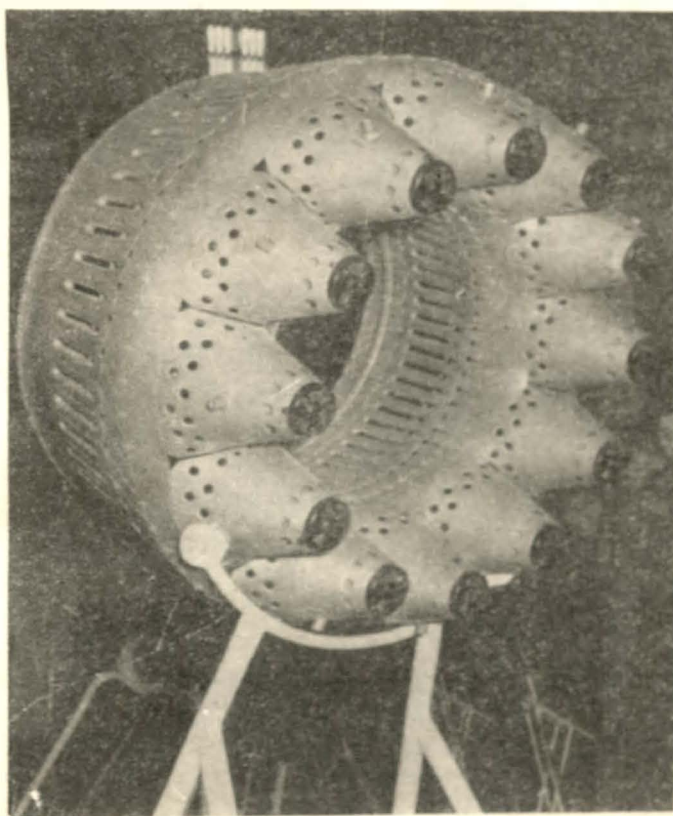


6

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
LISTOPAD ■ 1960 ■ GRUDZIEŃ



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Pomoce konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Aerodynamika, cz. I

opracowała mgr inż. E. Lewalska

Opory szkodliwe

Opór szkodliwy samolotu jest to suma oporów wszystkich części nienośnych, czyli: kadłuba, gondol, podwozia, chłodnic silnikowych i innych drobnych części, znajdujących się na zewnątrz — jak antena, rurki Pitota, nadajniki prędkościomierzy itp.
Wzór ogólny, określający współczynnik oporu szkodliwego można napisać w postaci:

$$C_{x\text{ szk}} = C_{xk} \frac{S_{odk}}{S} + C_{xg} \frac{S_{odg}}{S} + C_{x\text{ pod}} \frac{S_{odp}}{S} + C_{x\text{ chl}} \frac{S_{odchl}}{S} + \frac{\sum C_{xd} S_{od}}{S}$$

gdzie: C_{xk} — współczynnik oporu kadłuba, S_{od} — powierzchnia odniesienia części, S — powierzchnia skrzydła, C_{xg} — współczyn-

nik oporu gondoli $C_{x\text{ pod}}$ — współczynnik oporu podwozia $C_{x\text{ chl}}$ — współczynnik oporu chłodnicy, $\sum C_{xd}$ — współczynnik oporu drobnych części.

OPÓR KADŁUBÓW

W pierwszym przybliżeniu można kadłub potraktować jako idealną bryłę obrotową. Opór takiej bryły jest głównie wywołany tarciem.

$$C_{xk} = C_f \cdot \eta \cdot Ma \cdot \eta_k \frac{S_b}{S}$$

gdzie: C_f — współczynnik oporu równonośnej płaskiej płytki, η Ma — uwzględnia wpływ ściśniętości, η_k — uwzględnia opór kształtu, S_b — powierzchnia boczna.

TREŚĆ ZESZYTU

IV Kongres Techników Polskich a doświadczenia Związku Radzieckiego przy wprowadzaniu postępu technicznego	161
J. SANDAUER — Obciążenie usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania, cz. II	162
A. KOWALEWICZ — Praca dyfuzorów wlotowych w zmiennych warunkach, cz. II	165
I. AUERBACH — Wybór metody obliczania częstości drgań własnych łopatek silników turbinowych	169
M. RABENDA — Uproszczona metoda obliczania powłoki stożkowej obciążonej równomiernie rozłożonym ciśnieniem	174
A. SKARBIŃSKI — Problem śrub stosowanych w konstrukcjach szybowcowych	178
Nowości techniczne	181
S. SULIKOWSKI — Lotnicze wrażenia z Czechosłowacji	185
Z lotnictwa komunikacyjnego	188
Kronika	190
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	191
Pomoce konstruktorskie — E. LEWALSKA: Aerodynamika, cz. I, Opory szkodliwe	okł.

CONTENTS

The IVth Congress of Polish Technicians, and USSR Experience in Technical Progress Realization	161
J. SANDAUER — Tailplane load of a sailplane during brutal controllable flight, part II	162
A. KOWALEWICZ — Inlet diffusers operation in variable conditions, part II	165
I. AUERBACH — Selection of method for computation of vibration frequency in turbine engine blades	169
M. RABENDA — A simplified method for the computation of conical shells loaded by uniformly distributed pressure	174
A. SKARBIŃSKI — Problem of screws applied in glider construction	178
Technical News	181
S. SULIKOWSKI — Aviation impressions from Czechoslovakia Chronicle	185
Aviation Documentation Review	190
Designer's Data sheets — W. LEWALSKA: Aerodynamics part I, Harmful resistance	191 on cover

СОДЕРЖАНИЕ

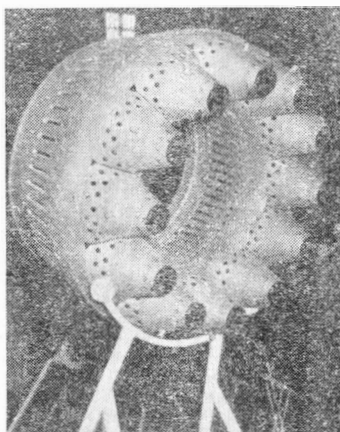
IV Конгресс Польских Техников, а опыты Советского Союза при развитии технического прогресса	161
J. SANDAUER — Нагрузка руля высоты планера во время резкого управления, часть II	162
A. KOWALEWICZ — Работа входных диффузоров в изменяемых условиях	165
I. AUERBACH — Выбор методики расчета собственной частоты вибрации лопаток турбинных двигателей	169
M. RABENDA — Упрощенная методика расчета конусной оболочки нагруженной равномерно распределенным давлением	174
A. SKARBIŃSKI — Проблема винтов предназначенных для конструкции планеров	178
Технические новости	181
S. SULIKOWSKI — Авиационные впечатления из Чехословакии	185
Хроника	190
Документационный обзор авиации	191
Конструкторские пособия — W. LEWALSKA — Аэродинамика, часть I Вредные сопротивления	191

Z INNYCH REDAKCJI

LETECKÝ OBZOR
Ročník IV, 11.10.1960, číslo 9

Z o b s a h u:

Letiště ČSSR v přístich letech	Význam tropopauzy w letectví
Dálková letadla blízkie budoucnosti	Světla na drahách
Boj proti unavě letce	O zvýšení výkonnosti chemických leteckých prací
Kam s nim	Jak dál ve světové tarifní politice
Po Kotvě Reduta	Hluk a práva
Pod branami MVB	Wstanou z mrtvých?
Nová letadla SSSR	Na cestách k novým druhům paliva
	Mistři odvahy



NASZA OKŁADKA

Komora spalania silnika turbinowo-odrzuutowego „Pirna 014”

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Redaguje Komitet Redakcyjny.
Redaktor naczelny — mgr inż. Stefan Sulikowski, redaktor techniczny: Zbigniew Samborski, sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza, 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 72.— zł Półroczna 36.— zł

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1960 r. Ark. wyd. 10.3. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 700 egz.
Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61×86. Maszynopis oddane do skład. 9.VIII.60. Druk ukończono w grudniu 60 r. Cena egzemplarza 12 zł
Wrocławska Drukarnia Dziełowa — Zam. 292/A — H-14



TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XV

LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1960 R.

ZESZYT 6

IV Kongres Techników Polskich a doświadczenia Związku Radzieckiego przy wprowadzaniu postępu technicznego

Rada Główna NOT postanowiła, w porozumieniu z PAN, CRZZ i Radą do Spraw Techniki, zwołać IV Kongres Techników Polskich. Głównym tematem obrad Kongresu, który odbędzie się w dniach 12, 13 i 14 lutego 1961 r. we Wrocławiu — są zadania techników polskich w planie 5-letnim 1961—1965 na tle uchwał III Zjazdu PZPR, a szczególnie IV i V Plenum KC PZPR.

Podstawowe cele Kongresu są następujące:

- ocena aktualnego stanu techniki,
- określenie postawy i roli technika wobec konieczności planowego rozwoju techniki,
- aktywizacja społeczna i zawodowa inteligencji technicznej wokół zadań planu 5-letniego, ze szczególnym uwzględnieniem planów rozwoju nauki i techniki,
- określenie najbardziej skutecznych środków i metod realizacji tych zadań.

Tematyka Kongresu została podzielona pomiędzy 14 głównych sekcji problemowych. Zagadnienia, interesujące inżynierów i techników lotniczych obejmuje tematyka sekcji problemowo-ogólnych I do V oraz sekcji problemowo-branżowych VI „Podstawowe urzędzenia gospodarcze: transport, łączność, gospodarka komunalna, gospodarka wodna” i X „Przemysł maszynowy i elektrotechniczny”.

Prezydium ZG SIMP podjęło uchwałę włączającą całe Stowarzyszenie do prac przygotowawczych do Kongresu, uznając tę działalność za najważniejsze zadanie dla władz Stowarzyszenia, oddziałów, kół zakładowych i sekcji fachowych. Przedstawiciele SIMP zostali wydelegowani do prawie wszystkich głównych sekcji kongresowych.

Sekcje przystąpiły do opracowania swoich tez, stanowiących materiał wyjściowy do szerokiej dyskusji inżynierów, techników i robotników na naradach przedkongresowych. W końcu października 1960 r. pierwszy etap prac przygotowawczych do IV Kongresu Techników Polskich został zakończony. Tezy wszystkich 14 sekcji zostały opracowane i przesłane w teren. Akcja przeniosła się do komitetów wojewódzkich oraz do fabryk i zakładów pracy. Dyskusja przedkongresowa w zakładach pracy i ośrodkach ruchu stowarzyszeniowego, organizowana wspólnie ze związkami zawodowymi, musi być przeprowadzona sprawnie i zakończona do 15.XII.1960 r.

W tym drugim etapie najistotniejsze jest, aby włączyć do dyskusji nad tezami jak najszersze rzesze inżynierów i techników, aby w wyniku szerokiej dyskusji i w oparciu o poglądy aktywnie technicznego i opinię załóg fabrycznych nastąpiło dalsze rozwinięcie tez Komitetu Organizacyjnego oraz, aby w wyniku pełnego rozwinięcia tez doprowadzić do najbardziej prawidłowych referatów, odzwierciedlających konkretne i skuteczne sposoby realizacji planów rozwoju techniki w latach 1961—65.

Wnioski kongresowe nie powinny być w żadnym przypadku powtórzeniem znanych już i ustalonych w innym trybie rozważań generalnych kierunków planu 5-letniego, powinny natomiast wskazywać drogi wyboru w ważnych, nie rozstrzygniętych jeszcze alternatywach rozwiązań techniczno-gospodarczych, przyczyniając się w ten sposób do podjęcia trafnych decyzji przez naszą administrację przemysłową.

Przed wszystkim jednak dyskusja przedkongresowa powinna doprowadzić do większego, osobistego zaangażowania inżynierów i techników do trudnych zadań planu 5-letniego, przewidujących między innymi 100% wzrost produkcji zakładów przemysłu maszynowego w stosunku do stanu obecnego, przy założonym wzroście wydajności o około 80%.

Złożyło się bardzo korzystnie, że wezwanie Głównego Komitetu Organizacyjnego IV Kongresu Techników Polskich do rozpoczęcia dyskusji nad tezami sekcji problemo-

wych w zakładach pracy i ośrodkach ruchu stowarzyszeniowego zbiegło się z 43 rocznicą Wielkiej Rewolucji Październikowej.

Zestawiony przy tej okazji bilans postępu technicznego w Związku Radzieckim jest doskonałą zachętą do akcji propagowanych przez program Kongresu i przeglądem najbardziej skutecznych środków i metod realizacji postępu technicznego.

Rewolucja Październikowa stała się przede wszystkim punktem wyjścia dla imponującego, nie spotykanego w dziejach rozwoju sił wytwórczych. Czynnikiem kumulacji poziomu technicznego w krajach kapitalistycznych — kraje socjalistyczne mogą przeciwstawić coraz efektywniejszą przewagę w liczbie szkolonych i zatrudnionych kadr technicznych.

Głównym jednak atutem we współzawodnictwie z krajami kapitalistycznymi jest szybsze tempo rozwoju gospodarczego krajów socjalistycznych. Produkcja przemysłowa w ZSRR wynosiła w 1917 r. mniej niż 3%, w 1937 r. ok. 10%, obecnie zaś udział krajów socjalistycznych przekracza jedną trzecią światowej produkcji przemysłowej i przekroczy w 1965 r. połowę tej produkcji. Związek Radziecki wyprzedza kraje kapitalistyczne nie tylko pod względem tempa wzrostu produkcji przemysłowej, ale i w zakresie systematycznego postępu technicznego, a szczególnie w produkcji doskonałych i ekonomicznych maszyn i urządzeń. Plany wprowadzania do przemysłu osiągnięć nauki i techniki opracowane na XXI Zjeździe KPZR wypełniane są z nadwyżką. Na podkreślenie zasługuje masowy udział ludzi radzieckich w pracy nad rozwojem nauki, techniki i organizacji pracy. W ubiegłym roku z własnej inicjatywy pracownicy z różnych dziedzin zgłosili ponad 5,5 mln projektów racjonalizatorskich, z których około 1 mln został natychmiast zastosowany w produkcji.

Szybki rozwój przemysłu radzieckiego opiera się na nieustannym wdrażaniu postępu technicznego. W ciągu pierwszych 18 miesięcy bieżącej siedmioletki wykonano w ZSRR ponad 2300 ważniejszych modeli maszyn i aparatury. W tymże czasie zastosowano w produkcji ponad 2000 potokowych linii automatycznych i półautomatycznych.

Automatyzacja produkcji, dająca możliwość szybkiego zwiększenia wydajności pracy i równoczesne skracanie dnia roboczego dają w efekcie pełne zatrudnienie przy stałym wzroście stopy życiowej ludzi radzieckich.

Zadziwiające osiągnięcia radzieckie w dziedzinie astronautyki były nie do pomyślenia bez najwyższego poziomu nauki i techniki. Potwierdzają to, między innymi, ogólnie znane sukcesy techniki radzieckiej w budowie samolotów odrzutowych, atomistyce i energii jądrowej.

Zachęceniu sukcesami Związku Radzieckiego w tej dziedzinie, inżynierowie i technicy polscy powinni dokładnie zaznajomić się w okresie dyskusji przedkongresowych ze stosowanymi tam metodami organizacyjnymi i produkcyjnymi i racjonalnie wykorzystać je na naszym terenie. Gwarancją słuszności tej metody jest powszechne przeświadczenie, że bez dotychczasowej bratniej pomocy Związku Radzieckiego, jego nauki, techniki, jego wybitnych uczonych i techników, nie oбудowalibyśmy tak szybko kraju i nie osiągnęlibyśmy współczesnego poziomu budownictwa socjalistycznego w Polsce Ludowej.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP, jako jedyny przedstawiciel lotniczej kadry inżynieryjno-technicznej w Polsce, zgodnie z apelem Zarządu Głównego NOT, zwraca się do wszystkich inżynierów i techników, zainteresowanych lotnictwem, aby włączyli się jak najaktywniej do dyskusji nad tezami sekcji kongresowych, jako do ognia akcji wprowadzania postępu technicznego do polskiego lotnictwa.

Mgr inż. JUSTYN SANDAUER
Instytut Lotnictwa

Obciążenie usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania, cz. II

W zeszycie poprzednim podaliśmy teoretyczne podstawy obliczania obciążenia usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania. Obecnie podajemy przykład liczbowy przeliczony dla trzech rodzajów brutalnego sterowania oraz metody pomiarów w locie dla określenia rzeczywistych przebiegów wychyleń steru.

Przykład liczbowy

W celu uzyskania danych liczbowych, charakteryzujących opisane trzy rodzaje brutalnego sterowania, przeliczono przebiegi $\Delta n(t)$ i $\Delta PH(t)$ dla wysokowyczynowego jednoosobowego szybowca Zefir przy dwóch skrajnych położeniach środka ciężkości — przednim $(x_{s.c.})_p = 26,2^0/0 l_a$ i tylnym $(x_{s.c.})_t = 36,4^0/0 l_a$.

Dane techniczne:

$$Q = 375 \text{ kG} \quad S = 14 \text{ m}^2 \quad l_a = 0,87 \text{ m} \quad i_y^2 = 1,92 \text{ m}^2$$

$$L_H = 4,1 \text{ m} \quad S_H = 1,5 \text{ m}^2 \quad \frac{dc_z}{d\alpha} = 5,35 \quad \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0,14$$

$$\frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} = 3,5 \quad \frac{dc_{zH}}{d\delta} = 2,44 \quad \Delta n_{\text{dop}} = 4,5$$

	s.c. przedni	s.c. tylny
$\frac{dc_m}{dc_z}$	-0,23	-0,12
$\frac{dc_{m \text{ skrz}}}{d\alpha}$	0,3	0,8

Obliczenia zostały wykonane dla prędkości maksymalnej

$$V = 220 \text{ km/h} = 61 \text{ m/sek} \quad q = 233 \text{ kG/m}^2$$

Współczynniki równania [10]:

$$K_1 = 9,15 \\ K_{zp} = 85 \\ K_z = -47,5$$

$$K_{zt} = 65$$

Przyrost współczynnika obciążenia: $\Delta n = 46,6 \Delta \alpha$.

Przyrost siły na usterzeniu wysokości: $\Delta PH = 1224(1,36 \Delta \alpha + 0,077 \alpha' + 0,7 \Delta \delta)$.

Nagle wychylenie steru

$$\left(K_z - \frac{K_1^2}{4} \right)_p = 64 \quad \left(K_z - \frac{K_1^2}{4} \right)_t = 44$$

Jak widać dla obu położeniach środka ciężkości otrzymuje się ruch periodyczny:

$$\beta = -4,6 \quad v_p = 8 \quad v_t = 6,7$$

$$(\xi_o)_p = 1,16 \quad (\xi_o)_t = 1,11$$

Dla jednostkowego wychylenia steru ($\Delta \delta = 1$):

$$(\Delta \alpha)_p = -0,56 [1 - 1,15e^{-4,6t} \sin(8,0t + 1,05)]$$

$$(\Delta \alpha)_t = -0,73 [1 - 1,2e^{-4,6t} \sin(6,7t + 0,98)]$$

Wychylenie steru powodujące przyrost współczynnika obciążenia $\Delta n_{\text{dop}} = 4,5$

$$(\Delta \delta)_p = -0,148$$

$$(\Delta \delta)_t = -0,119$$

Wówczas:

$$(\Delta \alpha)_p = 0,083 [1 - 1,15e^{-4,6t} \sin(8,0t + 1,05)]$$

$$(\Delta \alpha)_t = 0,087 [1 - 1,2e^{-4,6t} \sin(6,7t + 0,98)]$$

$$(\Delta n)_p = 3,87 [1 - 1,15e^{-4,6t} \sin(8,0t + 1,05)]$$

$$(\Delta n)_t = 4,05 [1 - 1,2e^{-4,6t} \sin(6,7t + 0,98)]$$

Obciążenie usterzenia wysokości:

$$(\Delta PH)_p = 13 - e^{-4,6t} [119 \sin(8,0t + 1,05) + 71 \cos(8,0t + 1,05)]$$

$$(\Delta PH)_t = 43 - e^{-4,6t} [129 \sin(6,7t + 0,98) + 66 \cos(6,7t + 0,98)]$$

Powrót steru do położenia wyjściowego po czasie t_1 odpowiadającym ustalonym wyrwaniam:

$$(\Delta n)_p = 4,45e^{-4,6(t-t_1)} \sin[8,0(t-t_1) + 1,05]$$

$$(\Delta n)_t = 4,86e^{-4,6(t-t_1)} \sin[6,7(t-t_1) + 0,98]$$

$$(\Delta PH)_p = e^{-4,6(t-t_1)} \{119 \sin[8,0(t-t_1) + 1,05] + 71 \cos[8,0(t-t_1) + 1,05]\}$$

$$(\Delta PH)_t = e^{-4,6(t-t_1)} \{129 \sin[6,7(t-t_1) + 0,98] + 66 \cos[6,7(t-t_1) + 0,98]\}$$

Liniowy przyrost kąta wychylenia steru w czasie $t = 0,2$ sek

Z wykresu 4b:

$$(\xi_o)_p = 1,13$$

$$(\xi_o)_t = 1,1$$

a więc:

$$(\Delta \delta)_p = -0,152$$

$$(\Delta \delta)_t = -0,120$$

Szczegółowe obliczenia wykonano dla przedniego położenia środka ciężkości:

dla $t \leq 0,2$

$$\Delta \alpha = 0,0855 \left\{ \frac{t}{0,2} - 0,54 + 0,62e^{-4,6t} [\sin(8,0t + 1,05) - \sin 8,0t] \right\}$$

$$\Delta n = 4,0 \left\{ \frac{t}{0,2} - 0,54 + 0,62e^{-4,6t} [\sin(8,0t + 1,05) - \sin 8,0t] \right\}$$

$$\Delta PH = -37 + 64t + e^{-4,6t} \{65 [\sin(8,0t + 1,05) - \sin 8,0t] + 39 [\cos(8,0t + 1,05) - \cos 8,0t]\};$$

dla $t > 0,2$

$$\Delta \alpha = 0,0855 + e^{-4,6(t-0,2)} [-0,057 \cos 8,0(t-0,2) + 0,0078 \sin 8,0(t-0,2)]$$

$$\Delta n = 4,0 + e^{-4,6(t-0,2)} [-2,66 \cos 8,0(t-0,2) + 0,36 \sin 8,0(t-0,2)]$$

$$\Delta PH = 13 + e^{-4,6(t-0,2)} [52 \sin 8,0(t-0,2) - 65 \cos 8,0(t-0,2)]$$

Powrót steru w czasie $\Delta t = 0,2$ sek do położenia wyjściowego po czasie t_1 odpowiadającym ustalonym wyrwaniam:

$$t \leq t_1 + 0,2$$

$$\Delta n = 6,16 - 20(t - t_1) - 2,48e^{-4,6(t-t_1)} \{ \sin [8,0(t - t_1) + 1,05] - \sin 8,0(t - t_1) \}$$

$$\Delta P_H = 50 - 64(t - t_1) - e^{-4,6(t-t_1)} \{ 65 \sin [8,0(t - t_1) + 1,05] - 65 \sin 8,0(t - t_1) + 39 \cos [8,0(t - t_1) + 1,05] - 39 \cos 8,0(t - t_1) \}$$

$$t > t_1 + 0,2$$

$$\Delta n = e^{-4,6(t-t_1-0,2)} [2,66 \cos 8,0(t - t_1 - 0,2) - 0,36 \sin 8,0(t - t_1 - 0,2)]$$

$$\Delta P_H = e^{-4,6(t-t_1-0,2)} [65 \cos 8,0(t - t_1 - 0,2) - 52 \sin 8,0(t - t_1 - 0,2)]$$

Sinusoidalne wychylenie steru

Ponieważ wielkości $(\omega_n)_p = 9,2$ i $(\omega_n)_t = 8,0$ nie różnią się zbyt, obliczenia szczegółowe wykonano dla przedniego położenia śr. ciężkości.

Jak wynika z rozważań w cz. I artykułu wielkość obciążenia usterzenia wysokości jest zależna od prędkości wychylania określonej wielkością ω .

Przyjmując przez analogię do liniowego wychylenia $\frac{T}{4} = 0,2$ sek, otrzymuje się: $\omega = 7,8$,

$$\frac{\omega}{\omega_n} = 0,85.$$

Pomimo że tak obliczona wielkość wydaje się wystarczająco duża, do dalszych obliczeń przyjmuje się naprzód

$$\omega = 9,2, \frac{\omega}{\omega_n} = 1.$$

Z wykresu dla $\frac{\omega}{\omega_n} = 1$ i $\frac{K_1}{\omega_n} = 1,0$ otrzymuje się: $M = 1$,

$$\varphi = \frac{\pi}{2}.$$

Dla jednostkowego wychylenia steru ($\Delta \delta = 1$):

$$\Delta a = -0,56 \left[\sin \left(9,2t - \frac{\pi}{2} \right) + Ae^{-4,6t} \sin (8,0t + \varphi') \right]$$

$$\Delta n = -26,1 \left[\sin \left(9,2t - \frac{\pi}{2} \right) + Ae^{-4,6t} \sin (8,0t + \varphi') \right]$$

Z warunków brzegowych $\Delta a(0) = 0$ i $a'(0) = 0$ znajduje się: $\varphi' = 1,05$, $A = 1,15$.

Maksimum kąta Δa przypada dla $t \approx \frac{T}{2} = 0,34$ sek. Wówczas pierwsze wyrażenie w nawiasie kwadratowym przyiera wielkość maksymalną, to jest 1, a drugie $-0,14$, czyli:

$$\Delta n_{max} (\Delta \delta = 1) \approx -26,1 \cdot 0,86 = -22,5$$

Dla uzyskania przyrostu współczynnika obciążenia $\Delta n_{max} = 4,5$ potrzebne wychylenie steru wynosi $\Delta \delta_{max} = -0,20$ wówczas:

$$t \leq 0,34$$

$$\Delta n = 5,2 \left[\sin \left(9,2t - \frac{\pi}{2} \right) + 1,15e^{-4,6t} \sin (8,0t + 1,05) \right]$$

$$t > 0,34$$

$$\Delta n = e^{-4,6(t-0,34)} [2,0 \sin 8,0(t - 0,34) + 4,5 \cos 8,0(t - 0,34)]$$

Obciążenie usterzenia wysokości:

dla $t \leq 0,34$

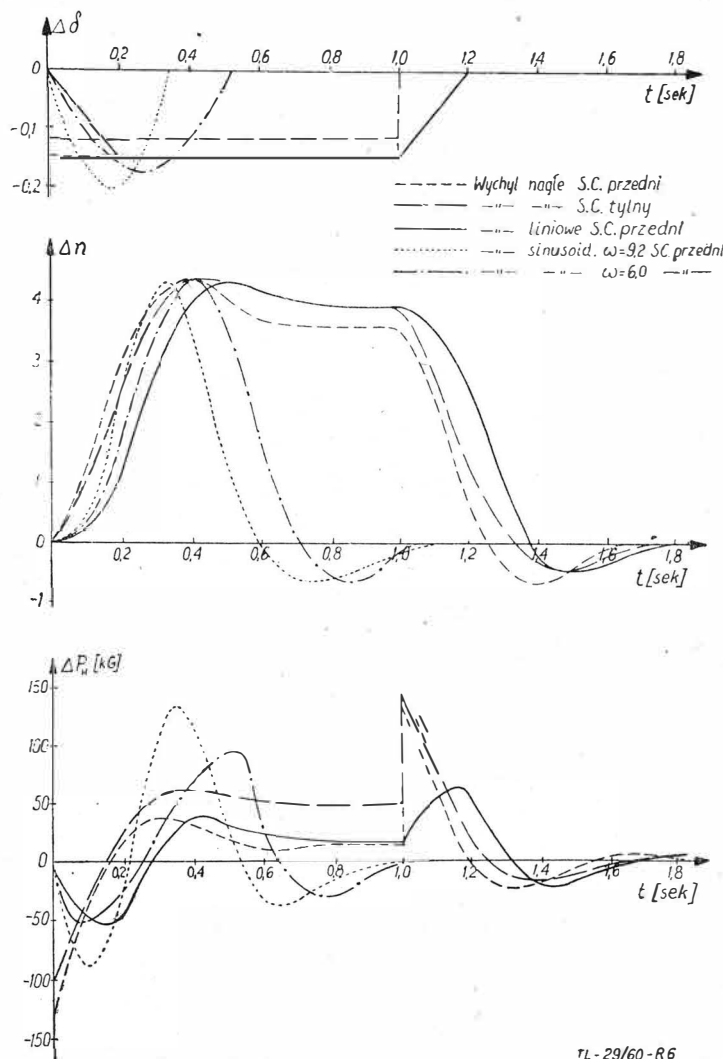
$$\Delta P_H = -74 \sin 9,2t - 187 \cos 9,2t + e^{-4,6t} [160 \sin (8,0t + 1,05) + 97 \cos (8,0t + 1,05)];$$

dla $t > 0,34$

$$\Delta P_H = e^{-4,6(t-0,34)} [-19 \sin 8,0(t-0,34) + 152 \cos 8,0(t-0,34)]$$

Dla porównania przedstawiono na rys. 6 wykres $\Delta n(t)$ i

$\Delta P_H(t)$ dla: $\omega = 6,0, = 0,65$.



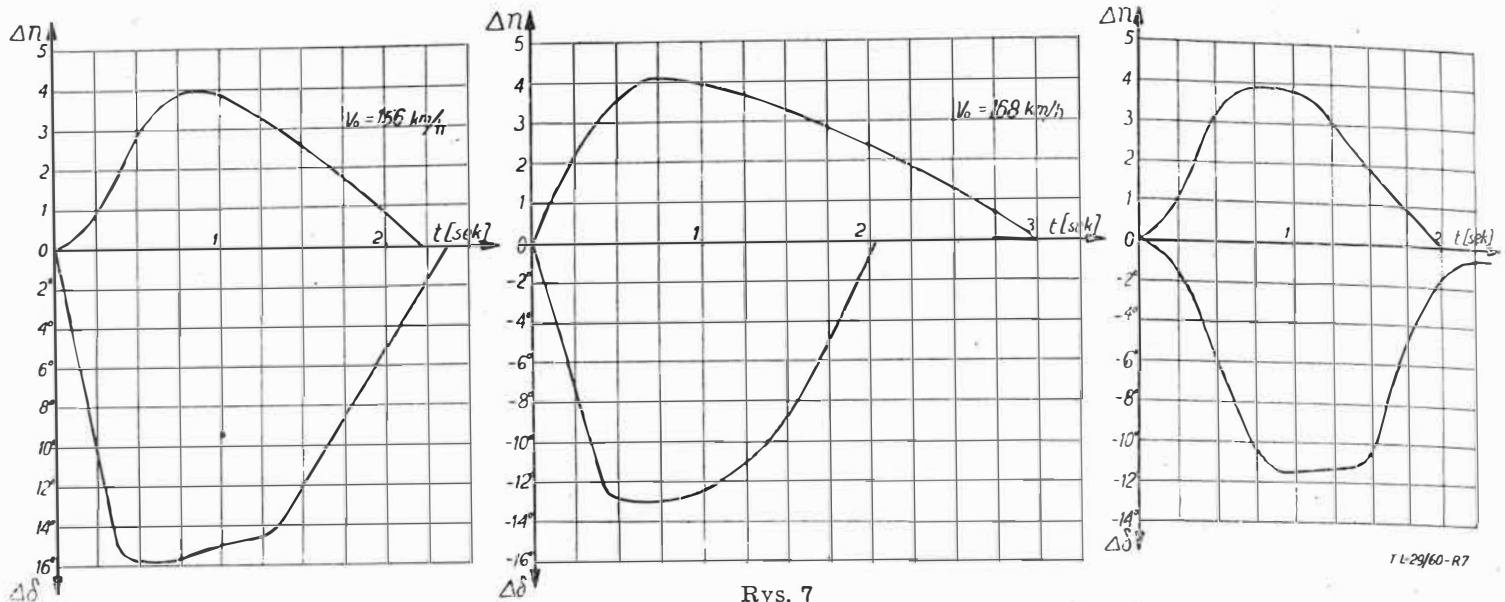
TL-29/60-R6

Rys. 6

Pomiary w locie

W celu określenia rzeczywistych przebiegów wychyleń steru wysokości podczas brutalnego sterowania przeprowadzono pomiary w locie na dwumiejscowym szybowcu wyuczynowym „Bocian”. W szybowcu zamontowano na osi steru wysokości rejestrator wychyleń, a w okolicy środka ciężkości szybowca przyspieszeniometer piszący oraz giroskopowy rejestrator prędkości kątowej pochylania. Na tablicy pilota zamontowano elektryczny zegar czasowy, synchronizujący zapisy przyrządów rejestrujących oraz przyspieszeniometer informujący pilota o wielkości obciążenia.

Program prób przewidywał realizowanie za pomocą brutalnego sterowania przyspieszeń normalnych w locie prostym, nie przekraczających wielkości dopuszczalnych w zakresie prędkości powyżej 2V min., to znaczy powyżej 120 km/h. Pilot wykonywał zadanie wychylając drążek sterowy jak najszybszym (niestopniowanym) ruchem jednej ręki.



Rys. 7

Typowe wykresy wychyleń $\Delta\delta(t)$ i odpowiadające im przebiegi $\Delta n(t)$ są pokazane na rys. 7. Zwraca uwagę fakt, że we wszystkich pomiarach duża część wychyleń realizowanego przez pilota ma przebieg zbliżony do liniowego; w końcowej fazie prędkości wychyleń nie jest stała i szybko maleje, co jest spowodowane obawą przed przekroczeniem dopuszczalnego obciążenia szybowca. Wychylenie rzeczywiste może więc być aproksymowane albo liniowo, albo sinusoidalnie.

Jak wynika z pomiarów, prędkość wychylania steru $\frac{\Delta\delta}{\Delta t}$ maleje ze wzrostem prędkości lotu, ale ponieważ maleje również kąt wychylania, czas Δt ulega w poszczególnych pomiarach tylko niewielkim zmianom. Dla szybowca „Bocian” można by przyjąć, że minimalna wielkość Δt wynosi około 0,3 sek.

Należy podkreślić, że przeprowadzone pomiary mają charakter wstępny i dotyczą na razie tylko jednego szybowca o stosunkowo dużym gradiencie siły na sterownicy względem przyspieszenia. Poza tym zadanie dotyczyło tylko wariantu brutalnego sterowania — „unchecked manoeuvre” (rys. 2b). W następnej kolejności zostanie zbadany na szybowcu „Bocian” wariant drugi — „checked manoeuvre” (rys. 2c), a następnie zostaną wykonane analogiczne pomiary na kilku innych szybowcach.

Wnioski

Obliczenie obciążeń usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania w zakresie dopuszczalnych obciążeń skrzydła jest uzależnione od przyjętego przebiegu wychyleń steru w czasie. Parametrem odgrywającym pierwszorzędą rolę jest średnia prędkość wychylania steru. Ponieważ prędkość ta nie może być nieskończenie duża, obciążenie usterzenia jest w rzeczywistości zawsze mniejsze od obciążenia odpowiadającego nagłemu wychyleniu ($\Delta t = 0$).

Różne przebiegi wychyleń steru podczas brutalnego sterowania można dla celów obliczeniowych aproksymować przebiegiem liniowym i sinusoidalnym. Powyższe twierdzenie zostało poparte wynikami pomiarów w locie. Jakkolwiek dotychczasowe skąpe pomiary nie pozwalają określić ani minimalnego czasu Δt wychyleń liniowych, ani maksymalnej prędkości ω wychyleń sinusoidalnych, jednak porównanie wielkości obciążeń usterzenia wysokości dla obu przypadków oraz dla przypadku $\Delta t = 0$, wykazuje, że przyjęcie wychyleń liniowych o odpowiednio krótkim czasie Δt powinno najprawdopodobniej całkowicie pokryć przypadek wychyleń sinusoidalnych. Powyższe dotyczy zarówno maksimum ujemnego, jak i dodatniego.

Wydaje się, że przyjęcie do obliczeń wychyleń nagłego ($\Delta t = 0$), aczkolwiek w pewnych szczególnych przypadkach mogłoby być usprawiedliwione, prowadzi do przewymiarowania konstrukcji.

Wobec powyższego, zagadnienie obliczenia wymiarującego obciążenia usterzenia wysokości podczas brutalnego sterowania sprowadza się do określenia minimalnej wielkości

Δt lub maksymalnej wielkości $\frac{\Delta\delta}{\Delta t}$. Należy przy tym zwrócić uwagę na fakt, że dla różnych typów szybowców wielkości te mogą być różne, co powinno ewentualnie znaleźć swoje odbicie w przepisach budowy szybowców. Pomimo że dla określenia maksymalnej prędkości wychylania steru niezbędne będą dalsze pomiary w locie, można przypuszczać, że wielkości Δt będą rzędu 0,1÷0,2 sek. Przyjęcie sta-

łej wielkości Δt , a nie $\frac{\Delta\delta}{\Delta t}$, jest uzasadnione faktem, że duże wielkości $\Delta\delta$ odpowiadają małej prędkości lotu, a wówczas prędkość wychylania steru jest duża, podczas gdy przy dużych prędkościach lotu $\frac{\Delta\delta}{\Delta t}$ jest odpowiednio mniejsze.

W obu więc przypadkach wielkości $\frac{\Delta\delta}{\Delta t}$ są różne, ale wielkości Δt są do siebie zbliżone. Powyższe rozważanie dotyczy również gwałtownego powrotu steru do neutralu, którego czas może być więc dla uproszczenia obliczeń przyjmowany jako równy czasowi wychylania.

Przyjmując do obliczeń obciążeń usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania schemat wychyleń jak na rys. 2b, zakładając minimalny czas Δt , oraz obliczając $\Delta\delta$ z warunku nieprzekroczenia Δn_{dob} , otrzymuje się 2 maksima siły aerodynamicznej — dodatnie i ujemne. Następny krok, to obliczenie sił masowych, ponieważ w okolicy obu maksimów sił aerodynamicznych występują przyspieszenia liniowe $n \cdot g$ i kątowe $\dot{\vartheta}''$. Wyznaczenie przyspieszeń liniowych zostało w poprzednich rozdziałach szczegółowo omówione i nie wymaga objaśnień; do wyznaczenia przyspieszeń kątowych wykorzystujemy zależność [9]:

$$\dot{\vartheta}'' = a'' + \frac{dc_z}{da} a' \cdot q \frac{S}{mV}$$

Jak już uprzednio zostało powiedziane, dalsze prace winny pójść przede wszystkim w kierunku doświadczalnego ustalenia dla różnych kategorii szybowców minimalnych czasów wychyleń steru Δt , przy czym wielkości Δt winny pokrywać przypadek wychyleń sinusoidalnych. Wyniki badań pozwolą na sprecyzowanie odpowiedniego warunku w przepisach budowy szybowców. Ze wszech miar celowe wydaje się również podobne potraktowanie przypadków brutalnego sterowania sterem kierunku i lotkami.

LITERATURA

- H. A. Pearson — Derivation of charts for determining the horizontal tail load variation with any elevator motion, NACA Rep. No. 759.
- H. A. Pearson, W. A. Mc Gowan, J. J. Donegan — Horizontal tail loads in manoeuvring flight, NACA Rep. No. 1007.
- W. Just — Determination des charges aerodynamiques agissant sur l'empennage horizontal pour les calculs de resistance des materiaux, Techn. et Science Aeronautiques, No. 4/1952.
- P. F. Richards — The estimation of tail loading due to elevator induced pitching manoeuvres. Aircraft Engineering, No 371 372, 373.
- B. Etkin — Dynamics of flight, John Wiley and Sons, Inc. 1959.

Praca dyfuzorów wlotowych w zmiennych warunkach, cz. II

W pierwszej części artykułu, zamieszczonej w zeszycie 5/60, wyprowadzono funkcje pomocnicze dla badania przepływu przez dyfuzor oraz przeanalizowano przypadki przepływu bez ciała centralnego oraz ze stożkowym ciałem centralnym. W niniejszym zeszycie omówiono przypadki niestatecznej pracy dyfuzorów oraz charakterystyki dyfuzora jako elementu silnika przepływowego.

3. NIESTATECZNA PRACA DYFUZORÓW W STRUMIENIU NADDŹWIĘKOWYM

Badania nad statecznością pracy dyfuzorów wykazały dwa zasadnicze rodzaje drgań: drgania o wysokiej częstotliwości i małej amplitudzie oraz drgania o stosunkowo niskiej częstotliwości i znacznej amplitudzie [lit. 1, 4, 7, 10, 11, 12, 13]. Pierwszy rodzaj drgań nie powoduje istotnych zakłóceń w pracy silnika, drugi natomiast — określony mianem „buzz” — jest bardzo groźny, powoduje bowiem okresowe zmiany ciągu silnika oraz może wywołać wyłączenie komory spalania. Zakresy występowania wymienionych postaci drgań zostaną podane niżej na przykładzie wyników badań, przeprowadzonych nad dyfuzorami ze stożkowym ciałem centralnym, umieszczonym w naddźwiękowym ustalonym strumieniu powietrza [lit. 1]. Efekt zmniejszenia warunków pracy uzyskiwano przez dławienie dyfuzora na wylocie.

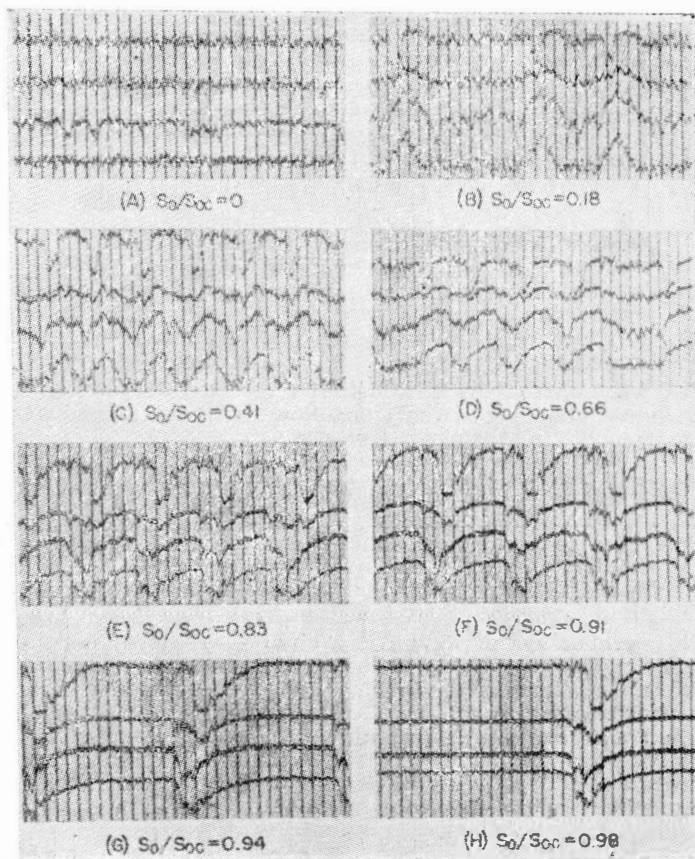
Przy całkowicie zdławionym przepływie mają miejsce drgania o niskiej amplitudzie i częstotliwości rzędu 600 Hz. Przy stopniowym oddławianiu i wzroście wydatku powietrza przez dyfuzor występuje nadal wymieniony rodzaj drgań, ale niezależnie od nich pojawia się nowa postać drgań o wyższej amplitudzie i znacznie większym okresie. Przy dalszym oddławianiu dyfuzora drgania te stają się bardziej wyraźne i przyjmują charakter zjawiska okresowego, przy czym okres ich rośnie. Drgania wysokiej częstotliwości okresowo zostają stłumione; występują one w sposób okresowy grupami, przy czym częstotliwość ich nieco rośnie. Przy wydatku równym ok. 41% wydatku krytycznego okres drgań niskiej częstotliwości jest rzędu 0,04 sek, zaś częstotliwość drgań o małej amplitudzie wzrosła do ok. 700 Hz. Przy wydatku powyżej 66% wydatku krytycznego drgania niskiej częstotliwości przybierają postać charakterystyczną dla typowych zjawisk okresowych (por. lit. 13). Niestateczna praca dyfuzora — „buzz” — trwa przy dalszym oddławianiu i wzroście wydatku do wartości odpowiadającej krytycznym warunkom pracy dyfuzora. Wpływ wydatku na częstotliwość i intensywność „buzzu” zostanie omówiony później. Oscylogramy ciśnienia otrzymane przez Daileya w pełnym zakresie podkrytycznych warunków pracy przedstawiono na rys. 12. Cztery wykresy ciśnienia na każdym oscylogramie odpowiadają kolejno ciśnieniom mierzonym w przekrojach zaznaczonych na szkicu urządzenia do badania dyfuzorów, stosowanym przez Daileya i przedstawionym na rys. 13. W nadkrytycznych warunkach pracy „buzz” znika i istnieją tylko drgania wysokiej częstotliwości, przy czym wartość częstotliwości jest mniejsza niż w przypadku bardzo niskich wydatków [lit. 4].

Analiza drgań wysokiej częstotliwości

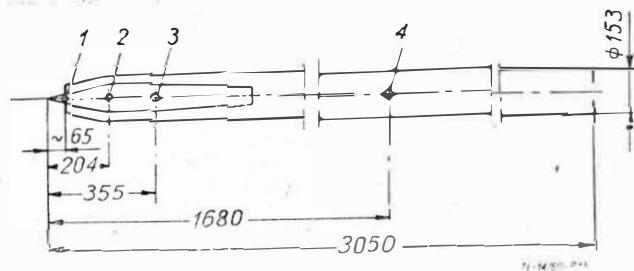
Drgania te mają miejsce w całym zakresie pracy dyfuzora ze stożkowym ciałem centralnym, przy czym ich częstotliwość w zależności od warunków pracy waha się w granicach 400÷900 Hz [lit. 1,4]; zaobserwowano również drgania o częstotliwości 1400 Hz, nakładające się na drgania niskiej częstotliwości ok. 120÷160 Hz (przy wydatku równym 0,72 wydatku krytycznego) [lit. 13]. W warunkach niestatecznej nadkrytycznych (przy maksymalnych wydatkach powietrza przez dyfuzor) częstotliwość omawianych drgań jest rzędu niższej granicy podanego przedziału, amplituda zaś zależy od położenia przekroju, w którym mierzone jest ciśnienie. Największe wartości amplitudy mają miejsce w przekroju tuż za krawędzią osłony zewnętrznej; w kierunku przepływu amplituda maleje. Natomiast przepływ w przedniej części dyfuzora w okolicy wierzchołka stożka wewnętrzznego przed krawędzią osłony wewnętrznej jest stateczny. W przypadku wysokonadkrytycznej pracy dyfuzora przepływ w przedniej części dyfu-

zora jest stateczny, oscylacje ciśnienia dają się zauważyć dopiero w przestrzeni rury za ciałem centralnym. Amplituda i częstotliwość tych drgań są tego samego rzędu, jak w przypadku drgań w warunkach nieznacznie nadkrytycznych.

W warunkach podkrytycznych pracy dyfuzora drgania te zachodzą w całym obszarze przepływu przez dyfuzor; ich charakter i postać została opisana powyżej.



Rys. 12. Oscylogramy ciśnienia w czterech punktach dyfuzora, zaznaczonych na rys. 10, otrzymane przez Daileya w zakresie podkrytycznych warunków pracy dyfuzora



Rys. 13. Szkic dyfuzora badanego przez Daileya z zaznaczonymi punktami pomiarowymi ciśnienia

Przyczyna i mechanizm powstawania tych drgań nie została dotychczas jednoznacznie w ścisły sposób wyjaśniona. W celu zbadania wpływu objętości rury; będącej przedłużeniem osłony dyfuzora (w przypadku silników strumieniowych — komory spalania), na omawiane drgania Dailey przeprowadził badania dyfuzorów ze stożkowym ciałem centralnym i z wydłużoną cylindryczną osłoną zewnętrzną.

ną (długość rury była zmieniana w zakresie $l/D=18 \div 26$) w ustalonym strumieniu powietrza. W wyniku tych badań stwierdzono wpływ wartości l/D na częstotliwość omawianego rodzaju drgań, zwłaszcza w przypadku całkowitego zdlawienia dyfuzora. Częstotliwość tych drgań posiada wartość w zakresie $400 \div 800$ Hz i jest kilkakrotnie wyższa od częstotliwości drgań podstawowych słupa powietrza wypełniającego puszczalkę o obu końcach zamkniętych, za którą w przybliżeniu przyjętą można rurę, będącą przedłużeniem osłony dyfuzora. W przypadku dyfuzorów z krótką rurą ($l/D \approx 16$), który to przypadek jest najbliższy dyfuzorowi silnika strumieniowego w zakresie zbadanych l/D częstotliwość badanych drgań była $8 \div 9$ razy większa od częstotliwości drgań podstawowych puszczalki. Ponieważ częstotliwość drgań własnych słupa powietrza wewnątrz dyfuzora jest kilkakrotnie wyższa niż częstość drgań podstawowych, jak również z uwagi na fakt, że dyfuzor badany był przy stałej liczbie Macha strumienia napływającego powietrza ($Ma_0 = 2$) oraz stałej liczbie Reynoldsa, odniesionej do średnicy osłony ($Re \approx 0,73 \cdot 10^6$), wysunąć można hipotezę, wg której przyczyną badanych drgań są zawrota powietrza wywołane przez krawędź osłony zewnętrznej na wlocie do dyfuzora [lit. 1].

Należy zwrócić uwagę na fakt, że obecność drgań wysokiej częstotliwości ma miejsce i w przypadku dyfuzorów bez stożkowego ciała centralnego w przypadku niskich w stosunku do krytycznego wydatków powietrza przepływającego przez dyfuzor [lit. 1, 13, 14]. Fakt ten również sugeruje słuszność wyżej wspomnianej hipotezy.

Analiza drgań niskiej częstotliwości — „buzzu”

Drgania te zostały po raz pierwszy wykryte i opisane przez Oswatitcha w r. 1944 przy badaniu osiowosymetrycznych dyfuzorów naddźwiękowych ze stożkowym ciałem centralnym [lit. 7].

Jak wspomniano drgania niskiej częstotliwości występują w zakresie podkrytycznych warunków pracy dyfuzora, zwłaszcza w pobliżu warunków krytycznych.

Opis zjawiska

Przebieg jednego cyklu „buzzu”, w przypadku dyfuzora ze stożkowym ciałem centralnym oraz dyfuzora bez ciała centralnego o polu przekroju wzrastającym w kierunku przepływu, przedstawić można jak następuje:

Za początek cyklu przyjmijmy chwilę, w której normalna fala uderzeniowa na wlocie zaczyna przesuwając się w kierunku odwrotnym do kierunku przepływu. Ruch ten odbywa się ze stosunkowo dużą prędkością. Na skutek przesunięcia się fali uderzeniowej „w górę” przepływu, wydatek powietrza przez dyfuzor spada, w związku z czym pojawiają się drgania wysokiej częstotliwości, charakterystyczne dla małych wydatków. Faza ta charakteryzuje się spadkiem średniej wartości ciśnienia w dyfuzorze. Po osiągnięciu najdalej wysuniętego „w górę” przepływu położenia, fala uderzeniowa zaczyna przesuwając się z powrotem w kierunku przepływu, drgania wysokiej częstotliwości zanikają, a ciśnienie wewnątrz dyfuzora rośnie. W okresie tym przepływ ma charakter quasi-ustalonego przepływu podkrytycznego. Normalna fala uderzeniowa, poruszająca się ze znacznie mniejszą prędkością niż w przypadku ruchu „w górę” przepływu, przybiera postać charakterystyczną dla warunków nadkrytycznych pracy dyfuzora. W okresie od chwili spadku średniej wartości ciśnienia w dyfuzorze do chwili, gdy zaczyna ona wzrastać, tzn. w czasie występowania drgań wysokiej częstotliwości wydatek powietrza wypływającego z dyfuzora jest mniejszy, niż wydatek odpowiadający przepływowi ustalonemu w równowadze. Faktem tym należy tłumaczyć przyrost masy powietrza wypełniającej dyfuzor oraz wzrost średniego ciśnienia w dyfuzorze w okresie przesuwania się układu fal „do tyłu”.

Przyrost ciśnienia w dyfuzorze w czasie tzw. okresu „napełniania” powoduje z kolei przyrost prędkości wypływu powietrza w przekroju wylotowym, co jest równoznaczne z zakłóceniem równowagi wydatku wpływającego i wypływającego na korzyść tego ostatniego. Nagły ruch normalnej fali uderzeniowej „w górę” przepływu, w wyniku którego następuje spadek wydatku powietrza wpływającego do dyfuzora i nowe zakłócenie równowagi o charakterze przeciwnym niż w okresie „napełniania” oraz nagły spadek śred-

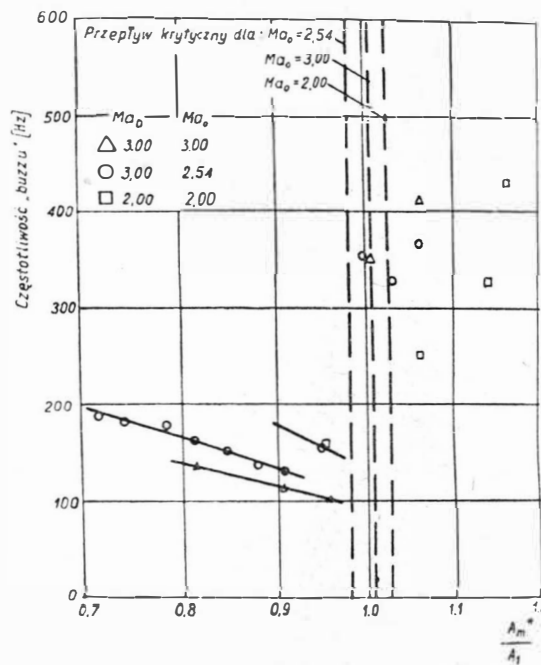
niej wartości ciśnienia w dyfuzorze rozpoczynają nowy kolejny cykl „buzzu”.

Opisany wyżej niestabilny przepływ składa się z cykli relaksacyjnych, zachodzących okresowo, między którymi pojawia się ustalony przepływ podkrytyczny.

Z badań przeprowadzonych przez Daileya i Trimpiego wynika wniosek, że przejście od quasi-ustalonego przepływu podkrytycznego na wlocie do dyfuzora — do niestabilnego, o wysokiej częstotliwości oscylacji, nie może być wywołane zaburzeniami w przestrzeni rury (komory), w „dole” przepływu, bowiem czas potrzebny do przeniesienia się zaburzeń z przestrzeni rury do przekroju wlotowego dyfuzora jest znacznie większy, niż czas, w którym zachodzi nagły spadek ciśnienia, charakterystyczny dla przejścia od warunków quasi-ustalonych do niestabilnych.

Częstotliwość i intensywność „buzzu”

Częstotliwość „buzzu” leży na ogół w zakresie $100 \div 200$ Hz i przy $Ma_0 = \text{const}$ zależy głównie od stosunku pola przekroju dławienia na wylocie z dyfuzora do pola przekroju wlotowego. Zależność tę przedstawiono w postaci wykresu na rys. 14, na którym można zaobserwować spadek częstotliwości z oddławianiem dyfuzora, co jest równoznaczne ze zbliżaniem się do warunków krytycznych. Charakterystycznym faktem jest wzrost częstotliwości drgań po przekroczeniu punktu krytycznego, w zakresie nadkry-



Rys. 14. Częstotliwość „buzzu” w funkcji stopnia zdlawienia dyfuzora na wylocie. Ma_D — liczba Macha, na którą zaprojektowano dyfuzor, Ma_0 — liczba Macha, przy której przeprowadzono próby

tycznych warunków pracy dyfuzora, do $200 \div 400$ Hz, przy czym częstotliwość tych drgań rośnie w miarę zwiększania stopnia zdlawienia.

Mianem intensywności drgań określono stosunek amplitudy drgań od średniej wartości ciśnienia. Na rys. 15 przedstawiono intensywność „buzzu” w funkcji stosunku pola przekroju dławienia na wylocie z dyfuzora do pola przekroju wlotowego. Jak widać na wykresie, intensywność „buzzu” maleje szybko ze wzrostem stopnia dławienia w pobliżu punktu krytycznego, zarówno w zakresie warunków podkrytycznych, jak i nadkrytycznych.

Przyczyny i przegląd teorii zjawiska niestatecznej pracy dyfuzora

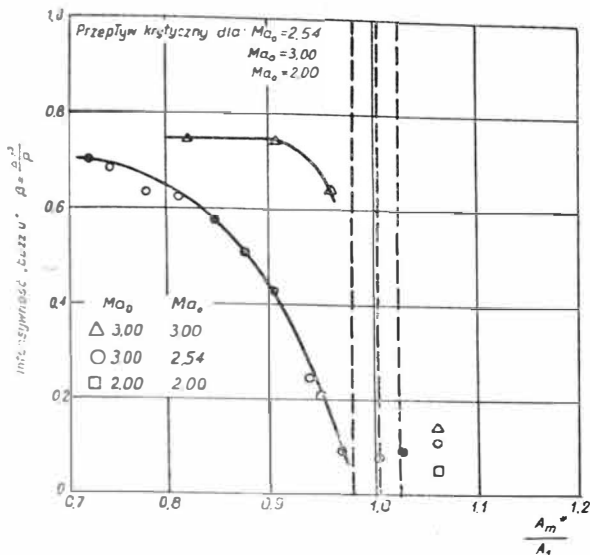
Istnieje szereg teorii niestatecznego przepływu przez dyfuzor oraz poglądów na przyczyny tego zjawiska. Poniżej zostanie dokonany ich krótki przegląd.

A. Ferri i M. Nucci [lit. 2] podają, że „buzzu” rozpoczyna się z chwilą, gdy powierzchnia poślizgu, wychodząca z punktu przecięcia się skośnej i normalnej fali uderzeniowej, wchodzi do wnętrza osłony zewnętrznej dyfuzora. Fakt ten ma miejsce w przypadku przepływu podkrytycznego, tj. przy $\varphi_0 < 1$, gdy normalna fala uderzeniowa znajduje się przed przekrojem wlotowym. Istnienie obszarów o różnych

prędkościach i entropiach po obu stronach powierzchni poślizgu oraz zawirowań, wynikających ze zmienności natężenia fali uderzeniowej, powoduje zdławienie dyfuzora na wlocie. Fakt ten uważany jest za przyczynę „buzzu”.

C. Dailey [lit. 1] za przyczynę powstania „buzzu” uważa zdławienie dyfuzora w przekroju wlotowym, spowodowane oderwaniem strumienia, wskutek oddziaływania warstwy przyściennej na powierzchni stożka wewnętrznego. Mechanizm powstania „buzzu” przedstawia Dailey następująco:

Rzeczywisty układ fal na wlocie do dyfuzora różni się od optymalnego wyidealizowanego układu; w miejsce fali normalnej pojawia się układ fal: silnej fali normalnej i słabej skośnej, tworzących konfigurację Macha w kształcie litery λ .



Rys. 15. Intensywność „buzzu” w funkcji stopnia zdławienia dyfuzora na wlocie

(rys. 16). Jakakolwiek zmiana ciśnienia za falą wywołuje ruch tej fali „w górę” przepływu lub „w dół” przepływu, w zależności od tego, czy impuls ciśnienia był dodatni czy ujemny. W przypadku przesunięcia się fali λ do przodu, linie prądu powietrza przechodzącego przez tę falę zostają odchylone bardziej od powierzchni stożkowej ciała centralnego i powiększają martwy obszar oderwania, powodując jednocześnie zmniejszenie efektywnego pola przepływu w przekroju wlotowym dyfuzora. Zdławienie dyfuzora na wlocie powoduje nagłe, wyraźne zmniejszenie wydatku powietrza przez dyfuzor, czemu towarzyszy pojawienie się drgań małej częstotliwości, o których była mowa uprzednio; ruch inercyjny słupa powietrza wewnątrz dyfuzora „w dół” przepływu powoduje spadek ciśnienia, wywołujący z kolei ruch fali „w dół” przepływu, następstwem czego jest oddalenie przekroju wlotowego i powrót do stanu wyjściowego.

Dailey nie podaje matematycznego opisu niestatecznej pracy dyfuzora, jedynie wyprowadza zależności, pozwalające w przybliżeniu obliczyć czas okresu „napełniania” w oparciu o teorię jednowymiarowego ruchu gazu.

W. H. Sterbentz i J. C. Evvard [lit. 10] podjęli próbę wyjaśnienia problemu „buzzu” na gruncie akustyki, przyjmując dyfuzor i przestrzeń rozciągającą się za stożkiem centralnym w rurze, będącą przedłużeniem osłony zewnętrznej, za rezonator Helmholtza. Wyniki badań wykonanych na dwu dyfuzorach silników strumieniowych 200 mm i 400 mm w zakresie liczb Macha 1,5÷2,0 zgodne są z przewidywaniami teoretycznymi.

Uzupełnienia wymienionej teorii dokonali Sterbentz i J. Davis [lit. 11], w świetle którego można wyjaśnić wzrost amplitudy „buzzu” ze zmniejszaniem się wydatku powietrza przepływającego przez dyfuzor poniżej wartości krytycznej. Przeprowadzone przez autorów doświadczenia, mające na celu określić zależność amplitudy i częstotliwości drgań oraz współczynnika odzyskania ciśnienia w funkcji objętości komory spalania silnika strumieniowego, potwierdziły wnioski teoretyczne.

R. L. Trimpi [lit. 12] dla opisu zjawiska „buzzu” zastosował teorię jednowymiarowego nieustalonego przepływu (teorię charakterystyk), krytykując jednocześnie stosowaną

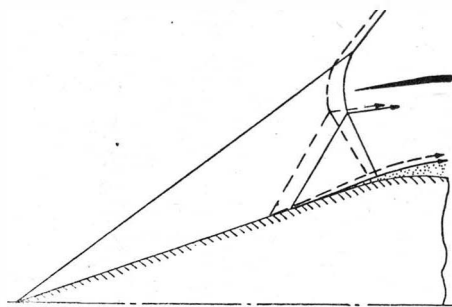
przez Sterbentza i Evvarda teorię rezonatorów Helmholtza, opartą na falach sferycznych, z uwagi na fakt, że proporcje wymiarowe przemawiają za traktowaniem przepływu jako jednowymiarowego; Trimpi uzyskał potwierdzenie obliczeń teoretycznych przez doświadczenie. W późniejszej pracy [lit. 13] Trimpi przedstawił przybliżoną teorię opisującą drgania o małej amplitudzie, wyprowadzoną na podstawie modelu zlinearyzowanego przepływu jednowymiarowego. Zgodnie z tą teorią stateczność przepływu zależy od nie ustalonych wartości wydatku masowego i współczynnika odzyskania ciśnienia. Za jedną z przyczyn pojawienia się „buzzu” Trimpi, podobnie jak Ferri i Nucci, uważa wejście powierzchni poślizgu do wnętrza dyfuzora, w wyniku czego następuje przyrost grubości warstwy przyściennej na wewnętrznej powierzchni osłony dyfuzora i ciała centralnego (stożka), ewentualnie oderwania, co powoduje zdławienie dyfuzora w przekroju wlotowym i ruch normalnej fali uderzeniowej „w górę” przepływu. Ponieważ jednak znane są przypadki, w których powierzchnia poślizgu nie wchodzi do wnętrza dyfuzora, a „buzzu” ma miejsce, fakt ten nie jest wyłączną przyczyną „buzzu”.

Pewne nowe ujęcie zjawiska „buzzu” dyfuzorów ze stożkowym ciałem centralnym podali R. Herman i S. T. Hsu [lit. 4], nie podejmując jednak próby przedstawienia nowej, równoległej do już istniejących teorii. Ujęcie to polega na przyjęciu modelu przepływu przez dyfuzor jako przez układ o dwu przekrojach dławienia („two — throat system”), z których pierwszy odpowiada minimalnemu przekrojowi wlotu, drugi zaś — wylotu dyfuzora. Zjawisko niestatecznego przepływu zależy od stosunku wymiarów pól obu wymienionych przekrojów, warunkującego określony układ fal na wlocie do dyfuzora.

Wzajemny wpływ spalania i „buzzu”

Dławienie dyfuzora na wlocie, spowodowane spalaniem paliwa, doprowadzonego do przestrzeni cylindrycznej komory, utworzonej przez osłonę zewnętrzną dyfuzora (bezsrodkowa analogia do komory silnika strumieniowego), powoduje przesunięcie „do przodu” układu fal uderzeniowych na wlocie dyfuzora, co obniża stopień nadkrytyczności jego pracy w porównaniu z przepływem „na zimno”. Zmniejszenie współczynnika nadmiaru powietrza w przypadku spalania, przy stałej prędkości strumienia niezaburzonego przed dyfuzorem, obniża stopień nadkrytyczności pracy dyfuzora. Tak więc efekt spalania powiększa „skłonność” dyfuzora do „buzzu”, zwiększając obszar niestatecznej pracy. Obecność spalania nie zmienia charakteru i zasadniczych cech „buzzu” [lit. 1].

Oddziaływanie „buzzu” na spalanie ma miejsce wskutek okresowej zmienności wydatku powietrza, przepływającego przez komorę, od zera niemal do wartości maksymalnej, a co za tym idzie zmienności współczynnika nadmiaru po-



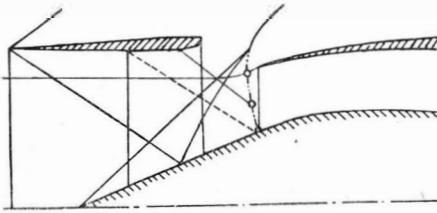
Rys. 16. Układ fal na wlocie do dyfuzora (wg Daileya). Linia przerywaną zaznaczono położenie układu fal przy wydatku mniejszym niż krytyczny ($\varphi_0 < 1$)

wietrza. Nagły spadek ciśnienia, rozpoczynający okres „buzzu”, któremu towarzyszy zdławienie przekroju wlotowego dyfuzora, zachodzi równocześnie ze zdmuchnięciem płomienia, spowodowanym przekroczeniem granicznej wartości współczynnika nadmiaru powietrza od strony bogatej mieszkanki.

Metody ustatecznienia fali uderzeniowej na wlocie do dyfuzora

Jedną z metod ustatecznienia fali uderzeniowej na wlocie do dyfuzora o nieregulowanych polach przekrojów i tym samym rozszerzenia zakresu stateczności jego pracy polega

na umieszczeniu cienkiego pierścienia cylindrycznego przed wlotem do dyfuzora [lit. 8, 9]. Schemat dyfuzora z pierścieniem ustateczniającym przedstawiono na rys. 17. Zastosowanie pierścienia nie tylko rozszerza zakres stateczności dyfuzora, ale również powoduje zwiększenie współczynnika odzyskania ciśnienia w warunkach podkrytycznych, począwszy od pewnej wartości stosunku zdławienia, oraz w warunkach nadkrytycznych. Wykres współczynnika od-

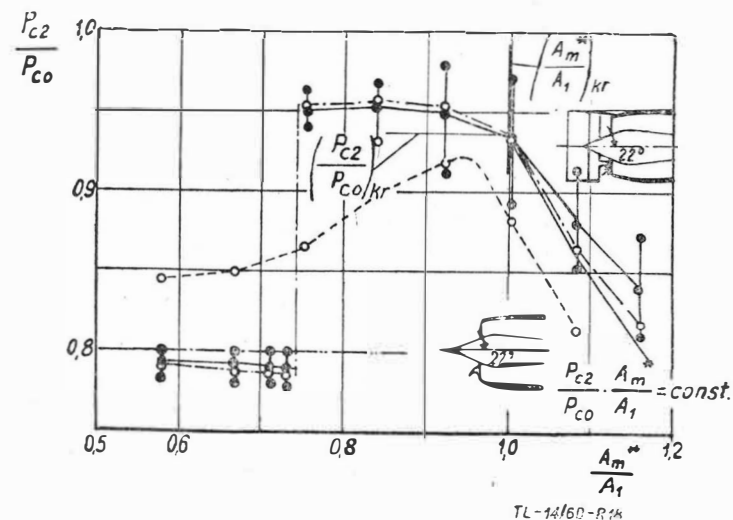


Rys. 17. Dyfuzor z pierścieniem ustateczniającym

zyskania ciśnienia całkowitego w dyfuzorze z pierścieniem ustateczniającym i bez pierścienia przedstawiono na rys. 18.

W przypadku silnie zdławionego dyfuzora ($\frac{A_m^*}{A_1} < 0,75$) straty ciśnienia w dyfuzorze z pierścieniem ustateczniającym są większe niż w przypadku dyfuzora bez pierścienia, a to z uwagi na obecność przed pierścieniem silnej normalnej fali uderzeniowej. Przy pewnej określonej wartości zdławienia dyfuzora fala ta przeskakuje do wnętrza pierścienia i w postaci fali skośnej umiejscawia się na wierzchołku stożkowego ciała centralnego. Oczywiście ostra krawędź pierścienia wywołuje powstanie fali uderzeniowej, ale o słabym natężeniu. Taki układ fal uderzeniowych na wlocie do dyfuzora jest korzystniejszy, z uwagi na współczynnik odzyskania ciśnienia, niż w przypadku bez pierścienia. Jak widać na wspomnianym wykresie współczynnik odzyskania ciśnienia dyfuzora z pierścieniem posiada niemal stałą i maksymalną wartość w dość znacznym przedziale stosunku zdławienia (poniżej wartości krytycznej), podczas gdy wartość współczynnika odzyskania ciśnienia dyfuzora bez pierścienia maleje szybko w warunkach podkrytycznych.

W przypadku jednak, gdy stosunek zdławienia ma wartość zbliżoną do wartości odpowiadającej przejściu normalnej fali uderzeniowej do wnętrza pierścienia, przepływ jest niestateczny, fala uderzeniowa oscyluje, przeskakując przed pierścień i cofając się do jego wnętrza.



Rys. 18. Wykres współczynnika odzyskania ciśnienia całkowitego dyfuzora z pierścieniem ustateczniającym i bez pierścienia. $Ma_0 = 1,83$

Najbardziej skuteczną metodą uniknięcia niestatecznych warunków pracy dyfuzora w przypadku zmiennych prędkości strumienia niezaburzonego jest zastosowanie ciągłej regulacji pól przekrojów dyfuzora, co związane jest jednak ze znacznymi trudnościami konstrukcyjnymi [lit. 5, 8, 15].

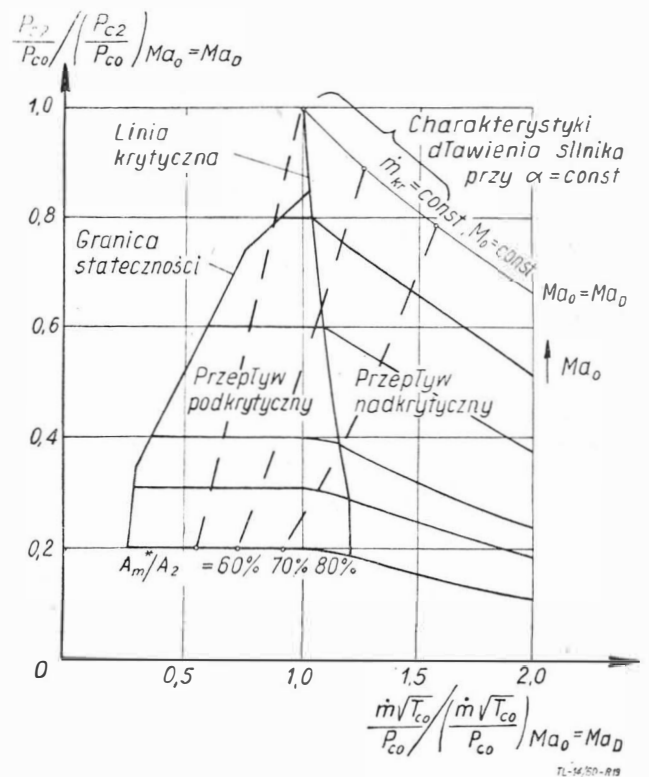
4. CHARAKTERYSTYKI DYFUZORA WLOTOWEGO JAKO ELEMENTU SILNIKA PRZEPŁYWOWEGO

Poniżej zostanie krótko omówione zagadnienie współpracy dyfuzora wlotowego z silnikiem przepływowym w zmiennych warunkach.

Wykres na rys. 19 przedstawia charakterystyki dyfuzora o nieregulowanych polach przekroju, obliczonego na liczbę Macha $Ma_0 = Ma_D$, we współrzędnych bezwymiarowych:

$$\frac{\dot{m} \sqrt{T_{c0}}}{P_{c0}} : \left(\frac{\dot{m} \sqrt{T_{c0}}}{P_{c0}} \right) Ma_0 = Ma_D \quad \text{oraz} \quad \frac{P_{c2}}{P_{c0}} : \left(\frac{P_{c2}}{P_{c0}} \right) Ma_0 = Ma_D$$

(punkt, na który dyfuzor jest zaprojektowany, określony jest oczywiście współrzędnymi: (1,1). Linie, na których $Ma_0 = const$ i $\dot{m}_{kr} = const$, wychodzące z krzywej krytycznej i leżące w obszarze nadkrytycznych warunków pracy dyfuzora, opadają (względny współczynnik odzyskania ciśnienia maleje) tym stromiej im wyższa liczba Macha lotu Ma_0 . Na liniach poziomych, leżących w obszarze podkrytycznym i wchodzących do krzywej krytycznej, względny stosunek odzyskania ciśnienia jest prawie stały, zaś



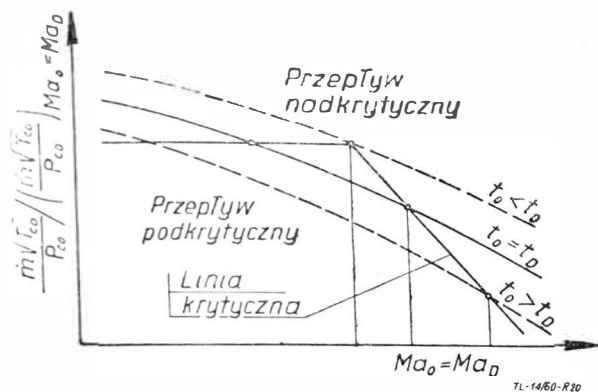
Rys. 19. Charakterystyki dyfuzora jako elementu silnika przepływowego

$Ma_0 \neq const$. Od lewej strony linie te ograniczone są krzywą graniczną stateczności przepływu. Liniami przerywanymi zaznaczono charakterystyki silnika (krzywe dławienia), na których stosunek pól powierzchni minimalnego przekroju dyszy i przekroju przepływu za turbiną (w przypadku silnika strumieniowego — komory spalania) oraz stosunek paliwa do powietrza, odpowiadający punktowi obliczeniowemu, są stałe. Z wykresu wynika, że ze spadkiem liczby Macha lotu poniżej wartości obliczeniowej, warunkiem zachowania krytycznego przepływu przez dyfuzor jest powiększenie pola minimalnego przekroju dyszy przy stałym stosunku paliwa do powietrza, jak dla warunków obliczeniowych; osiągnąć to można również przez zmniejszenie stosunku paliwa do powietrza przy stałym minimalnym polu przekroju dyszy. Począwszy od pewnej wartości liczby Macha lotu zredukowany wydatek krytyczny nie wzrasta już ze spadkiem liczby Macha i linia krytyczna jest równoległa do osi rzędnych, ponieważ w przekroju wlotowym dyfuzora prędkość osiągnęła wartość prędkości dźwięku.

Wykres na rys. 20 przedstawia nałożone na siebie charakterystyki silnika turbinowo-odrzutowego i linię krytyczną dyfuzora o nieregulowanych polach przekrojów we

współrzędnych: Ma_o i $\frac{\dot{m} \sqrt{T_{co}}}{P_{co}} : \left(\frac{\dot{m} \sqrt{T_{co}}}{P_{co}} \right) Ma_o = Ma_D$.

z wykresu tego wnioskować można o wpływie zmian temperatury otoczenia na warunki pracy dyfuzora. Spadek



rys. 20. Charakterystyki silnika turbinowo-odrzutowego z nałożoną na nie linią krytyczną dyfuzora wlotowego

temperatury przy $Ma_o = Ma_D$ do wartości $t_o > t_D$ powoduje, że dyfuzor pracuje w warunkach nadkrytycznych, zaś wzrost do wartości $t_o > t_D$ — w warunkach podkrytycznych, przy założeniu, że $P_o = \text{const}$. W pierwszym przypadku krytyczne warunki pracy dyfuzora możliwe są przy $Ma_o < Ma_D$, zaś w drugim — przy $Ma_o > Ma_D$. Przy stałej temperaturze równej temperaturze standardowej, na którą obliczona został silnik, praca dyfuzora w warunkach krytycznych przy obniżonej liczbie Macha lotu możliwa jest jedynie w przypadku, gdy prędkość w przekroju wlotowym

dyfuzora osiągnęła wartość prędkości dźwięku i wydatek nie zależy już od liczby Macha Ma_o . W przypadku tym współczynnik odzyskania ciśnienia jest niski oraz dyfuzor posiada duży opór zewnętrzny.

Analogiczny, lecz odwrotny efekt posiada ciśnienie otoczenia na współpracę dyfuzora z silnikiem.

LITERATURA

- 1) C. L. Dailey: „Supersonic Diffuser Instability”, Journal of the Aeronautical Science, Nov., 1955
- 2) A. Ferri, L. M. Nucci: „The Origin of Aerodynamic Instability of Supersonic Inlets at Subcritical Conditions”, NACA RM L5OK 30, 1951
- 3) A. Ferri, L. M. Nucci: „Preliminary Investigation of a New Type of Supersonic Inlet”, NACA Report 1104, 1952
- 4) R. Herman: „Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics”, Honeywell, 1956
- 5) R. R. Jamison: „Ram Jets”, Journal of the Royal Aeron. Soc. June 1957
- 6) A. Kantorowicz i C. Donaldson: „Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers”, NACA A.C. Report, May 1945
- 7) K. L. Oswatitch: „Pressure Recovery for Missiles and Aircraft at High Supersonic Speeds”, NACA TM. 1140, 1947
- 8) Probert: „Ram-Jets”, Journal of the Royal Aeron. Soc., March 1958
- 9) E. Söfker: „Untersuchungen an einem Überschall-Einlassdiffusor mit stabilisierendem Ring”, Zeitschrift für Flugwissenschaften, Februar 1960
- 10) W. Sterbentz, J. Evvard: „Criteria for Prediction and Control of Ram-Jets Flow Pulsation”, NACA TN 3506, 1955
- 11) W. Sterbentz, J. Davis: „Amplitude of Supersonic Diffuser Flow Pulsations”, NACA TN 3572, 1955
- 12) R. Trimpi: „An Analysis of Buzzing in Supersonic Ram Jets by a Modified One — Dimensional Nonstationary Wave Theory”, NACA, TN. 3695, 1956
- 13) R. Trimpi: „A Theory for Stability and Buzz Pulsation Amplitude in Ram-Jets and an Experimental Investigation Including Scale Effects”, NACA Report, 1265, 1956
- 14) L. Viaud: „Interpretation des Essais de Prises d’Air Supersoniques”, Air Intake Problems in Supersonic Propulsion, Pergamon Press 1958
- 15) D. Wyatt: „A Review of Supersonic Air Intake Problems”, Air Intake Problems in Supersonic Propulsion, Pergamon Press, 1958

Mgr inż. IRENA AUERBACH

Wybór metody obliczania częstości drgań własnych łopatek silników turbinowych

W artykule krótko omówiono zagadnienie drgań łopatek silników turbinowych, przytoczono podstawowe metody obliczania częstości drgań własnych oraz metody bardziej dokładne, a mianowicie metodę Rayleigha, Ritza, Myklestada i metodę Rayleigha z pomocniczymi tabelami Birgera, wskazując na tę ostatnią jako najbardziej zalecaną w pewnych przypadkach do stosowania.

Wstęp

Ważną pozycję w obliczeniach wytrzymałościowych łopatek silników turbinowych zajmuje określenie częstości drgań własnych.

W czasie pracy silnika szereg czynników powoduje powstawanie drgań wymuszonych łopatek. Najważniejsze z tych czynników są następujące:

1) istnienie łopatek kierowniczych i zastrzałów, powodujące nierównomierność strumienia gazu, napływającego na wlotową łopatkę;

2) nierównomierny wydatek, spowodowany technologicznymi różnicami w wymiarach kanałów międzyłopatkowych kierowniczych;

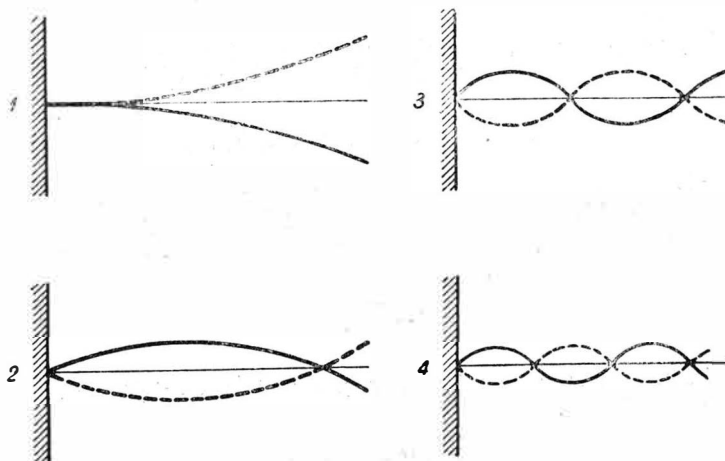
3) niewyważenie wirnika.

Kiedy następuje rezonans drgań własnych i wymuszonych, łopatkę ulega zniszczeniu. Złamanie łopatkę może spowodować zniszczenie całego silnika.

Rozróżnia się trzy rodzaje drgań łopatek: drgania giętne, skrętne i giętno-skrętne. Przy obliczaniu łopatek bierze się pod uwagę tylko drgania giętne, gdyż częstość ich jest największa.

Przy obliczaniu drgań giętnych rozpatruje się łopatkę jako belkę umocowaną jednym końcem, o nieskończenie wielkiej ilości postaci drgań własnych (rys. 1), z których tylko kilka niższych ma znaczenie praktyczne. Niebezpieczną postacią jest ta, częstość której jest równa częstości drgań wymuszonych (lub jej wielokrotności), wskutek czego w pewnych warunkach pracy silnika powstaje rezonans. Najczęściej tą postacią jest pierwsza postać drgań, przy której amplituda drgań, a więc i naprężenia są największe.

Drgania łopatek i obroty ich przekrojów poprzecznych odbywają się wokół głównych osi bezwładności przekroju. Ponieważ najmniejszą częstość mają drgania wokół osi z najmniejszym względem niej momentem bezwładności —



Rys. 1

skutek minimalnej sztywności — one właśnie są przedmiotem obliczeń.

W obliczeniach nie uwzględnia się skręcenia pióra łopatek, gdyż ma ono wpływ tylko na częstość wyższych rzędów [lit. 5].

Wykaz oznaczeń

- δ_{st} — ugięcie statyczne
 c — sztywność łopatki
 g — przyspieszenie ziemskie
 y — ugięcie
 t — czas
 p — częstość kątowna
 f — częstość drgań
 f_{st} — statyczna częstość drgań
 f_{dyn} — dynamiczna częstość drgań
 E — moduł sprężystości
 I — moment bezwładności przekroju
 I_p — moment bezwładności przekroju przy podstawie
 I_w — moment bezwładności przekroju przy wierzchołku
 q — ciężar jednostkowy
 γ — ciężar właściwy
 ρ — gęstość
 l — długość łopatki
 F — pole przekroju
 F_p — pole przekroju przy podstawie
 F_w — pole przekroju przy wierzchołku
 F_{sr} — pole przekroju dla $1/2 l$
 n_{sek} — liczba obrotów na sekundę
 T — energia kinetyczna
 U — energia potencjalna
 ω — prędkość kątowna tarczy
 R_p — promień podstawy łopatki
 a_1, a_2, \dots — współczynniki
 $\varphi_1(x), \varphi_2(x) \dots$ — funkcje, spełniające warunki brzegowe i nadające się do przedstawienia postaci drgań
 m — masa
 α — kąt ugięcia
 I_{sr} — moment bezwładności przekroju dla $1/2 l$
 $\Theta_{P_n}, \Theta_{M_n}$ — kąt ugięcia belki obciążonej siłą $P = 1$ lub momentem $M = 1$
 d_{P_n}, d_{M_n} — ugięcie belki, obciążonej na końcu siłą $P = 1$ lub momentem $M = 1$
 f_{qn}, f_n, g_{qn}, g_n — współczynniki amplitudowe, niezależne od kąta ugięcia

$$G_{qn} = \sum_{i=n_1}^n m_i \omega^2 g_{qi} \quad G_n = \sum_{i=n_1}^n m_i \omega^2 g_i$$

$$G'_{qn} = \sum_{i=n_1}^{n+1} l_i G_{qi} \quad G'_n = \sum_{i=n_1}^{n+1} l_i G_i$$

1. PODSTAWOWE METODY OBLICZEŃ CZĘSTOŚCI DRGAŃ WŁASNYCH ŁOPATEK

Belka o stałym przekroju

Początkowo rozpatrzy się łopatkę jako nieważką belkę o długości l i stałym przekroju. Na końcu łopatka obciążona jest skupioną siłą Q , która powoduje ugięcie statyczne:

$$\delta_{st} = \frac{Q}{c}$$

Równanie równowagi w tym przypadku wygląda w sposób następujący:

$$\frac{Q}{g} y'' + cy = 0$$

lub, oznaczając: $\frac{c}{Q} g = p^2$

$$y'' + p^2 y = 0$$

Ogólne rozwiązanie tego równania ma wygląd następujący:

$$y = A \cos pt + B \sin pt$$

gdzie A i B — współczynniki, wyznaczone z warunków brzegowych
 t — czas

Wiedząc, że okres drgań $t = \frac{2\pi}{p}$ i częstość $f = \frac{1}{t} = \frac{p}{2\pi}$ otrzymuje się:

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g}{\delta_{st}}}$$

Jest to wzór określający częstość drgań własnych belki. Dla belki o stałym przekroju, z momentem bezwładności I o długości l , obciążonej na końcu siłą Q , ugięcie wynosi:

$$\delta_{st} = \frac{Ql^3}{3EI}$$

stąd

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{3Elg}{Ql^3}}$$

Częstość drgań własnych z uwzględnieniem ciężaru łopatki można obliczyć za pomocą wzoru Rayleigha.

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{140 EIg}{11 ql^4}}$$

Wzór ten został wyprowadzony przy założeniu kształtu linii ugięcia belki dla pierwszej postaci drgań, na podstawie którego obliczono ugięcie belki, energię kinetyczną i częstość drgań. Przy podstawieniu do tego wzoru l w cm, E — kG/cm², I w cm⁴, γ w kG/cm³ i F w cm², otrzymuje się następujący przybliżony wzór:

$$f = \frac{17,8}{I^2} \sqrt{\frac{EI}{\gamma F}}$$

Jest to częstość statyczna pierwszej postaci drgań. Wzór, dający dokładną wartość tej częstości różni się tylko wielkością współczynnika:

$$f = \frac{17,5}{I^2} \sqrt{\frac{EI}{\gamma F}}$$

Można jeszcze na marginesie zauważyć, że przy jednakowych rozmiarach nie gra roli materiał, z jakiego wykonana jest łopatka. Tłumaczy się to tym, że stosunek $\frac{E}{\gamma}$ dla różnych materiałów ma zbliżone wartości.

Belka o zmiennym przekroju

Z kolei zostaną rozpatrzone łopatki o zmiennym przekroju.

a. Łopatka o przekroju i momencie bezwładności zmieniających się liniowo:

$$F_x = F_p \left(1 - c \frac{x}{l}\right)$$

$$I_x = I_p \left(1 - c \frac{x}{l}\right)$$

gdzie:

$$c = \frac{F_p - F_w}{F_p} = \frac{I_p - I_w}{I_p}$$

x — indeks dowolnego punktu.

W tym przypadku częstość określa się według wzoru S. Timoszenki:

$$f = \frac{\alpha}{I^2} \sqrt{\frac{EI_p}{\gamma F_p}}$$

gdzie α — współczynnik zależny od c .

Łopatkę o przekroju i momencie bezwładności zmieniających się według poniższych wzorów:

$$F_x = F_p \left(1 - m \frac{x}{l} - m_1 \sin \frac{\pi x}{l} \right)$$

$$I_x = I_p \left(1 - n \frac{x}{l} - n_1 \sin \frac{\pi x}{l} \right)$$

$$m = \frac{F_p - F_w}{F_p}, m_1 = \frac{1}{F_p} \left(\frac{F_p + F_w}{2} - F_{sr} \right)$$

$$n = \frac{I_p - I_w}{I_p}, n_1 = \frac{1}{I_p} \left(\frac{I_p + I_w}{2} - I_{sr} \right)$$

Częstość wyraża się wzorem:

$$f = \frac{\alpha_1}{l^2} \sqrt{\frac{EIpg}{\gamma F_p}}$$

$$\alpha_1 = 3,515 \sqrt{\frac{1 - 0,193n - 0,493n_1}{1 - 0,807m - 0,493m_1}}$$

Dla ogólnego przypadku łopatki o zmiennym przekroju można stosować wzór przybliżony:

$$f = \frac{125}{l^2} \sqrt{\frac{E}{X\gamma}}$$

$$X = \sum_i \left[F_i \sum_{k=1}^i \frac{(i-k)^2}{I_k} \right]$$

i, k — numery odcinków:

F_i, I_k — pole w cm^2 i moment bezwładności w cm^4 dla przekroju wziętego pośrodku k -go (lub i -go przy drugim sumowaniu) odcinka.

Względnie wpływu sił odśrodkowych i temperatury na częstość drgań własnych

Podane wyżej wzory pozwalają wyznaczyć tylko wartości statyczne. Przy obliczaniu łopatek wirujących konieczne jest uwzględnienie wpływu sił odśrodkowych, a dla turbiny i ostatnich stopni sprężarki — również i temperatury. W tym przypadku częstość drgań własnych oblicza się z następującego prostego wzoru:

$$f_{dyn} = \sqrt{f_{st}^2 \bar{E} + Bn^2_{sek}}$$

gdzie: $E = \frac{(E)_t}{(E)_{20^\circ C}}$

W literaturze można znaleźć kilka wzorów empirycznych dla określenia B . Oto jeden z nich (dla łopatki o stałym przekroju):

$$B = 0,8 \frac{d}{l} - 1$$

gdzie d — średnia średnica wieńca łopatek.

Warto tu podkreślić, że dla łopatek sprężarkowych wpływ sił odśrodkowych na częstość drgań jest (procentowo) znacznie większy niż dla łopatek turbinowych. Wpływ ten zmniejsza się ze wzrostem częstości drgań własnych łopatek, np. częstość 100 1/sek przy 100 ob/sek wzrośnie do 200 1/sek, natomiast częstość 300 1/sek wzrośnie już tylko do około 360 1/sek.

2. METODA RAYLEIGHA

Opisana niżej metoda Rayleigha pozwala na obliczenie częstości drgań własnych z uwzględnieniem zmienności przekroju i wpływu sił odśrodkowych.

W metodzie tej zakłada się postać linii ugięcia, wyznacza się największą wartość energii potencjalnej U , pracę sił odśrodkowych C i największą wartość energii kinetycznej T przy przejściu przez położenie środkowe. Równanie bilansu energii jest następujące: $T = U + C$.

Rayleigh wykazał, że wszelkie przybliżone założone postacie drgań dają częstości wyższe od rzeczywistych. Dlatego też spośród kilku postaci drgań $y = \varphi(x)$ wybiera się tę, która daje najniższe wartości. Przy wybranej postaci drgań $y = \varphi(x)$, wyrażenia dla U, C i T są następujące:

$$U = \frac{E}{2} \int_0^1 I_x \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right)^2 dx$$

$$C = \frac{\gamma \omega^2}{2g} \int_0^1 \left[\int_0^x \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 dx \right] F_x (R_p + x) dx$$

$$T = \frac{4\pi^2 \gamma}{2g} f^2 \int_0^1 F_x y^2 dx$$

Podstawiając te wyrażenia do równania bilansu energii i rozwiązując je względem kwadratu częstości, otrzymuje się:

$$f^2 = f_{dyn}^2 = \frac{Eg}{4\pi^2 \gamma} \frac{\int_0^1 I_x \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right)^2 dx}{\int_0^1 F_x y^2 dx} + \frac{\int_0^1 \left[\int_0^x \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 dx \right] F_x (R_p + x) dx}{\int_0^1 F_x y^2 dx} + \left(\frac{\omega}{2\pi} \right)^2$$

Równanie powyższe można też napisać w sposób następujący:

$$f^2 = f_1^2 + B \left(\frac{\omega}{2\pi} \right)^2 = f_1^2 + Bn^2_{sek}$$

gdzie

$$f_1 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{Eg \int_0^1 I_x \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right)^2 dx}{\gamma \int_0^1 F_x y^2 dx}}$$

$$B = \frac{\int_0^1 \left[\int_0^x \left(\frac{dy}{dx} \right)^2 dx \right] F_x (R_p + x) dx}{\int_0^1 F_x y^2 dx}$$

3. METODA RITZA

Metoda Ritza jest udoskonaleniem metody Rayleigha. Przybliżoną postać linii ugięcia określa się za pomocą parametrów, dobieranych tak, aby częstość sprowadzić do minimum.

Zasadę tej metody można wyjaśnić na przykładzie drgającej struny. Niech postacią drgań będzie X . Wówczas $y = X \cos pt$. Największa energia potencjalna

$$U = s \int_0^1 \left(\frac{dX}{dx} \right)^2 dx$$

gdzie s — napięcie struny.

Największa energia kinetyczna

$$T = \frac{p^2 q}{g} \int_0^1 X^2 dx$$

Wychodząc z założenia $U = T$ i rozwiązując to równanie względem p^2 otrzymuje się:

$$p^2 = \frac{gs}{q} \frac{\int_0^1 \left(\frac{dX}{dx} \right)^2 dx}{\int_0^1 X^2 dx}$$

Następnie podstawia się:

$$X = a_1 \varphi_1(x) + a_2 \varphi_2(x) + a_3 \varphi_3(x) + \dots$$

Wobec tego, że p ma być jak najmniejsze, bierze się pochodne p^2 względem wszystkich a_n i przyrównuje się je do 0.

$$\frac{\partial}{\partial a_n} \frac{\int_0^1 \left(\frac{dX}{dx} \right)^2 dx}{\int_0^1 X^2 dx} = 0$$

Stąd po pewnych przekształceniach otrzymuje się:

$$\frac{\partial}{\partial a_n} \int_0^1 \left[\left(\frac{dX}{dx} \right)^2 - \frac{p^2 q}{gs} X^2 \right] dx = 0$$

które jest układem równań liniowych i jednorodnych względem a_1, a_2, \dots . Układ ten ma rozwiązanie nietrywialne tylko wtedy, jeżeli wyznacznik układu jest równy zero. Warunek ten stanowi tzw. równanie częstościowe, z którego pierwiastków oblicza się częstości różnych postaci drgań.

Metoda powyższa jest często stosowana przy obliczaniu drgań łopatek.

Pomijając szczegółowe wyprowadzenie wzorów obliczeniowych podano poniżej tylko założenia, na których oparta jest metoda Ritza dla belek utwierdzonych jednym końcem.

1. Miejsce geometryczne środków ciężkości przekrojów jest prostą o kierunku promieniowym.
2. Zaniedbuje się skręcenie, tzn. zakłada się, że główne osie bezwładności wszystkich przekrojów leżą w dwu prostokątnych płaszczyznach, a przemieszczenia następują w kierunku normalnym do płaszczyzny najmniejszej bezwładności.
3. Drgania są sinusoidalne

$$y(r,t) = y(r) \sin(2\pi ft)$$

gdzie $y(r)$ — postać drgań.

Wpływ sił odśrodkowych w metodzie Rayleigha — Ritza uwzględnia się pisząc bilans energii $U + C - T = 0$ i postępując identycznie, jak w przypadku metody Rayleigha. Rozwiązanie równania daje częstość drgań podstawowych i częstość pierwszej wyższej postaci drgań.

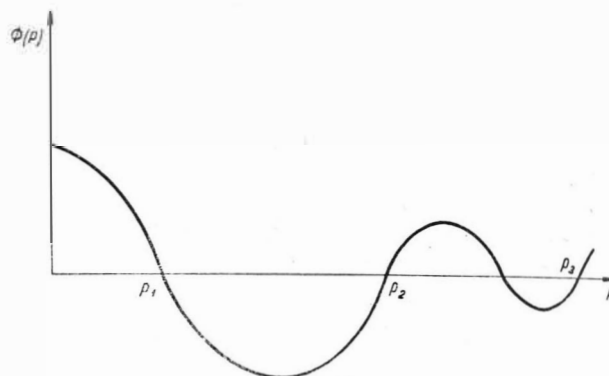
Bezpośrednie zastosowanie metody Rayleigha — Ritza dla obliczenia częstości wyższych postaci drgań wymaga bardzo mozolnych obliczeń. Należyta dokładność osiąga się tylko przy obliczaniu postaci podstawowej i pierwszej wyższej.

Dla wyższych trzeba się uciekać do specjalnych uproszczeń, co znów wpływa niekorzystnie na dokładność. Między innymi do takich uproszczeń należy metoda wykorzystująca własności ortogonalne postaci drgań.

4. METODA MYKLESTADA

Istnieją metody, pozwalające na bezpośrednie obliczenie częstości wyższych postaci drgań. Do nich należy, między innymi, metoda Holzera (wyprowadzona dla drgań skrętnych) i metoda Myklestada. Ze względu na ich podobieństwo wystarczy opisać tylko tę ostatnią.

Ogólna zasada polega na tym, że jeżeli przyłożyć siłę lub moment, wzbudzające drgania wymuszone, i wyrazić to w postaci funkcji częstości, to miejsca zerowe funkcji dadzą wartości częstości drgań własnych (rys. 2). Dla łopatki obliczenie to wygląda w sposób następujący:



Rys. 2

Dzieli się belkę na n odcinków (rys. 3), obciążając statycznie każdy odcinek siłami bezwładności $m_i p^2 y_i$.

Siła poprzeczna na lewo od n -go punktu jest sumą

$$S_n = \sum_{i=1}^n m_i p^2 y_i$$

Moment gnący w n -tym punkcie:

$$M_n = \sum_{i=1}^n m_i p^2 y_i (x_i - x_n)$$



Rys. 3

Kąt ugięcia α_{n+1} i ugięcie y_{n+1} (rys. 4) wynoszą:

$$\alpha_{n+1} = \alpha_n - S_n \Theta_{Pn} - M_n \Theta_{Mn}$$

$$Y_{n+1} = Y_n - l_n \alpha_{n+1} - S_n d_{Pn} - M_n d_{Mn}$$

Na swobodnym końcu zakłada się: $\alpha_1 = \varphi$; $y_1 = 1$, gdzie φ jest dowolnym kątem przy końcu. Po podstawieniu do równań dla α_{n+1} i Y_{n+1} wartości S_n i M_n i wykorzystując liniowy charakter zagadnienia, można napisać:

$$\alpha_n = f_{\varphi n} \varphi - f_n$$

$$y_n = -g_{\varphi n} \varphi + g_n$$

Dla $\alpha_1 = \varphi$ i $y_1 = 1$ mamy: $f_{\varphi 1} = 1$ $f_1 = 0$
 $g_{\varphi 1} = 0$ $g_1 = 1$

Tabela I
Wartość funkcji λ

Wartości λ przy różnych wartościach n

m	ε	Wartości λ przy różnych wartościach n																			
		1					2					3					4				
		0	0,2	0,4	0,6	0,8	0	0,2	0,4	0,6	0,8	0	0,2	0,4	0,6	0,8	0	0,2	0,4	0,6	0,8
1	0	7,246	7,389	7,53	7,668	7,80	6,325	6,97	7,225	4,47	7,71	5,478*	6,641	6,987	7,317	7,634	4,90*	6,371	6,797	7,197	7,576
1	0,2	5,385	5,491	5,595	5,70	5,80	4,473*	5,181	5,369	5,55	5,73	3,873*	4,90*	5,192	5,437	5,672	3,464*	4,634	5,051	5,348	5,630
1	0,4	4,472*	4,564	4,65	4,735	4,82	3,651*	4,306	4,462	4,613	4,76	3,162*	4,00*	4,315	4,519	4,714	2,827*	3,742*	4,198	4,444	4,679
1	0,6	3,873*	3,987	4,063	4,139	4,21	3,162*	3,742*	3,90	4,031	4,159	2,828*	3,464*	3,77	3,948	4,12	2,449*	3,316*	3,885	4,269	4,689
1	0,8	3,464*	3,588	3,655	3,72	3,79	2,828*	3,347*	3,507	3,624	3,74	2,443*	3,1*	3,39	3,533	3,705	2,21*	2,94*	3,30	3,493	3,678
2	0	12,72	12,98	13,23	13,48	13,71	11,79	12,15	12,70	13,13	13,54	10,25*	11,67	12,28	12,86	13,42	9,181*	11,18	11,95	12,49	13,30
2	0,2	6,43	6,56	6,68	6,80	6,925	5,29*	6,186	6,412	6,63	6,84	4,582*	5,80*	6,20	6,493	6,775	4,10*	5,50*	6,032	6,386	6,723
2	0,4	4,73*	4,96	5,058	5,151	5,241	3,942*	4,666*	4,853	5,017	5,177	3,316*	4,32*	4,692	4,915	5,128	3,05*	4,12*	4,565	4,734	5,089
2	0,6	4,019*	4,155	4,235	4,313	4,389	3,28*	3,882*	4,063	4,201	4,333	2,828*	3,594*	3,929	4,116	4,28	2,55*	3,310*	3,822	4,047	4,261
2	0,8	3,414*	3,645	3,715	3,78	3,85	2,87*	3,394*	3,563	3,685	3,803	2,48*	3,143*	3,447	3,61	3,766	2,236*	3,00*	3,354	3,551	3,638
3	0	19,82	20,21	20,6	20,98	21,34	18,35	19,07	19,76	20,42	21,08	16,73*	18,17	19,11	20,01	20,88	14,97*	17,44	18,60	19,69	20,74
3	0,2	6,83*	6,989	7,122	7,252	7,38	5,575*	6,594	6,834	7,06	7,289	4,829*	6,109*	6,608	6,92	7,22	4,32*	5,796*	6,429	6,707	7,166
3	0,4	4,834*	5,096	5,194	5,289	5,384	4,026*	4,766*	4,983	5,152*	5,315	3,489*	4,312*	4,82	5,05	5,265	3,120*	4,186*	4,688	4,963	5,226
3	0,6	4,057*	4,206	4,286	4,365	4,44	3,212*	3,819*	4,112	4,251*	4,387	2,828*	3,63*	3,98	4,165	4,345	2,56*	3,342*	3,869	4,096	4,313
3	0,8	3,427*	3,662	3,732	3,80	3,87	2,88*	3,307*	3,581	3,701*	3,82	2,493*	3,16*	3,463	3,63	3,78	2,231*	3,00*	3,369	3,567	3,755

U w a g a: Gwiazdkami oznaczone są wartości λ, odpowiadające funkcji $y = \left(\frac{x}{l}\right)^2$

Po dokonaniu szeregu prostych przekształceń otrzymuje się następujące wyrażenia dla współczynników amplitudowych:

$$f_{\varphi(n+1)} = f_{\varphi n} + \Theta_{pn} G_{\varphi n} + \Theta_{Mn} G'_{\varphi n}$$

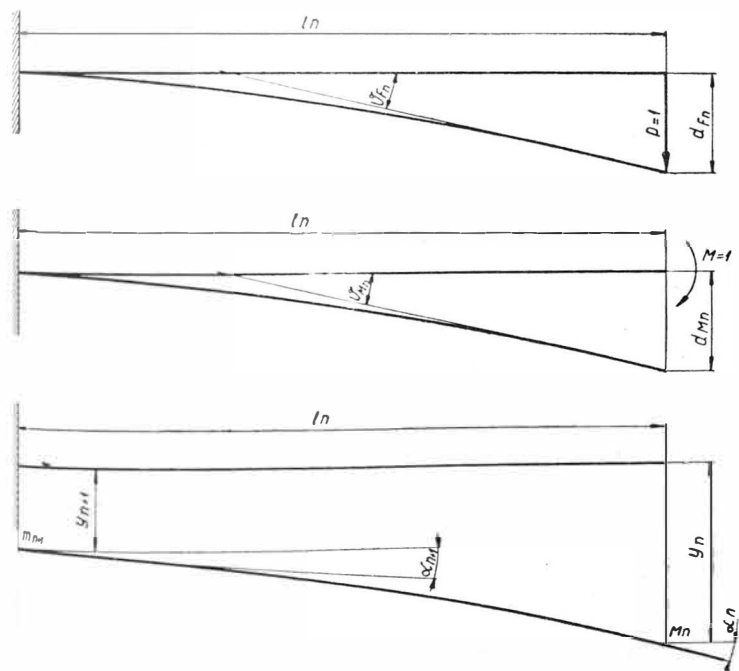
$$f_{(n+1)} = f_n + \Theta_{pn} G_n + \Theta_{Mn} G'_n$$

$$g_{\varphi(n+1)} = g_{\varphi n} + \ln f_{\varphi(n+1)} - d_{Pn} G_{\varphi n} - d_{Mn} G'_{\varphi n}$$

$$g_{(n+1)} = g_n + \ln f_{(n+1)} - d_{Pn} G_n - d_{Mn} G'_n$$

Obliczenia należy zacząć od wolnego końca belki i przeprowadzać stopniowo w kierunku do podstawy.

W przypadku belki jednym końcem utwierdzonej (w naszym przypadku łopatką) warunkiem rezonansu jest $\alpha_n = 0$. Po obliczeniu współczynników amplitudowych otrzymuje



Rys. 4

się α_n w postaci funkcji częstości. Wykreślając funkcję tę w zależności od P otrzymuje się wykres, którego miejsca zerowe wyznaczają częstości własne.

Metoda ta, chociaż daje teoretycznie możliwości (po wyznaczeniu i obliczeniu funkcji) określenia częstości dowolnej postaci drgań, nie jest wygodna w użyciu ze względu na dużą pracochłonność i małą dokładność.

5. METODA RAYLEIGHA Z POMOCNICZYMI TABLICAMI BIRGERA

Ogólnie rzecz biorąc, wszystkie opisane wyżej metody są bardzo pracochłonne. Dlatego zasługują na szczególną uwagę opracowane przez prof. I. Birgera pomocnicze tabele i wykresy [lit. 2, str. 367-372] do obliczeń metodą Rayleigha. Sprowadzając wzór Rayleigha dla częstości statycznej

$$p^2 = \frac{\int_0^l EI y''^2 dx}{\int_0^l y^2 \rho F dx}$$

do postaci

$$p = \lambda \frac{1}{l^2} \sqrt{\frac{EI_p}{\rho F_p}}$$

stąd

$$f_{st} = \frac{\lambda}{2\pi} \frac{1}{l^2} \sqrt{\frac{EI_p}{\rho F_p}}$$

Mając tablice wartości współczynnika λ, wykresy dla wykładników potęg m i n (dla zmiennych przekrojów i momentów bezwładności) w zależności od charakterystyk geometrycznych przekroju, obliczenie sprowadza się do wykonania kilku zaledwie działań matematycznych. Sporządzenie kilku dodatkowych wykresów dla λ daje możliwość bardzo szybkiego, dokładnego obliczenia częstości statycznych drgań własnych.

Wartości funkcji λ podane są w tabeli I.

Współczynniki ζ i ε oblicza się z następujących wzorów:

$$\zeta = \frac{F_w}{F_p}$$

$$\varepsilon = \frac{I_w}{I_p}$$

m — wykładnik potęgi krzywej zmienności pola przekroju; n — wykładnik potęgi krzywej zmienności momentu bezwładności.

Dla łopatek sprężarki można przyjąć m = 1.

Dla dokładnego określenia n i m korzystać można z wykresu przedstawionego na rys. 5: n znajduje się dla wartości $\frac{I_{sr}}{I_p}$ i ε, m — dla wartości $\frac{F_{sr}}{F_p}$ i ζ. Następnie odnaj-

duje się w tabeli I wartość λ dla n , m , χ i ε . Po podstawieniu tej wartości do wzoru, otrzymuje się znaczenie częstości drgań własnych.

Dla łopatki o stałym przekroju ($\chi = 1$, $\varepsilon = 1$) funkcja $\lambda = 3,52$.

6. PORÓWNANIE WYNIKÓW OBLICZEŃ STATYCZNEJ CZĘSTOŚCI DRGAŃ WŁASNYCH ŁOPATKI RÓŻNYMI METODAMI Z WYNIKAMI POMIARÓW

Obliczona została łopatka silnika turbinowo-odrzutowego. Dane geometryczne i materiałowe łopatki:

$$\begin{aligned} F_D &= 0,67 \text{ cm}^2 \\ F_W &= 0,407 \text{ cm}^2 \\ I_D &= 0,0059 \text{ cm}^2 \\ I_W &= 0,00219 \text{ cm}^2 \\ I_{sr} &= 0,00328 \text{ cm}^2 \\ l &= 6,65 \text{ cm} \\ E &= 0,735 \cdot 10^6 \text{ kG/cm}^2 \\ \rho &= 0,2824 \cdot 10^5 \text{ kG/sek}^2/\text{cm}^4 \end{aligned}$$

Przekrój łopatki zmienia się liniowo.

W rezultacie obliczeń otrzymano następujące wyniki:

Metoda Rayleigha — Ritza	— 645 1/sek
Metoda Rayleigha z tablicami Birgera	— 652 1/sek
Metoda Myklestada	506 1/sek

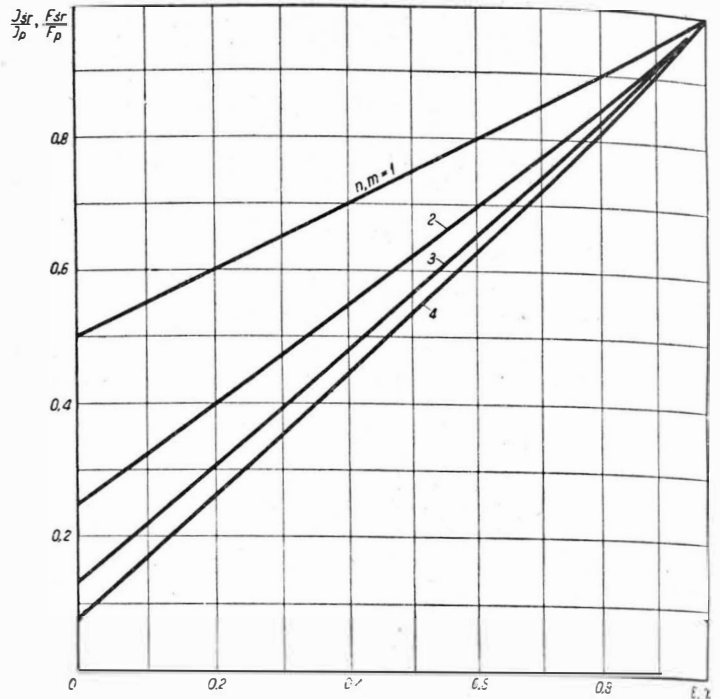
Przy pomiarach, wykonanych dla kilkudziesięciu łopatek, otrzymano wyniki w granicach: — 580—624 1/sek.

Znaczny rozrzut wyników pomiarów częstości tłumaczy się różnicą w sztywności zamocowania i w wykonaniu poszczególnych łopatek. Różnice między wartościami obliczonymi dla warunków teoretycznych (sztywne zamocowanie i brak tolerancji wymiarów) i rzeczywistymi, uzyskanymi przy pomiarach, wynikają z tych samych przyczyn.

Wnioski końcowe

Rozpatrując przytoczone w artykule metody obliczeń częstości drgań własnych łopatek i porównując wyniki otrzymane za pomocą tych metod z wynikami pomiarów za najkorzystniejszą należy uznać, przy obliczaniu częstości pierwszej postaci drgań, metodę Rayleigha z pomocniczymi tabelami Birgera. Obliczenia tą metodą odznaczają się dużą

prostotą i małą pracochłonnością; pod względem dokładności metoda ta nie ustępuje pozostałym metodom. Wprawdzie za jej pomocą oblicza się tylko statyczne częstości drgań, lecz wpływ sił odśrodkowych można uwzględnić z dostateczną dokładnością, posługując się wzorami podanymi w rozdziale „Podstawowe metody obliczeń częstości drgań własnych łopatek”.



Rys. 5

LITERATURA

- G. Skubaczewskij — „Awiacyjnyje gazoturbinnyje dwigateli”.
- I. Birger i inni — „Rasczet na procznost dietalej maszin”, 1959 r.
- N. O. Myklestad — „Vibration Analysis”.
- S. P. Timoszenko — „Vibration Problems in Engineering”.
- A. I. Marlin — „Approximation for the Effect of Twist on the Vibration of a Turbine Blade” (The Aeronautical Quarterly, August 1957 Volume VIII)

Mgr inż. MARIAN RABENDA

Uproszczona metoda obliczania powłoki stożkowej obciążonej równomiernie rozłożonym ciśnieniem

UWAGI WSTĘPNE

Praca niniejsza polega na porównaniu wyników obliczeń wytrzymałościowych powłoki stożkowej, obciążonej ciśnieniem równomiernie rozłożonym, otrzymanych za pomocą różnych schematów obliczeniowych. Praca ma na celu ułatwienie wyboru schematu obliczeniowego pod względem jego dokładności i stopnia trudności.

Porównanie przeprowadzono wykonując obliczenia liczbowe dla pewnego konkretnego przypadku powłoki utwierdzonej na obu brzegach wg następujących schematów obliczeniowych:

- 1) jednostronnie nieskończona powłoka cylindryczna;
- 2) powłoka cylindryczna o skończonej długości;
- 3) powłoka stożkowa.

Otrzymane wyniki pozwolą wyciągnąć praktyczne wnioski dla obliczania powłok stożkowych, spotykanych w różnych konstrukcjach, między innymi w silnikach odrzutowych (dysze, komory spalania itp.).

1. Obliczanie powłok cylindrycznych

Równania wyjściowe

W pierwszym przybliżeniu zastępuje się powłokę stożkową przez powłokę cylindryczną, raz o promieniu równym promieniowi największemu, drugi raz — promieniowi naj-

mniejszemu. Schematy obliczanych powłok podane są na rysunku 1. Równanie różniczkowe określające przemieszczenie promieniowe powłoki cylindrycznej o skończonej długości jest następujące:

$$\frac{d^4 w}{d\xi^4} + 12(1 - \mu^2) \frac{R^2}{\delta^2} \left(w - \frac{R^2}{E\delta} p \right) = 0$$

gdzie: R — promień powłoki,
 w — przemieszczenie promieniowe,

$$\xi = \frac{x}{R} \text{ — odległości badanego przekroju od zamocowania}$$

(w postaci bezwymiarowej),

x — odległość badanego przekroju od zamocowania
 μ — liczba Poissona,
 δ — grubość powłoki,
 E — moduł Younga,
 p — ciśnienie zewnętrzne (patrz rys. 3).

Rozwiązanie tego równania przyjmuje się w postaci:

$$w = e^{-c\xi} (C_1 \cos c\xi + C_2 \sin c\xi) + e^{c\xi} (C_3 \cos c\xi + C_4 \sin c\xi) + \frac{R^2 p}{E\delta}$$

$$c = \sqrt[4]{3(1-\mu^2)} \sqrt{\frac{R}{\delta}}$$

gdzie C_1, C_2, C_3, C_4 — stałe całkowania,

W przypadku powłoki jednostronnie nieskończonej $C_3 = C_4 = 0$.

Siły i momenty są funkcjami przemieszczenia „w” i jego pochodnych (rys. 2):

$$M_1 = \frac{1}{\mu} M_2 = \frac{D}{R^2} \cdot \frac{d^2 w}{d\xi^2}$$

$$N_1 = -\frac{D}{R^3} \cdot \frac{d^3 w}{d\xi^3}$$

$$T_2 = -E\delta \frac{w}{R}$$

$$T_1 = 0$$

gdzie: $D = \frac{E\delta^3}{12(1-\mu^2)}$ — sztywność płytowa.

Warunki brzegowe

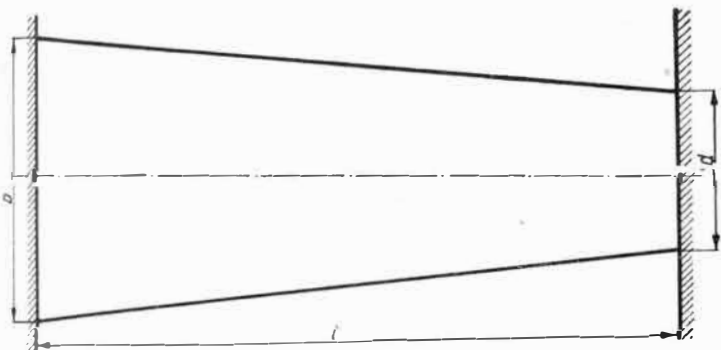
Dla powłok cylindrycznych jednostronnie nieskończonych rozpatruje się zamocowanie typu sztywnego:

$$(w)_{\xi=0} = 0$$

$$\left(\frac{dw}{d\xi}\right)_{\xi=0} = 0$$

gdzie w — przemieszczenie promieniowe.

W przypadku obliczania powłoki stożkowej jako powłoki cylindrycznej o skończonej długości, powłokę stożkową dzieli się na dwie równe części, lewą i prawą, o długości $l/2$



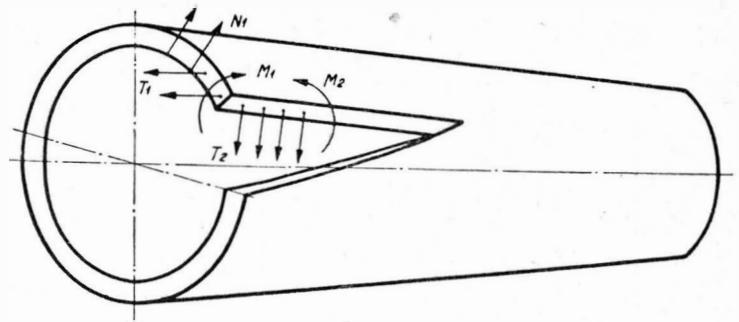
a)

b)

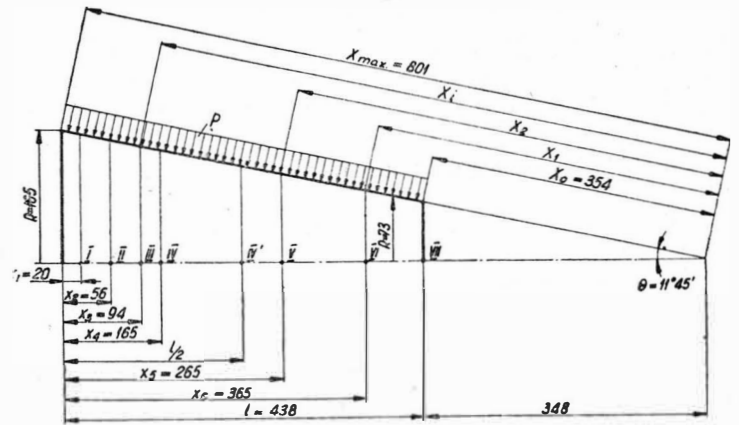
c)

Rys. 1. a. Powłoka stożkowa. b. Schemat pomocniczy lewej części powłoki. c. Schemat pomocniczy prawej części powłoki

każda i o promieniu równym odpowiednio największemu i najmniejszemu promieniowi powłoki stożkowej. Można przyjąć, że w przekroju $1/2$ kąt nachylenia linii ugięcia siły poprzeczne równają się zeru. W związku z tym, wa-



Rys. 2. Siły i momenty w powłoce



Rys. 3. Schemat pomocniczy powłoki stożkowej

Warunki brzegowe dla zastępczych powłok cylindrycznych o skończonej długości we wspomnianym przekroju przyjmują postać:

$$\left(\frac{dw}{d\xi}\right)_{\xi=\frac{l}{2R}} = 0$$

$$\left(\frac{d^3 w}{d\xi^3}\right)_{\xi=\frac{l}{2R}} = 0$$

gdzie: l — długość powłoki stożkowej (rys. 3),

R — promień odpowiedniej powłoki cylindrycznej.

Warunki brzegowe dla przekrojów zamocowania zastępczych powłok cylindrycznych o skończonej długości przedstawiają się, jak poniżej:

$$(w)_{\xi=0} = 0$$

$$\left(\frac{dw}{d\xi}\right)_{\xi=0} = 0$$

Dane liczbowe

Dla lewej części powłoki:

- $R = 165$ mm
- $l = 438$ mm
- $\delta = 2$ mm
- $p = 3,76$ kG/cm²
- $E = 2,1 \cdot 10^6$ kG/cm²
- $D = 1535$ kG/cm
- $\mu = 0,3$

Dla prawej części powłoki:

- $R = 73$ mm
- $l = 438$ mm
- $\delta = 2$ mm
- $p = 3,76$ kG/cm²
- $E = 2,1 \cdot 10^6$ kG/cm²
- $D = 1535$ kG/cm
- $\mu = 0,3$

Tabela 1

Zestawienie wyników obliczeń

Metoda obliczenia	Nr przekroju	α mm	T_1 kG/cm	M_1 kG	T_2 kG/cm	M_2 kG	σ_1 kG/cm ²	σ_2 kG/cm ²	w μ	
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń. Powłoka stożkowa	L L L	0	0	— — -24,25	-3,875 -3,875 -3,26	1,5 $1,27 \cdot 10^{-12}$ -7,3	-1,16 -1,174 -0,981	582 582 610	181 176 184	— $-5 \cdot 10^{-6}$ 0,959
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń. Powłoka stożkowa	L L L	I	20	— — -24,3	0,784 0,78 0,673	-44,4 -45,9 -44,4	0,2355 0,2365 0,214	117,6 117,0 222	257 266 254	18,07 18,13 14,12
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń. Powłoka stożkowa	L L L	II	56	— — -22,55	$-0,545 \cdot 10^{-2}$ $-0,505 \cdot 10^{-2}$ $-0,50 \cdot 10^{-2}$	-63,68 -65,18 -59,8	$-0,1635 \cdot 10^{-2}$ $-0,165 \cdot 10^{-2}$ $-0,312 \cdot 10^{-3}$	$81,7 \cdot 10^{-2}$ $75,7 \cdot 10^{-2}$ 113	321 326 298	25,66 25,66 19,18
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń. Powłoka stożkowa	L L L	III	94	— — -20,68	-0,0027 $-0,272 \cdot 10^{-2}$ $-0,263 \cdot 10^{-2}$	-61,89 -63,4 -55,1	$-0,813 \cdot 10^{-3}$ $-0,8 \cdot 10^{-3}$ $-1,53 \cdot 10^{-3}$	$40,7 \cdot 10^{-3}$ $40,8 \cdot 10^{-3}$ 104	310 317 275	25,04 24,98 16,78
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń. Powłoka stożkowa	L L L	IV	165	— — -17,1	$-4,56 \cdot 10^{-5}$ $-0,505 \cdot 10^{-5}$ $-111,9 \cdot 10^{-5}$	-62 -63,5 -49,6	$-1,37 \cdot 10^{-5}$ $-1,38 \cdot 10^{-6}$ $-107 \cdot 10^{-5}$	$0,685 \cdot 10^{-2}$ $0,68 \cdot 10^{-2}$ 85	310 317,5 248	25 25 13,65
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń.	L P	IV'	219	— —	$1,578 \cdot 10^{-6}$ $5,88 \cdot 10^{-11}$	-63,5 -27,3	$0,478 \cdot 10^{-6}$ $1,78 \cdot 10^{-11}$	$0,236 \cdot 10^{-3}$ $0,882 \cdot 10^{-4}$	317,5 136,5	25 4,75
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń. Powłoka stożkowa	P P P	V	265	— — -11,6	$-2,02 \cdot 10^{-8}$ $-1,965 \cdot 10^{-8}$ $-1,07 \cdot 10^{-3}$	-27,4 -27,3 -41,5	$-0,612 \cdot 10^{-8}$ $-0,595 \cdot 10^{-8}$ $-1,07 \cdot 10^{-3}$	$3,03 \cdot 10^{-6}$ $2,95 \cdot 10^{-6}$ 58	137 136,5 208	4,75 4,75 9,83
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń. Powłoka stożkowa	P P P	VI	365	— — -5,4	$6,44 \cdot 10^{-4}$ $6,44 \cdot 10^{-4}$ $-4,9 \cdot 10^{-4}$	-27,39 -27,30 -33,6	$1,95 \cdot 10^{-4}$ $1,95 \cdot 10^{-4}$ $-8,75 \cdot 10^{-4}$	$9,65 \cdot 10^{-3}$ $9,65 \cdot 10^{-2}$ 27	137 136,5 168	4,73 4,75 6,66
Powłoka cylind. niesk. Powłoka cylind. skoń. Powłoka stożkowa	P P P	VII	438	— — -0,753	-1,662 -1,66 -1,78	-0,1 $9,2 \cdot 10^{-20}$ -0,2	-0,504 -0,502 -0,530	249,5 249 270	76 75 81	0 $1,6 \cdot 10^{-20}$ $1,2 \cdot 10^{-3}$

L — lewa część powłoki P — prawa część powłoki

U w a g a: w przekrojach 0 i VII przemieszczenia promieniowe w i siły obwodowe T_2 powinny się równać zero. Podane w tabeli wartości są wynikiem niedokładności obliczeń (przyp. redakcji)

Wyniki obliczeń zostały podane w tabeli 1 oraz omówione we wnioskach.

2. Obliczanie powłoki stożkowej

Równania wyjściowe

Równania równowagi posiadają następującą postać:

$$L(U) + \frac{\mu}{R} V = E \delta V$$

$$L(V) - \frac{\mu}{R} U = -\frac{U}{D}$$

(S. P. Timoshenko „Theory of Plates and Shells” str. 457)

gdzie: μ — liczba Poissona,
 E — moduł Younga,
 δ — grubość powłoki,
 D — sztywność płytowa,
 R — promień biejący.

Operator $L(\dots)$ posiada następującą postać:

$$L(\dots) = \text{tg} \Theta X \frac{d}{dX} \frac{1}{X} \frac{d}{dX} X(\dots)$$

gdzie: U i V są funkcjami pomocniczymi ułatwiającymi zapis równania równowagi oraz ich rozwiązanie, a 2Θ — kąt wierzchołka stożka (rys. 3). Oś X biegnie wzdłuż tworzącej powłoki (patrz rys. 3).

W niniejszej pracy skorzystano z uproszczonych wyrażeń podanych przez S. P. Timoszenkę przy założeniu:

a) równomiernego rozkładu ciśnienia zewnętrznego

$$p = aX + p_0 = p_0$$

czyli $a = 0$

b) braku obciążenia osiowego przy $X = X_0$

$$T_{10} + N_{10} \cdot \text{tg} \Theta = 0$$

gdzie wskaźnik „1” określa kierunek działania siły, a wskaźnik „0” miejsce jej przyłożenia ($X = X_0$).

W wyniku rozwiązania równań równowagi otrzymuje się dla sił momentów i przemieszczeń promieniowych wyrażenia zależne od funkcji Schleichera i ich pierwszych pochodnych, których przybliżoną wartość można znaleźć w książce. W. Flügge „Statik und Dynamik der Schalen” r. 1934, str. 163.

Warunki brzegowe

Warunki brzegowe dla zamocowania sztywnego są następujące:

$$w_{X=X_0} = 0$$

$$V_{X=X_0} = 0$$

$$w_{X=X_{max}} = 0$$

$$V_{X=X_{max}} = 0$$

gdzie funkcja V charakteryzuje kąt ugięcia. Innymi słowy, ugięcia oraz kąty ugięcia równają się zero.

Dane liczbowe

Dane liczbowe obliczonej powłoki stożkowej są następujące:

$$2 \Theta = 23^\circ 30' \text{ min}$$

$$X_0 = 354 \text{ mm}$$

$$X_{max} = 801 \text{ mm}$$

$$R_{min} = 73 \text{ mm}$$

$$R_{max} = 165 \text{ mm}$$

$$p = 3,76 \text{ kG/cm}^2$$

$$E = 2,1 \cdot 10^6 \text{ kG/cm}^2$$

Wyniki obliczeń podane zostały w tabeli 1.

3. Obliczenie naprężeń

Dla obliczenia naprężeń normalnych w powłoce korzysta się z następujących wzorów:

$$\sigma_1 = \frac{T_1}{\delta} \pm \frac{6M_1}{\delta^2}$$

$$\sigma_2 = \frac{T_2}{\delta} \pm \frac{6M_2}{\delta^2}$$

gdzie: σ_1 — naprężenie normalne w kierunku osiowym,
 σ_2 — naprężenie normalne w kierunku obwodowym.
 Znak wybiera się taki, aby otrzymać największą wartość naprężeń.

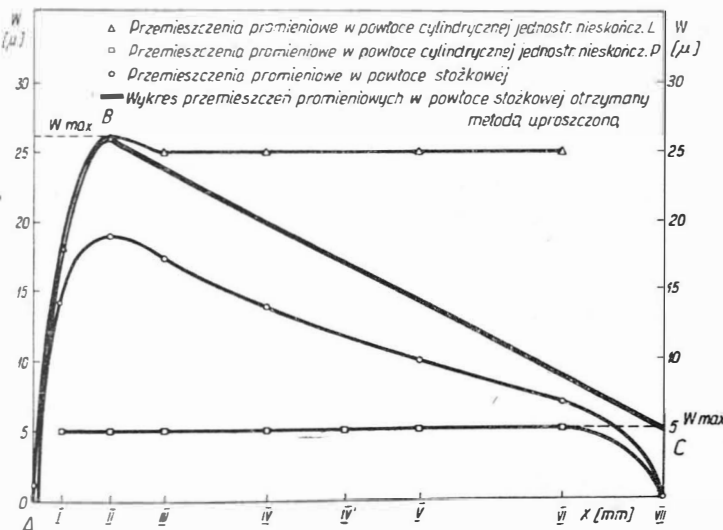
4. Opracowanie otrzymanych wyników

Wyniki obliczeń, otrzymane różnymi drogami, zostały zestawione w tabeli 1.

Porównując poszczególne wyniki można stwierdzić, że różnice między naprężeniami i odkształceniami przy obliczeniu powłoki jako cylindra jednostronnie nieskończonego i cylindra o skończonej długości jest nieznaczna. Nie ma więc potrzeby korzystać z bardziej pracochłonnego schematu (cylinder o skończonej długości) polepszającego wyniki tylko w minimalnym stopniu.

Należy więc przeprowadzić porównanie schematów pierwszego (cylinder jednostronnie nieskończony) i trzeciego (stożek). Schemat trzeci daje niewątpliwie dokładniejsze wyniki, ale wymaga dużego nakładu pracy. Dla celów porównawczych sporządzono wykresy przemieszczeń promieniowych i naprężeń normalnych, uzyskanych za pomocą dwóch powyższych schematów obliczeniowych.

Przemieszczenia promienicwe „w” (rys. 4) Otrzymane za pomocą schematu uproszczonego wielkości przemieszczenia są większe od wielkości uzyskanych za pomocą schematu dokładniejszego (powłoka stożkowa)



Rys. 4. Wykres przemieszczeń promieniowych

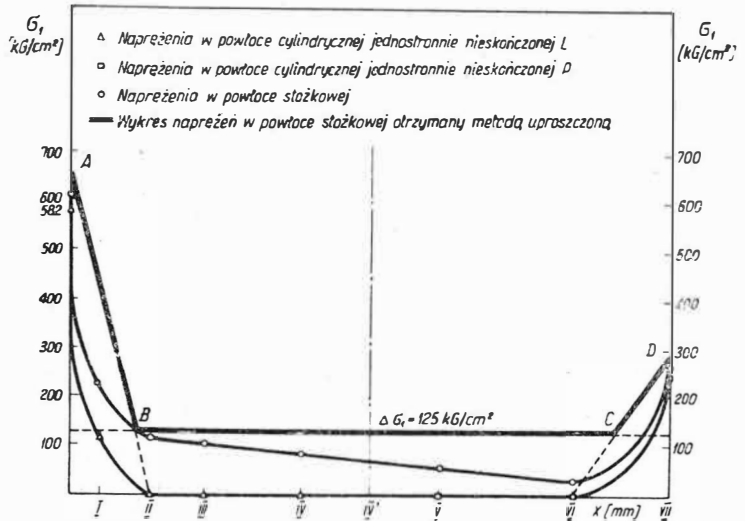
w przypadku przyjęcia $R = R_{max}$. Licząc powłokę stożkową jako powłokę cylindryczną jednostronnie nieskończoną o promieniu równym największemu promieniowi, otrzymuje się wyniki zwiększające współczynnik bezpieczeństwa.

Na podstawie wyników obliczeń dwóch powłok cylindrycznych (o promieniu równym $R = R_{max}$ i $R = R_{min}$) został zbudowany przybliżony rozkład przemieszczeń wzdłuż osi powłoki stożkowej. Przyjęto następującą metodę:

a) Dla części środkowej powłoki. Na wykresie przemieszczeń promienicwych powłoki cylindrycznej o promieniu równym $R = R_{max}$ (lewa część powłoki stożkowej), zaznaczono punkt w_{max} maksymalnej wielkości przemieszczenia (punkt B). W punkcie $x = 1$ odłożono w_{max} dla powłoki cylindrycznej o promieniu równym $R = R_{min}$ (punkt C). Otrzymane punkty B i C połączone ze sobą prostą. Prosta BC

charakteryzuje w sposób uproszczony i z pewnym zapasem rozkład przemieszczeń w części środkowej powłoki.

b. Dla części skrajnych powłoki. Gdy zbudowana prosta BC przecina wykres przemieszczeń dla powłoki cylindrycznej jednostronnie nieskończonej — rozkład przemieszczeń od przekroju zamocowania do tego punktu należy przyjąć taki, jaki otrzymano dla powłoki cylindrycznej jednostronnie nieskończonej. Dla rozważanego przykładu takim punktem jest punkt B. Krzywa AB charakteryzuje więc rozkład przemieszczeń przy lewym przekroju zamocowania powłoki. W ten sposób otrzymano łamaną krzywą ABC, przedstawiającą przybliżony rozkład przemieszczeń wzdłuż całej



Rys. 5. Wykres naprężeń normalnych σ_1

osi powłoki. Wielkości tej krzywej są większe od odpowiednich wielkości przemieszczeń obliczonych dla powłoki stożkowej, co daje pewien zapas bezpieczeństwa.

Naprężenia σ_1 (rys. 5).

Naprężenia dają wielkości nieco za niskie. W związku z tym poleca się wprowadzić poprawki:

- a) dla środkowej części powłoki,
- b) dla skrajnych części powłoki.

ad a) — Wielkości otrzymane przy obliczeniu powłoki cylindrycznej jednostronnie nieskończonej nie wykazują naprężeń osiowych. Jest to wynik nieuwzględnienia stożkowości powłoki. Na podstawie uproszczonego rozumowania można stwierdzić, że ciśnienie działające na stożek daje siłę osiową równą:

$$P = \pi (R_{max}^2 - R_{min}^2) p = \pi (16,5^2 - 7,3^2) \cdot 3,76 = 2590 \text{ kG}$$

Siła ta obciąża powłokę dodatkowym naprężeniem osiowym równym:

$$\Delta \sigma_1 = \frac{\pi (R_{max}^2 - R_{min}^2) p}{2\pi r \delta}$$

Jeżeli zamiast r podstawia się R_{max} , otrzymuje się dodatkowe naprężenie działające w przekroju o promieniu największym:

$$\Delta \sigma_1 = \frac{(R_{max}^2 - R_{min}^2) p}{2R_{max} \delta} = \frac{(16,5^2 - 7,3^2)}{2 \cdot 16,5 \cdot 0,2} = 125 \text{ kg/cm}^2$$

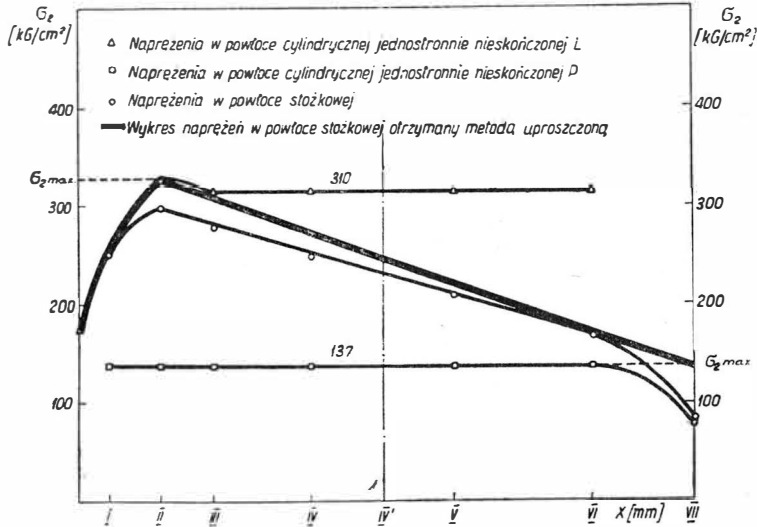
Nanosząc tę wartość na wykres, widać, że jest ona większa od naprężeń σ_1 obliczonych dla stożka. Jako kryterium wielkości naprężeń osiowych σ_1 w części środkowej powłoki można więc przyjąć wielkość $\Delta \sigma_1$ dla $r = R_{max}$.

ad b) — Naprężenia σ_1 na brzegach powłoki obliczone za pomocą schematu przybliżonego 1) są o 5% i 8% (odpowiednio dla lewego i prawego brzegu) mniejsze od tych, jakie wykazuje dokładniejsze obliczenie za pomocą schematu 3). W związku z tym poleca się podwyższyć uzyskane wartości o 15÷20%, co powinno dać wyniki pewniejsze z punktu

widzenia wytrzymałości (proponowany współczynnik bezpieczeństwa $k = 1,15 \div 1,20$).

Dla zbudowania rozkładu naprężeń σ_1 wzdłuż osi x -ów należy więc postąpić jak następuje:

- obliczyć poprawkę $\Delta\sigma_1$ uwzględniającą stożkowatość powłoki i nanieść tę wielkość na wykresie (prosta BC);



Rys. 6. Wykres naprężeń normalnych σ_2

- przemnożyć wielkość naprężeń σ_1 na brzegach powłoki (przy $x = 0$ i $x = 1$) przez współczynnik $k = 1,15 \div 1,20$. Nanieść te wartości na wykresie (punkty A i D);
- zaznaczyć na osi x -ów punkty, przy których σ_1 osiąga wielkość zerową. W naszym przypadku (patrz rys. 5) są to punkty oznaczone II i VI;

- połączyć prostymi punkty A i B z odpowiednimi punktami $\sigma_1 = 0$ (II i VI). Punkty przecięcia tych prostych z prostą $\Delta\sigma_1$ będą punktami załamania rozkładu naprężeń. Na wykresie punkty te oznaczono przez B i C. Krzywa ABCD będzie przybliżonym rozkładem naprężeń osiowych σ_1 .

Poszczególne wielkości otrzymanej krzywej są większe od wielkości otrzymanych za pomocą schematu trzeciego, co daje większy współczynnik bezpieczeństwa. Dla uzyskania konstrukcji z jeszcze większym zapasem bezpieczeństwa, w wyrażeniu dla $\Delta\sigma_1$ zamiast $r = R_{max}$ można przyjąć

$$r = R_{sr} = \frac{R_{max} + R_{min}}{2}$$

Naprężenia σ_2 (rys. 6)

Na podstawie wyników obliczeń za pomocą schematu 1) zbudowano wykres naprężeń obwodowych σ_2 wzdłuż osi powłoki. Dla zbudowania krzywej σ_2 zastosowano podobny sposób co w przypadku krzywej przemieszczeń. Otrzymany wykres daje nieco większe wartości naprężeń w porównaniu z wynikami uzyskanymi przy obliczaniu powłoki stożkowej.

5. Wnioski

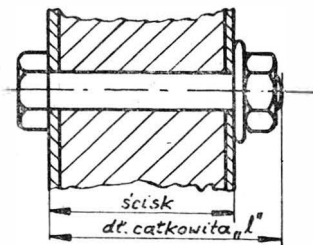
Wszystkie powyższe rozważania dotyczą tzw. powłok długich, których długość jest kilkakrotnie większa od średniego stożkowego można obliczać w pierwszym przybliżeniu, jako powłokę cylindryczną jednostronnie nieskończoną, uwzględniając następnie poprawki w sposób podany w rozdziale 4. Bardziej dokładne obliczenia, które są bez porównania pracochłonnejsze, należy przeprowadzić tylko w przypadku, gdy się okaże, że konstrukcja znajduje się na granicach wytrzymałości.

Inż. ADAM SKARBIŃSKI

Problem śrub stosowanych w konstrukcjach szybowcowych

Produkcja szybowcowa jest małoseryjna, stąd wyłania się problem zaopatrzenia zakładu w śruby, co poniżej zostanie omówione.

W szybowcach konstrukcji drewnianej i mieszanej stosuje się śrubę, jako podstawowy element, łączący dwie części ze sobą. Śruba w dokumentacji szybowcowej spełnia najczęściej rolę sworznia gwintowanego, pracującego na ścinanie; decydującą wielkością jest tu tak zwany ścisk (rys. 1).

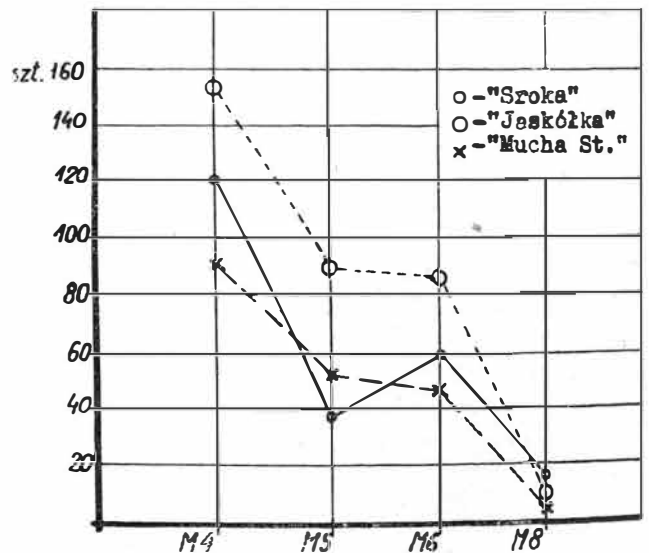


Rys. 1. Podstawową wielkością dla śruby szybowca konstrukcji mieszanej jest „ścisk”

Część gwintowana śruby, przy ustalonym typie nakrętki i podkładki, jest wielkością stałą dla danej średnicy. Długość całkowita śruby l równa jest długości ścisku i stałej części gwintowanej.

Wykaz śrub stosowanych w konstrukcjach szybowców: Sroka, Jaskółka i Mucha Standard, budowanych seryjnie, pokazuje, że powtarzają się średnice M4, M5, M6 i M8; inne wymiary występują wyjątkowo. Ten więc jedynie asortyment śrub, wykonanych w klasie dokładności H 11

będzie przedmiotem rozważań. Ilości śrub zastosowanych na jeden szybowiec zestawić można na wykresie (rys. 2).



Rys. 2. Wykres ilości śrub zastosowanych w szybowcach budowanych seryjnie

Dla każdej średnicy śrub, występujących w danym szybowcu, wyznaczono ilości sztuk o danej długości. Przykład tej analizy dla śrub M5 podano na rys. 3. Następnie zestawiono w tekstach asortyment śrub według długości (tab. 1).

l/mm/	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	40	45	48	50	58	il. dż.	%
Sroka				X					X	X	X		X	X	X	X		X			X		X	X	X						X	X		14	58
Jaskółka				X	X				X	X	X		X	X	X	X		X	X	X	X	X	X	X	X	X		X	X					16	67
Mucha St.												X	X	X	X	X		X	X				X	X	X						X	X		13	54
Razem			X	X	X				X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X				X	X	X	24	100

Tab. 1. Tabelaiczne zestawienie asortymentu długości śrub M5

l/mm/	7	8	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	40	43	45	47	48	49	50	56	58	59	70	78	82	il. śr.	il. asort.	%		
M4	1	8	4	2		2	3	4	1	8	4	2	6	9	4	1	6	2	2	1	3	6	7	8		1	1	2	3	1									8								364	25	57
M5			1	4	2		1	2	2	6	2	2	8	18	16	12	8	13	6	7	6	5	4	3								1					1	2	1						181	24	55		
M6					4	8					4		8	6	5	8	10	10	13	1	12	1	8	17	5						8	13	4	4	13	2			2	2	5	3	1	1	2	191	29	66	
M8						3				1				4	2	2				8						6	2		4	1								2	1						36	12	27		

44 różne długości = 100%

Tab. 2. Wykaz długości i ilości śrub zastosowanych w szybowcach: Sroka, Jaskółka i Mucha Standard

l/mm/	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	40	45	48	50	58	il. dż.	Ilość sztuk	Razem			
Sroka				1					1	1		2	18	1	4	1		1	1	2				1	1	2							1	3	14			3	14	6	nienorm.	38	
Jaskółka				4	2			1	2	5		6	12	8	4	8		6	4	6	2	1	16															16	31	nienorm.	89		
Mucha St.									1	2	4	17	3	4	4		2	2	4	1			2	24				1									2	8	13	27		nienorm.	54
Razem				1	4	2		1	2	2	9	22	18	12	8	13	6	7	6	5	4	3	19															1	21	24	64	nienorm.	

Tab. 3. Wykaz asortymentu długości śrub M5

Każdy szybowiec posiada rozbudowany asortyment długości śrub (nawet w obrębie jednej średnicy), lecz asortyment ten poszerza się znacznie przy zestawieniu kilku szybowców razem. Ten przypadek ma miejsce w przedsiębiorstwie, które buduje równocześnie kilka typów. Tak więc na przykład asortyment długości śrub M5 szybowca Sroka (14 rodzajów) stanowi 58% całego asortymentu śrub, potrzebnego do 3 szybowców (24 rodzaje długości: 10-12, 15-25, 27-32, 38, 48, 50 i 58 mm).

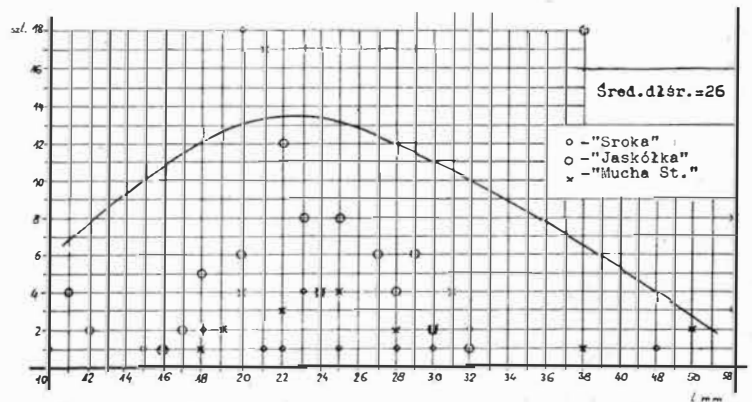
Przy zestawieniu długości śrub dla wszystkich rodzajów (M4, M5, M6 i M8) otrzymuje się ogromny asortyment 44 długości (tab. 2).

Zagadnienie asortymentu długości śrub byłoby niepełne bez wykazania ilości śrub, przypadających na daną długość (tab. 3).

Tabele zestawione dla M4, M5, M6 i M8 obejmować mogą równocześnie dalsze zagadnienie. Mianowicie w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym postanowiono uważać za normalną długość śruby tę, która kończy się na cyfry 0, 2, 5 i 8*). We wspomnianych tabelach można postawić pod długościami śrub, występującymi w konstrukcji szybowca, długości tak zwane normalne (por. tab. 3).

Analiza pierwszego zagadnienia, a mianowicie ilości śrub, występującej przy danej długości, wykazuje, że często są to minimalne ilości sztuk dla jednego szybowca, a równocześnie długości te nie pokrywają się z innymi, nawet przy zestawieniu trzech szybowców (np. dla M4 — l = 16 mm występuje raz tylko dla szybowca Sroka). A więc, niezależnie od omawianego poprzednio rozbudowanego asortymentu długości, otrzymuje się w niektórych pozycjach karykaturalnie małą ilość jednakowych długości. Co otrzymuje się po podciągnięciu śrub do najbliższych większych długości normalnych?

Pod względem asortymentu rozpatrywanego indywidualnie dla danej średnicy śruby oraz danego szybowca — ilość zmniejszyła się (np. dla M5 w szybowcu Sroka z 14 rodzajów długości — na 11 normalnych itd.). Cyfr tych nie można jednak brać bezkrytycznie, bowiem może się zdarzyć taki skrajny przypadek, że wszystkie nienormalne długości zostaną zastąpione normalnymi, to znaczy, że rząd długości śrub przesunie się jedynie na zestawieniu w prawo (dłu-



Rys. 3. Wykaz śrub M5, zastosowanych w poszczególnych typach szybowców

gości podciąga się zawsze pod dłuższe, normalne), a ilość długości nienormalnych i normalnych pozostanie nadal ta sama. W takim przypadku nie otrzymuje się żadnej korzyści z przemiany śrub nienormalnych na normalne. Jest to jednak pozorne, bowiem przy podciągnięciu długości pod normalne, podciąga się pod takie, które będą równocześnie wykorzystane dla innych szybowców w obrębie jednej średnicy, a nawet wszystkich średnic i szybowców.

* Szereg zgodny z normą państwową na śruby lotnicze PKN-L-82130.

l /mm/	8	10	12	15	18	20	22	25	28	30	32	35	38	40	42	45	48	50	52	55	58	60	70	78	92	il. szr.	il. asort.	%
M4	9	6	36	51	96	20	50	7	8	16	1						8									364	13	59
M5		1	6	1	12	20	24	33	13	11	7		19				1	2		11						181	14	64
M6			4	8	4	8	11	39	36	9	17	5	214			172	4		8	1	1	2	191			191	19	86
M8				3		1	4	4		8	6	2	4			1						2	1			36	11	50

22 różne długości = 100 %

Tab. 4. Wykaz znormalizowanych długości i ilości śrub w szybowcach Sroka, Jaskółka i Mucha Standard

W zestawieniu ogólnym dla danej średnicy śruby asortyment znacznie się pomniejszył (np. tab. 3 — dla M5: z 24 na 14).

Zestawienie długości normalnych wszystkich średnic śrub, występujących w szybowcach podaje tab. 4.

Porównując te wartości z danymi tab. 2 widać, że ilość asortymentu śrub nienormalnych (44) zmalała przy śrubach normalnych do połowy. Wytypowany szereg długości śrub pozwala więc na produkowanie dużej ilości śrub przy stosunkowo niedużym rozbiściu na poszczególne długości.

Interesujące jest, jaka część śrub — przewidywana przez konstruktora — musi ulec dodatkowej przeróbce warsztatowej ze względu na inną długość. Tabela 5 podaje ilości sztuk śrub normalnych i nienormalnych z wykazów poszczególnych średnic (por. tab. 3). Wyliczony procent odnosi się do udziału śrub normalnych w ilości całkowitej, przypadającej na dany szybowiec. Procent ten waha się od 58% dla Jaskółki, do 87% dla Sroki. Średnio dla wszystkich 3 szybowców — 68%. Znaczy to, że około 1/3 wszystkich śrub należy poddać dodatkowej obróbce.

	M4				M5				M6				M8				Razem			
	Σ	Nie	N	%	Σ	Nie	N	%	Σ	Nie	N	%	Σ	Nie	N	%	Σ	Nie	N	%
Sroka	120	11	109	91	38	6	32	94	60	11	49	82	17	3	14	83	235	20	215	87
Jaskółka	154	57	97	63	89	31	58	65	86	46	40	47	12	9	3	25	341	19	360	58
Mucha St.	90	24	66	73	54	27	27	50	45	20	25	55	7	2	5	71	196	12	208	53
Razem	364	92	272	75	181	64	117	65	191	77	114	60	36	14	22	61	772	52	824	68

Tab. 5. Wykaz śrub normalnych (N) i nienormalnych (Nie)

Przy podciąganiu śrub do długości normalnych, obowiązywała zasada dobierania do najbliższych dłuższych śrub. Szereg 0, 2, 5 i 8 daje możliwość zwiększenia długości dowolnej jedynie o 1 względnie 2 mm (np. gdy występuje długość 21 — to najbliższa normalna będzie 22 mm, dla 23 — będzie 25 mm). Na podstawie wykazu asortymentu długości śrub (tab. 3) można teraz dla M4, M5, M6 i M8 sporządzić wykazy normalnych śrub do przerobienia na żądanie dla szybowców (np. dla M5 — tab. 6).

Przerobienie warsztatowe śrub będzie polegało na ucięciu 1 względnie 2 mm długości i dogwintowaniu o tę samą wartość.

Z przytoczonej analizy można wyciągnąć następujące wnioski:

1. Należy wprowadzić zasadę, że konstruktor stosuje długości śrub normalne, to znaczy kończące się na 0, 2, 5 lub 8. Można to osiągnąć przez wprowadzenie do konstrukcji odpowiedniej długości ścisku śruby. Ścisk ten ze stałą długością części gwintowanej da normalną długość śruby.

2. Zakład powinien posiadać pełen asortyment śrub normalnych. Jak widać z tabeli 4 — śruby normalne występują w pełnym zakresie od 10 do 38 mm (10-12-15-18 mm, 20-22-25-28 mm, 30-32-35-38 mm) oraz rzadziej od 40 do 92 mm.

3. Zakład powinien być wyposażony w narzędzia, które pozwolą — po obcięciu jednego lub dwóch milimetrów —

4 szt z l=120 obciąć na 11, czyli 11 mm

2	"	=18	"	"	-16	"	2	"
2	"	=18	"	"	-17	"	1	"
2	"	=20	"	"	-19	"	1	"
18	"	=22	"	"	-21	"	1	"
12	"	=25	"	"	-23	"	2	"
8	"	=25	"	"	-24	"	1	"
5	"	=28	"	"	-27	"	1	"
5	"	=30	"	"	-29	"	1	"
4	"	=32	"	"	-31	"	1	"

Tab. 6. Wykaz normalnych śrub M5 do przerobienia na żądanie dla szybowców: Sroka, Jaskółka i Mucha Standard

dogwintować śrubę powtórnie na długość stałą dla danej średnicy, wynikającą z wysokości normalnej podkładki i nakrętki.

W ten sposób można całkowicie załatwić ciężki problem śrub w konstrukcjach szybowcowych.

Przy okazji rozpatrywania problemu śrub od strony produkcyjnej, można uzyskać dane dla ciężarów śrub, przypadających na jeden szybowiec. Tabela 7 podaje przeliczone ciężary śrub stalowych.

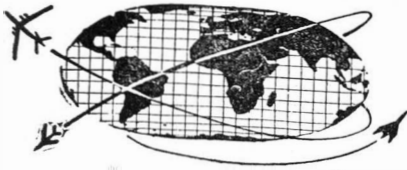
	M4 l=20; 0=3,0		M5 l=26; 0=5,4		M6 l=32; 0=8,9		M8 l=30; 0=15		Razem	
	Il. szt.	Ciężar kG	Il. szt.	Ciężar kG	Il. szt.	Ciężar kG	Il. szt.	Ciężar kG	Il. szt.	Ciężar kG
Sroka	120	0,36	38	0,205	60	0,53	17	0,255	235	1,352
Jaskółka	154	0,46	89	0,48	86	0,77	12	0,18	341	1,887
Mucha St.	90	0,27	54	0,29	45	0,40	7	0,105	196	1,064

Tab. 7. Wykaz ciężarów śrub zastosowanych w szybowcach

Dla poszczególnych średnic śrub obliczona została „średnia długość” śruby (por. rys. 3). Te długości przyjęto do przeliczenia ciężarów. Z zestawienia wynika, że szybowiec Jaskółka wozi prawie 2 kG śrub stalowych.

„Wesołych Świąt” i „Dosiego Roku” wszystkim sympatykom lotnictwa życzy

Redakcja



NOWOŚCI TECHNICZNE

WSPÓLPRACA PRZEMYSŁU ANGIELSKIEGO I FRANCUSKIEGO W DZIEDZINIE NADDŹWIĘKOWYCH SAMOLOTÓW PASAŻERSKICH

Anglia i Francja nawiązują współpracę w dziedzinie rozwoju naddźwiękowych samolotów pasażerskich. Firmy Vickers i Hawker przystąpiły do projektowania samolotów o dużym zasięgu, o prędkościach równych 2000 i 3200 km/h. Koszty prac rozwojowych mają pokrywać wspólnie oba państwa. Ponadto firmy Sud-Aviation i Marcel Dassault pracują nad samolotem o średnim zasięgu, o prędkości odpowiadającej $Ma = 2$. Ma to być samolot „Super-Caravelle”, zaopatrzone w cztery silniki, prawdopodobnie produkcji angielskiej. Przypuszcza się, że samolot ten będzie miał możliwość pionowego, a przynajmniej krótkiego startu i lądowania. Próby prototypu w locie mają rozpocząć się w 1963 r.

W.K.

SAMOLOT PIONOWEGO STARTU O PRĘDKOŚCI $Ma = 2$

W stadium projektowania znajduje się samolot pionowego startu Bell D-188A, który w locie poziomym będzie rozwijał prędkość odpowiadającą $Ma = 2$. Samolot będzie zaopatrzone w osiem silników turbinowo-odrzutowych General Electric J85 o ciągu ok. 1200 kG; cztery z nich będą zamocowane na końcach skrzydeł, dwa w środkowej części kadłuba i dwa w ogonie. Wszystkie silniki mają być zamocowane w sposób przechyłny, dzięki czemu będą mogły służyć zarówno do wytwarzania wyporu, jak i do napędu samolotu w locie poziomym.

W.K.

MOŻLIWOŚĆ POLEPSZENIA OSIĄGÓW PIERŚCIENIOPŁATÓW

Prof. dr E. A. Eichelbrenner z uniwersytetu w Poitiers stwierdził możliwość znacznego polepszenia aerodynamicznych właściwości pierścieniopłatów przez zakrzywienie profilu pierścieniowego skrzydła. Wyniki rozważań teoretycznych zostały potwierdzone pomiarami tunelowymi w niemiecko-francuskim instytucie badawczym w St. Louis. Pomiary te wykazały, że maksymalny współczynnik wyporu można w ten sposób zwiększyć o ok. 33% przy równoczesnym zmniejszeniu współczynnika oporu również o około 33%. W zakresie mniejszych kątów natarcia, odpowiadających prędkości przelotowej, można uzyskać zmniejszenie oporu o ok. 15%.

Zwiększenie doskonałości skrzydła umożliwi zwiększenie ciężaru użytecznego projektowanych obecnie pierścieniopłatów oraz skrócenie drogi przejścia od lotu pionowego do lotu poziomego (we wcześniejszych projektach ciężar użyteczny musiano ograniczać głównie ze względu na warunki przechodzenia od jednej fazy lotu do drugiej).

W.K.

POŁĄCZENIE SAMOLOTU O KRÓTKIM STARCIE Z „PODUSZKOWCEM”

Amerykańska firma Vertol zaprojektowała i przebadła w tunelu aerodynamicznym samolot zaopatrzone — podobnie jak „poduszkowce” — w obudowany wentylator. Przed startem wentylator unosi samolot na wysokość 60—90 cm, po czym samolot startuje w sposób właściwy samolotom krótkiego startu. W celu skrócenia startu z krawędzi spływu skrzydeł jest wydmuchiwane powietrze.

W.K.

SAMOLOT KOSMICZNY „DYNA-SOAR”

Amerykańskie siły powietrzne zawarły z firmą Boeing umowę na rozwój i budowę jedenastu samolotów kosmicznych „Dyna-Soar”. „Dyna-Soar” ma być samolotem o ukła-

dzie wąskiej „dety”, zaopatrzone w napęd rakietowy; będzie on wystrzelony z Ziemi za pomocą rakiet nośnych. Prędkość samolotu ma dochodzić do 25 000 km/h. Rozważa się możliwość zastosowania samolotu „Dyna-Soar” jako bombowca zdalnie sterowanego.

Trzy z zamówionych samolotów będą użyte do prób na ziemi, cztery — do prób w locie bez załogi i cztery — do prób w locie z załogą. Początkowo będą one wystrzelane za pomocą rakiet „Titan”, następnie — za pomocą rakiet „Centaur” lub „Saturn”, które umożliwią osiągnięcie prędkości orbitalnej. Próby z załogą przewidują wystrzelenie samolotu z przylądka Cape Canaveral, okrążenie Ziemi w czasie 90 minut i lądowanie lotem ślizgowym w Kalifornii.

Pierwszy lot, bez napędu, planuje się na rok 1962, przy czym „Dyna-Soar” zostanie wypuszczony z samolotu B-52. Pierwszy podorbitalny lot nie nastąpi wcześniej niż w 1964 r. Część programu rozwojowego będzie polegać na badaniach zagadnień prędkości dochodzących do 24 000 km/h, początkowo bez załogi, później z załogą. Dotychczas na rozwój samolotu przyznano 53 mln dolarów; całkowity koszt ma wynieść 200 mln dolarów.

W.K.

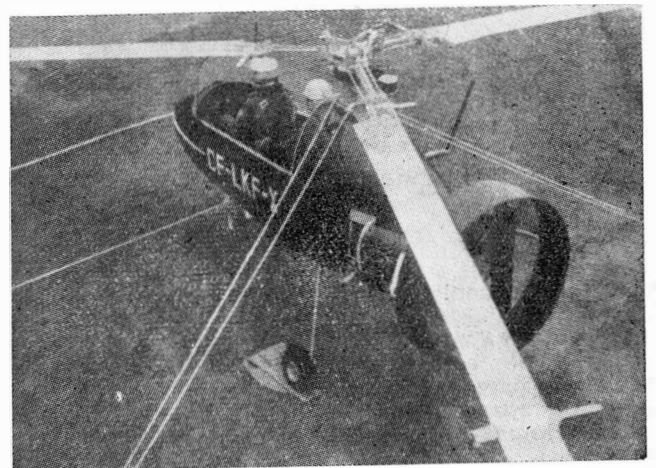
KONCEPCJA WYKORZYSTANIA SAMOLOTU F-105 DO CELÓW KOSMICZNYCH

M. A. Zipkin i J. M. Nucci uważają, że samolot myśliwsko-bombowy Republic F-105 „Thunderschieff” mógłby zostać użyty do wystrzeliwania dwustopniowych rakiet o ciężarze 4700 kG, za pomocą których można by umieszczać na orbicie satelity o ciężarze 54 kG. Samolot ten mógłby również służyć do wystrzeliwania rakiet-sond na wysokość 550 km, w porównaniu z wysokością 310 km w przypadku wystrzelenia rakiety z Ziemi.

W.K.

WIATRAKOWIEC ZE ZBIORNIKIEM SPRĘŻONEGO POWIETRZA DO NAPĘDU WIRNIKA W CZASIE STARTU

W kanadyjskiej wytwórni Avian Industries skonstruowano wiatrakowiec Avian „Gyroplane”. Jest on zaopatrzone w trójłopatowy wirnik i obudowane śmigło pchające. Cechą charakterystyczną wirnika jest sterowanie za pośrednic-



twem pomocniczych kłapek, umieszczonych w pobliżu końców łopatek. Dzięki zamocowaniu kłapek w dużej odległości od osi łożat uzyskano dużą stateczność dynamiczną, brak drgań i małe siły sterowania. Stalowe łopaty wirnika są chronione przed wpływami atmosferycznymi pokryciem z tworzywa sztucznego. Z tyłu kadłuba, za dwumiejscową kabiną, zabudowany jest silnik Lycoming, napędzający

obudowane śmigło. Ten rodzaj śmigła wybrano ze względu na możliwość uzyskania większego ciągu i lepszej sterowności samolotu; obudowane śmigło zmniejsza poza tym hałas i niebezpieczeństwo wypadku. W celu skrócenia startu i lądowania zaopatrzone wiatrakowic w zbiornik sprężonego powietrza (zbiornik jest wykonany z tworzywa sztucznego); sprężone powietrze napędza wirnik uchodzący przez dysze, umieszczone na końcach łopat. Napęd wirnika sprężonym powietrzem, dającym moc ok. 250 KM, umożliwia — poza startem i lądowaniem na małej przestrzeni — wykonywanie w czasie lotu pionowych, 60-metrowych „skoków”. W czasie lotu poziomego część mocy silnika (ok. 5 KM) jest wykorzystywana do napędu sprężarki, która tłoczy powietrze do zbiornika.

W.K.

UCISZACZ DO ŚMIGŁOWCÓW

W Niemczech zbudowano urządzenie do uciszania tłokowych silników śmigłowców, które zmniejsza hałas wytwarzany przez śmigłowic co najmniej o 75%. Wynalazek ten ma szczególne znaczenie w przypadku użytkowania śmigłowców na terenach gęsto zaludnionych.

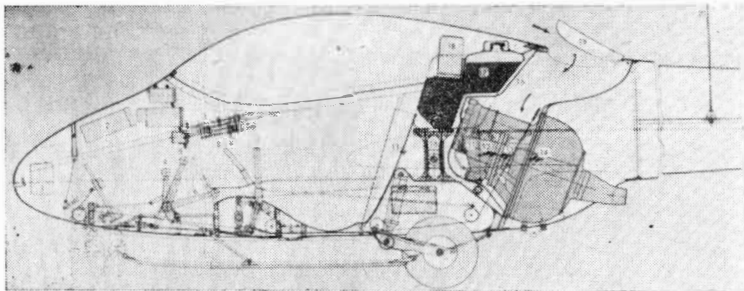
W.K.

SZYBOWIEC Z NAPĘDEM ODRZUTOWYM

W oparciu o szybowiec wyczynowy H 30 zbudowano w Niemczech Zachodnich szybowiec zaopatrzone w silnik turbinowo-odrzurowy B.M.W. 8025 o ciągu 36 kG. Nowy szybowiec, noszący oznaczenie H 30 TS, ma zwiększoną rozpiętość skrzydeł (15,0 m zamiast 13,6 m), dzięki czemu obciążenie jego powierzchni nośnej nie uległo zmianie, to jest wynosi 33 kG/m². Szybowiec z silnikiem waży 320 kG, bez silnika — 225 kG. Po wybudowaniu silnika szybowiec H 30 TS może być stosowany, jako szybowiec H 30 S, w klasie „Standard”.

Silnik został zabudowany za siedzeniem pilota, w środku ciężkości szybowca i oddzielony od zbiornika paliwa i kabiny pilota ścianą ogniową. Powietrze do silnika jest doprowadzane przez zamykany klapą wlot, umieszczony za osłoną kabiny. Duże wycięcie w dolnej części kadłuba umożliwia szybkie wybudowanie silnika; wycięcie jest zamykane blaszaną pokrywą z lekkiego stopu. Silnik uruchamia się — na ziemi i w powietrzu — za pomocą elektrycznego rozrusznika, który czerpie prąd z akumulatora pokładowego. Czas rozruchu i przyspieszenia silnika do pełnej prędkości obrotowej nie przekracza 40 sek.

Pełny zapas paliwa — 20 l — pozwala na osiągnięcie wysokości 2500 m, lub na czterokrotne, po starcie i nabraniu wysokości 500 m, wzniesienie się w czasie lotu na wysokość 500 m. Biegunowa prędkości opisanego szybowca wskazuje,



że w czasie wznoszenia najkorzystniejsza prędkość po torze, umożliwiająca osiągnięcie największego zasięgu w przypadku przelotu o charakterze „wznoszenie — lot ślizgowy”, równa się 112 km/h; największa prędkość wznoszenia wynosi 2,5 m/sek przy prędkości po torze 108 km/h, najmniejsza prędkość opadania — 0,60 m/sek przy prędkości po torze ok. 80 km/h.

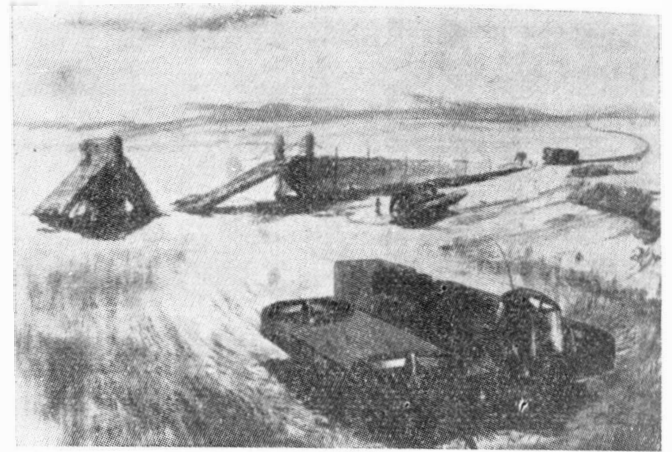
Zastosowanie silnika miało na celu przede wszystkim zapewnienie szybowcowi samodzielnego startu; silnik umożliwia ponadto „przeskakiwanie” obszarów atermicznych i unikanie lądowania, w razie konieczności przerwania lotu, w nieodpowiednim terenie oraz pozwala na powrót szybowca po dokonanym przelocie. Szybowiec z silnikiem może wykonywać ekonomiczne przeloty metodą „wznoszenie — lot ślizgowy”.

W porównaniu z silnikiem tłokowym zaletą silnika turbinowo-odrzurowego w zastosowaniu do napędu szybowców jest mniejszy ciężar zabudowy silnika, a przede wszystkim możliwość umieszczenia silnika w kadłubie, co nie psuje doskonałości szybowca i nie odbiera właściwego mu charakteru. Należy zaznaczyć, że zastosowany na szybowcu H 30 TS silnik został przerobiony z silnika przemysłowego B.M.W.6002 i w związku z tym nie może być pełnowartościowym napędem szybowca, gdyż ma stosunkowo duże wymiary i duży ciężar wynoszący 38 kG. Bardziej odpowiedni do tego celu byłby opisywany już w „Nowościach Technicznych” (Technika Lotnicza zes. 5) amerykański silnik Williams Research Corp., który przy ciągu 32 kG waży tylko 10 kG.

W.K.

NOWOŚCI Z DZIEDZINY „PODUSZKOWCÓW”

Ze względu na dużą rolę, jaką pojazdy poruszające się na poduszce powietrznej mogą odegrać na obszarach pozbawionych dróg i linii kolejowych, są one przedmiotem wzrastającego zainteresowania. Do prac w tej dziedzinie przystępuje coraz więcej firm lotniczych. Należy do nich m.in. firma Vickers, która na podstawie umowy z firmą Saunders Roe ma rozpocząć prace nad dwoma typami „poduszkowców”. Podano również do wiadomości, że firma Hawker-Siddeley wyznaczyła podległą jej wytwórnię Folland Aircraft jako ośrodek rozwojowy tego rodzaju pojazdów.



Przeprowadza się studia teoretyczne nad możliwościami zastosowania „poduszkowców”; rozważa się m.in. możliwość budowy „poduszkowców” transatlantyckich, przy czym za podstawę przyjmuje się hypotetyczny pojazd o prędkości 230 km/h, mogący przebyć Atlantyk w ciągu 24 godzin. Koszty eksploatacji takiego pojazdu byłyby znacznie niższe od kosztów eksploatacyjnych samolotów. Obliczono również, że „poduszkowic”, o ciężarze 1000 T, użyty do ruchu na kanale La Manche, mógłby zastąpić pięć statków o wyporności 3500 T; koszty eksploatacyjne w przypadku prędkości 130—185 km/h nie byłyby wyższe od kosztów eksploatacyjnych statków o prędkości 30—35 km/h. Koszt budowy 1000-tonowego „poduszkowca” byłby cztery razy wyższy od kosztu budowy statku o wyporności 3500 T.

Budowane obecnie „poduszkowce” mają na celu sprawdzenie ich zachowania się nad różnymi rodzajami terenu, zbadanie sterowności, wpływu wiatru i warunków klimatycznych, kwalifikacji wymaganych od kierowcy, wygody pasażerów oraz określenia kosztów eksploatacyjnych.

Główną trudność w dalszym rozwoju „poduszkowców” stanowi duża strata mocy na wytwarzanie osłony powietrznej wokół poduszki nośnej. Gdyby udało się rozwiązać to zagadnienie, zniknęłoby również niekorzystne zjawisko powstawania wokół pojazdu chmury kurzu lub rozpylonej wody.

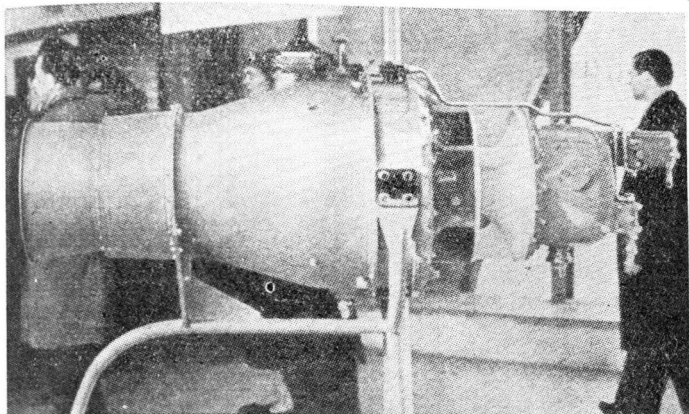
W. K.

MAŁE SILNIKI TURBINOWE „PIRNA”

W Niemieckiej Republice Demokratycznej, w ośrodku rozwojowym VEB w miejscowości Pirna (znanym ze skonstruowania silnika turbinowo-odrzurowego „Pirna 014” do samolotu pasażerskiego VEB 152), zbudowano trzy odmiany

silnika turbinowego o mocy 130 eKM — „Pirna 017”. Znajdują się one w stadium rozwoju i prób już od 1955 r. i są przeznaczone do zastosowania w lotnictwie i przemyśle.

Pierwsza z tych odmian, 017A, została zbudowana jako silnik doświadczalny i nie była produkowana. Podobnie jak dwie pozostałe odmiany ma ona sprężarkę odśrodkową i od-



dzielną turbinę napędową. Moc nominalna wynosi 130 eKM przy 32 000 obr./min i jednostkowym zużyciu paliwa 0,640 kG/eKWh; wydatek powietrza — 1,4 kG/sek; spręż — 3,1; ciężar łącznie z rozrusznikiem i osprzętem — 120 kG, co daje stosunek ciężaru do mocy ok. 0,92 kG/eKM.

Podczas prac nad silnikiem doświadczalnym zbudowano pierścieniową komorę spalania z odśrodkowym wtryskiem paliwa (wzorowaną na komorze spalania silników Turbomeca). Ponadto zaprojektowano wymienniki ciepła, mające na celu obniżenie jednostkowego zużycia paliwa. Pierścieniową komorę spalania i wymienniki ciepła zastosowano w silniku „Pirna 017D”, przeznaczonym do celów przemysłowych. Ciężar tego silnika wzrósł do ok. 200 kG, a jednostkowe zużycie paliwa obniżyło się o ok. 40%, to jest do 0,380—0,400 kG/eKWh. Moc pozostała nie zmieniona, to jest 130 eKM przy 32 000 obr./min.

Odmiana 017E jest przeznaczona do napędu samolotów ćwiczebnych i urządzeń naziemnych. Moc wynosi 130 eKM, jednostkowe zużycie paliwa — 0,600 kG/eKWh, ciężar — 100 kG.

W. K.

SILNIK DWUPRZEPLYWOWY ROLLS-ROYCE R. B. 163

Podano pewne szczegóły dwuprzepływowego silnika turbinowo-odrzutowego Rolls-Royce R. B. 163, przeznaczonego do pasażerskiego samolotu De Havilland D.H. 121. Sprężarka silnika składa się z 4-stopniowego zespołu niskiego ciśnienia i z 12-stopniowego zespołu wysokiego ciśnienia. Sprężarka ta zapewnia wyjątkowo wysoki spręż $16 = 1$. Stosunek wydatku powietrza w kanale zewnętrznym do wydatku powietrza przez komorę spalania wynosi 1,05, wydatek całkowity — 92 kG/sek; ciężar silnika — 1050 kG. Silnik jest wyposażony w odwracacz ciągu i uciszacz.

Osiągi silnika:

- ciąg startowy — 4470 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,578 kG/kG/h;
- maks. ciąg trwały — 4290 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,570 kG/kG/h.

W warunkach lotu z prędkością 875 km/h na wysokości 7600 m jednostkowe zużycie paliwa wynosi 0,78—0,81 kG/kG/h.

Próby pierwszego silnika mają rozpocząć się w listopadzie br. Początek prób w locie przewiduje się na listopad 1963 r.

W. K.

NOWE MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWAŃ SILNIKÓW PRZEPLYWOWYCH

Antonio Ferri podał propozycję wprowadzania satelitów na orbity za pomocą pojazdu, który w czasie startu i przyspieszania do prędkości $Ma = 3,5$ byłby napędzany silnikami turbinowo-odrzutowymi; silniki strumieniowe o spalaniu poddźwiękowym nadawałyby pojazdowi prędkość odpowiadającą $Ma = 7$. Powyżej tej prędkości zaczynałyby pra-

cować silniki strumieniowe o spalaniu naddźwiękowym. Paliwem i czynnikiem chłodzącym silniki byłyby wodór. Jakkolwiek przyspieszenia uzyskane za pomocą opisanego układu napędowego byłyby stosunkowo małe, końcowa prędkość równałaby się prędkości orbitalnej. Według Ferriego tego rodzaju układ napędowy umożliwiłby umieszczenie na orbicie ciężaru użytecznego równego 4500 kG.

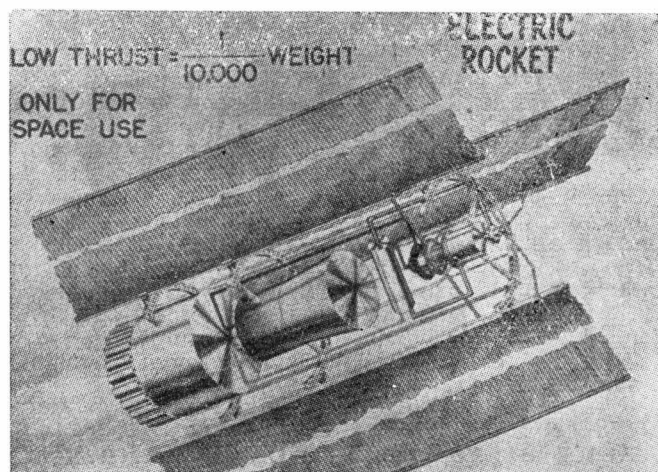
Podobne pojazdy mogłyby również służyć do wystrzelania rakiet balistycznych i rakiet-sond.

W. K.

PERSPEKTYWY ROZWOJOWE NAPĘDÓW JĄDROWO-ELEKTRYCZNYCH

Zgodnie z przewidywaniami specjalistów napędy jądrowo-elektryczne mają odegrać poważną rolę już w latach 1965—1970, jakkolwiek jeszcze przed dwoma laty sądzono, że tego rodzaju układy napędowe będą stosowane w znacznej odległej przyszłości. Pomyślny przebieg realizacji amerykańskiego planu budowy małego reaktora i pierwsze próby małych silników jonowych i plazmowych pozwolą na zbudowanie w najbliższych latach układu użytkowego, którym będzie 30-kilowatowy „Snap 8”. Dowództwo amerykańskich sił powietrznych przewiduje możliwość rozpoczęcia w najbliższej przyszłości badań nad układami o mocy 300 kW i wykazuje konieczność budowy jednostek o mocy 1000 kW.

W układzie „Snap 8” ma być zastosowany reaktor, nad którym pracuje obecnie firma North American, oraz prądnica napędzana turbiną; ten drugi zespół (tzw. konwerty) rozwija firma Aerojet-General. Pierwszym silnikiem raki-



etowym, który ma pracować w połączeniu z tym układem, ma być silnik jonowy o ciągu 0,045 kG. Później ma być zastosowany silnik plazmowy, nad którym wstępne prace badawcze prowadzi, na zamówienie NASA, m.in. firma Avco wspólnie z General Electric. Silnik będzie dawał ciąg ok. 0,23 kG w okresie szeregu miesięcy, paliwo ma stanowić ciekły wodór podgrzewany za pomocą łuku elektrycznego.

Konwerty firmy Aerojet o trwałości 90 dni ma być gotowy w ciągu 3,5 lat, następny o trwałości jednego roku — w ciągu 5 lat. Zespół ten, ważący 295 kG, będzie się składał z węzownicy, w której będzie podgrzewany przez reaktor ciekły metal (np. potas lub rubid), przechodzący następnie przez boiler, przez który będzie przeprowadzona węzownica zawierająca, prawdopodobnie, rtęć; pary rtęci będą zasilać turbinę napędzającą prądnicę. Do chłodzenia rtęci ma służyć chłodnica zewnętrzna o bardzo dużej powierzchni (75—80% ciepła pobranego z reaktora musi być odprowadzone na zewnątrz).

Prawdopodobnie będą istnieć dwie odmiany układu „Snap 8”: o mocy 30 kW i 60 kW. Oba układy będą mieć ten sam reaktor, lecz drugi będzie wyposażony w dwa konwerty. „Snap 8” o mocy 30 kW będzie ważył łącznie z osłonami 680 kG, o mocy 60 kW — 1360 kG. Ten ostatni, zabudowany w satelicie o ciężarze 4100 kG wystrzelonym na wysokość 490 km za pomocą rakiety „Centaur”, mógłby w ciągu 40 dni wprowadzić go na tak zwaną orbitę „stacjonarną”, 24-godzinną, znajdującą się na wysokości 36 000 km.

Układy jądrowo-elektryczne znajdują również zastosowanie jako napędy pomocnicze w satelitach przekaźnikowych, nawigacyjnych (typu „Transit”) i meteorologicznych (typu „Tiros”), a w dalszej przyszłości — do zasilania urządzeń stacji międzyplanetarnych.

W.K.

„KIESZONKOWY” NAMIERNIK TELEFUNKEN

Firma Telefunken wykonała namiernik typu kieszonkowego PE 484, o dużym zakresie częstotliwości i o błędzie wskazań poniżej $\pm 1^\circ$. Urządzenie to może służyć do odbierania wiadomości i sygnałów, do określania miejsca położenia nadajników radiowych za pomocą metody najmniejszej słyszalności, do poruszania się w kierunku znanej radiostacji nawigacyjnej oraz do celów ratowniczych w górach. Urządzenie jest zbudowane głównie na tranzystorach i jest wyposażone w wewnętrzną, ferrytową antenę kierunkową; w celu zwiększenia dokładności wskazań można podłączyć większą antenę. Zasilanie zapewniają trzy miniaturowe akumulatory, które umożliwiają ciągłą pracę w ciągu 9 godzin. Do ładowania akumulatorów służy małe podręczne urządzenie. Cały zakres częstotliwości jest rozdzielony na 10 cewek, które można wymieniać w zależności od potrzeb. Do odbierania sygnałów służą miniaturowe słuchawki.

Dane urządzenia:

zakres częstotliwości — od 57 kHz do 443 kHz i
od 0,498 MHz do 20,6 MHz
moc wyjściowa — ok. 1,12 kG.

W. K.

KOŁA BEZ OGUMIENIA DO SAMOLOTÓW HIPERSONICZNYCH

Dla przyszłych samolotów hipersonicznych zwykle ogumienie kół nie będzie odpowiednie, ponieważ już przy temperaturze 100°C nie wytrzyma ono obciążen występujących przy lądowaniu. Samoloty te będą narażone na znacznie wyższe temperatury, na przykład samolot X-15 wchodząc w gęstsze warstwy atmosfery będzie nagrzewał się do temperatury 550°C , mimo chłodzenia pokrycia zewnętrznego ciekłym tlenem. W związku z tym amerykańska firma Goodyear wykonała koła z drucianą, stalową „szcztoką” zamiast ogumienia, które wytrzymują temperatury do 1090°C . Pod względem sprężystości i właściwości tłumienia koła te odpowiadają kołom z ogumieniem wysokociśnieniowym. Koło tego typu przeznaczone do samolotu X-15 waży 18 kG.

W.K.

NOWY SYSTEM PRZECIWOBLODZENIOWY

Firma D. Napier & Son zawarła umowę z amerykańską firmą Sierracin Corp. na wyłączne prawa wytwarzania i sprzedaży w Zjednoczonym Królestwie i Europie tworzywa „Sierracote”. „Sierracote” jest tworzywem przezroczystym i przewodzącym prąd elektryczny, stosowanym pod postacią cienkiej warstwy do elektrycznego ogrzewania wiatrochronów i osłon kabin samolotów. Zapobiega się w ten sposób oblodzeniu lub skraplaniu się pary wodnej na wiatrochronach i osłonach. Tworzywem „Sierracote” można pokrywać zarówno szkło, jak i tworzywa sztuczne stosowane na osłony kabin. Osłony mogą być kształtowane przed lub po nałożeniu pokrycia.

Opisany system będzie stanowić uzupełnienie systemu „Spraymat”, działającego na podobnej zasadzie i używanego do zapobiegania oblodzeniu krawędzi natarcia skrzydeł i usterzeń, śmigieł i wlotów silników turbinowych.

W.K.

PRZYRZĄD REJESTRUJĄCY NA TAŚMIE PRZYCZYNY KATASTROFY SAMOLOTU

Przyczyny większości katastrof lotniczych nie są znane, więc brak jest danych dla zapobiegania tym katastrofom. Dopiero ostatnio wykonano przyrząd elektronowy, zamknięty w skrzynce i połączony ze wszystkimi urządzeniami samolotu, który rejestruje stan samolotu do ostatniej chwili przed katastrofą. W przypadku katastrofy samolotu skrzynka przyrządu zostaje automatycznie wyrzucona i spada na ziemię wysyłając przez radio sygnał SOS.

Z.K.

NOWE URZĄDZENIE NAWIGACYJNE

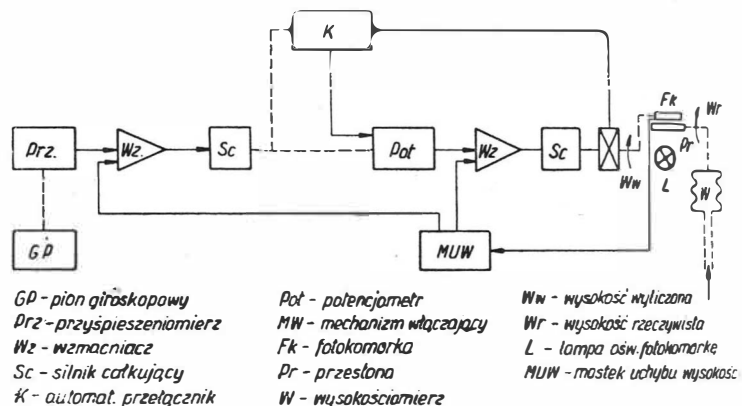
Amerykańska firma John Oster Manufacturing Co. zbudowała pokładowe urządzenie nawigacyjne, które spełnia rolę trzech przyrządów, określa mianowicie odległość samolotu od nadajnika kierunkowego „Tacan” (Tactical Air Navigation), azymut w stosunku do kierunku wiązki prowadzącej oraz kurs samolotu. Wszystkie trzy wielkości są odczytywane na jednym wskaźniku. Ciężar urządzenia wynosi tylko 2 kG, długość — 235 mm, średnica — 90 mm.

W.K.

NOWY TYP WSKAŹNIKA PRĘDKOŚCI WZNOŚZENIA (WARIOMETRU)

Firma amerykańska Summers Gyroscope Co. opracowała nowy typ wskaźnika prędkości wznoszenia. Punktem wyjścia dla tej konstrukcji było stwierdzenie, że dotychczas używane wskaźniki, zbudowane na zasadzie aneroidowej, posiadają zbyt dużą stałą czasu — ok. 1 min. na wysokości 26 000 m n.p.m., co jest nie do przyjęcia w nowoczesnych samolotach wojskowych. Nowo opracowany „wskaźnik chwilowej prędkości wznoszenia” (IVVI) posiada stałą czasu rzędu 100 milisekund: jest ona ponadto niezależna od wysokości lotu.

Na rysunku przedstawiono schemat blokowy systemu IVVI. Prędkość wznoszenia jest wyliczana poprzez całkowanie sygnału wyjściowego przyspieszoniomierza, umieszczonego na wewnętrznej ramie przegubowego zawieszenia gioskopowego pionu. Wstępny potencjał podany na siatkę lampy wzmacniacza eliminuje nominalną wartość przyspieszenia grawitacyjnego. W układzie następuje dodawanie się uchybów przyspieszoniomierza, czujnika pomiarowego i urządzenia całkującego, toteż aby uchyb całkowity nie był zbyt duży, zastosowano układ sprzężenia zwrotnego. Prędkość wznoszenia zostaje powtórnie scałkowana, przez co otrzymuje się „obliczoną wysokość lotu”, którą porównuje się z „rzeczywistą wysokością lotu”, pomierzoną

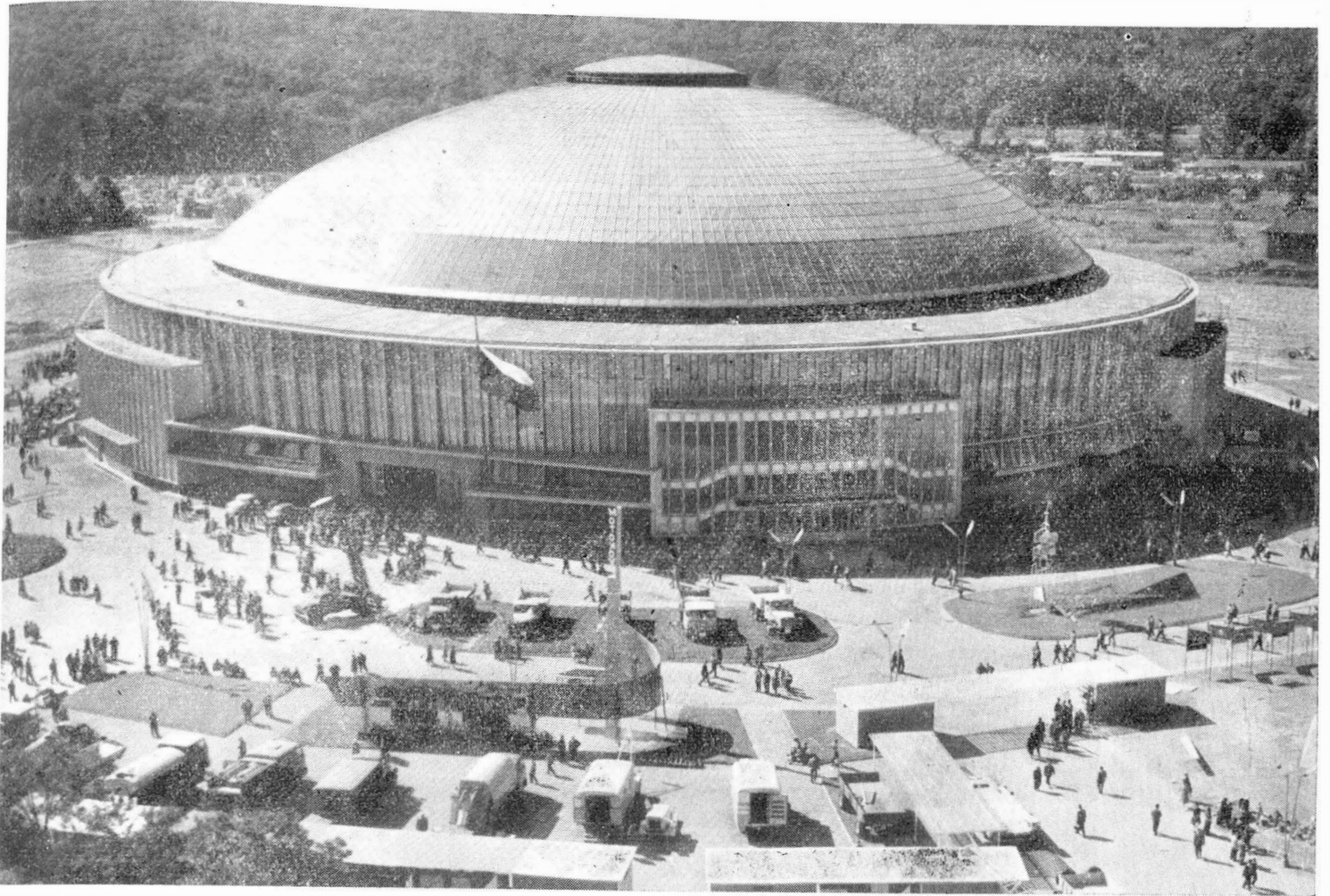


aneroidowym wysokościomierzem. Sygnał, proporcjonalny do różnicy tych wartości, zostaje doprowadzony do wzmacniaczy obu stopni całkowania i jest właśnie sygnałem sprzężenia zwrotnego, korygującym wskazania urządzenia.

Porównywanie wartości „wyliczonej” i „rzeczywistej” wysokości lotu jest dalszą ciekawostką urządzenia i odbywa się następująco: na wałku wyjściowym drugiego silnika całkującego umieszczono dźwignię z fotokomórką z siarczku kadmu. Wychylenie dźwigni jest proporcjonalne do „wyliczonej” wysokości lotu. Na wałku wyjściowym aneroidowego wysokościomierza umieszczono dźwignię z przesłoną. Jej wychylenie jest proporcjonalne do „rzeczywistej” wysokości lotu. Jeżeli wartości „wyliczonej” i „rzeczywistej” wysokości lotu są jednakowe, przesłona nie dopuszcza do oświetlenia fotokomórki i sygnał nie powstaje. Jeżeli natomiast te wartości są różne, przesłona niecałkowicie zasłania fotokomórkę; światło padające na nią wywołuje sygnał — sygnał istnienia uchybu. Wynosi on 330 mV na 1 m/sek. uchybu.

Przy budowie urządzenia pokonano ponadto kilka trudności konstrukcyjnych, a mianowicie zbudowano czujnik pomiarowy prądu stałego o ultra małym momencie tarcia oraz przekładnię o przełożeniu 10 000 : 1. Przyrząd mieści się w puszcze o tradycyjnych gabarytach tj. o 80 mm średnicy zewnętrznej.

T.M.



Mgr inż. STEFAN SULIKOWSKI

LOTNICZE WRAŻENIA Z CZECHOSŁOWACJI

W okresie od 20 do 28 września rb. bawiła w Czechosłowacji na zaproszenie warszawskiej Ambasady CSRS wycieczka Stowarzyszenia Dziennikarzy Polskich. W ramach tej wycieczki wzięła udział grupa redaktorów Czasopism Technicznych NOT, która rewizytowała również w Pradze kierownictwo „Statni Nakladatelstvi Technicke Literatury”, celem dalszego pogłębienia współpracy między redakcjami czasopism technicznych obu krajów, zapoczątkowanej wizytą przedstawicieli SNTL w Polsce.

W poniższym artykule podajemy sprawozdanie Redaktora „Techniki Lotniczej” z tych odcinków tej ciekawej i pouczającej imprezy, które dotyczyły dziedziny lotnictwa i mogą zainteresować naszych Czytelników.

II MIĘDZYNARODOWE TARGI W BRNIE

Pierwsze zainteresowanie zwiedzającego Targi w Brnie wywołuje architektura pawilonów wystawowych. Pawilony te, wykończone dopiero w 1959 r., różnią się od banalnych, starych pawilonów, oglądanych na Targach w Poznaniu i Lipsku, nowoczesnymi liniami i rozwiązaniami konstrukcyjnymi. Dwa z nich, pawilon C i Z (patrz zdjęcie pawilonu Z), posiadają konstrukcję dachu wykonaną z elementów stosowanych do tej pory przede wszystkim w konstrukcjach lotniczych, to jest z rur i blach aluminiowych. Wynikający z niej bardzo mały ciężar dachu pozwolił architektom czeskim na wykonanie kopuł o bardzo dużej średnicy, bez stosowania środkowych filarów i na zmontowanie ich obok budującego się pawilonu, a potem przeniesienie w całości za pomocą żurawi budowlanych na przygotowane mury, co przyczyniło się do poważnej obniżki kosztów budowy, mimo stosowania kosztowniejszego materiału.

Na tegorocznych Targach ekspozycje o charakterze ściśle lotniczym wystawił tylko lotniczy przemysł Czechosłowacji. Wystawa mieściła się w pawilonie specjalnym i na otwartym terenie koło pawilonu Z. Organizatorem wystawy było Towarzystwo Handlu Zagranicznego „OMNIPOL”. Do niedużego stosunkowo pawilonu ciągnęli zwiedzający (przede wszystkim czescy) długą kolejką, aby zapoznać się z żywo ich interesującymi ostatnimi osiągnięciami przemysłu lotniczego. Goście zagraniczni byli natomiast obsługiwani poza kolejnością, bardzo uprzejmie i wyczerpująco przez personel stoiska. Poza ekspozycjami znajdującymi się na wystawie, „OMNIPOL” posiadał na Lotnisku Turzany pod Brnem najnowsze samoloty, szybowce i wyciągarki, które demonstrował poważnym interesantom w czasie lotów pasażerskich i popisów akrobacji lotniczej.

Wystawa dała pełny obraz ostatnich osiągnięć czechosłowackiego przemysłu lotniczego w dziedzinach objętych jego specjalizacją. Obejmuje ona małe samoloty dla komunikacji i turystyki, samoloty treningowe i akrobacyjne, szybowce, wyciągarki, śmigła, osprzęt i wyposażenie lotnicze oraz nowoczesne urządzenia lotniskowe. Każdy z powyższych eksponatów jest już kolejną wersją w stosunku do wersji pierwotnej, co dowodzi stałego wprowadzania przez wytwórnię ulepszeń konstrukcyjnych i technologicznych. Dbalność o interes użytkownika zarówno przez podwyższanie osiągnięć, jak przez obniżanie kosztów eksploatacji i nabywania jest cechą charakterystyczną dla wytwórni czechosłowackich, pragnących zapewnić stały wzrost popytu. Obecne modele odpowiadają najostrzejszym wymaganiom zagranicznych odbiorców.

Stąły wzrost eksportu czechosłowackich wyrobów lotniczych świadczy, że taka polityka w stosunku do odbiorców jest zupełnie uzasadniona.

Bardzo popularną grupę czeskich lekkich samolotów turystycznych, przeznaczonych na aerotaksówki, reprezentowały:

1) MORAVA L 200 A — samolot turystyczny 5-osobowy z zamkniętą kabiną, wyposażony w 2 silniki sześciocyldrowe M337, o prędkości podróżnej 292 km/h, przy zużyciu paliwa 195 G/kMh, następna wersja po MORAVA L 200 (rys. 2) —

2) AERO 145 — samolot turystyczny 4-osobowy z zamkniętą kabiną, wyposażony w 2 silniki czterocyldrowe M332 z kompresorem, o prędkości podróżnej 257 km/h, przy zużyciu paliwa 200 G/kMh, następna wersja po SUPER AERO —

3) META SOKOL L-40 — samolot turystyczny 4-osobowy, z zamkniętą kabiną, wyposażony w silnik czterocyldrowy M338 z kompresorem, o prędkości podróżnej 204 km/h, przy zużyciu paliwa 10,2 l/100 km, następna wersja po SOKOL.

Grupę samolotów treningowo-akrobacyjnych reprezentował TRENER MASTER Z 326 — samolot akrobacyjny 2-osobowy z zamkniętą kabiną, wyposażony w 1 silnik sześciocyldrowy WM 6 III, o prędkości podróżnej 212 km/h, przy zużyciu paliwa 17 l/100 km; następna wersja po Z 226.

Samolot ten budził duże zainteresowanie zarówno na wystawie, jak i na lotnisku, ponieważ podczas I Mistrzostw Świata w akrobacji lotniczej (28.VIII do 4.IX.1960 r.) w Bratysławie wykazał swoje wysokie akrobacyjne własności (9 najlepszych pilotów latało wówczas na samolocie Z 326).



Rys. 2

Grupę szybowców reprezentował „BLANIK” L-13, szybowiec 2-osobowy, całkowicie metalowy, z zamkniętą kabiną, o rozpiętości 13,7 m, o maks. dopuszczalnej nośności 500 kG.

Wystawiona wyciągarka szybowcowa HERKULES III, następny typ po HERKULESIE II, posiada dwa bębny pracujące na przemian, napędzana jest czterotaktowym silnikiem Diesla Tatra T 108, zużywającym około 0,38 l paliwa na jeden start. Nowością tej wersji jest samodzielne poruszanie się wyciągarki do przodu i do tyłu z prędkością maks. 15 km/h, dzięki czemu używać jej można do ciągnięcia szybowców po lotnisku.

Wystawiono trzy rodzaje lotniczych śmigieł metalowych nastawnych:

- śmigło 410, nastawne elektromagnetycznie, dwułopatowe o średnicy 1950 mm,
- śmigło 415, nastawne mechanicznie, dwułopatowe o średnicy 1750 mm,
- śmigło V-506, nastawne hydraulicznie, trzyłopatowe o średnicy 1900 mm.

Lotnicze przyrządy pokładowe, wystawiane i produkowane przez zakłady MIKROTECHNA — Praga—Modrzany, obejmują pełne komplety przyrządów membranowych, mechanicznych i elektrycznych dla samolotów treningowych, sportowych, komunikacyjnych i specjalnych. Wystawiono również 10-kanalowe radiostacje lotnicze: pokładową LUN 3521 i naziemną WK III-10. Wystawę uzupełniają różne elementy osprzętu i wyposażenia samolotów oraz urządzenia pomiarowe, laboratoryjne i do prób dla cechowania i kontroli przyrządów i urządzeń pokładowych.

Stoisko było zaopatrzone w ulotki i katalogi w różnych językach, opisujące wszystkie wystawiane i produkowane wyroby.

Po zwiedzeniu Wystawy, „OMNIPOL” umożliwił polskim dziennikarzom loty pasażerskie na samolotach znajdujących się na lotnisku Tuzdry. Samoloty typu aerotaksówek wykonały z nami kilkunastominutowe loty, przelatując nad terenem Wystawy dla zademonstrowania własności w czasie startu, lotu i lądowania.

KOMUNIKACJA LOTNICZA WEWNĄTRZ CSRS

Z materiałów przedstawionych przez „OMNIPOL” można zapoznać się z rozwojem komunikacji lotniczej wewnątrz CSRS. Jak wynika z tych danych, zasadnicza rola przypada tutaj aerotaksówkom produkcji krajowej. W Czechosłowacji znajduje się, poza głównymi lotniskami do obsługi komunikacji międzynarodowej, około 80 lotnisk dostosowanych do lądowania lekkich aerotaksówek. Wszystkie aerotaksówki znajdują się w eksploatacji CSA (Czechosłowackich Linii Lotniczych). Na zamówienie telefoniczne aerotaksówka ląduje na lotnisku najbliższym zamawiającego i przewozi go na lotnisko koło celu podróży. Większe instytucje i zakłady przemysłowe wynajmują aerotaksówkę na

okres całego roku dla obsługi przejazdów pracowników w sprawach służbowych. Wobec bardzo niskiej opłaty: 1,9 korony za 1 km lotu z 3 osobami i bardzo dużych oszczędności na czasie — ten sposób podróżowania po Czechosłowacji staje się coraz bardziej popularny. Związek Radziecki wprowadza u siebie również sieć aerotaksówek, zakupując w tym celu duże ilości samolotów produkcji czechosłowackiej. Przykłady wydają się godne rozważenia i wprowadzenia u nas w Polsce.

O dbałości o zwiedzających Międzynarodowe Targi w Brnie i o prężności CSA świadczył lotniczy „most powietrzny” Praga—Brno—Praga, zorganizowany na czas wystawy, a polegający na uruchomieniu kilkunastu połączeń dziennie dużymi samolotami komunikacyjnymi. Przelot trwał 45 minut, zamiast 4-godzinnej jazdy pociągiem pospiesznym.

ZAKŁAD MORAVAN — OSTROKOVICE

Dzięki uprzejmości obsługi stoiska „OMNIPOL” w ciągu 2 godzin uzyskano zezwolenie i umożliwiono mi — jako redaktorowi czasopisma „Technika Lotnicza” — zwiedzenie Zakładu Przemysłu Lotniczego Moravan — Ostrokovice. Jest to zakład istniejący jeszcze przed II wojną światową, posiadający już bogate doświadczenia w produkcji samolotów sportowych, a obecnie produkujący m.in. słynne samoloty ZLIN: Z-226 i Z-335 oraz wyciągarki szybowcowe HERKULES II i III.

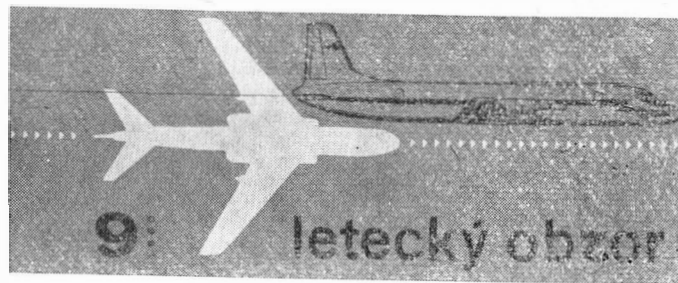
Zwiedzenie Zakładu dało możliwość zapoznania się z metodami montażu i organizacją produkcji samolotów sportowych.

Sprawą godną podkreślenia jest fakt, że w Zakładzie, nie silącym się na super nowoczesne urządzenia i metody — dzięki solidnemu wykonaniu przez wieloletnich fachowców i stałemu wprowadzaniu ulepszeń konstrukcyjnych i technologicznych, na podstawie doświadczeń eksploatacyjnych i produkcyjnych, powstają maszyny sportowe, uzyskujące bezapelacyjnie I miejsce na Światowych Mistrzostwach abrobacji oraz mające zapewniony zbyt do dziesiątków krajów.

W SIEDZIBIE SNTL I W REDAKCJI CZASOPISMA „LETECKY OBZOR” W PRADZE

Rewizyta w Státní Nakladatelství Technické Literatury (Państw. Wydawnictwie Literatury Technicznej) w Pradze pozwoliła na zapoznanie się z organizacją wydawania czasopism technicznych w Czechosłowacji. Cechą charakterystyczną są tam wspólne redakcje dla wydawania książek i czasopism technicznych danej branży. Konferencja ustaliła ostatecznie metody, jakie mają być stosowane przez redakcje technicznych czasopism czechosłowackich i polskich o wspólnej tematyce, celem nawiązania i zacieśnienia wzajemnych stosunków. Duże nadzieje na wzajemne przekazanie szeregu usprawnień organizacyjnych należy pokładać w projektowanej wymianie praktyk w redakcjach czasopism redaktorów i sekretarzy: czechosłowackich w Polsce i polskich w Czechosłowacji.

Po konferencji w SNTL odwiedziłem redakcję miesięcznika „Letecký obzor”. Jest to jedyne czechosłowackie, lotnicze czasopismo techniczne, poświęcone zagadnieniom ekonomiki oraz zastosowaniu nowoczesnej techniki w komunikacji lotniczej. Podlega ono jednak nie SNTL, a „Dopravní



Rys. 3

nakladatelství” (Wyd. Komunikacyjne) przy Ministerstwie Komunikacji.

Redaktorem naczelnym jest pan Karol Feuerstein, a redaktorem technicznym — pan Mirosław Poniżał. Nakład wynosi 6000 egzemplarzy, ale nie pokrywa zapotrzebowania abonentów. Redakcja korzysta z bezpłatnych biletów kolejowych i lotniczych — utrzymując łączność z zakładami i instytucjami lotniczymi. Cykl produkcyjny wynosi 21 dni.

Wizyta w redakcji „Letecký obzor” i przeprowadzona dłuższa rozmowa z naczelnym redaktorem, pozwoliła omówić nie tylko wstępnie sposoby wzajemnej współpracy, ale również wzajemne doświadczenia, nabyte przy redagowaniu i wydawaniu technicznego czasopisma lotniczego. Dalsze usprawniające osiągnięcia mają być przekazywane pisemnie, względnie przy następnych bezpośrednich spotkaniach. Obaj redaktorzy przyjęli następujące zobowiązania:

- 1) umieszczanie spisów treści kolejnych zeszytów zagranicznego czasopisma,
- 2) wymianę trzech artykułów w ciągu roku na zasadzie opłacania autorów artykułów drukowanych w piśmie zagranicznym przez redakcję krajową,
- 3) wymianę serwisu fotograficznego o tematyce technicznej, lotniczej.

Zasady nabywania „Techniki Lotniczej”

A. PRENUMERATA:

1) normalna

Zamówienia i przedpłaty na prenumeratę przyjmują urzędy pocztowe i listonosze, oddziały i delegatury „Ruch” oraz kolporterzy* w zakładach pracy — w terminie do 15 grudnia za I półrocze lub roczny okres prenumeraty i do dnia 15 czerwca za II półroczny okres prenumeraty.

W tych terminach można również zamawiać prenumeratę dokonując wpłaty na konto PKO nr 8-6-13768 Przedsiębiorstwo Upowszechnienia Prasy i Książki „Ruch”, Wrocław, ul. Oławska 10.

2) ulgowa

z 15% rabatem dla członków NOT na zamówienia zbiorowe.

Zapisy swoich członków na prenumeratę ulgową przyjmują koła zakładowe (ew. za pośrednictwem kolporterów), zaś członków nie zrzeszonych w kołach — oddziały stowarzyszeń naukowo-technicznych.

Zamówienia zbiorcze (imienne), z podaniem adresów, okresu prenumeraty oraz należności, koła za-

* Kolporterem w zakładzie pracy może być osoba upoważniona przez Koło Zakładowe Stow. Nauk. Techn., która podpisała deklarację „Ruchu”, zgodnie z „Instrukcją dla kolporterów czasopism technicznych NOT” (do otrzymania w oddziałach „Ruchu”).

kładowe i oddziały stow. nauk. techn. przesyłają do Oddziału „Ruch”, Wrocław, ul. Oławska 10, konto PKO 8-6-13768, pk. 10, do 10 grudnia za pierwsze półrocze lub za rok i do 10 czerwca za II półrocze.

Uwaga: W wyjątkowych wypadkach zamówienia zbiorcze można również kierować do redakcji czas. „Technika Lotnicza”, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

B. KUPNO POJEDYNCZYCH NUMERÓW

(tylko w cenie normalnej)

1) u kolporterów zakładowych czasopism technicznych,

2) w kioskach „Ruchu”:

I — zgłoszonych do „Techniki Lotniczej” przez koła zakładowe, a znajdujących się na terenie lub w pobliżu zakładu pracy,

II — zgłoszonych do redakcji przez oddziały stow. nauk. technicznych, znajdujących się na terenie lub w pobliżu oddziału S.N.T.

III — w Domu Technika (NOT, Warszawa, Czackiego 3/5).

3) w biurze Zbytu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5.

Uwaga: przy zgłoszeniu kiosku „Ruchu” należy podać jego numer, adres oraz ilość egzemplarzy przeznaczonych dla sprzedaży komisowej.

Z lotnictwa komunikacyjnego

TENDENCJE ROZWOJOWE SŁUŻB RUCHU LOTNICZEGO

Obecnie, gdy na trasach powietrznych zjawia się coraz więcej szybkich samolotów, wyposażonych w nowoczesne urządzenia nawigacyjne, głównym problemem stojącym przed służbami ruchu lotniczego, jest przeciwdziałanie zderzeniom samolotów w powietrzu. Istniejące systemy i urządzenia służb ruchu lotniczego, nie odpowiadają jednak współczesnym wymogom lotnictwa cywilnego. Jeżeli, dla przykładu biorąc: Centrum Ruchu Lotniczego w Toronto (Kanada) obsługiwało w 1956 roku 27 000 lotów w ciągu miesiąca, a w 1957 roku 33 000 lotów, to w roku 1958 Centrum to wykonało czynności związane z obsługą około 40 000 lotów. Zwiększenie pracy personelu lotnisk powoduje to, że kontrolerzy oraz operatorzy zmianowi mają mniej czasu na dokładne i uważne wykonanie swoich czynności. Nawet doświadczony operator radarowy może jednocześnie, należycie obsłużyć najwyżej 15 samolotów. Dlatego też do naziemnego wyposażenia służb ruchu lotniczego wprowadzana jest coraz bardziej automatyka. Są już skonstruowane i wprowadzane do eksploatacji elektroniczne urządzenia do przekazywania informacji kontroli ruchu lotniczego z jednego centrum do drugiego.

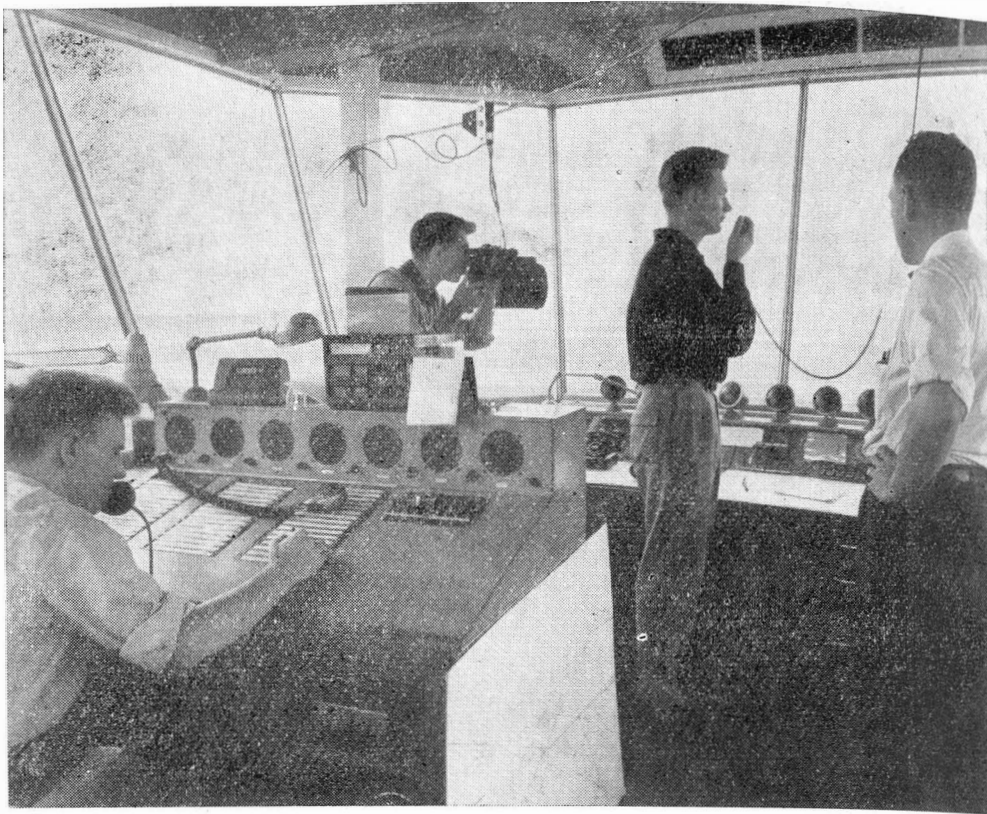
Modernizacja systemów i urządzeń służb ruchu lotniczego powinna w zasadzie polegać na:

- 1) rozszerzeniu sieci radiolatarń systemu VOR oraz urządzeń do lądowania systemu ILS i radiolokacyjnego;
- 2) zwiększeniu ilości i jakości pokładowych urządzeń radionawigacyjnych i radiokomunikacyjnych;
- 3) powszechnym zastosowaniu elektronicznych urządzeń liczących (maszyny analogowe i cyfrowe) jako wyposażenia centrów ruchu lotniczego;
- 4) podwyższeniu kwalifikacji wszystkich pracowników obsługujących ruch lotniczy.

Jak wynika z obserwacji tendencji rozwojowych służb ruchu lotniczego za granicą, poszczególne administracje lotnictwa cywilnego krajów członków ICA *) rozpoczynają modernizację systemów i urządzeń ruchu lotniczego od podwyższenia kwalifikacji personelu. Podwyższanie kwalifikacji ma tam zresztą charakter stały i ciągły.**)

*) International Civil Aviation Organisation, do której należy również Polska.

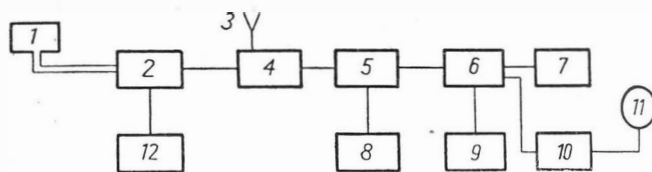
***) Zdjęcia dostarczone przez Ambasadę Kanadyjską



RADIOKOMPAS O ZMNIJSZONYCH WYMIARACH

Wymagania stawiane konstruktorom pokładowego wyposażenia współczesnych samolotów są bardzo wysokie. Urządzenia zabudowywane na samoloty muszą być lekkie, pewne w działaniu, pobierać małą moc zasilania oraz posiadać małe wymiary. Z tego też względu zakłady produkujące pokładowe wyposażenia samolotów stosują obecnie bardzo szeroko w urządzeniach obwody drukowane oraz tranzystory.

Jednym z producentów pokładowych urządzeń radiowych jest francuska firma „Compagnie Generale de Telegraphie Sans Fil”, która skonstruowała radiokompas RC 232. Ra-

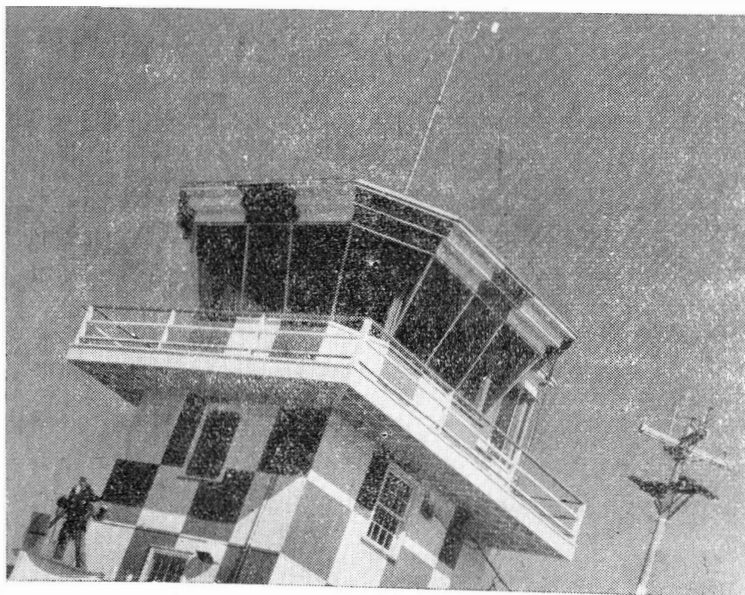


Schemat blokowy radiokompasu RC 232

1 — antena ramowa; 2 — wzmacniacz w. cz. i zmieniacz fazy; 3 — antena bezkierunkowa; 4 — obwody nakładania się sygnałów z anteny ramowej i bezkierunkowej; 5 — obwody wzmocnienia i przemiany częstotliwości; 6 — obwody wzmocnienia i detekcji częstotliwości pośredniej; 7 — wzmacniacz m.cz.; 8 — oscylator lokalny I; 9 — oscylator lokalny II; 10 — obwody wzmocnienia sygnałów do silnika napędowego; 11 — silnik; 12 — oscylator sterujący zmianą fazy w.cz.

diokompas ten wykonany jest przy zastosowaniu tranzystorów, wskutek czego ciężar jego wynosi tylko 6 kg. Zasilany jest on napięciem 27 V, przy czym prąd pobierany wynosi 0,4 A. Radiokompas może pracować w zakresie temperatur od -40 °C do +70 °C. W kompasie zastosowano nieruchome anteny ramowe. Praca jego polega na wybieraniu częstotliwości, które zostały wcześniej wystrójone. Namiary odbywają się automatycznie. Niezależnie od zadań, jakie radiokompas ten spełnia w radionawigacji, może on być użyty jako zwykły odbiornik do łączności. Radiokompas pracuje bez zarzutu do wysokości 15 tys. metrów. Przełączanie z jednej częstotliwości na drugą odbywa się automatycznie, przy czym dokładność ustawienia częstotliwości wynosząca 1% jest zawsze zachowana. Anteny ramowe radiokompasu składają się z dwóch uzwojeń, nawiniętych na ferrytowe rdzenie prostopadle względem siebie. Zakres pracy radiokompasu od 200—800 kHz. Przestrzajanie w tym zakresie częstotliwości odbywa się natychmiastowo, przez naciśnięcie odpowiednich przycisków.

Blokowy schemat tego radiokompasu pokazany jest na rysunku. (t.b.)





Ś. † P.

ZBYSŁAW CIOŁKOSZ

Dnia 25 czerwca rb. zmarł nagle w Seattle, Wash., USA, inż. Zbysław Maria Ciołkosz, wybitny polski konstruktor lotniczy.

Zbysław Ciołkosz urodził się dn. 23 marca 1902 r. w Krakowie. W r. 1919 ukończył państwową szkołę realną w Tarnowie, w r. 1923 uzyskał dyplom inżyniera na wydziale mechanicznym Politechniki Lwowskiej, następnie odbył praktykę w przemyśle maszynowym w firmie Hotchkiss w Paryżu. Po powrocie do Polski w r. 1926 pracował jako konstruktor w Podlaskiej Wytwórni Samolotów w Białej Podlaskiej. Później wyjechał do USA na dalsze studia, uzyskując w r. 1930 na uniwersytecie Ann Arbor w Michigan dyplom inżyniera konstrukcji lotniczych. Po powrocie pracował na stanowisku głównego konstruktora Podlaskiej Wytwórni Samolotów — do jesieni 1932 r. Później był niezależnym konstruktorem w Państwowych Zakładach Lotniczych Warszawa-Okęcie i dyrektorem Biura Studiów powstałego w r. 1935 Lubelskiej Wytwórni Samolotów. Pod koniec r. 1938 inż. Ciołkosz powrócił do Podlaskiej Wytwórni Samolotów na stanowisko dyrektora Studium Doświadczalnego.

Po klęsce wrześniowej inż. Ciołkosz pracował jako konstruktor w zakładach francuskich SNC AM w Tuluzie. Następnie, z Londynu, przeprowadzał z ramienia Ministerstwa Pracy i Opieki Społecznej ewakuację polskich inżynierów, techników i robotników przemysłu lotniczego z kontynentu europejskiego do Anglii, Kanady i innych krajów, a potem był dyrektorem Wydziału Lotniczego w Ministerstwie Przemysłu, Handlu i Żeglugi w Londynie, przygotowując plany rozbudowy lotnictwa i przemysłu lotniczego na okres powojenny. Pracował również jako polski ekspert dla spraw lotnictwa w Międzysojusznym Komitecie dla Spraw Rozejmu, którego zadaniem było przygotowanie gospodarczego rozbrojenia Niemiec.

Po zakończeniu działań wojennych inż. Ciołkosz pracował do roku 1948 na stanowisku konstruktora w dziale lotniczym zakładów English Electric w Preston, a w r. 1948 wyjechał do Stanów Zjednoczonych. Tam pracował do r. 1957 jako szef konstrukcji i analizy w „Piasecki Helicopter Corporation” w Morton i Filadelfii, następnie, w latach 1957—59 — na stanowisku szefa Biura Projektów Wstępnych Oddziału Doświadczalnego Zakładów „Hiller Aircraft Corporation” w Palo Alto, a ostatnio, od 1959 r. aż do śmierci, w „Aero-Space Division” zakładów „Boeing Aircraft Corporation” w Seattle, Wash.

Inż. Zbysław Ciołkosz był twórcą szeregu udanych samolotów polskich. Zajmuje on specjalne miejsce w historii lotnictwa polskiego jako konstruktor pierwszego polskiego samolotu komunikacyjnego, górnopłata PWS-20, oblatanego 12 marca 1929 r.; pierwszego polskiego samolotu z chowanym podwoziem, trójśmigłowego górnopłata komunikacyjnego PZL-27, wypróbowanego w połowie r. 1934 i pierwszego polskiego bombowca dwusilnikowego PZL-30 „Żubr”, oblatanego w marcu 1936 r. Był on także współkonstruktorem pierwszego samolotu oryginalnego pomysłu opracowanego przez biuro studiów PWS w r. 1926, górnopłata myśliwsko-rozpoznawczego PWS-1, który nagrodzony był I. nagrodą na Powszechnej Wystawie Krajowej w Poznaniu, oraz twórcą samolotu komunikacyjnego PWS-24, który wszedł do produkcji i wprowadzony był na linie wewnętrzne PLL „Lot” dn. 1 maja 1933 r. W latach bezpośrednio przed II wojną światową inż. Ciołkosz opracował samolot sanitarny LWS-2, który w r. 1938, na międzynarodowym konkursie lotnictwa w Belgii zdobył Puchar Raphaella, oraz samolot rozpoznawczy LWS-3 „Mewa”, zamówiony w ilości 200 sztuk dla lotnictwa polskiego i 60 sztuk dla lotnictwa bułgarskiego. Pierwsza seria 40 „Mew” była na ukończeniu w chwili wybuchu wojny. Ostatnim projektem inż. Ciołkosza, opracowanym w Polsce, było studium niezwykle ciekawego dwukadłubowego, lekkiego bombowca PWS, konstrukcji całkowicie drewnianej.

Podczas wojny inż. Ciołkosz zdobył sobie powszechne uznanie pracami teoretycznymi na temat komunikacji i przemysłu lotniczego. W r. 1942, jako przewodniczący Komisji Lotniczej Stowarzyszenia Techników Polskich, zorganizował w Londynie Kongres Techniczny Lotnictwa, poświęcony przyszłości polskiego przemysłu lotniczego. Jego publikacje „Poland's Share in Pre-War Air Transport”, „Plans for a Post-War Civil Airport in Warsaw”, a szczególnie opracowany przez niego atlas „Poland's Possible Contribution to Future Air Transport” wzbudziły niezwykle zainteresowanie i uzyskały bardzo pochlebne opinie prasy fachowej. Jesienią r. 1944 inż. Ciołkosz reprezentował Polskę na Międzynarodowej Konferencji dla Spraw Lotnictwa Cywilnego w Chicago.

Po wojnie, pracując w Stanach Zjednoczonych, inż. Ciołkosz zyskał sobie sławę jako specjalista śmigłowcowy. Za referat wygłoszony w r. 1953 na dorocznym zjeździe SAE (Society of Automotive Engineers) z dziedziny techniki śmigłowcowej, został odznaczony Medalem Braci Wright. Był członkiem IAS (Instytut Wiedzy Lotniczej w Nowym Jorku), AHS (Amerykańskie Stowarzyszenie Śmigłowcowe) i brytyjskiego RAES (Królewskie Stowarzyszenie Lotnicze).

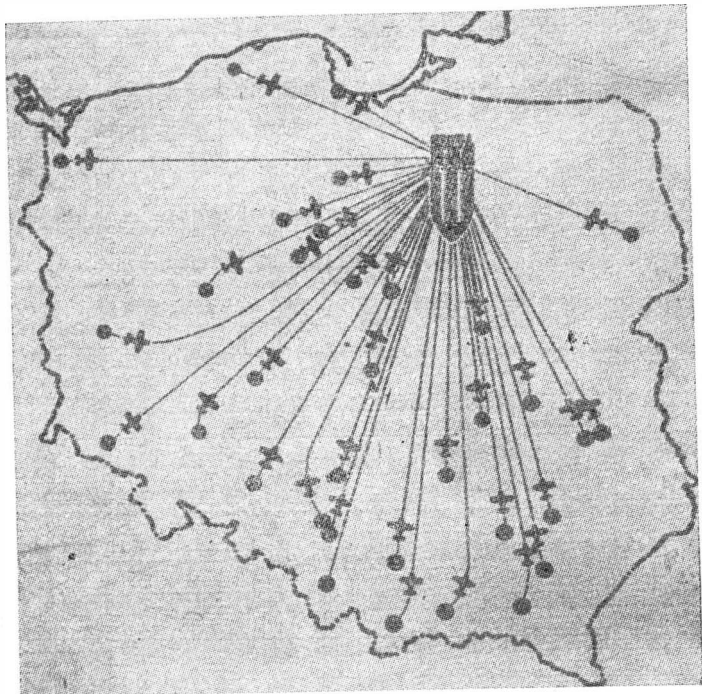
Ze śmiercią inż. Zbysława Ciołkosza Polska straciła zasłużonego pioniera lotnictwa, który talentem i rzetelną, sumienną pracą przyczynił się do postępu techniki lotniczej i rozwoju rodzimego przemysłu lotniczego, pracując zaś w późniejszych latach swego życia poza Krajem, głęboką wiedzą fachową zdobył sobie międzynarodowe uznanie, zjednując sobie przyjacielskim i serdecznym stosunkiem do kolegów i współpracowników ogólną sympatię i poważanie.

Cześć Jego pamięci!

KRONIKA

Ogólnopolski Samolotowy Zlot Grunwaldzki

Zarząd Główny Aeroklubu PRL na dzień 17 lipca br., na uroczystości 550-lecia bitwy pod Grunwaldem zorganizował samolotowy zlot gwiazdzisty z udziałem załóg wszystkich aeroklubów regional-



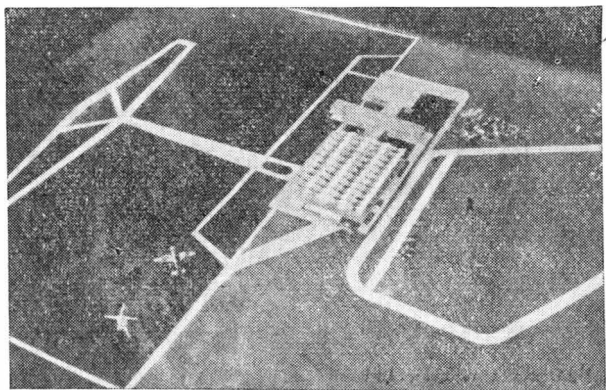
nym. Po zlocie odbyły się pokazy lotnicze nad polem grunwaldzkim. W pokazie wzięło udział zgrupowanie 64 samolotów myśliwskich, prezentując m.in. trudne manewry zespołowe w tak zwanej „tafli”.

Wyniki zawodów Zlotu Grunwaldzkiego

Zawody Zlotu Grunwaldzkiego (15–17. VII. rb.), w których brało udział 33 najlepszych pilotów sportowych na samolotach Junak 2, Junak 3, Jak 18 i CSS 13, przyniosły zwycięstwo Szczęsnemu z Aeroklubu Krakowskiego i Wróblewskiemu z Aeroklubu Katowickiego. Zawody obejmowały próby nawigacyjne, techniczne i pilotażowe.

Rozstrzygnięcie konkursu na projekt dworca lotniczego w Warszawie

Ostatnio rozstrzygnięty został konkurs na projekt Centralnego Międzynarodowego Dworca Lotniczego na Okęciu, zorganizowany przez Ministerstwo Komunikacji w porozumieniu ze Stowarzyszeniem Architektów RP. Nadesłano ogółem sześć prac. Zwyciężył



w konkursie projekt opracowany przez zespół: inż. arch. Jan Dobrowolski i Krystyna Król-Dobrowolska oraz inż. A. Włodarz i C. Cywiński.

W jednym z najbliższych zeszytów „Techniki Lotniczej” inż. Dobrowolski, w oddzielnym artykule, poinformuje naszych Czytelników o projekcie nowego dworca lotniczego w stolicy. Na fotografii — widok „z samolotu” na teren dworca na Okęciu.

II Zawody Wojsk Lotniczych

W czerwcu br. odbyły się II Zawody o Mistrzostwo Indywidualne i Zespołowe Wojsk Lotniczych i OPL OK na 1960/61 rok, w konkurencjach lotnictwa myśliwskiego i bombowego.

Wyniki:

A. Zwycięzcy w zawodach indywidualnych lotnictwa myśliwskiego:

- 1) por. pil. Paweł Jaworowicz — z tytułem Mistrza Lotnictwa Myśliwskiego,
- 2) por. pil. Ryszard Kociłowicz — Wicemistrz Lotnictwa Myśliwskiego,
- 3) kpt. pil. Jan Szczepański.

B. Zwycięskie zespoły myśliwskie:

- 1) zespół kpt. pil. Jerzego Zycha — Mistrzowski Zespół Myśliwski,
- 2) zespół mjr pil. Lucjana Kalkusa — Wicemistrzowski Zespół,
- 3) zespół kpt. pil. Franciszka Walentyna.

C. Zwycięskie załogi w zawodach indywidualnych lotnictwa bombowego:

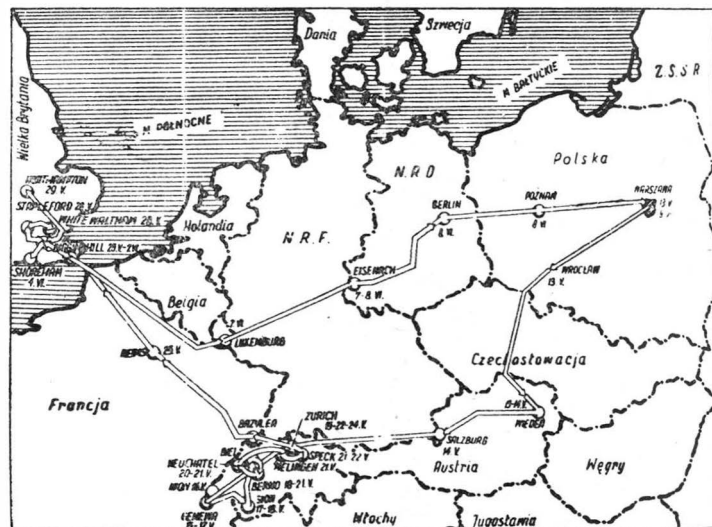
- 1) załoga por. pil. Edwarda Charaszyna — Mistrzowska Załoga Wojsk Lotniczych w Lotnictwie Bombowym,
- 2) załoga por. pil. Stanisława Lipowskiego — Wicemistrzowska Załoga,
- 3) załoga kpt. pil. Jerzego Matuszewskiego.

D. Zwycięskie zespoły bombowe:

- 1) zespół kpt. pil. Zbigniewa Michnowskiego, jako Mistrzowski Zespół Wojsk Lotniczych w Lotnictwie Bombowym,
- 2) zespół kpt. pil. Władysława Biry — z tytułem Wicemistrza Zespołowego,
- 3) zespół kpt. pil. Henryka Baranowskiego.

Międzynarodowy rajd „Kosa”

Znany samolot sportowy PZL 102 E, konstrukcji inż. Stanisława Lassoty (członka naszego zespołu redakcyjnego), ukończył w czerwcu czterotygodniowy, pokazowy rajd po krajach europejskich. Obsadę samolotu stanowiła zakładowa ekipa, w osobach: Antoniego Szymańskiego — jako pilota i inż. Romualda Gudela — jako kierownika, a zarazem — mechanika i nawigatora rajdu. Trasa lotu okrężnego wiodła z Warszawy do Austrii, Szwajcarii, Francji,



W. Brytanii, Ks. Luxemburg i NRD. Trasa przelotu wyniosła 5700 km. Lądowano na 30 lotniskach zagranicznych; 37 godzin trwał przelot, 20 godzin zużyto na propagandę i pokazy.

Należy nadmienić, że opisany przelot „Kosa” stanowił pierwszy po wojnie europejski rajd polskiego samolotu sportowego. Zarówno „Kos”, jak i jego załoga, dobrze zdały egzamin sprawności, a wyniki pokazów i lotów reklamowych powinna zdyskontować CHZ „Motimport”.

Z.

ERRATA

W zeszytach: 2, 3 i 4 „Techniki Lotniczej”, w dziale „Pomoce konstruktorskie” (na okładkach) tytuł powinien być następujący: „Kształtowanie tworzyw sztucznych”, a nie — jak mylnie podano — „Obróbka skrawaniem stopów lekkich i tytanu”. Za błąd ten Redakcja przeprasza zarówno Autora jak i Czytelników.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

PRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

OCZNIK X

WARSZAWA, LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1960 r.

ZESZYT 5

Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa

HYDROAEROMECHANIKA

533.6.07/41 : 621.51 ILot
Shire L. J., Evans J. Y. G., Goodsel W. A., Wolf P. H. W.:
design and construction of the compressor for the 8-ft by
high — speed wind tunnel at R.A.E. Bedford. Projekt i konstrukcja sprężarki dla szybkiego tunelu 8 × 8 stóp w RAE Bedford
Proceedings Inst. Mech. Engrs., 1958, t. 172, nr 15; s. 37, rys. 42,
p. 2, poz. bibl. 7.

Praca składa się z dwóch części i omawia kroki podjęte dla
postania założonym osiągom i warunkom pracy sprężarki dla
tunelu aerodynamicznego w RAE w Bedford o wymiarach
8 stóp, na duże prędkości. Zasadnicze wymagania to prawie
wydatek powietrza wynoszący około 1420 m³/sek w zakresie
stosunków ciśnień 1.15 do 2.50 oraz duża sprawność w zakresie ni-
szych stosunków ciśnień. W pierwszej części pracy omawia się
świadczalne prace przygotowawcze oraz badanie modelu aero-
dynamicznego w skali 1 : 7. Na podstawie tych prac postanowiono
długość sprężarki dziesięciostopniowej biegnącej z prędkością
100 obr/min, przy czym pierwszy stopień posiadałby średnicę 5200.
Dla zapewnienia dobrej sprawności w całym zakresie pracy sprę-
żarkę podzielono na dwie części tak, że dla zakresu niskich sto-
sunków sprężenia pracują tylko pierwsze cztery stopnie. Druga
część pracy opisuje stronę mechaniczną oraz technologię budowy
zgodnie z wynikami uzyskanymi w części pierwszej.

J. Nikol

533.6.071 ILot
H. H.: Experimentelle Hyperschallforschung. Doświadczenia dla
przepływu hipersonicznych. Raketentechn. Raumfahrt.,
1958, nr 3, s. 65—75, rys. 23, poz. bibl. 47.

Artykuł zawiera przegląd metod fizyki doświadczalnej dla wy-
stępowania przepływów hiperdźwiękowych do liczby Macha około
10 oraz stosowane metody pomiarowe. Szczególnie obszernie omó-
wiono działanie różnych typów rur uderzeniowych (zwykłych
ekspansyjnych) oraz dokonano w nich doświadczenia. Rura ude-
rzeniowa-ekspansyjna daje najlepszą analogię do rzeczywistości za-
wano pod względem liczby Macha jak i temperatury. Inne metody
starczają cennych danych uzupełniających.

J. Nikol

533.6.071 ILot
neider, S.: Essais transoniques a Modane. Doświadczenia tran-
soniczne w tunelu Modane. Rech. Aero., 1959, nr 72, s. 13—18,
p. 13, poz. bibl. 2.

W tunelu Modane zastosowano modyfikację przestrzeni pomia-
rowej, opartą na zasadzie reguły pół. Modyfikacja ta pozwala na
badania modeli samolotów myśliwskich w skali 1/4 do liczby
Macha nieco większej od jedności, bez efektu blokowania tunelu.
Bliższe nowej przestrzeni pomiarowej można badać silniki turbo-
prętowe i strumieniowe. Opisano różne możliwości pomiarowe
transonicznej przestrzeni pomiarowej z punktu widzenia rodzaju
modelu i jego podparcia. Sposób półmodelu dotykający podłogi
tunelu daje największe możliwości zarówno ze względu na wpływ
ścian, jak również ze względu na łatwe doprowadzenie powietrza
za nadmuchiwania klap oraz klap strumieniowych. Załączona
tabela podaje wielkości sił i momentów dla półmodelu oraz pod-
parcia na dwóch typach wsporników przy liczbie Macha równej 1,
ciśnienie dynamiczne tunelu osiąga wartość 3335 kg/m².

J. Nikol

533.6.071(43) ILot
H., Hottner T.: Hochgeschwindigkeitswindkanal der
dynamischen Versuchsanstalt Göttingen. Tunel aerodynamiczny
duże prędkości aerodynamicznego Zakładu Badawczego w Göt-
tingen. Z. Flugwiss., 1959, r. 7, nr 10, s. 204—299, rys. 11 poz. bibl. 5.

Od niedawna pracuje w AVA Göttingen tunel aerodynamiczny
bardzo duże prędkości. Jest to tunel o działaniu przerywanym,
opracowany na zasadzie próżniowo-zasobnikowej, to znaczy przy róż-
nicach ciśnień atmosferycznego i ciśnienia w zbiorniku próżni-
owym. Przestrzeń pomiarowa o wymiarach 750 × 750 jest typu otwar-
tego, co zabezpiecza przed blokowaniem. Liczba Macha do 1. Po-
miar kontrolne wykazały dobre cechy tunelu, a badanie modelu
skrzydło-strzała modelu wzorcowego AGARD wypadło po-
dobnie. Tunel zaopatrzony jest w dwie wagi trójściadkowe, z któ-
rych jedna jest tensometryczna, a druga mechaniczna z dynamo-
metrami tensometrycznymi.

J. Nikol

532.5:538.6 ILot
W.: Research in magnetohydrodynamics. Prace badawcze
dziedziny magnetohydrodynamiki. SAE Trans. 1939, t. 67, s. 39,
p. 6, poz. bibl. 5.

Praca przedstawia w prosty sposób podstawy teoretyczne magne-
todynamiki. Podstawową teorią jest teoria prądnic elek-
trycznej. Opisano szereg zastosowań, jak na przykład w przepływo-
rach indukcyjnych lub pompie elektromagnetycznej. W krót-
kiej poruszone zjawisko „obciążenia” gazu przez pole magnetycz-
ne oraz przypuszczalne zastosowania praktyczne. Omówiono do-
świadczenia dotyczące przyszłych możliwości zastosowania teorii.
Zważano także sprawy, jak zmniejszenie grzania aerodynamicz-

nego przednich części skrzydeł i kadłubów pojazdów i rakiet po-
wracających do atmosfery oraz możliwości silnika plazmowego
dla lotów poza atmosferą.
J. Nikol

236* 533.6.01:532.526 ILot
Stability diagram for laminar boundary layer flow. Wykres statecz-
ności dla przemysłu w laminarnej warstwie przyściennej. NLL Re-
port TNF 193, s. 8, rys. 10, poz. bibl. 7.

Dla jednoparametrowej rodziny profili prędkości warstwy przy-
ściennej podano wykresy stateczności. Zastosowana metoda obli-
czenia wynika z asymptotycznego zachowania się różniczkowego
równania zaburzenia w cieczy nielepkiej. W metodzie tej wykorzy-
stano tylko jedno rozwiązanie dla całego obszaru całkowania. (a).

237* 533.6.011.35:533.691.11 ILot
Landahl M. T.: Theoretical studies of unsteady transonic flow.
Part III. The oscillating low aspect ratio rectangular wing.
Teoretyczne studia nietrwałego przepływu przydźwiękowego. Cz. III.
Oscylujące skrzydło prostokątne o małym wydłużeniu. FFA Report
79, 1958, s. 15, rys. 5, poz. bibl. 7.

Rozwijając potencjał prędkości w szereg asymptotyczny obliczo-
no siły aerodynamiczne, działające na oscylującym skrzydło pro-
stokątne o małym wydłużeniu. Teoria przybliżona jest miarodajna
dla małych wartości ka^2/σ — stosunek półrozpiętości do cięciwy,
 k — zredukowana częstotliwość i uzupełnia wcześniejszą teorię
skrzydła o małym wydłużeniu podaną przez autora, miarodajną
jedynie dla skrzydeł spiczastych, jak skrzydła delta. Obecne spr-
wodzenie podaje wzory obliczenia ogólnych sił dla oscylacji gład-
kiej, giętkiej lub sztywnej przy symetrii w kierunku rozpiętości.
Porównanie z teorią smukłego skrzydła wykazuje, że z wyjątkiem
przypadku skrzydeł o bardzo małym wydłużeniu, daje się ocenić
skutki przepływu nietrwałego nawet przy bardzo niskich, zredu-
kowanych częstotliwościach. W pobliżu górnej granicy k dla sto-
sowności obecnej teorii, otrzymano dobrą zgodność z najnowszą
teorią dla dużych wydłużeń. (a)

238* 533.6.011.35:533.691.11 ILot
Landahl, M. T.: Theoretical studies of unsteady transonic flow.
Part IV. The oscillating wing with control surface. Teoretyczne
studia nietrwałego przepływu przydźwiękowego. Część IV. Oscylu-
jące skrzydło prostokątne z płaszczyzną sterową. FFA Report 80,
1958, s. 28, rys. 12, poz. bibl. 8.

Obliczono za pomocą metody Schwarzschilda zlineryzowane
rozwiązanie przepływu przydźwiękowego wokół oscylującego skrzy-
dła prostokątnego o dowolnym wydłużeniu. Rozwiązanie otrzymano
w postaci szeregu nieskończonego, w którym jako pierwszy wyraz
występuje rozwiązanie dla skrzydła o wydłużeniu nieskończenie
wielkim. Wykazano, że szereg jest zbieżny dla wszystkich wydłu-
żeń od zera i zmniejszonych częstotliwości. Zbieżność jest bardzo
nagła nawet dla stosunkowo małych wydłużeń i zmniejszonych
częstotliwości tak, że w przeważającej liczbie praktycznych przy-
padków wystarczają trzy pierwsze wyrazy. Podano wzory i trochę
wyników liczbowych dla rozkładu sił momentów w kierunku roz-
piętości na sztywno oscylującym skrzydło prostokątne i po-
wierzchniach sterowych. Podano bardzo proste przybliżone wzory
dla całkowitych momentów, ważne dla dużych wydłużeń. Wyka-
zano, że płaszczyzna sterowa w dużym wydłużeniu może wyka-
zać własności tłumienia ujemnych momentów zawiasowych, czyli jest
możliwy o jednym stopniu swobody flatter powierzchni sterowej.
Jednakże dla powierzchni sterowej, o wydłużeniu mniejszym niż
3,5, tłumienie będzie możliwe dla wszystkich częstotliwości.

239* 533.6.011.35:533.691.11 ILot
Landahl M. T.: Theoretical studies of unsteady transonic flow.
Part II. The oscillating semi — infinite rectangular wing. Teore-
tyczne studia nietrwałego przepływu przydźwiękowego. Część II.
Oscylujące pół nieskończone skrzydło prostokątne. FFA Report 78,
1958, s. 20, rys. 11, poz. bibl. 9.

Obliczono za pomocą przekształceń Fouriera siły aerodynamiczne
na oscylującym prostokątnym skrzydło pół nieskończonym w prze-
pływie przydźwiękowym. Wyniki wykazują, że trójwymiarowe
efekty krawędzi bocznych mogą być znaczne i znacznie zmieniają
zwykłą dwuwymiarową teorię paskową, również dla przekrojów
znacznie oddalonych od krawędzi bocznych. Wyniki mogą być rów-
nież zastosowane dla otrzymania przybliżonych sił aerodynamicz-
nych na skrzydło o skończonej rozpiętości, lecz dla niezbyt niskiej
wartości A/\sqrt{k} , gdzie A jest wydłużeniem, zaś k zredukowaną
częstotliwością. Wówczas wzajemna interferencja krawędzi bocz-
nych może zostać zaniedbana, a wpływ każdej krawędzi bocznej
obliczony oddzielnie, czyli tak, jakby skrzydło było półnieskoń-
czone. (a)

TECHNIKA LOTU

240* 533.6.013.417 ILot
The influence of non-stationary stability derivatives on the sna-
king motion at high subsonic speed. Wpływ pochodnych stateczności
nietrwałej na ruch wężykowy przy dużych prędkościach poddźwię-
kowych. NLL TR-F, 208, s. 23, tabl. 5, poz. bibl. 10.

Dokonano pewnych obliczeń stateczności o dwóch stopniach swo-
body dla lotu z dużą prędkością poddźwiękową w celu studiowa-

nia wpływu pochodnych nieterwalnej stateczności $C_{n\beta}$ $C_{y\delta}$ ($C_{n\tau}$ i $C_{y\tau}$) na tłumienie ruchu wężykowego. Znalaziono, że jedynie $C_{n\beta}$ posiada mały wpływ na tłumienie w locie skośnym. Czy wprowadzenie $C_{n\beta}$ powoduje zmniejszenie, czy też zwiększenie tłumienia w locie skośnym zależy głównie od wydłużenia usterzenia pionowego, lecz prawie dla wszystkich praktycznych projektów usterzenia pionowego nastąpi zwiększenie tłumienia w locie skośnym. Co więcej znalaziono, że pochodne nieterwalne dla usterzeń pionowych są praktycznie niezależne od zredukowanej częstotliwości. (a)

AERODYNY

241* 629.135.4:629.13.014.9 ILOT
Cairna E. W.: Development of the first helicopter operational flight trainer. **Rozwój pierwszego użytkowego naśladownika lotu śmigłowca.** IRE Trans. Milit. Electr. 1959, t. MIL-3, nr 5, s. 82—86, rys. 5.

Opis konstrukcji i problemów, jakie wyłoniły się przy opracowywaniu pierwszego użytkowego naśladownika lotu śmigłowca w USA. Naśladownik ten przeznaczony jest do treningu załóg ciężkiego 2-silnikowego śmigłowca H-37A konstrukcji Sikorskiego. Naśladownik składa się z następujących części zasadniczych: małe kabiny, elektromechanicznego analogowego urządzenia liczącego, pulpitu instruktorskiego, mechanizmów przestawiania i urządzenia wizyjnego. Artykuł zwraca uwagę na trudności ułożenia równań dla analogowego urządzenia liczącego.

R. Witkowski

242* 629.135.4 ILOT
Morain, H. L., Cold jet cycle helicopters. **Śmigłowce ciśnieniowe.** J. Amer. Helic. Soc. 1958, t. 3, nr 4, s. 12—19, rys. 6, tab. 1.

Teoretyczna analiza ogólnej sprawności „zimnego” napędu ciśnieniowego wirnika nośnego śmigłowca (bez dopalania w dyszach wylotowych) i ocena podstawowych cech śmigłowców z takim napędem na tle śmigłowców konwencjonalnych. Wnioskiem z przeprowadzonych rozważań jest stwierdzenie, że śmigłowce ciśnieniowe bez dopalania (podobne do francuskiego „Dijn”) znajdują uzasadnienie stosowania tylko tam, gdzie nie jest wymagana ani znaczniejsza długotrwałość lotu, ani wysoka prędkość. Artykuł przeszedł niedbałą korektę drukarską i w szeregu miejsc czytelnik gubi się w mylnych oznaczeniach.

R. Witkowski

SILNIKI LOTNICZE

243* 621.454 ILOT
Gunston W. T., Turbofans: A survey of current airline powerplants **Silniki dwuprzepływowe. Przegląd lotniczych napędów o ciągłym działaniu.** Flight, 30 października 1959, t. 76, nr 2642, s. 435—459, rys. 13, tab. 1.

Konieczność stosowania nowych ekonomicznych i względnie prostych konstrukcyjnie środków napędu dla nowoczesnych samolotów komunikacyjnych zmusza konstruktorów silników lotniczych do poszukiwania coraz do nowych rozwiązań. Wyrazem tych poszukiwań w ciągu kilku ostatnich lat są silniki dwuprzepływowe, które łączą w sobie cechy normalnych silników turboodrzutowych i turbosmigłowców, lecz są od ostatnich znacznie prostsze konstrukcyjnie i lżejsze w odniesieniu do jednostki siły ciągu. Dla przykładu podano w opracowaniu obszernie omówienie szeregu silników dwuprzepływowych wykonanych przez wytwórnię brytyjskie i amerykańskie.

St. Golos

244* 621.454 ILOT
Orpheus. A versatile and lightweight turbojet. **Silnik turbinowo-odrzutowy o średnim ciężarze i różnorodnym zastosowaniu.** Flight 15 lutego 1959, t. 75, nr 2612, s. 219—223, rys. 6.

W artykule opisano rozwój silnika Bristol Orpheus oraz podano opis i techniczne dane wariantu BOR. 3 (MK S03). Podano także tabelę z zasadniczymi danymi innych wariantów.

R. Łapucha

245* 621.45/47 ILOT
Eschner, D. L.: Ion rocket engine development. **Prace rozwojowe dotyczące silnika jonowo-odrzutowego.** SAE Trans. 1959, t. 67, s. 187—190, rys. 2, poz. bibl. 5.

Artykuł omawia dalsze doskonalenie napędu dla pojazdów międzyplanetarnych. Potrzeba napędu jonowo-odrzutowego zostaje uzasadniona na przykładzie projektu podróży Ziemia-Mars-Ziemia, zaproponowanego przez Erauna i Stuhlingera. Po przedyskutowaniu równań na impuls napędu chemicznego i elektrycznego jonowo-odrzutowego oraz perspektyw napędu fotonowego autor uzasadnia, że napęd jonowo-odrzutowy ma dużą przyszłość.

Najważniejszą sprawą jest wytwarzanie odpowiedniej ilości jonów gazu (plazmy) na jednostkę czasu. Najkorzystniejsza wydaje się metoda Langmuira. Polega ona na łatwości jonizacji atomów metali alkalicznych (cez, potas) doprowadzonych do stanu gazowego w obecności nagrzanego powierzchni metalowej. Podano schemat doświadczalnego urządzenia do wytwarzania jonów.

J. Nikoł

246* 533.665:629.136.3 ILOT
Allen J., Eggers A. J.: A study of the motion and aerodynamic heating of ballistic missiles entering the Earth's atmosphere at high supersonic speeds. **Ruch i aerodynamiczne grzanie balistycznego pocisku wchodzącego do atmosfery przy dużych prędkościach naddźwiękowych.** Naca Report, nr 1381, s. 16, rys. 11, poz. bibl. 16.

Analiza zmiany prędkości i ujemnego przyspieszenia przy uproszczonej założeniach. Ustalono potrzebne kształty dla lekkich i ciężkich pocisków dla uzyskania minimum grzania aerodynamicznego — muszą to być kształty bardzo smukłe lub tepe.

Z. Brodzki

247* 629.19:621.45:621.499 ILOT
Stuhlinger E.; Seitz R.: Some problems in ionic propulsion systems. **Niektóre zagadnienia układów napędu jonowego.** IRE Trans. on Military Electronics, 1959, t. MIL-3, nr 2, s. 27—33, rys. 6, tab. 4, poz. bibl. 16.

Artykuł omawia niektóre problemy ulepszenia napędu jonowego. Stosunek ciężaru do uzyskanej mocy wyniesie 5—10 kg/kW. Podano przykłady zastosowania napędu jonowego.

Z. Brodzki

248* 629.19:621.45:621.499 ILOT
Camac M., Kantorowitz A., Petschek H. E.: Plasma propulsion device for space flight. **Urządzenia napędu plazmowego dla lotów kosmicznych.** IRE Trans. on Military Electronics, 1959, t. MIL-3, nr 2, s. 34—41, rys. 7, tab. 1.

Autorzy omawiają zastosowanie napędu plazmowego dla różnych rodzajów podróży kosmicznych. Są trzy różne rodzaje urządzeń plazmowych. Części powstających strat daje się uniknąć dzięki działaniu magnetohydrodynamiczemu.

Z. Brodzki

249* 536.46:621.45 ILOT
Troszin Ja. K.: Niżnija wietw'kriwoj Giugonju kak sowokupnost' toczek, opisywajuszcznaja rieżimy gorenja w kamierach reaktywnych dwigatielej. **Dolna gałąź krzywej Hugoniota jako zbiór punktów opisujących warunki spalania w komorach silników odrzutowych.** Izw. Akad. Nauk. SSSR, Otdiel. Techn. 1959, nr 2, s. 1—13, rys. 10, poz. bibl. 13, tab. 2.

Autorzy artykułu wykazali, że przy pewnej idealizacji procesu spalania, dolna gałąź krzywej Hugoniota może służyć do opisanego warunków spalania w cylindrycznych komorach silników rakietowych.

R. Łapucha

SPRĘŻARKI SILNIKÓW LOTNICZYCH

250* 621.51—154 ILOT
Bunham J.: Damage to axial compressors. **Uszkodzenia sprężarek osiowych.** J. Roy. Aeronaut. Soc., październ. 1959, t. 65, nr 586, s. 576—580, rys. 16.

Wirnik sprężarki osiowej, a szczególnie jego ułotkowanie, jest elementem bardzo podatnym na uszkodzenia mechaniczne, jakie mogą być spowodowane przez nawet niewielkie lecz dostatecznie twarde ciała obce zassane do sprężarki w czasie pracy silnika turbinowego. W celu wytypowania najbardziej odpowiedniego pod względem odporności na uszkodzenia mechaniczne materiału na łopatkę przeprowadzono badania wytrzymałości zmęczeniowej łopatek wykonanych ze stali oraz łopatek ze stopów tytanu i stopów aluminium. Na podstawie wyników badań wysnuł wniosek, że właściwie najbardziej istotny dla konstrukcji jest ciężar materiału, z którego wykonano łopatkę i ciężar ten powinien być na tyle mały, ażeby łopatką w przypadku oderwania się od wirnika nie była w stanie przebić stosunkowo słabej obudowy sprężarki.

St. Golos

CZĘŚCI SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

251* 621—226.3:533.697 ILOT
Salamatin N. Je: Profilowanie łopatek turbin obiekajomych dozrukowym potokom. **Profilowanie łopatek turbinowych wpływających poddźwiękowym strumieniem.** Awiac. Techn. Izv. Wyssz. Uczebn. Zawied. 1959, nr 1, s. 95—104, rys. 5, tabl. 3, poz. bibl. 9.

Celem pracy było opracowanie uniwersalnej metody profilowania łopatek turbinowych. Opisana metoda odznacza się prostotą, a jednocześnie zapewnia otrzymanie palisad zgłębionych profili, których charakterystyki nie ustępują charakterystykom palisad profili stosowanych w biurach konstrukcyjnych. Profil otrzymujemy przez zginanie po łuku paraboli linii szkieletowej jednego z czterech wybranych, ujednoliconych symetrycznych profili.

J. Kolarczyk

252* 621.45:621—135 ILOT
Czistjakow A. A.: K woprosu o metodokie naznaczenja dopuskow na nieurawnowieszenost' rotorow TRD. **Ustalenie warunków wyważania wirników turboodrzutowych silników lotniczych.** Moskw. Awiac. Techn. Inst. Trudy Instituta, 1959, nr 36, s. 34—53, rys. 13, poz. bibl. 10.

Wirujące części turboodrzutowych silników lotniczych wywołują drgania konstrukcji silnika i płatowca. Drgania te są szkodliwe gdyż powodują przedwczesne zużycie części silnika, jak również obciążają zmęczeniowo elementy konstrukcyjne silnika i płatowca. W pracy silnika rozróżnia się drgania stałe, pochodzące od niewyważonych części wirujących i drgania przypadkowe, pulsujące, pochodzące od czynników zakłócających bieg silnika, takich jak nierównomierność smarowania łożysk, popadanie kondensatu między łopatki wirnika, nierównomierność procesów spalania itp. Celem wyeliminowania tak jednych jak i innych drgań jest praktycznie niemożliwe. Stało się zatem koniecznością ustalenie takich warunków wyważania wirników turboodrzutowych silników lotniczych, które zapewnią wymaganą trwałość, tzn. czasokres pracy silnika do pierwszego remontu, przy możliwie najmniejszym wzroście kosztów jego produkcji. Chodzi więc o tzw. warunki minimalne, zapewniające minimum koniecznego wyważenia, co przy dużych obrotach współczesnych silników jest już bardzo trudnym zagadnieniem produkcyjnym.

M. Kwiatkowski

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

Współczynnik C_f można określić z zależności $2 C_f = f(Re)$, (l. p. 1 i 2), podanej dla różnych odległości punktu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą (na ogół przyjmuje się przepływ całkowicie burzliwy). Współczynnik η_{Ma} można określić z zależności $\eta_{Ma} = f(\lambda_k)$, (l. p. 3), dla różnych prędkości lotu Ma .
 λ_k — wydłużenie kadłuba

$$\lambda_k = \frac{l_k}{\sqrt{\frac{4Sp}{\pi}}}$$

S_n — powierzchnia maksymalnego przekroju poprzecznego kadłuba.

$\sqrt{\frac{4Sp}{\pi}}$ — średnia zastępcza maksymalnego przekroju poprzecznego kadłuba.

Współczynnik η_k można określić z zależności $\eta_k = f(\lambda_k)$, (l. p. 4). Boczna powierzchnię kadłuba S_b można określić z pewnym przybliżeniem za pomocą wzorów:

- 1) $S_b = \sim 2,85 l_k \sqrt{S_p}$
- 2) $S_b = \sim 1,3 (a + b) l_k$

gdzie a — maksymalna szerokość, b — maksymalna wysokość.

$$3) S_b = \sim (S_{br} + S_{gr}) \left(2 - 0,4 \frac{S_{gr}}{S_r} \right)$$

gdzie S_{br} — całkowita powierzchnia rzutu bocznego, S_{gr} — całkowita powierzchnia widoku z góry.

Powyższa metoda daje zadowalające wyniki w przypadku stosowania przy obliczeniach samolotów szybkich, poddźwiękowych ($Ma < Ma_{krv}$). Zamiast stosowania powyższego wzoru można posłużyć się wykresami, przedstawiającymi zależność współczynnika oporu odniesionego do powierzchni bocznej kadłuba od liczby Reynoldsa (l. p. 5, 6, 7).

W przypadku, gdy kadłub jest bryłą bardziej złożoną, wzór określający współczynnik oporu nieco się zmienia:

$$C_{xk} = C_f \cdot \lambda_k \cdot \eta_{Ma} \frac{S_b}{S} + \Delta C_{xk} + \frac{\sum C_{x \text{ nad}} \cdot S_{\text{nad}}}{S}$$

ΔC_{xk} — współczynnik uwzględniający umieszczenie silnika w kadłubie i różne zniekształcenia powierzchni kadłuba trudne do wydzielenia, $C_{x \text{ nad}}$ — współczynnik oporu zniekształceń powierzchni kadłuba łatwych do wydzielenia, S_{nad} — powierzchnia odniesienia tych zniekształceń, ΔC_{xk} — z tablic i wykresów.

Wpływ wybudowanej kabiny na współczynnik oporu pokazuje zależność $C_x = f(Ma)$ dla kadłuba wyidealizowanego i dla kadłuba z kabiną (l. p. 8).

Wpływ różnych elementów kadłuba na wartość współczynnika oporu pokazuje tabele (l. p. 9 i 10). Badania wykonane w NACA uwzględniają dodatkowo wpływ kształtu przekroju kadłuba na przykładzie przekroju kotowego i kwadratowego (l. p. 11).

Wpływ ukształtowania tyłu kadłuba na wartość współczynnika oporu pokazuje tabela (l. p. 12).

Opór otworów (dla uzbrojenia i urządzeń foto) na powierzchni czołowej kadłuba podany jest na wykresie (l. p. 13). Wpływ kształtu silnika wbudowanego w kadłub wskazuje tabela (l. p. 14). Wpływ kształtu kadłuba pokazuje wykres (l. p. 15).

Uwaga: Badania wpływu kształtu kadłuba na wartość współczynnika oporu były przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym przy $Re = 400\,000$ (Re odniesione do długości kadłuba).

Na podstawie badań przeprowadzonych w laboratoriach CAGY ustalono wpływ anteny, kółka ogonowego i karabinu maszynowego (nieruchomego) (l. p. 16). *) (d.c. wykresów w następnym zeszytcie).

Przy dokładniejszym określeniu współczynnika oporu należy uwzględnić poprawkę wywołaną chropowatością powierzchni. Poprawkę wywołaną przez nity można obliczyć za pomocą wzoru empirycznego:

$$\Delta C_x = 4,05 n \frac{h^2}{S} \left(\frac{h}{l_k} \right)^7$$

gdzie: n — ilość nitów, S — powierzchnia odniesienia, h — wysokość nierówności, l_k — długość kadłuba.

Do obliczenia poprawki wywołanej połączeniem blach może służyć następujący wzór empiryczny:

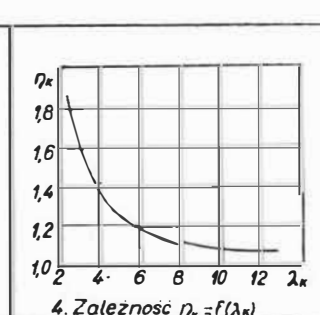
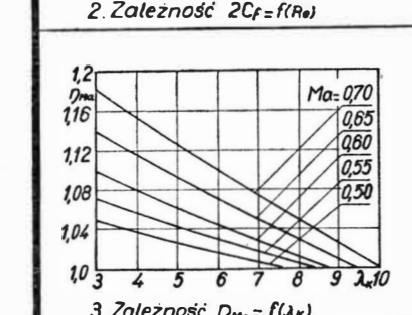
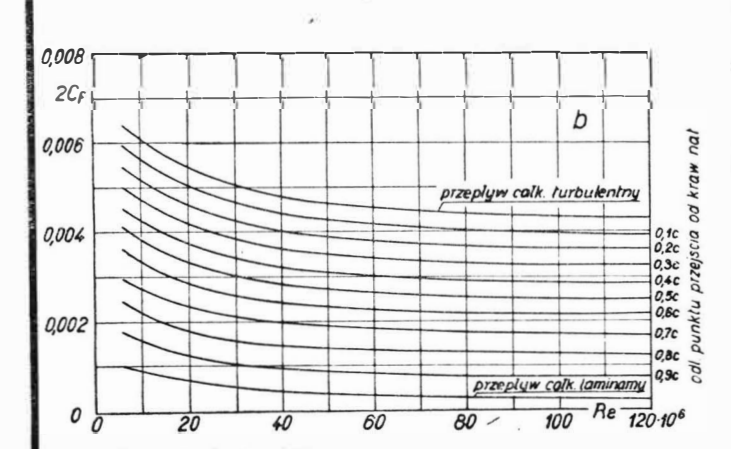
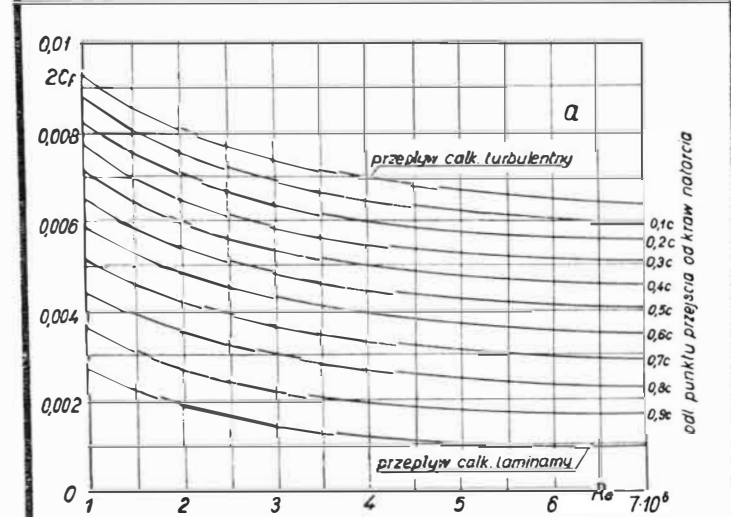
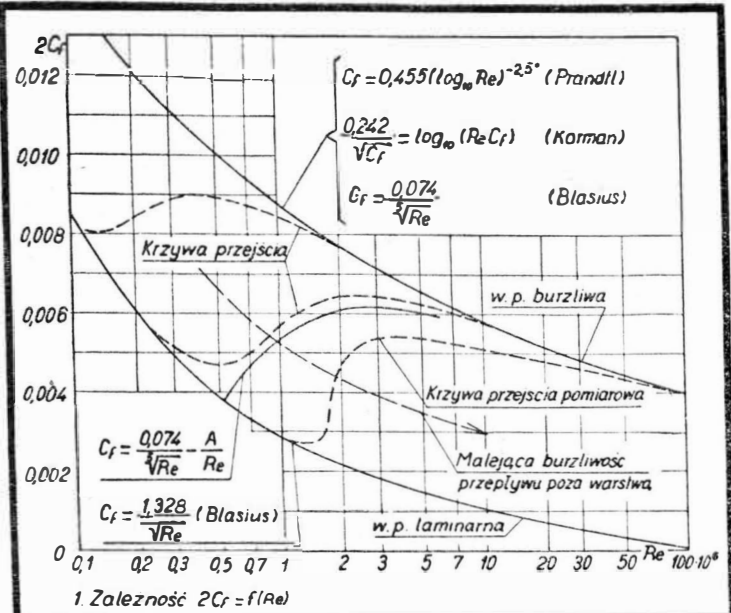
$$\Delta C_x = 0,86 n \frac{h \cdot C_k}{S} \left(\frac{h}{l_k} \right)^7 \quad (\text{oznaczenia jak wyżej}).$$

Do ostatecznie określonej wartości współczynnika oporu należy dodać 15% na deformacje w locie.

Przechodząc w zakresy większych prędkości należy uwzględnić wpływ ściśliwości powietrza na wartość współczynnika oporu. W celu wstępnego zorientowania się w wartości współczynnika oporu dla dużych poddźwiękowych prędkości lotu można posłużyć się wzorem empirycznym, uwzględniającym poprawkę Glauberta na ściśliwość powietrza:

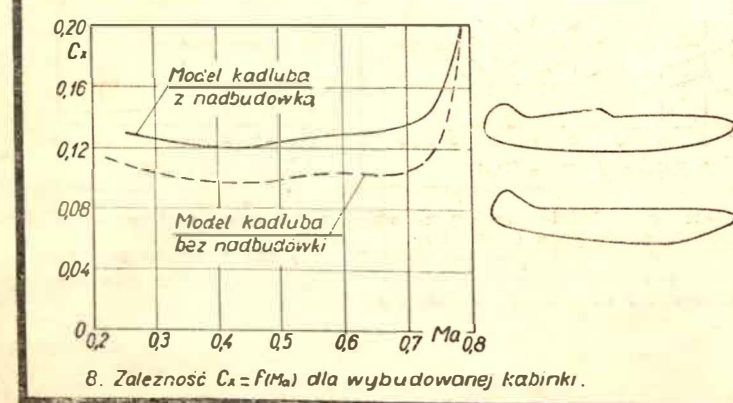
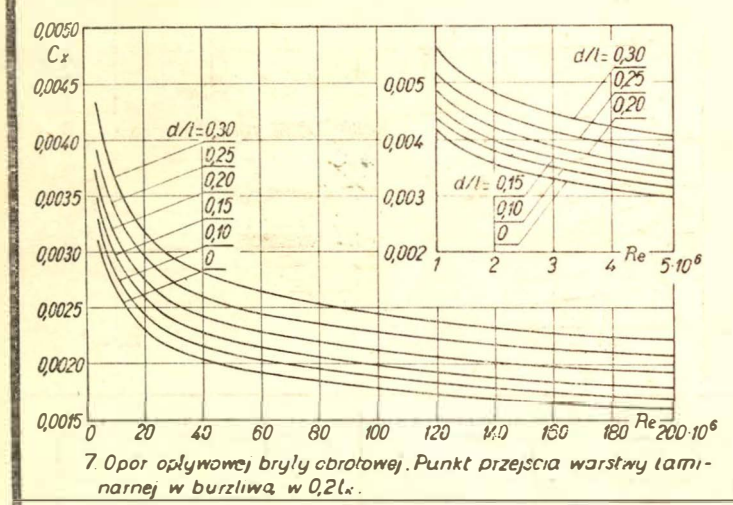
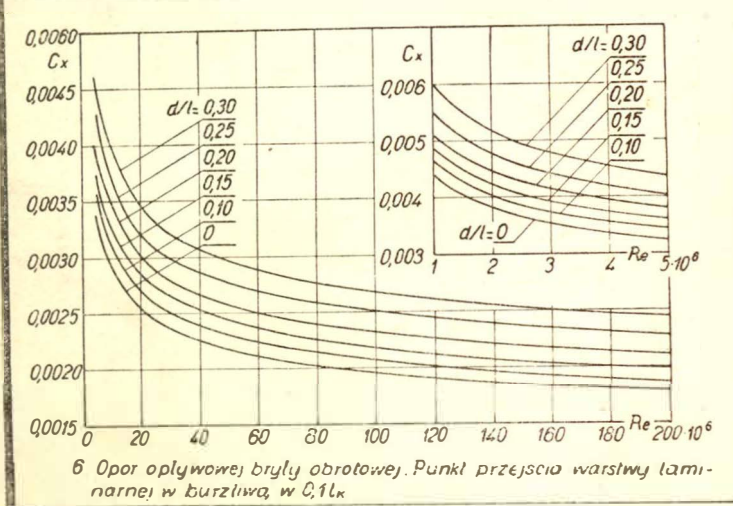
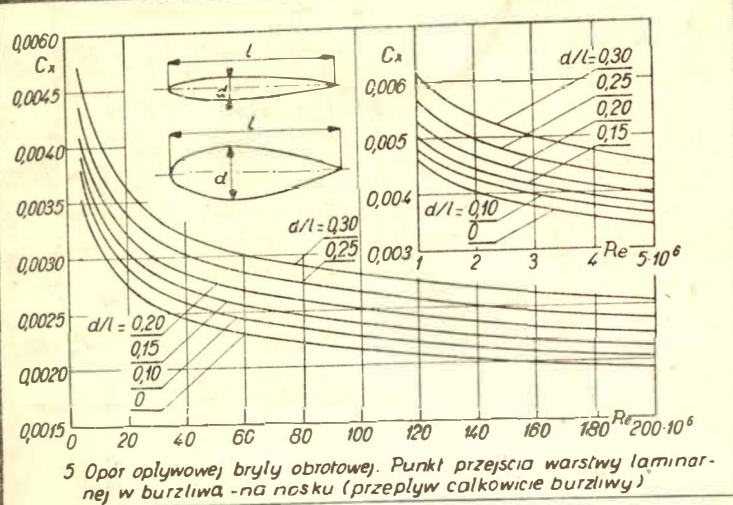
$$C_x \cdot S_k = C_f \left(1 + \frac{1,1 D}{l_k \sqrt{1 - Ma_a^2}} \right) \frac{1,4 l_k}{D}$$

gdzie: C_f — określa opór tarcia płaskiej płytki dla określonej liczby Reynoldsa. Wykres $C_f = f(Re)$ dla różnych wartości $\frac{x}{l_k}$, gdzie



x — jest odległością maksymalnego przekroju poprzecznego od wierzchołka kadłuba (l. p. 18).
 Bardzo duży wpływ na wartość Ma_{krv} ma wydłużenie i kształt przedniej części optywanej bryły. Badania w CAGY potwierdziły słuszność tej tezy (l. p. 19, 20, 21).

U w a g a: Podane wartości współczynnika oporu są odniesione do powierzchni rzutu prostopadłego do osi podłużnej.
 Szczegółowe badania kadłubów przeprowadzono w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie. Wyniki tych badań wykazują wpływ wydłużenia kadłuba, kształtu przekroju poprzecznego, otworów dla pilotów i kabinki na wartość współczynnika oporu. Wyniki tych badań przedstawiono w tabeli (l. p. 17).



Liczba Reynoldsa	$1 \cdot 10^6$	$1 \cdot 10^7$	$2 \cdot 10^7$	$2 \cdot 10^8$
Gładka bryła kadłuba	0,14	0,16	0,10	0,08
- z wykresem na kabine i pilocie	0,17	0,16	-	0,15
- z wiatrochronem	0,22	0,20	0,15	0,20
- z silnikiem	0,55	0,32	0,48	0,37

9 Współczynniki oporu kadłuba małych samolotów z odkrytą kabiną

$0 \cdot C_x = 0,082$
$1 \cdot C_x = 0,089$
$2 \cdot C_x = 0,086$
$3 \cdot C_x = 0,090$

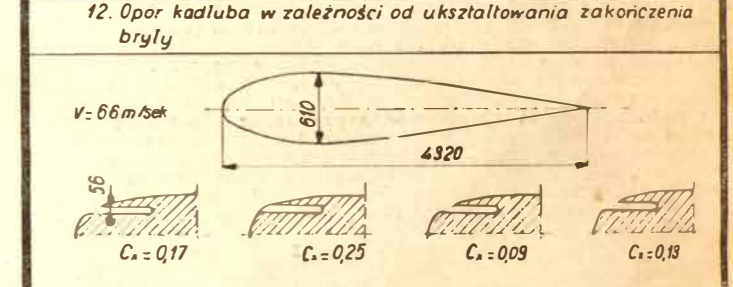
$l/d = 8,5$
 $S_a = 0,062 m^2$
 $l = 2,28 m$



	C_x (przekrój A)	C_x (przekrój B)
a - sam kadłub	0,132	0,110
b - z pilotem, bez owiewki	0,226	0,193
c - z pilotem i z długą owiewką (za głową pilota)	0,238	0,185
d - z pilotem i z krótką owiewką (za głową pilota)	0,280	0,200
e - z pilotem i z owiewką	0,290	0,223

11. Opor kadłuba w zależności od kształtu przekroju

Kadłub prostokątny	C_x	Kadłub okrągły	C_x
a - zakończenie stożkowe	0,120	a - zakończenie stożkowe	0,065
b - zakończenie półkuliste	0,1215	b - zakończenie półkuliste	0,073
c - kadłub obcięty	0,122	c - kadłub obcięty	0,076



13 Współczynnik oporu w zależności od kształtu otworów na czołowej powierzchni kadłuba, odniesiony do powierzchni czołowej otworu.

Kąt natarcia i kąt odchylenia kierunkowego 0°
 Powierzchnia odniesienia $S = 0,0063 m^2$

	V	13 m/sec	18 m/sec	27 m/sec
Model wyjściowy A	C_x	0,187	0,171	0,173
Model z wydłużoną osłoną silnika	C_x	0,138	0,131	0,126

14. Opor kadłuba w zależności od osłony silnika

$0,1571$	$C_x = 0,953$	$0,1831$	$C_x = 0,071$
$0,1041$		$0,1271$	
$0,1731$	$C_x = 0,268$	$0,1821$	$C_x = 0,063$
$0,0921$		$0,1501$	
$0,1701$	$C_x = 0,062$	$0,1671$	$C_x = 0,165$
$0,1191$		$0,1211$	

15 Zależność oporu od kształtu bryły kadłuba.