

## ANALIZA EMISJI PODCZERWIENI PRZEZ ŚMIGŁOWIEC W LOCIE NA PODSTAWIE BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH

STEFAN FIJAŁKOWSKI

*Politechnika Lubelska*

### Streszczenie

*W artykule przedstawiono charakterystykę zagadnień promieniowania podczerwonego emitowanego do otoczenia przez strukturę śmigłowca w locie i jego gazy spalinowe. Charakterystyka ta była między innymi podstawą do opracowania planu badań emisji i przeprowadzenia badań eksperymentalnych.*

*Badaniom poddano śmigłowiec PZL W-3 Sokół w wybranych manewrach lotów NOE (z nosem przy ziemi) w porze dziennej oraz w nocy, wiosną, latem i jesienią. Badania emisji przeprowadzono przy pomocy kamery termowizyjnej w kilku sesjach badawczych ze stanowisk naziemnych i z pokładu innego śmigłowca w czasie wspólnych lotów ze śmigłowcem badanym. W artykule przedstawiono również niektóre wyniki badań, które posłużyły do uściślenia modelu teoretycznego emisji śmigłowca, a także wykorzystane zostały w praktyce inżynierskiej do opracowania koncepcji schładzacza spalin.*

### 1. WPROWADZENIE W TEMATYKĘ PRACY

Na podstawie fizyki wiadomo, że każde ciało materialne o temperaturze wyższej od 0K emituje promieniowanie podczerwone (prawo Prevosta), o spektralnej gęstości emisji własnej związanej z określoną długością fali i temperaturą bezwzględną (prawo Plancka) [10, 14]. Ta cecha materii dotyczy również statków powietrznych, w tym śmigłowców. Jest ona szczególnie istotna w lotach śmigłowców wojskowych wykonujących zadania bojowe. Śmigłowce w odróżnieniu od współczesnych samolotów odznaczają się mniejszymi prędkościami lotu i wykonywanych manewrów, co czyni je bardziej podatnymi na zwalczanie współczesnymi środkami bojowymi np. pociskami raketowymi samonaprowadzającymi się na podczerwień: powietrze – powietrze, ziemia – powietrze.

Za najważniejsze przypadki wykorzystywania promieniowania podczerwonego w śmigłowiecowej technice lotniczej – ze względu na jego cechy, należy zgodnie z [9, 15] uznać:

- wykrywanie, rozpoznawanie i namierzanie w podczerwieni śmigłowców cywilnych i szczególnie wojskowych biorących udział w zadaniach bojowych bez względu na stan pogody i porę doby, nazywane pelengacją w podczerwieni dla celów wojskowych, jak również cywilnych,
- blokowanie optyczne w zakresie podczerwieni informacji o własnym obiekcie – śmigłowcu, a także łączność z wykorzystaniem optycznych fal podczerwonych,

- wykrywanie celów zamaskowanych lub celów w nocnych działaniach bojowych (noktowizja),
  - fotografowanie terenu i obiektów indywidualnych w podczerwieni,
  - samonaprowadzanie pocisków raketowych na cel w podczerwieni, własnych i przeciwnika.
- Pelengacja w podczerwieni polega na wykrywaniu różnic parametrów promieniowania podczerwonego emitowanego przez dany obiekt np. śmigłowiec i przez jego otoczenie [11, 15].

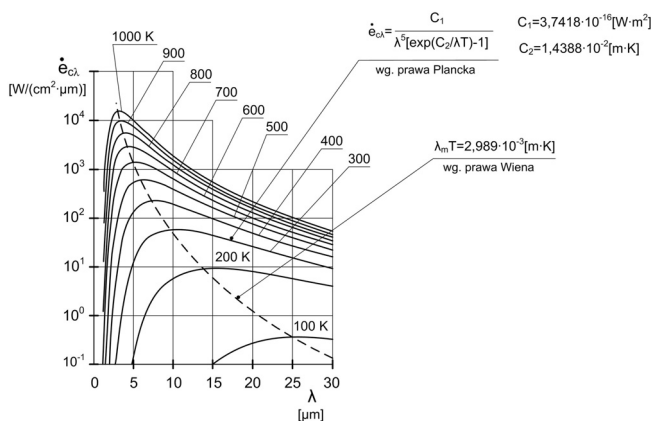
Z punktu widzenia załogi śmigłowca bojowego pelengację w podczerwieni można oceniać w sensie „pozytywnym” wtedy, kiedy służy ona bezpieczeństwu lotu w trakcie wykonywania zadania własnego załogi oraz w sensie „negatywnym”, kiedy pelengacja pozwala przeciwnikowi wykryć i namierzyć własny śmigłowiec załogi oraz podjąć próbę zniszczenia go.

A zatem istnieje potrzeba ciągłego doskonalenia obrony czynnej i biernej przed skutkami nadmiernej emisji podczerwieni przez śmigłowce wojskowe. Realizacja tego postulatu wymaga między innymi prowadzenia badań eksperymentalnych emisji śmigłowca w zakresie podczerwieni na ziemi i w locie.

Celem badań eksperymentalnych – przedstawionych w artykule – było rozpoznanie rozkładów obszarów nadmiernego promieniowania podczerwonego śmigłowca średniego, w tym promieniowania strumieni gazów spalinowych odpływających z turbinowych silników napędowych śmigłowca. Badania przeprowadzono na śmigłowcu PZL W-3 Sokół, w wybranych, charakterystycznych manewrach lotów NOE. Celem dodatkowym było natomiast: rozpoznanie geometrycznych struktur przepływowych strumieni spalin wypływających w obszar strumienia zawirnikowego śmigłowca, a także rozpoznanie rozkładów temperatur wzdłuż współrzędnych naturalnych tych strumieni.

## 2. PODSTAWOWE CECHY PROMIENIOWANIA PODCZERWONEGO

Promieniowanie podczerwone jest niewidzialną częścią widma promieniowania optycznego i wykazuje wszystkie cechy tego promieniowania. W technice optyki przyjmuje się, wg [10] następujący podział widma podczerwieni: podczerwień bliska 0,78-2,5m, podczerwień średnia 2,5-50m, podczerwień daleka 50-100m. Promieniowanie podczerwone ciał stałych i gazów aktywnych w podczerwieni stosuje się do praw promieniowania podczerwonego, a mianowicie wspomnianych praw Prevosta i Plancka, a także praw Kirchoffa, Lamberta, Wiena, Stefana-Boltzmana, a gazy aktywne w podczerwieni stosują się dodatkowo do prawa Bouguera-Lamberta.



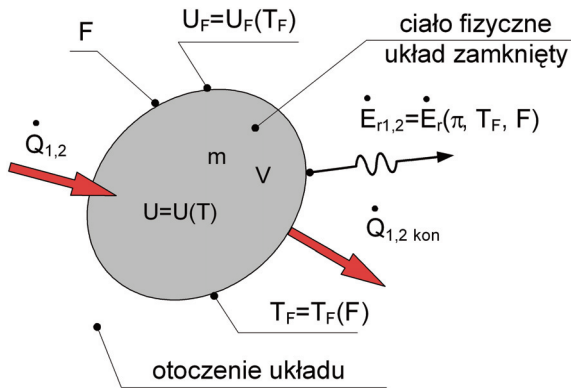
Rys. 1. Rozkład spektralnej gęstości emisji ciała doskonale czarnego zgodnie z prawem Plancka w skali półlogarytmicznej, wg [13]. Zakres temperatur 100-1000K jest charakterystyczny dla emisji podczerwieni przez śmigłowiec w locie

Ponadto promieniowanie gazów zachodzi z całej objętości i jest selektywne. Główne pasma promieniowania – składników spalin czynnych w podczerwieni – wg [2] są następujące:  $CO_2$  – 2,0m, 2,7m, 4,3m, 10,4m, 15m;  $H_2O$  – 1,87m, 2,7m, 6,3m, 11m, 18m.

Na rys. 1 przedstawiono fragment wykresu zależności spektralnej gęstości emisji ciała doskonale czarnego od długości fali i temperatury (zgodnie z prawem Plancka), obejmujący zakres emisji charakterystyczny dla promieniowania podczerwonego śmigłowca w locie.

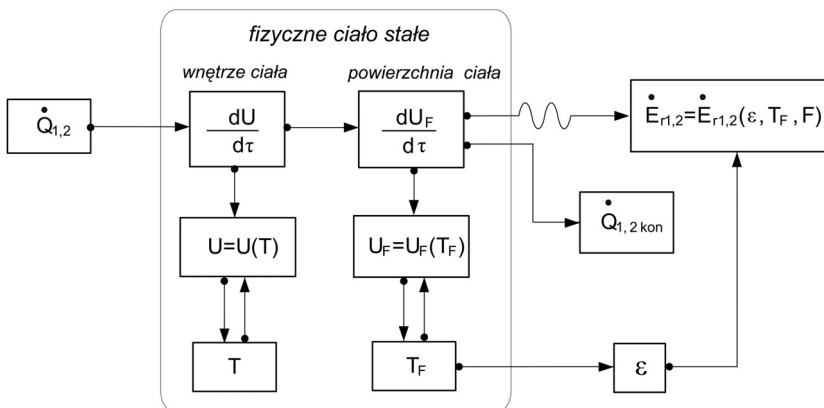
Zagadnień emisji podczerwieni nie sposób oddzielić od zagadnień przenoszenia ciepła i stanów termicznych ciał, a także od stanów skupienia ciał, bowiem istnieją istotne sprzężenia pomiędzy nimi [11]. Ciała stałe emitują promieniowanie podczerwone tylko ze swoich powierzchni. Gazy natomiast emitują podczerwień z całej swojej objętości, selektywnie. Czynnymi w podczerwieni są gazy trój- i więcej atomowe [2, 10, 16]. Te cechy gazów powodują, że opis emisji podczerwieni przez gazy jest bardziej skomplikowany od opisu emisji ciał stałych.

Na rys. 2 przedstawiono schemat do bilansu energii z uwzględnieniem energii promieniowania podczerwonego promieniującego ciała stałego, a na rys. 3 układ bilansu energii w takim przypadku zestawiony zgodnie z I zasadą termodynamiki.



$\dot{E}_r$  – efektywny strumień energii promieniowania ciała stałego

Rys. 2. Schemat do bilansu energii ciała stałego z uwzględnieniem energii promieniowania podczerwonego [3]



Rys. 3. Schemat sprzężeń wielkości bilansowych w bilansie energii zgodnie z I ZT [3]

Ogólne równie bilansu energii dla promieniującego ciała stałego ma postać.

$$\dot{E}_{r1,2}(T_F) = (\dot{Q}_{1,2} - \dot{Q}_{1,2kon}) \pm \left| \frac{dU}{d\tau} \right|_{1,2} \quad (1)$$

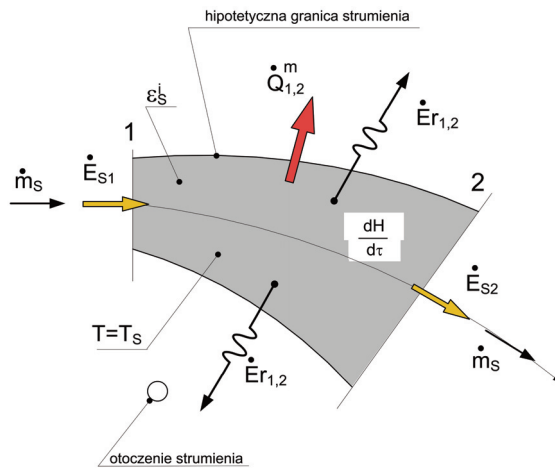
Tabela 1. Charakterystyczne przypadki bilansów w odniesieniu do promieniującego śmigłowca

Cechy procesu	Wzór bilansu	Nr wzoru
Izotermiczny $dT = 0, dT_F = 0, \frac{dU}{d\tau} = 0$	$\dot{E}_{r1,2}(T_F) = \dot{Q}_{1,2} - \dot{Q}_{1,2kon}$	(2)
Rozgrzewanie ciała $dT > 0, dT_F > 0, \frac{dU}{d\tau} > 0$	$\dot{E}_{r1,2}(T_F) = (\dot{Q}_{1,2} - \dot{Q}_{1,2kon}) - \frac{dU}{d\tau}$	(3)
Stygnięcie ciała $dT < 0, dT_F < 0, \frac{dU}{d\tau} < 0$	$\dot{E}_{r1,2}(T_F) = \frac{dU}{d\tau} - \dot{Q}_{1,2kon}$	(4)

Na rys. 4 przedstawiono schemat do bilansu energii z uwzględnieniem energii promieniowania podczerwonego swobodnego strumienia promieniującego gazu, zaś na rys. 5 schemat do bilansu energii strumienia gazu nieaktywnego w podczerwieni – promieniowanie przenoszone jest pomiędzy ścianami kanału.

Równanie bilansu energii promieniującego, stygnącego strumienia gazu zestawione zgodnie z I ZT, jest następujące:

$$\dot{E}_{r1,2}(T_s) = (\dot{E}_{s1} - \dot{E}_{s2}) + \left| \frac{dI_s}{d\tau} \right|_{1,2} - \dot{Q}_{1,2}^m \quad (5)$$



$\dot{E}_r$  – efektywny strumień energii promieniowania gazu

Rys. 4. Schemat do bilansu energii z uwzględnieniem energii promieniowania podczerwonego – strumień swobodny promieniującego gazu [3]

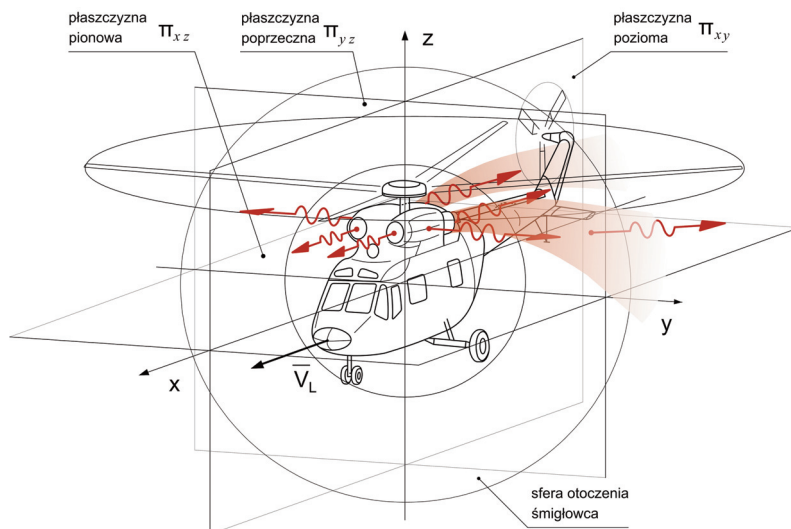




zaś przy spełnieniu postulatu równowagi termicznej i promienistej, grupa relacji przybiera postać:

$$I_{SM}^{Sr} \cong I_{Ot}^{Sr}, \lambda_{SM}^{Sr} \cong \lambda_{Ot}^{Sr}, T_{SM}^{Sr} \cong T_{Ot}^{Sr}, T_{SO}^{Sr} \cong T_{Ot}^{Sr}, \varepsilon_{SM}^{Sr} \cong \varepsilon_{Ot}^{Sr}, \varepsilon_{SO}^{Sr} \cong \varepsilon_{Ot}^{Sr} \quad (7)$$

Przyjęto, że śmigłowiec jako statek powietrzny emituje promieniowanie podczerwone o nierównomiernym rozkładzie gęstości strumienia energii promieniowania na powierzchniach struktury śmigłowca i o zróżnicowanych długościach fal  $\lambda$  w przestrzeń otoczenia mającej cechy sfery kulistej (rys. 7), wypełnionej powietrzem atmosferycznym o parametrach zależnych od wysokości  $H$  ( $p_H, \rho_H, T_H$ ) i określonym składzie ( $O_2, N_2, CO_2, H_2O$ ) i o określonej emisyjności i absorpcyjności. Płaszczyzny  $\Pi_{xz}$ ,  $\Pi_{yz}$ ,  $\Pi_{xy}$  dzielą kulistą sferę otoczenia na części o różnych stopniach zagrożenia śmigłowca przez pociski rakietowe samonaprowadzające się na podczerwień.



Rys. 7. Schemat układu śmigłowca PZL W-3 Sokół emitującego podczerwień do kulistej sfery otoczenia wraz z układem płaszczyzn dzielących sferę na części o charakterystycznych natężeniach promieniowania struktury śmigłowca [3]

Najniebezpieczniejszą strefą dla śmigłowca jest tylna półsfera otoczenia.

#### 4. PRZYCZYNY WYWOŁUJĄCE PROMIENIOWANIE PODCZERWONE ŚMIGŁOWCA W LOCIE

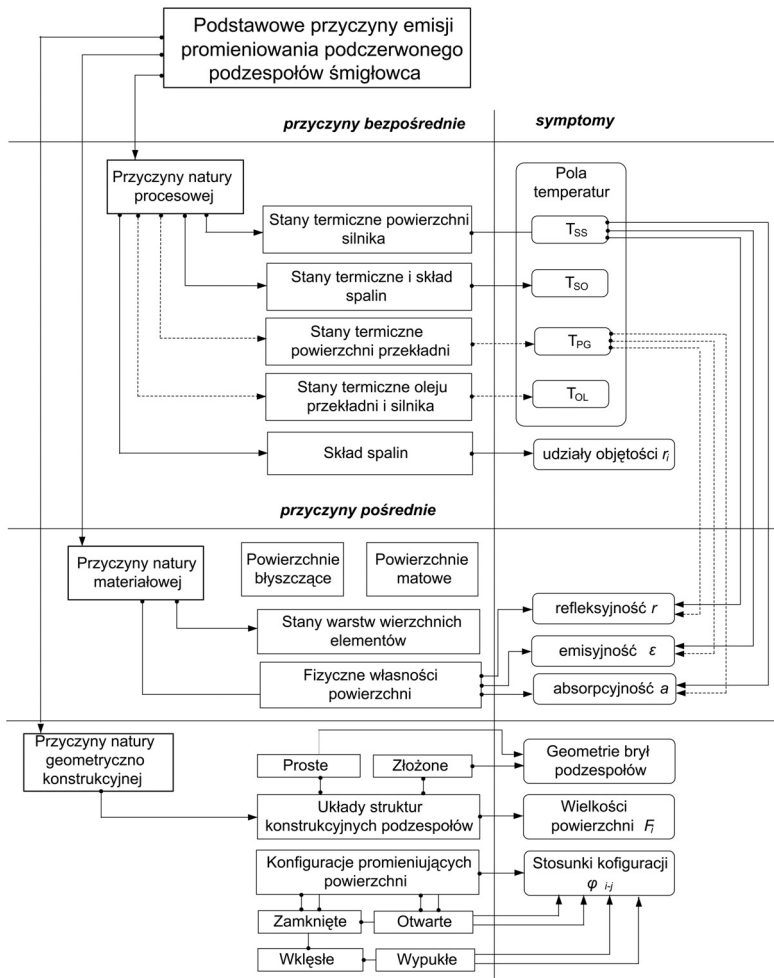
W zasadzie, wg [3] istnieją dwie grupy przyczyn wywołujących promieniowanie podczerwone śmigłowca a mianowicie:

- przyczyny bezpośrednie, wywołujące emisję podczerwieni w sposób bezpośredni przez podzespoły i obszary śmigłowca, o parametrach podwyższonych ponad przeciętną emisję promieniowania tła, przyczyny wpływają bezpośrednio na intensywność emisji i długości fal promieniowania,
- przyczyny pośrednie wpływające dodatkowo na intensywność emisji i długości fal promieniowania.

Zestawienie przyczyn emisji podczerwieni przez podzespoły śmigłowca i ich sprzężeń z symptomami promieniowania przedstawiono na rys. 8.

Pierwsza grupa przyczyn obejmuje przyczyny natury procesowej, związane z procesami ter-

modynamiczno – przepływowymi i cieplnymi przebiegającymi głównie w silnikach napędowych i w mniejszym stopniu w przekładniach głównych śmigłowców. Wskutek działania tych układów na pokładzie śmigłowca pojawia się określona ilość ciepła nieskompensowanego, którą należy odprowadzić do otoczenia, bowiem w przeciwnym przypadku – zgodnie z I Zasadą Termodynamiki – podwyższeniu ulegałyby stany termiczne tych zespołów i w konsekwencji ich uszkodzenie. Odpływ ciepła do otoczenia realizuje się na drodze promieniowania oraz konwekcji poprzez strumień gazu chłodzącego.



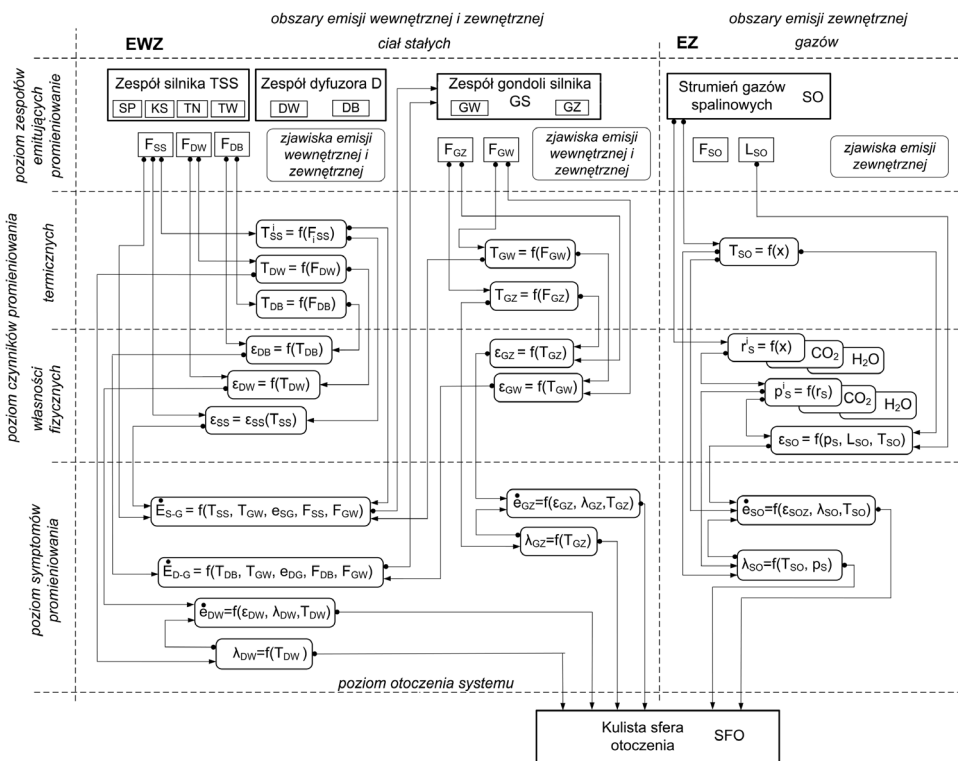
Rys. 8. Schemat systemowego ujęcia przyczyn promieniowania podczerwonego podzespołów śmigłowca i ich powiązań z odpowiadającymi im symptomami [3]

Przyczyny tej grupy przejawiają się w postaci symptomów wymuszających, utożsamianych z temperaturami: powierzchni silnika –  $T_{SS}$  i powierzchni przekładni –  $T_{PG}$ , z temperaturą oleju przekładni –  $T_{OL}$ , z temperaturami kolektora wylotowego –  $T_{DB}$ ,  $T_{DW}$ , z temperaturą spalin –  $T_{SO}$ , a także określone są składem spalin –  $r_i$  (tzn. udziałami objętościowymi głównych składników). W skład drugiej grupy przyczyn wchodzi przyczyny natury materiałowej związane z fizycznymi własnościami materiałów, jak również ze stanami warstw wierzchnich powierzchni,

powstającymi w wyniku obróbki mechanicznej, „chemicznej”, pokryciowej oraz w wyniku starzenia eksploatacyjnego. Symptomami wymuszającymi tej grupy są fizyczne współczynniki promieniowania ciał stałych: refleksyjność –  $r$ , emisyjność –  $\varepsilon$ , absorpcyjność –  $a$ , przy czym w przypadku spalin emisyjność –  $\varepsilon$  i absorpcyjność –  $a$ , zależą istotnie od zawartości dwutlenku węgla i pary wodnej zawartej w spalinach, określonych ich ciśnieniami cząstkowymi  $p_{CO_2}$  i  $p_{H_2O}$ .

Należy podkreślić, że pomiędzy tymi symptomami, a symptomami grupy procesowej istnieją sprzężenia jednokierunkowe (poprzez wpływ temperatury). Ponadto druga grupa przyczyn obejmuje również przyczyny natury geometryczno – konstrukcyjnej. Przyczyny te wynikają ze złożoności struktur konstrukcyjnych podzespołów śmigłowca biorących udział w emisji i absorpcji promieniowania. Symptomy systemowe w tym przypadku określone są: właściwościami geometrii wspomnianych powierzchni oraz prostą lub złożoną kombinacją brył tworzących poszczególne fragmenty podzespołów. Istotnymi symptomami są również stosunki wzajemnej konfiguracji promieniujących powierzchni  $\varphi_{i,j}$ .

Złożoność zespołu przyczyn emisji promieniowania podczerwonego przez podzespoły śmigłowca uzasadnia potrzebę systemowego ujęcia problemu i sformułowania modelu przyczynowo – skutkowego promieniowania śmigłowca. Na rys. 9 przedstawiono schemat funkcjonalnego modelu promieniowania śmigłowca w locie.



Rys. 9. Schemat funkcjonalnego modelu promieniowania śmigłowca w locie. Symbole użyte na schemacie oznaczają: SP – sprężarka silnika, KS – komora spalania, TW – turbina wytwornicowa, TN – turbina napędowa, DW – przekrój wylotowy dyfuzora, DB – powierzchnia boczna dyfuzora, GW – powierzchnia wewnętrzna gondoli silnika, GZ – powierzchnia zewnętrzna gondoli silnika, SO – strumień gazów spalinowych, EWZ – obszary emisji wewnętrznej i zewnętrznej ciał stałych, EZ – obszar emisji zewnętrznej [3]

Przy formułowaniu modelu uwzględniono dwa obszary zjawisk promieniowania, a mianowicie: obszar – *EWZ* emisji wewnętrznej i zewnętrznej ciał stałych, w której sprawczą rolę odgrywa promieniowanie z powierzchni silnika napędowego i obszar – *EZ* emisji zewnętrznej promieniowania do sfery otoczenia, w zakres tego obszaru wchodzi zjawiska emisji podczerwieni z powierzchni ciał stałych głównie z powierzchni strefy silnikowej oraz promieniowanie z objętości strumieni gazów spalinowych. W rozważaniach pominięto promieniowanie emitowane z powierzchni przekładni głównej, jako schodzące na drugi plan względem promieniowania emitowanego z powierzchni silnika.

Zbiór przesłanek i założeń do modelu ustalony został w wyniku wstępnych analiz i rozważań nad emisją podczerwieni przez śmigłowce kilku klas, a mianowicie: śmigłowców małych – np. PZL SW 4, śmigłowców średnich – np. PZL W-3 Sokół i śmigłowców wojskowych – np. AH 64 Apache. Dobór typów śmigłowców poddanych analizie podyktowany został nie tylko przynależnością do określonej klasy ale również z powodu określonych, charakterystycznych cech architektury konstrukcji, szczególnie stref silnikowych.

Przedstawiony model traktowany jest jako wiodący dla przedsięwzięć zmierzających do ograniczenia nadmiernej emisji istotnie promieniujących podzespołów i części śmigłowca.

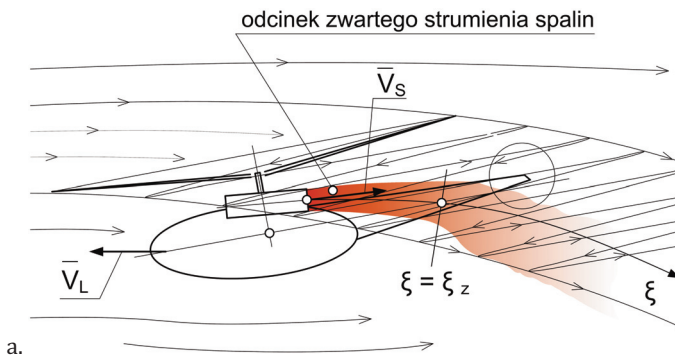
Tak więc struktura modelu obejmuje trzy podstawowe poziomy ujęcia systemowego i są to w kolejności:

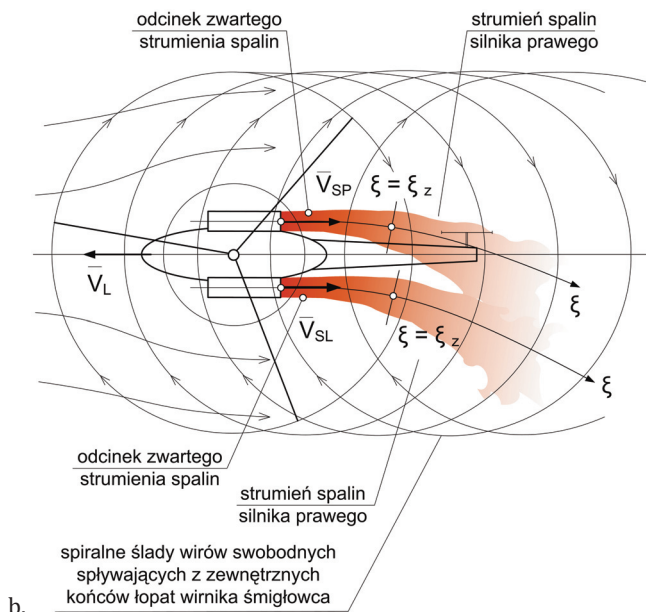
1. Poziom zespołów emitujących promieniowanie. Zespołami istotnie emitującymi podczerwień są powierzchnie silników turbinowych, osłony gondol silnikowych, zespoły dyfuzorów wylotowych, a ponadto strumienie gazów spalinowych.
2. Poziom czynników wpływających na zakresy emisji promieniowania. Czynniki o których mowa są wielkościami procesowymi, materiałowymi lub geometrycznymi.
3. Poziom symptomów promieniowania.

Symptomy promieniowania określone są wielkościami adekwatnymi do zjawisk i ich skutków w poszczególnych obszarach emisji.

Cechy promieniowania podczerwonego gazów, a także cechy geometryczne i przepływowe rozprzestrzeniania się strumieni spalin w środowisku strumienia zawirnikowego śmigłowca, stwarzają określone trudności w opisach i analizach emisji podczerwieni przez nie do otoczenia. Kształtowanie się struktur przepływowych strumieni spalin jest istotnie uzależnione nie tylko od zakresów działania silników napędowych ale również od położenia przekrojów wylotowych kolektorów spalin względem osi i płaszczyzny dysku aktywnego wirnika nośnego śmigłowca. Położenia wylotów kolektorów ukierunkowują strumienie spalin w określoną część obszaru strumienia zawirnikowego.

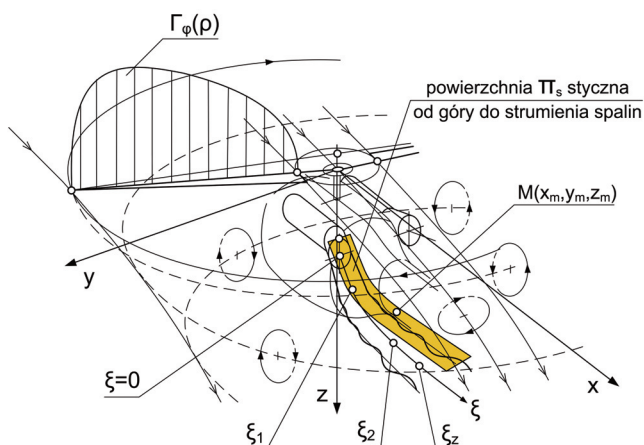
Na rys. 10 przedstawiono schematy wpływu strumieni spalin z silników w obszar strumienia zawirnikowego przy układzie silników jak na śmigłowcu PZL W-3 Sokół.





Rys. 10. Hipotetyczny schemat bezpośredniego wypływu spalin z kolektorów silnikowych śmigłowca w strefę strumienia zawirnikowego i wynikającego z lotu, w poziomym locie śmigłowca:  
a – widok z boku, b – widok z góry [3]

Na rys. 11 przedstawiono schematy wypływu strumienia spalin z dyfuzora wylotowego w obszar strumienia zawirnikowego, zaś na rys. 12 przedstawiono geometrię pasa powierzchni  $\pi_s$  stycznego od góry do hipotetycznego strumienia spalin.



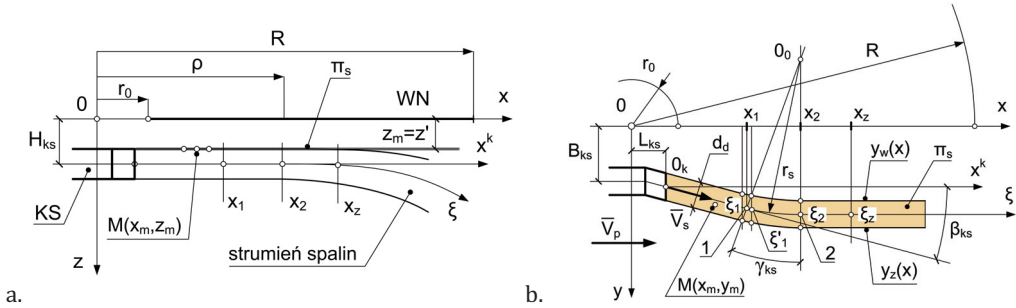
Rys. 11. Schemat wypływu strumienia spalin w strumień zawirnikowy. Schemat opracowany na podstawie rozmieszczenia silników i kolektorów śmigłowca W-3 Sokół

## 5. BADANIA EKSPERYMENTALNE EMISJI PODCZERWIENI PRZEZ ŚMIGŁOWIEC W-3 SOKÓŁ

Badania eksperymentalne promieniowania podczerwonego emitowanego przez śmigłowiec w locie przeprowadzono na śmigłowcu PZL W-3 Sokół przy użyciu kamery FLIR ThermoCAM

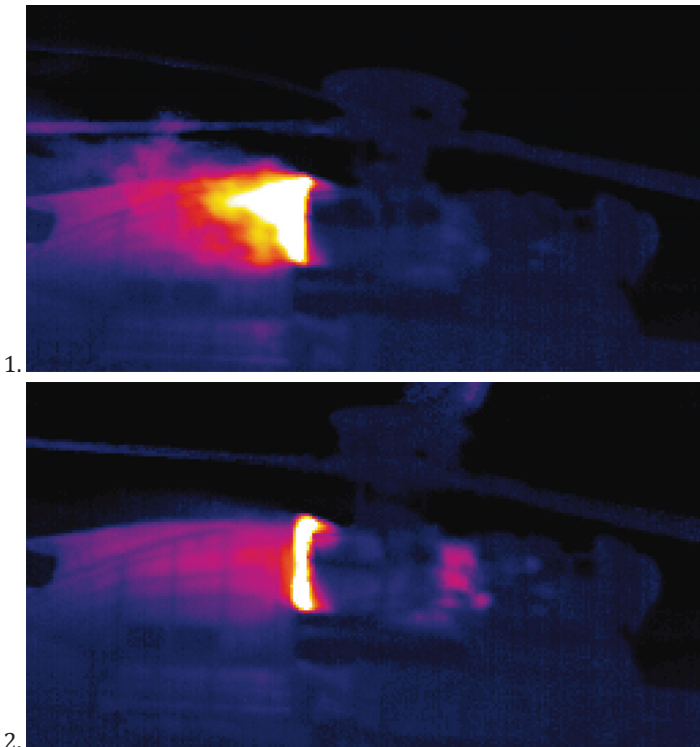


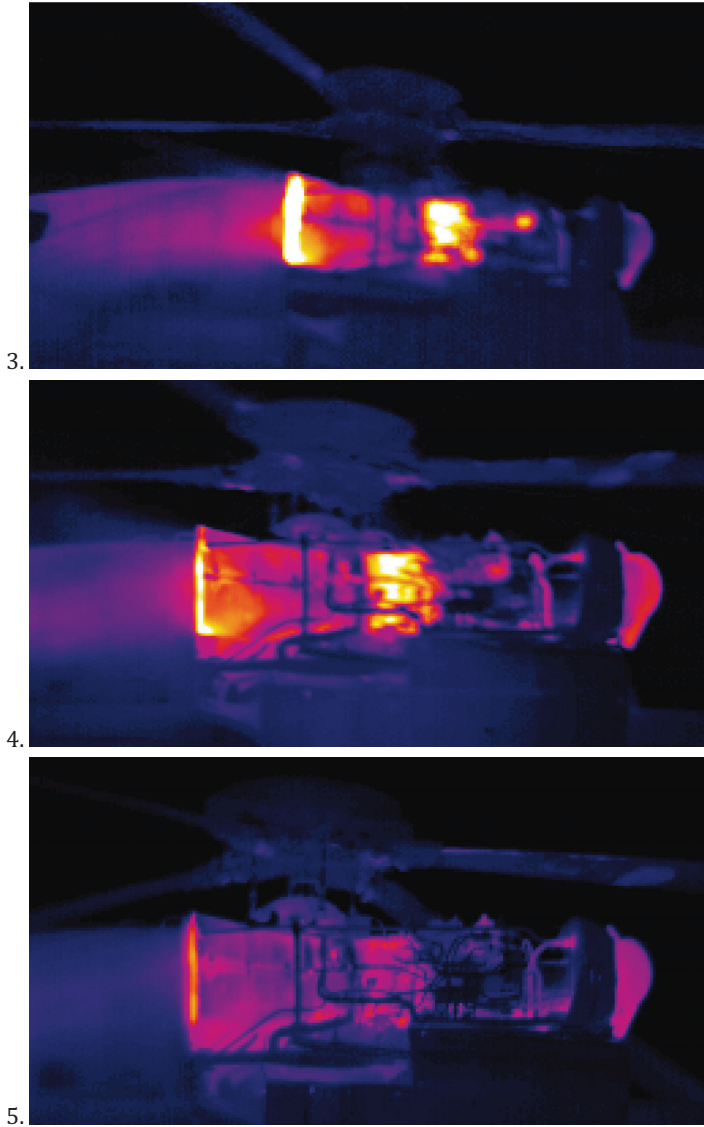
S65 sprzęgniętej z komputerowym systemem wykorzystującym program ThermaCam Researcher Professional 2.9, służący do obróbki uzyskanego materiału filmowego. Badania przeprowadzono w kilku sesjach pomiarowych, w wybranych manewrach lotów NOE (z nosem przy ziemi) w porze dziennej oraz w nocy, wiosną, latem i jesienią [6].



Rys. 12. Schemat położenia pasa powierzchni  $\pi_s$  styczego od góry do hipotetycznego strumienia spalin: a - widok z boku, b - widok z góry [3]

Plan badań eksperymentalnych emisji podczerwieni opracowano z wykorzystaniem wiadomości zawartych w pracach [13, 17]. Na rys. 13 przedstawiono wybrane kadry filmu nakręconego w podczerwieni podczas jednej z sesji badań emisji podczerwieni przez silnik PZL 10W, zamontowany na śmigłowcu PZL W-3 Sokół, przy zdjętej osłonie w czasie rozruchu, podgrzania, zakresu mocy startowej, wybiegu.

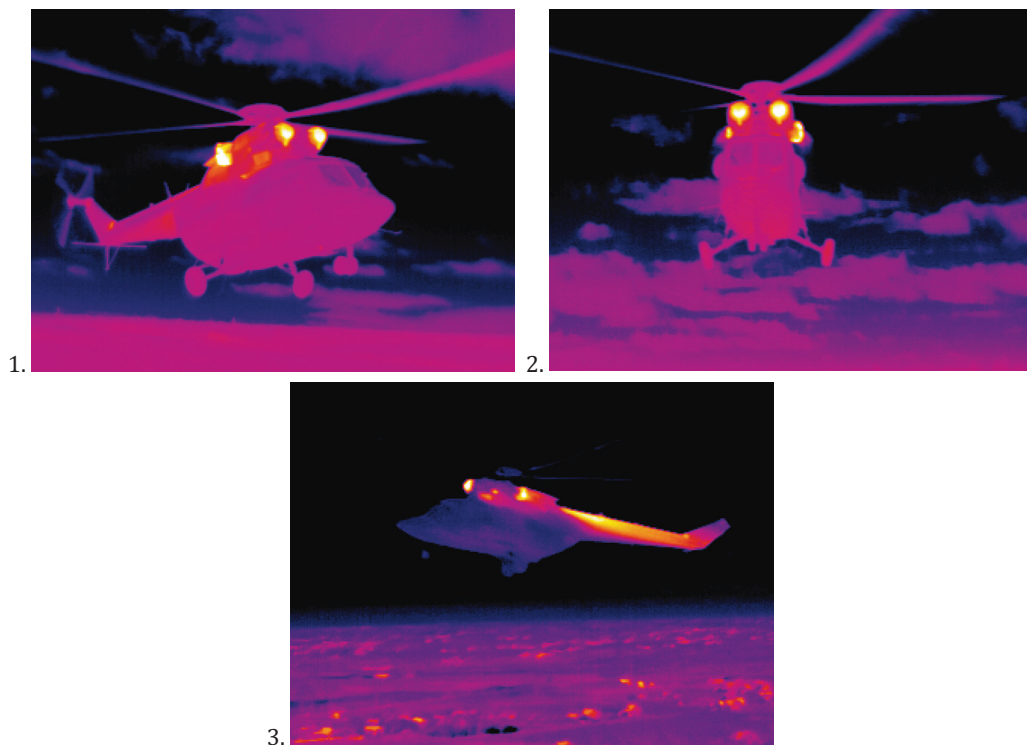




Rys. 13. Wybrane kadry z filmu nakręconego w podczerwieni powierzchni silnika PZL 10W (zdjęta osłona) w czasie cyklu jego działania (rozruch, podgrzanie, zakres mocy startowej, wybieg).  
Czasy ekspozycji: 1-1s, 2-10s, 3-132s, 4-737s, 5-1092s [6]

Wybrane kadry z filmu nakręconego w podczerwieni z pokładu innego śmigłowca w trakcie niektórych manewrów NOE śmigłowca PZL W-3 Sokół przedstawiono na rys. 14.

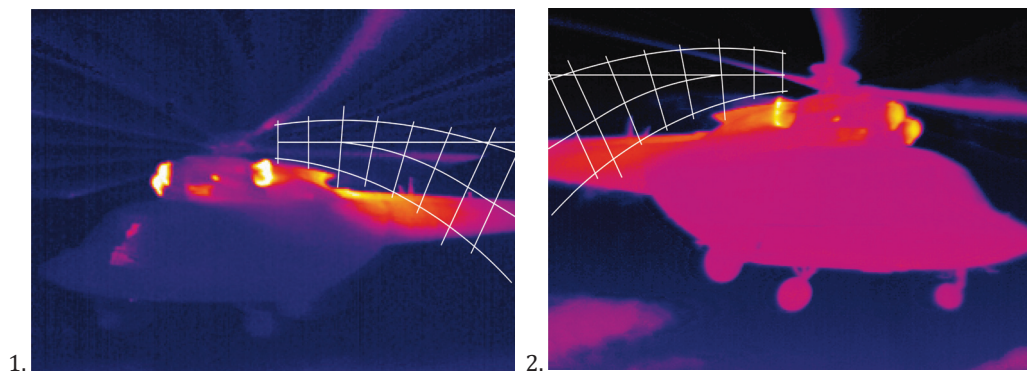


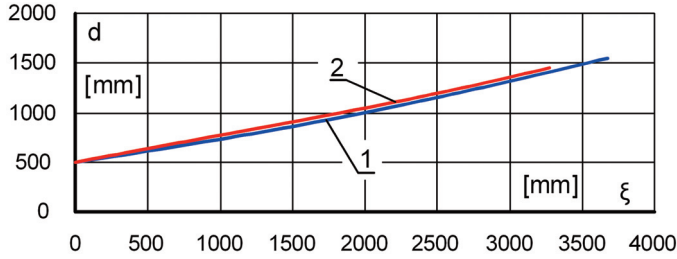


Rys. 14. Wybrane kadry z filmu nakręconego w podczerwieni w locie badanego śmigłowca W-3 Sokół przy użyciu kamery termowizyjnej z pokładu innego śmigłowca w locie: 1 – przelot badanego śmigłowca, 2 – zawis badanego śmigłowca, 3 – manewr slalomu badanego śmigłowca [6]

## 6. WYBRANE WYNIKI BADAŃ EMISJI PODCZERWIENI PRZEZ ŚMIGŁOWIEC W LOCIE

Uzyskany w trakcie eksperymentów materiał filmowy „nakręcony” w podczerwieni posłużył między innymi do rozpoznania geometrii strumieni spalin po ich wypływie do środowiska strumienia zawirnikowego (kształty strumieni i rozkłady wymiarów poprzecznych po współrzędnych naturalnych) oraz do rozpoznania rozkładów temperatur gazów w osiach strumieni po współrzędnych naturalnych. Na rys. 15, 16, 17 przedstawiono wyniki oceny rozkładów poprzecznych wymiarów strumieni spalin w różnych fazach lotu śmigłowca PZL W-3 Sokół.

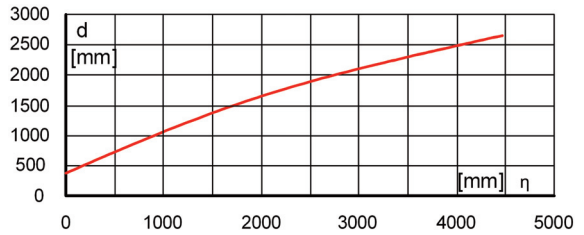
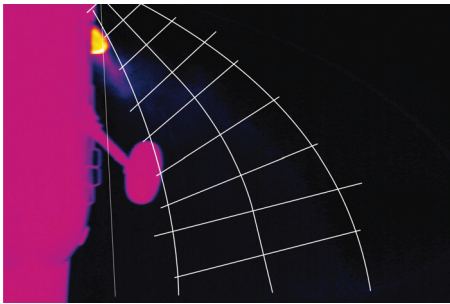




1 - s. lewy:  $d = 3 \cdot 10^{-5} \cdot \xi^2 + 0,1876 \cdot \xi + 520,78\text{mm}$

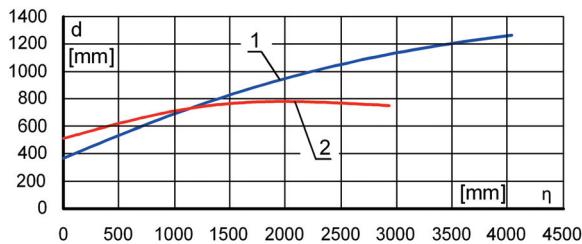
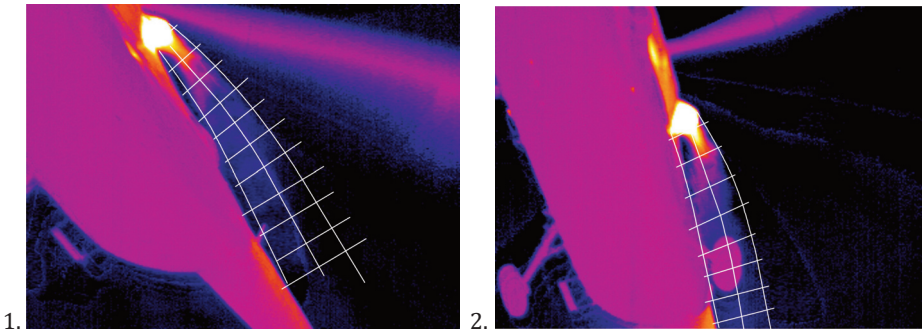
2 - s. prawy:  $d = 1 \cdot 10^{-5} \cdot \xi^2 + 0,235 \cdot \xi + 518,16\text{mm}$

Rys. 15. Wyznaczenie rozkładów i aproksymacja zmian wymiarów poprzecznych strumieni po długości, lot poziomy  $V_L = 130\text{km/h}$  [6]



s. lewy:  $d = -5 \cdot 10^{-5} \cdot \eta^2 + 0,7114 \cdot \eta + 387,35\text{mm}$

Rys. 16. Wyznaczenie rozkładów i aproksymacja zmian wymiarów poprzecznych strumieni po długości, zawis  $V_L = 0\text{km/h}$ ,  $H = 15\text{m}$  [6]

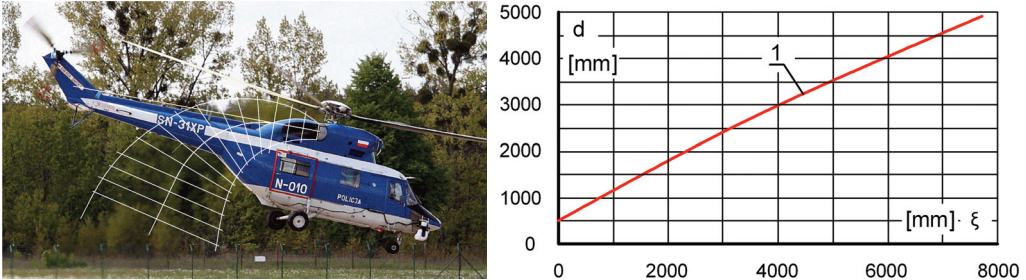


1 -  $V_L = 100\text{km/h}$ ,  $d = -3 \cdot 10^{-5} \cdot \eta^2 + 0,3603 \cdot \eta + 362,51\text{mm}$

2 -  $V_L = 130\text{km/h}$ ,  $d = -6 \cdot 10^{-5} \cdot \eta^2 + 0,2498 \cdot \eta + 519,65\text{mm}$

Rys. 17. Wyznaczenie rozkładów i aproksymacja zmian wymiarów poprzecznych strumieni po długości, lot poziomy: 1 -  $V_L = 100\text{km/h}$ , 2 -  $V_L = 130\text{km/h}$  [6]

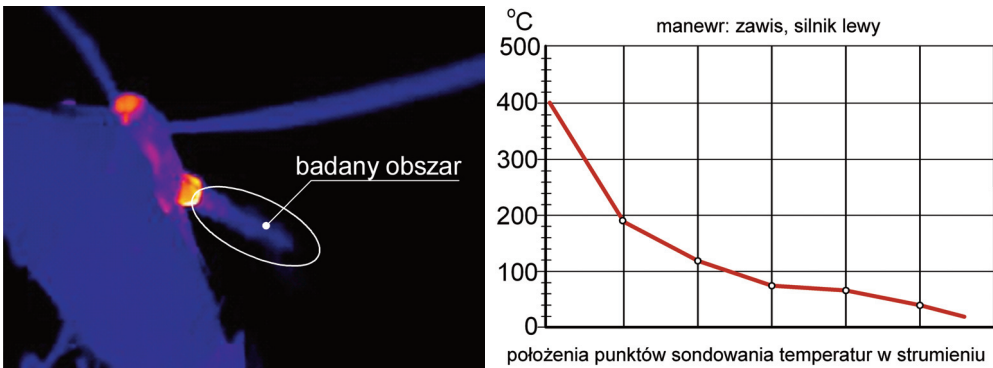
Na rys. 18 przedstawiono rozkład wymiarów porzeczych strumieni spalin przy starcie śmigłowca  $V_L = 0$ , zdjęcie wykonano w świetle widzialnym przy wykorzystaniu termicznego soczewkowania przestrzeni przez gorący strumień spalin.



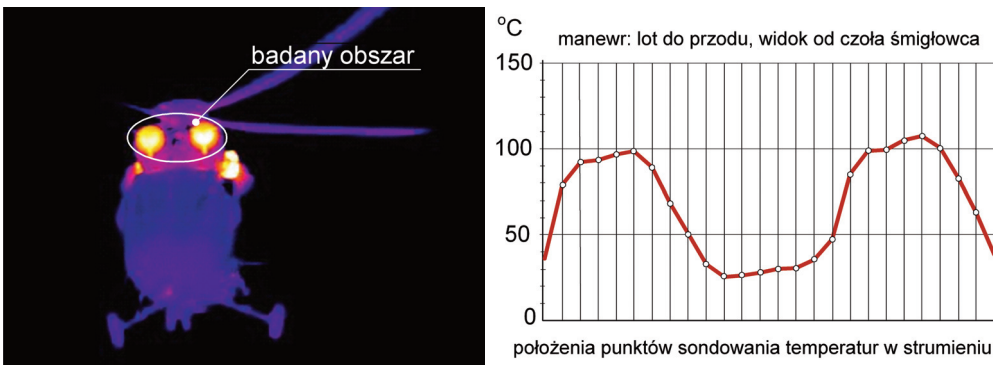
s. prawy:  $d = -1 \cdot 10^{-5} \cdot \xi^2 + 0,6436 \cdot \xi + 544,95\text{mm}$

Rys. 18. Wyznaczenie rozkładów i aproksymacja zmian wymiarów poprzecznych strumieni po długości odpływających z silnika prawego, start  $V_L = 0\text{km/h}$  [6]

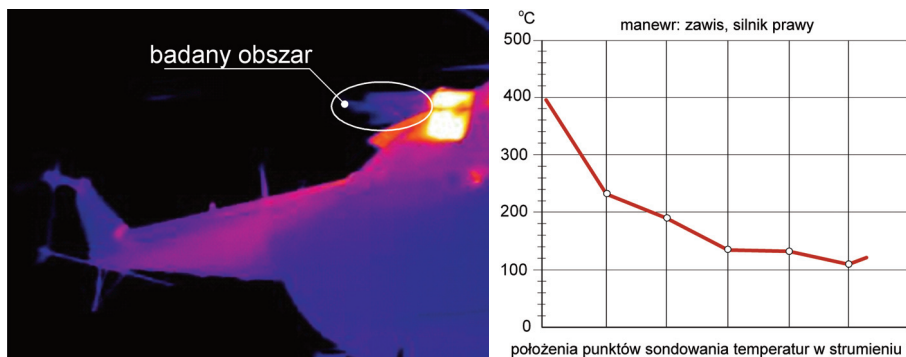
Na rys. 19, 20, 21, 22, 23, 24 przedstawiono wyniki rozpoznania rozkładów temperatur w strumieniach spalin po współrzędnych naturalnych strumieni.



Rys. 19. Rozkład temperatur w strumieniu spalin po współrzędnej naturalnej, zawisie  $V_L = 0\text{km/h}$ ,  $H = 15\text{m}$  [6]

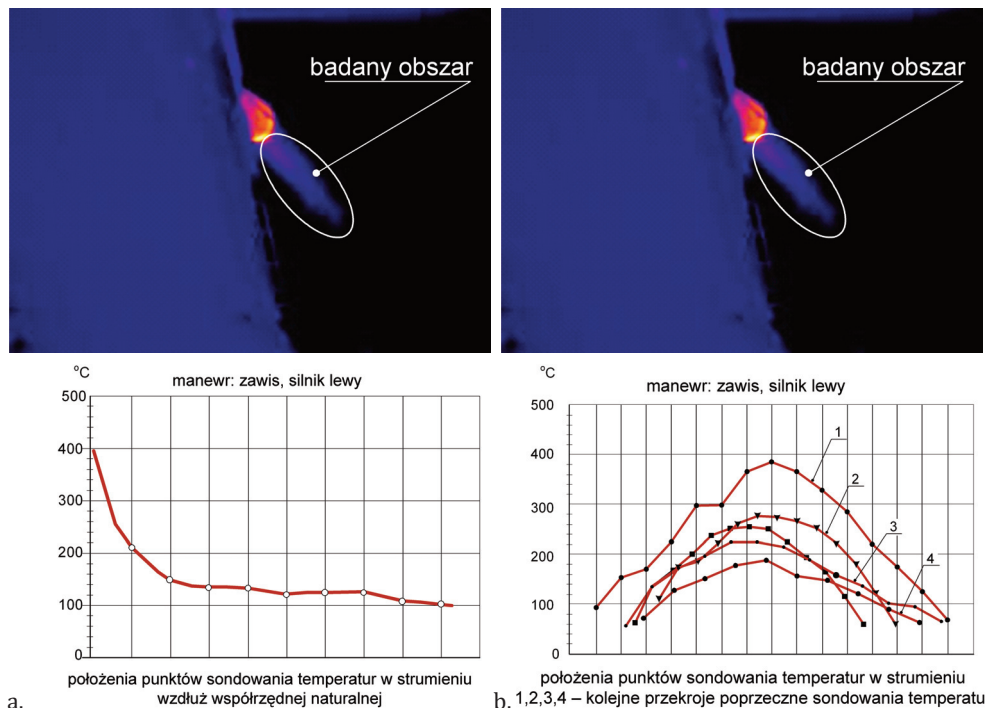


Rys. 20. Rozkład temperatur w płaszczyźnie położenia wlotów do silników, lot do przodu  $V_L = 80\text{km/h}$ ,  $H = 20\text{m}$  [6]



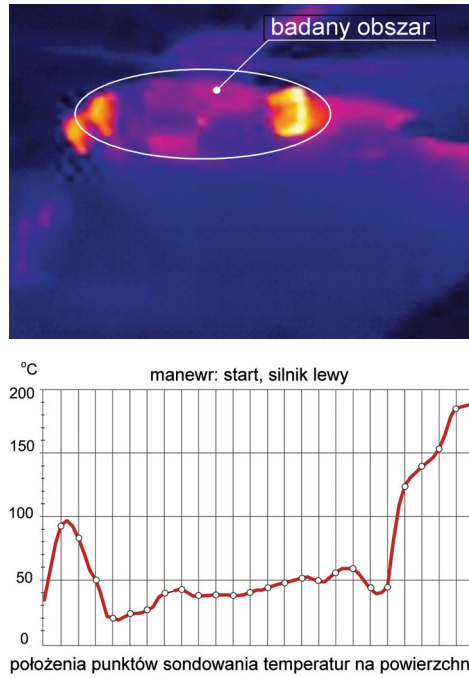
Rys. 21. Rozkład temperatur w strumieniu spalin po współrzędnej naturalnej, zawisie  $V_L = 0 \text{ km/h}$ ,  $H = 15 \text{ m}$  [6]

Na rys. 22 przedstawiono rozkłady temperatur w strumieniu spalin po długości strumienia i w poprzek strumienia w zawisie śmigłowca.

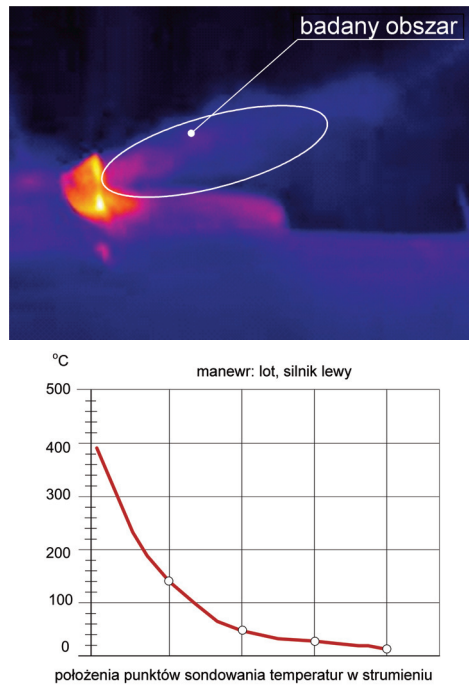


Rys. 22. Rozkłady temperatur w strumieniu spalin w manewrze zawis:  
a – wzdłuż współrzędnej naturalnej w osi strumienia, b – po współrzędnej poprzecznej dla różnych współrzędnych wzdłuż osi strumienia [6]

Na rys. 23 przedstawiono rozkłady temperatur wzdłuż linii przebiegającej przez wlot osłony gondoli i dyfuzor wylotowy gazów w czasie startu śmigłowca – silnik na mocy startowej.



Rys. 23. Rozkład temperatur na powierzchni wlotu osłony gondoli i dyfuzora spalin wzdłuż linii przebiegających wzdłuż konturu

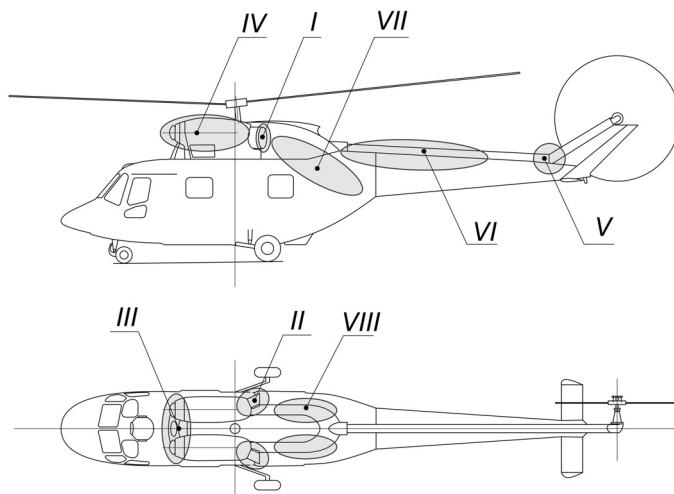


Rys. 24. Rozkład temperatur wzdłuż współrzędnej naturalnej strumieni, lot do przodu  $V_L = 130\text{km/h}$ ,  $H = 20\text{m}$



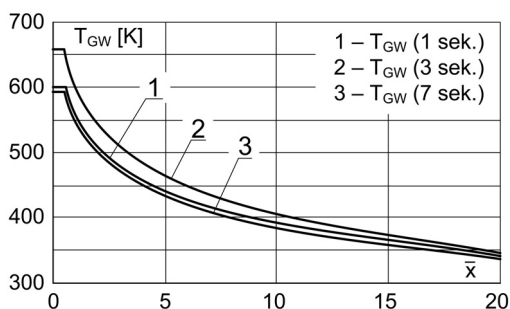
## 7. WYKORZYSTANIE NIEKTÓRYCH WYNIKÓW BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH EMISJI PODCZERWIENI PRZEZ ŚMIGŁOWIEC W LOCIE

Wyniki ogólnej oceny rozmieszczenia fragmentów powierzchni śmigłowca PZL W-3 Sokół emitujących nadmiernie podczerwień do otoczenia zilustrowana na rys. 25.

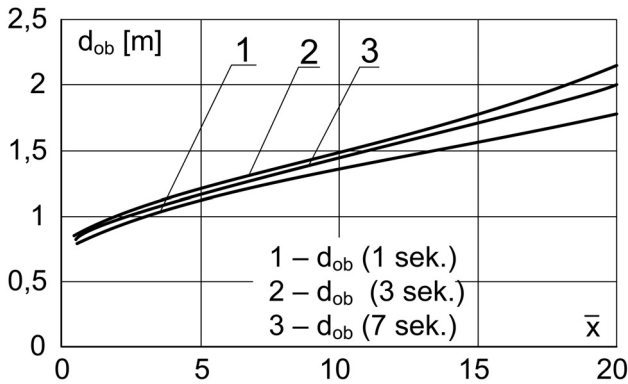


Rys. 25. Rozkład fragmentów powierzchni śmigłowca istotnie promieniujących w zakresie podczerwieni. I – wyloty dyfuzorów spalin, II – zewnętrzne powierzchnie boczne dyfuzorów, III – zewnętrzne powierzchnie czołowe „grzybków”, IV – zewnętrzne powierzchnie boczne osłon gondoli silnikowych, V – fragment zewnętrznej powierzchni belki ogonowej, VI – powierzchnia boczna części belki ogonowej od strony kadłuba, VII – strumienie spalin, VIII – powierzchnie boczne kadłuba, opracowanie własne na podstawie badań eksperymentalnych

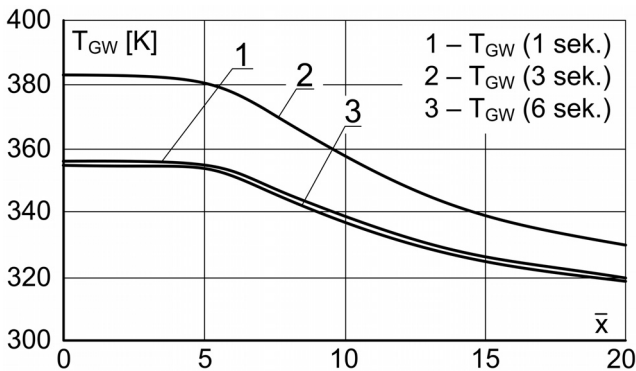
Wyniki badań dotyczące geometrii strumieni spalin i rozkładów temperatur spalin po współrzędnych naturalnych posłużyły do weryfikacji i uściślenia modelu teoretycznego wypływu spalin z dyfuzora wylotowego silnika i z hipotetycznego eżekcyjnego (mieszalnikowego) schładzacza spalin. Na rys. 26, 27, 28, 29 przedstawiono wyniki symulacji komputerowej modelu dotyczące rozkładów wymiarów poprzecznych strumieni spalin i rozkładów temperatur po współrzędnych naturalnych w manewrze *wyskok do góry*.



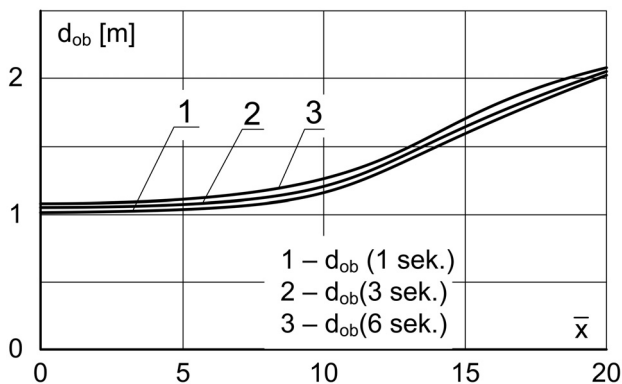
Rys. 26. Wykresy zmian temperatury gazów wylotowych  $T_{GW}$  w wybranych chwilach czasu, podczas manewru wyskok do góry po długości strumienia spalin ( $\bar{x}$  – współrzędna bezwymiarowa); (silnik bez schładzacza spalin), opracowanie własne na podstawie badań teoretycznych



Rys. 27. Wykresy zmian wymiaru poprzecznego strumienia  $L$  w wybranych chwilach czasu, podczas manewru wyskok do góry po długości strumienia spalin ( $\bar{x}$  – współrzędna bezwymiarowa); (silnik bez schładzacza spalin), opracowanie własne na podstawie badań teoretycznych

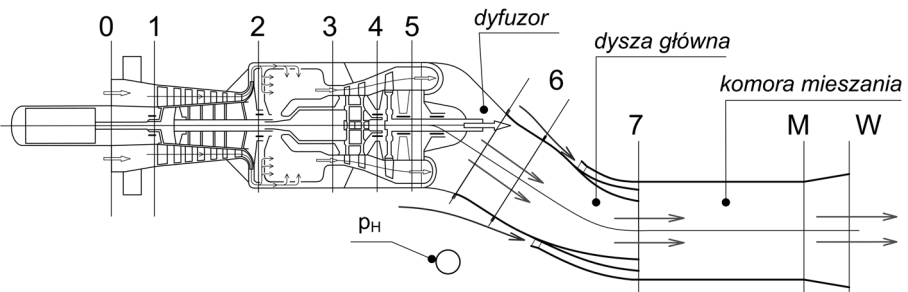


Rys. 28. Wykresy zmian temperatury gazów wylotowych  $T_{GW}$  w wybranych chwilach czasu, podczas manewru wyskok do góry po długości strumienia spalin ( $\bar{x}$  – współrzędna bezwymiarowa); (silnik ze schładzaczem spalin), opracowanie własne na podstawie badań teoretycznych



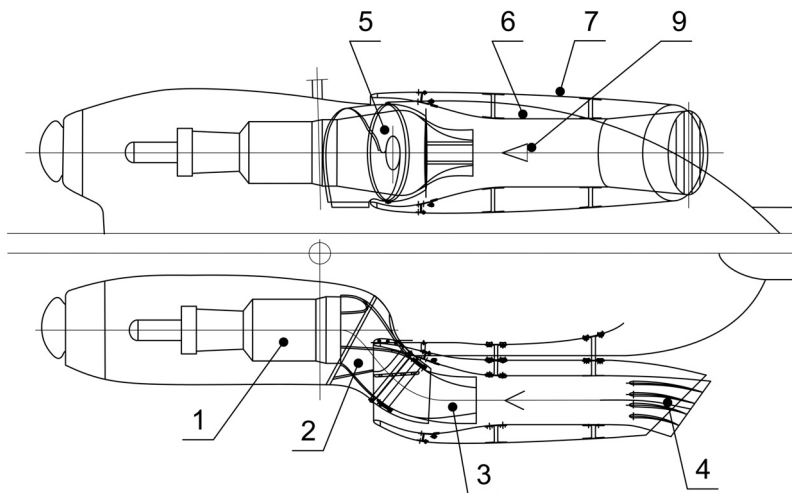
Rys. 29. Wykresy zmian wymiaru poprzecznego strumienia  $L$  w wybranych chwilach czasu, podczas manewru wyskok do góry po długości strumienia spalin ( $\bar{x}$  – współrzędna bezwymiarowa); (silnik ze schładzaczem spalin), opracowanie własne na podstawie badań teoretycznych

Ponadto wyniki wykorzystano przy opracowaniu koncepcji i projektu wstępnego eżekcyjnego (mieszalnikowego) schładzacza spalin dla śmigłowca PZL W-3 Sokół. Na rys. 30 przedstawiono schemat ideowy schładzacza, którego dysza posiadająca kanały boczne o obwodzie połączona jest ze zmodyfikowanym dyfuzorem istniejącego silnika PZL 10W. W układzie dyfuzor – dysza następuje przekształcanie składników energii całkowitej spalin, w wyniku czego w przekroju wylotowym dyszy spada ciśnienie statyczne spalin poniżej ciśnienia  $p_H$  w otoczeniu śmigłowca. A zatem tworzą się zgodnie z [4, 5] warunki dla eżekcji chłodnego powietrza z otoczenia. W trakcie procesu mieszania w przestrzeni mieszania wymiennika zmniejsza się temperatura spalin, a także zmniejszeniu ulegają ciśnienia cząstkowe gazów składowych spalin  $CO_2$  i  $H_2O$ , a poprzez to zmniejszeniu ulegają współczynniki emisji spalin (rys. 30).



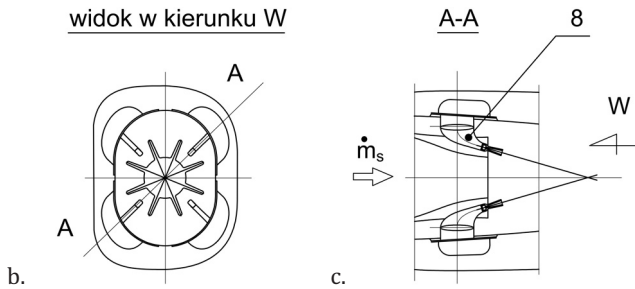
Rys. 30. Schemat ideowy eżekcyjnego schładzacza spalin dla silnika PZL 10W napędzającego śmigłowca PZL W-3 Sokół. Cyframi 0 – 7 oznaczono charakterystyczne przekroje w trakcie przepływowym silnika napędowego i zespołu dyfuzor – dysza, zaś oznaczenia M, W oznaczają przekroje traktu przepływowego wylotu schładzacza, opracowanie własne na podstawie [4]

Na rys. 31 przedstawiono natomiast koncepcyjny projekt eżekcyjnego schładzacza dobudowanego, dostosowanego do zamontowania na śmigłowcu PZL W-3 Sokół. W schładzaczu wykorzystano wg [6, 7] pomysł zastosowania układu dodatkowo schładzającego spalinę, o działaniu nagłym. Układ posiada dysze de Laval'a rozmieszczone w pobliżu przekroju wylotowego głównej dyszy spalin pomiędzy kanałami bocznymi dyszy głównej. Dysze de Laval'a zasilane są sprężonym powietrzem ze zbiorników umieszczonych na pokładzie śmigłowca.

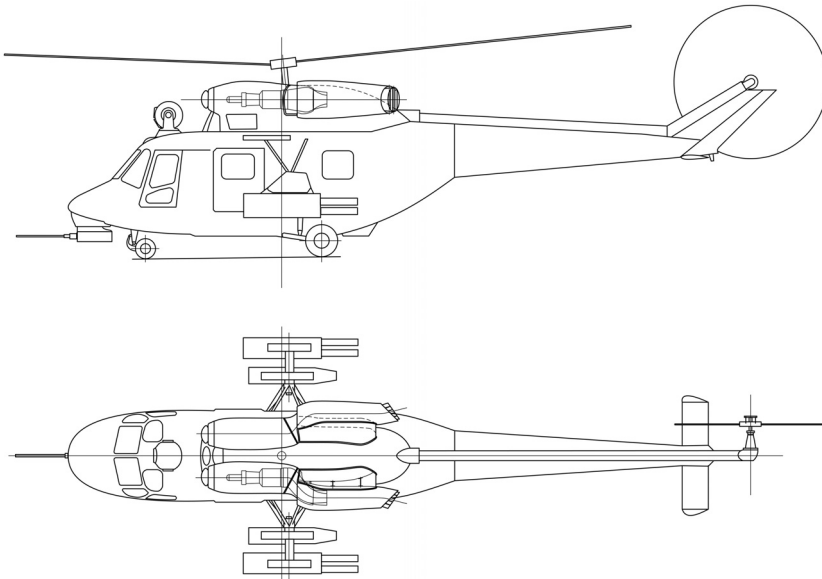


a.





Rys. 31. Projekt wstępny eżekcyjnego schładzacza spalin dostosowanego do zabudowy na śmigłowcu PZL W-3 Sokół: a – przekrój schładzacza w widoku z boku, b – przekrój schładzacza w widoku z góry, c – przekrój poosiowy przez dodatkowe dysze de Laval'a, opracowanie własne



Rys. 32. Ogólny schemat śmigłowca PZL W-3 Głuszec (modyfikacja śmigłowca Sokół) z zamontowanymi schładzaczami spalin wg projektu koncepcyjnego przedstawionego na rys. 31, opracowanie własne

## 8. PODSUMOWANIE

A. Jakościowa analiza filmów i wybranych kadrów (fotografii) wykonanych w podczerwieni kamerą termowizyjną w trakcie niektórych manewrów lotów NOE śmigłowca PZL W-3 Sokół, wskazuje na kilka cech emisji podczerwieni przez ten śmigłowiec (ewentualnie inne śmigłowce tej samej klasy o podobnej budowie), a mianowicie:

1. Nadmierną własną emisję podczerwieni ponad emisję tła w otoczeniu wykazują w kolejności istotności:
  - zewnętrzne powierzchnie boczne dyfuzorów wylotu spalin,
  - zewnętrzne powierzchnie czołowe „grzybków” odpylaczy we wlotach powietrza do silników,

- zewnętrzne powierzchnie boczne osłon gondol silnikowych śmigłowca, szczególnie w strefach wlotów powietrza do chłodnic oleju silników i przekładni,
  - fragment zewnętrznej powierzchni belki ogonowej w miejscu połączenia z wysięgnikiem śmigła ogonowego (statecznikiem pionowym).
2. Najwyższe poziomy emisji podczerwieni wykazują natomiast wyloty dyfuzorów spalin, co spowodowane jest intensywnym promieniowaniem powierzchni wewnętrznych dyfuzorów (jasnością powierzchni wewnętrznych) i promieniowania strumieni spalin, wykazujących w tych przekrojach największe temperatury i największe stężenia gazów czynnych w podczerwieni  $CO_2$  i  $H_2O$  przed odpływem do otoczenia.
  3. Świejące w podczerwieni powierzchnie boczne części belki ogonowej od strony kadłuba, jak również powierzchnie boczne zakończenia osłony przekładni głównej na kadłubie śmigłowca, wykazują emisję odbiciową promieni podczerwonych, co jest w głównej mierze wtórnym skutkiem promieniowania powierzchni bocznych dyfuzorów i strumieni spalin. Dotyczy to także dolnych powierzchni łopat wirnika nośnego.
- B. Ilościowe wyniki badań eksperymentalnych pozwalają ocenić geometrie strumieni spalin wypływających z dyfuzorów do otoczenia po stronie prawej (nawietrznej) i lewej (zawietrznej) śmigłowca, a także zmiany ich stanów termicznych.
1. Geometrie strumieni kształtowane są poprzez wzajemne oddziaływania pędów strumieni spalin i strumieni powietrza: zawirnikowego oraz wynikającego z lotu, w strefach przemieszczania się strumieni spalin.
  2. Pola temperatur spalin w strumieniach wykazują znaczne gradienty po współrzędnych naturalnych wzdłuż strumienia w początkowych częściach strumieni, po ich wypływie do otoczenia. Odcinki krzywoliniowe na których dokonują się te zmiany kształtują się w granicach  $1,5 \cdot d_D - 2,5 \cdot d_D$ , gdzie:  $d_D = 0,5m$ ,  $d_D$  – większy wymiar poprzeczny owalu przekroju wylotowego dyfuzora.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Abramowicz G.N.: *Teorija turbulentnych struj*, Izd. Fizyko-Matematycznej Literatury, Moskwa, 1960.
- [2] Edwards D.K., Balakrishnan A.: *Thermal Radiation by Combustion Gases*, J. Heat Mass Transfer, Vol. 16, pp. 25-40, Pergamon Press, Printed in Great Britain, 1973.
- [3] Fijałkowski S.: *Analiza możliwości ograniczania promieniowania podczerwonego emitowanego przez strukturę konstrukcyjną śmigłowca – strefę silnikową i odlotowe gazy spalinowe*, Opracowanie w ramach badań statutowych, nr S4/M/2006-II, zad. 2.3, Politechnika Lubelska, Lublin, 2006.
- [4] Fijałkowski S.: *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, str. 215-228, Warszawa, 2008.
- [5] Fijałkowski S., Wójcik P.: *Model działania 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, str. 229-237, Warszawa, 2008.

- [6] Fijałkowski S.: *Badanie i analiza emisji promieniowania podczerwonego śmigłowca PZL Sokół w warunkach lotu przy użyciu kamery termowizyjnej*, nr S38/M/2009, zad. 2.3, Lublin, 2009.
- [7] Fijałkowski S., Wójcik P.: *Sposób i urządzenie do automatycznego dodatkowego schładzania spalin zwłaszcza turbinowego silnika napędowego śmigłowca*, Zgłoszenie patentu, nr PI-40/2009, Lublin, 2009.
- [8] Fijałkowski S., Wójcik P.: *Sposób i układ automatycznego sterowania dopływem i parametrami powietrza dodatkowo schładzającego spaliny zwłaszcza silnika napędowego śmigłowca*, Zgłoszenie patentu, nr PI-39/2009, Lublin, 2009.
- [9] Hackforth H.L.: *Promieniowanie podczerwone*, WNT, Warszawa, 1963.
- [10] Kostkowski E.: *Promieniowanie cieplne*, PWN, Warszawa, 1993.
- [11] Łazariew Ł.P.: *Infrakrasnyje i świetlowyje samonawiedienia i nawiedienia ljetatielnych apparatow*, Maszynostrojenie, Moskwa, 1976.
- [12] Madejski J.: *Teoria wymiany ciepła*, PWN, Warszawa, 1963.
- [13] Madura H.: *Pomiary termowizyjne w praktyce*, Agenda Wydawnicza PAKu, Warszawa, 2004.
- [14] Modest M.F.: *Radiative Heat Transfer*, Elsevier, 2003.
- [15] Praca zbiorowa: *Ilustrowany leksykon lotniczy. Uzbrojenie*, WKiŁ, Warszawa, 1991.
- [16] Rudnicki Z.: *Modelowanie matematyczne radiacyjnego przepływu energii*, Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice, 2003.
- [17] Więcek B.: *Wybrane zagadnienia współczesnej termowizji w podczerwieni*, Politechnika Łódzka, Łódź, 2009.

STEFAN FIJAŁKOWSKI

## THE EXPERIMENT – BASED ANALISIS OF THE INFRARED EMISSION BY A HELICOPTER IN FLIGHT

### Abstract

*A paper describes he infrared radiation that is emitted to the environment by the structure of a helicopter in flight and by its exhaust gases. This description was the basic for developing the plan the emission testing and experimentats.*

*The Tested object was the PZL W-3 Sokół helicopter in the selected NOE (nap of the earth) flight maneuvers by day and night, in spring, summer and autumn. The emission testes were carried out in several research sessions using a thermographic camera mounted on ground testbed and on a deck of another helicopter in joint flights. The paper also presents some research that have contributed of clarifying the theoretical model of helicopter emissions and to developing the engineering concept of an exhaust gases cooler.*