

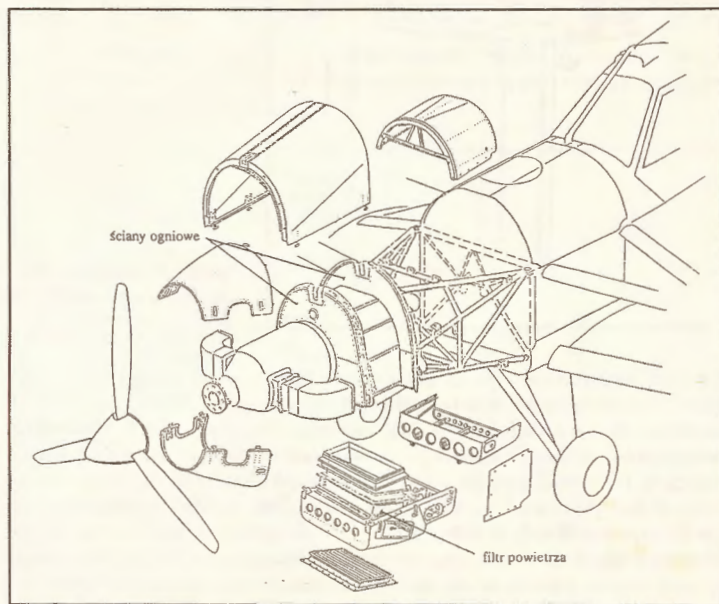
Konwersja samolotu tłokowego na napęd turbośmigłowy

Wiele samolotów z silnikami tłokowymi przekonstruowano i przebudowano na napędy turbośmigłowe (tabl.). W artykule omówiono zagadnienia konstrukcyjne i efekty eksploatacyjne związane z taką przebudową.

Zespół napędowy

Typowe elementy konstrukcyjne turbośmigłowego zespołu napędowego przedstawiono na rys. 1. Charakterystycznymi elementami takiego zespołu napędowego są łożo i filtr powietrza. Ponieważ przy porównywalnych mocach zespół turbośmigłowy jest lżejszy od tłokowego, aby zachować dotychczasowe wyważenie masowe, łożo silnika turbośmigłowego musi być wydłużone. Silnik turbośmigłowy jest wrażliwy na zanieczyszczenia zawarte w powietrzu (możliwość uszkodzenia i przyspieszonego zużycia łopatek sprężarki i turbin) i dlatego samoloty turbośmigłowe pracujące w środowisku korozyjnym lub o dużym zapyleniu (np. samoloty rolnicze lub morskie) są wyposażone w filtry powietrza.

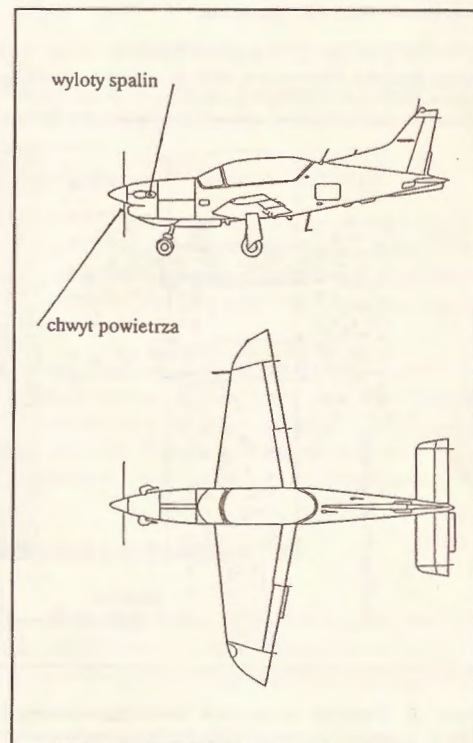
Podczas eksploatacji w bardzo zanieczyszczonej atmosferze stosuje się zwykle filtry bezwładnościowe, natomiast w warunkach mniejszego zanieczyszczenia powietrza właściwą eksploatację silnika turbośmigłowego zapewnia separator bezwładnościowy. Filtry bezwładnościowe są wbudowane w maski osłaniające silnik z łożem. Jeżeli silnik turbośmigłowy ma promieniowy wlot, kanał doprowadzający powietrze jest ograniczony z przodu i z tyłu ścianami ogniowymi



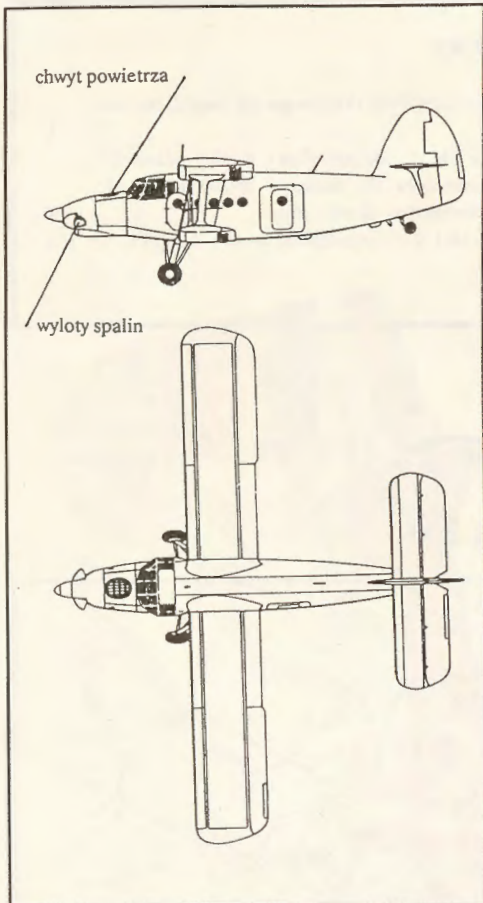
Rys. 1. Elementy konstrukcyjne turbośmigłowego zespołu napędowego PZL-106BT Turbo-Kruk

TYPY I MOCE SILNIKÓW TURBOŚMIGŁOWYCH INSTALOWANYCH NA SAMOLOTACH PIERWOTNIE SKONSTRUOWANYCH JAKO TŁOKOWE

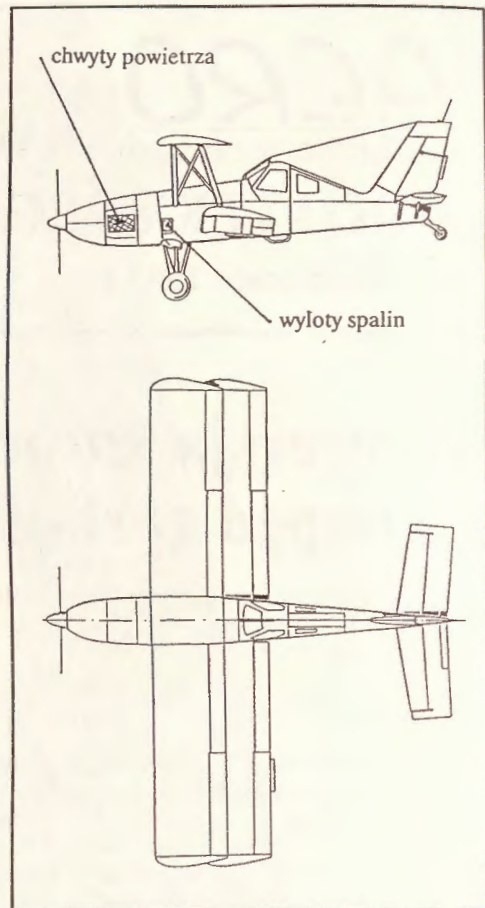
Samolot	Silnik	Moc silnika, kW	Producent silnika	Uwagi
Grumman Ag-Cat	PT6A-34AG	575	Pratt and Whitney of Canada	rolniczy
Ayres Thrush				rolniczy
Canadair CL-215	PW 123AF	2 x 1775		pożarniczy
PZL-130	PT6A-25A	410		treningowy
	PT6A-62	709	treningowy	
	Walter M601T	568	treningowy	
PZL-106	Walter M601D	515	Motorlet	rolniczy
PZL-140	Walter M602	1360		projekt samolotu pożarniczego
Zlin Z-37	Walter M601Z	360		rolniczy
Antonow An-3	TWD-20	1081	Głuszenkow	prototyp samolotu rolniczego
Air Tractor	LTP 101-600	457	Avco Lycoming	rolniczy



Rys. 2. Czołowy chwyt powietrza, wyloty spalin z przodu (PZL-130T Turbo-Orlik)



Rys. 3. Górny chwyt powietrza, wyloty spalin z przodu (An-3 – prototyp)

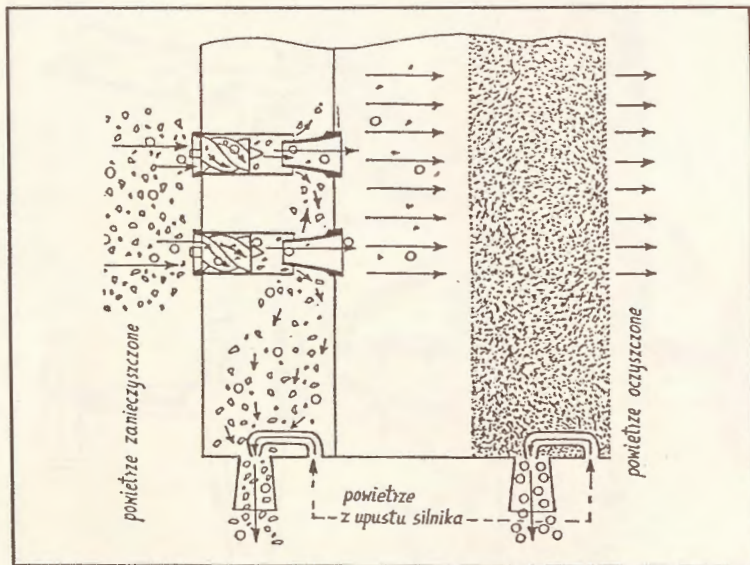


Rys. 4. Boczne chwyt powietrza, wyloty spalin z tyłu (PZL-140T Turbo-Gąsior – projekt)

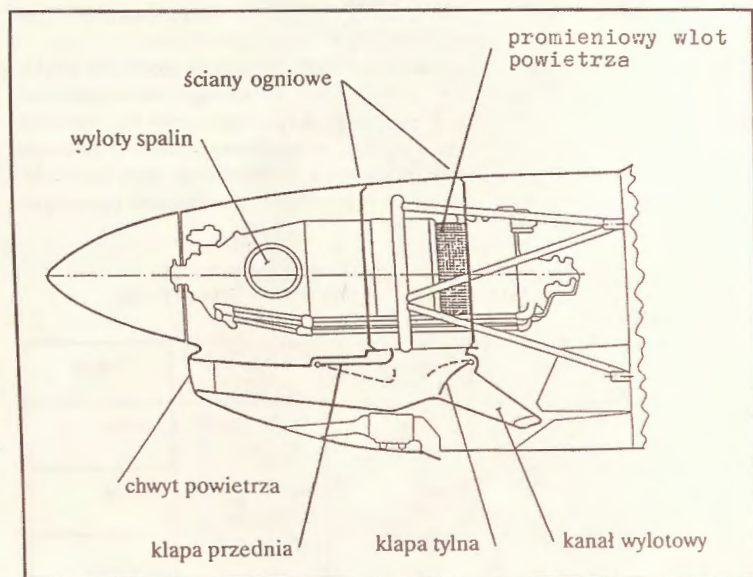
(rys. 1 i 6). Konstrukcja osłon silnika w dużym stopniu zależy od usytuowania na silniku turbośmigłowym wylotu spalin i wlotu powietrza. Wylot spalin może znajdować się z przodu lub z tyłu. Wlot powietrza do silnika również może być umieszczony w różnych miejscach. Doprowadzenie do niego powietrza w różnych miejscach. Doprowadzenie do niego powietrza od chwytu na osłonach silnika zależy od rodzaju powietrza. W przypadku gdy stosuje się filtr bezwładnościowy, bywają używane chwyt w dolnej (rys. 1 i 7), górnej (rys. 3) lub bocznej (rys. 4) pokrywie maski silnika. Chwyt powietrza typu czołowego (rys. 2 i 6) częściej stosuje się przy użyciu separatora bezwładnościowego. Chwyt czołowy (w pewnym stopniu i dolny) pozwala wykorzystać doładowanie dynamiczne, natomiast górny i boczne eliminują duży procent zanieczyszczeń i są bardziej odporne na oblodzenie.

Bezwładnościowy filtr powietrza

Filtr powietrza instalowany na wlocie do silnika turbośmigłowego z reguły jest dwustopniowy. Pierwszy stopień jest bezwładnościowym filtrem zanieczyszczeń



Rys. 5. Zasada działania dwustopniowego bezwładnościowego filtra powietrza do silnika turbośmigłowego



Rys. 6. Separator bezwładnościowy powietrza (PZL-130T Turbo-Orlik)

stałych, natomiast drugi stopień jest filtrem zanieczyszczeń ciekłych. Obydwa stopnie są oczyszczane z zanieczyszczeń podczas przedmuchiwania powietrzem ze sprężarki silnika. Filtr taki nie wywołuje znacznego spadku ciśnienia na wlocie do silnika, ponieważ ma duży przekrój poprzeczny, z dużą liczbą zawirowywu powietrza na pierwszym stopniu. Istotę działania filtru przedstawiono na rys. 5. Filtry tego typu charakteryzują się dużą sprawnością oczyszczania (~95%), co znacznie wydłuża resurs silnika turbośmigłowego.

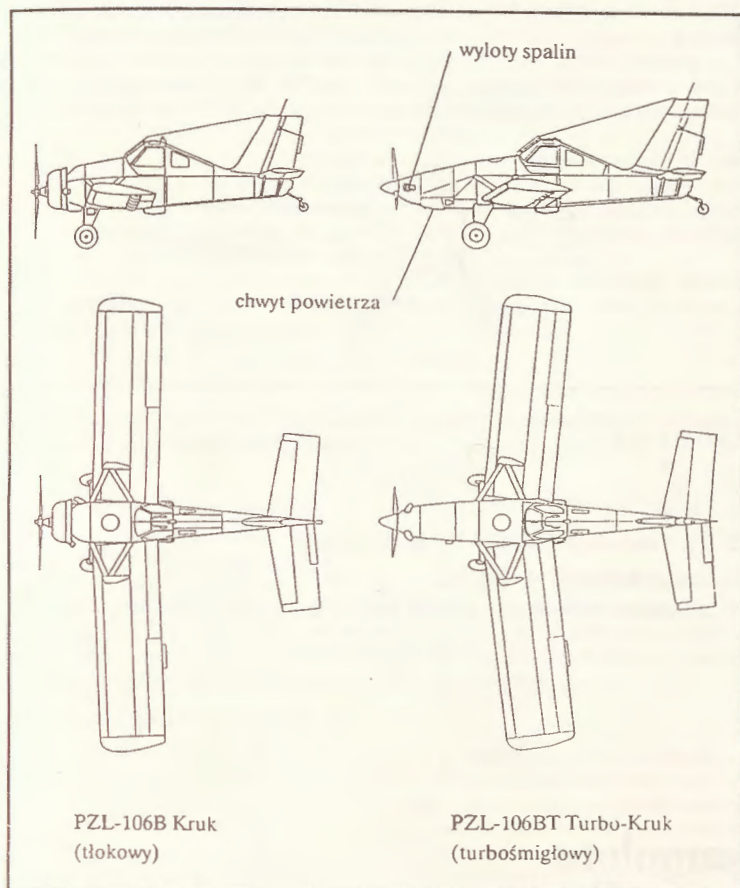
Na podobnej zasadzie co bezwładnościowy filtr zanieczyszczeń (pierwszy stopień) działa separator bezwładnościowy (rys. 6). Gdy separator jest otwarty, kłapa przednia jest opuszczona, a kłapa tylna podniesiona. Zanieczyszczenia stale, dzięki swojej bezwładności, są wyrzucane na zewnątrz przez kanał wylotowy. Gdy separator jest zamknięty, kłapa przednia jest podniesiona, a kłapa tylna opuszczona. Kanał wylotowy jest wtedy zamknięty, a powietrze zasane przez chwyt powietrza w całości dostaje się do silnika. W warunkach oblodzenia lub przed startem w zanieczyszczonej atmosferze separator bezwładnościowy powinien być otwarty.

Zmiany konstrukcyjne na płatowcu

Przejęcie z napędu tłokowego na turbośmigłowy o większej mocy na ogół nie wywołuje zmian bryły płatowca (zbliżona masa obydwu zespołów napędowych), natomiast przejęcie na napęd turbośmigłowy o mocy zbliżonej do pierwotnego napędu tłokowego (zespół turbośmigłowy jest wtedy lżejszy) pociąga za sobą konieczność odpowiedniego dopasowania wyważenia samolotu. Łoże oczywiście trzeba wydłużyć przesuwając silnik i śmigło do przodu. Jednak znaczne wydłużenie „nosa” pogarsza stateczność (podłużną i kierunkową).

Przy modyfikacji samolotu PZL-106B Kruk na wersję turbośmigłową wykorzystano dodatkowo zwiększenie skosu skrzydła, dzięki temu wystarczyło stosunkowo nieznacznie wydłużyć łożo. Po wydłużeniu przodu samolotu, utrzymanie stateczności kierunkowej wymagało jednak powiększenia statecznika pionowego. Zwiększenie skosu do tyłu w dolnopłatach z tylnym kółkiem powoduje, że należy zwiększyć wznios skrzydeł. Ma to na celu utrzymanie dostatecznej odległości zakończenia skrzydła od podłoża.

Zmiany sylwetki samolotu Kruk wynikające ze zmiany jego napędu z tłokowego na turbośmigłowy przedstawiono na rys. 7.



Rys. 7. Dolny chwyt powietrza, wyloty spalin z przodu. Powiększone: wznios, skos i statecznik pionowy na samolocie turbośmigłowym

Efekty zmiany napędu

Obecnie nie produkuje się dużych silników tłokowych i dlatego tylko zastosowanie napędu turbośmigłowego pozwala uzyskać odpowiednio dużą moc jednostki napędowej samolotu.

Współczesne turbośmigłowe zespoły napędowe z reguły mają możliwość odwracania ciągu i ustawiania śmigła w chorągiewkę. Zastosowanie urządzenia do odwracania ciągu zwiększa manewrowość samolotu na ziemi. Urządzenie wspomaga hamowanie, natomiast ustawianie śmigła w chorągiewkę ogranicza niebezpieczne następstwa awarii silnika w locie.

Istotną cechą silnika turbośmigłowego, obniżającą koszt jego eksploatacji, jest duża wartość okresu międzynaprawczego (TBO — Time Between Overhaul).

Na niektórych rynkach duże znaczenie ma fakt, że nafta lotnicza jest tańsza od benzyny. Silnik turbośmigłowy zużywa także znacznie mniej oleju niż silnik tłokowy. Zużycie paliwa przez turbośmigłowy zespół napędowy utrzymuje się na umiarkowanym poziomie w porównaniu z silnikiem tłokowym.

Paliwo (nafta lotnicza) podawane do silnika turbośmigłowego musi być jednak znacznie dokładniej oczyszczone niż benzyna lotnicza spalana w silniku tłokowym. Wysoki poziom czystości ropy lotniczej zapewnia dwustopniowy filtr zamontowany na instalacji paliwowej oraz odpowiednia czystość paliwa tan-

kowanego do zbiorników samolotu. W warunkach polowych, np. w agrolotnictwie, tankowanie ropy lotniczej z beczek (używanych wielokrotnie), również za pomocą pokładowej pompy samolotowej, nie zapewnia jej dostatecznej czystości. Dostateczną czystość zapewnia w takich warunkach specjalny zewnętrzny agregat tankujący wyposażony w zespół filtrów o wysokim poziomie oczyszczania.

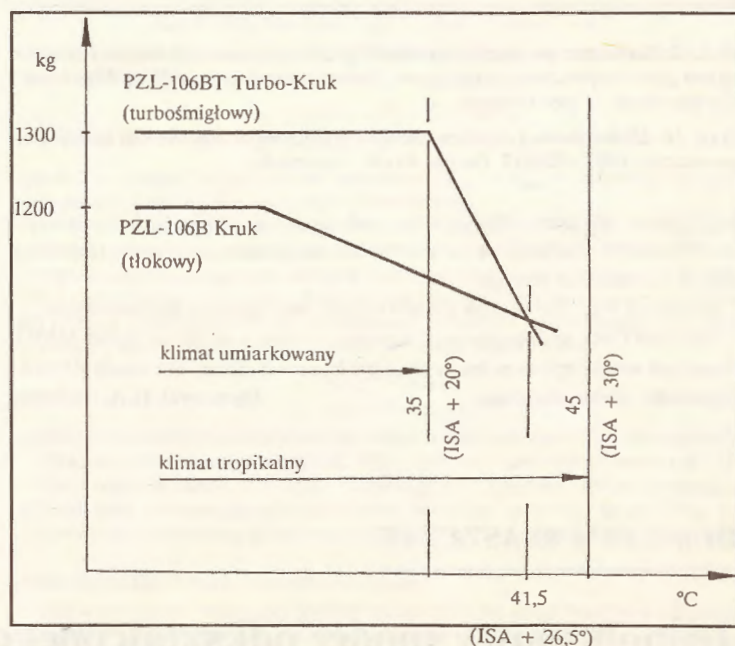
Turbośmigłowy zespół napędowy wymaga znacznie mniej czynności obsługowych niż tłokowy oraz generuje niższy poziom drgań i hałasu.

Zakres zastosowań silników turbośmigłowych

Podstawowymi parametrami określającymi stan pracy silnika turbośmigłowego są: temperatura gazów spalinowych między stopniami turbiny, obroty sprężarki, obroty śmigła i moment obrotowy. Parametry te pozwalają dość precyzyjnie ustalić warunki pracy silnika. Moc rozwijana przez silnik jest zwykle ograniczona maksymalną dopuszczalną temperaturą gazów spalinowych między stopniami turbiny, która z kolei zależy od temperatury otaczającego powietrza.

Przepisy, według których certyfikuje się dany samolot, definiują minima osiągowo. Opierając się na minimach osiągowych zastosowanych do wykresów WAT (Weight, Altitude, Temperature — masa, wysokość, temperatura), uwzględniając zmiany mocy, można określić zmiany udźwigu w funkcji temperatury otaczającego powietrza (rys. 8).

Zalety turbośmigłowego zespołu napędowego (w tym jego mała masa) wiążą się niestety z wysoką ceną takiego silnika, co hamuje rozwój tego rodzaju napędu (np. w klasie samolotów rolniczych).



Rys. 8. Udźwig samolotów z napędem turbośmigłowym i tłokowym. ISA, H = 200 m, 200 l paliwa, samolot z tunelem opylającym

Wersje specjalne samolotu turbośmigłowego PZL-106BT Turbo-Kruk

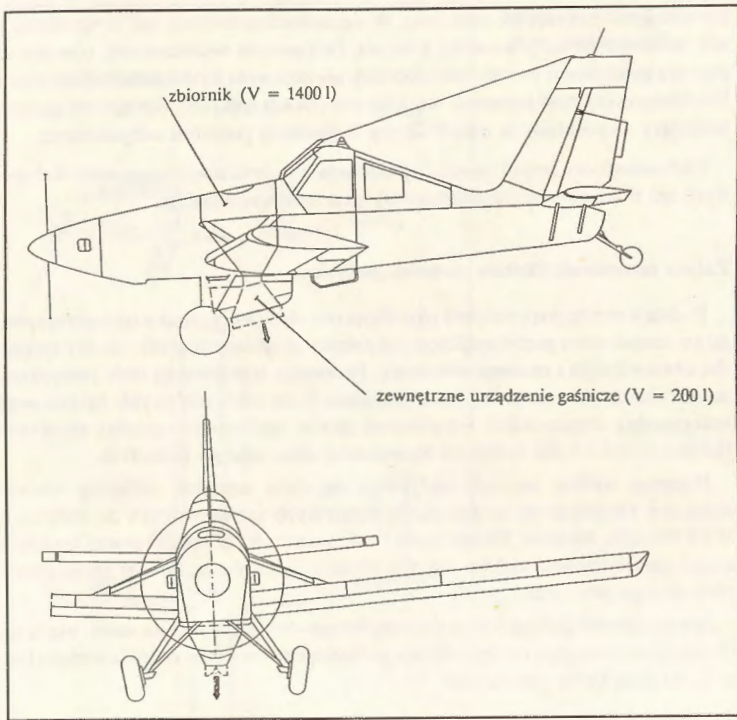
Wzrost udźwigu samolotu w wersji turbośmigłowej pozwala rozszerzyć jego zastosowania, jak pokazano dalej na przykładzie samolotu PZL-106 Kruk. Dla samolotu w wersji przeciwpożarowej opracowano zewnętrzne urządzenia gaśnicze z wylotem usytuowanym równoległe do kierunku lotu, które zwiększa objętość „bomby wodnej” o 200 l (rys. 9).

Opracowano również wersję specjalną tego samolotu do niszczenia upraw roślin do produkcji narkotyków. Można wykorzystać go także jako lekki samolot szturmowy. Uzbrojenie i opancerzenie tej wersji pokazano na rys. 10. Uzbrojenie składa się z uzbrojenia podwieszonych w różnych konfiguracjach na belkach podskrzydłowych oraz z karabinu maszynowego tylnego strzelca-observatora.

Samoloty turbośmigłowe opracowane i produkowane w PZL Warszawa-Okęcie

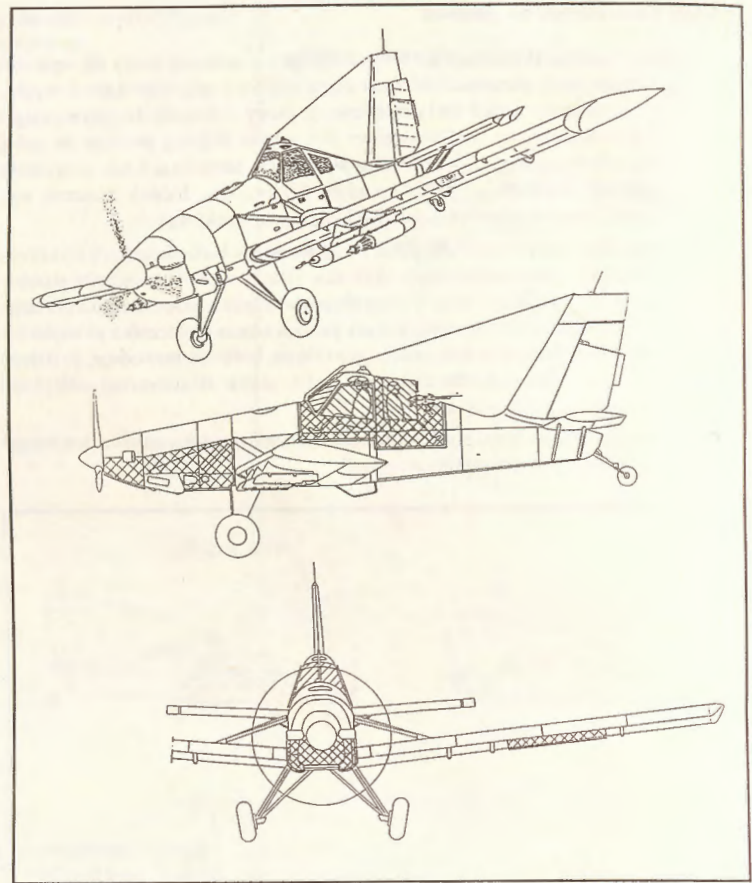
Wersje turbośmigłowe samolotów PZL-106A i PZL-106B Kruk, PZL-140 Gąsior oraz PZL-130 Orlik zostały opracowane w Biurze Konstrukcyjnym Zakładu Doświadczalnego Samolotów Lekkich i Wyposażenia Agrolotniczych PZL Warszawa-Okęcie.

Oblotu pierwszego polskiego samolotu turbośmigłowego PZL-106AT Tur-



Rys. 9. Samolot w wersji turbośmigłowej z zewnętrznym urządzeniem gaśniczym zwiększającym „bombę wodną” o 200 l (PZL-106BT Turbo-Kruk – prototyp)

Rys. 10. Uzbrojenie i opancerzenie turbośmigłowej wersji specjalnej samolotu (PZL-106BT Turbo-Kruk – projekt)



bo-Kruk z silnikiem PT6A-34AG dokonano w 1981 r. Jego następcą – PZL-106BT Turbo-Kruk – jest pierwszym polskim samolotem turbośmigłowym budowanym seryjnie.

Prace nad PZL-140 Gąsior nie wykroczyły poza stadium projektowania.

PZL-130 Orlik jest obecnie produkowany seryjnie z silnikiem Walter M601T, natomiast wersja tego samolotu z silnikiem Pratt & Whitney of Canada PT6A-62 przechodzi próby fabryczne.

Opracował: H. A. Dłutowski

LITERATURA

1. „TLiA” nr 8/1978
2. „Instrukcja użytkowania w locie PZL-130T”
3. Opis techniczny PZL-106BT
4. „Instrukcja użytkowania w locie PZL-106BT”

Dr inż. JAN BŁASZCZYK

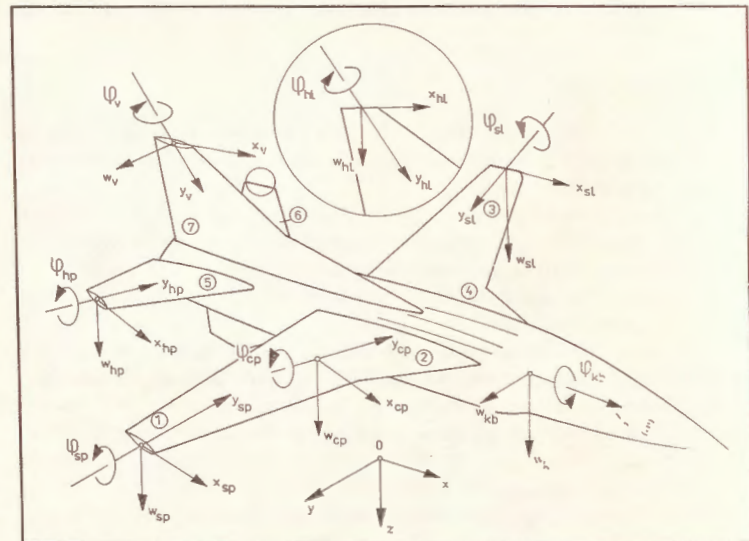
Jednobryłowy model odkształconego samolotu do badania drgań własnych metodą elementów skończonych

Wyznaczenie i analiza widma drgań własnych jest istotnym etapem badań flutterowych samolotu. Widmo to można określić na drodze numerycznej bądź eksperymentalnej. Zasadniczą zaletą badań numerycznych jest możliwość ich podjęcia wówczas, gdy nie ma jeszcze gotowego produktu, tzn. na etapie prac studialnych, projektowania wstępnego czy technicznego bądź w fazie modyfikacji konstrukcji już użytkowanych. Próby rezonansowe na modelu dynamicznie podobnym, zwłaszcza na gotowym wyrobie, są ostateczną, z reguły bardzo pracochłonną formą weryfikacji badań numerycznych.

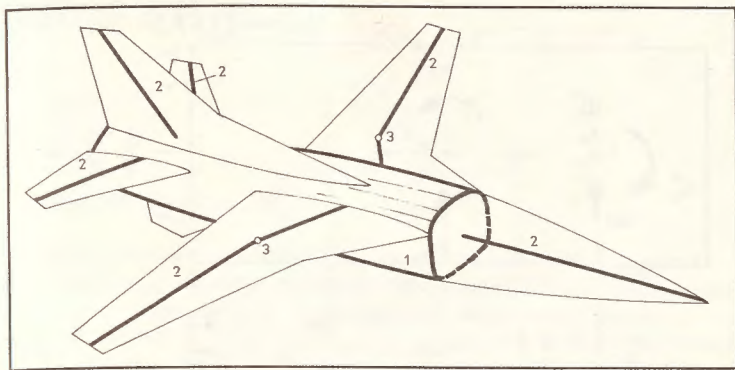
Zadawalającą zgodność eksperymentów numerycznych z doświadczalnymi można uzyskać przez przyjmowanie takich modeli samolotu, które dobrze aproksymują rzeczywistą konstrukcję, tzn. odzwierciedlają specyfikę pracy struktury wynikającą z przeznaczenia podstawowych zespołów oraz jej parametry masowe i sprężyste. Zbudowanie takiego modelu, opisującego w sposób racjonalny sztywność i bezwładność konstrukcji, nie jest łatwe. Zbyt uproszczony model może pomijać istotne właściwości dynamiczne rzeczywistej konstrukcji, natomiast gdy jest zbyt rozbudowany – prowadzi do dużych, czasem nie do przewyższenia trudności matematycznych bądź ekonomicznych. Ponadto musi być dostosowany do możliwości obliczeniowych posiadanych komputerów, za pomocą których będą symulowane zjawiska dynamiczne.

W artykule zaproponowano jednobryłowy model odkształconego samolotu na bazie konstrukcji z płatem o zmiennej geometrii (rys. 2). Wydaje się, że spełnia on wyżej przedstawione zadania i może mieć zastosowanie zwłaszcza w strukturach zwartych, poddanych działaniu dużych przeciążeń, a więc we współczesnych samolotach manewrowych.

W przyjętym modelu, podobnie jak w [2, 5, 6, 7], zastosowano jednowymiarową



Rys. 1. Przyjęte układy współrzędnych samolotu



Rys. 2. Jednobryłowy model samolotu: 1 – sztywna bryła kadłuba, 2 – osie sprężyste odkształcalnych zespołów, 3 – przegub walcowy

dyskretyzację odkształcalnych zespołów samolotu elementami skończonymi [1, 4], o skokowo zmiennych rozkładach parametrów masowych i sprężystych wzdłuż ich długości. Zespołami odkształcalnymi są skrzydła, usterzenia i nosowa część kadłuba, które modeluje się belkami zamocowanymi do bryły kadłuba (rys. 2). Zespół kadłuba na odcinku od płaszczyzny okuć przedniego dźwigara skrzydła do jego końca traktuje się jako idealnie sztywną bryłę.

Przyjęto, że w ogólnym przypadku samolot jest niesymetryczny masowo i sprężysto. Oznacza to, że płaszczyzna Oxz (rys. 1) nie jest płaszczyzną symetrii, wobec tego drgania symetryczne względem tej płaszczyzny sprzęgają się z niesymetrycznymi, czyli rozpatruje się ogólny przypadek podłużno-bocznych drgań samolotu z płatem o zmiennej geometrii.

W tak przyjętym układzie samolotu, skrzydła (konsole i centroplata), połówki usterzenia wysokości oraz usterzenie kierunku podlegają drganiom skrętnym i poprzecznym drganiom giętym (rys. 1).

$$\varphi_i = \varphi_i(y_i, t), \quad w_i = w_i(y_i, t) \quad (1)$$

$$i = 1, \dots, 7.$$

a nosowa część kadłuba wykonuje drgania skrętne wokół podłużnej osi samolotu Ox oraz giętne w dwu płaszczyznach Oxz i Oxy (rys. 1):

$$\varphi_{kb} = \varphi_{kb}(x_k, t) \quad (2)$$

$$w_k = w_k(x_k, t), \quad w_{kb} = w_{kb}(x_k, t)$$

Odształcalne zespoły samolotu wykonujące ruchy (1) traktuje się jako idealnie sztywne w swoich płaszczyznach.

W dalszej części artykułu wyznaczono równania dynamicznej równowagi odkształcalnych zespołów samolotu, które opatrzone odpowiednimi warunkami sprzęgającymi i wynikającymi ze swobodnych brzegów. W konsekwencji otrzymano globalny układ równań umożliwiający analizę problemu drgań własnych samolotu o przyjętym układzie aerodynamiczno-konstrukcyjnym.

Równania zespołów odkształcalnych

W celu wyznaczenia równań równowagi dynamicznej odkształcalnych zespołów samolotu, zastosowano ich podział na elementy skończone o krawędziach prostopadłych do ich osi sztywności. Równania równowagi dynamicznej elementu wykonującego sprzężone drgania giętno-skrętne (skrzydła, usterzenia), a opisane wzorami (1), podano w [2, 5]. Sprężenie to wynika z przesunięcia osi środków mas względem osi sztywności. Równania słuszne dla elementu można uogólnić na cały zespół płatowca z uwagi na ich rekurencyjny charakter. Dla zespołów wykonujących ruchy (1) równania te można przedstawić w postaci macierzowej [2, 5]:

$$i = 1, \dots, 7$$

$$\mathbf{g}_{sij} = \mathbf{Y}_{sij} \mathbf{g}_{st0}, \quad j = 1, 2, 3, \dots, \quad (3)$$

gdzie \mathbf{g}_{sij} i \mathbf{g}_{st0} są wektorami stanu j -tego oraz zerowego przekroju płatowca z indeksem i -tym. Macierz \mathbf{Y}_s o wymiarze 6×6 jest wyznaczana z rekurencyjnej zależności [2] i reprezentuje parametry masowe i geometryczne zespołu o długości od przekroju zerowego do przekroju z indeksem j -tym. Równania (3) są ogólne i dla zespołu wykonującego izolowane drgania skrętne oraz giętne przyjmą inną postać. Dla drgań giętnych związki (3) zapiszemy następująco:

$$\mathbf{g}_{kj} = \mathbf{X}_{kj} \mathbf{g}_{k0}, \quad j = 1, 2, 3, \dots, \quad (4)$$

oraz dla drgań skrętnych

$$\mathbf{q}_{kj} = \mathbf{Z}_{kj} \mathbf{q}_{k0}, \quad j = 1, 2, 3, \dots, \quad (5)$$

w których wektory \mathbf{g}_k i \mathbf{q}_k mają składowe podobne do wektorów \mathbf{g}_s w równaniach (3), a macierze \mathbf{X}_{kj} i \mathbf{Z}_{kj} mają odpowiednio wymiary 4×4 i 2×2 .

W dalszej części artykułu podane zostaną w ostatecznej formie, dla skończonej liczby elementów $j = n_i$, równania dynamicznej równowagi odkształcalnych zespołów samolotu. Numerację tych zespołów ilustruje rys. 1. Zgodnie z nią: $i = 1$ oznacza konsolę prawego skrzydła, $i = 2$ – część centroplata należącą do prawego skrzydła, ..., $i = 7$ – usterzenie kierunku oraz $i = 8$ – nosową część kadłuba. Wektory stanu odpowiadające końcowym przekrojom tych zespołów, w indeksach zamiast n_i ($i = 1, 2, \dots, 8$) będą miały „1”.

Równania dynamicznej równowagi konsol prawego i lewego skrzydła, odpowiednio dla podziału na n_1 i n_2 elementów, otrzymujemy z (3):

$$\mathbf{g}_{sp1} = \mathbf{Y}_{sp1} \mathbf{g}_{sp0} \quad (6)$$

$$\mathbf{g}_{st1} = \mathbf{Y}_{st1} \mathbf{g}_{st0}$$

w których wektory \mathbf{g}_s są zdefiniowane następująco:

$$\mathbf{g}_{s1} = [\bar{w}_{s1}, \psi_{s1}, \varphi_{s1}, \bar{Q}_{s1}, \bar{M}_{s1}, \bar{N}_{s1}]^T \quad (7)$$

$$\mathbf{g}_{s0} = [\bar{w}_{s0}, \psi_{s0}, \varphi_{s0}, \bar{Q}_{s0}, \bar{M}_{s0}, \bar{N}_{s0}]^T$$

Składowymi tych wektorów są bezwymiarowe uogólnione przemieszczenia i siły w przekroju mocowania konsoli do centroplata (\mathbf{g}_{s1}) i na jej swobodnym końcu (\mathbf{g}_{s0}).

Równania dla pozostałych zespołów samolotu wykonujących ruchy (1) otrzymuje się podobnie. Dla części centroplata prawego i lewego skrzydła przy podziale na n_2 i n_4 elementów

$$\mathbf{g}_{cp1} = \mathbf{Y}_{cp1} \mathbf{g}_{cp0} \quad (8)$$

$$\mathbf{g}_{cl1} = \mathbf{Y}_{cl1} \mathbf{g}_{cl0}$$

oraz połówek usterzenia wysokości, przy podziale na n_5 i n_6 elementów

$$\mathbf{g}_{hp1} = \mathbf{Y}_{hp1} \mathbf{g}_{hp0}$$

$$\mathbf{g}_{hl1} = \mathbf{Y}_{hl1} \mathbf{g}_{hl0}$$

i pionowego usterzenia kierunku przy podziale na n_7 elementów

$$\mathbf{g}_{v1} = \mathbf{Y}_{v1} \mathbf{g}_{v0} \quad (10)$$

Występujące we wzorach (8)–(10) wektory $\mathbf{g}_s, \mathbf{g}_m, \mathbf{g}_v$ mają podobne składowe jak wektory (7), lecz teraz dotyczą skrajnych przekrojów części centroplata i usterzeń.

Równania nosowej części kadłuba wykonującej ruchy (2), tj. drgania giętne w płaszczyźnie Oxz i Oxy oraz drgania skrętne względem osi Ox , wynikają ze wzorów (4) i (5). Przy podziale na n_8 elementów dla drgań giętnych otrzymujemy:

$$\mathbf{g}_{k1} = \mathbf{X}_{k1} \mathbf{g}_{k0} \quad (11)$$

$$\mathbf{g}_{kb1} = \mathbf{X}_{kb1} \mathbf{g}_{kb0}$$

oraz dla drgań skrętnych

$$\mathbf{q}_{kb1} = \mathbf{Z}_{kb1} \mathbf{q}_{kb0} \quad (12)$$

gdzie

$$\mathbf{g}_k = [\bar{w}_k, \psi_k, \bar{Q}_k, \bar{M}_k]^T \quad \mathbf{q}_k = [\varphi_k, \bar{N}_k]^T \quad (13)$$

$$\mathbf{g}_{k0} = [\bar{w}_{k0}, \psi_{k0}, \bar{Q}_{k0}, \bar{M}_{k0}]^T \quad \mathbf{q}_{k0} = [\varphi_{k0}, \bar{N}_{k0}]^T$$

Występujące we wzorach (7) i (13) bezwymiarowe przemieszczenia i siły zdefiniowano następująco:

$$\bar{w}_i = w_i/l_i, \quad \bar{Q}_i = Q_i l_i^2/EJ_{od}$$

$$\bar{M}_i = M_i l_i/EJ_{od}, \quad \bar{N}_i = N_i l_i^2/GJ_{ood}$$

gdzie: l_i – długość i -tego zespołu samolotu, EJ_{od} i GJ_{ood} – sztywność zginania i skręcania przyjęte jako wielkości odniesieniowe.

Należy dodać, że skrzydło samolotu rozpatruje się jako zespół składający się z dwóch części, stałej zwanej centroplatem i ruchomej konsoli. Dla otrzymania równania obejmującego całe skrzydło należy wykorzystać odpowiednie warunki [7], które sprzęgają te zespoły. Jeżeli warunki te wykorzystamy do równań konsol (6) i części centroplata (8), to poszukiwane równania dynamicznej równowagi prawego i lewego skrzydła otrzymamy w postaci macierzowej:

$$\mathbf{g}_{cp1} = \mathbf{S}_p \mathbf{g}_{sp0} \quad (14)$$

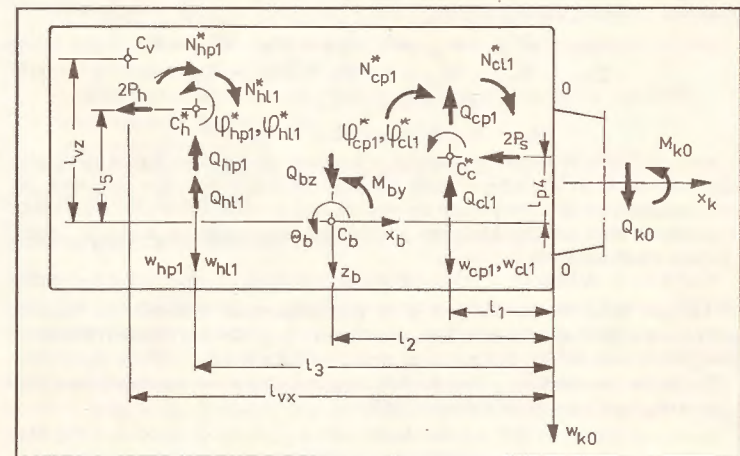
$$\mathbf{g}_{cl1} = \mathbf{S}_l \mathbf{g}_{sl0}$$

w których macierze \mathbf{S} składają się z wyrazów macierzy konsol \mathbf{Y}_s i centroplata \mathbf{Y}_c .

Związki (14) dotyczą skrzydeł, (9) – połówek usterzenia wysokości, (10) – usterzenia kierunku, (11) i (12) – nosowej części kadłuba, będące równaniami dynamicznej równowagi odkształcalnych zespołów samolotu są punktem wyjściowym do otrzymania globalnego układu równań obejmujących cały samolot.

Globalny układ równań, warunki sprzęgające

Jak wspomniano wcześniej, kadłub na odcinku od okuć przedniego dźwigara skrzydła do jego końca traktuje się jako idealnie sztywną bryłę. Rozpatrzono ruch płaski tej bryły w płaszczyźnie symetrii samolotu Oxz , w płaszczyźnie bocznej Oxy oraz obrotowy względem osi podłużnej samolotu Ox (rys. 1). Oddziaływania odkształcalnych zespołów samolotu na bryłę kadłuba uwzględniono przez wpro-



Rys. 3. Siły oddziałujące na bryłę kadłuba w płaszczyźnie Oxz : C_v, C_h – środek masy bryły kadłuba oraz usterzenia kierunku, C_v^*, C_h^* – środek sztywności centroplata oraz połówki usterzenia wysokości w płaszczyźnie mocowania tych zespołów do kadłuba

wadzenie sił i momentów (rys. 3–5). Przy założeniu małych drgań, odrzuceniu wyrazów nieliniowych, równania ruchu bryły sztywnej kadłuba można przedstawić w postaci (por. rys. 3–5):

$$\begin{aligned} (m_b + m_v) \ddot{z}_b + a \ddot{\Phi}_b &= -Q_{cp1} - Q_{cl1} - Q_{hp1} - Q_{hl1} + Q_{k0}, \\ (m_b + m_s + m_h) \ddot{y}_b + b \ddot{\Psi}_b + c \ddot{\Phi}_b &= -Q_{v1} + Q_{kb0}, \\ I_{yb} \ddot{\Phi}_b - I_{xyb} \ddot{\Phi}_b - I_{yzb} \ddot{\Psi}_b - a \ddot{z}_b &= M_{k0} - N_{hp1}^* - N_{hl1}^* - N_{cp1}^* + \\ - N_{cl1}^* - l_2 Q_{k0} + (l_2 - l_1)(Q_{cp1} + Q_{cl1}) &+ (l_2 - l_3)(Q_{hp1} + Q_{hl1}) + 2l_3 P_h + 2l_4 P_s, \\ I_{zb} \ddot{\Psi}_b - I_{xzb} \ddot{\Phi}_b - I_{yzb} \ddot{\Phi}_b + b \ddot{y}_b &= l_2 Q_{kb0} + (l_6 - l_2) Q_{v1} - M_{kb0} - N_{v1}^*, \\ I_{xb} \ddot{\Phi}_b - I_{xzb} \ddot{\Psi}_b - I_{xyb} \ddot{\Phi}_b + c \ddot{y}_b &= N_{kb0} + l_7 Q_{kb0} - l_8 Q_{v1} - M_{v1}^* + \\ + (Q_{hl1} - Q_{hp1} + Q_{cl1} - Q_{cp1}) r_b &+ M_{hl1}^* - M_{hp1}^* + M_{cl1}^* - M_{cp1}^*, \end{aligned} \quad (15)$$

gdzie

$$a = m_v(l_2 - l_{vx}), \quad b = m_s(l_2 - l_1) - m_h(l_3 - l_2), \quad c = m_s l_4 + m_h l_5$$

a występująca tu ogólnione przemieszczenia i siły są funkcjami czasu.

Przedstawione w równaniach (15) symbole mają następujące znaczenie: m_b, m_s, m_h, m_v – masa sztywnej bryły kadłuba, płata, usterzenia wysokości i usterzenia kierunku; $I_{xh}, I_{yh}, I_{zh}, I_{xzb}, I_{xyb}, I_{yzb}$ – osiowe i dewiacyjne momenty bezwładności bryły kadłuba z uwzględnieniem płata i usterzeń; Q_{k0}, M_{k0} i Q_{kb0}, M_{kb0} – siły oraz momenty w przekroju początkowym (tj. przy bryle sztywnej) nosowej odkształcalnej części kadłuba w ruchu podłużnym i bocznym; Q_{cp1}, Q_{cl1} i Q_{hp1}, Q_{hl1} – siły poprzeczne występujące w przekrojach mocowania skrzydeł i połówek usterzenia wysokości; M_{cp1}, N_{cp1} i M_{cl1}, N_{cl1} – momenty zginające oraz skręcające w przekrojach mocowania skrzydeł do bryły kadłuba, można je wyrazić przez momenty działające w końcowych przekrojach (n_2 i n_4) tych zespołów:

$$M_{cp1}^* = M_{cp1} \cos \chi_c - N_{cl1} \sin \chi_c, \quad M_{cl1}^* = M_{cl1} \cos \chi_c - N_{cl1} \sin \chi_c, \quad (16)$$

$$N_{cp1}^* = N_{cp1} \cos \chi_c + M_{cp1} \sin \chi_c, \quad N_{cl1}^* = N_{cl1} \cos \chi_c + M_{cl1} \sin \chi_c,$$

gdzie χ_c jest kątem skosu osi sztywności skrzydła na odcinku centroplata; M_{hp1}^*, N_{hp1}^* i M_{hl1}^*, N_{hl1}^* – momenty zginające i skręcające połówek usterzenia wysokości występujące w przekrojach mocowania do bryły kadłuba; M_{v1}^*, N_{v1}^* – jak wyżej, lecz dotyczą usterzenia kierunku. Momenty pochodzące od zespołu usterzeń i działające na sztywną bryłę kadłuba można wyrazić podobnie jak to uczyniono dla skrzydeł – wzory (16). Symbole $l_1 - l_8$ i r_b są wymiarami pokazanymi na rys. 3–5.

Następnie należy uwzględnić warunki zgodności przemieszczeń i kątów obrotu bryły kadłuba i odkształcalnych zespołów w przekrojach połączeń. Zgodnie z rys. 3–5 otrzymujemy:

$$\begin{aligned} z_{b0} &= w_{k0} - l_2 \psi_{k0} = w_{cp1} + (l_2 - l_1) \varphi_{cp1}^* + r_b \psi_{cp1}^* = \\ &= w_{cl1} + (l_2 - l_1) \varphi_{cl1}^* + r_b \psi_{cl1}^* = \\ &= w_{hp1} - (l_3 - l_2) \varphi_{hp1}^* + r_b \psi_{hp1}^* = \\ &= w_{hl1} - (l_3 - l_2) \varphi_{hl1}^* + r_b \psi_{hl1}^*, \\ y_{b0} &= w_{kb0} - l_2 \psi_{kb0} - l_7 \varphi_{kb0} = \\ &= w_{v1} + (l_6 - l_2) \varphi_{v1}^* + l_8 \psi_{v1}^*, \\ \Phi_{b0} &= -\psi_{k0} = \varphi_{cp1}^* = \varphi_{cl1}^* = \varphi_{hp1}^* = \varphi_{hl1}^*, \\ \Phi_{b0} &= \varphi_{kb0} = -\psi_{cp1}^* = \psi_{cl1}^* = -\psi_{hp1}^* = \psi_{hl1}^* = -\psi_{v1}^*, \\ \Psi_{b0} &= \psi_{kb0} = \varphi_{v1}^*, \end{aligned} \quad (17)$$

w których ψ^* i φ^* są kątami obrotu bryły kadłuba pochodzącymi od odkształcalnych zespołów. Można wyrazić je przez kąty skręcania i ugięcia końcowych przekrojów tych zespołów. W przypadku skrzydeł (przekroje n_2 i n_4) wzory te mają postać:

$$\begin{aligned} \psi_{cp1}^* &= \psi_{cp1} \cos \chi_c + \varphi_{cp1} \sin \chi_c, & \psi_{cl1}^* &= \psi_{cl1} \cos \chi_c + \varphi_{cl1} \sin \chi_c, \\ \varphi_{cp1}^* &= \varphi_{cp1} \cos \chi_c - \psi_{cp1} \sin \chi_c, & \varphi_{cl1}^* &= \varphi_{cl1} \cos \chi_c - \psi_{cl1} \sin \chi_c. \end{aligned} \quad (18)$$

Podobne wzory można zapisać dla kątów pochodzących od usterzeń. W dalszym ciągu należy dodać jednorodnie warunki na swobodnych końcach skrzydeł, usterzeń i nosowej części kadłuba:

$$\begin{aligned} Q_{sp0} &= M_{sp0} = N_{sp0} = 0, & Q_{s10} &= M_{s10} = N_{s10} = 0, \\ Q_{hp0} &= M_{hp0} = N_{hp0} = 0, & Q_{h10} &= M_{h10} = N_{h10} = 0, \\ Q_{v0} &= M_{v0} = N_{v0} = 0, \\ Q_{k1} &= M_{k1} = Q_{kb1} = M_{kb1} = N_{kb1} = 0 \end{aligned} \quad (19)$$

Związki (15) są dynamicznymi, a (17) – kinematycznymi warunkami sprzęgającymi równania dynamicznej równowagi odkształcalnych zespołów samolotu. Po sprowadzeniu ich do bezwymiarowej postaci, wykorzystaniu warunków (19) oraz wykonaniu prostych przekształceń i eliminacji, otrzymuje się końcowy układ równań algebraicznych o postaci:

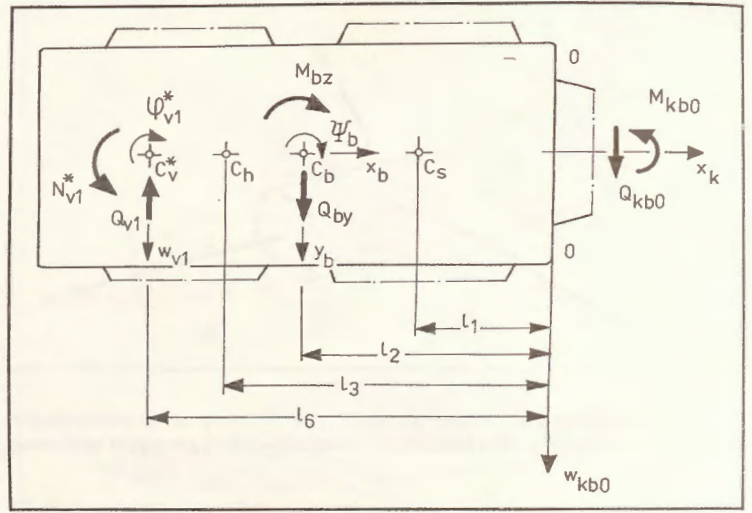
$$Cp = 0 \quad (20)$$

w których składowymi wektora p są przemieszczenia swobodnych końców odkształcalnych zespołów samolotu, a macierz $C_{20 \times 20}$ zawiera elementy macierzy skrzydeł S , usterzeń Y_h, Y_v i nosowej części kadłuba X i Z .

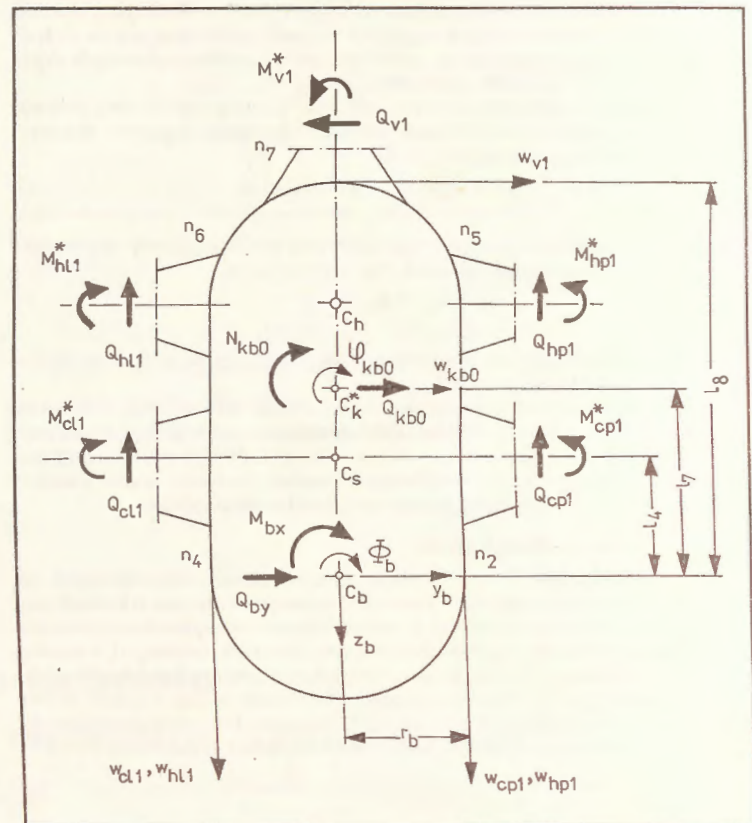
Poszukiwanie częstości drgań modelu otrzymuje się z zerowania wyznacznika charakterystycznego układu równań (20)

$$\det C = 0 \quad (21)$$

Po wyznaczeniu częstości drgań własnych z równania (21), dla określenia postaci drgań własnych, z równania (20) otrzymujemy uogólnienie przemieszczenia w początkowych przekrojach zespołów, czyli wektor p , przyjmując jeden z nich jako dany (np. $w_{sp0} = 1$). Następnie możemy obliczyć składowe wektorów g_{sij}, g_{kij}, q_{kj} dla kolejnych liczb naturalnych $j = 1, 2, 3, \dots$, z zależności (3), (4) i (5) przy uwzględnieniu warunków (19). Otrzymujemy w ten sposób wartości po-



Rys. 4. Siły oddziałujące na bryłę kadłuba w płaszczyźnie Oxy; C_s, C_h – środek masy płata nośnego oraz usterzenia wysokości, C_v^* – środek sztywności usterzenia kierunku w płaszczyźnie mocowania do bryły kadłuba



Rys. 5. Siły oddziałujące na bryłę kadłuba w płaszczyźnie Oxz; C_k^* – środek sztywności nosowej części kadłuba w płaszczyźnie mocowania do sztywnej bryły

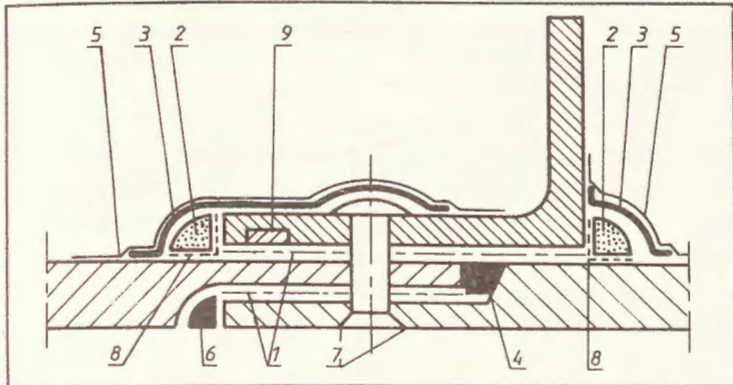
szukiwanych parametrów na krawędziach wszystkich elementów, na które podzielono rozpatrywany samolot.

LITERATURA

- ZIENKIEWICZ O.C.: Metoda elementów skończonych. Warszawa 1972.
- BLASZCZYK J., DŻYGADŁO Z.: Dynamiczny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych metodą elementów skończonych. Biuletyn WAT, XXVI, 4, 1977.
- SZMELTER J.: Metody komputerowe w mechanice. Warszawa 1980.
- GAWROŃSKI W., KRUSZEWSKI J. i in.: Metoda elementów skończonych w dynamicznej konstrukcji. Warszawa 1984.
- BLASZCZYK J.: Bryłowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych. TLiA, nr 6, 1986.
- BLASZCZYK J.: Zastosowanie dynamicznych modeli jednowymiarowych do analizy drgań własnych odkształcalnego samolotu. Cz. I. Biuletyn WAT, XXXV, 2, 1986. Cz. II. Biuletyn WAT, XXXVII, 3, 1988.
- J. BLASZCZYK: Dynamiczny model samolotu ze skrzydłem o zmiennej geometrii do badania drgań własnych metodą elementów skończonych. Biuletyn WAT, XXXVI, 3, 1987.

Osłanianie (p. 3 na rys. 23)

Osłanianie jest typem uszczelniania stosowanym głównie wewnątrz zbiorników paliwa. Jest to uszczelnienie uzupełniające międzywarstwę czy sznur, pozwala ono na ostateczne doszczelnienie z uwzględnieniem rzeźby okolic mocowań, wystających części złącznych itp. Ten typ uszczelnienia nakłada się na mocowania (części złączne), na sznury bądź jako uszczelnienie samodzielne (p. przykł. 4 na rys. 36) albo w postaci ciągłej (p. przykł. 5 na rys. 37) w przypadku elementów złącznych sąsiadujących. Produkty do tego typu uszczelnienia są na ogół dość płynne i mogą być nakładane pędzlem. Aby poprawić ich przyczepność (przyklejanie się) do podłoża (części), konieczne jest przygotowanie tego podłoża (części) przez dokładne umycie, szczególnie części złącznych, mając na uwadze ewentualność



Rys. 23 (z cz. IV art. „AERO-TL” nr 11/92 – powtórzony dla wygody czytelników)

użycia smaru podczas montażu i nieregularność kształtu. Produkt po przygotowaniu można przechowywać w małych kubeczkach plastikowych lub kartonach nie nasyconych parafiną. Ilość produktu wlewana do tych naczyń powinna być mniejsza od zużywalnej podczas zastosowania, a to w celu uniknięcia strat. Na naczyniu obowiązkowo muszą być podane informacje wymagane w punkcie 3.1.f.

Produkt nanosi się pędzlem, małymi ruchami w kierunku równoległym do linii mocowania (czy sznura), a ruchami kołowymi wokół elementów mocujących (części złącznych) dla wzmocnienia jego penetracji w szczeliny. Należy przy tym uważać, by nie pozostawić pęcherzyka powietrza między różnymi elementami a produktem. Zasadniczo nakłada się kilka warstw w celu uzyskania szczelnego osłonięcia; przed nałożeniem każdej warstwy trzeba odczekać na wyschnięcie poprzedniej. „Czysty”, gładki wygląd takiego rodzaju uszczelnienia pozwala uniknąć przenikania czynnika niepożądanego do strefy, do której nie powinien przenikać.

Produkty osłaniające o większej lepkości nakłada się szpatułką lub pistoletem do wyciskania.

Produkt uszczelniający w postaci sznura może być stosowany do uszczelnienia osłaniającego mocowań i połączeń. W tym przypadku należy liczyć się z możliwością skurczu produktu. Pokazano to dla przykładu na rys. 30: a – po nałożeniu, b – po polimeryzacji.

Wiele produktów wymaga warstwy podkładowej dla zapewnienia im dobrej przyczepności – w tym przypadku należy stosować się do odpowiednich zaleceń szczegółowych. To samo dotyczy obrzeży lub skurczu strefy osłony mocowań (połączeń) i sznurów uszczelniających.

Pokrywanie (p. 5 na rys. 23)

Nie jest to – ściśle rzecz biorąc – uszczelnienie, lecz w praktyce mieści się w ramach tej operacji. Pokrywanie pełni szczególną rolę ochronną jako warstwa chroniąca przed agresywnym chemicznie środowiskiem. Nie zawsze jest ono niezbędne, ponieważ w wielu przypadkach warstwa osłaniająca jest dostatecznie odporna na wpływy agresywnego chemicznie środowiska. Warstwa ochronna osłania większość elementów przed zetknięciem z tym środowiskiem. Może ona być stosowana:

- w stadium części prostych (elementarnych),
- przed lub po łączeniu elementów,
- przed lub po nałożeniu produktów uszczelniających.

Produkty do pokrywania są płynne i mogą być nakładane pędzlem lub pistoletem pneumatycznym. Nakładać należy co najmniej dwie warstwy, krzyżując kierunki nakładania każdej z nich. Warunki stosowania produktów do pokrywania powinny być ściślej określone w dokumentach konstruktora, technologa i produkcji. Przy stosowaniu tych produktów należy zachować największe środki

ostrożności, ponieważ produkty zawierają wiele rozpuszczalników, które mogą długo utrzymywać się w otoczeniu.

Obowiązkowo:

- w pomieszczeniu należy zapewnić wymianę powietrza umożliwiającą usuwanie par rozpuszczalników szkodliwych dla wykonawcy,
- wykonawca powinien nosić maskę ochronną, najlepiej zasilaną świeżym powietrzem.

W każdym przypadku muszą być przestrzegane wymagania podane w rozdziale „Higiena i bezpieczeństwo” niniejszego opracowania oraz określony koszt produkcji (by poznać zalecenia niezbędne do stosowania).

Uwaga: produkty pokrywające można zastąpić produktami malarskimi (np. podkładami), jeśli te ostatnie są porównywalne (zamienne) pod względem efektywności z produktami uszczelniającymi i zapewniają zadowalające uszczelnienia.

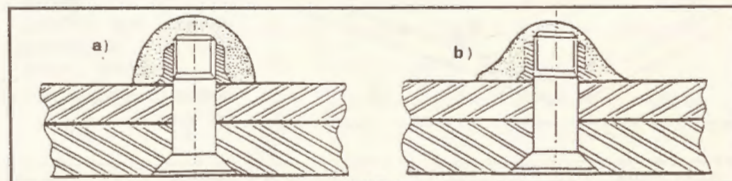
Wykończenie aerodynamiczne (p. 6 na rys. 23)

Podobnie jak poprzednio opisane pokrywanie, także wykończenie aerodynamiczne nie ma na celu uszczelniania w ścisłym tego słowa znaczeniu, lecz przez podobieństwo technologiczno-wykonawcze jest realizowane podczas procesu uszczelniania.

Szczególnie jest zalecane zatykanie (wypelnianie) jam występujących na powierzchniach zewnętrznych w celu otrzymania niezakłóconej, ciągłej, korzystnej aerodynamicznie i gładkiej powierzchni zewnętrznej samolotu. Jest ono wykonywane jako ostatnia czynność po połączeniu elementów; przed nią jest konieczne usunięcie pozostałości innych produktów uszczelniających z powierzchni pokrywanych tą warstwą elementów. Używa się do tego celu narzędzi w rodzaju noży i dłut z pleksi.

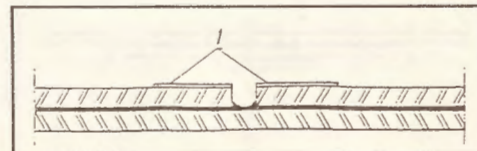
Kolejność czynności przy nakładaniu warstwy wykończenia aerodynamicznego jest następująca:

- mycie (czyszczenie) elementów wg zasad podanych w rozdziale „Przygotowanie powierzchni” niniejszego opracowania,



Rys. 30

Rys. 31. 1 – taśma samoprzylepna



wanie powierzchni” niniejszego opracowania,

- ograniczenie strefy zatykanej (wypelnianej) między dwoma elementami za pomocą taśm przylepnych (p. rys. 30),
- nałożenie produktu pistoletem do wyciskania (używać bardzo cienkiej dyszy), jak to opisano dla sznurów (należy użyć nieco więcej produktu, by lekko wystawał ponad powierzchnię elementów),
- wygładzanie szpatułką z pleksi w sposób najlepiej nadający gładkość,
- usunięcie taśm przylepnych,
- polimeryzacja produktu,
- skontrolowanie zakończenia operacji dla upewnienia się, że wszystkie jamy i luki są dobrze wypełnione.

Warstwa podkładowa lub grunt przyczepny (p. 8 na rys. 23)

Ten rodzaj warstwy jest kładziony przed nałożeniem sznura lub przed osłanianiem. Sposób nakładania – jak dla osłaniania. Warstwa podkładowa (grunt przyczepny) zapewnia lepszą przyczepność produktu zasadniczego do części uszczelnianych. Może być ona utworzona przez wypływki produktu międzywarstwowego lub jest nakładana oddzielnie. W przypadku oddzielnego nakładania warstwy podkładowej stosuje się produkty tej samej rodziny co produkty, z których forsowane są sznury czy warstwa osłonowa, przewidywane do późniejszego nałożenia. Można też stosować produkty zbliżone do nakładanego później produktu uszczelniającego – warstwa nosi wtedy nazwę podkładu przyczepnego. Na warstwę podkładową i podkład przyczepny stosuje się produkty płynne (a więc produkty typu A). Strefy, na których warstwa podkładowa czy podkład przyczepny muszą być zastosowane, powinny być dokładnie określone w odpowiednich dokumentach produkcji.

Wtryskiwanie (p. 9 na rys. 23)

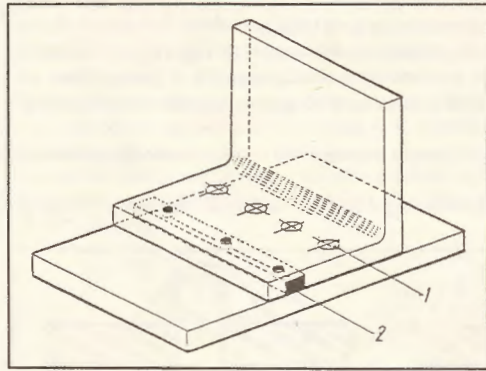
Jest to sposób uszczelnienia między dwoma elementami nieco podobny do międzywarstwy, realizowany jednak zupełnie inaczej. W tym przypadku elementy łączy się przed zastosowaniem produktu uszczelniającego, lecz tak jak dla międzywarstwy jest konieczne wywołanie podwyższonych naprężeń wewnętrznych w połączeniu. Sposób ten nie jest zbyt często stosowany. Do wyciskania wysokociśnieniowego należy koniecznie używać pistoletu wyposażonego w dyszę o odpowiedniej średnicy otworu, dobranej do wymiarów kanału przewidzianego na pomieszczenie produktu wtryskiwanego i wykonanego w jednej lub w obu zamontowanych ze sobą częściach (rys. 32).

Oprócz kanału na pomieszczenie produktu uszczelniającego w jednej z części muszą być wykonane otworki (o średnicy skorelowanej ze średnicą dyszy pistoletu do wyciskania, a więc pośrednio zależnej od gęstości produktu), pełniące podwójną rolę:

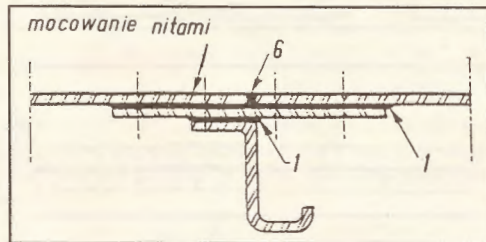
- miejsc, w które wtryskuje się produkt,
- punktów kontrolnych (ukazanie się produktu w otworach sąsiadujących z otworem wtryskowym świadczy o wypełnieniu produktem odcinka kanaлика przewidzianego na pomieszczenie produktu).

Realizacja uszczelnienia tego typu przebiega następująco:

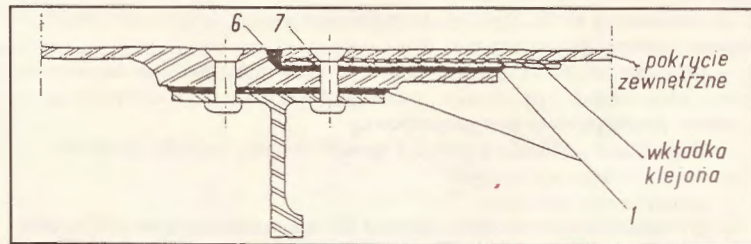
- założyć dyszę pistoletu na pierwszy otwór do wtryskiwania,
- zatkać pierwszy otwork kontrolny (poprzedzający pierwszy wtryskowy), jako korka można użyć drewnianego czystego koleczka,
- wyciskać produkt do pierwszego otworu aż do jego ukazania się w następnym otworze,
- przestawić dyszę pistoletu na następny otwór i znowu wyciskać aż do ukazania się go w kolejnym otworze,
- powtarzać czynność aż do zakończenia linii uszczelnienia, tak samo wykończyć uszczelnienie na otworze po wyjęciu koleczka,



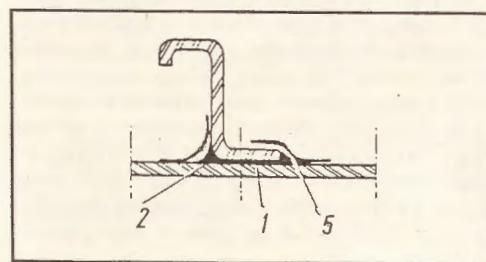
Rys. 32. 1 – mocowanie we właściwym położeniu, 2 – otwory „kontrolne” wtrysniętego sznura



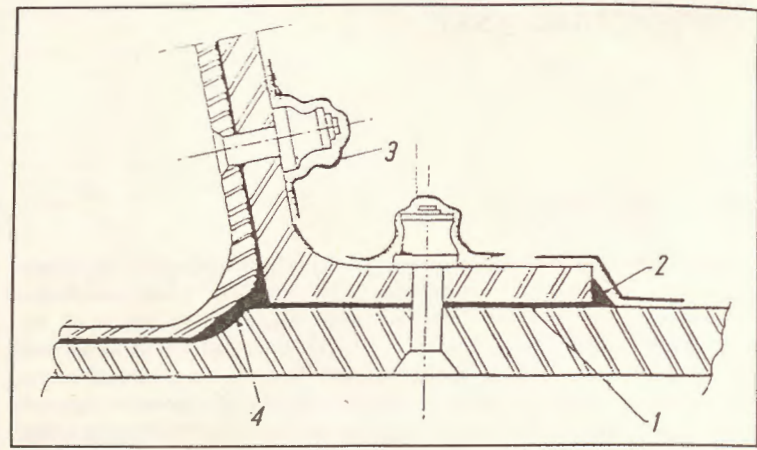
Rys. 33. 1 – międzywarstwa, 6 – wykończenie aerodynamiczne



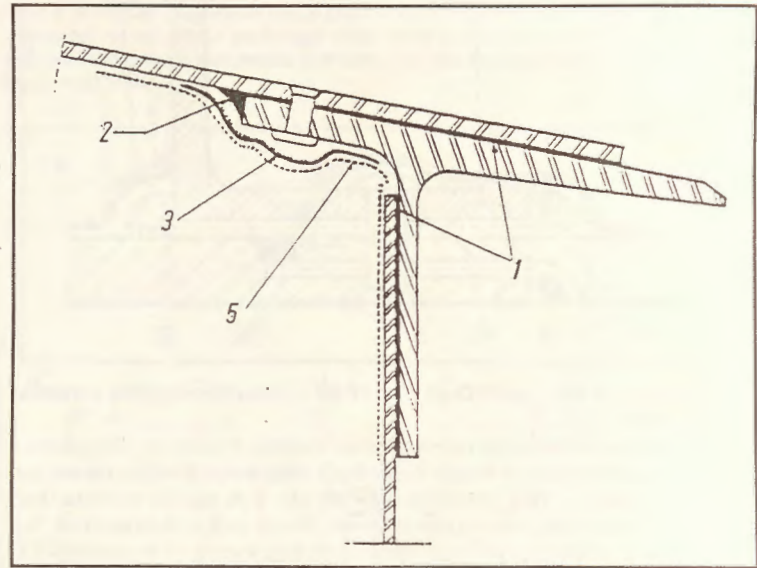
Rys. 34. 1 – międzywarstwa, 6 – wykończenie aerodynamiczne, 7 – montaż mocowań „na mokro”



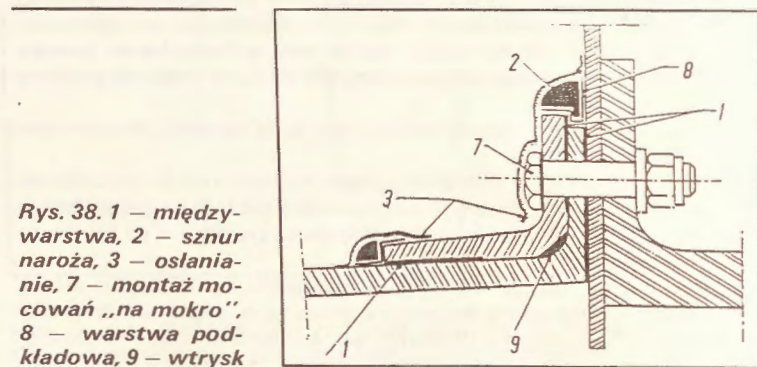
Rys. 35. 1 – międzywarstwa, 2 – sznur, 5 – pokrycie



Rys. 36. 1 – międzywarstwa, 2 – sznur, 3 – osłanianie, 4 – doszczelnianie



Rys. 37. 1 – międzywarstwa, 2 – sznur, 3 – osłanianie, 5 – pokrywanie



Rys. 38. 1 – międzywarstwa, 2 – sznur naroża, 3 – osłanianie, 7 – montaż mocowań „na mokro”, 8 – warstwa podkładowa, 9 – wtrysk

– nie opuszczać żadnego z kolejnych otworów – skutki takiego zapomnienia są praktycznie nie do usunięcia.

Przed przystąpieniem do stosowania jakiegokolwiek produktu uszczelniającego należy zapoznać się szczegółowo z odpowiednimi instrukcjami produkcji dla prawidłowego przeprowadzenia tego rodzaju uszczelnienia. Należy też zachować pewne ogólne środki zapewniające prawidłowe wykonanie uszczelnienia:

- zatykać większe szpary na połączeniach elementów dla uniknięcia wypływania produktu uszczelniającego,
- starannie czyścić gardziel otworu wtryskowego i dyszę pistoletu,
- wtryskiwać produkt przed wykonaniem zewnętrznych sznurów uszczelniających,
- nie dokonywać wtrysku przez kolejny otwór, dopóki nie zaobserwuje się wypłynięcia przezeń co najmniej 1 cm produktu,
- dobrze wypełnić wlew otworu dla uniknięcia wciągania powietrza przez zassanie,
- zakończyć wtryskiwanie w czasie zastosowania produktu.