

## DYSTRYBUCJA POWIETRZA NA POTRZEBY WŁASNE DWUPRZEPLYWOWEGO SILNIKA OBRZUTOWEGO

ARTUR ROWIŃSKI

Centrum Technologii Kosmicznych, Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa  
[artur.rowinski@ilot.edu.pl](mailto:artur.rowinski@ilot.edu.pl)

### Streszczenie

W artykule przedstawiono problematykę dystrybucji sprężonego powietrza w silniku turbinowym. Sprężone powietrze pobierane jest z jednego lub więcej stopni sprężarki a i następnie rozprowadzane do komór powietrznych rozmieszczonych w różnych miejscach w silniku. Następnie jest wykorzystywane w celu kompensacji sił działających na wirnik, wymuszenia wymiany ciepła pomiędzy poszczególnymi z zespołami silnika w celu ochrony przed działaniem zbyt wysokiej temperatury na materiał konstrukcji oraz na sprężony i spieniony olej znajdujący się w instalacji. Ponadto umożliwia regulację luzów wierzchołkowego na łopatkach turbin poprzez kontrolowane chłodzenie elementów kadłuba i tym samym ich odkształcanie. System powietrzny zapewnia ogrzewanie elementów i zespołów silnika narażonych na obładanie. Sprężone powietrze przepływa do komór powietrznych przez system kalibrowanych otworów. Ciśnienie i wydatek masowy przepływającego powietrza są kontrolowane poprzez uszczelnienia powietrzne umieszczone pomiędzy elementami wirnika a zespołami kadłuba.

Przedstawiono metodykę obliczeń parametrów przepływów masowych powietrza w kanałach wewnętrznych silnika na przykładzie konstrukcji dwuprzepływowego silnika D-18 zaprojektowanego w Instytucie Lotnictwa.

**Słowa kluczowe:** lotniczy silnik turbinowy, uszczelnienia powietrzne, dystrybucja sprężonego powietrza w silniku.

### 1. WPROWADZENIE

Rozwój silników turbinowych zmierza w kierunku zwiększenia sprawności napędowej silnika i powiększenia wielkości pracy uzyskanej z pojedynczego stopnia turbiny. Jest to realizowane poprzez podwyższanie wartości parametrów obiegu cieplnego takich jak spręż i temperatura spalin na wlocie do turbiny i wydajności układu uszczelniającego komory powietrzne znajdujące się pomiędzy zespołami kadłubów a wirnikami. Jednak podniesienie temperatury gazu przed turbiną, w celu zwiększenia ciągu silnika, jest ograniczone możliwościami poboru strumienia sprężonego powietrza, niezbędnego do chłodzenia łopatek wirnikowych i aparatu kierownicy turbiny, a także względami ekologicznymi. Podwyższenie wartości wymienionych parametrów jest możliwe dzięki zastosowaniu wydajniejszego systemu chłodzenia wewnętrznego tarcz i łopatek roboczych turbin oraz aparatów kierowniczych, zmniejszeniu strat ciśnienia powstających w wyniku szkodliwych przecieków powietrza na uszczelnieniach labiryntowych w stopniach turbiny i sprężarki oraz w wewnętrznych

komorach ciśnieniowych, zwiększeniu efektywności chłodzenia oleju znajdującego się w węzłach łożyskowych poprzez izolację termiczną i zmniejszenie przecieków oleju do przestrzeni powietrznych. Na rysunkach 1 i 5 przedstawiono – na przykładzie dwuprzepływowego silnika – rozmieszczenie komór powietrznych, w których sprężone powietrze pobierane z głównego kanału sprężarki jest wykorzystywane do ustalenia siły wzdłużnej z jaką wirnik oddziałuje na kadłub silnika w każdej fazie pracy, kontrolowania temperatury łożysk oraz temperatur elementów zespołu turbiny i dyszy narażonych na najwyższe obciążenia termiczne gazami spalinowymi. W celu separacji poszczególnych komór powietrznych oraz powietrznych i olejowych stosowane są uszczelnienia stykowe tj. węglowe i szczotkowe oraz bezstykowe tj. labiryntowe. Najczęściej stosowane uszczelnienia labiryntowe z odstopniowanymi półkami wykonanymi w postaci plastra miodu redukują przecieki powietrza o 24% w stosunku do uszczelnień z półkami laminowanymi masą ścierną (grafitowo-azbestową), ale są o około 25% mniej wydajne od uszczelnień z półkami, w których znajdują się dodatkowe komory zawirowujące powietrze przepływające przez uszczelnienie. Wielkość szczeliny oraz jej kształt ulegają zmianie podczas pracy silnika i zależą od stopnia deformacji obydwu części uszczelnienia labiryntowego wynikającego z wzajemnego przemieszczania się w trakcie pracy części stacjonarnej i wirującej uszczelnienia, pod wpływem działania siły odśrodkowej obciążenia termicznego, a także stopnia zużycia konstrukcji. Uszczelnienia labiryntowe są stosowane od wielu lat i mimo postępu technologicznego w dziedzinie materiałów i pokryć nie przewiduje się znaczącego zmniejszenia wycieków. Prowadzone są prace nad uszczelnieniami czołowymi zasysającymi (*aspirating seals*), w których cienki film powietrzny o grubości 0,038-0,0635 mm znajdujący się pomiędzy stacjonarnym i wirującym elementami uszczelnienia i utrzymywany dzięki różnicy ciśnień na powierzchniach wlotu i wylotu z zespołu, uniemożliwia wyciek gazu z komory o wyższym ciśnieniu [7]. Testy wykazały 80% redukcję wycieku w stosunku do analogicznego uszczelnienia labiryntowego.

Uszczelnienia szczotkowe są stosowane pomiędzy komorami, w których gaz ma wysoką temperaturę i obie części uszczelnienia mają dużą prędkość względną. Opracowane i produkowane obecnie przez firmę Pratt & Whitney uszczelnienia szczotkowe zastosowane w silniku PW 4000 zwiększyły szczelność względem poprzednio stosowanych uszczelnień labiryntowych o 30-70% przy prędkość wirnika do 10 000 obr/min i temperaturze do 1200°C. Dla powyższego typu uszczelnienia dopuszczalne ciśnienia na wlocie wynoszą do 3 000 kPa, a na wylocie do 1 000 kPa, względna prędkość półek do 400 m/s, a odkształcenie promieniowe półki do 0,8 mm.

Na podstawie badań prowadzonych przez firmę Diesel Allison zredukowanie przecieków powietrza na turbinie o 1% wpłynęłoby na podwyższenie sprawności turbiny o 0,51% oraz na zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o 0,4%. Zwiększenie wielkości sprężu z  $\pi = 15$  do  $\pi = 30$  przy zachowaniu stałych wartości masowego przepływu i prześwitu labiryntu, zwiększyłoby przepływ powietrza przez labirynt o 75% [3].

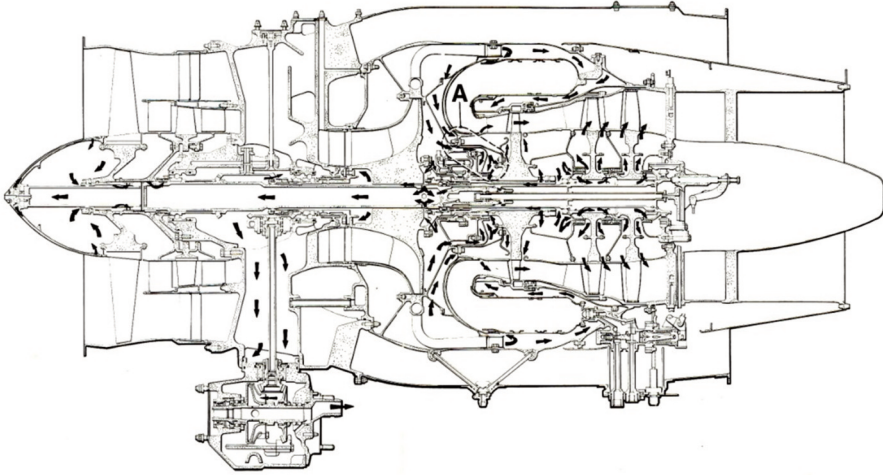
Poprawa efektywności zespołów uszczelniających wyrażająca się w zredukowaniu wycieków sprężonego gazu. Zmniejszenie ilości powietrza pobieranego przez system powietrzny prowadzi do znacznej redukcji jednostkowego zużycia paliwa (nawet o 2,5% dla silników regionalnych samolotów komunikacyjnych [8]) i wydłużenia okresu użytkowania silnika. Niewielka ilość zespołów uszczelniających rozmieszczonych w strukturze silnika powoduje, że efekty eksploatacyjne są uzyskane znacznie niższym kosztem niż modyfikacja takich zespołów jak sprężarka czy turbina.

## 2. ROLA SYSTEMU PRZEPLÝWÓW WEWNĘTRZNYCH POWIETRZA W SILNIKU

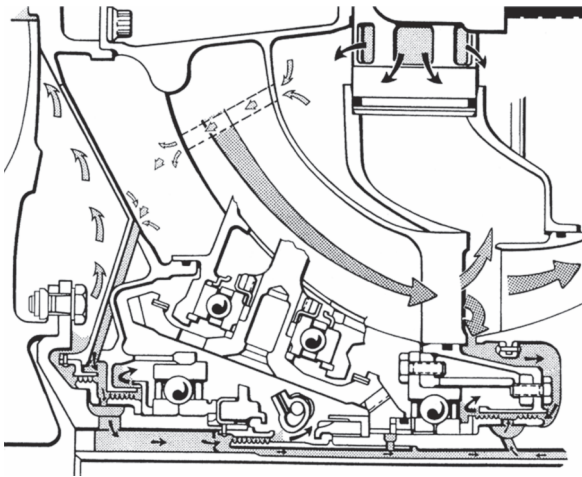
System przepływów wewnętrznych powietrza spełnia szereg ważnych funkcji, a przede wszystkim:

1. Zapewnia równowagę siły osiowej oddziałującej na węzły łożyskowe wirnika. W wyniku działania sił wzdłużnych na wirniki niskiego i wysokiego ciśnienia pochodzących od reakcji gazu na palisady łopatek wirnikowych wentylatora, sprężarki i turbin oraz sił wzdłużnych wywołanych oddziaływaniem ciśnień statycznych na tarcze wirnika. Wynika z tego konieczność jednoznacznego skierowania wektora sił wzdłużnych w całym zakresie prędkości obrotowej wirnika, będących sumą wymienionych sił. W celu regulacji siły osiowej, wewnątrz silnika znajdują się komory ciśnieniowe zasilane „zimnym” powietrzem pobieranym z odpowiedniego stopnia sprężarki, które umożliwiają obciążenie siłą wzdłużną tarcz sprężarki i turbin oraz bieżni łożysk.
2. Chłodzenie wybranych stref silnika. Dotyczy to zespołów części „gorącej”, tj. tarcz turbin, łopatek aparatów kierujących poszczególnych stopni turbin, łopatek wirnikowych oraz elementów zespołów węzłów łożyskowych. System uszczelnienia międzystopniowego turbiny zapewnia oddzielenie przestrzeni, w której znajdują się wirujące tarcze stopnia turbiny, od dopływu gorących gazów spalinowych. Doprowadza on powietrze chłodzące do: tarczy, jej górnego wieńca, otworów dozujących oraz stóp łopatek roboczych w celu utrzymania ograniczonego wzrostu temperatury, której źródłem jest oddziaływanie termiczne gorących gazów spalinowych na elementy silnika oraz efekt tarcia powietrza znajdującego się wewnątrz komór o elementy wirnika. W stanach nieustalonych oraz w trakcie rozruchu zbyt szybki wzrost temperatury spalin może spowodować przekroczenie dopuszczalnej temperatury elementów turbiny takich jak łopatki oraz tarcze i ich uszkodzenie lub znaczne obniżenie trwałości. Doprowadzenie powietrza chłodzącego do komór znajdujących się pomiędzy pierścieniami kadłuba zewnętrznego turbiny wysokiego ciśnienia umożliwi kontrolowanie wielkości odkształcenia termicznego pierścienia, a zatem utrzymanie wielkości luzu pomiędzy wierzchołkiem łopatki a kadłubem, zapewniając tym samym optymalny współczynnik sprawności izentropowej turbiny dla różnych stanów pracy silnika. Chłodzenie tarcz turbin oraz stóp i piór łopatek wirnikowych skutkuje zmniejszeniem odkształceń termicznych tych elementów konstrukcji, a także zapobiega ich przegrzaniu. Wymienione elementy wirnika turbiny w całym silniku są narażone na największe obciążenia wynikające z oddziaływania termicznego i siły odśrodkowej. Przekroczenie dopuszczalnej temperatury powoduje nie tylko obniżenie się własności wytrzymałościowych materiałów, ale także zagraża całkowitym zniszczeniem zespołów.
3. Zabezpiecza przed osadzaniem lodu na najbardziej narażonych na nie powierzchniach kadłuba wlotowego, (w tym stójkach w kanale gazowym, kierowniczym), aparatu kierownic, stożka wlotowego, osłony prądorozrusznika, oraz ogrzewa przedni węzeł łożyskowy sprężarki, bądź wentylatora, elementy instalacji olejowej i poprzez upuszczanie do głównego kanału gazowego, strumień powietrza na wlocie do sprężarki.
4. Dostarcza sprężone powietrze do instalacji powietrznej płatowca.
5. Zapewnia szczelność układu olejowego w węzłach łożyskowych.

Komory układu olejowego zamontowane są wraz z górnymi bieżniami łożysk do elementów strukturalnych kadłubów. Komory są zabezpieczone przed uratą oleju poprzez system stykowych i bezstykowych uszczelnień olejowych, które dla zminimalizowania przecieków oleju do systemu powietrznego są ciśnieniowane z towarzyszących im komór powietrznych. Elementy układu olejowego są chłodzone powietrzem o temperaturze zabezpieczającej olej przed utratą swoich właściwości smarnych, dostarczonym przez układ przepływów wewnętrznych silnika.



Rys. 1. Dystrybucja wewnętrznych przepływów wewnętrznego powietrza w silniku turbodrzutowym na przykładzie silnika JT15D-4 (silnik dwuprzepływowy o sile ciągu 1 078 kG) [6]



Rys. 2. System przepływu powietrza wokół węzła łożyskowego nr 2 silnika turbo śmigłowego o mocy 1887 kW- P&W 125 [4]

Wykorzystując zależności wynikające z teorii przepływów gazów, można wstępnie wyznaczyć wartości liczbowe, niezbędne do zaprojektowania konstrukcji określonych węzłów silnika, a następnie uściślić je na podstawie badań funkcjonalnych podzespołów. Masowy wydatek powietrza płynącego przez uszczelnienie labiryntowe można przedstawić wzorem:

$$m = A \cdot \rho \cdot a' \cdot \sqrt{\frac{P_0}{v_0}} \quad (1)$$

Ograniczeniem jest wielkość ciśnienia krytycznego dla powietrza, która wynosi:

$$p_k = p_0 \cdot \frac{0,78}{\sqrt{n+1,13}} \quad (2)$$

dla  $p_1 < p_k$

$$m = A \cdot \rho \cdot \alpha \cdot \sqrt{\frac{p_0}{v_0}} \cdot \frac{1}{(n-1) \cdot \frac{1}{k} \cdot \left(\frac{k+1}{2}\right)^{(k+1)(k-1)}} \quad (3)$$

gdzie:

$A$  – pole powierzchni przekroju szczeliny  $A = \pi \cdot D_{sr} \cdot c$

$D_{sr}$  – średnia średnica kanału pomiędzy wewnętrzną średnicą półki a zewnętrzną średnicą zębów wirującej części.

$c$  – wysokość luzu wierzchołkowego,

$v_0$  – objętość właściwa gazu,

$\alpha$  – współczynnik zależny od rodzaju otworu,

$p_0$  – ciśnienie przed labiryntem,

$p_1$  – ciśnienie za labiryntem,

$n$  – liczba zębów w labiryncie,

$\rho$  – gęstość powietrza.

Masowy wydatek powietrza przepływającego przez otwory dozujące przepływ pomiędzy komorami ciśnieniowymi M:

$$M = A \cdot p_0 \cdot \alpha \cdot \sqrt{\left(\frac{2 \cdot k}{k-1}\right) \cdot \left(\frac{1}{R \cdot T_0}\right) \cdot \left[\left(\frac{p_1}{p_0}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]} \quad (4)$$

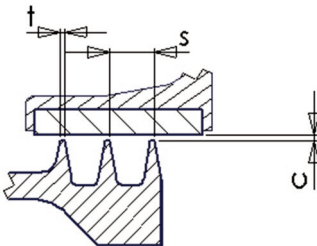
gdzie:

$T_0$  – temperatura powietrza przed otworem.

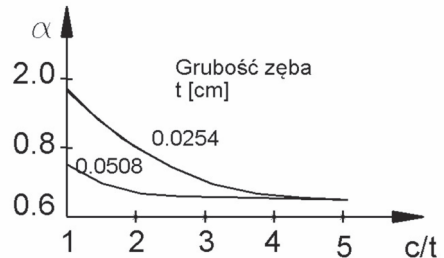
Parametr charakteryzujący przecieki powietrza przez uszczelnienie labiryntowe –  $\varphi$ :

$$\varphi = \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{p_1}{p_0}\right)^2}{n - \left(\frac{2}{k}\right) \cdot \ln\left(\frac{p_1}{p_0}\right)}} \quad (5)$$

Na rysunku 3 i 4 przedstawiono zależność współczynników  $\alpha$ ,  $\rho$  od wielkości geometrycznych uszczelnień labiryntowych bezstykowych.

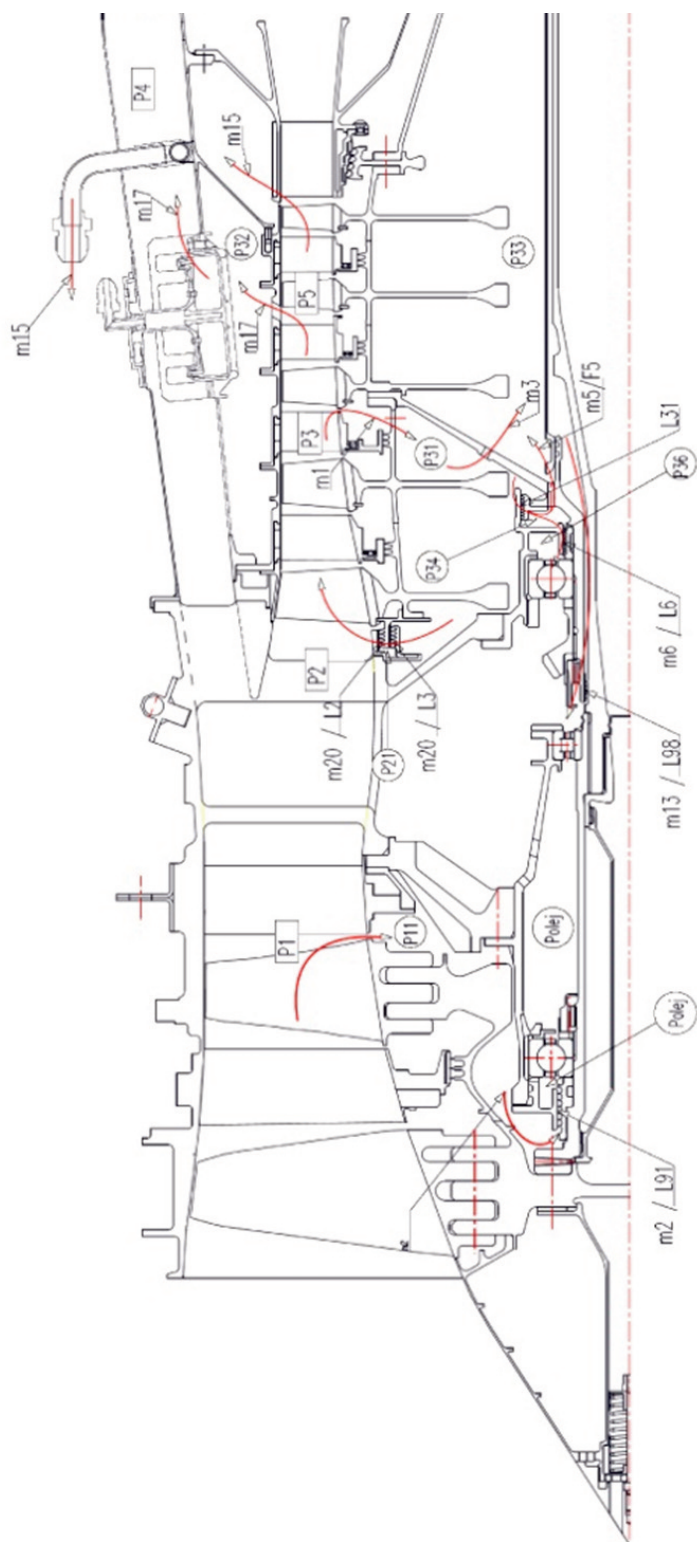


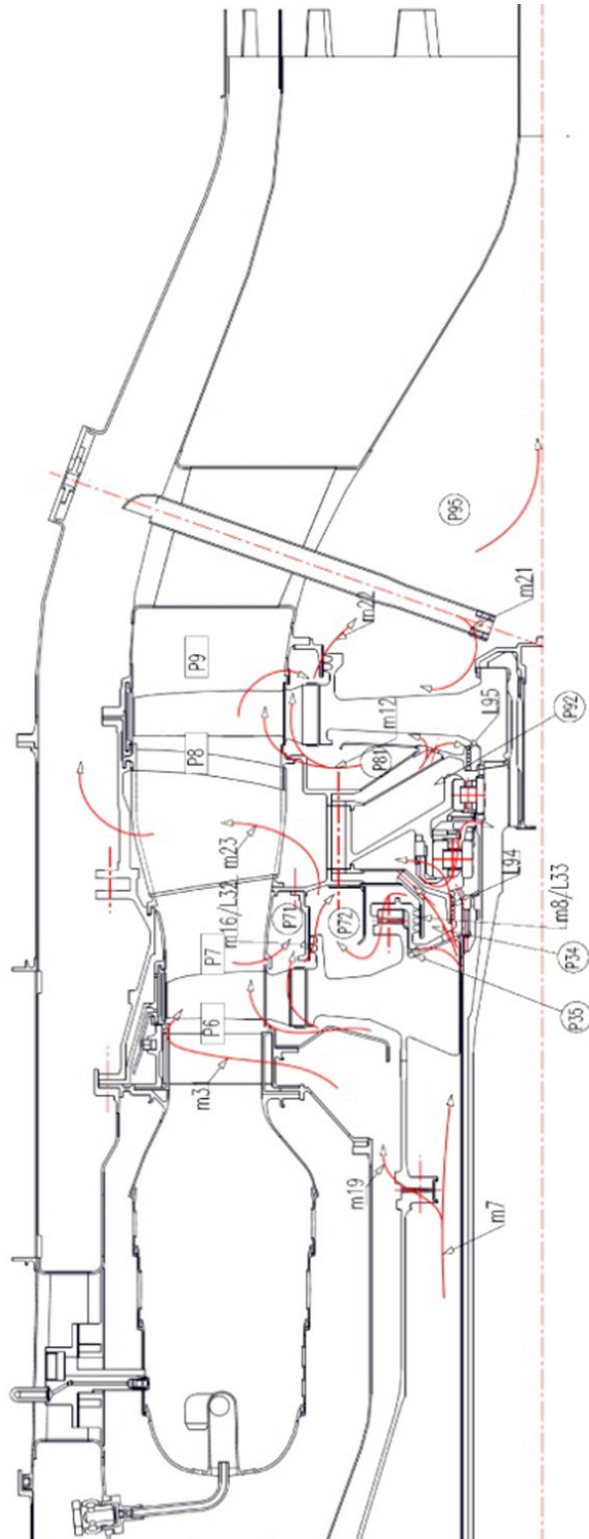
Rys. 3. Charakterystyczne wymiary powietrznego uszczelnienia labiryntowego [Rowiński, 1988]



Rys. 4. Zależność współczynnika  $\alpha$  od wymiarów elementów uszczelnienia labiryntowego [3]

Rys. 5. Rozmieszczenie komór powietrznych w silniku i schemat dystrybucji strumieni powietrza dwuprzepływowym na przykładzie silnika D18A (o sile ciągu 1 800 kG) [Rowiński, 1987]





### 3. OPIS PRZEPEŁYWU WEWNĘTRZNEGO W SILNIKU DWUPRZEPEŁYWOWYM D-18A

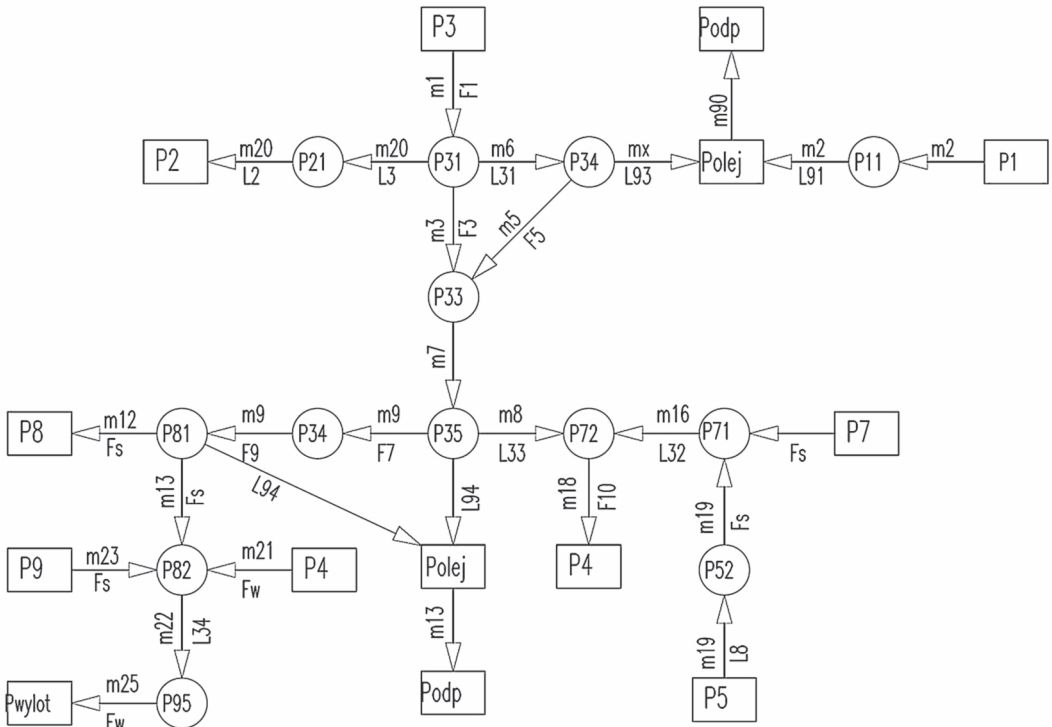
Źródłem powietrza służącego do chłodzenia części gorących silnika, ciśnieniowania komór wewnętrznych oraz zapewnienie szczelności układu olejowego jest sprężone powietrze pobierane z kanału głównego sprężarki wysokiego ciśnienia P3, przez otwory w bębnie wirnika umiejscowione za drugim stopniem (wydatek  $\dot{m}_1$ ) (rys. 5 i 6). Ciśnienie powietrza znajdującego się w przestrzeni P31 umożliwia wytworzenie siły osiowej działającej na tarczę pierwszego stopnia sprężarki wirnika oraz zapewnia przepływ powietrza chłodzącego do komory olejowej przedniego węzła łożyskowego poprzez system uszczelnień labiryntowych składający się z labiryntów olejowych i powietrznych L93 i L31 oraz komory P34, zastosowanej w celu obniżenia wydatku powietrza wchodzącego do układu olejowego. Część powietrza jest odprowadzana do głównego kanału gazowego, przed pierwszy stopień sprężarki do przestrzeni P2 przez zespół labiryntów powietrznych L3, L2, oraz komory P21 (wydatek  $\dot{m}_{20}$ ), a pozostała jest skierowana przez otwory dozujące do wnętrza wirnika sprężarki P33 (wydatki  $\dot{m}_3$  i  $\dot{m}_5$ ). Powietrze wraz z mgłą olejową z komór olejowych P90, P91 i P92 zostaje skierowane do skrzynki napędowej, a następnie zostaje odwirowane z oleju i wydostaje się poprzez odpowietrznik odśrodkowy na zewnątrz (wydatek  $\dot{m}_{90}$ ). Z przestrzeni P33 powietrze przedostaje się szczeliną znajdującą się pomiędzy stopą tarczy turbiny sprężarki wysokiego ciśnienia (WC), a tuleją olejową do przestrzeni P35 (wydatek  $\dot{m}_7$ ) skąd rozchodzi się ono w trzech kierunkach:

- opływa tylny węzeł łożyskowy w celu izolacji termicznej tarczy turbiny od oddziaływania gazów spalinowych znajdujących się w przestrzeni pomiędzy tarczami turbin NC i WC z komory P34 przez otwory dozujące (wydatek  $\dot{m}_{12}$ ), a następnie chłodząc przednią stronę tarczy turbiny NC (P81) wraca do głównego kanału gazów P8 oraz chłodzi stopy łopatek wirnikowych turbiny i przepływa do przestrzeni P82,
- utrzymuje dodatnie ciśnienie na olejowych uszczelnieniach labiryntowych L94 i L92 i wpływa do przestrzeni olejowej tylnego węzła łożyskowego P92 (wydatek  $\dot{m}_{13}$ ),
- chłodzi tylną ścianę tarczy turbiny WC poprzez doprowadzenie zimnego powietrza do przestrzeni P72 ograniczonej uszczelnieniami labiryntowymi L33 i L35. Główny wydatek powietrza do chłodzenia turbiny WC przedostaje się przez uszczelnienie połączenia wielo-ząbkowego wałka z turbiną WC (wydatek  $\dot{m}_8$ ).

Do przestrzeni P72, przez labirynt L33 (wydatek  $\dot{m}_{16}$ ) przedostają się z kanału głównego gorące spaliny zza łopatek turbiny WC i mieszając się z powietrzem chłodzącym tarczę turbiny WC i stopy łopatek wirnikowych, wydostaje się przez otwory dozujące do kanału w łopatce kierowniczej turbiny NC i stamtąd do bocznego kanału gazowego silnika. Przestrzeń olejowa tylnego węzła łożyskowego jest odpowietrzana poprzez instalację odprowadzającą mgłę olejową do skrzynki napędów poprzez otwory w żebrach nośnych i przez szczelinę pomiędzy tuleją olejową, a wałem sprężarki WC i labirynt L96 do przedniej przestrzeni łożyskowej. Labirynt ten potrzebny jest przede wszystkim w fazie lotu odwróconego, kiedy odpowietrzenie tylnej strefy łożyskowej spełniać ma rolę układu odsysania oleju z tej strefy. Olej przedostający się przez labirynt L96 w czasie normalnej pracy z przedniego węzła łożyskowego przedostaje się nad wałem NC do tylnego węzła, nie zalegając w przestrzeni między wałowej. Tylna część tarczy turbiny NC chłodzona jest powietrzem z kanału zewnętrznego silnika (wydatek  $\dot{m}_{21}$ ) i mieszając się ze spalinami z przepływu głównego zza turbiny NC (wydatek  $\dot{m}_{22}$ ) wylatuje na zewnątrz silnika stożkiem wewnętrznym dyszy wylotowej P95. Labirynty L1 do L8, służą do zapobieżenia przepływowi wstecznym poprzez palisady łopatek kierowniczych wentylatora i sprężarki. Powietrze do celów instalacji płatowcowej P51 jest pobierane z kanału głównego zza piątego stopnia sprężarki P5 (wydatek  $\dot{m}_{15}$ ), a do zaworu przeciwpompażowego zza trzeciego stopnia sprężarki P32 (wydatek  $\dot{m}_{17}$ ). Część powietrza zza 5 stopnia sprężarki WC poprzez labirynt L8 przedostaje się pod osłonę komory spalania i dalej chłodzi



tarczę turbiny WC (wydatek  $m_{19}$ ). Do chłodzenia łopatek kierowniczych pierwszego stopnia turbiny WC pobierane jest powietrze z płaszczu wewnętrznego i zewnętrznego komory spalania (wydatki  $m_{31}$  i  $m_{32}$ ), a następnie jest odprowadzane i wraca do głównego kanału gazowego silnika przez system otworów dozujących i szczelin. Uszczelnienie ulowe łopatek wirnikowych turbiny WC chłodzone jest powietrzem z płaszczu zewnętrznego komory spalania systemem otworów i wraca do obiegu przed łopatkami kierowniczymi drugiego stopnia turbiny. Pierwsze łożysko rolkowe węzła łożyskowego wentylatora jest zabezpieczone olejowym uszczelnieniem labiryntowym L11, na którym jest utrzymywane dodatkowo ciśnienie powietrza chłodzącego pobranego z kanału gazowego sprężarki NC P1 (wydatek  $m_2$ ) do komory P11. Powietrze z węzła wymieszane z mgłą olejową jest odprowadzane do skrzynki napędów (rys. 6).



Rys. 6. Graf przepływów gazów w silniku dwuprzepływowym

Pi – numery komór gazowych,

Li – numery uszczelnień labiryntowych powietrznych,

Fi – otwory dozujące,

Fs – szczeliny dozujące,

$m_i$  – wydatek masowy przepływu przez uszczelnienie labiryntowe

[Rowiński, 1987]

#### 4. WNIOSK

Przedstawiona w artykule metoda służy do wstępnego oszacowania wielkości geometrycznych uszczelnień labiryntowych i otworów dozujących oraz masowych przepływów powietrza pomiędzy komorami, dla quasi statycznych stanów pracy silnika.

**BIBLIOGRAFIA**

- [1] Stocker, H.L. Cox, D.H., and Holle G.F., 1977, "Aerodynamic Performance of Conventional and Advanced design Labyrinth seals with solid-sooth, abradable and honeycomb lands", NASA-CR-135307, EDR-9339. NASA, USA.
- [2] Instytut Lotnictwa, Zakład Silników Lotniczych, 1987, „Projekt Wstępny silnika D-18”, Warszawa, (niepublikowany).
- [3] AGARD Conference Proceedings, 1978, "Seal technology in Gas Turbine Engines".
- [4] Balicki, W., Chachurski, R., Głowacki, P., Godzimirski J., Kawalec, K., Kozakiewicz, A., Pągowski, Z., Rowiński, A., Szczeciński, J. i Szczeciński, S., 2012, *Lotnicze Silniki Turbinowe. Część I*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa.
- [5] Chachurski, R. i Waślicki, P., 2011 „Instalacje przeciwoblodzeniowe i odladzające statków powietrznych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 213, s. 92-100.
- [6] 1974, "JT15D-4 Turbofan engine Descriptive Notes", United Aircraft of Canada Limited.
- [7] Hwang, M., Pope, A. N. and Shucktis, B., 1996, „Advanced Seals for Engine Secondary Flowpath”, *Journal of Propulsion and Power*, 4(12).
- [8] "Engine Seal Technology Requirements to Meet NASA's Advanced Subsonic Technology Program Goals" Steinetz, B. M. and Hendriks, R. C., 1996, *Journal of Propulsion and Power*, 4(12).
- [9] Wiśniowski, W., 2011, „Sztynność i utrata sztywności konstrukcji lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 214, s. 15-23.

## **AIR SYSTEM IN A DOUBLE SPOOL ENGINE**

**Abstract**

The article presents the issue of compressed air distribution in a turbine engine. Compressed air flows from one or more stages of the compressor and then it is distributed to air chambers placed in many locations in the engine. Next, it is used to compensate the forces acting on the rotor and to impose the heat exchange in each assembly to protect the materials of which the assemblies are made as well as compressed oil and aerosol oil from high temperatures. Additionally, the air system regulates the top clearance of turbine blades by cooling the turbine case and protects the inlet case from icing. The compressed air is distributed to gas chambers by a system of calibrated holes. The pressure and mass flow of the air in the chambers is controlled by air seals. The methodology of the parameters of air mass flow in the engine internal ducts calculation is explained on the example of D-18 double-spool engine designed in the Institute of Aviation.

Keywords: Turbine engine, air seals, air distribution in a turbine engine.