

1967

8

technika
lotnicza
i astronautyczna

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część IX

Miedź i stopy miedzi (dalszy ciąg)

oprac. mgr inż. A. Ciszewski
i mgr inż. T. Radomski

W bieżącym zestawie tablic podano dalszy ciąg danych technicznych dotyczących stopów miedzi.

W tablicy 18 podano skład chemiczny amerykańskich mosiądzów do przeróbki plastycznej.

Kolejne cztery tablice zawierają dane dotyczące brązów odlewniczych: tablica 19 — skład chemiczny polskich i radzieckich brązów odlewniczych, tablica 20 — własności fizyczne i technologiczne od-

lewniczych brązów radzieckich, tablica 21 — własności mechaniczne, technologiczne i przykłady zastosowania polskich i radzieckich brązów odlewniczych, tablica 22 — skład chemiczny odlewniczych brązów amerykańskich.

Tablica 18

Skład chemiczny amerykańskich mosiądzów do przeróbki plastycznej

Nazwa stopu	Skład chemiczny w %							Postać	Nr ASTM
	Cu	Pb	Zn	Sn	Mn	Fe max.	Inne max.		
Mosiądz	94,0—96,0	max. 0,03	reszta	—	—	0,05	—	płyty, blachy, taśmy i pręty walcowane	B36-61
	89,0—91,0	max. 0,05	reszta	—	—	0,05	—		
	84,0—86,0	max. 0,05	reszta	—	—	0,05	—		
	78,5—81,5	max. 0,05	reszta	—	—	0,05	—		
	68,5—71,5	max. 0,07	reszta	—	—	0,05	—		
	64,0—68,5	max. 0,15	reszta	—	—	0,05	—		
Mosiądz morski	59,0—62,0	max. 0,20	reszta	0,5—1,0	—	0,10	0,10	pręty i kształtowniki	B21-62
	59,0—62,0	0,4—1,0	reszta	0,5—1,0	—	0,10	0,10		
	59,0—62,0	1,3—2,2	reszta	0,5—1,0	—	0,10	0,10		
	62,0—65,0	max. 0,20	reszta	0,5—1,0	—	0,10	0,10		
Mosiądz ołowiowy	89,0—91,0	0,3—0,7	reszta	—	—	0,10	—	płyty, blachy, taśmy i pręty walcowane	B121-60
	62,5—66,5	0,3—0,7	reszta	—	—	0,10	—		
	62,5—66,5	0,8—1,4	reszta	—	—	0,10	—		
	59,0—64,5	1,3—2,3	reszta	—	—	0,10	—		
	62,5—66,5	1,5—2,5	reszta	—	—	0,10	—		
	60,5—64,5	2,0—3,0	reszta	—	—	0,10	—		
Mosiądz manganowy	68,5—71,5	max. 0,07	reszta	—	0,8—1,5	0,10	0,50	blachy i taśmy	B291-61

TREŚĆ ZESZYTU

CONTENTS

СОДЕРЖАНИЕ

	Str.	Page	Стр.
St. Borowik: Dynamika wzmacniacza elektrohydraulicznego w układzie sterowania pojazdu kosmicznego . . .	1	1	1
B. Jung: Zagadnienie mieszania strumieni w silniku dwuprzepływowym . . .	5	5	5
R. Witkowski: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwości jej podwyższenia (ciąg dalszy) . . .	10	10	10
W. Stafiej: Wpływ odkształceń konstrukcji na obciążenia sterowane szybowca . . .	15	15	15
Z. Wiącek: Trawienie kształtowe metodą chemiczną części ze stopów glinu . . .	20	20	20
NA POŁKACH KSIĘGARNI NOWOŚCI TECHNICZNE . . .	22	22	22
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, część IX. Miedź i stopy miedzi (ciąg dalszy) — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski . . .	23	23	23
St. Borowik: The dynamics of electrohydraulic servomechanism for spacecraft control system . . .	1	1	1
B. Jung: On flow mixing in by-pass engine . . .	5	5	5
R. Witkowski: Helicopter maximum speed and the possibilities of increasing it (continuation) . . .	10	10	10
W. Stafiej: The influence of structure deformation on glider aerodynamic loads . . .	15	15	15
Z. Wiącek: Chemical milling aluminium alloy parts . . .	20	20	20
On bookseller shelves . . .	22	22	22
Technical news . . .	23	23	23
Designer's data sheets: Materials used in aircraft structures, part IX. Copper and copper alloys (cont.) — elab. by A. Ciszewski and T. Radomski . . .	II, III, IV cov.	II, III, IV cov.	II, III, IV обл.
St. Borowik: Динамика электрогидравлического бустера в системе управления космического корабля . . .	1	1	1
B. Jung: Смешивание потоков в двухконтурном двигателе . . .	5	5	5
R. Witkowski: Максимальная скорость вертолета и возможности ее повышения (продолжение) . . .	10	10	10
W. Stafiej: Влияние деформации конструкции на аэродинамические нагрузки . . .	15	15	15
Z. Wiącek: Химическая фрезировка деталей из алюминиевых сплавов . . .	20	20	20
НА КНИЖНЫХ ПОЛКАХ . . .	22	22	22
ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ . . .	23	23	23
КОНСТРУКТОРСКИЕ ПОСОБИЯ: Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть IX. Медь и сплавы меди (продолжение) — обр. А. Ciszewski и Т. Radomski . . .	II, III, IV обл.	II, III, IV обл.	II, III, IV обл.



Mgr inż. STANISŁAW BOROWIK

62—52.3.629.19

Dynamika wzmacniacza elektrohydraulicznego w układzie sterowania pojazdu kosmicznego

Typowy układ sterowania pojazdów kosmicznych zawiera w sobie szereg członów funkcjonalnych, z których można wyodrębnić trzy podstawowe. Pierwszym jest obiekt latający, którego lot poddawany jest korekcji wskutek występujących zakłóceń bądź sterowany zgodnie z torem programowym. Aby sprostać temu zadaniu, konieczna jest znajomość własności dynamicznych statku kosmicznego. Właściwy tor lotu uzyskać można przez oddziaływanie wymuszające, które jest wynikiem porównania informacji uzyskanych z czujników zainstalowanych na obiekcie, najczęściej żyroskopów położenia i pochodnych dynamicznych, z zadaniem lub wyliczonym torem programowym. Zespół uzyskiwania i porównywania informacji stanowi blok pomiarowy. Sygnał z bloku pomiarowego jest wzmacniany, kształtowany i przekazywany do członów wykonawczych i nastawiających. Blok wzmacniająco-wykonawczy jest trzecim członem funkcjonalnym, zamykającym obwód sterowania poprzez korpus pojazdu kosmicznego. W zależności od „jakości” informacji otrzymywanych z bloku pomiarowego, w zależności od ich zapisu i formy ruchu przyporządkowanej informacjom, można wyróżnić układy o działaniu ciągłym i dyskretnym, układy sterowania wartościowego (np. programowe, nadążne) i układy sterowania własnościowego (np. ekstremalne, adaptacyjne).

Z realizacyjnego punktu widzenia interesować nas może sposób przekształcania i wykorzystywania informacji, a więc określenie najbardziej właściwych form ruchu przy budowie układu sterowania. Człony układu mogą być wykonane z wykorzystaniem elementów elektrycznych, mechanicznych, hydraulicznych, pneumatycznych lub innych, ale takich, które pozwalają na zapewnienie założonych własności dynamicznych procesu sterowania. Nie wnikając w wady i zalety określonych konstrukcji można stwierdzić, że jednym z najczęściej stosowanych sposobów realizacji są elektrohydrauliczne układy sterowania. Uzyskiwanie informacji odbywa się z wykorzystaniem elektrycz-

nych form ruchu, wykonywanie zaś za pomocą hydraulicznych form ruchu.

Takie skojarzenie urządzeń pozwala na łatwe zapewnienie wymaganych wskaźników sterowania. Niemniej jednak projektowanie takich układów, z uwzględnieniem miniaturyzacji, wymaga wnikliwej analizy własności dynamicznych poszczególnych elementów i uwzględnienia charakteru ich współpracy. Istotną rolę odgrywa tutaj zespół wzmacniacza sygnału elektrycznego małej mocy, przekształcającego sygnał na przemieszczenie członu wykonawczego o bardzo dużej mocy. Współczynnik wzmocnienia mocy zawiera się w istniejących konstrukcjach w granicach $(2 - 500) \cdot 10^3$. Duże wzmocnienie jest konieczne szczególnie tam, gdzie obiekty latające mają wielką masę i dużą prędkość lotu. Wykonywanie poleceń sterujących odbywa się rozmaicie. Na odcinku aktywnym toru poprzez obrót silnika napędowego lub jego dyszy wylotowej, poprzez zmianę położenia deflektorów lub sterów gazowych, w powietrzu poprzez stery aerodynamiczne, w próżni za pomocą momentów reakcyjnych. W nowoczesnych rozwiązaniach sterowania rakiet na aktywnym odcinku lotu stosuje się oddziaływanie hydrotermoerochemiczne, wymagające mniejszych mocy wykonawczych.

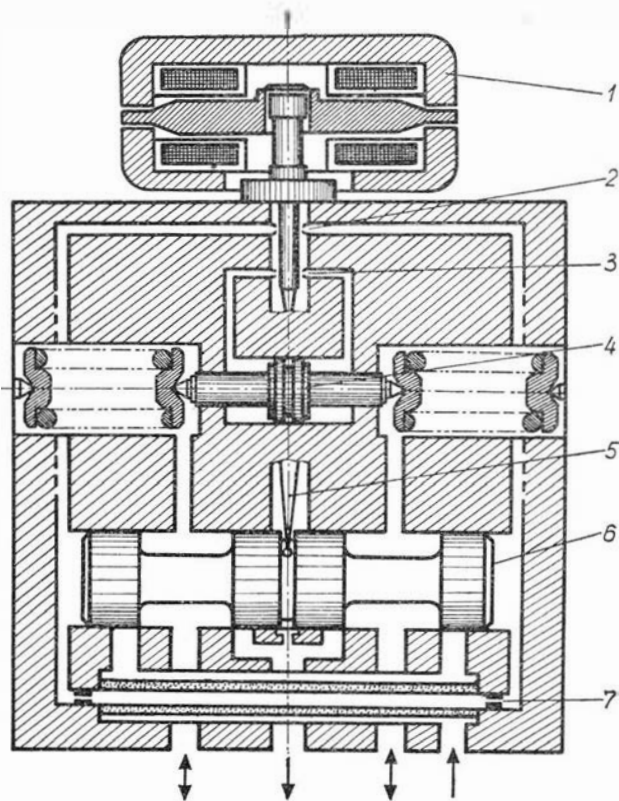
Budowa wzmacniacza elektrohydraulicznego

Wzmacniacz elektrohydrauliczny stanowi najbardziej newralgiczną część układu sterowania. Tutaj bowiem zachodzi przetwarzanie sygnału elektrycznego i takie jego formowanie, aby zapewnione zostały założone lub wymagane charakterystyki dynamiczne determinujące poprawny przebieg procesu sterowania obiektem latającym. Doświadczenia w dziedzinie projektowania i eksploatacji elektrohydraulicznych układów sterujących doprowadziły do stworzenia klasycznego układu, który złożony jest z przetwornika elektromechanicznego o działaniu proporcjonalnym, przetwarzają-

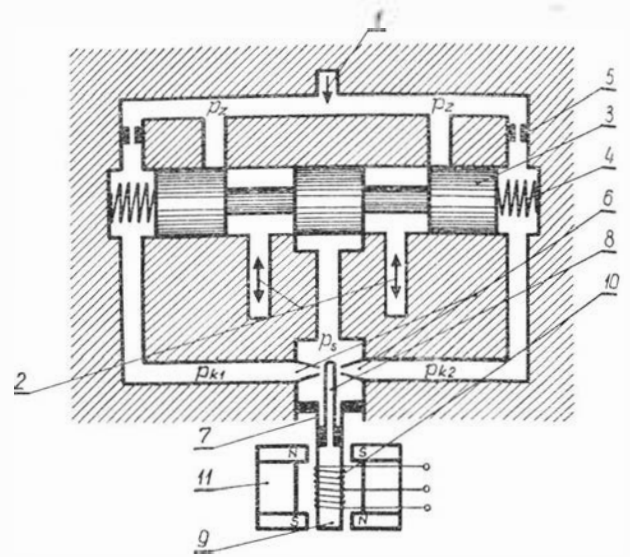
jącego wzmacniony sygnał elektryczny, będący wynikiem sumowania sygnałów od czujnika pomiarowego oraz sprzężenia potencjometrycznego od położenia członu wykonawczego. Następnie mechaniczny sygnał przetwarzany jest w dwustopniowym układzie wzmacniacza hydraulicznego na przemieszczenie członu wykonawczego, określającego odpowiednie położenia zespołu „nastawiającego” toru lotu.

Istnieje szereg opracowań dotyczących konstrukcji oraz analizy i syntezy właściwości dynamicznych wzmacniaczy hydraulicznych. Rozważania opisywane w literaturze światowej ujmują problematykę w różny sposób. W zależności od konstrukcji analizowane są rozmaite rodzaje wewnętrznych sprzężeń zwrotnych, zarówno pozycyjnych, jak i dynamicznych. Natomiast poniższe rozważania określają szereg zaleceń dotyczących wyboru niektórych cech konstrukcyjnych prostych wzmacniaczy elektrohydraulicznych, ze szczególnym uwzględnieniem współpracy silnika momentowego z hydraulicznym zespołem sterującym typu dysza — przysłona.

Należy na wstępie zaznaczyć, że tak jak we wszystkich złożonych konstrukcjach tak i w tym przypadku wymagany jest kompromis między wymaganiami określonymi przez zastosowanie a zespołem cech i parametrów składających się na konstrukcję. Wiadomo, że optymalna konstrukcja ze względu na jedną z cech jest niejednokrotnie nie do przyjęcia ze względu na pozostałe własności. Toteż projektowanie urządzenia polega w takim przypadku zwykle na założeniu większości parametrów eksploatacyjnych oraz żądaniu, aby niektóre z nich przyjmowały wartości możliwe do osiągnięcia.



1. Zasada budowy wzmacniacza elektrohydraulicznego z wewnętrznymi sprzężeniami zwrotnymi: 1 — silnik momentowy, 2 — dysze sterujące kaskady I stopnia wzmocnienia, 3 — dysze sprzężenia zwrotnego, 4 — tłok pomocniczy w obwodzie dynamicznego sprzężenia zwrotnego, 5 — dźwignia pozycyjnego sprzężenia zwrotnego od położenia suwaka rozdzielczego, 6 — suwak rozdzielczy, 7 — zwężki o stałym przekroju spełniające rolę oporów wejściowych kaskad sterujących



2. Schemat prostego wzmacniacza elektrohydraulicznego: 1 — przewód zasilający, 2 — przewody do członu wykonawczego, 3 — suwak rozdzielczy, 4 — sprężyny centrujące położenie suwaka, 5 — opory wejściowe dla kaskad sterujących, 6 — dysze, 7 — rurka sprężysta spełniająca rolę centrowania, uszczelnienia i sprężyny zwrotnej, 8 — przysłona, 9 — zwora, 10 — wejściowy obwód elektryczny, 11 — obwód magnetyczny silnika momentowego, p_z , p_s , p_{k1} , p_{k2} — ciśnienia: zasilania, splywu i kaskadowe

Na rysunku 1. przedstawiony jest schemat wzmacniacza elektrohydraulicznego firmy Moog Servo Controls (USA), który został zastosowany do sterowania wektorem ciągu rakiety „Saturn” 1. Cechą charakterystyczną tej konstrukcji jest zastosowanie wewnętrznego sprzężenia za pomocą dźwigni 5 oraz wewnętrznego sprzężenia dynamicznego od obciążenia zrealizowanego za pomocą pary dysz 3 i suwaka 4. Wykorzystanie reakcji hydrodynamicznej wypływającego czynnika roboczego pozwala zmienić sygnał wejściowy w przypadku niebezpiecznych przebiegów dynamicznych wynikłych przy sterowaniu wektora ciągu za pomocą silników napędowych rakiety. Tego typu wewnętrzne sprzężenia we wzmacniaczu hydraulicznym eliminują drgania zespołu wykonawczo-nastawiającego.

W dalszym punkcie przedstawiona jest analiza dynamiki prostego wzmacniacza elektrohydraulicznego, tzn. bez strukturalnych wewnętrznych sprzężeń zwrotnych.

Równania ruchu wzmacniacza elektrohydraulicznego

Rozpatrując wzmacniacz elektrohydrauliczny przedstawiony na rys. 2 wyodrębni się podstawowe człony funkcjonalne, których właściwości dynamiczne zostaną opisane wraz z uwzględnieniem wzajemnych powiązań.

Równanie ruchu suwaka rozdzielczego wyraża się następującą zależnością:

$$\Delta p \frac{1}{k_0} = (k_1 + k_2) x + k_3 \frac{dx}{dt} + k_1 \frac{d^2x}{dt^2} + R_t + R_0 + R_z \quad (1)$$

gdzie:

$\Delta p = p_{k1} - p_{k2}$ — różnica ciśnień na czołach suwaka,

$\frac{1}{k_0}$ — pole powierzchni czoła suwaka,

k_1, k_2 — współczynniki proporcjonalności uwzględniające odpowiednio wpływ sił hydrodynamicznych i sprężyn środkujących S_1 i S_2 ,

- k_3 — współczynnik tarcia prędkościowego,
- k_4 — masa suwaka,
- R_t, R_0, R_z — odpowiednio siły tarcia statycznego, utwierdzenia suwaka w wyniku działania zjawiska obliteracji i istnienia dyspersyjnej fazy twardej w cieczy roboczej,
- x — przesunięcie suwaka od położenia zerowego.

Zakładając nieściśliwość cieczy, brak wewnętrznych przecieków oraz pomijając siły R_t, R_0, R_z można napisać równanie uproszczone ruchu suwaka przy zastosowaniu przekształcenia Laplace'a:

$$\Delta p = k_0(k_4 s^2 + k_3 s + k_2 + k_1) x \quad (2)$$

Wzmacniacz hydrauliczny dysza — przysłona ma na podstawie [7] zlinearyzowaną charakterystykę statyczną opisaną zależnością:

$$Q = k_5 h_1 - k_6 \Delta p \quad (3)$$

gdzie:

- k_5 — współczynnik natężeniowy,
- k_6 — współczynnik elastyczności,
- h_1 — rzeczywiste przesunięcie przysłony.

Współczynniki k_5 i k_6 określane są najczęściej z warunku największej czułości wzmacniacza dysza — przysłona [6]. Równanie dynamiki wzmacniacza uzyskuje się wstawiając $k_5 Q = \frac{dx}{dt}$ do równania (3). Stąd po przekształceniu:

$$\frac{1}{k_0} s x + k_6 \Delta p = k_5 h_1 \quad (4)$$

Rozważając współpracę silnika momentowego ze wzmacniaczem dysza — przysłona, należy przy opisie dynamiki zwrócić uwagę na konieczność uwzględnienia ugięcia przysłony wskutek działania sił strumienia cieczy wypływającej z dyszek. O ile reakcja dynamiczna jest pomijalnie mała, to wypadkowa siła reakcji R_d wywołana ciśnieniem statycznym zależy od wymiarów dyszy i różnicy ciśnień kaskadowych:

$$R_d = k_7 \Delta p \quad (5)$$

gdzie:

- k_7 — współczynnik uwzględniający wymiary geometryczne dyszy kaskady sterującej.

Dodatkowa reakcja R_v wywołana jest tarciem lepkościowym przysłony poruszającej się w przestrzeni z cieczą roboczą:

$$R_v = k_8 \frac{dh_1}{dt} \quad (6)$$

gdzie:

- k_8 — współczynnik tarcia prędkościowego.

Siła $R_d + R_v$ powoduje ugięcie przysłony o wiel-

kość y zależną od długości, przekroju i sztywności przysłony k_9

$$y = k_9 (R_d + R_v) = k_9 \left(k_7 \Delta p + k_8 \frac{dh_1}{dt} \right) \quad (7)$$

Uwzględniając, że przesunięcie przysłony idealnie sztywnej lub bez obciążenia wynosi h , zaś h_1 — rzeczywiste przesunięcie przysłony od położenia centralnego otrzyma się zależność:

$$h = h_1 + y \quad (8)$$

Podstawiając do (8) wartość y z równania (7) otrzymuje się w zapisie operatorowym po uporządkowaniu:

$$(k_9 k_8 s + 1) h_1 = h - k_7 k_9 \Delta p \quad (9)$$

Równanie dynamiki silnika momentowego zostało wyprowadzone w pracy (3). Transmitancja silnika ma postać:

$$\frac{h}{u} = \frac{k_{11} k_{13} k_{15}}{(k_{10} s + 1) (k_{12} s^2 + k_{14} s + 1)} \quad (10)$$

gdzie:

- k_{10}, k_{11} — współczynniki uwzględniające oporność i indukcyjność obwodu wejściowego,
- $k_{12}, k_{13}, k_{14}, k_{15}$ — parametry obwodu magnetycznego i mechanicznego silnika momentowego, przy czym $h = k_{15} \varphi$,
- φ — kąt obrotu zwory silnika.

Równanie ruchu obwodu elektrycznego:

$$k_{11} u = k_{10} \frac{dI}{dt} + I \quad (11)$$

u, I — napięcie i prąd sterujący.

Prąd sterujący można rozpatrywać jako sumę prądu obciążenia I_1 i prądu koniecznego do obrotu kotwicy I_2 , czyli:

$$I = I_1 + I_2 \quad (12)$$

oraz

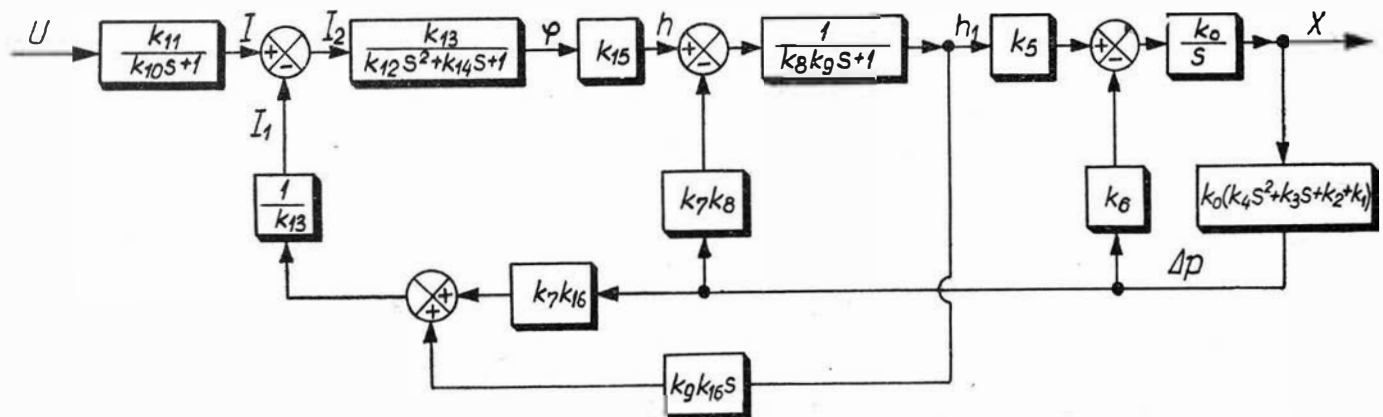
$$k_{13} I_1 = k_7 k_{16} \Delta p + k_9 k_{16} s h_1 \quad (13)$$

$$k_{13} I_2 = (k_{12} s^2 + k_{14} s + 1) \varphi \quad (14)$$

gdzie:

- k_{16} — współczynnik uwzględniający długość przysłony.

Powyższe równania pozwalają na ułożenie schematu blokowego, który przedstawiono na rys. 3. W dalszej części podane zostały uwagi dotyczące projektowania poszczególnych zespołów wzmacniacza elektrohydraulicznego wraz z dyskusją niektórych własności dynamicznych.



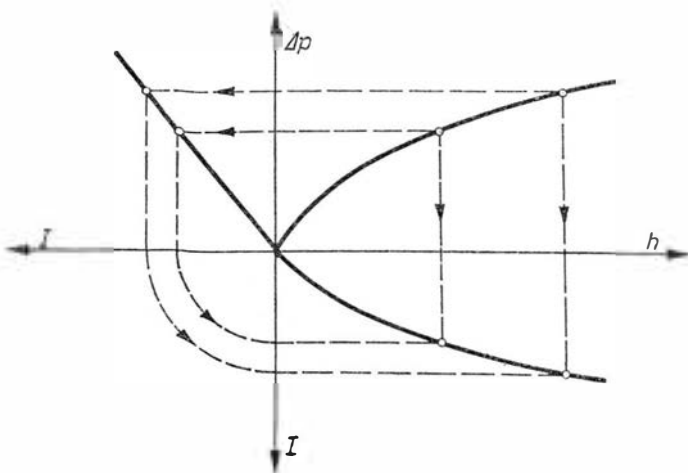
3. Schemat blokowy prostego wzmacniacza elektrohydraulicznego

Silnik momentowy

Silnik momentowy jest przetwornikiem elektromechanicznym proporcjonalnym, który powinien dawać żądany skok przysłony i przenosić częstotliwość sygnału wejściowego większą niż zespołu wzmacniacza hydraulicznego. Dalszy warunek konstrukcyjny dotyczy miniaturyzacji i minimalizacji ciężaru. Na wymiary silnika wpływają długość magnesów i szczelin powietrznych w obwodzie magnetycznym. Wymiar szczelin powinien być większy od trzykrotnego skoku kotwicy, aby zachowany został warunek liniowości. Z kolei, aby zachować minimalną granicę wielkości szczeliny, kotwica powinna być idealnie sztywna, lub praktyczne ugięcie jej pod wpływem siły napędowej pomijalnie małe w stosunku do przesunięcia. Stąd wynikają warunki na wymiary geometryczne kotwicy. Ponadto przekrój kotwicy powinien być dostatecznie duży, aby jej materiał nie wchodził w stan nasycenia przy maksymalnym strumieniu magnetycznym. Wymagania częstotliwości przenoszenia określają minimalne wymiary kotwicy. Sposób zamocowania kotwicy do elementu sprężystego oraz połączenie z przysłoną wpływają w bardzo złożony sposób na wymiary i własności dynamiczne silnika momentowego. Zwiększanie sztywności rurki sprężystej zwiększa wymiary obwodu magnetycznego i zmniejsza skok przysłony. Dla jednakowej długości przysłony zmniejszenie długości rurki sprężystej zmniejsza skok przysłony. Aby uzyskać określone przesunięcie przysłony, należy tak dobrać jej długość, aby konstrukcyjnie uzyskać największą długość rurki sprężystej. Ale duży wymiar rurki powoduje zmniejszenie częstotliwości własnej silnika, wyprowadzenie sztywnej rurki zaś zwiększa siłę magnetomotoryczną ograniczoną przez warunek liniowości i stałą czasową cewki silnika. Nie mając możliwości zwiększenia ilości zwojów silnika, trzeba zwiększać prąd sterujący. Ta droga jest ograniczona ze względu na standardowe moce sterujące, podawane na wejście wzmacniaczy elektrohydraulicznych.

Kaskada sterująca

Współpraca silnika momentowego ze wzmacniaczem hydraulicznym dysza — przysłona nakłada pewne wymagania związane z prawidłowym ustaleniem początkowego punktu pracy. Odległość dyszki od przysłony powinna być taka, aby ciśnienia kaskadowe były rów-



4. Wyznaczenie charakterystyki silnika momentowego dla nieliniowej charakterystyki kaskad sterujących

ne połowie wartości ciśnienia zasilania przy założeniu poziomu zerowego określanego ciśnieniem spływu:

$$p_{k1} = p_{k2} = \frac{1}{2} (p_z - p_s) + p_s$$

Kaskady sterujące mają charakterystyki nieliniowe, zaś praktyczną liniowość osiąga się dla małych prądów sterujących silnika momentowego, odpowiadających 20—25% odległości przysłony od dyszy. W celu uzyskania proporcjonalnego sygnału ciśnieniowego na czołach suwaka w przypadku wykorzystania zakresu nieliniowej charakterystyki kaskad należy dobrać odpowiednie charakterystyki silnika momentowego. Rysunek 4 wskazuje na prosty sposób doboru charakterystyki statycznej przemieszczenia przysłony h w zależności od prądu sterującego I . Uzyskanie nieliniowej charakterystyki przetwornika elektromechanicznego jest możliwe np. przez zmianę szczelin powietrznych, przez zwiększenie siły magnetomotorycznej itp. Ale mimo uzyskania takiego efektu, należy liczyć się z tym, że w takim przypadku również nie uzyska się całkowitego wysterowania przysłony ze względu na występowanie zjawiska przysysania do dyszy przy bardzo małych odległościach lub zjawiska obliteracji, które występuje intensywnie przy odległościach rzędu 1 do 15 mikronów.

Suwak rozdzielczy

W równaniu ruchu uwzględnione zostały siły wywołane bezwładnością suwaka i tarciami lepkościowymi. Są one jednak małe i niekiedy dla uproszczonej analizy dynamiki wzmacniacza uwzględnia się tylko siły sprężyn zwrotnych i reakcji hydrodynamicznej. Należy mieć na względzie fakt, że siły hydrodynamiczne przybierają przy niewłaściwie zaprojektowanym suwaku bardzo duże wartości sięgające rzędu kilkuset gramów. W celu zmniejszenia ich wpływu stosowane są konstrukcje suwaków odpowiednio profilowanych, kompensujących wpływ sił hydrodynamicznych. Wykonuje się np. wiercenia otworów w czołach wewnętrznych powierzchni suwaka. Te rozwiązania prowadzą do częściowego zmniejszenia sił od przepływu czynnika roboczego, często poprawiając również własności dynamiczne zespołu suwak — tulejka. Istotną trudnością w projektowaniu par suwakowych precyzyjnie sterujących przepływ jest zjawisko obliteracji. Utwierdzenie początkowe suwaka, którego inną przyczyną jest wnikanie zanieczyszczeń w szczeliny, wymaga rozwijania przez wzmacniacz większych sił sterujących w stanie początkowym, tzn. przy $x=0$. Zwiększenie zespołu sterującego, które w tym przypadku wydaje się celowe, powoduje wzrost wymiarów urządzenia oraz mocy sterujących.

Przedstawiono tutaj szereg problemów dotyczących dynamiki wzmacniaczy elektrohydraulicznych dwustopniowych, które stanowią podstawowe wyposażenie elektrohydraulicznych układów sterowania statków kosmicznych.

Pełny opis dynamiki wraz z uwzględnieniem wpływu obciążenia i innych problemów występujących w układach wysokociśnieniowych wykracza poza ramy niniejszego opracowania. Można jednak zwrócić uwagę na fakt, że współpraca wszystkich elementów wzmacniacza i układu tylko częściowo daje się opisać za pomocą wzorów, dokładne zaś ustalenie wszystkich szczegółów

konstrukcyjnych i eksploatacyjnych odbyć się może tylko drogą doświadczeń.

Literatura

1. *Aleksejew K. B., Biebienin G. G.*: „Uprawlenije kosmiczeskim letajuszczim aparatom”, Izd. „Maszynostrojenije”, Moskwa, 1964.
2. *Borowik St.*: „Niektóre problemy syntezy wzmacniaczy elektrohydraulicznych na podstawie badań ich dynamiki”. Materiały V Krajowej Konferencji Techniki Raketowej, Kraków, 1965.
3. *Borowik St.*: „Dynamika silnika momentowego przetwor-

nika elektrohydraulicznego”. Prace Instytutu Automatyki PAN, Warszawa, 1965.

4. *Borowik St.*: „Wybór przetworników elektrohydraulicznych w aspekcie wymagań dynamiki i pewności działania”. Materiały II ZKA, Ostrów Wlkp., 1966.
5. *Borowik St.*: „Niektóre aspekty automatyki statków kosmicznych”, Referat OW PTA, 1967.
6. *Chochołow W. A.*: „Elektrogidrawliczeskij sledziaszczij priwod”, Izd. „Nauka”, Moskwa, 1964.
7. *Gamynin N. S.*: „Osnowy sledziaszczego gidrawliczeskogo priwoda”, Izd. „Oborongiz”, Moskwa, 1962.
8. *Morse A. C.*: „Electrohydraulic servomechanisms”, McGraw Hill, Nowy Jork, 1963.
9. *Szewjakow A. A.*: „Awtomatika awiacyjnych i raketnych siłowych ustnowek”, Izd. „Maszynostrojenije”, Moskwa, 1965.

Mgr inż. BARBARA JUNG

621.454:533.697

Zagadnienie mieszania strumieni w silniku dwuprzepływowym

W artykule omówiono zagadnienie mieszania strumienia gazów z kanału głównego i strumienia powietrza z kanału zewnętrznego silnika dwuprzepływowego: przedstawiono metody obliczania komór mieszania przy stałym przekroju i przy stałym ciśnieniu w zakresie prędkości poddźwiękowych obu strumieni, uzasadniono celowość stosowania mieszania strumieni i opisano typowe rozwiązania konstrukcyjne komór mieszania.

Mieszanie strumieni gazowych można w najogólniejszy sposób podzielić na dwa przypadki: 1) mieszanie przy prędkościach poddźwiękowych i 2) mieszanie przy prędkościach naddźwiękowych. Ponieważ w istniejących obecnie silnikach dwuprzepływowych z mieszaniem strumieni oba strumienie mają prędkości poddźwiękowe, w niniejszym artykule rozpatrzono tylko pierwszy przypadek mieszania. Celowość stosowania mieszania strumieni w silnikach dwuprzepływowych wynika z faktu, że poczynając od pewnego ciśnienia w kanale zewnętrznym przekazywanie energii ze strumienia wewnętrznego do strumienia zewnętrznego za pomocą mieszania strumieni wykazuje większą sprawność niż przekazywanie tej energii przy użyciu układu sprężarka-turbina obiegu zewnętrznego. Ze względu na eiekcyjny charakter mieszania analiza tego zagadnienia została oparta na jednowymiarowej teorii eiektorów.

Podstawowe oznaczenia

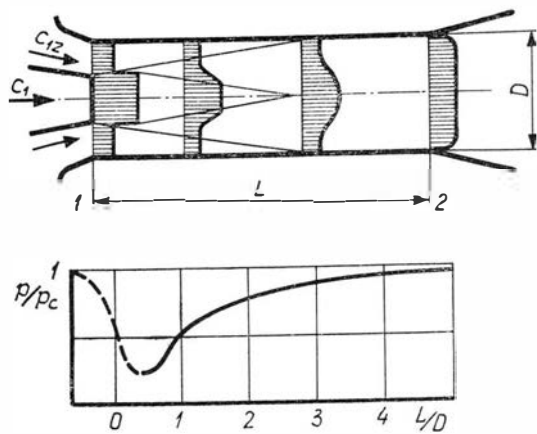
- A — ciepły równoważnik pracy,
- C_p — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu,
- C_{pm} — średnie ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu,
- F — pole przekroju,
- G — wydatek gazu,
- R — stała gazowa,
- T — temperatura bezwzględna,
- a_{kr} — krytyczna prędkość dźwięku,
- c — prędkość,
- g — przyspieszenie ziemskie,
- i — entalpia,
- k — wykładnik izentropy,
- l — teoretyczna ilość powietrza potrzebna do spalania 1 kg paliwa,

- p — ciśnienie,
- α — współczynnik nadmiaru powietrza,
- γ — ciężar właściwy,
- λ — współczynnik prędkości ($\lambda = \frac{c}{a_{kr}}$),
- ρ — gęstość.

Teoria mieszania strumieni poddźwiękowych

Schemat eiekcji jest następujący: z dyszy wypływa gaz z prędkością c_1 i porywa za sobą powietrze mające prędkość c_{1z} , przy czym gaz jest strumieniem pierwotnym, a powietrze wtórnym. Warunkiem eiekcji jest nierówność $c_1 > c_{1z}$. W komorze mieszania (KM) gaz i powietrze miesza się, po czym następuje wyrównanie prędkości, które związane jest ze wzrostem ciśnienia. Ze względu na łatwość analizy najczęściej rozpatruje się dwa wybrane przypadki procesu mieszania: przy stałym przekroju i przy stałym ciśnieniu (rys. 1 i 2). Dla uzyskania bardziej równomiernego rozkładu prędkości stosuje się czasem za KM dyfuzor. W przypadku silnika dwuprzepływowego dyfuzora przeważnie nie stosuje się, ze względu na zbytnie wydłużenie silnika.

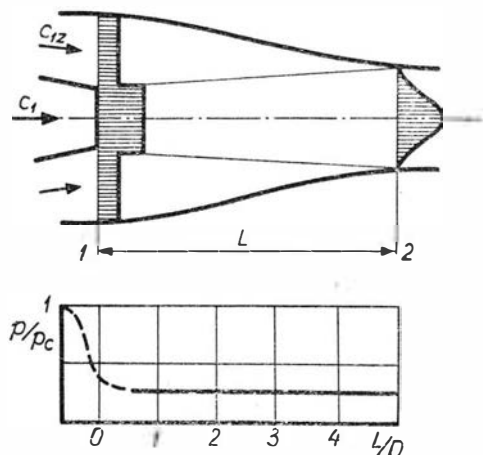
Rysunek 3 przedstawia podział komory mieszania. Na początkowym odcinku komory mieszania następuje swobodne rozprężenie strumienia pierwotnego. Na podstawowym odcinku KM następuje wyrównywanie prędkości zmieszanych strumieni. Początkowy odcinek strumienia zawiera rdzeń, w którym prędkość jest stała i wynosi c_1 . Na początkowym odcinku KM poza granicą pierwotnego strumienia prędkość jest również stała i wynosi c_{1z} . W procesie mieszania strumieni znajduje zastosowanie teoria swobodnego strumienia [1].



1. Schemat komory mieszania przy stałym przekroju [9]

Badania wykazały ciekawą analogię między polami prędkości w poprzecznych przekrojach KM i strumienia swobodnego. Okazało się, że proces wyrównawczy parametrów strumienia w cylindrycznej KM przebiega w ten sposób, że pole prędkości w każdym jej przekroju przedstawia środkową, ograniczoną ściankami KM część uniwersalnej krzywej wyrażającej bezwymiarowe pole prędkości w odpowiednim przekroju swobodnego strumienia. Bezwymiarową prędkość określa stosunek $(c - c_{1z}) / (c_a - c_{1z})$, przy czym indeks a oznacza kierunek osiowy. Analogia ta potwierdza ogólność praw dotyczących turbulentnego mieszania. Na podstawie doświadczenia stwierdzono, że materia dyfunduje szybciej niż ilość ruchu. Podobnie temperatura rozprzestrzenia się szybciej niż ilość ruchu. Wolniejsza dyfuzja ilości ruchu jest tłumaczona jej wektorowym charakterem. Podobieństwo wyników otrzymywanych przy różnych prędkościach, ale takich samych ich stosunkach świadczy o tym, że stosunek prędkości jest największą zmienną niezależną przy wyznaczaniu układu przepływu i mieszania strumieni. Okazało się, że molekularna dyfuzja odgrywa nieznaczną rolę w porównaniu z dyfuzją turbulencyjną, jaka zachodzi przy mieszaniu.

Mimo że przestrzeń mieszania ma charakter wybitnie dwuwymiarowy, rachunkowe ujęcie tego zagadnienia jest możliwe obecnie tylko przy zastosowaniu analizy jednowymiarowej. Analiza ta ujmuje mieszanie dwóch strumieni w dwóch przekrojach: 1) przed zmieszaniem i 2) po całkowitym zmieszaniu, mimo że jest mało prawdopodobne, by proces mieszania zależał tylko od stanu początkowego przed zmieszaniem i końcowego po zmieszaniu. Poniższe równania są najbar-



2. Schemat komory mieszania przy stałym ciśnieniu [9]

dziej ogólnymi, wyjściowymi zależnościami w jednowymiarowej analizie mieszania [4].

Równanie ilości ruchu:

$$\sum \left(\frac{G}{g} c \right)_1 - \left(\frac{G}{g} c \right)_2 + p_1 F_1 \Sigma - p_2 F_2 = 0 \quad (1)$$

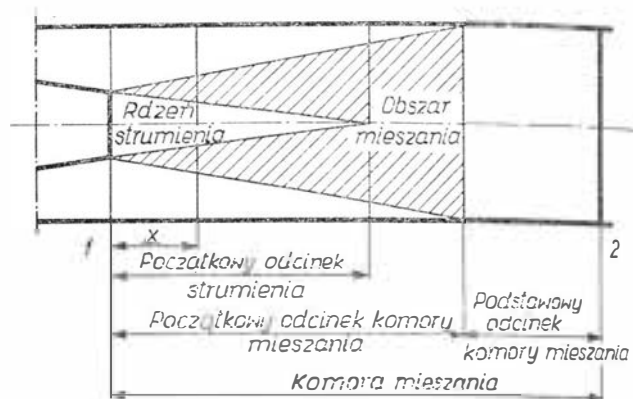
równanie energii:

$$\sum \left[G \left(\frac{i}{A} + \frac{c^2}{2g} \right) \right]_1 - \left[G \left(\frac{i}{A} + \frac{c^2}{2g} \right) \right]_2 = 0 \quad (2)$$

równanie ciągłości:

$$\Sigma (F c \gamma)_1 - (F c \gamma)_2 = 0 \quad (3)$$

W dalszym ciągu rozważań nad mieszaniem poczyniono trzy założenia: 1) nie ma wymiany ciepła z otoczeniem, 2) nie ma tarcia o ścianki KM, 3) w przekrojach kontrolnych jest równomierny rozkład prędkości. Ponieważ rozpatruje się obszar prędkości poddźwiękowej,



3. Schemat komory mieszania o stałym przekroju z zaznaczeniem poszczególnych jej odcinków i obszaru mieszania [9]

wych, z założeń tych wynika równość ciśnień statycznych w przekroju wejściowym do KM: $p_1 = p_2$.

Mieszanie strumieni przy stałym ciśnieniu

W tym przypadku równania (1), (2) i (3) przyjmują następującą postać:

$$\rho_1 F_1 c_1^2 + \rho_2 F_2 c_2^2 = \rho_2 F_2 c_2^2 \quad (4)$$

$$\rho_1 F_1 c_1 \left(\frac{c_1^2}{2} + \frac{g C_{p1} T_1}{A} \right) + \rho_2 F_2 c_2 \left(\frac{c_2^2}{2} + \frac{g C_{p2} T_2}{A} \right) =$$

$$= \rho_2 F_2 c_2 \left(\frac{c_2^2}{2} + \frac{g C_{p2} T_2}{A} \right) \quad (5)$$

$$c_1 \rho_1 F_1 + c_2 \rho_2 F_2 = \rho_2 F_2 c_2 \quad (6)$$

przy czym równanie (4) otrzymuje się przy założeniu

$$F_{1z} = F_2 - F_1$$

Poniżej zostały przedstawione zależności wiążące podstawowe parametry mieszania przy stałym ciśnieniu. Równanie ilości ruchu (4) można napisać w następującej postaci:

$$\frac{G_w}{g} c_1 + p_1 F_1 + \frac{G_z}{g} c_{1z} + p_1 (F_2 - F_1) =$$

$$= \frac{G_w + G_z}{g} c_2 + p_1 F_2 \quad (7)$$

Wykorzystując zależność:

$$\frac{G}{g} c + pF = \frac{G}{g} a_{kr} \frac{k+1}{2k} \left(\lambda + \frac{1}{\lambda} \right)$$

i wprowadzając funkcję:

$$z(\lambda) = \lambda + \frac{1}{\lambda}$$

równanie ilości ruchu można doprowadzić do postaci:

$$\begin{aligned} & \sqrt{\frac{k_1+1}{2k_1} R_1 z(\lambda_1) + \beta_M \sqrt{\tau_1} \sqrt{\frac{2k_{1z}}{k_{1z}+1} R_{1z} \lambda_{1z}}} + \\ & + \frac{\left(\frac{F_2}{F_1} - 1 \right) \left(1 - \frac{k_1-1}{k_1+1} \lambda_1^2 \right) \sqrt{\frac{R_1(k_1+1)}{2k_1}}}{\lambda_1} = \\ & = (1 + \beta_M) \sqrt{\frac{k_2+1}{2k_2} R_2 \sqrt{\tau_2} z(\lambda_2)} \end{aligned} \quad (8)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \tau_1 &= \frac{T_{c1z}}{T_{c1}} \quad \tau_2 = \frac{T_{c2}}{T_{c1}} \\ \beta_M &= \frac{G_z}{G_w} \end{aligned}$$

Z bilansu cieplnego można łatwo określić temperaturę T_{c2} po zmieszaniu strumieni:

$$T_{c2} = \frac{C_{pm1} T_{c1} + \beta_M C_{pm1z} T_{c1z}}{C_{pm2} (1 + \beta_M)} \quad (9)$$

Ciśnienie p_{c2}' (znak prim oznacza przemianę izentropową) oblicza się z równania wydatku:

$$p_{c2}' = \frac{(G_w + G_z) \sqrt{T_{c2}}}{q(\lambda_2) F_2 m_2} \quad (10)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} q(\lambda_2) &= \left(\frac{k_2+1}{2} \right)^{\frac{1}{k_2-1}} \lambda_2 \left(1 - \frac{k_2-1}{k_2+1} \lambda_2^2 \right)^{\frac{1}{k_2-1}} \\ m_2 &= \sqrt{\frac{g}{R_2}} \sqrt{k_2 \left(\frac{2}{k_2+1} \right)^{\frac{k_2+1}{k_2-1}}} \end{aligned}$$

Można również posługiwać się stosunkiem p_{c2}'/p_{c1} :

$$\frac{p_{c2}'}{p_{c1}} = (1 + \beta_M) \sqrt{\tau_2} \frac{m_1}{m_2} \frac{F_1}{F_2} \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_2)} \quad (11)$$

Ciśnienie całkowite po zmieszaniu p_{c2} określa się uwzględniając współczynnik zachowania ciśnienia całkowitego w komorze mieszania:

$$p_{c2} = \sigma_{KM} p_{c2}'$$

Równania (8), (9) i (10) lub (11) wiążą podstawowe parametry strumieni przed i po zmieszaniu przy stałym ciśnieniu.

Z równania (8) można określić $z(\lambda_2)$:

$$\begin{aligned} z(\lambda_2) &= \frac{\sqrt{\frac{k_1+1}{2k_1} R_1 z(\lambda_1) + \beta_M \sqrt{\tau_1} \sqrt{\frac{2k_{1z}}{k_{1z}+1} R_{1z} \lambda_{1z}}} + \\ & + \frac{\left(\frac{F_2}{F_1} - 1 \right) \frac{1}{\lambda_1} \left(1 - \frac{k_1-1}{k_1+1} \lambda_1^2 \right) \sqrt{\frac{k_1+1}{2k_1} R_1}}{(1 + \beta_M) \sqrt{\tau_2} \sqrt{\frac{k_2+1}{2k_2} R_2}}}{(1 + \beta_M) \sqrt{\tau_2} \sqrt{\frac{k_2+1}{2k_2} R_2}} \end{aligned} \quad (12)$$

Do wyznaczenia stałej gazowej R_2 i wykładnika adiabaty k_2 potrzebna jest znajomość współczynnika nad-

miaru powietrza w komorze mieszania K_M , który oblicza się w następujący sposób:

$$\alpha_{KM} l + \frac{G_{pow} + G_z}{G_{pal}} = \alpha l + (\alpha l + 1) \beta_M \quad (13)$$

gdzie α jest współczynnikiem nadmiaru powietrza w strumieniu wewnętrznym.

Równanie (12) ma względem λ_2 dwa rozwiązania spełniające zależność $(\lambda_2)_{I} \cdot (\lambda_2)_{II} = 1$. Ze względu na rozpatrywane poddźwiękowe prędkości strumieni ma sens tylko wartość $\lambda_2 < 1$.

Mieszanie strumieni przy stałym przekroju

Dla tego przypadku równania (1), (2) i (3) mają następującą postać:

$$\varrho_1 F_1 c_1^2 + p_1 F_1 + \varrho_{1z} F_{1z} c_{1z}^2 + p_1 (F_2 - F_1) = c_2^2 \varrho_2 F_2 + p_2 F_2 \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \varrho_1 F_1 c_1 \left(\frac{c_1^2}{2} + \frac{g C_{p1} T_1}{A} \right) + \varrho_{1z} F_{1z} c_{1z} \left(\frac{c_{1z}^2}{2} + \frac{g C_{p1z} T_{1z}}{A} \right) = \\ = \varrho_2 F_2 c_2 \left(\frac{c_2^2}{2} + \frac{g C_{p2} T_2}{A} \right) \end{aligned} \quad (15)$$

$$c_1 \varrho_1 F_1 + c_{1z} \varrho_{1z} F_{1z} = c_2 \varrho_2 F_2 \quad (16)$$

przy czym $F_1 + F_{1z} = F_2 = \text{const}$.

Podobnie jak w przypadku mieszania przy stałym ciśnieniu równanie ilości ruchu można doprowadzić do postaci:

$$\begin{aligned} & \sqrt{\frac{k_1+1}{2k_1} R_1 z(\lambda_1) + \beta_M \sqrt{\tau_1} \sqrt{\frac{k_{1z}+1}{2k_{1z}} R_{1z} z(\lambda_{1z})}} = \\ & = (1 + \beta_M) \sqrt{\frac{k_2+1}{2k_2} R_2 \tau_2 z(\lambda_2)} \end{aligned} \quad (17)$$

Względem λ_2 powyższe równanie ma dwa rozwiązania, przy czym pod uwagę bierze się tylko wartość $\lambda_2 < 1$.

Z równania (17) można określić wartość $z(\lambda_2)$:

$$z(\lambda_2) = \frac{\sqrt{\frac{k_1+1}{2k_1} R_1 z(\lambda_1) + \beta_M \sqrt{\tau_1} \sqrt{\frac{k_{1z}+1}{2k_{1z}} R_{1z} z(\lambda_{1z})}}}{(1 + \beta_M) \sqrt{\tau_2} \sqrt{\frac{k_2+1}{2k_2} R_2}}$$

Temperaturę T_{c2} można określić ze wzoru (9), a α_{KM} ze wzoru (13). Stosunek ciśnień p_{c2}'/p_{c1} wyrazić można następująco:

$$\frac{p_{c2}'}{p_{c1}} = (1 + \beta_M) \sqrt{\tau_2} \frac{m_1}{m_2} \frac{1}{1 + F_{1z}/F_1} \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_2)} \quad (18)$$

przy czym:

$$\frac{F_{1z}}{F_1} = \beta_M \sqrt{\tau_1} \frac{p_{c1}}{p_{c1z}} \frac{m_1}{m_{1z}} \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_{1z})}$$

W celu uzyskania maksymalnych osiągnięć silnika przy zastosowaniu mieszania strumieni należy spełnić warunek równości ciśnień całkowitych w przekroju

włotowym KM: $p_{c1} = p_{c1z}$. Warunek ten wynika z analizy graficznej i obliczeniowej, nie ma jednak teoretycznego uzasadnienia [8].

Wykorzystując zależność $p_1/p_{c1} = p_z/p_{c1z}$ z można obliczyć λ_{1z} mające λ_1 , k_1 i k_{1z} :

$$\lambda_{1z} = \frac{1 - \left(1 - \frac{k_1 - 1}{k_1 + 1} \lambda_1^2\right) \frac{k_1}{k_1 - 1} \frac{k_{1z} - 1}{k_{1z}}}{\frac{k_{1z} - 1}{k_{1z} + 1}} \quad (19)$$

Poważnym brakiem analizy jednowymiarowej jest to, że nie określa ona optymalnej długości KM, przy której suma strat wynikających z nierównomiernego rozkładu prędkości i strat tarcia osiąga minimum. Optymalna długość KM, w której oba strumienie są do siebie równoległe, waha się w granicach $(6 \div 10) D$, gdzie D jest średnicą komory. Określono ją na drodze eksperymentu w przypadku, gdy mieszane strumienie są poddźwiękowe.

Sprawność mieszania

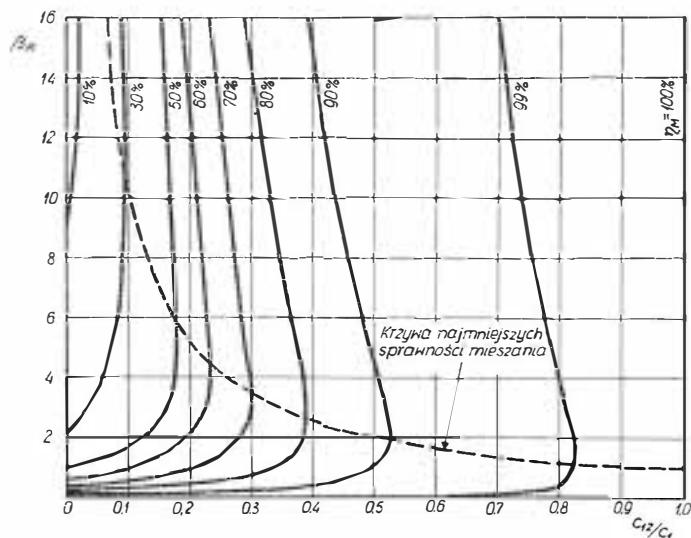
Sprawność mieszania η_M jest określona jako stosunek energii kinetycznej w przekroju 2 (po zmieszaniu strumieni) do sumy energii kinetycznej strumieni przed zmiesaniem w przekroju 1:

$$\eta_M = \frac{\rho_2 F_2 c_2^3}{\rho_1 F_1 c_1^3 + \rho_2 F_2 c_2^3} = \frac{(G_w + G_z) c_2^2}{G_w c_1^2 + G_z c_2^2} \quad (20)$$

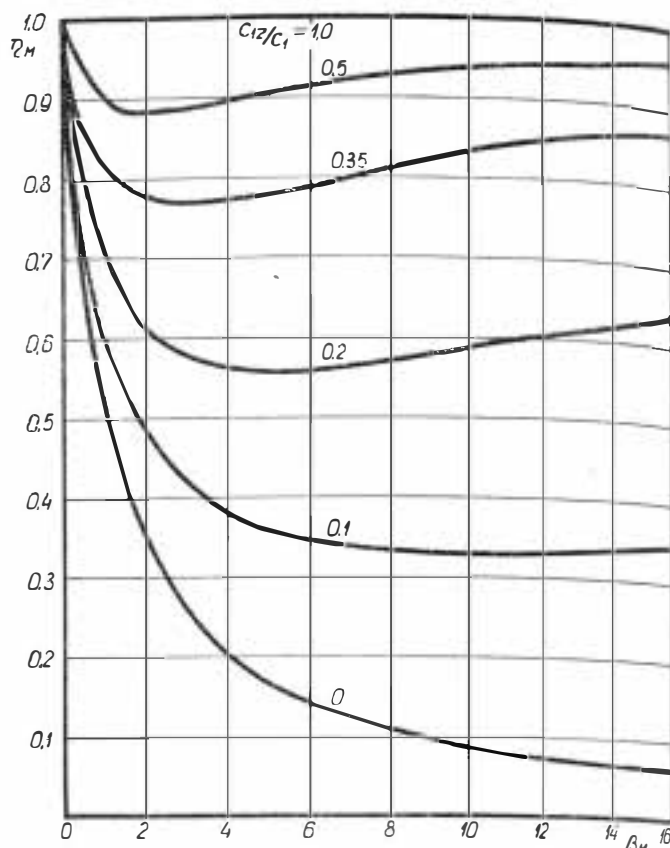
Dla mieszania przy stałym ciśnieniu wzór ten można przekształcić do następującej postaci:

$$\eta_M = \frac{\left(1 + \beta_M \frac{c_{1z}}{c_1}\right)^2}{\left(1 + \beta_M\right) \left[1 + \beta_M \left(\frac{c_{1z}}{c_1}\right)^2\right]} \quad (21)$$

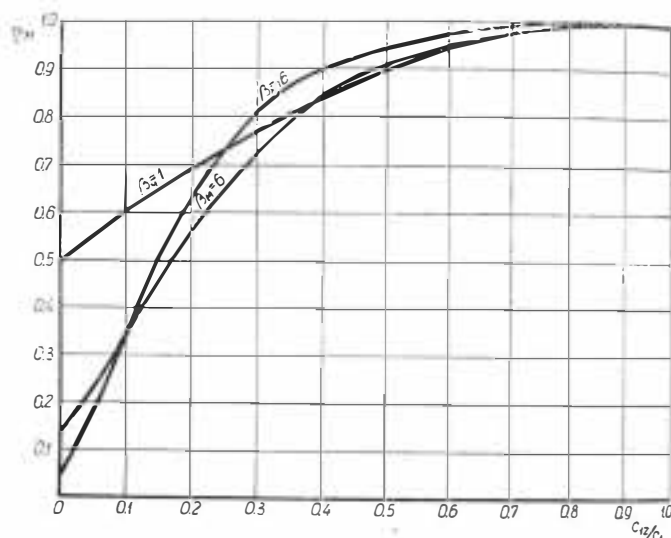
Spadek energii kinetycznej przy mieszaniu tłumaczy się przemianą tej energii w ciepło za pośrednictwem turbulentnego ruchu. Są to straty podobne do strat zachodzących przy zderzeniu się dwóch ciał. Przy



4. Krzywe stałych sprawności mieszania przy stałym ciśnieniu w zależności od stosunku prędkości i wydatków strumieni [9]



5. Zależność sprawności mieszania przy stałym ciśnieniu od stosunku wydatków strumieni dla różnych wartości c_{1z}/c_1



6. Zależność sprawności mieszania przy stałym ciśnieniu od stosunku prędkości strumieni dla różnych wartości β_M

$\beta_M \rightarrow 0$ lub $\beta_M \rightarrow \infty$ nie ma mieszania, zatem $\eta_M = 1$. Przy $c_{1z}/c_1 = 0$, $\eta_M = 1/(1 + \beta_M)$, a przy $c_{1z}/c_1 = 1$, $\eta_M = 1$, ponieważ mieszanie następuje wskutek dyfuzji (jeśli temperatury obu strumieni są różne) bez strat energii kinetycznej.

Przy $d\eta_M/d\beta_M = 0$ wartość stosunku wydatków wynosi $\beta_M = c_1/c_{1z}$, a ponieważ $d^2\eta_M/d\beta_M^2 > 0$ fizycznie oznacza to, że największe straty mieszania zachodzą przy równości pędów obu strumieni $(G_z/g) c_{1z} = (G_w/g) c_1$. Dla $\beta_M > c_1/c_{1z}$ sprawność mieszania rośnie ze wzrostem β_M , natomiast przy $\beta_M < \frac{c_1}{c_{1z}}$ sprawność maleje ze

wzrostem β_M . Rysunek 4 przedstawia krzywe stałych sprawności mieszania z naniesioną krzywą spraw-

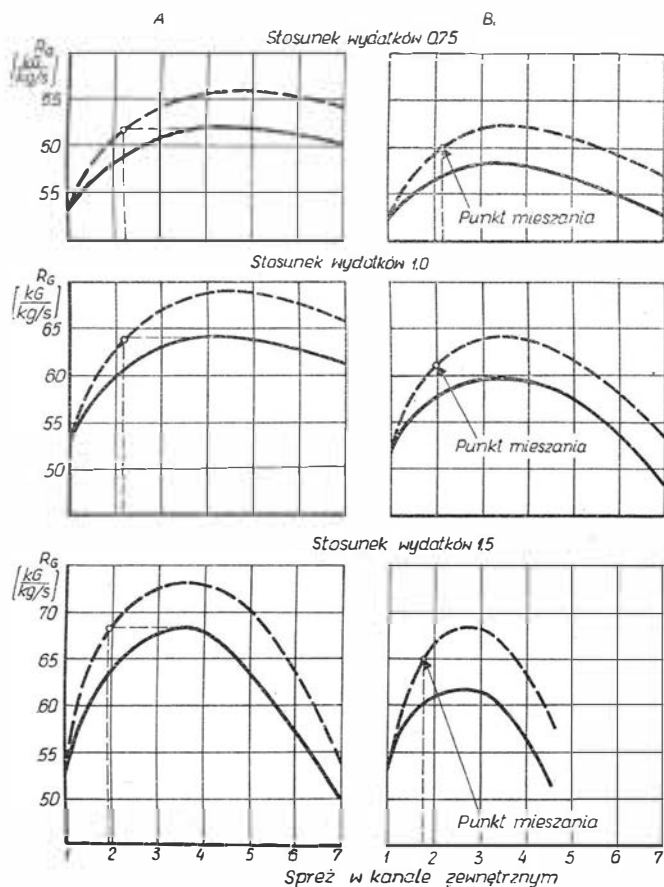
ności minimalnych w zależności od β_M i c_{12}/c_1 . Rysunki 5 i 6 pokazują zależność sprawności mieszania od stosunku prędkości i stosunku wydatków obu strumieni.

Termodynamiczne uzasadnienie mieszania w silniku dwuprzepływowym

Mieszanie strumieni w silniku dwuprzepływowym ma na celu zwiększenie jego sprawności napędowej, a tym samym ciągu jednostkowego R_G (odniesionego do przepływu wewnętrznego). Korzyści wynikające z mieszania są ściśle związane ze stratami powstającymi w sprężarce i turbinie obiegu zewnętrznego. Jak wiadomo, w przypadku rzeczywistego silnika dwuprzepływowego optymalna wartość sprężu w kanale zewnętrznym — zależna od stosunku wydatków — jest mniejsza od wartości optymalnego sprężu w kanale zewnętrznym silnika, którego sprężarka i turbina obiegu zewnętrznego mają sprawność wynoszącą 100%. Wynika to stąd, że straty towarzyszące procesom w sprężarce i turbinie ograniczają ilość energii, jaką należy przekazać ze strumienia wewnętrznego do strumienia zewnętrznego dla uzyskania największego ciągu jednostkowego. Stosowanie mieszania strumieni ma właśnie na celu zbliżenie ilości przekazywanej energii do wartości odpowiadających obiegowi idealnemu. W tym przypadku optymalny spręż w kanale zewnętrznym wynika z warunku równości ciśnień całkowitych w kanałach zewnętrznym i wewnętrznym. Gdyby mieszanie strumieni zastąpić wymianą ciepła bez strat, opłaciłoby się zwiększyć ciśnienie w kanale zewnętrznym

do znacznie wyższych wartości. W tym przypadku ciepło byłoby przekazywane ze strumienia o niższym ciśnieniu do strumienia o ciśnieniu wyższym, czego wynikiem byłby wzrost rozporządzalnej energii.

Na rysunku 7 przedstawiono zależność ciągu jednostkowego R_G od sprężu w kanale zewnętrznym dla trzech wartości stosunku wydatków strumieni: 0,75, 1,0 i 1,5. Linia przerywana odpowiada strumieniom rozdzielonym z wymianą ciepła, która zapewnia równomierny rozkład temperatury w przekroju na wylocie. Na krzywych z wymianą ciepła jest zaznaczony punkt, w którym ciśnienie przepływu zewnętrznego jest równe ciśnieniu za turbiną napędzającą sprężarkę przepływu zewnętrznego. Jest to punkt, w którym oddzielne strumienie mogą być mieszane przy równym ciśnieniu całkowitym. Z wykresów tych widać, że w przypadku stu procentowej sprawności turbiny i sprężarki kanału zewnętrznego nie ma zysku z mieszania w postaci wzrostu ciągu jednostkowego w porównaniu z oddzielnymi strumieniami przy optymalnej wartości sprężu w kanale zewnętrznym. Jeżeli natomiast ciepło byłoby wymieniane w wymienniku ciepła, opłaciłoby się podnieść spręż w kanale zewnętrznym do około 4 : 1, ponieważ otrzymać można wtedy duży zysk w postaci ciągu jednostkowego R_G . W przypadku rzeczywistych sprawności turbiny i sprężarki kanału zewnętrznego przy stosunku wydatków powietrza i spalin równym jedności można przez zastosowanie mieszania strumieni uzyskać około 3% wzrostu ciągu jednostkowego R_G w porównaniu z maksymalną wartością R_G możliwą do uzyskania przy oddzielnym wypływie strumienia wewnętrznego i zewnętrznego. Gdyby ciepło mogło być wymienione za pomocą wymiennika ciepła pracującego bez strat, zysk ten mógłby być podwojony. Z wykresów na rys. 8 widać, że zyski z mieszania strumieni rosną ze wzrostem stosunku wydatków β_M . Sprawność przekazywania energii ze strumienia wewnętrznego do zewnętrznego podczas mieszania powinna być większa od sprawności przekazywania energii ze strumienia wewnętrznego do zewnętrznego przez układ turbina-sprężarka kanału zewnętrznego.



7. Wykresy ciągu jednostkowego w zależności od sprężu w kanale zewnętrznym dla silników o różnych stosunkach wydatków i dla warunków lotu $Ma = 0,84$, $H = 11\ 000$ m [7]
 a — sprawność sprężarki i turbiny 100%,
 b — sprawność sprężarki 87%, sprawność turbiny 90%,
 — strumienie rozdzielone,
 - - - strumienie rozdzielone z wymianą ciepła

Konstrukcja komory mieszania silników dwuprzepływowych

Pierwszym silnikiem dwuprzepływowym, w którym zastosowano mieszanie był silnik Rolls-Royce „Conway” służący do napędu samolotu „Boeing 707”, a następnie szeregu innych samolotów pasażerskich o dużym zasięgu i wysokiej poddźwiękowej prędkości lotu. Oba strumienie silnika łączą się ze sobą za przekrojem wylotowym turbiny, w przestrzeni, która spełnia podwójną rolę: komory mieszania, w przypadku gdy silnik dostarcza ciąg do przodu, i komory odwracacza ciągu, gdy silnik dostarcza ciąg odwrócony. Komora ta jest cylindryczna i stosunkowo krótka ze względu na skośne skierowanie strumienia zewnętrznego ku osi strumienia głównego. Po wymieszanu obu strumieni rozprężają się one dalej w dyszy wylotowej wyposażonej na obwodzie w 8 dodatkowych kanałach kieszeniowych pozwalających na zmniejszenie hałasu strumienia wylotowego.

Silnik Rolls-Royce RB. 163 „Spey” ma podobnie skonstruowaną komorę mieszania z tym, że ma ona większą długość dla wyrównania ciśnienia i uzyskania równomiernego rozkładu prędkości w przekroju przed dyszą.

Nieco inaczej ma zbudowaną przednią część KM silnik Rolls-Royce RB. 141 „Medway”. Powietrze z kanału zewnętrznego dostaje się do „kieszoni” rozmieszczonych równomiernie na obwodzie KM; pomiędzy „kieszzeniami” następuje przepływ strumienia głównego z turbiny. W ten sposób strumień zewnętrzny ma możliwie dużą powierzchnię styku ze strumieniem wewnętrznym w przekroju 1 na wejściu do KM, co przyspiesza mieszanie.

Obserwuje się obecnie tendencję do stosowania KM o stałym przekroju. Długość KM i sposób kierowania strumieniem określa się doświadczalnie chcąc uzyskać kompromis między minimalnymi stratami na tarcie o ścianki KM i równomiernym rozkładem prędkości w przekroju końcowym komory mieszania.

Literatura

1. Abramowicz G. N.: „Teoriya turbulentnych struj”, 1960.

2. Forstall W., Shapiro A. H.: „Momentum and mass transfer in coaxial gas jets”, Journal of Applied Mechanics, December, 1950.
3. Greatrex F. B.: „By-pass engine noise”. SAE Transactions, 1961. Vol. 69.
4. Keenan J. H., Neumann E. P.: „An investigation of ejector design by analysis and experiment”. Journal of Applied Mechanics, September, 1950.
5. Krzikalla W.: „Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure”. Tłum. „Woprosy Rakietnoj Tiejchniki”, 2/54.
6. Liem K.: „Strömungsvorgänge beim freien Hubstrahler”, Luftfahrttechnik, 8/1962.
7. Pearson H.: „Mixing of exhaust and by-pass flow in a by-pass engine”. Journal of the Royal Aeronautical Society, August, 1962.
8. Stieczkin E. D.: „Optimalnoje sootnoszenije polnych dawlenij w kamierie smieszenija dwuchkonturnowo turborie-aktiwnowo dwigatiela”. Awiacjonnaja Tiejchnika, styczeń, 1963.
9. Diejcz M. E.: „Tiejchniczeskaja gazodynamika”, 1953.

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

629.135.45.072

Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia

Dalszy ciąg

Wirnik ze sterowanym ruchem łopatek w płaszczyźnie przekroju

Rozwiązaniem, które rokuje ogromne możliwości podwyższenia maksymalnej prędkości lotu śmigłowców, jest wirnik ze sterowanym ruchem łopatek w płaszczyźnie obrotu, opracowany w roku 1956 w NRF przez konstruktora H. Derschmidta.

Istotą pomysłu jest wprowadzenie wymuszonego oscylacyjnego ruchu łopatek w płaszczyźnie obrotu, tak dobranego, by zlikwidowana została asymetria prędkości opływu końców łopatek w dwu krytycznych położeniach azymutalnych $\psi = 90^\circ$ (łopata nacierająca) i $\psi = 270^\circ$ (łopata powracająca). W typowych wirnikach asymetria ta prowadzi, jak wiemy, do osiągania w szybkim locie do przodu krytycznych kątów natarcia, oderwania strug i ograniczenia V_{max} .

W pierwszej kolejności rozpatrzmy rozkład prędkości opływu łopatek dla dowolnego azymutu. Pozwoli to na ustalenie warunków niezbędnych do zlokalizowania asymetrii, o której mowa powyżej.

Dla elementu łopaty położonego w odległości r od osi obrotu wirnika prędkość prostopadła do łopaty, leżąca w płaszczyźnie obrotu, jest sumą odpowiednich składowych następujących wektorów:

a) prędkości lotu (składowej w płaszczyźnie tarczy):

$$V \cdot \cos \alpha_w$$

b) prędkości obwodowej przegubu, przenoszonej na łopatę:

$$\Omega \cdot e$$

c) prędkości własnej elementu łopaty będącej wynikiem obrotu całego wirnika i obrotu łopaty wokół przegubu (wahań w płaszczyźnie tarczy):

$$(\Omega + \zeta) (r - e)$$

Rzutuując wszystkie wektory na kierunek prostopadły do podłużnej osi łopaty (rys. 17), otrzymuje się sumaryczną prędkość opływu elementu łopaty:

$$U_r = V \cos \alpha_w \cos \left[\frac{\pi}{2} (\psi + \zeta) \right] + \Omega e \cdot \cos \zeta + (\Omega + \zeta) (r - e) = V \cos \alpha_w \sin (\psi + \zeta) + \Omega e \cdot \cos \zeta + (\Omega + \zeta) (r - e) \quad (68)$$

Jeśli podzielimy obie strony równania (68) przez obwodową prędkość końców łopaty ΩR oraz postawimy:

$$\frac{e}{R} = \frac{V \cos \alpha}{\Omega R} \quad w = \mu \frac{r}{R} = \bar{r}$$

otrzymamy wzór (68) w postaci bezwymiarowej:

$$\bar{U}_r = \bar{r} + \bar{e} (\cos \zeta - 1) + \frac{\zeta}{\Omega} (\bar{r} - \bar{e}) + \mu \sin (\psi + \zeta) \quad (69)$$

gdzie:

\bar{U}_r — bezwymiarowa prędkość opływu elementu łopaty

\bar{e} — bezwymiarowa odległość przegubu łopaty od osi obrotu,

ζ — kątowe odchylenie łopaty od położenia promienistego.

Jak już wspomniano, istotą wirnika jest zlikwidowanie asymetrii prędkości opływu końców łopat dla azymutów 90° i 270° , czyli uzyskanie:

$$\bar{U}_r \psi = 90^\circ = \bar{U}_r \psi = 270^\circ = 1,00 \quad (70)$$

Warunek ten jest spełniony, jeśli wahania łopat odbywają się w rytm pierwszej harmonicznej obrotów według prawa:

$$\zeta = \frac{\mu}{1 - \bar{e}} \cdot \cos \psi \quad (71)$$

Po podstawieniu zależności (71) do (69) otrzymuje się wyrażenie na prędkość opływu elementu łopaty wirnika *Derschmidta*:

$$\bar{U}_r = \bar{r} + \bar{e} \left[\cos \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \cos \psi \right) - 1 \right] + \mu \left[\frac{\bar{r} - \bar{e}}{1 - \bar{e}} \sin \psi - \sin \left(\psi + \frac{\mu}{1 - \bar{e}} \cos \psi \right) \right] \quad (72)$$

Wyrażenie to jest dużo bardziej złożone niż analogiczne dla zwykłego wirnika:

$$\bar{U}_r = \bar{r} + \mu \sin \psi$$

Postać równania (72) jest do celów obliczeniowych mało korzystna, ze względu na obecność członów zawierających funkcje trygonometryczne. Przekształcenie równania zostaje dokonane przy wykorzystaniu szeregow *Maclaurina*:

$$\cos \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \cos \psi \right) = \sum_{n=0}^{\infty} (-1)^n \cdot \frac{\left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^{2n} \cos^{2n} \psi}{(2n)!} \quad (73)$$

oraz:

$$\sin \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \cos \psi \right) = \sum_{n=0}^{\infty} (-1)^n \cdot \frac{\left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^{2n+1} \cos^{2n+1} \psi}{(2n+1)!} \quad (74)$$

jak również znanych zależności dla funkcji sumy kątów, potęg funkcji i ich iloczynów. W wyniku otrzymuje się związek prędkości opływu elementu łopaty z charakterystycznymi wielkościami wirnika i prędkością lotu:

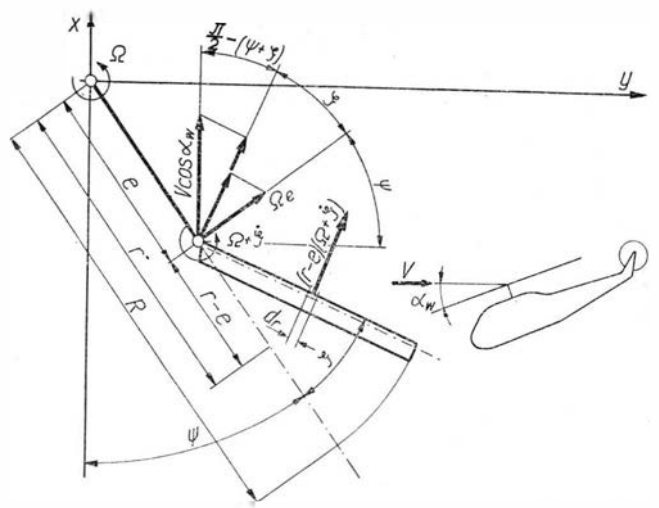
$$\bar{U}_r = C_0 + C_2 \cos 2\psi + C_4 \cos 4\psi + S_1 \sin \psi + S_3 \sin 3\psi + S_5 \sin 5\psi \quad (75)$$

gdzie poszczególne współczynniki są równe:

$$C_0 = \bar{r} - \frac{\bar{e}}{4} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \left[1 - \frac{1}{16} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \right] + \frac{\mu}{2} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right) \left[1 - \frac{1}{8} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \right] \quad (76)$$

$$C_2 = \frac{\mu}{2} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right) \left[1 - \frac{1}{6} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \right] + \frac{\bar{e}}{4} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \left[1 - \frac{1}{12} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \right] \quad (77)$$

$$C_4 = \frac{\bar{e}}{192} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^4 - \frac{\mu}{48} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^3 \quad (78)$$



17. Rozkład prędkości na łopacie wirnika ze sterowanym ruchem łopat w płaszczyźnie obrotu

$$S_1 = \mu \left\{ 1 - \frac{1}{8} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \left[1 - \frac{1}{24} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \right] - \frac{\bar{r}}{1 - \bar{e}} + \frac{\bar{e}}{1 - \bar{e}} \right\} \quad (79)$$

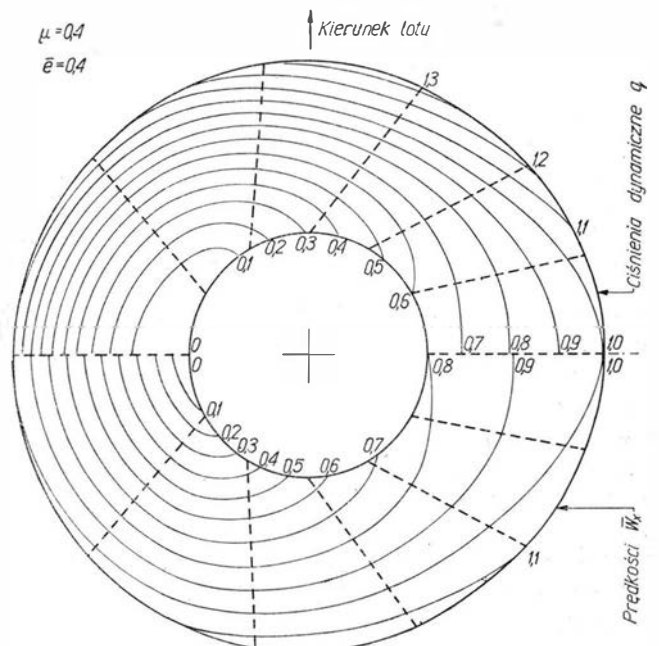
$$S_3 = -\frac{\mu}{8} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \left[1 - \frac{1}{16} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \right] \quad (80)$$

$$S_5 = \frac{\mu}{384} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^4 \quad (81)$$

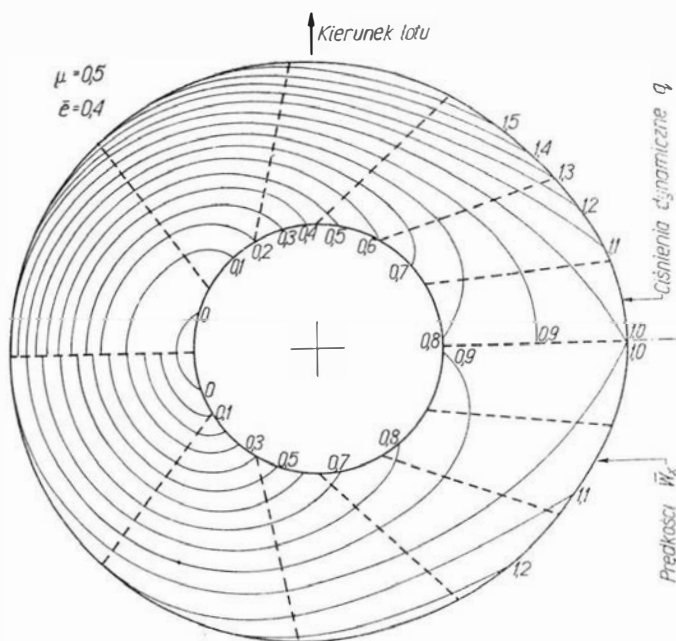
Wielkości liczbowe współczynników obliczone dla zakresu współczynników prędkości μ od 0,4 do 0,6 i odległości przegubów od osi obrotu \bar{e} od 0,3 do 0,5 zawarte są w tabelcy 6. Pozwalają one na łatwe wykreślenie rozkładu linii stałych prędkości na powierzchni tarczy, jak również analogicznych linii stałych ciśnień dynamicznych (bezwymiarowych). Łatwo udowodnić, że między wielkościami bezwymiarowymi prędkości i ciśnienia dynamicznego dla każdego punktu tarczy wirnika istnieje związek:

$$\bar{q}_r = \bar{W}_x^2 \quad (82)$$

Przykładowe wykresy stałych prędkości i ciśnień dla wirnika z $\bar{e} = 0,4$ przy prędkości $\mu = 0,4, 0,5$ i $0,6$ przedstawiają rys. 18, 19 i 20.

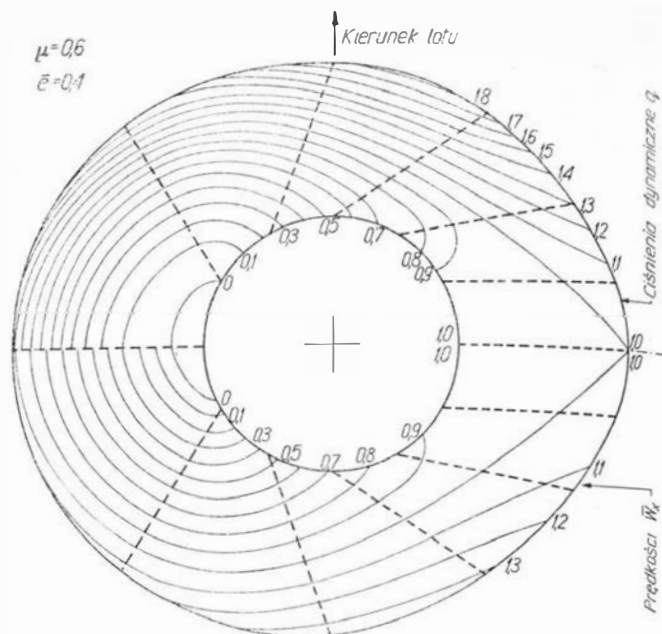


18. Rozkład prędkości względnych W_x i ciśnień dynamicznych na tarczy wirnika dla $\mu = 0,4$ i $\bar{e} = 0,4$



19. Rozkład prędkości względnych W_x i ciśnień dynamicznych na tarczy wirnika dla $\mu = 0,5$ i $\bar{e} = 0,4$

Obrazowy wykres rozkładu prędkości na tarczy wirnika pozwala na wyciągnięcie ogólnych wniosków co do ograniczenia V_{max} śmigłowca z omawianym wirnikiem przez kąty natarcia łopat. Pierwszą czynnością w tym kierunku jest sporządzenie wykresu względnych (bez-



20. Rozkład prędkości względnych W_x i ciśnień dynamicznych wirnika dla $\mu = 0,6$ i $\bar{e} = 0,4$

ze zmiennością kątów nastawienia łopat przez układ sterowania okresowego, widać, że wirnik mający sterowany ruch łopat w płaszczyźnie obrotu musi być sterowany w inny sposób niż wirnik klasyczny. Prawo zmienności kąta nastawienia zapewniane przez zwykłą tarczę sterującą (65) nie ma tu zastosowania, w rachubę wejść będą musiały systemy inne, zmieniające kąt nastawienia w rytm wyższych harmonicznych. Zmienność prędkości opływu końca łopaty według funkcji $\cos 2\psi$ przedstawiona jest na rys. 21 jako przykład zbliżenia do przebiegu wynikającego z natury konstrukcji.

Interesująco przedstawia się w omawianym typie wirnika zagadnienie obciążeń występujących na mechanizmie wzbudzającym wahania łopat w płaszczyźnie obrotu (rys. 22).

Element łopaty o masie dm oddalony od osi obrotu (w położeniu promienistym) o r pozostaje w czasie ruchu pod działaniem dwu sił:

siły bezwładności:

$$dP_1 = dm (r - e) \ddot{\zeta} \quad (83)$$

oraz prostopadłej do łopaty składowej siły odśrodkowej:

$$dP_2 = dm \cdot c \Omega^2 \sin \gamma \quad (84)$$

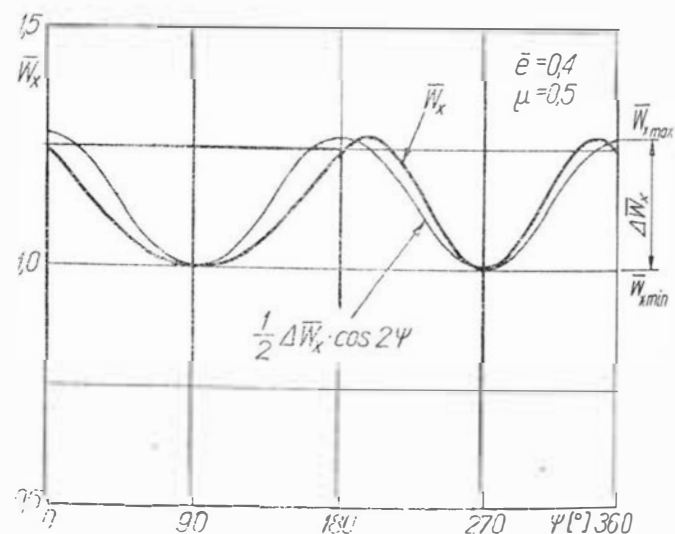
która może być wyrażona inaczej jako:

Tablica 6. Współczynniki do obliczania W_x

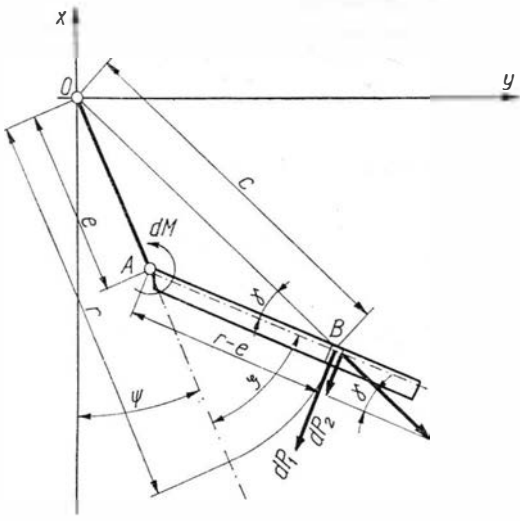
\bar{e}		0,4	0,5	0,6
0,3	C_0	$\bar{r} + 0,0855$	$\bar{r} + 0,1300$	$\bar{r} + 0,1881$
	C_2	0,08402	0,1268	0,1739
	C_4	-0,00139	-0,00339	-0,00837
	S_1	$0,555 - 0,571z$	$0,683 - 0,714z$	$0,803 - 0,857z$
	S_3	-0,01918	-0,03085	-0,05256
	S_5	0,00014	0,00034	0,00084
0,4	C_0	$\bar{r} + 0,0823$	$\bar{r} + 0,1246$	$\bar{r} + 0,1687$
	C_2	0,0802	0,1185	0,1583
	C_4	-0,00205	-0,0050	-0,0104
	S_1	$0,645 - 0,666z$	$0,791 - 0,833z$	$0,9281z$
	S_3	-0,0216	-0,0416	-0,0703
	S_5	0,00020	0,00062	0,00156
0,5	C_0	$\bar{r} + 0,0710$	$\bar{r} = 0,1015$	$\bar{r} + 0,1314$
	C_2	0,06808	0,0938	0,1152
	C_4	-0,0032	-0,0078	-0,0162
	S_1	$0,7669 - 0,8z$	$0,9401 - z$	$1,0902 - 1,2z$
	S_3	-0,03072	-0,5859	-0,09828
	S_5	0,00042	0,00130	0,00324

wymiarowych) prędkości opływu końców łopat \bar{W}_x w funkcji azymutu ψ . Wykres taki dla $\bar{e} = 0,4$ i $\mu = 0,5$ przedstawia rys. 21. Widać z niego, że na końcach łopat w całym zakresie azymutów mamy do czynienia z wielkościami $\bar{W}_x \geq 1,0$. Oznacza to, że dla zapewnienia równomiernego rozkładu siły nośnej na tarczy zachodzi w stosunku do kątów natarcia łopat azymutowych $\psi = 90^\circ$ i 270° konieczność zmniejszenia kątów natarcia. Umożliwia to konstruktorowi dowolne dobieranie kątów natarcia, poniżej wielkości krytycznej.

Kształt wykresu na rys. 21 pozwala na wyciągnięcie jeszcze jednego ważnego wniosku. Ponieważ zmienność prędkości opływu łopaty w funkcji azymutu wiąże się



21. Prędkość opływu końca łopaty nośnej $\bar{e} = 0,4$, $\mu = 0,5$



22. Obciążenie mechanizmu wzbudzającego ruch łopat w płaszczyźnie obrotu

$$dP_2 = dm \cdot e \cdot \Omega^2 \sin \zeta \quad (84a)$$

Moment elementarny działający na mechanizm wzbudzający wahania łopat jest równy:

$$dM = (dP_1 + dP_2) (r - e) = dm (r - e)^2 \ddot{\zeta} + dm \cdot e (r - e) \Omega^2 \sin \zeta \quad (85)$$

zaś moment całkowity:

$$M = \left[\int_e^R (r - e)^2 dm \right] \ddot{\zeta} + e \Omega^2 \left[\int_e^R (r - e) dm \right] \sin \zeta \quad (86)$$

Ponieważ całka:

$$\int_e^R (r - e)^2 dm = I$$

jest momentem bezwładności łopaty względem przegubu pionowego a całka:

$$\int_e^R (r - e) dm = S$$

przedstawia masowy moment statyczny łopaty względem tego samego przegubu, wyrażenie (86) można wyrazić krótko:

$$M = I \cdot \ddot{\zeta} + e \Omega^2 S \cdot \sin \zeta \quad (86a)$$

Pamiętając, że w rozpatrywanym wirniku kąt wahań ζ musi spełniać warunek:

$$\zeta = \frac{\mu}{1 - \bar{e}} \cos \psi$$

skąd:

$$\ddot{\zeta} = - \frac{\mu}{1 - \bar{e}} \Omega^2 \cos \psi$$

oraz uwzględniając, że $e = \bar{e} \cdot R$, otrzymuje się:

$$M = - I \cdot \frac{\mu}{1 - \bar{e}} \Omega^2 \cos \psi + \bar{e} R \Omega^2 S \cdot \sin \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \cos \psi \right) \quad (87)$$

Po rozwinięciu drugiego wyrazu powyższego związku w szereg i zastosowaniu przekształceń trygonometrycznych otrzymuje się ostatecznie wyrażenie na moment obciążający w postaci:

$$M = \bar{e} R \Omega^2 S \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right) \left\{ \left[1 - \frac{1}{8} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 - \frac{I}{\bar{e} R S} \right] \cos \psi + \right. \\ \left. - \frac{1}{24} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 - \cos 3\psi \right\} \quad (88)$$

Z wyrażenia (88) widać, że moment obciążający mechanizm wzbudzający jest zależny od pierwszej i wyż-

szych harmonicznych obrotów wirnika, przy czym wystąpienie tych ostatnich zależy od tego, ile wyrazów znaczących jest wziętych przy rozwinięciu funkcji w szereg (wyrażenie 88 wynika z dwu wyrazów znaczących). Wpływ pierwszej harmonicznej może być skasowany, jeśli wyrażenie przy $\cos \psi$ będzie równe zero:

$$1 - \frac{1}{8} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 - \frac{I}{\bar{e} R S} = 0$$

czyli, gdy spełniony będzie warunek:

$$\frac{I}{\bar{e} R S} = 1 - \frac{1}{8} \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^2 \quad (89)$$

Przy zrealizowaniu powyższego warunku moment obciążający będzie tylko od wyższych harmonicznych, np. związany z trzecią harmoniczną będzie równy:

$$M = - \frac{1}{24} \bar{e} R \Omega^2 S \left(\frac{\mu}{1 - \bar{e}} \right)^3 \cos 3\psi \quad (90)$$

Warto zauważyć, że moment wyrażony równaniem (90) jest niezależny od momentu bezwładności łopaty.

Ważne jest, że spełnienie warunku eliminacji obciążenia od pierwszej harmonicznej obrotów jest możliwe dla jednej tylko prędkości lotu μ . Stanowi to poważną ujemną właściwość wirnika *Derschmidta*.

Dla pewnego obrazu wirnika ze sterowanym ruchem łopat w płaszczyźnie obrotu wspomnieć jeszcze należy o wędrówce środka ciężkości wirnika w zależności od prędkości lotu.

Ze względu na duże amplitudy wahań łopat w płaszczyźnie obrotu środek ciężkości zespołu łopat zawsze znajduje się po tej stronie tarczy, po której łopaty wykonują ruch zgodnie z kierunkiem lotu (łopatka nacierająca). Środek ciężkości wykonuje ponadto przemieszczenia w płaszczyźnie obrotu.

Współrzędne x_n i y_n n -tej łopaty N -łopatowego wirnika przy położeniu azymutalnym pierwszej łopaty równym ψ określone są zależnością:

$$x_n = e \cdot \cos \left[\psi + \left(\frac{n-1}{N} \right) 2\pi \right] + r_{SC} \cdot \cos \left[\psi + \right. \\ \left. + \left(\frac{n-1}{N} \right) 2\pi + \zeta_n \right] \quad (91)$$

$$y_n = e \cdot \sin \left[\psi + \left(\frac{n-1}{N} \right) 2\pi \right] + r_{SC} \cdot \sin \left[\psi + \right. \\ \left. + \left(\frac{n-1}{N} \right) 2\pi + \zeta_n \right] \quad (92)$$

Jeśli przyjmąc oznaczenie:

$$\psi_n = \psi + \left(\frac{n-1}{N} \right) 2\pi$$

i dokonać niezbędnych przekształceń można doprowadzić wyrażenia na współrzędne łopat do postaci następującej:

$$x_n = \frac{r_{SC}}{2} \left[(K + G_1) \cos \psi_n + G_3 \cos 3\psi_n + G_5 \cos 5\psi_n + \right. \\ \left. + F_2 \sin 2\psi_n + F_4 \sin 4\psi_n \right] \quad (93)$$

$$y_n = \frac{r_{SC}}{2} \left[(K + F_1) \sin \psi_n + F_3 \sin 3\psi_n + F_5 \sin 5\psi_n + \right. \\ \left. + G_2 \cos 2\psi_n + G_4 \cos 4\psi_n + G_0 \right] \quad (94)$$

gdzie:

r_{SC} — odległość SC łopaty od osi przegubu.

$$K = 2 \left(\frac{e}{r_{SC}} + 1 \right) \quad (95)$$

$$F_1 = -\frac{1}{4} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^2 + \frac{1}{96} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^4 \quad (96)$$

$$F_2 = -\frac{\mu}{1-\bar{e}} - \frac{1}{12} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^3 \quad (97)$$

$$F_3 = -\frac{1}{4} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^2 + \frac{1}{48} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^4 \quad (98)$$

$$F_4 = -\frac{1}{24} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^3 = G_4 \quad (99)$$

$$F_5 = \frac{1}{192} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^4 = G_5 \quad (100)$$

$$G_0 = \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right) \left[1 - \frac{1}{8} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^2 - \frac{1}{192} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^4 \right] \quad (101)$$

$$G_1 = -\frac{3}{4} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^2 + \frac{10}{192} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^4 \quad (102)$$

$$G_2 = \frac{\mu}{1-\bar{e}} - \frac{1}{6} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^3 \quad (103)$$

$$G_3 = -\frac{1}{4} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^2 + \frac{5}{192} \left(\frac{\mu}{1-\bar{e}} \right)^4 \quad (104)$$

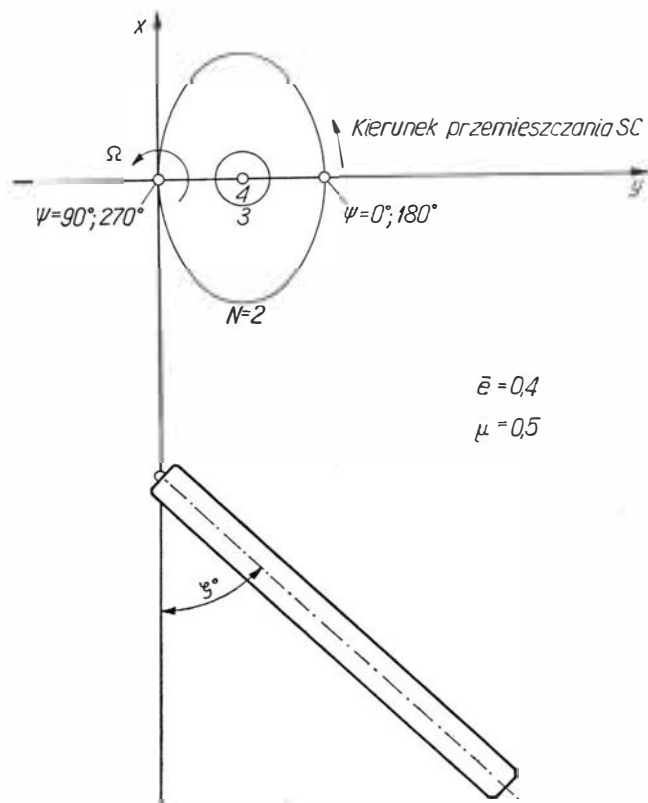
$$G_4 = F_4$$

$$G_5 = F_5$$

Współrzędne środka ciężkości zespołu N łopatek, każdej o masie m , można wyrazić jako:

$$X_{SC} = \frac{1}{m \cdot N} \sum_{n=1}^{n=N} m \cdot x_n = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^{n=N} x_n \quad (105)$$

$$Y_{SC} = \frac{1}{m \cdot N} \sum_{n=1}^{n=N} m \cdot y_n = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^{n=N} y_n \quad (106)$$



23. Wędrowka środka ciężkości układu łopatek dla wirnika z $N = 2, 3, 4 \dots$ łopatek

Tablica 7. Współrzędne środka ciężkości zespołu łopatek w wirniku Derschmidta

N	X_{SC}	Y_{SC}
2	$\frac{r_{SC}}{2} (F_2 \sin 2\psi + G_4 \sin 4\psi)$	$\frac{r_{SC}}{2} (G_2 \cos 2\psi + G_4 \cos 4\psi + G_0)$
3	$\frac{r_{SC}}{2} (G_3 \cos 3\psi)$	$\frac{r_{SC}}{2} (F_3 \sin 3\psi + G_0)$
4	$\frac{r_{SC}}{2} (G_4 \sin 4\psi)$	$\frac{r_{SC}}{2} (G_4 \cos 4\psi + G_0)$
5	$\frac{r_{SC}}{2} (G_5 \cos 5\psi)$	$\frac{r_{SC}}{2} (G_5 \sin 5\psi + G_0)$
6	0	$\frac{r_{SC}}{2} G_0$

Tablica 8. Współczynniki do obliczenia X_{SC} i Y_{SC}

Wsp.	μ		0,2	0,3	0,4	0,5	0,6
	\bar{e}						
F_2	0,3		-0,285	-0,434	-0,586	-0,744	-0,909
	0,4		-0,336	-0,510	-0,690	-0,880	-1,083
	0,5		-0,405	-0,617	-0,842	-1,083	-1,214
F_3	0,3		-0,0201	-0,0453	-0,0792	-0,121	-0,171
	0,4		-0,0275	-0,0612	-0,106	-0,152	-0,229
	0,5		-0,0394	-0,0873	-0,153	-0,229	-0,316
G_2	0,3		0,280	0,415	0,540	0,653	0,753
	0,4		0,327	0,479	0,617	0,737	0,834
	0,5		0,389	0,564	0,715	0,834	0,912
G_3	0,3		-0,0199	0,0440	-0,0780	-0,126	-0,169
	0,4		-0,0274	-0,0610	-0,1056	-0,161	-0,224
	0,5		-0,0393	-0,0867	-0,1506	-0,224	-0,306
G_4	0,3		-0,0009	-0,0032	-0,0076	-0,0149	-0,0257
	0,4		-0,0015	-0,0051	-0,0120	-0,0237	-0,0410
	0,5		-0,0026	-0,0088	-0,0209	-0,0410	-0,0709
G_5	0,3		0,0000	0,0002	0,0005	0,0013	0,0028
	0,4		0,0000	0,0004	0,0010	0,0025	0,0052
	0,5		0,0001	0,0007	0,0021	0,0052	0,0110
G_0	0,3		0,281	0,417	0,537	0,666	0,774
	0,4		0,328	0,484	0,628	0,758	0,880
	0,5		0,391	0,571	0,733	0,880	1,167

Za pomocą powyższego ogólnego związku obliczono wyrażenia na współrzędne środka ciężkości zespołu łopatek o $2 \leq N \leq 6$. Wynik obliczenia zawiera tablica 7.

W wyrażeniach tablicy 7 ψ jest azymutem łopaty przyjętej za pierwszą ($n=1$). Wielkości współczynników F i G dla zakresu współczynników prędkości od $\mu=0,2$ do $\mu=0,6$ i dla oddaleń przegubów od osi od $\bar{e}=0,3$ do $\bar{e}=0,5$ podaje tablica 8.

Rysunek 23 jest ilustracją kształtu krzywych, po jakich przemieszcza się w płaszczyźnie tarczy środek ciężkości zespołu łopatek i tendencji do szybkiego „kurczenia się” tych krzywych z zamianą w punkt dla $N \geq 4$.

Omówiony powyżej wirnik Derschmidta przedstawia rozwiązanie dość trudne do praktycznej realizacji ze względu na wskazane cechy, takie jak konieczność sterowania wyższymi harmonicznymi, zależność obciążeń mechanizmu wzbudzającego od prędkości lotu, wędrowka środka ciężkości i tym podobne. Niemniej, ze względu na to, iż nie występuje w nim ograniczenie prędkości lotu przez kąta natarcia łopatek, liczyć się należy, że może dojść do zastosowania go w przyszłościowych śmigłowcach szybkich, z silnikami o dużej mocy lub ciągiem dodatkowym.

Wpływ odkształceń konstrukcji na obciążenia sterowane szybowca

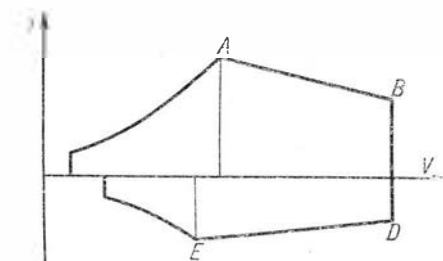
Szybowiec pod wpływem obciążeń w locie ulega odkształceniom giętym i skrętnym. Wywołują one zmiany geometryczne wpływające na kąty natarcia skrzydła i usterzeń, co pociąga za sobą zmiany obciążeń aerodynamicznych. Odkształcenia zależą wprost od przyłożonego obciążenia, a odwrotnie od sztywności obciążanych elementów konstrukcji.

Graniczne wartości obciążeń sterowanych szybowca przedstawia obwiednia wyrwania (rys. 1). Eks-

sci maksymalnej. Ponieważ punkty A, B, D i E reprezentują stany lotu sterowane, pojawiające się odkształcenie nie może zmienić współczynnika obciążenia całego szybowca, wpływa natomiast na charakter obciążenia poszczególnych elementów konstrukcji. Zmienia więc wzajemne zależności sił i momentów, jak na przykład moment gnący i skręcający skrzydła przy nie zmienionej wartości wypadkowej siły poprzecznej, albo podział siły na usterzeniu między sterem i statecznikiem bez zmiany jej sumarycznej wartości. Ponieważ siły aerodynamiczne są funkcją kwadratu prędkości, odkształcenia w miarę wzrostu prędkości rosną coraz intensywniej, wpływając na zmianę obciążeń.

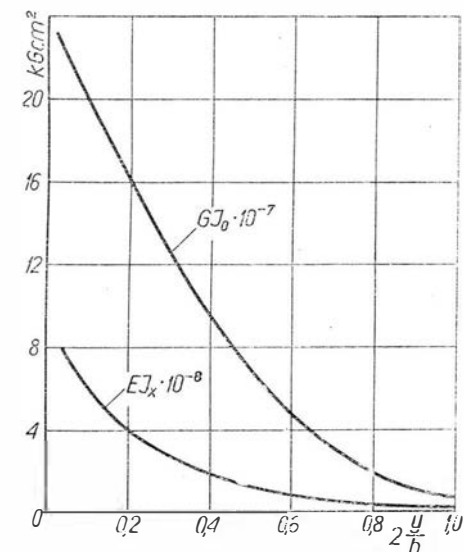
W dalszej części artykułu poddano analizie teoretycznej wpływ odkształceń na obciążenia. Jednakże dla określenia rzędu wielkości wpływu przytoczono wartości liczbowe, przyjmując jako model obliczeniowy szybowiec o przeciętnych paramet-

profil symetryczny o pochyleniu krzywej współczynnika siły aerodynamicznej 3,4 1/rad. Charakterystykę sztywnościową szybowca podano wykreślnie: dla skrzydła (rys. 2), lotki (rys. 3), usterzenia wysokości (rys. 4). Charakterystykę sztywnościową kadłuba przedstawiono w postaci ugięć tylnej części kadłuba (od tylnego okucia skrzydła do punktu przyłożenia siły na usterzeniu wysokości) w funkcji długości (rys. 5).

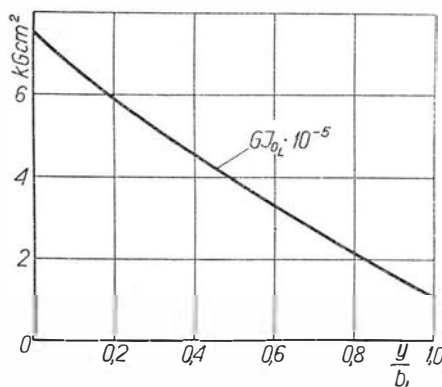


1. Charakterystyczne punkty obwiedni wyrwania

tremalne wartości obciążeń określone są charakterystycznymi punktami krzywej. Punkty A i E określają maksymalny dodatni i ujemny współczynnik obciążeń, przy odpowiadających im prędkościach lotu, punkty B i D natomiast odpowiadają maksymalnym dopuszczalnym współczynnikom obciążenia przy prędko-



2. Sztywności skrzydła:
 GJ_0 — skrętna, EJ_x — giętą

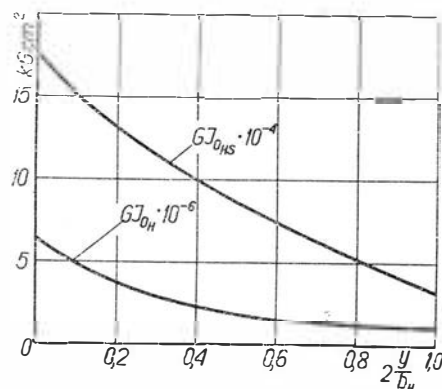


3. Sztywność skrętna lotki

trach odpowiadających klasie standard:

- rozpiętość 15 m
- ciężar w locie 360 kG
- obciążenie powierzchni nośnej 30 kG/m²
- ciężar skrzydła 140 kG
- profil skrzydła dający

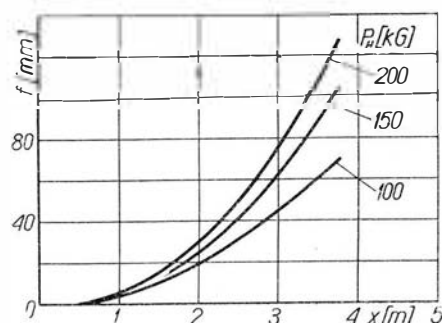
$c_{zmax} = 1,35$ i $c_{zmin} = -0,8$ przy pochyleniu krzywej współczynnika siły nośnej 5,6 1/rad, dzielony na lotkę w 73% cięciwy. Lotka obejmuje 35% rozpiętości. Usterzenie wysokości dzielone w 60% cięciwy ma powierzchnię 1,5 m²,



4. Sztywności skrętne:
 GJ_{0HS} — steru wysokości, GJ_{0H} — statecznika wysokości

Oznaczenia :

- a. c. — środek aerodynamiczny
- b — rozpiętość skrzydła
- b_H — rozpiętość usterzenia wysokości
- b_L — rozpiętość lotki
- c_m — współczynnik momentu względem s.s.p.
- $c_{m a.c.}$ — współczynnik momentu względem a.c.
- $c_{m b.u.}$ — współczynnik momentu szybowca bez usterzeń
- c_Q — współczynnik siły masowej
- c_z — współczynnik siły nośnej
- c_{zH} — współczynnik siły na usterzeniu wysokości
- c_{z0} — współczynnik siły nośnej rozkładu zerowego
- EJ_x — sztywność giętą skrzydła



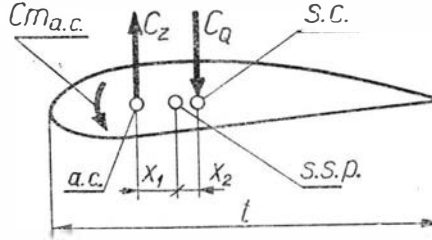
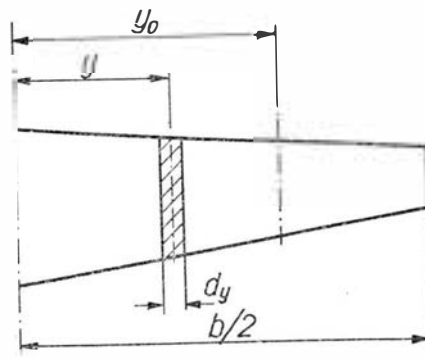
5. Strzałki ugięć kadłuba

- e_1 — odległość a.c. od s.s.p. w częściach cięciwy
- e_2 — odległość s.c. od s.s.p. w częściach cięciwy
- e_L — odległość wypadkowej siły na lotce od s.s.p. w częściach cięciwy
- f — strzałka ugięcia kadłuba
- GJ_0 — sztywność skrętna skrzydła
- GJ_{0H} — sztywność skrętna statecznika wysokości
- GJ_{0HS} — sztywność skrętna steru wysokości
- GJ_{0L} — sztywność skrętna lotki
- $L_{:1}$ — odległość punktu działania siły na usterzeniu wysokości od s.c. szybowca
- l — cięciwa skrzydła
- l_a — średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła
- l_L — cięciwa lotki
- M_s — moment skręcający skrzydło
- M_{sL} — moment skręcający lotkę
- M_g — moment gnący skrzydło
- n — współczynnik obciążenia
- P_H — siła na usterzeniu wysokości
- P_L — siła na lotce
- p — ciśnienie
- $(p_{sr})_H$ — średnie ciśnienie na stateczniku wysokości
- $(p_{sr})_{HS}$ — średnie ciśnienie na sterze wysokości
- $(p_{sr})_L$ — średnie ciśnienie na lotce
- q — ciśnienie dynamiczne
- Q_s — ciężar skrzydła
- R — reakcja zawiasu lotki
- r_R — odległość zawiasu lotki od s.s.p.
- S — powierzchnia nośna skrzydła
- s.s.p. — środek sił poprzecznych
- T — siła poprzeczna na skrzydle
- V — prędkość lotu
- x — współrzędna wzdłuż kadłuba
- x_1 — odległość a.c. od s.s.p. na skrzydle
- x_2 — odległość s.c. od s.s.p. na skrzydle
- y — współrzędne wzdłuż rozpiętości skrzydła
- y_0 — odległość rozpatrywanego przekroju skrzydła od płaszczyzny symetrii szybowca
- α — kąt natarcia skrzydła
- α_H — kąt natarcia usterzenia wysokości
- α_0 — kąt zerowej nośności skrzydła
- β_L — kąt wychylenia lotki
- γ — kąt ugięcia kadłuba
- δ — kąt zaklinowania usterzenia wysokości
- η — kąt wychylenia steru wysokości
- τ — stosunek cięciwy części ruchomej profilu do cięciwy całego profilu
- φ — kąt skręcenia skrzydła
- φ_H — kąt skręcenia statecznika wysokości
- φ_{HS} — kąt skręcenia steru wysokości

Obciążenia skrzydła

Skrzydło pod wpływem obciążeń aerodynamicznych doznaje odkształceń skrętnych i giętych. Zgodnie z oznaczeniami podanymi na rys. 6 moment skręcający w przekroju odległym o y_0 od płaszczyzny symetrii szybowca wynosi:

$$M_s = q \int_0^{y_0} c_m l^2 dy \quad (1)$$



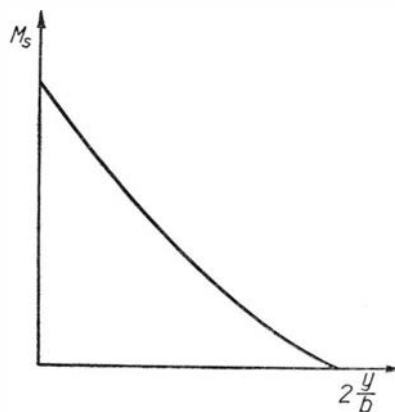
6. Elementy momentu skręcającego skrzydło

Całkując wyrażenie (1) dla szeregu wartości y_0 wzdłuż rozpiętości uzyskuje się przebieg momentu skręcającego dla całego skrzydła. Charakter przebiegu podano na rys. 7 przy założeniu, że dodatni jest moment pochylający nosek profilu. Kąt skręcenia w przekroju odległym o y_0 od płaszczyzny symetrii szybowca wynosi:

$$\varphi = \int_0^{y_0} \frac{M_s}{GJ_0} dy \quad (2)$$

Wyznaczenie przebiegu skręcenia wzdłuż rozpiętości wymaga kilkukrotnego całkowania dla różnych wartości y_0 , w zakresie od 0 do $b/2$ w celu uzyskania wykresu (rys. 8).

Skręcenie skrzydła jest równoznaczne zwichrzeniu geometrycznemu. Zwichrzenie takie oczywiście musi odbić się na charakterze roz-



7. Przebieg momentu skręcającego skrzydło wzdłuż rozpiętości

kładu wyporu wzdłuż rozpiętości. W każdym przekroju skrzydła pojawia się przyrost współczynnika siły nośnej, wywołany skręceniem, równy:

$$\Delta c_{z\varphi} = (dc_z/da)\varphi \quad (3)$$

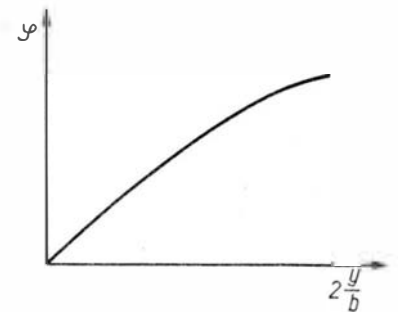
Kąt zerowej nośności skrzydła zwichrzonego wynosi:

$$\alpha_0 = \frac{\int_0^{b/2} (dc_z/da)\varphi \cdot l \cdot dy}{\int_0^{b/2} (dc_z/da) l \cdot dy} \quad (4)$$

Odkształcenie skrętne wywołało więc tzw. „zerowy” rozkład wyporu, którego rzędne określone są wartością współczynnika siły nośnej:

$$c_{z0} = (dc_z/da) (\alpha_0 - \varphi) \quad (5)$$

Rozkład wyporu na skrzydle odkształconym jest sumą rozkładu dla skrzydła nieodkształconego i rozkładu



8. Przebieg kąta skręcenia skrzydła wzdłuż rozpiętości

zerowego. Dla przeanalizowania wpływu odkształcenia skrętnego na wartość momentu gnącego skrzydło należy rozpatrzyć poszczególne graniczne przypadki obciążeń krzywej wyrwania.

Dla punktów A i B krzywej wyrwania wartość współczynnika siły nośnej: $c_z > 0$. Współczynnik momentu względem środka sił poprzecznych wynosi więc:

$$c_m = c_{m_{a.c.}} - 0,1 c_z$$

przy wprowadzeniu uproszczenia, że środek ciężkości skrzydła leży blisko środka sił poprzecznych i wtedy:

$$c_2 \approx 0$$

oraz że najczęściej:

$$c_1 \approx 0,1.$$

Zazwyczaj $c_{m_{a.c.}} > 0,1 c_z$ i dlatego moment skręcający jest dodatni. Jedynie dla punktu A i w okolicy $c_{z_{max}}$ może osiągnąć nieznaczną wartość ujemną. Wartości momentu skręcającego są małe i tym mniejsze, im większy wystąpi współczynnik siły nośności c_z .

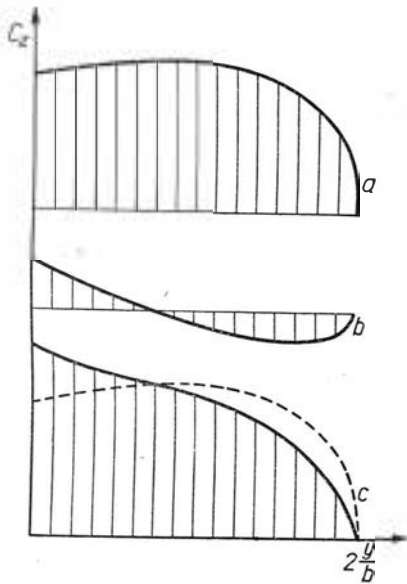
Dla punktów D i E krzywej wyrwania wartości współczynnika siły nośnej: $c_z < 0$ i wówczas:

$$c_m = c_{m_{a.c.}} + 0,1|c_z|$$

Moment skręcający osiąga zatem duże wartości dodatnie tym większe, im większa jest wartość wyrażenia: $0,1|c_z|$.

Dla stosowanych w szybownictwie profili wartość współczynnika momentu własnego profilu względem środka aerodynamicznego waha się w granicach: $c_{m_{a.c.}} = 0,06 \div 0,1$ jest więc na tyle duża, że prawie dla wszystkich stanów lotu (z wyjątkiem stanów w okolicy $c_{z_{max}}$) moment skręcający jest dodatni.

Skręcenie skrzydła i towarzyszący mu rozkład zerowy dla przypadków A i B krzywej wyrwania przesuwają sumaryczny rozkład współczynnika siły nośnej w kierunku kadłuba (rys. 9), przy niezmienionej sumarycznej wartości wyporu. Jest to zjawisko korzystne, albowiem moment gnący skrzydła ulega zmniejszeniu.



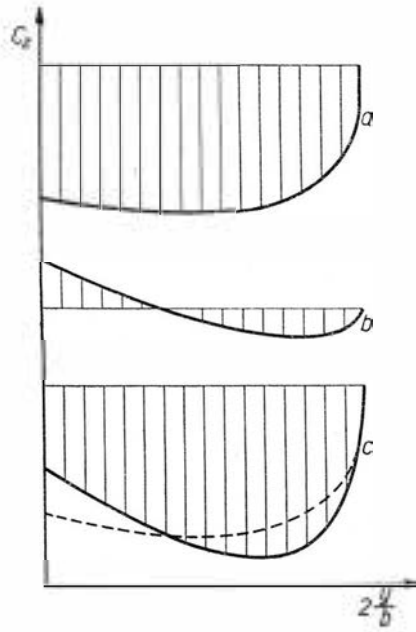
9. Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości przy obciążeniach dodatnich:
 a — dla skrzydła nieodkształconego,
 b — rozkład zerowy, c — rozkład sumaryczny

Dla przypadków obciążeń w punkcie D i E krzywej wyrwania rozkład zerowy przesuwają sumaryczny wypór w kierunku końców skrzydeł (rys. 10), co pociąga za sobą niekorzystny wzrost momentu gnącego skrzydła.

Opisane zmiany wypadkowych rozkładów zerowych zmieniają również moment skręcający skrzydło, albowiem współczynnik momentu względem środka sił poprzecznych doznaje przyrostu:

$$\Delta c_m = -c_{z0} \cdot e_1$$

Ustalenie faktycznego skręcania przebiegać więc musi drogą kolejnych przybliżeń.



10. Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości przy obciążeniach ujemnych:
 a — dla skrzydła nieodkształconego,
 b — rozkład zerowy, c — rozkład sumaryczny

Drugim rodzajem odkształcenia skrzydła jest zginanie. W miarę wzrostu obciążenia ugięcie skrzydła rośnie i rzut powierzchni na płaszczyznę poziomą maleje, co pociąga za sobą konieczność wzrostu siły poprzecznej (rys. 11). Sumaryczny przyrost siły poprzecznej wynosi:

$$\Delta T = \int_0^{b/2} \frac{dT}{dy} \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right) dy \quad (6)$$

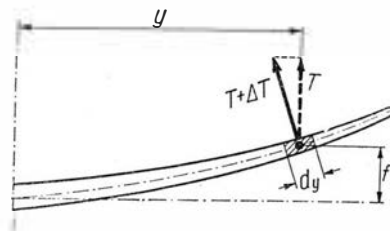
gdzie:

$$\alpha = \arcsin \frac{df}{dy}$$

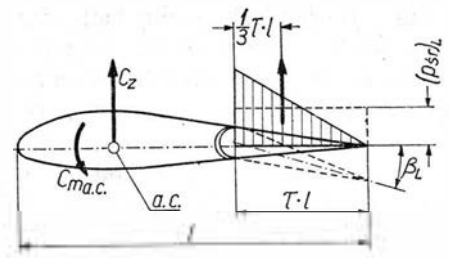
Najistotniejszy wpływ na wartość siły poprzecznej wywierają będą te stany lotu, w których ugięcia skrzydła są największe. Będzie to punkt A krzywej wyrwania.

Obciążenia lotki

Obliczenie obciążeń lotki sprowadza się do zagadnienia wyznaczenia rozkładu ciśnień na części profilu



11. Efekt ugięcia skrzydła

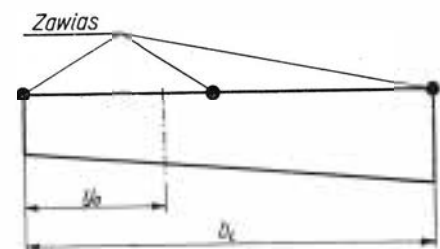
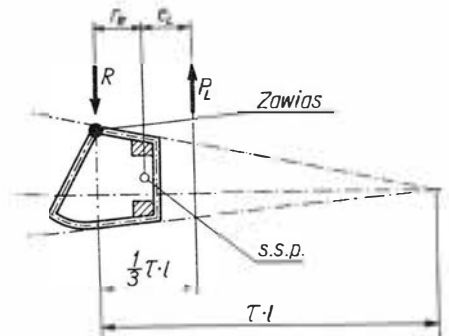


12. Obciążenie lotki

objętej lotką w zakresie od osi obrotu do krawędzi spływu. Jako wielkości wymiarujące przyjmuje się obciążenia powstające przy prędkości punktu A krzywej wyrwania i przy współczynnikach obciążeń $n = n_A/2$, oraz $n = n_E/2$ dla pełnych wychyleń lotki do góry i do dołu. Zgodnie z oznaczeniami przyjętymi na rys. 12 wartość średniego ciśnienia określona jest przez zależność:

$$(p_{sr})_L = \frac{q}{2} \left[(1,375 c_z + 7,5 c_{m_{a.c.}}) \tau + \left(2\tau - 0,5 + 6 \frac{dc_m}{dc_z} \right) \frac{dc_z}{d\beta_L} \beta_L \right] \quad (7)$$

Lotka najczęściej bywa skonstruowana tak, że część noskowa pokryta jest sklejką tworzącą keson, przenoszący wraz ze ścianką dźwigara skręcanie. Spływ lotki kryje się płótnem (rys. 13). Podobnie jak w przypadku skrzydła na lotce pojawia się moment skręcający, który w przekroju odległym o y_0 od końca lotki wynosi:



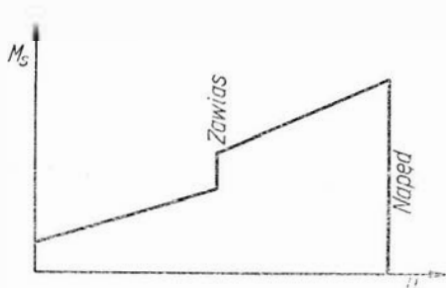
13. Elementy momentu skręcającego lotkę

wia się moment skręcający, który w przekroju odległym o y_0 od końca lotki wynosi:

$$M_{sL} = \int_0^{y_0} (p_{sr})_L e_L \cdot l_L^2 dy + R \cdot r_R \quad (8)$$

gdzie: $R \cdot r_R$ jest momentem siły skupionej, wywołanym przez reakcję zawieszenia lotki R działającą względem sił poprzecznych na ramieniu r_R . Dokonano tutaj założenia, że środek ciężkości lotki leży bardzo blisko środka sił poprzecznych i skręcanie siłami masowymi lotki zaniedbano.

Przy pełnym wychyleniu lotki do dołu ciśnienia skierowane są ku górze, a więc $(p_{sr})_L > 0$, a przy wychyleniu pełnym do góry $(p_{sr})_L < 0$. Typowy przebieg momentu skręcającego wzdłuż rozpiętości dla lotki podpartej na trzech zawiasach podano na rys. 14.



14. Przebieg momentu skręcającego lotkę

Lotka ma określoną sztywność skrętną (rys. 3). Wartość kąta skręcenia w przekroju oddalonym o y_0 od końca lotki wynosi:

$$\varphi_L = \int_0^{y_0} \frac{M_{sL}}{GJ_{oL}} dy \quad (9)$$

Powtarzając obliczenie dla kolejnych przekrojów y_0 uzyskuje się przebieg kąta skręcenia wzdłuż rozpiętości lotki. Skręcenie lotki powoduje zmniejszenie kąta jej wychylenia:

$$\beta_{Lrzeczywisty} = \beta_{Lkonstrukcyjny} - \varphi_L$$

Wychylenie lotki dla wymiarującego przypadku obciążenia zachodzi przy współczynniku obciążenia $n = n_A/2$, względnie $n = n_E/2$, a więc przy obciążonym skrzydle, które również ulega odkształceniu skrętnemu. Zmiana obciążenia lotki jest więc wynikiem wpływu obu odkształceń:

$$\Delta p_{sr} = \frac{q}{2} \left[1,375 \cdot c_{z_0} \cdot \tau - \left(2\tau - 0,5 + 6 \frac{dc_m}{dc_z} \right) \frac{dc_z}{d\beta_L} \varphi_L \right]$$

Wstawiając wartość c_{z_0} określoną wzorem (5):

$$\Delta p_{sr} = \frac{q}{2} \left[1,375 (\alpha_0 - \varphi) \tau - \left(2\tau - 0,5 + 6 \frac{dc_m}{dc_z} \right) \frac{dc_z}{d\beta_L} \varphi_L \right] \quad (10)$$

Zmiana obciążenia lotki pojawia się więc wskutek nie tylko na przykład zbyt małej sztywności skrętnej lotki, ale również wskutek skrętnego niedosztynwienia skrzydła w części umieszczenia lotki.

Wpływ odkształceń jest tym większy, im wyższy jest stosunek ciężkości lotki do ciężkości skrzydła, czyli tak zwana „głębokość” lotki.

Obciążenia usterzeń

Rozważania nad wpływem odkształceń na zmianę obciążenia dotyczą usterzenia dzielonego, najbardziej w szybownictwie rozpowszechnionego. Stosowane również usterzenie płytowe, nie dzielone, stanowi uproszczenie przypadku ogólnego poprzez eliminację statecznika. Pod wpływem odkształceń zmienia się rozdział sił między ster i statecznik. W przypadku przeciwnych kierunków sił na obu tych elementach odkształcenia mogą spowodować dociążenie zarówno statecznika, jak i steru.

Rozpatrzono tutaj zmiany w obciążeniu usterzenia wysokości, gdyż usterzenie kierunku jest zagadnieniem uproszczonym z uwagi na brak zaklinowania statecznika.

Dla zrealizowania któregoś ze stanów obciążeń sterowanych wewnątrz obwiedni wyrwania konieczne jest przyłożenie siły na usterzeniu wysokości takiej, aby:

$$P_H = - \frac{c_{mb.u.} \cdot S \cdot l_a \cdot q}{L_H} \quad (11)$$

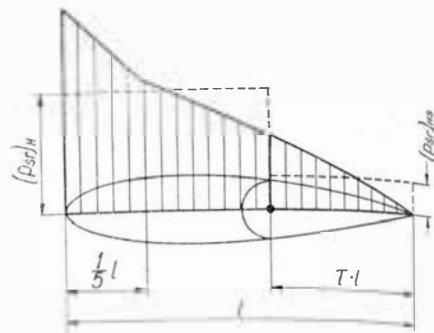
Wprowadzono tutaj założenie, iż ciśnienie dynamiczne w okolicy usterzenia jest identyczne jak w okolicy skrzydła. Współczynnik siły na usterzeniu:

$$c_{zH} = \frac{P_H}{q \cdot S_H}$$

Dla usterzenia dzielonego w stanie przed odkształceniem konstrukcji szybowca wynika on z zależności:

$$c_{zH} = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \left(\alpha - \varepsilon + \delta + \frac{d\alpha_H}{d\eta} \eta \right) \quad (12)$$

W oparciu o zlinearyzowany rozkład ciśnień wzdłuż ciężkości (rys. 15)



15. Obciążenie usterzenia wysokości

rozdział ciśnień przeprowadza się w oparciu o zależności:

$$(p_{sr})_{HS} = \frac{q}{2} \left[1,375 \left(\alpha - \varepsilon + \delta \right) \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \tau + \left(2\tau - 0,5 + 6 \frac{dc_m}{dc_z} \right) \frac{dc_{zH}}{d\eta} \eta \right] \quad (13)$$

$$(p_{sr})_H = q \cdot c_{zH} - (p_{sr})_{HS}$$

Pod wpływem tych obciążeń zarówno ster jak i statecznik ulegną skręceniu, ponieważ wypadkowe siły aerodynamiczne działają względem środka sił poprzecznych steru i statecznika na ramionach różnych od zera. Sposób wyznaczenia momentów skręcających jest identyczny jak w przypadku lotki, gdyż należy tutaj uwzględnić reakcje zawieszenia steru wysokości, które wpływają na moment skręcający i steru i statecznika.

Pod wpływem sumarycznej siły na usterzeniu wysokości kadłub ulega odkształceniu giętnemu. Kąt ugięcia kadłuba w miejscu zamocowania usterzenia wysokości stanowi jednocześnie przyrost kąta zaklinowania statecznika.

Usterzenie wysokości dozna zatem przyrostu współczynnika siły na usterzeniu wynikającego z ugięcia kadłuba i skręcenia statecznika:

$$(\Delta c_{zH})_1 = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} (\gamma - \varphi_H)$$

oraz ze skręcenia się steru:

$$(\Delta c_{zH})_2 = - \frac{dc_{zH}}{d\eta} \varphi_{HS}$$

przy czym przyrost całkowity:

$$\Delta c_{zH} = (\Delta c_{zH})_1 + (\Delta c_{zH})_2$$

Przyrosty średnich ciśnień wywołane wyżej opisanymi sprężystymi odkształceniami konstrukcji wynoszą:

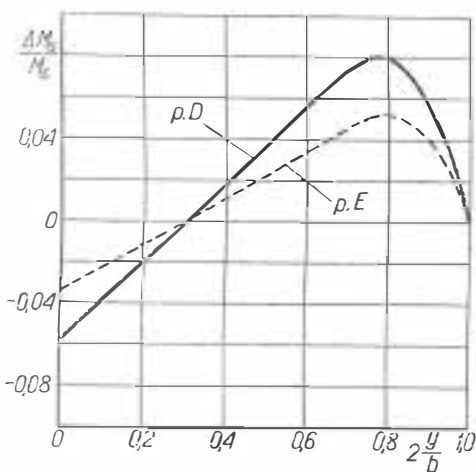
$$\begin{aligned} (\Delta p_{sr})_{HS} &= \frac{q}{2} \left[1,375 \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} (\gamma - \varphi_H) \tau - \left(2\tau - 0,5 + 6 \frac{dc_m}{dc_z} \right) \frac{dc_{zH}}{d\eta} \varphi_{HS} \right] \\ (\Delta p_{sr})_H &= q \Delta c_{zH} - (\Delta p_{sr})_{HS} \end{aligned} \quad (14)$$

Oczywiście przyrost współczynnika siły na usterzeniu Δc_{z1} wywołuje przyrost siły ΔP_{11} . Aby więc osiągnąć zamierzony stan obciążenia, pilot musi sprowadzić siłę na usterzeniu do wartości początkowej, to jest dla szybowca nieodkształconego. Dokonuje tego przez zwiększone (względnie zmniejszone) wychylenie steru, niwelujące efekt odkształcenia.

Przyrosty obciążeń

Dla przedstawienia wartości wpływu odkształceń na przyrost obciążeń podano przykłady liczbowe, wyznaczone w oparciu o model szybowca klasy standard scharakteryzowanego we wstępie.

Przyrost momentu skręcającego na skrzydle, wywołany odkształceniem skrętnym, jest dla punktów A i B krzywej wyrwania niewielki. Wyraźniej natomiast zaznacza się dla punktów D i E. Wpływ ten przedstawiono wykreślnie (rys. 16)

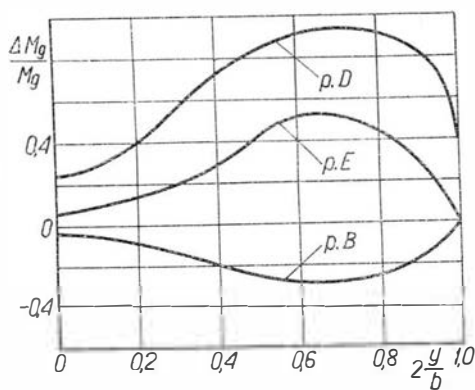


16. Przyrosty momentu skręcającego skrzydło powstające wzdłuż rozpiętości w wyniku odkształceń skrętnych

w formie stosunku przyrostu momentu do momentu w stanie nieodkształconym.

Stosunek przyrostu momentów gnących tychże momentów w stanie nieodkształconym przedstawiono na wykresie (rys. 17). W zakresie dodatnich współczynników obciążenia wpływ ten przy prędkościach małych (punkt A) jest pomijalny, lecz w miarę wzrostu prędkości rośnie. W punkcie B krzywej wyrwania przyrost ten w najniekorzystniejszym punkcie rozpiętości skrzydła wynosi 24% i jest ujemny. Zginanie tutaj ulega więc zmniejszeniu.

Bardziej niekorzystny obraz pojawia się w przypadku obciążenia w punktach D i E krzywej wyrwania.

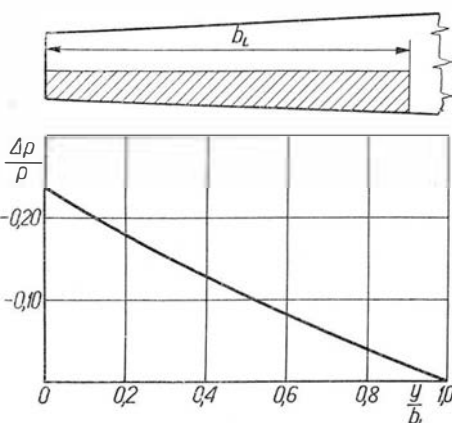


17. Przyrosty momentu gnącego skrzydło powstające wzdłuż rozpiętości w wyniku odkształceń skrętnych

Przyrosty obciążeń dla punktu D i E wynoszą odpowiednio 95% i 50% obciążenia w miejscach najniekorzystniejszych wzdłuż rozpiętości. Tak duży wzrost obciążenia wydaje się tutaj podejrzany. Należy jednak pamiętać, że w przypadku punktu D krzywej wyrwania obciążenie zachodzi przy prędkości maksymalnej. Pamiętając o uwagach dotyczących wartości współczynnika momentu względem środka sił poprzecznych łatwo wywnioskować, iż z racji dużej jego wartości i dużej wartości ciśnienia dynamicznego ma się tutaj do czynienia z maksymalnym skręcaniem. Przyrosty współczynnika siły nośnej wywołane skręceniem są tego samego rzędu co współczynniki siły nośnej dla skrzydła nieodkształconego. Mocno więc podkreślony zostaje efekt przedstawiony na rys. 10.

Wpływ strzałki ugięcia skrzydła na wartość wypadkowej siły poprzecznej na skrzydle jest niewielki. Dla najbardziej wyraźnego przypadku, jakim jest wyrwanie do punktu A krzywej wyrwania, wzrost siły poprzecznej wynosi około 1%.

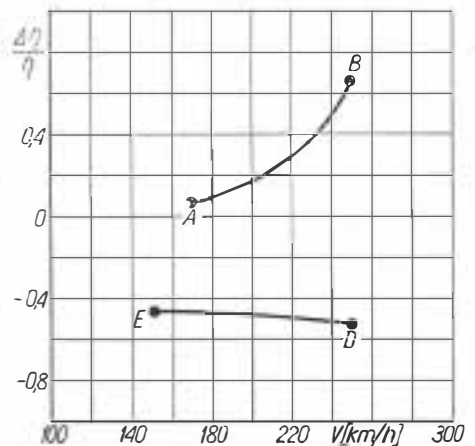
Zmiany w obciążeniach lotki wywołane odkształceniem skrętnym



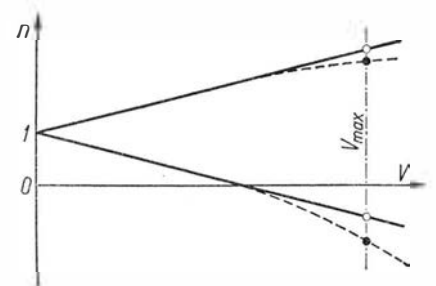
18. Zmiana obciążenia lotki wywołana odkształceniami skrętnymi skrzydła i lotki

skrzydła i samej lotki przedstawiono na rys. 18. Przyrosty obciążeń są ujemne, a więc efektywność lotki spada. Wartość zmiany obciążeń zależy od miejsca przyłożenia napędu. W modelu rozpatrywanego szybowca napęd, a więc i punkt odbioru momentu przyłożono na początku lotki, licząc od kadłuba.

Zmiany zachodzące w obciążeniach usterzenia wysokości pod wpływem odkształceń skrętnych statecznika i steru oraz odkształceń giętych tylnej części kadłuba wy-



19. Zmiana kątów wychyleń steru wysokości wywołana odkształceniami usterzenia wysokości i kadłuba jako funkcja prędkości lotu



20. Linie podmuchów w układzie $n=f(V)$ dla szybowca odkształcalnego

magają zmian kątów wychylenia steru. Stosunek przyrostów kątów wychyleń steru do wychyleń w stanie nieodkształconym podano wykreślnie (rys. 19). W zakresie współczynników obciążeń dodatnich w rejonie dużych prędkości (od punktu A do B krzywej wyrwania) krzywa przyrostu wznosi się wyraźnie od około 8% do 70%. Natomiast w zakresie współczynników obciążeń ujemnych przyrost jest prawie stały i wynosi około 50%. Wynika on z charakteru krzywej współczynnika momentu szybowca bez usterzeń, który dla ujemnych kątów natarcia wzrasta tak, że niweluje wpływ malejącej prędkości.

Wnioski

Wskutek podatności sprężyste elementów konstrukcyjnych szybowiec doznaje odkształceń, które wpływają na wartość i charakter obciążeń. Zmiany te występują w

sposób wyraźny dla dużych (w szybownictwie) prędkości lotu, to jest od prędkości około 150 km/h do prędkości maksymalnej. Przy obciążeniach sterowanych zmiany dokonywane są wewnątrz układów siłowych.

Literatura

1. Przepisy budowy sprzętu lotniczego, Dział G — szybowce, 1959.
2. Skarbiński, Stafiej: „Projektowanie i budowa szybowców”.
3. „Technika Lotnicza”, nr 2 i 3 z 1948 r.
4. Zeszyty Instytutu Lotnictwa, nr 4 z 1957 roku.

ZDZISŁAW WIĄCEK

621.357.8:621.794.4:669.715

Trawienie kształtowe metodą chemiczną części ze stopów glinu

Szybki rozwój techniki lotniczej nakazuje sięgać po coraz to nowe materiały konstrukcyjne o dużej wytrzymałości i odporności korozyjnej i stosunkowo małym ciężarze właściwym lub wprowadzać takie rozwiązania konstrukcyjne, aby przy zachowaniu wskaźników wytrzymałościowych zmniejszyć do minimum ciężar danego wyrobu.

W konstrukcjach lotniczych nadal dominują stopy glinu, zarówno części konstrukcji wewnętrznej, jak i pokryciowe samolotów wykonywane są przeważnie z blach duralowych. Części tego typu mają duże powierzchnie, niejednokrotnie o bardzo skomplikowanych kształtach sferycznych, przy czym tylko pewne strefy narażone są na większe obciążenia mechaniczne. W związku z tym strefy nie obciążone mają zbędny zapas wytrzymałości.

Lokalne zebranie materiału w odpowiednim układzie znacznie obniża ciężar części bez utraty wytrzymałości. Osiągnięcie tego celu przez obróbkę mechaniczną jest niezmiernie kosztowne, trudne lub nawet nieosiągalne, głównie ze względu na kształt części. Dopiero wprowadzenie procesu trawienia kształtowego metodą chemiczną (frezowanie chemiczne) przyczyniło się w dużym stopniu do rozwiązania tego problemu.

Trawienie kształtowe polega na usuwaniu zbędnego metalu z części powierzchni obrabianego elementu do wymaganej głębokości metodą chemicznego rozpuszczania w odpowiednich elektrolitach.

Proces technologiczny trawienia kształtowego w WSK — Świdnik wprowadzono do produkcji w 1964 roku.

Części obrabiane tym sposobem mają powierzchnię przekraczającą 2 m², a głębokość trawienia sięga do 2 mm. W produkcji wykorzystano wyłącznie materiały krajowe i do nich przystosowano prosty proces technologiczny gwarantujący dobrą jakość wyrobu.

Te czynniki ułatwiają w poważnym stopniu zastosowanie trawienia kształtowego w skali przemysłowej w każdym zakładzie produkcyjnym, w którym taki proces byłby przydatny.

Należy nadmienić, że publikacje w języku polskim, niemieckim czy rosyjskim omawiają ten proces dość szczegółowo, jednak wprowadzenie go do produkcji w warunkach krajowych jest trudne ze względu na zalecane materiały, najczęściej określone tylko symbolem, bez bliższego podania gatunku.

Ogólne zasady trawienia kształtowego

Trawienie kształtowe (wymiarowe) można podzielić na dwa rodzaje: trawienie ogólne i trawienie miejscowe.

Przy trawieniu ogólnym materiał półfabrykatu usuwany jest mniej więcej równomiernie na całej powierzchni przy założeniu, że całość zanurzona jest w roztworze w jednokowym czasie.

Przy trawieniu miejscowym, kształtowym, część powierzchni nie podlegająca trawieniu izoluje się od roztworu trawiącego różnymi powłokami odpornymi na działanie tego roztworu. Wówczas trawieniu podlegają powierzchnie nie zabezpieczone.

Elektrolitami stosowanymi do trawienia wyrobów wykonanych z glinu i jego stopów są najczęściej roztwory ługu sodowego i te znalazły zastosowanie w WSK — Świdnik. Metoda ta ma szereg zalet, np. główny składnik kąpieli — ług sodowy — jest tani, nielotny, a zużyta kąpiel łatwa do regeneracji. Jakość powierzchni wytrawionych pod względem gładkości i równomierności jest zadowalająca. Ze względu na stosunkowo małą intensywność trawienia konieczne jest podgrzewanie kąpieli do temperatury około +80 °C. Temperatura ta powoduje mięknięcie powłok zabezpieczających i pogorsze-

nie ich przyczepności, co jest wadą procesu. Roztwory kwasu solnego z dodatkiem azotowego i chlorku żelazowego lub miedziowego nie znalazły zastosowania z powodu dużej lotności składników kąpieli. Zaletą stosowanego procesu jest duża szybkość trawienia.

Kąpiele kwaśne wypróbowano również w skali produkcyjnej.

W trawieniu kształtowym miejscowe rozpuszczanie metalu postępuje zarówno w głąb od powierzchni stykania się z roztworem, jak i na boki, pod powłokę ochronną.

Stosunek szerokości podtrawienia do głębokości wytrawienia W zależy od przyczepności powłoki ochronnej do powierzchni metalu. Jeżeli przyczepność jest duża, szybkość trawienia w głąb metalu i na boki jest jednakowa, wtedy:

$$W = \frac{a}{h} = 1$$

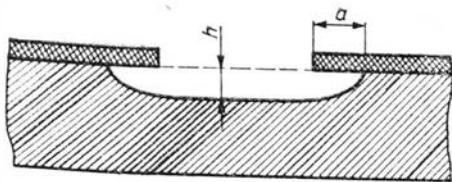
gdzie:

a — szerokość podtrawienia,
 h — głębokość trawienia.

Przejdzie od powierzchni pionowej do poziomej odbywa się po łuku, którego promień równa się $a=h$ (rys. 1). W przypadku słabej przyczepności powłoki zabezpieczającej trawienie metalu na boki będzie dużo większe niż w głąb — wtedy wielkość W będzie miała wartość większą od 1, a kształt krawędzi podtrawienia metalu będzie skośny (rys. 2).

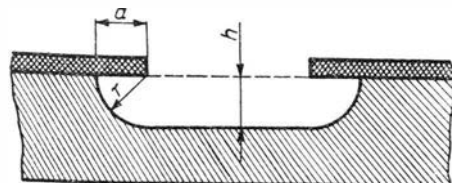
Kształt krawędzi podtrawienia zależy również od rodzaju stopu, obróbki termicznej i pokrycia zabezpieczającego.

Pokrycie butaprenowe, cienkie, elastyczne daje skośne krawędzie wytrawień, natomiast z dodatkiem pigmentu, dokładnie wysuszone i grube, daje możliwości uzyskania krawędzi wytrawionych po łuku. Stopy aluminium nieplaterowane przy stosowaniu pokrycia zabezpieczającego butaprenowego trawią się po łuku.



1

Nie bez wpływu jest również sposób przygotowania powierzchni półfabrykatów pod pokrycia zabezpieczające, np. pokrycie butaprenowe nałożone na powierzchnię anodowaną daje zawsze skośne kształty wytrawienia, natomiast nałożone na powierzchnię surową powoduje wytrawienia krawędzi o kształcie łuku.



2

Po trawieniu kształtowym półfabrykaty mogą być poddawane obróbce mechanicznej i plastycznej. W zasadzie operacje plastyczne (tłoczenie, gięcie itp.) powinny być dokonywane przed trawieniem kształtowym, a po nałożeniu powłoki zabezpieczającej.

Proces technologiczny trawienia kształtowego

Na proces technologiczny trawienia kształtowego składają się:

- 1) mechaniczne przygotowanie części,
- 2) przygotowanie powierzchni do zabezpieczenia powłokami ochronnymi,
- 3) nakładanie powłok ochronnych zdzieralnych,
- 4) wycinanie kształtów według szablonów i zdzieranie powłok,
- 5) zabezpieczenie powłokami zasadniczymi i odsłanianie powierzchni podlegających trawieniu,
- 6) trawienie chemiczne w kąpeli alkalicznej,
- 7) usuwanie powłok zabezpieczających,
- 8) zabezpieczenie antykorozyjne.

Mechaniczne przygotowanie części

Części, dla których przewidziane jest trawienie miejscowe, powinny mieć na obwodzie półfabrykatu odpowiednie naddatki technologiczne, nie mniejsze niż 5 mm. Naddatki te są konieczne ze względu na potrzebę nawiercania otworków do ustawiania szablonów, według których wycina się kontury pokryć zabezpieczających, i do ustawiania szablonów używanych w dalszych operacjach mechanicznych wykończających, przewidzianych po trawieniu. Naddatki zabezpieczają również przed wytrawieniami czołowych powierzchni części, bowiem ostre krawędzie są trudne do zabezpieczenia powłokami ochronnymi. W zasadzie wielkość naddatków uwarunkowana jest względami technologicznymi i

powinna odpowiadać co najmniej czterem głębokościom trawienia.

Przygotowanie powierzchni do zabezpieczania powłokami

W procesie technologicznym trawienia kształtowego główny nacisk kładzie się na przygotowanie powierzchni półfabrykatów, gdyż od czystości powierzchni zależy przychepność powłoki ochronnej. Przychepność powłoki szczególnie na granicy powierzchnia trawiona — nietrawiona musi być równomierna i dostatecznie wysoka, co gwarantuje dobry wynik trawienia; zarys wytrawień jest wówczas równy, bez punktowych bocznych podtrawień.

Powierzchnie przygotowuje się przez dokładne dwustopniowe odtłuszczenie, a bezpośrednio przed nakładaniem powłok zasadniczych — odtłuszczenie z lekkim nadtrawieniem powierzchni roztworem kwaśnym:

a) odtłuszczenie wstępne w roztworach emulgatorów,

b) odtłuszczenie zasadnicze w rozpuszczalnikach organicznych, np. benzen, benzyna B-70, tri itp.,

c) bezpośrednio przed nakładaniem zasadniczych powłok zabezpieczających stosuje się dodatkowe odtłuszczenie powierzchni roztworem o składzie:

bezwodnik kwasu chromowego 5—10 G/l
kwas siarkowy

$d = 1,84$ 50—60% objętości.

W celu uniknięcia zanieczyszczenia powierzchni należy przystąpić niezwłocznie do nakładania powłok zabezpieczających.

Nakładanie powłok zdzieralnych

Pokrywanie półfabrykatów powłokami zdzieralnymi ma na celu zabezpieczenie powierzchni podlegających trawieniu przed nałożeniem na nie powłok właściwych.

Nakłada się je przede wszystkim na powierzchnie leżące w okolicy zarysu trawienia — pistoletem, pędzlem lub przez polewanie.

Grubość powłoki powinna wynosić około 0,2 mm, aby przy zdzieraniu nie następowały pęknięcia i rwanie się powłoki.

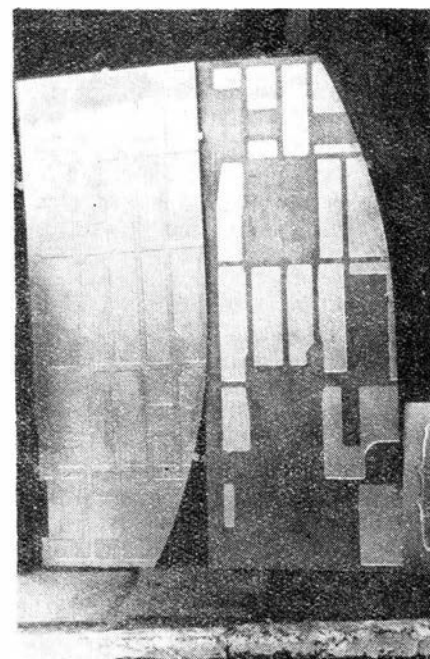
Powłoki zdzieralne wykonuje się z emalii chlorowinylowej 101 PS niebieskiej.

Wycinanie kształtów według szablonów i oddzieranie powłok

Po wysuszeniu powłoki zdzieralnej wykonuje się zarys wytrawianych kształtów według szablonów. Kształty wycina się ostrym nożem.

Po wycięciu kształtów (konturów) zdejmuje się emalię z powierzchni nietrawionej przez podsadzanie nożem nie kalecząc powierzchni metalu.

Wymiar szablonów powinien być większy od wymaganego konturu wytrawienia o jedną głębokość wytrawienia, ponieważ podtrawienia pod powłokę zabezpieczającą są w przybliżeniu równe lub nieco większe od głębokości trawienia. Aby ułatwić wycinanie nożem, krawędzie szablonów powinny być ścięte pod



3

kątem około 70° do powierzchni części.

Zabezpieczenie powłokami zasadniczymi i odsłanianie powierzchni podlegających trawieniu

Powierzchnie pozbawione powłoki zdzieralnej odtłuścić w okolicy obrysów kształtów roztworem o składzie podanym w rozdziale „Przygotowanie powierzchni do zabezpieczania powłokami”. Po dokładnym zmyciu roztworu i wysuszeniu powierzchni niezwłocznie przystępuje się do nakładania zasadniczych powłok zabezpieczających.

Nanoszą je pędzlem poczynając od konturów obrysu. Jako zasadnicze powłoki zabezpieczające używa się klej L-40 z dodatkiem pigmentu, którego skład jest następujący:

- 1 część wagowa kleju L-40,
- 2 części wagowe czerwieni żelazowej.

Przed zmieszanym składników klej rozcieńcza się w stosunku 1 : 1 lub 1 : 2 (dwie objętości rozpuszczalnika) rozpuszczalnikiem przygotowanym z jednej części objętościowej octanu etylu i dwóch części ksylenu.

Lepkość mieszanki powinna być w granicach 10—17 sekund Frenkla \varnothing 2,5 mm.

Miękkim pędzlem nakłada się 3—4 warstwy kleju przesuszając każdą w temperaturze otoczenia przez minimum 4 godziny. Ostatnią warstwę należy wysuszyć w warunkach podanych wyżej, co najmniej przez 4 doby. Zdejmowanie powłok zdzieralnych z miejsc podlegających trawieniu dokonuje się już po 24 godzinach od chwili naniesienia ostatniej warstwy. Najlepiej zdejmować emalię przez obdzieranie po szablonie, zapobiega to odwarstwieniu pokrycia zabezpieczającego w miejscach nie podlegających trawieniu.

Trawienie wymiarowe w kąpeli

Przygotowane części układa się w koszach lub zakłada na wieszaki w pozycji leżącej, powierzchniami trawionymi do góry.

Aby zapobiec poruszaniu się części w czasie trawienia, należy przymocowywać je do wieszaków sprężynującymi przyciskami.

Warunki trawienia.

roztwór ługu sodowego o stężeniu 120—170 G/l lub 300—400 G/l,

temperatura kąpeli 60—80 °C,

zawartość aluminium (jako produktu trawienia) od 25—70 G/l,

szybkość trawienia w zależności od temperatury, stężenia ługu i glinianów ok. 1 mm godz.,

wytrawione do żądanej głębokości półfabrykaty przejaśnia się w kwasie azotowym o stężeniu od 15—30% w czasie kilku minut,

po umyciu w zimnej i gorącej wodzie suszy się w temperaturach podwyższonych, najlepiej w suszarkach, do całkowitego usunięcia wody.

Części duralowe obrobione trawieniem kształtowym pokazano na rys. 3.

Usuwanie powłoki zabezpieczającej

Powłokę zabezpieczającą usuwa się przez moczenie półfabrykatów w rozpuszczalnikach organicznych i zmywanie pędzlem lub szmatami. Do tego celu najlepiej nadaje się benzen techniczny lub ksylen.

Zabezpieczenie antykorozyjne

Wytrawione chemicznie półfabrykaty pozbawione plateru ulegają łatwo korozji, szczególnie, jeżeli przechowywane są w pomieszczeniu, gdzie przeprowadza się kształtowe trawienie.

Najprostszym i najdogodniejszym zabezpieczeniem antykorozyjnym w tym przypadku jest anodowanie na grubość około 5 mikronów.

Po dokładnym zmyciu klejem L-40 części należy lekko przetrwać przez około 30 sekund w 4-procentowym ługu i anodować w kwasie siarkowym zgodnie z obowiązującą technologią. Jeżeli na powierzchni pozostają ślady kleju L-40, przed trawieniem w ługu należy części przetrwać przez kilka godzin w kwasie azotowym stosowanym do przejaśnienia.

Przy odbiorze podlegają sprawdzeniu następujące parametry:

- przesunięcie linii zarysu,
- wielkości lokalnych podtrawień,
- głębokość wytrawienia,
- wytrawienia punktowe.

Przesunięcia linii zarysu powierzchni wytrawionych od wymiarów określonych rysunkiem dopuszcza się w granicach tolerancji rysunkowych.

Tablica 1

Głębokość trawienia w mm	Wielkość dopuszczalnych odchyłek w mm					
	do 1,0	od 1,0 do 2,0	od 2,0 do 3,0	od 3,0 do 4,0	od 4,0 do 5,0	od 5,0 do 6,0
	+ 3,0	+ 4,0	+ 5,0	+ 5,5	+ 6,0	
	- 1,0	- 2,0	- 3,0	- 3,5	- 4,0	

Tablica 1

Tolerancje grubości materiału pozostającego po wytrawieniu

grubości materiału wyjściowego w mm

Nominalna głębokość trawienia w mm	Tolerancje grubości materiału pozostającego po wytrawieniu								
	0,8	1,0	1,2	1,5	1,8	2	2,5	3	3,5
od 0,5 do 0,7		+ 0,1 - 0,1	+ 0,1 - 0,1	+ 0,12 - 0,16	+ 0,12 - 0,16	+ 0,12 - 0,2	+ 0,12 - 0,24	+ 0,12 - 0,28	+ 0,12 - 0,33
od 0,9 do 1,4				+ 0,15 - 0,1	+ 0,16 - 0,13	+ 0,16 - 0,22	+ 0,16 - 0,22	+ 0,16 - 0,22	+ 0,16 - 0,24
2							+ 0,24 - 0,1	+ 0,24 - 0,13	+ 0,26 - 0,22
3,5									+ 0,28 - 0,13

Należy zwrócić uwagę, że odchyłki sprawdza się specjalnym szablonem kontrolnym. Plus oznacza zwiększenie wymiarów, minus zmniejszenie wymiarów nietrawionych odcińków.

Wielkości lokalnych bocznych podtrawień od używanego zarysu dopuszcza się w zależności od głębokości trawienia w granicach podanych w tablicy 1.

Tego typu odchyłki wynikają z niedokładności samego procesu chemicznego frezowania i mają tylko wartości minusowe. Podtrawienia lokalne zniekształcające zarys wytrawienia mogą zajmować maksimum 10% ogólnej długości linii frezowania każdego trawionego konturu.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

MATI: „Struktura i własności awiacyjnych stali i spławów”. Trudy Instytutu nr 66. Redakcja D. Ja. Wiszniałow, Wydawnictwo — Maszynostrojenje 1966, stron 184, cena 81 kop.

Książka jest zbiorem dziewiętnastu naukowych referatów i oryginalnych opracowań dotyczących struktur, własności, charakterystyk stopów i stali lotniczych. Poszczególne prace traktują o różnych zagadnieniach z dziedziny przemian strukturalnych, tworzenia się faz utwardzających, funkcjach i zależnościach między różnymi zabiegami metalurgicznymi, zabiegami z zakresu obróbki cieplno-chemicznych a własnościami mechanicznymi, użytkowymi i szczegółowymi charakterystykami stopów. Kilka referatów omawia temat stopów tytanu, a zwłaszcza roznych jego faz i powiązań z innymi dodatkami, oraz wpływ różnych dodatków na charakter przemian i procesy zachodzące przy odlewaniu i obróbkach cieplnych. Kilka dalszych referatów w podobnych aspektach rozpatruje stopy lekkie.

W referatach podano wyniki badań własności stali o wielu składnikach stopowych nie zawierających niklu oraz kinetyki przemian w stopach na osnowie niklu, a ponadto dane systematycznych badań izotermicznych przemian w stopach tytanowych. W referatach rozpatrywana jest również aparatura i metodologia badań przemian fazowych w metalach i stopach za pomocą egzotermicznej emisji.

Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych i inżynierów technicznych, metalurgów oraz specjalistów

Roźmieszczenie podtrawień jest dowolne.

Tolerancje dla głębokości wytrawienia w zależności od grubości blachy podaje tablica 2.

Na powierzchniach zabezpieczonych powłoką ochronną (nietrawionych) dopuszczalne są wytrawienia metalu w wyniku uszkodzenia powłoki, pod warunkiem, że nie wpływa to na charakterystykę wytrzymałościową. Części, których powierzchnie wychodzą na zewnątrz, nie mogą mieć wad widocznych i obniżających estetykę wyrobu.

Gładkość powierzchni po wytrawieniu ulega obniżeniu o 2 do 4 klas gładkości.

obróbki cieplnej, a także dla studentów starszych lat studiów o kierunku metalurgicznym. A. G.

MATI: „Woprosy protiwodstwa otliwok iz aluminowych spławow”. Trudy Instytutu nr 67. Redakcja N. N. Barbaszin. Wydawnictwo Maszynostrojenje. 1966, stron 160, cena 73 kop.

Praca jest zbiorem dziewięciu naukowych referatów i sprawozdań z prac naukowo-badawczych, których celem było podwyższenie własności stopów aluminowych. W referatach rozpatrywane są zagadnienia uwolnienia procesów topnienia, odlewania i obróbki cieplnej. Przytoczono wiele danych z zakresu rafinacji i odgazowania stopów, pracy pieców itp. Przedyskutowano wpływy różnych czynników na pierwotną krystalizację stopów, a także dane o kinetyce utleniania stopów aluminowo-magnezowych. Omówiono procesy formowania cienkościennych, szczelnych odlewów.

Ponadto przedstawiono doświadczalne określenie współczynnika zużycia systemów odlewniczych dla odlewów ze stopów aluminowych oraz określanie ilości tlenków w aluminium i jego stopach.

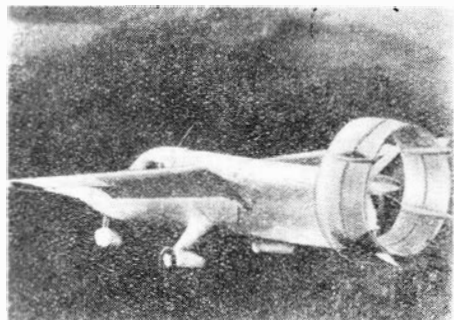
Wywody i tezy doskonale ilustrowane są licznymi tablicami, zdjęciami i rysunkami, a zawarta na końcu każdego referatu literatura pozwala każdorazowo uzupełnić wiadomości z omawianego tematu.

Książka przeznaczona jest dla specjalistów odlewników, inżynierów techników i pracowników naukowych. Może być zalecana w charakterze pomocy dla studentów starszych lat studiów kierunku odlewniczego. A. G.

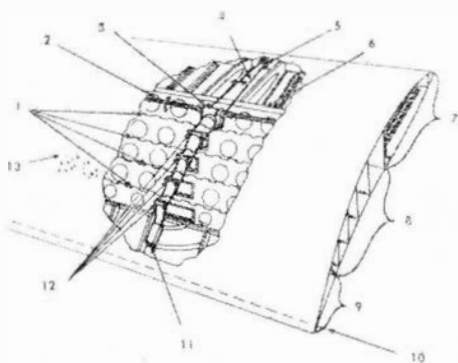
SAMOLOTY KRÓTKIEGO STARTU UNIwersYTETU MISSISIPI

Uniwersytet Missisipi zajmuje się już od 1953 r. problemami związanymi z budową samolotów skróconego startu i lądowania. Przeprowadzono cykl badań obejmujących zagadnienie odsysania warstwy przyściennej, zwiększenia ciągu śmigła za pomocą umieszczenia go w pierścieniowej osłonie i zmniejszenia oporów na drodze starannego opracowania aerodynamiki samolotu. Badania nad odsysaniem warstwy przyściennej rozpoczęto na zmodyfikowanym szybowcu Schweizer TG-3 (odsysanie warstwy przyściennej spowodowało wzrost współczynnika C_{zmax} z 1,4 do 2,1), a następnie kontynuowano je na samolotach Piper L-21 i Cessna L-19 (na tym ostatnim uzyskano $C_{zmax} = 5,1$, przy czym strata mocy na odsysanie warstwy przyściennej wynosiła 12 KM przy mocy silnika 213 KM). Do badań obudowanego śmigła wykorzystano samolot Anderson-Greenwood AG-14 uzyskując wzrost ciągu ze 124 kG (przy mocy silnika 90 KM) do 245 kG, a do badań możliwości zmniejszenia oporów aerodynamicznych — samoloty North American L-17B „Navion” i Beech L-23.

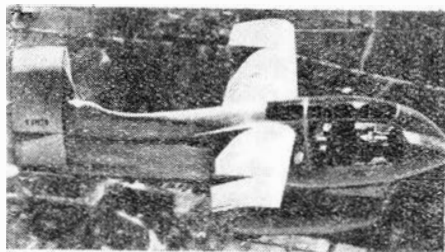
Wyniki przeprowadzonych badań uwzględniono przy budowie doświadczalnego samolotu XAZ-1 „Marvelette” (rys. 1), który stanowi syntezę przytoczonych powyżej środków skrócenia startu i lądowania. W celu zwiększenia siły nośnej zastosowano odsysanie warstwy przyściennej skrzydła, a także urządzenie do zmiany wygięcia linii szkieletowej skrzydła w miejscu, gdzie normalnie znajdują się klapy. Urządzenie to, pokazane na rys. 2, działa na zasadzie zmiany położenia szeregu pomocniczych dźwigarów tylnej części skrzydła, które z pokry-



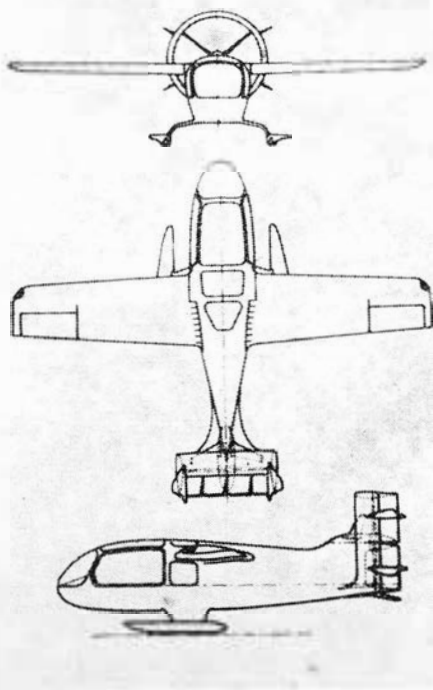
ciem są łączone za pomocą zawiasów umożliwiających swobodne wyginanie profilu. Ciąg śmigła został zwiększony przez zastosowanie na wzór samolotu AG-14 pierścieniowej osłony o średnicy wewnętrznej 1,68 m i zewnętrznej 1,90 m. Opory aerodynamiczne starano się zmniejszyć nadając powierzchniom samolotu



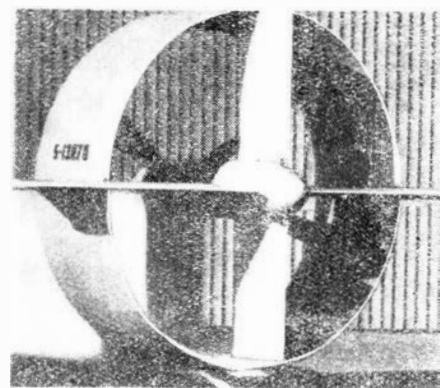
dużą gładkość i usuwając w miarę możliwości wszystkie te elementy, które powodują zaburzenia w opływie.



Rozpiętość samolotu „Marvelette” wynosi 7,97 m, długość — 8,75 m, wysokość — 2,40 m. Jego prędkość maksymalna — z silnikiem Continental o mocy 90 KM (z czego 10 KM pochłania system odsysania warstwy przyściennej) — nie przekracza 200 km/h.



Drugim samolotem tego typu zbudowanym przez uniwersytet Missisipi jest samolot „Marvel” (oznaczenie wojskowe XV-11A), którego pierwszy lot odbył się w 1966 r. O podobnym układzie co „Marvelette” samolot „Marvel” (rys. 3 i 4) ma konstrukcję wykonaną wyłącznie z tworzyw sztucznych. Śmigło — w pierścieniowej osłonie o tych samych wymiarach co w samolocie „Marvelette” — zostało tak dobrane, że największy ciąg wytwarza przy prędkości 48 km/h. Jego prędkość obrotowa wynosi 2075 obr/min. W przeciwieństwie do samolotu „Marvelette” wewnątrz osłony śmigła zastosowano płaszczyzny sterujące (rys. 5) — o układzie krzyżowym — co spowodowało pewien wzrost oporów aerodynamicznych. W ogonowej części kadłuba znajduje się turbino-



wy silnik Allison T-63 o mocy 250 KM i prędkości obrotowej wału wyjściowego 6200 obr/min. Wał łączący silnik ze śmigłem jest osadzony w pięciu łożyskach i osłonięty rurą z tworzywa sztucznego, w której cyrkuluje olej. Do odsysania warstwy przyściennej skrzydła (o zmiennym wygięciu linii szkieletowej) wykorzystano sprężarkę silnika. Podwozie samolotu składa się z czterech kół. Może ono przejąć uderzenie o ziemię powstające przy prędkości opadania 3,6 m/sek.

Samolot „Marvel” ma rozpiętość 7,97 m, długość 7,13 m, ciężar całkowity 1090 kG i ciężar własny 725 kG. Ciąg 590 kG łącznie z maksymalnym współczynnikiem siły nośnej wynoszącym 4,5 umożliwia odrywanie się od ziemi po rozbiegu 37 m; długość startu na przeszkodę 15 m nie przekracza 60 m. Prędkość maksymalna wynosi 330 km/h, a prędkość wznoszenia przy prędkości po torze 110 km/h — 9 m/sek.

Opis do rysunku 2: 1 — zawiasy łączące dźwigiary z pokryciem; 2 — wał synchronizujący; 3 — łożyska główne; 4 — wał poprzeczny; 5 — łożysko przednie; 6 — dźwigar główny; 7 — przednia, sztywna część skrzy-

8 — część skrzydła o zmiennym wygięciu linii szkieletowej; 9 — tylna sztywna część skrzydła; 10 — ślizgowe połączenie pokrycia na krawędzi spływu; 11 — ślizgowa podpora

wału poprzecznego; 12 — okienka synchronizujące położenie szkieletu skrzydła; 13 — perforowane pokrycie.

W.K.

26 maja 1966 r., a świadectwo zdolności miał uzyskać na początku 1967 r. Śmigłowiec będzie produkowany seryjnie, przy czym jego cena nie będzie podobno przekraczać 20 000 dolarów.

SAMOLET SIKORSKY Z CHOWANYM WIRNIKIEM

Firma Sikorsky Aircraft zaprojektowała szybki samolot z chowanym wirnikiem nośnym, przeznaczony do poszukiwania i ratowania ludzi w miejscach niedostępnych. Półsztywny wirnik nośny jest chowany



do kadłuba w chwili, gdy prędkość lotu przekracza 240 km/h. Również

śmigło ogonowe jest chowane do kropłowej osłony umieszczonej na szczycie ustereżenia kierunku. W takiej konfiguracji samolot może osiągać prędkość powyżej 800 km/h. Przy ciężarze całkowitym 20 000 kg, zasięg z ładunkiem 4000 kg wynosi powyżej 960 km. Brak informacji na temat napędu wirnika nośnego, lecz fakty zastosowania śmigła ogonowego (podobnie jak w opisywanych już w „Nowościach technicznych” śmigłowcach wg projektów firmy Lockheed) zdaje się wskazywać na mechaniczny system przenoszenia mocy na wirnik, przy czym z uwagi na napęd samolotu silnikami odrzutowymi konieczne będzie zastosowanie dodatkowej turbiny.

W.K.

NADDŹWIĘKOWY LATAJĄCY CEL FIRMY RYAN

Na zlecenie U.S. Navy firma Ryan



opracowała nową, doświadczalną wersję zdalnie kierowanego, odży-

skiwanego latającego celu „Firebee” 1 (wyprodukowanego dotychczas w ilości ok. 3000 sztuk) — naddźwiękowy latający cel „Firebee” 2, o prędkości 1600 km/h. Załączona fotografia przedstawia makietę nowego latającego celu, służącą do studiów nad zabudową urządzeń elektronicznych, których część pochodzi z latającego celu „Firebee” 1. Próby statyczne „Firebee” 2 zostały już ukończone, pierwsza próba w locie była przewidziana na połowę 1967 r.

W.K.

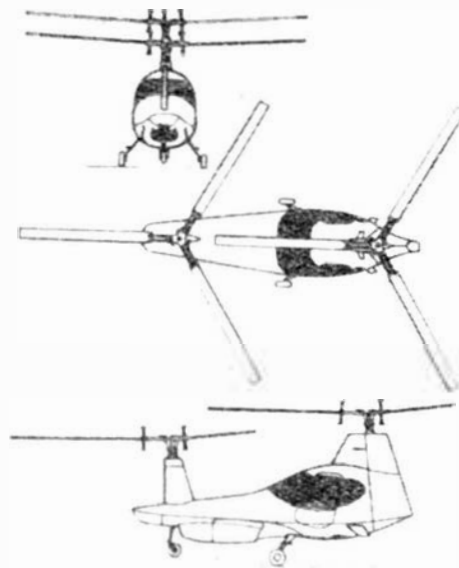
LEKKI ŚMIGŁOWIEC „BETA” 200

Kalifornijska firma Filper Research zbudowała lekki śmigłowiec „Beta” 200, który stanowi swego rodzaju

śmigłowiec prototypowy, lecz o uproszczonej, rurowej konstrukcji. Pierwszy lot śmigłowca „Beta” 200 odbył



przewrót w konstrukcji śmigłowców. Śmigłowiec ten jest podobno tak łatwy w pilotażu, że może go pilotować każdy, kto pilotuje samolot turystyczny. Prace nad projektem śmigłowca rozpoczęto w 1950 r. Pierwsze badania przeprowadzono na śmigłowcu doświadczalnym (rys. 3), który miał taki sam układ co śmi-

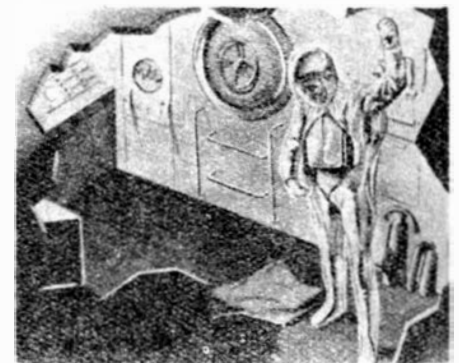


Jak widać z rysunków, w śmigłowcu „Beta” 200 zastosowano dwa wirniki w układzie tandem. Są to sztywne wirniki „Gyroflex” o średnicy 6,22 m, napędzane silnikiem tłokowym Continental 10-360E o mocy 210 KM, wyposażonym w układ wtrysku paliwa. Prędkość maksymalna śmigłowca wynosi 240 km/h, zasięg z 30 min. rezerwą paliwa — 640 km. Pozostałe dane: długość kadłuba 5,34 m, szerokość kadłuba 1,25 m, rozstaw chowanego podwozia 1,52 m, wysokość 2,97 m, ciężar własny 153 kg, ciężar całkowity 771 kg.

W.K.

PROJEKTY URZĄDZEŃ RATUNKOWYCH DLA ASTRONAUTÓW

Pożar kabiny „Apollo” wykazał, że astronautom grożą w ich podróżach kosmicznych znacznie większe niebezpieczeństwa, niż to mogło wynikać z pomyślnie dotychczas przebiegających lotów załogowych. Specjaliści zdawali sobie jednak sprawę, że wypadek taki wcześniej czy później musi nastąpić, gdyż jest rzeczą niemożliwą, aby wszystkie zadania załogowe mogły być wykonane ze 100% niezawodnością. Z badań F. Mavriplisa z Canadair Ltd. wynika, że w 1970 r. na 1000 lotów załogowych przypadac będzie 95 wypadków śmiertelnych, jeżeli nie przewidzi się dla astronautów moż-



liwości ratunku. Ponad 50% tych wypadków będzie spowodowanych uszkodzeniami rakiet nośnych w czasie pierwszych 15 min. lotu, 25% zdarzy się w czasie wykonywania zadań trwających 28 dni, a 15% w czasie powrotu na ziemię. Poza tym astronauta mogą chorować.

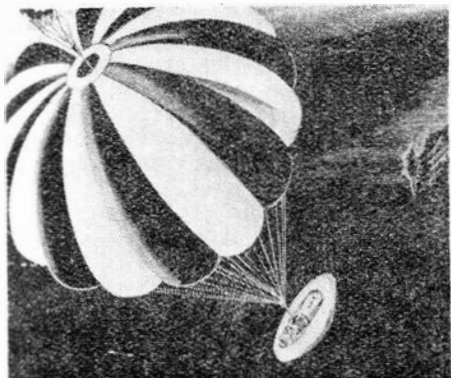
Zagadnieniem bezpieczeństwa astronautów i możliwościami zapewnienia im ratunku w razie wypadku zajmuje się obecnie obok NASA i USAF szereg firm. Akcje ratunkowe prowadzone z Ziemi za pomocą pojazdów załogowych stanowią tylko jedną z wielu możliwości — skomplikowaną technicznie i mało korzystną pod względem kosztów. Z tego powodu najwięcej



uwagi poświęca się środkom zapobiegawczym, dążąc przede wszystkim do zapewnienia niezawodności działania pojazdu. Na obecnym poziomie rozwoju techniki astronautycznej rzeczą najbardziej pożądaną jest, aby w razie wypadku astronauta mogli pozostać w swej kabine. W tym celu zarówno sam pojazd, jak i jego instalacje wykonuje się w sposób zapewniający maksymalną pewność pracy, stosując układy zdwojone i przewidując możliwości ich wymiany. Również w przyszłości będzie to mieć pierwszorzędne znaczenie, gdy urządzenia pokładowe będą musiały pracować w ciągu całych miesięcy lub lat.

Środki zapobiegawcze uwzględnia się również przy wyborze elementów planowanego zadania. Np. parametry orbity ustala się tak, aby w przypadku uszkodzenia silników hamujących powrót pojazdu na Ziemię — wskutek działania oporu powietrza — nie trwał dłużej niż pozwalają na to zapasy tlenu, żywności i energii. Jeżeli chodzi o samych astronautów, to przed dłuższymi wyprawami będzie się im usuwać migdałki, ślepą kiszkę i woreczek żółciowy.

Jak na razie środki ratunkowe w całym tego słowa znaczeniu są możliwe do zastosowania tylko w fazie startu. I tak np. dla zapewnienia ratunku załogi pojazdu „Gemini” w przypadku uszkodzenia rakiety nośnej w czasie startu wyposażono pojazd w katapultowane fotele. Na-

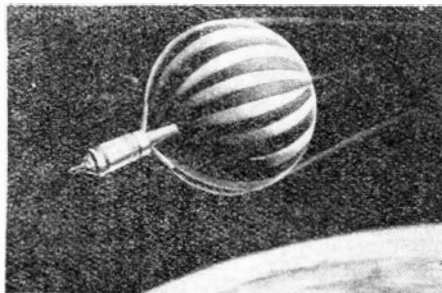


3

tomiał w przypadku kabiny „Apollo” (podobnie jak to miało miejsce w przypadku kabiny „Mercury”) to samo zadanie ma spełniać silnik ratunkowy.

W przyszłości będzie możliwe przeprowadzanie przez astronautów przeglądów i napraw statków w czasie lotu po orbicie. Z Ziemi będą przesyłane części zapasowe, paliwo, tlen lub nawet urządzenia pozwalające na powrót astronautów na Ziemię. W ramach programu „Gemini” przeprowadzono już pierwsze próby wykonywania niektórych czynności na zewnątrz pojazdu, a co ważniejsze opracowano pewne metody i urządzenia do manewrów spotkaniowych i łączenia pojazdów. Tego rodzaju środki ratunku przewiduje się również w lotach na Księżyc statku „Apollo”.

Następnym etapem w tej dziedzinie będzie umieszczenie w określonych miejscach kosmosu większych pojazdów lub stopni rakiet nośnych. Będą one służyć jako „przystanie”, stacje sanitarne, magazyny paliwa, części zamiennych i narzędzi oraz będą zaopatrzone w urządzenia umożliwiające powrót na Ziemię. Stacje tego typu mogą być również umieszczone na Księżycu. W najbliższej przyszłości NASA zamierza użyć w celach doświadczalnych jednego ze stopni rakiety „Saturn” jako stacji kosmicznej.



4

Na obecnym poziomie rozwoju techniki astronautycznej możliwe jest stosunkowo szybkie zastosowanie specjalnych urządzeń do sprowadzania astronautów na Ziemię. Najbardziej zaawansowane w tej dziedzinie są prace prowadzone

przez firmę General Electric, której projekt MOOSE (Manned Orbital Operations Safety Equipment) ilustrują rysunki 1, 2 i 3. Astronauta nakłada na siebie specjalny ubiór ze zbiornikiem tlenu i spadochronem piersiowym oraz worek ze sztucznego tworzywa. Tylną część worka tworzy osłona cieplna w kształcie spłaszczonego stożka. Po opuszczeniu statku astronauta otwiera zbiornik z materiałem pianowym. W ciągu dwóch minut za plecami astronauty i po jego bokach tworzy się twarda osłona. Następnie astronauta uruchamia silnik raketowy do wyhamowania prędkości i do sterowania położenia (jako układ odniesienia służy horyzont). Bezpośrednio przed wejściem do gęstych warstw atmosfery astronauta odrzuca silnik. Zewnętrzna warstwa osłony cieplnej ulega stopieniu (materiał został wyprobowany na pojazdach „Mercury” i na elementach do prób powrotu). Poza tym astronautę chroni kokon z materiału pianowego i odbijający promieniowanie ciepłe worek ze sztucznego tworzywa. Kokon jest aerodynamicznie stateczny, co zapewnia odpowiednie położenie astronauty w czasie spadania w gęstych warstwach atmosfery. Na wysokości ok. 10 000 m otwiera się spadochron. W skład urządzenia wchodzi nadajnik radiowy, który przez cały czas powrotu astronauty wysyła sygnały ułatwiające określenie miejsca lądowania.

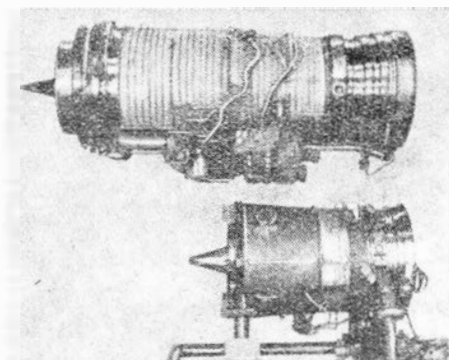
Na rys. 4 pokazano balon, który pozwala na sprowadzenie na Ziemię całego statku. Balon taki został zaprojektowany przez firmę Avco Corp. i ma służyć do sprowadzenia stopnia S-4B rakiety „Saturn”. Średnica balonu wynosi 45 m.

Niezależnie od opisanych środków ratunkowych projektuje się budowę pojazdów, które będą utrzymywane na Ziemi w stanie alarmu w celu niesienia natychmiastowej pomocy znajdującym się w niebezpieczeństwie astronautom. Koszty rozwoju takiego pojazdu ocenia się na 1÷23 miliardy dolarów.

W.K.

NOWY SILNIK DWUPRZEPLYWOWY PRATT AND WHITNEY

Na zlecenie amerykańskich sił lotniczych firma Pratt and Whitney zbudowała i wypróbowała silnik dwuprzepływowy zaprojektowany wg nowych zasad konstrukcyjnych i aerodynamicznych. Jego charakterystyczną cechą jest znacznie mniejsza długość niż innych silników dwuprzepływowych o tym samym ciągu. Silnik nosi oznaczenie JTF16B. Na fotografii został porównany pod względem wymiarów z silnikiem Pratt and Whitney TF30-P-6. Oba silniki wykazują podobne parametry i należą do tej samej klasy pod względem ciągu (ok. 4500 kG).



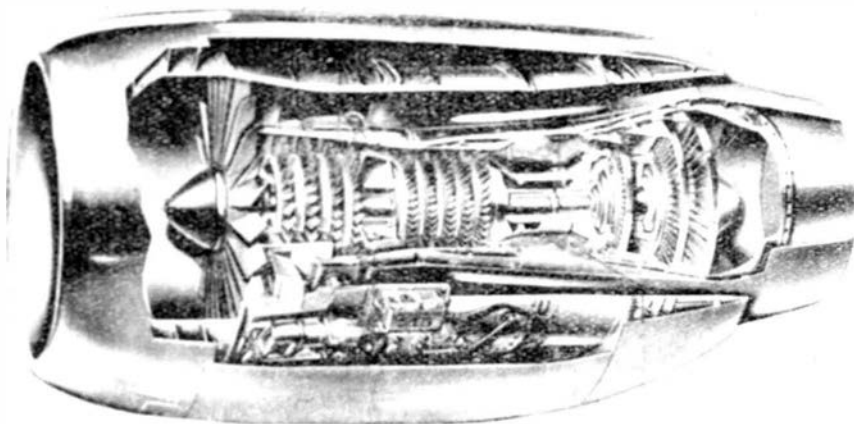
W.K.

TRÓJWAŁOWY SILNIK ROLLS-ROYCE „TRENT”

Opóźnienia w rozwoju pasażerskich samolotów odrzutowych na krótkie trasy — które często muszą być eksploatowane w warunkach niekorzystnych pod względem ekonomii — są spowodowane w dużym stopniu brakiem odpowiedniego silnika. Silnik do samolotu odrzutowego na krótkie trasy musi odpowiadać specyficznym warunkom eksploatacji: przeciętny czas lotu — 22 min, wykorzystanie dzienne — od 4 do 8 godz., liczba startów na dzień — ponad 20, okres pracy sil-

niają chłodzone łopatki. Komora spalania jest typu pierścieniowego. Temperatura przed turbiną wysokiego ciśnienia jest umiarkowana. Strumienie wylotowe są rozdzielone, gdyż przy stosunku wydatków 3:1 okazało się to korzystniejsze niż mieszanie strumieni. Urządzenia pomocnicze silnika są napędzane przez sprężarkę wysokiego ciśnienia.

Łożyskowanie trzech niezależnych, koncentrycznych wałów jest rozdzielone między trzy korpusy. Wał zespołu niskiego ciśnienia jest osad-

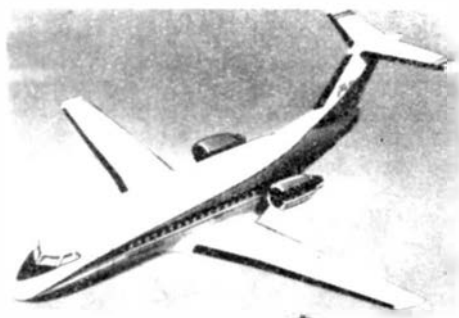


nika przy zwiększonym ciągu startowym — 5% i okres pracy przy ciągu wznoszenia — 33%, całkowitego okresu pracy.

Warunki te ma spełniać nowy dwuprzepływowy silnik firmy Rolls-Royce o ciągu 4400 kG — RB. 203-01 „Trent”, który podobnie jak silnik RB. 178 (obecne oznaczenie RB. 207) o ciągu rzędu 20 000 kG został zbudowany w układzie trójwałowym. Układ taki umożliwia zmniejszenie ilości stopni sprężarkowych i turbinowych, gdyż trzy oddzielne zespoły mogą pracować przy swych optymalnych prędkościach obrotowych, oraz zapobiega niestatecznej pracy sprężarek, co eliminuje konieczność stosowania ich mechanizacji. Turbina niskiego ciśnienia jest mało obciążona, co w przyszłości pozwoli na zwiększenie jej mocy bez zwiększenia ilości stopni. Poza tym zespół wysokiego ciśnienia jest bardzo krótki, dzięki czemu może być osadzony tylko w dwóch łożyskach.

Silnik jest zaopatrzony w jednostopniowy wentylator bez łopatek wlotowych, napędzany dwustopniową turbiną niskiego ciśnienia i zapewniający stosunek wydatków powietrza 3:1. Wytwornica gazu składa się z czterostopniowej sprężarki średniego ciśnienia napędzanej przez jednostopniową turbinę średniego ciśnienia oraz z pięciostopniowej sprężarki wysokiego ciśnienia napędzanej przez jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia. Obie turbiny

dzony w trzech łożyskach. Bezsrednio za wentylatorem znajduje się duże łożysko wałkowe, które mo-



że przyjąć obciążenia od niewyważenia powstałego w wyniku utraty przez wentylator jednej z łopatek. Wał zespołu średniego ciśnienia jest również osadzony w trzech łożyskach, natomiast wał zespołu wysokiego ciśnienia ma tylko dwa łożyska, przy czym łożysko tylne jest umieszczone za turbiną.

Na części pracujące w niskich temperaturach zastosowano tworzywo sztuczne wzmocnione włóknem szklanym. Należy do nich pierścienie wlotowe wentylatora, łopatki kierownicze wentylatora, kierownice i korpus sprężarki średniego ciśnienia oraz korpusy łożysk. Wirniki sprężarki średniego i wysokiego ciśnienia zostały wykonane ze stopu tytanu.

Demontaż i przeglądy poszczególnych zespołów silnika mogą odbywać się w położeniu poziomym lub pionowym. Zespół wentylatora został tak zaprojektowany, że można go wybudować do przeglądu bez demontażu głównych wałów i łożysk. Również łopatki wentylatora można wymieniać bez zdejmowania pierścieni mocujących.

Pozostałe dane silnika: maks. ciąg trwały 4240 kG, wydatek powietrza 136 kG/sek, spręż ogólny 16:1, ciężar 794 kG, średnica wlotu wentylatora 983 mm, długość do kołnierza rury wylotowej 2090 mm.

Silnik „Trent” został wytypowany do napędu samolotu na krótkie trasy Fairchild Hiller F-228 na 50-60 pasażerów, który jest licencyjną odmianą samolotu Fokker F-27 „Fellowship”.

W.K.

WLOT ZMNIEJSZAJĄCY HAŁAS SILNIKA

Do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego Boeing 2707 opracowano wlot z przedstawialnym dyfuzorem który umożliwi przy podchodzeniu do lądowania i kołowaniu znaczne zmniejszenie poziomu hałasu wytwarzanego przez sprężarkę silnika. Przez zmianę geometrii ciała centralnego, a mianowicie przez powiększenie jego średnicy uzyskuje



się przy małych prędkościach lotu przyspieszenie strumienia powietrza — przed przekrojem wlotowym sprężarki — do prędkości dźwięku. Utworzone dzięki temu we wlocie fale uderzeniowe zapobiegają wydostawianiu się na zewnątrz hałasu o dużej częstotliwości, którego źródłem jest sprężarka. Zmiana średnicy ciała centralnego odbywa się w szerokich granicach i bardzo szybko, szybciej niż zmiana warunków pracy silnika po przestawieniu dźwigni przepustnicy. Tak więc np. w przypadku konieczności przestartowania pełne otwarcie dyfuzora nastąpi wcześniej niż zwiększenie wydatku powietrza zasysanego przez silnik. Wlot jest poza tym zaopatrzony w kłapy upustowe umieszczone za przekrojem krytycznym (służą one do odprowadzania nadmiaru powietrza przy naddźwiękowych prędkościach lotu); na ciele centralnym — również za przekrojem krytycznym — znajdują się generatory wirów, które zapobiegają oderwaniu warstwy przysięennej wskutek oddziaływania fal uderzeniowych, zmniejszając w ten sposób straty ciśnienia.

W.K.

PNEUMATYCZNO -HYDRAULICZNE STEROWANIE LICZBOWE

Obrabiarki sterowane programowo stają się normalnym środkiem produkcyjnym w przemyśle lotniczym. Nie wszyscy jednak wiedzą, że istnieją obrabiarki sterowane liczbowo nie oparte na elementach elektronicznych. Firma Moog Hydra-Point Ltd. opracowała kompletne układy sterowania wykorzystujące jedynie obwody hydrauliczne i pneumatyczne. Opracowano kilka odmian frezarek sterowanych w trzech i dwóch osiach. Około dwustu egzemplarzy takich obrabiarek pracuje w przemyśle amerykańskim. Podstawowe ich zalety to łatwość i prostota obsługi, pewność działania oraz wytrzymała i sztywna konstrukcja. Ustawienie pozycji może być dokonywane z dokładnością $\pm 0,025$ mm, a powtarzalność ustawienia w granicach 0,008 mm. Nośnikiem programu jest ośmiościeżkowa taśma dziurkowana, jak

w układach elektronicznych. Nagrywanie programu odbywa się najczęściej przy wykonywaniu pierwszej sztuki przez doświadczonego pracownika. W tym przypadku zbędne są specjalne urządzenia do niezależnego zapisu programu. Jednakże obrabiarka może pracować również na programie nagrany niezależnie.

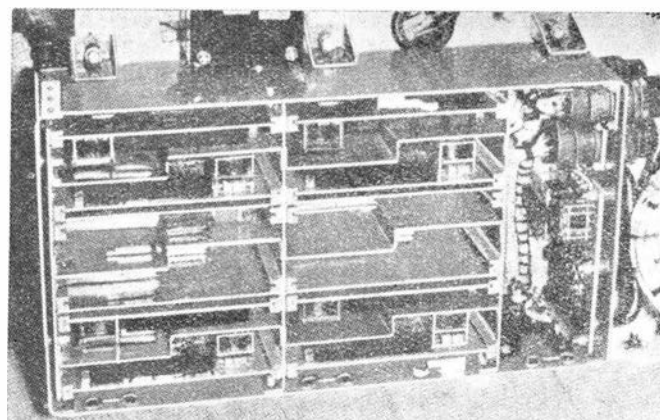
Omawiane opracowanie obejmuje kompletny zestaw urządzeń do sterowania programowego, od urządzeń do nagrywania — pneumatyczno-hydraulicznych, poprzez obrabiarkę z elementami dla przemieszczeń i napędów, do pneumatycznego czytnika. Wyniki dotychczasowego użytkowania tych obrabiarek wskazują na ich szczególną przydatność w zakładach prototypowych i małych — o załodze nie przekraczającej 50 osób.

A.G.

MIKROMINIATURYZOWANE OBWODY INTEGRALNE W PRZYRZĄDACH POKŁADOWYCH

Najbardziej rzucającymi się w oczy właściwościami mikrominiaturyzowanych obwodów integralnych są ich małe wymiary i ciężar. Zastosowanie ich do pokładowych przyrządów samolotów cywilnych oznacza możliwość zainstalowania dodatkowych urządzeń i zwiększenia ciężaru handlowego samolotu. Obliczono, że w przypadku samolotów z silnikami tłokowymi każdy zaoszczędzony na ciężarze samolotu kilogram daje na rok 60 dolarów zysku. W przypadku samolotów odrzutowych zysk ten wynosi 240 dolarów. Jednak w odniesieniu do wyposażenia elektronicznego praktyczne korzyści ze zmniejszenia ciężaru i wymiarów elementów tego wyposażenia nie będą tak duże, gdyż w miarę postępów mikrominiaturyzacji będzie wzrastać ilość i złożoność urządzeń. Z drugiej strony małe gabaryty i ciężar urządzeń mikrominiaturyzowanych nie jest ich największą zaletą. Wiadomo bowiem, że znaczne zmniejszenie wymiarów i ciężaru można osiągnąć również przez zastosowanie konwencjonalnych elementów miniaturyzowanych, racjonalnie „pakowanych”. Najistotniejszą zaletą mikrominiaturyzowanych obwodów integralnych jest ich duża niezawodność pracy i niska cena, co daje w wyniku niskie koszty ogólne (duża niezawodność pracy oznacza zmniejszenie ilości części zamiennych w magazynach, niższe koszty napraw i niższe koszty materiałowe). Nie należy jednak zapominać, że naprawa urządzenia wykonanego z takich obwodów jest bardziej kosztowna, ponieważ wymieniana część stanowi cały obwód.

Z porównania urządzenia do określania parametrów powietrza wykonanego w sposób konwencjonalny z urządzeniem tego samego rodzaju wykonanym na zasadzie integralnych obwodów wynika, że: 1) układ mikrominiaturyzowany jest dwukrotnie mniejszy i zawiera tylko 15% części i 30% połączeń urządzenia konwencjonalnego; 2) przewidywany okres międzynaprawczy urządzenia mikrominiaturyzowanego jest dwu- lub trzykrotnie większy niż urządzenia konwencjonalnego (zebrane dotychczas dane eksploa-



tacyjne zdają się potwierdzać te przewidywania).

Technika cienkich filmów (technika napyłania) i technika półprzewodników stanowią główne rodzaje mikroelektroniki. Obwody z cienkich filmów mają tę wadę, że stwarzają trudności w niezawodnym nanoszeniu na obwody elementów

aktywnych; brak poza tym pewności co do wytrzymałości podłoża. Zebrane w ciągu ostatnich dwóch lat doświadczenia linii lotniczych BOAC na temat obwodów napyłanych podają w wątpliwość ich niezawodność i korzyści ekonomiczne. Z drugiej strony obwody półprzewodnikowe zastosowane w systemach liniowych nakładają pewne ograniczenia pod względem pojemności i oporności, których tolerancje są dosyć duże. Poza tym z powodu małych odległości elementy obwodów są między sobą sprzężone przez szkodliwe pojemności i przewodności. Zaletą ich jest to, że elementy obwodów umieszczone w tym samym podłożu wykazują podobne własności temperaturowe i wpływ zmian temperatury jest taki sam. Umożliwia to rozwój wzmacniaczy o wysokiej jakości.

Przykładem pokładowego urządzenia mikrominiaturyzowanego jest zastosowany na samolocie Vickers Super VC.10 monitor drgań silników Plessey EVM ze wzmacniaczem wykonanym na zasadzie półprzewodnikowych obwodów integralnych. Sygnały wejściowe są dostarczane przez czujniki umieszczone na obudowach łożysk silników. Sygnały są filtrowane w celu wyeliminowania składowych o małych częstotliwościach (np. drgań elementów płatowca) i prostowane, a następnie po wzmocnieniu przekazywane na bębnowe wskaźniki w kabine załogi. Zespół wzmacniaczy zawiera 12 modułów, z których obecnie wykorzystuje się tylko 8, oraz stabilizowane urządzenie prądowe. Wszystkie moduły są montowane na drukowanych płytach obwodów, które z kolei są umieszczone na drukowanej podstawie. Płyta z urządzeniem zasilającym jest zamocowana na płycie odprowadzającej ciepło i osadzona w obudowie oddzielnie od modułów wzmacniających. Urządzenia Plessey EVM zostały zainstalowane na pięciu sa-

molotach i przepracowały do połowy 1966 r. 11 000 godz. Ich przewidywana trwałość wynosi 12 500 godz., a całkowite koszty eksploatacyjne okazują się znacznie niższe w stosunku do porównywalnych pod względem złożoności urządzeń konwencjonalnych.

W.K.

PRZYSPIESZONY PROCES AZOTOWANIA

W toku prób ustalono, że tytan przyspiesza proces azotowania. Wykorzystując to zjawisko, japoński uczonec S. Satoh opracował proces azotowania połączonego z dyfuzją tytanu. Proces ten wykonywany w kąpieli solnej w temperaturze 600 °C trwa zaledwie dwie godziny. Nie wymaga stosowania specjalnych stali przeznaczonych do azotacji. Zasada procesu opiera się na odkryciu, że metaliczny tytan nałożony elektrolitycznie na stal szybko dyfunduje przy lekkim podgrzaniu. Prawdopodobnie wynika to z dużej aktywności elektrolitycznego tytanu. Z drugiej strony aktywny tytan wykazując silne powinowactwo z azotem staje się jak gdyby nosnikiem dyfuzyjnym tego pierwiastka w stali.

Podstawowe różnice nowego procesu azotowania w stosunku do tradycyjnego przedstawicielem można w następujących punktach:

- 1) proces trwa dwie godziny, zamiast 40 do 100 godz. jak przy azotowaniu gazowym;
- 2) grubość warstwy jest dwudziestokrotnie większa niż przy azotowaniu miękkiem, a czterdziestokrotnie niż przy azotowaniu gazowym — sięga od 0,20 do 0,50 mm;
- 3) zmiany wymiarowe po tym procesie są nieznaczne, rzędu kilku mikronów, gdyż proces nie opiera się

na tworzeniu struktur martenzytycznych;

4) do azotowania tą metodą można z powodzeniem stosować zwykłe stale niskowęglowe zamiast specjalnych stopowych.

Twardość warstwy powierzchniowej uzyskuje się równą twardości węglików wolframu, co pozwala na stosowanie elementów obrobionych w tym procesie do pracy w warunkach szczególnego zagrożenia na ścieranie. Poniżej warstwy zewnętrznej znajduje się twardsza warstwa przejściowa ściśle z nią związana i nie przejawiająca tendencji do rozdzielania. Poniżej tej warstwy rozciąga się strefa o grubości większej od 2 mm, do której dotarła dyfuzja azotu. Łagodny rozkład tych warstw gwarantuje dużą odporność uderową materiału oraz wysoką wytrzymałość zmęczeniową.

Koszty bezpośrednie samego procesu azotowania tą metodą są nieco wyższe niż azotowania gazowego, uwzględniając jednak możliwość stosowania tańszych stali węglowych zamiast stopowych oraz obniżenie kosztów po przejściu z warunków laboratoryjnych na produkcyjne można procesowi temu rokować dużą popularność w wielu gałęziach przemysłu.

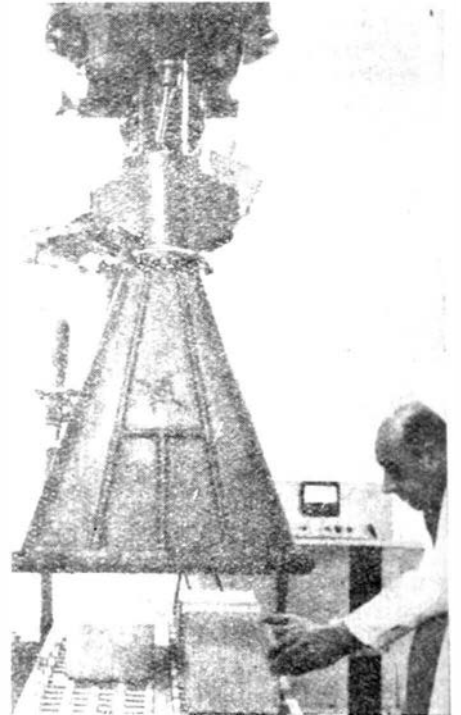
A.G.

osiągnięcia dzisiejsze pozwalają dzielić o obryzmiejszej przyszłości tego typu materiałów.

A.G.

SUSZENIE POKRYĆ STRUMIENIEM ELEKTRONÓW

Farby, lakiery i inne pokrycia używane w przemyśle metalowym są zawieszoną lub emulsją elementów stałych rozpuszczonych w cieczy. Przy dotychczasowej technologii procesy pokrycia, szczególnie w produkcji seryjnej czy masowej, wymagają dużych przestrzeni i szerokich inwestycji w postaci komór, pieców, wanien itp. Szczególnie kłopotliwym procesem jest suszenie i wypalanie — zwłaszcza z uwagi na potrzebny czas zabiegu. Sprawę tę w zasadniczy sposób rozwiązuje suszenie strumieniem elektronów. Układ składa się wtedy z akceleratora



LAMINATY PODNOSZĄ STOSUNEK WYTRZYMAŁOŚCI DO CIĘŻARU

Wydaje się, że dotychczasowa droga coraz lepszych i wytrzymalszych metali i ich stopów daje coraz mniejsze zyski na parametrze — wytrzymałość ciężar właściwy. Wyraźny postęp zaznaczył się po wprowadzeniu do konstrukcji materiałów złożonych z włókien połączonych żywica. Dzięki temu kierunkowi firma Rolls-Royce mogła podnieść stosunek ciągu do ciężaru silników nośnych z 5:1 do 20:1. Przewiduje się, że w ciągu dziesięciu lat stosunek ten można będzie doprowadzić do 40:1, a nawet 50:1.

Postęp ten możliwy jest z dwu powodów:

- 1) znacznie korzystniejszego stosunku wytrzymałości do ciężaru we włóknach niż w metalach;
- 2) możliwości korzystniejszych rozwiązań konstrukcyjnych, zgodnie z charakterem naprężeń i funkcjonalną stroną elementów konstrukcyjnych.

Z nowych materiałów włóknistych wyprodukowano w Anglii włókna węgla sześciokrotnie silniejsze od włókien szklanych. Włókno to jest dwu- do trzykrotnie wytrzymalsze od stali, a jednocześnie czterokrotnie lżejsze. Włókna te uzyskano na drodze pirolizy z włókien akrylowych. Firma Rolls-Royce opracowała kompozycję o nazwie Hyfil składającą się w 40 do 50% objętości z włókien

węglowych i wypełniacza, która ma stosunek sztywności do ciężaru właściwego pięciokrotnie większy od tytanu, a równocześnie dużą wytrzymałość zmęczeniową.

Drugą nowością w tej dziedzinie jest bor włóknisty opracowany w Stanach Zjednoczonych, który jest o 15% lżejszy od aluminium, a równocześnie dwukrotnie wytrzymalszy od stali. Uzyskuje się go drogą osadzania par czystego boru, który sublimuje w temperaturze 2550 °C na włóknach wolframu o średnicy 0,0125 mm. Wytrzymałość włókien boru sięga 350 kG/mm². Z kolei w Związku Radzieckim wyprodukowano włókna wolframu o wytrzymałości 1200 kG/cm². Obecny etap opracowań obejmuje opanowanie technologii wyrobu włókien ciągłych oraz tworzenie struktur złożonych z wypełniaczami.

W obecnej chwili wykorzystuje się już te materiały konstrukcyjne na: zbiorniki ciśnieniowe, korpusy silników turbinowych i inne elementy chłodnej strefy silnika oraz wiele elementów płatowcowych, m.in. w samolocie „Concorde”. Obecnie produkowane materiały złożone (włókna z żywicy) mogą pracować tysiące godzin w temperaturze 250 °C i wiele godzin w temperaturze 400 °C. Trzeba jeszcze wspomnieć o ich dobrych własnościach tłumiących. Już

ra cząsteczek elementarnych, który zamienia energię elektryczną w sterowany strumień szybkich elektronów. Obecnie produkowane urządzenie zwane Dynacote (patrz rysunek) szeroko stosowane jest z dużym powodzeniem do różnych manometrów na powierzchniach stalowych, aluminiowych, tkaninach, drewnie, papierze i sztucznych tworzywach.

Tym urządzeniem można suszyć pokrycia o grubości do 20—30 mikronów.

Suszenie strumieniem elektronów jest praktycznie natychmiastowe. Omawiane urządzenie jest gotowe do działania już po upływie 60 sekund, podczas gdy duże suszarki wymagają około dwu dni dla osiągnięcia właściwych warunków temperaturowych. Zmiana natężenia strumienia elektronów może być dokonywana w sposób bardzo prosty i szybki. Moc urządzenia wynosi 50 kVA, a strumień elektronów przyspieszany jest do 300 kV. Sam proces suszenia odbywa się w ciągu sekund. Koszt urządzenia wynosi 50 000 dolarów. Jego wydajność wynosi 15 m² na minutę i może pracować przy ciągłym ruchu taśmy, jak to widać na rysunku.

A.G.

Skład chemiczny polskich i radzieckich brązów odlewniczych (odlewy)

Tablica 19

Rodzaj brązu	Cecha wg PN-60 H-87026	Normy ZSRR		Skład chemiczny w %										
		Marka	Nr normy	Sn	Zn	Pb	Mn	Al	Fe	Si	Inne	Cu	Suma zanieczyszczeń max.	
Cynowy	B10	Бр. 010		9,0—11,0	—	—	—	—	—	—	—	—	reszta	1,0
Cynowo-fosforowy	B101	Бр. 0Ф 10—1	111—AMTY-47	9,0—11,0	—	—	—	—	—	—	0,8—1,2 P	—	reszta	1,0
Cynowo-cynkowy	B103	Бр. 0Ц 10—2	211—AMTY-47	9,0—11,0	2,0—4,0	—	—	—	—	—	—	—	reszta	1,0
Cynowo-cynkowo-olowiowy	B663	Бр. 0ЦС 6—6—3	ГОСТ 613—50	5,0—7,0	5,0—7,0	2,0—4,0	—	—	—	—	—	—	reszta	1,3
Cynowo-cynkowo-olowiowy	B555	Бр. 0ЦС 5—5—5	ГОСТ 613—50	4,0—6,0	4,0—6,0	4,0—5,0	—	—	—	—	—	—	reszta	1,3
Cynowo-cynkowo-olowiowy	B4417	Бр. 0ЦС 4—4—17	ГОСТ 613—50	3,5—5,5	2,0—6,0	14,0—20,0	—	—	—	—	—	—	reszta	1,2
Cynowo-olowiowy	B1010	Бр. 0С 10—10	211—AMTY-47	9,0—11,0	—	9,0—11,0	—	—	—	—	—	—	reszta	1,0
Cynowo-olowiowy	B525	Бр. 0С 5—25	211—AMTY-47	4,0—6,0	—	23,0—26,0	—	—	—	—	—	—	reszta	1,2
Ołowiowy	B030	Бр. С 30	ГОСТ 493—54	—	—	27,0—33,0	—	—	—	—	—	—	reszta	1,0
Aluminiowo-żelazowy	BA93	Бр. АЖ 9—4	ГОСТ 493—54	—	—	—	—	8,0—10,0	2,0—4,0	—	—	—	reszta	2,0
Aluminiowo-żelazowo-manganowy	BA1032	Бр. АЖМн 10—3—1,5	ГОСТ 493—54	—	—	—	10,—2,0	9,0—11,0	2,0—4,0	—	—	—	reszta	1,0
Aluminiowo-żelazowo-niklowy	BA1044	Бр. АЖН 10—4—4	ГОСТ 493—54	—	—	—	—	9,0—11,0	3,5—5,5	—	3,5—5,5 Ni	—	reszta	1,5
Krzemowo-żelazowy	BK42	—	—	—	—	—	—	—	1,0—5,8	3,5—4,5	—	—	reszta	2,5
Krzemowo-cynkowo-manganowy	BK331	—	—	—	3,0—5,0	—	0,5—1,5	—	0,5—1,2	3,0—4,0	—	—	reszta	1,5
Cynowo-cynkowo-olowiowo-niklowy	—	Бр. 0ЦСН 3—7—5—1	ГОСТ 613—50	2,5—4,5	6,0—9,5	3,0—6,0	—	—	—	—	0,5—1,5 Ni	—	reszta	1,3
Cynowo-cynkowo-olowiowy	—	Бр. 0ЦС 3—12—5	ГОСТ 613—50	2,0—4,0	8,0—15,0	3,0—6,0	—	—	—	—	—	—	reszta	1,3
Cynowo-cynkowo-olowiowy	—	Бр. 0ЦС 3,5—6—5	ГОСТ 613—50	3,0—4,5	5,0—7,0	4,0—6,0	—	—	—	—	—	—	reszta	1,3
Aluminiowo-manganowy	—	Бр. АМн 9—2	ГОСТ 493—54	—	—	—	1,5—2,5	8,0—10,0	—	—	—	—	reszta	2,8
Aluminiowo-żelazowo-niklowy	—	Бр. АЖН 11—6—6	ГОСТ 493—54	—	—	—	—	10,5—11,5	5,0—6,5	—	5,0—6,5 Ni	—	reszta	1,5
Aluminiowo-żelazowo-olowiowy	—	Бр. АЖС 7—1,—1,5	ГОСТ 493—54	—	—	1,0—1,5	—	6,0—8,0	1,0—1,5	—	—	—	reszta	1,5
Ołowiowo-niklowy	—	Бр. СН 60—2,5	ГОСТ 493—54	—	—	57,0—63,0	—	—	—	—	2,25—2,75 Ni	—	reszta	1,25

Właściwości fizyczne i technologiczne radzieckich brązów odlewniczych

Tablica 1

Oznaczenie brązu	Ciężar właściwy [G/cm ³]	Współczynnik rozszerzalności liniowej [$\alpha \times 10^6$]	Przewodność cieplna $\left[\frac{\text{kcal}}{\text{cm} \cdot \text{sek} \cdot ^\circ\text{C}} \right]$	Oporność elektryczna właściwa $\left[\frac{\Omega \cdot \text{mm}^2}{\text{m}} \right]$	Górna temperatura topnienia [°C]	Temperatura lania [°C]	Skurcz odlewniczy [%]
Br. ОИЧН 3-7-5-1	8,7	—	—	0,085	1022	1170	—
Br. ОИЧ 3-12-5	8,7	—	—	0,075	998	1160	—
Br. ОИЧ 5-5-5	8,8	19,1	—	0,08	970	1150	—
Br. ОИЧ 4-6-3	8,8	17,1	0,22	0,09	967	1150	1,6
Br. ОИЧ 4-4-17	—	—	—	—	—	1150	—
Br. ОИЧ 3,5-6-5	—	—	—	—	—	1160	—
Br. ОФ 10-1	8,7	17,3	0,117	—	934	1150	1,4
Br. ОИ 10-2	8,5	17,3	0,132	0,155	1015	1120-1150	1,5
Br. ОС 10-10	9,0	19,2	0,108	—	—	1150	1,4
Br. ОС 5-25	9,2	18,0	0,14	—	940	1100-1140	1,5
Br. АЖ 9-4	7,5	18,1	0,14	0,124	1040	1100-1140	2,5
Br. АЖМц 10-3-1,5	7,5	16,1	0,14	0,19	1045	1120-1150	2,4
Br. АЖН 10-4-4	7,5	17,1	0,18	0,193	1034	1120-1180	—
Br. АМц 9-2	7,6	17,0	0,17	0,110	1060	1120-1150	—
Br. АЖН 11-6-6	7,6	—	—	—	1085	1120-1200	—
Br. АЖС 7-1,5-1,5	7,5	—	—	—	1040	1120-1140	—

Uwaga: tablice 21 i 22 w następnym zeszytcie.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działow: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZI-
SKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż.
A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJ-
CIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 558/C — D-3. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—