

Wiesław BULER, Krzysztof GRAJEWSKI, Henryk KOWALCZYK,
 Andrzej GĘBURA
Air Force Institute of Technology (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych)

WYBRANE ZAGADNIENIA RUCHOMEGO SYSTEMU STRZELECKIEGO ŚMIGŁOWCA Mi-24

Selected aspects of a movable shooting system of the Mi-24 helicopter

Streszczenie: Sterowanie ruchomym systemem strzeleckim z nadążnym układem sterowania wiąże się z problemami z pogranicza mechaniki, automatyki i elektryki. Znaczne przyspieszenia platformy montażowej, jaką jest śmigłowiec, wiąże się z ciągłymi oscylacjami we wszystkich kierunkach, co pogłębia błąd dynamiczny. Obecnie w czasie obsługi sprawdzany jest tylko błąd statyczny, co nie uwzględnia warunków występujących w czasie lotu. Ponadto procesy starzeniowe, zwłaszcza elementów mechanicznych, pogłębiają oscylacje układu nadążnego ruchomego systemu strzeleckiego. Autorzy przedstawiają propozycję poprawy, dzięki niskonakładowym środkom zaradczym, stabilności układu poprzez uwzględnienie błędów dynamicznych.

Słowa kluczowe: układ nadążny, amplitudyna, błąd statyczny, błąd dynamiczny

Abstract: Controlling a mobile shooting system with a tracking system raises concerns regarding mechanics, automation and electrics. Significant acceleration of the helicopter assembly platform involves continuous oscillations in all directions, which increases the dynamic error. Currently, only the static error is checked during maintenance, which does not consider the conditions during the flight. Furthermore, ageing processes, especially those of mechanical elements, deepen the oscillation of the tracking system of the mobile shooting system. The authors present a proposal deemed for improvement, thanks to low-cost remedial measures and the system's stability by taking into account dynamic errors.

Keywords: tracking system, amplitudyne, statistical error, dynamic error

1. Wprowadzenie

Pomysł i pierwsze wdrożenia ruchomych stanowisk strzeleckich sterowanych odległościowo przez układ nadążny wywodzą się z doświadczeń załóg bombowców z II wojny światowej. Stosowane wówczas karabiny strzelców pokładowych swoim ogniem przyciągały uwagę przeciwnika, przez co notowano liczne straty obsługi. Dlatego też powstał pomysł odsunięcia strzelca, pilota operatora od ruchomego stanowiska strzeleckiego i umieszczenia go w pewnej, stosunkowo bezpiecznej odległości od niego. Wymagało to szybkiego działania układów nadążnych, z uwagi na wysoką dynamikę zmian położenia statku powietrznego, jak i położenia celu. Opracowano kolejno różne systemy celowania – najpierw celowniki systemu przeziernego, gdzie pilot-operator ustawiał oś optyczną celownika na cel, przemieszczając system optyczny sprzężony z potencjometrami (w późniejszym okresie z selsynami). Odpowiedniki tych potencjometrów były zamontowane przy stanowisku strzeleckim. W ten sposób tworzą się układy mostkowe oddzielnie dla kątów kursu i kątów pochylenia. Pomiędzy taką parą potencjometrów podłączony był silnik wykonawczy dokonujący obrotu karabinu maszynowego w danej płaszczyźnie. Największym problemem było odpowiednie wzmocnienie pomiędzy elementami manualnego sterowania obsługiwanymi przez strzelca, pilota-operatora a silnikiem wykonawczym. Rozwiązaniem tego problemu było zastosowanie wzmacniacza elektromaszynowego typu amplidyna – umożliwiał on wzmocnienie do 10 000 razy i więcej. Do dzisiaj w lotnictwie bojowym są one stosowane w układach sterowania bronią lufową wojskowych statków powietrznych, takich jak śmigłowiec Mi-24, gdyż mają nie tylko bardzo duże wzmocnienie, ale również dużą tolerancję na ekstremalne zmiany położenia ruchomego stanowiska strzeleckiego. Jednakże duże wzmocnienie to zgodnie z teorią automatyki zmniejszenie stabilności [18-19, 27] układu, tj. zwiększenie niebezpieczeństwa oscylacji w punkcie docelowym. Ze wzrostem wzmocnienia zmniejsza się natomiast błąd statyczny, w omawianym przypadku błąd celowania. Rozwiązuje się go poprzez dwupoziomowe wzmocnienie. W układach automatycznej regulacji błąd statyczny, wynikający głównie z tarcia mechanicznego podczas przemieszczania kąтового stanowiska strzeleckiego, można niwelować poprzez zwiększenie wzmocnienia w pętli sprzężenia zwrotnego utworzonego przez mostki potencjometryczne lub selsynowe. Realizuje się to najczęściej przez zdublowanie tych układów, przy czym jeden układ jest układem regulacji zgrubnej, a drugi (o znacznie zwiększonym przełożeniu względem położenia głowicy celownika) precyzyjnej. Sprawa się znacznie komplikuje, gdy mierzony jest błąd dynamiczny, tj. błąd pomiędzy położeniem głowicy a aktualnym położeniem osi symetrii luf (w czasie odpracowywania zadanej poprawki przez układ automatycznej regulacji). Błąd w fazie, jak i w amplitudzie zwiększa się wraz ze wzrostem luzów zarówno w przekładni silników wykonawczych, jak i w obwodzie sprzężenia zwrotnego, tj. w przekładniach przy potencjometrach lub selsynach. W czasie eksploatacji wystąpić mogą oscylacje wokół punktu celowania (wynikające z drgań własnych układu napędowego), których amplituda i czas trwania zależą m.in. od stopnia zużycia całego zespołu sterowania i układu napędowego ruchomego stanowiska strzeleckiego.

2. Opis ogólny ruchomego stanowiska strzeleckiego śmigłowca Mi-24

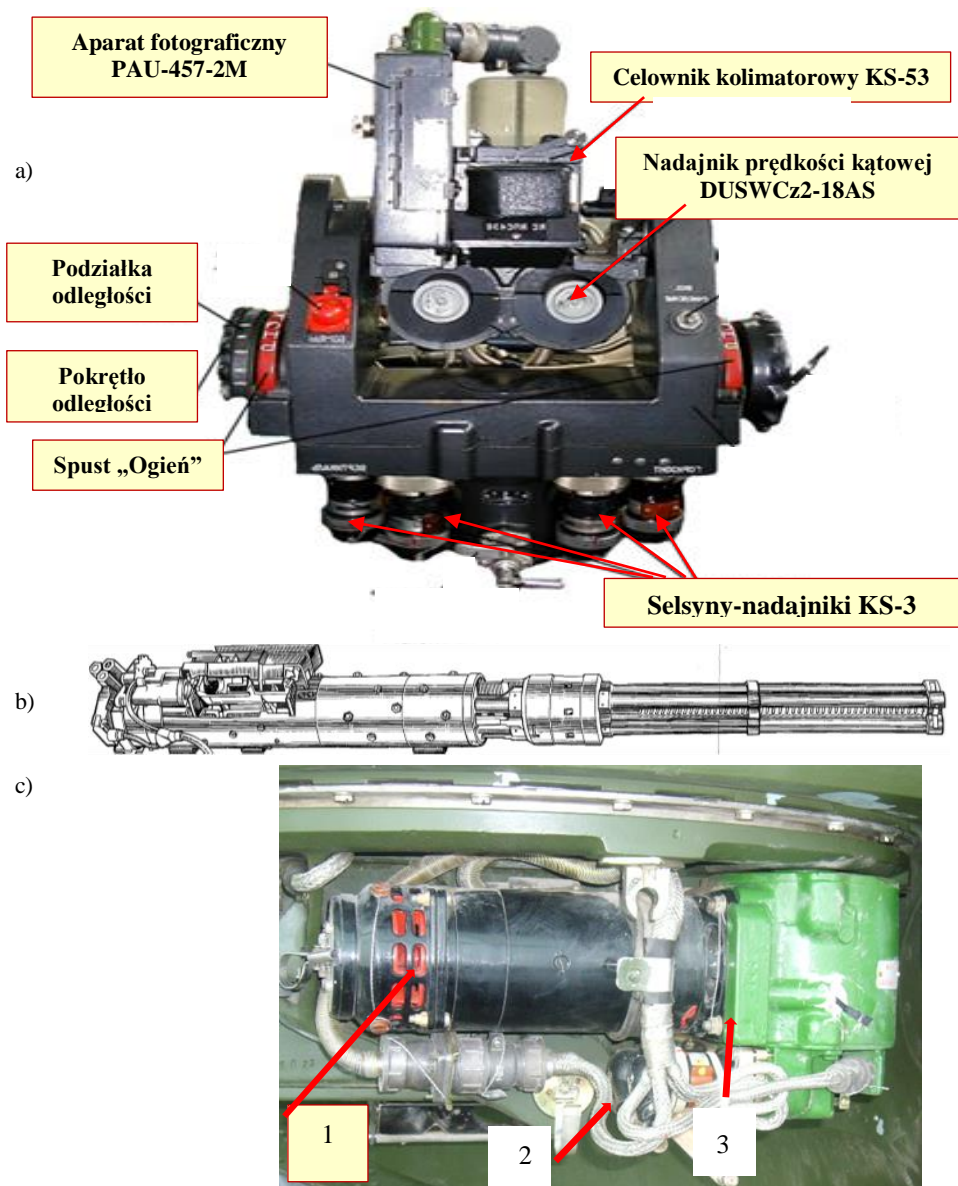
W 1969 r. dokonano oblotu ciężkiego śmigłowca bojowego Mi-24 (rys. 1). Zmodernizowana wersja została wprowadzona do służby w 1977 r. i jest używana przez ponad 30 państw do dnia dzisiejszego. Śmigłowiec przeznaczony jest do wykonywania różnych zadań bojowych, m.in. wsparcia wojsk własnych na polu walki, transportu desantu, rannych i sprzętu wojskowego. Uzbrojenie i wyposażenie celownicze śmigłowca pozwala na niszczenie pojazdów pancernych i opancerzonych, nieopancerzonego sprzętu wojskowego oraz siły żywej przeciwnika. Śmigłowiec uzbrojony jest w zunifikowane ruchome stanowisko strzeleckie z karabinem 12,7 mm. Opancerzenie zapewnia mu odporność na ogień z kalibru do 12,7 mm, a systemy ochrony biernej na zagrożenie ze strony rakiet przeciwlotniczych. System awioniczny, łączności oraz wyposażenie dodatkowe pozwalają na wykorzystanie śmigłowca w różnych warunkach atmosferycznych i zróżnicowanym terenie.



Rys. 1. Widok śmigłowca Mi-24 w locie wraz z karabinem

Konstrukcja płatowca, zastosowany napęd śmigłowca oraz wyposażenie elektryczne umożliwiły zabudowanie w części nosowej zunifikowanego ruchomego stanowiska strzeleckiego USPU-24, które wchodzi w skład systemu ruchomego uzbrojenia strzeleckiego SPSW-24. Poza stanowiskiem USPU-24, w skład systemu wchodzi [11]:

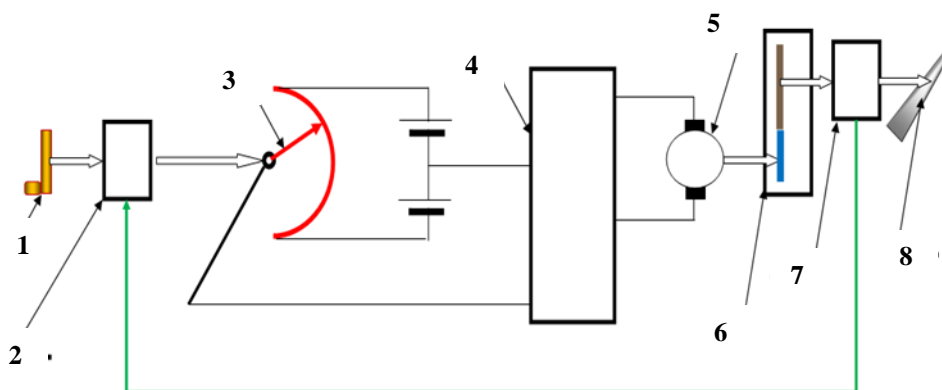
- stacja celownicza z zabudowanym celownikiem kolimatorowym KPS-53AW (rys. 2a),
- czterolufowy karabin JakB-12,7 (rys. 2b,c)
- dwa silniki MU-550TU prądu stałego zapewniające przemieszczenie wieży w celu ustawienia odpowiedniego kąta obrotowej podstawy karabinu – jeden silnik w płaszczyźnie poziomej, drugi w pionowej,
- transformatory położenia kąтового (selsyny) KS-4,
- wzmacniacz elektromaszynowy typ BA-3DP (amplidyna).



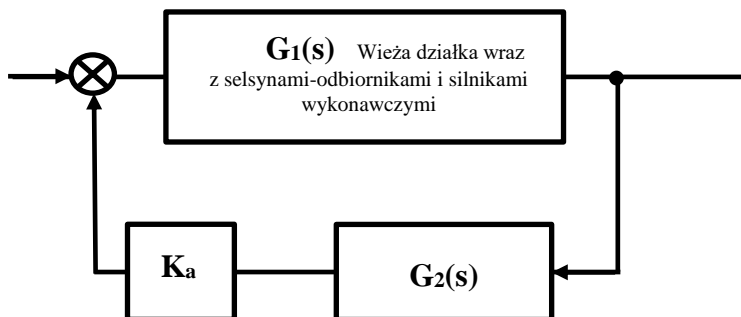
Rys. 2. Elementy ruchomego systemu uzbrojenia strzeleckiego śmigłowca Mi-24: a) stacja celownicza; b) czterolufowy karabin maszynowy; c) 1 – silnik napędowy prądu stałego (przemieszczający położenie lufy karabinu maszynowego), 2 – selsyny, 3 – przekładnia silnik [11]

3. System sprzężenia zwrotnego celownika z układem działka

Dla przejrzystości opisu działania selsyny zastąpiono potencjometrami, które występowały w starszych typach układów nadążnych wież strzelniczych wojskowych statków powietrznych [9, 11, 18, 28-29]. Przykładowy system nadążny pokazany został na rys. 3. Dla uproszczenia, pomiędzy zadajnikiem kąta (element 1) przemieszczamy głowicę celownika wraz z odpowiednim czujnikiem położenia kąowego, np. wirnikiem selsyna-nadajnika (element 3) lub potencjometr-nadajnik. Przy stanowisku obrotowym karabinu maszynowego znajduje się drugi czujnik położenia kąowego (element 7), np. wirnik selsyna-odbiornika lub potencjometr-odbiornik. Różnica między sygnałami obu czujników położenia kąowego jest podawana na wzmacniacz (element 4), który podaje energię elektryczną do silnika (element 5) tak długo, aż różnica ta osiągnie poziom 0. Wówczas lufy osiągną zadany przez pilota-operatora kąt położenia.



Rys. 3. Schemat poglądowy napędu nadążnego: 1 – zadajnik, np. koło sterowe, celownik przezierny, 2 – nadajnik położenia kąowego, np. potencjometr lub selsyn, 3 – potencjometr zadajnika do regulacji poziomu wzmacnienia, 4 – wzmacniacz, 5 – silnik wykonawczy, 6 – przekładnia, 7 – czujnik elementu sterowanego (potencjometr, ewentualnie selsyn), 8 – obiekt sterowany, np. ruchome stanowisko strzeleckie



Rys. 4. Schemat blokowy układu sterowania stanowiskiem strzeleckim jako układu automatycznej regulacji: $G_1(s)$ – transmitancja wieży karabinu maszynowego wraz z łożem i silnikiem wykonawczym (masy o momencie bezwładności J_w) wraz z selsynami-odbiornikami; $G_2(s)$ – transmitancja selsyna (masy o momencie bezwładności J_c); K – wzmacnienie amplidyndy, tu traktowana jest jako urządzenie bez opóźnienia czasowego

Transmitancja układu (rys. 3) bez uwzględnienia oddzielnej transmitancji pilota-operatora w momencie przemieszczania się celu, może być opisana wzorem [11, 18-19, 27]:

$$G_{1-2}(s) = \frac{K \cdot G_1(s)}{1 + G_1(s) \cdot K \cdot G_2(s)} \quad (1)$$

Przy założeniu, że w czasie doprowadzania osi czterolufowego karabinu poprzez obrót podstawy karabinu do zadanego przez celownika położenia kąтового, wszystkie bloki można przedstawić w postaci układu inercyjnego pierwszego rzędu, to po uproszczeniach można przedstawić transmitancję wypadkową w postaci:

$$G_{1-2}(s) = \frac{\tau_w s + 1}{\tau_1 \cdot \tau_2 s^2 + (\tau_1 + \tau_2)s + (K+1)} \quad (2)$$

gdzie: τ_1 – stała czasowa zespołu karabinu oraz jego łoża wprost proporcjonalna do momentu bezwładności ww. podzespołów mechanicznych, τ_2 – stała czasowa przemieszczenia korpusu celownika przeziernego oraz stała czasowa reakcji pilota na kątowe przemieszczanie się celu i zmian położenia (kąтового i liniowego) śmigłowca [3, 26].

Równanie charakterystyczne (mianownik) jest funkcją drugiego rzędu. Zgodnie z teorią [9, 18-19, 27] może on w zależności od parametrów przyjmować wartości:

- a) ujemne, tj. $\Delta < 0$, kiedy to występują składowe urojone i mogą wystąpić oscylacje (niekorzystne dla procesu sterowania) dla wartości współczynnika wzmacnienia amplidyndy

$$K > \frac{(\tau_w + \tau_c)^2 - 4 \cdot \tau_w \cdot \tau_c}{4 \cdot \tau_w \cdot \tau_c} \quad (3)$$

b) dodatkowo, tj. $\Delta \geq 0$, kiedy to występują tylko składowe rzeczywiste i nie występują oscylacje (niekorzystne dla procesu sterowania), a jedynie asymptotyczne dochodzenie osi luf do zadanych kątów, dla wartości współczynnika wzmocnienia amplitudyny

$$K < \frac{(\tau_w + \tau_c)^2 - 4 \cdot \tau_w \cdot \tau_c}{4 \cdot \tau_w \cdot \tau_c} \quad (4)$$

Jeżeli (z dużym przybliżeniem) przyjmiemy wartości stałych czasowych [11]: $\tau_1 = 0,2$ s, $\tau_2 = 4$ s, to wartość wzmocnienia gwarantująca niewystępowanie oscylacji wynosi $K < 4,5$. Jest to bardzo niska wartość (bardzo niskie wykorzystanie możliwości wzmacniania sygnału przez amplitudynę). Jednakże, na podstawie praktycznych badań, autorzy stwierdzili, że wzmocnienie wynosi $K \geq 10\,000$. Jest to niezbędne do optymalnie szybkiego przemieszczania się osi luf. W przeciwnym przypadku przy locie na niskiej wysokości zniszczenie przemieszczającego się celu byłoby niemożliwe. Według rozważań teoretycznych (4) układ może być niestabilny. Jednakże podczas badań na obiekcie rzeczywistym praktycznie biorąc nie obserwuje się znaczących oscylacji. Wynika to z tego, że zostały wprowadzone układy tłumiące oscylacje:

- 1) układ mechanicznych sprzęgieł ciernych;
- 2) układ hamowania dynamicznego klatki silnika napędowego – po dojściu osi symetrii luf karabinu doadanego położenia kąowego, silnik prądu stałego zaczyna pracować jako prądnica, powodując efekt hamowania – wartość momentu hamującego jest wprost proporcjonalna do prędkości kąowej łoża karabinu;
- 3) uziornienie wartości wzmocnienia K – w miarę zbliżania się osi luf do danego (przez stację celowniczą – rys. 2.a) położenia kąowego wartość wzmocnienia K ulega zmniejszeniu.

4. Amplitudyna jako wzmacniacz ruchomego systemu strzeleckiego śmigłowca Mi-24

Wzmacniaczem określa się urządzenie, w którym moc wejściowa jest wielokrotnie wzmocniona kosztem energii doprowadzonej z zewnątrz. W przypadku ruchomego stanowiska strzeleckiego śmigłowca Mi-24 moc zewnętrzna jest pobierana z sieci trójfazowej 3x115/208 V, 400 Hz [11]. W czasie ustawiania głowicy celowniczej na cel lufy karabinu powinny być jak najszybciej obrócone w tym kierunku. Do sterowania silnikami wykonawczymi prądu stałego podczas obracania i wyhamowywania łoża karabinu potrzebna jest znaczna moc. Wzmacniacze elektroniczne nie są w stanie spełnić w praktyce tego wymagania – do tego celu w dalszym ciągu stosuje się wzmacniacz elektromaszynowy – amplitudynę.

Aby zrozumieć działanie amplidyndy jako dwustopniowego wzmacniacza maszynowego, należy najpierw zapoznać się z działaniem jednostopniowego wzmacniacza elektromaszynowego [9, 25, 28, 30], czyli z prądnicą prądu stałego – rys. 5a. Na uzwojenie stojana (rys. 5a, element 4) podawane jest napięcie wejściowe, czyli sterujące (w przypadku wykorzystania prądnicy jako wzmacniacza elektromaszynowego) U_{st} . Zgodnie ze wzorem Ohma popłynie przez to uzwojenie prąd o natężeniu równym ilorazowi napięcia sterującego i rezystancji uzwojenia wzbudzenia.

$$\Phi_w = \frac{\theta}{\sum_{k=1}^n R_{\mu k}} \quad (5)$$

gdzie: $R_{\mu k}$ – rezystancja magnetyczna k – odcinków obwodu magnetycznego; θ – siła magnetomotoryczna

Rezystancja i -go odcinka obwodu magnetycznego można wyrazić wzorem:

$$R_{\mu i} = \frac{l_k}{\mu_k \cdot S_k} \quad (6)$$

Siła magnetomotoryczna określana jest równaniem (7):

$$\theta = I_w z_w \quad (7)$$

gdzie: z – liczba zwojów (rys. 5.a, element 4) wzbudzenia
Zwojony wirnik prądnicy obracając się w polu magnetycznym (wytwarzanym przez uzwojenia wzbudzenia) powoduje indukowanie się siły elektromotorycznej E , wyrażaną wzorem:

$$E = \sum_{j=1}^{j=z} n \cdot l \cdot B_w \cdot \sin \varphi_j \quad (8)$$

gdzie: E – siła elektromotoryczna indukowana w tworniku; n – prędkość obrotowa wirnika prądnicy; l – długość boku ramki zezwoju wirnika (w praktyce długość wirnika); B_w – indukcja magnetyczna stojana; j – numer zezwoju nawiniętego na wirniku; φ_j – kąt nachylenia j -go zezwoju,

gdzie:

$$B_w = \frac{\Phi_w}{S} \quad (9)$$

gdzie: S – pole przekroju poprzecznego nabiegownika obwodu wzbudzenia

Dla nieobciążonej prądnicy siła elektromotoryczna E jest znacznie większa od wartości napięcia wejściowego (sterującego) – stąd wzmocnienie

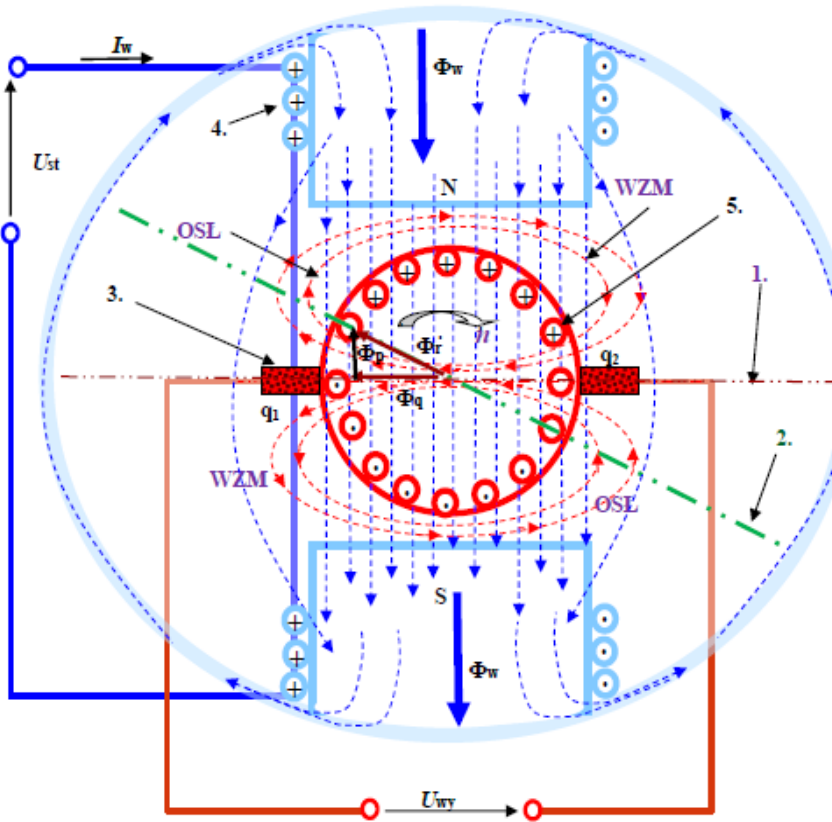
$$K = \frac{E}{U_{st}} \quad (10)$$

Dla obciążonej prądnicy wykorzystywanej jako wzmacniacz maszynowy należy uwzględnić spadki napięć zgodnie z prawem Kirchhoffa:

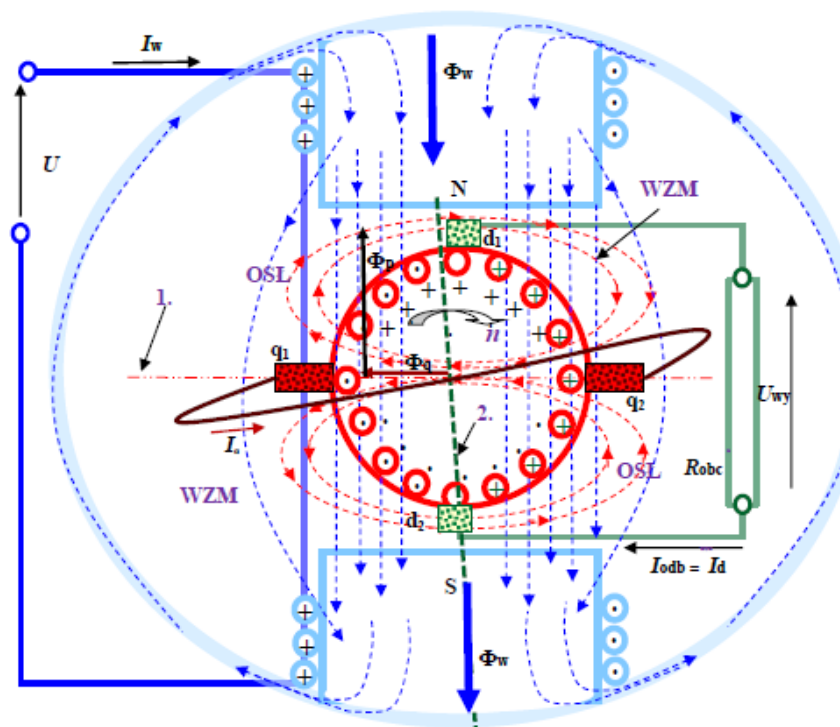
$$K = \frac{E - I_{obc}(R_p + R_r)}{U_{st}} \quad (11)$$

Jeśli prądnica (wzmacniacz maszynowy) jest obciążona, to w jej wirniku przez zezwoje wirnika przepływa prąd, powodując wytwarzanie poprzecznego strumienia magnetycznego (rys. 5a, szczegół Φ_q). Powoduje on zakłócenia w rozkładzie pola magnetycznego stojana – w pewnym rejonie ulega on wzmocnieniu (rys. 5a, szczegół „WZM”), a w innych osłabieniu (rys. 5a, szczegół „OSŁ”), powodując powstanie wektora wypadkowego pola reakcji twornika przesuniętego względem linii podziału geometrycznego (pomiędzy biegunem północnym a południowym stojana) o kąt α . Tworzy się więc linia magnetycznie obojętna [25, 28–30].

Jednocześnie wektor reakcji twornika Φ_r można rozłożyć na dwa wektory składowe: wektor poprzeczny Φ_q oraz wektor podłużny Φ_p [30]. Ten ostatni powoduje osłabienie pola stojana. Im większe obciążenie prądowe prądnicy, tym składowa Φ_p staje się większa a składowa Φ_q mniejsza. Konstruktorzy postanowili zewrzeć szczotki wyjściowe prądnicy (rys.: 5a, 5b, elementy q_1, q_2) przez co uzyskali ekstremalnie wysoką składową Φ_p i ekstremalnie niską wartość Φ_q . Jednocześnie kąt α osiągnął wartości dążącą do 90° . Lokalne osłabienia (rys. 5b, szczegół „OSŁ”) i wzmocnienia pola magnetycznego (rys. 5b, szczegół „WZM”) pola wypadkowego pola magnetycznego stojana uległy znacznemu zróżnicowaniu. Wzdłuż pionowej osi symetrii zamontowano szczotki komutacyjne (rys. 5a, elementy: d_1, d_2) z których pobierano napięcie wyjściowe. Napięcie odbierane z tych zacisków (rys. 5b, szczegół U_{wy}) jest znacznie większe niż napięcie na wejściu amplitudyny (rys. 5b, szczegół U_{st}) w wyniku wzmocnienia dwustopniowego.



Rys. 5a. Przekrój poprzeczny prądnicy prądu stałego – uproszczony model – przesunięcie strefy magnetycznie obojętnej prądnicy komutatorowej prądu stałego spowodowane oddziaływaniem pola poprzecznego wirnika (twornika): 1 – linia (strefa) magnetycznie obojętne przy niskim (poniżej 10% prądu znamionowego) obciążeniu prądnicy; jednocześnie jest to linia podziału geometrycznego pomiędzy biegunem północnym (N) a południowym (S) nabiegunników stojana; 2 – linia (strefa) magnetycznie obojętne przy oddziaływaniu twornika; N, S – bieguny stojana prądnicy; WZM- strefa wzmacniania pola magnetycznego stojana poprzez pole magnetyczne wirnika; OSŁ- strefa osłabiania pola magnetycznego stojana poprzez pole magnetyczne wirnika; 3 – szczotka komutacyjna q_1 minusowa; q_2 – szczotka komutacyjna plusowa; 4 – uzwojenie wzbudzenia prądnicy – tu: uzwojenie sterujące; 5 – uzwojenie wirnika (twornika) prądnicy; n – kierunek obrotów napędu mechanicznego prądnicy; U_{st} – napięcie sterujące – tu: napięcie podawane na uzwojenie wzbudzenia prądnicy; Φ_w – strumień magnetyczny wytwarzany przez uzwojenie wzbudzenia prądnicy tu: uzwojenie sterujące; U_{wy} – napięcie wyjściowe



Rys. 5b. Przekrój poprzeczny amplitudyny – uproszczony model: 1 – linia (strefa) magnetycznie obojętna przy niskim (poniżej 10% prądu znamionowego) obciążeniu prądnicy; 2 – linia (strefa) magnetycznie obojętna przy oddziaływaniu twornika po zwarceniu szczotek komutacyjnych q_1 z q_2 ; N, S – bieguny stojana prądnicy; WZM – strefa wzmacniania pola magnetycznego stojana poprzez pole magnetyczne wirnika; OSŁ – strefa osłabiania pola magnetycznego stojana poprzez pole magnetyczne wirnika; U_{st} – napięcie sterujące – tu: napięcie podawane na uzwojenie wzbudzenia prądnicy; Φ_w – strumień magnetyczny wytwarzany przez uzwojenie wzbudzenia prądnicy; U_{wy} – napięcie wyjściowe; q_1, q_2 – szczotki komutacyjne I stopnia wzmocnienia – położone w osi pola poprzecznego wirnika; d_1, d_2 – szczotki komutacyjne II stopnia wzmocnienia – położone w osi pola wzbudzenia stojana

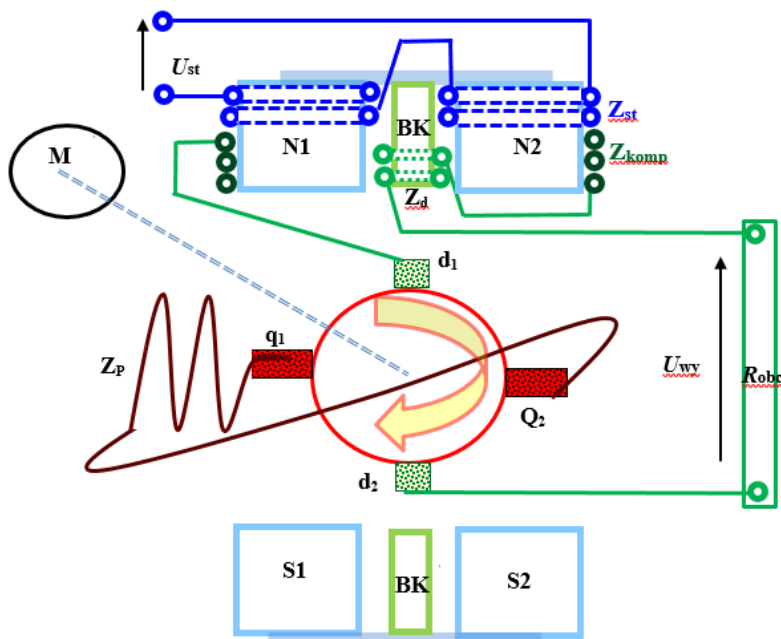
Rzeczywiste wykonanie amplitudyny różni się nieco od przedstawionego powyżej (rys. 6). Musiały zostać wprowadzone pewne korekty konstrukcyjne niezbędne do podniesienia sprawności maszyny i zmniejszenia jej zużycia w czasie eksploatacji [30]:

1. Strumień poprzeczny Φ_q (istotny element I stopnia wzmocnienia amplitudyny) musi być wzmocniony – nawijane jest uzwojenie bieguna poprzecznego (rys. 5, szczegół Z_p).
2. Strumień wzdłużny Φ_p musi być zmniejszony, gdyż zmniejsza wartość strumienia wzbudzenia stojana, a więc zmniejsza strumień energii związany bezpośrednio z sygnałem sterującym – nawijane jest uzwojenie kompensacyjne (rys. 5d, szczegół

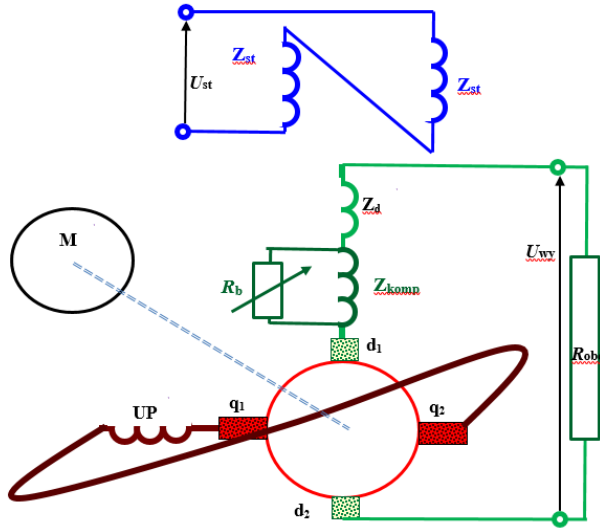
Z_k). Uzwojenie to jest łączone w szereg z obwodem wyjściowym (z obwodem obciążenia). Strumień magnetyczny wytwarzany przez to uzwojenie w stanie jałowym jest tak regulowany, aby wyzerować magnetyzm szczątkowy wirnika, ale jednocześnie nie można doprowadzić do przebiegunowania. Do celu regulacji stosuje się rezystor bocznikujący (rys. 5, element R_b).

3. Szczotki komutacyjne d_1 , d_2 – szczotki komutacyjne II stopnia wzmocnienia – położone w osi pola wzbudzenia stojana (rys. 5b, elementy: d_1 , d_2) nie powinny być położone w środku strumienia Φ_w pola magnetycznego wzbudzenia, co skutkuje wysokimi prądami komutacji, iskrzeniem i zbyt szybkim zużyciem szczotek i powierzchni wycinków komutatora. Aby temu przeciwdziałać, nabiegunki główne wykonuje się jako dwudzielne, tworząc nad miejscami położenia szczotek d_1 , d_2 „pustą przestrzeń”, tu: zwiększoną szczelinę powietrzną. W szczelinie tej umieszcza się bieguny komutacyjne (rys. 5, element BK), które mają zneutralizować ewentualne pole magnetyczne w rejonie tych szczotek (pole strumienia rozproszenia od biegunów głównych).

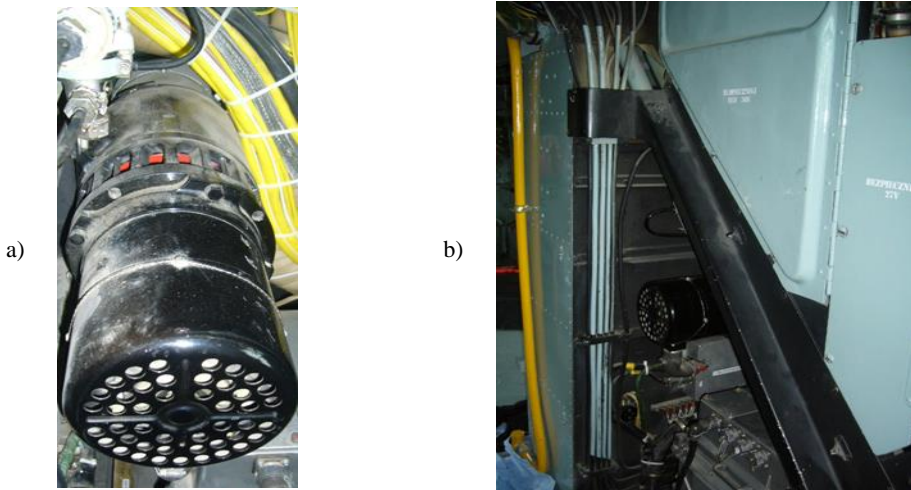
Dzięki rozbudowanej sieci uzwojeń uzyskuje się prostoliniową charakterystykę zewnętrzną, tj. zależność napięcia wyjściowego (rys. 5c i 5d, szczególnie U_{wy}) od natężenia prądu obciążenia. Przy dobrze skompensowanej amplidynie (przy pomocy rezystora kompensacyjnego – rys. 5d, element R_b) można uzyskać charakterystykę poziomą. Dla amplidyny wzmocnienie wynosi $K_p \geq 10\,000$, zaś stała czasowa τ setne części sekundy [30]. Amplidyna jest montowana we wspólnej obudowie z silnikiem napędowym trójfazowym (rys. 5, element S_1). Aby amplidyna pracowała poprawnie, silnik ten powinien zapewniać stabilne obroty niezależnie od poziomu sygnału wejściowego. Stabilność ta na pokładzie śmigłowca Mi-24 jest ściśle związana ze stabilnością częstotliwości napięcia trójfazowego, a ta z kolei ze stanem technicznym zespołu napędowego. Dlatego, aby uzyskać stabilne charakterystyki wzmacniania, należy kontrolować stan techniczny zespołu napędowego staku powietrznego, np. metodą FDM-A [12, 16].



Rys. 5c. Schemat amplidyny: Z_{st} – uzwojenie sterujące, tu: podawane z selsyna różnicowego, U_{st} – napięcie sterujące, tu: (Mi-24) sygnał różnicowy pomiędzy położeniem głowicy sterującej a położeniem luf karabinu, Z_k – uzwojenie kompensacyjne (likwidujące magnetyzm szczątkowy stojana), U_{wy} – napięcie wyjściowe, tj. podawane na silnik elektryczny układu napędowego, S1 – silnik elektryczny (trójfazowy 3x115/208 V, 400 Hz), W_a – wirnik amplidyny; UP – uzwojenie poprzeczne (wzmacniające pole poprzeczne reakcji wirnika); BK – biegun i uzwojenia komutacyjne; N1, N2 – rozdwojony biegun północny uzwojenia wzbudzenia; Z_k – uzwojenie kompensacyjne (nawinięte na rozdwojonym biegunie północnym uzwojenia wzbudzenia)



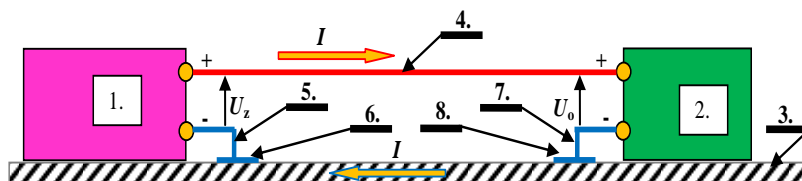
Rys. 5d. Schemat ideowy amplidy: Z_{st} – uzwojenie sterujące, tu: podawane z selsyna różnicowego, U_{st} – napięcie sterujące, tu: (Mi-24) sygnał różnicowy pomiędzy położeniem głowicy sterującej a położeniem luf karabinu, Z_k – uzwojenie kompensacyjne (likwidujące magnetyzm szczątkowy stojana), U_{wy} – napięcie wyjściowe, tj. podawane na silnik elektryczny układu napędowego, S_1 – silnik elektryczny (trójfazowy 3x115/208 V, 400 Hz), W_a – wirnik amplidy



Rys. 6. Widok amplidy zamontowanej na śmigłowcu Mi-24: a) korpus amplidy; b) amplidyna w miejscu zamontowania

5. Wpływ rezystancji połączeń elektrycznych na poprawność działania ruchomego stanowiska strzeleckiego

Po pierwszej wojnie światowej powstawały coraz liczniejsze konstrukcje wykonane z duraluminium. W związku z tym konstruktorzy samolotów, wzorem przemysłu samochodowego, zaczęli wykorzystywać kadłub jako obwód powrotny prądu elektrycznego – zaczęto stosować elektryczną sieć jedнопроводową (rys. 6a), zwaną czasami elektryczną siecią dwuprzewodową bez odizolowanej masy. W ten sposób ciężar przewodów miedzianych zmniejszał się prawie o połowę. Jednakże ten rewolucyjny spadek masy okablowania miał i swoje skutki negatywne związane m.in. ze zwiększeniem poziomu zakłóceń radiowych, zwiększeniem się rezystancji w obwodzie powrotnym (kadłub statku powietrznego) na skutek zmian korozyjnych [1, 15], co pociąga za sobą zmniejszenie napięcia użytecznego przychodzącego na zaciski wejściowe odbiornika.



Rys. 6a. Elektryczna instalacja jedнопроводowa: 1 – źródło energii elektrycznej, tu: amplitdyna (napięcie wyjściowe $U_z = U_{wy}$), 2 – odbiornik energii elektrycznej, tu: elektryczny silnik wykonawczy, przemieszczający łożo stanowiska strzeleckiego, 3 – kadłub statku powietrznego, 4 – przewód plusowy, 5 – przewód minusowy źródła napięcia elektrycznego, 6 – miejsce połączenia przewodu minusowego źródła napięcia elektrycznego z kadłubem statku powietrznego, 7 – przewód minusowy odbiornika energii elektrycznej, 8 – miejsce połączenia przewodu minusowego odbiornika energii elektrycznej z kadłubem statku powietrznego, I – natężenie prądu elektrycznego płynącego pomiędzy źródłem napięcia elektrycznego a odbiornikiem energii elektrycznej, U_z – napięcie na zaciskach źródła energii elektrycznej, U_o – napięcie na zaciskach źródła energii elektrycznej

Silniki elektryczne napędzające stanowisko strzeleckie są zasilane z amplitdyny. Nadmierna rezystancja w obwodzie powrotnym (kadłub statku powietrznego) na skutek zmian korozyjnych – jak wspomniano – pociąga za sobą zmniejszenie napięcia użytecznego przychodzącego na zaciski wejściowe odbiornika. Silniki wykonawcze mają wówczas mniejszą moc i wolniej przemieszczają lufy w kierunku celu.

Rezystancja połączeń elektrycznych w obwodach zespołu napędowego stanowiska strzeleckiego ma istotny wpływ na szybkość i dokładność oraz stabilność ustawień tego stanowiska. Szczególnie istotna jest wartość rezystancji obwodu powrotnego płynącego

przez poszycie statku powietrznego. Generalnie, zwiększenie rezystancji w obwodach elektrycznych powoduje:

- zwiększenie błędu statycznego oraz dynamicznego ustawień ruchomego stanowiska strzeleckiego;
- zmniejszenie amplitudy oscylacji wymuszonych przez zespół napędowy podczas doprowadzania stanowiska do zadanego położenia kąтового;
- zmniejszenie się skuteczności tłumienia drgań własnych układu mechanicznego z powodu mniejszego poziomu prądu wzbudzenia stojana silników sterujących (klatka uzwojeń wirnika silnika, pełniąca wówczas funkcję prądnicy hamującej, ma mniejszą skuteczność);
- zmniejszenie prędkości i przyspieszenia przemieszczania się wieży;
- zwiększenie wydzielania się ciepła w punktach o zwiększonej rezystancji, co może zagrażać bezpieczeństwu lotu z uwagi na możliwości zwarcień elektrycznych;
- zwiększenia obciążenia prądnicy pokładowej;
- zwiększenie szybkości procesów korozyjnych miejsc o zwiększonej rezystancji połączeń.

Tak więc prawie wszystkie cechy powiązane ze wzrostem liczby połączeń elektrycznych w obwodach elektrycznych zespołu napędowego ruchomego stanowiska strzeleckiego wpływają negatywnie na jego działanie.

Pomiary rezystancji połączeń elektrycznych należy wykonywać metodą techniczną [22] przy natężeniu prądu probierczego nie mniejszym niż 10% wartości prądu znamionowego [15, 27]. Wartość rezystancji pojedynczego styku nie może przekraczać [22, 24]:

- a) 600 $\mu\Omega$ dla elementów nieruchomych, np. dla połączeń nitowanych konstrukcji płatowca (obwód powrotny prądu);
- b) 2000 $\mu\Omega$ dla elementów ruchomych, np. połączeń linek metalizacyjnych.

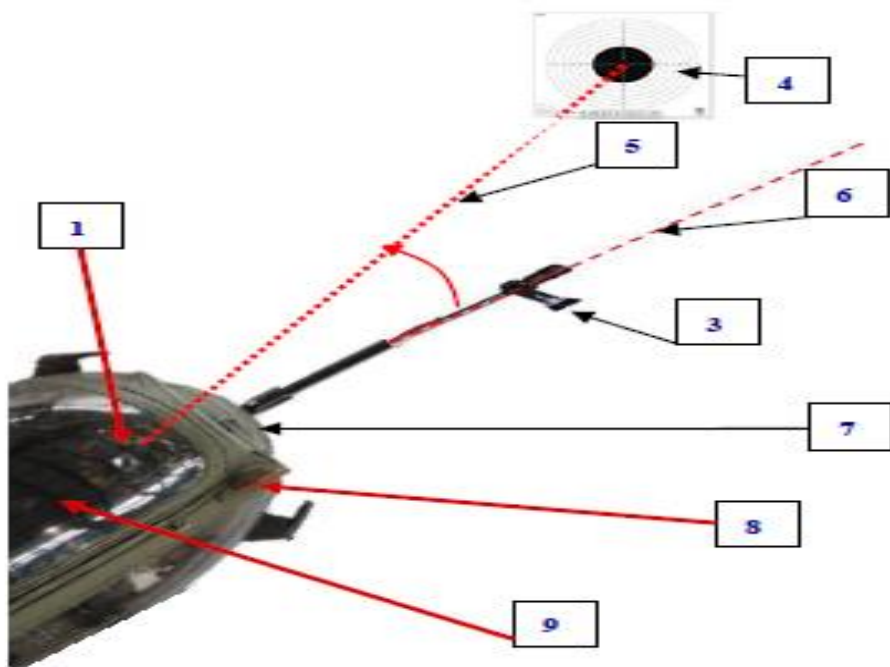
Przy czym łączna wartość rezystancji pomiędzy zaciskiem źródła a odbiornikiem nie powinna być większa niż 50 000 $\mu\Omega$.

6. Określenie błędów celowania stanowiska strzeleckiego na obiekcie rzeczywistym

Dokładność układu napędu nadążnego charakteryzuje różnica położenia lufy stanowiska strzeleckiego względem osi zadanej przez pilota-operatora za pomocą celownika przeziernego, tj. kąt niezgodności położenia względnie uchyb kątowy między tymi osiami. Jeżeli kąt ten mierzymy po odtworzeniu przez układ nadążny stanowiska strzeleckiego sygnałów podanych za pomocą celownika przeziernego (czyli w stanie spoczynkowym stanowiska strzeleckiego), to określamy dokładność statyczną układu. Jeżeli założymy, że pilot-operator ustawił celownik dokładnie na środek tarczy strzeleckiej, to błąd statyczny można zdefiniować jako kątowe odchylenie osi symetrii lufy względem środka tarczy

strzeleckiej po ustabilizowaniu się ruchu luf wymuszonego przez układ nadążny. Jeżeli zaś kąt uchybu mierzymy podczas ciągłych oscylacji luf lub gdy stanowisko strzeleckie obraca się ze stałą prędkością obrotową wskutek podawania na wejście nieustannie zmieniających się sygnałów (pilot-operator przemieszcza korpus celownika, tj. zmienia położenie katowe linii celowania), to określamy w ten sposób dokładność dynamiczną układu. Dokładność dynamiczna układu charakteryzuje największy możliwy uchyb następujący przy oscylacjach lub przy stałej prędkości obrotowej wału wyjściowego układu. Błąd dynamiczny, jak wynika z teorii [9, 18, 19], jest znacznie większy niż błąd statyczny.

W dotychczasowej praktyce eksploatacyjnej dla stanowiska strzeleckiego wykonuje się sprawdzanie tylko błędu statycznego. Błąd statyczny układu określa się po odpracowaniu przez stanowisko strzeleckie poprawek zadanych ze stacji celowniczej. Następuje to po podaniu napięcia na ruchomy system strzelecki. W tym celu ustawiamy celownik w taki sposób, aby siatka celownika obejmowała tarczę (rys. 7, szczegół 4).



Rys. 7. Określenie błędu statycznego ruchomego systemu uzbrojeniem śmigłowca Mi-24: 1 – korpus celownika przeziernego; 2 – lufa karabinu; 3 – lunetka; 4 – tarcza, 5 – linia celowania pilota-operatora; 6 – linia osi symetrii lufy karabinu (położenie wyjściowe przed uruchomieniem układu nadążnego wieży); 7 – wieża obrotowa; 8 – kadłub śmigłowca; 9 – owiewka kabiny (przedniej) pilota-operatora

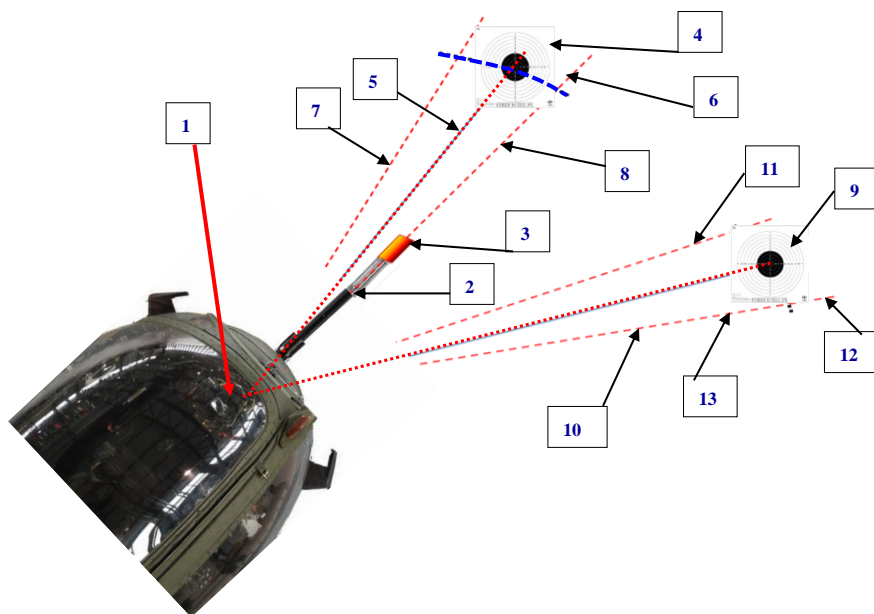
Tarcza ta znajduje się w odpowiedniej odległości przed śmigłowcem. Mechanik uzbrojenia wkłada w otwór lufy karabinu część cylindryczną lunetki TChP (rys. 7). Patrząc przez wziernik lunetki, ocenia błąd powstały między osią symetrii lufy karabinu a środkiem tarczy. W przypadku błędów przekraczających wartość dopuszczalną dokonuje się korekty. W tym celu odkręca się korpus odpowiedniego selsynu i przemieszcza się go aż do zniwelowania błędu.

Badanie w stanie dynamicznym wykonuje się dla różnych układów nadążnych, obracając wał wejściowy według pewnej funkcji, np. oscylacji sinusoidalnych lub funkcji skoku jednostkowego [9, 18, 27]. Występujące przy tym uchyby jako różnicę położenia wału wyjściowego i wejściowego stanowią uchyby dynamiczne. Badania te umożliwiają określenie szybkości działania układu, wyrażonej czasem potrzebnym do ustabilizowania (wyzerowania uchybów) układu po powstałej po nim niezgodności, jak również wielkość przeregulowania i liczbę oscylacji. Badania błędu dynamicznego są istotne do poprawnego dostrojenia układu nadążnego do potrzeb dynamiki zadań – dla przedmiotowej wieży strzeleckiej dotychczas nie były prowadzone. Dlatego autorzy proponują zmodyfikowanie dotychczasowego systemu eksploatacyjnego pomiaru błędu stanowiska strzeleckiego o pomiar błędu dynamicznego. W tym celu należy zmodyfikować dotychczas istniejący zestaw pomiarowy w oparciu o dwie tarcze rozstawione jak na rys. 8 i rozstawienie wokół nich rzędu czujników podczerwieni, a zamiast lunetki optycznej wstawienie do otworu lufy laserowego nadajnika podczerwieni. Rejestrując (na rejestratorze cyfrowym położenie promienia laserowego względem czujników podczerwieni można będzie precyzyjnie ocenić błąd dynamiczny układu nadążnego, m.in. czas ustalenia, współczynnik tłumienia, okres oscylacji itp.

Określenie tych parametrów umożliwi prowadzącemu próbę dobranie wzmocnienia układu nadążnego i szereg innych parametrów w taki sposób, aby układ był możliwie szybki, a jednocześnie stabilny. Te dwa przeciwstawne sobie parametry można zoptymalizować za pomocą algorytmów znanych z podstaw automatyki, np. zasady Zieglera-Nicolasa [9, 18, 27]. Jak wiadomo z literatury, regulacja przebiega w dwóch etapach:

- a) określenie wzmocnienia krytycznego (K_{kr}) układu, przy którym staje się on niestabilny,
- b) dobranie optymalnego wzmocnienia (K_{op}) równego:

$$K_{op} = 0,5 \cdot K_{kr} \quad (5)$$



Rys. 8. Określenie błędu dynamicznego ruchomego stanowiska strzeleckiego śmigłowca Mi-24 proponowane przez autorów: 1 – korpus celownika przeziernego; 2 – lufa karabinu; 3 - laserowy nadajnik podczerwieni; 4 – tarcza (imitacja celu) nr 1; 5 – linia celowania pilota-operatora na tarczę nr 1; 6 – rząd czujników podczerwieni powiązany z tarczą nr 1; 7, 8 – skrajne położenia osi symetrii lufy karabinu w czasie oscylacji przy „naprowadzaniu” na tarczę nr 1; 9 – tarcza (imitacja celu) nr 2; 10 – linia celowania pilota operatora na tarczę nr 2; 11, 12 – skrajne położenia osi symetrii lufy karabinu w czasie oscylacji przy „naprowadzaniu” na tarczę nr 2; 13 – rząd czujników podczerwieni powiązany z tarczą nr 2

Dla przedmiotowego stanowiska strzeleckiego polegałoby to na przestawianiu głowicy celowniczej w skrajne położenia (z lewej na prawo i z prawej na lewo, tj. ok. 120°) poniżej kąta zadziałania wyłączników krańcowych i obserwowaniu ewentualnych wahań luf. Po kolejnym takim przestawieniu należałoby zwiększać wzmocnienie amplitudyny aż do momentu pojawienia się oscylacji luf – w ten sposób wyznaczamy wzmocnienie krytyczne (K_{kr}) układu. Następnie przestrajamy wzmocnienie zgodnie z zależnością (5).

7. Wpływ zużycia podzespołów mechanicznych na skuteczność celowania

Wpływ zużycia mechanicznego na skuteczność celowania ruchomego stanowiska strzeleckiego należy rozpatrzyć w dwóch aspektach:

- a) zużycie ruchomego stanowiska strzeleckiego przez układ nadążny – wzrost oporów tarcia, rezonanse lokalne, zużycie kół zębatych, łożysk tocznych itp. powodujące zwiększenie tarcia lub (np. na skutek zwiększonych luzów) lokalne wzbudzenia rezonansowe powodujące dodatkowe oscylacje luf;
- b) ruchy kątowe kadłuba śmigłowca na skutek zużycia systemu transmisji mocy pomiędzy silnikami turbinowymi a śmigłami – nadmierne ruchy kątowe kadłuba w czasie lotu mogą być dodatkowym obciążeniem dla systemu nadążnego przemieszczania karabinu.

W obu przypadkach znaczną pomoc diagnostyczną może oddać metoda FDM-A [12-14]. Jest to bezinwazyjna metoda, której idea oparta jest na analizie modulacji częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy pokładowej. Metoda ta jest w stanie monitorować dynamikę ruchu praktycznie wszystkich podzespołów mechanicznych sprzężonych z prądnicą-przetwornikiem. Stosując metodę FDM-A, należy przeprowadzić następujące czynności:

- a) rozpuścić układ nadążny z jednego skrajnego położenia w drugie i w połowie drogi zmienić funkcję silnika MU-550TU (przy pomocy dodatkowego stycznika) na pracę prądnicową, przełączając zaciski wirnika z układu zasilania do układu pomiarowego FDM-A. Wówczas będzie można monitorować praktycznie wszystkie podzespoły mechaniczne ruchomego stanowiska strzeleckiego oraz różne skutki ich zużywania, np.: luzy międzyzębne, przekoszenia połączeń mechanicznych, np. wielowypustowych, niewyważenia, stan zużycia łożysk tocznych, rezonanse lokalne, itp. wady mechaniczne [2, 4, 5, 6–9, 12, 16, 21];
- b) sprawdzić podległe podzespoły mechaniczne mogące mieć wpływ na ruchy kątowe kadłuba, np. przekładnię tylną (podtrzymującą wał śmigła ogonowego). Badania takie w oparciu o metodę FDM-A prowadzone są systematycznie dla wszystkich śmigłowców w czasie pracy zespołu napędowego na lotnisku (bez wznoszenia się w powietrze). Wykryto w ten sposób kilka przypadków zużycia transmisji mocy m.in. zespołu transmisji mocy śmigła ogonowego [12, 16, 20]. Przeprowadzona odpowiednio wcześniej wymiana nadmiernie zużytych podzespołów może znacznie zmniejszyć ruchy kątowe (np. oscylacje w płaszczyźnie poziomej polegające na wahaniu kąta kursowego, tzw. myszkowanie) kadłuba podczas lotu.

8. Podsumowanie

Przedstawiony w artykule opis systemu sprzężenia zwrotnego celownika z ruchomym stanowiskiem strzeleckim, wpływ zużycia podzespołów mechanicznych, rezystancji połączeń elektrycznych oraz sposoby określania błędów statycznych i dynamicznych, pozwoliły na następujące stwierdzenia:

1. Przy pewnych wartościach luzów mechanicznych mogą pojawiać się nadmierne oscylacje stanowiska strzeleckiego, które przekładają się na zwiększenie rozrzutu karabinu zamontowanego w stanowisku.
2. Obecnie sprawdzany jest tylko błąd statyczny ustawiania ruchomego stanowiska strzeleckiego – nie bada się błędu dynamicznego, który jest bardzo istotny w warunkach pola walki przy przemieszczaniu się śmigłowca oraz celu (przeciwnika) – zaproponowano wstępną procedurę takiego pomiaru.

W związku z tym powinno się wprowadzić:

1. Pomiar błędu dynamicznego – do optymalizacji regulacji automatyki. Możliwe będzie wówczas pełne wykorzystanie dynamiki układu stanowiska strzeleckiego.
2. Diagnostowanie stanu technicznego mechanizmów takich jak przekładnie zębate, łożyska toczne.

9. Literatura

1. Baszkiewicz J., Kamiński M.: Korozja materiałów. Warszawa 2006, Oficyna wydawnicza Politechniki Warszawskiej.
2. Baranowski B., Głowała S., Mostowski R., Pohl P., Sydor M., Torzyński D., Wielocha G., Zabłocki M.: Podstawy konstrukcji napędów maszyn. Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań 2007.
3. Błaszczczyński R.: Psychologia lotnicza – wybrane problemy. Wydawnictwo MON, Warszawa 1977.
4. Borgoń J., Stukonis M., Szymczak J.: Czy uszkodzenia połączeń wielowypustowych w silnikach lotniczych mogą spowodować wypadki lotnicze. Informator ITWL nr 311/93, Techniczne problemy eksploatacji i niezawodności wojskowych statków powietrznych, Kiekrz 1993.
5. Bratuchin J.P.: Projektowanie i konstrukcje śmigłowców. PWN, Warszawa 1958.
6. Cempel C.: Diagnostyka wibroakustyczna maszyn. PWN, Warszawa 1989.
7. Chaimzow M.E., Korabliev A.I.: Rabotosposobnost aviacionnych zubcatelych soiedinienii. „Transport”, Moskva 1983.
8. Dąbrowski Z.: Wały maszynowe. PWN, Warszawa 1999.
9. Dębowski A.: Automatyka – napęd elektryczny. PWN, Warszawa 2017.
10. Dietrich M. Podstawy konstrukcji maszyn. T2, WNT, Warszawa 1999.
11. Dowództwo Wojsk Lotniczych: Ruchome stanowisko strzeleckie USPU-24 – opis techniczny i obsługa. Poznań 1982.
12. Gębura A., Kłysz S., Tokarski T.: Monitoring wear of gear wheel of helicopter transmission using the FAM-C and FDM-A methods. Procedia Structural Integrity 16:184-19, 2019, DOI: 10.1016/j.prostr.2019.07.039.
13. Gębura A. Sposób wykrywania zwarć w wirniku prądnicy komutatorowej prądu stałego Zgłoszenie wynalazku 357584. Biuletyn Urzędu Patentowego, (data

- zgłoszenia 06.12.2002, zgłoszenie ogłoszono 14.06.2004 BUP 12/04, o udzieleniu patentu ogłoszono 31.12.2008 WUP 12/00); 2004, 12: 63.
14. Gębura A., Radoń T.: Pulsacje napięcia wyjściowego jako źródło informacji diagnostycznych o komutatorowych prądnicach prądu stałego. *Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych*, 2013, 33.33: 57÷74.
 15. Gębura A., Radoń T.: Struktura rezystancji metalizacji płatowca – sposoby diagnozowania. [w:] monografia pod redakcją naukową prof. J. Lewitowicza, L. Cwojdziańskiego, M. Kowalskiego, R. Szczepanika p.t. „Problemy badań i eksploatacji Techniki Lotniczej t. 8”; Wydawnictwo ITWL, Warszawa 2012, ss. 57-85.
 16. Gębura A., Tokarski T.: Some problems of a diagnosis of turbine engine bearings using FAM-C method, *Solid State Phenomena*, 2009, pp. 147-149: 362-367.
 17. Glinka T.: *Eksploatacja i diagnostyka maszyn elektrycznych i transformatorów*. PWN Warszawa 2019.
 18. Kaczorek T., Dzieliński A., Dąbrowski Wł., Łopatka R.: *Podstawy teorii sterowania*. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 2005.
 19. Kowal J.: *Podstawy Automatyki. Tom I*, Uczelniane Wydawnictwa Naukowo-Dydaktyczne AGH, Kraków 2004.
 20. Kowalczyk H., Gębura A., Tokarski T., Kwiatkowski T.: Awaria śmigła ogonowego śmigłowca Mi-24 w efekcie długotrwałego oddziaływania przestrzennego sprzężenia rezonansowego. *Journal of KONBiN*, Vol. 51, Iss. 4, 2021, DOI 10.2478/jok-2021-0041.
 21. Leyko J.: *Mechanika ogólna. Tom 1*, PWN, Warszawa 1996.
 22. Leśniczak A., Gębura A.: Struktura obwodów powrotnych wojskowych statków powietrznych – wybrane problemy na przykładzie samolotu Su-22. *Journal of KONBiN* 48(2018) DOI 10.2478/jok-2018-0065.
 23. Łomonowa B.F., Płatonowa K.K.: *Eksperymentalna psychologia lotnicza*. PWN. Warszawa 1984. ISBN 83-01-05338-0.
 24. Norma Obronna NO-15-A200:2016: *Wojskowe statki powietrzne – Pokładowe układy zasilania elektrycznego – Wymagania i badania*.
 25. Przyborowski W.: *Wybrane zagadnienia eksploatacyjne oraz elementy obliczeń parametrów i charakterystyk maszyn elektrycznych*. Wydawnictwo WAT. Warszawa 2020.
 26. Sasim B.: *Elementy ergonomii kabin samolotów wojskowych*. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Warszawa 2009.
 27. Siemieniako F., Gosiewski Z.: *Automatyka; Tom I: Modelowanie i analiza układów*. Wydawnictwo Politechniki Białostockiej, Białystok 2006.
 28. Sienkiewicz J., Ryznar J., Wróbel T.: *Napęd elektryczny*. Wyd. WAT. Warszawa 1985.
 29. Wasiluk W.: *Poradnik inżyniera elektryka – Tom 2*. WNT. Warszawa 2007.
 30. Wróbel T.: *Elementy automatyki – część I – Elektromaszynowe elementy automatyki*. Wyd. WAT. Warszawa 1978.