

technika
lotnicza
i astronautyczna

1966 **9**



Tablica 5. Skład chemiczny amerykańskich mosiądzów odlewniczych

Rodzaj mosiądzu	Numer stopu	Skład chemiczny (w %)										Nr ASTM
		Cu	Sn	Pb	Zn	Fe	Al	Ni	Mn	Inne	Suma zanieczyszczeń maks.	
Czerwony ołowiowy	4A	84,0—86,0	4,0—6,0	4,0—6,0	4,0—6,0	maks. 0,30	—	maks. 1,0	—	maks. 0,05 P		B145-63
	4B	82,0—83,75	3,25—4,25	5,0—7,0	5,0—8,0	maks. 0,30	—	maks. 1,0	—	maks. 0,03 P		
Półczerwony ołowiowy	5A	78,0—82,0	2,25—3,5	6,0—8,0	7,0—10,0	maks. 0,40	—	maks. 1,0	—	maks. 0,02 P		B145-63
	5B	75,0—76,75	2,0—3,0	5,25—6,75	13,0—17,0	maks. 0,40	—	maks. 1,0	—	maks. 0,02 P		
Żółty ołowiowy	6A	70,0—73,0	0,75—1,75	2,5—3,5	reszta	maks. 0,50	—	maks. 0,50	—	—		B146-52
	6B	66,0—69,0	0,75—1,25	2,75—3,5	reszta	maks. 0,50	—	maks. 0,50	—	—		
	6C	59,0—63,0	0,50—1,25	0,75—1,25	reszta	maks. 0,50	0,1—0,4	maks. 0,50	—	—		
Żółty ołowiowy wysokowytrzymały	7A	56,0—62,0	maks. 1,5	0,5—1,5	reszta	maks. 2,0	maks. 1,5	—	maks. 1,5	—		B147-63
Żółty wysokowytrzymały	8A	55,0—60,0	maks. 1,0	maks. 0,40	reszta	0,4—2,0	0,5—1,5	maks. 0,50	maks. 1,5	—		B147-63
	8B	60,0—68,0	maks. 0,20	maks. 0,20	reszta	2,0—4,0	3,0—7,5	—	2,5—5,0	—		
	8C	60,0—68,0	maks. 0,20	maks. 0,20	reszta	2,0—4,0	3,0—7,5	—	2,5—5,0	—		
Ołowiowo-niklowy	10A	55,0—58,0	1,5—2,5	8,0—10,0	reszta	maks. 1,0	—	11,0—13,0	maks. 0,50	—		
	10B	58,0—61,0	2,5—3,5	4,5—5,5	reszta	maks. 1,0	—	15,5—17,0	maks. 0,50	—		
Krzemowy	13A	reszta	—	1,0	12,0—16,0	—	—	—	—	2,5—4,0 Si	0,5	B193-53
	13B	reszta	—	0,5	12,0—16,0	—	—	—	—	3,0—5,0 Si	0,5	

TREŚĆ ZESZYTU

CONTENTS

Содержание

	Str.		Page		Стр.
H. Muster: Podstawowe wymagania doboru materiałów do budowy pojazdów kosmicznych	1	H. Muster: Basic requirements concerning choice of materials for space vehicles	1	H. Muster: Основные требования подбора материалов для строения космических кораблей	1
St. Kochański: Symulowanie warunków powrotu statku kosmicznego	5	St. Kochański: The simulation of reentry conditions of space vehicle	5	St. Kochański: Симулирование условий возвращения космического корабля	5
A. Skarbiński: Problemy decydujące o technologiczności konstrukcji szybowcowej	8	A. Skarbiński: Factors that determine manufacturing facility of glider structures	8	A. Skarbiński: Проблемы решающие о технологичности конструкций	8
KRONIKA	12				
S. Kamiński: Wariacyjna metoda wyznaczania linii ugięcia belek	13	St. Kamiński: The variation method for calculation of bending line of beams	13	St. Kamiński: Вариационный метод определения линий прогиба балок	13
S. Szczeciński: Niektóre problemy zwiększenia trwałości silników turbinowych	20	St. Szczeciński: Some problems of increase of aircraft turbine engine life	20	St. Szczeciński: Некоторые проблемы увеличения живучести авиационных турбинных двигателей	20
Trzy zebrań	26			Технические новости	27
NOWOŚCI TECHNICZNE	27	TECHNICAL NEWS	27	Конструкторские пособия: материалы применяемые в авиационных конструкциях	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE		Designer's data sheets: The materials used in aircraft structures — Copper, magnesium alloys — elaborated by A. Ciszewski and T. Radomski	on cover	Медь и магниевые сплавы. Обр. А. Ciszewski i T. Radomski.	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KOR-
DZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, inż. J. WOJCIECHOWSKI, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. W. JUNG,
mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIE-
TRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WOJCICKI

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. 191/A — Z-7. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. z. 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Prof. HENRYK MUSTER
Politechnika Warszawska

629.19.002

Podstawowe wymagania doboru materiałów do budowy pojazdów kosmicznych

Pierwsze kroki człowieka w opanowaniu kosmosu przyniosły wiele problemów związanych z materiałami do budowy pojazdów kosmicznych. Wymagania są bardzo ostre i pobudzają rozwój nowych materiałów oraz sposoby ich wytwarzania. Inżynier powinien jednak być dobrze zorientowany w istniejących materiałach i możliwości ich zastosowania w konstrukcji pojazdów kosmicznych. Dlatego należy dokładnie przeanalizować warunki otoczenia, w których będzie znajdował się pojazd kosmiczny, oraz wpływ tego otoczenia na dobór materiałów konstrukcyjnych do budowy pojazdów kosmicznych.

Warunki otoczenia wpływające na wybór materiałów

Lot pojazdu kosmicznego w przestrzeń kosmiczną i jego powrót na Ziemię składa się z następujących etapów — startu pojazdu, gdzie rakieta nośna nadaje mu żadaną prędkość w wymaganym kierunku, lotu po określonym torze i powrotu na Ziemię. Jeżeli przeanalizujemy poszczególne etapy lotu pojazdu kosmicznego w przestrzeni kosmicznej, to zauważymy, że na pojazd będą działały następujące czynniki: bardzo wysoka temperatura i jednocześnie bardzo niska temperatura, wysoka próżnia, napromieniowanie promieniami podczerwonymi, kosmicznymi, rentgenowskimi, działanie elektronów, jak również bombardowanie meteorytami. Te czynniki, a w szczególności działanie wysokich temperatur mają podstawowe znaczenie przy doborze materiałów konstrukcyjnych pojazdów kosmicznych.

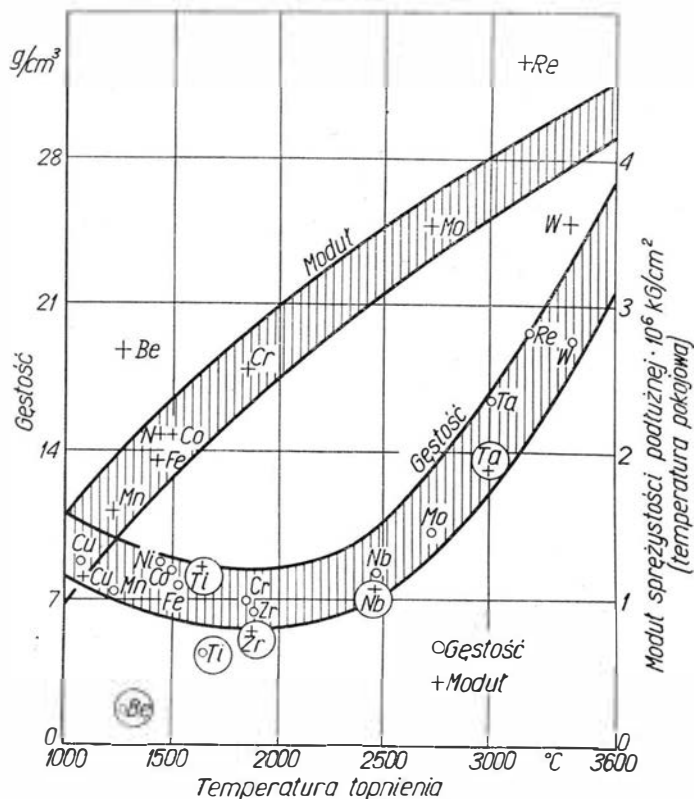
W chwili startu powstają niezwykle wysokie temperatury w silniku raketowym, a w szczególności w dyszy silnika, rzędu 3000 °C, a przy powrocie pojazdu na Ziemię, przy wejściu w gęste warstwy atmosfery, mamy silne grzanie kinetyczne powierzchni statku, a w szczególności krawędzi natarcia sterów i stożka ochronnego pojazdu. Podczas lotu pojazdu zagadnienia cieplne są zupełnie inne. Temperatura równowagi ciała, które nie jest źródłem ciepła wynosi około 3 °K (-270 °C). A zatem wpływ niskich temperatur na własności materiałów jest również ważny, chociaż nie tak niebezpieczny jak działanie wysokich temperatur. Podczas lotu kosmicznego różnica temperatur pomiędzy powierzchnią pojazdu napromienioną przez Słońce i tą samą powierzchnią w cieniu może być bardzo duża. Pomiar wykonany na powierzchni satelity *Explorer* wykazał, że temperatury wahają się w granicach +200 °C do -100 °C, w czasie półtoragodzinnego okrążenia po orbicie o apogeum wynoszącym 480-km. Powyższe dane wskazują, że za-

gadnienia cieplne przy doborze materiałów są bardzo ważne. A jeżeli będziemy jeszcze rozpatrywali to zagadnienie w powiązaniu z masą konstrukcji, to stwierdzimy, że jego rozwiązanie nie jest łatwe.

Na wysokości od 200 do 6500 km, na orbitach sztucznych satelitów, statyczne ciśnienie atmosferyczne wynosi 10⁻⁶ do 10⁻¹² mm słupa rtęci. Ta ostatnia liczba odpowiada uzyskanej obecnie w laboratorium próżni. Dalej w przestrzeni kosmicznej ciśnienie atmosferyczne będzie prawie równe absolutnemu zeru. Przy tak niskim ciśnieniu tarcie ślizgowe między metalami staje się bardzo duże, ponieważ brak jest dostatecznej ilości tlenu dla odświeżenia warstewek tlenków pomiędzy powierzchniami i zapobieżenia „spawaniu na zimno” powierzchni metalicznych. Suche, nietłone smary, jak np. dwusiarczek molibdenu, mogą być użyte w tych warunkach. Natomiast grafit jest w tych warunkach nieużyteczny, ponieważ może działać dopiero w obecności adsorbowanej warstwy pary wodnej. Innym efektem bardzo niskiego ciśnienia jest odparowywanie lub sublimacja metali czy innych materiałów. Przy umiarkowanej temperaturze sublimacja w próżni nie jest problemem dla stopów konstrukcyjnych. Jednakże w tych przypadkach, kiedy stopy stosuje się jako cienkie pokrycia, np. dla osłony cieplnej, to sublimacja staje się poważnym czynnikiem. Specjalnie silnemu działaniu sublimacji w próżni ulegają masy plastyczne.

Promieniowanie kosmiczne, promieniowanie rentgenowskie i elektrony mogą przenikać warstwę metaliczną i niemetaliczną, i powodować zaburzenia w aparaturze elektronicznej znajdującej się wewnątrz pojazdu, ale nie wpływają ujemnie na materiał. Ten czynnik należy brać pod uwagę w przypadku doboru materiału na osłony przed działaniem promieniowania.

Bombardowanie meteorytami może powodować uszkodzenia mechaniczne konstrukcji. Ryzyko trafienia przez cząstki meteorytów jest stosunkowo małe,



1. Gęstość i moduł sprężystości podłużnej metali w zależności od temperatury topnienia

ale zagadnienia reakcji materiałów na uderzenie cząstek meteoroidów przy dużych prędkościach jest ciągle nie zbadane. Ryzyko uszkodzenia pojazdu przez meteoroidy może być zmniejszone przez umieszczenie ekranów przed powierzchnią pojazdu, które będą działały jako osłony powodujące rozbitcie większych cząstek meteoroidów na mniejsze. Próby wykazały bardzo dobrą przydatność berylu jako osłon i amoryzatorów.

Jonizacja i dysocjacja gazów prawdopodobnie wzmaga chemiczną aktywność utleniania metali i związków organicznych, ale wpływ tego efektu na materiały konstrukcyjne nie jest poważny. Oprócz czynników podanych wyżej pojazd kosmiczny będzie narażony na duże przyspieszenia (np. 10 g podczas startu i lądowania na Ziemię) i na przyspieszenia pochodzące od drgań i wynoszące do 40 g w zakresie częstotliwości 5—2000 okresów na minutę. To nie są zbyt duże wartości, które mogą spowodować szkody, tym bardziej że trwają krótko. Natomiast powstające bardzo duże (180 dB) szumy aerodynamiczne (akustyczne) mogą powodować poważne zmęczenie materiału.

Wpływ wysokiej temperatury na materiały

Wykorzystanie materiałów w wysokiej temperaturze jest ograniczone przez ich temperaturę topnienia, wytrzymałość w obszarze temperatury pracy, odporność chemiczną i mechaniczną w warunkach pracy i przez niektóre własności fizyczne, jak gęstość i moduł sprężystości podłużnej (moduł Younga). Znaczny margines wykorzystania technologicznego materiałów o wysokiej temperaturze topnienia jest jednakże limitowany przez szereg poważnych ograniczeń. Wolfram (temp. topn. 3300 °C), tantal (3000 °C), ren (3180 °C), niob (2468 °C), molibden (2650 °C), osm (2700 °C), chrom (1850 °C), wanad (1860 °C), platyna (1769 °C) — wszystkie nadają się do zastosowania w wysokich temperaturach. Z tych metali ren i platyna nie są osiągalne w ilości przemysłowej. Natomiast inne metale, a w szczególności stopy wolframowe i tytanowe są obecnie coraz szerzej stosowane.

Niestety, im wyższa temperatura topnienia, tym zazwyczaj wyższa gęstość, jak to pokazuje wykres na rys. 1. Ten czynnik jest bardzo poważny i często eli-

minuje dużą ilość metali, które w innych przypadkach mogłyby być użyte. Gęstości metali leżą w pasmie, którego minimum znajduje się w granicach 6—7 g/cm³, a następnie wzrasta ze wzrostem temperatury topnienia powyżej 2000 °C. Wyjątek stanowi beryl (gęstość 1,82 g/cm³) i tytan (gęstość 4,54 g/cm³). Moduły sprężystości podłużnej wahają się w zależności od temperatury topnienia w granicach pasma i znów, z wyjątkiem berylu, tytanu i dodatkowo cyrkonu, niobu i tantalu. Z wykresu widać, że beryl jest metalem o szczególnie niskiej gęstości, ale jego moduł sprężystości podłużnej jest względnie wyższy od pozostałych. Ogólnie możemy stwierdzić, że metale, które mają dużą gęstość w stosunku do ciężaru atomowego znajdują zastosowanie jako materiały żaroodporne.

Na rys. 2 pokazano możliwości stosowania znanych obecnie metali żaroodpornych i ich stopów w funkcji stosunku ich naprężeń rozciągających (wytrzymałość doraźna na rozerwanie) do gęstości przy podwyższonych temperaturach. W wysokich temperaturach krzywe na wykresie odnoszą się do prób w próżni lub w atmosferze obojętnej.

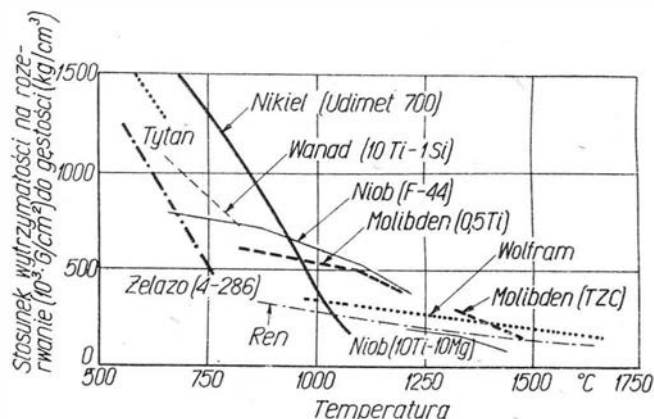
Stopy oparte na bazie molibdenu oraz niobu wykazują bardzo dobre własności wytrzymałościowe do temperatury 1370 °C, podczas gdy stopy oparte na wolframie, tantalu lub renie mogą pracować w jeszcze wyższych temperaturach (do temp. 1650 °). Wytrzymałość na rozerwanie najlepszego stopu molibdenowego (TZC) w temperaturze 1370 °C wynosi około 14,1 kG/mm², stopu niobu w temperaturze 1200 °C — 14,0 kG/mm², stopy wolframowe i tantalowe znacznie przewyższają poprzednie stopy. Jednakże produkcja tych metali i ich stopów oraz dalsza ich przeróbka jest trudna, a poza tym wszystkie te metale mają tendencję do szybkiego utleniania się.

Stopy niklowe i kobaltowe okazały się bardzo dobrymi materiałami do zastosowania w temperaturach 800—1000 °C. Czy postępowanie w metalurgii pozwoli na zastosowanie tych stopów w wyższych temperaturach, to przyszłość pokaże, ale już teraz można stwierdzić, że pewien margines jeszcze istnieje do wykorzystania.

Stopy lekkich metali, jak magnezu, aluminium, tytanu, są szeroko stosowane w lotnictwie i astronautyce. Obok tych stopów coraz szerzej stosuje się beryl i jego stopy. Jak wskazuje rys. 1, beryl jest wyjątkowym materiałem z punktu widzenia gęstości (1,82 g/cm³) i modułu sprężystości (2,672 · 10⁶ kG/cm²) w temperaturze pokojowej. Własności te odpowiadają wymaganiom materiałom konstrukcyjnym do budowy statków kosmicznych. Stosunek modułu do gęstości jest więcej niż sześć razy większy aniżeli w przypadku aluminium, magnezu, stali lub tytanu. Niestety, ujemną stroną jest jego koszt i ograniczona plastyczność. Niemniej coraz częściej stosuje się ten materiał do konstrukcji pojazdów kosmicznych.

W ostatnich czasach coraz szerzej stosuje się w konstrukcji rakiet i statków kosmicznych różnego rodzaju tworzywa plastyczne i inne materiały niemetalowe jak: grafit, ceramika itd.

Podstawowe prace w uzyskaniu tworzyw plastycznych polegają na podwyższeniu granicy temperatury zastosowania powyżej 500 °C. Sądzi się, że opracowy-



2. Stosunek wytrzymałości na rozerwanie do gęstości metali w podwyższonych temperaturach

wane obecnie polimery nieorganiczne, w których węgiel zostanie zastąpiony metalami, będą mogły wytrzymać temperaturę powyżej 540 °C. Do takich należą związki metaloorganiczne, jak związki borofosforowe, boroazotowe itd.

Specjalnym materiałem jest grafit, który ma temperaturę sublimacji ~ 400 °C (grafit nie ma fazy ciekłej przy ciśnieniu atmosferycznym) oraz niską gęstość (2,3 g/cm³). Ponieważ grafit stosuje się w temperaturze 2000 °C i powyżej, to zagadnienie utleniania (a właściwie chemicznej reaktywności) jest bardzo istotne. Jego zalety wskazują na możliwość szerokiego zastosowania w budowie pojazdów kosmicznych i raket.

Problemy materiałowe powstające przy wejściu pojazdu kosmicznego w atmosferę ziemską: pochłaniacze ciepła, ablacja

Po ogólnym zapoznaniu się z materiałami konstrukcyjnymi wytrzymałymi w wysokiej temperaturze rozpatrzmy zachowanie się obudowy pojazdu kosmicznego w warunkach gwałtownego nagrzewania się przy wejściu w atmosferę ziemską i możliwości skorzystania z istniejących źródeł materiałowych.

Prędkość orbitowania pojazdu dookoła Ziemi wynosi około 29 000 km/godz., a prędkość ucieczki (pokonanie przyciągania ziemskiego) 38 500 km/godz.

Prędkość wejścia pojazdu w atmosferę ziemską leży w granicach 16 000—32 000 km/godz. Rakiet balistyczna dalekiego zasięgu przy wchodzeniu do atmosfery z wysokości 960—1280 km będzie poruszać się z prędkością 24 000 km/godz.

Rakietę przy wznoszeniu się zwiększa swoją prędkość powoli i jest już daleko poza atmosferą ziemską, gdy osiąga prędkość głośno 1185 km/godz. na poziomie morza. Przy powrocie rakietę przyspiesza i przy wejściu w coraz gęstsze warstwy atmosfery napotyka na wysokości około 96 km falę uderzeniową, która powoduje wzrost temperatury do 8300 °C i więcej. Poza tym opóźnienie rakiety, rzędu 20—50 g, przy wzroście oporu atmosfery działa ujemnie na konstrukcję pojazdu kosmicznego. Strumień ciepły wzrasta w przybliżeniu jak sześćian prędkości.

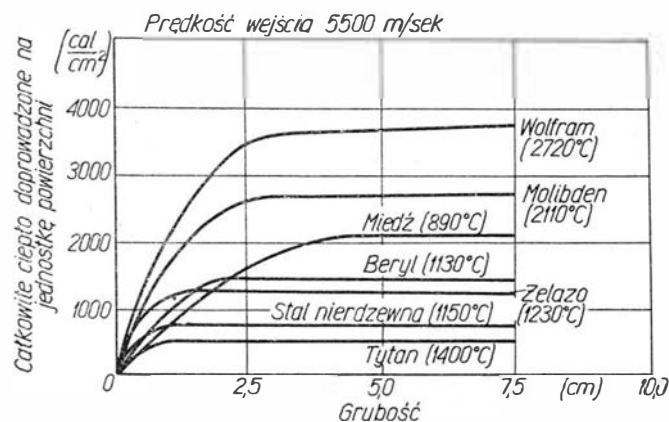
Pojazd kosmiczny wchodząc do atmosfery ziemskiej początkowo porusza się równolegle do powierzchni Ziemi, w przeciwnieństwie do pocisku raketowego, który wchodzi do atmosfery pod stromym kątem i tym samym okres nagrzewania się pocisku i działania opóźnienia jest stosunkowo krótki. Prędkość wejścia statku kosmicznego będzie cokolwiek większa aniżeli pocisku (około 27 400 km/godz.). Jednakże droga lotu statku kosmicznego jest stale kontrolowana i kąt wejścia statku w atmosferę będzie wynosił około 5° względem horyzontu.

W tym przypadku maksymalna temperatura i siła hamująca (opóźnienie) będą mniejsze, chociaż okres nagrzewania się statku będzie znacznie dłuższy.

Przy wejściu statku kosmicznego z bardzo dużą prędkością do atmosfery, konstruktor powinien zastanowić się, co zrobić z nadmiarem energii ciała wchodzącego w atmosferę ziemską, ażeby nie spowodować zniszczenia statku. Energia zawarta w pocisku raketowym dalekiego zasięgu wynosi około 1 450 000 cal/kG. Gdyby ta energia została przetworzona całkowicie w ciepło, to na pewno spowodowałoby to stopienie i wyparowanie każdego znanego nam materiału konstrukcyjnego. Ciągłe nagrzewanie ciała ilością ciepła rzędu 270 000 cal/m² · sek spowoduje na przykład stopienie płyty stalowej o grubości 25 mm w ciągu około 2 minut.

Należałoby rozpatrzyć, co należy uczynić, ażeby wybrany materiał na wykonanie osłony ochronnej pojazdu mógł wytrzymać tak duże nagrzanie.

Pierwszym sposobem jest zapewnienie dostatecznej ilości masy materiału, która mogłaby pochłoniąć energię cieplną bez znacznego zmniejszenia wytrzymałości materiału lub jego stopienia. Jeżeli użyjemy osłony miedzianej jako „pochłaniacza ciepła”, to wiemy że miedź pochłania 17 200 cal/kG podczas wzrostu temperatury od 15 °C do temperatury bliskiej topnienia, tj. 1084 °C. Wymagana ilość ciepła potrzebna do



3. Własności pochłaniania ciepła niektórych metali używanych jako pochłaniacze ciepła

podniesienia temperatury do temperatury topnienia wynosi dla aluminium — 32 050 cal/kG, molibdenu — 48 100 cal/kG, wolframu — 88 300 cal/kG, berylu — 183 500 cal/kG, grafitu — 470 000 cal/kG.

Wykres na rys. 3 pokazuje własności pochłaniania ciepła przez niektóre metale. Krzywe wskazują całkowitą ilość ciepła doprowadzonego na jednostkę powierzchni osłony pojazdu kosmicznego z danego materiału, do chwili uzyskania temperatury wynoszącej 0,8 temperatury topnienia. Temperatura na różnych głębokościach poniżej powierzchni jest podana w stanie ustalonym. Z wykresu widać, że nie uzyskuje się żadnej korzyści z zastosowania osłon o grubości płyt powyżej 25 mm, z wyjątkiem miedzi.

Drugim sposobem jest wykorzystanie zjawiska ablacji (stopniowe niszczenie powierzchniowej warstwy metalu wskutek działania ciepła). W tym przypadku powierzchnia osłony jest wykonana z materiału, który będzie się topił lub parował pod wpływem intensywnego ogrzewania. Roztopiony lub wyparowany materiał jest porywany z pokrycia przez strumień powietrza. Zachodzi tutaj zjawisko pochłaniania dużej ilości ciepła w procesie stapiania i odparowywania. Na przykład masy plastyczne pochłaniają 114 500—572 500 cal/kG, a grafit około 1 145 000 cal/kG. Te cyfry wskazują, jak wielki jest potencjał pochłaniania ciepła w przypadku zastosowania ablacji zamiast pochłaniania ciepła. Ażeby materiał ablacyjny spełniał swoje zadanie, powinien być odporny na udar cieplny i wytrzymały na dynamiczne i statyczne naprężenia. Poważną wadą stosowania zasady ablacji jest stała zmiana kształtu osłony pojazdu podczas jego lotu. Powoduje to zmianę charakterystyk aerodynamicznych ciała lecącego i w związku z tym jest bardzo istotnym czynnikiem usuwanie materiału drogą ablacji z wystarczającą dokładnością, w celu uniknięcia asymetrii w geometrii pojazdu.

Dla uzyskania najbardziej efektywnej ablacji materiał powinien mieć niską przewodność cieplną, wysoką temperaturę topnienia, duże ciepło właściwe i duże ciepło topnienia i parowania. Najważniejszym wymaganiem jest niska przewodność cieplna, gdyż w przeciwnym razie gradient temperatury między powierzchnią osłony i wewnętrzną częścią konstrukcji nie będzie dostatecznie duży, ażeby utrzymać odpowiednio niską temperaturę wewnątrz pojazdu.

Jako materiały ablacyjne duże nadzieje rokują różnego rodzaju zbrojone masy plastyczne oraz porowata ceramika nasycona żywicami organicznymi (ceramika na podstawie cyrkonu) i grafit.

Naturalnie proces ablacji nie może trwać zbyt długo, ponieważ straty materiału mogą spowodować niebezpieczne uszkodzenie konstrukcji pojazdu. Dlatego ten proces można stosować do raket balistycznych, gdzie czas działania wysokiej temperatury jest krótki. Natomiast w pojazdach kosmicznych obudowa, stożek ochronny, krawędzie urządzeń sterujących i inne części narażone na wysokie temperatury sięgające 1650 °C w ciągu długiego czasu, rzędu 30 minut i więcej, powinny być raczej wykonane z materiałów wytrzymałych na wysokie temperatury i zabezpie-

czone przed utlenianiem. Przy temperaturach do 1100 °C chrom i jego stopy w pełni mogą być zastosowane, natomiast powyżej tej temperatury powinien być stosowany molibden i jego stopy odpowiednio zabezpieczone przed utlenianiem. W najbliższych latach należy się spodziewać zastosowania stopów niobu, które są lepsze od stopów molibdenu, głównie ze względu na stosunkowo niską gęstość i łatwość zabezpieczenia przed utlenianiem w wysokich temperaturach.

Problemy specjalne wywołane warunkami otoczenia w przestrzeni kosmicznej — zdolność emisyjna

Dotychczas rozpatrywaliśmy głównie problemy dotyczące przeciwstawienia się materiałów intensywnemu aerodynamicznemu nagrzewaniu przy wejściu pojazdu kosmicznego w atmosferę ziemską i powstawaniu dzięki temu wysokiej temperatury w obudowie pojazdu. Ale to dotyczy tylko pojazdów, które będą wracać na Ziemię. Natomiast nagrzewanie kinetyczne pojazdu na wysokości około 160 km nad powierzchnią Ziemi jest zasadniczo nieistotne. Temperatura na powierzchni pojazdu nie jest większa aniżeli na pilotowanym samolocie lecącym z prędkością odpowiadającą liczbie Macha-2.

Na pułapach lotów sztucznych satelitów promieniowanie jest głównym źródłem ogrzewania zewnętrznego. Ilość pochłanianego ciepła przez pojazd zależy od zdolności emisyjnej i absorpcyjnej powierzchni pojazdu, które są funkcją temperatury, jak również jakości powierzchni. Rodzaj pokrycia powłoki pojazdu tak się dobiera, ażeby uzyskać maksymalne odbicie i zachowanie własności odbijających. Jako pokrycia stosuje się cienką warstwę magnezu (0,7 mm) platerowaną złotem (satelita *Vanguard*), chrom pokryty bardzo cienką warstwą tlenku krzemu, aluminium pokryte bardzo cienką warstwą tlenku krzemu, farbę zawierającą dwutlenek cyrkonu itd.

Zewnętrzna temperatura *Explorera* zawierała się w granicach -25 °C do +75 °C, podczas gdy wewnętrzna temperatura wahała się od 10 °C do 30 °C. Przewiduje się, że na 448 km orbicie na linii Ziemia — Słońce będziemy mieli temperaturę maksymalną około 200 °C, a minimalną — 100 °C. W tych granicach można zmienić zdolność absorpcyjną i emisyjną powierzchni powłoki pojazdu. Jeżeli np. zastosujemy powłokę pokrytą tlenkiem magnezu, to zdolność absorpcyjną możemy obniżyć, a zdolność emisyjną podwyższyć, a co za tym idzie temperatura będzie się wahała od 0 °C do -130 °C.

Niskie temperatury spotykane w locie astronautycznym nie powinny wprowadzić poważnych komplikacji przy użyciu materiałów metalowych. Dla wielu metali wytrzymałość wzrasta, gdy temperatura spada, ale metale, które przechodzą ze stanu plastycznego w stan kruchy przy spadku temperatury w normalnych warunkach ziemskich, pozostają kruche również w bardzo niskich temperaturach. Moduł sprężystości podłużnej zwiększa się o około 10% przy spadku temperatury do 90 °K (-183 °C). Wytrzymałość na rozciąganie, z nielicznymi wyjątkami, metali o siatce krystalicznej przestrzennej regularnej płasko centrycznej (np. miedź, aluminium) i siatce krystalicznej heksagonalnej (np. magnez), zwiększy się znacznie poniżej temperatury pokojowej, natomiast ich plastyczność i granica plastyczności zmienia się niewiele. Granica plastyczności metali o siatce krystalicznej przestrzennej regularnie centrycznej (np. że-

lazo, stale ferrytyczne, niob, chrom, molibden, tantal, wanad i wolfram) podwyższa się znacznie, gdy temperatura spada i przelom ewentualnie staje się kruchy w pewnych temperaturach poniżej temperatury pokojowej.

Przyszłe wymagania materiałowe

Wydaje się, że zastosowanie różnych materiałów konstrukcyjnych w budowie pojazdów kosmicznych jest ograniczone zasadniczo ich własnościami mechanicznymi i reaktywnością chemiczną w wysokich temperaturach. Te ograniczenia są znamienne nie tylko w technologii statków kosmicznych, ale również w technologii wielu urządzeń wytwarzających i przetwarzających energię.

Warunki pracy napędu pojazdu wskazują, że w najbliższych dziesięciu latach temperatura robocza elementów turbin gazowych nie powinna przekroczyć 1300 °C, a dla elementów silników strumieniowych 1750 °C. Włożono poważny wysiłek, aby konwencjonalne stopy oparte na żelazie, niklu lub kobaltcie mogły niezawodnie pracować w temperaturze 300—1000 °C. Udoskonalenie techniki wytwarzania metali, jak wytopianie stopów w próżni, może podwyższyć tę granicę o 50 °C, ale dalszy wzrost tej granicy uzależniony jest jedynie od wynalezienia całkowicie nowych rodzajów materiałów. Elementy silników raketowych pracujące pod działaniem umiarkowanych obciążeń będą mogły być konstruowane ze stopów chromowych, które z dodatkiem molibdenu i niobu mogą pracować w temperaturze do 1200 °C, a przy małych obciążeniach nawet do 1350 °C. Wolfram i tantal, których temperatura topnienia jest bardzo wysoka (3380 °C i 3000 °C odpowiednio) zachęca do zastosowania w odpowiednich stopach, ale zagadnienia metalurgiczne wytwarzania tych metali w postaci i ilości odpowiedniej do użycia w konstrukcjach ciągle wymagają opracowania technologicznego.

Pewna ilość materiałów niemetalowych jak: borki, karbidki, azotki i grafit zachowuje swoją wytrzymałość w znacznie wyższych temperaturach, aniżeli jakiegokolwiek znane obecnie stopy metalowe. Jednakże brak im minimalnej plastyczności wymaganej w elementach ruchomych silników raketowych. To samo dotyczy również obecnie wytwarzanych spieków ceramicznych. Badania najnowsze wskazują jednakże, że ta wysoka kruchość materiałów ceramicznych nie będzie przeszkodą nie do przezwyciężenia i te materiały z powodzeniem zostaną zastosowane jako elementy silników pracujących w bardzo wysokich temperaturach.

Praktyka wykazuje, że rozwój metalurgii pozwoli na uzyskanie materiałów o znacznej wytrzymałości w wysokich temperaturach lub chociażby zwiększenie wytrzymałości dotychczasowych stopów przez wprowadzenie odpowiednich składników stopowych.

Zagadnienie reaktywności powierzchniowej wyłania się obecnie jako główny problem i z pewnością najpoważniejsza i natychmiastowa korzyść w użyciu materiałów jest uzależniona od metod zabezpieczania powierzchni materiałów. Takiego zabezpieczenia nie uzyskamy metodami powszechnie stosowanymi, lecz raczej przez wytwarzanie materiałów o odpowiednich własnościach, w których naprężenia cieplne będą mogły być równomiernie rozłożone, oraz przez zastosowanie samoregenerujących pokryć. W tym celu należy prowadzić szczegółowe badania, a zwłaszcza w odniesieniu do zjawisk chemicznych tych procesów.

W następnym zeszycie będą opublikowane dwa ciekawe artykuły: „Fizjologiczne problemy nieważkości” dra Mieczysława Wojtkowiaka oraz „Statek kosmiczny i jego odzyskiwanie” mgra inż. Zdzisława Brodzkiego.

Symulowanie warunków powrotu statku kosmicznego

Bardzo ciekawe prace prowadzą obecnie laboratoria zajmujące się symulacją warunków, w jakich znajduje się statek kosmiczny, gdy — kończąc swą podróż wchodzi z ogromną prędkością w gęstniejące warstwy atmosfery Ziemi. Pojawia się wówczas potężny opór aerodynamiczny, powietrze wokół kadłuba a szczególnie na jego części przedniej ulega sprężaniu, wzrrostowi zaś ciśnienia towarzyszy pojawienie się wysokiej temperatury sięgającej nawet 20 000 °K. Gaz w takich warunkach bardzo silnie promieniuje i na tej drodze przekazuje statkowi silny strumień ciepłoty dochodzący do 15 000 kcal/sek/m² powierzchni czołowej pojazdu. Taki sprężony, rozgrzany i w konsekwencji zjonizowany gaz jest plazma, w której zachodzą jednocześnie reakcje aerodynamiczne, termodynamiczne i elektromagnetyczne. Są to zjawiska podstawowe dla dzisiejszych wypraw załogowych i dla przyszłych podróży ku planetom obdarzonym atmosferą, a więc przede wszystkim na Marsa i na Wenus. Byłoby rzeczą wręcz niemożliwą ze względu na koszty, trudności techniczne i obawę zniszczenia statku kosmicznego dokonywać wysoko nad Ziemią badania bardzo szybkich ruchów ciał w plazmie. Dlatego też w laboratorium symuluje się to całe zjawisko i obserwuje się jego przebieg w warunkach prawie kameralnych. Są tu dwie drogi. Pierwsza polega na wykorzystaniu tzw. rur uderzeniowych będących ideową kontynuacją znanych i powszechnie stosowanych tuneli aerodynamicznych. W rurze uderzeniowej gwałtownie ogrzany gaz zostaje przyspieszony do prędkości kilku, a nawet więcej kilometrów na sekundę i następnie opływa umieszczony na końcu rury mały model kabiny kosmicznej. Droga druga to wykorzystanie energii rozprężającego się gazu dla nadania wielkiej prędkości pociskowi w tzw. hiperszybkich działach.

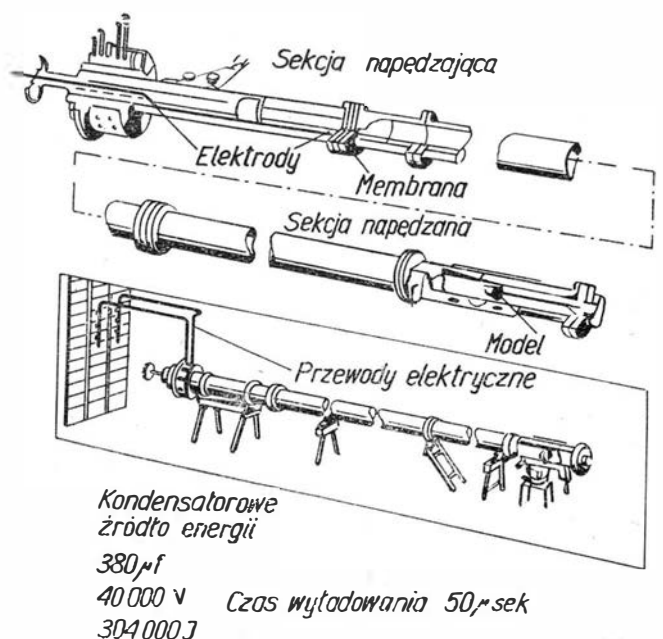
Rurę uderzeniową zainstalowaną w Space Sciences Laboratory firmy General Electric pokazano na rys. 1. Składa się ona z dwu sekcji — napędzającej i napędzanej — przedzielonych cienką membraną ze stali. Sekcja napędzająca jest cylindrem o średnicy około 9 cm i długości rzędu 1,5 m, wewnątrz której w tulei ze sztucznego tworzywa znajduje się szlachetny gaz — hel. Z obu stron w cylindrze tym zainstalowane są elektrody, tuleje zaś służą do skupienia całej objętości gazu w obszarze przyszłego łuku elektrycznego, który zostanie wytworzony między elektrodami. Jedną z elektrod (w pobliżu membrany) jest nieruchoma, drugą natomiast stanowi cienki przesuwany drut. Elektrody połączone są z potężnym kondensatorem o pojemności 380 μ F i napięciu 40 000 V, w którym gromadzi się energię elektryczną do wartości 304 000 dżuli. Wyładowanie tej energii następuje w czasie 50 μ sek, co, jak wynika z prostego przeliczenia, odpowiada mocy ponad 6000 MW, a więc mocy wielkiej elektrowni. W wyniku wyładowania między zanurzonymi w helu elektrodami powstaje łuk elektryczny, gaz gwałtownie ogrzewa się, spręża i — zrywając

membranę — wpada niby tłok do drugiej części rury, napełnionej powietrzem lub innym gazem, która jest właściwą sekcją napędzaną. Membrana rozdzielająca obie sekcje ma szereg nacięć po przekątnej o dokładnie określonej głębokości. Nacięcia te zapewniają „czyste” otwarcie membrany, gdy hel osiągnie założone ciśnienie.

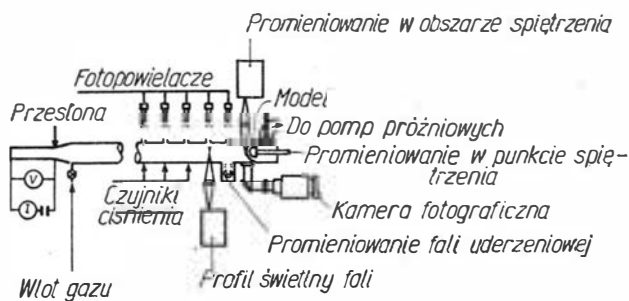
Rura sekcji napędzanej ma średnicę 15 cm i długość rzędu 10 m. Wpadający hel wywołuje w niej falę uderzeniową, analogiczną do znanych fal detonacyjnych, biegnącą wzdłuż rury z prędkością nawet do 15 km/sek. Fala ta opływa — umieszczone u końca rury sekcji napędzanej — małe, tępo zakończone ciało — model statku kosmicznego. Model ten (wałeczek o średnicy rzędu 2,5 cm) razem z falą uderzeniową uginającą się na jego zaokrąglonej powierzchni czołowej symuluje właśnie rakietę, a właściwie jej ostrołuk i spiętrzone wokół niego gazy.

Instalując na powierzchni czołowej modelu czujniki, np. do pomiaru temperatur, bada się procesy nagrzewania ciał, a później przenosząc otrzymane wyniki na rzeczywiste układy rakietowe — udoskonala się ochrony cieplne powracających na Ziemię kabin i statków. Eksperymenty prowadzone za pomocą rur uderzeniowych potwierdziły wcześniejsze przewidywania, że — poza znanym już aerodynamicznym nagrzewaniem konwekcyjnym — bardzo groźne staje się przy dużych prędkościach ruchu przekazywanie ciepła drogą promieniowania, o czym wspomniano już na początku artykułu.

Wzdłuż sekcji napędzanej rury uderzeniowej umieszczonych jest 5 fotopowielaczy (rys. 2), które odbierają światło wysyłane ze świecącego profilu przesuwającej się z dużą prędkością fali uderzeniowej, a na-



1. Schemat rury uderzeniowej



2. Wyposażenie pomiarowe końcowej części rury uderzeniowej

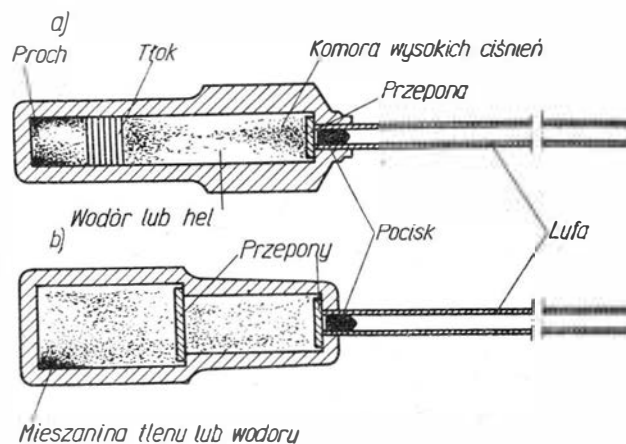
stopnię drogą pośrednią wzmacniają to światło i rejestrują je np. w postaci znaków na taśmie światłoczułej. Ponieważ zaś na tej samej taśmie równocześnie utrwalana jest jakaś znana i dokładna skala czasu, można więc, znając odległość pomiędzy poszczególnymi fotopowielaczami, obliczyć prędkość, z jaką mija je fala uderzeniowa. Metoda ta, opisana oczywiście w dużym uproszczeniu, pozwala na określenie prędkości fali uderzeniowej z błędem nie przekraczającym 2%. W celu sprawdzenia systemu fotopowielaczy prowadzi się równoległe pomiar prędkości fali metodą ciśnieniową. Impulsem uruchamiającym poszczególne czujniki jest tutaj już nie światło wysyłane ze świecącego profilu fali, lecz pojawiający się w chwili jej przejścia gwałtowny skok ciśnienia, który rejestruje się i analizuje podobnie jak przedtem sygnały świetlne. Oprócz pomiarów prędkości fali dokonuje się rejestracji ciśnień na ostrołuku modelu, promieniowania cieplnego w obszarze śpiętrzenia, a także wykonuje się zdjęcia padających fal uderzeniowych. Wspomnieliśmy o pomiarach różnych wielkości prowadzonych w rurze uderzeniowej, ale nie są to oczywiście jedyne pomiary, jakich się w niej dokonuje. Rura uderzeniowa poza zastosowaniami astronautycznymi jest także urządzeniem laboratoryjnym cennym dla współczesnej technologii, przede wszystkim zaś dla technologii produkcji materiałów o dużej wytrzymałości mechanicznej i znacznej odporności cieplnej.

Zajmiemy się teraz drugim sposobem symulowania warunków powrotu statku kosmicznego. Buduje się obecnie ogromne działa, z których wylatują zaledwie kilkudziesięciogramowe pociski, ich prędkość waha się od 4000 do 10 000 m/sek, a przyspieszenia, jakich doznają podczas przelotu przez lufę, osiągają wartość od 4 do 10 milionów przyspieszeń ziemskich. Warto tu dla porównania dodać, w katastrofach lotniczych przyspieszenie rzadko przekracza 200 g, a przecież giną wówczas ludzie i zniszczeniu ulega cały aparat latający.

Wydawałoby się, że nadanie pociskowi takich hiperwysokich prędkości jest możliwe na drodze powiększania ciężaru prochowego ładunku miotającego. Tymczasem tak nie jest. Energia prochu służy do przyspieszania nie tylko pociskowi, lecz także gazów, powstałych ze spalania prochu. Im większy więc ładunek, tym pokaźniejszy procent uzyskanej energii zużyty będzie na rozprężanie gazów, tak iż nastąpi tylko bardzo nieznaczny wzrost prędkości pocisku. W tej sytuacji maksymalne prędkości uzyskiwane z dział lub luf broni strzeleckiej rzadko przekraczają 1500 m/sek.

Inżynierowie poszli więc inną drogą, budują mianowicie działa dwukomorowe, których schematy po-

kazano na rys. 3. W pierwszej komorze (rys. 3a) spala się normalny proch artyleryjski, a powstałe gazy powychowowe odrzucają tłok wykonany ze stali i polietylenu. Ten ostatni spełnia rolę uszczelniacza i zmniejsza tarcie. Lecący tłok spręża teraz znajdujący się w drugiej komorze lekki gaz np. hel lub wodór i trwa to dopóty, dopóki ciśnienie przed tłokiem nie osiągnie około 10 000 kG/cm². Wówczas pęka stalowa przepona oddzielająca komorę wysokociśnieniową od lufy i rozpoczyna się rozprężanie gazu. Lekki gaz rozpręża się niesłychanie szybko i chociaż oddaje tylko tę

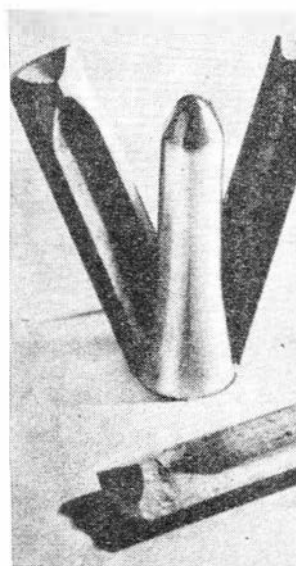


3. Schematy dział hiperszybkich:
a) prochowe, b) tlenowo-wodorowe

energię, którą uzyskał od prochu, mamy tu do czynienia z czymś w rodzaju przełożenia prędkościowego zamiast względnie powolnego rozprężania ciężkich gazów prochowych, nabierający ogromnej prędkości strumień lekkiego gazu uderza o dno pocisku. Sprężanie następuje w komorze o średnicy wewnętrznej

105 mm, rozprężanie w lufie o kalibrze 30 mm i ta zmiana średnic jeszcze bardziej intensyfikuje proces. Na rys. 3b pokazano inne działo, w którym spalanie prochu zastąpiono wybuchem mieszaniny wodoru i tlenu, zainicjowaną iskrą świecy elektrycznej.

Sam pocisk nie może, oczywiście, bez obawy o rozgrzanie i nawet ewentualne wyparowanie, stykać się ze ściankami wewnętrznymi lufy, której długość wynosi 8 m. Jest więc wystrzeliwany w otulinie ze sztucznego tworzywa (rys. 4) przypominającej cylinder przecięty wzdłużnie na trzy części. Głowica pocisku (ostrołuk) wykonana jest z wolframu, dalsza część natomiast

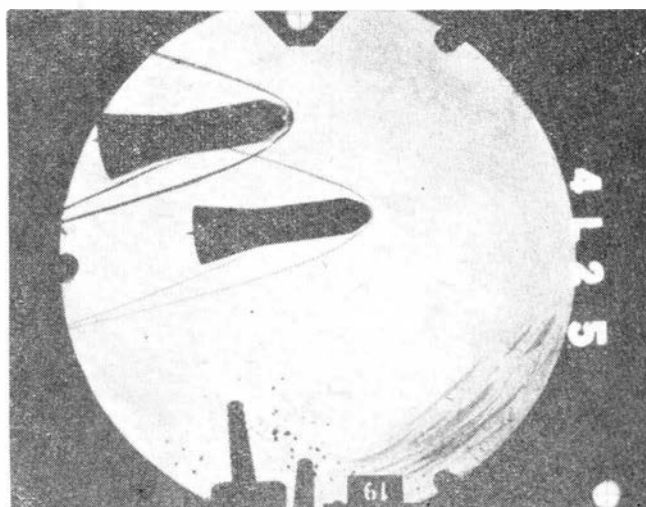


4. Pocisk wystrzeliwany z dział hiperszybkich wraz ze swoją trzyczęściową otuliną ze sztucznego tworzywa

ze stopu aluminium z cyrkonem. W lufie poszczególne części otuliny nie rozlatują się, gdyż są ściskane między pociskiem a lufą, ale tuż po wyjściu z działa opór aerodynamiczny odrzuca przecięty cylinder na boki i wyhamowuje jego lot silniej niż lot pocisku. W odległości 80—100 m od wylotu lufy usta-

wione są kilkucentymetrowej grubości płyty pancerne. Pocisk uderza w nie i natychmiast wyparowuje. Jedynym śladem dojścia do celu jest krater wybity w stalowej płycie. Podobne, lecz nieco mniejsze kraterki znajdują się części cylindra ze sztucznego tworzywa, które później niż pocisk też dolatują do celu.

Lot pocisku nie odbywa się w przestrzeni otwartej, gdzie mógłby napotkać on niebezpieczne przy tej prędkości ślady pyłu i stałe zawiesiny w powietrzu. Od wylotu lufy aż do celu ciągnie się kilkudziesięciometrowy tunel (rys. 5) zbudowany z szeregu komór hermetycznie zamkniętych o regulowanym ciśnieniu, temperaturze, wilgotności i składzie chemicznym panującej tam atmosfery. W komorach można imitować warunki panujące w próżni kosmicznej, a także podnosić ciśnienie do kilku atmosfer. Pomiędzy poszczególnymi komorami są przesłony, odgradzające je od siebie, tak że w kolejnych odcinkach tego specyficznego tunelu można utrzymywać różne ciśnienia, temperatury itd. Pozwala to np. na modelowanie warunków wejścia w atmosferę, w czasie którego otoczenie statku kosmicznego gęstnieje nieustannie. Aby uniknąć uderzenia pocisku o taką przesłonę komorową specjalne urządzenie elektroniczne sprzężone z mechanizmem odpalania usuwa kolejne przesłony na torze pocisku w milionowych częściach sekundy. Przesłony te są oczywiście bardzo małe zarówno co do wymiarów, jak i ciężaru, tak aby ich bezwładność nie utrudniała szybkiego wycofywania. Zmusza to do niesłychanie precyzyjnego celowania, co przy torze długości około 100 m prowadzi już do uwzględnienia zarówno krzywizny Ziemi, jak i tego, że w powietrzu o zmiennych parametrach (np. ciśnienie) światło nie rozchodzi się po liniach prostych, lecz ulega załama-



6. Zdjęcie pocisku o kształcie kabiny kosmicznej wykonane w czasie przelotu przez tunel

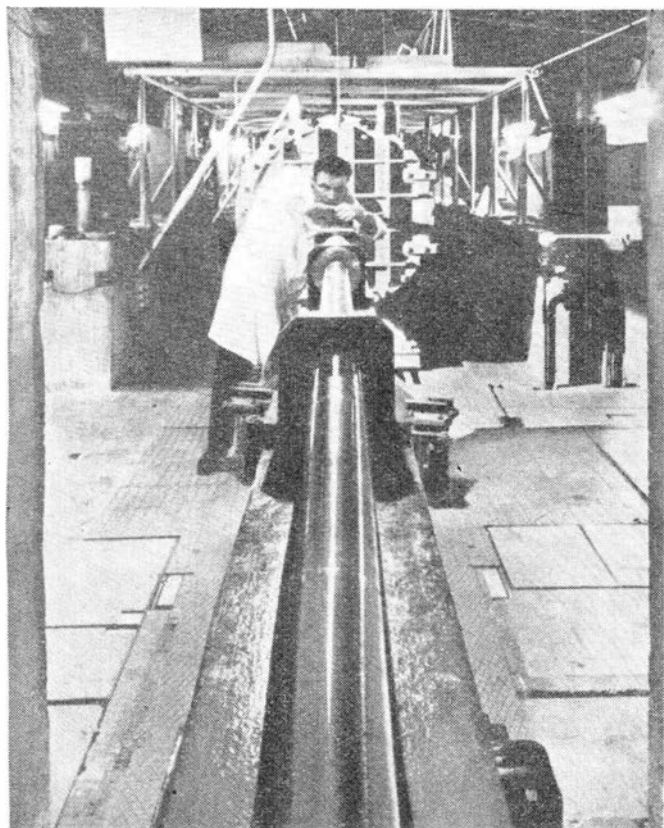
niu. Opisane tu działo i tunel komorowy zbudowane zostały w Laboratoire de Recherches Balistiques et d'Aerodynamique (Laboratorium Badań Balistycznych i Aerodynamicznych) w Vernon we Francji kosztem 3 milionów franków (około 600 tys. dolarów).

Może to się wydać dziwne, ale punkt ciężkości eksperymentu leży nie w potężnym dziale i olbrzymim wielokomorowym tunelu, ale w niewielkich stosunkowo aparatach do fotografowania pocisków. Na odcinku pierwszych 20 m za wylotem lufy znajduje się 26 automatycznych kamer pracujących parami, a w pozostałej części tunelu takie same kamery umieszczone są co 9 m. Czas ekspozycji pojedynczej kliszy jest rzędu jednej czterdziestomilionowej części sekundy. Na uzyskanych fotografiach (rys. 6) widać charakterystyczne linie fal uderzeniowych oraz odchylenie osi pocisku od poziomu — amplituda tych wychyleń wynosi 3 mm. Ta stosunkowo słaba stabilizacja wywołana jest zarówno brakiem gwintów w lufie, które wprawiłyby pocisk w ruch obrotowy, stabilizując go na zasadzie żyroskopu, jak i przesunięciem się środka masy pocisku w kierunku ciężkiego wolframowego wierzchołka. Ponadto stabilizacji nie sprzyja kształt pocisku, zbliżony do kształtu kabiny kosmicznej.

Wszystkie te badania są bardzo interesujące. Okazuje się, że metodami balistycznymi można studiować problemy astronautyczne, a także sprawdzać własności rozmaitych materiałów, wystrzelując wykonane z nich ciała i obserwując na fotografiach np. efekty nadtapiania się pod wpływem dużych prędkości.

Literatura

1. J. S. Gruszczyński, W. R. Waren, N. S. Diaconis: „Laboratory simulation of hypervelocity heat transfer problem during planetary entry”. Proceedings of XV International Astronautical Congress, Warszawa 1964, vol. III, s. 111, PWN, 1965.
2. R. de La Taille: „Le canon à helium-30 fois le mur de son”. Science et Vie, nr 8/65, s. 62.



5. Końcowa część ośmiometrowej lufy o kalibrze 30 mm. Z tyłu widać wlot do tunelu o długości 80 m

Problemy decydujące o technologiczności konstrukcji szybowcowej

Tak zwana technologiczność konstrukcji, czyli stopień łatwości wykonawstwa szybowca, odgrywa bardzo dużą rolę przy ocenie nowego sprzętu lub podejmowaniu decyzji o uruchomieniu produkcji seryjnej.

Zagadnienie to jest trudne do omówienia, obszar bowiem zagadnień technologiczności konstrukcji jest bardzo duży i może być rozpatrywany z różnych punktów widzenia.

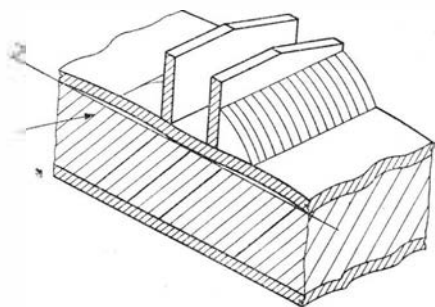
Dzisiejsza wiedza techniczna poszła tak daleko, że potrafi zapewnić wykonawstwo najbardziej skomplikowanych problemów. Chodzi jednak o to, aby niepotrzebnie nie stawiać wygórowanych wymagań konstrukcji, a przez to zwiększać koszt wykonania szybowca. I tak należy rozumieć niniejszy artykuł.

Podane uwagi nie wyczerpują całości tematu, jednakże mogą stać się przydatne przy konstruowaniu szybowca*).

Części metalowe — spawane

W konstrukcjach szybowcowych spotyka się części metalowe wykonywane w większości ze stali lub stopów lekkich. Najbardziej charakterystyczne są konstrukcje części szybowcowych spawane z blach lub rur cienkościennych.

Istnieje kilka problemów, które związane są ze spawaniem. Przy spawaniu dodaje się materiał dodatkowy, który wypełnia na określoną grubość krawędź łączącą. Miejsce zaspawane nie może podlegać żadnej dalszej obróbce wykończającej (piłowanie, frezowanie itp.), dlatego nie należy za blisko szwu spawanego umieszczać części współpracujących lub części łączących.

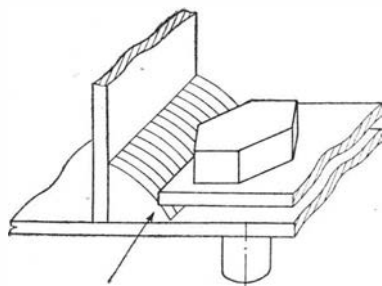


Należy pamiętać, że części po zesparowaniu odkształcają się i aby przywrócić im płaskość, trzeba stosować prostowanie przez uderzenie młotkiem z góry, przy ułożeniu części na płaskiej płycie. Niekiedy trudno jest przeprowadzić taką operację i wymaga ona specjalnego oprzyrządowania.

Po drugiej stronie spawania tworzy się zgorzelina, która mocno się trzyma podłoża. Aby ją usunąć, trzeba używać różnych sposobów mechanicznych, zależnych od kształtu

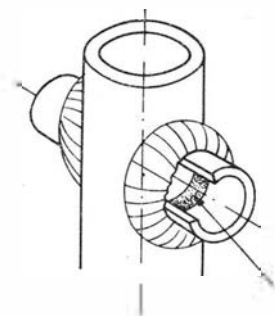
*) Opracowanie niniejsze było wygłoszone na X Kongresie OISTV, który odbył się w South Cerney z okazji Szybowcowych Mistrzostw Świata w dniach 4—12.VI.1965 r.

przedmiotu. Tak na przykład średnica wewnętrzna wspawanej rurki

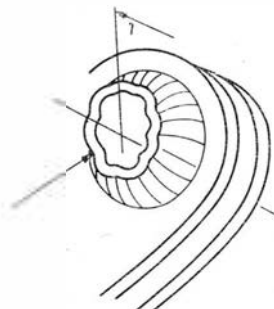


cienkościenną będzie miała pierścien utworzony ze zgorzeliny.

Przy spawaniu stapia się materiał łączony. Jeżeli spawanie przewidzian-

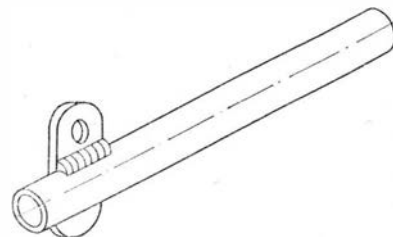


ne jest za blisko krawędzi, to na przykład wspawana rurka do okucia będzie miała nadtopione brzegi,



nierówne, i straci swój wymiar długościowy.

Na ogół w spawanych częściach pozostają naprężenia wewnętrzne spowodowane kurczeniem się materiału w czasie ostygnięcia. Do usunięcia naprężeń wewnętrznych służy proces normalizowania, który przeprowadza się w piecu hartowniczym. Konstruktor powinien indywidualnie rozpatrywać każdą część, są bowiem przedmioty, które po spawaniu nie wymagają jednak usunięcia naprężeń, gdyż nie wystąpiły one ze względu na kształt przedmiotu, lecz nie przeszkadzają konstrukcji. Trzeba brać pod uwagę, że część prze-



widziana do normalizowania musi się zmieścić w komorze pieca.

Problem urządzeń o odpowiednich wymiarach występuje również przy innych rodzajach obróbki cieplnej. Potrzebny jest piec hartowniczy (przy obróbce dwustopniowej nawet dwa piece równocześnie o różnych temperaturach) oraz wanny z odpowiednią cieczą chłodzącą.

Zdarza się, że przy za małej wanie przedmiot wychładzany jest tak duży iż podnosi ponadto temperaturę cieczy chłodzącej.

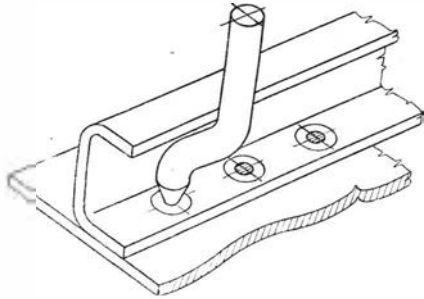
Części obrabiane cieplnie zmieniają swój kształt i wymiary. Muszą więc być prostowane. Aby utrzymać założone przez konstruktora wymiary, trzeba niekiedy stosować specjalnie przyrząd hartowniczy, który razem z częścią obrabianą wkłada się do komory pieca, a potem zanurza w wannie.

Istnieje też podział jakości wykonania szwów spawanych na odpowiednie klasy. W zależności od wymagań konstruktora, części spawane poddaje się odpowiednim badaniom kontrolnym, które wymagają nie-

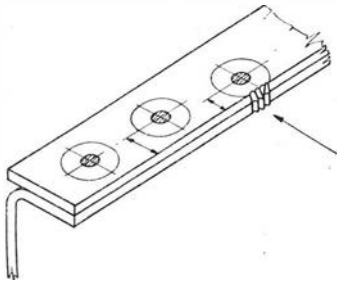
kiedy bardzo kosztownych urządzeń (wykrywacz rys Magnaflux, Roentgen itd.).

Części stalowe zgrzewane

Okucia stalowe są też zgrzewane. Części przeznaczone przez konstruktora do zgrzewania muszą spełniać wymagania pod względem dostępu do miejsca zgrzewanego. Skomplikowane kształty okuć zgrzewanych powodują konieczność zakładania do zgrzewarki elektrod o specjalnych kształtach.



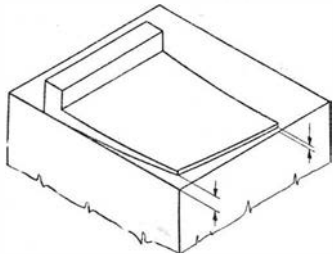
Należy pamiętać, że elektrody muszą objąć z zewnątrz obie części zgrzewane. Elektrody mają ustalone swoje najmniejsze wymiary średnic. Jeżeli zgrzeiny są umieszczone przez konstruktora za blisko brzegów



blach, następuje boczne przebicie i nie uzyskuje się prawidłowego połączenia, a krawędzie są nadtopione.

Części metalowe, obrabiane skrawaniem

Technologiczność przedmiotów obrabianych skrawaniem jest często poruszana w typowym przemyśle maszynowym, dlatego nie omawiam tutaj tego zagadnienia. Wiadomo, że podstawowym problemem jest materiałochłonność i pracochłonność,



dlatego dąży się do przechodzenia z obróbki skrawającej na obróbkę plastyczną, zastępuje się klasyczne materiały spiekami, tworzywami sztucznymi itp.

W konstrukcjach szybowcowych możemy się spotkać z płaskimi okuciami wykonanymi z jednego bloku metodą frezowania.

Podczas obróbki mechanicznej wyzwalają się w takim przypadku naprężenia wewnętrzne materiału i przedmiot po zdjęciu z obrabiarki wypacza się, tracąc nadane mu wymiary. Ważne jest więc utrzymanie właściwych proporcji wymiarowych.

Sprężyny

Sprężyny są elementem, który wymaga dobrego opanowania wykonawstwa warsztatowego. Najłatwiej wykonuje się sprężyny na zimno z drutu sprężynowego. Podgrzanie tego drutu, powoduje utratę własności sprężystych. Aby nie podgrzewać drutu, ucho sprężyny nie powinno być mniejsze od zwoju sprężyny.



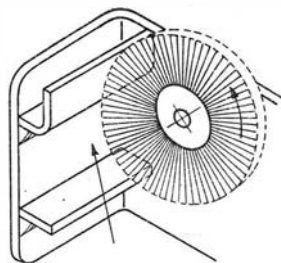
Jeżeli konstruktor zada inny kształt, trzeba sprężynę wykonywać na gorąco.

Zabezpieczenie antykorozyjne części metalowych

Osobnym problemem związanym z częściami metalowymi jest zabezpieczenie antykorozyjne. Istnieje możliwość pokrywania części metodami galwaniczno-chemicznymi lub malowanie. Do pierwszej grupy można zaliczyć cynkowanie, kadmowanie, chromowanie, fosforowanie, czernienie, anodowanie, do drugiej zaś malowanie wyrobami schnącymi w piecu lub w powietrzu.

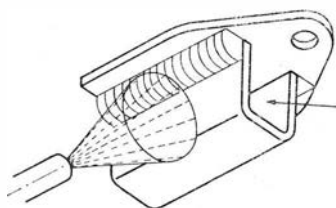
Wszystkie rodzaje pokryć ochronnych wymagają bardzo starannego oczyszczenia całej powierzchni. Rozróżnia się oczyszczanie mechaniczne i chemiczne.

Oczyszczanie mechaniczne polega na szrotkowaniu lub piaskowaniu.



Do szrotkowania nadają się tylko powierzchnie otwarte, dostępne dla wirującej szrotki drucianej o określonej średnicy. Szrotka nie wejdzie do naroży, wewnątrz rur itd.

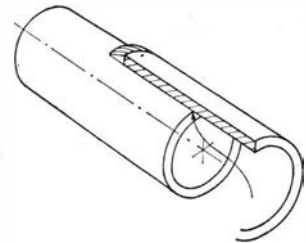
Bardziej skuteczne jest piaskowanie. Oczyszcza ono szczególnie dobrze część spawaną ze zgorzeli.



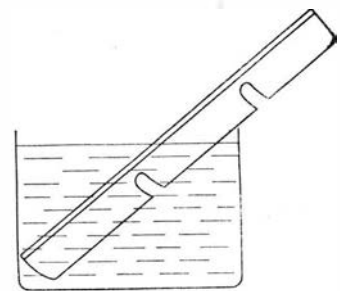
Ale wymaga również nie za bardzo skomplikowanych kształtów. Stru-

mień piasku wylatuje z pistoletu pod określonym kątem stożka i nie powinien natrafić na ekran zasłaniający dostęp do oczyszczanej powierzchni.

Chemiczne oczyszczanie ma tę zaletę, że obejmuje wszystkie niedostępne miejsca przy oczyszczaniu mechanicznym — oprócz przestrzeni całkowicie zamkniętych — przeprowadzane jest bowiem metodą zanurzenia. Rozróżnia się odtłuszczanie



i trawienie. Trawienie ma niestety zasadniczą wadę, mianowicie kąpiel trawiąca wchodzi we wszystkie szczeliny, kawerny itd. i nie daje się stamtąd wypłukać, tworząc w porzecznie osuszonym okuciu ogniska powstającej korozji. Dlatego do trawienia nie nadają się zmontowane



zespoły, połączenia nitowane, zgrzewane oraz niektóre części spawane.

Sam proces galwaniczny prowadzony jest w kilku wannach, dlatego wielkości wanień ograniczają niekiedy wielkości części pokrywanych ochronnie.

Skomplikowane kształty części mogą również powodować ekranowanie, przez co powierzchnie są nierówno pokryte lub nawet zupełnie nie pokryte warstwą ochronną. Wnętrza rur na przykład nie dają się pokryć warstwą ochronną, przy większych średnicach trzeba wprowadzać do nich specjalne elektrody.

Bardzo drobne części, jak śruby, nakrętki, podkładki itd., wymagają osobnych kielichów do przeprowadzenia procesu galwanicznego, w przeciwnym przypadku trzeba je pojedynczo wiązać do zanurzania w kąpeli, co jest bardzo żmudne i pracochłonne.

Z procesem cynkowania wiąże się również zagadnienie odwodorowywania, czyli pozbywania się tak zwanej kruchości wodorowej. Proces odwodorowywania wymaga urządzeń grzewczych, w których panuje temperatura od 230—250 °C. Tu również komora pieca może ograniczać wymiary części.

Powierzchnie współpracujące nie powinny być typowane przez konstruktora do pokrywania galwanicznego dodatkową warstwą, ponieważ

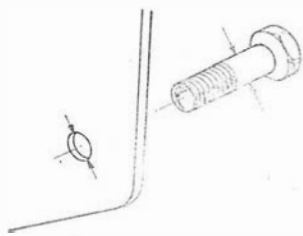
trudno jest osłaniać je w czasie procesu. Trudne jest również dodatkowo zdzieranie nałożonej już warstwy galwanicznej.

Powłoki malarskie dają grubszą warstwę pokrycia niż powłoki galwaniczne. Przy malowaniu sposobem zanurzania mogą pozostać miejsca w konstrukcji, z których trudno jest odprowadzić nadmiar lakieru, przy sposobie zaś natrysku można nie objąć strumieniem lakieru wszystkich miejsc konserwowanych (np. wnętrza rur).

Wszystkie powierzchnie współpracujące i gwintowane muszą być ochraniane w czasie nakładania powłok malarskich.

Charakterystyczną cechą ujemną malowania jest wyraźne pocienianie się warstwy malarskiej na ostrych krawędziach blach, rur i prętów, co powoduje zmniejszenie odporności antykorozyjnej.

Również należy pamiętać, że przy malowaniu zakrywa się nałożoną warstwę lakieru wszystkie otwory, przez co otwory wykończone już „na gotowo” trzeba dodatkowo



„przepuszczać” po malowaniu, odsłaniając tym samym powierzchnię metalu.

Przy stosowaniu wyrobów schnących w piecu należy się liczyć z wymiarami dysponowanego urządzenia grzewczego oraz z wymaganą temperaturą suszenia (ok. 120 °C). Części malowane piecowo nie mogą mieć materiałów wrażliwych na taką temperaturę.

Konstrukcja drewniana

Osobnym rozdziałem do omówienia jest wykonanie szkieletu sztywca i jego pokryć. Wiadomo, że głównym warunkiem zapewnienia własności aerodynamicznych sztywca jest dotrzymanie jego kształtów zewnętrznych.

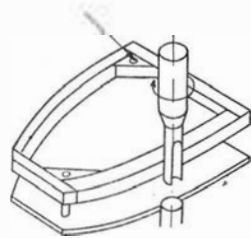
Istnieją dziś sposoby fabryczne, które pozwalają na poprawne odwzorowanie geometrii. Przypomnę, że dysponując współrzędnymi poszczególnych przekrojów skrzydła, kadłuba i usterzenia, można wykonać rysunek płytowy a z niego odtwa-

żyć wzorniki, wchodzące w zakres oprzyrządowania warsztatowego, pozwalającego wykonywać poprawnie części i montaż sztywca.

Głównym problemem technologicznym omawianego zagadnienia jest wytypowanie przez konstruktora powierzchni bazowych montażu.

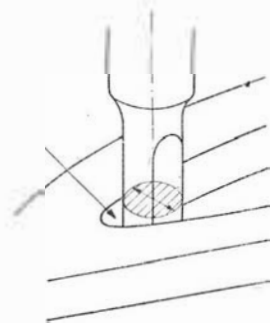
Każda produkcja wymaga stosowania odchyłek wymiarowych. Chodzi o to, by podobnie jak w konstrukcji maszyn, określić w budowanym sztywcu, w którym kierunku pójda odchyłki wykonywanego szkieletu oraz pokryć i jakie są ich wielkości.

Brak tych ustaleń w konstrukcji powoduje trudności wykonawcze.



Jeżeli konstruktor zdecyduje, że bazowanie następuje na powierzchni zewnętrznej szkieletu, wówczas pociąga to za sobą wykonanie kompletu wzorników, według których można sposobem kopiowania na frezarce otrzymać żądany kształt żebra, wręgi lub dźwigarka.

Warto tu zaznaczyć, że części przeznaczone do frezowania muszą mieć miejsca konstrukcyjne do nawierce-



nia otworów technologicznych pod kąty ustalające wzornik-kopiał. Konstrukcyjnie części frezowane powinny być na tyle sztywne, by nie odkształcały się podczas frezowania. Kształt frezowania może być dowolny, byleby nie miał naroży o promieniu mniejszym od połowy średnicy freza.

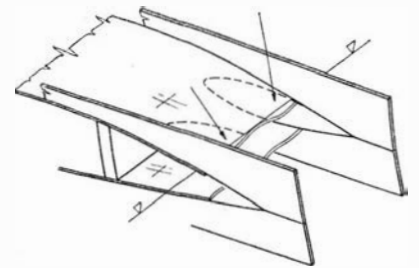
Jeżeli konstruktor zdecyduje, że bazowanie następuje na obrysie zewnętrznym pokrycia, wówczas pociąga to za sobą wykonanie komple-

tu wzorników, według których można sposobem kopiowania na frezarce otrzymać części konstrukcyjne oprzyrządowania, gwarantującego poprawny montaż zespołów.

Każda część frezowana wymaga własnego wzornika - kopiała. Zatem, im więcej części frezowanych, tym więcej wzorników-kopiałów. (Dokładność wykonania wzornika wynosi $\pm 0,1$ mm, krawędzie piłowane są przez ślusarzy-wzorcarzy).

Trzeba tu jeszcze dodać, że zwykle frezowanie następuje pod kątem prostym do płaszczyzny stołu, na którym leży przedmiot obrabiany. Frezowanie krzywizny pod zmiennym kątem do stołu obrabiarki jest operacją bardzo trudną.

Skoro przyjmuje się, że bazowanie następuje na powierzchni zewnętrznej szkieletu, wówczas odchyłki wymiarowe nakładanych pokryć powinny iść w kierunku zewnętrznym, przy bazowaniu na obrysie zewnętrznym pokrycia odchyłki

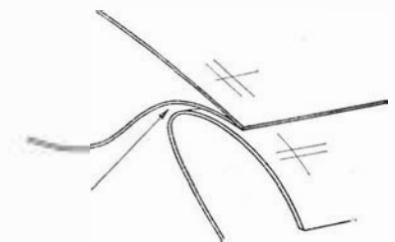


wymiarowe pokrycia powinny iść w kierunku wewnętrznym.

Wiadomo, że sklejka ma swoją tolerancję grubości (na przykład dla sklejki o grubości 2 mm tolerancja wynosi $\pm 0,2$ mm).

Jeżeli pokrycie jest klejone warstwowo, na przykład z dwóch sklejek, wówczas grubość jego jest większa od sumy dwóch grubości sklejek, dochodzi bowiem jeszcze grubość błony klejowej.

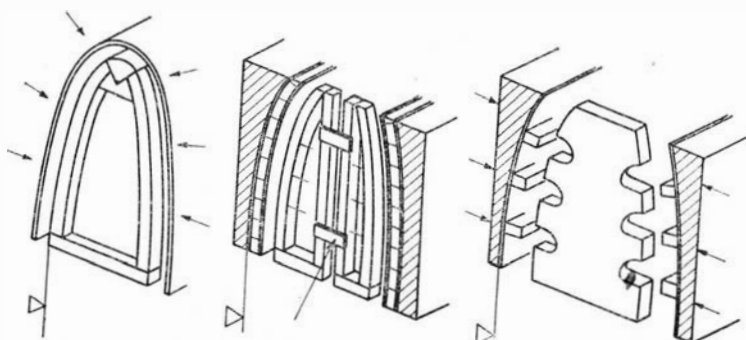
Podobnie przy pokryciach przekładkowych należy szczegółowo



przeanalizować grubość wynikającą z klejenia poszczególnych warstw.

Analiza przyjętej powierzchni bazowej montażu, uwzględniająca odchyłki wymiarowe grubości powłoki, powinna doprowadzić do przyjęcia przez konstruktora takich rozwiązań, które pozwoliłyby kompensować odchyłki wymiarowe.

Przy zagadnieniu pokryć trzeba zwrócić uwagę na zachowanie w konstrukcji warunku ich sztywności. Ostre wymagania stawiane pod względem dotrzymania samego kształtu profilu żebra lub wręgi mogą być zbyt wygórowane, skoro pokrycie położone na szkielet nie bę-



dzie miało dostatecznej sztywności i nastąpi utrata kształtu pomiędzy elementami podpierającymi (żebrawami lub wręgami).

Bardzo czułym miejscem konstrukcyjnym pod względem utrzymania wymiarów i kształtów są szczeliny lotkowe lub klapowe oraz szczeliny w usterzeniach, ze względu na współpracę z ruchomymi względem siebie zespołów.

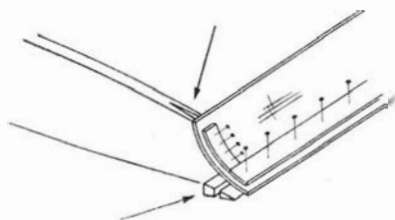
Jeżeli nie będzie dobrze przyjęty luz technologiczny, może nastąpić brak pełnych wychyleń lotek, klap lub sterów.

Klejenie drewna

W konstrukcjach drewnianych materiałem łączącym jest klej. Każdy klej ma swoje wymagania technologiczne. Przy budowie szybowców stosuje się klejenie na zimno, odpada więc problem temperatury, zachodzi natomiast zawsze konieczność wywierania właściwego docisku i to w ustalonym okresie czasu.

Konstrukcja powinna zapewnić możliwość wywierania długotrwałego docisku.

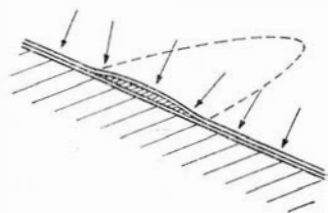
Najbardziej znany sposób — gwoźdźkowanie — możliwy jest tam, gdzie znajduje się odpowiednia powierzchnia do wbicia gwoźdźcia bez narażenia części na rozkucie.



Wymagana jest również dostateczna przestrzeń dla ruchu młotka. Wywieranie docisku pod prasą możliwe jest jedynie dla części, które można ułożyć na stole prasy. Wykonywanie pras mechanicznych jak i pneumatycznych, indywidualnie dostosowanych do kształtów konstrukcji, jest opłacalne jedynie przy dużych seriach produkcji.

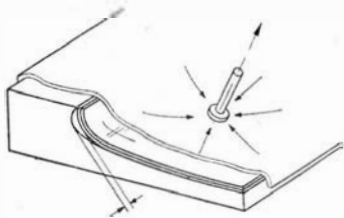
Wywieranie docisku pod ciśnieniem ma praktycznie ograniczoną wielkość do 0,6 ata i nie nadaje się do wszystkich rozwiązań. Wymaga ono wykonania szczelnego urządzenia o zamkniętej przestrzeni, z której wypompowuje się powietrze.

Klejenie przy użyciu pod- lub nadciśnienia ma tę wadę, że ciśnienie rozkłada się na całej płaszczyźnie równomiernie, i dlatego każda nierówność powstała przez zgrubienie materiału sklejanego lub powstała w warstwie kleju nie daje się



rozprowadzić i pozostaje na części sklejaney.

Przy pokryciu warstwowym sklejanym ze sklejek lub z wypełniaczem (wypełniacz piankowy lub komórkowy) należy wziąć pod uwagę



minimalny promień gięcia poszczególnych warstw, w przeciwnym przypadku warstwy mogą być tak sztywne, że pomimo docisku nie uzyska się wymaganego promienia gięcia albo przyłożony docisk złamie materiał klejony.

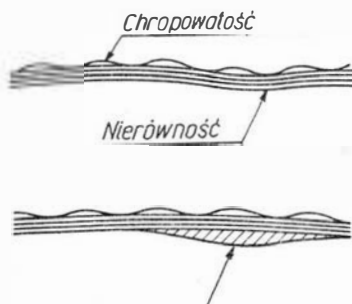
Wszystkie metody klejenia muszą gwarantować własności spoin klejowych, ustalonych w warunkach technicznych. Ponieważ połączenia klejowe są najczęściej połączeniami nośnymi, zachodzi konieczność badań nieniszczących tych połączeń. Tam, gdzie nie da się stosować powszechnych metod kontrolnych, polegających na ocenie akustycznej wystukiwanych miejsc, trzeba stosować kontrolę za pomocą próbek-świadków.

Malowanie szybowca

Z wykończeniem konstrukcji drewnianej wiąże się zagadnienie malowania. Malowanie drewna ma ustalone zakresy czynności i jest bardzo pracochłonne.

Dlatego do wymagań stawianych wykończeniu lakierniczemu należy podchodzić bardzo krytycznie. Należy pamiętać, że sztuka uzyskiwania dobrych powłok malarskich polega na nakładaniu bardzo cienkich warstw. Warstwy te układają się — patrząc w przekroju — warstwicowo, o równomiernie rozłożonej grubości.

Stąd też należy rozróżnić dwa odrębne problemy — jeden to gładkość (pojęcie przeciwstawne chropo-



watości) uzyskanej powłoki zewnętrznej, drugi to dopuszczalne nierówności pokrycia.

Często konstruktor liczy na usunięcie wszelkich nierówności powierzchni za pomocą lakierowania. Trzeba powiedzieć, że nierówności można usuwać jedynie za pomocą zacierania ich kitem, względnie tylko nieznacznie przez szpachlówkę nakładaną natryskiem.

Uzupełnianie nierówności za pomocą kitów niesie za sobą bardzo

poważny przyrost ciężaru szybowca i jest pracochłonne.

Uzyskanie dużej gładkości powłok lakierniczych wiąże się ze sposobem ich nakładania oraz rodzajem wykończenia. Rozróżnia się trzy stopnie wykończenia:

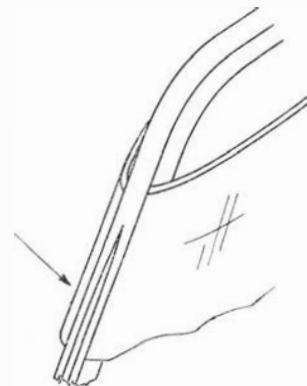
a) powszechnie stosowany sposób natryskiwania, który daje powłokę chropowatości, widzianą pod dużym powiększeniem w postaci gęsto ułożonych kropelek — oczywiście zależy to w dużej mierze od jakości samego materiału lakierniczego,

b) uzyskanie powłoki gładziej, mniej chropowatej uzyskuje się żmudnym, bardzo pracochłonnym sposobem ręcznego lub mechanicznego polerowania. Powierzchnia polerowana jest świecąca, ale ma nadal — w dużym powiększeniu chropowatość,

c) wyrównanie tej chropowatości do powierzchni zupełnie gładkiej — lustrzanej uzyskuje się przez szlifowanie.

Jest to również bardzo pracochłonna operacja.

Z przytoczonych powodów konstruktor powinien w zależności od



potrzeb stawiać wymagania, odróżniając trzy stopnie wykończenia lakierniczego.

Przy omawianiu pokryć lakierniczych szybowca należy wspomnieć również o konieczności pokrywania sklejką lub tkaniną wszystkich otwartych powierzchni drewnianych, narażonych na bezpośredni kontakt z atmosferą.

Samo pokrycie lakiernicze nie wystarcza i drewno pęka.

Laminaty

Dużym osiągnięciem technicznym w budowie szybowców jest stosowanie laminatów. Wiąże się z tym zagadnieniem kilka problemów.

Przesycanie włókna szklanego odpowiednimi żywicami uzyskuje się gładziel przy stosowaniu metody beciśnieniowej lub na prasach stosując metodę ciśnieniową.

Stosunkowo niewielkie liczby jednostkowych części laminowanych wymagają stosowania metody najprostszej, a więc przesycania ręcznego pędzlem.

Tym sposobem wytwarzania uzyskuje się gładź tylko po stronie foremniku, na którym następuje laminowanie.

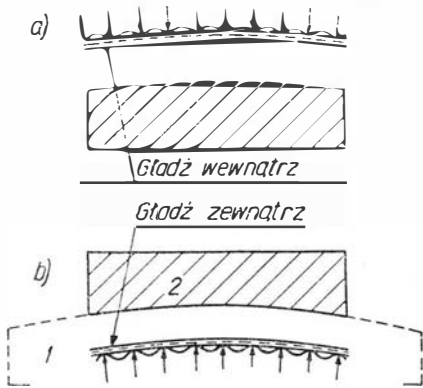
Druga strona pozostaje mocno chropowata, zależna od faktury przesyczonej tkaniny.

Wymaganie otrzymania laminatu z gładką zewnętrzną wiąże się z wykonaniem modelu — pozytywu (1). Z niego dopiero trzeba wykonać foremnik — negatyw (2), z gładką po stronie wewnętrznej. Tak otrzymany foremnik — negatyw służy do wykonywania danej części laminatowej.

Jeżeli część konstrukcyjna musi mieć obie strony gładkie, wówczas trzeba stosować foremnik i stempel. Tym sposobem można uzyskać również laminat o żądanej grubości ścianki bez względu na grubość samej tkaniny.

Jak widać, odpowiednie żądania konstruktora pociągają za sobą coraz to inny rodzaj oprzyrządowania.

Jakkolwiek laminaty dają bardzo duże możliwości uzyskiwania róż-



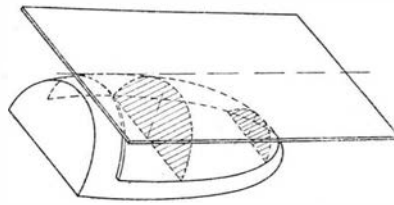
nych kształtów konstrukcyjnych, należy zwracać baczną uwagę na ich ciężary.

Oslony ze szkła organicznego

Istnieje kilka metod formowania szkła organicznego. Półproduktem

wyściowym jest płyta płaska, którą trzeba odpowiednio uformować na gorąco dzięki odkształceniom termoplastycznym materiałowi.

Przy metodzie kontaktowej szkło doprowadzone do stanu plastyczności przez podgrzanie w piecu zachowuje po obciążeniu kształt powierzchni zadanej foremnikiem, traci natomiast przejrzystość wskutek



odcisków powierzchniowych faktury i nierówności foremnika lub nierównomiernego obciążania szkła na całym obwodzie.

Grubość uzyskanej osłony odpowiada grubości arkusza wyjściowego.

Do obciążania płyty ze szkła organicznego na kształt osłony zamkniętej z wszystkich stron trzeba bardzo dużych sił i rozbudowanego oprzyrządowania.

Przy metodzie bezkontaktowej formowania ciśnieniowego otrzymuje się powierzchnię sferyczną o przekrojach półkolistych.

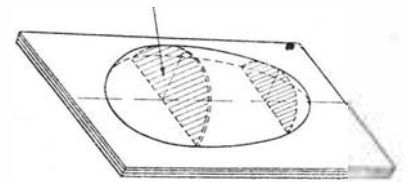
Powierzchnia formowanego szkła niczego nie dotyka podczas kształtowania, jest więc pozbawiona odcisków i zniekształceń optycznych. Przez wydmuchiwanie następuje znaczne pocienianie szkła, które rozkłada się równomiernie na całej osłonie.

Oslony pilota zamocowywane są konstrukcyjnie w ramie dopasowanej do wykroju w kadłubie.

Przy metodzie obciągania kontaktowego kształt i kąt pochylenia ramy odpowiadają wielkościom na foremniku.

Przy metodzie bezkontaktowej parametry geometryczne ramy osłony trzeba najczęściej zdejmować z gotowego kształtu wydmuchanej osłony, gdyż płaska płyta przytrzymująca szkło w czasie formowania nie odpowiada położeniu ramy w szybowcu.

Ukształtowana osłona ma w sobie naprężenia wewnętrzne. Powodują one mikropęknięcia w postaci tak zwanego srebra oraz łatwe pęknięcie w eksploatacji od powstałego karbu



lub rysy. Dlatego osłona powinna być wygrzewana.

Zarówno kształtowanie przez obciąganie, kształtowanie ciśnieniowe jak i wygrzewanie możliwe jest w specjalnych urządzeniach. Wielkość komory takiego urządzenia będzie wymiarować otrzymywane osłony.

Drugą wielkością ograniczającą wymiary osłon jest niewątpliwie ciężar właściwy szkła organicznego.

KRONIKA

■ V Rajd Samolotowy Dziennikarzy i Pilotów (unikalna, coroczna impreza organizowana w Polsce), w roku jubileuszu 1000-lecia Państwa — rozpoczął się w Gnieźnie. Przeloty łączyły historyczne miasta wzdłuż trasy widocznej na mapce zapożyczony ze „Skrzydlatej”. W rajdzie uczestniczyło 41 załóg. Rajd zakończył się we Wrocławiu, gdzie podsumowano punkty za konkurencje z dziedziny pilotażu i dziennikarstwa. Zwycięstwo odniosła załoga Katowic: pilot W. Gawlik i red. Cieszewski, przed zespo-

łem z Wrocławia. Załogi warszawskie ulokowały się na czwartym (pil. W. Kwiatkowski i red. T. Stepien — „Kurier Polski”) i piątym (pil. Z. Dudzik i red. J. Zarębski — „Skrzydłata Polska”) miejscu.

■ Po 13-letniej przerwie wznowione zostały „Ogólnopolskie Zawody Szybowcowe Kobiet”. Cztery konkurencje tych zawodów odbyły się w Lubinie Legnickim z udziałem 13 pilotek. Zwyciężyły: L. Bajewska (posiadaczka diamentowej odznaki, rekordów międzynarodowych oraz piątej łokaty w SMP w 1961 r.) i D. Sylwanowicz (obie z Warszawy), przed M. Olszewską (Gdańsk) i P. Majewską (Warszawa).

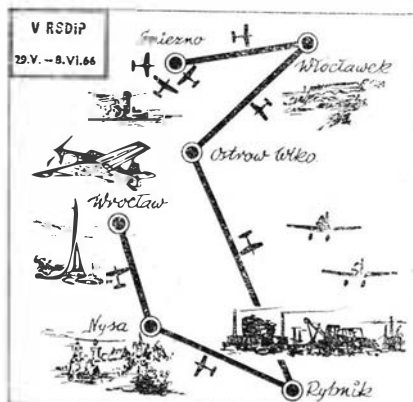
■ Zarząd Główny APRL ustanowił odznakę „Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego” i powziął uchwałę, że przyznawana ona będzie corocznie w sierpniu z okazji Święta Lotnictwa. W 1966 r. w związku z obchodami Tysiąclecia Państwa — zasłużeni działacze otrzymali odznaki trzykrotnie: członkowie Klubu Seniorów Lotnictwa (w liczbie 30) w czerwcu w Dęblinie — podczas walnego zgromadzenia oraz dalsze osoby: w lipcu (na Święto Odrodzenia) i w sierpniu (Święto Lotnictwa).

■ Adela Dankowska ustanowiła na szybowcu „Foka” rekord Polski w prędkościowym przelocie po trasie trójkąta 100 km — wynikiem 101,5 km/h. Poprzedni rekord Polski należał również do Dankowskiej; ustanowiony w ub.r. — wynosił 90,42 km/h.

■ Poważnie poprawiły się wyniki finansowe PLL „Lot” w roku ubiegłym. W porównaniu z 1964 r. wpływ przewozowe przedsiębiorstwa wzrosły w 1965 r. o 22%; zaś koszty eksploatacyjne zmniejszyły się o 7,6% — pomimo zwiększenia pracy przewozowej w tonokilometrach o 14,2%.

■ Po zakończeniu drugiego etapu szkolenia, tj. odbyciu kilkunastogodzinnych lotów szkolnych oraz lotów na trasach pod nadzorem instruktorów radzieckich, dziesięć załóg PLL „Lot” uzyskało prawo samodzielnego prowadzenia samolotów AN-24. Nowe samoloty latają już do Pragi i Budapesztu, wejść na linię do Skandynawii oraz uzupełnią połączenia krajowe, w pierwszym rzędzie w relacji Warszawa — Poznań.

■ W Domu Dziennikarza w Warszawie odbyło się spotkanie dziennikarzy warszawskiej prasy, radia i telewizji z dyrektką Polskich Linii Lotniczych „Lot”. Spotkanie zostało zorganizowane przez PLL „Lot” oraz Klub Publicystów Lotniczych SDP. Dyrektor PLL „Lot” inż. Jan Zwierzyński oraz zastępca dyrektora do spraw handlowych inż. R. Staby udzielił dziennikarzom informacji dotyczących przewozów pasażerskich, perspektyw uruchomienia nowych linii, wprowadzenia nowych samolotów na linie krajowe i zagraniczne, obsługi pasażerów i rozkładu lotów. Po spotkaniu dziennikarze odbyli przelot z Warszawy do Poznania na pokładzie AN-24. Przelot trwał 50 minut (prędkość różna 490 km/h, na wysokości 4800 m).



Wariacyjna metoda wyznaczania linii ugięcia belek Zastosowanie do obliczeń łopat wirnika śmigłowca

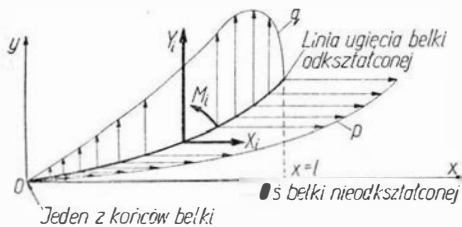
Przedstawiona teoria wyznaczania linii ugięcia belek opiera się o zasadę prac wirtualnych i niektóre podstawowe twierdzenia i własności rachunku wariacyjnego.

Wyprowadzony wzór pozwala bez większych trudności na ścisłe lub przybliżone wyznaczenie linii ugięcia każdej belki płasko obciążonej. Metodę można przystosować do belek obciążonych przestrzennie.

Ogólne założenia i oznaczenia

Rozpatrzone dowolną belkę w układzie współrzędnych prostokątnych xy (rys. 1) przy następujących założeniach i oznaczeniach:

1) ugięcia y są małe w stosunku do długości łopaty,



2) kąty obrotów przekrojów $\frac{dy}{dx}$ są na tyle małe,

że można założyć:

$$\sin \frac{dy}{dx} \approx \frac{dy}{dx}$$

$$\cos \frac{dy}{dx} \approx 1$$

3) ugięcia wszystkich przekrojów zachodzą w płaszczyźnie xy , w której leżą również główne centralne osie bezwładności poprzecznych przekrojów belki,

4) wypadkowe zewnętrznych obciążeń belki leżą w płaszczyźnie xy ,

5) obciążenia zewnętrzne nie zmieniają się wskutek dodatkowego odchylenia od położenia równowagi,

6) na belkę działają następujące obciążenia:

a) poprzeczne obciążenia ciągłe, prostopadłe do osi belki nieodkształconej:

$$q \left[\frac{\text{kG}}{\text{cmb}} \right]$$

(obciążenie to na poszczególnych odcinkach belki może równać się zero).

b) wzdłużne obciążenie ciągłe:

$$p \left[\frac{\text{kG}}{\text{cmb}} \right]$$

(p może równać się zero na poszczególnych odcinkach belki).

c) siły skupione i momenty:

$$Y_i \text{ [kG]}, X_i \text{ [kG]} \text{ oraz } M_i \text{ [kGcm]}$$

Siłami powyższymi obciążone jest u punktów belki. W każdym z u punktów co najmniej jedna z sił skupionych jest różna od zera,

7) obciążenia zewnętrzne wywołują tylko odkształcenia sprężyste,

8) pozostałe oznaczenia zastosowane w tekście:

J [cm⁴] — główny centralny moment bezwładności poprzecznego przekroju belki. Moment ten może zmieniać się wzdłuż długości belki,

EJ [kG cm²] — sztywność giętą w płaszczyźnie xy ,
 a_n — stałe początkowo nieznanne,

M_g [kG cm] — moment gnący w przekroju $x = x$,

$N_p(x)$ [kG] — siła normalna w przekroju $x = x$ wywołana samym obciążeniem ciągłym p ,

$N(x)$ [kG] — całkowita siła normalna w przekroju $x = x$,

9) inne oznaczenia objaśniono bezpośrednio w tekście.

Wyprowadzenie podstawowych wzorów

Zgodnie z zasadą prac wirtualnych w położeniu równowagi:

$$\delta(V - L) = 0 \tag{1}$$

lub

$$\delta V - \delta L = 0 \tag{1'}$$

gdzie:

δ — wariacja,

δV i δL — odpowiednio, wariacja, tj. przyrost energii potencjalnej i pracy sił zewnętrznych wskutek wirtualnej zmiany linii ugięcia.

Zgodnie ze wzorami:

$$V_g = \int_0^l \frac{Mg^2 dx}{2EJ} \quad ; \quad Mg \approx EJy''$$

i ponieważ przy wirtualnej zmianie linii ugięcia, zmianie ulega głównie energia od zginania, wariację energii potencjalnej można przedstawić w postaci:

$$\delta V = \delta \left(\int_0^l \frac{EJ}{2} y''^2 dx \right) \tag{2}$$

Natomiast wariacja pracy wyrazi się zależnością:

$$\delta L = \int_0^l q \cdot dx \cdot \delta y + \sum_{i=1}^u [Y_i \cdot \delta y_i + M_i \cdot \delta y'_i - X_i \delta \cdot (\Delta x_i)] +$$

$$- \int_0^l p \cdot dx \cdot \delta \Delta x = \delta \left[\int_0^l (q \cdot y - p \cdot \Delta x) dx + \sum_{i=1}^u (Y_i \cdot y_i +$$

$$+ M_i \cdot y'_i - X_i \cdot \Delta x_i) \right] \tag{3}$$

Jak widać z rys. 2:

$$\Delta x = \int_0^x \sqrt{1 + y'^2} dx - x$$

$$\Delta x \cong \int_0^x \left(1 + \frac{1}{2} y'^2\right) dx - x$$

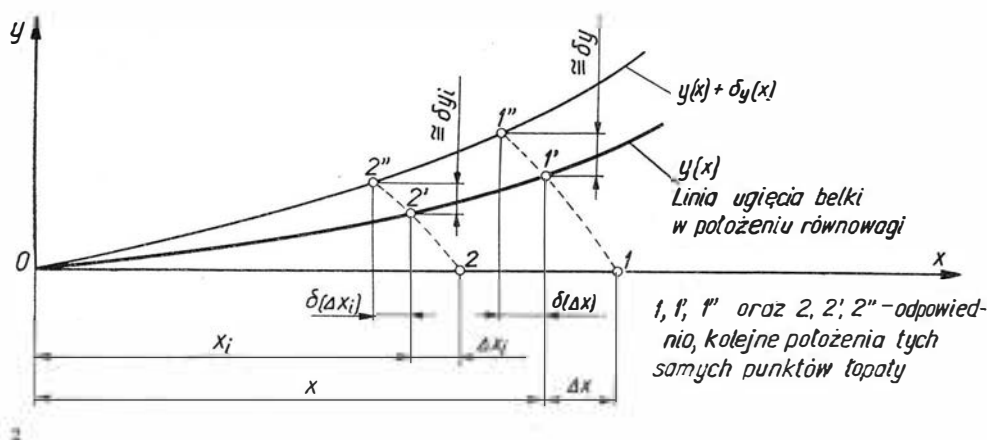
$$\Delta x \cong \int_0^x \frac{1}{2} y'^2 dx \quad (4)$$

analogicznie:

$$\Delta x_i = \int_0^{x_i} \frac{1}{2} y'^2 dx \quad (4')$$

Zatem:

$$\delta L = \delta \left[\int_0^l \left(q \cdot y - p \cdot \int_0^x \frac{1}{2} y'^2 dx \right) dx + \sum_{i=1}^u \left(Y_i \cdot y_i + M_i \cdot y_i' - X_i \int_0^{x_i} \frac{1}{2} y'^2 dx \right) \right] \quad (5)$$



Wstawiając (2) i (5) do (1') otrzymuje się:

$$\delta \left(\int_0^l \frac{EJ}{2} y''^2 dx \right) - \delta \left[\int_0^l \left(qy - p \int_0^x \frac{1}{2} y'^2 dx \right) dx + \sum_{i=1}^u \left(Y_i \cdot y_i + M_i \cdot y_i' - X_i \int_0^{x_i} \frac{1}{2} y'^2 dx \right) \right] = 0$$

lub

$$\delta \left[\int_0^l \left(\frac{EJ}{2} y''^2 - qy + p \int_0^x \frac{1}{2} y'^2 dx \right) dx + \sum_{i=1}^u \left(Y_i \cdot y_i + M_i \cdot y_i' - X_i \int_0^{x_i} \frac{1}{2} y'^2 dx \right) \right] = 0 \quad (6)$$

Można wykazać za pomocą pojęcia funkcji pierwotnej i całkowania przez części, że:

$$\int_0^l \left(p \int_0^x \frac{1}{2} y'^2 dx \right) dx = \int_0^l \left(\frac{1}{2} y'^2 \int_x^l p dx \right) dx \quad (7)$$

Wykorzystując tożsamość (7) wyrażenie (6) przyjmuje postać:

$$\delta \left[\int_0^l \left(\frac{EJ}{2} y''^2 - qy + \frac{1}{2} y'^2 \int_x^l p dx \right) dx + \sum_{i=1}^u \left(Y_i \cdot y_i + M_i \cdot y_i' - X_i \int_0^{x_i} \frac{1}{2} y'^2 dx \right) \right] = 0 \quad (8)$$

Zależność (8) według zasad rachunku wariacyjnego oznacza, że poszukiwana funkcja $y(x)$ realizuje ekstremum wyrażenia w nawiasie kwadratowym.

Zatem, wyznaczanie linii ugięcia belki oznacza poszukiwanie funkcji realizującej ekstremum funkcjonału:

$$v[y(x)] = \int_0^l \left(\frac{EJ}{2} y''^2 - qy + \frac{1}{2} y'^2 \int_x^l p dx \right) dx + \sum_{i=1}^u \left(Y_i \cdot y_i + M_i \cdot y_i' - X_i \int_0^{x_i} \frac{1}{2} y'^2 dx \right) \quad (9)$$

lub

$$v[y(x)] = \int_0^l \left[\frac{EJ}{2} y''^2 - qy + \frac{1}{2} y'^2 N_x \right] dx - \sum_{i=1}^u (Y_i y_i + M_i y_i') \quad (9')$$

Funkcja $y(x)$ realizująca ściśle ekstremum funkcjonału (9) może być, w szczególnych przypadkach, znaleziona za pomocą dokładnej metody rachunku wariacyjnego. Zagadnienie to omówiono w dalszej części pracy. Na razie, należy stwierdzić, że ściśle rozwiązanie na $y(x)$ może składać się z jednej, kilku, lub nieskończenie dużej ilości funkcji, ważnych dla

poszczególnych odcinków belki, w sumie tworzących płynną krzywą.

W praktyce, można zawsze zadowolić się rozwiązaniem przybliżonym, uzyskanym przez zastosowanie do funkcjonału (9) którejkolwiek metody bezpośredniej rachunku wariacyjnego. Najwygodniej jest stosować metodę Ritza lub metodę różnic skończonych Eulera.

Niżej omówiono zastosowanie metody Ritza, w której można poszukiwać rozwiązania funkcjonału (9) w postaci szeregu:

$$y_k(x) = \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n \cdot y_n \quad (10)$$

gdzie $y_k(x)$ musi spełniać wszystkie warunki brzegowe belki. Oczywiście, gdy $k \rightarrow \infty$ i jeśli istnieje granica szeregu (10) otrzymuje się rozwiązanie ściśle. Dodać należy, że w przypadku belek funkcja $y_k(x)$ i jej pierwsza pochodna muszą być ciągłe, co nakłada dodatkowe ograniczenia w doborze funkcji $y_n(x)$.

Pochodne funkcji (10) mają postać:

$$y_k'(x) = \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n \cdot y_n'(x) \quad (11)$$

$$y_k''(x) = \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n \cdot y_n''(x) \quad (12)$$

$$y_k'''(x) = \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n \cdot y_n'''(x) \quad (13)$$

$$y_k^{IV}(x) = \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n \cdot y_n^{IV}(x) \quad (14)$$

Wstawiając (10), (11) i (12) do (9) otrzymuje się:

$$v[y(x)] = \int_0^l \left[\frac{EJ}{2} \left(\sum_{n=0,1,2,3}^k a_n y_n'' \right)^2 - q \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n \right] + \frac{1}{2} \left(\sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n' \right)^2 \int_0^l p dx + \sum_{i=1}^k \left[Y_i \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n(x_i) \right] - \sum_{i=1}^u \left[M_i \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n'(x_i) \right] + \sum_{i=0,1,2,3,\dots}^u \left[X_i \int_0^{x_i} \frac{1}{2} \left(\sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n' \right)^2 dx \right] \quad (15)$$

Jak łatwo zauważyć, funkcjonal (9) przekształcił się w wyrażeniu (15) w funkcję współczynników a_n . Ażeby wyrażenie (15) osiągnęło ekstremum, współczynniki a_n muszą być dobrane z układu równań:

$$\frac{\partial v[y_k(x)]}{\partial a_m} = 0 \quad \text{gdzie } m = 0, 1, 2, 3 \dots k$$

Różniczkując (15) względem a_m i przyrównując do zera pochodne cząstkowe otrzymuje się:

$$\frac{\partial v[y_k(x)]}{\partial a_m} = \int_0^l \left[EJ \cdot \left(\sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n'' \right) y_m'' - q y_m + \left(\int_0^l p dx \right) \times \right. \\ \left. \times y_m' \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n' \right] dx - \sum_{i=1}^u \left[Y_i y_m(x_i) \right] - \sum_{i=1}^u \left[M_i y_m'(x_i) \right] + \sum_{i=1}^u \left[X_i \int_0^{x_i} \left(\sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n' \right) y_m' dx \right] = 0$$

lub

$$\frac{\partial v[y_k(x)]}{\partial a_m} = \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n y_n' \int_0^l \left(EJ y_n'' \cdot y_m'' + y_n' \cdot y_m' \int_0^l p dx \right) dx + \int_0^l q y_m dx - \sum_{i=1}^u Y_i y_m(x_i) - \sum_{i=1}^u M_i y_m'(x_i) + \sum_{i=1}^u \left(X_i \sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n \times \right. \\ \left. \times \int_0^{x_i} y_n' y_m' dx \right) = 0$$

i ostatecznie:

$$\sum_{n=0,1,2,3,\dots}^k a_n \left[\int_0^l \left(EJ y_n'' y_m'' + y_n' y_m' \int_0^l p dx \right) dx + \sum_{i=1}^u \left(X_i \int_0^{x_i} y_n' y_m' \times \right. \right. \\ \left. \left. \times y_m' dx \right) \right] = \int_0^l q y_m dx + \sum_{i=1}^u Y_i y_m(x_i) + \sum_{i=1}^u M_i y_m'(x_i) \quad (16)$$

Na podstawie wyrażenia (16) można stwierdzić, że poszukiwane współczynniki a_n spełniają układ równań liniowych:

$$\begin{aligned} a_0 A_{00} + a_1 A_{01} + \dots + a_n A_{0n} + \dots + a_k A_{0k} &= W_{00} \\ a_0 A_{10} + a_1 A_{11} + \dots + a_n A_{1n} + \dots + a_k A_{1k} &= W_{10} \\ a_0 A_{m0} + a_1 A_{m1} + \dots + a_n A_{mn} + \dots + a_k A_{mk} &= W_{m0} \\ a_0 A_{k0} + a_1 A_{k1} + \dots + a_n A_{kn} + \dots + a_k A_{kk} &= W_{k0} \end{aligned} \quad (17)$$

gdzie:

$$A_{mn} = \int_0^l \left(EJ y_n'' y_m'' + y_n' y_m' \int_0^l p dx \right) dx + \sum_{i=1}^u \left(X_i \int_0^{x_i} y_n' y_m' dx \right) \quad (18)$$

$$W_{m0} = \int_0^l q y_m dx + \sum_{i=1}^u Y_i y_m(x_i) + \sum_{i=1}^u M_i y_m'(x_i) \quad (19)$$

$$\begin{aligned} n &= 0, 1, 2, 3 \dots k \\ m &= 0, 1, 2, 3 \dots k \\ i &= 1, 2, 3 \dots u \end{aligned}$$

Gdy wyznacznik charakterystyczny układu równań (17) równy jest zeru, otrzymuje się krytyczny stan obciążenia. Wyznacznik ten ma postać:

$$\begin{vmatrix} A_{00} & A_{01} & \dots & A_{0n} & \dots & A_{0k} \\ A_{10} & A_{11} & \dots & A_{1n} & \dots & A_{1k} \\ A_{m0} & A_{m1} & \dots & A_{mn} & \dots & A_{mk} \\ A_{k0} & A_{k1} & \dots & A_{kn} & \dots & A_{kk} \end{vmatrix} = 0 \quad (20)$$

Jak widać ze wzoru (18):

$$A_{mn} = A_{nm}$$

Własność powyższa znacznie skraca rachunki.

Przy odpowiednim doborze funkcji y_n szeregu (10), już przy kilku współczynnikach a_n otrzymuje się zadowalające przybliżenie.

Jako funkcje $y_k(x)$ można np. przyjmować w ogólnym przypadku szereg, którego wyrazami są kombinacje liniowe tzw. funkcji Kryłowa. Wyrazy tego szeregu mają postać:

$$y_n = C_{1n} \cdot S_1(\lambda_n \cdot x) + C_{2n} \cdot S_2(\lambda_n \cdot x) + C_{3n} \cdot S_3(\lambda_n \cdot x) + C_{4n} \cdot S_4(\lambda_n \cdot x) \quad (21)$$

gdzie: $C_{1n}, C_{2n}, C_{3n}, C_{4n}, \lambda_n$ są stałymi, zależnymi od warunków brzegowych belki i wskaźnika n .

Natomiast:

$$S_1(\lambda_n x), S_2(\lambda_n x), S_3(\lambda_n x), S_4(\lambda_n x)$$

są wspomnianymi funkcjami Kryłowa, przy tym:

$$S_1(\lambda_n x) = \frac{1}{2} (\cos h \lambda_n x + \cos \lambda_n x)$$

$$S_2(\lambda_n x) = \frac{1}{2} (\sin h \lambda_n x + \sin \lambda_n x)$$

$$S_3(\lambda_n x) = \frac{1}{2} (\cos h \lambda_n x - \cos \lambda_n x)$$

$$S_4(\lambda_n x) = \frac{1}{2} (\sin h \lambda_n x - \sin \lambda_n x)$$

Funkcje powyższe mają następujące własności:

$$S_4' = \frac{1}{\lambda_n} \cdot S_3; S_4'' = \lambda_n \cdot S_3' = \lambda_n^2 \cdot S_2$$

$$S_4''' = \lambda_n \cdot S_3'' = \lambda_n^2 \cdot S_2' = \lambda_n^3 \cdot S_1$$

$$S_4^{(IV)} = \lambda_n \cdot S_3''' = \lambda_n^2 \cdot S_2'' = \lambda_n^3 \cdot S_1' = \lambda_n^4 \cdot S_4$$

$$S_3^{(IV)} = \lambda_n \cdot S_2''' = \lambda_n^2 \cdot S_1'' = \lambda_n^3 \cdot S_1' = \lambda_n^4 \cdot S_3$$

Ponadto:

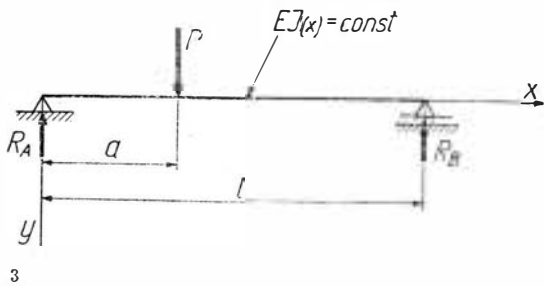
$$S_1(0) = 1; S_2(0) = S_3(0) = S_4(0) = 0$$

Funkcje te są stabelaryzowane*). Łatwo sprawdzić, że są one niepełnymi kombinacjami liniowymi rozwiązań szczególnych jednorodnego równania różniczkowego czwartego rzędu. W szczególnych przypadkach, wskazane jest stosować inne, prostsze funkcje. Należy przy tym zaznaczyć, że od doboru funkcji zależy dokładność i szybkość rozwiązania. Po wyznaczeniu, z układu równań (17) współczynników a_n , oblicza się:

$$\begin{aligned} Mq &= PJy'' \\ Q &= \frac{d}{dx} (EJ y_k'') \end{aligned}$$

*) Patrz na przykład:

- 1) J. W. Ananiev: „Obliczanie drgań własnych układów sprężystych”, Moskwa 1946.
- 2) R. E. D. Bishop, D. C. Johnson: „Vibration analysis tables”, — Cambridge university press 1956. — podano tu stabelaryzowane wartości pewnej odmiany funkcji (21) dla poszczególnych warunków brzegowych i wskaźników n .



oraz, o ile nie uczyniono tego wcześniej, siły normalne $N(x)$. Mając Mg , Q , $N(x)$ można sprawdzić wytrzymałość belki. Zwykle obliczenie Q można pominąć. Dla ilustracji metody, niżej rozwiązano belkę na dwu podporach.

Przykład 1

Wyznaczyć linię ugięcia belki przedstawionej na rys. 3.

Rozwiązanie

Zgodnie ze wzorem (10) można przewidzieć rozwiązanie w postaci szeregu:

$$y_k(x) = \sum_{n=1}^k a_n y_n$$

gdzie:

$$y_n = \sin \frac{n\pi x}{l}; n = 1, 2, 3 \dots k$$

Tak dobrana funkcja $y_k(x)$ spełnia wszystkie warunki brzegowe belki, a więc:

$$y_k^{(0)} = 0 \quad y_k''(0) = 0$$

$$y_k(l) = 0 \quad y_k'''(l) = 0$$

Korzystając z zależności (18) obliczamy współczynniki A_{mn} :

$$\begin{aligned} A_{mn} &= \int_0^l EJ y_m'' y_n'' dx = \\ &= EJ \int_0^l \left(-\frac{m^2 \pi^2}{l^2} \sin \frac{m\pi x}{l} \right) \left(-\frac{n^2 \pi^2}{l^2} \sin \frac{n\pi x}{l} \right) dx = \\ &= EJ \frac{m^2 n^2 \pi^4}{l^4} \int_0^l \sin \frac{m\pi x}{l} \sin \frac{n\pi x}{l} dx = \\ &= \begin{cases} EJ \frac{m^4 \pi^4}{2 l^3} & \text{gdym} = n \\ 0 & \text{gdym} \neq n \end{cases} \end{aligned}$$

Zgodnie ze wzorem (19):

$$W_{m0} = P \cdot y_m(a) = P \cdot \sin \frac{m\pi a}{l};$$

Zatem układ równań (17) w rozpatrywanym przypadku zamienia się na układ równań niezależnych:

$$a_m \cdot A_{mn} = W_{m0} \quad \text{gdzie: } m = 1, 2, 3 \dots k$$

$$\begin{aligned} a_m &= \frac{W_{m0}}{A_{mn}} \\ &= \frac{P \sin \frac{m\pi a}{l}}{EJ \frac{m^4 \pi^4}{2 l^3}} \\ a_m &= \frac{Pl^3 \sin \frac{m\pi a}{l}}{\pi^4 m^4 EJ} \end{aligned}$$

Wobec powyższego linia ugięcia rozpatrywanej belki wyrazi się funkcją

$$y_k(x) = \frac{Pl^3}{\pi^4 EJ} \sum_{m=1}^k \frac{1}{m^4} \sin \frac{m\pi a}{l} \sin \frac{m\pi x}{l}$$

Dla $k \rightarrow \infty$ otrzymuje się rozwiązanie ścisłe:

$$y(x) = \frac{Pl^3}{\pi^4 EJ} \sum_{m=1,2,3..}^{\infty} \frac{1}{m^4} \sin \frac{m\pi a}{l} \sin \frac{m\pi x}{l}$$

W przypadku:

$$a = \frac{l}{2}; x = \frac{l}{2}$$

$$\begin{aligned} y_{\max} &= y\left(\frac{l}{2}\right) = \frac{Pl^3}{\pi^4 EJ} \left(1 + \frac{1}{3^4} + \frac{1}{5^4} + \dots \right) = \\ &= \frac{Pl^3}{\pi^4 EJ} \sum_{m=1,3,5..}^{\infty} \frac{1}{m^4}; \end{aligned}$$

Jak z powyższego widać, otrzymany szereg jest tak szybkobieżny, że wystarczy w rachunkach uwzględnić tylko pierwszy człon.

Uwagi odnośnie metody Ritza

W rozpatrzonym poprzednio przykładzie obliczenie współczynników A_{mn} i W_{m0} nie przedstawiało żadnych trudności. W ogólnym przypadku należy jednak posługiwać się tabelami i wykresami, analogicznymi do podanych w rozdziale traktującym o obliczeniach łopaty wirnika śmigłowca. Same rachunki są proste i mogą być wykonane przez personel pomocniczy.

Ścisła ocena ilości potrzebnych członów szeregu $y_k(x)$ jest na ogół bardzo trudna, jakkolwiek dla prostych funkcjonalów jest znana. Dla oceny dokładności rezultatów otrzymanych metodą Ritza można jednak posługiwać się następującym, przybliżonym, teoretycznie niedoskonałym lecz praktycznie dostatecznie pewnym sposobem:

po obliczeniu $y_k(x)$ i $y_{k+1}(x)$ porównuje się je między sobą w kilku punktach przedziału $(0, l)$.

Jeśli w granicach żądanej dokładności wartości te są zgodne, to uważa się, że funkcja $y_k(x)$ jest rozwiązaniem rozpatrywanego zadania wariacyjnego z żadaną dokładnością. Jeśli zaś wartości $y_k(x)$ i $y_{k+1}(x)$ nie są zgodne w ramach wybranej dokładności, to oblicza się $y_{k+2}(x)$ i porównuje $y_{k+2}(x)$ i $y_{k+1}(x)$ w kilku punktach. Proces ten powtarza się tak długo, aż wartości $y_{k+w}(x)$ i $y_{k+w+1}(x)$ będą zgodne z żadaną dokładnością.

Ścisłe wyznaczanie ekstremali funkcjonalu (9)

Wprowadzenie

Jak wiadomo z rachunku wariacyjnego funkcjonal:

$$v[y(x)] = \int_{x_0}^{x_1} F(x, y, y', y'') dx + \Phi(x_0, y_0, y_0', x_1, y_1, y_1'); \quad (22)$$

może osiągnąć ekstremum jedynie na krzywych całkowitych równania Eulera — Poissona:

$$F_y = \frac{d}{dx} F_{y'} + \frac{d^2}{dx^2} F_{y''} = 0 \dots \dots \dots (23)$$

Przytoczone twierdzenie wyprowadzone zostało przy następujących założeniach i oznaczeniach:

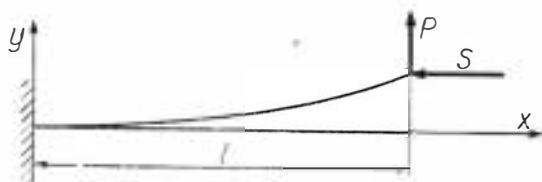
1) funkcja F jest czterokrotnie różniczkowalna względem wszystkich argumentów,

2) $F_y, F_{y'}, F_{y''}$, — oznaczają odpowiednia pochodne cząstkowe funkcji F względem y, y' i y'' ,

3) w przypadku nieciągłości funkcji F równanie (23) obowiązuje dla przedziałów ciągłości.

W celu otrzymania ścisłego rozwiązania w tym przypadku należy jeszcze znać warunki analityczne w punktach nieciągłości. Warunki te w ogólnym przypadku mogą być uzyskane metodami rachunku wariacyjnego. W przypadku belek można napisać je na podstawie wiadomości z klasycznej teorii belek. O zagadnieniu tym traktuje przykład 6.

4) granice x_0 i x_1 mogą być ruchome. Założenie to umożliwia w razie potrzeby określenie linii ugięcia belki z uwzględnieniem przemieszczeń podłużnych jed-



4

nego z końców. Należałoby wówczas rozpatrywać tzw. ekstremum warunkowe funkcjonału (9).

Jak łatwo zorientować się, równanie (23) umożliwia ściśle wyznaczenie ekstremali funkcjonału (9), czyli w rozpatrywanych przypadkach linii ugięcia belek.

Przykład 2

Wyznaczyć linię ugięcia i momenty gnące w belce przedstawionej na rys. 4.

Rozwiązanie

Dla belki (rys. 4) funkcjonał (9) przyjmuje postać:

$$v[y(x)] = \int_0^l \left(\frac{EJ}{2} y''^2 - S \cdot \frac{1}{2} y'^2 \right) dx - P \cdot y(l)$$

Natomiast równanie Eulera-Poissona (23), dla powyższego funkcjonału wyraża się zależnością:

$$-\frac{d}{dx} \left(-S \cdot y' \right) + \frac{d^2}{dx^2} (EJ y'') = 0$$

lub:

$$EJ y^{IV} + S y'' = 0$$

albo przy oznaczeniu:

$$\sqrt{\frac{EJ}{S}} = j$$

$$y^{IV} + \frac{1}{j^2} \cdot y'' = 0$$

Otrzymano więc równanie różniczkowe linii ugięcia rozpatrywanej belki. Ogólne rozwiązanie tego równania ma postać:

$$y = C_1 + C_2 x + C_3 \cos \frac{x}{j} + C_4 \sin \frac{x}{j}$$

Po wykorzystaniu warunków brzegowych:

$$y(0) = 0; y'(0) = 0; EJ y'''(0) = -P; EJ y''(l) = 0$$

otrzymuje się:

$$y = \frac{P \cdot j^3}{EJ} \operatorname{tg} \frac{l}{j} - \frac{P}{EJ} \cdot j^2 x - \frac{P j^3}{EJ} \operatorname{tg} \frac{l}{j} \cos \frac{x}{j} + \frac{P j^3}{EJ} \sin \frac{x}{j}$$

oraz

$$Mg_x = EJ y'' = P \cdot j \cdot \frac{\sin \frac{l-x}{j}}{l}$$

Przykład 3

Wyznaczyć krytyczną wartość siły S , jeśli $P=0$ belki pokazanej na rys. 4.

Rozwiązanie

W przypadku tym równanie Eulera - Poissona i jego rozwiązanie ma taką samą postać jak w zadaniu 2. Różnica polega tylko na innych warunkach brzegowych:

$$y(0) = 0$$

$$y'(0) = 0$$

$$EJ y''(l) = 0$$

$$EJ y'''(l) = 0$$

Z powyższych warunków otrzymuje się:

$$C_2 = 0; \quad C_4 = 0$$

oraz:

$$C_1 + C_3 = 0$$

$$-\frac{C_3}{j^2} \cos \frac{l}{j} = 0$$

Ostatni układ może być spełniony gdy $C_1 = C_3 = 0$; co odpowiada równowadze w postaci linii prostej, lub gdy:

$$\cos \frac{l}{j} = 0$$

czyli:

$$\frac{l}{j} = (2n + 1) \frac{\pi}{2}; \quad \text{gdzie } n = 0, 1, 2, 3, \dots$$

$$\frac{l^2}{j^2} = (2n + 1)^2 \frac{\pi^2}{4}$$

$$\frac{l^2}{EJ} = (2n + 1)^2 \frac{\pi^2}{4}$$

$$S_{kr} = \frac{(2n + 1)^2 \pi^2 EJ}{4 l^2}$$

co odpowiada równowadze w postaci krzywoliniowej. Przy tym $C_1 \neq 0$ i $C_3 \neq 0$. Dla $n=0$ otrzymuje się znaną z wytrzymałości najniższą wartość siły krytycznej:

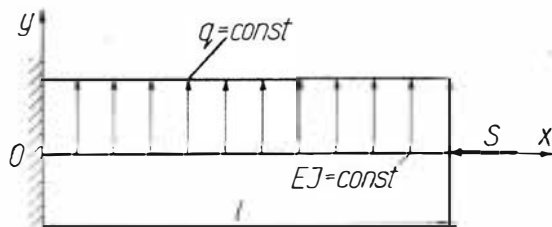
$$S_{kr. \min} = \frac{\pi^2 EJ}{4 l^2}$$

Oczywiście, równowaga jest możliwa przy odpowiedniej wytrzymałości pręta. Na ogół, osiągnięcie S_{kr} , prowadzi do zniszczenia pręta. Zadanie powyższe można rozwiązać za pomocą wyznacznika (20). Otrzyma się wówczas na ogół przybliżoną wartość siły S_{kr} . Wyznacznik (20) jest niezastąpiony w przypadku złożonego układu obciążeń i wówczas należy go stosować.

Nadmienić należy, że założenie w powyższym zadaniu $P=0$ jest bez znaczenia dla wartości siły krytycznej, ułatwia jednak zrozumienie fizycznej istoty krytycznego stanu obciążenia.

Przykład 4

Wyprowadzić równanie różniczkowe linii ugięcia belki pokazanej na rys. 5.



5

Funkcjonał (9) i równanie Eulera - Poissona (23) mają dla rozpatrywanej belki postać odpowiednio:

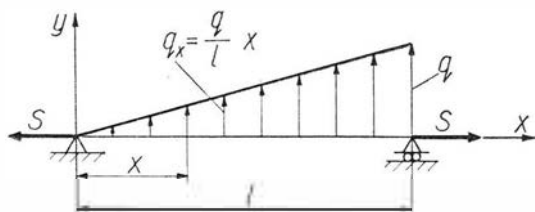
$$v[y(x)] = \int_0^l \left(\frac{EJ}{2} y''^2 - qy - S \cdot \frac{1}{2} y'^2 \right) dx$$

oraz

$$-q - \frac{d}{dx} \left(-S \cdot \frac{1}{2} \cdot 2 y' \right) + \frac{d^2}{dx^2} \left(\frac{EJ}{2} \cdot 2 y'' \right) = 0$$

czyli szukane równanie linii ugięcia będzie:

$$-q + S y'' + EJ y'''' = 0$$



6

Przykład 5

Wyprowadzić równanie różniczkowe linii ugięcia belki pokazanej na rys. 6.

Rozwiązanie

Funkcjonał (9) dla tej belki ma postać:

$$v[y(x)] = \int_0^l \left(\frac{EJ}{2} y''^2 - \frac{q}{l} \cdot x \cdot y \right) dx + S \int_0^l \frac{1}{2} \cdot y'^2 dx =$$

$$= \int_0^l \left(\frac{EJ}{2} y''^2 - \frac{q}{l} xy + S \frac{1}{2} y'^2 \right) dx$$

a równanie Eulera - Poissona (23):

$$-\frac{q}{l} x - \frac{d}{dx} \left(S \frac{1}{2} \cdot 2 y' \right) + \frac{d^2}{dx^2} \left(\frac{EJ}{2} \cdot 2 y'' \right) = 0$$

ostatecznie:

$$-\frac{q}{l} x - S y'' + EJ y'''' = 0$$

Przykład 6

Wyznaczyć za pomocą funkcyjonału (9) i równania Eulera - Poissona (23) linię ugięcia belki pokazanej na rys. 3.

Rozwiązanie

W przypadku tym funkcyjonał (9) przyjmuje postać:

$$v[y(x)] = \int_0^l \frac{EJ}{2} y''^2 dx + P \cdot y(a)$$

Zgodnie z uwagą (3) wprowadzenia, ekstremala jest też całką równania (23)

$$\frac{d^2}{dx^2} (EJ y'') = 0$$

z tym, że musimy uwzględnić dwa przedziały ciągłości funkcji podcałkowej funkcyjonału.

Zatem, ogólne rozwiązanie rozpatrywanej belki będzie:

$$E \cdot J y_1 = C_1 x^3 + C_2 x^2 + C_3 \cdot x + C_4 \text{ dla } 0 \leq x \leq a$$

oraz

$$EJ y_2 = C_5 x^3 + C_6 x^2 + C_7 \cdot x + C_8 \text{ dla } a \leq x \leq l$$

Stałe można wyznaczyć z warunków brzegowych:

1) $EJ y_1(0) = 0$

2) $EJ y_1''(0) = 0$

3) $EJ y_1'''(0) = R_A = \frac{P \cdot b}{l}$, gdzie $b = l - a$

4) $EJ y_2(l) = 0$

5) $EJ y_2''(l) = 0$

6) $EJ y_2'''(l) = -R_B = -\frac{P \cdot a}{l}$

7) $EJ y_1(a) = EJ y_2(a)$

8) $EJ y_1'(a) = EJ y_2'(a)$

W celu uniknięcia wyznaczania reakcji można wykorzystać dodatkowe warunki dla $x = a$:

$$EJ y_1''(a) = EJ y_2''(a)$$

oraz

$$E y_1'''(a) - P = E J y_2'''(l)$$

Wykorzystanie warunków brzegowych daje następujące wartości stałych:

$$C_1 = \frac{Pb}{6l}$$

$$C_5 = -\frac{P \cdot a}{6l}$$

$$C_2 = 0$$

$$C_6 = \frac{P \cdot a}{2}$$

$$C_3 = \frac{P \cdot b}{6l} (l^2 - b^2)$$

$$C_7 = -\frac{P \cdot a}{6l} (a^2 + 2l^2)$$

$$C_4 = 0$$

$$C_8 = \frac{P \cdot a^3}{6}$$

Zatem, ściśle równania linii ugięcia rozpatrywanej belki przyjmują postać:

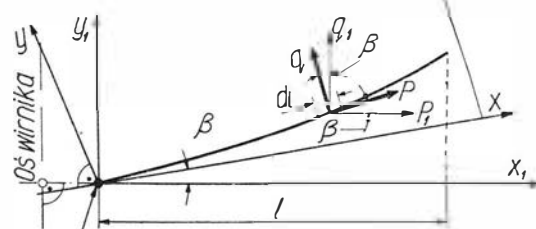
$$EJ y_1 = \frac{Pb^3}{6l} x_1^3 - \frac{Pb}{6l} (l^2 - b^2)x; \text{ dla } 0 \leq x \leq a$$

oraz

$$EJ y_2 = -\frac{Pa}{6l} x^3 + \frac{Pa}{2} x^2 - \frac{Pa}{6l} (a^2 + 2l^2)x + \frac{Pa^3}{6}; \text{ dla } a \leq x \leq l$$

Jak widać z powyższego przykładu i przykładu 1 ściśle rozwiązanie przy dwu przedziałach całkowania

Oś obciążonej łożaty ∞ sztywnej



Przegub poziomy dla łożaty przegubowej lub oś mocowania do piasty dla łożaty sztywno zamocowanej w piastce.

7

jest znacznie bardziej pracochłonne niż rozwiązanie przybliżone.

Różnica ta silnie powiększa się w miarę wzrostu przedziałów całkowania i przy kilkunastu przedzia-

łach, jedynie sposób przybliżony staje się zdecydowanie najlepszy.

W następnej części pracy rozpatrzono obliczanie łopaty wirnika śmigłowca za pomocą omówionej poprzednio metody przybliżonej.

Można przekonać się, że metoda ta jest prostsza i szybsza od metod: Galerkina, Myklastade'a i kolokacji.

Zginanie łopat wirnika śmigłowca w zawisie

Ogólne założenia i oznaczenia

W czasie lotu wiszącego, inaczej zwanego zawisem, obciążenia łopat nie zależą od czasu, są stałe dla każdego azymutu. Rozpatrzono dowolną łopatę wirnika śmigłowca w układzie współrzędnych prostokątnych xy , (rys. 7), przy następujących dodatkowych założeniach i oznaczeniach nie wymienionych w ogólnym wykazie dotyczącym belek:

- 1) zmiany rozkładu sił aerodynamicznych i sił odśrodkowych wskutek ugięcia, pomijamy jako małe,
- 2) na łopaty wirujące ze stałą prędkością kątową działają następujące obciążenia ciągłe (rys. 7);

$q_1 = -\frac{dT(x_1)}{dx_1} + \frac{dG(x_1)}{dx_1} \left[\frac{\text{kG}}{\text{cmb}} \right]$ od ciągu aerodynamicznego i ciężaru własnego

$p_1 = -\frac{dP_1(x_1)}{dx_1} \left[\frac{\text{kG}}{\text{cmb}} \right]$ — od siły odśrodkowej,

3) wymienione w punkcie 2 obciążenia dzieli się na:

a) poprzeczne

$$q = q_1 \cos \beta - p_1 \sin \beta \approx q_1 - p_1 \cdot \beta$$

b) podłużne

$$p = p_1 \cos \beta + q_1 \sin \beta \approx p_1 + q_1 \cdot \beta \approx p_1$$

We wzorach powyższych przez β oznaczono kąt wzniosu łopaty nieskończenie sztywnej ale z przegubem poziomym:

$$\beta \approx \frac{\int_0^l q_1 x_1 dx_1}{\int_0^l p_1 x_1 dx_1} \quad (24)$$

Dla łopaty sztywno zamocowanej w piaście $\beta = 0$.

4) inne oznaczenia zastosowane w tekście:

$T(x_1)$ [kG] — ciąg aerodynamiczny odcinka łopaty od $x_1 = x_1$, do $x_1 = 1$, obliczony dla promieniowania położenia łopaty, tzn. dla $\beta = 0$ i łopaty ∞ sztywnej,

T [kG] — ciąg aerodynamiczny, całej jednej łopaty, $P(x_1)$ [kG] — siła odśrodkowa, w przekroju $x_1 = x_1$ przy promieniowym położeniu łopaty,

P [kG] — siła odśrodkowa, całej łopaty, przy jej promieniowym położeniu,

$G(x_1) = G(x)$ — ciężar odcinka łopaty od $x_1 = x_1$ do $x_1 = 1$.

Wyprowadzenie zasadniczych zależności

W przypadku łopaty wirnika śmigłowca zgodnie z przyjętymi oznaczeniami funkcjonał (9) ma postać:

$$v[y(x)] = \int_0^l \left(\frac{EJ}{2} y''^2 - qy + \frac{1}{2} y'^2 \int_x^l p dx \right) dx = \int_0^l \left[\frac{EJ}{2} y''^2 - (q_1 - p_1 \beta) y + \frac{1}{2} y'^2 \int_x^l p_1 dx \right] dx \quad (25)$$

Równanie Eulera - Poissona (23)

$$-(q_1 - p_1 \beta) - \frac{d}{dx} \left(y' \int_x^l p_1 dx \right) + \frac{d^2}{dx^2} (EJ y') = 0$$

$$\frac{d^2}{dx^2} (EJ y'') - q_1 + p_1 \beta - (y'' \int_x^l p_1 dx - y' p_1) = 0$$

i ostatecznie:

$$\frac{d^2}{dx^2} (EJ y'') - q_1 + p_1 \cdot \beta + p_1 \cdot y' - y'' \int_x^l p_1 dx = 0 \quad (26)$$

Otrzymane równanie (26) jest ściśle, w sensie wytrzymałości materiałów równaniem różniczkowym linie ugięcia łopaty przy poczynionych założeniach. Równanie to w ogólnym przypadku można rozwiązać stosując do funkcjonału (25) omówioną poprzednio metodą Ritz'a.

Otrzymuje się wówczas układ równań (17), przy tym:

$$A_{mn} = \int_0^l (EJ y''_m y''_n + y'_m y'_n \int_x^l p dx) dx = \int_0^l [EJ y''_m y''_n + y'_m y'_n N_p(x)] dx \quad (27)$$

$$W_{m0} = \int_0^l q y_m dx \approx \int_0^l (q_1 - p_1 \beta) y_m dx \quad (28)$$

Oprócz wspomnianego poprzednio, nadającego się do każdej belki, szeregu złożonego z wyrazów będących kombinacją liniową funkcji Kryłowa (21), można stosować w przypadku łopaty, następujące funkcje aproksymujące:

a) dla łopaty z przegubem poziomym:

$$y_k(x) = \sum_0^k a_n y_n(x), \quad (29)$$

$$n = 0, 1, 2, 3, \dots, k,$$

gdzie:

a_n — stałe początkowe, nieznane,

$$y_0(x) = \frac{x}{l} \quad (29')$$

$$y_n(x) = \left(\frac{2n}{2n-1} \right)^3 \sin(2n-1) \pi \frac{x}{l} + \sin 2n \pi \frac{x}{l} \quad (29'')$$

$$n = 0, 1, 2, 3, \dots, k,$$

b) do łopaty sztywno zamocowanej w piaście, tj. bez przegubu poziomego:

$$y_k(x) = \sum_0^k a_n y_n(x) \quad (30)$$

gdzie:

dla $n = 1, 2, 3, \dots, k$

$$y_n(x) = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{4n-3}{2} \pi \right)^3 \left(\frac{x}{l} \right)^2 - \frac{1}{6} \left[\left(\frac{4n-3}{2} \pi \right) \left(\frac{x}{l} \right)^3 - 1 + \cos \frac{4n-3}{2} \pi \frac{x}{l} \right] \right] \quad (30')$$

Szczególnie przydatna może być funkcja (29), jakkolwiek zawsze można stosować, jak już powiedziano, szereg złożony z funkcji (21). Funkcje (29) i (30) „odgadnięto” przy założeniu, że w pobliżu końca łopaty $EJ = \text{const}$.

Niżej podano formularze do obliczania współczynników (27) i (28).

Na podstawie rubryk 3 i 9 buduje się wykresy, z których po splanimetrowaniu i uwzględnieniu skali otrzymuje się A_{mn} i A_{m0} .

Według tablicy 2 oblicza się tylko jedną z wartości W_{m0} . Pozostałe współczynniki W_{m0} wymagają obliczenia tylko rubryk 8 i 9, gdyż rubryki poprzedzające nie zmieniają się.

Niektóre problemy

Od dłuższego już czasu trwa coraz intensywniejsza walka o zwiększenie trwałości silników (głównie przez wydłużenie okresu międzynaaprawczego). Aktualnie osiągnane okresy międzynaaprawcze turbinowych silników odrzutowych wynoszą od kilkuset godzin pracy na samolotach bojowych do kilku tysięcy godzin pracy na samolotach cywilnych. Najprostszym sposobem zwiększenia trwałości prawie każdego urządzenia mechanicznego jest rezygnacja z jego maksymalnych osiągnięć. Najwrażliwszy i jednocześnie najbardziej obciążony zespół lotniczego silnika turbino-owego to jego turbina. Na każdą łopatkę turbiny działa siła rozciągająca kilkunastu lub niekiedy kilkudziesięciu ton przy jednoczesnym nagrzewaniu jej gazami do bardzo wysokich temperatur. W takich warunkach pracy szczególnie wyraźnie rozwija się zjawisko pełzania materiału, a powstałe odkształcenie trwałe ogranicza okres międzynaaprawczy turbiny. Praca turbiny w warunkach nieco zaniżonych w stosunku do maksymalnych znacznie zwiększa jej trwałość zarówno dzięki zmniejszeniu sił odśrodkowych, jak i obniżeniu temperatury gazów omywających łopatki, co obniża odkształcenia trwałe wskutek pełzania. Wprawdzie międzynaaprawczy okres eksploatacyjny nie w każdym silniku musi być ograniczony trwałością turbiny, ale zazwyczaj właśnie turbina jest tym zespołem limitującym. Ewentualne wymiany pewnych agregatów lub ich zespołów napędowych w okresie międzynaaprawczym całego silnika uważa się za normalne zabiegi eksploatacyjne, gdyż czynności te nie wymagają demontażu silnika, a niekiedy nie wymagają nawet jego wybudowania z płatowca. Tak pojęty okres międzynaaprawczy, w którym ulegają wymianie niektóre agregaty (głównie układu zasilania), wtryskiwacze paliwowe, czasem rozrusznik, niektóre przewody itd., sięga dwunastu i więcej tysięcy godzin w większości współczesnych silników turbinowych. Tak duże okresy międzynaaprawcze silników osiąga się wieloma sposobami jednocześnie, lecz głównie właściwie dobranymi warunkami pracy turbiny. Niniejszy artykuł został opracowany właśnie pod kątem widzenia możliwości zwiększenia trwałości silników na drodze analizy możliwości polepszenia warunków pracy turbiny.

Warunki temperaturowe pracy łopatek turbin

Łopatki wirników, a zwłaszcza łopatki nieruchomych kierownic turbin poddawane są działaniu wysokich temperatur o stosunkowo nierównomiernym rozkładzie. Na rys. 1 przedstawiono szkic łopatki kierownicy turbiny silnika typu RD-45, która uległa przepaleniu z powodu nadmiernego wzrostu temperatury gazów przy jej jednoczesnym bardzo nierównomiernym rozkładzie, charakterystycznym dla komór indywidualnych. W wielu współczesnych silnikach z indywidualnymi komorami z uwagi na znaczną nierównomierność rozkładu temperatury w przekroju

Tablica 1

Formularz do obliczenia A_{mn}								
1	2	3	4	5	6	7	8	9
\bar{x}	x	$y_m' y_n'$	$N_p(x)$	$y_m' y_n' N_p(x)$	$y_m' y_n'$	EJ	$y_m' y_n' EJ$	$y_m' y_n' EJ$
$\frac{x}{l}$	①·1	Obliczone po- zo tablicą	Obliczone po- zo tablicą	③·●	Obliczone po- zo tablicą	Obliczone po- zo tablicą	⑥·⑦	⑤·⑧
-	[cm]	-	[kg]	[kg]	[1/cm ²]	[kg/cm ²]	[kg]	[kg]

Tablica 2

Formularz do obliczenia W_{me}								
1	2	3	4	5	6	7	8	9
\bar{x}	x	q_1	β	ϵ_1	βp_1	$q_1 p_1 \beta$	y_m	$(q_1 p_1 \beta) y_m$
$\frac{x}{l}$	①·1	Obliczone po- zo tablicą	Obliczone po- zo tablicą	Obliczone po- zo tablicą	④·⑤	③-⑥	Obliczone po- zo tablicą	⑦·⑧
-	[cm]	[kg/cm ²]	[radian]	[kg/cm ²]	[kg/cm ²]	[kg/cm ²]	[cm]	[kg]

Po obliczeniu, na podstawie tablicy 1 i 2 oraz odpowiednich wykresów współczynników A_{mn} i W_{m0} , wstawia się je do układu równań liniowych (17) i wylicza współczynniki a_n . Następnie, poprzez zróżniczkowanie znanej już, przybliżonej linii ugięcia łopaty, otrzymuje się wartości sił wewnętrznych:

$$Mg(x) = EJ y_{ic}''(x)$$

Siłę wzdłużną $N(x)$ obliczono poprzednio. Obliczone wartości sił wewnętrznych umożliwiają sprawdzenie wytrzymałości poprzecznych przekrojów łopaty. Oczywiście, cały proces obliczania numerycznego można zaprogramować na maszynę cyfrową.

Na zakończenie artykułu, jeszcze jedno spostrzeżenie. Mianowicie, gdy wziąć tylko jeden człon szeregu (10), to ugięcie łopaty, liczone od położenia łopaty nieskończenie sztywnej wyrazi się wzorem:

$$y \approx \frac{\int_0^l q y_1 dx}{\int_0^l EJ y_1'' dx + \int_0^l y_1'' N_p(x) dx} y_1(x) \quad (31)$$

Jak widać z przedstawionego wzoru, ponieważ dla łopaty:

$$\int_0^l EJ y_1'' dx \ll \int_0^l y_1'' N_p(x) dx \quad (32)$$

to ugięcie łopaty w locie bardzo mało zależy od sztywności giętej.

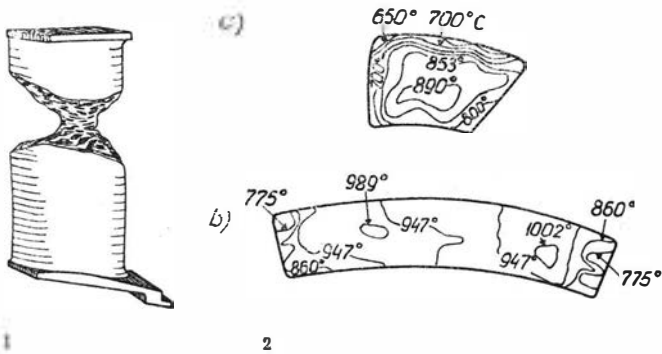
Dowód powyższego stwierdzenia „wzmacnia się”, jeśli nadmienić, że przy $y_1(x)$ można przyjąć rzeczywistą linię ugięcia łopaty przy jednym z rozkładów EJ. Oczywiście, w czasie postoju na ziemi, człon zawierający sztywność giętą gra rolę zasadniczą.

Literatura

1. L. E. Elsgolc: „Rachunek wariacyjny”, Warszawa 1960, PWN.
2. J. Lipka: „Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym”, Technika Lotnicza 5 i 6 z 1957 r.
3. G. K. Susłow: „Mechanika teoretyczna”, Warszawa, 1960, PWN.
4. A. A. Iljuszyn, W. S. Lenski: „Wytrzymałość materiałów”, Warszawa, 1963, PWN.

zwiększenia trwałości silników turbinowych

wlotowym kierownic dobiera się (właśnie w zależności od wysokości temperatury w danej strefie) materiały o odpowiedniej odporności na działanie wysokich temperatur. I tak na przykład w strefie

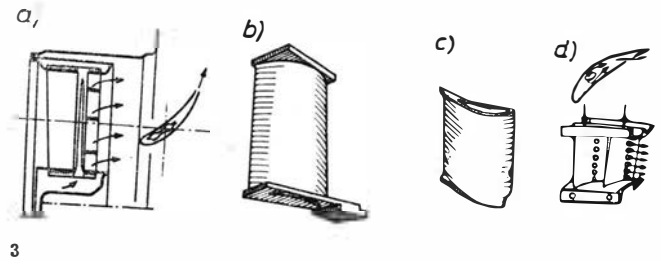


środkowej wylotu z komory spalania (o najwyższej temperaturze) umieszcza się kierownice wykonane ze stopu kobaltowego, a w strefach skrajnych (gdzie gazy mają niższe temperatury) umieszcza się kierownice z tańszych stopów typu Nimonic czy EI 437.

Oczywiście, łopatki wirnikowe pracują w korzystniejszych warunkach temperaturowych, gdyż przecinając strefy o różnych temperaturach nagrzewają się do średniej temperatury niezależnej od równomierności rozkładu. Nierówność pola rozkładu temperatury w przekroju poprzecznym kanału turbiny powoduje jedynie bardziej nierównomierny rozkład temperatury wzdłuż łopatki, jednakowy zresztą dla wszystkich łopatek wirnika. Na rys. 2a pokazano przykładowo rozkłady temperatur w płaszczyźnie wlotu do kierownic turbiny, typowe dla komór indywidualnych. Rys. 2b przedstawia rozkład pola temperatur przed kierownicą turbiny silnika Rolls-Royce „Spey”. Otrzymane prawie równomierne pole temperatur jest wynikiem szczególnej troski konstruktorów tej firmy. Uzyskiwany w silnikach równomierny rozkład temperatur na wlocie do turbiny jest jednym z głównych czynników zwiększających okres eksploatacji silników jako całości, a turbin w szczególności.

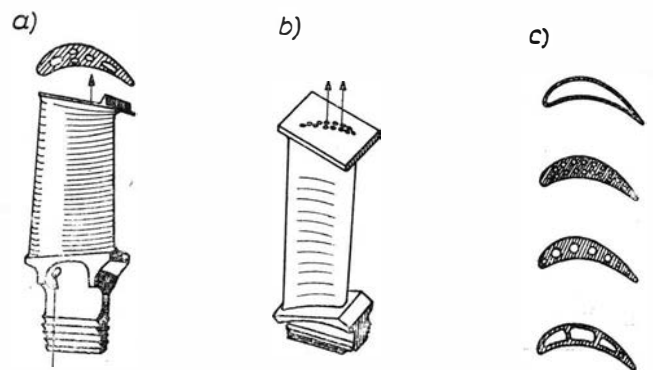
Coraz większa ilość obecnie produkowanych i eksploatowanych silników ma chłodzone powietrzem łopatki zarówno kierownic, jak i wirników turbin. Na rys. 3 podano kilka przykładów różnych rozwiązań konstrukcyjnych i sposobów realizacji chłodzenia kierownic. Rys. 3a przedstawia schemat konstrukcji łopatki kierownicy silnika Jumo 004. Do wnętrza łopatki wdmuchiwane jest powietrze, rozprawdane w jej wnętrzu specjalnie ukształtowanym elementem. Wypływ powietrza chłodzącego z kierownicy następuje szczeliną w jej krawędzi spływu. Rys. 3b oraz 3c przedstawiają konstrukcję kobaltowych łopatek kierowniczych turbinowego silnika śmigłowego R. R. Dart oraz jednego ze współczesnych radzieckich silników odrzutowych. W obu przypadkach powietrze chłodzące przepływa kanałem we wnętrzu łopatki, przy czym nie jest ono bezpośrednio wyprowadzane do kanału przepływowego silnika

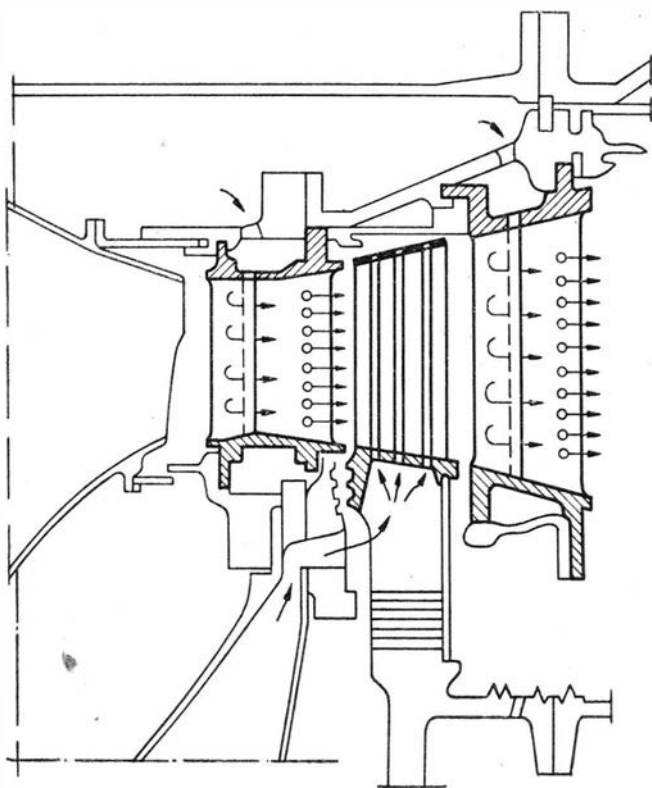
w strefie turbiny. Bardzo oryginalne i skuteczne rozwiązanie konstrukcyjne jest widoczne na rys. 3d; zostało ono opracowane w firmie Rolls-Royce i jest stosowane z powodzeniem w silniku „Spey” i „Con-



way”. We wnętrzu łopatek rozprawdane jest powietrze chłodzące odpowiednio ukształtowanym przewodem, podobnie jak w silniku Jumo 004, lecz wyprowadzane jest nie krawędzią spływu, lecz szeregiem otworów wykonanych w ścianie łopatki na jej wklęsłej stronie w pobliżu krawędzi spływu. Tak umieszczone otwory pozwalają na izolowanie materiału łopatek od gorących gazów warstwą chłodzącego powietrza. W ten sposób chłodzone łopatki z powodzeniem wytrzymują trzystugodzinny okres pracy w temperaturze gazów wynoszącej przeszło 1100 °C.

Daleko bardziej trudne, zarówno pod względem konstrukcyjnym jak i technologicznym, jest opracowanie chłodzenia łopatek wirnikowych. Aerodynamika przepływu gazów przez palisadę wymaga odpowiedniego kształtu zewnętrznego profilu łopatek wirnikowych, a wytrzymałość dyktuje odpowiedni przebieg wielkości przekrojów poprzecznych łopatki wzdłuż jej pióra. Wszystkie wymienione warunki musi spełnić właściwie opracowana technologia wykonania łopatek przy jednoczesnym zapewnieniu możliwości chłodzenia pióra strumieniem powietrza przepływającego kanałami we wnętrzu łopatki wzdłuż jej pióra. Rys. 4 przedstawia dwie główne formy konstrukcyjne łopatek wirnikowych (rys. 4a i b) oraz różne warianty kształtów kanałów w przekrojach poprzecznych łopatek (rys. 4c). Chłodzone łopatki są wykonywane przy zastosowaniu bardzo rozmaitych me-

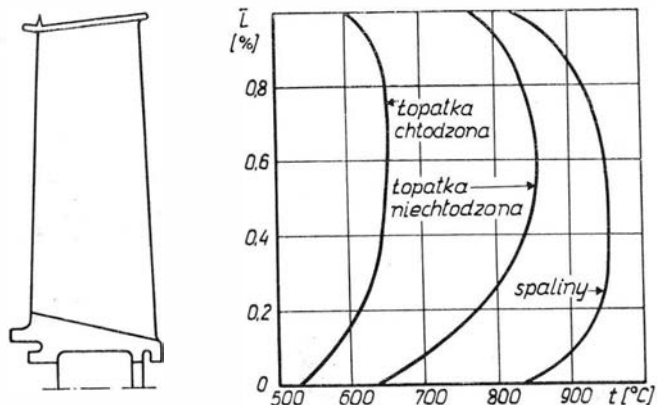




5

to technologicznych: pierwszy profil od góry rys. 4c jest wykonywany metodą zespawania z odpowiednio wytłoczonej blachy, drugi i trzeci profil wykonany jest metodą odkucia i dalszej obróbki wiórowej przeprowadzonej „klasycznymi metodami”, a otwory wzdłuż pióra — metodą wiercenia; wykonanie łopatki o profilu pokazanym na dole rysunku zmusza do zastosowania specjalnych metod technologicznych. Łopatkę z piórem o takim „kesonowym” profilu wykonuje się przez wprasowanie do otworów, wykonanych w półfabrykatowej odkuwce, prętów z niskotopliwego metalu, na przykład kadmu, stanowiącego wypełniacz technologiczny; po całkowitym zakończeniu obróbki plastycznej oraz wiórowej metal ten wytapia się, co pozostawia w piórze kanały o odpowiednim kształcie. Według analogicznego schematu produkcyjnego wykonuje się łopatki kierownicze, które pokazano na rys. 3d.

Powietrze chłodzące łopatki wirnikowe doprowadzane jest do nich w strefie zamka, a wyprowadzane otworami w profilu końcowym łopatki, co zaznaczono na rys. 4a i b. Powietrze chłodzące łopatki kierownic



6

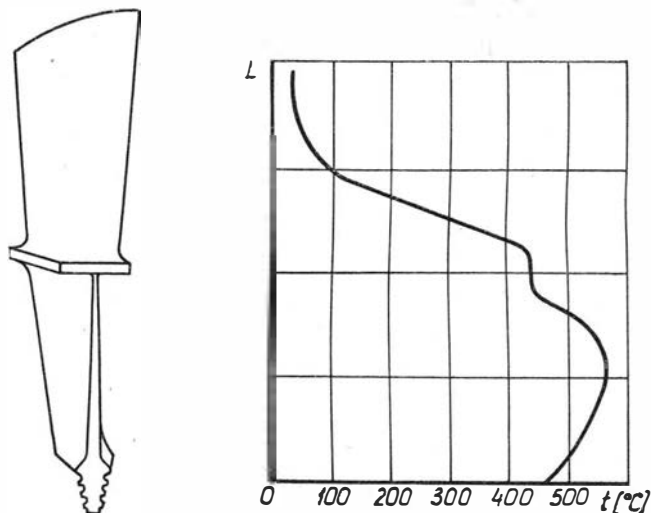
może być doprowadzane zarówno z kierunku odśrodkowego (rys. 3a), jak i dośrodkowego (rys. 3d), w zależności od możliwości konstrukcyjnych. Na rys. 5 pokazano schemat chłodzenia łopatek turbiny jednego z silników firmy Rolls-Royce. W tym przypadku łopatki wirnikowe chłodzone są powietrzem o odśrodkowym kierunku przepływu, a łopatki kierownic — powietrzem wtórnym z komory spalania o dośrodkowym kierunku przepływu.

Jak dalece może obniżyć średnią temperaturę łopatki właściwie opracowane chłodzenie łopatki wirnika turbiny, widać wyraźnie z rys. 6. Na wykresach tego rysunku przedstawiono rozkład średnich temperatur gazów wzdłuż pióra łopatki nie chłodzonej i łopatki odpowiednio chłodzonej strumieniem powietrza. Wykresy te sporządzono na podstawie opublikowanych wyników badań silnika R. R. „Spey”. W przypadku łopatki nie chłodzonej ciepło jest odprowadzane od pióra łopatki przez jej zamek do chłodzonej powietrzem tarczy turbiny. Wskutek tego zaznacza się znaczny spadek temperatury pióra w pobliżu strefy zamkowej, tj. bliżej chłodniejszej tarczy. Przebieg temperatur wzdłuż pióra łopatki chłodzonej jest znacznie równomierniejszy.

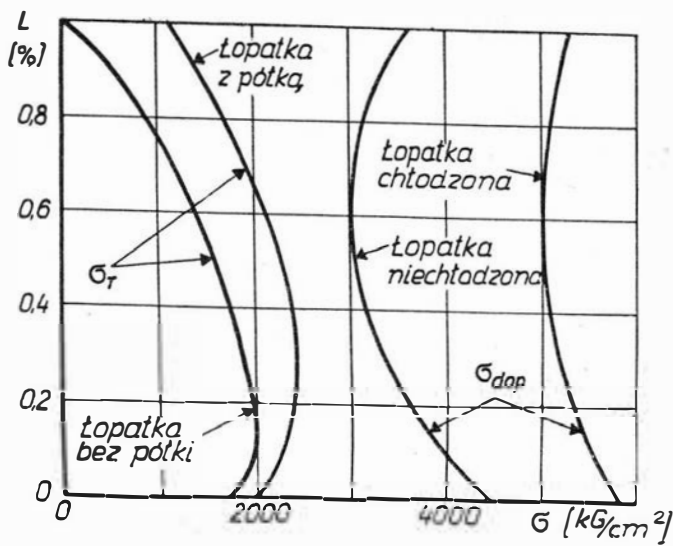
Rys. 7 wyjaśnia, jak dalece korzystne jest umieszczenie łopatek wentylatorowych bezpośrednio na łopatkach turbiny, jak to ma miejsce w amerykańskim silniku dwuprzepływowym CJ-805-23 firmy General Electric. Łopatki wentylatorowe spełniają rolę żeber chłodzących łopatki turbinowe, a średnia temperatura przekroju poprzecznego u wierzchołka łopatki turbinowej jest nawet niższa niż przekroju podstawy łopatki przy tarczy turbiny.

Specyfika obciążeń łopatek wirników turbin

Charakter obciążeń temperaturowych łopatek kierownic i łopatek wirnikowych jest bardzo zbliżony do siebie, jednakże jedynie łopatki wirnikowe znajdują się w polu działania ogromnych sił odśrodkowych, co powoduje powstanie znacznych naprężeń w ich przekroju poprzecznym. Występowanie dużych naprężeń przy jednoczesnych wysokich temperaturach nie tylko zmniejsza współczynniki bezpieczeństwa względem wytrzymałości doraźnej, ale również zwiększa odkształcenia trwałe wskutek pełzania ma-



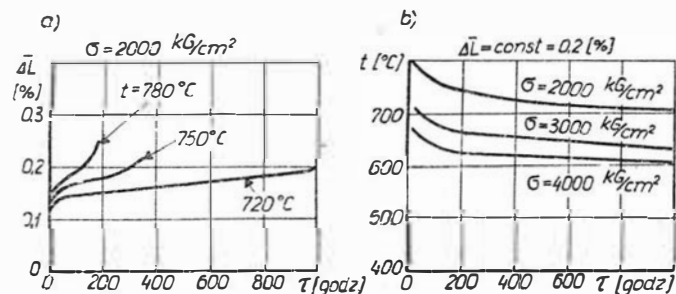
7



8

teriału. Na rys. 8 pokazano typowe wykresy rozciągających naprężeń rzeczywistych panujących w poszczególnych przekrojach poprzecznych pióra łopatki oraz wykresy naprężeń dopuszczalnych dla warunków temperaturowych łopatki z chłodzeniem i bez chłodzenia. Odległość między krzywymi σ_{wp} i krzywymi σ_r jest miernikiem istniejącego zapasu wytrzymałości. Korzyści uzyskane z chłodzenia łopatek, widoczne na rys. 8, są oczywiste. Na rysunku tym widać również, że zastosowanie w łopatce półki powoduje wprawdzie znaczny wzrost naprężeń średnich, co ma istotny wpływ na odkształcenie wzdłużne pióra łopatki, przy jednoczesnym nieznacznym wzroście naprężeń maksymalnych (przyrost naprężeń w łopatce od sił odśrodkowych działających na półkę jest tym mniejszy, im większy jest przekrój poprzeczny pióra łopatki), zwiększa jednak odprowadzenie ciepła z łopatki (i tłumienie drgania).

Wpływ wartości naprężeń i temperatury materiału na jego pełzanie jest widoczny na rys. 9. Rys. 9a przedstawia zależność odkształcenia trwałego ΔL [%] w materiale typu Nimonic 80, szeroko stosowanym do wykonywania łopatek wirników turbiny, od temperatury t [°C] i czasu działania obciążenia τ (godz.). Wykresy zestawiono dla warunków stałych naprężeń w materiale ($\sigma = \text{const}$). Na wykresach tych wyraźnie widać, jak gwałtownie maleje odporność na pełzanie ze wzrostem temperatury. W przypadku założenia wartości odkształcenia trwałego równego na przykład 0,2%, przyrost temperatury zaledwie o 30 °C (z 720 do 750 °C) powoduje skrócenie dopuszczalnego czasu trwania obciążenia z ~1000 godz. do zaledwie 300 godz.. Wzrost temperatury o dalsze 30 °C (do 780 °C) powoduje skrócenie czasu trwania obciążenia do ~100 godz. Podawane tu czasy działania obciążenia



są prawie równoznaczne z trwałością turbiny i okresem międzynaprawczym silnika. Rys. 9b ilustruje, jak dopuszczalny czas działania różnych obciążeń zależy od wielkości tych obciążeń, wyrażonych różnymi wartościami naprężeń σ , oraz od temperatury. Wykresy te opracowane dla warunków stałej dopuszczalnej wartości odkształcenia trwałego równego 0,2%. Znajomość zależności tego typu dla materiału przewidywanego w konstrukcji turbiny pozwala na określenie czasu jej eksploatacji oraz pozwala na określenie luzu promieniowego między końcami łopatki turbiny a pierścieniem nieruchomego korpusu.

Dobór luzu promieniowego na końcu łopatki turbiny

Dobranie właściwego luzu między końcami łopatek wirnika turbiny a jej nieruchomym korpusem stanowi jeden z trudniejszych, a jednocześnie odpowiedzialniejszych problemów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych. Ze względu na powstające przy nadmiernym luzie przecieki gazów z jednej strony profilu łopatki na drugą, luz ten powinien być jak najmniejszy. Jednak zbyt mały luz nie daje możliwości uzyskania dostatecznie dużej trwałości turbiny z powodu stałego zmniejszania luzu w wyniku pełzania materiału łopatek. Przy doborze tego luzu (mierzonego na zimnym silniku) w oparciu o obliczenia należy pamiętać, że luz ten jest zmienny w bardzo szerokich granicach w zależności od temperaturowych warunków pracy poszczególnych elementów turbiny oraz w zależności od ich obciążeń mechanicznych powodujących powstawanie odkształceń zarówno sprężystych, jak i trwałych. Przedstawiony sposób obliczenia tego luzu ujmuje główne przyczyny powstawania odkształceń promieniowych zarówno wirnika turbiny, jak i jej nieruchomej obudowy, pozwalając jednocześnie na przeprowadzenie tych obliczeń dla różnych warunków pracy turbiny, zależnych przede wszystkim od prędkości obrotowej jej wirnika. Wyznaczony na podstawie obliczenia luz promieniowy δ_r jest wynikiem odpowiedniego zsumowania odkształceń promieniowych poszczególnych elementów turbiny.

Odształcenie promieniowe pierścienia korpusu turbiny jest wynikiem zarówno odkształceń cieplnych, jak i sprężystych wynikających z obciążenia różnicą ciśnień Δp między ciśnieniem wewnątrz kanału silnika oraz ciśnieniem panującym w gondoli na zewnątrz silnika. Różnica ciśnień Δp jest zależna od prędkości obrotowej wirnika n oraz prędkości lotu v i wysokości lotu H . Promieniowe odkształcenie cieplne pierścienia korpusu wynosi:

$$\Delta R_{k1} = R_k \cdot \beta_k [t(n)] \Delta t_k(n)$$

gdzie:

- R_k — średni promień pierścienia,
- $\beta_k [t(n)]$ — współczynnik rozszerzalności cieplnej zależny od temperatury t (zmiennie wraz ze zmianą prędkości obrotowej wirnika),
- $\Delta t_k(n)$ — przyrost temperatury w warunkach obliczeniowych w stosunku do stanu zimnego.

Promieniowe odkształcenie sprężyste wynikające z różnicy ciśnień w przypadku pierścienia swobodnego (tj. nie połączonego z jakimś bardzo sztywnym

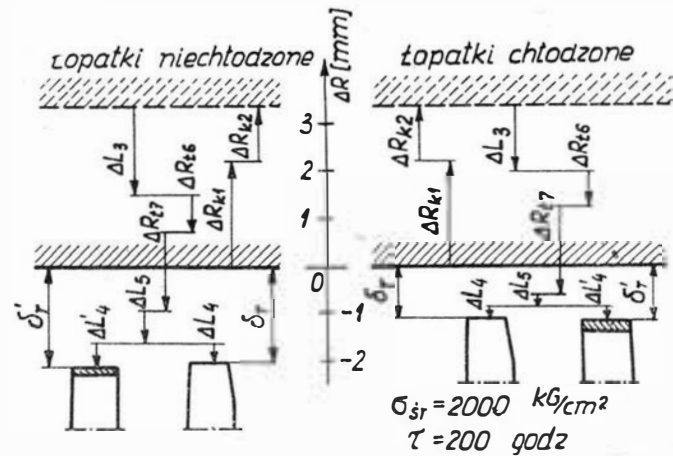
korpusem, jak to ma miejsce na przykład w silniku RD-45 czy WK-1 wyraża się wzorem:

$$\Delta R_{k2} = R_k \frac{\sigma [\Delta p (n, v H)]}{E_k [t (n)]}$$

gdzie:

$\sigma [\Delta p (n, v H)]$ — obwodowe naprężenia rozciągające w pierścieniu zależne od różnicy ciśnień Δp (zależnej od n, v oraz H),
 $E_k [t (n)]$ — moduł sprężystości podłużnej zależny od temperatury pierścienia (zmienną głównie wraz ze zmianą prędkości obrotowej turbiny).

Całkowity przyrost promienia pierścienia korpusu w stosunku do promienia w warunkach wyłączonego



10

silnika w stanie zimnym jest sumą obydwóch odkształceń i zaznaczony jest linią przerywaną na rys. 10.

Przyrost długości łopatki turbiny wynikły z odkształcenia cieplnego wynosi:

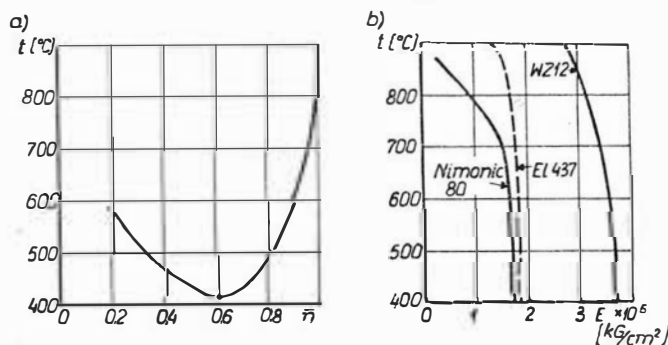
$$\Delta L_3 = \int_{l=0}^{l=L} \beta_t [t (n, l)] \Delta t_i (n, l) dl$$

gdzie:

$\beta_t [t (n, l)]$ — współczynnik rozszerzalności cieplnej materiału łopatki zależny od temperatury zmiennej wraz ze zmianą prędkości obrotowej n i wzdłuż pióra łopatki l (rys. 6),

$\Delta t_i (n, l)$ — przyrost temperatury w bieżącym przekroju łopatki w stosunku do stanu „zimnego” turbiny.

Ten przyrost długości łopatki zależy w największym stopniu od tego czy łopatka jest chłodzona, czy też nie.



11

Przyrost długości łopatki powstały od działania na jej pióro sił odśrodkowych można wyznaczyć z zależności:

$$\Delta L_4 = \int_{l=0}^{l=L} \frac{\sigma (n, l)}{E_x [t (n, l)]} dl$$

gdzie:

$\sigma (n, l)$ — naprężenia w przekroju bieżącym łopatki zależne od prędkości obrotowej wirnika n oraz zmienne wzdłuż pióra,

$E_x [t (n, l)]$ — moduł sprężystości podłużnej zależny od prędkości obrotowej wirnika oraz temperatur wzdłuż pióra. Typowy przebieg zmiany temperatury gazów przepływających przez turbinę w zależności od prędkości obrotowej wir-

nika $\bar{n} = \frac{n}{n_{\max}}$ przedstawia rys. 11a.

Na rys. 11b pokazano zmianę modułów sprężystości podłużnej w funkcji temperatury kilku typowych stopów używanych w procesie łopatek wirnikowych turbin.

Odształcenie trwałe pióra łopatki, stanowiące skutek pełzania materiału, należy w opisywanych rozważaniach przyjmować lub wyznaczać w oparciu o statystykę godzinową warunków pracy w okresie eksploatacji, gdyż powstałe odkształcenie zależy od występujących w materiale naprężeń σ , czasu ich trwania τ oraz od temperatury t (co wyraźnie jest widoczne na rys. 9). Ogólnie można zapisać, że odkształcenie to wynosi:

$$\Delta L_5 = L \cdot \bar{\Delta L} (\sigma, \tau, t)$$

Zmniejszenie się luzu między końcami łopatek turbiny a korpusem jest spowodowane nie tylko odkształceniami pierścienia korpusu i pióra łopatki, lecz również w bardzo dużym stopniu odkształceniami tarczy turbiny, na której osadzone są łopatki wirnika. Na zwiększenie promienia zewnętrznego tarczy składa się jej odkształcenie sprężyste oraz odkształcenie cieplne.

Odształcenie sprężyste tarczy turbiny można obliczyć na podstawie następującej zależności:

$$\Delta R_{t6}' = \frac{R}{r=R} \int_{r=0}^{r=R} \sigma_u (r, n) r dr + \frac{R}{r=R} \int_{r=0}^{r=R} E_t [t (r, n)] \sigma_r (r, n) r dr$$

gdzie:

$E_t [t (r, n)]$ — moduł sprężystości podłużnej materiału tarczy zależny od temperatury t różnej na różnych promieniach r i przy różnych prędkościach obrotowych n ,

$\sigma_u (r, n), \sigma_r (r, n)$ — odpowiednio naprężenia obwodowe i promieniowe w tarczy zależne od promienia bieżącego r oraz prędkości obrotowej wirnika n ,

ν — stała Poissona.

Promieniowe odkształcenie cieplne tarczy można obliczyć na podstawie stosunkowo prostej zależności:

$$\begin{aligned} \Delta R_{t\tau} &= R \frac{1}{\pi R^2} \int_{r=0}^{r=R} 2\pi \beta_t [t(r, n)] \Delta t(r, n) r dr = \\ &= \frac{2}{R} \int_{r=0}^{r=R} \beta_t [t(r, n)] \Delta t(r, n) r dr \end{aligned}$$

gdzie:

$\beta_t [t(r, n)]$ — współczynnik rozszerzalności cieplnej materiału tarczy zależny od jego temperatury, która z kolei zależy od promienia bieżącego oraz od prędkości obrotowej wirnika,

$\Delta t(r, n)$ — przyrost temperatury tarczy od stanu „zimnego” do warunków przy prędkości obrotowej n , zależny od promienia r na tarczy.

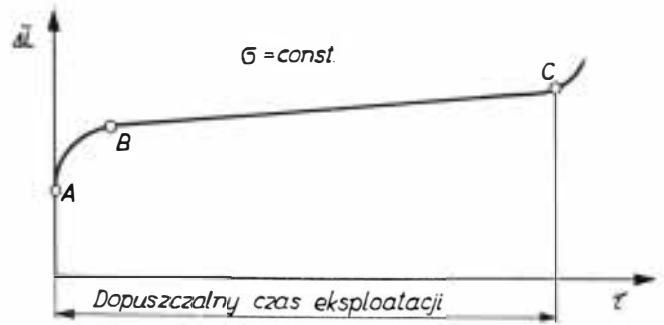
Luz promieniowy δ_r między końcami łopatek a korpusem w stanie „zimnym” silnika oblicza się na podstawie odpowiedniego zsumowania uprzednio wyznaczonych odkształceń promieniowych:

$$\delta_r = \Delta R_{k1} + \Delta R_{k2} - \Delta L_3 - \Delta L_4 - \Delta L_5 - \Delta L R_{t6} - \Delta R_{t7}$$

Luz promieniowy należy tak dobrać w oparciu o obliczenia poszczególnych odkształceń w różnych warunkach obliczeniowych (n, v, H), aby zapewnić możliwość swobodnego obracania się wirnika w każdym warunkach pracy silnika i lotu samolotu bez obawy zaczepienia końców łopatek wirnika o nieruchomy pierścień korpusu w przewidywanym okresie eksploatacji. Poszczególne odkształcenia w obliczeniach wstępnych należy wyznaczyć w oparciu o uśrednione wartości naprężeń, temperatur, modułów sprężystości itd. Ze względu na złożony przebieg rozkładu temperatur, naprężeń oraz konieczność dokonywania obliczeń dla różnych warunków pracy silnika (głównie przy różnych prędkościach obrotowych wirnika), celowe jest stosowanie do rozwiązania powyższych zależności numerycznych lub analogowych maszyn liczących. Obliczony w powyższy sposób luz δ_r należy powiększyć ze względu na wzrastający podczas eksploatacji luz promieniowy w łożyskach, ze względu na ewentualne ugięcia wirnika podczas przechodzenia przez krytyczne prędkości obrotowe wirnika i ze względu na ugięcia korpusów i wirnika podczas przeciążeń w czasie lotu samolotu po torach krzywoliniowych. Niestety, wielkość tych luzów i odkształceń można określić z dostateczną dokładnością dopiero po przeprowadzeniu badań prototypowych w hamowni lub przynajmniej po badaniach statycznych i dynamicznych wykonanych już elementów oraz zespołów wirnika i korpusów.

Wnioski konstrukcyjne i eksploatacyjne

Analizując otrzymane z obliczeń wartości poszczególnych odkształceń zestawione na rys. 10 dla czterech różnych wariantów form konstrukcyjnych (łopatki bez półek i łopatki z półkami w wersji chłodzonej i nie chłodzonej), wyraźnie jest widoczna korzyść wynikająca z chłodzenia łopatek — w łopatkach chłodzonych można dopuścić blisko dwukrotnie mniejsze luzy promieniowe, co w łopatkach bez półek zmniejsza przecieki na ich końcach podwyższając sprawność turbiny. Widać również, że obecność półki



12

zmusza do powiększania luzu w bardzo nieznaczny sposób, co jest zupełnie jasne po przeanalizowaniu wykresów $\sigma(t)$ dla łopatek na rys. 8.

Jedynie ciągle wzrastające w okresie eksploatacji odkształcenie ΔL_5 , wynikłe z pełzania materiału łopatki, dla konkretnych warunków pracy turbiny jest funkcją czasu, co widać wyraźnie na rys. 12. Taki charakter krzywej pełzania ma doniosłe znaczenie i wpływ na zasady eksploatacji turbin. Na odcinku AB w pierwszym okresie eksploatacji odkształcenie silnie wzrasta, następnie na całym odcinku AB prędkość narastania odkształcenia jest stała — odkształcenie wzrasta proporcjonalnie do liczby godzin pracy turbiny. Okres eksploatacji łopatek można uważać za zakończony po przekroczeniu punktu C na krzywej pełzania. Dalsza eksploatacja turbiny, po przekroczeniu punktu C , może prowadzić do uszkodzenia turbiny przez zaczepienie końcami łopatek o nieruchomy korpus. W wielu silnikach turbinowych zakres eksploatacyjny (do punktu C) nie może być w pełni wykorzystywany ze względu na niemożliwość stosowania nadmiernych luzów promieniowych w pierwszym okresie eksploatacji. W celu wykorzystania pełnego okresu eksploatacyjnego można stosować do montażu silnika łopatki, które już przeszły na innym silniku okres eksploatacji AB (rys. 12). Inna możliwość, to stosowanie półek, które prawie zupełnie eliminują przecieki bez względu na pozostawioną wielkość luzu promieniowego, oraz przede wszystkim stosowanie chłodzenia łopatek, co zmniejsza pełzanie materiału (rys. 9).

Jednakże należy zwrócić uwagę na ścisłe powiązanie ze sobą właściwości konstrukcyjnych, eksploatacyjnych i dynamicznych silnika. Na przykład obniżenie temperatury łopatki przez zastosowanie chłodzenia powoduje jednocześnie wzrost statycznej częstotliwości drgań własnych, co widać z poniższej zależności:

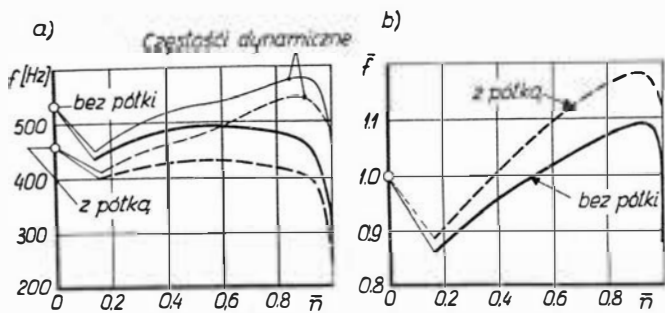
$$f = c \sqrt{E_t [t(n, l)]}$$

gdzie:

c — stała zależna od kształtu geometrycznego łopatki,

$E_t [t(n, l)]$ — moduł sprężystości podłużnej w funkcji temperatury zależnej od prędkości obrotowej turbiny oraz różnej dla różnych punktów wzdłuż pióra łopatki (rys. 6).

Wprowadzenie do konstrukcji łopatek półek powoduje z kolei obniżenie statycznej częstotliwości drgań własnych wskutek wzrostu i zmiany rozkładu masy łopatki. Jednocześnie wzrasta znacznie człon dyna-



13

miczny częstotliwości drgań własnych będących wynikiem usztywniającego działania masy samego pióra łopatki, a zwłaszcza jej półki, znajdujących się w polu działania sił odśrodkowych. Zależność na częstotliwość dynamiczną drgań własnych łopatek wyraża się następująco:

$$f_d = \sqrt{f^2 + A(m, L)n^2}$$

gdzie:

f_d — statyczna częstotliwość drgań własnych (przy nie obracającym się wirniku),

$A(m, L)$ — wartość stała dla danej łopatki. Jest ona zależna przede wszystkim od masy łopatki m oraz od jej długości L . Dla łopatek z półkami wartość stałej A jest większa niż dla łopatek bez półki.

Wpływ temperatury na częstotliwość drgań własnych, statyczną i dynamiczną, dla łopatek bez półek i z półkami jest widoczny na rys. 13a. Wpływ półki na dynamiczną częstotliwość drgań własnych znacznie wyraźniej widać na rys. 13b. Wykres przedstawiono

w wartościach względnych odniesionych do warunków statycznych (przy $n = 0$). Z wykresu widać, że przyrost częstotliwości drgań własnych ze wzrostem prędkości obrotowej turbiny jest dla łopatki z półką znacznie większy niż dla łopatki bez półki.

Reasumując, należy podkreślić występującą w zagadnieniach konstrukcji i eksploatacji współzależność wielu zjawisk, których gruntowne poznanie pozwoli na wprowadzenie stałego postępu w rozwiązaniach konstrukcyjnych, metodach obliczeniowych oraz metodach eksploatacji.

Literatura

1. C. Biezeno, R. Grammel: „Technische Dynamik”, Berlin, 1953.
 2. I. Birger: „Raszczet rotorow na procznost”, Moskwa, 1956.
 3. F. Chimiczkin: „Żaroprocnyje stali i spławy”, Moskwa, 1964.
 4. J. Kruschik: „Die Gasturbine”, Wien, 1960.
 5. G. Kuźmin: „Konstrukcja awiacyjnych dwigatielej”, Moskwa, 1962.
 6. G. Skubaczewski: „Awiacyjne gazoturbinyje dwigatielei”, Moskwa, 1965.
 7. A. Stodola: „Dampf und Gasturbinen”, Berlin, 1924.
 8. S. Szczeciński: „Lotnicze silniki turbinowe”, Warszawa, 1965.
 9. A. Sztoda i inni: „Konstrukcja awiacyjnych gazoturbinych dwigatielej”, Moskwa, 1962.
 10. S. Timoszenko: „Teoria kolebanji w inżynierom diele”, Moskwa, 1959.
 11. W. Tiutinow, S. Lowinski: „Awiacyjne dwigatielei”, Moskwa, 1964.
 12. P. Witt: „Gasturbinen”, Berlin, 1964.
- Luftfahrttechnik — Raumfahrttechnik, 1963—1965.
 Flugwelt, 1963—1965.
 Flighth, 1963—1965.
 Interavia, 1963—1965.

Trzy zebrania

W czerwcu br. odbyły się trzy zebrania, których przebieg żywo zainteresował wielu byłych i obecnych pracowników lotnictwa. Relacji o tych zebraniach nie może zabraknąć na naszych łamach.

1

Klub Seniorów Lotnictwa, który od kilku lat przejawia dużą i pożyteczną działalność, odbył swoje walne, sprawozdawczo-wyborcze zgromadzenie w Dęblinie, gdzie niedawno „Szkoła Orłąt” obchodziła 40-letni jubileusz. Redaktor działowy TLiA — również senior lotnictwa — znalazł się po południu dn. 4 czerwca wśród 250 przybyłych osób, w tym 200 członków KSL, w sali balowej dęblińskiego kasyna oficerskiego na walnym zgromadzeniu Klubu. Dzięki inicjatywie i poparciu głównego inspektora lotnictwa, gen. dyw. pil. J. Raczkowskiego, wytrwałym staraniom i działalności Zarządu Klubu Seniorów z prezesem ppłk. M. Koniecznym na czele oraz zarządu warszawskiego ZBoWiD, wreszcie nieocenionej gościnności i świetnej organizacji okazanej przez kierownictwo Oficerskiej Szkoły Lotnictwa im. Janka Krasickiego w Dęblinie i jej komendanta płk. J. Kowalskiego — wizyta w Dęblinie stała się dla seniorów lotnictwa niezapomnianym i wzruszającym przeżyciem.

Trzeba tu nadmienić, że walne zebranie członków Klubu Seniorów dało sposobność spotkania się lotników z I i II

wojny światowej, weteranów powstań śląskich i wielkopolskiego, znanych pilotów z walk na zachodzie i wschodzie. Na zjazd przybyli m.in.: Scipio del Campo, Nagórski, Mroczkowski, Zolotow i Szyszkowski; Skalski, Łokuciewski, Peterek, Duryasz, Jakubik, Chromy i Czownicki; Meissner, Płonczyński, Chorzewski, Bartel, Burzyński i Janik. W prezydium zasiadli generałowie: Raczkowski, Paszkowski, Jagiełło; pułkownicy Szwarz, Miszczuk i Kowalski; prezes Antosiewicz, dyrektorzy: Zwierzyński i Pawulski, przedstawiciel ZBoWiD i in.

Już przebieg Walnego Zgromadzenia dostarczył obecnym niecodziennych wrażeń. Z wielką uwagą wysłuchano listu Ministra Obrony Narodowej, przemówienia Głównego Inspektora Lotnictwa, powitania przedstawiciela miejscowego społeczeństwa oraz sprawozdania prezesa KSL; z głębokim wzruszeniem przyjęto kwiaty od młodzieży Dęblińska, delegację podchorążych, wystąpienie prymusa Szkoły Orłąt oraz deklamację Ani z Sobieszyna.

W wyniku wyborów prezesem został ppłk. Medard Konieczny, zaś do Zarządu Klubu weszli R. Bartel, Z. Burzyński, W. Dzieciotłowski, K. Haber, W. Jensen, K. Gaszyn, A. Kurowski, A. Mroczkowski, E. Paszkowski, L. Szulc i G. Sidorowicz.

Członkowie Klubu Seniorów zgłosili 16 wniosków, z których najważniejsze podajemy:

— Zgromadzeni apelują w sprawie przekazywania pamiątek do Muzeum Lotnictwa.

— Zgromadzeni zwracają się do pracowników lotnictwa, kończących czynną służbę, z apelem o wstępowanie do KS.

— Zgromadzeni zwracają się o wydanie Księgi Pamiątkowej Lotnictwa

— Zgromadzeni postulują budowę Domu Lotnika i odbudowę Pomnika Lotnika

— Zgromadzeni stawiają wniosek o poszerzenie w pilnym trybie prac Komisji Historycznej.

Drugi dzień zjazdu rozpoczął pokaz katapultowania, po czym odbyło się zwiedzanie bazy szkoleniowej, sal wykładowych i doskonale wyposażonych pracowni Wydziału Szkolenia OSŁ. Po zakończeniu zwiedzania zorganizowano pokaz gimnastyki w sali WF. Obecni mogli przyjrzeć się wszechstronnemu ćwiczeniom podchorążych: od padów na siatkę — do żyra, koła reńskiego i wirowki.

Na lotnisku zorganizowana została wystawa sprzętu lotniczego, którą zwiedzili goście Szkoły Orłąt udając się na wiec z ludnością powiatu Ryki i miasta Dęblińska. Miasto i lotnisko udekorowano flagami oraz transparentami witającymi zjazd Seniorów Lotnictwa. I znów seniorzy przeżywają chwile wzruszenia, gdy witani są przez przedstawicieli społeczeństwa, gdy kilkadziesiąt dzieci obdarza ich kwiatami, gdy zespół estradowy Wojsk Lotniczych — dla upamięt-

nienia spotkania — daje występ na dobrym poziomie. Po wiecu odbyły się emocjonujące pokazy lotnicze (z udziałem pilotów APRL i OSL) obejmujące skoki spadochronowe, lot skoczka za smigłowcem, akrobacje pojedyncze i zespołowe na samolotach „Zlin-26” i na szybowcu „Jastrząb” oraz demostrację pilotazu na smigłowcu SM.1, samolocie „Iskra” i „Lim-2”.

Uroczystości zjazdowe uświetniła dekoracja zasłużonych seniorów niebiałem „Za udział w walkach o Berlin”, odznaką „Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego” oraz pamiątkową odznaką OSL z Dęblinie. Złotą plakietkę KSL z okazji 50-lecia uzyskania dyplomu pilota otrzymali: *Jan Nagórski* i *Scipio del Campo*. Zjazd zakończył się żołnierskim obiadem w stołówce podchorążych.

Dodać należy, że w związku ze zjazdem członkowie KS nie ponieśli żadnych wydatków, gdyż dzięki staraniom Zarządu Klubu seniorzy mieli zapewnione przejazdy autokarem lub zwrot kosztów podróży koleją.

Trzy pokolenia lotników przeżyły wspólnie w Dęblinie piękne, niezapomniane dni.

2

Również w czerwcu br. odbyło się walne zebranie Delegatów Sekcji Lotniczej, na którym dokonano wyboru nowego zarządu SL oraz uchwalono program pracy Sekcji.

Na zebranie przybyło 21 delegatów reprezentujących 12 kół zakładowych. W charakterze gościa przybył na zebranie przedstawiciel Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK. Obradom przysłuchiwał się sekretarz generalny Zarządu Głównego SIMP kol. *R. Gdulewski*. Zebranie otworzył wiceprezes Zarządu Sekcji kol. *J. Staszek*, a przewodniczył obradom kol. *T. Kostia*. Zebrani uczcili minutą ciszy pamięć tragicznie zmarłego przewodniczącego Zarządu Sekcji Lotniczej kol. *J. Paczowski*.

W skład nowego zarządu SL weszli koledzy: *Tadeusz Kostia* (z Instytutu Lotnictwa) — jako przewodniczący, *Marian Mikluszka* (z WSK Rzeszów) — jako zastępca przewodniczącego, *Wacław Zaremba* (z WSK Warszawa II) — jako sekretarz oraz koledzy: *J. Staszek* (dyrektor techniczny ZPL), *St. Orczykowski* (z WSK Mielec), *J. Łaziński* (z Instytutu Lotnictwa), *Stefan Sulikowski* (red. naczelny TLiA) i *F. Borodzik* (z WSK Okęcie) — jako członkowie.

3

Zarówno Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP, jak również Zarząd Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK postawiły sobie zadanie wzajemnego zbliżenia i współpracy. Realizując ten program zarząd SL SIMP wyznaczył stałego przedstawiciela na zebrania SGKL SITK w osobie kol. *W. Zaremba*,

W tymże charakterze kol. *Zaremba* uczestniczył na pierwszym posiedzeniu SITK w czerwcu br. Na zebraniu tym powzięto decyzję w sprawie wspólnego zorganizowania fachowej konferencji pn. „Ogólnokrajowa naukowo-techniczna konferencja lotnicza”. Konferencja będzie miała na celu omówienie obecnej sytuacji, perspektyw rozwojowych, postępu i dorobku ostatnich lat w podstawowych dziedzinach produkcji lotniczej, użytkowaniu sprzętu lotniczego i zastosowaniu lotnictwa w różnych dziedzinach gospodarki narodowej.

Konferencja trzydniowa odbędzie się w Warszawie, w październiku 1967 r. Zostanie wygłoszony referat wprowadzający pt. „Aktualne kierunki rozwoju lotnictwa (cywilnego) na świecie i w Polsce”. Ponadto zostaną opracowane referaty dla następujących zagadnień:

1. Projektowanie i budowa statków powietrznych
2. Użytkowanie statków powietrznych
3. Zabezpieczenie ruchu lotniczego
4. Lotniska
5. Ekonomia w lotnictwie.

Powstaje Komitet Organizacyjny Konferencji, w skład którego wejdą przedstawiciele obydwóch Sekcji Lotniczych.

Sekcja Lotnicza SIMP powinna — w pierwszym rzędzie — podjąć się dostarczenia referatów ujmujących w.w. zagadnienia nr 1 i 2. Referaty te będą mogły ukazać się na szpaltach TLiA,

Nowości Techniczne

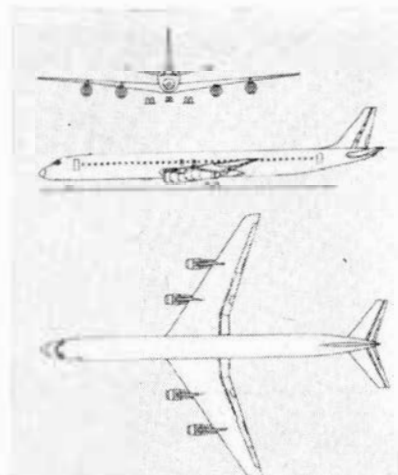
SAMOLOT PASAŻERSKI DOUGLAS DC-8 SUPER 61

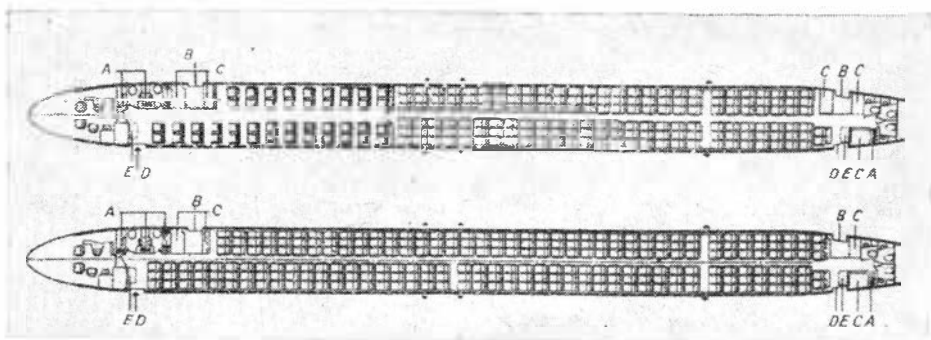
14 marca 1966 roku rozpoczęto próby w locie nowej wersji samolotu Douglas DC-8 nazwanej Super 61. Jest to obecnie największy i najbardziej ekonomiczny pasażerski samolot odrzutowy. Po raz pierwszy w historii komunikacji lotniczej samolot Super 61 ma umożliwić zmniejszenie bezpośrednich kosztów jednostkowych eksploatacji poniżej jednego centa za pasażeromilę. Teoretycznie rzecz biorąc koszty bezpośrednie mają być pokrywane przez towary przewożone w ładowni umieszczonej pod kabiną pasażerską.

Samolot Super 61 zapoczątkowuje rodzinę samolotów serii 60 różniących się od samolotów podstawowych DC-8 serii 50 zwiększoną ilością miejsc pasażerskich. Samolot Super 61 (i 63) ma przedłużony ka-

dłub za pomocą dwóch dodatkowych segmentów: jednego o długości 6,10 m wstawionego przed skrzydłem i drugiego, o długości 5,08 m wstawionego za skrzydłem. Uproszczenie konstrukcji podwozia głównego — nie zastosowano samosterowania tylnych kół — pozwoliło zaoszczędzić na ciężarze 90,7 kG. Wszystkie wersje serii 60 mają być wyposażone w urządzenie zapobiegające blokowaniu kół przy hamowaniu Hytrol Mk. II, które we wszystkich warunkach atmosferycznych zapewni optymalne — ze względu na skutek hamowania — ciśnienie w układzie hamulcowym; osiągana w ten sposób maksymalna siła hamowania jest dodatkowo zwiększana przez spoilery (przrywacze strug), które wysuwają się automatycznie w chwili zetknięcia

się kół z ziemią. Oba zespoły podwozia głównego są wzajemnie wymienialne, co zmniejsza koszty obsługi i magazynowania części zamiennych. Na uwagę zasługuje korzystniejsze pod względem przepływowym — w porównaniu z samolotami serii 50 — rozmieszczenie dwuszczylinowych klap, co powoduje zmniejszenie oporu szkodliwego i zwiększenie siły nośnej w czasie startu i lądowania. Ładownia towarowa została zwiększona z 0,91 × 1,12 m na 1,42 × 1,45 m, a jej na zewnątrz otwierane drzwi zastąpione drzwiami przesuwanymi. Do napędu samolotu zastosowano cztery



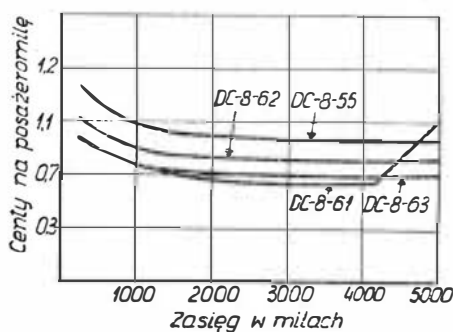


dwuprzepływowe silniki Pratt and Whitney JT3D-3B o ciągu 8160 kG.

Samolot Super 61 jest przeznaczony na trasy o średniej długości, głównie na cieszące się dużą frekwencją wewnętrzne trasy amerykańskie. Przy pełnym wykorzystaniu miejsc pasażerskich jego zasięg wynosi 6200 km, a przy maksymalnym ciężarze handlowym — 4580 km. Rys. 3 przedstawia bezpośrednie koszty jednostkowe poszczególnych wersji samolotów DC-8 w zależności od zasięgu. Na rys. 4 pokazano rozmieszczenie miejsc pasażerskich w układzie mieszanym (na górze rysunku), obejmującym 44 miejsca w kabine luksusowej i 164 miejsca w kabine turystycznej oraz w układzie turystycznym (na dole rysunku) dla 251 pasażerów.

Z uwagi na stosunkowo nieduże zmiany wprowadzone do samolotu Super 61 w porównaniu z wersjami podstawowymi przewiduje się, że świadectwo zdatności samolotu we-

ług przepisów FAA zostanie wydane po 425 godzinach prób w locie, dzięki czemu w październiku br. pierwszy samolot Super 61 zostanie



przekazany liniom lotniczym United Airlines. Zainteresowanie samolotem jest bardzo duże, czego dowodem, że jeszcze przed rozpoczęciem jego prób firma Douglas otrzymała zamówienia na 23 samoloty Super 61.

STAL NIERDZEWNA Z PROSZKÓW

Budowa statków kosmicznych wymaga materiałów o wysokiej wytrzymałości, odporności na wysokie temperatury, korozję i utlenianie. Odnosi się to szczególnie do materiałów przeznaczonych na łożyska i inne elementy trące, które pracują na sucho w podwyższonych temperaturach. Ponadto materiał taki powinien być kuczny, skrawalny, utwardzalny obróbką cieplną i odporny na ścieranie i zatarcia. W poszukiwaniu takiego materiału metalurgowie firmy Pratt and Whitney Aircraft przy współpracy z atomistami do spraw metali opracowali nową stal nierdzewną wykonaną z proszków. Nominalny skład jej wygląda następująco: 17,5% Cr; 10,5% W; 9,5% Co; 1,25% C; 0,75% V i reszta Fe. Odmienność i nietypowość materiału zawarta jest w technologii wytwarzania, która obejmuje utwo-

wienie proszków, wstępne utworzenie stopu, wyciskanie go i wreszcie zestaw obróbek końcowych. Na drodze tworzenia nowego materiału wykorzystano, a nawet udoskonalamo najnowsze dostępne środki jak: zmodyfikowany atomizacyjny proces tworzenia sproszkowanego stopu, specjalne procesy oczyszczania od wtrąceń niemetalicznych, wyciskanie sproszkowanego materiału zamkniętego w metalowej szczelnej osłonie i oprócz tego w atmosferach obojętnych itd. Wynikiem tego skomplikowanego procesu jest stop NM-100 o strukturze bardziej drobnoziarnistej i jednolitej od struktur stali nierdzewnych otrzymywanych procesami tradycyjnymi, z tego względu istnieje znacznie mniejsze niebezpieczeństwo uszkodzeń przy zastosowaniach na elementy wysokoobciążone przy pracy tocz-

Opracowano poza tym towarową odmianę samolotu Super 61, która ma pomieszczenie ładunkowe o objętości 357 m³.

Dane techniczne samolotu Super 61

rozpiętość	43,4 m
długość	57,1 m
wysokość	12,9 m
powierzchnia skrzydła	267,93 m ²
objętość kabiny pasażerskiej	285,5 m ³
objętość ładowni	71,5 m ³
ciężar własny	67 540 kG
maksymalny ciężar kołowania	148 780 kG
maksymalny ciężar startowy	147 420 kG
maksymalny ciężar lądowania	108 860 kG
pojemność zbiorników paliwowych	88 600 l
maksymalny ciężar handlowy	35 200 kG
długość pasa do startu wg FAA, przy maks. ciężarze startowym	3220 m
długość pasa do lądowania wg FAA przy maks. ciężarze lądowania	1870 m
prędkość wznoszenia n.p.m. przy maks. ciężarze startowym	11,53 m/sek
prędkość lotu przy maks. ciągu przelotowym, przy ciężarze 99 790 kG i na wysokości 9150 m	933 km/h.

W.K.

A.G.

POMOCNICZE URZĄDZENIE OPTYCZNE DO LĄDOWANIA I STARTU

Na samolotach „Caravelle” ma być stosowane pomocnicze urządzenie optyczne, które w celu ułatwienia startu i lądowania w złych warunkach atmosferycznych rzutuje w polu widzenia pilota za pomocą znaków świetlnych dane na temat sygnałów określających położenie samolotu i tor podchodzenia lub startu oraz wysokości i prędkości lotu. Jasność znaków świetlnych jest regulowana w sposób samoczynny.

W.K.

Własności mechaniczne stali NM-100

Temperatura °C	Granica plastyczności Re (kG/mm ²)	Wytrzymałość doraźna Rm (kG/mm ²)	Wytrzymałość na ściskanie Rc (kG/mm ²)	Wydłużenie (%)
20	172	194	192	1,5
300	154	163	164	2,0
550	128	170	122	3,7
650	56	78	50	11,2

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część IX

Miedź i stopy miedzi

(ciąg dalszy)

Zebrał i opracował: mgr inż. Andrzej Ciszewski i mgr inż. Tadeusz Radomski

Tablica 4 zawiera własności mechaniczne, technologiczne oraz przykłady zastosowania polskich i radzieckich mosiądzów odlewniczych, a tablica 5 —

skład chemiczny odlewniczych mosiądzów amerykańskich.

Kolejne tablice zawierają dane o mosiądzach do przeróbki plastycznej. Tab-

lica 6 podaje skład chemiczny i własności fizyczne stopów polskich i radzieckich, tablica 7 — skład chemiczny polskich mosiądzów specjalnych.

Tablica 4. Własności mechaniczne, technologiczne i przykłady zastosowania polskich i radzieckich mosiądzów odlewniczych

Oznaczenie stopu	Sposób odlewania	Własności mechaniczne, min				Orientacyjne własności technologiczne	Przykłady zastosowania
		R_m (kG/mm ²)	R_e (kG/mm ²)	A_2 %	HB		
MM47	LP	35,0	—	6,0	110	Odporny na ścieranie i podwyższone temp. do 230 °C. Lejność mała.	Wszelkiego rodzaju części maszyn, napędy, łożyska i armatury.
	LK	40,0	—	10,0	120		
MM55	LP	45,0	—	15,0	100	Odporny na ścieranie, średnio odporny na korozję oraz kawitację i podwyższone temp. do 250 °C. Lejność mała.	Nieskomplikowane i duże odlewy, części maszyn, pojazdów, okrętów i silników.
	LK	50,0	—	10,0	100		
MM58	LP	25,0	24,0	15,0	70	Dobrze skrawalny, odporny na ścieranie, korozję i obciążenia statyczne. Lejność mała.	Części maszyn i armatury, pojazdów i okrętów.
	LK	35,0		10,0	80		
MA58	LP	35,0	—	15,0	90	Dobra lejność i skrawalność. Odporny na działanie wody morskiej, ścieranie i wysokie obciążenia statyczne.	Części maszyn i silników w przemyśle komunikacyjnym, lotniczym i okrętowym.
	LK	40,0	—	18,0	100		
MO59	LP	20,0	15,0	10,0	80	Bardzo dobra lejność i skrawalność. Odporny na korozję i ścieranie oraz niewielkie obciążenia dynamiczne.	Armatura hydrauliczna, gazowa, budowlana itp., zwykła i ciśnieniowa (do 30 atm), części maszyn.
	LK	25,0		20,0	100		
MA67	LP	30,0	—	12,0	80	Dobra lejność i skrawalność. Bardzo odporny na korozję i ścieranie.	Części maszyn i armatury szczególnie odporne na korozję wody morskiej.
	LK	40,0	—	15,0	90		
MK80	LP	25,0	16,0	10,0	100	Spawalny, odporny na korozję wody morskiej, ścieranie, temperaturę do 100 °C. Lejność i skrawalność dobre.	Armatura i osprzęt oraz części maszyn w przemyśle komunikacyjnym, maszynowym, morskim i chemicznym.
	LK	30,0		15,0	110		
MKO80	LP	25,0	14,0	7,0	90	Bardzo dobra lejność i skrawalność. Odporny na ścieranie i korozję wody morskiej.	Łożyska i części trące napędów w budowie silników i maszyn.
	LK	30,0		15,0	100		
ЛАЗМн 66-6-3-2	LK	65,0	—	7,0	—		
ЛАЗ 60-1-1Л	LK	42,0	25,0	18,0	90		
ЛМнОС 58-2-2-2	LK	30,0	—	4,0	95		
ЛМнЗК 52-4-1	LK	50,0	—	15,0	105		

LP — lany w piasku, LK — lany w kokili.

Tablica 5 znajduje się na II str. okł., a tablice 6 i 7 na IV str. okł.

T a b l i c a 6. Skład chemiczny i własności fizyczne polskich i radzieckich mosiądzów do przeróbki plastycznej

Gatunek mosiądzu wg PN-58/H-87025		Cecha wg ГОСТ 1019-47	Skład chemiczny w %							Własności fizyczne ¹⁾					
znak	cecha		Cu	Pb	Mn	Al	Sn	Inne	Zn	suma zanieczyszczeń maks.	ciężar właściwy G/cm ³	górna temp. topnienia °C	współczynnik rozszerzalności liniowej $\alpha \times 10^6$	przewodność cieplna kcal/cm·sek·°C	
CuZn38Al2-MnFe	MA58	(ЛАН 60-1-1)	56,0-60,0	—	1,0-2,0	1,5-2,5	—	0,5-1,5 Fe	reszta	2,0	—	—	—	—	
CuZn40Pb2	M58	(ЛС 59-1B)	56,5-59,5	1,0-3,0	—	—	—	—	reszta	1,5	—	—	—	—	
CuZn39Pb1	M59	(ЛС 59-1) (ЛС 60-1)	57,0-61,0	0,5-1,9	—	—	—	—	reszta	0,75	—	—	—	—	
CuZn40Mn	MM59	ЛМЦ 58-2	57,0-60,0	—	1,0-2,0	—	—	—	reszta	1,2	—	—	—	—	
CuZn40	M60	—	59,0-61,0	—	—	—	—	—	reszta	0,9	—	—	—	—	
CuZn37Sn	MC62	Л 062-1	61,0-63,0	—	—	—	0,7-1,1	—	reszta	0,3	8,50	906	19,3	0,26	
CuZn37	M63	(Л 62)	62,0-64,0	—	—	—	—	—	reszta	0,5	8,43	905	20,6	0,26	
CuZn36Pb	MO63	(Л С63-3)	62,0-64,0	1,0-2,0	—	—	—	—	reszta	0,3	—	—	—	—	
CuZn29Ni6	MN65	ЛН -65-5	64,0-67,0	—	—	—	—	5,0-6,5 Ni	reszta	0,3	—	—	—	—	
CuZn32	M68	Л 68	67,0-70,0	—	—	—	—	—	reszta	0,3	8,60	938	19,0	0,28	
CuZn30	M70	Л 70	69,0-72,0	—	—	—	—	—	reszta	0,2	8,62	950	18,9	0,29	
CuZn29Sn	MC70	(Л 070-1)	69,0-71,0	—	—	—	0,9-1,3	0,02-0,06 P	reszta	0,3	8,50	935	19,7	0,22	
CuZn21Al2	MA77	(Л А77-2)	76,0-79,0	—	—	1,75-2,5	—	0,02-0,06 P	reszta	0,3	—	—	—	—	
CuZn16Si3	MK80A	Л К80-3	79,0-81,0	—	—	—	—	2,5-4,0 Si	reszta	1,5	—	—	—	—	
CuZn20	M80	Л 80	79,0-81,0	—	—	—	—	—	reszta	0,3	8,66	1000	18,8	0,34	
CuZn15	M85	Л 85	84,0-86,0	—	—	—	—	—	reszta	0,3	8,75	1025	18,7	0,36	
CuZn10	M90	Л 90	88,0-91,0	—	—	—	—	—	reszta	0,2	8,78	1045	17,0	0,40	
CuZn10Sn	MC90	Л 090-1	88,0-91,0	—	—	—	0,25-0,75	—	reszta	0,2	8,80	1015	18,4	0,30	
CuZn4	M96	Л 96	95,0-97,0	—	—	—	—	—	reszta	0,2	8,85	1070	17,0	0,58	
—	—	Л 060-1	59,0-61,0	—	—	—	1,0-1,5	—	reszta	—	8,40	900	21,4	0,24	

¹⁾ wg danych radzieckich. Uwaga: gatunki wg ГОСТ podane w nawiasach wykazują odchylenia w składzie chemicznym od gatunków wg PN.

T a b l i c a 7. Skład chemiczny polskich mosiądzów specjalnych do przeróbki plastycznej

Gatunek mosiądzu		Cecha wg ГОСТ 1019-47	Skład chemiczny w %										Suma zanieczyszczeń maks.	Uwagi
znak	cecha		Cu	Pb	Mn	Fe	Al	Sn	Ni	Inne	Zn			
CuZn38AlFeMn	MA60	ЛАН 60-1-1	58,0-61,0	—	0,1-0,6	0,75-1,5	0,75-1,5	—	—	—	reszta	0,70	—	
CuZn36Al3Ni2	MA59	ЛАН 59-3-2	57,0-60,0	—	—	—	2,5-3,5	—	2,0-3,0	—	reszta	0,90	—	
CuZn40FeMnSnAl	MM57	ЛАНМЦ 59-1-1	57,0-60,0	—	0,5-0,8	0,6-1,2	0,1-0,2	0,3-0,7	—	—	reszta	0,25	—	
CuZn39Mn3Al	MM56	ЛМЛАН - 57-3-1	55,0-58,5	—	2,5-3,5	—	0,5-1,5	—	—	—	reszta	1,30	—	
CuZn39Sn	MC60	Л 060-1	59,0-61,0	—	—	—	—	1,0-1,5	—	—	reszta	1,00	—	
CuZn34Pb2	MO65	Л С64-2	63,0-66,0	1,5-2,0	—	—	—	—	—	—	reszta	0,30	—	
CuZn34Pb3	MO64	Л С63-3	62,0-65,0	2,4-3,0	—	—	—	—	—	—	reszta	0,25	—	
CuZn40Pb	MO60	Л С60-1	59,0-61,0	0,6-1,0	—	—	—	—	—	—	reszta	0,50	—	
CuZn32P	MF68	—	66,0-70,0	—	—	—	—	—	—	0,25-0,35 P	reszta	0,30	—	
CuZn41PbFe	MŻ57	—	56,0-58,0	0,7-1,3	—	0,7-1,3	—	—	—	—	reszta	0,50	1)	
CuZn28Si2	MK70	—	68,0-71,0	—	—	—	—	—	—	1,5-2,0 Si	reszta	2,80	2)	

¹⁾ wg RN-61/MPC-MN-3923; ²⁾ wg ZN-60/MPC-MN-01209.

Prenumerata zapewnia regularne otrzymywanie pisma. Oplatę i zamówienia na rok 1967 przyjmuje jeszcze Zakład Kolportażu WCT NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

Przypominamy, że członkowie SIMP korzystają ze specjalnej prenumeraty ulgowej, która wynosi 70 złotych rocznie.