

## IDENTYFIKACJA WSPÓŁDZIAŁANIA SILNIKA TURBINOWEGO ŚMIGŁOWCA ZE SCHŁADZACZEM SPALIN NA ZAKRESACH PRZEJŚCIOWYCH

STEFAN FIJAŁKOWSKI, JACEK DUDZIAK\*

\*Centrum Nowych Technologii, Zakład Konstrukcji Lotniczych, Instytut Lotnictwa,  
al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Polska, [jacek.dudziak@ilot.edu.pl](mailto:jacek.dudziak@ilot.edu.pl)

### Streszczenie

*W pracy przedstawiono wyniki identyfikacji współdziałania turbinowego silnika śmigłowca posiadającego oddzielną turbinę napędową z eżekcyjnym schładzaczem spalin na zakresach przejściowych. Współdziałanie obydwu układów na zakresach przejściowych spowodowane jest manewrami śmigłowca wykonującego loty ekstremalne. W identyfikacji wykorzystano wyniki eksperymentów przeprowadzonych na śmigłowcu PZL-W3 Sokół w trakcie lotów NOE.*

*Słowa kluczowe: śmigłowiec, silnik turbinowy, schładzacz spalin.*

### WPROWADZENIE W TEMATYKĘ ZAGADNIENIA

Turbinowy silnik napędowy śmigłowca i współdziałający z nim eżekcyjny schładzacz spalin są zespołami o działaniu dynamicznym we wszystkich fazach lotu śmigłowca: rozruchu, starcie, locie, lądowaniu i wybiegu, nazywanym działaniem na zakresach przejściowych, [7]. W zakresie schładzania spalin odpływających z silnika do otoczenia – ze względu na cel tego procesu – szczególnie istotne jest współdziałanie obydwu układów w czasie wykonywania manewrów charakteryzujących się dużym natężeniem zmian mocy rozwijanej przez silnik napędowy. Należy podkreślić, że w zespole silnik turbinowy – schładzacz, silnik jest układem sprawczym, wywołującym współdziałanie, schładzacz zaś jest układem nadążnym, którego działanie wywoływane i podtrzymywane jest działaniem silnika, [4].

Dynamika działania silnika spowodowana jest głównie bezwładnością mas wirujących – cechą mechaniczną i akumulacją masy oraz energii powietrza i spalin w niektórych przestrzeniach traktu przepływowego – cechą gazodynamiczną, zaś dynamika działania schładzacza wywołana jest tylko gazodynamicznie.

W celach symulacji działania silnika śmigłowca, jak i każdego urządzenia technicznego, wymagane jest sformułowanie jego modelu, odwzorowującego w mniejszym lub większym stopniu działanie rzeczywiste, [7]. Próby odwzorowywania rzeczywistości poprzez modele zawsze niosą za sobą niedokładności wynikające z zakładanych uproszczeń przy formułowaniu modeli. Tak dzieje się również w przypadku modelowania dynamiki działania silnika i jego współdziałania z dobudowanym schładzaczem spalin. Należy zauważyć, że pominięcie

dynamiki zjawisk w działaniu silnika pociąga za sobą niedokładności, które powodują rozbieżności między modelem a rzeczywistością.

Identyfikację dynamiki współdziałania silnika i schładzacza przeprowadzono dla układów z silnikami posiadającymi oddzielne turbiny napędowe, z wykorzystaniem danych eksperymentalnych uzyskanych w ekstremalnych manewrach lotnych śmigłowca PZL W3A Sokół (manewrach z repertuaru lotów NOE).

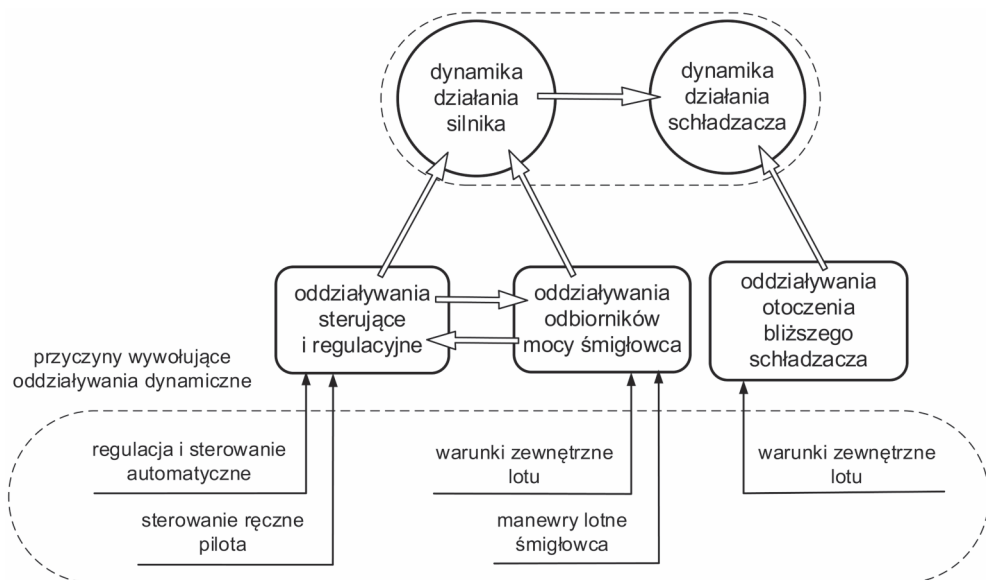
#### SFORMUŁOWANIE ZAGADNIENIA BADAWCZEGO

Identyfikacji poddano współdziałanie turbinowego silnika napędowego śmigłowca z oddzielną turbiną napędową i sprzężonego z nim eżekcyjnego, (mieszalnikowego) schładzacza spalin. Silnik na pokładzie śmigłowca – wykonującego ekstremalne manewry lotne – działa na zakresach przejściowych, jednakże z niewielkimi zmianami częstości obrotów turbiny napędowej (w granicach  $\pm 5\%$  prędkości znamionowej), szybkość tych zmian może być natomiast znacząca w niektórych manewrach, [9].

Zmiany te dokonują się pod wpływem zmieniających się obciążeń zewnętrznych przez odbiorniki mocy: wirnik nośny, śmigło ogonowe, urządzenia pomocnicze i dodatkowe silników i śmigłowców, jak i oddziaływań wewnętrznych związanych z regulacją i sterowaniem (podawaniem strumieni paliwa do komór spalania silników).

Parametry działania silnika sterowane są bądź to przez pilota, bądź to przez układ automatycznej regulacji, który zapewnia wymaganymi warunkami lotu zmiany działania silnika z uwzględnieniem nałożonych ograniczeń (nadmierny wzrost lub spadek prędkości obrotowych, nadmierny wzrost temperatur).

Ogólny układ oddziaływań i sprzężeń generujących dynamikę współdziałania turbinowego silnika z eżekcyjnym schładzaczem spalin na pokładzie śmigłowca przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Ogólny układ oddziaływań i sprzężeń generujących dynamikę współdziałania turbinowego silnika napędu śmigłowca z eżekcyjnym schładzaczem spalin [opracowanie własne S. Fijałkowski]

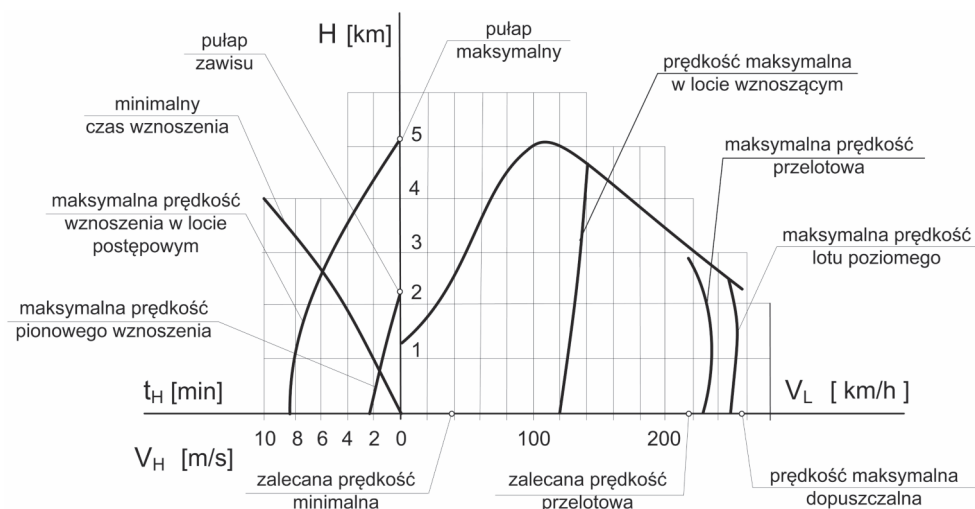
W trakcie przepływowym turbinowego silnika z oddzielną turbiną napędową, pomiędzy poszczególnymi podzespołami, jak również w strefach tych podzespołów znajduje się szereg przestrzeni, w których - na przejściowych zakresach działania - akumulowana jest masa i energia, [4], [7]. Akumulacja ta wpływa na wielkości parametrów termicznych i kalorycznych spalin, a poprzez to na działanie głównych podzespołów, między innymi na działanie turbiny napędowej i jej współdziałanie ze schładzaczem spalin.

Tak więc poddając analizie dynamikę działania silnika i jego współpracę ze schładzaczem spalin, wzięto pod uwagę:

- dynamikę działania ruchomych podzespołów (układów wirnikowych silnika),
- dynamikę przepływów gazów, co związane jest z istnieniem przestrzeni akumulacji masy i energii.

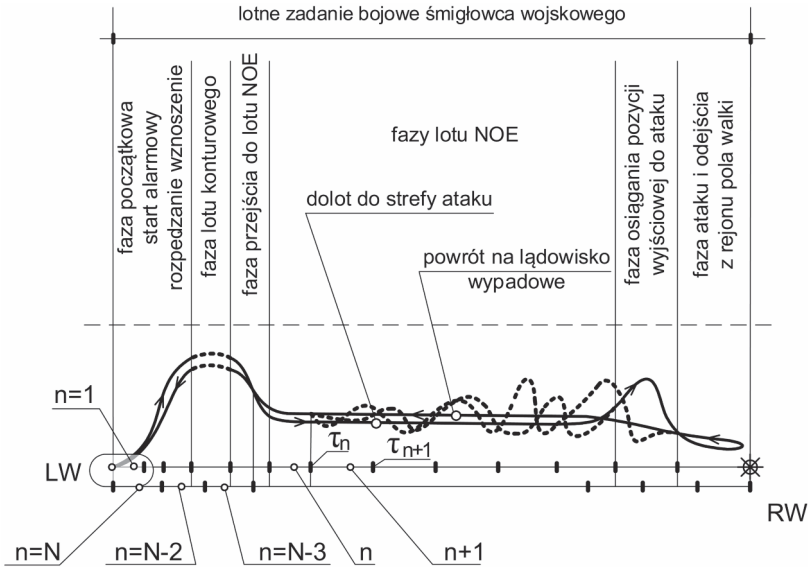
Do opisu działania silnika na zakresach przejściowych wykorzystano wcześniej sformułowany model „eksperymentalny” silnika, zachowujący cechy silnika PZL 10W, [4]. Model ten sformułowany został z wykorzystaniem wiedzy dotyczącej turbinowych silników śmigłowcowych, [8], [11] oraz wyników badań doświadczalnych przeprowadzonych w trakcie lotów ekstremalnych śmigłowca PZL W3A Sokół, [9]. Działanie schładzacza na zakresach przejściowych opisano z wykorzystaniem wcześniejszego modelu schładzacza sformułowanego z wykorzystaniem wiedzy dotyczącej eżekcji, [12] i teorii strug turbulentnych, [1].

Obydwa rodzaje zmian sprzężone są jednoznacznie z wykonywaniem zadań lotnych przez śmigłowce, a w tym lotów ekstremalnych na pograniczu stref użytkowania wynikających z eksploatacyjnej charakterystyki śmigłowca HV (rys. 2), niejednokrotnie z parametrami granicznymi. Śmigłowiec w takich stanach lotu narażony jest na znaczne obciążenia zarówno wirnika nośnego, śmigła ogonowego, struktury kadłuba jak i podzespołów napędowych. Silniki napędowe w takich lotach działają przy zmieniających się mocach efektywnych i często rozwijają moce maksymalne, [13], [14].



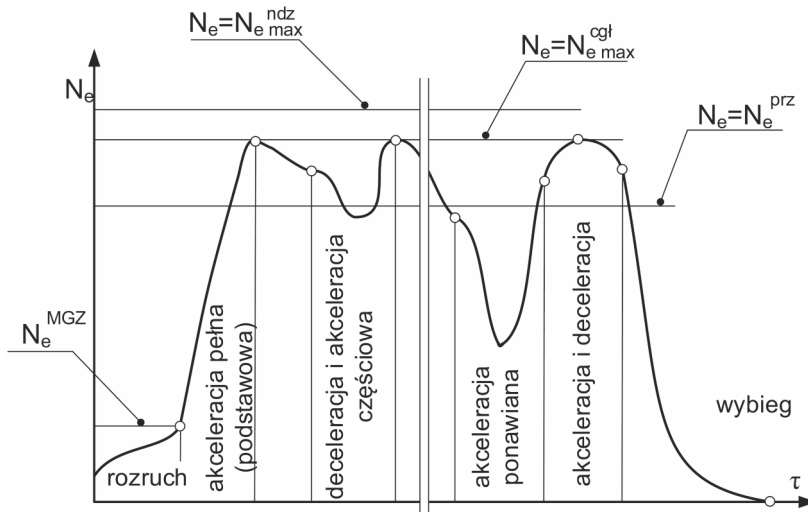
Rys. 2. Eksploatacyjne ograniczenia właściwości lotnych śmigłowca na przykładzie śmigłowca W-3 Sokół [13], [14]

Na rys. 3 przedstawiono schemat hipotetycznego zadania bojowego wykonywanego przez śmigłowiec wojskowy.



Rys. 3. Schemat hipotetycznego zadania bojowego wykonywanego przez śmigłowiec wojskowy,  $n = 1, 2, \dots, N$ , wskaźniki kolejnych manewrów w zadaniu bojowym zarówno przy dolocie do strefy ataku jak i w locie powrotnym. Opracowanie własne na podstawie [13], [14]

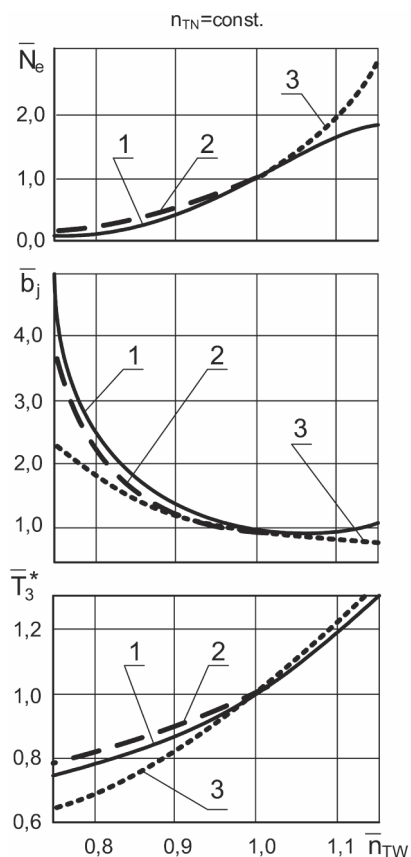
Hipotetyczne widmo stanów działania silnika turbinowego śmigłowca wykonującego określone zadanie lotne przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Charakterystyczne hipotetyczne zakresy działania silnika napędowego śmigłowca. Opracowanie własne wg [7]

Na rys. 5 przedstawiono zależność bezwymiarowej mocy, jednostkowego zużycia paliwa i bezwymiarowej temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicową od bezwymiarowej

częstości obrotów turbiny wytwornicowej silników śmigłowcowych z oddzielnymi turbinami napędowymi. Wykresy zostały sporządzone dla dużej grupy silników śmigłowcowych z oddzielnymi turbinami napędowymi.



Rys. 5. Zależność bezwymiarowej mocy silnika, bezwymiarowego jednostkowego zużycia paliwa i bezwymiarowej temperatury spalin przed turbiną wytwornicową od bezwymiarowej częstości obrotów turbiny wytwornicowej.  
 1 - charakterystyki w przypadku jednostopniowej turbiny wytwornicowej,  
 2 - charakterystyki dwustopniowej turbiny wytwornicowej,  
 3 - charakterystyki według uproszczonej analizy przebiegów. Opracowanie własne wg [8], [10], [11]

#### PODSTAWY OPISU DYNAMIKI DZIAŁANIA SILNIKA TURBINOWEGO Z ODBIOREM MOCY I DYNAMIKI DZIAŁANIA SCHŁADZACZA SPALIN

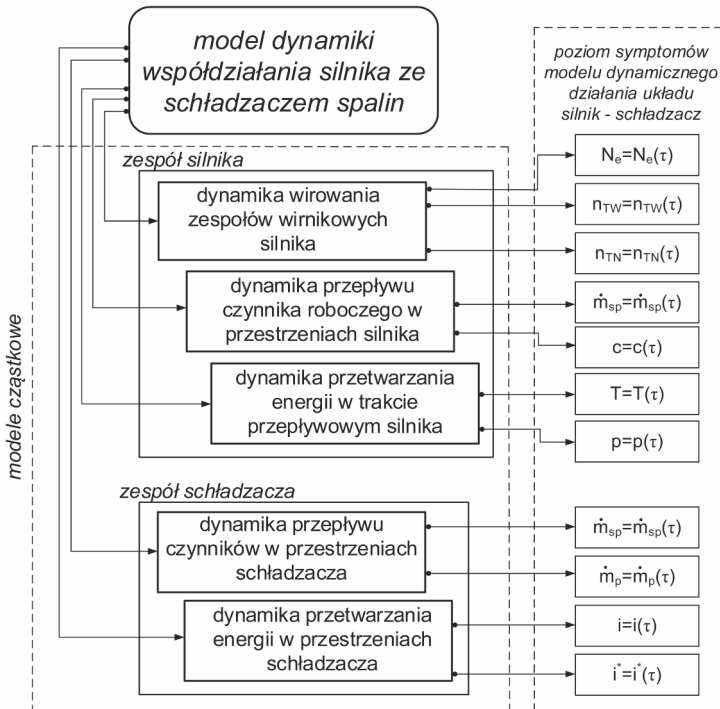
Jak wspomniano działanie silnika turbinowego na zakresie przejściowym polega na zmianie działania od poprzedniego do następnego stanu ustalonego i może kończyć się zakresem stanów quasiustalonych, lub przejściem do kolejnych stanów przejściowych. Okresy przejściowe działania silnika wywołane mogą być zgodnie z [4], [7] zmianami częstości obrotów i momentów obrotowych wywołanymi zmianami strumienia paliwa podawanego do komory lub zmianami obciążeń zewnętrznych działających na silnik od strony odbiorników mocy (głównie WN i ŚO), [13].

Zmiany częstości obrotów, a także momentów obrotowych części wirujących silnika są między innymi przyczyną zmian parametrów termicznych czynnika roboczego w trakcie przepływowym oraz zmian parametrów termicznych struktury silnika. Ponadto zmianom ulega przepływ strumieni czynnika roboczego wskutek kumulacji masy w niektórych przestrzeniach traktu przepływowego. Kumulacja masy wywołuje pośrednio kumulację energii całkowitej strumienia w tych przestrzeniach.

W trakcie przepływowym silnika istnieje kilka przestrzeni akumulacyjnych, a mianowicie: przestrzeń sprężarki, przestrzeń komory spalania, przestrzenie turbin: wytwornicowej i napędowej, przestrzeń pomiędzy turbiną napędową i dyfuzorem, przestrzeń dyfuzora oraz przestrzeń dyszy wylotowej silnika.

W niniejszej pracy za podstawę sformułowania modelu dynamiki współdziałania silnik turbinowy – schładzacz eżekcyjny na pokładzie śmigłowca, przyjęto opracowane wcześniej modele silnika i schładzacza sformułowane z wykorzystaniem modelu eksperymentalnego silnika, [4], [5]. Model eksperymentalny działania silnika, ze swojej istoty ujmuje dynamikę działanie niektórych zespołów silnika, a mianowicie: sprężarki silnika, komory spalania silnika i kanałów łączących te podzespoły. Jest on zbudowany na podstawie wyników badań eksperymentalnych – w locie śmigłowca, tzn. przebiegów w czasie wielkości:  $n_{TW}(\tau)$ ,  $T^*_4(\tau)$ ,  $M_{WN}(\tau)$ ,  $n_{WN}(\tau)$ , a także wielkości wyznaczonych: z charakterystyki sprężarki  $\pi^*_s = f(n_{TW})$  i z charakterystyki silnika  $T^*_3 = T^*_3(n_{TW})$ .

Ogólny schemat układu modelu dynamiki współdziałania silnika turbinowego ze schładzaczem spalin przedstawiono na rys. 6.



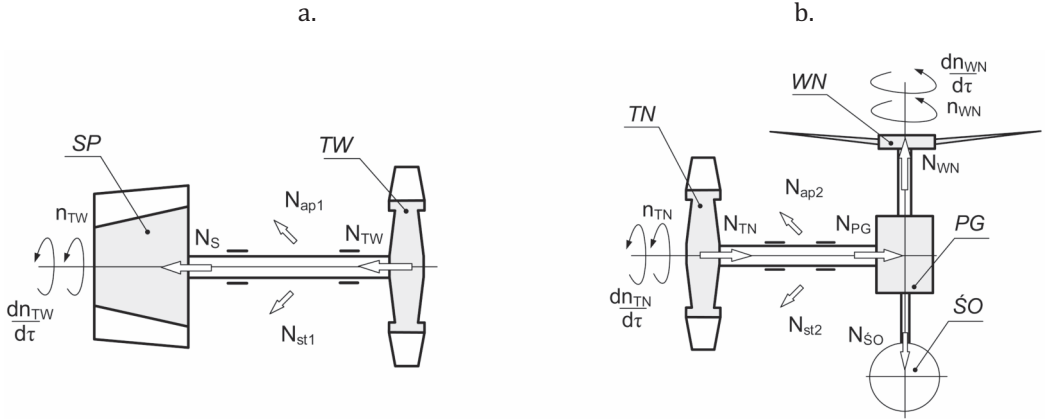
Rys. 6. Ogólny schemat układu modelu dynamiki współdziałania silnika ze schładzaczem spalin wraz z symptomami tego współdziałania [opracowanie własne S. Fijałkowski]

Omawiany model opisany jest zgodnie z [4], [7] układem następujących równań, a mianowicie:

- równaniami dynamiki ruchu obrotowego układów wirnikowych,
- równaniami dynamiki przepływu masy czynnika poprzez poszczególne przestrzenie akumulacji masy,
- równaniami dynamiki zmian energii czynnika przepływającego przez przestrzenie akumulacji.

## Równania dynamiki ruchu obrotowego zespołów wirnikowych

Schematy do zbilansowania mocy w j-tym układzie wirnikowym silnika przedstawiono na rys. 7.



Rys. 7. Schemat do zbilansowania mocy w j-tym układzie wirnikowym. Kolorem czerwonym oznaczono moc generowaną w turbinie układu, kolorem żółtym moc przekazywaną do napędu odbiorników mocy, a kolorem niebieskim łączną moc strat [opracowanie własne S. Fijałkowski]

Ogólnie równania dynamiki ruchu obrotowego układów wirnikowych silnika są następujące:

- wirnika wytworniczowego:

$$4\pi^2 \cdot I_{OTW} \cdot n_{TW} \cdot \frac{dn_{TW}}{d\tau} = N_{TW} - N_S - N_{od1} - N_{st1} \quad (1)$$

- wirnika napędowego:

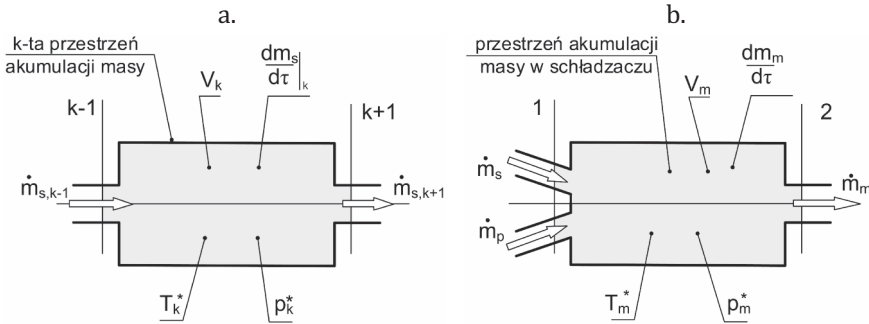
$$4\pi^2 \cdot I_{OTN} \cdot n_{TN} \cdot \frac{dn_{TN}}{d\tau} = N_{TN} - N_{WN} - N_{SO} - N_{od2} - N_{st2} \quad (2)$$

gdzie:

- $I_{OTW}, I_{OTN}$  – biegunowe momenty bezwładności zespołów wirnikowych wytworniczowego i napędowego,
- $n_{TW}, n_{TN}$  – częstości obrotów zespołów wirnikowych wytworniczowego i napędowego,
- $N_{TW}, N_{TN}$  – moce generowane przez turbiny wytwornicową i napędową,
- $N_S$  – moc napędu sprężarki,
- $N_{WN}, N_{SO}$  – moce napędu wirnika nośnego i śmigła ogonowego,
- $N_{od1}, N_{od2}$  – moce napędu urządzeń pomocniczych napędzanych od zespołu wytworniczowego i napędowego,
- $N_{st1}, N_{st2}$  – moce strat zespołu wytworniczowego i napędowego.

## Równania dynamiki przepływu masy czynnika w przestrzeniach silnika i schładzacza

Schematy do zbilansowania masy w k-tej przestrzeni akumulacyjnej silnika i schładzacza eżekcyjnego przedstawiono na rys. 8.



Rys. 8. Schemat do zbilansowania masy, a – w k-tej przestrzeni akumulacyjnej silnika, b – w przestrzeni akumulacyjnej schładzacza [opracowanie własne S. Fijałkowski]

Równania dynamiki przepływu przez przestrzeń silnika i przestrzeń schładzacza opisują równania:

- w k-tej przestrzeni silnika:

$$\left. \frac{dm_s}{d\tau} \right|_k = \dot{m}_{s,k-1} - \dot{m}_{s,k+1} \quad (3)$$

- w przestrzeni schładzacza:

$$\frac{dm_m}{d\tau} = (\dot{m}_{s1} + \dot{m}_{p1}) - \dot{m}_{m,2} \quad (4)$$

gdzie:

$\left. \frac{dm_s}{d\tau} \right|_k, \frac{dm_m}{d\tau}$  - prędkości zmian masy w k-tej przestrzeni silnika i przestrzeni schładzacza,

$\dot{m}_{s,k+1}, \dot{m}_{s,k-1}$  - strumienie masy wypływający i dopływający do k-tej przestrzeni silnika,

$\dot{m}_{s1}, \dot{m}_{p1}, \dot{m}_{m,2}$  - strumienie masy powietrza, spalin dopływających do schładzacza i strumień mieszanki wypływający ze schładzacza,

Stan gazu akumulowanego w przestrzeni akumulacyjnej opisuje ogólnie równanie stanu w parametrach spiętrzenia:

$$m = \frac{p^* \cdot V}{R \cdot T^*}, \quad (5)$$

gdzie:

$m$  - masa zakumulowanego gazu,

$T^*$  - temperatura spiętrzenia gazu w przestrzeni akumulacyjnej,

$p^*$  - ciśnienie spiętrzenia gazu w przestrzeni akumulacyjnej,

$R$  - stała gazowa indywidualna,

zaś temperatury spiętrzenia masy wypływającej i masy dopływającej do przestrzeni akumulacyjnej spełniają relację:

$$T_{k+1}^*(\tau) = T_{k-1}^*(\tau - t), \quad (6)$$



przy czym czas opóźnienia  $t$  równy czasowi przebywania gazu w przestrzeni akumulacji opisany jest zależnością:

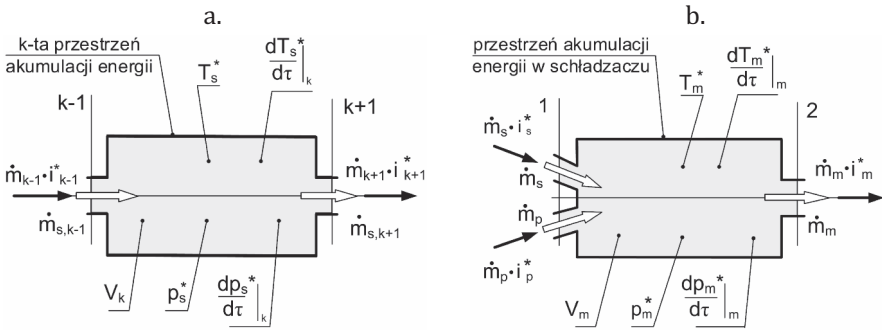
$$t = \frac{m}{\dot{m}} \quad (7)$$

gdzie:

$\dot{m}$  - strumień masy przemieszczający się w przestrzeni akumulacyjnej.

### Równania dynamiki przekształcania energii czynnika w przestrzeniach silnika i schładzacza

Schematy do zbilansowania energii całkowitej czynnika w  $k$ -tej przestrzeni akumulacyjnej silnika i schładzacza eżekcyjnego przedstawiono na rys. 9.



Rys. 9. Schemat do zbilansowania energii całkowitej czynnika w przestrzeni akumulacyjnej. a - w  $k$ -tej przestrzeni akumulacyjnej silnika, b - w przestrzeni akumulacyjnej schładzacza [opracowanie własne S. Fijałkowski]

Równania dynamiki zmian energii całkowitej w przepływie czynnika przez  $k$ -tą przestrzeń akumulacyjną silnika i przestrzeń schładzacza są następujące:

- w  $k$ -tej przestrzeni silnika:

$$m_{s,k} \cdot c_{ps} \cdot \frac{dT_s^*}{d\tau} = \dot{m}_{s,k-1} \cdot c_{ps} \cdot T_{s,k-1}^* - \dot{m}_{s,k+1} \cdot c_{ps} \cdot T_{s,k+1}^* \quad (8)$$

- w przestrzeni schładzacza:

$$m_m \cdot c_{pm} \cdot \frac{dT_m^*}{d\tau} = (\dot{m}_{s,1} \cdot c_{ps} \cdot T_{s,1}^* + \dot{m}_{p,1} \cdot c_{pp} \cdot T_{p,1}^*) - \dot{m}_m \cdot c_{pm} \cdot T_m^* \quad (9)$$

gdzie:

$T_s^*, T_m^*$  - temperatury spiętrzenia spalin w przestrzeniach silnika i schładzacza,

$T_{s,k+1}^*, T_{s,k-1}^*$  - temperatury spiętrzenia spalin wypływających i wpływających do  $k$ -tej przestrzeni,

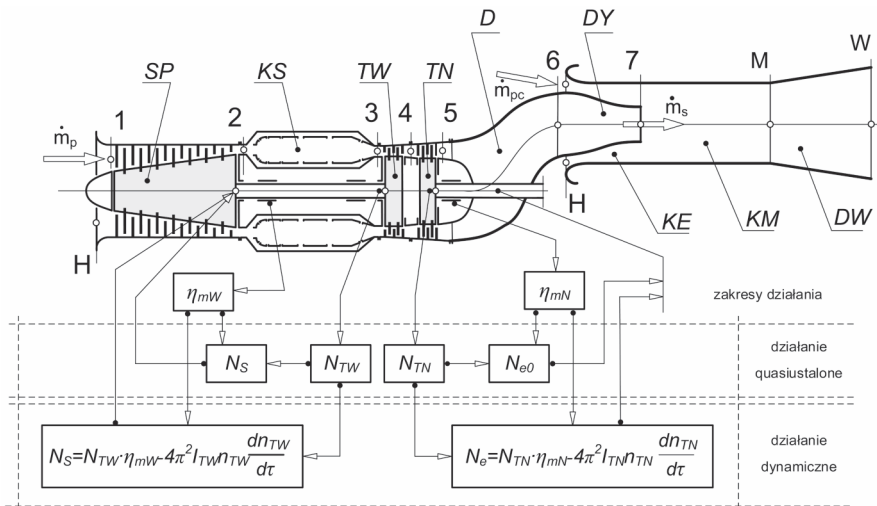
$T_{s,l}^*, T_{p,l}^*, T_m^*$  - temperatury spiętrzenia spalin i powietrza dopływającego do przestrzeni i mieszaniny wypływającej z przestrzeni schładzacza,

$c_{ps}, c_{pp}, c_{pm}$  - ciepła właściwe przy stałym ciśnieniu spalin, powietrza i mieszaniny,

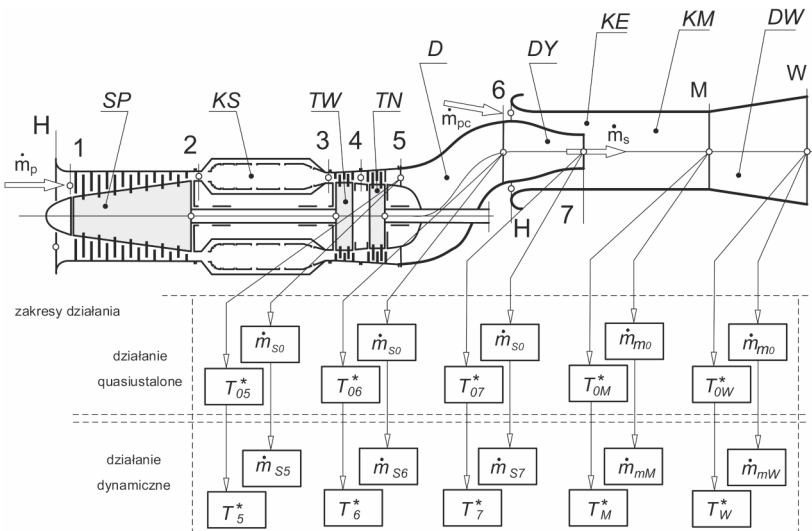
$\frac{dT_s^*}{d\tau} \Big|_k, \frac{dT_m^*}{d\tau}$  - prędkość zmian temperatur spiętrzenia w  $k$ -tej przestrzeni silnika i przestrzeni schładzacza.

## MODEL DYNAMIKI WSPÓŁDZIAŁANIA SILNIKA TURBINOWEGO ZE SCHŁADZACZEM SPALIN NA ZAKRESACH PRZEJŚCIOWYCH

Za podstawę sformułowania modelu dynamiki współdziałania silnika turbinowego ze schładzaczem spalin przyjęto współdziałanie silnika posiadającego oddzielną turbinę napędową – TSS (klasy PZL-10W) i dobudowanego eżekcyjnego schładzacza spalin – CSH, (rys. 10).

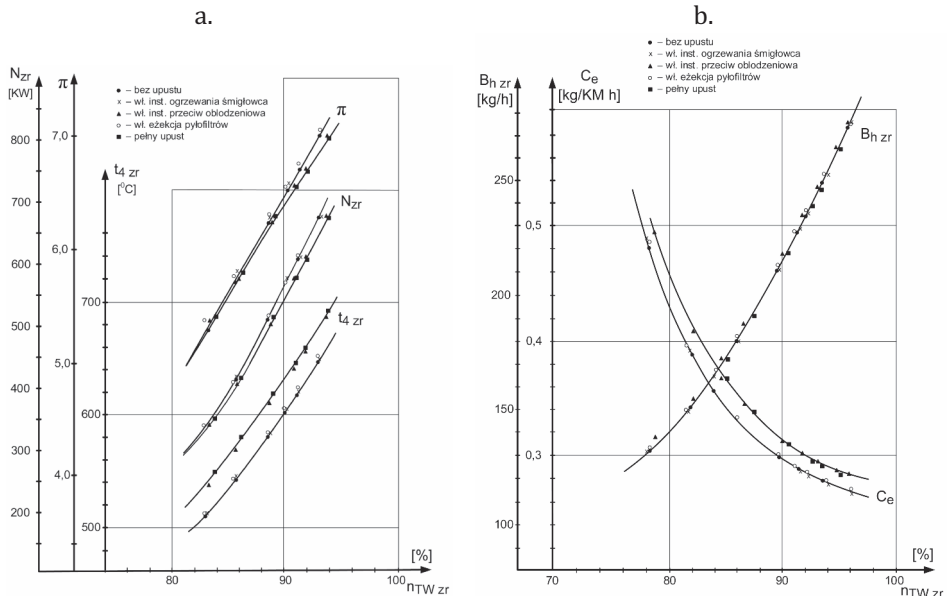


Rys. 10. Ogólny schemat układu turbinowego silnika napędu śmigłowca z oddzielną turbiną napędową – TSS i eżekcyjnego schładzacza spalin – CSH z zaznaczeniem dynamiki działania silnika odniesionej do układów wirnikowych [opracowanie własne S. Fijałkowski]



Rys. 11. Ogólny schemat układu turbinowego silnika napędu śmigłowca z oddzielną turbiną napędową – TSS i eżekcyjnego schładzacza spalin – CSH z zaznaczeniem dynamiki zjawisk przepływowych [opracowanie własne S. Fijałkowski]

Podstawowe charakterystyki szybkościowe (względem zredukowanej częstości obrotów turbiny wytwornicowej) silnika PZL-10W zamieszczono na rys. 12.



Rys. 12. Podstawowe charakterystyki szybkościowe (względem zredukowanej częstości obrotów turbiny wytwornicowej) silnika PZL-10W, a – charakterystyki sprężu sprężarki, mocy zredukowanej silnia i zredukowanej temperatury za turbiną wytwornicową, b – charakterystyki zredukowanego godzinowego zużycia paliwa i jednostkowego zużycia paliwa, wg [10]

Silnik o wzdłużnym przepływie czynników, [6] posiada: sześciostopniową sprężarkę osiową zakończoną stopniem osiowo promieniowym – SP, pierścieniową komorę spalania wtryskiwaczami odśrodkowymi – KS, dwustopniową, osiową turbinę wytwornicową – TW i jednostopniową turbinę napędową – TN. Silnik nie posiada przekładni silnikowej. Kolektor wylotu spalin w klasycznym układzie silnika ma postać dyfuzora – D. W układzie silnik – schładzacz kolektor wylotu spalin ma złożoną formę dyfuzora połączonego z dyszą zbieżną – D-DY. Eżekcyjny schładzacz spalin w formie kanału wzdłużnego składa się z trzech części: części podchwytyjącej chłodne powietrze z otoczenia – KE, w której umieszczony jest wylot dyszy spalin – DY, części mieszania strumienia spalin i strumienia chłodnego powietrza – KM, a także części końcowej schładzacza w postaci dyfuzora wylotu mieszaniny do otoczenia – DW.

Umieszczenie dyszy zbieżnej w końcowym fragmencie kolektora wylotu spalin skutkuje zgodnie z [6] obniżeniem mocy efektywnej rozwijanej przez silnik (w konfiguracji bez schładzacza), co można opisać zależnością:

$$N_e(\tau) = K_N \cdot N_{e0}(\tau); \quad K_N < 1 \quad (10)$$

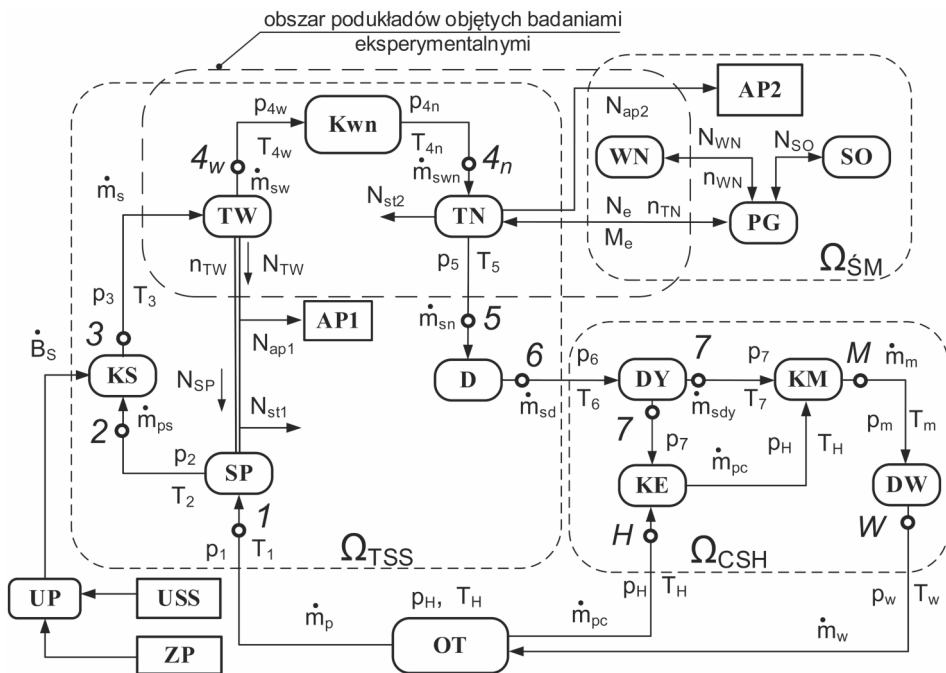
Współczynnik  $K_N$  zależy od mocy rozwijanej przez silnik w trakcie lotu śmigłowca bez schładzacza. Zgodnie z [6] współ.  $K_N$  opisano funkcją w zależności od mocy rozwijanej przez silnik bez schładzacza, której postać wyznaczono na podstawie wyników uzyskanych badań eksperymentalnych i ich analizy w trakcie kilku lotów śmigłowca PZL W3 Sokół a mianowicie: lotu nad przeszkodami, hamowania z nawrotem, szybkiego rozpędzania z zawisu, slalomu

i wysokości do góry. Zależność współczynnika  $K_N$  od mocy aproksymowano funkcją potęgową o postaci:

$$K_N = \sum_{i=0}^n A_{N,i} \cdot N_{eo}^i(\tau); \quad n = 5 \quad (11)$$

Współczynniki rozwinięcia  $A_{N,i}$  wyznaczono metodą najmniejszych kwadratów na podstawie wyników wspomnianych wyżej badań i ich analizy.

Na rys. 13 przedstawiono schemat układu silnik – schładzacz w ujęciu sprzężonych pomiędzy sobą systemów funkcjonalnych: systemu silnika turbinowego –  $\Omega_{TSS}$  i systemu eżekcyjnego schładzacza spalin  $\Omega_{CSH}$ .



Rys. 13. Schemat układu silnik turbinowy – schładzacz w ujęciu sprzężonych pomiędzy sobą systemów funkcjonalnych: systemu silnika turbinowego –  $\Omega_{TSS}$  i systemu eżekcyjnego schładzacza spalin  $\Omega_{CSH}$   
[opracowanie własne S. Fijałkowski]

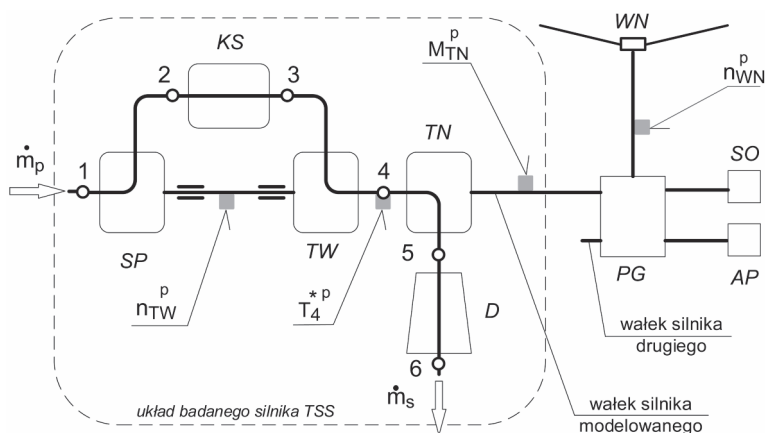
Sprzężone pomiędzy sobą systemy  $\Omega_{TSS}$  i  $\Omega_{CSH}$  posiadają określone struktury funkcjonalne.

W skład systemu  $\Omega_{TSS}$  wchodzi podsystemy: sprężarki – SP, komory spalania – KS, turbiny wytornicowej – TW, kanału między turbinami – Kwn, turbiny napędowej – TN, dyfuzora – D i agregatów pomocniczych silnika – AP1. Podsystemy SP i TW sprzężone są mechanicznie sztywnym wałem przekazującym moc do napędu sprężarki i agregatów pomocniczych. Ułożone szeregowo podsystemy SP, KS, TW, Kwn, TN i D sprzężone są między sobą strumieniem masy, pędu i energii całkowitej czynnika termodynamicznego.

System  $\Omega_{TSS}$  sprzężony jest z systemem  $\Omega_{SM}$  strumieniem mocy przekazywanej do napędu wirnika nośnego – WN, śmigła ogonowego – SO i agregatów pomocniczych śmigłowca – AP2, a z podsystemem  $\Omega_{CSH}$  strumieniem masy, pędu i energii całkowitej spalin. Zewnętrznie system  $\Omega_{TSS}$  sprzężony jest strumieniem masy i energii chemicznej paliwa z podsystemem paliwowym – UP oraz strumieniem masy, pędu i energii całkowitej powietrza czerpanego przez

silnik z otoczenia – OT, zaś system  $\Omega_{CSH}$  sprzężony jest zewnętrznym strumieniem masy, pędu i energii całkowitej chłodnego powietrza podchwytywanego z otoczenia – OT, a także strumieniem masy, pędu i energii całkowitej mieszaniny spalin i powietrza odpływającej do otoczenia – OT.

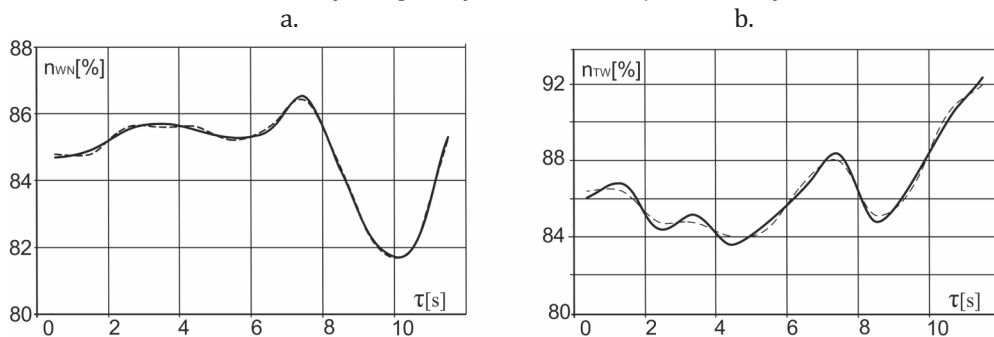
Za podstawę opisu dynamiki współdziałania systemu silnika  $\Omega_{TSS}$  z systemem schładzacza  $\Omega_{CSH}$  przyjęto wcześniej sformułowany, „eksperymentalny” model działania silnika w ekstremalnych lotach śmigłowca i model działania schładzacza eżekcyjnego. Model działania silnika opracowano na podstawie badań eksperymentalnych przeprowadzonych w trakcie lotów z repertuaru NOE – nap of the earth (loty z nosem przy ziemi) śmigłowca PZL W3 Sokół. Na rys. 14 przedstawiono schemat pomiarowy z rozmieszczeniem punktów pomiarowych działania silnika PZL 10W na pokładzie śmigłowca PZL W3 Sokół.



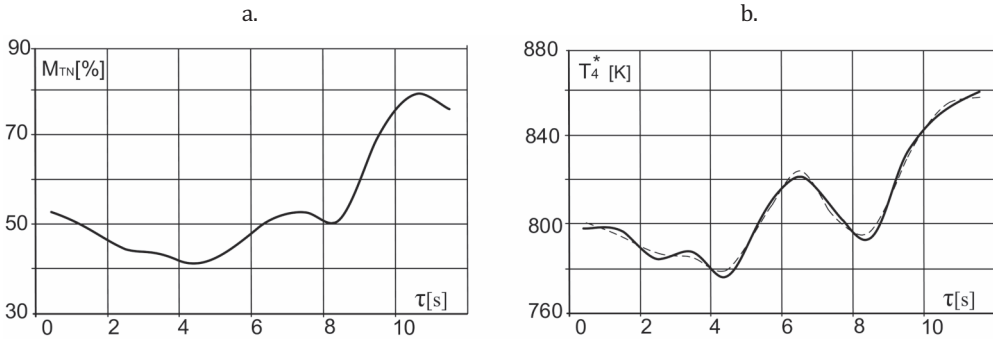
Rys.14. Schemat pomiarowy silnika PZL 10W na pokładzie śmigłowca PZL W3 Sokół wraz z rozmieszczeniem punktów pomiarowych działania, [4], [9]

Dla przykładu, na rys. 15 i rys. 16 przedstawiono wykresy wyników pomiarów i aproksymacji zmian w czasie podstawowych wielkości:  $n_{TW}$ ,  $n_{TW}$ ,  $M_{TN}$ ,  $T_4^*$  uzyskanych w trakcie wykonywania przez śmigłowiec PZL W3 Sokół manewrów – hamowanie z nawrotem agro (z repertuaru lotów NOE).

Wyniki pomiarów podstawowych wielkości charakteryzujących działanie silnika PZL 10W w trakcie lotów ekstremalnych (oznaczenia wielkości na rys. 11) wykonanych w dyskretnych chwilach czasu manewrów lotnych, aproksymowano funkcjami zależnymi od czasu.



Rys. 15. Wyniki pomiarów oraz przebiegi funkcji aproksymujących zmiany w czasie odpowiednio wielkości: a – częstości obrotów turbiny napędowej (w %), b – częstości obrotów turbiny wytwornicowej (w %) [opracowanie własne wg [5]]



Rys. 16 Wyniki pomiarów oraz przebiegi funkcji aproksymujących zmiany w czasie odpowiednio wielkości: a – momentu obrotowego turbiny napędowej (w %), b – temperatury spiętrzenia spalin za turbiną wytwornicową (w %) [opracowanie własne wg [5]]

Ogólne postacie funkcji przydatnych do aproksymacji zmian w czasie wielkości charakteryzujących działanie silnika na zakresach przejściowych – na podstawie wyników pomiarów w locie, przyjęto zgodnie z [2], [9]. Są one następujące:

- funkcja aproksymująca zmiany w czasie częstości obrotów zespołu wytwornicowego

$$n_{TW}(\tau) = A_{W,0} + \sum_{i=1}^{14} \left[ A_{W,i} \cos\left(\frac{2\pi \cdot i}{30} \cdot \tau\right) + B_{W,i} \sin\left(\frac{2\pi \cdot i}{30} \cdot \tau\right) \right] \quad (12)$$

- funkcja aproksymująca zmiany w czasie częstości obrotów turbiny napędowej

$$n_{WN}(\tau) = A_{N,0} + \sum_{i=1}^{14} \left[ A_{N,i} \cos\left(\frac{2\pi \cdot i}{30} \cdot \tau\right) + B_{N,i} \sin\left(\frac{2\pi \cdot i}{30} \cdot \tau\right) \right] \quad (13)$$

- funkcja aproksymująca zmiany w czasie momentu obrotowego na wale turbiny

$$M_e(\tau) = \sum_{i=0}^6 (A_{M,i} \cdot \tau^i) \quad (14)$$

- funkcja aproksymująca zmiany w czasie temperatury spiętrzenia za turbiną wytwornicową

$$T_4(\tau) = C_{T,0} + \sum_{i=1}^{14} \left[ C_{T,i} \cos\left(\frac{2\pi \cdot i}{30} \cdot \tau\right) + D_{T,i} \sin\left(\frac{2\pi \cdot i}{30} \cdot \tau\right) \right] \quad (15)$$

Zmiany w czasie pozostałych wielkości stanowiących podstawę opisu działania silnika na zakresach przejściowych opisano w zależności od wielkości pomiarowych następującymi związkami:

- zmiany temperatury spiętrzenia spalin przed turbiną wytwornicową

$$T_3^* = \Omega_{TW} \left( 0,99 \cdot n_{TW0} \cdot \sqrt{\frac{T_H}{288,15}} \right)^2, \quad (16)$$

gdzie:

$\Omega_{TW}$  – stała charakteryzująca działanie danego silnika z oddzielną turbiną napędową,  
 $n_{TW0}$  – z pomiarów wykonanych w trakcie lotów,

- zmiany sprężu sprężarki na podstawie charakterystyki sprężarki (rys. 10a)

$$\pi_{sp1}^* = A_\pi \cdot \left( \bar{n}_{TW0} \cdot 0,99 \cdot \sqrt{\frac{288,15}{T_H}} \right) - B_\pi, \quad (17)$$

gdzie:

$A_\pi, B_\pi$  – stałe wyznaczone na podstawie charakterystyki sprężarki silnika,

$$\bar{n}_{TW0} = \frac{n_{TW0}}{n_{TWod}},$$

- sprawność turbiny wytwornicowej i napędowej opisana w zależności od  $\bar{n}_{TW0}$

$$\eta_{TN}^* = 0,89 \cdot \left[ w_1 \cdot (\bar{n}_{TW0})^2 + w_2 \cdot \bar{n}_{TW0} + w_3 \right], \quad (18)$$

przy czym wielkości  $w_1, w_2, w_3$  zależą od bezwymiarowej częstości obrotów turbiny wytwornicowej  $\bar{n}_{TW0}$  i opisują je na podstawie badań eksperymentalnych zależności:

$$w_1 = \sum_{i=0}^3 (W_{1,i} \cdot \bar{n}_{TW0}^i), \quad w_2 = \sum_{i=0}^3 (W_{2,i} \cdot \bar{n}_{TW0}^i), \quad w_3 = \sum_{i=0}^3 (W_{3,i} \cdot \bar{n}_{TW0}^i), \quad (19)$$

gdzie:

$W_{1,i}, W_{2,i}, W_{3,i}$  – współczynniki rozwinięcia wielkości  $w_1, w_2, w_3$

- współczynnik strat na wlocie do sprężarki w zależności od  $\bar{n}_{TW0}$

$$\sigma_{W1} = 0,96 \cdot \sum_{i=0}^4 (S_i \cdot \bar{n}_{TW0}^i) \quad (20)$$

gdzie:

$S_i$  – współczynniki rozwinięcia wielkości  $\sigma_{W1}$ ,

- zmiany strumienia masy za turbiną napędową w zależności od  $n_{TN0}$

$$\dot{m}_{sn} = \frac{\frac{p_H}{101325} \sqrt{\frac{288,15}{T_H}} \cdot N_{e0} \cdot K_N \cdot K_{S0} \cdot K_{AP2} + \frac{288,15}{T_H} \cdot 4\pi^2 \cdot I_{OTN} \cdot n_{TN0} \frac{dn_{TN0}}{dt}}{c_{ps} (T_4^* - T_5^*) \cdot \eta_{TN}^* \cdot \eta_{mTN}} \quad (21)$$

### Modele cząstkowe zmian w czasie parametrów przepływowych i termicznych w poszczególnych podsystemach systemów $\Omega_{TSS}$ i $\Omega_{CSH}$ :

Zmiany w czasie parametrów termicznych i przepływowych w przekrojach wylotowych z poszczególnych przestrzeni (podsystemów) akumulacji w traktach przepływowych systemu silnika  $\Omega_{TSS}$  i systemu schładzacza eżekcyjnego  $\Omega_{CSH}$  opisano zgodnie z przyjętym sposobem modelowania związkami:

1. Przekrój wylotowy z podsystemu komory spalania – KS

$$p_3^* = \sigma_F \cdot \sigma_{W_1} \cdot \sigma_{KS} \cdot \pi_{sp}^* \cdot p_H \quad (22)$$

$$T_3^* = T_3^*(n_{TW0}) \text{ - według wzoru (1)}$$

2. Przekrój wylotowy z podsystemu turbiny wytwornicowej – TW

$$p_4^* = \sigma_F \cdot \sigma_{W_1} \cdot \sigma_{KS} \cdot \pi_{sp}^* \cdot p_H \left[ 1 - \left( 1 - \frac{T_4^*}{T_3^*} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{TW}^*} \right]^{\frac{k_{ps}}{k_{ps}-1}} \quad (23)$$

gdzie:

$T_4^*$  – z pomiarów wykonanych w trakcie lotów,

3. Przekrój wylotowy z podsystemu przestrzeni pomiędzy turbinami –  $K_{wn}$

Z analizy geometrii poszczególnych przestrzeni traktu przepływowego silnika wynika, że objętość przestrzeni  $K_{wn}$  jest znacznie mniejsza od objętości pozostałych przestrzeni, stąd jej wpływ na dynamikę przepływu może być pominięty w pierwszym przybliżeniu. A zatem:

$$p_{4N} = p_{4W} \quad (24)$$

$$T_{4N} = T_{4W} \quad (25)$$

4. Przekrój wylotowy z podsystemu turbiny napędowej – TN

$$p_5^* = \frac{p_4^*}{\pi_{TN}^*} \quad (26)$$

$$T_5^* = T_4^* \cdot \left( \frac{1}{\pi_{TN}^*} \right)^{\frac{k_{ps}-1}{k_{ps}}} \quad (27)$$

$$\dot{m}_{S5} = \frac{p_H}{101325} \sqrt{\frac{288,15}{T_H}} \cdot N_{e0} \cdot K_N \cdot K_{S0} \cdot K_{AP2} + \frac{288,15}{T_H} 4\pi^2 \cdot I_{0TN} \cdot n_{TN0} \frac{dn_{TN0}}{dt} \quad (28)$$

$$c_{ps} (T_4^* - T_5^*) \cdot \eta_{TN}^* \cdot \eta_{mTN}$$



5. Przekrój wylotowy z podsystemu dyfuzora D

$$p_6^* = p_5^* \cdot \sigma_D^* \quad (29)$$

$$\dot{m}_{S6} = \dot{m}_{S5} - \frac{V_D}{T_5^* \cdot R_S} \left( \frac{dp_5^*}{dt} - \frac{p_5^*}{T_5^*} \frac{dT_5^*}{dt} \right) \quad (30)$$

$$T_6^* = T_5^* - 2 \frac{p_5^* \cdot V_D}{\dot{m}_{S5} \cdot R_S \cdot T_5^*} \frac{dT_5^*}{dt} + \frac{V_D}{\dot{m}_{S5} \cdot R_S} \frac{dp_5^*}{dt} \quad (31)$$

6. Przekrój wylotowy z podsystemu dyszy - DY

$$p_7^* = p_6^* \cdot \sigma_{DY}^* \quad (32)$$

$$p_7 = p_7^* \cdot \left( 1 - \frac{k_s - 1}{k_s + 1} \cdot \lambda_7^2 \right)^{\frac{k_s}{k_s - 1}} \quad (33)$$

$$\dot{m}_{S7} = \dot{m}_{S6} - \frac{V_{DY}}{T_6^* \cdot R_S} \left( \frac{dp_6^*}{dt} - \frac{p_6^*}{T_6^*} \frac{dT_6^*}{dt} \right) \quad (34)$$

$$T_7^* = T_6^* - 2 \frac{p_6^* \cdot V_{DY}}{\dot{m}_{S6} \cdot R_S \cdot T_6^*} \frac{dT_6^*}{dt} + \frac{V_D}{\dot{m}_{S6} \cdot R_S} \frac{dp_6^*}{dt} \quad (35)$$

Podsystemy schładzacza KE, KM, DW

7. Przekrój wylotowy z podsystemu komory mieszania schładzacza - KM

$$P_m = P_w \cdot \left[ \frac{1 - \frac{k_m - 1}{k_m - 1} \cdot \lambda_m^2}{1 - (1 - \xi_{DW}) \cdot \frac{k_m - 1}{k_m - 1} \cdot \lambda_m^2} \right]^{\frac{k_m}{2(k_m - 1)}} \quad (36)$$

$$P_m^* = P_H \left( \frac{1}{1 - \frac{k_m - 1}{k_m + 1} \cdot \lambda_m^2} \right)^{\frac{k_m}{k_m - 1}} \quad (37)$$

$$\dot{m}_{mM} = (\dot{m}_{pc} + \dot{m}_7) - \frac{V_C}{R_m \cdot T_7^*} \left( \frac{dp_7^*}{dt} - \frac{p_7^*}{T_7^*} \frac{dT_7^*}{dt} \right) \quad (38)$$

$$T_m^* = T_7^* - 2 \frac{p_7^* \cdot V_M}{(\dot{m}_7 + \dot{m}_p) \cdot R_m \cdot T_7^*} \frac{dT_7^*}{dt} + \frac{V_M}{(\dot{m}_7 + \dot{m}_p) \cdot R_S} \frac{dp_7^*}{dt} \quad (39)$$

$$p_w = p_H \quad (40)$$

$$\dot{m}_{mW} = \dot{m}_{mM} - \frac{V_{DW}}{T_m^* \cdot R_S} \left( \frac{dp_m^*}{dt} - \frac{p_m^*}{T_m^*} \frac{dT_m^*}{dt} \right) \quad (41)$$

$$T_w^* = T_m^* - 2 \frac{p_m^* \cdot V_{DW}}{\dot{m}_{mM} \cdot R_S \cdot T_m^*} \frac{dT_m^*}{dt} + \frac{V_{DW}}{\dot{m}_{mM} \cdot R_S} \frac{dp_m^*}{dt} \quad (42)$$

Oznaczenia wielkości wykorzystanych w powyższych wzorach odpowiadają oznaczeniom umieszczonym na schemacie współdziałania systemów silnika turbinowego i eżekcyjnego schładzacza spalin przedstawionym na rys. 11.

## PODSUMOWANIE

Zespół silnik turbinowy – eżekcyjny schładzacz spalin jest układem o działaniu dynamicznym we wszystkich fazach lotu śmigłowca przy czym działanie silnika wywołuje i podtrzymuje działanie schładzacza. Cecha ta jest szczególnie przydatna do regulacji obniżania poziomów temperatur i składu gazów odpływających do otoczenia, co ma istotne znaczenie dla obniżania emisji podczerwieni przez śmigłowiec w locie.

Dynamika współdziałania silnika ze schładzaczem eżekcyjnym w lotach śmigłowca, szczególnie w manewrach ekstremalnych spowodowane jest gwałtownymi zmianami zakresów działania silnika, wynikającymi z uwarunkowań zadań lotnych lecz nie tylko. Mają na nią również wpływ cechy dynamiczne obydwu zespołów. W przypadku silnika są to: bezwładność mas wirujących – cecha mechaniczna oraz zdolność do kumulowania masy i energii gazów w niektórych przestrzeniach przepływowych silnika – cecha gazodynamiczna, zaś w przypadku schładzacza występuje tylko cecha gazodynamiczna.

W wyniku przeprowadzonej identyfikacji nasunęły się następujące wnioski natury ogólnej:

1. Wymieniony w tekście „eksperymentalny” model działania silnika – sformułowany na podstawie badań eksperymentalnych w locie, opisuje zmienne w czasie działanie silnika z uwzględnieniem dynamiki ruchów obrotowych zespołów wirnikowych.
2. W celu uściślenia opisu współdziałania układu silnik – schładzacz na zakresach przejściowych należy uwzględnić dynamikę zjawisk gazodynamicznych zachodzących zarówno w przestrzeniach silnika jak i w przestrzeniach schładzacza.
3. Wyniki rozważań przedstawionych w pracy mogą stanowić podstawę do opracowania modelu symulacji obliczeniowej współdziałania silnika turbinowego śmigłowca z eżekcyjnym schładzaczem spalin na zakresach przejściowych.

Realizacja wniosku 3. wymaga między innymi ustalenia sposobów wyznaczania zmian w czasie pochodnych ciśnień i temperatur po czasie w przestrzeniach przepływowych silnika i schładzacza.

#### LITERATURA

- [1] Abramowicz, G. N. (1960). *Teorija turbulentnych struj*. Izd. Fizyko-Matiematiczeskoj Litieratury, Moskwa.
- [2] Bronsztejn, I. N, Siemiendajew, K. A. (1995). *Matematyka. Poradnik encyklopedyczny*. PWN, Warszawa.
- [3] Chołszczewnikow, K. W (1970). *Teorija i rasčiet awiacjonnych łopatocznych maszin*. Izd. Maszynostrojenie, Moskwa.
- [4] Fijałkowski, S. (2008). Model działania schładzacza spalin silnika turbinowego w ekstremalnych lotach śmigłowca. Część 1. Identyfikacja współdziałania bezprzeponowego schładzacza spalin z silnikiem turbinowym śmigłowca. *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 194-195, s. 215-228.
- [5] Fijałkowski, S., Wójcik, P. (2008). Modeldziałania schładzacza spalin silnika turbinowego w ekstremalnych lotach śmigłowca. Część 2. Symulacja działania schładzacza spalin w ekstremalnych warunkach lotu śmigłowca. *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 194-195, s. 229-237.
- [6] Fijałkowski, S. (2011). Wpływ zmiany geometrii kolektora wylotu spalin na działanie turbinowego silnika śmigłowca. *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 219, s. 135-151.
- [7] Muszyński, M., Orkisz, M. (1997). *Modelowanie turbinowych silników odrzutowych*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa.
- [8] Maslennikow, M. (1968). *Gazowyje dwigatieli dlia wiertolietow*. Wyd. Maszynostrojenie, Moskwa.
- [9] Opracowanie PZL Świdnik S.A. Materiały dotyczące badań śmigłowca PZL W-3A Sokół w lotach NOE.
- [10] WSK Rzeszów. Silnik turbinowy typu PLZ 10W. Zbiór charakterystyk silnikowych.
- [11] Szczeciński, S. i inni (1985). *Turbinowe silniki śmigłowce i śmigłowcowe*. WKiŁ, Warszawa.
- [12] Sokołow, J. J., Zinger, N. M. (1965). *Strumienice* (tłum. z j. rosyjskiego). WNT, Warszawa.
- [13] Szumański, K. (2001). Badania śmigłowców w zadaniach ekstremalnych. *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 165-166, s. 61-68.
- [14] Szumański, K. (1997). *Teoria i badania śmigłowców w ujęciu symulacyjnym*. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa.

## **THE IDENTIFICATION OF THE INTERACTION BETWEEN THE WORK OF A TURBINE ENGINE OF A HELICOPTER AND THE WORK OF THE EJECTIVE COOLER ON THE TRANSITIONAL RANGES**

### Abstract

*The paper presents the results of the identification of the combined work of a turbine engine of a helicopter equipped with a separate turbine engine with an ejective cooler on the transitional ranges. The interaction of both systems on the transitional ranges is caused by the maneuvers of a helicopter performing extreme flights. In the identification, the test results of experiments made on the helicopter PZL-W3 Sokół during NOE flights were used.*

Keywords: helicopter, gas turbine engines, ejective cooler.