



Co oferują WZL-3?

Możliwości usługowe i produkcyjne Wojskowych Zakładów Lotniczych Nr 3 w Dęblinie są wynikiem ponad 45-letniego doświadczenia, zwiększającego się w miarę rozwoju tego zakładu i rozszerzania asortymentu jego usług. Personel przedsiębiorstwa jest przygotowany do prac charakteryzujących się wysokimi walorami jakościowymi.

Jeżeli nie sięgać pamięcią aż do 1927 r., kiedy przy powstającej wówczas dęblńskiej szkole lotniczej utworzono zaplecze techniczne, to historia WZL-3 zaczęła się w 1945 r. Założono wtedy w Dęblinie warsztaty remontowe, w których remontowano samoloty Po-2 i UT-2. W ciągu minionych lat przywracano tam zdolności taktyczno-techniczne samolotom: Il-2, Szcze-2, UTB, Jak-9, Il-10, Jak-11, Jak-18, Jak-12, Jak-23, An-2, MiG-15, Lim-2, Lim-5, Lim-6bis i MiG-21 oraz silnikom lotniczym: M-11D, M-11FR, MIP5-RA, WK-105PF, W-107, RD-500, RD-45, Lis-1, Lis-2, SO-1, SO-3 i SO-3W.

Obecnie dęblńskie Wojskowe Zakłady Lotnicze Nr 3 mają krajowy certyfikat na naprawy główne samolotów An-2 wszystkich wersji oraz wojskowe certyfikaty na remonty średnie i główne samolotów MiG-21 wersji: 76, 66, 94, 68, 94R, 96M i MF, 69 z silnikami R-11 i R-13, 75 z silnikiem R-25 oraz ich wyposażenia, a także na remonty silników turbodrzutowych SO-3 i SO-3W.

W ramach remontu płatowca zakład wykonuje:

- częściowe wymiany pokryć,
- miejscowe wzmocnienia konstrukcji i pokryć,
- spawanie pęknięć,
- remont starych i produkcję nowych przewodów rurowych, sztywnych i giętkich,
- remont i wymianę zbiorników paliwowych metalowych i gumowych, w tym doszczelnianie integralnych zbiorników skrzydłowych,
- remont osłon kabin samolotowych, łącznie z wymianą szyb,
- wymianę opłótnienia samolotów,
- odnawianie powłok lakierniczych zewnętrznych i wewnętrznych powierzchni samolotów,
- wymianę i remonty pokładowej sieci elektrycznej samolotu.

Zakład jest gotów podjąć się wykonania każdej z tych usług w odniesieniu do innych typów samolotów. Jedynym warunkiem jest możliwość pozyskania stosownej dokumentacji technicznej.

W WZL-3 wykonuje się remonty agregatów wyposażenia wszystkich instalacji współczesnego samolotu:

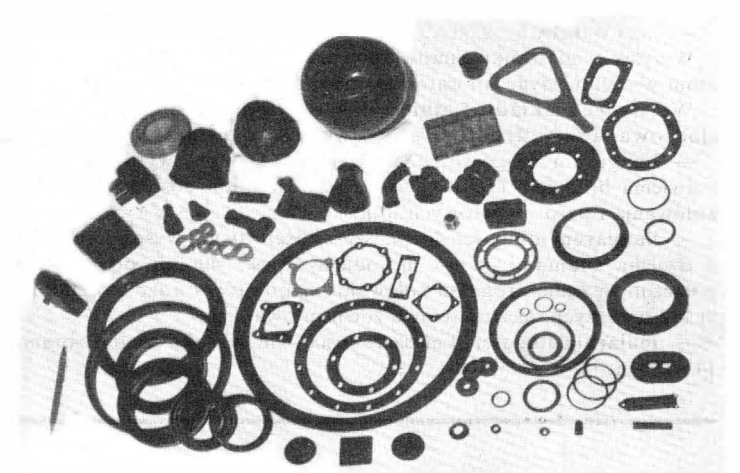
— **hydraulicznej** o ciśnieniu roboczym do 21,5 MPa (pompy nurnikowe, wzmacniacze, filtry, hydroakumulatory, zawory elektrohydrauliczne, cylindry hydrauliczne, zawory itd.),

— **paliwowej** (płatowcowej i silnikowej do SO-3 i SO-3W — pompy, zawory ujemnych przeciążeń, zawory pływakowe, zawory bezpieczeństwa, zawory specjalne),

— **powietrznej** (reduktory, zawory, zawory elektropneumatyczne, automaty przeciążeniowe, butle, filtry),

— **zasilania kabiny** (zawory klimatyzacji, regulatory, turbochłodnice),

— **tlenowej** (reduktory, zawory, wskaźniki, regulatory, butle, inhalatory),



Przykład możliwości produkcyjnych WZL-3 w zakresie wyrobów gumowych / różnych mieszanek. Formy do tych wyrobów opracowano i wykonano we własnym zakresie

— **elektrycznej** (prądnice, przetwornice, rozruszniki, silniki elektryczne, regulatory napięcia, styczniki, przekaźniki, automaty zabezpieczające, elektromechanizmy, filtry).

W WZL-3 wykonuje się ponadto **remonty lotniczego wyposażenia radioelektronicznego** (np. stacji radiolokacyjnych i przyrządów rozpoznania fotograficznego, radiostacji, elektronicznego oprzyrządowania nawigacyjnego), a także przyrządów żyroskopowych, busoli, przyrządów membranowych itp.

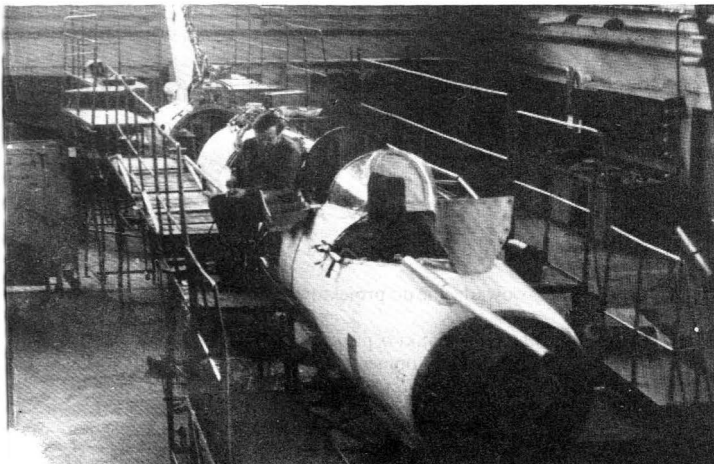
W procesie weryfikacji WZL-3 posługują się technikami badań nieniszczących:

- defektoskopia magnetyczną,
- defektoskopia kolorową,
- defektoskopia luminescencyjną,
- defektoskopia rentgenowską.

Wybrane elementy są poddawane próbom wytrzymałościowym (mechanicznym i ciśnieniowym).

WZL-3 dysponują własnym **Laboratorium Metrologicznym** (pracownia mechaniczna i elektryczna) i oferują **wszelkie usługi metrologiczne** (sprawdzania i legalizację), a także **naprawy przyrządów pomiarowych** począwszy od przyrządów do pomiaru długości i kąta po elektroniczne generatory wysokiej częstotliwości.

Ponadto WZL-3 oferują **wykonywanie powłok ochronnych, ochronno-dekoracyjnych i technicznych**: chromowych, cynkowych, niklowych, kadmowych, cynowych, srebrnych, ołowiowych, indowych,



Lotnisk MiG-21-96M podczas remontu w WZL-3

miedziowych oraz powłok konwersyjnych — fosforanowych, oksydowych, oksydowych stopów aluminium, anodowych i chromianowych.

Wojskowe Zakłady Lotnicze Nr 3 w Dęblinie prowadzą również działalność produkcyjną.

We współpracy z PZL Warszawa-Okęcie, w WZL-3 produkowane są, z powierzonych materiałów, paliwomierze do samolotów PZL-106 Kruk i PZL-130 Orlik.

Na podstawie licencji PZL WSK Hydral-Wrocław, WZL-3 produkuje przenośne urządzenia diagnostyczne do naziemnej kontroli stanu poprawnej pracy elektronicznej części układu paliwowo-regulacyjnego silnika PZL-10W śmigłowca PZL Sokół, w warunkach eksploatacji, typu TEOS-1. Urządzenie to zostało przetestowane m.in. w ZSRR, w różnych warunkach klimatycznych.

W Wojskowych Zakładach Lotniczych Nr 3 w Dęblinie produkowane są przewody rurowe:

- sztywne — z miedzi, duralu i stali nierdzewnej (np. duralowe o średnicy do 70 mm),
- szeroki asortyment nisko- i wysokociśnieniowych przewodów giętkich.

Produkują się tam również wyroby gumowe, z mieszanek krajowych oraz importowanych, do których formy opracowano i wykonano we własnym zakresie:

- pierścienie uszczelniające o przekroju kołowym i prostokątnym,
- pierścienie uszczelniające typu U,
- mieszki uszczelniające oklejane tkaniną,
- przelotki,
- membrany tkaninowo-gumowe,
- przepony do hydroakumulatorów,
- kołpaki,
- zaworki metalowo-gumowe,
- inne wyroby kształtowe.

Wszystkie mieszanki gumowe przed użyciem poddawane są badaniom w chemicznym laboratorium zakładowym.

Wojskowe Zakłady Lotnicze Nr 3 dysponują bogatą i wyspecjalizowaną infrastrukturą usługowo-produkcyjną:

- hangarem długości 22 m, szerokości 43 m, wysokości 5 m, z dwiema bramami 19,5 × 4,7 m, z bezpośrednim dostępem do dróg kołowania i pasów startowych lotniska,
- hangarem długości 46 m, szerokości 70 m, wysokości 11 m, z dwiema bramami 12 × 6 m, odległym ok. 400 m od lotniska, połączonym z nim drogą do kołowania samolotów o rozpiętości do 15 m lub większych, lecz częściowo zdemontowanych,
- malarnią długości 21 m, szerokości 16 m, wysokości 5 m, z bramą 14 × 4,7 m,

- wydziałami specjalistycznymi remontu wyposażenia samolotów o łącznej powierzchni użytkowej 5700 m²,
- wydziałem remontu silników lotniczych z tłumionym stanowiskiem do prób zdawczych,
- wydziałem obróbki mechanicznej,
- galwanizernią,
- wulkanizernią,
- laboratorium metrologicznym i chemicznym,
- biurem konstrukcyjno-technologicznym,
- magazynami do właściwego składowania i przechowywania materiałów i części zamiennych, w tym 5000 m² powierzchni w pomieszczeniach ogrzewanych,
- własną bazą hotelową.

WZL-3 dysponują bogatym zestawem stanowisk i oprzyrządowania do realizacji pełnego cyklu remontowego:

- demontażu i mycia,
- weryfikacji,
- remontu i wymiany części,
- montażu,
- prób kontrolnych (łącznie z próbami w locie),
- konserwacji i pakowania.

Ponadto w WZL-3 produkuje się, metodą obróbki skrawaniem wiele części zamiennych znormalizowanych i specjalnych. Zakład wyposażony jest m.in. w tokarki sterowane numerycznie (SINUMERIC) oraz w tokarki, frezarki i szlifierki uniwersalne.

*

Wszystkim procesom wykonywanym w WZL-3 towarzyszy ustawiczna kontrola (a nie tylko końcowa) — systemem ciągłej kontroli technicznej są objęte wszystkie komórki produkcyjne występujące w strukturze organizacyjnej zakładu. Specjaliści kontroli tworzą osobny pion organizacyjny.

*

Nawiązując współpracę z Wojskowymi Zakładami Lotniczymi Nr 3 powierza się wykonanie usług lub produkcję personelowi przywykłemu do wysokiej jakości, dla którego podjęcie prac prostych powodowałoby degradację tak pieczołowicie utrwalanych i niezbędnych przy produkcji lotniczej nawyków.

Oczywisty więc staje się fakt, że domeną prezentowanego zakładu nadal powinna być działalność o profilu lotniczym lub technicznie i technologicznie do niego zbliżonym, aby wieloletnie doświadczenia i osiągnięcia nie zostały zaprzepaszczone.

P.G.

AR/260/91

Dokończenie ze str. V

Modelowanie kombinowane jest wykorzystywane wszędzie tam, gdzie model fizyczny umożliwia uzyskanie danych koniecznych do dalszej analizy za pomocą modelu matematycznego.

Modelowanie analogowe

W modelowaniu analogowym jeden obiekt lub prawidłowość są zastępowane innym modelem o równoważnych cechach. Modelowanie analogowe może być fizyczne lub matematyczne.

Przykładem analogu fizycznego może być zastąpienie ciała pilota bryłą walca (rys. 9). Jeden model trudniejszy zastąpiono innym, prostszym. Dopiero ten uproszczony analogowy model podlega dalszym przekształceniom w obliczeniowy model do wyznaczenia momentów bezwładności.

Analog matematyczny znajduje zastosowanie przy obliczaniu rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości płata. Jest tu wykorzystywana analogia między postacią szeregu matematycznego a postacią rozkładu cyrkulacji na płacie.

*
* *

• Modelowanie jest jednym z narzędzi usprawniających pracę konstruktora.

• Stosowanie modeli fizycznych pozwala na konfrontację generowanych rozwiązań konstrukcyjnych z rzeczywistością.

• Możliwość tworzenia modeli skażonych ułatwia badanie cech tworzyw i charakterystyk konstrukcji.

• Modele matematyczne pozwalają na analizę cech obiektów w odwołaniu od ich postaci materialnej. Zyskały dzisiaj ogromną popularność wobec powszechnej komputeryzacji techniki.

• Modelowanie matematyczne umożliwia prowadzenie analiz optymalizacyjnych ułatwiających podejmowanie decyzji konstruktorskich

• Modelowanie kombinowane fizyczno-matematyczne stwarza optymalne możliwości efektywnego prowadzenia badań.

LITERATURA

1. H. ALTSZULLER: Algorytm wynalazku. Wiedza Powszechna, Warszawa 1975
2. W. ASIMOW: Wprowadzenie do projektowania w technice. WNT, Warszawa 1987
3. C. BAŃIŃSKI: Elementy nauki o projektowaniu. WNT, Warszawa 1972
4. L.M.M. BOERMANS: Development of Computer Program for Parameter Sailplane Optimization. *Aero Revue* 1980, nr 5
5. E. CORMICKI Human Engineering. McGraw Hill, 1957
6. E. KRICK: Wprowadzenie do techniki i projektowania technicznego. WNŹ, Warszawa, 1975
7. K. URBANIEC: Wprowadzenie do optymalizacji konstrukcji. Ośrodek Postępu Technicznego. NOT, Warszawa, 1974

Modelowanie w projektowaniu szybowców

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-Bielsko

Projektujący, w każdej dziedzinie twórczości technicznej, musi mieć wyobraźnię. Zanim bowiem dojdzie do narodzin koncepcji jakiegoś związania konstrukcyjnego, twórca jej musi (w sposób abstrakcyjny) wyobrazić sobie projektowany obiekt czy urządzenie i sposób działania.

Nawet bardzo wyostrzona wyobraźnia wymaga wspomagania w celu sprawniejszego i przyspieszenia procesu generowania rozwiązań konstrukcyjnych. Jedną z form takiego wspomagania jest modelowanie. Pozwala ono na weryfikację wyobrażeń przez:

- stworzenie dla rozpatrywanego obiektu lub urządzenia innego obiektu (modelu), mającego cechy związane w pewien sposób z cechami oryginału (modelowanie fizyczne),

- stworzenie odpowiednika rozpatrywanego obiektu lub zjawiska zn. struktury matematycznej (równania, nierówności, funkcje) opisującej cechy lub związku charakterystyczne dla tego obiektu (modelowanie matematyczne),

- wykorzystanie łączne modelowania matematycznego i fizycznego (modelowanie kombinowane),

- wykorzystanie analogii między różnymi obiektami lub zjawiskami pozwalającej na zastępowanie cech jednego obiektu lub zjawiska cechami innego (modelowanie analogowe).

W projektowaniu szybowców wykorzystuje się najczęściej pierwsze trzy rodzaje modelowania, natomiast modelowanie analogowe jest rzadko wykorzystywane.

Modelowanie fizyczne

Tworząc model fizyczny obiektu, stosuje się odwzorowanie cech:

- wierne — obrazujące cechy rozpatrywanego obiektu w sposób odpowiadający rzeczywistości,

- skażone — obrazujące obiekt z zaniedbaniem pewnych jego cech lub przesadnym wypukleniem innych; względnie włączeniem cech, które w rzeczywistości nie występują, a ułatwiają badanie obiektu w pożądanym kierunku.

Dalszy podział modelowania fizycznego wynika z jego zastosowania. Konstruktor może więc posługiwać się modelowaniem:

- projektowym — stymulującym decyzje podejmowane przy generowaniu rozwiązań konstrukcyjnych,

- fabrykacyjnym — ułatwiającym budowę oprzyrządowania produkcyjnego, zwłaszcza rozbudowanego przy wytwarzaniu szybowców kompozytowych,

- doświadczalnym — umożliwiającym badanie nowych tworzyw, rozwiązań konstrukcyjnych i technologii.

Współzależność odwzorowania i zastosowania modelowania przedstawiono w tabl. 1.

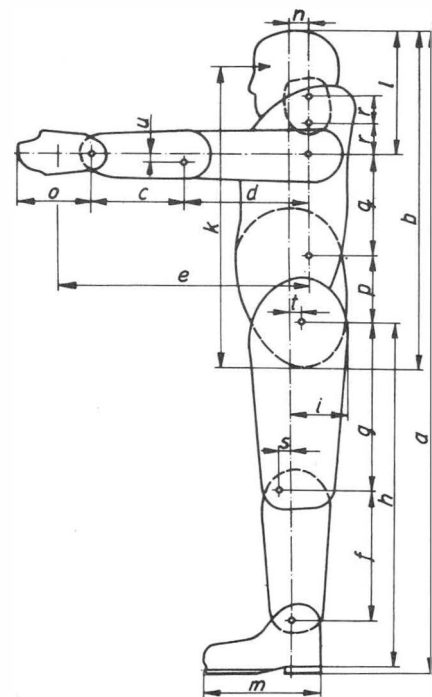
W projektowaniu wykorzystuje się modelowanie wierne i skażone, natomiast do celów fabrykacyjnych jest stosowane modelowanie wierne. Doświadczenia są przeprowadzane z reguły na modelach skażonych. Oczywiście w praktyce zdarzają się odstępstwa od ustaleń zawartych w tabl. 1, ale raczej rzadko.

Modelowanie projektowe w niektórych przypadkach jest konieczne. Przykładem może być projektowanie wnętrza kabiny. Budowa makiety (modelu fizycznego) w skali 1:1 pozwala na prawidłowe usytuowanie siedziska pilota i rozmieszczenie elementów układu sterowania oraz wyposażenia kabiny w dogodnym zasięgu kończyn. Ponadto symulując siedzisko i urządzenia wnętrza kabiny można uwzględnić ergonomiczny aspekt zaproponowanej struktury, bardzo istotny w przypadku lotów

długotrwałych. Bez modelowania kabiny praktycznie nie można ustalić prawidłowych relacji między wymiarami, rozplanowaniem wnętrza a ruchami kończyn i możliwością wywierania sił.

Projektowanie makiety kabiny musi opierać się na modelu znormalizowanej sylwetki pilota (wysokiego, średniego i niskiego) ustalonym na podstawie statystyki antropometrycznej (rys. 1). Wymiary liniowe modelu pilota zestawiono w tabl. 2.

Innym przykładem modelowania projektowego jest praktyczna weryfikacja cech wytrzymałościowych tylnej części kadłuba (rys. 2). Modelem struktury rzeczywistej jest rura stożkowa o geometrii i układzie kompozytu pokrywającymi się z oryginałem, poddana w próbie złożonemu stanowi obciążeń. Skażeniem modelu jest sposób zamocowania czoła rury na stoisku badawczym, odmienny niż w strukturze rzeczywistej, a także punktowy sposób przyłożenia obciążenia na przeciwnym końcu rury. Celem próby tylnej partii kadłuba jest stwierdzenie jej dostatecznej wytrzymałości i odporności na utratę stateczności pokrycia kompozytowego.



Rys. 1. Oznaczenia wymiarów liniowych sylwetki pilota

Skażony model może być zastosowany również np. w próbie czoła dźwigną skrzydła. Wpływ kesonu może być symulowany trójkątną skrzynką odtwarzającą, z żądanym przybliżeniem, warunki rzeczywistej struktury (rys. 3).

Obie przedstawione próby służą stymulacji decyzji konstruktora, a zatem zastosowane w nich modelowanie jest projektowe.

Modelowanie fabrykacyjne ułatwia budowę oprzyrządowania produkcyjnego i jest z reguły wierne. W przypadku budowy szybowców kompozytowych przyrządy służące do formowania zespołów szybowca (skrzydło, kadłub, usterzenia i in.) powstają przy wykorzystaniu metody makiety. Makieta jest geometrycznie wiernym modelem bryły zespołu konstrukcyjnego. Odcisk makiety staje się formą, która po odpowiedniej obróbce wykańczającej i uzupełnieniu elementami bazowymi tworzy przyrząd produkcyjno-montażowy. Makieta jest wykorzystywana wielokrotnie do powielania i atestacji przyrządów.

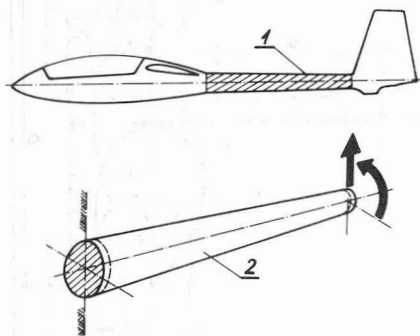
Modelowanie doświadczalne prawie zawsze jest skażone. Mnogość cech opisujących każdy przedmiot fizyczny w praktyce nie jest w pełni

TABLICA 1. Współzależność odwzorowania i zastosowania modelowania

Odtworzenie	Zastosowanie modelowania		
	projektowe	fabrykacyjne	doświadczalne
Wierne	x	x	
Skażone	x		x

TABLICA 2. Wymiary liniowe sylwetki pilotów normalnych, mm

Pilot	Wysoki	Średni	Niski
a	1900	1750	1600
b	990	920	870
c	280	255	230
d	370	335	300
e	750	685	620
f	430	390	350
g	515	475	435
h	1050	950	850
i	160	150	140
k	875	805	760
l	360	330	300
m	350	325	300
n	70	60	50
o	240	220	200
p	210	200	190
q	280	270	260
r	100	90	80
s	30	30	20
t	30	30	20
u	20	20	20
Tulów:			600
szerokość od łokcia do łokcia			400
szerokość w biodrach			300
grubość klatki piersiowej (bez spadochronu)			300
grubość w pasie			100
Dłoi:			45
szerokość (bez kciuka)			25
grubość			200
grubość palca wskazującego			180
Noga:			150
szerokość uda			120
grubość uda			85
szerokość kolana			
Stopa:			
szerokość buta			
grubość buta			

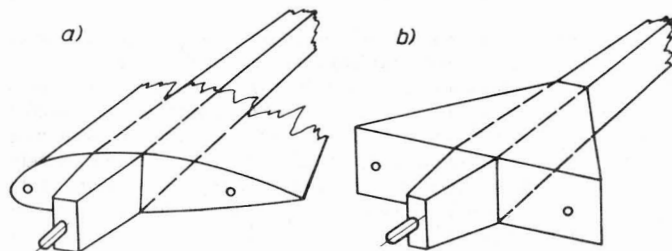


Rys. 2. Model fizyczny tylnej części kadłuba: 1 — część modelowa, 2 — skażony model tylnej części kadłuba

wykorzystywana. Element, zespół czy mechanizm korzysta z tych cech tworzywa, które najlepiej odpowiadają zadaniu, jakie obiekt ma wykonać. Model doświadczalny projektuje się tak, aby uwypuklić cechy będące przedmiotem badania, a zaniedbać lub całkiem odrzucić te, które są nieistotne dla badanej charakterystyki.

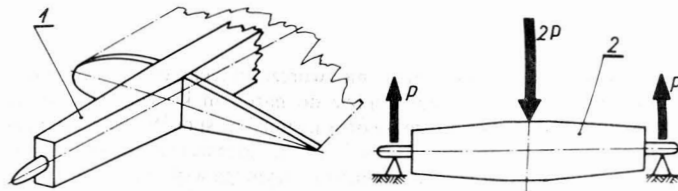
Badając np. kinematyczną poprawność układu sterowania jest obojętne czy w modelu będą zastosowane popychacze stalowe, duraluminiowe czy też z tworzywa sztucznego. Jeżeli jednak będzie badać się wytrzymałość tego układu, materiał popychaczy zaczyna odgrywać zasadniczą rolę i nie może być modelowany w sposób skażony.

Gdy na początku lat sześćdziesiątych projektowano układ hamulca aerodynamicznego na szybowcu SZD-19-2 Zefir 2 jako spadochronik



Rys. 3. Model fizyczny skażony, odtwarzający wpływ skorupy pokrycia skrzydła na pracę czoła dźwigara: a) rzeczywisty układ klesonu skrzydła, b) model skażony zastosowany do realizacji próby statycznej czoła dźwigara skrzydła

hamujący, projektowany układ rzeczywisty komory na spadochronik (rura umieszczona wewnątrz tylnej części kadłuba), symulowano rurą umieszczoną na zewnątrz kadłuba szybowca SZD-25 Lis. W celu zbadania sprawności układu spadochronu hamującego wielokrotnego użytku stworzono model bardzo skażony, bo nawet wykorzystujący inny szybowiec. Skażenie to jednak nie wpływało na istotę doświadczenia badającego zachowanie się układu w rzeczywistych warunkach lotu.



Rys. 4. Modelowanie czoła dźwigara skrzydła w celu przeprowadzenia prób zmęczeniowych: 1 — struktura rzeczywista, 2 — zamodelowana próbka do badań zmęczeniowych

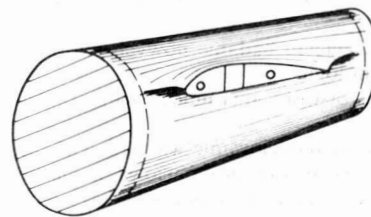
Aby udowodnić postulowany resurs szybowców kompozytowych (rodzina Jantarów, Puchacz), przeprowadzono próby zmęczeniowe sworznia głównego i jego zamocowania w dźwigarze skrzydła. Realizacja próby była oparta na wykorzystaniu skażonych modeli czoła dźwigara (rys. 4). Jedna próbka odtwarzała dwa czoła i była poddana zmiennemu obciążeniu o wartości podwójnej siły na sworzniu. W modelu tym obydwa sworznie pracują w warunkach bliskich rzeczywistym, skażenie pojawia się dopiero w okolicy środka próbki.

Próba statyczna skrzydła powinna symulować warunki rzeczywiste w sposób możliwie wierny. Biorąc pod uwagę wpływ zamocowania skrzydła w kadłubie na charakter rozkładu naprężeń, zwłaszcza w okolicy czoła, należałoby poddać próbce skrzydło zamocowane do kadłuba. Jednakże koszt i brak powierzchni laboratoryjnej skłaniają do zastąpienia kadłuba segmentem jego partii centralnej zamkniętym mocnymi wręgami pozwalającymi na zamocowanie go na stoisku (rys. 5). Długość segmentu powinna być taka, aby wpływ wręg brzegowych (skażenie) nie zniekształcał właściwości sprężystych kadłuba w okolicy zamocowania skrzydła.

Układ obciążeń skrzydła, w rzeczywistości ciągły, jest modelowany układem sił skupionych. Skażenie takie jest tym mniejsze, im większą ilością sił symuluje się obciążenie ciągłe (rys. 6).

Jak wskazują przytoczone przykłady, modelowanie fizyczne w projektowaniu umożliwia:

- stwierdzenie poprawności przestrzennego ukształtowania bryły projektowanego szybowca.



Rys. 5. Model środkowej części kadłuba symulujący wpływ kadłuba na pracę skrzydła podczas próby statycznej

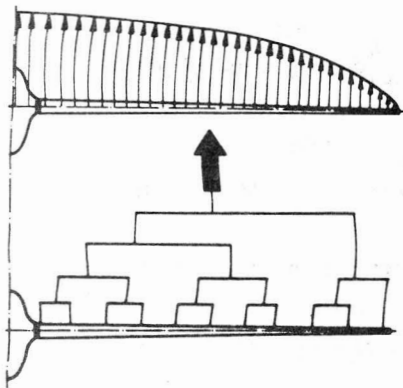
- rozplanowanie elementów struktury wewnętrznej szybowca w sposób bezkolizyjny z uwzględnieniem wymagań ergonomii,
- ustalenie położenia elementów współpracujących,
- budowę oprzyrządowania fabrykacyjnego, zwłaszcza przy wytwarzaniu szybowców kompozytowych,
- prowadzenie doświadczeń na modelach skażonych w celu uzyskania informacji wspomagających proces generowania rozwiązań konstrukcyjnych.

Modelowanie matematyczne

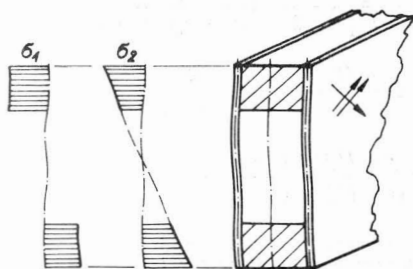
Modelowanie matematyczne polega na stworzeniu dla rozpatrywanego obiektu odpowiednika, tj. struktury matematycznej, pozwalającej na analizowanie charakterystycznych cech opisujących ten obiekt. Struktury matematyczne (równania, nierówności, funkcje) opisują pra-

TABLICA 3. Tematyka modelowania matematycznego w dokumentacji obliczeniowej

Część dokumentacji	Modelowane zagadnienie
Analiza masowa	rozkład mas i położenie środka masy, momenty bezwładności szybowca
Aerodynamika	sily i momenty na bryle szybowca, rozkłady wyporu na płacie, biegunowe: prędkości i krążenia, równowaga podłużna, stateczność statyczna i dynamiczna, zjawiska korkociągowe
Obciążenia	obwiednia obciążeń sterowanych i pomuchowych, obciążenia poszczególnych zespołów konstrukcyjnych szybowca
Wytrzymałość	wyznaczanie charakterystyk geometryczno-wytrzymałościowych (osie skręceń, osie obojętne itp.), wielkość naprężeń i zapasy bezpieczeństwa w elementach struktury szybowca, przebiegi odkształceń
Aeroelastyka	rozkłady sztywności konstrukcji, zjawiska aerosprężyste, obliczeniowe flutterowe
Programowanie prób	symulacja obciążeń, wyznaczenie kryteriów bezpieczeństwa



Rys. 6. Symulacja obciążenia skrzydła w próbie statycznej

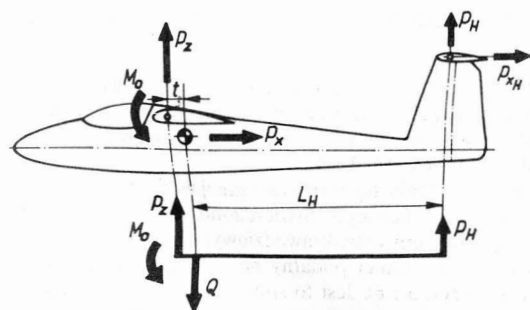


Rys. 7

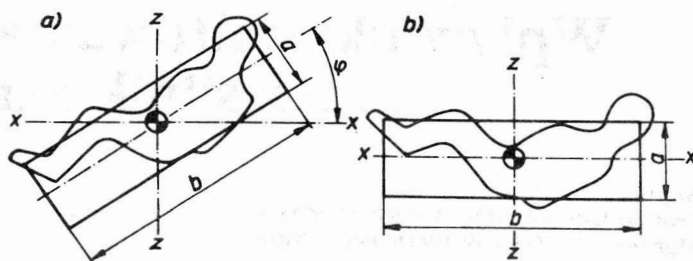
wa fizyczne, zależności i ich zmienność. Praktycznie cała dokumentacja obliczeniowa szybowca opiera się na modelowaniu matematycznym.

Posługując się nim trzeba pamiętać, że przy doborze modelu opisywanego zjawiska należy uwzględnić:

- zbieżność cech zjawiska i dobranej do niego struktury matematycznej,
- konieczność pewnych uproszczeń stanu rzeczywistego, aby umożliwić zapis analityczny,



Rys. 8. Przykład modelu obliczeniowego do analizy równowagi podłużnej szybowca



Rys. 9. Model geometryczny ciała pilota: a) w pozycji siedzącej, b) w pozycji leżącej; $a = 400 \text{ mm}$, $b = 1000 \text{ mm}$, φ — zależy od ukształtowania siedziska

— granice, w jakich model matematyczny odpowiada opisywanej rzeczywistości,

— konfrontację dokładności modelu z wymaganą dokładnością analizy.

Ilustracją adekwatności modelu matematycznego do opisywanego zagadnienia może być np. obliczenie wytrzymałościowe dźwigara drewnianego o sosnowych pasach i sklejkowej ściance. Korzystając z uproszczeń, jakie stwarza anizotropia drewna, wielkość naprężenia w pasie dźwigara wywołanego momentem gnącym M_g jest określona modelem matematycznym (rys. 7):

$$\sigma_1 = \frac{M_g}{h \cdot F}$$

gdzie:

- M_g — moment gnący,
- h — odległość środków ciężkości pasów,
- F — przekrój poprzeczny pasa.

Model ten, nawet przy uproszczeniach wynikających z anizotropii, jest skażony, gdyż:

- nie uwzględnia zmienności naprężenia wzdłuż wysokości pasa σ_2 , zastępując ją układem stałym σ_1 ,
- nie uwzględnia współpracy ścianki w przyjmowaniu momentu gnącego.

Modelowanie matematyczne stosowane jest np. do analizy równowagi podłużnej szybowca (rys. 8). Analitycznym odpowiednikiem szybowca jest równanie momentów względem osi poprzecznej przechodzącej przez środek masy szybowca:

$$M = M_c - P_z \cdot l + P_H \cdot L_H$$

Warunek $M = 0$ określa stan równowagi podłużnej. Jest to znów model matematyczny uproszczony zakładający, że siła oporu szybowca przechodzi przez jego środek masy oraz że siła oporu usterzenia mimo względnie dużego ramienia (w przypadku usterzenia T) nie wpływa na wielkość momentów pochylających.

Zakres wykorzystania modelowania matematycznego w obliczeniowej dokumentacji szybowca przedstawiono w tabl. 3.

Modelowanie kombinowane

Modelowanie kombinowane wykorzystuje łącznie model fizyczny i matematyczny. Typowym przykładem jest metoda doświadczalnego wyznaczania sztywności.

Cheąc wyznaczyć np. sztywność skrętną rury przedstawionej na rys. 2, należy na modelu fizycznym dokonać pomiaru jednostkowego odkształcenia skrętnego pod wpływem przyłożonego momentu skręcającego, wykonując kilka pomiarów zależności:

$$\frac{d\varphi}{dx} = f(M_s)$$

Następnie korzystając z matematycznego modelu równowagi między odkształceniem a obciążeniem:

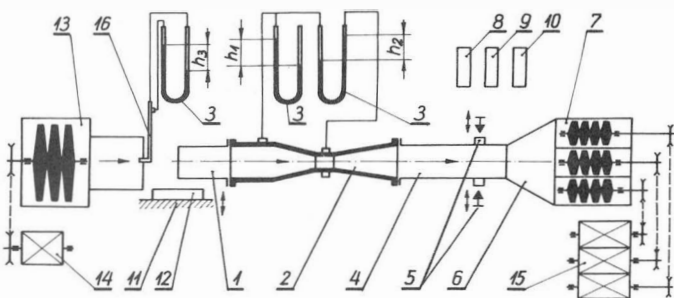
$$\frac{d\varphi}{dx} = \frac{M_s}{C}$$

wyznacza się wartość sztywności skrętniej C .

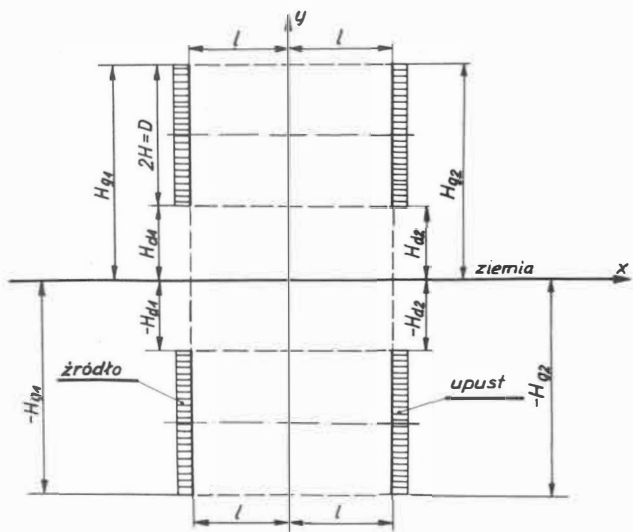
Wpływ ukształtowania chwytu wlotu na zasysanie przez silnik zanieczyszczeń mechanicznych

Mgr inż. LUCJAN MADEJ
 Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI
 Mgr inż. ZDZISŁAW WOJCIECHOWSKI

Problem zabezpieczenia turbinowych silników odrzutowych przed zanieczyszczeniami mechanicznymi zasysanymi do wlotów silnikowych wraz ze strumieniem wlotowym jest niezmiernie ważny z punktu widzenia ekonomii oraz gotowości eksploatacyjnej i niezawodności silników. Podjęto wiele prac teoretyczno-doświadczalnych [1, 3, 5, 8], mających na celu określenie prawideł aerodynamicznych powstawania wiru wlotowego i jego eliminacji. Brak dotychczas pełnego i ostatecznego rozwiązania spowodował ich podjęcie również w ITL WAT.



Rys. 1. Schemat stanowiska pomiarowego: 1 — badany układ, 2 — złączka pomiarowa, 3 — manometry cieczowe, 4 — rura przepływowa, 5 — zawory wpustowe, 6 — zbiornik wyrównawczy, 7 — zespół wentylatorów, 8 — termometr, 9 — barometr, 10 — psychrometr, 11 — ruchoma płyta, 12 — zbiornik z wodą, 13 — wentylator nadmuchu, 14 — silnik elektryczny, 15 — zespół silników elektrycznych, 16 — rurka Prandtla



Rys. 2. Model wlotu jako układ źródeł i upustów z uwzględnieniem wpływu ziemi

Badania modelowe przeprowadzone na stanowisku pomiarowym (rys. 1) miały na celu określenie struktury swobodnego strumienia wlotowego, strat ciśnienia ΔP_{sr} i współczynnika strat ciśnienia ξ dla wlotów o przekroju kołowym z chwytym ostrokrawędziowym i lemniskatowym, a przede wszystkim wpływu ich ukształtowania na powsta-

wanie wiru wlotowego. Wizualizację wiru wlotowego przeprowadzono imitując nawierzchnię lotniskową za pomocą powierzchni wody. Do analitycznego wyznaczenia struktury przepływowej strumienia wlotowego wybrano metodę źródeł i upustów [1, 4] z założeniem potencjalności przepływu płynu doskonałego.

Równanie linii prądu przy wykorzystaniu zasady superpozycji jest następujące:

$$d\psi = d\psi_{zr} - d\psi_{up} \quad (1)$$

gdzie dla układu (rys. 2) z uwzględnieniem wpływu ziemi:

$$\psi = \frac{\dot{m}}{4\pi H} \left\{ \int_{H_{d1}}^{H_{g1}} \arctg \frac{y-h}{x+l} dh - \int_{H_{d2}}^{H_{g2}} \arctg \frac{y-h}{x-l} dh \right\} + \left[\int_{-H_{d1}}^{-H_{d2}} \arctg \frac{y-h}{x+l} dh - \int_{-H_{d2}}^{-H_{d1}} \arctg \frac{y-h}{x-l} dh \right] \quad (2)$$

Po scałkowaniu otrzymuje się równanie potencjału prądu:

$$\psi = \frac{\dot{m}}{4\pi H} \left\{ \frac{x+l}{2} \ln \frac{(y-H_g)^2 + (x+l)^2}{(y-H_d)^2 + (x+l)^2} + (y-H_g) \times \left[\arctg \frac{y-H_g}{x-l} - \arctg \frac{x-H_g}{x+l} \right] + \frac{x+l}{2} \ln \frac{(y+H_d)^2 + (x+l)^2}{(y+H_g)^2 + (x+l)^2} + (y+H_d) \left[\arctg \frac{y+H_d}{x-l} - \arctg \frac{y+H_d}{x+l} \right] + \frac{x-l}{2} \ln \frac{(y-H_d)^2 + (x-l)^2}{(y-H_g)^2 + (x-l)^2} + (y-H_d) \left[\arctg \frac{y-H_d}{x+l} - \arctg \frac{y-H_d}{x-l} \right] + \frac{x-l}{2} \ln \frac{(y+H_g)^2 + (x-l)^2}{(y+H_d)^2 + (x-l)^2} + (y+H_g) \left[\arctg \frac{y+H_g}{x+l} - \arctg \frac{y+H_g}{x-l} \right] \right\} \quad (3)$$

gdzie:

$$\dot{m} = 0,4 \text{ kg/s,}$$

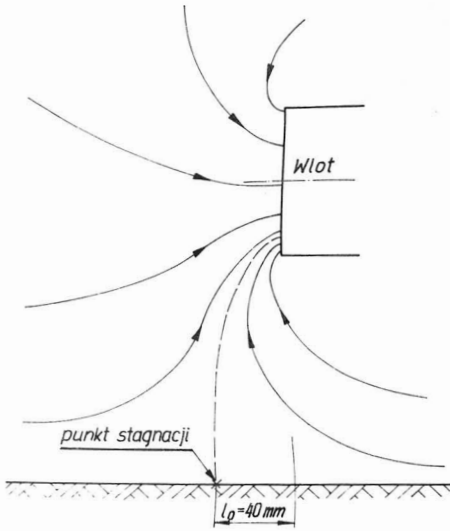
$$2H = 0,08 \text{ m,}$$

$L = f(l_0)$; l_0 — określono doświadczalnie na stanowisku pomiarowym (rys. 3 i 4).

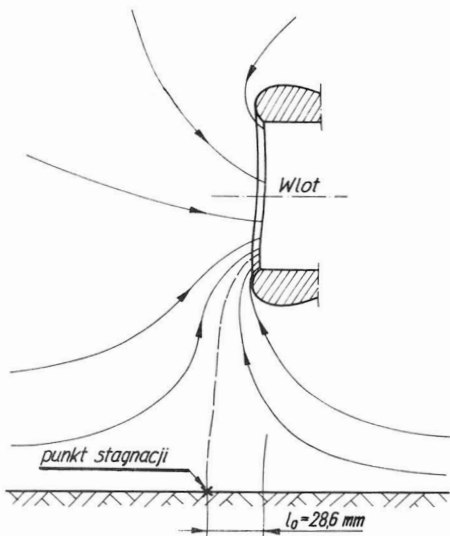
Profil krawędzi wlotu z lemniskatą przyjęto zgodnie z linią prądu $\psi = 2,5$ odpowiadającą regularnemu opływowi profilu [2]. Kąt skosu chwytu wlotu ostrokrawędziowego wynosił 12° . Obraz geometryczny linii prądu przedstawiono na rys. 3 i 4.

Dynamikę procesu tworzenia się wiru i zasysanej wody rejestrowano za pomocą aparatu fotograficznego. Stwierdzono, że w warunkach stacjonarnych wlot z chwytym ostrokrawędziowym przy danej wysokości H/D i $\dot{m} = \text{const}$ jest mniej podatny na zasysanie ciał obcych z nawierzchni lotniska (rys. 5 i 6). Jest to spowodowane wydłużeniem linii stagnacyjnej wskutek zwiększenia parametru l_0 i zmniejszeniem aktywności aerodynamicznej strumienia w punkcie spiętrzenia, mimo tego, że wlot ostrokrawędziowy dla $\dot{m} = \text{const}$, wywołując większe

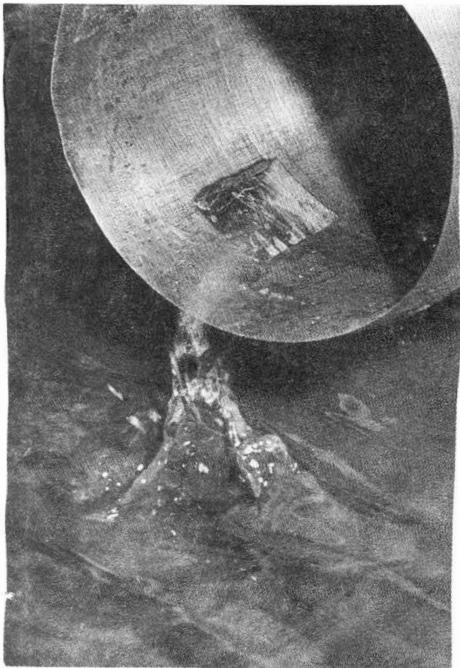
straty ciśnienia w przepływie (rys. 7 i 8), powoduje wzrost prędkości przepływu czynnika (prędkość przepływu powietrza we wlocie ostrokrawędziowym wynosiła 95 m/s, a we wlocie z lemniskatą 90 m/s).



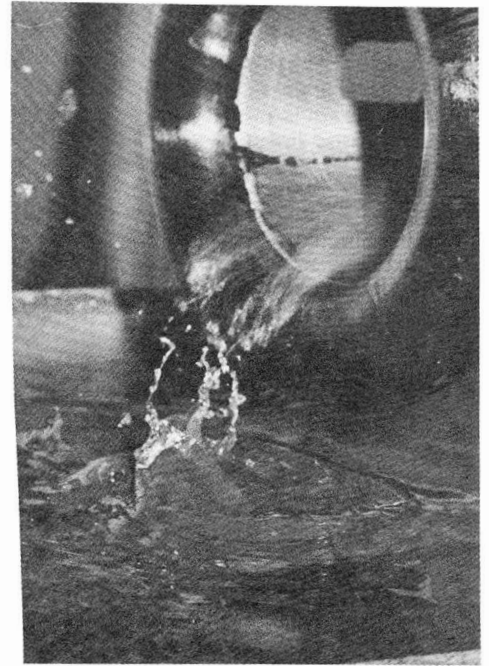
Rys. 3. Rozkład linii prądu strumienia swobodnego wlotu silnikowego ostrokrawędziowego z uwzględnieniem wpływu ziemi



Rys. 4. Rozkład linii prądu strumienia swobodnego wlotu silnikowego z lemniskatą z uwzględnieniem wpływu ziemi



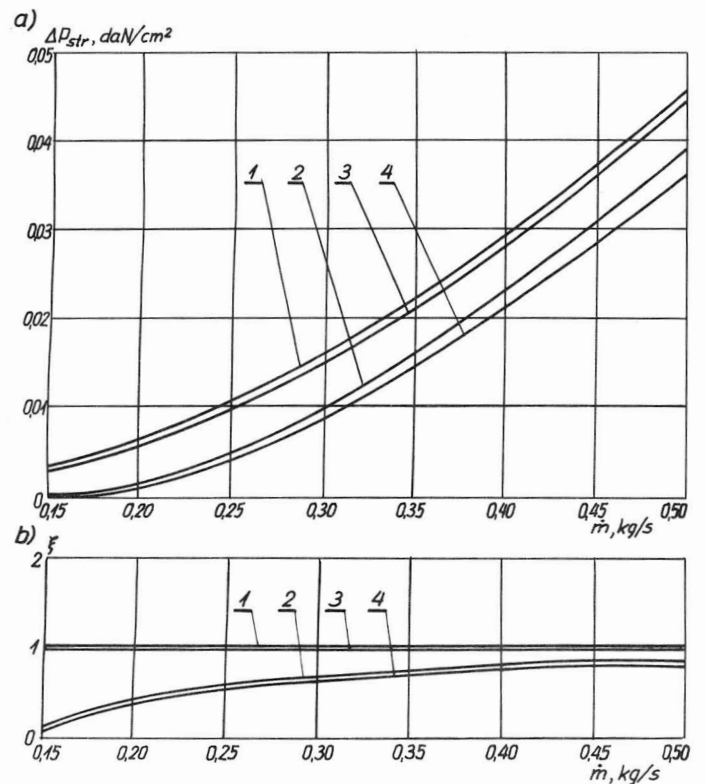
Rys. 5. Zasysanie wody przez wlot z chwytem ostrokrawędziowym



Rys. 6. Zasysanie wody przez wlot z chwytem lemniskowym

Aby strumień swobodny był „aktywny” aerodynamicznie, tzn. aby miał właściwości ssące, musi nastąpić złożenie przepływu promieniowego, występującego na powierzchni płyty lotniska, i przepływu wirowego z charakterystyczną linią stagnacyjną. Obserwacje przepływu promieniowego przeprowadzono na powierzchni lustra wody zmieszanej z proszkiem likopodium wytrąconego w postaci kulek. Ruch cząstek na powierzchni wody charakteryzował się ruchem spiralnym skierowanym do środka (rys. 9). Tor ruchu cząstek można określić równaniem:

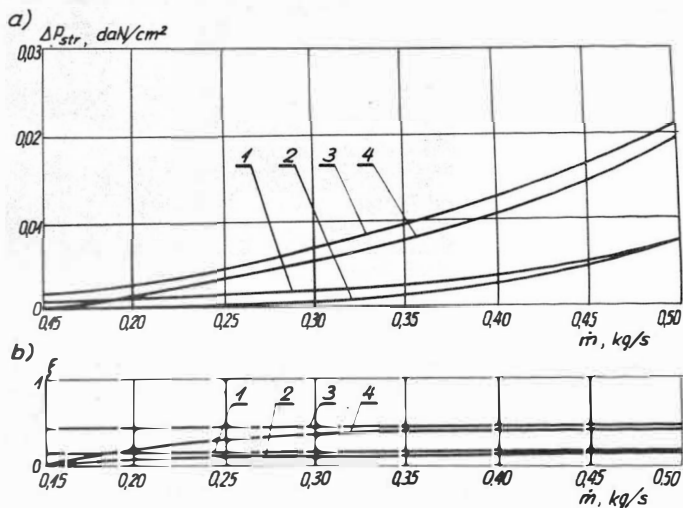
$$r = C \cdot e^{\frac{q}{\Gamma}} \quad (4)$$



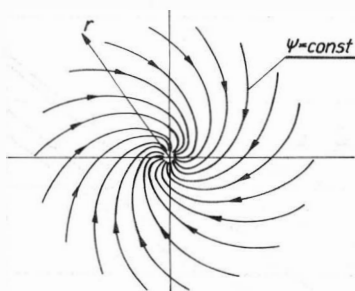
Rys. 7. Wpływ wlotu silnikowego na: a) straty ciśnienia ΔP_{str} , b) współczynnik strat ciśnienia ζ ; 1 — wlot ostrokrawędziowy, 2 — wlot ostrokrawędziowy z nadmuchem, 3 — wlot ostrokrawędziowy z otworami, 4 — wlot ostrokrawędziowy z otworami i z nadmuchem

Podczas prób obserwowano pojawianie się jednocześnie drugiego wiru znikającego po kilku sekundach. Częstsze przypadki tego typu miały miejsce przy przepływie przez wlot z lemniskatą. Na podstawie tych obserwacji należy wykluczyć hipotezę (1), że powstanie drugiego wiru jest uwarunkowane tylko przypadkowym zewnętrznym podmuchem wiatru. Jest to raczej efekt wywołany przez sam strumień swobodny, a nieregularne podmuchy wiatru wnoszą dodatkową energię do przepływu promieniowego.

Imitację warunków startowych samolotu stworzono za pomocą nadmuchu przy użyciu wentylatora. Prędkość nadmuchu zmieniano w zakresie $0 \leq V_o \leq 12$ m/s. Wyniki pomiarów przedstawiono na rys. 7 i 8. W miarę zwiększania prędkości nadmuchu wyraźnie zaznacza się jego wpływ na straty ciśnienia ΔP_{str} i współczynnik strat ciśnienia ξ . I tak



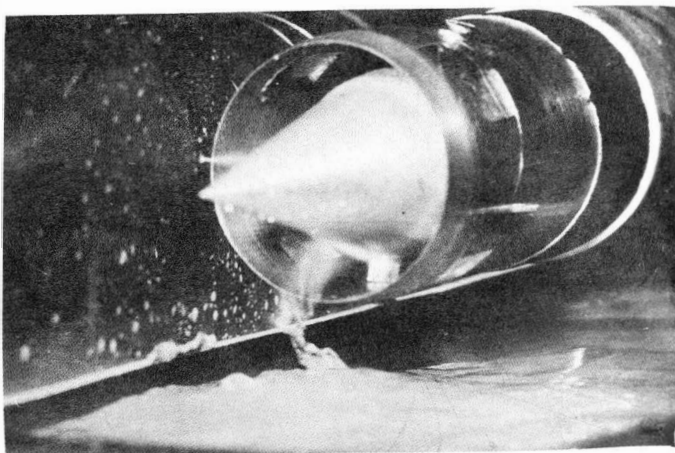
Rys. 8. Wpływ wlotu silnikowego na: a) straty ciśnienia ΔP_{str} , b) współczynnik strat ciśnienia ξ : 1 — wlot z lemniskatą, 2 — wlot z lemniskatą i nadmuchem, 3 — wlot z lemniskatą i otworami, 4 — wlot z lemniskatą, otworami i nadmuchem



Rys. 9. Ruch spiralny cząstek na powierzchni wody zmieszanej z likopodium

dla $\dot{m} = 0,5$ kg/s straty ciśnienia ΔP_{str} dla wlotu z chwytostrokrawędziowym przy nadmuchu z prędkością $V_o = 12$ m/s są o ok. 14% mniejsze od ΔP_{str} bez nadmuchu. Jest to związane z „dopchnięciem” oderwanego strumienia na wewnętrznej powierzchni chwytu przez strumień powietrza z układu nadmuchu.

Wprowadzenie do wlotu ciała centralnego w postaci stożka z podporami (rys. 10) wyraźnie zmniejszyło możliwości energetyczne powstającego wiru, mimo że prędkość na wlocie (w wyniku zmniejszenia po-



Rys. 10. Zasysanie wody przez wlot z ciałem centralnym

wierzchni czynnej) wzrosła do 166 m/s. Ponadto wir ten charakteryzował się większą stabilnością i rozwijał się na mniejszej powierzchni wody.

Jednym ze sposobów ograniczenia zasysania zanieczyszczeń mechanicznych z płyty lotniskowej jest zmniejszenie prędkości przepływu przez wlot przez otwarcie dodatkowych okien dolotowych, co powoduje zmniejszenie wartości składowych prędkości V_x i V_y swobodnego strumienia wlotowego.

Badania przeprowadzone na stanowisku potwierdziły zasadność teorii. Stosunek powierzchni przekroju wlotowego i okien dolotowych wynosił 3:1. Natężenie wiru przy określonych parametrach H/D i \dot{m} zmalało, natomiast znacznie wzrosły straty ciśnienia ΔP_{str} i współczynnik strat ciśnienia ξ we wlocie z lemniskatą (rys. 8). Wpływ okien straty ciśnienia we wlocie z ostrymi krawędziami jest minimalny ($\dot{m} = \text{const}$ (rys. 7)).

Przeprowadzone badania umożliwiają określenie podatności różnych wlotów na zasysanie przez silnik ciał obcych z nawierzchni lotnisk i takiego ukształtowania wlotu, aby charakteryzował się on małymi stratami przepływu, a powstający wir wlotowy, z maksymalnie wydołowaną linią stagnacyjną, miał minimalną aktywność aerodynamiczną w strefie nawierzchni płyty lotniska.

LITERATURA

1. S. SZCZEPANIK: Badanie warunków zasysania zanieczyszczeń mechanicznych z powierzchni lotniska do wlotów silników odrzutowych. Rozprawa doktorska, Warszawa, 1978
2. J. HOPPE, K. WÓJCIK: Badania optymalizacyjne wlotów do odpylania bezwładnościowych w aspekcie skuteczności odpylania i wielkości oporu przepływu. Rozprawa doktorska, Warszawa, 1984
3. T. GAJEWSKI: Badania modelowe wpływu ziemi i napływu czołowego swobodnego przepływu wlotowy turbiny odrzutowej. *Biuletyn WAT*, nr 8, 1984
4. T. GAJEWSKI, J. DUDEK: Wstępna analiza struktury strumienia wlotowy turbiny odrzutowej ze względu na jego zanieczyszczenia. *Biuletyn WAT*, nr 1, 1976
5. T. GAJEWSKI: Teoretyczne przesłanki wiru wlotowy turbiny odrzutowej. *Biuletyn WOSL*, nr 4, 1979
6. N.S. ARŻANIKOW, W.N. MALCEW: Aerodynamika. PWN, Warszawa 1957
7. W. PROSNAK: Mechanika płynów. PWN, Warszawa, 1970
8. K.W. WAFIN, K.W. BORTNIKOW: Rascet pola tieczienija okolo wozduca zabornika rabotajuszczego na mieste mietodami raspriedielennych stokow i stocznikow — ploskij sluczaj. *Awiajonijnaja tiechnika* nr 1, 1975

SPIS TREŚCI

Co oferują WZL-3?

W. Stafiej: Modelowanie w projektowaniu szybowców

L. Madej, S. Szczeciński, Z. Wojciechowski: Wpływ ukształtowania chwytu wlotu na zasysanie przez silnik zanieczyszczeń mechanicznych

I
III
VI