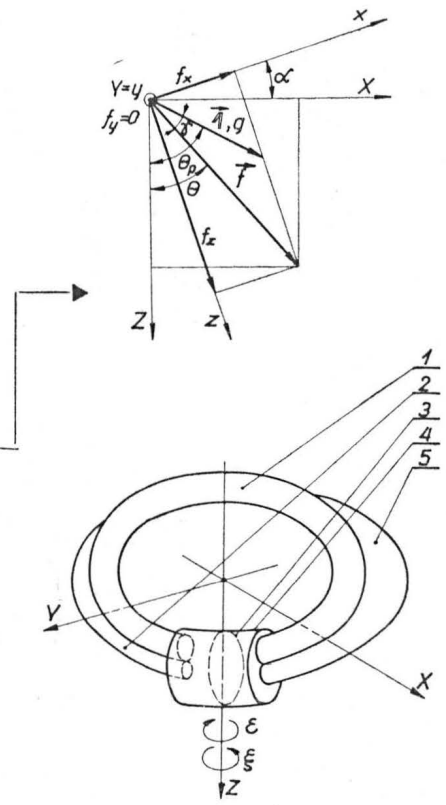
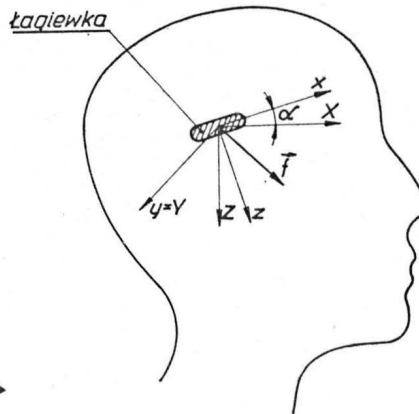
Rys. 5. Charakterystyki: amplitudowa i fazowa modelu percepcji i przyspieszeń liniowych z rys. 4 (wg [25]) w porównaniu z danymi eksperymentalnymi (naniesionymi w postaci odcinków oraz okręgów)

Rys. 7. Układ współrzędnych ( $x, y, z$ ) przyjęty do opisu mechanizmu percepcji kierunku subiektywnego pionu (wg [8]) w odniesieniu do układu głównego  $X, Y, Z$



Rys. 6. Odpowiedź na jednostkowe wymuszenie skokowe uzyskane dla modelu percepcji przyspieszeń liniowych z rys. 4 (wg [25])

Rys. 8. Ilustracja pomiaru subiektywnego pionu przy założeniu, że kąt przechylenia  $\Phi$  wynosi zero. Kąty  $\theta$  oraz  $\theta_p$  oznaczają odpowiednio obiektywne i subiektywne odchylenie w kierunku działania wypadkowego przyspieszenia od pionu



Rys. 9. Model fizyczny kanału półkolistej łagiewki (wg [1])  $\epsilon$  oraz  $\xi$  oznaczonego odpowiednio wymuszające przyspieszenie katowe i kąt przemieszczenia membrany: 1 — przychłonka, 2 — śródcłonka, 3 — osklepek, 4 — bańka przewodu półkolistej, 5 — łagiewka

nych zjawisk, nie udało się racjonalnie wyjaśnić aż do 1976 r., kiedy to C. C. Ormsby i L. R. Young [19] przedstawili względnie dokładną interpretację zjawiska zniekształcenia odczuć kierunku działania przyspieszenia. Autorzy pracy uważali, że źródłem niedokładności percepcji kierunku działania wypadkowego przyspieszenia jest woreczek. Jego nabłonek zmysłowy leży w płaszczyźnie pionowej. Tak więc woreczek wykonuje pomiar składowej przyspieszenia wzdłuż osi  $Z$ . Jej wartość, zdaniem autorów, ma decydujący wpływ ilościowy i jakościowy na powstanie zaburzeń równowagi. Fakt ten był tłumaczony istnieniem domniemanych stref deformacji w układzie percepcji kierunku wymuszenia. Zostały one utworzone w odniesieniu do relacji pomiędzy wartością składowej przyspieszenia mierzzonej wzdłuż osi  $Z$  a wielkością przyspieszenia ziemskiego. W zależności od wspomnianej relacji subiektywne kąty pochylenia i przechylenia były większe, równe lub mniejsze od rzeczywistych. Wydaje się jednak, że teoria ta, chociaż w dość dokładny sposób potwierdzona przez dane eksperymentalne, nie jest w pełni słuszna. O wiele bardziej przekonujący model został opublikowany w 1979 r. przez H. Jasłowa [8], w swojej koncepcji zakładający silną adaptację fizjologiczną układu percepcji kierunku działania przyspieszenia do warunków wytwarzanych przez jednorodne stałe pole grawitacyjne. Negując rolę woreczka w procesie odbierania przyspieszeń, autor

obecnej kąt pochylenia płamki ma wartość średnią jak wspomniano  $30^\circ$ . Wydaje się wielce prawdopodobne, że na dalszym etapie ewolucji organizmu ludzkiego, przy zachowaniu postawy pionowej, kąt ten będzie wykazywał tendencje malejące.

Przytoczymy za [8] krótki wywód wspomnianej teorii: niech wypadkowy wektor przyspieszenia działającego na człowieka dany będzie wzorem

$$\vec{f} = \vec{g} - \vec{a} \quad (1)$$

gdzie:

- $\vec{g}$  — wektor grawitacji,
- $\vec{a}$  — wektor przyspieszenia.

Rzutuując wektor  $\vec{f}$  na osie  $x$  i  $y$  przyjętego układu współrzędnych otrzymujemy:

$$f_x = |\vec{f}| (\cos \alpha \sin \theta - \sin \alpha \cos \theta \cos \Phi) \quad (2)$$

$$f_y = |\vec{f}| \cos \theta \sin \Phi$$

gdzie:

- $\alpha = 30^\circ$ ,
- $\theta$  — kąt pochylenia (obrot wokół osi  $Y$ ),
- $\Phi$  — kąt przechylenia (obrot wokół osi  $X$ ).

Wielkości określone wzorem (2) są wynikiem nie zniekształconego pomiaru dokonanego przez łagiewkę. Deformacja kierunku powstaje dopiero w układzie nerwowym,



gdzie otrzymanym składowym przypisuje się taki wektor o wartości jednostkowej (1 g), którego składowe rzutu na płaszczyznę  $x-y$  są im równoważne. Jest oczywiste, że wektor ten (oznaczony na rys. 8 jako  $\vec{1}g$ ), poza szczególnym przypadkiem gdy  $\Theta = \alpha$ , będzie miał kierunek inny niż  $f$ . Działanie tego mechanizmu przy założeniu, że kąt przechylenia wynosi zero, pokazany został na rys. 8. Ponieważ kąt  $\phi$  wynosi zero, w rozważaniach możemy pominąć składową  $f_y$ . Tak więc wektor jednostkowy (1 g) musi być dobrany w ten sposób, aby jego rzut na oś  $x$  był równy  $f_x$ . Kąt  $\gamma$  między wektorami stanowi wielkość poszukiwanej różnicy pomiędzy obiektywnym a rzeczywistym pionem. W konsekwencji, przez porównanie odpowiednich składowych, otrzymujemy układ dwóch równań trygonometrycznych, z których do wyznaczenia mamy tyleż samo niewiadomych. Taki tok rozumowania jest wynikiem istnienia bardzo silnej adaptacji fizjologicznej układu równowagi do zmiany wartości przyspieszenia w stosunku do otaczającego nas jednorodnego, stałego pola grawitacyjnego. Innymi słowy, wydaje się słuszne przyjęcie tezy wg której informacja o wielkości składowej przyspieszenia mierzonej wzdłuż osi  $z$ , jakiemu jesteśmy poddawani, nie trafia do ośrodka mózgu, w którym dokonuje się analiza kierunku.

Tak więc logiczne wydaje się przyjęcie globalnego modelu narządu percepcji przyspieszeń liniowych jako układu zbudowanego z bloku pomiaru wielkości przyspieszenia [25] oraz z bloku wyznaczającego kierunek, wzdłuż którego działa wypadkowa przyspieszeń (model Jasłowa [8]). Funkcją drugiego z bloków jest pewna transformacja odczuwalnego przyspieszenia.

### Percepcja przyspieszeń kątowych

Kanały oraz przewody półkoliste wraz z wypełniającymi je płynami stanowią detektory przyspieszeń kątowych. Ich budowa i zasada działania znana jest od początku naszego stulecia. Osklepek, który szczelnie zamyka światło bańki przewodu, podczas ruchów obrotowych poddawany jest przez bezwładnościowe ruchy wychyleniom z położenia równowagi (rys. 3), co prowadzi do powstania impulsu nerwowego. Jednakże mikroskopijne wymiary narządu w dużym stopniu utrudniały utworzenie dokładnego modelu fizycznego. Dodatkową trudność stanowiły pewne indywidualne różnice występujące w budowie anatomicznej poszczególnych kanałów i przewodów półkolistych (okazało się, że najbardziej zbliżone pod względem budowy i działania są przewody pionowe). Ponieważ przewody półkoliste leżą w trzech wzajemnie prostopadłych płaszczyznach (rys. 3), celowe wydaje się stworzenie oddzielnych modeli percepcji przyspieszeń kątowych, właściwych dla każdego z niezależnych kierunków.

Już w 1927 r. Steinhausen (cyt. w [1]) zaproponował zastosowanie silnie tłumionego wahadła skrętnego, w celu opisania zasady funkcjonowania kanału. Olbrzymią trudność sprawiło jednak wyznaczenie parametrów modelu, czyli odpowiednich współczynników (momentu bezwładności, sztywności na skręcanie, tłumienia) równania opisującego ruch wahadła. Wszystkie te wielkości dobierane były na podstawie danych eksperymentalnych, otrzymywanych metodami opisanymi w rozdziale poprzednim. Dopiero w 1971 r. udało się [1] po przeprowadzonych bardzo dokładnych badaniach pomiarowych narządów równowagi wyznaczyć i zapisać w formie matematycznej współczynniki równania wahadła skrętnego. W przytaczanej pracy ponadto po raz pierwszy zaprezentowany został model fizyczny kanału półkolistego. Jego budowa przedstawiona została na rys. 9. Kanał i przewód odwzorowane zostały jako niezależne, nieodkształcalne rurki uchodzące do cylindra, będącego odpowiednikiem bańki. Jak wiadomo z opisu anatomicznego, końce przewodu półkolistego uchodzą do łagiewki. W modelu została ona odwzorowana przez odcinkowe, płynne zwiększenie średnicy odpowiedniej rurki. Cylinder przedzielony jest membraną, która pełni rolę osklepka. Jej ruch wymuszony zostaje strumieniem cieczy pochodzących z dwóch przewodów, natomiast wielkość impulsu nerwowego jest wprost proporcjonalna do odkształcenia membrany. Zakładając, że tłumienie przepływu cieczy zależy jedynie od prędkości oraz że pomijamy wyrazy mniejszego rzędu, równania opisujące ruch cieczy przybierają postać:

$$\ddot{\xi}_s + \frac{\mu_s}{\Theta_s} \dot{\xi}_s + \frac{\Delta_{sp}}{\Theta_s} \xi_p = -\varepsilon \quad (3)$$

$$\ddot{\xi}_p + \frac{\mu_p}{\Theta_p} \dot{\xi}_p + \frac{\Delta_{pp}}{\Theta_p} \xi_p = -\varepsilon \quad (4)$$

gdzie:  $\ddot{\xi}$ ,  $\dot{\xi}$ ,  $\xi$  oznaczają odpowiednio przyspieszenie, prędkość i przemieszczenie kątowe przychłonki (indeks  $p$ ) oraz śródcłonki (indeks  $s$ ),

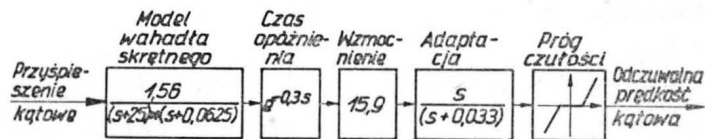
$\mu$  — współczynnik tłumienia,

$\Theta$  — moment bezwładności,

$\Delta$  — sztywność osklepka,

$\varepsilon$  — wymuszenie (przyspieszenie kątowe).

Ponieważ z założenia obie ciecze uchodzą do jednego cylindra, zachodzi potrzeba uwzględnienia wpływu, jaki



Rys. 10. Schemat blokowy modelu percepcji przyspieszeń kątowych (wg [26])

wywiera jeden czynnik na drugi. Dokonano tego, wprowadzając wyrazy na sztywność osklepka i indeksami mieszczącymi (sp określa np. wpływ przemieszczenia przychłonki na ruch śródcłonki). Indeksy jednorodne (np.  $pp$ ) określają klasyczne współczynniki sprężystości. Wyrazy z indeksami  $ss$  oraz  $ps$  zostały jako mniejszego rzędu pominięte.

W procesie tworzenia modelu fizycznego poczyniono pewne obserwacje. Okazało się mianowicie, że główną rolę w wychyleniu osklepka odgrywa nie jak powszechnie uważano śródcłonka, ale przychłonka, które napór strumienia odkształca podatne ścianki bańki. Z dużą dokładnością można więc stwierdzić, że mechanizm percepcji przyspieszenia kątowego opisuje jedynie równanie (4). Dlatego też dozwolone jest przyjęcie uproszczonego modelu matematycznego, który uwzględnia jedynie oddziaływanie przychłonki, co powoduje wyeliminowanie z rozważań równania (3).

Tak uproszczony model niestety traci swoją dokładność w sytuacji, gdy czas działania przyspieszenia kątowego wydłuża się. Jest to wynik nieuwzględnienia zarówno efektu adaptacji organizmu do przyspieszenia (wrażenie powinno maleć z czasem) oraz tzw. wtórnego oczośląsu, polegającego na tym, że po gwałtownej zmianie prędkości kątowej następuje oscylacyjny powrót osklepka do stanu równowagi; powoduje to powstanie złudzenia kontrrotacji. Zmodyfikowany model uwzględniający ww. uwagi zbudowany został dla ruchów wokół osi  $Z$  przez L. R. Younga oraz C. M. Omana [26]. Zawiera on także wiele informacji. Kanały boczne (prawy i lewy) zastąpione zostały kanałem wypadkowym, leżącym w płaszczyźnie  $X-Y$ , którego oś symetrii pokrywa się z osią  $Z$  głównego układu współrzędnych. Ponadto zastosowano w nim elementy wprowadzające opóźnienie, próg czułości oraz wzmocnienie impulsu osklepka przez układ nerwowy. Schemat blokowy modelu, wraz z naniesionymi transmitancjami, przedstawiono na rys. 10. Rys. 11, 12 i 13 pokazuje odpowiednio wykres charakterystyki amplitudowej i fazowej, odpowiedź modelu na skokowy przyrost prędkości kątowej oraz na skokowe przyspieszenie kątowe. Dokładność modelu pozwala ocenić rys. 13, zaczerpnięty z [26], na którym obok wykresu charakteryzującego sam model zamieszczono odpowiednie dane eksperymentalne.

Zauważmy, że podczas percepcji przyspieszeń kątowych wokół osi  $Z$  impulsy nerwowe z prawego i lewego przewodu półkolistego bocznego sumują się. Rozpatrzmy jednak sytuację, gdy osią obrotu jest jedna z dwusiecznych układu  $X-Y$ . Korzystając z rys. 3 widać, że pomiar przyspieszenia następuje w tym przypadku wskutek współdziałania odpowiednich różnoimiennych przewodów. W konsekwencji istnieje więc konieczność uwzględnienia różnic w ich anatomicznej budowie. Sytuacja ulega dalszej komplikacji, gdy obrót następuje wokół jednej z poziomych osi głównego układu współrzędnych. Budując model takiego oddziaływania, należy dodatkowo uwzględnić superpozycję oddziaływań kanałów pionowych, co znacznie komplikuje jego ujęcie matematyczne. W celu uproszczenia opisu zaproponowano wprowadzenie zastępczego czujnika przyspieszeń kątowych składającego się z trzech, leżących w płaszczyznach głównych, kanałów półkolistych. Z tego też powodu prezentowany powyżej model percepcji ruchów wokół osi  $Z$  możemy, po zmianie współczynników, wykorzystać do opisu wrażeń wywołanych rotacją wokół osi  $X$  i  $Y$ . Do tego celu najdogodniejszy jest skorzystać z danych zamieszczonych w [6] oraz [22].

Wiele obiektywnych pomiarów wykazało, że kanały półkoliste, w zależności od częstotliwości wymuszenia, zmieniają charakter swojego działania. Mianowicie przyjmują

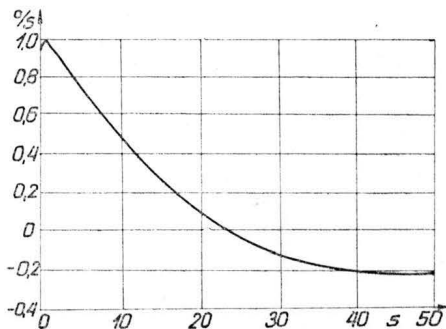
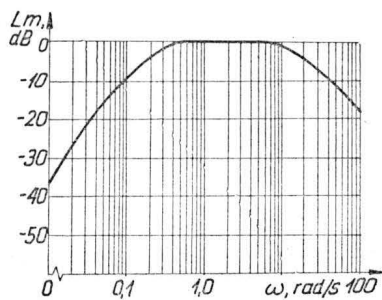
się, że dla zakresu częstotliwości bodźca  $\omega < 0,2$  rad/s kanały działają jako mierniki przyspieszenia, dla  $0,2 < \omega < 10$  rad/s jako czujniki prędkości oraz dla  $\omega > 10$  rad/s jako receptory przemieszczeń kątowych.

Wielkość progowa na tego rodzaju wymuszenia silnie zależy od kierunku działania wektora przyspieszenia kąowego i jest odpowiednio równa dla obrotu wokół osi X ok.  $0,31^\circ/s^2$ , wokół osi Y ok.  $0,46^\circ/s^2$  oraz wokół osi Z ok.  $0,22^\circ/s^2$ .

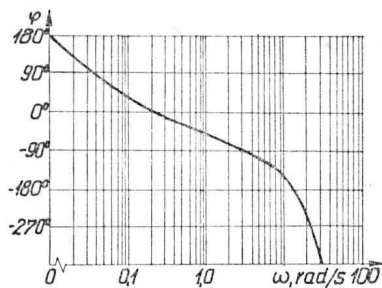
### Tworzenie modelu narządu równowagi

Wydaje się, że na obecnym etapie wiedzy działanie organu równowagi mogłoby być odwzorowane przez model sumaryczny (rys. 14) będący kombinacją niezależnych struktur jak pokazano na rys. 4 (model percepcji składowych przyspieszenia liniowego) oraz na rys. 10 (model percepcji składowych przyspieszenia kąowego), z uwzględnieniem subiektywnego odbioru kierunku działania wypadkowego przyspieszenia liniowego [8]. Występowanie w modelu nieliniowego członu korekcyjnego uzasadnione jest koniecznością adaptacji modelu przyspieszeń liniowych działających w płaszczyźnie horyzontalnej do rzeczywistego odbioru przyspieszeń o kierunku dowolnym. Pokazane na rys. 14 człony korekcyjno-sumujące wymagają dalszych badań identyfikacyjnych. Zaprezentowany uproszczony model nie pozwala jednak na wyjaśnienie wielu zjawisk, które, zaobserwowane doświadczalnie, nie doczekały się na razie wyjaśnienia teoretycznego. Do zjawisk tych przede wszystkim można zaliczyć zjawisko interakcji [4]. Polega ono na sprzężeniu oddziaływań kanałów półkolistych z lagiewką, w wyniku którego następuje silne zaburzenie percepcji pionu.

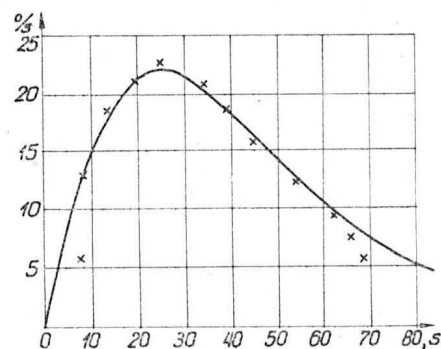
Odczyty z przyrządów ze stałą sylwetką były bardziej zawodne podczas manewrów dynamicznych (wchodzenie w zakręt, becinka). Natomiast przy podchodzeniu do lądowania (przejście od lotu przyrządowego w chmurach do lotu z widocznością pasa) oraz w stacjach ustalonych (lot w prawidłowym zakręcie), znacznie wyższe prawidłowości odczytu (mniej błędów odczytu) zapewniał przyrząd z ruchomą linią horyzontu. Kompromis przedstawiony przez Fogela polega na wskaźniku z ruchomą zarówno linią horyzontu, jak i sylwetką samolotu łączącym wyżej wymienione cechy. Ówczesna znajomość odczuć pilota w czasie manewrów samolotu nie pozwalała jednak na ścisłe sprecyzowanie zasad konstrukcji omawianego przyrządu. Aktualnie znane modele percepcji bodźców ruchowych i wizualnych zbliżają konstruktorów do określania tych zasad. Jeżeli przyjąć, że przy wykonywaniu manewru pilot odbiera najpierw bodziec ruchowy z narządu przedsionkowego, a dopiero następnie analizuje otrzymany obraz, to w manewrach dynamicznych zapoczątkowanie wskazań przyrządu powinno odbywać się na zasadzie ruchu sylwetki. Po pewnym czasie, gdy lot zostaje ustalony, sylwetka samolotu powinna powracać do „położenia zerowego”, podczas gdy wychylona w tym czasie linia horyzontu przejmując funkcje informacyjne. Zagadnieniem istotnym jest więc wybór filtrów dynamicznych w torach sterowania sylwetką i linią horyzontu wskaźnika. Zaprezentowana przez Fogela koncepcja funkcjonowania przyrządu jest zgodna z odczuwanym przez pilota układem odniesienia. Koncepcja ta znajduje także uzasadnienie w świetle prezentowanego wyżej zjawiska iluzji, polegającego na percepcji kierunku działania wypadkowego przyspieszenia jako obiektywnego pionu.



Rys. 12. Odpowiedź modelu percepcji przyspieszeń kąowych (rys. 10) na skokowy przyrost prędkości kąowej o  $1^\circ/s$  (wg [26])



Rys. 11. Charakterystyki: amplitudowa i faza modelu percepcji przyspieszeń kąowych z rys. 10 (wg [26]) po dodaniu członu różniczkującego sygnał wejściowy (prędkość kąowa)



Rys. 13. Odpowiedź modelu percepcji przyspieszeń kąowych (rys. 10) na wymuszenie skokowe o wielkości  $1,5^\circ/s^2$  (wg [26]), w porównaniu z danymi eksperymentalnymi (naniesionymi w postaci krzyżyków)

Dodatkową trudność stanowi ujęcie zmian, jakie zachodzą w organizmie pod wpływem długotrwałego ruchu złożonego (np. choroba morską), czy też przebywanie w stanie nieważkości. Okazało się także, że układ równowagi ma ograniczoną przepustowość informacyjną. W wyniku przekroczenia tej granicy występuje wiele zjawisk (np. efekt Coriolisa) trudnych lub wręcz niemożliwych do przewidzenia.

Oddzielny problem stanowi włączenie narządu równowagi do globalnego modelu człowieka. Jest wtedy niezmiernie ważne dokładne odwzorowanie działania układu priopropceptorów, pozwalających człowiekowi na kontrolę wzajemnego położenia członów ciała.

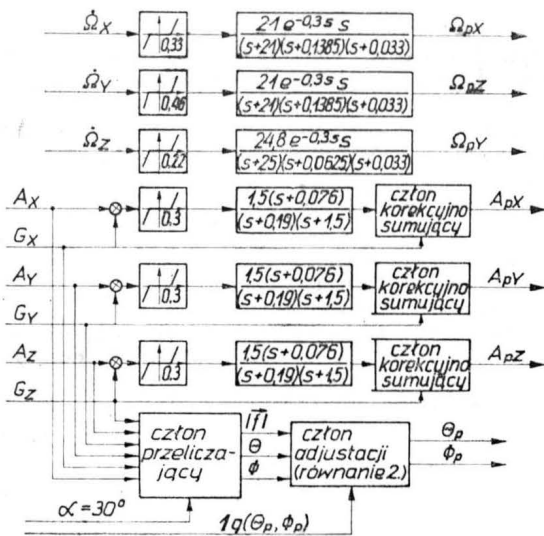
Wyjaśnienie zasady działania narządu przedsionkowego oraz ujęcie jego podstawowych funkcji opisem matematycznym znalazło zastosowanie w wielu dziedzinach nauki (lotnictwo, medycyna, sport). Przykładowo rozpatrzmy oryginalną metodę prezentacji wskazań sztucznego horyzontu przedstawioną przez Fogela w [5]. Pod koniec lat pięćdziesiątych w sposobie prezentacji wskazań sztucznego horyzontu dominowały dwie zasady. Stosowano konstrukcję urządzenia z ruchomą linią horyzontu i stałą sylwetką samolotu oraz rozwiązania alternatywne ze stałą linią horyzontu i ruchomą sylwetką. Obie metody różniące się układem odniesienia miały zarówno zalety, jak i wady.

Prace mające na celu opracowanie koncepcji funkcjonowania narządu równowagi są stosunkowo niedawne. Ma na to wpływ kilka dość istotnych czynników. Badania laryngologiczne wymagają bardzo wyrafinowanej aparatury technicznej, pozwalającej na wkroczenie do ucha wewnętrznego oraz obserwację i pomiar parametrów fizycznych organów o wielkości kilku milimetrów (cały narząd przedsionkowy ma np. długość do 22 mm). Ponadto stworzenie wszechstronnego modelu matematycznego i fizycznego wymaga współpracy specjalistów z odległych dziedzin nauki (medycyna, mechanika, matematyka, teoria sterowania), co stwarza konieczność utworzenia dosyć rozległej płaszczyzny porozumienia. Wydaje się jednak, że przy współczesnym zapotrzebowaniu na tego rodzaju wiedzę, osiągnięcie pełnych sukcesów jest kwestią niedalekiej przyszłości. Aplikacyjny charakter omawianej dziedziny wiedzy jest niepodważalny, a wyniki badań są przydatne zarówno dla lekarza w klinice (symulowanie stanów pacjenta wywołanych przez choroby narządu przedsionkowego), trenera sportowego, czy też instruktora rehabilitacji i konstruktora wyposażenia samolotu.

W zastosowaniach lotniczych właściwy model percepcji ruchu ma szczególne znaczenie. Z punktu widzenia techniki pilotowania percepcja ruchu wysuwa się w pewnych fazach lotu na jedno z czołowych miejsc. Np. w przypad-

ku dużych samolotów komunikacyjnych obrót samolotu w czasie wyrównywania, bezpośrednio przed przyziemieniem, jest interpretowany przez załogę jako dodatkowe zakrzywienie toru lotu do góry. Powoduje to częste błędy (oddanie sterownicy) dające w wyniku twarde przyziemienie.

Nie mniej istotna jest znajomość percepcji przy tworzeniu treningowych symulatorów lotu. Od nowoczesnych urządzeń tego typu wymaga się odwzorowania przynajmniej tej fazy ruchu samolotu, która niesie pilotowi największą informację o stanie lotu. Jest przy tym oczywiste, że pełne odwzorowanie ruchów i przyspieszeń w kabinie symulatora jest niemożliwe. Normalną procedurą jest wtedy uzyskiwanie sygnałów sterowania ruchem kabiny przez odpowiednią filtrację sygnałów wyliczonych przez komputer do pełnego modelu lotu. Wspomniane filtry, kształtujące ruch kabiny, w sposób mniej lub bardziej wierny odwzorowują organ równowagi człowieka.



Rys. 14. Sumaryczny model organu równowagi:  $A$  ( $A_x, A_y, A_z$ ),  $G$  ( $G_x, G_y, G_z$ ) i  $\Omega$  ( $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ ) oznaczają odpowiednio: wektor przyspieszeń liniowych, grawitacji oraz przyspieszeń kątowych działających na człowieka; te same wektory oznaczone dodatkowo indeksem  $p$  (z wyjątkiem  $\Omega$ , które zastąpiono  $\Omega$ ), określają subiektywny odbiór tych wielkości przez człowieka

#### LITERATURA

1. M. ANLIKER, W. VAN BUSKIRK: The role of perilymph in the response of the semicircular canals to angular acceleration. *Acta Otolaryng.*, 72:93÷100, 1971 r.

2. B. CAIGER: Relations between a pilot's sensory perception of linear acceleration and the aircraft motion. *Aerospace Medicine*, Sep. 1972 r.

3. B. CLARK: Inertoids for the perception of the angular acceleration about the three major axes. *Acta Otolaryng.*, t. 69, April 1970 r.

4. L. I. EPSTEIN: On the interaction of otolithic and cupular sensations. *Aviations, Space and Environmental Medicine*, March, 1977 r.

5. L. J. FOGEL: New instrumentation concepts for manned flight. *Proc. of the I.R.E. Bio-Medical Electronics Issue*, T. 47, No 11, Nov. 1959 r.

6. F. E. GUEDRY, C. W. JR STOCKWELL, R. D. GILSON: Comparison of subjective responses to semicircular canal stimulation produced by rotation about different axes. *Acta Otolaryng.*, 72:292÷302, 1971 r.

7. E. V. GURFINKEL: Physical foundations of stabilography. *Agressologie*, 14:c:9÷14, 1973 r.

8. H. JASLOW: Human tilt perception in a dynamic environment. *Aviations, Space and Environmental Medicine*, June, 1979 r.

9. T. S. KAPTEYN: Afterthought about the physic and mechanics of the postural sway. *Agressologie*, 14:c:27÷35, 1973 r.

10. J. KUBICZKOWA: Laryngologia lotnicza. S. 219÷246, 1977 r. w: *Medycyna lotnicza i kosmiczna*. St. Barański (red.) PZWL, Warszawa 1977 r.

11. C. G. Y. LAU, V. HONRUBIA, H. A. JENKINS, R. W. BALLOCH, R. D. YEE: Linear model for visual-vestibular interactions. *Aviations, Space and Environmental Medicine*, Sep. 1978 r.

12. J. L. MEIRY: The vestibular system and dynamic space orientation. Sc. D. Thesis, M.I.T., June, 1978 r.

13. J. MORAWSKI: Rola czynnika ludzkiego w układach sterowania. *Arch. Bud. Maszyn*, t. 8, s. 369÷407, 1961 r.

14. J. M. MORAWSKI: Modelowanie procesów lokomocji bipeda przy wykorzystaniu zasady sterowanego wahadła odwróconego. *Politechnika Warszawska, Prace Naukowe, Mechanika* nr 28, 1974 r.

15. J. MORAWSKI: Metody analizy i oceny działania i niezawodności systemu człowiek-maszyna. *Materiały szkoły zimowej*, 1979, s. 161÷197. *Osrodek Postępu Technicznego*, Katowice, 1979 r.

16. J. MORAWSKI, A. KOMOR, L. PARAFIANOWICZ: A method, test equipment and first results of body motion coordination studies. *International Symposium on Biomechanics of Sport*, 4÷6 Dec., Köln, 1980 r.

17. J. MORAWSKI: Biomechaniczne podstawy oceny, właściwości pilotażowych statków latających. *TłA*, nr 5, s. 25÷28, 1982 r.

18. L. M. NASHNER: A model describing vestibular detection of body sway motion. *Acta Otolaryng.*, 72:429÷426, 1971 r.

19. C. C. ORMSBY, Y. R. YOUNG: Perception of static orientation in a constant gravito-inertial environment. *Aviations Space and Environmental Medicine*, Feb. 1976 r.

20. M. REICHER, A. BOCHENEK: *Anatomia człowieka*, t. VII, PZWL, Warszawa, 1965 r.

21. B. SAWICKI: *Problemy symulacji przeciążeń i przyspieszeń*. WAT-ITL, Warszawa, 1982 r.

22. R. SCHMIDT, M. STEFANELLI, E. MIRA: Mathematical modelling. *Acta Otolaryng.*, 72:292÷302, 1971 r.

23. W. TRACYK, A. TRZEBSKI: *Fizjologia człowieka z elementami fizjologii klinicznej*. PZWL, Warszawa 1980 r.

24. L. R. YOUNG, J. L. MEIRY: Manual control of an unstable system with visual and motion cues. *IEEE Inter. Conv. Rec.*, t. 10, s. 6:123÷127, 1980 r.

25. L. R. YOUNG, J. L. MEIRY: A revised dynamic otolith model. *Aerospace Medicine*, June, 1968 r.

26. L. R. YOUNG, C. OMAN: Model for vestibular adaptation to horizontal rotation. *Aerospace Medicine*, Oct., 1969 r.

27. G. S. BIUSZGENS, P. W. STUDNIEW: *Dynamika podłogowego i bokowego dźwięnienia*. Maszynostrojenie, Moskwa, 1979 r.

28. JU. G. GRIGORIEW, JU. W. FARER, N. A. WOŁOCHOWA: *Węstibularnyje reakcje*. *Medycyna*, Moskwa, 1970 r.

## Pokładowy przelicznik parametrów lotu samolotu DC-10

W dążeniu do zmniejszenia kosztów eksploatacji samolotów przedsiębiorstwa lotnicze coraz częściej zwracają się w kierunku automatycznych urządzeń pokładowych umożliwiających załogom samolotów dobór optymalnych parametrów lotu.

Do połowy lat siedemdziesiątych dominującą rolę w zakresie kosztów eksploatacji samolotów odgrywała nie cena paliwa, lecz koszt godziny lotu, w związku z tym linią przewodnią prowadzącą do zmniejszenia kosztów eksploatacji było dążenie do zmniejszenia czasu lotu.

Obecnie w związku z kilkakrotną podwyżką cen paliwa dominującą rolę w zakresie kosztów eksploatacji odgrywa koszt paliwa, co spowodowało że linią przewodnią stało się dążenie do wykorzystania optymalnych prędkości i wysokości lotu pozwalających na maksymalne zmniejszenie zużycia paliwa.

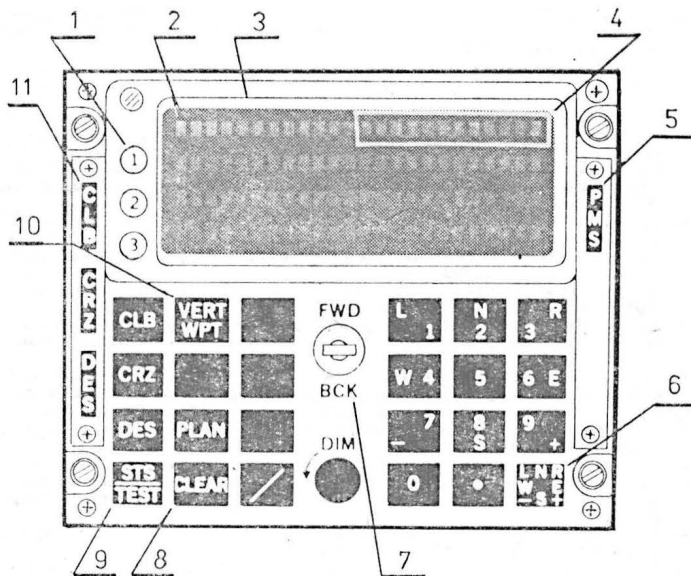
Dobór optymalnych parametrów lotu z punktu widzenia zmniejszenia kosztów eksploatacji samolotu wiąże się z wykonaniem wielu przeliczeń z uwzględnieniem wielu zmieniających się czynników wpływających na osiągi samolotu. Aby wyjść naprzeciw potrzebom, w odniesieniu do samolotu DC-10, firma Mc Donnell Douglas przy współpracy z Delco Electronics opracowała w oparciu o elektroniczną maszynę cyfrową pokładowy przelicznik parametrów lotu (Performance Management System — PMS), który zaprogramowany zgodnie z charakterystykami samolotu DC-10 i silników w sposób ciągły przelicza i wyświetla na ekranie

nie monitora optymalne parametry lotu z punktu widzenia minimalizacji kosztów eksploatacji. Parametry lotu, dane funkcjonalne zależnie od czasu i odległości przeliczane są w sposób ciągły na podstawie danych otrzymywanych automatycznie od: przelicznika parametrów powietrza, VOR, DME,  $N_1$  lub sprężu silników, przepływomierzy paliwa, nadajnika temperatury całkowitej, miernika czasu GMT oraz danych wprowadzonych przez załogę. Cechą charakterystyczną przelicznika jest to, że pozwala on na optymalizację parametrów lotu we wszystkich fazach lotu, a więc podczas wznoszenia, przelotu i zniżania samolotu oraz praktycznie we wszystkich warunkach lotu narzuconych ograniczeniami.

#### Działanie przelicznika

Przelicznik umożliwia optymalizację całego profilu lotu pod względem minimalizacji kosztów eksploatacji w zależności od czynnika dominującego w kosztach eksploatacji ustalonego na podstawie kalkulacji przez załogę lub obsługę planowania lotu, a więc w zależności od kosztu godziny lotu lub kosztu paliwa.

Przelicznik umożliwia sterowanie pochyleniem samolotu oraz ciągiem silników we wszystkich fazach lotu w kilku podzakresach pracy. W optymalnym podzakresie pracy zasadniczym celem przeliczeń jest uzyskanie najniższych kosztów eksploatacji. W innych podzakresach pracy prze-



Rys. 1. Zespół sterująco-wskazujący: 1 — klawisze doboru linii, 2 — linia tytułowa, 3 — czterowierszowy ekran z 24 znakami w każdym wierszu, 4 — pole wstępnego wprowadzenia danych, 5 — sygnalizacja usterki (świecenie ciągle świadczy o usterce przelicznika lub o braku danych wejściowych), 6 — zmiana klucza (przy zwolnionym przycisku klawisze wprowadzają cyfry), 7 — przełącznik obrotowy do wyświetlenia tablic do przodu/do tyłu, 8 — kasowanie danych wejściowych, 9 — samokontrola (po naciśnięciu przycisku świecą się: wskaźniki zakresów pracy, wskaźnik sygnalizacji usterki, klawisze doboru linii oraz ekran. Po zwolnieniu przycisku ekran wskazuje stan samolotu i silników oraz czynnik dominujący w kosztach eksploatacji), 10 — wyświetlanie tablicy danych: wysokości, odległości i czasu do każdego punktu trasowego lotu, 11 — wskaźniki zakresów pracy. Uruchomienie przelicznika następuje przez naciśnięcie przycisku PLAN, CLB, CRZ lub DES

licznik umożliwia sterowanie samolotu w zakresie parametrów narzuconych ograniczeniami czasowymi bądź wymaganiami Kontroli Ruchu Lotniczego. Każde ograniczenie wprowadzone do planu lotu powoduje odejście od optymalnego profilu lotu, a więc od najniższych kosztów eksploatacji. Przy każdym ograniczeniu przelicznik analizuje pozostałą część lotu pod kątem minimalizacji kosztów eksploatacji. Przy każdym ograniczeniu przelicznik analizuje pozostałą część lotu pod kątem minimalizacji kosztów eksploatacji. Przy każdym ograniczeniu przelicznik analizuje pozostałą część lotu pod kątem minimalizacji kosztów eksploatacji. Przy każdym ograniczeniu przelicznik analizuje pozostałą część lotu pod kątem minimalizacji kosztów eksploatacji.

- pełnej koordynacji ciągu i pochylenia samolotu podczas całego lotu,
- kontrolowaniu i wskazywaniu prędkości IAS/Ma oraz ciągu dla optymalnego wznoszenia do wysokości przelotowej z uwzględnieniem ograniczeń Kontroli Ruchu Lotniczego,
- kontrolowaniu automatycznego osiągnięcia wysokości przelotowej,
- kontrolowaniu stopniowego wznoszenia do nowej optymalnej lub przydzielonej wysokości lotu w miarę zużycia się paliwa,
- kontrolowaniu i wskazywaniu optymalnej lub najkorzystniejszej prędkości oraz wysokości przelotowej,
- ustaleniu punktu początku zniżania i gradientu zniżania do punktu pomiarowego wskazanego przez Kontrolę Ruchu Lotniczego przy danej prędkości i wysokości lotu przy użyciu minimalnego ciągu,
- kontrolowaniu gradientu zniżania i prędkości zniżania,
- wskazywaniu odległości, czasu oraz ilości pozostałego paliwa dla punktów początku i końca zniżania.

#### Podzakresy pracy

Przelicznik umożliwia sterowanie samolotu w poszczególnych fazach lotu w następujących podzakresach pracy:

#### Wznoszenie

##### Podzakresy pracy:

- optymalny, umożliwiający sterowanie samolotu pod względem minimalizacji kosztów eksploatacji,

- maksymalny, umożliwiający sterowanie samolotu w celu uzyskania maksymalnego kąta wznoszenia,
- nieoptymalny, umożliwiający sterowanie samolotu przy obranej prędkości IAS/Ma i gradientie wznoszenia.

#### Przelot

##### Podzakresy pracy:

- optymalny, umożliwiający sterowanie samolotu pod względem minimalizacji kosztów eksploatacji,
- sterowanie samolotu w celu uzyskania maksymalnego zasięgu w fazie przelotu,
- nieoptymalny, umożliwiający sterowanie samolotu w zakresie obranej prędkości przelotowej IAS/Ma,
- sterowanie samolotu w celu uzyskania maksymalnej długości trwania lotu przy danej konfiguracji samolotu,
- sterowanie samolotu w locie bezsilnikowym.

#### Zniżanie

##### Podzakresy pracy:

- optymalny, umożliwiający sterowanie samolotu pod względem minimalizacji kosztów eksploatacji, praca silników na biegu jałowym,
- nieoptymalny umożliwiający sterowanie samolotu w zakresie obranej prędkości i gradientie zniżania.

#### Części składowe przelicznika

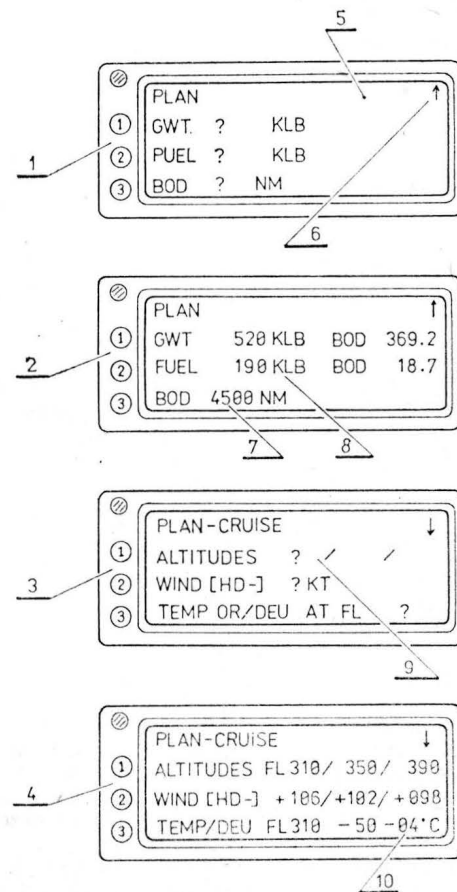
##### Przelicznik składa się z:

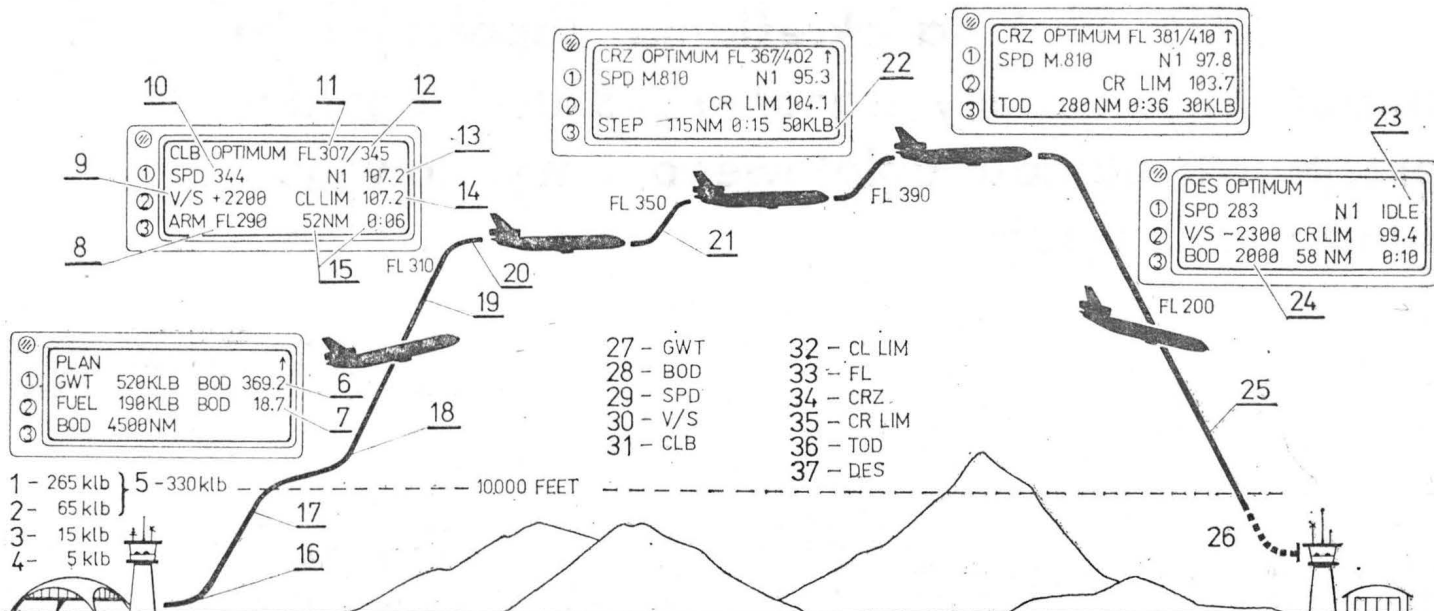
- zespołu obliczeniowo-pamięciowego,
- zespołu sterująco-wskazującego,
- zespołu połączeniowego.

Zespół obliczeniowo-pamięciowy przelicza profil lotu, steruje ciągiem silników oraz poczynieniem samolotu wykorzystując dane z:

- przelicznika parametrów powietrza,
- VOR,
- DME,
- $N_1$  lub sprężu silników,
- nadajnika temperatury całkowitej,
- miernika czasu GMT.

Rys. 2. Przykłady zapisu tablic: 1 — tablica po naciśnięciu przycisku PLAN, 2 — pierwsza zapamiętana tablica w zakresie PLAN, 3 — tablica po naciśnięciu przycisku PLAN-CRZ, 4 — zapamiętana tablica w zakresie PLAN-CRZ, 5 — dane wprowadzone przez załogę wyświetlane są najpierw w polu wstępnego wprowadzenia danych znajdującego się na linii tytułowej między 13 a 24 znakami. Po naciśnięciu odpowiedniego klawisza doboru linii dane te są wprowadzane na lewą stronę odpowiedniej linii. W celu wprowadzenia danych na prawą stronę linii należy przed wprowadzeniem danych do pola wstępnego wprowadzenia danych nacisnąć przycisk rozdzielacza, 6 — strzałka w górę wskazuje, że następną tablicą dotyczącą obranego zakresu pracy może być wyświetlona po pokręceniu przełącznika obrotowego do przodu; strzałka w dół wskazuje, że wyświetlona tablica jest ostatnią dla obranego zakresu pracy; strzałki w górę i w dół wskazują, że dane znajdują się na poprzednich lub następnych tablicach w stosunku do tablicy wyświetlanej, 7 — odległość do punktu przeznaczenia, 8 — masa paliwa do startu, 9 — w przypadku stopniowego wznoszenia przekaźnik zapytuje o dane dotyczące wiatru na każdej wysokości lotu, 10 — odchylenie od temperatury standardowej ISA

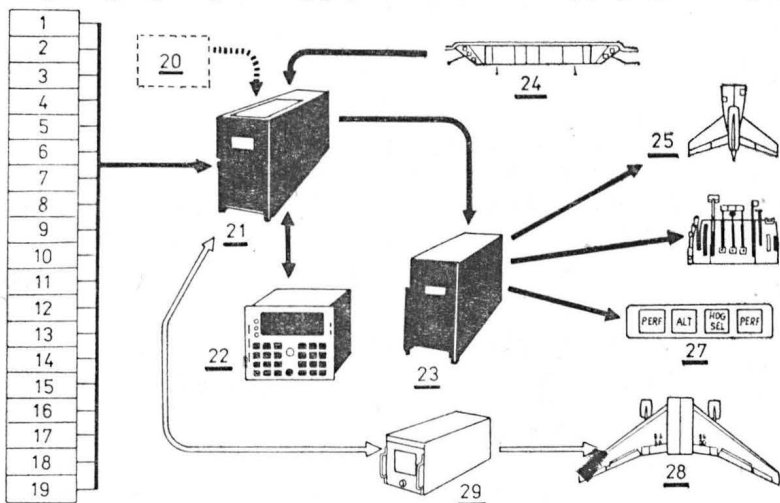




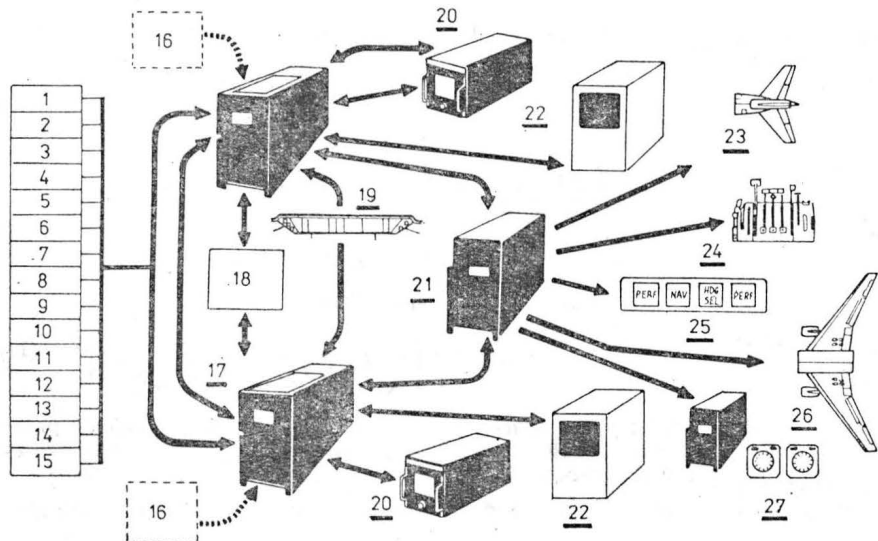
Rys. 3. Typowy profil lotu samolotu DC-10 z silnikami CF6-50C1 (przy wykorzystaniu przelicznika): 1 — masa pustego samolotu, 2 — masa handlowa, 3 — rezerwa, 4 — masa do wykorzystania, 5 — masa samolotu przy paliwie zero, 6 — masa samolotu w punkcie końca zniżania, 7 — masa paliwa w punkcie końca zniżania, 8 — wysokość lotu ustalona na tablicy sterowania pochYLENIEM samolotu, 9 — prędkość pionowa (fpm), 10 — od wysokości 25 000 (feet) wskaźnik wyświetla liczbę Ma, 11 — podzakres optymalny, 12 — podzakres maksymalny, 13 — aktualne N<sub>1</sub>, 14 — ograniczenie N<sub>1</sub>, 15 — odległości i czas do następnego punktu trasowego, 16 — włączenie przelicznika przez naciśnięcie przycisku PERF na tablicy sterowania pochYLENIEM samolotu; przejęcie funkcji utrzymywania liczby MA, 17 — kontrola prędkości IAS do 250 (knots) w razie potrzeby, 18 — sterowanie przyspieszeniem do optymalnej prędkości wznoszenia, 19 — zaplanowany przez załogę profil lotu, 20 — osiągnięcie optymalnej wysokości i prędkości przelotowej, 21 — wskazywanie odległości i czasu do rozpoczęcia wznoszenia stopniowego; automatyczne wykonywanie manewru wznoszenia na polecenie załogi, 22 — masa pozostałego paliwa (wskazywana w fazie przelotu oraz podczas planowania lotu), 23 — aktualne N<sub>1</sub>, 24 — wysokość (MSL) w punkcie końca zniżania, 25 — sterowanie opóźnieniem do 250 (knots) w razie potrzeby, 26 — punkt końca zniżania, 27 — masa startowa samolotu, 28 — punkt końca zniżania, 29 — prędkość poziomu, 30 — prędkość pionowa, 31 — wznoszenie, 32 — ograniczenie wznoszenia, 33 — poziom lotu, 34 — przelot, 35 — ograniczenie przelotu, 36 — punkt początku zniżania, 37 — zniżanie. W fazie przelotu prędkość nie wymaga korekcji, wysokość utrzymywania jest w zakresie ±100 (feet)

W pamięci zespołu przechowywane są dane dotyczące charakterystyk eksploatacyjnych samolotu i silników oraz ich ograniczeń. Wyposażony jest on w pęcherzykową pamięć magnetyczną o dużej pojemności umożliwiającą wpro-

wadzenie, w przypadku współpracy z układami INS/ONS, dodatkowych danych nawigacyjno-trasowych. Zespół przystosowany jest do wprowadzenia danych za pomocą zaprogramowanych standardowych nośników informacji.



Rys. 4. Schemat przelicznika: 1 — przyspieszeniomierz liniowy, 2 — pion giroskopowy, 3 — kompas, 4 — radiowysokościomierz, 5 — przelicznik parametrów powietrza, 6 — VOR 1,2, 7 — DME 1,2, 8 — nawigacyjny zespół strojenia 1, 9 — nawigacyjny zespół strojenia 2, 10 — położenie klap, 11 — położenie slotów, 12 — położenie spoilerów, 13 — wydatek paliwa 1, 2, 3 silnika, 14 — obroty N<sub>1</sub> lub spręż 1, 2, 3 silnika, 15 — miernik czasu, 16 — położenie zaworów upustowych, 17 — położenie podwozia, 18 — wskaźnik ciągu, 19 — czujnik zbliżenia samolotu do ziemi, 20 — zaprogramowany standardowy nośnik informacji, 21 — zespół obliczeniowo-pamięciowy, 22 — zespół sterująco-wskazujący, 23 — zespół połączeniowy, 24 — tablica kontroli i sygnalizacji, 25 — komputer pochYLENIEM samolotu, 26 — układ sterowania silnikami, 27 — układ informacyjny lotu, 28 — komputer przechYLENIEM samolotu, 29 — INS lub OMEGA



Rys. 5. Zastosowanie przelicznika w automatycznym systemie kierowania lotem samolotu. W automatycznym systemie kierowania lotem samolotu funkcje przelicznika włączone są do systemu nawigacji poziomej i pionowej samolotu: 1 — przyspieszeniomierz liniowy, 2 — pion giroskopowy, 3 — kompas, 4 — radiowysokościomierz, 5 — przelicznik parametrów powietrza, 6 — położenie klap, 7 — położenie slotów, 8 — położenie spoilerów, 9 — wydatek paliwa 1, 2, 3 silnika, 10 — obroty N<sub>1</sub> lub spręż 1, 2, 3 silnika, 11 — miernik czasu, 12 — położenie zaworów upustowych, 13 — położenie podwozia, 14 — wskaźnik ciągu, 15 — czujnik zbliżenia samolotu do ziemi, 16 — zaprogramowany standardowy nośnik informacji, 17 — zespół obliczeniowo-pamięciowy, 18 — zespół strojenia, 19 — tablica kontroli i sygnalizacji, 20 — układ INS, ONS lub OMEGA, 21 — zespół połączeniowy, 22 — zespół sterująco-wskazujący, 23 — komputery pochYLENIEM samolotu, 24 — układ sterowania silnikami, 25 — układ informacyjny lotu, 26 — komputery przechYLENIEM samolotu, 27 — zespół włączenia wskaźników położenia samolotu

cd. na s. 14

# Analityczna metoda określania współczynnika napełnienia i mocy traconej wskutek oporów przepływu układu dolotowego i wylotowego silnika tłokowego

Mgr inż. MAREK ORKISZ  
Mgr inż. RYSZARD PROCIĄK  
Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI

W przypadku przeprowadzenia zmian w układzie przepływowym silnika tłokowego czy to w czasie projektowania, czy modernizacji, zmienia się charakterystyka zewnętrzna określająca jego przydatność jako zespołu napędowego. Szczególnie jest to widoczne na krzywej momentu obrotowego  $M$ . Przeprowadzanie obliczeń procesu wymiany ładunku po każdej zmianie układu dolotowego i wylotowego jest dość żmudne i wymaga EMC. Końcowym wynikiem tych obliczeń, oprócz zmiany poszczególnych parametrów przepływowych i termodynamicznych w funkcji kąta obrotu wału korbowego, jest określenie współczynnika napełnienia  $\eta_v$ , który, jak wiadomo, ma duży wpływ na parametry efektywne silnika, przy czym moment obrotowy jest do niego wprost proporcjonalny:

$$M \sim k\eta_v \quad (1)$$

gdzie:  $k$  — stała dla danego silnika przy założeniu niezmienności w czasie, m.in. sprawności mechanicznej.

Interesujące jest to pytanie o ile można poprawić napełnienie silnika świeżym ładunkiem przez poprawienie geometrii układu dolotowego i wylotowego, stanu jego powierzchni itp. Z badań wynika, że największy wpływ na  $\eta_v$  mają opory przepływu [9]. Interesujące jest także ile mocy musi stracić silnik na doprowadzenie ładunku do cylindra i wydalenie go w postaci spalin.

Na wykresie  $p-V$  (rys. 1) proces wymiany ładunku można przedstawić następująco. Suw ssania rozpoczyna się w punkcie 2, jednak ze względu na większą wartość ciśnienia  $p_w$  niż  $p_0$  proces napełniania zacznie się w punkcie 3. Odcinek 2—3 reprezentuje stratę wynikłą z konieczności rozprężenia resztek spalin pozostałych w cylindrze z poprzedniego cyklu. Jest to skutek istnienia oporów przepływu przez układ wylotowy. Tak więc proces napełniania rozpocznie się w punkcie 3 i skończy w punkcie 1.

Z bilansu masy ułożonego dla procesu wymiany ładunku, a zaprezentowanego m.in. w [17], możemy zależność na współczynnik napełniania zapisać w postaci:

$$\eta_v = \frac{\varepsilon}{\varepsilon - 1} \frac{p_1 T_0}{p_0 T_1} - \frac{1}{\varepsilon - 1} \frac{p_w T_0}{p_0 T_w} \quad (2)$$

gdzie:  $\varepsilon$  — stopień sprężania.

Wpływ układu dolotowego uwzględniony jest przez  $p_1$ , a układu wylotowego przez  $p_w$ . Ponieważ cały proces uzależniony jest od warunków przepływowych, możemy zapisać dla przepływu izentropowego [18]:

$$\frac{T_1}{T_0} = \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (3)$$

$$\frac{T_w}{T_0} = \left(\frac{p_w}{p_0}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$$

gdzie:  $\kappa$  — wykładnik izentropy.

Po podstawieniu (3) do (2) i uporządkowaniu otrzymujemy:

$$\eta_v = \frac{\varepsilon}{\varepsilon - 1} \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^{\frac{1}{\kappa}} - \frac{1}{\varepsilon - 1} \left(\frac{p_w}{p_0}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \quad (4)$$

Z rys. 1 wynika, iż zmiana ciśnienia  $p_1$  i  $p_w$  odbywa się względem  $p_0$ , a przyrosty wynikają z oporów przepływu:

$$p_1 = p_0 - \Delta p_1, \text{ Pa} \quad (5)$$

$$p_w = p_0 + \Delta p_w, \text{ Pa}$$

Zgodnie z [19], aby współczynnik napełniania był równy jedności, masowe natężenie przepływu powinno wynosić:

$$\dot{m} = V_{ss} \cdot \rho_0 \cdot \frac{\pi n}{30}, \text{ kg/s} \quad (6)$$

gdzie:

$V_{ss}$  — pojemność skokowa cylindra,  $\text{m}^3$ ,  
 $\rho_0$  — gęstość powietrza,  $\text{kg/m}^3$ ,  
 $n$  — prędkość obrotowa, obr/min.

Korzystając z równania ciągłości można zapisać:

$$\mu_z V_{ss} \frac{\pi n}{30} = f_z \cdot w_z$$

stąd prędkość przepływu przez szczelinę zaworową:

$$w_z = \mu_z \frac{V_{ss}}{f_z} \frac{\pi n}{30} \quad (7)$$

gdzie:

$\mu_z$  — współczynnik przepływu,  
 $f_z$  — pole szczeliny zaworowej.

Przyrost ciśnienia stanowi stratę wynikłą z oporów przepływu:

$$\Delta p = \xi \frac{\rho_0 w_z^2}{2} \quad (8)$$

gdzie:  $\xi$  — współczynnik strat ciśnienia.

Na podstawie [2] i [12] zależność między  $\mu_z$  a  $\xi$ , przy założeniu nieściśliwości przepływu czynnika, można zapisać w postaci:

$$\mu_z = \frac{1}{\sqrt{1 + \xi}} \quad (9)$$

Podstawiając (9) do (8) przy uwzględnieniu (7) otrzymujemy:

$$\Delta p = (1 - \mu_z^2) \frac{\rho_0}{2} \left(\frac{V_{ss}}{f_z}\right)^2 \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 n^2 \quad (10)$$

a następnie wykorzystując zależność (10) we wzorach (5) i podstawiając do (4):

$$\eta_v = \frac{\varepsilon}{\varepsilon - 1} \left[ 1 - (1 - \mu_{zd}^2) \frac{\rho_0}{2p_0} \left(\frac{\pi \cdot V_{ss}}{30 f_{zd}}\right)^2 n^2 \right]^{\frac{1}{\kappa}} +$$

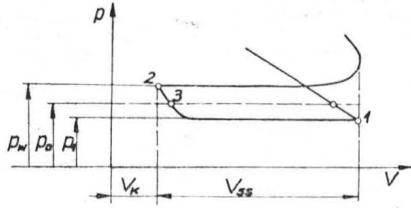
$$- \frac{1}{\varepsilon - 1} \left[ 1 + (1 - \mu_{zw}^2) \frac{\rho_0}{2p_0} \left(\frac{\pi \cdot V_{ss}}{30 f_{zw}}\right)^2 n^2 \right]^{\frac{1}{\kappa}} \quad (11)$$

gdzie:  $\mu_{zd}$ ,  $f_{zd}$ ,  $\mu_{zw}$ ,  $f_{zw}$  — odpowiednio: współczynnik przepływu i pole szczeliny zaworowej dla układu dolotowego i wylotowego.

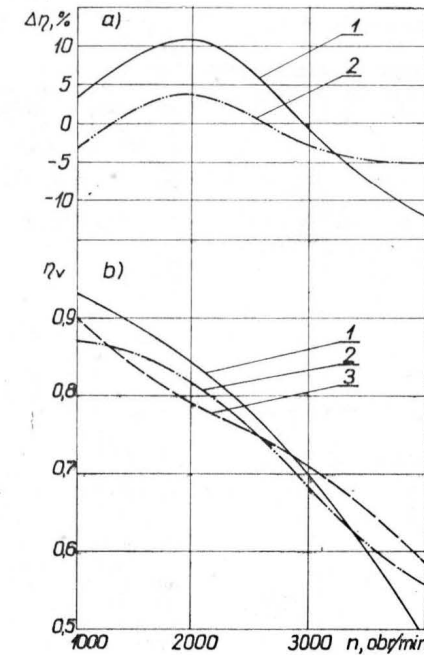
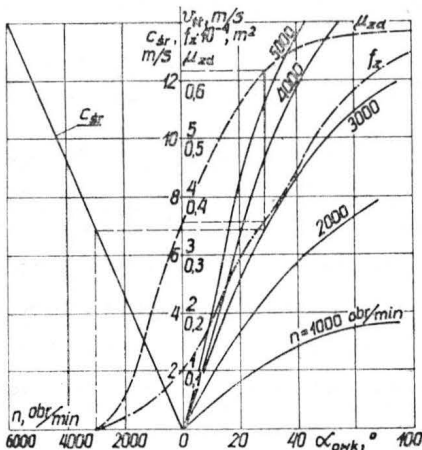
Na rys. 2 przedstawiono zmianę współczynnika przepływu

wu, pola szczeliny zaworowej i prędkości tłoka w funkcji kąta obrotu wału korbowego dla silnika 126 A1 oraz średniej prędkości tłoka w funkcji prędkości obrotowej wału

obrotowej maksymalnego momentu (ok. 3000 obr/min) wartość współczynnika napełnienia wynosi: 0,701 — obliczony metodą uproszczoną,



Rys. 1. Teoretyczny przebieg procesu wymiany ładunku w silniku tłokowym czterosurowym:  $p_0$  — ciśnienie atmosferyczne,  $p_w$  — ciśnienie gazów wylotowych,  $p_1$  — ciśnienie końca suwu ssania,  $V_k$  — objętość komory spalania,  $V_{ss}$  — objętość skokowa silnika



Rys. 3. Zmiana współczynnika napełnienia  $\eta_v$  i względnego współczynnika napełnienia w funkcji prędkości obrotowej silnika: 1 — wynik uzyskany metodą uproszczoną, 2 — wynik uzyskany z obliczeń numerycznych, 3 — wynik uzyskany eksperymentalnie

Rys. 2. Zmiana przekroju szczeliny zaworowej, współczynnika przepływu i prędkości tłoka w funkcji kąta obrotu wału korbowego dla różnych prędkości obrotowych silnika 126 A1

korbowego. Z wykresu tego widać, iż dla różnych prędkości obrotowych wartości  $f_z$  i  $\mu_z$  są niezależne — są to wartości, jakie należy podstawić do zależności (11).

Moc potrzebną na pokonanie oporów przepływu przez poszczególne układy można zapisać wzorem:

$$\Delta N = \Delta p \cdot Q, \text{ W} \quad (12)$$

gdzie:  $Q$  — objętościowe natężenie przepływu,  $\text{m}^3/\text{s}$ .

Na podstawie (6) zależność na  $Q$  ma postać:

$$Q = \mu_z V_s \frac{\pi n}{30}, \text{ m}^3/\text{s} \quad (13)$$

Podstawiając do (12) zależności (10) i (13) otrzymuje się wzór na stratę mocy:

$$\Delta N = (1 - \mu_z^2) \mu_z \left( \frac{V_{ss} \cdot \pi}{30} \right)^3 \frac{\rho_0}{2f_z^2} n^3, \text{ W} \quad (14)$$

W powyższym modelu procesu napełniania silnika nie uwzględniono m.in. efektu falowego i bezwładnościowego, czyli rezonansowego dopasowania geometrii układów dolotowego i wylotowego do silnika [11]. Opis powyższych zjawisk można znaleźć w [1, 5, 6, 7, 8, 13]. Mimo to zależności (11) i (14) mogą służyć do szacunkowej oceny procesu bez konieczności przeprowadzania obliczeń na EMC [10, 15].

W celu sprawdzenia przydatności powyższej metody wykonano obliczenia dla danych z [3] oraz publikacji traktujących o badaniach przepływowych silnika 126 A1. Następnie porównano otrzymane wyniki z wynikami uzyskanymi eksperymentalnie i podczas symulacji procesu wymiany ładunku na EMC [14, 15, 20]. Danymi wyjściowymi były:

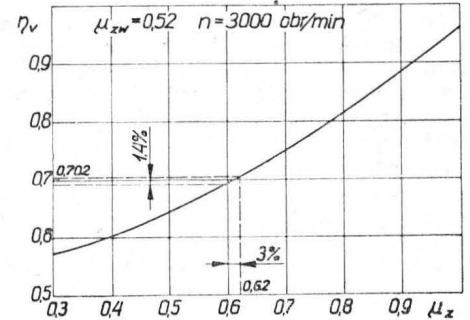
$$\begin{aligned} V_{ss} &= 3,26 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3, \\ f_{zd} &= 3,65 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2, \\ f_{zw} &= 3,65 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2, \\ \mu_{zw} &= 0,52, \\ \mu_{zd} &= 0,62. \end{aligned}$$

Z rys. 3 widać, że proponowana metoda w dość dobry sposób odzwierciedla zmianę współczynnika napełnienia wraz ze zmianą prędkości obrotowej. W zakresie prędkości

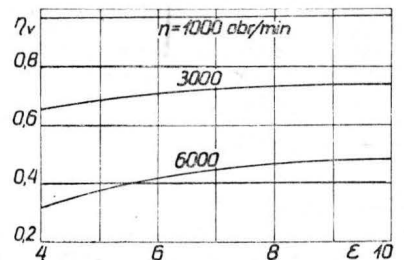
0,720 — uzyskany eksperymentalnie, 0,680 — obliczony na EMC.

Z rys. 3a wynika, że między metodą uproszczoną a wynikami eksperymentalnymi różnica wynosi dla  $n = 3000$  obr/min ok.  $-1\%$ , a między wynikami z obliczeń numerycznych i eksperymentalnych dla tych samych  $n$  ok.  $-3\%$ . Dla  $n = 2000$  obr/min różnica ta stanowi ok.  $11\%$  i  $3\%$ , dla  $n = 1000$  obr/min ok.  $3$  i  $-3\%$ , a dla  $n = 4000$  obr/min ok.  $-12\%$  i  $-5\%$ . Z przytoczonych danych wynika, iż metoda ta nie stanowi idealnej recepty na obliczanie  $\eta_v$ , jednakże ze względu na swoją prostotę może być pomocna dla praktyki inżynierskiej.

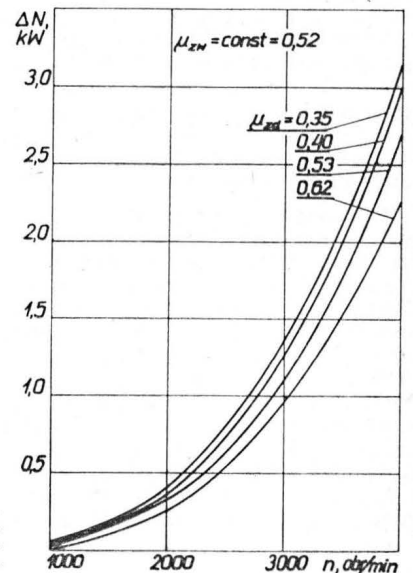
Na rys. 4 przedstawiono zmianę współczynnika napełnienia w zależności od współczynnika przepływu dla układu dolotowego przy prędkości  $n = 3000$  obr/min, przy stałej



Rys. 4. Zmiana współczynnika napełnienia w funkcji współczynnika przepływu dla prędkości obrotowej  $n = 3000$  obr/min



Rys. 5. Zmiana współczynnika napełnienia w funkcji stopnia sprężania dla różnych prędkości obrotowych silnika



Rys. 6. Straty mocy silnika w funkcji prędkości obrotowej dla różnych wartości współczynnika przepływu

wartości współczynnika przepływu dla układu wylotowego i danych dla silnika 126 A1. Np. zwiększenie  $\mu_{zd}$  o 3% (z 0,6 do 0,62) powoduje wzrost  $\eta_v$  o 1,4%, czyli o taką wartość wzrosnąć w przybliżeniu moment obrotowy i moc silnika.

W celu przedstawienia wpływu stopnia sprężania  $\epsilon$  na  $\eta_v$  dokonano obliczeń, których wyniki pokazano na rys. 5. Z uzyskanych krzywych wynika, że dla małych prędkości obrotowych stopień sprężania ma niewielki wpływ na  $\eta_v$ . Dla większych prędkości obrotowych stopień sprężania powyżej  $\epsilon = 7$  niewiele zmienia wartość  $\eta_v$ .

Na rys. 6 przedstawiono zmianę straty mocy silnika wskutek oporów przepływu układu przepływowego silnika. Widać z niego, że przy prędkości obrotowej  $n = 3000$  obr./min straty te wynoszą ok. 1 kW i wraz ze wzrostem prędkości obrotowej bardzo szybko rosną.

\* \* \*

Z przytoczonych rozważań można wyciągnąć następujące podstawowe wnioski:

● Prezentowana metoda ze względu na swoją prostotę i łatwość obliczeniową może być przydatna do szacunkowej oceny współczynnika napełniania po przeprowadzeniu badań przepływowych.

● Ze względu na nieuwzględnienie wielu zjawisk występujących podczas napełniania silnika, istnieją rozbieżności między eksperymentem a prezentowaną metodą w zakresie mniejszych i większych prędkości obrotowych (w dolnym zakresie zawiąza o ok. 11%, w górnym zakresie zaniża o ok. 12%).

#### LITERATURA

1. T. ASANUMA: Study on a Volumetric Efficiency of Four-Cycle Engine. *Trans. Japan. Soc. Mech. Engrs.* nr 19/1976 r.
2. Von H. FRUTH: Grenzgeschwindigkeit, kritischen Druck verhältnis und kritischer Massendurchsatz der verlustbehafteten

adiabatischen Düsen- und Rohrströmung eines idealen Gases. *Forschung in Ingenieurwesen* nr 2/1966 r.

3. B. JAKUBOWSKI, T. TOMICZEK: Budowa — Polski Fiat 126p — eksploatacja i naprawa. WKiŁ, Warszawa, 1982 r.
4. A. KOWALEWICZ: Systemy spalania szybkoobrotowych silników spalinowych. WKiŁ, Warszawa, 1980 r.
5. T. F. KONDRATIEWA: Kolebanie dławienia wo wsasywajuszczem turboprowodzie i ich wlijanije na rabotu porszniewowo kompiressora. *Chimiczeskoje Maszynostrojenije* nr 5/1960 r.
6. T. F. KONDRATIEWA: Potieri mosznosti porszniewowo kompiressora w riezultatie kolebanij dławienia w nagrietatielnom turboprowodzie. *Chimiczeskoje Maszynostrojenije*, nr 1/1962 r.
7. J. MICHALAK, B. MICHALAK, J. PŁOTKOWIAK: Analiza zjawisk falowych w przewodach dolotowych i wylotowych doładowanych silników spalinowych. *Silniki Spalinowe* nr 2/1978 r.
8. W. NEUERBURG: Experimentelle untersuchung des Ladevorgangs an einem Sechszylinder. *Viertakt-Ottomotor MTZ* nr 7/1967 r.
9. K. NIEWIAROWSKI: Tłokowe silniki spalinowe. WKiŁ, Warszawa 1963 r.
10. M. ORKISZ, R. PROCIĄK, S. SZCZECIŃSKI: Próba oceny procesu napełniania cylindrów silnika PZL-Franklin. *TLiA*, nr 10/1980 r.
11. M. ORKISZ, R. PROCIĄK, S. SZCZECIŃSKI: Analityczna metoda wyznaczania długości układu dolotowego silników tłokowych. *TLiA*, nr 11/1983 r.
12. A. PIĘTAK, S. SZCZECIŃSKI: O pewnym sposobie oceny napełniania cylindrów spalinowego silnika tłokowego. *Biuletyn WAT* nr 8/1981 r.
13. B. SENDYKA: Wykorzystanie zjawiska eiekcji do doładowania silników spalinowych oraz w konstrukcji układu wylotowego. Politechnika Krakowska. *Zeszyt Naukowy* nr 7/1973. *Mechanika* z. 42.
14. K. SITEK, S. SZCZECIŃSKI: Ocena porównawcza napełniania cylindrów niektórych silników spalinowych. *Technika Motoryzacyjna* nr 3/1982 r.
15. K. SITEK, S. SZCZECIŃSKI: Ocena wpływu kształtu krzywki rozrządu i przemieszczeń faz rozrządu na napełnianie cylindrów tłokowych silników spalinowych. *Biuletyn WAT* nr 10/1982 r.
16. J. WAJAND: Doładowane tłokowe silniki spalinowe. WNT, Warszawa, 1962 r.
17. J. WERNER, J. WAJAND: Silniki spalinowe małej i średniej mocy. WNT, Warszawa, 1976 r.
18. S. WIŚNIEWSKI: Termodynamika techniczna. WNT, Warszawa, 1980 r.
19. Praca zbiorowa: Laboratorium ciepłych maszyn tłokowych. Silniki spalinowe. Politechnika Poznańska 1054. Poznań 1982 r.
20. Seminaria w KSL WAT 1980+1983 r.

cd. ze s. 11

Zespół sterująco-wskazujący służy do wprowadzenia danych i poleceń przez załogę oraz wyświetla informacje dotyczące lotu.

Zespół połączeniowy łączy zespół obliczeniowo-pamięciowy z komputerem pochylenia samolotu, układem sterowania silnikami oraz układem informacyjnym lotu.

#### Możliwości nawigacyjne przelicznika

Duże stosunkowo oszczędności paliwa możliwe są do uzyskania podczas zniżania samolotu przy pracy silników na biegu jałowym oraz zastosowaniu profilu zniżania, w którym punkt końca zniżania pokrywa się z punktem podejścia do lądowania. Zadaniem przelicznika jest określenie punktu początku zniżania. Dokładność określenia punktu początku zniżania zależy od możliwości nawigacyjnych przelicznika. W zależności od liczby posiadanych danych, zdolności nawigacyjne przelicznika można podzielić na trzy następujące kategorie.

● Nawigacja uproszczona — w pamięci przelicznika brak jest danych nawigacyjnych. Informacje dotyczące odległości do punktu przeznaczenia oparte są wówczas na obliczeniach przybliżonych oraz na podstawie prędkości względem ziemi uzyskanych w VOR/DME. Na określoną w ten sposób odległość mają wpływ odchylenia od kierunku lotu oraz wiatr, które mogą być okresowo minimalizowane przez załogę. Jeżeli samolot wyposażony jest w bezwładnościowy układ nawigacji INS lub ONS, wówczas istnieje możliwość korzystania przez przelicznik z dokładniejszych informacji dotyczących prędkości oraz pozycji samolotu. Z drugiej strony przelicznik umożliwia aktualizację danych z INS danymi z VOR/DME oraz przechowywanie w pamięci przelicznika praktycznie nieograniczonej liczby da-

nych dotyczących pozycji geograficznych punktów trasowych. Dane te z kolei mogą być automatycznie przekazywane do INS lub ONS.

● Nawigacja ograniczona jest rozszerzeniem nawigacji uproszczonej o dodatkowe pomoce nawigacyjne oraz dodatkowe punkty trasowe. Przelicznik określa wówczas odległość jako funkcję położenia geograficznego lotnisk oraz VOR/DME. Pozwala to na dokładniejsze określenie punktu początku zniżania w zależności od położenia względem ziemi. Wymagane jest jednak okresowe uaktualnianie danych przechowywanych w pamięci, które może być dokonywane za pomocą zaprogramowanych standardowych nośników informacji.

Przy wykorzystaniu INS/ONS istnieje możliwość określenia bocznych punktów trasowych w odniesieniu do VOR oraz przelotu do tych punktów z wykorzystaniem pilota automatycznego w sposób zbliżony jak w układzie nawigacji obszarowej.

● Pełna nawigacja jest rozszerzeniem nawigacji ograniczonej o dodatkowe informacje nawigacyjne takie, jak standardy odlotów przyrządowych, standardy lotniskowych tras przylotowych, sieć połączeń lotniczych, dane dotyczące linii lotniczych. Przelicznik dysponuje wówczas pełną informacją dotyczącą odchylenia w poziomie wykonanego odzinka lotu, pozwalając tym samym na optymalizację profilu lotu w pionie.

W przypadku połączenia z INS/ONS istnieje możliwość przekształcenia się pełnej nawigacji w automatyczny system kierowania lotem samolotu.

Mgr inż. Kazimierz Gilewski  
Mgr inż. Ludwik Gruchalski



Motoszybowiec

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy dwumiejscowy kompozytowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

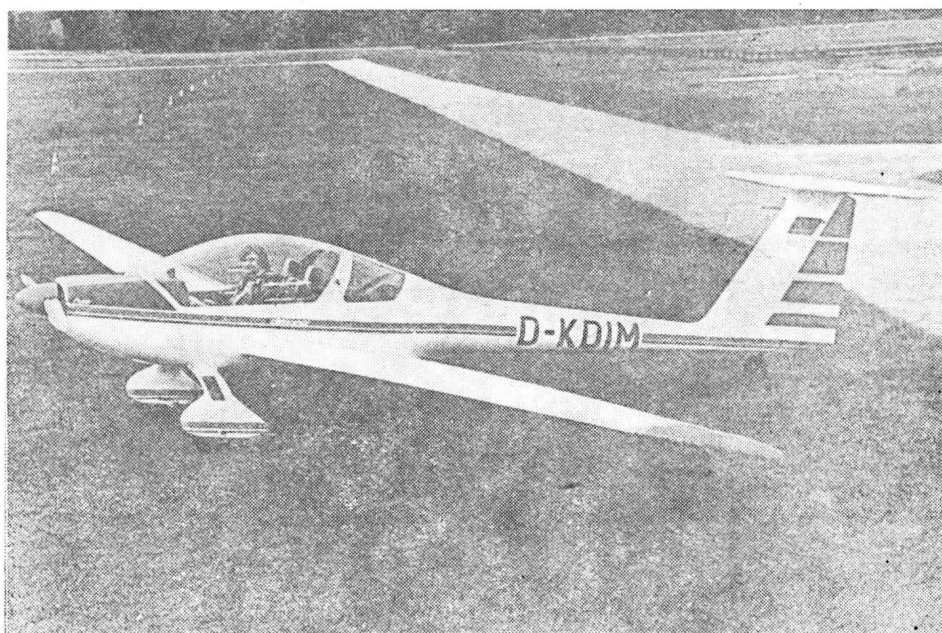
**Plat.** Obrys trapezowy, wznios 4°, profil Wortmann FX63-137. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa skorupowa z kompozytu szklano-epoksydowego. Dźwigar skrzynekowy, pasy dźwigarowe z włókna (rowing) szklanego. Z górnej powierzchni skrzydła wysuwane hamulce aerodynamiczne typu Schempp-Hirth. Lotki laminatowe, przekładkowe, klap brak. Końcówki lekko zagięte do dołu. Skrzydła wytwarzane w foremnikach negatywnych z dokładnością odwzorowania powierzchni typową dla konstrukcji epoksydowo-szklanych, tj. 0,2 mm. Skrzydła mogą być łatwo składane do tyłu.

**Kadłub.** Przekrój owalny zbliżony do kołowego. Konstrukcja skorupowa z kompozytu szklano-epoksydowego. Tylna część kadłuba przechodzi płynnie w statecznik pionowy. Kabina pilotów z miejscami obok siebie umieszczona jest nad płatem. Za siedzeniem załogi niewielki bagażnik. Oszklenie kabiny bogate. Osłona kabiny otwierana ku górze do przodu.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T. Obrisy usterzeń trapezowe. Profil usterzenia poziomego Wortmann FX71-L-150/25; pionowego — Wortmann FX71-L-150/40. Konstrukcja kompozytowa, stateczniki jednodźwigarowe, stery przekładkowe.

**Sterowanie.** Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami i sterem wysokości — popychaczowe, sterem kierunku i hamulcami aerodynamicznymi — linkowe.

**Podwozie.** Stałe w układzie klasycznym. Golenie podwozia głównego sprężyste, koła osłonięte laminatowymi owiewkami i wyposażone w mechaniczne hamulce tar-



czowe. Podwozie tylne w postaci ostrogi z kółkiem z lanej gumy umieszczone jest pod usterzeniem pionowym. Wymiar ogumienia kół głównych — 6".

**Zespół napędowy.** Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik Volkswagen-Limbach SL2000 o mocy 59 kW, śmigło drewniane dwułopatowe, trójpołożeniowe Hoffmann. Osłony zespołu napędowego laminatowe.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik kadłubowy o pojemności 60 l.

**Wyposażenie.** Prędkościomierz, dwa wariometry, busola, zakrętomiernik, sztuczny horyzont, wysokościomierz, przyrządy kon-

troli silnika, radiostacja, możliwość instalowania wyposażenia dodatkowego.

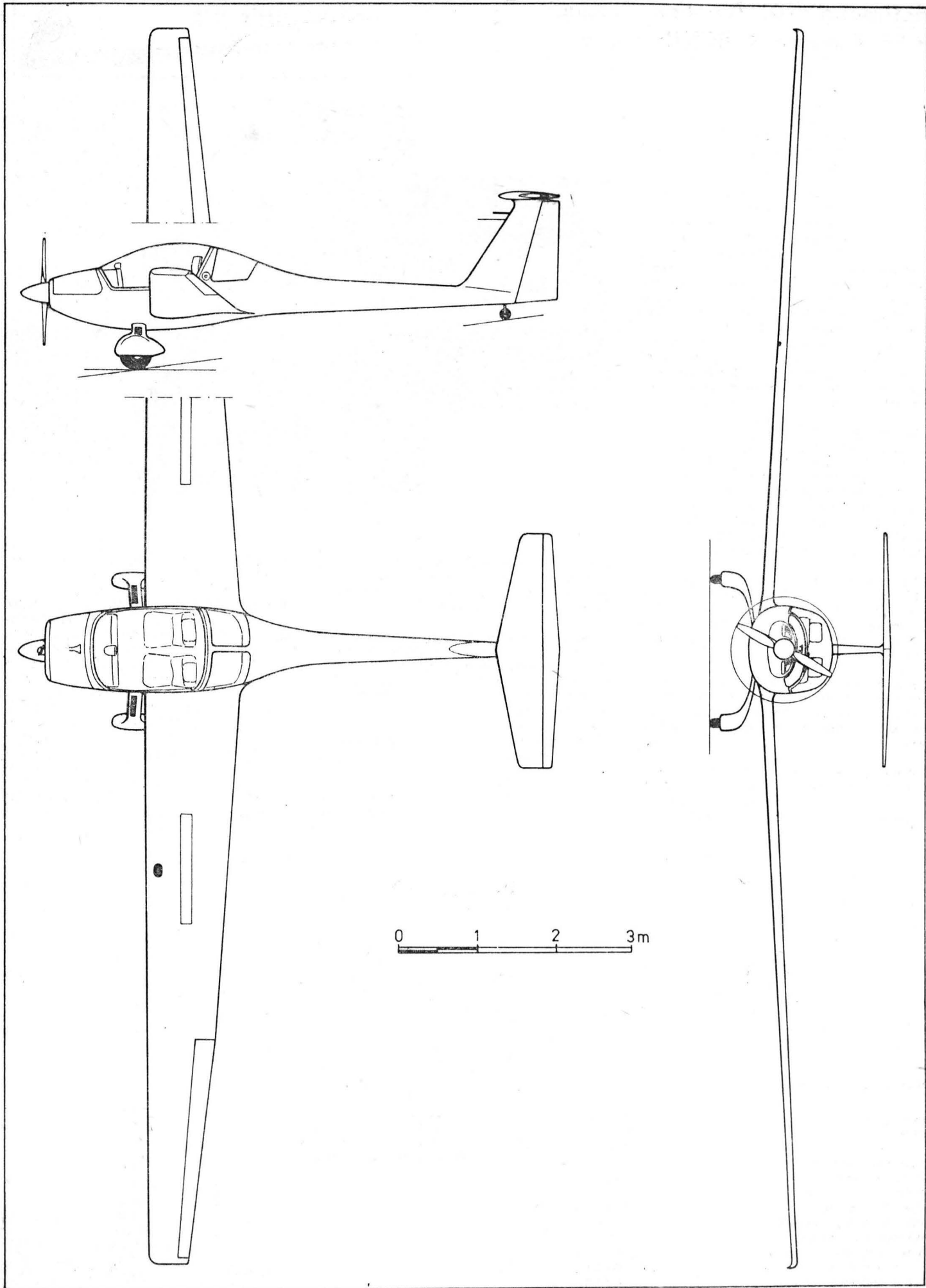
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Pod koniec lat siedemdziesiątych w zachodniolenieckich firmach szybowcowych (np. Grob, Valentin) powstały projekty nowej generacji motoszybowców dwumiejscowych o konstrukcji kompozytowej. Jednym z nich jest H-36 Dimona skonstruowana przez Wolfa Hoffmanna. W firmie Wolf Hoffmann Flugzeug K.G. opracowano oprzyrządowanie i wykonano prototyp (oblot 9 października 1980 r.). Przewidywano produkcję H-36 w Izraelu (w firmie IDI Aviation Production) pod nadzorem firmy macierzystej. Motoszybowiec dopuszczony jest do podstawowej akrobacji.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	16,00 m
Długość	6,85 m
Wysokość	1,60 m
Rozpiętość usterzenia	3,00 m
Baza podwozia	4,76 m
Rozstaw podwozia	2,00 m
Średnica śmigła	1,60 m
Powierzchnia skrzydła	15,20 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	16,8
Masa własna	450 kg
Masa użyteczna	250 kg
Masa startowa maks.	700 kg
Obciążenie powierzchni maks.	46 kg/m <sup>2</sup>

Obciążenie mocy maks.	12 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	275 km/h
Prędkość pozioma maks.	200 km/h
Prędkość przelotowa	160 km/h
Prędkość minimalna	70 km/h
Wznoszenie maks.	3,2 m/s
Zasięg	1000 km
Rozbieg	180 m
Długość startu na 15 m	350 m
Zużycie paliwa	13,5 l/h
Doskonałość (przy V = 105 km/h)	27
Opadanie min. (przy V = 80 km/h)	0,9 m/s

T.M.



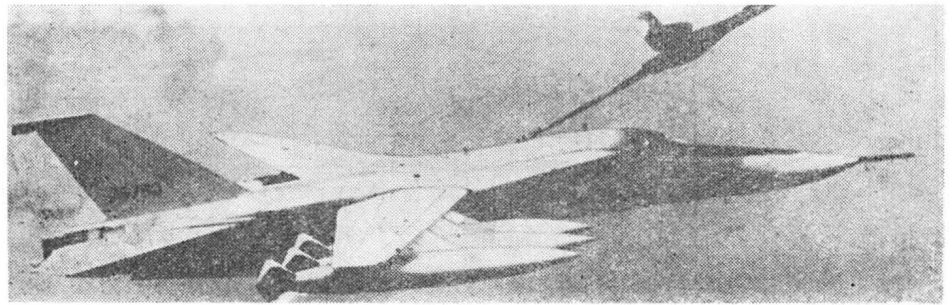
### Samolot do rozpoznania i zakłócania radioelektronicznego

**KONSTRUKCJA.** Dwumiejscowy, dwusilnikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy grzbietopłat o zmiennym skosie skrzydeł.

Plat. Obrys trapezowy, profil z rodziny NACA 64 (NACA 64A210.68 mod. u nasady i NACA 64A209.80 mod. na końcu), kąt skosu zmienny od 16° do 72,5°. Konstrukcja dwudzielna, kesonowa, pięciodźwigarowa ze stopów duralowych, węzły siłowe stalowe. Pokrycia przekładkowe, dźwigary frezowane chemicznie. Na całej rozpiętości skrzydeł znajdują się kłapy noskowe (8 segmentów), kłapy dwuszczelinowe (8 segmentów) oraz spoilery-hamulce aerodynamiczne (6 segmentów). Wewnątrz kesonów skrzydeł znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Skrzydła mocowane są do przegubów na środkowym skrzytniowym frezowanym dźwigarze umieszczonym w kadłubie. Sworznie przegubów mają średnicę 216 mm, wykonane są ze stali D6AC. Zmianę kąta skosu zapewniają dwa połączone w celu synchronizacji serwo mechaniczmy hydrauliczne, każdy o mocy 73,6 kW. Czas przestawienia skrzydła ze skosu minimalnego na maksymalny trwa 20 s. Skrzydło pozbawione jest lotek — ich rolę spełniają spoilery. Zmienność geometrii skrzydła polega nie tylko na zmianie jego skosu, lecz i na zmianie wysklepienia profilu za pomocą kłap noskowych i spływowych. Połączone działanie zmiany skosu i wysklepienia pozwala na zmianę właściwości manewrowych samolotu w bardzo szerokim zakresie. Pod każdym skrzydłem znajdują się dwa zaczepy do podwieszania zbiorników dodatkowych. Jeszcze jedna para zaczepów znajduje się na stałej części skrzydła.

**Kadłub.** Konstrukcja półskorupowa, metalowa, duralowa, węzły siłowe stalowe, niektóre węzły z tytanu. Kadłub jest belką o przekroju T, w narożach umieszczone są zespoły napędowe, skrzydła są przedłużeniem „poprzeczki”. Przednia część kadłuba mieści radar, wyposażenie awioniczne, wnękę podwozia przedniego i kabiny załogi z miejscami obok siebie. Kabina załogi tworzy oddzielną strukturalnie kapsułę o konstrukcji zapewniającej możliwość uratowania załogi, kabina jest ciśnieniowa, klimatyzowana. Kapsuła kabiny wyposażona jest w silnik rakietowy o ciągu 17 790 daN, umożliwiając jej oddzielenie od kadłuba przy zerowej prędkości i wysokości oraz oddalenie się na odległość ok. 110 m; następnie otwiera się spadochron ratowniczy (średnica 21,4 m). W celu ustąpienia podczas lotu po oddzieleniu od płatowca kapsuła kabiny zaopatrzona jest w powierzchnie ustępcznie zaopatrzone; zaopatrzone jest też w nadmuchiwany ponton na wypadek wodowania. W kadłubie znajdują się dwa zbiorniki paliwowe (przedni i tylny). Pod środkową częścią kadłuba umieszczony jest płytowy hamulec aerodynamiczny, pod częścią tylną — dwie długie brzechwy ustępcznijące. Wnęki podwozia głównego umieszczone są w środkowej części kadłuba. Między wnękami podwozia przedniego a głównym pod kadłubem podczepion jest zasobnik z wyposażeniem elektronicznym. Przykadłubowe owiewki wejścia skrzydeł (tzw. napływy) są częściowo wychylane przy locie z małą prędkością.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Oba usterzenia skośne o obrysie trapezowym. Skos krawędzi natarcia usterzenia pionowego 55°, wychylenia steru kierunku +30° przy małych prędkościach i ±11,5° przy prędkościach nad-



dźwiękowych. Statecznik pionowy półskorupowy, wielodźwigarowy, ster kierunku częściowo przekładkowy. Usterzenie poziome płytowe o skosie krawędzi natarcia 57,5°, kąty wychylenia +30° do -15°, konstrukcja półskorupowa wielodźwigarowa, część spływowa przekładkowa. Usterzenie uzupełnione dwiema brzechwami ustępcznymi pod kadłubem. Na szczycie usterzenia pionowego zespół anten osłonięty owiewką.

**Sterowanie.** Powierzchnie sterowe, zmiana kąta skosu skrzydeł i sterowanie podwoziem odbywa się siłownikami elektrohydraulicznymi. Instalacja jest dwuobwodowa.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnek kadłubowych. Podwozie przednie z golenią teleskopową, amortyzator w goleni, koła bliźniacze, sterowana hydraulicznie. Podwozie główne o dość złożonej kinematyce, koła pojedyncze umieszczone na goleniach-wysięgnikach, amortyzacja olejowo-powietrzna, hamulec hydrauliczny tarczowy z urządzeniem przeciwoślizgowym. Wymiary kół głównych 1,17 × 0,46 m, przednich — 0,56 × 0,17 m. Ogumienie niskociśnieniowe. Pokrywe wnęk podwozia głównego stanowi hamulec aerodynamiczny — jego kat wychylenia wynosi 50°, podczas lądowania zwiększa się do 72°.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbowentylatorowe Pratt-Whitney TF30-P-3 o ciągu maks. 8237 daN każdy. Główne dane silnika: przepływ masowy 105,8 kg/s; stopień sprężania 17:1; długość 6,14 m; średnica 0,97 m; sucha masa 1624 kg. Wloty powietrza do silników mają przekrój 1/4 koła, ich geometria jest regulowana za pomocą przemieszczanych hydraulicznie ciał centralnych.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe i kadłubowe mieszczą 14 780 kg paliwa, dalsze 10 630 kg paliwa można zabrać w 6 zbiornikach podwieszanych pod skrzydłami; hydrauliczna — ciśnienie robocze 14,4 MPa, dwa niezależne obwody; elektryczna — prądnicę na silnikach, prąd zmienny trójfazowy 115 V/400 Hz, akumulatory niklowo-kadmowe; tlenowa — butle z ciekłym tlenem, maski załogi.

**Wyposażenie.** System taktyczny AN/ALQ-99E, radiostacja UHF AN/ARC-109, AN/AJQ-20A, radar AN/APQ-160, wysokościomierz radarowy AN/APN-167, radar śledzący rzeźbę terenu AN/APQ-110, ILS, HF AN/ARC-112, IFF, TACAN, radiostacja IFF/DF AN/ARA-50, urządzenia AN/ALQ-137 (modyf.); AN/ALR-162 (modyf.); AN/ALR-23 i AN/ALE-28. Samolot jest nieuzbrojony.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Pod koniec lat pięćdziesiątych w USA pojawiła się

konceptcja opracowania bezpiecznego i szybkiego samolotu do transportu broni atomowej przeznaczonego zarówno dla USAF, jak i dla US Navy. Miał to być tzw. taktyczny samolot myśliwski TFX. Do konkursu na opracowanie projektu przystąpiło 6 firm, do drugiego etapu konkursu przeszły Boeing i General Dynamics. Na początku 1962 r. zdecydowano o budowie samolotu przez firmę General Dynamics we współpracy z Grummanem, złożono też pierwsze zamówienie. Zakładano wstępnie wyprodukowanie ok. 1700 samolotów. Pierwszy prototyp oblatano 21 grudnia 1964 r. Koszt opracowania prototypów wyniósł ok. 1,2 mld dolarów. Opracowano i produkowano następujące wersje samolotu:

— F-111A — wersja podstawowa, lądowa, silniki TF30-P-3 (2 × 8237 daN), wyprodukowano 159 egz.,

— F-111B — wersja pokładowa, oblot 18 maja 1965 r., silniki TF30-P-12, wyprodukowano 9 egz., program przerwano;

— F-111E — wersja ze zmodyfikowanymi wlotami powietrza, wyprodukowano 94 egz.;

— F-111D — wersja dla lotnictwa taktycznego, silniki TF30-P-9, zmieniona awionika, oblot 2 grudnia 1968 r., wyprodukowano 96 egz.;

— F-111F — pochodna F-111D ze zmienionym wyposażeniem, silniki TF30-P-100, oblot w 1971 r., wyprodukowano 106 egz.;

— FB-111A — wersja bombowa strategiczna, przedłużone skrzydła, silniki TF30-P-12, oblot 30 lipca 1967 r., wyprodukowano 76 egz.;

— F-111C — wersja szturmowa dla Australii, oblot w 1968 r., wyprodukowano 24 egz.;

— F-111K — wersja dla W. Brytanii (zamiast BAC TSR-2, którego program przerwano po oblocie prototypu);

— RF-111A — wariant zwiadowczy F-111A, oblot 17 grudnia 1967 r., modyfikacja samolotu przedserijnego;

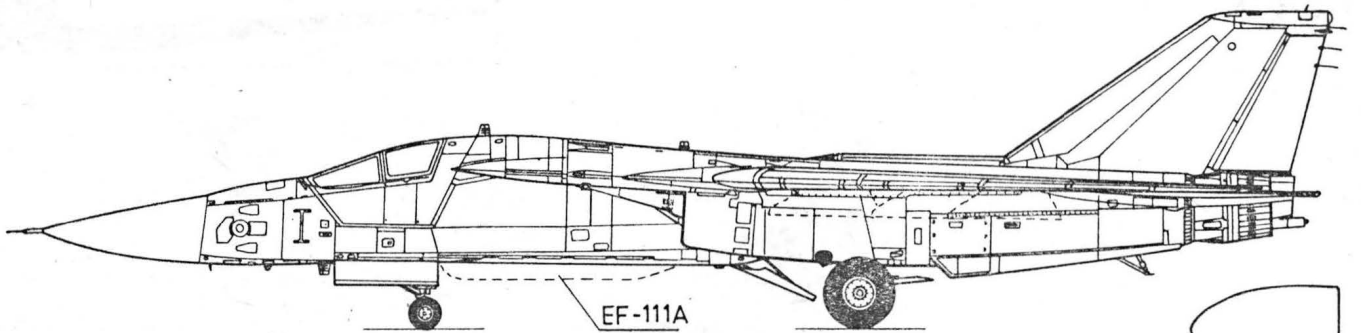
— EF-111A — wariant rozpoznawczo-zakłócający F-111A (przebudowano 2 egz. F-111A), oblot 15 grudnia 1975 r., samoloty serwne przebudowywane w firmie Grumman z wersji F-111F, planowana przebudowa 40 egz.;

— FB-111H — wariant FB-111A mający zastąpić bombowiec strategiczny B-1 (po czasowym przerwaniu jego programu) — ograniczony zakres zmian skosu (16÷60°), podwyższona masa startowa, silniki F101-GE-100 (2 × 13 340 daN z dopalaniem); program FB-111H przerwano, wracając do koncepcji bombowca B-1.

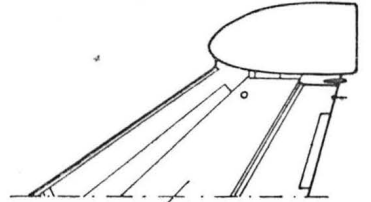
Samolot EF-111A jest przeznaczony do paraliżowania systemów radarowych i naprowadzających obrony przeciwlotniczej, ma latać jako lider kluczy bombowców B-1 lub innych samolotów.

### DANE TECHNICZNE (EF-111A)

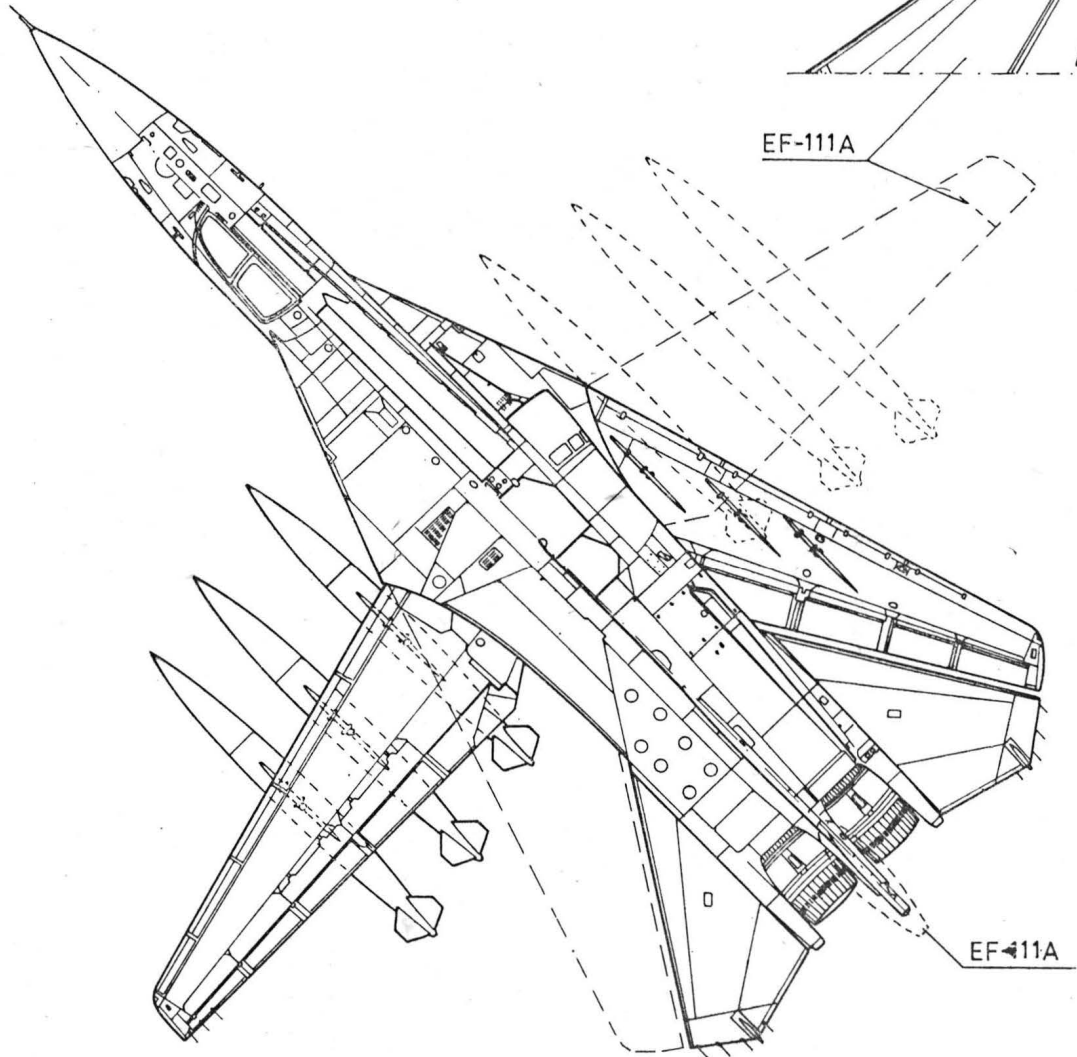
Rozpiętość maks.	19,20 m	Masa własna	24 313 kg
Rozpiętość min.	7,94 m	Masa startowa maks.	39 825 kg
Długość	23,51 m	Obciążenie powierzchni maks.	816,6 kg/m <sup>2</sup>
Wysokość	6,10 m	Obciążenie ciągu maks.	2,4 kg/daN
Rozpiętość usterzenia	8,96 m	Prędkość maks.	2337 km/h
Średnia cięciwa aerodynamiczna	2,76 m	Prędkość przelotowa	796 km/h
Baza podwozia	7,44 m	Prędkość minimalna	250 km/h
Rozstaw podwozia	3,19 m	Wznoszenie	183 m/s
Powierzchnia skrzydła (skos 16°)	48,77 m <sup>2</sup>	Pułap	15 250 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	16,17 m <sup>2</sup>	Promień działania	370÷1661 km
Powierzchnia usterzenia pionowego	10,38 m <sup>2</sup>	Zasięg maks.	3890 km
Powierzchnia steru kierunku	2,69 m <sup>2</sup>	Rozbieg	991 km
Wydłużenie skrzydła (skos 16°)	7,56	Start na 15 m	1250 m
		Lądowanie z 15 m	853÷1245 m
		Dobieg	539÷759 m.



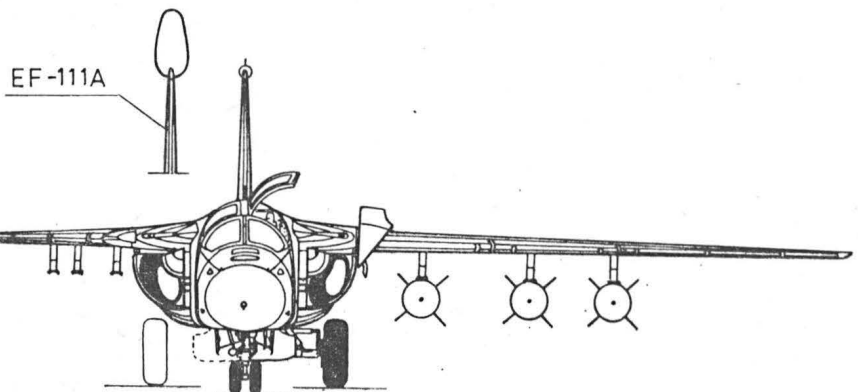
FB-111A



EF-111A



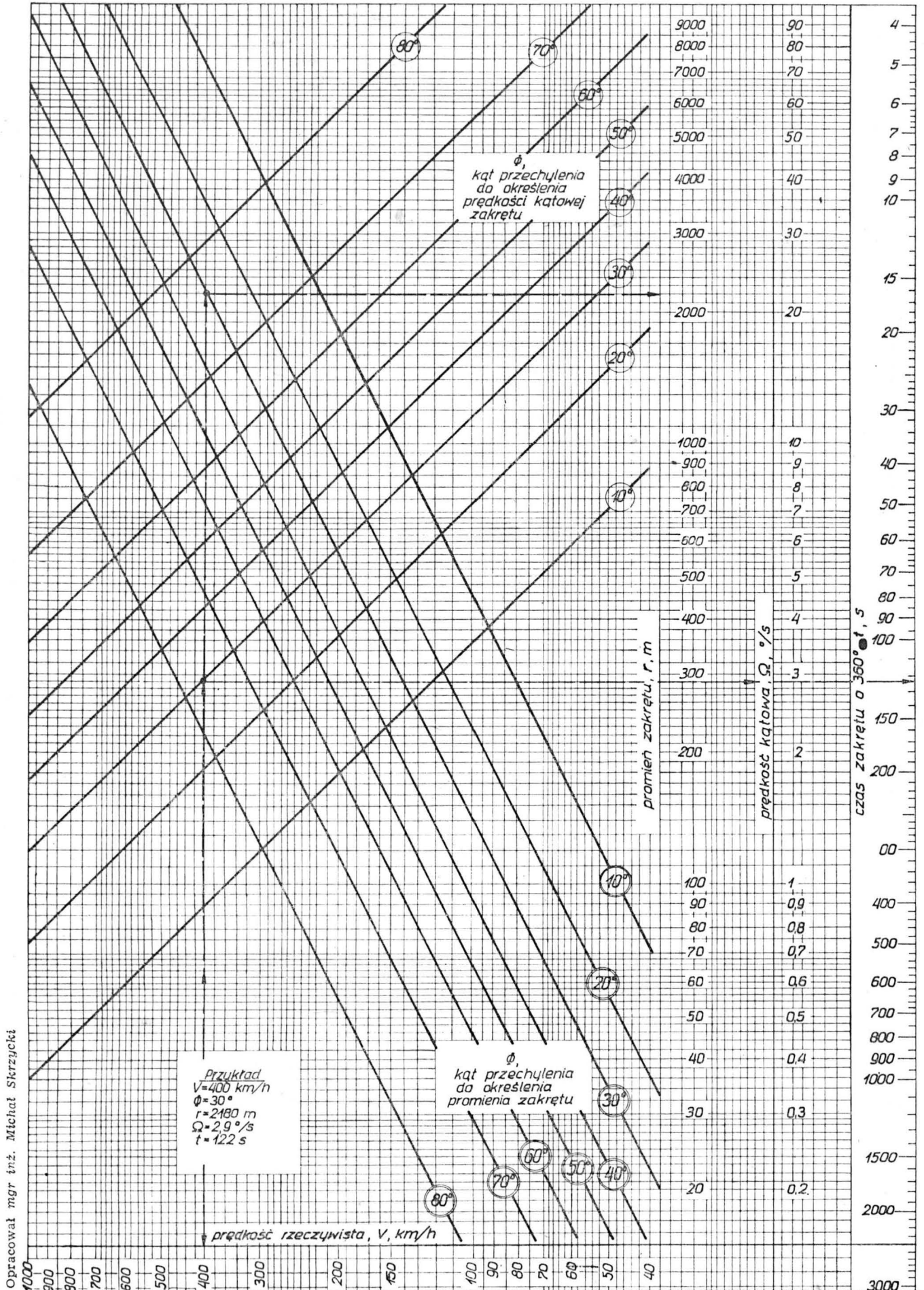
EF-111A



EF-111A

# Parametry lotu w ustalonym zakresie poziomym

POMOCE KONSTRUKCYJNE



ANGIELSKIE CZASOWNIKI  
I ZWROTY LOTNICZE (II)

- 1 — wyłączyć pilota automa-  
tycznego, odłączać p. a.
- 2 — włączyć p. a.
- 3 — podłączyć p. a. (do)
- 4 — znajdować się w zakresie  
autorotacji
- 5 — przechodzić na zakres a.
- 6 — wykonywać lądowanie (lub  
zniżanie) na zakresie a.
- 7 — wprowadzać w zakres a.
- 8 — wykonywać lądowania (lub  
zniżania) na zakresie a.
- 9 — uzupełniać (czymś)
- 10 — lecieć na plecach, wykony-  
wać lot odwrócony
- 11 — odwracać samolot na plecy
- 12 — o. się na plecy
- 13 — kołować z powrotem na  
miejsce startu; odkołować  
do tyłu
- 14 — wyskakiwać (ze spadochro-  
nem)
- 15 — przygotowywać się do sko-  
ku (ze s.)
- 16 — wywahać; równoważyć
- 17 — wznosić się (po „kangu-  
rze”); unosić się (na po-  
duszce powietrznej); napeł-  
niać się (o czaszy spado-  
chronu); wykonywać loty  
balonem
- 18 — przechylać (się); wykony-  
wać zakręt (z przechyle-  
niem)
- 19 — odchodzić (w bok) z prze-  
chyleniem
- 20 — przechylić się w kierun-  
ku...
- 21 — wywoływać przechylenie;  
przechylać (się)
- 22 — zwiększać kąt przechylenia
- 23 — (pot.) wprowadzać samolot  
w przechylenie, przechy-  
lać s.
- 24 — nie dopuszczać do zwięk-  
szenia przechylenia
- 25 — utrzymywać (żądany) kąt  
przechylenia
- 26 — przechylać się w stronę  
zakretu; wykonywać zakręt  
zmniejszać kąt przechyle-  
nia
- 27 — zwiększać k. p.
- 28 — (pot.) szybko przemieszczać  
się (o samolocie)
- 29 — wykonywać bezkę o du-  
żym promieniu obrotu
- 30 — pokonywać barierę dźwię-  
ku
- 31 — przechodzić przez b. d.
- 32 — bazować, stacjonować; opie-  
rać się (na)
- 33 — być schowanym, być w po-  
łożeniu s. (o podwoziu); b.  
włączonym
- 34 — b. włączonym
- 35 — b. wyłączonym
- 36 — wyciągać (wodnosamolot)  
na brzeg
- 37 — lecieć wzdłuż wiązki (ra-  
diolatarni)
- 38 — utrzymywać (samolot) w  
wiązce radiolatarni ścieżki  
schodzenia
- 39 — u. (s.) w w. r. kierunkowej
- 40 — lecieć wzdłuż wiązki r.
- 41 — odczytywać namiar
- 42 — brać namiar
- 43 — zachowywać się (o statku  
powietrznym); działać (o  
maszynie)
- 44 — lądować „na brzuchu”, l.  
bez podwozia
- 45 — latać tuż nad ziemią, wy-  
konywać lot koszacz
- 46 — odciąć pasy bezpieczeństwa
- 47 — zaklinowywać, zakleszczać  
(np. sterowanie)
- 48 — (pot.) uruchamiać hamulce
- 49 — (pot.) wprowadzać samo-  
lot (z niebezpiecznego po-  
łożenia)
- 50 — wsiadać ptaka (do wnętrza  
silnika)
- 51 — zwiększać skok śmigła
- 52 — zaciemniać (np. usterzenie)
- 53 — z.
- 54 — pobierać; odprowadzać; wy-  
ciekać; zlewać (o cieczy  
lub gazie)

- 55 — zmniejszać się, spadać (o  
prędkości); spuszczać (o  
cieczy lub gazie)
- 56 — zabierać podstawki (spod  
kół)
- 57 — tworzyć korek, zatkać (się);  
zanieczyścić (się)
- 58 — zdmuchiwać
- 59 — chować (się) pod działa-  
niem przepływu (powietrza)
- 60 — być zdmuchniętym przez  
przepływ; przedmuchiwać
- 61 — przedmuchiwać (cylindry);  
przerzywać spalanie, zrywać  
płomień (w komorze spala-  
nia); wyłączać się (o do-  
palaczu); zgasać (o silni-  
ku odrzutowym); pęknąć  
(o pneumatyku); wydmu-  
chiwać; gasić, tłumić
- 62 — odmuchiwać, opływać
- 63 — powiększać (np. fotografie);  
wybuchać
- 64 — przedmuchiwać, czyścić
- 65 — wsiadać na pokład (statku  
powietrznego); lądować (na  
statek powietrzny)
- 66 — przechodzić na drugi krag  
po dotknięciu drogi starto-  
wej
- 67 — zapisywać; zamawiać miej-  
sca (w samolocie pasażer-  
skim)
- 68 — (pot.) kontynuować lot
- 69 — sterować przewodem tan-  
kowania w locie
- 70 — rozpędzać, przyspieszać;  
zwiększać, podwyższać; do-  
ładowywać (silnik)
- 71 — gwałtownie odrywać (sa-  
molot) od ziemi przy star-  
cie
- 72 — (pot.) przebijać chmury
- 73 — (pot.) pracować na pełnej  
mocy (o silniku)
- 74 — (pot.) wychodzić pod chmu-  
ry; wyprowadzać w dolnym  
punkcie manewru
- 75 — odbijać się (przy lądowa-  
niu z uderzeniem, wyko-  
nać „kangura”
- 76 — oblecieć (np. przeszkode)
- 77 — podeprzeć (zastrzałem lub  
ciągnem)
- 78 — naciskać hamulce, hamo-  
wać
- 79 — chować hamulce aerodyna-  
miczne
- 80 — hamować z pomocą hamul-  
ców kół
- 81 — zwalniać hamulce
- 82 — naciskać h., włączać h.,  
hamować
- 83 — (pot.) zwalniać h.
- 84 — wypuszczać hamulce aero-  
dynamiczne
- 85 — szybko chować h. a.
- 86 — przebijać chmury, wycho-  
dzić z chmur; zwałać się  
(o samolocie)
- 87 — odchodzić w bok (od szyk-  
ku); odrywać się (o prze-  
pływie)
- 88 — zniszczyć (się); rozkładać  
(na składniki); rozkładać  
się; rozbić (na części  
składowe); przebijać (wysokim  
napieciem)
- 89 — wychodzić z chmur
- 90 — zakrecać w lewo (od kur-  
su)
- 91 — z. w l. do lądowania
- 92 — odpaść (przy zniszczeniu)
- 93 — zakrecać w bok od trasy,  
zmieniać kurs; odłamywać  
(się)
- 94 — wykonywać przeciągnięcie  
bez zwalnia na skrzydło
- 95 — zniszczyć; rozbierać na czę-  
ści
- 96 — szybko zmieniać kurs
- 97 — zniżać się; wykonywać ląd-  
owanie; strącać (samolot)
- 98 — przewracać się na plecy  
(o samolocie)
- 99 — (pot.) trafić w strefę rzu-  
cania (turbulencji); przela-  
tywać przez s. r.
- 100 — gnać (się); wyboczyć (się).  
tracić stateczność; wydymać  
się; falować (o pokryciu)

ENGLISH AVIATION  
VERBS AND PHRASES (II)

- |                                     |  |
|-------------------------------------|--|
| 1 — disengage the autopilot         | 70 — fly the b.                        |
| 2 — engage the a.                   | 71 — boost                             |
| 3 — lock the a.                     | 72 — bootstrap                         |
| 4 — autorotate                      | 73 — bore                              |
| 5 — enter an autorotation           | 74 — go full b.                        |
| 6 — make an a.                      | 75 — bottom out                        |
| 7 — place in a.                     | 76 — bounce (-up)                      |
| 8 — practise autorotations          | 77 — box                               |
| 9 — back up (by)                    | 78 — brace                             |
| 10 — fly on the back                | 79 — apply the brakes, be<br>on the b. |
| 11 — go on the b.                   | 80 — close the speed b.                |
| 12 — turn over on the b.            | 81 — decelerate through the<br>b.      |
| 13 — backtrack                      | 82 — get off the b.                    |
| 14 — bail out                       | 83 — get on the b.                     |
| 15 — stand by for bailout           | 84 — let go the b.                     |
| 16 — balance                        | 85 — select speed b. out               |
| 17 — balloon                        | 86 — snap up the s. b.                 |
| 18 — bank                           | 87 — break                             |
| 19 — b. away                        | 88 — b. away                           |
| 20 — b. into                        | 89 — b. down                           |
| 21 — apply b.                       | 90 — b. into clear                     |
| 22 — a. more b.                     | 91 — b. left                           |
| 23 — crank (the bird) into<br>a b.  | 92 — b. l. to land                     |
| 24 — hold off the b.                | 93 — b. loose                          |
| 25 — hold on b.                     | 94 — b. off, b. out                    |
| 26 — roll into a b.                 | 95 — b. straight ahead                 |
| 27 — shallow the b.                 | 96 — b. up                             |
| 28 — steepen the b.                 | 97 — breakoff                          |
| 29 — barrel                         | 98 — bring down                        |
| 30 — barrel-roll                    | 99 — b. over backwards                 |
| 31 — break the sound barrier        | 100 — buck                             |
| 32 — pass through the s. b.         | 101 — buckle, b. up                    |
| 33 — base                           | 102 — build (up)                       |
| 34 — be in                          | 103 — burn (off), b. out               |
| 35 — be on                          | 104 — burst                            |
| 36 — be out                         | 105 — b. into flame                    |
| 37 — beach                          | 106 — b. out                           |
| 38 — fly the beam                   | 107 — buster                           |
| 39 — maintain the glide<br>slope b. | 108 — button                           |
| 40 — m. the localizer b.            | 109 — b. up                            |
| 41 — ride the b.                    | 110 — hit the panic button             |
| 42 — read out the bearing           | 111 — keep the b. depressed            |
| 43 — shoot a b., take a b.          | 112 — buzz                             |
| 44 — behave                         | 113 — cage                             |
| 45 — belly, b. in, b.-land          | 114 — call                             |
| 46 — b. down                        | 115 — camber, incorporate c.           |
| 47 — get the belt off               | 116 — camouflage                       |
| 48 — bind                           | 117 — cancel                           |
| 49 — chomp on the binders           | 118 — cannibalize                      |
| 50 — bring the bird in              | 119 — blow the canopy                  |
| 51 — ingest a bird                  | 120 — collapse the parachute<br>canopy |
| 52 — increase the bite              | 121 — lock the canopy                  |
| 53 — blank out                      | 122 — release the c.                   |
| 54 — blanket                        | 123 — unlock the c.                    |
| 55 — bleed                          | 124 — cartwheel                        |
| 56 — b. off                         | 125 — case up                          |
| 57 — block out                      | 126 — castor                           |
| 58 — b. up                          | 127 — catapult                         |
| 59 — blow away                      | 128 — center                           |
| 60 — b. down                        | 129 — shift the c. of gravity          |
| 61 — b. off                         | 130 — c.-lock                          |
| 62 — b. out                         | 131 — centralize                       |
| 63 — b. over                        | 132 — certificate, certify             |
| 64 — b. up                          | 133 — chandelle                        |
| 65 — blowout                        | 134 — change                           |
| 66 — board                          | 135 — c. over (to)                     |
| 67 — bolter                         | 136 — charge                           |
| 68 — book                           | 137 — chatter                          |
| 69 — boom along                     |  |
- 
- |   |  |
|---|--|
| 102 — budować; narastać, po-<br>większać się  | 121 — zamykać kopuikę kabiny,<br>blokować k. k.  |
| 103 — spalać się  | 122 — odczepić czaszę spado-<br>chronu   |
| 104 — wybuchać; pęknąć (o pneu-<br>matyku); ulec awarii                                 | 123 — otwierać kopułkę kabiny,<br>odblokowywać k. k.   |
| 105 — zapalić się; stanąć w pło-<br>mieniacz  | 124 — wykonywać piaski zakręt  |
| 106 — wybuchać; powodować wy-<br>buch, zdetonować                                       | 125 — umieszczać w oslonie, za-<br>krywać osłoną   |
| 107 — (pot.) lecieć na maksymal-<br>nej prędkości przelotowej,<br>l. na mocy nominalnej | 126 — ustawiać się samoczynnie<br>w kierunku toczenia (o ko-<br>łach samonastawnych)   |
| 108 — (pot.) zakańcząć przygoto-<br>wanie do odlotu                                     | 127 — startować z katapulty (po-<br>kładowej); katapultować<br>(się)   |
| 109 — zamykać (wzierniki, zamki<br>oslon); (pot.) szykować do<br>lotu                   | 128 — centrować, ustawiać w po-<br>łożeniu neutralnym  |
| 110 — (pot.) zdenerwować się (o<br>pilocie)   | 129 — zmieniać położenie środka<br>ciężkości   |
| 111 — utrzymywać przycisk w<br>położeniu wcisniętym                                     | 130 — ustalać w położeniu neu-<br>tralnym, u. w p. środkowym   |
| 112 — (pot.) latać na małej wy-<br>sokości; l. lotem koszaczym;<br>nurkować             | 131 — u. w p. n. (np. pilota auto-<br>matycznego)  |
| 113 — blokować (np. gيروسkop)   | 132 — certyfikować; otrzymywać<br>lub wydawać certyfikat<br>(świadectwo); wykonywać<br>próby dla uzyskania świa-<br>dectwa (certyfikatu) |
| 114 — wzywać, nadawać (przez<br>radio)  | 133 — wykonywać zwrot bojowy;<br>w. świecę; wznosić się pion-<br>owo po rozpedzeniu  |
| 115 — wyginać, nadawać krzywi-<br>zną   | 134 — zmieniać; wymienić   |
| 116 — maskować  | 135 — przełączać (się) na inny<br>układ  |
| 117 — odwoływać (rejs); przerwać<br>(lot)   | 136 — lądować; tankować  |
| 118 — zdekomputować (np. samo-<br>lot) wykorzystując na czę-<br>ści zamienne            | 137 — wibrować, drgać  |
| 119 — (pot.) zrzucać (awaryjnie)<br>osłonę kabiny                                       |  |
| 120 — gasić czaszę spadochronu<br>(po skoku)  |  |

K.D.

## Piper PA-48 Enforcer • USA •

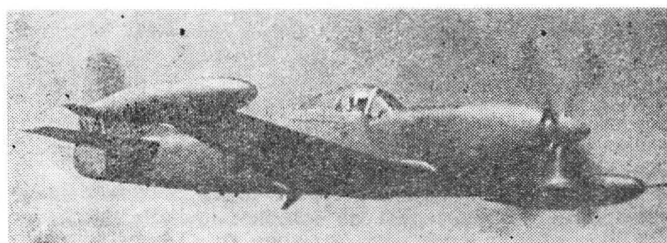
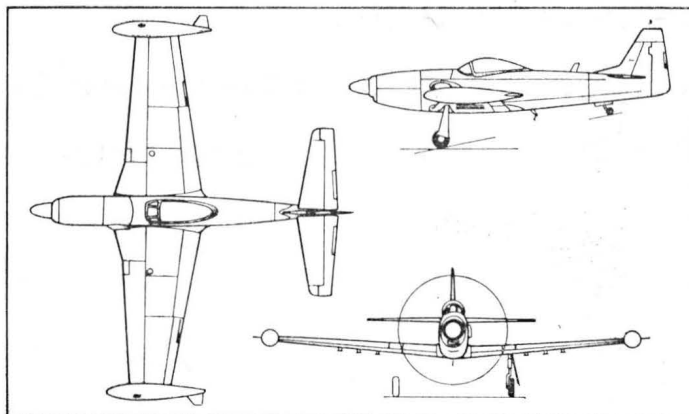
### Turbośmigłowy jednomiejscowy samolot szturmowy

Samolot stanowi rozwinięcie samolotu myśliwskiego North American P-51 Mustang z II wojny światowej. Samolot otrzymał silnik turbośmigłowy Lycoming T-55-L9A o mocy 1823 kW (2445 KM) z czterolopatowym śmigłem o średnicy 3,5 m, system wspomaganie sterowania lotkami od samolotu Lockheed T-33A, koła od samolotu Gulfstream I. Pierwszy prototyp wykonał pierwszy lot 9.04.1983 r., zaś drugi — 8.07.1983 r. Samolot został wykonany na zamówienie US Air Force z przeznaczeniem na eksport, jeśli zamówienia przekroczą 100 szt.

Uzbrojenie jest podwieszane pod skrzydłami na sześciu wysięgnikach. Typowe uzbrojenie mają stanowić: dwa kierowane pociski rakietowe lub dwa pojemniki z niekierowanymi pociskami raketowymi (po 9÷19 w pojemniku), dwa działka czterolufowe GPU-5 30 mm (po 350 nabojów na działko) i dwie bomby kasetowe lub dwa zbiorniki podwieszane, ewentualnie wyposażenie rozpoznawcze.

### Dane techniczne

Rozpiętość	12,60 m
Długość	10,40 m
Wysokość	2,67 m
Powierzchnia nośna	23,87 m <sup>2</sup>
Masa własna	3266 kg
Masa użyteczna	3094 kg
Masa całkowita maks.	6350 kg
Prędkość maks.	584 km/h
Prędkość przelotowa	408 km/h
Prędkość min.	183 km/h
Wznoszenie	12 m/s
Pułap	7620 m



Zasięg	740 km
Rozbieg	527 m
Zapasy paliwa	1600 l
	A.G.

## Skyfox Corporation Skyfox • USA – Portugalia •

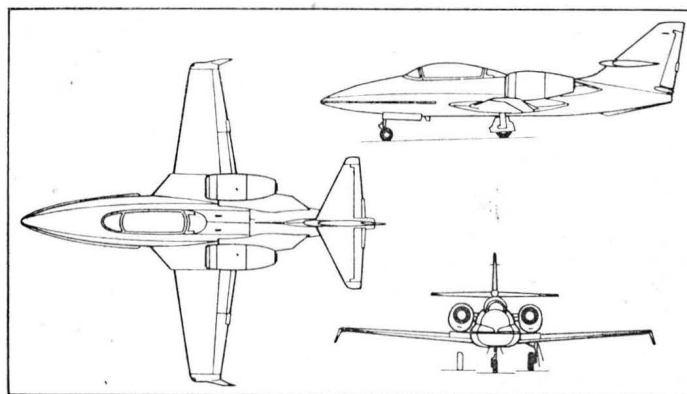
### Odrzutowy dwusilnikowy samolot do szkolenia podstawowego i zaawansowanego

W maju 1983 r. wykonał pierwszy lot samolot szkolno-treningowy Skyfox, który jest zmodyfikowanym przez firmę Skyfox Corp. i Volpar (zabudowa silników) samolotem Lockheed T-33A. Samoloty Skyfox są przeznaczone dla portugalskich sił powietrznych, przy czym przeróbka samolotów T-33A ma być wykonywana przez portugalskie zakłady lotnicze OGMA z pomocą firm Lockheed i Skyfox Corp. Portugalskie siły powietrzne mają 20 samolotów T-33A, Skyfox Corp. ma ich 77 i spodziewa się zakupić dalszych kilkaset.

W porównaniu z T-33A samolot Skyfox ma nową przednią część kadłuba, która musi pomieścić bogatsze wyposażenie, osłony na dawnych bocznych wlotach powietrza, wysuniętą do przodu krawędź natarcia u nasady skrzydeł, „wingletsy” na końcach płata, zmienioną tylną część kadłuba, powiększone usterzenie, nowe silniki zabudowane w gondolach po bokach ogonowej części kadłuba oraz nowe systemy pokładowe. Pozostałe elementy samolotu będą wyremontowane w celu przywrócenia im wyjściowej trwałości. Współczynnik obciążenia ma wynosić 7,33 na poziomie morza i 3,5 na 11 000 m. Do napędu zastosowano dwa silniki dwuprzepływowe Garrett TFE731-3 o ciągu 1650 daN. Samoloty Skyfox mają być dwa razy tańsze niż samoloty Hawk i Alpha Jet.

### Dane techniczne

Rozpiętość	11,83 m
Długość	13,41 m
Wysokość	3,76 m
Masa samolotu pustego	3856 kg
Masa do startu	6532 kg
Prędkość maks. n.p.m.	936 km/h
Maks. liczba Ma na dużych wysokościach lotu	0,8
Wznoszenie maks.	50,8 m/s



Czas wznoszenia na 9150 m	5 min
Pułap praktyczny	15 250 m
Długość startu na 15 m	308 m
Długość lądowania z 15 m	1098 m
Zasięg (z paliwem w zbiornikach wewnętrznych)	5560 km

W.K.

# Przegląd nitów i technik zakuwania nitów z dostępem jednostronnym\*) (I)

Mgr inż. ZDZISŁAW MIZERA  
WSK PZL-Mielec

Przez nitowanie z dostępem jednostronnym należy rozumieć nitowanie za pomocą nitów i narzędzi umożliwiających: włożenie nita w otwór pakietu, dociśnięcie łąba nita do powierzchni pakietu, wykonanie zakuwki nita przy korzystaniu z dostępu do szwu nitowego od strony łąba nita. Stosowane jest przy: zamkniętym dostępie od strony zakuwki (lub zbyt ograniczonym dostępie z tej strony), względnie przy zakazie użycia narzędzi wibracyjnych (narzędzia do nitowania z dostępem jednostronnym pracują bezdarowo).

Istnieje wiele rodzajów i typów nitów z dostępem jednostronnym oraz narzędzi do ich instalowania. W opracowaniu przedstawiono nity o znaczeniu konstrukcyjnym (tzn. stosowane do połączeń obciążonych, a nie tylko do ustalania części względem siebie).

Wymienione zostały najbardziej rozpowszechnione i mające największe znaczenie praktyczne rodzaje i typy nitów. Należy zauważyć, że wytwarzane jest wiele rodzajów nitów podobnych do przedstawionych, różniących się przeważnie marką producenta i bardzo nieznacznie szczegółami konstrukcyjnymi i materiałowymi.

W związku z tym przedstawione typy nitów są w znacznym stopniu reprezentatywne dla ogółu nitów z dostępem jednostronnym. W przeglądzie została opisana budowa poszczególnych typów nitów, proces zakuwania, cechy charakterystyczne, uwagi dot. narzędzi do instalowania i kontroli nitów.

## Nity Choberta

Nity Choberta są historycznie pierwszym typem nitów z dostępem jednostronnym, mającym znaczenie konstrukcyjne (wcześniej powstałe nity cechowały się bardzo słabymi właściwościami wytrzymałościowymi i używane były jedynie do ustalania części). Budowa i zakuwanie nitów zostały pokazane na rys. 1.

Są to nity rurkowe (po założeniu nita pozostaje centralny przelotowy otwór w trzonku nita). Nit jest zakuwany przez przeciągnięcie jego trzpienia (zakończonego stożkowym kształtownikiem zakuwki) przez tulejkę nita z otworem stożkowym (o średnicy mniejszej niż średnica kształtownika zakuwki). Rozszerzająca się tulejka nita powoduje powstanie zakuwki i wypełnienie otworu pod nit. W przypadku, gdy wymagana jest szczelność szwu nitowego, otwór w trzonku nita jest wypełniony uszczelniaczem.

Nity są instalowane za pomocą ręcznych lub automatycznych narzędzi pneumatycznych z głowicą do przeciągania trzpienia nita i docisku nita do pakietu blach.

Właściwości konstrukcyjne nitów Choberta są podobne do zwykłych nitów rurkowych, tzn. słaba wytrzymałość na ścinanie i odrywanie, mała sztywność, słabe właściwości zmęczeniowe, ale niezłe tłumienie drgań łączonych części (wynika to z małej sztywności połączenia i małego docisku łączonych części).

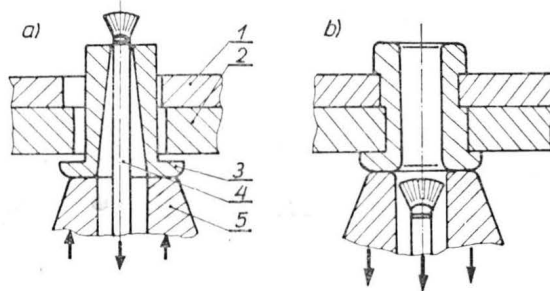
Obecnie nity Choberta raczej nie są stosowane w zakładach o wyższym poziomie technicznym — zostały zastąpione przez inne typy nitów.

\*) Opracowanie jest fragmentem pracy dyplomowej autora na temat „Efektywność zastosowania technik nitowania nitami jednostronnymi” wykonanej w 1983 r. na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej pod kierownictwem dra inż. Romana Switkiewicza.

## Nity typu Cherry Fasteners

### A. Nity typu Wiredraw Cherrylock

Nity typu Wiredraw Cherrylock (rys. 2) są jednymi z historycznie pierwszych nitów z dostępem jednostronnym z rdzeniem dwustożkowym. Są wykonywane w bardzo szerokim zakresie średnic do różnych grubości łączonych pakietów, z wielu materiałów, w różnych zakresach żądanych wytrzymałości. Nit zbudowany jest z trzech części stanowiących jeden zespół:



Rys. 1. Nity Choberta: a) przed zakuwaniem: 1, 2 — łączone części, 3 — tulejka nita, 4 — trzpień nita, 5 — głowica narzędzia, b) po zakuwaniu

- trzonkowego nita rurkowego (tulejki) ze wstępnie ukształtowanym łbem na jednym końcu,
- trzpienia zamontowanego przesuwnie w tulejce z wstępnie ukształtowanym miejscem pęknięcia, kształtownikiem zakuwki i uchwytem do narzędzia,
- pierścienia blokującego trzpień nita zamontowanego przesuwnie na trzpieniu.

- Nity typu Wiredraw Cherrylock cechują się:
- dobrym wypełnieniem otworu pod nit podczas zakuwania,
  - bardzo silnym dociskiem łączonych blach dla różnych grubości łączonych pakietów blach,
  - możliwością doboru różnych kształtów łąba nita w zależności od wymagań: łąb wypukły zwykły, łąb kryty o kącie 100° (zwykły), łąb kryty o kącie 156° (do wypełniaczy komórkowych), łąb typu Unisink (mający część wypukłą i krytą, stosowany do bardzo cienkich blach),
  - bardzo dobrymi właściwościami pod względem wytrzymałości zmęczeniowej. Wytrzymałość statyczna tych nitów jest nieco gorsza niż nitów typu CherryMAX i Bulbed Cherrylock,
  - znaczna długość powstającej zakuwki powoduje, iż nity te mogą być stosowane tylko przy dostatecznie dużym przeswicie od strony zakuwki.

● Proces zakuwania nita typu Wiredraw Cherrylock (rys. 3):

1. Nit zostaje włożony do otworu i uchwycony przez narzędzie. Między łączonymi blachami może występować pewien luz.

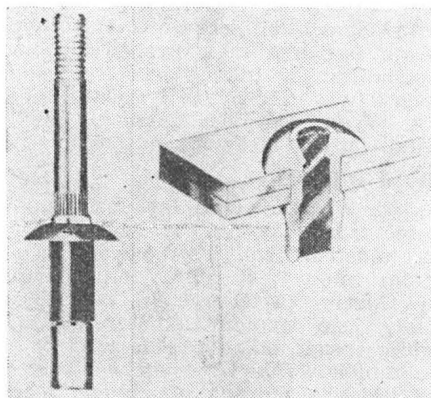
2. Trzpień nita jest ciągnięty przez narzędzie i wciągany do tulejki nita. Z przeciwnej strony zaczyna kształtować się zakuwka nita.

3. Powstająca zakuwka nita powoduje silne dociśnięcie łączonych blach.



4. Przez wciąganie stożka rdzenia do tulejki nita, nit rozszerza się i wypełnia sobą otwór.

5. Wypełnianie otworu jest ukończone. Trzpień nita nie jest już ciągnięty. (Narzędzie automatycznie zatrzymuje się, gdy miejsce pęknięcia trzpienia znajdzie się na wysokości łba nita).

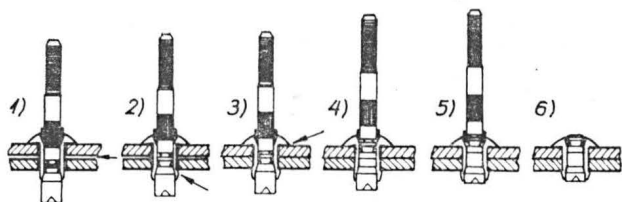


Rys. 2. Nity typu Wiredraw Cherrylock z dostępem jednostronnym z rdzeniem dwustożkowym

6. Pierścień blokujący jest wciskany przez głowicę narzędzia między trzpień i tulejkę nita; następuje mechaniczne zablokowanie trzpienia; trzpień nita jest ciągnięty przez narzędzie i pęka w określonym miejscu. Proces zakuwania nita został zakończony.

Tulejki nitów typu Wiredraw Cherrylock są wykonywane (w zależności od wymagań) ze stopów Al typu 5056 (w tym wykonaniu mamy  $R_t \text{ nita} \approx 207 \text{ MPa}$ ), 2017 ( $R_t \text{ nita} \approx 262 \text{ MPa}$ ); Monelu  $R_t \text{ nita} \approx 380 \text{ MPa}$ ; Inconelu ( $R_t \text{ nita} \approx 517 \text{ MPa}$  dla łba krytego i  $R_t \text{ nita} \approx 655 \text{ MPa}$  dla łba wypukłego). Trzpienie nitów są wykonywane ze specjalnej stali stopowej lub Inconelu. Nity te są wykonywane w szerokim zakresie średnic (tak nominalnych, jak i remontowych, tj. o 1/64 cala większych): 3/32, 1/8, 5/32, 3/16 i 1/4 cala (tzn. ok. 2,381, 3,175, 3,969, 4,763, 6,35 mm).

Nity Wiredraw Cherrylock są dostosowane do norm NAS 1398 i NAS 1798 (wymiały, właściwości) oraz NAS 1400 i NAS 1740 (wymagania specjalne). Mogą one być instalowane za pomocą narzędzi ręcznych mechanicznych (zależnie od rodzaju narzędzia — do nitów Al o średnicy 3/32 i 1/8 cala lub do wszelkich nitów), pneumatycznie-

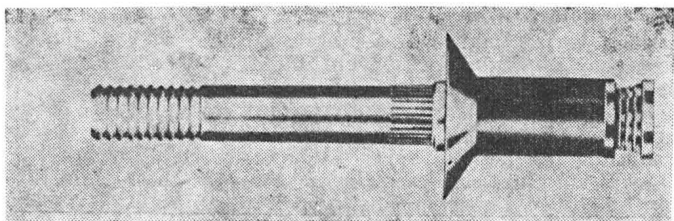


Rys. 3. Proces zakuwania nita typu Wiredraw Cherrylock

-hydraulicznych (dla wszelkich nitów) i hydraulicznych. Nity typu Wiredraw Cherrylock są najbardziej rozpowszechnionymi nitami konstrukcyjnymi z dostępem jednostronnym wśród nitów firmy Cherry Fasteners.

#### B. Nity typu Bulbed Cherrylock (rys. 4)

Nity typu Bulbed Cherrylock mają wiele cech wspólnych z nitami typu Wiredraw Cherrylock. Budowa obu rodzajów nitów jest prawie identyczna. Różnią się one kształtem i wymiarami zakończenia trzpienia nita, tzn.



Rys. 4. Nity typu Bulbed Cherrylock

kształtownika zakuwki nita oraz b. nieznacznie wymiarami zakończenia tulejki nita. Kształtownik zakuwki nita Bulbed Cherrylock składa się ze specjalnie ukształtowanego zakończenia trzpienia w formie stopniowanego stożka częściowo wydrążonego oraz ze specjalnego pierścienia tnącego nasuniętego na zakończenie trzpienia. Taki kształtownik zakuwki zapewnia m.in. prawidłowy kształt powstającej zakuwki nita zarówno przy minimalnej, jak i maksymalnej dopuszczalnej grubości pakietu łączonych blach. Inne cechy nitów Bulbed Cherrylock w stosunku do nitów Wiredraw Cherrylock to:

- lepsza wytrzymałość statyczna, trochę gorsza wytrzymałość zmęczeniowa,
- lepsza szczelność nita,
- lepsza praca połączenia w warunkach ścinania połączonego z odrywaniem oraz w przypadku drgań (lepsze tłumienie drgań),
- gorsze wypełnianie otworu pod nit,
- duża kulista zakuwka nita powoduje, że nity te są szczególnie przeznaczone do zastosowań wymagających zamienności z nitami klasycznymi zakuwanyymi z dostępem dwustronnym,
- łatwiejsze instalowanie i zakuwanie nitów: mniejsze wymagania dotyczące prześwietu od strony powstającej zakuwki, mniejsze siły zakuwania.

#### ● Proces zakuwania nita Bulbed Cherrylock (rys. 5)

1. Nit zostaje włożony do otworu i uchwycony przez narzędzie. Między łączonymi blachami może występować pewien luz.

2. Trzpień nita jest wciągany przez narzędzie do tulejki nita. Rozpoczyna się kształtowanie zakuwki nita. Równocześnie rozpoczyna się ściskanie łączonych blach i wypełnianie przez rozszerzającą się tulejkę otworu pod nit.

3. Trzpień nita jest dalej ciągnięty. Dociskanie blach jest zakończone, trwa kształtowanie zakuwki nita.

4. Kształtowanie zakuwki i wypełnianie otworu jest ukończone. Dalsze ciągnięcie trzpienia powoduje przesunięcie się pierścienia tnącego wzdłuż stożka końcówki trzpienia. Przy minimalnej dopuszczalnej grubości pakietu łączonych blach pierścień tnący może nie przemieszczać się wzdłuż stożka.

5. Przesuwanie się pierścienia tnącego trwa tak długo, aż miejsce pęknięcia trzpienia znajdzie się na wysokości łba nita. Wówczas narzędzie ciągnące trzpień zatrzymuje się.

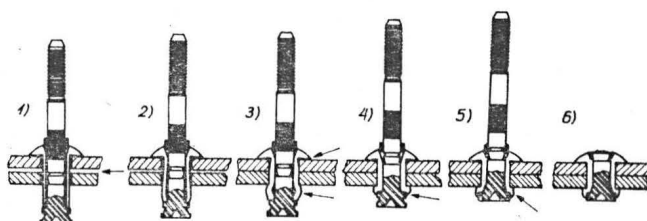
6. Głowica narzędzia wciska pierścień blokujący między trzpień i tulejkę nita. Trzpień nita zostaje pociągnięty przez narzędzie i pęka w określonym miejscu. Proces zakuwania nita został ukończony.

Tulejki nitów typu Bulbed Cherrylock są wykonywane (w zależności od potrzeb) ze stopów Al typu 5056 (i wówczas  $R_t \text{ nita} \approx 345 \text{ MPa}$ ), 2219 ( $R_t \text{ nita} \approx 359 \text{ MPa}$ ); Monelu ( $R_t \text{ nita} \approx 380 \text{ MPa}$ ) lub Inconelu 600 ( $R_t \text{ nita} \approx 517 \text{ MPa}$ ). Trzpienie nitów są wykonywane ze specjalnej stali stopowej lub Inconelu. Nity te są wykonywane tylko w wersji remontowej (tzn. ich średnice są o 1/64 cala większe od nominalnych) w średnicach: 1/8, 5/32 i 3/16 cala. Nity Bulbed Cherrylock są dostosowane do norm NAS 1738 i NAS 1739 oraz NAS 1740. Nity są wykonywane w odmianach z łbami jak nity Wiredraw Cherrylock. Także narzędzia do instalowania nitów Bulbed Cherrylock są identyczne z nitami Wiredraw Cherrylock.

#### C. Nity typu CherryMAX

Nit typu CherryMAX składa się z czterech części zmontowanych w jeden zespół (rys. 6):

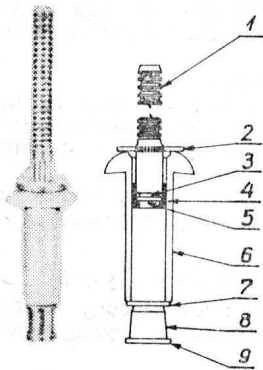
- trzpień nita z wstępnie ukształtowanym miejscem pęknięcia, pierścieniem tnącym i uchwytem do narzędzia,
- pierścień blokujący, który zapewnia mechaniczne zablokowanie trzpienia,
- tulejki nita z wstępnie ukształtowanym łbem na jednym końcu,



Rys. 5. Proces zakuwania nita Bulbed Cherrylock

— ruchomy pierścien, zabezpieczający łeb nita przed uszkodzeniem przy zakuwaniu oraz zwiększający gładkość powierzchni pęknięcia rdzenia.

Nity CherryMAX powstały przez ulepszenie nitów Bulbed Cherrylock; Charakteryzują się lepszymi właściwościami wytrzymałościowymi (zwłaszcza pod względem wytrzymałości zmęczeniowej), lepszą gładkością i szczelnością przy zachowaniu łatwości zakuwania oraz współzamienności narzędzi. Duża kulista zakuwka nita zwiększa wytrzymałość nita na ścinanie, rozciąganie (odrywanie) tak statyczną, jak i zmęczeniową. Powstała zakuwka jest podobna do zakuwki zwykłego nita klasycznie zakuwanego.



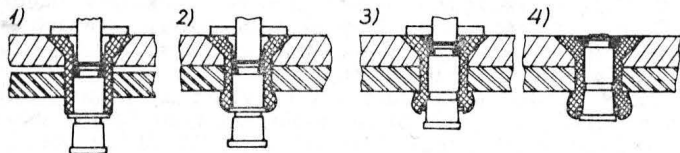
Rys. 6. Nity typu CherryMAX: 1 — trzpień nita — część chwytowa, 2 — ruchomy pierścien, 3 — miejsce pęknięcia, 4 — pierścien blokujący, 5 — nacięcie pod pierścien blokujący, 6 — tulejka (trzonek) nita, 7 — pierścien tnący, 8 — stożek kształtownika zakuwki, 9 — kształtownik zakuwki

Nity CherryMAX cechują się bardzo dobrym wypełnieniem otworu pod nit (przy zakuwaniu) tak przy minimalnej, jak i maksymalnej dopuszczalnej grubości ścisku (pakietu łączonych blach).

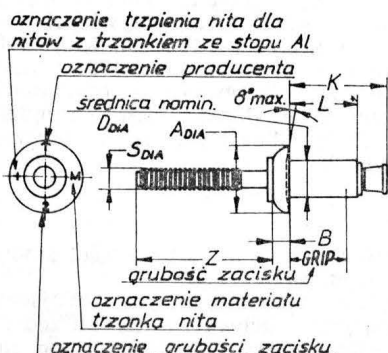
Proces zakuwania nita CherryMAX jest następujący (rys. 7):

1. Nit zostaje włożony do otworu (z pewnym luzem) i uchwycony przez narzędzie. Między łączonymi blachami może występować pewien luz (szczelina).

2. Trzpień nita jest ciągnięty przez narzędzie i wciągany do tulejki nita; rozpoczyna się kształtowanie zakuwki nita przez stożek i pierścien tnący. Łączące blachy zostają mocno ściśnięte. Rozpoczyna się wypełnianie otworu pod nit.



Rys. 7. Proces zakuwania nita CherryMAX



Rys. 8. Nity CherryMAX znakowane na wstępnie ukształtowanym łbie

3. Kształtowanie zakuwki nita i wypełnianie otworu pod nit zostało ukończone. Pierścien tnący przesuwany po stożku na końcówce trzpienia, umożliwiając jego dalszy ruch (zachodzi to przy małej grubości łączonego pakietu blach).

4. Pod naciskiem ruchomego pierścienia następuje blokowanie trzpienia przez pierścien blokujący i łączenie trzpienia z tulejką nita. Dalsze ciągnięcie trzpienia powoduje jego pęknięcie w określonym miejscu. Proces zakuwania nita został ukończony.

Nity CherryMAX są znakowane na wstępnie ukształtowanym łbie nita (rys. 8). Średnica nita (nominalna bądź remontowa, tj. większa o 1/64 cala) jest określona kolorem ruchomego pierścienia.

Nity CherryMAX są wykonywane w odmianach z łbem wypukłym lub z łbem krytym o kącie 100°. Wymiarowanie nitów jest zgodne z normami NAS 1738 (łeb wypukły) i NAS 1739 (łeb kryty). Nity są wykonywane (tzn. ich tulejki) ze stopu aluminium 5056 lub Monelu ( $R_t$  nita wynosi odpowiednio: 345 MPa i 380 MPa). Produkowane średnice nitów to 1/8, 5/32 i 3/16 cala (tj. ok. 3,175, 3,969 i 4,763 mm). Nity CherryMAX mogą być również (na zamówienie) wykonane do średnic metrycznych: 3, 3,6, 4 i 5 mm. Mogą być one instalowane za pomocą narzędzi ręcznych mechanicznych (do nitów Al o średnicy 1/8 cala) i pneumatyczno-hydraulicznych (wszystkie wymiary i rodzaje nitów). Wydajność tych narzędzi jest bardzo duża: do 20 szt. zakuwanych nitów na minutę.

#### Nity typu Huck Blind Bolt

Nity typu Huck Blind Bolt (produkowane przez firmę Huck Manufacturing Co.) są bardzo szeroko stosowane zwłaszcza w konstrukcjach wojskowych. Zasada działania (tj. zakuwania) nitów jest nieco zbliżona do zakuwania nitów firmy Cherry Fasteners. Nit jest zakuwany także przez ciągnięty jego trzpień zakończony kształtownikiem, który powoduje trwale odkształcenie trzonka (tulejki) nita. Mechaniczne zablokowanie trzpienia w stosunku do tulejki również następuje za pomocą podobnego pierścienia zaciskowego (blokującego).



Rys. 9. Narzędzie o pojedynczym działaniu Huck Installation Tool Model 223

Różnica między ww. rodzajami nitów polega na innym charakterze odkształcania trzonka nita — w nitach typu Huck Blind Bolt ściskana tulejka ulega wyboczeniu (powstaje pierścieniowe zafaldowanie na całym obwodzie tulejki). Jak wspomniano, nit składa się z trzech części stanowiących jeden zespół:

- trzonkowego nita rurkowego z wstępnie ukształtowanym łbem na jednym końcu,
- trzpienia (zamontowanego wewnątrz tulejki) z wstępnie ukształtowanym miejscem pęknięcia, kształtownikiem zakuwki i uchwytem do narzędzia,
- pierścienia blokującego trzpień nita względem tulejki zamontowanego przesuwnie na trzpieniu.

Nity typu Huck Blind Bolt cechują się:

- dość słabym wypełnieniem otworu pod nit podczas zakuwania,
- bardzo silnym dociskiem łączonych blach (dla różnych grubości pakietów blach),
- dobrą szczelnością nita (praktycznie nie występuje tu nieszczelność przez nit).

Trzonki nitów typu Huck Blind Bolt są wykonywane w bardzo szerokim zakresie średnic (nominalnych i remontowych): 5/32, 3/16, 1/4, 5/16, 3/8 cala (tj. ok. 3,969, 6,35, 7,937, 9,525 mm). Nity tego typu przeznaczone są do wykonywania połączeń wysoko obciążonych, albowiem ich trzonki wykonane są ze specjalnych stali stopowych lub nieżelaznych stopów wysokowytrzymałych. Zapewniają one poziom naprężeń dopuszczalnych dla nita (na ścinanie) rzędu 655 MPa lub (przy stopach wysokowytrzymałych) nawet 770 MPa. Nity typu Huck Blind Bolt nie są wykonywane ze stopów Al czy Monelu i w zasadzie nie są stosowane do połączeń słabo obciążonych (z wyjątkiem przypadków remontowych). Nity tego typu są szczególnie żądane w przypadku silnej wibracji lub dużych naprężeń rozciągających (odrywających) nit ze względu na bardzo dobre zablokowanie trzpienia względem tulejki.

Narzędzia do instalowania tych nitów są bardzo podobne do narzędzi dla nitów firmy Cherry Fasteners. Są wytwarzane przez producenta nitów w różnych wersjach różniących się ruchami wykonywanymi przy zakuwaniu nitów (rys. 9 i 10), ciężarem (i siłą instalowania nita), napędem (pneumatyczne, hydropneumatyczne i hydrauliczne) i wydajnością. Są dobierane w zależności od rodzaju materiału

i średnicy nita. Istnieją dwa rodzaje nitów tego typu z punktu widzenia ruchów wykonywanych przez narzędzie przy zakuwaniu:

— nity instalowane przy użyciu narzędzi o działaniu pojedynczym,

— nity instalowane przy użyciu narzędzi o działaniu podwójnym. Nity typu Huck Blind Bolt wykonywane są w odmianach z łbem wypukłym i łbem krytym (o kącie  $100^\circ$ ).

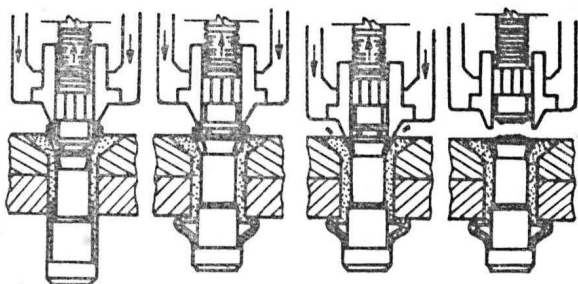


Rys. 10. Narzędzie o podwójnym działaniu Huck Installation Tool Model 200

● Proces zakuwania nita typu Huck Blind Bolt w wersji dostosowanej do narzędzi o pojedynczym działaniu (rys. 11):

— Podczas pierwszego etapu zakuwania nita (po jego założeniu) następuje docisk pierścienia blokującego (wstępny) oraz skasowanie luzu między kształtownikiem zakuwki a tulejką nita (trzcienie jest wciągane do wnętrza tulejki).

— Kształtownik zakuwki rozpoczyna formowanie zakuwki nita w formie pierścieniowego zafaldowania na całym obwodzie tulejki.



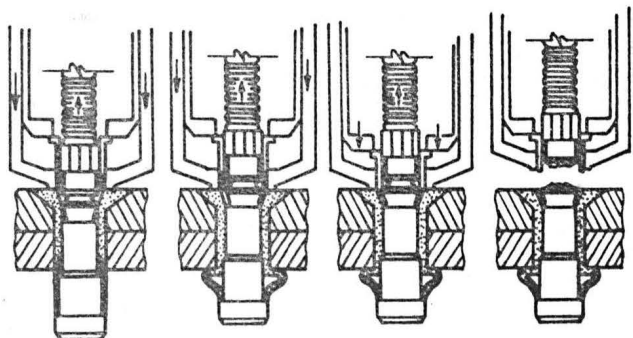
Rys. 11. Proces zakuwania nita typu Huck Blind Bolt narzędziem o pojedynczym działaniu

— Gdy kształtowanie zakuwki jest ukończone, narzędzie automatycznie wciska pierścień blokujący trzcienie w odpowiednie miejsce między trzcieniem a tulejką nita.

— Dalsze ciągnięcie trzcienia przez narzędzie powoduje jego pęknięcie w odpowiednim miejscu. Zakuwanie nita jest zakończone.

● Proces zakuwania nita typu Huck Blind Bolt narzędziem o podwójnym działaniu (rys. 12):

— Etap analogiczny jak wyżej. Różnica: tulejka nita



Rys. 12. Proces zakuwania nita typu Huck Blind Bolt narzędziem o podwójnym działaniu

jest podpierana (dociskana do pakietu) bezpośrednio przez głowicę narzędzia (bez pośrednictwa pierścienia blokującego).

— Analogicznie jak dla nitów dostosowanych do narzędzi o pojedynczym działaniu. Różnicę omówiono w poprzednim etapie.

— Po zakończeniu kształtowania zakuwki następuje automatyczne wciśnięcie pierścienia blokującego. Różnica: sposób podparcia tulejki i brak odpadów z pierścienia blokującego.

— Analogicznie jak dla nitów dostosowanych do narzędzi o pojedynczym działaniu.

### Nity typu Visu-Lok

Nity te są produkowane przez firmę Monogram/Aerospace Fasteners. Jest to rodzaj nitów z dostępem jednostronnym, czasami nazywany nitowkrętami.

Proces zakuwania nitów typu Visu-Lok (rys. 13):

— Nit jest wkładany do otworu pod nit bez wcisku (otwór wymaga wcześniejszego przygotowania, tj. umocnienia).

— Do łba nita jest dosuwana głowica narzędzia (rodzaj pneumatycznego wkrętaka, może to być również zwykły wkrętak ręczny z odpowiednią końcówką). Trzpieniowi nita zostaje nadany ruch obrotowy, co powoduje jego wciąganie do wnętrza tulejki. Kształtownik zakuwki, naciskając na ruchomą tulejkę, powoduje jej ruch wzdłuż stożkowego trzonka nita i jej rozszerzenie się.

— Ruchoma tulejka została już dosunięta aż do powierzchni łączonego pakietu blach. Jest ona trwale odkształcona, dociska łączone blachy i stanowi zakuwkę nita. Trzcienie nita zostaje urwane w odpowiednim miejscu. Zakuwanie nita jest zakończone.

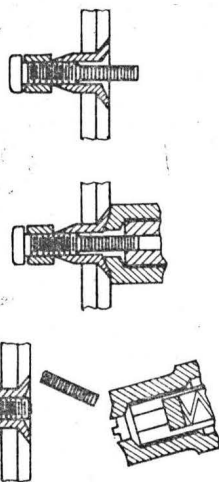
Jak widać nit tego typu składa się z trzech części:

— trzpienia (nagwintowanego na całej długości) zakończonego kształtownikiem zakuwki,

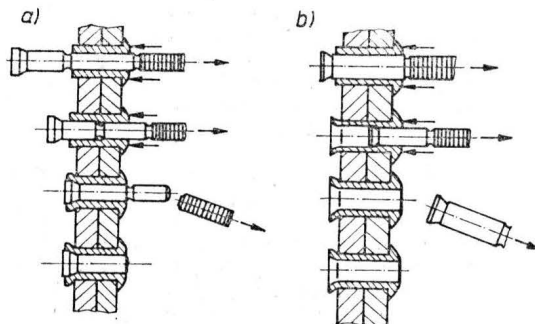
— trzonkowego nita rurkowego (wewnątrz nagwintowanego) z wstępnie ukształtowanym łbem na jednym końcu i stożkowym zakończeniem z drugiej strony,

— ruchomej tulejki na trzpieniu nita.

Nity typu Visu-Lok wykonywane są w odmianach do struktur słabo obciążonych (ze stopów Al) i silnie obciążonych (z tytanu, stali stopowych typu 8740, stali specjalnych typu A-286 i stali wysokowytrzymałych typu H-11). Nity są produkowane w szerokim zakresie średnic (trzonka nita): 5/32, 3/16, 1/4, 5/16, 3/8 cala (tj. ok. 3,969, 4,763, 6,35, 7,937, 9,525 mm). Łby nitów są wykonywane jako



Rys. 13. Proces zakuwania nitów typu Visu-Lok



Rys. 14. Nity z dostępem jednostronnym typu Cherry MS: a) z samozakleszczającym się trzcieniem, b) z trzcieniem przeciąganym na zewnątrz

wypukłe i kryte (w odmianach do pracy w warunkach ścinania lub rozciągania oraz do wypełniaczy komórkowych). Nity tego typu cechują się bardzo dobrymi właściwościami wytrzymałościowymi (zwłaszcza zmęczeniowymi), szczególnie gdy trzonek nita wykonany jest jako lekko zbieżny stożek i zakładany z niewielkim wciskiem. Nie są one jednak odpowiednie do pracy przy istniejącej silnej wibracji podłoża (łączonych blach), ze względu na słabe zablokowanie trzpienia nita względem trzonka. Narzędzia do zakładania nitów mają małą wydajność (do 5 cykli/min), natomiast są bardzo lekkie i wygodne (w stosunku do narzędzi do innych typów nitów z dostępem jednostronnym).

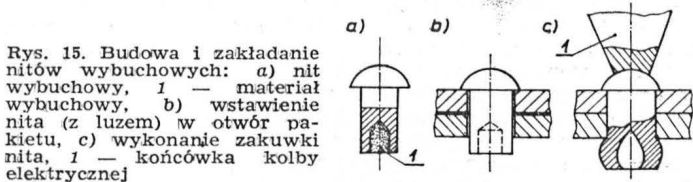
### Inne rodzaje nitów zakuwanych z dostępem jednostronnym

Nity typu *Cherry MS* powstały w 1937 r., później zostały ulepszone, tzn. dostosowane do norm NAS 1400 i NAS 1740. Istnieją dwa rodzaje nitów *Cherry MS* (rys. 14):

- z samozakleszczającym się rdzeniem,
- z przeciąganym rdzeniem.

Proces zakuwania nitów *a* wykazuje podobieństwo do nitów *Wiredraw Cherrylock*. Różnica podstawowa: brak pierścienia blokującego trzpień. Proces zakuwania nitów *b* wykazuje podobieństwo do nitów *Choberta*.

Trzpień nitów *Cherry MS* jest ciągnięty za pomocą głowicy specjalnego narzędzia (typowe narzędzia marki *Cherry Tool*). Trzpień ma specjalne nacięcia do chwytu głowicy narzędzia.



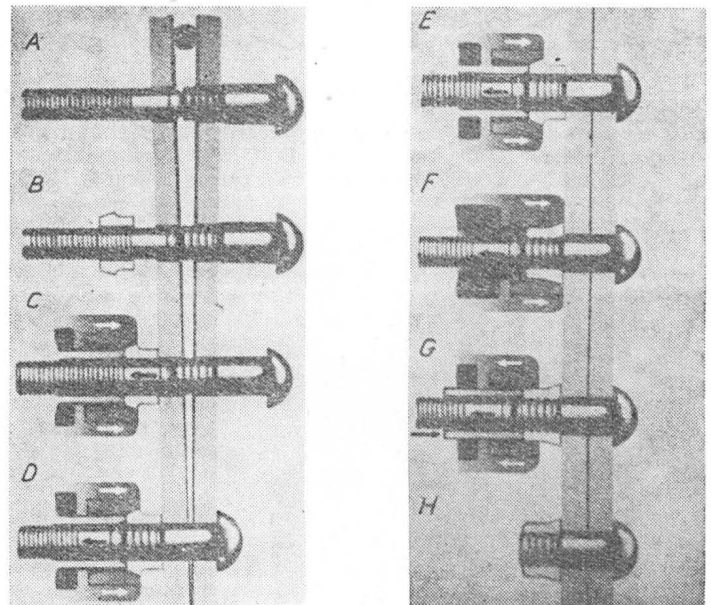
Nity tego typu są szeroko stosowane (zwłaszcza nity *a*) do napraw i remontów uszkodzonych szwów nitowych. Mają dość dużą wytrzymałość na ścinanie (nity *a*), natomiast bardzo słabą na odrywanie (brak pierścienia blokującego). Nie zapewniają 100% powtarzalności wyników nitowania. Nity *b* są stosowane rzadko w połączeniach obciążonych, częściej do ustalania części i podzespołów.

Nity typu *Cherry Knob Stem* analogiczne do nitów *Cherry MS*, różnica polega na zastąpieniu nacięć na części chwytowej trzpienia przez odpowiednio ukształtowaną główkę (kulistą). Pozostałe cechy jak nity *Cherry MS*.

Nity typu *Cherry Nut-Plates* są podobne do nitów *Cherry MS*; wykonywane są tylko w bardzo małych średnicach trzonka (maks. 3/32 cala, tj. ok. 2,381 mm) i tylko ze stopów Al. Przeznaczone do mocowania tzw. kotwiczek nitowych i nakrętek pływających. Bardzo słabe właściwości wytrzymałościowe, pozostałe cechy jak dla nitów *Cherry MS*. Bardzo łatwe w instalowaniu — narzędzia mechaniczne ręczne — specjalne „szczypce”.

Nity *wybuchowe* są produkowane w różnych rozmiarach i kształtach (z łbami wypukłymi i wpuszczanymi) (rys. 15). Nity *wybuchowe* są zakuwane w pakiecie przez podgrzewanie ich łbów do temperatury wybuchu materiału wybuchowego umieszczonego w trzonie nita. Wybuch powoduje spęczenie trzonu nita, czyli wykonanie zakuwki. Do podgrzewania używa się kolb elektrycznych ze specjalnymi końcówkami. Nity te mają głównie zastosowanie do remontów połowych samolotów. W produkcji nie są używane z powodu niskiej jakości połączenia i narażenia konstrukcji na korozję powodowaną produktami wybuchu.

Nity typu *Unimatic* konstrukcyjnie są analogiczne do nitów typów *Huck Blind Bolt* i są wytwarzane przez tego samego producenta w wersjach także do struktur słabo obciążonych (trzonek wykonany ze stopów Al, Monelu lub stali niskostopowych). Nity te są także produkowane w mniejszych średnicach trzonka niż nity typu *Huck Blind Bolt*, tzn. 1/8, 5/32, 3/16, 1/4 cala (tj. ok. 3,175, 3,969, 4,763, 6,35 mm); instalowane są za pomocą narzędzi o pojedynczym działaniu. Spełniają normy NAS 1900, NAS 1919S, NAS 1921S.



Rys. 16. Proces wykonania połączenia z użyciem nitów specjalnych typu *Huck Lockbolt* i *Cherry Lockbolt*

### Nity specjalne typu *Huck Lockbolt* i *Cherry Lockbolt*

Jest to specjalny rodzaj nitów przeznaczonych do zakładania z dostępem dwustronnym i zakuwania z dostępem jednostronnym.

#### ● Proces wykonania połączenia (rys. 16):

- Nit jest wstępnie wkładany w otwór pakietu (o średnicy nieco mniejszej niż średnica trzonka nita).
- Na wystający trzpień nita jest nasuwany pierścień zaciskowy.
- Narzędzie z głowicą ciągnącą jest dosuwane do nita. Trzpień nita jest uchwycony przez głowicę.
- Głowica ciągnąca powoduje wciąganie trzonka nita w otwór pakietu. Trzonk wsuwa się w otwór z pewnym wciskiem.
- Łączone blachy zostają dociśnięte do siebie. Trzonk nita całkowicie wciśnięty w otwór pakietu.
- Głowica narzędzia silnie dosuwa pierścień zaciskowy do łączonych blach i zaciska go na końcówce nita ze specjalnie ukształtowanymi nacięciami.
- Dalsze ciągnięcie trzpienia powoduje jego pęknięcie na poziomie pierścienia zaciskowego we wcześniej przygotowanym miejscu.
- Głowica narzędzia zostaje automatycznie odsunięta od nita. Proces wykonania połączenia został zakończony.

Nity tego typu są przeznaczone do połączeń wysoko obciążonych, a wykonywane są one ze stopów Al lub (głównie) z wysokowytrzymałych stali, Inconelu lub Monelu w bardzo szerokim zakresie średnic: calowe — 1/8 ÷ 3/4 cala, metryczne 3 ÷ 20 mm. Mają one doskonałe właściwości wytrzymałościowe: wytrzymałość na ścinanie statyczną i zmęczeniową (powoduje to m.in. duży wcisk nita względem pakietu blach), sztywność, wytrzymałość na rozciąganie nieco gorszą (ok. 12%) niż połączenia sworzniowego.

Nity tego typu są bardzo często stosowane w miejsce połączeń sworzniowych (dużo lepsza wydajność instalowania, prostota instalowania, łatwość kontroli itp.) lub nitowych wysoko obciążonych (zwłaszcza zamiast nitów stalowych i tytanowych). Nity firmy *Huck Manufacturing Co.* i *Cherry Fasteners* różnią się nieznacznie kształtem nita, nacięciami pod pierścień zaciskowy i uchwytem do narzędzia.

Nity firmy *Huck Manufacturing Co.*, tj. nity *Huck Lockbolt*, mogą być instalowane także przy pochylonych powierzchniach zewnętrznych łączonych części. Są one wykonywane z łbami wypukłymi, płasko-wypukłymi lub krytymi (wpuszczanymi).

Uwaga: Literaturę zamieścimy w II cz. artykułu.

# Obróbka frezowaniem stopów tytanu

Mgr inż. JAN FILIPECKI  
WSK PZL-Mielec

W przemyśle lotniczym największe zastosowanie znalazły konstrukcyjne stopy tytanu, których strukturę stanowi mieszanina faz  $\alpha$  i  $\beta$  [1, 2]. Spełniają one najlepiej wymagania stawiane materiałom konstrukcyjnym w lotnictwie. Do najważniejszych wymagań należy zaliczyć: wysokie właściwości wytrzymałościowe, wysoką wytrzymałość zmęczeniową, odporność na rozprzestrzenianie się pęknięć i stabilność cieplną.

Przy obróbce wiórowej tytanu należy zwrócić szczególną uwagę na jego niskie przewodnictwo cieplne, niskie ciepło właściwe i wysoką zdolność do reakcji chemicznej. W procesie skrawania, w wyniku niskiego przewodnictwa cieplnego, następuje silne nagrzewanie wióra, który staje się kruchy i nie spęcza się. W wyniku tego powierzchnia styku z narzędziem jest mała, występują duże naprężenia i przyspieszone zużycie narzędzia. Powierzchnia styku wióra z narzędziem jest ok. 2 razy mniejsza niż przy obróbce stali o podobnej twardości. Temperatura w strefie skrawania jest średnio 2 razy wyższa niż przy skrawaniu stali o średniej twardości. Sprzyja to nasileniu procesów zużycia ciernego, adhezyjnego i dyfuzyjnego.

Skrawalność stopów tytanu jest gorsza niż stali konstrukcyjnych i nierdzewnych. Można przyjąć, że pracochłonność obróbki stopów tytanu jest 2 razy większa niż stali węglowych.

Przy obróbce skrawaniem stopów tytanu bardzo ważnym czynnikiem jest intensywne chłodzenie narzędzia i dobre odprowadzenie wiórów. Obróbka tytanu wymaga sztywnego układu obrabiarka — przedmiot — narzędzie. Niedopuszczalne są wibracje powodowane słabym zamocowaniem części obrabianej lub narzędzia. Konieczne są ostre i prawidłowo wykonane narzędzia oraz bieżąca kontrola stopienia narzędzia w czasie pracy. Obróbka tępych narzędziami powoduje gwałtowne wydzielanie się ciepła i szybkie zużycie się narzędzia. Należy zaznaczyć, że przy niedostatecznym chłodzeniu może dojść do samozapalenia się wiórów, co może spowodować duże zagrożenie personelu obsługującego i obrabiarki.

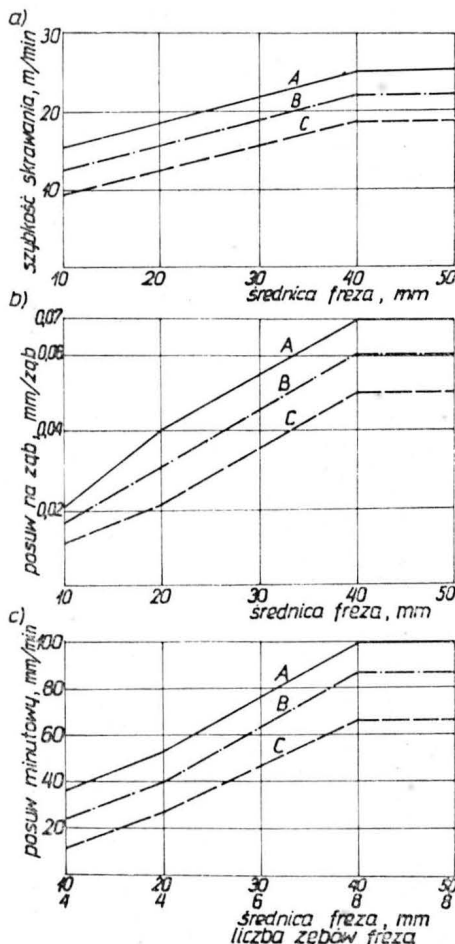
## Parametry technologiczne frezowania

Przytoczone niżej rozważania dotyczą zagadnienia obróbki mechanicznej frezami trzpieniowymi ze stali szybko tnącej na frezarkach sterowanych numerycznie. Oceniając z praktycznego punktu widzenia parametry technologiczne przytaczane w [4] należy stwierdzić, że stosowanie ich w przemyśle jest ograniczone. Jak wykazała praktyka warsztatowa, stosowanie posuwu na ząb w granicach  $0,07 + 0,12$  dla frezów o małych średnicach ( $< 15$  mm)

powoduje ich nadmierne zużycie (częste łamanie się frezów ze względu na zbyt duże obciążenia).

Przy określaniu parametrów obróbki (prędkości skrawania, posuwu na ząb) niezbędne jest ujęcie ich w funkcji średnicy freza, jako najwygodniejszych w praktyce.

Na podstawie kilkuletniego doświadczenia w obróbce wiórowej tytanu ustalono parametry, które są z powodzeniem stosowane w praktyce (rys.). Do obróbki stopów tytanu zaleca się frezowanie współbieżne ze względu na wolniejsze zużycie ostrza.



Rys. Zalecane parametry frezowania stopów tytanu frezami trzpieniowymi: a) zależność prędkości skrawania od średnicy freza, b) zależność posuwu na ząb od średnicy freza, c) zależność posuwu minutowego od średnicy freza (liczby zębów)

Pokazane na rys. parametry odnoszą się do frezów trzpieniowych o geometrii:

- kąt przyłożenia —  $16^\circ$ ,
- pomocniczy kąt przyłożenia —  $30^\circ$ ,
- kąt natarcia —  $6^\circ$ ,
- kąt nachylenia linii śrub. —  $30^\circ$ .

Krzywe A, B, C na każdym wykresie obejmują trzy różne zakresy parametrów geometrycznych obróbki:

— krzywa A — korzystne warunki pracy narzędzia ( $b < 0,5d$ ,  $g < d$ ),

— krzywa B — średnie warunki pracy narzędzia ( $0,5d < b < d$ ,  $g \leq 2d$ ),

— krzywa C — niekorzystne warunki pracy narzędzia ( $b = d$ ,  $g > 2d$ ).

Wszystkie wykresy ujmują zależność parametrów technologicznych w funkcji średnicy.

Rozgraniczenie przypadków obejmujących pewne zakresy parametrów geometrycznych (A, B, C) i zróżnicowanie prędkości skrawania i posuwu dla tych przypadków podyktowane jest odmiennymi warunkami pracy freza (różna intensywność chłodzenia freza w zależności od szerokości i głębokości warstwy skrawanej, różne obciążenie freza, różny odpływ wiórów).

Ze względu na konieczność zachowania stałego (w przybliżeniu) okresu trwałości ostrza dla całego zakresu rozważanych średnic frezów zaleca się mniejsze prędkości skrawania dla frezów o mniejszych średnicach (rys. a).

Przedstawione zależności odnoszą się do frezów o średnicach do 50 mm. Ograniczenie się do takiego zakresu jest usprawiedliwione najszerszym zastosowaniem praktycznym frezów trzpieniowych z tego zakresu średnic.

Nie zaleca się wzrostu prędkości skrawania powyżej 25 m/min dla frezów o średnicy powyżej 40 mm. Uzasadnione jest to utrudnionym chłodzeniem ze względu na zbyt mały wydatek cieczy chłodzącej dozowanej przez standardowe pompy chłodziwa. Innym czynnikiem jest duże obciążenie obrabiarki przy pracy na podwyższonych parametrach, co jest powodem szybszego zużycia się zespołów napędowych obrabiarki i utraty dokładności obróbki.

Rys. c (utworzony na podstawie wykresów a i b) ujmuje w bezpośredniej zależności wielkość posuwu minutowego (mm/min) w funkcji średnicy freza, przy założonej, najczęściej stosowanej liczbie zębów. Wykres ten może służyć jako narzędzie do doboru parametrów technologicznych w praktyce. Parametry obróbki podane na wykresach są stosowane w praktyce przy obróbce części tytanowych wyrobów lotniczych.

## LITERATURA

1. *Miatałowieństwo i Termiczna Obróbka Miatałow*, nr 7/1980.
2. *Przegląd Mechaniczny*, nr 10/1979, 14/1980.
3. *Magazyn Technologa Przemysłu Lotniczego i Śmigłowego*, nr 1/1978.
4. *Metal Wertarbeitung*, nr 6/1979.
5. N. J. RIEZNIKOW: *Obróbka rzeźniem żaropropcznych, wysokopropcznych i tytanowych spławow*. Maszynostrojenije, Moskwa, 1972.

EO/477/K/84

Z okazji 40-lecia PRL pokazujemy początki przemysłu szybowcowego w trzech relacjach jego współtwórców

# Powstanie Centralnego Harcerskiego Ośrodka Szybowcowego w Bielsku

MIECZYŚLAW GUNIA

W marcu 1945 r., bezpośrednio po przejściu frontu wojennego, w Bielsku grupa harcerzy postanowiła reaktywować hufiec harcerski. Ponieważ ze względu na okres wojenny nie można było zorganizować zbiórki przy ognisku, spotkanie odbyło się w nieczynnej wówczas cegielni w Komorowicach. Na zbiórce, po omówieniu najważniejszych spraw związanych z powołaniem do życia Hufca Bielskiego, zdecydowano m.in. utworzyć drużyny: żeglarską i lotniczą.

Organizacją drużyny lotniczej zajął się szybownik i spadochroniarz dh Tadeusz Puchajda, wraz z nim druhowie: Tadeusz Góral, Mieczysław Sroda, Stanisław Farana, Bronisław Wyrwicz i Mieczysław Gunia. Zespół ten samo-

rzutnie zabezpieczył pobliskie obiekty lotnicze jak: lotnisko Aleksandrowice i szkoły szybowcowe na górze Żar w Międzybrodziu i na górze Chelm w Goleiszowie. Wraz z terenami zostały zabezpieczone budynki, hangary oraz cały sprzęt szybowcowy pozostawiony przez okupanta.

1 kwietnia 1945 r. został utworzony Centralny Harcerski Ośrodek Szybowcowy, który obejmował ww. obiekty. Jego istnienie zatwierdziło Ministerstwo Komunikacji.

**Przyp. red.:** Latem 1945 r. CHOS zorganizował szkolenie szybowcowe na górze Żar oraz objął swą opieką szkołę szybowcową w Jeżowie (wówczas Grunowie). Jesienią 1945 r., gdy terenowe władze lotnictwa cywilnego już okrzepły, CHOS został im przekazany i przyjął nazwę Centralny Ośrodek Szybowcowy.

# Utworzenie Instytutu Szybownictwa w Bielsku-Białej

Inż. JÓZEF NIESPAŁ  
WSK PZL-Mielec

W sierpniu 1945 r. przebywająca w Katowicach grupa entuzjastów szybownictwa, byłych pracowników lwowskiego Instytutu Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa w składzie: inż. Rudolf Weigl, inż. Rudolf Matz, inż. Franciszek Kotowski i inż. Marian Gracz uznała za konieczne zorganizowanie szybowcowej działalności naukowo-konstrukcyjnej przez utworzenie Instytutu Szybownictwa. W pierwszym okresie najbardziej czynni byli R. Weigl i R. Matz. W końcu sierpnia R. Weigl nawiązał kontakt ze mną. Mieszkiałem wówczas w Krakowie, lecz z powodu chorej nogi dopiero na początku października mogłem zetknąć się z grupą gliwicką.

Na spotkaniu ustalono wystąpienie grupy do Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji z propozycją powołania Instytutu Szybownictwa i jego ogólną koncepcją oraz zdecydowano, iż istnieje konieczność ustalenia lokalizacji Instytutu i znalezienia dlań kadry technicznej. Wymagało to zarówno wyjazdów do Warszawy, jak i penetracji terenu.

Jeżeli Gliwice, Kraków czy Wrocław były atrakcyjne ze względu na zaplecze naukowe (Politechniki), o tyle już istniejący Centralny Ośrodek Szybowcowy w Bielsku ze swymi obiektami w Aleksandrowicach, Białej, Goleiszowie i na Żarze, swym szerokim zakresem działalności oraz grupą entuzjastów (Puchajda, Janica, Gajda, Gawęda, Doniec i in.) popieraną przez władze miejscowe — dawały szansę pracy od zaraz. Czasowo ośrodek ten obejmował także warsztaty szybowcowe i szkołę w Jeżowie Sudeckim (wówczas Grunowie). Równocześnie z upoważnienia Departamentu Lotnictwa Cywilnego ubezpieczał on na terenie całego Śląska sprzęt i materiały szybowcowe.

Władze terenowe z dużą życzliwością ustosunkowały się do projektu utworzenia Instytutu Szybownictwa w Bielsku. Po oficjalnym wystąpieniu grupy gliwickiej do DLC z programem działalności oraz propozycją lokalizacji — na początku stycznia 1946 r. zarządzeniem ministra Komunikacji został powołany Instytut Szybownictwa z siedzibą w Bielsku-Białej i zakresem prac obejmującym całokształt za-

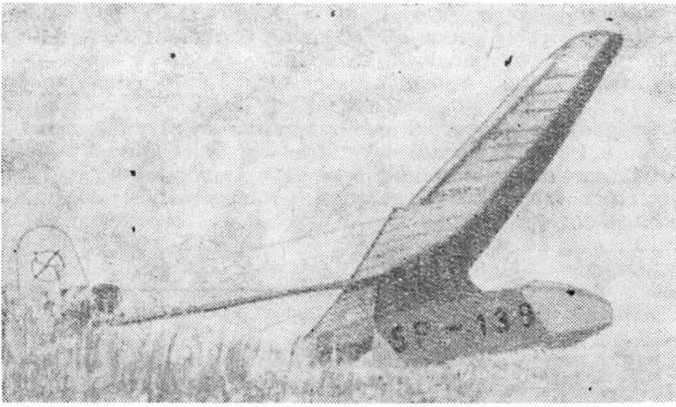
gadnień szybowcowych w Polsce wraz z przejściem wszystkich agend Ośrodka.

Pierwsze miesiące 1946 r. to okres właściwej organizacji Instytutu i poszukiwanie pracowników technicznych. Był on bardzo trudny ze względu na niemożność zaoferowania pracownikom ani wysokich poborów, ani mieszkańia. Do końca kwietnia nikt z zaangażowanych pracowników jeszcze poborów nie otrzymywał, a koszty związane z wyjazdami często były pokrywane z własnych funduszy.

Praktycznie biorąc działalność swą rozpoczął Instytut Szybownictwa z dniem 1 (ściślej 2) maja 1946 r. z mgr. inż. R. Weiglem jako pierwszym dyrektorem. Już w czerwcu 1946 r. powstał projekt wstępny szybowca wyczynowego IS-1 Sęp. Z inicjatywy R. Weigla rozpoczęto budowę szkoły na Żarze wraz z wyciągiem szybowcowym, zaś prof. Humen spowodował utworzenie Wydziału Lotniczego w Technikum Mechaniczno-Elektrycznym w Bielsku oraz zorganizowanie Centralnej Szkoły Instruktorów Szybowcowych w Aleksandrowicach.

Ww. szybowiec Sęp nie był jednak pierwszą po wojnie pracą konstrukcyjną w dziedzinie szybownictwa w Bielsku. Otóż jesienią 1945 r. część tzw. grupy gliwickiej — nie mająca stałej pracy zawodowej, a mająca rodziny na utrzymaniu: R. Matz, F. Kotowski, M. Gracz i J. Niespał — zaproponowała DLC opracowanie rekonstrukcji dokumentacji szybowca przejściowego Salamandra na podstawie egzemplarza, który przetrzymał zawieruchę wojenną w Goleiszowie. W grudniu 1945 r. DLC zawarło z ww. osobami umowę o opracowanie dokumentacji technicznej na sumę 30 tys. zł z terminem przekazania jej do końca marca 1946 r.

F. Kotowski i ja podjęliśmy się odtworzenia geometrii i wymiarów szybowca oraz wykonania szkiców i rysunków części w Bielsku-Białej, natomiast R. Matz i M. Gracz mieli rozrysować i zweryfikować rysunki w Gliwicach. Pracę tę rozpoczęliśmy jeszcze w grudniu. Po uzyskaniu w warsztatach szybowcowych w Białej miejsca na rozłożenie zdemontowanego do pomiarów szybowca — powstał



Rys. 1. Przechowana przez okres wojenny Salamandra SP-139 użyta do odtworzenia dokumentacji konstrukcyjnej tego typu szybowca

problem gdzie spać, co jeść i za co. Ówczesny kierownik warsztatów Wł. Janica przygarnął inż. Kotowskiego do siebie „na wikt i opierunek”, ja zaś zostałem przygarnięty przez inż. A. Gajdę, u którego mieszkałem i jadłem do marca 1946 r. Potem otrzymałem własne mieszkanie bez szyb i okien.

Zaraz na początku Fr. Kotowski zrezygnował ze swego udziału w pracy. Pozostałem sam w Bielsku i pomocy udzielał mi tylko Włodek Janica, który w razie koniecznej potrzeby dawał mi pracownika warsztatowego do pomiarów szybowca. Po obejrzeniu szybowca (częściowo tylko był uszkodzony) postanowiłem odtworzyć jego wymiary bez naruszania konstrukcji, czyli nie niszcząc go. Pracę rozpocząłem za pomocą miarki, cyrkla, poziomnicy, pionu i lusterka. Pomiary odbywały się przez wzierniki oraz drobne wycięcia w pokryciach. Czym się nie posługiwałem: żarówką i lustrem na przecie do oświetlenia wnętrza szybowca, robiłem pomiary na odległość za pomocą zmyślnych przesuwanych szcęk. Pamiętam tylko często odwiedziły Wł. Janicy, jego uśmiech oraz bardzo często uśmiechnięte twarze (zapewne krytyczne) warsztatowców skierowane tam, gdzie pracowałem. Inż. Kotowski również uśmiechał się i twierdził, że i tak nie uratuję egzemplarza. Czasu pracy nikt nie liczył. Od rana pomiary, po południu kreślenie geometrii, sprawdzenie, powtórne pomiary, aż do zgodności. Największej precyzji wymagały pomiary profilów sterów i skrzydeł (zmiana profilu wzdłuż rozpiętości), wykreślenie ich, kontrola, a często ich wielokrotne powtarzanie. W końcu grudnia podstawowa geometria była gotowa, a kopia do weryfikacji wysłana do Gliwic.

Kopia w tym okresie to problem bardzo poważny. Robiliśmy sami kąpiele światłoczułe wg receptury R. Matza, ale do jej zrobienia rysunki musiały być wyciągnięte w tuszu (kontrast), co zwiększyło pracochłonność przy opracowaniu dokumentacji. Drugim poważnym utrudnieniem było przyjęcie układu seryjnego dokumentacji i zasady oznaczania rysunków w systemie sześciocyfrowym. Pociągnęło to za sobą konieczność rysowania każdej części

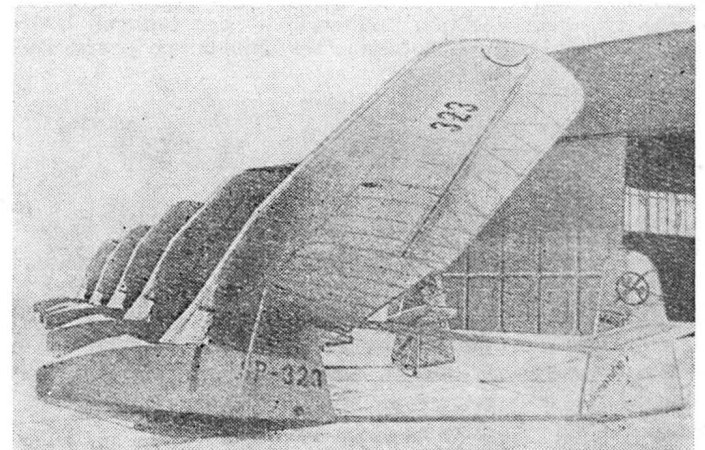
czy elementu na oddzielnym rysunku i odpowiedniego oznaczenia go. Zespół po zespole oraz ich części składowe rysowałem na desce kreślarskiej w warsztatach w Białej, a wieczorami na stole pokojowym w ołówku. Zawoziłem, względnie przyjeżdżał M. Gracz lub jego małżonka i zabierała do Gliwic do wyciągnięcia przez niego w tuszu i weryfikacji (inż. R. Matz zajęty był przy organizacji IS).

Moje pobytu w Gliwicach w celu wyjaśnienia i uzgodnienia z R. Matzem trwały bardzo krótko. Termin zakończenia zbliżał się. Po zakończeniu pomiarów nie zniszczony przeze mnie egzemplarz szybowca oddałem Wł. Janicy do remontu. Szybowiec ten otrzymał znaki rejestracyjne SP-139, został oblatany i przekazany do eksploatacji.

W marcu 1946 r. wraz z całym „bagażem” pomocniczym wyjechałem do Gliwic, aby uzupełnić i wykończyć dokumentację techniczną. Pamiętam, że najwięcej kłopotów mieliśmy z częściami normalnymi, ujętymi w tabelach zbiorczych, pod względem wymiarów i rodzaju tworzywa. Pamiętam również moment końcowego opracowania spisu rysunków, który nas przeraził — zamknął się liczbą ponad 800 (naturalnie liczę zarówno format A0, jak i A5 jako jeden rysunek) bez rysunków geometrii i pomocniczych wykonanych w ołówku.

Pracę zakończyło obcinanie, składanie i pakowanie rysunków oraz wyjazd R. Matza do Warszawy do DLC w celu przekazania dokumentacji i po upragnionej gotówce. Zaliczka, którą otrzymaliśmy na początku — 5000 zł — była za skromna na trzy rodziny w okresie czteromiesięcznym, wliczając w to pokrywanie kosztów przejazdów R. Matza do Warszawy. Ja zaciągnąłem nigdy nie spłacony dług u kol. A. Gajdy.

Dziś jest to niezrozumiałe, ale wtedy nas — zmęczonych, źle odżywionych — rozpieła radość, że zrobiliśmy już „coś” dla polskiego szybownictwa, że wkrótce polskie niebo zarozi się rodzimym sprzętem.



Rys. 2. Seria pięciu szybowców Salamandra o znakach SP-320 do SP-324 zbudowanych w 1946 r. w Instytucie Szybownictwa w Bielsku-Białej

## Pierwsze szybowce Instytutu Szybownictwa

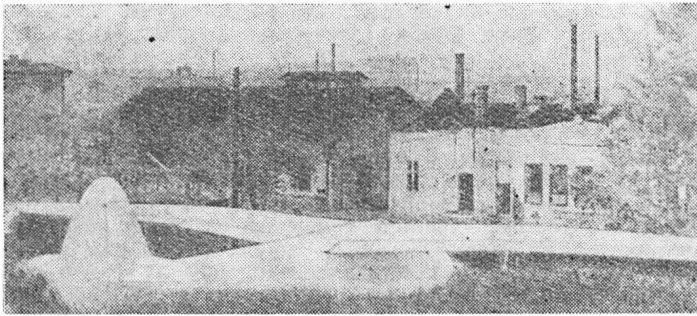
Mgr inż. **WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI**

Przypadkowo spotkałem w Katowicach, w grudniu 1945 r., Rudka Matza, dobrze znanego mi z lwowskich czasów, który — jak się okazało — zamieszkał po repatriacji w Gliwicach i wspólnie z Marianem Graczem opracowuje dokumentację rekonstrukcyjną przedwojennego szybowca Salamandra, którego jeden egzemplarz przetrwał po wojnę, ukryty w jakiejś stodole. Mieszkałem w tym czasie w Krakowie i pracowałem w Zakładach Solvay oraz na Akademii Górniczej jako asystent w Katedrze Silników u niezapomnianego, uroczego prof. Kazimierza Szawłowskiego. Było mi wtedy dobrze. Zona studiowała na Uniwersytecie Jagiellońskim, mieliśmy wygodne mieszkanie, a praca w obu instytutach dawała mi zadowolenie, odczuwałem jednak lekkie wyrzuty sumienia, że „zdradziłem” lotnictwo

(byłem bowiem z wykształcenia konstruktorem lotniczym z nastawieniem na konstrukcję silników).

Gdy więc wiosną 1946 r. zjawił się w moim krakowskim mieszkaniu Rudek Weigl i rozłożył przede mną na stole: swoją nominację na kierownika Instytutu Szybownictwa utworzonego właśnie w Bielsku przez Ministerstwo Komunikacji, statut tej instytucji oraz jej plan pracy i preliminarz budżetowy na 1946 r. — „kości zostały rzucone” i 1 lipca rozpocząłem pracę w Bielsku, wpadając w każdym tygodniu na dwa dni do Krakowa. W Instytucie Szybownictwa organizowały się w tym czasie dwie grupy konstrukcyjne: pierwsza, pod kierownictwem Józka Niespała, analizowała założenia do projektu szybowca wysokowyciwnego nazwanego IS-1 Sęp, druga, pod kierownictwem

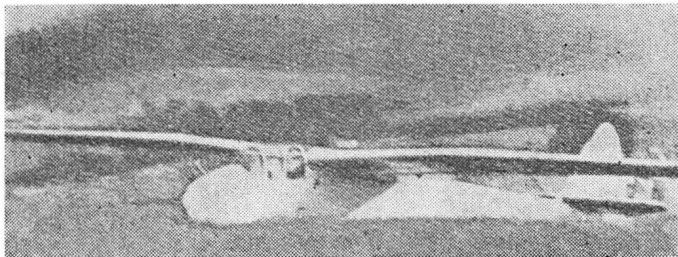
Franka Kotowskiego — późniejszego profesora Politechniki Krakowskiej, zbierała dane do projektu szybowca wy czynowego o przedwojennych założeniach olimpijskich „3 × 15” (rozpiętość — 15 m, powierzchnia nośna — 15 m<sup>2</sup>, obciążenie — 15 kg/m) nazwanego IS-2 Mucha. Szybowiec ten, wielokrotnie później modernizowany, produkowany był przez wiele lat i stał się podstawowym sprzętem w naszych aeroklubach.



Rys. 1. Pierwszy zbudowany w Polsce po wojnie szybowiec wy czynowy IS-1 Sęp po zakończeniu budowy

Z perspektywy czasu można śmiało stwierdzić, że oba wspomniane szybowce stworzyły podwaliny tego, co w późniejszych latach zostało nazwane „polską szkołą wy czynu” i stanowiły podstawę polskiej techniki szybowco wej.

Włączyłem się do grupy Sępa. Warunki pracy były w tym czasie pionierskie. Biuro konstrukcyjne mieściło się w dwu pokojach czynszowej kamienicy, a ubożuchne wy posażenie i zupełny brak fachowej literatury zmuszał do ciągłego sięgania w głąb własnej pamięci i do prymityw nych notatek, jeżeli takie przetrwały zawieruchę wojenną. Wszystkich natomiast ogarnął entuzjazm — spotykany dziś chyba tylko na wielkich budowach — bez żadnych bodź ców materialnych. Niespotykane też było tempo pracy. Do-



Rys. 2. Oblot Sępa na lotnisku Aleksandrowice w Bielsku

kumentacja konstrukcyjna Sępa przekazywana była suk cesywnie Władkowi Janicy i już w pół roku po zorganizowaniu grupy konstrukcyjnej pierwszy prototyp został — pod nadzorem Józka Nieśpała — wybudowany w war sztatach Instytutu.

Funkcjonalne próby naziemne rozbudowanych napędów w pełni zmechanizowanego skrzydła i wynikające z nich zmiany konstrukcyjne przesunęły nieco termin oblotu, któ ry został przeprowadzony w pierwszych dniach czerwca przez oblatywacza Piotra Mynarskiego.

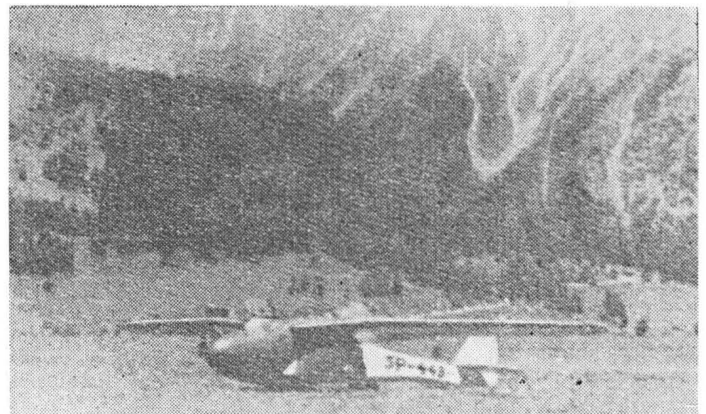
Otrzymaliśmy w tym czasie wiadomości o organizowa niu przez Aeroklub Szwajcarski Międzynarodowego Ty godnia Szybowcowego w Samedan, który później został uznany za II Szybowcowe Mistrzostwa Świata. W jaki spo sób nieodżałowany Rudek Weigl uzyskał zgodę i dewizy na wyjazd naszej ekipy do Szwajcarii — pozostało jego tajemnicą. Zaskoczenie było zupełne nawet dla tych, któ rzy wiedzieli, że w stylu Rudka było załatwianie spraw „niemożliwych do załatwienia”.

Polskę reprezentowali w tej imprezie: Adam Zientek na Sępie oraz Borys Puzej na ukochanej przez siebie Ważce. Gorączkowo przebiegały ostatnie przygotowania do wy jazdu. Ze względu na brak w tym czasie brezentu, zade cydowano przewożone na przyczepach szybowce zabezpie czyć przed kurzem i wpływami atmosferycznymi płótnem ze skrzydeł samolotów Po-2 z demobilu, których partia była w tym czasie remontowana w warsztatach Instytutu. Na skrzydłach tych były oczywiście namalowane pierwotnie radzieckie znaki — czerwone gwiazdy. Wprawdzie całe

pokrycia przyczep zostały przelakierowane, ale wkrótce gwiazdy zaczęły przeświecać przez polakierowanie i ja dąc przez amerykańską, a następnie francuską strefę oku pacyjną Niemiec budziłyśmy sensację wśród mieszkańców.

Gospodarze — Aeroklub Szwajcarski — przyjęli nas ser decznie i zorganizowali wygodne warunki pobytu podczas całych zawodów. Szczególnie wiele przyjaźni okazywał nam sekretarz generalny Aeroklubu, równocześnie doskonały pilot Gehriger, zwany przez przyjaciół w okresie wojny „piratem”. Ze względu na jego stosunek do nas oraz jego późniejszą działalność na niwie popularyzacji budowy ta niego szybowca w klasie standard, jeden typ szybowca bielskiego nosi nazwę Pirat.

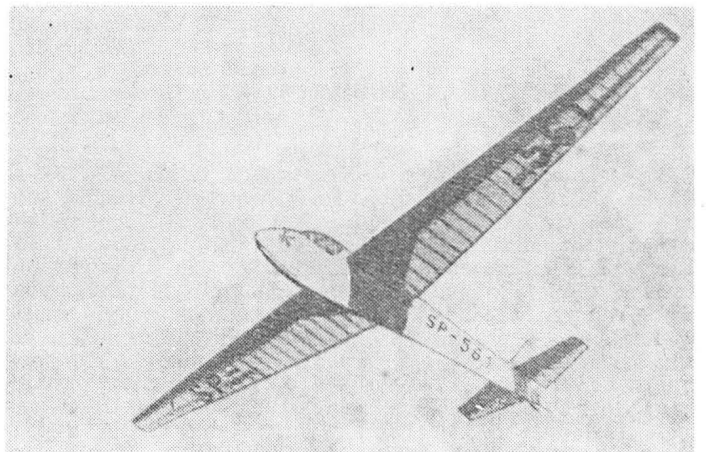
Sęp budził ogólne zainteresowanie swoimi rozwiązaniami i tym, że był pierwszym w Europie szybowcem zaprojek towanym i wybudowanym po wojnie i to w kraju tak bardzo dotkniętym wojną. Zainteresował oczywiście i dr. Pfennigera, aerodynamika z Politechniki w Zurychu, który był doradcą przy opracowywaniu szwajcarskiego szybowca WLM, biorącego udział w zawodach. Obecność Józka Nie spała i moja na miejscu sprawiła, że dr Pfenniger był



Rys. 3. Prototyp Sępa SP-443 pomalowany na ciemnoczerwono i kość słoniową na lotnisku Samedan w Szwajcarii

codziennym naszym gościem na lotnisku i zasypywał nas gradem fachowych pytań, sam zresztą rewanżował się swoimi opiniami i informacjami zwłaszcza ze swojej spe cjalności — aerodynamiki profili laminarnych, co zachę ciło nas do zbudowania później pierwszego polskiego szy bowca laminarnego IS-7 Osa.

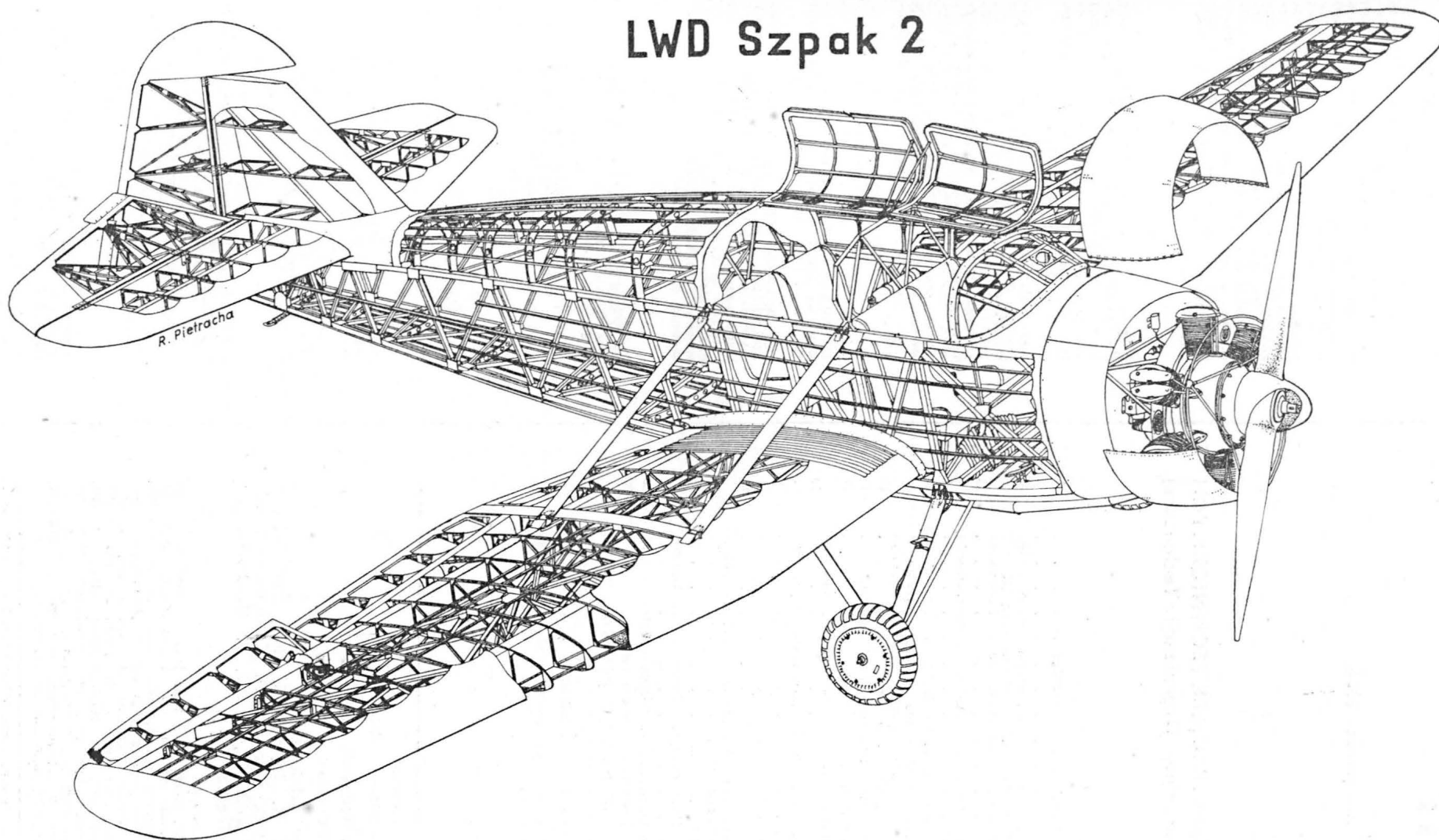
**Przyp. red.** Instytut Szybownictwa zapoczątkował szy bowcową działalność konstrukcyjną w PRL. 1 listopada 1948 r. został przemianowany na Szybowcowy Zakład Do świadczalny, stąd po dziś dzień nasze szybowce noszą oznaczenie SZD. Dziś bielskie zakłady szybowcowe noszą nazwę Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szy bownictwa PZL-Bielsko.



Rys. 4. Prototyp szybowca IS-2 Mucha SP-561



# LWD Szpak 2



## Samolot dyspozycyjny LWD Szpak 2

Pierwszym samolotem zbudowanym w Polsce po zakończeniu II wojny światowej był cztermiejskowy samolot dyspozycyjny Szpak 2 zaprojektowany przez mgr inż. Tadeusza Sołtyka w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi. 28 października 1945 r. kremowy Szpak 2 z ciemnoniebieską strzałą na kadłubie i znakami rejestracyjnymi SP-AAA, czyli pierwszego samolotu cywilnego w odrodzonym kraju wykonał swój pierwszy lot. Samolot miał konstrukcję drewnianą z noskami skrzydeł i usterzenia poziomego oraz statecznikiem pionowym krytym sklejką, zaś z resztą krytą płótnem. Osłona silnika z blachy duralowej. Podwozie amortyzowane sznurem gumowym. Osłona kabiny z 44 szybkami celulozowymi. Silnik gwiazdowy 7-cylindrowy Bramo Sh14A o mocy 118 kW (160 KM). Śmigło drewniane. Rozpiętość 11,32 m, masa własna 660 kg, masa całkowita 1100 kg, prędkość maks. 197 km/h, zasięg 670 km.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

**WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH**  
**SIGMA** Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: 40-lecie, 75-lecie, 90-lecie, 200-lecie i inne rocznice . . . . .	1
ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Cena jednego miejsca pasażerskiego w śmigłowcach cywilnych prod. zachodniej (koniec 1983 r. — początek 1984 r.); Ceny śmigłowców cywilnych w końcu 1983 r. w dol.; Produkcja śmigłowców na świecie 1974-1993 . . . . .	3
M. Krawczyk, J. Morawski: Modele percepcji ruchu przestrzennego u człowieka . . . . .	4
Pokładowy przelicznik parametrów lotu samolotu DC-10 . . . . .	9
M. Orkisz, R. Prociak, S. Szczeciński: Analityczna metoda określania współczynnika napełnienia i mocy traconej wskutek oporów przepływu układu dolotowego i wylotowego silnika tłokowego . . . . .	12
KARTOTEKA TLiA: Hoffmann/IDI Aviation Products H-36 Dimona . . . . .	15
Grumman (General Dynamics) EF-111A . . . . .	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Parametry lotu w ustalonym zakresie poziomym . . . . .	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (II) . . . . .	20
PROTOTYPY: Piper PA-48 Enforcer . . . . .	21
Skyfox Corporation Skyfox . . . . .	21
MAGAZYN TECHNOLOGA: Z. Mizera: Przegląd nitów i technik zakuwania nitów z dostępem jednostronnym (I) . . . . .	22
J. Filipecki: Obróbka frezowaniem stopów tytanu . . . . .	27
M. Gunia: Powstanie Centralnego Harcerskiego Ośrodka Szybowcowego w Bielsku . . . . .	28
J. Niespał: Utworzenie Instytutu Szybownictwa w Bielsku-Białej . . . . .	28
W. Nowakowski: Pierwsze szybowce Instytutu Szybownictwa . . . . .	29
Samolot dyspozycyjny LWD Szpak 2 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP I SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty TS-8 Bies: prototyp nr 2, z serii informacyjnej, seryjny B-III — rys. K. Cieślak

MORAWSKI J., KRAWCZYK M.: Modele percepcji ruchu przestrzennego u człowieka. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 7, s. 4

W pracy dokonano prezentacji oraz analizy aktualnej literatury, która dotyczy zagadnienia modelowania narządów równowagi u człowieka. Szczególną uwagę zwrócono na możliwości odwzorowania działania układu percepcji przyspieszeń liniowych i kątowych w aspekcie globalnego modelu narządu równowagi. Punkt wyjścia pracy stanowiła budowa anatomiczna ucha. Przez modele fizyczne narządów równowagi została pokazana droga, która doprowadziła do powstania bardzo dokładnych, zweryfikowanych doświadczalnie, modeli matematycznych. Dokonano także przeglądu metod, które stosowane były na etapie badań eksperymentalnych.

ORKISZ M., PROCIAK R., SZCZECIŃSKI S.: Analityczna metoda określania współczynnika napełnienia i mocy traconej wskutek oporów przepływu układu dolotowego i wylotowego silnika tłokowego. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 7, s. 12

Przedstawiono uproszczoną metodę obliczania współczynnika napełnienia układu dolotowego i wylotowego, a także mocy, jaką silnik traci wskutek niewłaściwego zaprojektowania pod względem przepływowym układu dolotowego i wylotowego silnika tłokowego. Porównano wyniki uzyskane opisaną metodą z wynikami doświadczalnymi oraz z wynikami dokładnych obliczeń, stwierdzając dużą ich zgodność.

MIZERA Z.: Przegląd nitów i technik zakuwania nitów z dostępem jednostronnym (I). TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 7, s. 22

W artykule przedstawiono nity do jednostronnego zakuwania, tworzące szwy wytrzymałościowe do tzw. zastosowań konstrukcyjnych. Pierwsza część artykułu stanowi przegląd wytwarzanych tego rodzaju nitów z podaniem charakterystyki, sposobu działania, podstawowych właściwości i norm.

FILIPECKI J.: Obróbka frezowaniem stopów tytanu. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 7, s. 27

W artykule przedstawiono ogólne informacje dotyczące skrawalności stopów tytanu oraz praktyczne zalecenia dotyczące doboru parametrów frezowania tych stopów frezami trzpieniowymi w warunkach korzystnych, średnich i trudnych. Podane zalecenia wynikają z praktycznych parametrów stosowanych w procesie obróbki elementów konstrukcji lotniczych w WSK PZL-Mielec.

GUNIA M.: Powstanie Centralnego Harcerskiego Ośrodka Szybowcowego w Bielsku. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 7, s. 28

Przedstawiono przebieg zagospodarowania ośrodków szybowcowych w rejonie Bielska po zakończeniu wojny w 1945 r.

NIESPAŁ J.: Utworzenie Instytutu Szybownictwa w Bielsku-Białej. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 7, s. 28

Opisano starania czynione w 1945 r. w celu utworzenia Instytutu Szybownictwa oraz przebieg rekonstrukcji szybowca Salamandra.

NOWAKOWSKI W.: Pierwsze szybowce Instytutu Szybownictwa. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 7, s. 29

Przedstawiono dzieje powstania pierwszego szybowca Instytutu Szybownictwa IS-1 Sęp.

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gutwład, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

WYDAWNICTWO



**SIGMA**

00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 1, W-wa, Zam. 0455-1300/84. Nakład 6400 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. T-33.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

cd. na II s. okł.

## Debata nad muzealnictwem lotniczym

Zarządy sekcji lotniczych stowarzyszeń inżynierów i techników Mechaników Polskich i Komunikacji zorganizowały 14 lutego br. dziesiąte już (w bieżącej kadencji) koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu”, poświęcone tym razem lotniczemu zbiorom muzealnym w Polsce. Na spotkanie licznie przybyli kierownicy lub przedstawiciele krajowych muzeów, zbierające pamiątek lotniczych, redaktorzy periodyków: *Technika Lotnicza i Astronautyczna* i *Skrzydłata Polska*, przewodniczący Zespołu Historii i Propagandy Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP kol. T. Królikiewicz, jak również działacze obu sekcji.

Spotkanie prowadził przewodniczący Zarządu Sekcji kol. A. Misiorek. Stan i sytuację muzealnictwa lotniczego w PRL omówił kol. M. Krzyżan z Zielonej Góry, nieoceniony erudyta w dziedzinie historycznego sprzętu lotniczego, eksponatów muzealnych i pamiątek lotniczych sprzed I i II wojny światowej. Kol. M. Krzyżan scharakteryzował stan posiadania zbiorów lotniczych w istniejących w kraju muzeach: specjalistycznym — Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (w gestii Ministerstwa Komunikacji), Wojska Polskiego w Warszawie (MON), Techniki w Warszawie (NOT), Marynarki Wojennej w Gdyni (MON), Oręża Polskiego w Kołobrzegu (w administracji Wojewódzkiej Rady Narodowej), Wyzwolenia w Poznaniu (oddział Muzeum Historii Ruchu Robotniczego MRN), Braterstwa Broni w Drzonowie k. Zielonej Góry (WRN), Sportu i Turystyki w Warszawie oraz Wielkopolskim Muzeum Wojska w Poznaniu.

Muzea różnych branż i specjalizacji zgromadziły poważną liczbę eksponatów lotniczych: 109 samolotów, 10 śmigłowców, 37 szybowców i 119 silników. Szczególnie widać to w porównaniu ze zbiorami Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, które ma: 79 samolotów, 6 śmigłowców, 35 szybowców i 109 silników, a także może się poszczycić 22 eksponatami klasy zerowej i 40 klasy A (32 samoloty, 3 śmigłowce i 5 szybowców). Z innych cennych zbiorów można wymienić lotnię Lillenthala (z 1894 r.), zabytek klasy zerowej, znajdującą się w Muzeum Techniki w Pałacu Kultury i Nauki w Warszawie.

Wszczęta przez zebranych dyskusja doprowadziła do smutnego wniosku, że zabytkowe zbiory lotnicze są w fatalnym stanie: nie konserwowane od wielu lat grożą zniszczeniem. Rozpoczęta gdzieś akcja remontowa, prowadzona niefachowo, doprowadza do takich nonsensów jak: błędy w odtwarzaniu szachownicy, niewłaściwe malowanie płowca lub brak numerów rejestracyjnych. To nie do uwierzenia, że dokumentację konstrukcyjno-technologiczną oraz z badań i prób dotyczącą obiektów wycofanych z produkcji decydowano się niszczyć. A przecież lotnicze muzea na świecie dbają o to, żeby ich eksponaty lub repliki stanowiły sprzęt latający, zaś dokumentację uważają za cenny nabytek archiwalny. A u nas? Mówi się teraz, że za parę lat nie będzie co ratować! Jakże więc staliśmy się podobni do tych decydentów czasu przeszłego, którzy bezcenny, historyczny sprzęt lotniczy skazali na zagładę.

Dalsza dyskusja przy „okrągłym stole” wyłoniła propozycje zmierzające do zmniejszenia skutków tragicznej sytuacji naszych zbiorów muzealnych. Należy wszcząć starania o to, aby modelarnie budowały repliki latające; mamy przecież wielu modelarzy i wielu entuzjastów lotnictwa. Materiały zapewne chętnie dadzą zakłady lotnicze. Akcja ta powinna być dotowana przez Ministerstwo Kultury i Sztuki, Ministerstwo Hutnictwa i Przemysłu Maszynowego, MON oraz NOT. Zgłoszono propozycję powołania Komitetu Ratowania Zbiorów Lotniczych lub Towarzystwa Miłośników Starych Samolotów, które organizowałyby zbiórki darów oraz sprzedawałyby „cegielki” w kraju i za granicą.

W porozumieniu z odpowiednimi władzami należy zapewnić lokalizację zbiorów muzealnych oraz zaapelować do zakładów o podjęcie remontów obiektów muzealnych i budowę replik, poczynić starania o powołanie rzeczników muzealnictwa oraz patronatów nad muzeami.

Muzeum Techniki zasugerowało, aby odbudowę eksponatów lub budowę replik zlecać jako prace dyplomowe oraz zainteresować nauczycieli i uczniów szkół przykładowych naprawą i konserwacją starych samolotów. Może można by — w pewnym stopniu — uzyskać pomoc Lotniczych Zakładów Remontowych.

Przeprowadzona dyskusja doprowadziła do wniosku, że do problemów muzealnictwa lotniczego władze branżowe i stołeczne odnoszą się nieprzychylnie lub ich nie zauważają. Przykładem są daremne starania o hangar na Gocławiu, którego przeznaczenie na muzeum szybownictwa lub samolotów szkolno-treningowych uprzykłałoby sytuację historycznego wystawiennictwa lotniczego.

Równoległe z energicznym działaniem Zespołu Historycznego Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP i Rady Muzeum Lotnictwa i Astronautyki należy zwołać konferencję prasową w sprawie polskiego muzealnictwa lotniczego i przekazać miarodajnym władzom raport-memoriał przedstawiający katastrofalny jego stan oraz dezycydaty w sprawie uzdrowienia sytuacji.

## Sprawa produkcji Mewa

21 lutego br. odbyło się kilkakrotnie przesuwane (z powodu kolidujących terminów zebrań sprawozdawczo-wyborczych ogniw organizacyjnych SIMP) IX koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu” w sprawie produkcji samolotu PZL-M20 Mewa. W spotkaniu wzięło udział 30 osób.

Ministerstwo Zdrowia i Opieki Społecznej od 5 już lat zgłasza zapotrzebowanie na 40 samolotów Mewa w wersji sanitarnej. Jest to w krajach socjalistycznych jedyny typ samolotu, który Centralny Zespół Lotnictwa Sanitarnego może wprowadzić do użytkowania (CSRS zrezygnowała z produkcji takiej kategorii).

Jak wiadomo z poprzednich dyskusji, sprawa podjęcia eksploatacji mieleckiego samolotu M20 jest dla pogotowia lotniczego ogromnie pilna. Z pięciu samolotów z serii informacyjnej, jeden, użytkowany w Ośrodku Szkoleniowym Personelu Lotniczego w Rzeszowie, wylatał już przeszło 1000 h, inne ok. 500 h. Mewa uzyskuje wymagane osiągi techniczne, ma nowo-

czesne urządzenia i jest łatwa w pilotażu. Samolot ma dobrą opinię wśród pilotów i fachowców.

Odmiana M20-02 jest wyposażona w osprzęt krajowy lub pochodzący z krajów RWPG i jeszcze w 1984 r. uzyska niezbędny certyfikat. Ponieważ pojawiły się trudności z zapewnieniem osprzętu silnikowego, przedstawiciele Biura Nowych Uruchomień PZL szczegółowo omówili zamierzenia i obietnice producentów potrzebnych zespołów silnikowych. Jeszcze w br. ruszy produkcja alternatorów i rozruszników. Do końca 1985 r. ma być gotowy pełny polski zestaw osprzętu silnikowego.

Z przebiegu dyskusji wynika, że produkcja samolotów M20 ma zielone światło nie tylko na zapotrzebowanie Ministerstwa Zdrowia, lecz również do szkolenia, gdyż Mewa są nieporównywalnie tańsze (niż An-2 czy Il-14), znakomicie nadadzą się również jako jednostki dyspozycyjne, łącznikowe, a nawet patrolowe w lotnictwie morskim.

Organizatorów spotkania cieszy, że starania i zabiegi Sekcji nie pójdą na marne, że przedstawiciele PZL-Mielec oraz BTNU zarządzili tylko „zawieszenie” produkcji Mew i że jest w przygotowaniu seria 50 szt. tego wszechstronnego samolotu.

## Zebrań Sekcji Lotniczej SITK

29 lutego br. odbyło się posiedzenie Sekcji Głównej Lotniczej SITK poświęcone omówieniu referatu lotniczego przewidzianego do wygłoszenia na XXIII Zwyczajnym Zjeździe Delegatów Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji. Zjazd odbędzie się w listopadzie br. we Wrocławiu.

Kol. J. Czownicki opracował i odczytał zwięzły referat nt. transportu lotniczego, w którym określił rolę transportu powietrznego w gospodarce światowej, jego znaczenie gospodarcze dla Polski oraz warunki, jakich w PRL wymaga rozwój lotniczego transportu pasażerskiego i towarowego. Że sprawa jest bardzo ważna dla gospodarki narodowej wynika choćby z tego, że na początku lat dziewięćdziesiątych ruch pasażerski w Warszawie wzrosł do 3 mln podróży rocznie (2 mln przewożone przez LOT i 1 mln przez obce towarzystwa), zaś wpłaty roczne do budżetu państwa zwiększą się do ok. 7 mld zł i odpowiednio wzrosną wpływy dewizowe. Jednak konieczne są do spełnienia dwa warunki. Należy niezwłocznie przystąpić do budowy nowego portu lotniczego Okęcie II, wyposażonego w niezbędną infrastrukturę oraz zakupić samoloty komunikacyjne, gdyż na te, które są w posiadaniu PLL LOT kończą się nie tylko rezerwy, ale i samoloty są moralnie zużyte. A są to warunki nie do odrzucenia, zlekceważenie ich bowiem przyniesie państwu faktyczną stratę wielu dziesiątków mld zł. Jak sfinansować te olbrzymie prace? Trzeba stworzyć Fundusz Rozwoju Lotnictwa Cywilnego oraz włączyć do działania PLL LOT jako przedsiębiorstwo z dużym kapitałem i ogromnymi potrzebami.

W kraju powinny latać samoloty 30÷50-osobowe (o zasięgu 100÷120 km) w sieci komunikacji lotniczo-autobusowej.

Mgr inż. W. Zaremba

# SZD-22C

## MUCHA-STANDARD

