

ANALIZA WYKORZYSTANIA TERMOWIZJI DO OCENY PRZEBIEGU ROZRUCHU SILNIKA TURBINOWEGO NA POKŁADZIE ŚMIGŁOWACA

STEFAN FIJAŁKOWSKI

Politechnika Lubelska

Streszczenie

W artykule przedstawiono wyniki analizy rozruchu mechanicznego, cieplnego i termicznego napędowego silnika turbinowego, przebiegającego na pokładzie śmigłowca, w warunkach polowych. Analizę przeprowadzono na podstawie wyników badań eksperymentalnych przeprowadzonych przy użyciu kamery termowizyjnej Therma CAMS45 oraz zapisów zmian podstawowych znamion rozruchu rejestrowanych przez komputer pokładowy śmigłowca PZL W3 Sokół.

1. WPROWADZENIE W TEMATYKĘ PRACY

Rozruchy turbinowego silnika z odbiorem mocy, posiadającego oddzielną turbinę napędową przeprowadzane na pokładzie śmigłowca są szczególnymi, przejściowymi zakresami działania silnika [1], [5], co dotyczy zarówno przebiegu zjawisk mechanicznych i przepływowych jak i zjawisk cieplnych i termicznych. Przebiegają one wg. określonych procedur ze sterowaniem automatycznym. W przypadku śmigłowca z dwoma silnikami rozruchy obydwu silników przeprowadzane są w określonej kolejności przy czym pierwszy z nich realizuje pełną procedurę rozruchową, zaś rozruch drugiego rozpoczyna się od stanu określonej autorotacji zespołów wirnikowych. W zależności od osiąganego celu rozruchy silnika na pokładzie śmigłowca przeprowadza się w różnych trybach, a mianowicie:

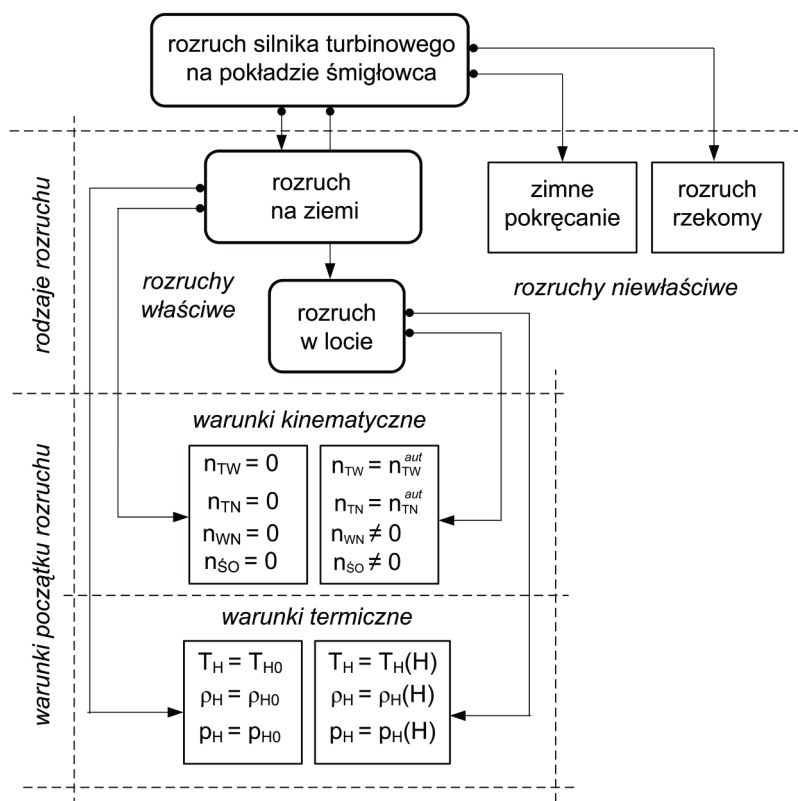
- rozruch nazywany zimne pokręcanie polega na pokręcaniu przez rozrusznik wirnikowego zespołu wytworniczowego i turbiny napędowej sprzężonej z WN i ŚO bez podawania paliwa do komory spalania, rozruch trwa w przedziale czasu $\tau_r = 23 - 25s$, w którym zespół wytwornicowy uzyskuje częstość obrotów $n_{TW} = 0,18 n_{TW}^{zn}$, celem rozruchu jest schładzanie silnika po nieudanym rozruchu poprzednim, bądź to wewnętrzne rozkonserwowanie silnika, bądź to zakonserwowanie układu paliwowego,
- rozruch właściwy na ziemi przeprowadzany od stanu stagnacji silnika i odbiorników mocy i od stanu „silnika zimnego”, jest to rozruch przedstartowy,
- rozruch właściwy w locie po zagaśnięciu komory spalania przeprowadzany od stanu autorotacji wirników silnika, jednakże po uprzednim schłodzeniu silnika, [7].

Niniejsza praca dotyczy badań przebiegu rozruchu na ziemi przed startem, z wykorzystaniem metody termowizyjnej.

2. OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA ROZRUCHU SILNIKA TURBINOWEGO Z ODBIOREM MOCY

W odróżnieniu od rozruchów silników tłokowych, rozruchy silników turbinowych przeprowadza się od stanu „silnika zimnego”, nawet po nieudanym rozruchu poprzednim, [1]. Rozruchy właściwe silnika na pokładzie śmigłowca, przeprowadzane w warunkach polowych, różnią się w określony sposób od rozruchów przeprowadzanych na hamowni. Jest to wynikiem wpływu warunków zewnętrznych panujących w otoczeniu bliższym silnika, usytuowania silnika w przestrzeni przedziału silnikowego i jego chłodzenia, a także sprzężenia silnika z wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym śmigłowca poprzez przekładnię główną oraz sprzężenia z agregatami pomocniczymi napędzonymi przez silnik.

Warunki początkowe dla rozruchu silnika na pokładzie śmigłowca, na ziemi i w locie zestawiono na schemacie (rys. 1).



Rys. 1. Układ warunków początkowych dla rozruchu silnika turbinowego na pokładzie śmigłowca, na ziemi i w locie (w powietrzu), wg [1], [5], [7]

Przebieg rozruchu silnika turbinowego z odbiorem mocy i z oddzielną turbiną napędową na pokładzie śmigłowca jest istotnie zależny od właściwości dynamicznych maszyn i urządzeń przepływowych silnika, a także odbiorników mocy z nim sprzężonych.

Silnik posiada oddzielne zespoły wirnikowe – wytwornicowy i napędowy, co jest istotne dla przebiegu procesu rozruchowego. Wirnik sprężarki połączony jest wałem z wirnikiem turbiny wytwornicowej, a ponadto obydwa wirniki sprzężone są gazodynamicznie za pośrednictwem komory spalania. Wirnik turbiny napędowej połączony jest poprzez przekładnię główną

z wałem wirnika nośnego i wałem śmigła ogonowego. Turbiny wytwornicowa i napędowa nie posiadają połączenia mechanicznego, sprzężone są natomiast gazodynamicznie.

Wirujące zespoły silnika odznaczają się określonymi, osiowymi momentami bezwładności. Moment bezwładności zespołu wytwornicowego jest sumą momentu wirnika sprężarki, wirnika turbiny, wału ich łączącego oraz zredukowanego momentu agregatów pomocniczych silnika; zaś moment bezwładności na wale turbiny napędowej jest sumą momentu wirnika turbiny i wału, a także zredukowanego momentu wirnika nośnego wraz z wałem, przekładni głównej, śmigła ogonowego wraz z wałem oraz agregatów pomocniczych śmigłowca. W tab. 1 przedstawiono przykładowo momenty bezwładności podzespołów silnika 10W.

Ponadto w trakcie przepływowym silnika występują przestrzenie akumulacji czynnika gazowego w trakcie przepływowym oraz aerodynamiczne opory przepływu o wielkościach szczególnie istotnych w stanach bliskich stagnacji i przy niewielkich częstościach obrotów zespołów wirujących, opory te ulegają zmniejszeniu w miarę wzrostu częstości obrotów.

Tabela 1. Wyszczególnienie osiowych momentów bezwładności wirujących elementów silnika PZL 10-W oraz wirujących elementów śmigłowca PZL W-3 Sokół [7]

Osiowy moment bezwładności	Oznaczenie	Wartość	Jednostka
Moment bezwładności wirnika nośnego (bez piasty) względem osi obrotu	J_{0WN}	$4,360 \cdot 10^3$	[kg m ²]
Moment bezwładności piasty wirnika nośnego	J_{0PWN}	1,428	[kg m ²]
Moment bezwładności przekładni głównej	J_{0PG}	$1,442 \cdot 10^2$	[kg m ²]
Moment bezwładności śmigła ogonowego	J_{0SO}	$3,20 \cdot 10^2$	[kg m ²]
Moment bezwładności transmisji	J_{0T}	22,94	[kg m ²]
Moment bezwładności turbiny napędowej silnika lewego	J_{0TN1}	32,4	[kg m ²]
Moment bezwładności turbiny napędowej silnika prawego	J_{0TN2}	32,4	[kg m ²]

We współczesnych statkach powietrznych do rozruchu turbinowych silników napędowych stosowane są elektryczne, pneumatyczne, turbinowe i hydrauliczne układy rozruchowe. Silniki napędowe śmigłowców – szczególnie lekkich i średnich – wyposażane są najczęściej w elektryczne układy rozruchowe, niejednokrotnie z zastosowaniem prądorozruszników. Ważną cechą takich układów jest ich znaczna podatność na sterowanie automatyczne, co ma istotne znaczenie w odniesieniu między innymi do silników śmigłowcowych. Na rys. 2 przedstawiono schemat układu rozruchowego silnika PZL 10W i jego sterowania, do napędu śmigłowca PZL W-3 Sokół.

Cechy procesów wewnątrzsilnikowych (przepływowych, termodynamicznych i cieplnych) przebiegających w silnikach śmigłowcowych z oddzielnymi turbinami napędowymi, a także specyfika budowy tych silników, wymagają przeprowadzania rozruchów według określonych sposobów – procedur. Istnieją wg [1], [5] trzy podstawowe etapy procedury rozruchu właściwego, a mianowicie:

1. Etap I – początkowa faza rozruchu.

Celem tej części procedury jest przygotowanie traktu przepływowego silnika wraz z maszynami i urządzeniami: sprężarką, komorą spalania i turbinami do wytworzenia mieszaniny palnej, zapłonu mieszaniny i ustabilizowania spalania w przepływie.

Od momentu rozpoczęcia rozruchu (od stanu stagnacji) rozrusznik wprawia w przyspieszony

ruch obrotowy zespół wytwornicowy, sprężarka przetłacza przez trakt przepływowy przechwytywany z otoczenia strumień powietrza o rosnącej wielkości wskutek zwiększania się częstości obrotów – zwiększa się spręż sprężarki, co podwyższa ciśnienie i temperaturę powietrza w strumieniu.

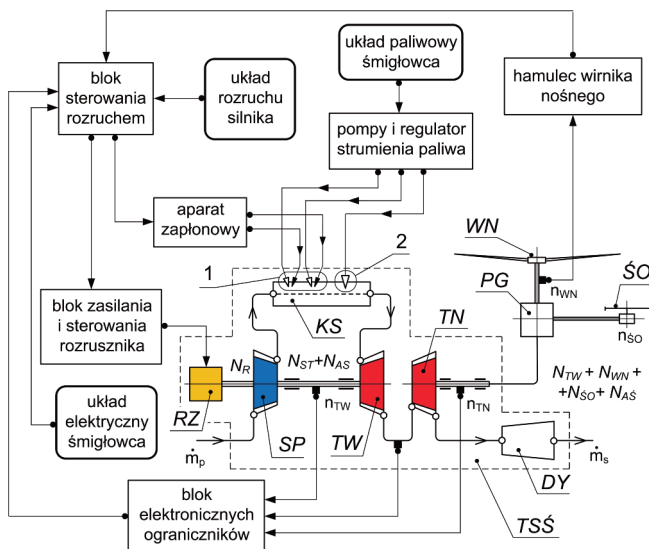
Strumień sprężonego powietrza z określonym opóźnieniem wprawia w ruch obrotowy turbinę napędową i sprzężone z nią odbiorniki mocy, a także podgrzewa między innymi strukturę komory spalania – głównie skrzynię ogniową. W miarę wzrostu częstości obrotów zmniejszają się opory aerodynamiczne palisad łopatek wirnikowych, a także zwiększa się przepustowość wirników obydwu turbin. Pod koniec tego etapu trakt przepływowy przygotowany jest do zainicjowania spalania paliwa w przepływie.

2. Etap II – faza zapłonu paliwa w komorze.

Na początku tego etapu zostaje uruchomiony układ zapłonowy (wtryskiwacz i świeca zapłonowa), w konsekwencji strumień powietrza przepływającego przez komorę żarową zostaje wprowadzony płomień spalającego się paliwa rozruchowego. Jednocześnie uruchomiony zostaje główny wtryskiwacz paliwa wprowadzający główny strumień paliwa o określonym nadmiarze (w komorze tworzy się mieszanina bogata). W efekcie zapoczątkowany jest zapłon i spalanie paliwa w przepływie przez komorę żarową komory spalania. Od tego momentu obydwie turbiny zaczynają generować momenty obrotowe, turbina wytwornicowa zaczyna napędzać sprężarkę, a turbina napędowa odbiorniki mocy. Działający nadal rozrusznik zwiększa przyspieszenie w ruchu obrotowym wytwornicy, skracając czas osiągnięcia poziomu sprężu sprężarki umożliwiającego samodzielne działanie silnika. Pod koniec etapu drugiego wyłączony zostaje rozrusznik i układ zapłonowy, a działanie silnika przechodzi w etap następny.

3. Etap III – faza samodzielnego działania silnika.

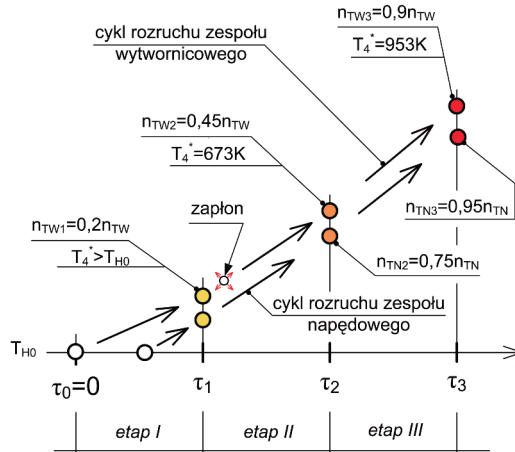
W etapie tym dalsze zwiększanie częstości obrotów zespołu wytwornicowego i turbiny napędowej następuje w wyniku zwiększania strumienia paliwa podawanego do komory spalania. Etap kończy się osiągnięciem przez silnik zakresu MGZ (mały gaz na ziemi).



Rys. 2. Schemat blokowy układu rozruchowego turbiny śmigłowej z oddzielną turbiną napędową na pokładzie śmigłowca, 1 – dwa zespoły paliwowych wtryskiwaczy rozruchowych i świec zapłonowych, 2 – zespół głównego wtryskiwacza paliwowego silnika, opracowanie własne na podstawie [7]

Na rys. 3 przedstawiono rozkład parametrów działania silnika w trakcie rozruchu z podziałem na poszczególne etapy.

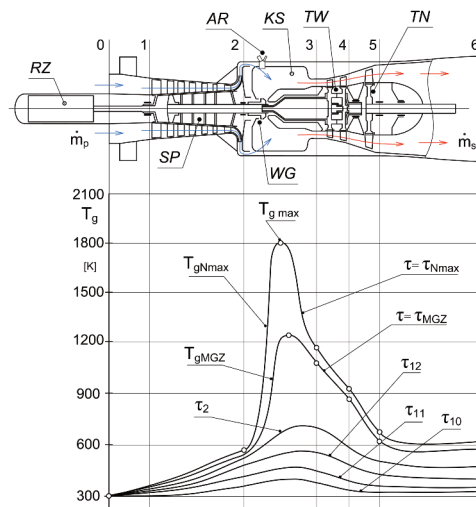
Zakończenie procedury rozruchu właściwego nie oznacza jednak przygotowania silnika do startu śmigłowca. W przedziale od momentu ukończenia rozruchu do momentu rozwinięcia mocy startowej, silnik a szczególnie przestrzeń komory spalania i strefy turbin powinny uzyskać wymagane, minimalne stany termiczne, pozwalające na bezawaryjne działanie silnika na zakresie mocy startowej (maksymalnej).



Rys. 3. Schemat rozkładu podstawowych parametrów działania silnika w czasie kolejnych etapów rozruchu na ziemi silnika na pokładzie śmigłowca. Silnik PZL10W śmigłowca PZL W3 Sokół

Długość przedziału czasu „podgrzewania silnika” przed startem zależy od temperatury otoczenia i stanu pogody.

Schemat rozkładu temperatur w trakcie przepływowym silnika w kolejnych chwilach okresu rozruchu przedstawiono na rys. 4.



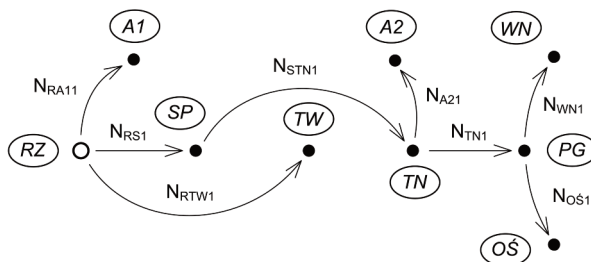
Rys. 4. Schemat rozkładu temperatur gazów w trakcie przepływowym silnika w czasie rozruchu właściwego na ziemi, silnika turbinowego na pokładzie śmigłowca (silnik PZL 10W)

3. PRZENOSZENIE MOCY POMIĘDZY PODZESPOŁAMI SILNIKA W PROCESIE ROZRUCHU WŁAŚCIWEGO NA ZIEMI

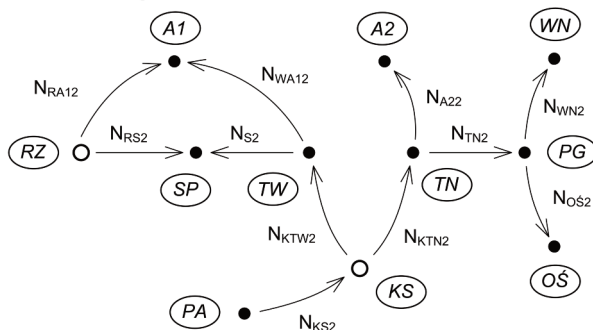
Przedstawione w pkt. 2 etapy rozruchu właściwego silnika śmigłowca na ziemi charakteryzują się właściwym im przenoszeniem mocy pomiędzy rozrusznikiem i wirującymi podzespołami silnika. Współpraca silnika z rozrusznikiem przebiega tylko w etapach I i II. W etapie III silnik podejmuje samodzielne działanie [1], [5].

Przenoszenie mocy pomiędzy silnikiem a rozrusznikiem oraz w układzie silnika zilustrowano na grafach (rys. 5 a, b, c).

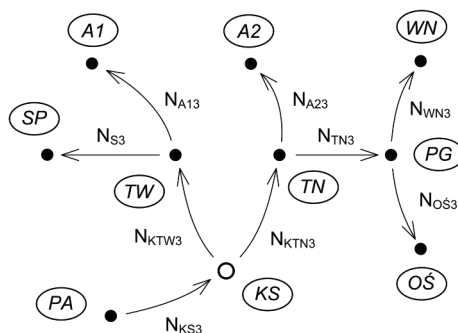
Etap 1 rozruchu silnika śmigłowca



Etap 2 rozruchu silnika śmigłowca



Etap 3 rozruchu silnika śmigłowca



Rys. 5. Grafy rozplywu strumieni mocy w układzie silnika turbinowego śmigłowca sprzężonego z wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym w poszczególnych etapach rozruchu. W dwóch pierwszych etapach silnik sprzężony jest również z rozrusznikiem

Równania bilansów mocy zredukowanych odpowiednio na wały zespołu wytornikowego i napędowego w poszczególnych etapach rozruchu zgodnie z rys. 5 są następujące:

Etap I – początkowa faza rozruchu

$$N_{RZ1} = N_{RS1} + N_{RA11}^{zr} + N_{TW1} + 4\pi^2 \cdot n_{TW1} \cdot \frac{dn_{TW1}}{d\tau} \cdot I_{0W}^{zr}, \quad (1)$$

$$N_{STN1} = N_{TN1} + N_{A21}^{zr} + 4\pi^2 \cdot n_{TN1} \cdot \frac{dn_{TN1}}{d\tau} \cdot I_{0N}^{zr}, \quad (2)$$

$$N_{TN1} = N_{WN1}^{zr} + N_{SO}^{zr}. \quad (3)$$

Etap II – faza zapłonu paliwa w komorze

$$N_{RZ2} + N_{TW2} = N_{RS2} + N_{RA12}^{zr} + 4\pi^2 \cdot n_{TW2} \cdot \frac{dn_{TW2}}{d\tau} \cdot I_{0W}^{zr}, \quad (4)$$

$$N_{TN2} = N_{WN2}^{zr} + N_{SO2}^{zr} + N_{A22}^{zr} + 4\pi^2 \cdot n_{TN2} \cdot \frac{dn_{TN2}}{d\tau} \cdot I_{0N}^{zr}, \quad (5)$$

$$N_{KS2} = N_{TW2} + N_{TN2}. \quad (6)$$

Etap II – faza samodzielnego działania silnika

$$N_{TW3} = N_{S3} + N_{A123}^{zr} + 4\pi^2 \cdot n_{TW3} \cdot \frac{dn_{TW3}}{d\tau} \cdot I_{0W}^{zr}, \quad (7)$$

$$N_{TN3} = N_{WN3}^{zr} + N_{SO3}^{zr} + N_{A23}^{zr} + 4\pi^2 \cdot n_{TN3} \cdot \frac{dn_{TN3}}{d\tau} \cdot I_{0N}^{zr}, \quad (8)$$

$$N_{KS3} = N_{TW3} + N_{TN3}. \quad (9)$$

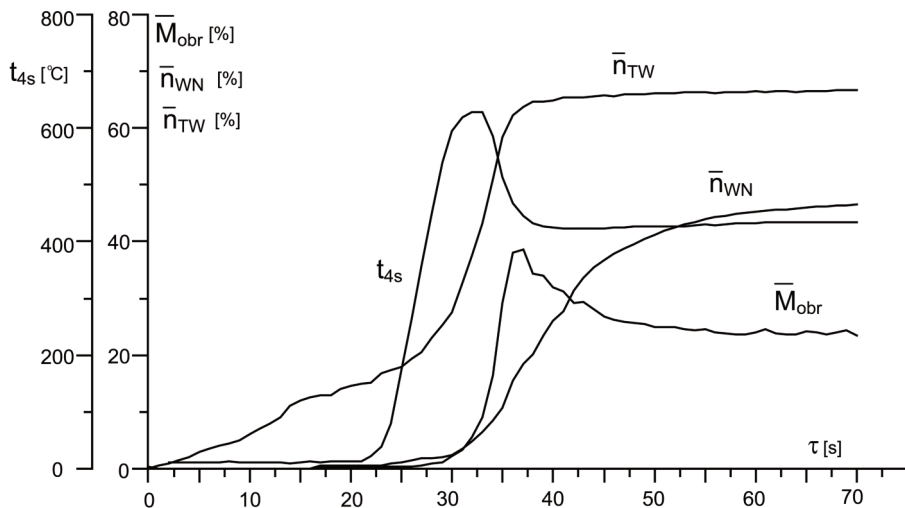
Wielkości mocy i częstości obrotów zespołu wytornikowego i napędowego, a także rozrusznika zależą od czasu. Opisy tych zależności z wykorzystaniem [1], [2], [5], [6], zamieszczono w załączniku (tab. 1.Z., tab. 2.Z.). Badania przebiegu rozruchu silnika turbinowego na pokładzie śmigłowca (w warunkach polowych), przeprowadzono w ramach badań emisji podczerwieni przez śmigłowiec w różnych fazach lotu. a w tym w warunkach przedstartowych (badania śmigłowca PZLW3 „Sokół”).

W badaniach wykorzystano zapisy w pamięci komputera pokładowego przebiegów zmian w czasie podstawowych znamion rozruchu silnika: częstości obrotów zespołu wytornicy – n_{TW} , częstości obrotów zespołu napędowego – n_{TN} , temperatury gazów za turbiną wytornikową – t_{s4} , momentu obrotowego na wirniku nośnym – M_{obr} . Wielkości znamion zależnych przebiegu

rozruchu: sprężu sprężarki – π_s , strumienia powietrza przechwytywanego przez silnik – \dot{m}_p , wyznaczono z wykorzystaniem odpowiednich formuł.

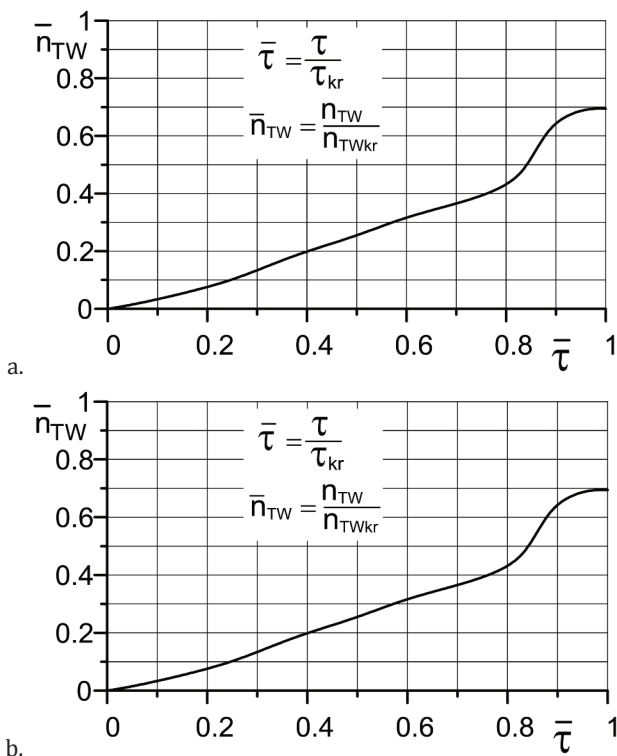
Zmiany stanów termicznych silnika rejestrowano przy użyciu kamery termowizyjnej ThermaCAM S65 przy zdjętej osłonie gondoli silnikowej silnika lewego (pierwszy silnik w kolejności rozruchów).

Poniżej przedstawiono wyniki badań rozruchu silnika na ziemi w dwóch seansach badań termowizyjnych. Zmiany w czasie podstawowych znamion przebiegu rozruchu silnika turbinowego, a mianowicie częstości obrotów zespołu wytornikowego – n_{TW} , częstości obrotów zespołu napędowego, temperatury gazów za turbiną wytornicową – t_{s4} , przedstawiono dla seansu badawczego przeprowadzonego w m-cu maju 2009 w porze południowej na wykresie rys. 6.



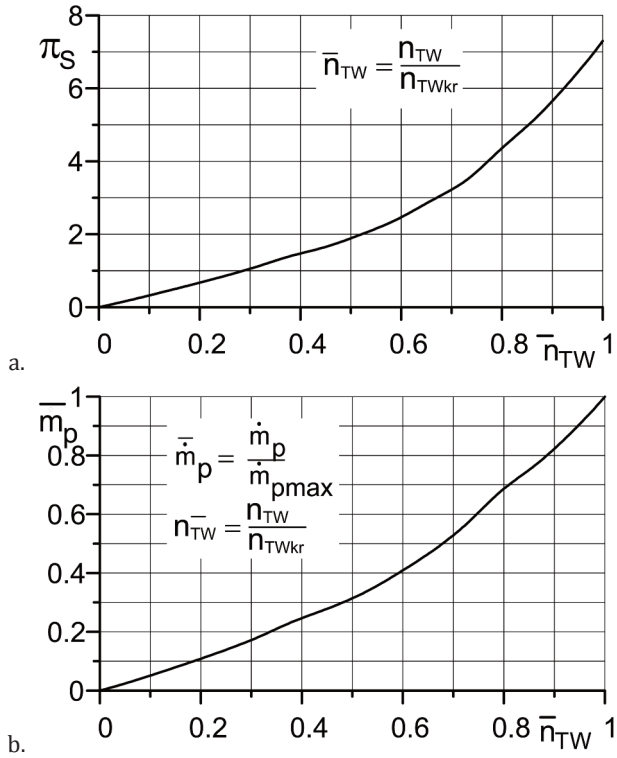
Rys. 6. Przebiegi zmian w czasie podstawowych znamion rozruchu właściwego silnika turbinowego na pokładzie śmigłowca (silnik PZL 10W, seans badawczy maj, 2009)

Na wykresie rys. 7 przedstawiono przebiegi zmian w czasie bezwymiarowym bezwymiarowych częstości obrotów zespołów wirujących silnika.



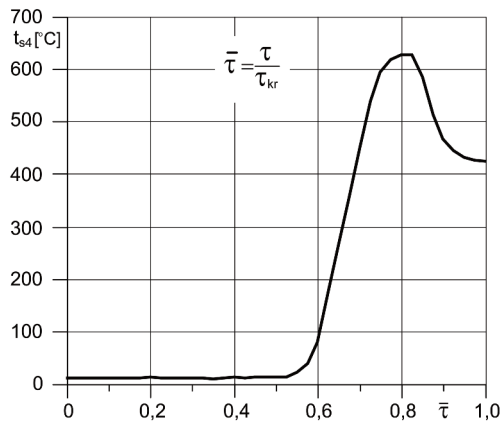
Rys. 7. Przebiegi zmian w czasie bezwymiarowym bezwymiarowych częstości obrotów zespołów wirujących silnika, a - zespołu wytwornicy, b - zespołu napędowego

Na wykresie rys. 8 przedstawiono zależności, a – sprężu sprężarki, b – bezwymiarowego strumienia masy powietrza przechwytywanego przez silnik od bezwymiarowej częstości obrotów zespołu wytwornicowego.



Rys. 8. Zależności, a – sprężu sprężarki, b – bezwymiarowego strumienia masy powietrza przechwytywanego przez silnik od bezwymiarowej częstości obrotów zespołu wytwornicowego

Na rys. 9 przedstawiono przebieg zmian w czasie bezwymiarowym temperatury gazów za turbiną wytwornicową.

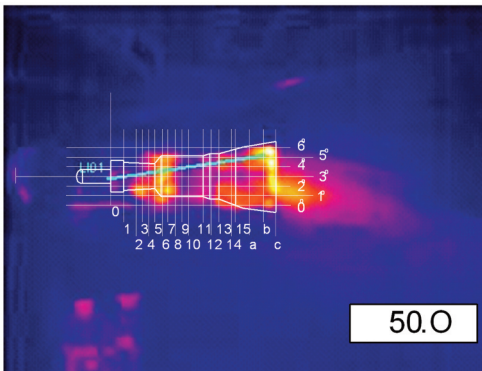
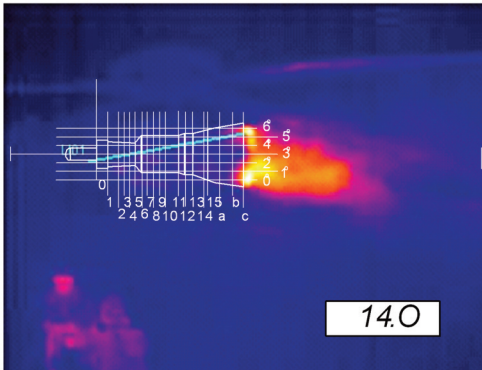
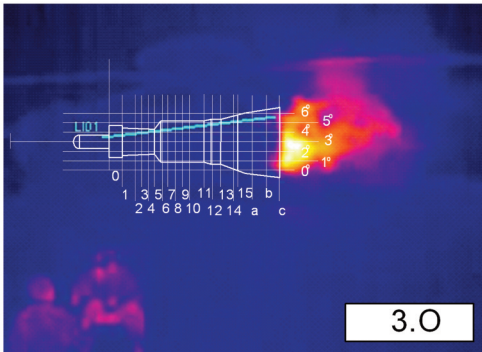


Rys. 9. Przebieg zmian w czasie bezwymiarowym temperatury gazów za turbiną wytwornicową

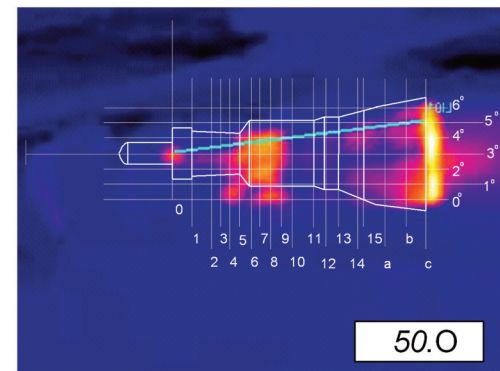
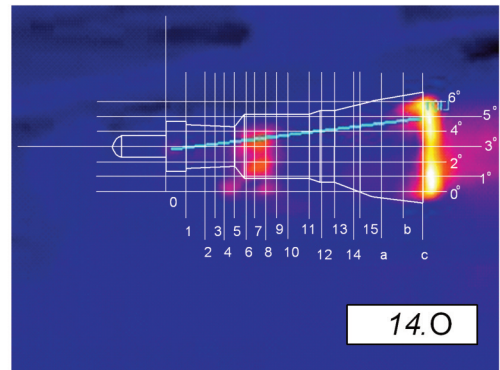
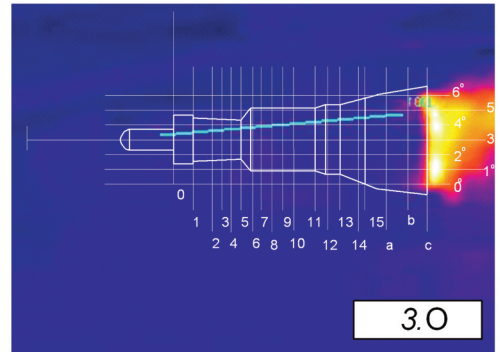
4. BADANIA ROZRUCHU TERMICZNEGO SILNIKA TURBINOWEGO NA POKŁADZIE ŚMIGŁOWCA Z WYKORZYSTANIEM TERMOWIZJI

Badania rozruchów przy użyciu termowizji przeprowadzono w czterech seansach badawczych, w różnych porach roku i porach dnia. Poniżej przedstawiono wyniki badań w dwóch seansach, a mianowicie: badań przeprowadzonych w m-cu maju 2009 r. i w m-cu listopadzie 2009 r. Wybrane kadry z filmów zarejestrowanych w podczerwieni kamerą termowizyjną w obydwu seansach, wg [3], [4] przedstawiono na rys. 10.

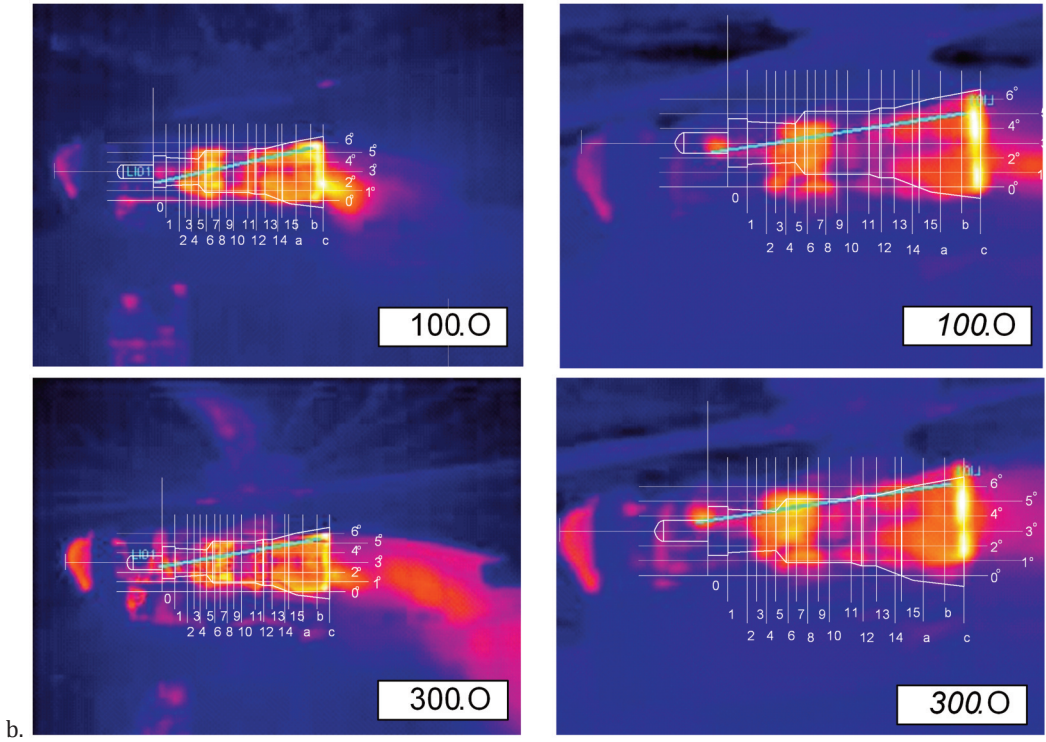
Seans badawczy 1



Seans badawczy 2

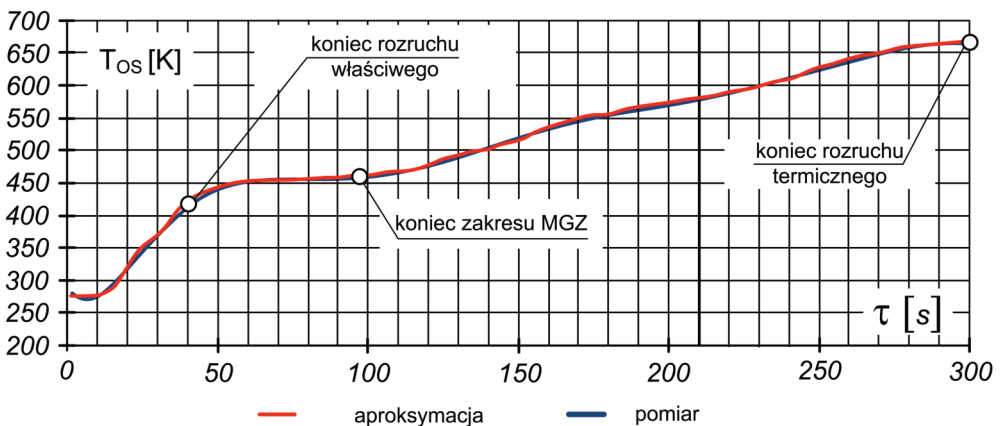


a.

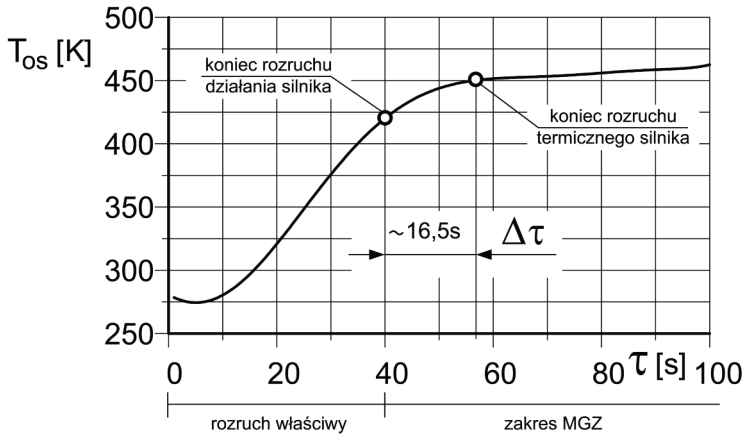


Rys. 10. Wybrane kadry z filmów zarejestrowanych kamera termowizyjną w trakcie badań stanów termicznych silnika PZL 10W, a – w trakcie rozruchu właściwego 3s, 14s, 50s, b – na zakresie MGZ do 100s oraz na zakresie mocy startowej do 300s.

Na rys. 11 przedstawiono wyniki pomiarów zmian w czasie reprezentatywnej temperatury na powierzchni silnika w strefie komory spalania (przestrzeń pomiędzy przekrojem 7 i 8 na wybranych kadrach), zaś na wykresie (rys. 12) przedstawiono powiększony fragment wykresu (rys. 11) obejmujący okres rozruchu właściwego silnika PZL 10W.



Rys. 11. Zmiany w czasie wymiarowym temperatury na powierzchni silnika w strefie komory spalania (przestrzeń pomiędzy przekrojem 7 i 8 na kadrach)



Rys. 12. Zmiany w czasie wymiarowym temperatury na powierzchni silnika w strefie komory spalania (przestrzeń pomiędzy przekrojem 7 i 8 na wybranych kadrach), zakres czasu obejmuje roznuch wlasciwy i zakres MGZ

Wyniki badan eksperymentalnych temperatur na powierzchni silnika w strefie komory spalania w calym zakresie roznuch termicznego (od stanu silnika zimnego do stanu stabilizacji termicznej dla mocy startowej) aproksymowano funkcja o postaci:

$$\begin{aligned}
 T_{os}(\tau) = & (-1,14898809867214 \cdot 10^{-17}) \cdot \tau^9 + (2,48965718469447 \cdot 10^{-14}) \cdot \tau^8 + \\
 & + (-1,75815848037265 \cdot 10^{-11}) \cdot \tau^7 + (6,79756265486421 \cdot 10^{-9}) \cdot \tau^6 + \\
 & + (-1,55706399440704 \cdot 10^{-6}) \cdot \tau^5 + 0,000213049887033964 \cdot \tau^4 + \\
 & + (-0,0165635763112603) \cdot \tau^3 + 0,630474238548188 \cdot \tau^2 + \\
 & + (-5,75684703370904) \cdot \tau + 285,832896499454
 \end{aligned} \quad (10)$$

Wzór (10) aproksymuje zmiany w czasie przedmiotowej temperatury z dokladnoscia ponizej 1% w calym przedziale czasu.

Zmiany temperatur na powierzchni silnika w strefie komory spalania w przedziale czasu od stanu silnika zimnego do stanu koniec MGZ aproksymowano funkcja z dokladnoscia ponizej 1% w zakresie (0 - 100s):

$$T_{os}(\tau) = -4 \cdot 10^{-07} \cdot \tau^5 + 0,0001 \cdot \tau^4 - 0,0134 \cdot \tau^3 + 0,5872 \cdot \tau^2 - 5,5998 \cdot \tau + 286,12 \quad (11)$$

5. PODSUMOWANIE

W pracy przedstawiono wyniki analizy roznuch wlasciwego i roznuch termicznego silnika turbinowego na pokladzie smiglowca w warunkach polowych. Za podstawe analizy przyjeta zapisy zmian podstawowych znamion roznuch, czestosci obrotow zespolow: wytwornikowego i napedowego, temperatury gazow za turbiną wytwornicową, rejestrowane w seansie badawczym przez komputer pokladowy smiglowca oraz obrazy zmian temperatur powierzchni silnika - w tym w strefie komory spalania - w czasie roznuch rejestrowane w podczerwieni przez kamere termowizyjną.

Badania przeprowadzono w czterech seansach o różnych porach dnia i w różnych porach roku, w pracy zaprezentowano natomiast wyniki badań przeprowadzonych w dwóch seansach (w maju i w listopadzie 2009 r.). Z analizy przeprowadzonych badań nasuwają się następujące spostrzeżenia:

1. Dostrzega się dobrą zgodność następstw w czasie zmian stanów działania silnika z następstwami zmian jego stanów termicznych, wyznaczonych metodą termowizji w trakcie rozruchów właściwych silnika na pokładzie śmigłowca, na ziemi.
2. Obrazy rozruchu termicznego silnika zarejestrowane kamerą termowizyjną mogą być wykorzystane po odpowiedniej obróbce nie tylko do określania rozkładu temperatur na powierzchni silnika, ale również do wyznaczania tempa nagrzewania, a poprzez to do uściślenia charakterystyki właściwości cieplnych struktury silnika.
3. Z porównania charakterystycznych, chwilowych stanów działania silnika z chwilowymi stanami temperatur na powierzchni silnika można ocenić opóźnienie w rozwoju stanów termicznych, co związane jest z właściwościami cieplnymi struktury silnika: pojemnością cieplną i przekazem ciepła do otoczenia bliższego na drodze konwekcji i promieniowania.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Boliński B., Stelmaszczyk Z.: *Eksploatacja silników turbinowych*, WKŁ, Warszawa, 1981.
- [2] Dzierżanowski P. i inni: *Turbinowe silniki śmigłowe i śmigłowcowe*, WKŁ, Warszawa, 1985.
- [3] Fijałkowski S.: *Analiza emisji podczerwieni przez śmigłowiec w locie na podstawie badań eksperymentalnych*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 211, Warszawa, 2011.
- [4] Fijałkowski S.: *The analysis of the effects of screening helicopter compartments for infrared emission*, Advances in Science and Technology, Research Journal, Vol. 7, No. 17, March 2013.
- [5] Szczeciński S. i inni: *Turbinowe napędy samochodów*, WKŁ, Warszawa, 1974.
- [6] *Silnik turbinowy typ PZL-10W. Zbiór charakterystyk silnikowych*, Wyd. PZL Rzeszów S.A, 1992.
- [7] *Instrukcja obsługi technicznej. Silnik turbinowy PZL 10W*, Wyd. PZL Rzeszów S.A., 1992.

ZAŁĄCZNIK

Tabela 1.Z. Opisy mocy wyszczególnionych na grafie (rys. 5)

Moc urządzenia	Wzór opisujący moc	Nr
Moc rozrusznika	$N_{RZ} = 2\pi(M_{OR} - A_R \cdot n_{TW}) \cdot n_{TW}$ $M_{OR} - \text{moment roz. dla } n_r = 0$ $A_R - \text{wspł. kierunkowy funkcji } M_R(n_r)$	(13)
Moc sprężarki silnika	$N_{R1} = \dot{m}_p c_{pp} T_1^* \left(\frac{\Pi_s^{k_s-1} - 1}{\eta_s^*} \right) \cdot n_{TW}^3$ $\bar{n}_{TW} = \frac{n_{TW}}{n_{TWkr}}$	(14)
Moc wirnika nośnego zredukowana na wał silnika	$N_{WN}^{zr} = 0,99 \cdot c_{XWN} \pi^3 g_{WN} R_{WN}^4 n_{TN}^3 \frac{k_{WN}}{i_{PGWN}^3 \eta_{PG} \eta_{WN}}$ $g_{WN} - \text{średnia grubość profilu łopaty}$ $k_{WN} - \text{ilość łopat wirnika nośnego,}$ $i_{PGWN} - \text{przełożenie przekładni głównej}$	(15)
Moc śmigła ogonowego zredukowana na wał silnika	$N_{SO}^{zr} = 0,99 \cdot c_{XSO} \pi^3 g_{SO} R_{SO}^4 n_{TN}^3 \frac{k_{SO}}{i_{PGSO}^3 \eta_{PG} \eta_{SO}}$ $g_{SO} - \text{średnia grubość profilu łopaty}$ $k_{SO} - \text{ilość łopat śmigła ogonowego}$ $i_{PGSO} - \text{przełożenie przekładni głównej}$	(15)
Moc agregatów pom. silnika zredukowana na wał wylotowy	$N_{RA11} = k_{A1} \cdot N_{RS1},$ $k_{A1} = (0,03 - 0,05)$	(16)
Moc agregatów pom. śmigłowca zredukowana na wał silnika	$N_{A2} = k_{A2} \cdot N_{RS2},$ $k_{A2} = (0,03 - 0,05)$	(17)
Moc turbiny wylotowej	$N_{TW} = \dot{m}_s c_{ps} T_{s2}^* \left(1 - \frac{1}{\Pi_{TW}^* \frac{k_s-1}{k_s}} \right) \cdot \eta_{TW}^* \bar{n}_{TW}$	(18)
Moc turbiny napędowej	$NTN = \dot{m}_s c_{ps} T_{s4}^* \left(1 - \frac{1}{\Pi_{TN}^* \frac{k_s-1}{k_s}} \right) \cdot \eta_{TN}^* \bar{n}_{TN}$ $\bar{n}_{TN} = \frac{n_{TN}}{n_{TNkr}}$ $\Pi_s^* = \Pi_{TN}^* \Pi_{TW}^*$	(19)

Tabela 2.Z. Wzory aproksymujące zmiany w czasie wielkości znamion rozruchu właściwego silnika turbinowego na pokładzie śmigłowca

Wielkość aproksymowana	Wzór aproksymacyjny	Nr
Bezwymiarowa częstość obrotów zespołu wytwornicy	$\bar{\tau} = 0 - 0,6$ $\bar{n}_{TW} = -0,006 \bar{\tau}^2 + 0,118 \bar{\tau} - 0,111$ $\bar{\tau} = 0,6 - 1,0$ $\bar{n}_{TW} = -0,005 \bar{\tau}^3 + 0,119 \bar{\tau}^2 + 0,148 \bar{\tau} + 0,15$	(20)
Bezwymiarowa częstość obrotów zespołu napędowego	$\bar{\tau} = 0 - 1,0$ $\bar{n}_{TN} = -0,1812 \cdot \bar{\tau}^4 + 1,0847 \cdot \bar{\tau}^3 - 2,4238 \cdot \bar{\tau}^2 + 2,6005 \cdot \bar{\tau} - 0,2908$	(21)
Spręż sprężarki silnika	$\bar{\tau} = 0 - 1,0$, $\bar{n}_{TW} = 0 - 1,0$ $\bar{\pi}_s = 8,7624 \cdot \bar{n}_{TW}^3 - 6,0608 \cdot \bar{n}_{TW}^2 + 4,6148 \cdot \bar{n}_{TW} + 0,0019$	(22)
Bezwymiarowy strumień masy powietrza	$\bar{\tau} = 0 - 1,0$, $\bar{n}_{TW} = 0 - 1,0$ $\bar{m}_p = 0,4239 \cdot \bar{n}_{TW}^3 + 0,0957 \cdot \bar{n}_{TW}^2 + 0,4849 \cdot \bar{n}_{TW} + 0,002$	(23)
Temperatura gazów za turbiną wytwornicową	$\bar{\tau} = 0 - 0,45$ $\bar{t}_{s,4} = 10,61 [^{\circ}C]$ $\bar{\tau} = 0,425 - 0,525$ $\bar{t}_{s,4} = -0,379 \bar{\tau}^3 + 3,590 \bar{\tau}^2 - 7,890 \bar{\tau} + 15,32 [^{\circ}C]$ $\bar{\tau} = 0,525 - 1,0$ $\bar{t}_{s,4} = -0,0007 \bar{\tau}^6 + 0,042 \bar{\tau}^5 - 0,936 \bar{\tau}^4 + 8,172 \bar{\tau}^3 + 19,40 \bar{\tau} + 15,28 \bar{\tau} + 14,92 [^{\circ}C]$	(24)

Tabela 3.Z. Wyniki pomiarów metodą termowizyjną zmian temperatury powierzchni silnika w strefie komory spalania (przekrój 7-8) w czasie rozruchu silnika na pokładzie śmigłowca (seans 2), $\tau = (1s - 100s)$

Czas τ [s]	Pomiar T_{Os} [K]	Aproksymacja T_{Os} [K]	Błąd względny aproksymacji [%]
1	276	280,690	-1,699
3	276	273,806	0,795
5	276	270,868	1,859
7	276	271,233	1,727
9	276	274,324	0,607
11	278	279,629	-0,586
12	281	282,967	-0,700
14	286	290,756	-1,663
16	294	299,720	-1,945
18	309	309,528	-0,171
22	337	330,575	1,907
25	353	346,725	1,778
30	370	372,658	-0,718
35	398	395,858	0,538
40	423	415,335	1,812
45	435	430,728	0,982
50	443	442,128	0,197
55	448	449,930	-0,431
60	452	454,712	-0,600
65	453	457,147	-0,915
70	454	457,927	-0,865
75	455	457,714	-0,597
80	455	457,103	-0,462
85	457	456,595	0,089
90	458	456,588	0,308
95	461	457,373	0,787
100	462	459,134	0,620

Tabela 4.Z. Wyniki pomiarów metodą termowizyjną zmian temperatury powierzchni silnika w strefie komory spalania (przekrój 7-8) w czasie rozruchu silnika na pokładzie śmigłowca (seans 2), $\tau = (105s - 300s)$

Czas τ [s]	Pomiar T_{Os} [K]	Aproksymacja T_{Os} [K]	Błąd względny aproksymacji [%]
105	466	461,960	0,867
110	467	465,853	0,246
115	470	470,747	-0,159
120	477	476,516	0,101
125	487	483,000	0,821
130	492	490,011	0,404
135	498	497,353	0,130
140	501	504,834	-0,765
145	509	512,276	-0,644
150	515	519,524	-0,879
155	526	526,455	-0,086
160	535	532,977	0,378
165	542	539,038	0,546
170	548	544,621	0,617
175	554	549,744	0,768
180	555	554,455	0,098
185	562	558,828	0,564
190	567	562,958	0,713
195	570	566,952	0,535
200	573	570,921	0,363
205	577	574,976	0,351
210	579	579,216	-0,037
215	584	583,727	0,047
220	589	588,572	0,073
225	592	593,789	-0,302
230	598	599,386	-0,232
235	605	605,342	-0,057
240	609	611,605	-0,428
245	618	618,095	-0,015
250	627	624,704	0,366
255	632	631,304	0,110
260	640	637,752	0,351
265	646	643,892	0,326
270	649	649,565	-0,087
275	655	654,610	0,060
280	659	658,869	0,020
285	661	662,187	-0,180
290	663	664,408	-0,212
295	665	665,364	-0,055
300	667	664,862	0,321

STEFAN FIJAŁKOWSKI

EXAMINING THE USE OF THERMOVISION TO VERIFY THE COURSE OF HELICOPTER TURBINE ENGINE START-UP

Abstract

This paper discusses the results of the study on the mechanical, thermal start-up in the helicopter propulsion turbine engine in operation conditions. The examination is based on the results of experimental tests done by means of infrared camera THERMA CAM S45 and the changes in basic quantities of start-up recorded by an on-board computer in the PZL W-3 Sokół.