

ZESZYTY NAUKOWE
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

FOLIA SCIENTIARUM
UNIVERSITATIS TECHNICAЕ RESOVIENSIS

NR 279
(e-ISSN 2300-5211)

MECHANIKA

Awionika

Kwartalnik

zeszyt **83** (nr 2/2011)



WYDZIAŁ
BUDOWY MASZYN
I LOTNICTWA
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

Wydano za zgodą Rektora

Redaktor naczelny
Wydawnictw Politechniki Rzeszowskiej
prof. dr hab. inż. Feliks STACHOWICZ

Redaktor serii
Jarosław SĘP

Redaktorzy naukow
Jan GRUSZECKI
Stanisław GROCHMAL

Komitet Redakcyjny
Władysław FILAR
Roman PETRUS
Grzegorz PROKOPSKI
Jarosław SĘP
Jan STANKIEWICZ
Zbigniew ŚWIDER

Recenzenci artykułów
Bogusław DOŁĘGA, Jan GRUSZECKI, Grzegorz KOPECKI
Zbigniew KORUBA, Wiesław ŁUCJANEK, Jerzy MANEROWSKI
Janusz NARKIEWICZ, Paweł RZUCIDŁO, Wiesław SOBIERAJ
Cezary SZCZEPAŃSKI, Andrzej TOMCZYK

Redaktor
Marta JAGIEŁOWICZ

Przygotowanie matryc
Joanna MIKUŁA

p-ISSN 0209-2689
e-ISSN 2300-5211

Wersja drukowana Kwartalnika jest wersją pierwotną.

Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej
ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów

Nakład 120 egz. Ark. wyd. 7,41. Ark. druk. 7,25. Papier offset. kl. III 70g B1.
Oddano do druku we wrześniu 2011 r. Wydrukowano w październiku 2011 r.
Drukarnia Oficyny Wydawniczej, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów
Zam. nr 88/11

SPIS TREŚCI

Edward BABIASZ Przewodnik zapewnienia bezpieczeństwa w konstrukcjach pokładowych urządzeń elektronicznych – dokument RTCA DO-254/ED-80 EUROCAE	5
Edward BABIASZ, Józef MAŁUJ Najnowsza edycja dokumentu RTCA/DO-160F	19
Andrzej CIEŚLIK Rodzaje integracji i standardy transmisji danych zintegrowanych systemów awionicznych	27
Krzysztof FALKOWSKI, Maciej HENZEL, Zdzisław ROCHAŁA Centrala danych aerometrycznych dla bezpilotowego statku powietrznego	37
Mariusz MASIEWICZ Walka elektroniczna jako zasadniczy element zmniejszenia porażalności statku powietrznego	47
Piotr MICHAŁOWSKI, Włodzimierz ZUBKO Modelowanie architektury zintegrowanych systemów awionicznych	59
Andrzej PAZUR, Sławomir PASZEK, Krzysztof ROGALA Metoda i stanowisko badawcze dla lotniczych zintegrowanych systemów łączności	69
Małgorzata PERZ-OSOWSKA, Krzysztof BUTLEWSKI, Roman MARCHWICKI, Henryk SZKUDLARZ, Wojciech PUCHALSKI, Rafał KOLANO Latające laboratorium – system rejestracji i transmisji danych do naziemnego stanowiska kierowania lotami	79
Stanisław POPOWSKI, Witold DĄBROWSKI Inercjalne metody określenia kierunku północnego	87
Zdzisław SZYMAŃSKI Kwestie bezpieczeństwa w konstrukcji urządzeń awionicznych	97
Ryszard WITKOWSKI Dokąd zmierzasz czarna skrzynko?	105

Edward BABIASZ
Instytut Lotnictwa w Warszawie

PRZEWODNIK ZAPEWNIENIA BEZPIECZEŃSTWA W KONSTRUKCJACH POKŁADOWYCH URZĄDZEŃ ELEKTRONICZNYCH – DOKUMENT RTCA DO-254/ED-80 EUROCAE

Praca stanowi krótkie omówienie istotnego dokumentu RTCA DO-254/ED-80: Przewodnik zapewnienia bezpieczeństwa w konstrukcjach pokładowych urządzeń elektronicznych. Wytyczne zawarte w tym dokumencie mają służyć producentom statków powietrznych i dostawcom wyposażenia elektronicznego systemów pokładowych. Opisano w nich procedury poszczególnych etapów cyklu projektowania wyposażenia. Określono cele i działania w ramach każdej procedury. Podobnie jak w dokumencie DO-178B/ED-12B dotyczącym oprogramowania, przyjęto pięć kategorii wyposażenia ze względu na wymagane bezpieczeństwo konstrukcji. Wytyczne mają zastosowanie dla każdego przyjętego poziomu bezpieczeństwa konstrukcji.

Wstęp

Rozwój i zastosowanie złożonych systemów elektronicznych w lotnictwie wywołało nowe problemy związane z bezpieczeństwem i certyfikacją. W odpowiedzi na nie powołano stosowne, współpracujące komisje SC-180 RTCA i WG-46 EUROCAE. Ten wspólny komitet został zobowiązany do opracowania jasnych i zwartych wytycznych dla konstrukcji pokładowego wyposażenia elektronicznego, tak by bezpiecznie realizowane były zamierzone funkcje. W wyniku tych prac powstał dokument DO-254/ED-80 [1, 2]. Jest to jeden z ważniejszych dokumentów RTCA. Mimo że został on wydany w 2000 r., chyba nie zakorzenił się jeszcze w świadomości krajowej braci awionicznej. Przywoływany jest już jednak w najnowszych wydaniach norm przedmiotowych (TSO, ETSO).

Wytyczne zawarte w niniejszym dokumencie mają służyć producentom statków powietrznych i dostawcom wyposażenia elektronicznego systemów pokładowych. Opisano w nich procedury poszczególnych etapów cyklu projektowania wyposażenia. Określono cele i działania w ramach każdej procedury. Podobnie jak w dokumencie DO-178B/ED-12B dotyczącym oprogramowania, przyjęto pięć kategorii wyposażenia ze względu na wymagane bezpieczeństwo

konstrukcji. Wytyczne mają zastosowanie dla każdego przyjętego poziomu bezpieczeństwa konstrukcji.

Zastosowanie znacznie bardziej skomplikowanych urządzeń elektronicznych, wypełniających coraz więcej funkcji krytycznych dla bezpieczeństwa statku powietrznego, stanowi nowe wyzwanie dla bezpieczeństwa lotu i certyfikacji. Aby przeciwdziałać temu świadomemu wzrostowi ryzyka, niezbędne staje się zapewnienie, że potencjalne błędy konstrukcji urządzeń są możliwe do zlokalizowania w bardziej ścisły i weryfikowalny sposób, zarówno w procesie projektowania, jak i certyfikacji.

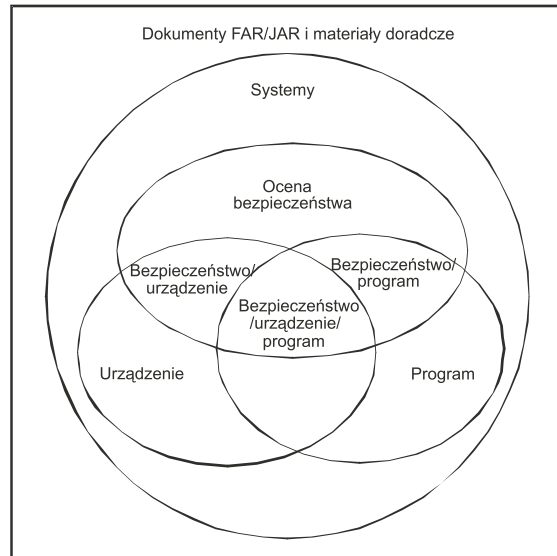
Realizowane są trzy procesy oceny bezpieczeństwa systemu: ocena ryzyka funkcjonalnego (FHA), wstępna ocena bezpieczeństwa systemu (PSSA) i ocena bezpieczeństwa systemu (SSA). Procesy te wykorzystywane są do określenia wskaźników i parametrów bezpieczeństwa systemu stosownie do etapu procesu zapewnienia bezpieczeństwa oraz do ustalenia, czy funkcje systemu osiągnęły zadane parametry bezpieczeństwa. Przyjęte skróty pochodzą od angielskich nazw dokumentów i procesów.

1. Aspekty systemowe zapewnienia bezpieczeństwa konstrukcji

Zapewnienie bezpieczeństwa konstrukcji na poziomie systemu zaczyna się od przyporządkowania funkcji systemu do urządzenia i przyporządkowania im odpowiednich poziomów zapewnienia bezpieczeństwa konstrukcji. Poszczególne funkcje systemu może być związana z jednostkowym urządzeniem, oprogramowaniem lub kombinacją urządzenia i oprogramowania. Wymagania bezpieczeństwa związane z daną funkcją widziane z perspektywy systemu, oprogramowania czy urządzenia definiują wybrany poziom niezawodności i zapewnienia bezpieczeństwa konieczny do spełnienia tych wymagań (rys. 1.).

Przyjęto pięć poziomów zapewnienia bezpieczeństwa rozwoju systemu – od A do E, odpowiadających pięciu klasom sytuacji awaryjnych wynikających z uszkodzeń: katastroficznej, wysoce ryzykownej, niebezpiecznej, umiarkowanie niebezpiecznej i bez konsekwencji.

Na etapie wstępnym poziom zapewnienia bezpieczeństwa konstrukcji dla każdej funkcji urządzenia określany jest w procesie oceny bezpieczeństwa systemu (SSA) z wykorzystaniem oceny ryzyka funkcjonalnego (FHA) do identyfikacji potencjalnych zagrożeń. Następnie proces wstępnej oceny bezpieczeństwa systemu (PSSA) przypisuje wymagania bezpieczeństwa i powiązane sytuacje awaryjne do funkcji realizowanych w urządzeniu. W procesie projektowania mogą występować iteracyjne sprzężenia między procesami zapewnienia bezpieczeństwa, rozwoju systemu i urządzenia. Umożliwia to uzyskanie pewności, że zaprojektowane i wykonane urządzenie spełni zarówno wymagania bezpieczeństwa systemu, jak i te dotyczące funkcji i właściwości przypisanych do urządzenia (rys. 2.).



Rys. 1. Zależności między procesem projektowania systemów wyposażenia pokładowego a procesami oceny bezpieczeństwa, projektowania urządzenia i rozwoju oprogramowania

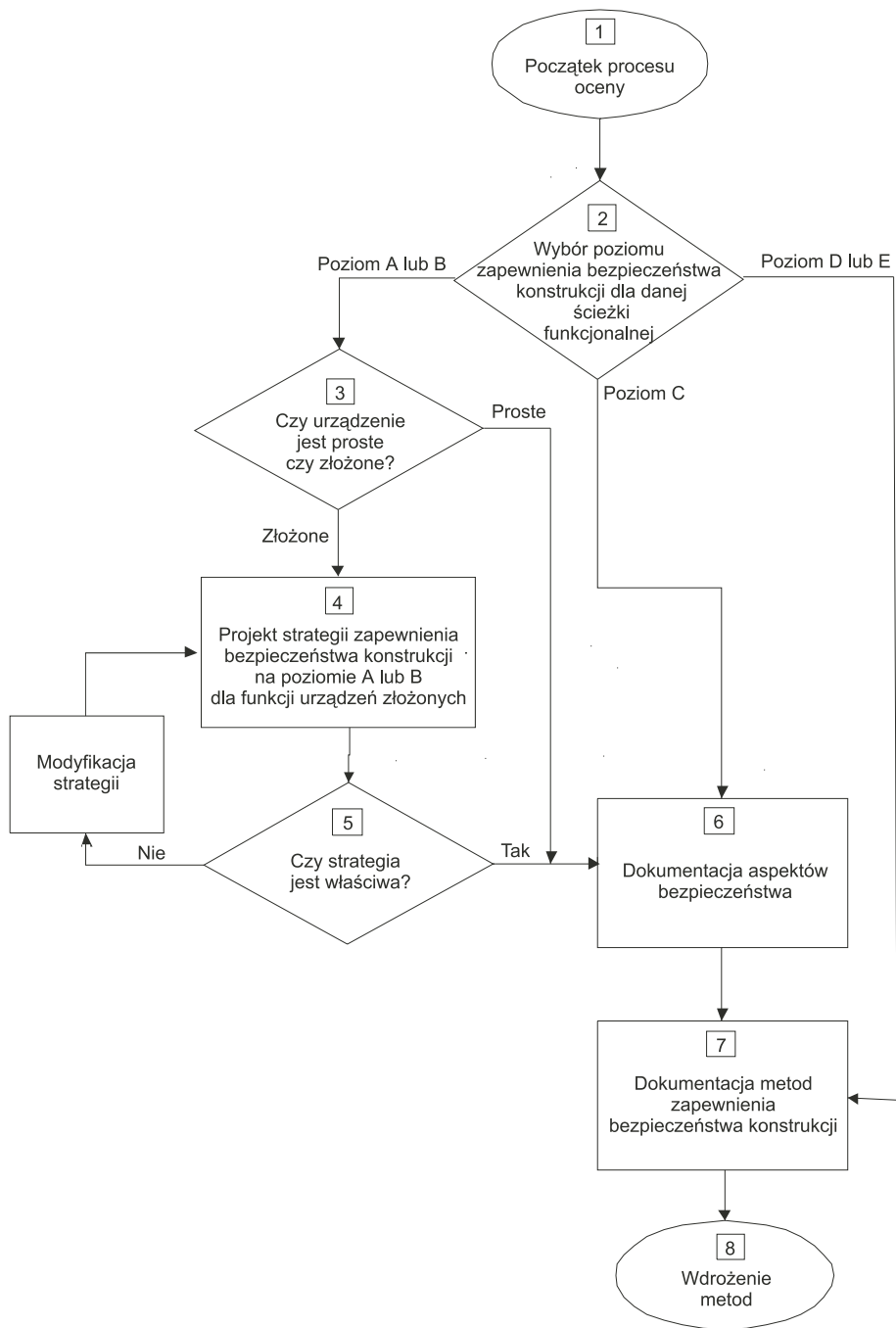
2. Proces projektowania urządzenia

W procesie projektowania urządzenia można wyróżnić następujące etapy:

1. Etap planowania określający i wzajemnie koordynujący działania w projektowaniu urządzenia i procesów wspomagających.
2. Etap konstruowania urządzenia generujący dane projektowe i kończący się wytworzeniem urządzenia. Na tym etapie następuje sformułowanie wymagań, prace koncepcyjne, konstruowanie, wykonanie urządzenia i przekazanie go do produkcji.
3. Procesy wspomagające wypracowujące dane z przebiegu procesu projektowania, które potwierdzają prawidłowość i właściwe kierowanie procesem projektowania urządzenia i materiałami uzyskiwanymi na wyjściu, z włączeniem planowania, konstruowania, oceny bezpieczeństwa i procesów wspomagających. Procesy te są realizowane współbieżnie z etapami planowania i konstruowania. Do procesów tych należą: walidacja, weryfikacja, zarządzanie konfiguracją, zapewnienie bezpieczeństwa i uzyskanie certyfikacji.

3. Proces planowania

Celem etapu planowania urządzenia jest zdefiniowanie środków stosowanych do przetwarzania wymagań funkcjonalnych i zdolności do lotu w konkretnym urządzeniu przy akceptowalnej ilości dowodów zapewnienia, że urządzenie będzie bezpiecznie realizować założone funkcje.



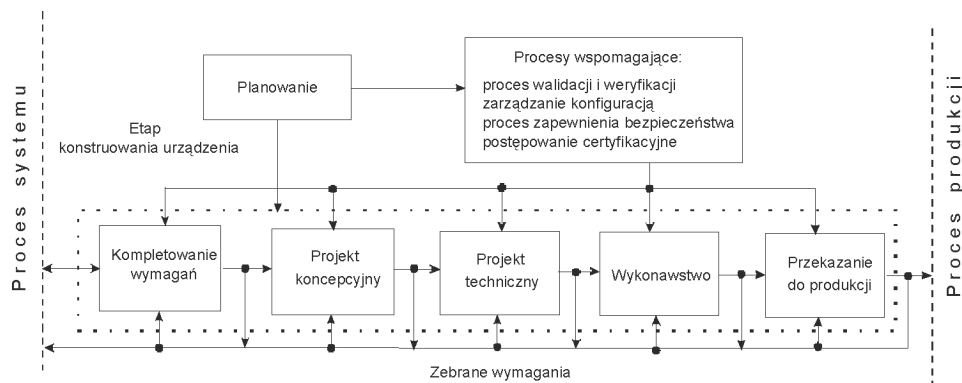
Rys. 2. Proces podejmowania decyzji przy wyborze strategii zapewnienia bezpieczeństwa konstrukcji urządzenia

Zadania na etapie planowania konstrukcji polegają na:

- zdefiniowaniu procesu projektowania urządzenia (opis działań, punkty decyzyjne, wejścia, wyjścia, podział odpowiedzialności),
- wyborze przydatnych norm,
- wyborze lub określeniu warunków środowiskowych dla konstrukcji,
- wyborze środków wykazania zgodności z wymaganymi parametrami bezpieczeństwa konstrukcji, z uwzględnieniem przyjętych strategii proponowanych organowi certyfikującemu,
- przyjęciu środków służących do uzyskania koordynacji między procesami projektowania urządzenia a procesami pomocniczymi, ze szczególnym uwzględnieniem działań związanych z systemami, oprogramowaniem i certyfikacją statku powietrznego,
- zdefiniowaniu działań dla każdego etapu procesu projektowania urządzenia i związanego z nim procesu pomocniczego,
- wyborze środowiska projektowego, a w tym narzędzi, procedur, oprogramowania i oprzyrządowania, jakie będą wykorzystane do opracowania, weryfikacji i kontroli urządzenia i danych z przebiegu projektowania,
- przyjęciu zasad dokonywania zmian ustalonych planów, jeżeli okażą się one konieczne i jeżeli wpływają na certyfikację.

4. Proces konstruowania urządzenia

Proces konstruowania urządzenia polega na wytworzeniu konkretnego urządzenia, które będzie spełniać wymagania systemu przypisane do urządzenia. W pracy opisano pięć podstawowych faz: skompletowanie wymagań, projekt koncepcyjny, projekt techniczny, wykonanie prototypów i przekazanie do produkcji (rys. 3., tab. 1.).



Rys. 3. Przebieg procesu projektowania urządzenia

Każdy proces i każde oddziaływanie między procesami może mieć charakter iteracyjny. Dla każdej iteracji rezultat zmian na każdy z procesów powinien być oceniany przez wpływ na wyniki poprzedniej iteracji i w powiązaniu z nią.

Do dobrej praktyki inżynierskiej należy dokumentowanie zdarzeń i obserwacji z procesu konstruowania w formie notatek, zapisów z przeglądu konstrukcji, książki problemów przez cały proces projektowania. Obecna praktyka inżynierska dostarcza wiele różnych środków – graficznych, matematycznych, opartych na bazach danych lub tekście, służących do przedstawiania, zapisu, prezentacji konstrukcji i opisu wymagań.

Tabela 1. Typowy proces projektowania elementów ASIC/PLD

Typowy proces projektowania ASIC/PLD	Proces
Udział na wyższym poziomie planowania	Planowanie
Decyzje dotyczące architektury ASIC/PLD	Ocena bezpieczeństwa
Kompletowanie wymagań ASIC/PLD	Kompletowanie wymagań
Projektowanie wstępne ASIC/PLD z włączeniem projektowania behawioralnego uwzględniającego potrzeby i wymagania użytkowników	Projekt koncepcyjny
Projekt techniczny ASIC/PLD zawierający pliki złożeniowe, masek i zabezpieczeń	Projekt techniczny
Wykonanie ASIC/PLD, z włączeniem wykonania na zewnątrz, oraz badań i programowania elementów programowalnych	Wykonawstwo
Przekazanie do produkcji ASIC/PLD	Przekazanie do produkcji
Walidacja i weryfikacja ASIC/PLD z włączeniem analiz czasowych, symulacji zachowań, symulacji poziomów bramek	Proces walidacji i weryfikacji
Zarządzanie konfiguracją ASIC/PLD z włączeniem bazy danych narzędzi i części	Proces zarządzania konfiguracją

5. Proces walidacji i weryfikacji

Proces walidacji w swym zamierzeniu ma udowodnić, za pomocą obiektywnych i subiektywnych metod, że sformułowane wymagania są poprawne i kompletne w odniesieniu do wymagań systemu przypisanych do urządzenia. Walidacja może być prowadzona przed, jak i po wykonaniu urządzenia; walidacja zazwyczaj jest prowadzona w trakcie całego cyklu projektowania.

Proces weryfikacji daje gwarancję, że wykonane urządzenie spełnia wymagania. Weryfikacja składa się z przeglądów, analiz i badań wykonanych zgodnie z planem weryfikacji. W ramach tego procesu należy dokonać oceny uzyskanych rezultatów.

Proces weryfikacji może być realizowany na dowolnym etapie konstruowania, zgodnie z planem weryfikacji. W przypadku wymagań bezpieczeństwa stosowanie procesu weryfikacji na różnych etapach konstruowania jest korzystne ze

względu na wzrost prawdopodobieństwa (w wysokim stopniu), że nastąpi wyeliminowanie błędów konstrukcyjnych. Dla niektórych poziomów zapewnienia bezpieczeństwa konstrukcji wymagane jest, aby oczekiwane rezultaty procesu weryfikacji były sprawdzone przez czynnik niezależny.

Procesy weryfikacji oprogramowania, integracji między oprogramowaniem a urządzeniem oraz integracji systemów nie zostały opisane (sferę tę obejmuje dokument DO-178B). Jednakże weryfikacja wymagań dla urządzenia w trakcie tych procesów jest uprawomocnioną metodą weryfikacji urządzenia.

6. Proces zarządzania konfiguracją

Proces zarządzania konfiguracją służy zapewnieniu możliwości powtarzalnego odtwarzania urządzenia w danym, szczególnym wariantcie wykonania, odtwarzania informacji w miarę potrzeby i modyfikowania danego wariantu wykonania w sposób kontrolowany. W artykule opisano spodziewane wyniki procesu zarządzania konfiguracją i działania, które wspierają dążenia do tych rezultatów.

Wytyczne dotyczące działań w procesie zarządzania konfiguracją

1. Warianty wykonania urządzenia powinny być jednoznacznie zidentyfikowane, udokumentowane i nadzorowane. Może to dotyczyć (ale nie tylko) urządzenia, zapisu konstrukcji urządzenia, narzędzi i innych danych wykorzystywanych do uzyskania certyfikatu oraz wzorców bazowych, wyjściowych.

2. Należy ustalić wzorce bazowe, wyjściowe.

3. Problemy należy jednoznacznie zidentyfikować, prześledzić i opisać.

4. Należy utrzymywać nadzór nad zmianami odtworzenia ścieżki przebiegu zmian. Wymagane jest zachowanie danych z przebiegu projektowania wyszczególnionych w planach i zapewnienie możliwości ich odszukania.

5. Należy zapewnić nadzór nad archiwizowaniem, zasadami odszukiwania i udostępniania materiałów dotyczących konfiguracji.

Zdefiniowano dwie kategorie związane z zarządzaniem konfiguracją danych: kategoria nadzoru urządzenia 1 (HC1) i kategoria nadzoru urządzenia 2 (HC2). Stworzenie dwóch kategorii pozwala na mniej sztywny nadzór nad konfiguracją dla pewnych rodzajów danych. Kategoria HC1 wymaga przeprowadzenia wszystkich działań zarządzania konfiguracją, kategoria HC2 jest mniej restrykcyjna.

7. Proces zapewnienia bezpieczeństwa

Proces zapewnienia bezpieczeństwa ma zagwarantować osiągnięcie założonych rezultatów procesu projektowania, zrealizowanie działań nakreślonych

w planach i uzasadnienie odstępstw. Opisano spodziewane wyniki procesu zapewnienia bezpieczeństwa oraz działania, które służą ich osiągnięciu.

Nie sugeruje się specyficznych, konkretnych rozwiązań organizacyjnych. Aby dokonać obiektywnej oceny procesów, działania procesu zapewnienia bezpieczeństwa należy realizować przy zagwarantowaniu niezależności.

Działania procesu zapewnienia bezpieczeństwa

1. Należy zapewnić dostępność planów związanych z urządzeniem, zgodnie z postanowieniami rozdziału dotyczącego procesu planowania w niniejszym dokumencie i uzgodnieniami zawartymi w planie sprzętowych aspektów certyfikacji (PHAC).

2. Należy zapewnić przeprowadzanie przeglądów zgodnie z zatwierdzonymi planami i śledzenie do skutku wykonania działań z nich wynikających.

3. Należy zapewnić wykrywanie, rejestrację, dochodzenie przyczyn, aprobowanie, wytyczanie nowych kierunków i rozwiązywanie niezgodności z planami i normami dotyczącymi urządzenia.

4. Należy zapewnić spełnianie kryteriów przechodzenia do kolejnego etapu projektu zgodnie z zatwierdzonymi planami.

5. W celu zapewnienia, że urządzenie wykonano zgodnie z danymi konstrukcyjnymi należy dokonać odpowiedniego sprawdzenia (np. przez kontrolę pierwszej sztuki).

6. Należy prowadzić zapisy z działań procesu zapewnienia bezpieczeństwa, z włączeniem dowodów potwierdzających zakończenie działań konstrukcyjnych.

7. Prowadzący projekt powinien zapewnić (tam, gdzie jest to stosowne), aby procesy przeprowadzane przez podwykonawców były spójne z planami dotyczącymi urządzenia.

8. Proces ubiegania się o certyfikację

W procesie ubiegania się o certyfikację istotne jest ustanowienie łączności i uzyskanie wzajemnego zrozumienia między ubiegającym się o certyfikat (aplikantem) a organem certyfikującym. Proces ubiegania się o certyfikację powinien być realizowany tak, jak to opisano w procesie planowania i planie sprzętowych aspektów certyfikacji (PHAC), stanowiącym podstawowy dokument planowania procesu certyfikacyjnego. Ubiegający się certyfikat proponuje sposoby wykazania zgodności urządzenia, które należy podać w planie PHAC.

Wytyczne dotyczące sposobów wykazania zgodności

1. Plan PHAC, plan weryfikacji urządzenia i inne wymagane dokumenty należy przedłożyć organowi certyfikującemu do przeglądu, gdy wpływ zmian na przebieg programu jest minimalny.

2. Należy wyjaśnić zastrzeżenia sformułowane przez organ certyfikujący dotyczące planowania na rzecz sprzętowych aspektów certyfikacji (PHAC).

3. Należy uzyskać potwierdzenie organu certyfikującego na dokumencie PHAC.

4. Należy kontynuować współpracę z organem certyfikującym na etapie konstruowania i certyfikacji zgodnie z zapisami w planach, oraz wyjaśniać niezwłocznie zgłaszane przez organ uwagi.

9. Dane z przebiegu procesu projektowania

W niniejszym punkcie opisano dokumenty i materiały stanowiące rezultat procesu projektowania wraz z wytycznymi dotyczącymi zawartości tych dokumentów.

Dane z przebiegu projektowania powinna charakteryzować:

- **jednoznaczność** – informacje/dane są zapisane w sposób, który pozwala tylko na jedną interpretację,
- **kompletność** – informacje/dane zawierają niezbędne i stosowne wymagania oraz materiał opisowy – opisane rysunki, zdefiniowaną przyjętą terminologię i jednostki miar,
- **weryfikowalność** – informacje/dane mogą być sprawdzone pod kątem poprawności przez sprawdzających lub za pośrednictwem narzędzi,
- **spójność** – informacje/dane nie zawierają żadnych sprzeczności,
- **modyfikowalność** – informacje/dane posiadają określoną strukturę, zmiany mogą być dokonywane kompletnie, spójnie i poprawnie z zachowaniem struktury,
- **odtworzalność** – możliwe jest określenie genezy, przebiegu powstawania informacji/danych.

Materiały wytwarzane i wykorzystywane w procesie projektowania

1. Plan/założenia sprzętowych aspektów certyfikacji (PHAC). W PHAC określa się procesy, procedury, metody i normy, których stosowanie ma na celu osiągnięcie zamierzonych rezultatów i zatwierdzenie systemu zawierającego dane urządzenia przez organ certyfikujący. Plan PHAC po zatwierdzeniu stanowi porozumienie między ubiegającym się o certyfikację a organem certyfikującym, dotyczące prowadzonych procesów i działań, i wynikających z tego dokumentów dowodowych wytworzonych dla spełnienia sprzętowych aspektów certyfikacji. PHAC może być częścią innego planu, takiego jak plan certyfikacji systemu pokładowego.

2. Plan/założenia projektowe urządzenia. W założeniach projektowych urządzenia opisywane są procedury, metody i normy, jakie zostaną zastosowane,

oraz procesy i działania, niezbędne do wykonania projektu urządzenia. Założenia te mogą być włączone w plan PHAC i mogą przywoływać przyjęte ogólne zasady projektowania i zastosowane unormowania.

3. Plan walidacji urządzenia. W planie walidacji opisywane są procedury, metody i normy przewidziane do zastosowania oraz procesy i działania, które należy przeprowadzić w celu walidacji pozyskanych wymagań dla urządzenia, tak aby osiągnąć zamierzone rezultaty walidacji zgodnie z niniejszym dokumentem. Plan ten może być włączony w plan PHAC i może przywoływać przewidziane do zastosowania normy dotyczące walidacji.

4. Plan weryfikacji urządzenia. W planie weryfikacji opisywane są procedury, metody i normy stosowane w procesach i działaniach prowadzonych na rzecz weryfikacji urządzenia, aby uzyskać założone rezultaty weryfikacji, zgodnie z niniejszym dokumentem. Niniejszy plan może być włączony w plan PHAC i może przywoływać przewidziane do zastosowania ogólne zasady i normy weryfikacji.

5. Plan zarządzania konfiguracją urządzenia. W planie zarządzania konfiguracją urządzenia opisywane są ogólne zasady, procedury, normy i metody służące spełnieniu założonych rezultatów zarządzania konfiguracją zgodnie z niniejszym dokumentem.

6. Plan procesu zapewnienia bezpieczeństwa urządzenia. W planie procesu zapewnienia bezpieczeństwa urządzenia opisywane są procedury, metody i normy przewidziane do zastosowania oraz procesy i działania prowadzące do uzyskania założonych rezultatów procesu zapewnienia bezpieczeństwa, zgodnie z niniejszym dokumentem.

7. Normy i poradniki dotyczące projektu urządzenia. Normy przedmiotowe, poradniki i wytyczne dotyczące projektowanego urządzenia mogą określać zasady, procedury, metody i kryteria dla procesów projektowania urządzenia, walidacji, weryfikacji, zapewnienia bezpieczeństwa i nadzoru. Są one wykorzystywane do oceny zdatności i jakości produktów powstałych w trakcie projektowania urządzenia. Zgodność z normami może nie być wymagana, ale jeżeli zostaną one przywołane w projekcie, stają się częścią podstawy certyfikacji i założeń projektu.

8. Dane projektowe. Danymi projektowymi urządzenia są wykazy, dokumenty i rysunki, które definiują przedmiotowe urządzenie.

8.1. Wymagania dotyczące urządzenia. Wymagania te są szczegółowym zestawieniem wymagań funkcjonalnych, właściwości, wymagań bezpieczeństwa, jakościowych, podatności obsługowej i niezawodności opracowywanego urządzenia.

8.2. Dokumentacja konstrukcyjna urządzenia. Definiuje ona projektowane urządzenie i obejmuje rysunki, dokumenty i zestawienia wykorzystywane do wytwarzania danego urządzenia. Rodzaj danych, rysunki i dokumenty wytworzone dla danego urządzenia będą w dużej mierze zależać od rozmiarów,

złożoności i liczby podzespołów urządzenia. Na dane zawarte w dokumentacji konstrukcyjnej składają się dane projektów koncepcyjnego i technicznego.

9. Dane z walidacji i weryfikacji. Dane te stanowią dokumentację kompletności i poprawności rezultatów projektu urządzenia i samego urządzenia. Jest to zabezpieczenie zgodnego z wymaganiami opracowania urządzenia, poprawności wytwarzania i osiągnięcia zamierzonych rezultatów projektu. Dane zawierają procedury i wyniki przeglądów, analiz i badań urządzenia.

10. Kryteria akceptacji dla badań urządzenia. Dane te zawierają kryteria i ocenę danych, na ile wykonane badania i związane z nimi wyniki są w stanie zapewnić, że urządzenie zostało wytworzone lub udoskonalone poprawnie.

11. Zgłoszenia problemów. Jest to środek identyfikacji i rejestracji rozwiązań problemów konstrukcyjnych, niezgodności procesów z założeniami i normami oraz braków w danych z przebiegu procesu projektowania.

12. Zapisy z zarządzanie konfiguracją urządzenia. Wyniki działań podjętych w ramach procesu zarządzania konfiguracją są rejestrowane w zapisach z zarządzania konfiguracją. Mogą one zawierać wykazy identyfikacyjne konfiguracji, wzorce lub rejestracje elektroniczne, zapisy dotyczące historii zmian, streszczenia zgłoszeń problemów, dane identyfikacyjne narzędzi, zapisy archiwalne i zapisy dotyczące zezwoleń na publikację.

13. Zapisy z procesu zapewnienia bezpieczeństwa urządzenia. Wyniki działań procesu zapewnienia są rejestrowane w zapisach z procesu zapewnienia bezpieczeństwa. Mogą one zawierać raporty z przeglądów lub auditów, notatki ze spotkań, zapisy odstępstw w procesie autoryzacji lub zapisy z przeglądów zgodności.

14. Podsumowanie realizacji urządzenia. Podsumowanie realizacji urządzenia jest podstawowym dokumentem wykazania zgodności z planem PHAC i zademonstrowania organowi certyfikującemu, że dla danego urządzenia zostały osiągnięte założone rezultaty niniejszego dokumentu. Może być one połączone z podsumowaniem realizacji systemu.

10. Czynniki dodatkowe

W procesie projektowania należy również uwzględnić czynniki dodatkowe.

1. Wykorzystanie opracowanego wcześniej urządzenia. Jest to omówienie zagadnień związanych z wykorzystaniem opracowanego wcześniej, gotowego urządzenia. Wytyczne dotyczą oceny modyfikacji urządzenia, instalacji, środowiska pracy lub środowiska projektowego oraz modernizacji wzorców konstrukcyjnych.

2. Zastosowanie elementów handlowych (COTS). Elementy handlowe (COTS) są powszechnie używane w konstrukcjach urządzeń. Dane projektowe elementów COTS są zazwyczaj niedostępne. Proces certyfikacji nie jest specjal-

nie nakierowany na poszczególne elementy, moduły lub podzespoły, o ile nie zachodzi przypadek realizacji przez nie specyficznych funkcji statku powietrznego podlegających certyfikacji.

3. Doświadczenia z eksploatacji wyrobu. Doświadczenie z eksploatacji może być wykorzystane do dowodzenia bezpieczeństwa konstrukcji dla opracowanych wcześniej urządzeń i elementów handlowych COTS. Doświadczenie z eksploatacji to dane zebrane z dowolnych wcześniejszych i obecnych zastosowań elementu. Dane z zastosowań poza pokładem statków powietrznych nie są wykluczone.

4. Ocena i kwalifikacja narzędzi. Celem oceny i kwalifikacji jest zapewnienie, że narzędzie jest zdolne do realizacji poszczególnych działań projektowych i weryfikacyjnych na wymaganym poziomie ufności. Jest uporządkowaną, prowadzoną od góry w dół, analizą iteracyjną. Identyfikuje ona poszczególne części konstrukcji, które realizują daną funkcję; analizowane są więc zespoły, podzespoły i elementy związane z każdą ścieżką oraz powiązane z nimi stany uszkodzeń i inne objawy dla ustalenia zgodności przyjętej architektury urządzenia i jego wykonanie z wymaganiami bezpieczeństwa. FFPA identyfikuje także te zespoły, komponenty i elementy konstrukcji, które realizują funkcje poziomu A i B.

W dokumencie opisano również przykładowe metody zapewnienia bezpieczeństwa konstrukcji, takie jak wykorzystanie właściwości architektury, doświadczeń z eksploatacji, wyrafinowanych metod analitycznych (analiza elementarna, analiza wpływu szczególnych czynników na bezpieczeństwo – *Safety-Specific Verification Analysis*, metody formalne). Załącznik C zawiera słownik terminologii, a załącznik D – słownik skrótów.

11. Podsumowanie

DO-254 jest bardzo istotnym, obok DO-160 i DO-178, dokumentem o charakterze ogólnym. Nie jest on wprawdzie normą, ale staje się nią przez przywołanie w innych dokumentach normalizacyjnych. W dokumencie zawarto wiele stwierdzeń o charakterze wydawałoby się oczywistym, ale systematyzuje on cały proces projektowania urządzenia, aż do przekazania go do produkcji. Dokument doczekał się już wielu programów komputerowych ułatwiających zastosowanie wymaganych procedur. W kraju jest mało rozpowszechniony.

RTCA, podobnie jak inne dokumenty, jest dostępna za opłatą, za pośrednictwem strony internetowej RTCA. Cena dokumentu wynosi 125 \$ dla krajów spoza Ameryki Północnej.

Literatura

- [1] DO-254: Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware, RTCA, April 19, 2000.
- [2] DO-254: Przewodnik zapewnienia bezpieczeństwa w konstrukcjach pokładowych urządzeń elektronicznych, tłum. Edward Babiasz, grudzień 2009, www.rtca.org.

**DESIGN ASSURANCE GUIDANCE FOR AIRBORNE ELECTRONIC
HARDWARE RTCA DO-254/ED-80 – EUROCAE****A b s t r a c t**

Document DO-254 defines guidance intended to be used by manufacturers and suppliers of airborne electronic hardware items. The hardware design life processes are identified. These text shortly describe objectives and activities for each process.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Edward BABIASZ

Józef MAŁUJ

Instytut Lotnictwa w Warszawie

NAJNOWSZA EDYCJA DOKUMENTU RTCA/DO-160F

Najnowsza wersja dokumentu DO-160, wydanie F zostało opublikowane przez RTCA [5] 6 grudnia 2007 r. wspólnie z komitetami EUROCAE – WG 14 i 31. Prace nad doskonaleniem dokumentu trwają nieustannie, o czym świadczy sześć jego wydań. Na wydaniu F tego dokumentu komitet nie poprzestaje, planowana jest kolejna edycja – wydanie G, która ma się ukazać w grudniu 2010 r. Niniejsze opracowanie stanowi krótkie omówienie ponadczterystostronicowej „normy”. Pokazuje zmiany dokonane w wydaniu F i propozycje zmian do wydania G oraz sygnalizuje obserwowane tendencje w pracach komitetów redakcyjnych.

Wstęp

RTCA (*Radio Technical Committee for Aeronautics*, www.rtca.org) początki swe datuje na 1935 r. Obecnie jest prywatną spółką non profit z siedzibą w Waszyngtonie, skupiającą ok. 400 organizacji i instytucji rządowych i prywatnych, działającą na rzecz modernizacji systemów awioniki – elektroniki lotniczej w Stanach Zjednoczonych i na całym świecie. W ramach RTCA powstało wiele dokumentów normalizacyjnych i doradczych istotnie wpływających na rozwój konstrukcji awionicznych. Jednym z ważniejszych jest dokument DO-160: Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment (Warunki środowiskowe i procedury badań wyposażenia pokładowego), który w swej pierwotnej wersji powstał pod koniec lat 50. ubiegłego stulecia i szybko stał się podstawową normą środowiskową dla cywilnego wyposażenia pokładowego całego spektrum statków powietrznych – od samolotów i śmigłowców lekkich do samolotów naddźwiękowych, a także dla wyposażenia w wojskowym lotnictwie transportowym. Wyparł on powszechnie stosowaną normę brytyjską BS.G100, a właściwie jej trzecią edycję BS.3G100. Od kilkunastu lat dokumenty DO-160 koordynowane są z EUROCAE (European Organization for Civil Aviation Equipment) przez jej grupy robocze WG 14 i 31 i wydawane jednocześnie jako jednobrzmiący dokument ED-14 (ED-14F). Dokument ten składa się z 26 rozdziałów, z których 23 opisuje poszczególne naraże-

nia środowiskowe, określa wymagania odporności i wytrzymałości na te narażenia oraz poziomy dopuszczalnych narażeń wywoływanych przez wyposażenie pokładowe, a także procedury prowadzenia i oceny badań wyposażenia [1, 2]. Najnowsza wersja DO-160, wydanie F zostało opublikowane 6 grudnia 2007 r. Nie można jednak mówić, że wydanie F obowiązuje od 6 grudnia 2007 r., dokumenty RTCA mają charakter doradczy i obowiązują w takim zakresie, w jakim są przywołane w krajowych dokumentach normalizacyjnych. Wydania tego dokumentu (praktycznie od wydania B) funkcjonują niejako współbieżnie – producenci sprzętu deklarują zgodność awioniki, a laboratoria badawcze swe możliwości badawcze z odpowiednim wydaniem dla uproszczenia normy.

Kolejne wydania analizowanego dokumentu są wynikiem bardzo intensywnych prac komitetu SC 135 wraz z komitetami EUROCAE – WG 14 i 31 – w ciągu czterdziestu lat ukazało się sześć jego wydań. Na wydaniu F dokumentu komitet nie poprzestaje i planowana jest kolejna jego edycja – wydanie G, która ma być opublikowana w grudniu 2010 r. [3].

Dla uproszczenia w tekście DO-160 nazywany jest dokumentem lub normą.

1. Cel i zakres stosowania

Dokument definiuje zestaw typowych warunków badań środowiskowych i procedur badawczych dla wyposażenia pokładowego. W powiązaniu z wymaganiami technicznymi czy normami dla poszczególnych elementów wyposażenia mogą one zapewnić wiarygodną ocenę zachowania wyrobu w środowisku pracy. Wybór warunków (kategorii badań), procedur należy do twórcy wyrobu. Dokument nie obejmuje wszystkich narażeń środowiskowych, jakie mogą dotknąć wyposażenie, np. gradu, przyspieszeń liniowych, wibracji akustycznych, oraz badań żywotności wyposażenia. Zakres obowiązywania postanowień dokumentu leży w gestii narodowych agencji rządowych, co pozostaje bez zmian w wydaniu F i G.

2. Definicje podstawowych terminów

Wykaz ogranicza się tylko do omówienia kilkunastu pojęć stosowanych w całym dokumencie. Definicje terminologii specyficznej dla poszczególnych rozdziałów można znaleźć w odpowiednim rozdziale. W wydaniu F nowy paragraf omawiający przydatność wyników wcześniejszych badań po dokonaniu zmian konstrukcji lub konfiguracji.

3. Warunki badań

W tej części dokumentu omówiono normalne warunki badań – podłączenia i położenie obiektu badań, kolejność i łączenie badań, pomiar temperatury powietrza w komorze, normalne warunki otoczenia (temperatura od 15 do 35 deg C, wilgotność nie większa niż 85%, ciśnienie od 84 do 107 kPa, co odpowiada wysokości od 5000 do –1500 stóp), tolerancje (temperatura ± 3 deg C, wysokość $\pm 5\%$ ciśnienia), wyposażenie pomiarowe, wyposażenie wieloelementowe. Nowością w wydaniu F jest omówienie konfiguracji obiektu badań podczas badań podatności na zakłócenia.

Temperatura i wysokość

Rozdział zawiera kryteria podziału wyposażenia na dwadzieścia kategorii, zależnie od miejsca zabudowy i maksymalnej wysokości operowania, oraz opis badań klimatycznych. Treść rozdziału została ustabilizowana i zmiany wprowadzone w wydaniach F i G mają raczej charakter kosmetyczny.

Zmiany temperatury

Norma definiuje pięć kategorii wyposażenia w zależności od przewidywanej prędkości zmian temperatury (10, 5 i 2 deg C na minutę, większej od 10 deg C na minutę – znanej i nieznaney) oraz opisuje procedury badań dla poszczególnych kategorii. W wydaniu F dokonano drobnych uściśleń dotyczących przeprowadzenia prób funkcjonalnych na zakończenie próby.

Wilgotność

Zdefiniowano trzy kategorie środowiska dla badanego sprzętu – standardowe, zastrzone, na zewnątrz kadłuba, i związane z nimi procedury badań trwające 48, 240 i 144 godziny. W wydaniu F skorygowano tylko temperaturę w drugim kroku cyklu na 38 deg C, zgodnie z rysunkami przebiegu próby. W wydaniu G nie przewiduje się zmian.

Udary eksploatacyjne i bezpieczeństwo w warunkach katastrofy

Badanie weryfikuje odporność na udary eksploatacyjne (podczas lądowania, kołowania, turbulencji) oraz bezpieczne zachowanie urządzeń podczas lądowania awaryjnego (bez wyrwania z zamocowań i innych zachowań niebezpiecznych dla pasażerów, układu paliwowego, urządzeń ewakuacyjnych). W wydaniu F wprowadzono kosmetyczne zmiany definicji kategorii wyposażenia i definicji kierunku obciążeń z wykorzystaniem wirówki. W wydaniu G nie przewiduje się zmian.

Wibracje

Badanie ma wykazać odporność i wytrzymałość wyposażenia na oddziaływanie wibracji (także długotrwałych). Zdefiniowano kategorie badań w zależno-

ści od rodzaju statku powietrznego i jego napędu oraz od usytuowania wyposażenia. Badanie drganiami sinusoidalnymi dotyczy już tylko samolotów. Wyposażenie dla śmigłowców bada się drganiami przypadkowymi i przypadkowymi połączonymi z sinusoidalnymi. W wydaniu F wprowadzono wiele istotnych zmian, dotyczących m.in. rozszerzenia opisu zaostrożonych badań wibracyjnych, okresów pracy urządzenia, oraz poprawiono rysunki przebiegu prób. W wydaniu G planuje się dodać wymagania dotyczące badań wyposażenia z elementami wirującymi i przybliżyć dotychczasowe wymagania do najnowszej wersji MIL-STD-810G.

Atmosfera wybuchowa

Zdefiniowano wymagania i procedury badawcze dla wyposażenia kontaktującego się z cieczami, gazami i parami palnymi. Przyjęto trzy środowiska o atmosferze potencjalnie wybuchowej oraz trzy kategorie wyposażenia przeznaczonego do pracy w tych środowiskach. Próba ta wymaga bardzo specyficznego wyposażenia i specjalistycznego personelu. W związku z tym jest bardzo rzadko stosowana przez konstruktorów. W wydaniu F poprawiono definicje środowisk i kategorii wyposażenia, usunięto odniesienia do paliwa 100/130 oktanowego. W wydaniu G planowane jest wprowadzenie zmian w formułach mieszanek i czasu oddziaływania.

Wodoodporność

Badanie służy sprawdzeniu, czy wyposażenie wytrzymuje działanie ciekłej wody w formie deszczu, sprayu, strumienia lub kondensatu. W wydaniu F obniżono intensywność opadu o połowę do 140 l/m²/h. W wydaniu G nie przewiduje się wprowadzenia zmian.

Wrażliwość na ciecze robocze

Badanie weryfikuje zastosowane materiały konstrukcyjne urządzeń stykających się z cieczami roboczymi stosowanymi na pokładzie (paliwa, ciecze hydrauliczne, płyny odladzające, płyny gaśnicze itp.). Materiały poddawane są spryskiwaniu i oblewaniu. Warunki te w wydaniu F pozostawiono bez zmian. W wydaniu G planowane jest uaktualnienie listy płynów zgodnie z MIL-STD-810G i uszczegółowienie składu roztworów odladzających.

Piasek i kurz

Celem badania jest stwierdzenie odporności wyposażenia na oddziaływanie piasku i kurzu. Działanie to może szkodliwie wpływać na wszelkie połączenia ruchome, powodować powstanie mostków dla łuków elektrycznych, stać się ośrodkiem kondensacji cieczy i korozji, a także zanieczyszczać płyny. W wydaniu F poprawiono definicje kategorii wyposażenia, dodano dodatkowe koncentracje piasku oraz poprawiono rozkład ziarnistości. W wydaniu G nie przewiduje się wprowadzenia zmian.

Odporność na zagrzybenie

Badanie określa, czy zastosowane materiały poddają się szkodliwemu działaniu grzybów w warunkach sprzyjających ich rozwojowi – w wysokiej wilgotności, temperaturze i obecności soli nieorganicznych. Jeżeli użyte materiały nie stanowią pożywki dla grzybów, badanie nie jest wymagane. W wydaniu F praktycznie nie dokonano zmian. Do wydania G również nie będą wprowadzone zmiany.

Mgła solna

Badanie sprawdza wpływ długotrwałego działania słonej mgły lub atmosfery o dużym zasoleniu na właściwości wyposażenia. Szczególnie dotyczy to korozji, pracy części ruchomych, pogorszenia izolacyjności, uszkodzenia styków lub odizolowanych przewodów. Treść rozdziału pozostała bez zmian w kolejnych wydaniach.

Wpływ pola magnetycznego

Celem badania jest określenie odległości badanego wyposażenia, przy której powoduje ono zakłócenie kompasu lub innego czujnika magnetycznego o 1°. Wyposażenie podzielono na pięć kategorii – dla odległości od 0 m do ponad 3 m. W wydaniu F poprawiono definicje kategorii, dodano kategorię Y dla wyposażenia bezpośrednio przyległego do kompasu. Poprawiono procedury pomiarowe. W wydaniu G postanowiono dodać tolerancje odległości i opisać metodę pomiaru przy użyciu magnetometru lub gausometru trójosiowego.

Zasilanie elektryczne

Jest to najbardziej rozbudowany rozdział w normie. Definiuje warunki zasilania i zjawiska w sieciach prądu stałego 14, 28 i 270 V oraz prądu zmiennego o wartości skutecznej 115 i 230 V, zarówno o stałej 400 Hz, jak i zmiennej częstotliwości. Poza kategoriami podstawowymi, wynikającymi z nominalnej wartości napięcia zasilania przy kwalifikacji wyposażenia, uwzględnia się także inne czynniki, np. poziom modulacji. Rozdział ten stale jest rozwijany. W wydaniu F pojawiło się nowe źródło napięcia – 270 Vdc uzyskiwane z sieci ac. Wprowadzono wiele zmian dotyczących testowanych zjawisk występujących w sieciach (dodano podwójne przerwanie zasilania w sieci dc, utratę fazy zasilania trójfazowego, pomiar prądu rozruchu, prostowanie napięcia itp.). Dodano tolerancje wartości dla większości prób. Kolejne zmiany planuje się wprowadzić w wydaniu G – zasilanie z wielu źródeł, poprawki opisu badań udarów napięciowych w sieci trójfazowej, doprecyzowanie warunków pracy przy zasilaniu awaryjnym, wymagania na generator 270 Vdc.

Impulsy napięciowe

Ten i następny rozdział uzupełniają rozdz. 16. dotyczący zasilania. Badanie sprawdza odporność na impulsy szpilkowe występujące na zasilaniu zarówno ac, jak i dc. Przewiduje się dwie kategorie – o większej i niższej odporności na impulsy. W wydaniu F wyjaśniono zasady zadawania impulsów dodatnich i ujemnych, sprecyzowano procedurę przy wielorakim zasilaniu, podano ograniczenia na generator impulsów, dodano rysunek dla różnych konfiguracji zasilania trójfazowego. W wydaniu G planuje się dodanie wymagań dla generatorów napięcia (np. alternatorów).

Podatność na zakłócenia przewodzone o częstotliwości akustycznej na zasilaniu

Badanie sprawdza odporność na harmoniczne związane z częstotliwością podstawową źródła. Przyjęte kategorie powiązane są z kategoriami zasilania z rozdziału 16. Zmiany w wydaniu F wynikają z dodania nowego źródła 270 V oraz wprowadzenia wymagań na zasilanie z wielu źródeł. W wydaniu G planowane są kolejne rozszerzenia zakresu badań oraz opcje skrócenia czasu badań.

Podatność na zakłócenia indukowane

Celem badania jest sprawdzenie podatności na zakłócenia powodowane częstotliwością sieci i jej harmonicznymi, sygnałami o częstotliwości akustycznej, przebiegami przejściowymi wynikającymi z działania innych urządzeń pokładowych i oddziałujących na badane urządzenie za pośrednictwem wiązek połączeń. Przypisanie do odpowiedniej kategorii zależy od stopnia potrzebnej odporności i częstotliwości sieci podstawowej. Wydanie F pozostało praktycznie bez zmian. W wydaniu G przewiduje się poszerzenie zakresu badań w obszarze niskich częstotliwości oraz dostosowanie poziomu badań do długości wiązki.

Podatność na zakłócenia o częstotliwości radiowej (promieniowane i przewodzone)

W rozdziale tym chyba po raz pierwszy dokonano zmian upraszczających kategoryzowanie sprzętu i unifikacji badań. Jest to jeden z najbardziej rozbudowanych rozdziałów normy, o procedurach wymagających drogiego specjalistycznego sprzętu i wysoko kwalifikowanej kadry badawczej. Planuje się wydanie poradnika dla użytkowników tej części normy.

Emisja zakłóceń o częstotliwości radiowej

W tej części dokumentu dokonano dużo zmian. Wprowadzono nową kategorię dla samolotów o strukturze słabo ekranującej. Wyeliminowano badania poniżej 100 MHz, ale dodano badania w paśmie GPS. Dodano również rozdz. 21.6 z procedurą dla komory pogłosowej. Planowane jest także poprawienie poradnika dla użytkowników. Przewidywane jest dalsze rozbudowanie rozdziału wraz z zagęszczaniem się przestrzeni radiowej.

Podatność na zakłócenia indukowane wyładowaniem atmosferycznym

Ten i następny rozdział, mimo że stosunkowo niedawno zostały uwzględnione w normie, nie podlegają zmianom w zakresie kategoryzacji i procedur [4]. Zmiany dotyczą jedynie precyzyjniejszego opisu. W wydaniu G planowana jest poprawa poradnika użytkownika oraz badań z wiązkami mieszanymi z i bez ekranowania.

Bezpośrednie uderzenie pioruna

W rozdziale tym nie dokonano zmian.

Oblodzenie

Rozdział ten dotyczy badań wpływu skutków obecności i narastania lodu na powierzchniach zewnętrznych oraz oszronienia z kondensatu wodnego. Nie wprowadzono do niego zmian.

Wyładowania elektrostatyczne

W części tej opisano badanie związane z wpływem wyładowań elektrostatycznych przy kontakcie użytkownika z urządzeniem (dotykanie przycisków, pokręteł itp.). W wydaniu F dodano wyjaśnienie dotyczące całkowitej liczby zadawanych impulsów. Dodano tolerancję amplitudy impulsu oraz skorygowano wartość rezystora. W wydaniu G planuje się dodać niższe niż 15 Kv poziomy napięcie i rozszerzyć zakres prób przez dodanie styków złącza jako punktów zadawania napięć.

Pożar, palność

Celem próby jest określenie ogniowytrzymałości lub ognioodporności urządzeń oraz palności zastosowanych materiałów niemetalowych. Wydanie F pozostało bez zmian. W wydaniu G zostaną wprowadzone zmiany dotyczące doprowadzenia do zgodności z wymaganiami FAR.

4. Załączniki A, B, C

Załącznik A przedstawia sposób oznakowania wyrobu zgodnego z określonymi wymaganiami DO-160. Ponadto zawiera wzór formularza deklaracji kwalifikacji środowiskowej wyrobu i przykład jego wypełnienia. W załącznikach B i C przedstawiono skład komitetu opracowującego dokument i osoby odpowiedzialne za koordynację zmian, zarówno w USA, jak i w Unii Europejskiej.

5. Podsumowanie

W omawianym dokumencie ustabilizowane są tylko badania klimatyczne (temperatury, ciśnienia, wilgotności). Ciągłym korektom podlegają wymagania

wibracyjne idące zdecydowanie w kierunku wibracji przypadkowych. Nieustannie dokonywane są zmiany w zakresie prób dających się ująć jako badania kompatybilności elektromagnetycznej. Wprowadzone zmiany ukierunkowane są na unifikację z normą militarną MIL-STD-810. Dokument DO-160 można określić jako „biblię” osprzętowców w zakresie wymagań środowiskowych.

Norma, jak i inne dokumenty RTCA, jest dostępna za opłatą, za pośrednictwem strony internetowej RTCA. Cena normy wynosi 425 \$ dla krajów spoza Ameryki Północnej. W kraju ostatnie tłumaczenie dotyczy wersji C (1989 r.).

Literatura

- [1] DO-160F: Change Summary, RTCA, November 21, 2007.
- [2] DO-160F: Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment, RTCA, December 6, 2007.
- [3] DO-160F: Open Issues to be Addressed in Revision G, RTCA, November 20, 2007.
- [4] RTCA DO-160F: Lightning Testing, Michael Hopkins, Thermo Fisher Scientific, December 7, 2009.
- [5] www.rtca.org.

NEW EDITION RTCA DO-160F

A b s t r a c t

Document DO-160 defines a series of minimum standard environmental test conditions (categories) and applicable test procedures for airborne equipment. These text remind DO-160 – environmental bible for avionics and shortly describe changes introduced in edition F and planned for edition G.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Andrzej CIEŚLIK
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

RODZAJE INTEGRACJI I STANDARDY TRANSMISJI DANYCH ZINTEGROWANYCH SYSTEMÓW AWIONICZNYCH

W artykule dokonano charakterystyki i podziału zintegrowanych systemów awionicznych ze względu na rodzaj integracji oraz standardy przesyłu informacji pomiędzy blokami systemu awionicznego. Uwzględniając rodzaj integracji, omówiono systemy: z analogowym przesyłaniem sygnałów, z cyfrowym przesyłaniem sygnałów, zintegrowane cyfrowo, zintegrowane modułowo. Zaprezentowano protokoły przesyłu danych: ARINC-429, MIL-STD-1553B, STANAG-3910, Hi-Per 1553, AFDX, Ethernet.

Wstęp

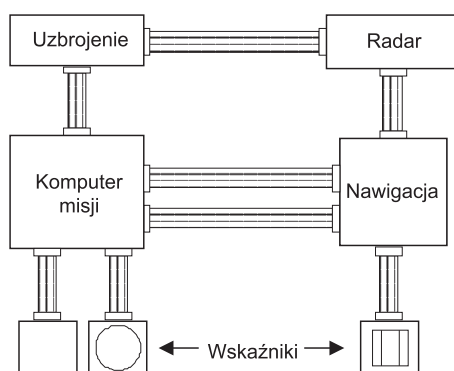
Systemy awioniczne współczesnych statków powietrznych składają się z wielu podsystemów. Zespolenie podsystemów w jeden system, spełniający wymagania stawiane danemu typowi statku powietrznego, określa się jako integracja systemu awionicznego. Powstały w ten sposób system nosi nazwę zintegrowanego systemu awionicznego. Pierwszym krokiem w opracowaniu zintegrowanego systemu awionicznego była (połowa lat 50.) koncepcja wykonania systemu uzbrojenia. Polegała ona na opracowaniu systemów zwiększających efektywność lotu oraz prawdopodobieństwo wykonania zadania przez załogę. Rezultatem podjętych prac było pojawienie się w latach 60. nowej generacji statków powietrznych ze zintegrowanymi systemami awioniki i uzbrojenia. Następnym ważnym powodem powstania zintegrowanych systemów awionicznych była możliwość wykorzystania pewnych urządzeń pokładowych, które mogłyby być wspólne dla wielu podsystemów statku powietrznego. Przykładem są monitory wielofunkcyjne oraz wskaźniki przeziernie HUD, które mogą zobrazować dane wielu podsystemów. Korzyścią wynikającą z takiego rozwiązania jest zmniejszenie wagi wyposażenia montowanego na pokładzie statku powietrznego, co może być wykorzystane m.in. do zwiększenia masy uzbrojenia. Zintegrowane systemy awioniczne są naturalnym następstwem wzajemnego przenikania się systemów statku powietrznego.

1. Rodzaje zintegrowanych systemów awionicznych

Zintegrowane systemy awioniczne ze względu na sposób połączeń pomiędzy blokami elektronicznymi i rodzaj przesyłanych informacji obejmują [7]:

- systemy z analogowym przesyłaniem sygnałów,
- systemy z cyfrowym przesyłaniem sygnałów,
- systemy zintegrowane cyfrowo,
- systemy zintegrowane modułowo.

Schemat architektury systemu awionicznego z analogowym przesyłaniem sygnałów przedstawiono na rys. 1. Wszystkie bloki elektroniczne, czujniki, elementy sterujące, wyświetlacze połączone są za pomocą wiązek kablowych, po których przesyłane są sygnały analogowe; nie ma wyróżnionej szyny danych. Rezultatem takiej architektury jest duża liczba i waga okablowania montowanego na pokładzie statku powietrznego. Z tego względu systemy te były bardzo trudne do modyfikacji. Omówione systemy są charakterystyczne dla statków powietrznych produkowanych w latach 1950-1960 i wykorzystywane są do dziś, np. w statkach powietrznych Boeing 707, VC10, BAC 1-11, DC-9 oraz wczesnej wersji Boeinga 737s.

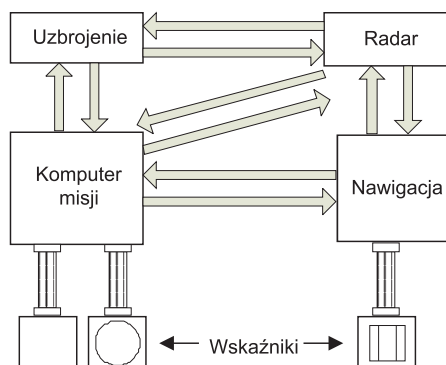


Rys.1. System z analogowym przesyłaniem sygnałów

Powstanie komputerów cyfrowych doprowadziło do ich zastosowania na pokładzie statków powietrznych. W początkowym okresie były one stosunkowo duże, ciężkie, miały małą i ograniczoną pamięć oraz były trudne do programowania. W porównaniu z komputerami analogowymi cechowały się dużą szybkością i stabilnością obliczeń oraz brakiem szumów i dryftów. Schemat systemu awionicznego z cyfrowym przesyłaniem sygnałów przedstawiono na rys. 2.

Cyfrowe szeregowe standardy przesyłu danych – ARINC 429 (cywilne) oraz Tornado (wojskowe) – wykorzystano do przesyłu informacji pomiędzy blokami systemu. W architekturze tego typu bloki elektroniczne, czujniki, ele-

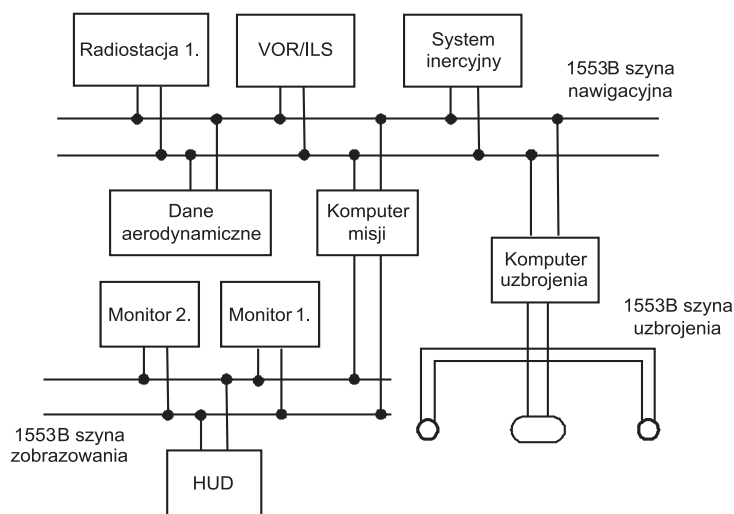
menty sterujące, wyświetlacze połączone są – w zależności od potrzeb – za pomocą wiązek kablowych, po których przesyłane są sygnały cyfrowe; nie ma wyróżnionej szyny danych.



Rys. 2. System z cyfrowym przesyłaniem sygnałów

Opisywany typ systemów był charakterystyczny dla statków powietrznych produkowanych w latach 70. Przykładami wojskowych i cywilnych statków powietrznych w tej kategorii są: Jaguar, Nimrod MR2, Tornado, Sea Harrier, Boeing 737, Boeing 767, Bombardier Global Express.

Opracowanie w latach 80. cyfrowego standardu przesyłu informacji MIL-STD-1553B zapoczątkowało pojawienie się architektury systemów awionicznych zintegrowanych cyfrowo (rys. 3.). Cechą charakterystyczną tego stan-



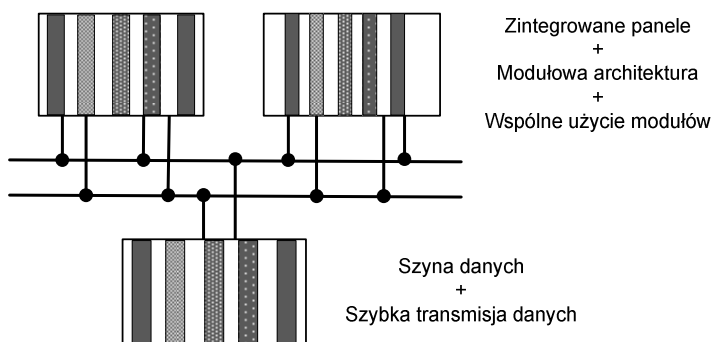
Rys. 3. System zintegrowany cyfrowo

dardu jest centralna magistrala danych, do której podłączone są bloki wyposażenia elektronicznego.

Pojawienie się standardu MIL-STD-1553B doprowadziło do unifikacji wyposażenia elektronicznego montowanego na pokładzie statków powietrznych. Przykładami wojskowych statków powietrznych w tej kategorii są: F-16, SAAB Gripen, Boeing AH-64 C/D.

Systemy zintegrowane modułowo oparte są na standardowo produkowanych modułach elektronicznych, dopuszczonych do użycia na pokładach statków powietrznych. Rozwiązanie to umożliwia opracowanie i wykonanie w krótkim czasie prototypów zaawansowanych konstrukcji elektronicznych. Schemat architektury zintegrowanej modułowo przedstawiono na rys. 4. Wykorzystanie rozwiązań komercyjnych do celów wojskowych umożliwia:

- zwiększenie prędkości transmisji szyn danych z 1 Mbit/s do 1 Gbit/s dzięki zastosowaniu technologii Ethernet oraz technologii optycznych,
- wykorzystanie wieloplatformowego oprogramowania oraz podział oprogramowania na warstwę sprzętową i warstwę aplikacyjną, co z kolei pozwala na łatwe przenoszenie oprogramowania pomiędzy różnymi platformami sprzętowymi,
- wykorzystanie procesorów sygnałowych do cyfrowego przetwarzania sygnałów w urządzeniach pracujących w czasie rzeczywistym, jak radary, obrona radioelektroniczna itd.



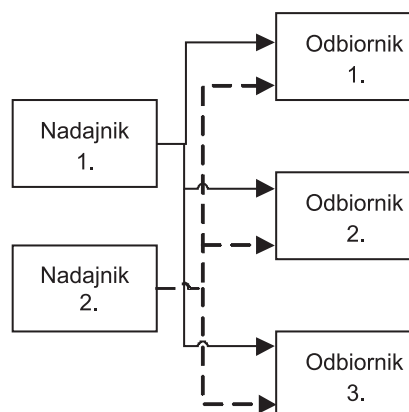
Rys. 4. System zintegrowany modułowo

Architektura ta jest charakterystyczna dla konstrukcji z lat 90., dla których prace koncepcyjne rozpoczęto w latach 70. i 80. Przykładami statków powietrznych w tej kategorii są: F-22 Raptor, morski taktyczny samolot A-12 Avenger (projekt zakończony w 1990 r.), śmigłowiec LHX, później przekształcony w RAH-66 Comanche.

2. Podstawowe standardy transmisji danych zintegrowanych systemów awionicznych

Cyfrowe standardy transmisji danych wpłynęły zasadniczo na zastosowanie elektroniki cyfrowej w zintegrowanych systemach awionicznych. W początkowym okresie cyfrowe szyny danych charakteryzowały się transmisją jednokierunkową (*half-duplex*) typu „punkt do punktu”, z wolną prędkością transmisji nieprzekraczającą 100 kbit/s. Kolejne generacje cyfrowych standardów transmisyjnych wykorzystywały już transmisję dwukierunkową (*full-duplex*), z centralną magistralą danych, po której były przesyłane dane z prędkościami od 1 do 10 Mbit/s [3].

Cyfrowymi standardami transmisji specjalnie przeznaczonymi do zastosowań w lotnictwie są: ARINC-429, MIL-STD-1553B, Hi-Per1553, STANAG-3910, GigaBit Ethernet, AFDX (ARINC-644). Standard szyny ARINC-429 działa na zasadzie jeden nadajnik do wielu odbiorników. Każdy z odbiorników odbiera tę samą informację w tym samym czasie. Standard przewiduje, że do jednego nadajnika może być podłączonych maksymalnie 20 odbiorników. Schemat topologii połączeń przedstawiono na rys. 5.

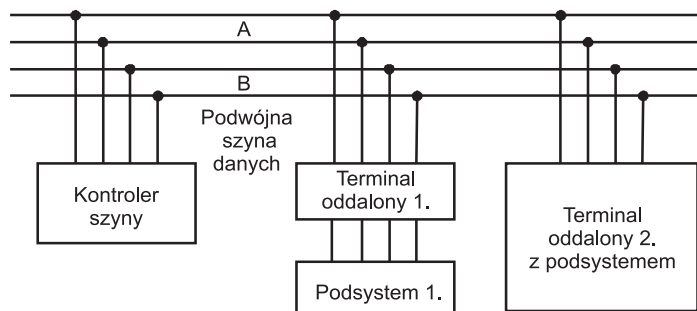


Rys. 5. Topologia połączeń standardu ARINC-429

W standardzie ARINC-429 przewiduje się transmisję jednokierunkową – transmisja odbywa się po jednej parze przewodów tylko w jednym kierunku. Transmisja dwukierunkowa wymaga wprowadzenia dodatkowych kanałów komunikacyjnych w postaci wiązek kablowych. W standardzie przewiduje się dwie prędkości transmisji: wolną – 12,5 kbit/s oraz szybką – 100 kbit/s. Informacja jest wysyłana w postaci pojedynczych 32-bitowych słów.

Standard MIL-STD-1553B [2, 6] został opracowany na przełomie lat 1968-1978. W 1973 roku opublikowano pierwszą wersję standardu MIL-STD-1553. Dalszym jego rozwinięciem był opublikowany w 1975 r. standard MIL-STD-1553A, a następnie wprowadzony w 1978 standard MIL-STD-1553B. Wprowa-

dono centralną szynę danych, po której odbywa się dwukierunkowa transmisja. Szyna danych standardu składa się z dwóch niezależnych par przewodów wykonanych w postaci ekranowanej skrętki (każda para). Każda para przewodów jest niezależnym kanałem transmisji danych, co znacznie podnosi redundancję projektowanego systemu. Podstawowy schemat topologii sieci standardu MIL-STD-1553B przedstawiono na rys. 6.



Rys. 6. Topologia sieci standardu MIL-STD-1553B

MIL-STD-1553B jest standardem przepływu informacji typu „zapytanie–odpowiedź”. Każda transmisja danych na szynie jest inicjowana za pomocą kontrolera szyny (*Bus Controller*, BC). W danej chwili czasowej na szynie może znajdować się tylko jeden aktywny kontroler szyny komunikujący się maksymalnie z 31 terminalami (*Remote Terminal*, RT).

Dane transmitowane są asynchronicznie z prędkością 1 Mbit/s. Po szynie przesyłane są paczki danych w postaci 16-bitowych słów kodowanych w kodzie Manchester. W jednym komunikacie można przesłać maksymalnie 32 słowa. Słowa danych mogą być formatowane jako: rozkazy, statusy, dane.

Zwiększenie prędkości transmisji danych w statkach powietrznych wykorzystujących standard MIL-STD-1553B [3] wymagało wymiany istniejącego okablowania. Działania te wiązały się jednak z wysokimi kosztami. Powstała więc koncepcja zwiększenia prędkości transmisji na magistrali danych z wykorzystaniem istniejącego okablowania. W koncepcji tej na magistrali danych funkcjonowałyby dwie prędkości transmisji: prędkość podstawowa 1 Mbit/s (obsługująca istniejące urządzenia) oraz prędkość nowa (znacznie wyższa) obsługująca nowe urządzenia.

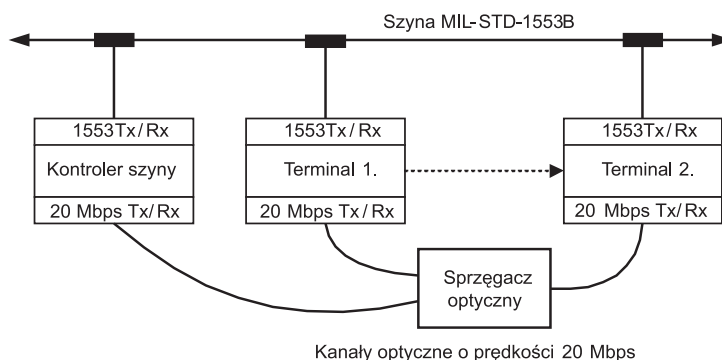
Rozwiązanie takie (Hi-Per 1553) zostało zaprezentowane w 2005 r. przez firmę Data Device Corporation na przykładzie systemu awionicznego samolotu F-15. W zmodernizowanym systemie zademonstrowano przesyłanie komunikatów z prędkościami 1 Mbit/s i 40 Mbit/s. W próbach laboratoryjnych uzyskano odpowiednio 150 Mbit/s z jednoczesnym 1 Mbit/s oraz 200 Mbit/s bez 1 Mbit/s.

Połączenie transmisji danych 1 Mbit/s oferowanej przez standard MIL-STD-1553B z szybką transmisją danych wykorzystano w standardzie STANAG-3910. Szybka transmisja danych (20 Mbit/s) odbywa się poprzez łącza optyczne powiązane za pomocą sprzęgacza optycznego [4]. Standard MIL-STD-1553B pełni rolę nadzorczą nad szybką transmisją danych. Sygnały cyfrowe są kodowane z użyciem kodu Manchester. Podobnie jak w standardzie 1553B, kontroler szyny pełni rolę nadzorczą nad transmisją. Architekturę systemu przedstawiono na rys. 7.

Zastosowanie optycznego przesyłu danych umożliwiło 20-krotne zwiększenie prędkości transmisji w stosunku do standardu MIL-STD-1553B. Zwiększono również maksymalny rozmiar komunikatu do bloku 132 słów 32-bitowych (w standardzie MIL-STD-1553B maksymalny blok składa się z 32 słów 16-bitowych).

Standard Gigabit Ethernet jest rozwinięciem standardu 10/100/1000 Mbit/s Ethernet [5]. Jest on obecnie podstawowym standardem używanym w komercyjnych sieciach komputerowych. W zastosowaniach wojskowych GigaBit Ethernet wykorzystywany jest do komunikacji sieciowej wewnątrz bloków elektroniki oraz pomiędzy komputerami, czujnikami, wyświetlaczami, koncentratorami danych. W przyszłości przewiduje się zwiększenie prędkości transmisji dla tego standardu do 10 Gbit/s.

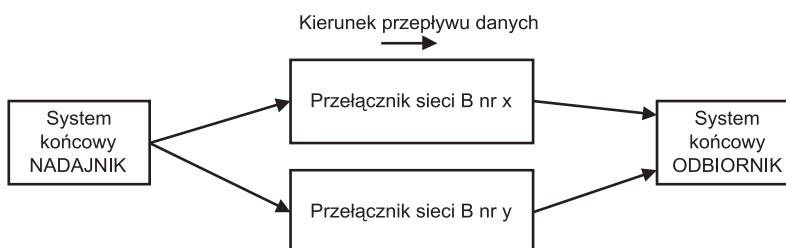
Adaptacją standardu 10/100/1000 Ethernet na potrzeby lotnictwa jest standard ARINC 664 lub Avionics Full Duplex Switched Ethernet (AFDX) [1]. Definiuje on założenia dla pokładowych sieci wykorzystywanych do przesyłania danych pomiędzy czujnikami, wyświetlaczami, komputerami itd. cywilnych statków powietrznych [5].



Rys. 7. STANAG-3910 – architektura

Elementami podstawowymi standardu AFDX są przełączniki sieci i systemy końcowe. Przełączniki sieci wykorzystywane są do łączenia okablowania sieci pokładowej. Systemy końcowe pełnią rolę interfejsu pomiędzy podsystemami.

mami awionicznymi a siecią AFDX. W sieci AFDX sę ścięle zdefiniowane opóźnienia systemu końcowego podczas wysyłania i odbierania danych oraz opóźnienia wnoszone przez przełęczniki sieci. Redundancję sieci zapewniono poprzez wprowadzenie protokołu komunikacyjnego polegającego na wysyłaniu kaźdej informacji w dwóch niezaleźnych kanałach transmisyjnych (rys. 8.).



Rys. 8. Sposób przesyłania informacji w standardzie AFDX

Informacja jest przekazywana do odbiornika poprzez różne przełęczniki sieci. Pierwsza waźna odebrana informacja jest akceptowana przez odbiornik, natomiast druga (ta sama z drugiego kanału) jest usuwana. Zapewnia to duźą niezawodność przesyłu informacji w środowisku duźych zakłóceń, jakim jest pokład statku powietrznego.

3. Podsumowanie

W artykule zaprezentowano charakterystykę i podział zintegrowanych systemów awionicznych. Podziału dokonano ze względu na rodzaj integracji i standard przesyłu informacji pomiędzy elementami systemu awionicznego. Rozwój nowoczesnych technologii elektronicznych, wyposażenia awionicznego i sposobu przesyłu informacji wprowadził nowe możliwości dotyczące integracji systemów awionicznych – od systemów zintegrowanych analogowo poprzez integrację cyfrową, aż do systemów zintegrowanych modułowo. Dwa ostatnie sposoby integracji wykorzystują nowoczesne cyfrowe protokoły przesyłu informacji, takie jak: MIL-STD-1553B, ARINC-429, STANAG-3910, AFDX (ARINC-664). Protokoły te oferują prędkości przesyłu informacji od 100 kBit/s (ARINC-429) do 1-2 GBit/s (AFDX). Pomiędzy nimi istnieje podział na protokoły wykorzystywane w lotnictwie cywilnym (ARINC-429, AFDX) oraz w lotnictwie wojskowym (MIL-STD-1553B, Hi-Per 1553, STANAG-3910).

Literatura

- [1] AFDX Protocol Tutorial, Condor Engineering, 2005.
- [2] DDC-Corporation: MIL-STD-1553 designer's guide, ILC Data Device Corporation, 1998.
- [3] Glass M.: Buses and networks for contemporary avionics, ILC Data Device Corporation, 2007.
- [4] Glass M.: How fibre channel can be enabled to meet military-specific requirement, High Availability & Reliability, 2005.
- [5] Hegarty M.: Avionics networking technology, ILC Data Device Corporation, 2005.
- [6] MIL-STD-1553B Tutorial, Condor Engineering, 2005.
- [7] Moir I., Seabridge A.: Military avionics system, John Wiley & Sons, London 2006.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2010-2012 jako projekt badawczy.

INTEGRATED AVIONICS SYSTEMS – TYPE OF INTEGRATION AND DATA TRANSMISSION STANDARDS**Abstract**

The paper has been intended to present types of integrated avionics systems: distributed analogue architecture, distributed digital architecture, federated digital architecture, integrated modular architecture (also digital). Presented short description of selected data transmission types used to integration of avionics: ARINC-429, MIL-STD-1553B, STANAG-3910, Hi-Per 1553, AFDX, Ethernet.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Krzysztof FALKOWSKI

Maciej HENZEL

Zdzisław ROCHAŁA

Wojskowa Akademia Techniczna

CENTRALA DANYCH AEROMETRYCZNYCH DLA BEZPILOTOWEGO STATKU POWIETRZNEGO

Współczesna centrala danych aerometrycznych to specjalizowany, mikroprocesorowy, lotniczy system do pomiaru pilotażowo-prędkościowych parametrów lotu bezpilotowego statku powietrznego (BSP). W artykule przedstawiono centralę aerometryczną opracowaną w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego, w której ciśnienia całkowite i statyczne przetwarzane są na sygnał elektryczny przez piezorezystancyjne przetworniki ciśnień oraz rezystancyjny czujnik temperatury. Dodatkowo układ ten dokonuje pomiaru aerodynamicznych kątów natarcia i ślizgu.

Wstęp

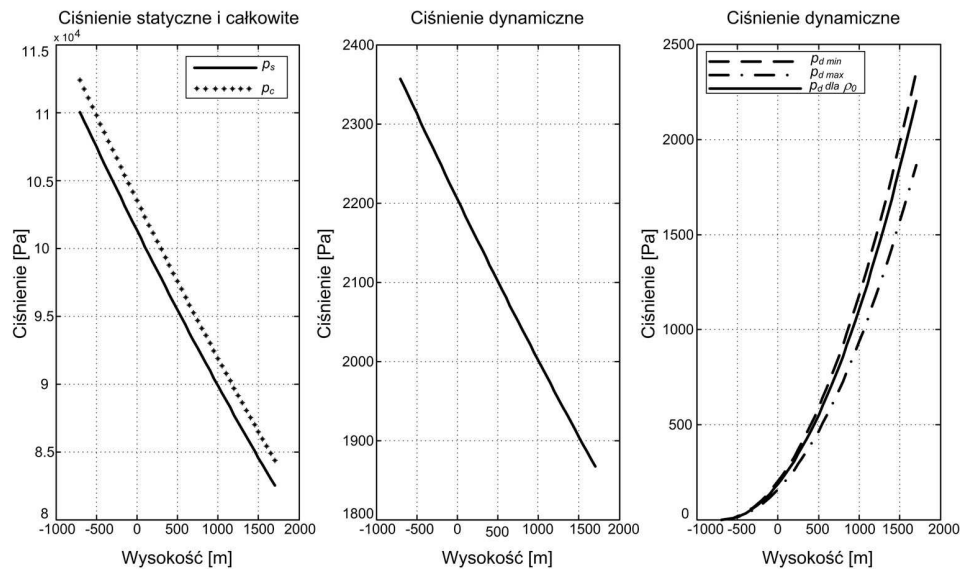
Centrala aerometryczna jest ważnym, autonomicznym elementem wyposażenia współczesnego statku powietrznego, przeznaczonym do pomiaru i obliczania pilotażowo-prędkościowych parametrów lotu bezpilotowego statku powietrznego (BSP). Współczesna centrala to specjalizowany, mikroprocesorowy, lotniczy system pomiarowy, który na podstawie autonomicznego pomiaru ciśnień, temperatury oraz opływu powietrza w sposób pośredni wylicza zarówno parametry lotu (wysokość i prędkość lotu), jak również aerodynamiczne kąty położenia przestrzennego statku powietrznego względem napływających strug powietrza (kąty natarcia i ślizgu) [1].

W zaprojektowanej centrali aerometrycznej ciśnienia całkowite i statyczne przetwarzane są na sygnał elektryczny za pomocą piezorezystancyjnych przetworników ciśnienia statycznego, różnicy ciśnień całkowitego i statycznego oraz rezystancyjnego czujnika temperatury. Do pomiaru kątów natarcia oraz ślizgu zaprojektowano i wykonano czujnik typu „swobodne skrzydełko”. W zaprojektowanej centrali aerometrycznej można wyróżnić moduł czujników pomiarowych oraz moduł jednostki obliczeniowej, przeznaczony do wyliczania zadanych parametrów lotu bezpilotowego statku powietrznego i wymiany danych z jednostką centralną systemu awionicznego. Sygnały wejściowe z czujników pomiarowych zamieniane są na postać cyfrową i dalej przetwarzane przez sys-

tem mikroprocesorowy z mikrokontrolerem ADuC812 firmy Analog Devices. System ten na podstawie opracowanych algorytmów oraz zależności zawartych w Międzynarodowej Atmosferze Wzorcowej (MAW) oblicza parametry lotu bezpilotowego statku powietrznego, które wykorzystywane są przez jego systemy pokładowe, m.in. system automatycznego sterowania oraz rejestracji parametrów lotu [1, 3].

1. Charakterystyka środowiska ruchu BSP

Naturalnym środowiskiem ruchu BSP jest atmosfera ziemską, która stanowi gazową powłokę Ziemi z zawieszonymi w niej cząstkami niegazowymi. Środowisko to jest jednorodne i można w nim wyodrębnić warstwy różniące się m.in. składem, temperaturą, ciśnieniem i gęstością.



Rys. 1. Parametry środowiska ruchu BSP

Zaprojektowana centrala aerometryczna zostanie zabudowana na bezpilotowym statku powietrznym, który porusza się w zakresie rzeczywistej wysokości lotu do 1500 m z prędkością maksymalną 60 m/s. Dla tak przyjętych warunków lotu obliczono parametry środowiska ruchu BSP z uwzględnieniem zależności zawartych w Międzynarodowej Atmosferze Wzorcowej. Przebieg zmian poszczególnych parametrów środowiska przedstawiono na rys. 1. Zaprojektowana centrala aerometryczna dokonuje pomiarów i obliczeń w układzie barometrycznym, dlatego podczas analizy wszystkich parametrów środowiska i ruchu

BSP przyjęto zakres zmian barometrycznej wysokości lotu z uwzględnieniem MAW od -700 m do $+1700$ m.

Jak wynika z MAW i przedstawionych charakterystyk (rys. 1.), wartości poszczególnych parametrów zmieniają się w zakresie:

- ciśnienie statyczne p_s – od $1\,100,23$ do $825,059$ hPa ($825,24 \div 618,85$ mmHg),
- gęstość powietrza ρ – od $1,309$ do $1,037$ kg/m³,
- temperatura powietrza t – od $19,55$ do $3,95$ °C.

Dodatkowo do dalszych analiz wyznaczono zmianę ciśnienia dynamicznego powietrza w funkcji wysokości lotu BSP w celu określenia jego zakresu i charakteru zmian. Z obliczeń wynika, że maksymalna wartość ciśnienia dynamicznego wynosi ok. $23,57$ hPa. Wartość tego ciśnienia zależy przede wszystkim od gęstości powietrza, które zmienia się wraz z wysokością i prędkością lotu BSP. Dla przyjętych parametrów atmosfery oraz ruchu BSP wyznaczono jego parametry prędkościowe:

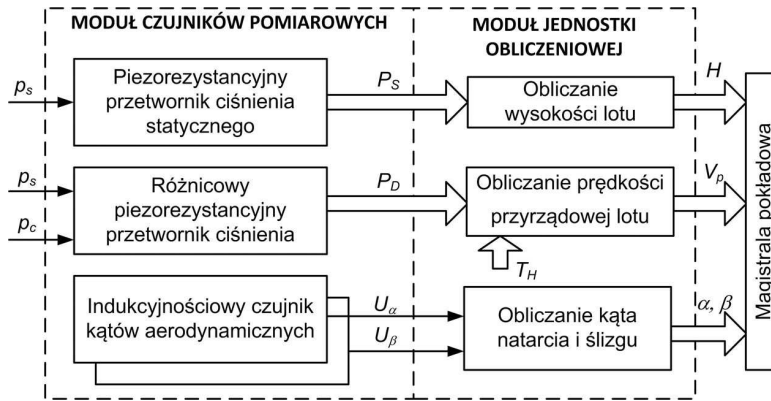
- prędkość przyrządową V_p – $0 \div 62,03$ m/s,
- prędkość rzeczywistą V_{rz} – $0 \div 60$ m/s.

Obliczone parametry środowiska ruchu BSP oraz jego parametry pilotażowo-prędkościowe zostały wyznaczone do oceny poprawności działania algorytmów przetwarzania centrali aerometrycznej oraz doboru zakresów pomiarowych czujników.

2. Struktura centrali aerometrycznej

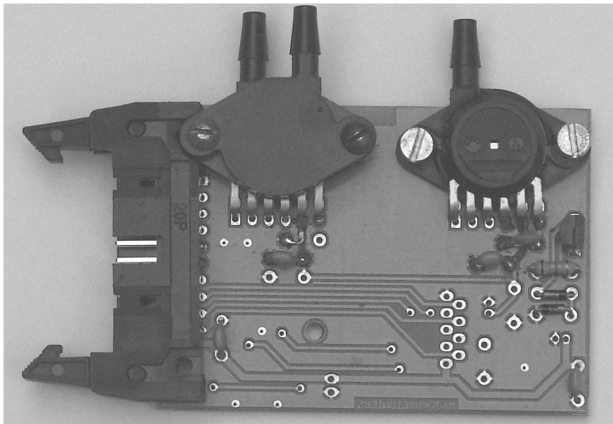
W strukturze centrali aerometrycznej można wyróżnić funkcjonalnie moduł czujników pomiarowych i moduł jednostki obliczeniowej (rys. 2.). Zadaniem pierwszego z modułów jest pomiar właściwości atmosfery poprzez pomiar ciśnienia statycznego p_s , ciśnienia całkowitego p_c i temperatury powietrza t_H . Dalej zmierzone wartości podawane są do modułu jednostki obliczeniowej, w którym zostają przeliczone na parametry wysokościowo-prędkościowe ruchu BSP, tj. wysokość względną i bezwzględną, prędkość rzeczywistą, podrózną oraz pionową lotu [2].

Kolejnymi parametrami lotu wyznaczanymi w module obliczeniowym centrali aerometrycznej są kąt natarcia i ślizgu. Podstawową trudnością w pomiarze tych kątów aerodynamicznych jest umiejscowienie czujników pomiarowych w niezaburzonym strumieniu powietrza. Aby ułatwić pomiar, zaprojektowano czujnik kąta natarcia (ślizgu) typu „swobodne skrzydełko”, który połączony jest mechanicznie z indukcyjnościowym przetwornikiem kąta. Takie rozwiązanie czujnika pomiaru aerodynamicznych parametrów lotu BSP odznacza się prostotą konstrukcji oraz możliwością pomiaru kąta przy stosunkowo niedużych prędkościach lotu BSP.



Rys. 2. Struktura centrali aerometrycznej

Pierwszym blokiem funkcjonalnym centrali aerometrycznej jest moduł czujników pomiarowych, którego zadaniem jest przetworzenie informacji o warunkach lotu BSP na sygnał analogowy lub cyfrowy. W projektowanym układzie wykorzystano czujnik ciśnienia absolutnego, mierzący ciśnienie statyczne, różnicowy czujnik do pomiaru ciśnienia całkowitego i statycznego, na którego wyjściu uzyskuje się sygnał proporcjonalny do wartości ciśnienia statycznego, rezystancyjny czujnik temperatury oraz indukcyjnościowy czujnik kąta natarcia (ślizgu).

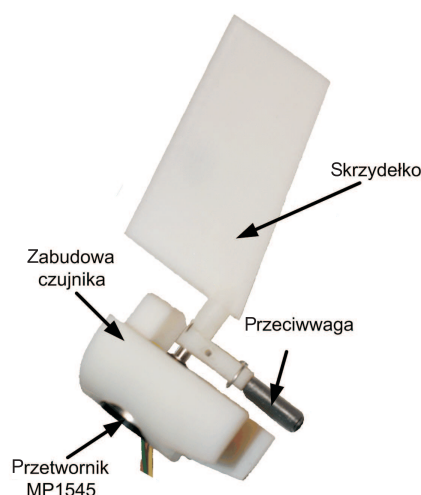


Rys. 3. Model prototypu centrali aerometrycznej

Do pomiaru ciśnień wykorzystane zostały czujniki z wyjściem cyfrowym o zakresie pomiarowym 840÷1100 hPa (czujnik ciśnienia barometrycznego) i 0÷450 hPa (różnicowy czujnik ciśnienia). W przetwornikach tych mierzone ciśnienie podawane jest na sensor piezorezystancyjny, a dalej na przetwornik analogowo-cyfrowy (A/C) i układ mikrokontrolera (rys. 3.). Zabudowany

w czujniku sensor posiada układ kompensacji temperatury, co zapewnia prawidłowy pomiar ciśnienia w temperaturze otaczającego środowiska od -40°C do $+85^{\circ}\text{C}$.

Kolejnym przetwornikiem jest rezystancyjny przetwornik temperatury, w którym wykorzystuje się zmiany oporu elektrycznego pod wpływem zmiany mierzonej temperatury. Do pomiaru temperatury wykorzystano przetwornik firmy Honeywell serii 703 z elementem pomiarowym z cienkiego filmu platyny, który charakteryzuje się miniaturowymi rozmiarami.



Rys. 4. Indukcyjnościowy czujnik przemieszczeń kątowych MP1545 z czujnikiem „swobodne skrzydełko”

Do pomiaru kątów aerodynamicznych wykorzystano natomiast przetwornik indukcyjnościowy firmy Megatron MP1545. Przetwornik ten jest transformatorowym przetwornikiem różnicowym i składa się z obrotowej kotwicy, która powoduje zmianę indukcyjności, uzwojenia wtórnego i pierwotnego. Na rysunku 4. pokazano zaprojektowany i wykonany czujnik typu „swobodne skrzydełko” wraz z przetwornikiem indukcyjnościowym. W strukturze tej można wyróżnić ruchome skrzydełko z przeciwwagą oraz element zabudowy czujnika, który umiejscowiony jest wewnątrz kadłuba BSP.

Głównym modułem przetwarzającym dane pomiarowe jest moduł jednostki obliczeniowej, którego budowa oparta jest na systemie mikroprocesorowym z mikrokontrolerem firmy Analog Devices. Zadaniem tego modułu jest obliczanie, na podstawie sygnałów wyjściowych z modułu, czujników pomiarowych parametrów ruchu BSP. W tym przypadku elementem głównym jest mikrokontroler ADuC812, w którego strukturze można wyróżnić:

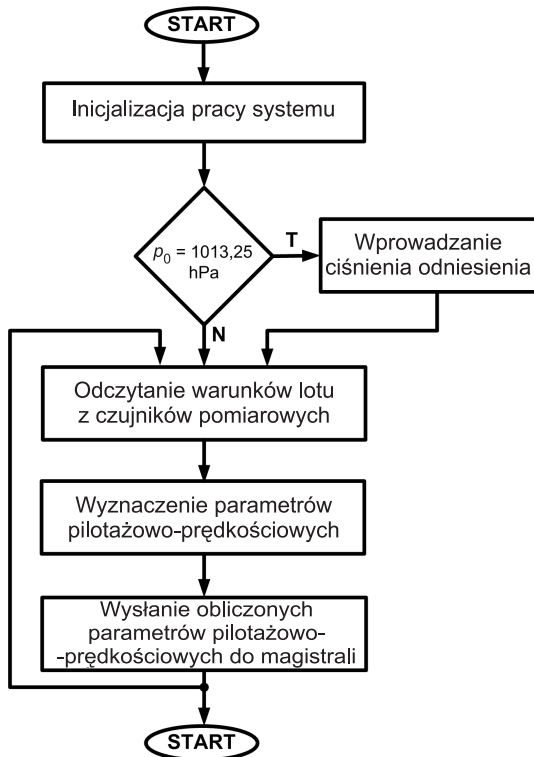
- rdzeń mikrokontrolera 8051,
- pamięć – 8 kB wewnętrznej pamięci programu typu Flash, 256 B wewnętrznej pamięci danych RAM, 640 B wewnętrznej pamięci danych ty-

pu Flash; istnieje możliwość adresowania zewnętrznej pamięci programu typu ROM (64 MB),

- układy analogowe – 8-kanalowy 12-bitowy przetwornik A/C, wewnętrzne skompensowane temperaturowo źródło napięcia odniesienia, dwa 12-bitowe przetworniki C/A, czujnik temperatury,
- układ peryferiów – interfejs szeregowy RS-232, interfejs I²C.

Czujniki z modułu pomiarowego podłączone są 12-bitowym przetwornikiem A/C (czujniki kątów aerodynamicznych) oraz interfejsem I²C (przetworniki ciśnień).

Zmierzone parametry przetwarzane są w jednostce obliczeniowej centrali aerometrycznej według przyjętego algorytmu (rys. 5.). Algorytm ten rozpoczyna się inicjalizacją pracy mikrokontrolera, która obejmuje m.in. ustawienie współczynników kalibracji przetworników A/C, ustawienie sygnału taktowania procesora, ustawienie rejestrów roboczych układów wejścia – wyjścia. Właściwa część algorytmu rozpoczyna się od ustawienia wartości ciśnienia odniesienia. W przypadku lotu BSP wykonywanego z miejsca o ciśnieniu atmosferycznym różnym od ciśnienia normalnego według MAW (1013,25 hPa) należy wprowadzić wartość ciśnienia odniesienia. Wielkością tą jest bieżące ciśnienie panujące



Rys. 5. Algorytm działania centrali aerometrycznej

w miejscu startu BSP. W kolejnym kroku działania następuje odczyt sygnałów z czujników pomiarowych i ich przetworzenie przez przetwornik analogowy (kąty aerodynamiczne) oraz interfejs I²C (ciśnienia powietrza). Zmierzone wartości są dalej przetwarzane na parametry wysokościowo-prędkościowe lotu BSP i przesyłane do innych systemów pokładowych poprzez magistralę pokładową.

Na potrzeby obserwacji i oceny poprawności działania centrali informacje przez nią przetworzone są przesyłane do stacji naziemnej oraz przechowywane w module rejestracji parametrów lotu BSP. Podstawowymi parametrami obliczanymi w centrali aerometrycznej są wysokość względna i rzeczywista prędkość lotu BSP. Do tego wykorzystywane są zależności:

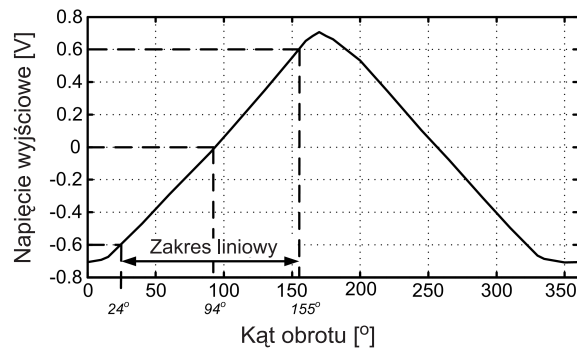
- wysokość względna

$$H_{wzgl} = \frac{T_0}{t_{gr}} \left[1 - \left(\frac{p_h}{p_0} \right)^{t_{gr}R} \right] - \frac{T_0}{t_{gr}} \left[1 - \left(\frac{p_{odn}}{p_0} \right)^{t_{gr}R} \right] \quad (1)$$

- prędkość rzeczywista

$$V_{rz} = 1,41 \sqrt{\frac{p_d}{\rho_h}} \quad (2)$$

gdzie: $T_0 = 288\text{K}$ – temperatura odniesienia nad poziomem morza, $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$ – ciśnienie odniesienia nad poziomem morza, p_{odn} – ciśnienie odniesienia miejsca startu lub lądowania, p_h – statyczne ciśnienie powietrza na wysokości lotu, p_d – dynamiczne ciśnienie powietrza, ρ_h – gęstość powietrza na wysokości lotu, t_{gr} – gradient temperatury, R – stała gazowa.



Rys. 6. Charakterystyka statyczna układu do pomiaru kątów aerodynamicznych

Kąty położenia przestrzennego BSP określone są na podstawie zmierzonego napięcia wyjściowego czujnika indukcyjnościowego MP1545 połączonego

z czujnikiem typu „swobodne skrzydełko”. W tym celu wyznaczono charakterystykę statyczną układu pomiarowego kątów aerodynamicznych, której przebieg pokazano na rys. 6. Jak wynika z podanej charakterystyki, liniowy zakres zmiany kąta wynosi od -24 do 155° , dla którego na wyjściu otrzymuje się napięcie $\pm 0,6$ V. Jest ona niesymetryczna, w związku z tym jej zakres pomiarowy należy uwzględnić podczas przetwarzania wartości kąta aerodynamicznego.

3. Uwagi końcowe

W artykule przedstawiono konstrukcję i zasadę działania centrali aerometrycznej przeznaczonej do pomiaru i wyliczenia pilotażowo-prędkościowych parametrów lotu BSP. W tym celu opracowano projekt systemu pomiarowego, który realizuje funkcje i zadania charakterystyczne dla lotniczej centrali aerometrycznej. Obejmuje on czujnik do pomiaru kąta natarcia i ślizgu BSP, układ przetwarzania wartości ciśnienia powietrza oraz jednostkę obliczeniową opartą na mikrokontrolerze ADuC812. Wszystkie parametry obliczane są zgodnie z zależnościami zapisanymi w Międzynarodowej Atmosferze Wzorcowej. Po zakończeniu etapu badań laboratoryjnych zaprojektowane elementy zostaną przebadane w locie.

Temat realizowany w ramach finansowanego w latach 2007-2010 przez MNiSW projektu badawczego własnego nr ON509003633.

Literatura

- [1] Helfrick A.: Principles of avionics, Avionics Communication, Leesburg, USA 2005.
- [2] Homziuk A., Rochala Z., Sobieraj W.: Problemy sterowania miniaturowymi bezzałogowymi statkami powietrznymi, Journal of Aeronautics Integra, nr 1, Rzeszów 2008, s. 45÷50.
- [3] Kayton M., Fried W.R.: Avionics navigation systems, John Wiley & Sons, New York 1997.

AIR DATA COMPUTER FOR UAV

Abstract

The air data computer is a special air dedicate microprocessor system, which intermediate estimates the barometric altitude, indicated airspeed, vertical speed, total air temperature, angle of attack and the sideslip from the dynamic and static pressure, temperature and air flow around the aircraft.

The air data computer is designed in the Institute of Aviation. The dynamic and static pressures are converted to electrical signal by piezoelectric static pressure sensor (static pressure) and differential pressure sensors (difference between static and total pressure). The angle of attack and sideslip are measured by the flow – direction vanes. The vane measures direction of local flow of air. The processor unit of the air data computer obtains flight parameters of UAV and communicates with central unit of avionics system of UAV. The analog signals from sensors conversion to digital and they process by microcontroller ADuC812. The algorithms of evaluation of flight parameters take into consideration the International Standard Atmosphere.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Mariusz MASIEWICZ

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

WALKA ELEKTRONICZNA JAKO ZASADNICZY ELEMENT ZMNIEJSZENIA PORAŻALNOŚCI STATKU POWIETRZNEGO

Żywotność śmigłowca (statku powietrznego) realizującego zadania w strefie zagrożenia środkami ogniowymi jest proporcjonalna do wiarygodności bazy danych zagrożeń i skorelowanej z nią odpowiedzi systemu walki elektronicznej. Aby przybliżyć zagadnienie zapewnienia żywotności statku powietrznego użytkowanego w strefie zagrożeń o wysokim poziomie ryzyka, w referacie dokonano analizy współczesnych zagrożeń oraz możliwych sposobów przeciwdziałania im. Do określenia żywotności bojowej śmigłowca konieczna jest przede wszystkim identyfikacja jego podsystemów pod kątem porażalności oraz wrażliwości na uszkodzenia i zniszczenia. Dopiero wtedy można określić sposoby eliminowania krytycznych podzespołów (tj. elementów lub rozwiązań konstrukcyjnych) oraz zmianę technologii wykonania instalacji pokładowej śmigłowca. Innym alternatywnym rozwiązaniem jest prowadzenie późniejszych tzw. modernizacji, w trakcie których dokładane jest np. dodatkowe opancerzenie, zapewniające dodatkową osłonę niewrażliwych elementów płatowca, co jednak pociąga za sobą znaczną utratę osiągnięć przez śmigłowca. Lepszym rozwiązaniem jest zastosowanie odpowiednio skonfigurowanego systemu obrony indywidualnej opartego na urządzeniach walki elektronicznej, tj. urządzeniach bezpośrednio wpływających na zmniejszenie efektywności środków rażenia.

Wstęp

Żywotność śmigłowca, podobnie jak każdego statku powietrznego, jest właściwością charakteryzującą jego zdolność do zachowania odpowiedniego poziomu funkcjonowania, niezbędnego do kontynuowania sterowalnego lotu w stanie uszkodzonym lub po porażeniu bojowym, tzn. przy oddziaływaniu czynników destrukcyjnych (np. środków porażających), pozaobliczeniowych warunków eksploatacji bądź skumulowanych uszkodzeń, a następnie do wykonania bezpiecznego lądowania [8]. Dla statków powietrznych cywilnych jest to tzw. żywotność ogólna, dla statków powietrznych bojowych – żywotność bojowa [6, 7]. Żywotność bojowa ma cechę żywotności ogólnej, tj. odporność na naturalne działania destrukcyjne otoczenia (piorun, zmiany temperatury oraz ciśnienia) i odporność na destrukcyjne działanie sztucznego środowiska (w tym

przypadku środki bojowe przeciwnika). Z pojęciem żywotności bojowej nierozdzielnie łączą się wrażliwość oraz porażalność.

Wrażliwość (*vulnerability*) jest to właściwość śmigłowca charakteryzująca odporność na porażenia (stopień utraty właściwości po porażeniu, naruszeniu zdolności do prawidłowego funkcjonowania po działaniu na niego czynników destrukcyjnych i pozaobliczeniowych warunków eksploatacji), ilościowo szacowana prawdopodobieństwem naruszenia zdolności do pracy po uszkodzeniu/trafieniu. Pod pojęciem porażalności (*susceptibility*) rozumie się właściwości sztucznego środowiska, w którym są stworzone warunki do powstania lub wymuszenia powstania (przez czynniki zewnętrzne oraz pozaobliczeniowe warunki eksploatacji) uszkodzenia śmigłowca. Inaczej jest to niezdolność śmigłowca do uniknięcia zagrożeń tworzących sztuczne środowisko (broń lufowa, zbliżające się pociski, eksplodujące głowice bojowe, samoloty przechwytyjące, radary i inne elementy obrony powietrznej) w trakcie realizacji zadania.

Użycie śmigłowców na współczesnym polu walki wymaga opracowania sposobów zmniejszenia prawdopodobieństwa ich wykrycia przez nieprzyjaciela, zakłócenia realizacji procesu wykrywania i akwizycji podczas realizowania zadań bojowych, a tym samym zwiększenia czasu lotu bez porażenia ogniowego oraz zminimalizowania skutków uszkodzeń powstałych w wyniku ewentualnego trafienia. Podwyższenie żywotności bojowej śmigłowca wojskowego może być osiągnięte poprzez działanie w dwóch zasadniczych kierunkach:

- zmniejszenie efektywności środków rażenia,
- podwyższenie odporności śmigłowca na niszczące oddziaływanie środków bojowych.

Zmniejszenie porażalności śmigłowca na oddziaływanie zagrożeń jest efektywniejszym sposobem zwiększenia żywotności bojowej niż realizacja zabiegów konstruktorskich, których przedmiotem jest zmniejszenie wrażliwości śmigłowca na oddziaływanie np. środków ogniowych przeciwnika.

Rozwój technologiczny w zakresie zastosowania fal długich w podczerwieni oraz produkcji coraz czulszych głowic elektrooptycznych umożliwił wyprodukowanie inteligentnej broni raketowej. Dostępne na światowym rynku broni środki optoelektroniczne (telewizyjne, laserowe, termowizyjne i kombinowane) często posiadają parametry operacyjne zbliżone do stacji radiolokacyjnych bliskiego zasięgu. Dotychczas głównym źródłem sygnału dla głowicy pocisku były ślady termalne pozostawione przez gazy wylotowe oraz części składowe silnika (wyróżnialne w widmie cieplnym). Obecnie nawet urządzenia rozpraszające ślad termalny (poprzez schładzanie gazów wylotowych) są wyróżnialne. Największe jednak zagrożenie wynika z faktu proliferacji przenośnych wyrzutni systemów ogniowych MANPAD (np. STINGER, STRZAŁA, IGŁA) na terenach aktywności grup terrorystycznych [2].

Do wykrycia i zidentyfikowania źródeł emisji elektromagnetycznej, jak również wykorzystania energii, włączając ukierunkowaną emisję do zredukowa-

nia lub przeciwdziałania użyciu energii elektromagnetycznej przez przeciwnika (rys. 1.), stosuje się urządzenia walki elektronicznej (*Electronic Warfare, EW*). Każdy wojskowy statek powietrzny NATO dysponuje standardowym wyposażeniem przeciwdziałania elektronicznego.



Rys. 1. Zagrożenia dla statku powietrznego i sposób walki z zagrożeniami

1. Porażalność śmigłowca i sposoby jej zmniejszania

Porażalność odnosi się do właściwości śmigłowca, która odpowiada za niezdolność uniknięcia uderzenia przez jeden lub więcej czynników powodujących uruchomienie mechanizmów niszczących konstrukcję w trakcie realizacji zadania. Poziom lub stopień porażalności śmigłowca w zetknięciu z zagrożeniem uwarunkowany jest trzema niezależnymi czynnikami: zagrożeniem, wyposażeniem oraz możliwościami samego śmigłowca i scenariusza działań. Podstawową właściwością zagrożenia jest jego charakterystyka, sposób działania i efektywność. W odniesieniu do śmigłowca uwzględnia się jego widoczność optyczną lub detekowalność sygnatury, środki przeciwdziałania, charakterystyki lotnotekniczne, wyposażenie w system obrony własnej (SOW) oraz szczególne właściwości samej konstrukcji. Scenariusz uwzględnia środowisko fizyczne, w któ-

rym występują zagrożenia, rozmieszczenie i aktywność środków ogniowych (zagrożeń), ścieżkę lotu śmigłowca, stosowaną taktykę oraz ewentualne wsparcie powietrzne. Ogólnie, im wyższy jest poziom porażalności śmigłowca, tym większe jest prawdopodobieństwo jego zestrzelenia (uszkodzenia) [8].

Tabela 1. Zasadnicze metody redukcji porażalności śmigłowca

Metody redukcji porażalności śmigłowca	Przykłady rozwiązań
Zastosowanie urządzeń ostrzegających	- RWR ¹ - MWS/MAWS ² - LWR/LWS ³
Zastosowanie generatorów zakłóceń	- generator zakłóceń radarowych RJ ⁴ - IRCM ⁵ - DIRCM ⁶
Redukcja sygnatury	- optymalizacja sygnatury radarowej RCS ⁷ (kształt płatowca i zastosowanie materiałów rozpraszających), - optymalizacja sygnatury termalnej (rozpraszacze gazów wyłotowych, schładzanie „gorących” elementów płatowca), - optymalizacja sygnatury optycznej (malowanie maskujące, redukcja refleksów świetlnych), - optymalizacja pod kątem częstotliwości dźwięków wytwarzanych przez silnik (dysze tłumiące)
Zastosowanie tzw. „zakłóca-czy” jednorazowego użytku	- flary i dipole - wabiki holowane (<i>towed-decoy</i>)
Eliminacja zagrożeń	- pociski przeciwradarowe (klasy ARM ⁸) - działka pokładowe oraz pociski raketowe klasy powietrze–powietrze (A–A)
Taktyka zastosowania bojowego, charakterystyki lotne konstrukcji, wyszkolenie i sprawność załogi	kluczowe czynniki: prędkość, wysokość, manewrowość, zdolność do wykonywania zadań w nocy

¹ Odbiornik ostrzegający przed opromieniowaniem radaru (*Radar Warning Receiver*).

² Odbiornik ostrzegający przed zbliżającym się pociskiem /odbiornik ostrzegający przed odpaleniem pocisku (*Missile Approach Warning System/Missile Warning System*).

³ Odbiornik ostrzegający przed opromieniowaniem laserowym (*Laser Warning Receiver/ Laser Warning System*).

⁴ Zakłócanie radarowe (*Radar Jammer*).

⁵ Urządzenie zakłócania w podczerwieni – dookólnie (*Infrared Countermeasures*).

⁶ Urządzenie zakłócania kierunkowego w podczerwieni (*Directional Infrared Countermeasures*).

⁷ Powierzchnia skuteczna celu (*Radar Cross Section*).

⁸ Pocisk przeciwradiolokacyjny (*Anti-Radiation Missiles*).

Redukcja prawdopodobieństwa porażalności śmigłowca pozwala na zwiększenie szans uniknięcia zagrożeń, które powodują efekty niszczące konstrukcji śmigłowca (bezpośrednie trafienie przez pocisk, eksplozja głowicy z zapalni-

kiem zbliżeniowym itp.). Naukowa literatura rosyjska i angielska podaje sześć zasadniczych metod redukcji porażalności, które zestawiono w tab. 1 [5]. Aż trzy z wymienionych technik redukcji porażalności bezpośrednio dotyczą zastosowania elementów systemu obrony własnej śmigłowca. Potwierdza to statystyka zdarzeń lotniczych, które miały miejsce w trakcie konfliktów zbrojnych w ostatnich czterdziestu latach.

Przełomowym momentem dla konstruktorów sprzętu lotniczego na Zachodzie było zakończenie wojny w Wietnamie i ogłoszenie strat amerykańskich, z których wynikało, że większość utraconych statków powietrznych była skutkiem ich nieefektywnego wyposażenia w systemy walki elektronicznej. Z kolei na Wschodzie przełomowym momentem było opublikowanie przez analityków wojskowych przyczyn powstania ogromnych strat w sprzęcie lotniczym w trakcie interwencji ZSRR w Afganistanie. Na podstawie wyciągniętych wniosków siły powietrzne Stanów Zjednoczonych podczas operacji „Pustynna Burza” wykorzystywały na ogromną skalę systemy walki elektronicznej, zarówno do neutralizacji systemu obrony powietrznej Iraku, jak i zapewnienia optymalnej ochrony swoim statkom powietrznym, głównie przed przenośnymi zestawami rakietowymi (MANPAD – przenośny przeciwlotniczy zestaw rakietowy, *Man-Portable Air Defense Systems* [4]).

2. Redukcja widma radarowego oraz termalnego

Konstruktorzy najwięcej energii wydatkują na poszukiwanie metod zmniejszenia wykrywalności statków powietrznych przez stacje radiolokacyjne. Decydującym parametrem jest tzw. skuteczna powierzchnia odbicia (RCS) obiektu. Ta umowna powierzchnia (wyrażana w $[m^2]$) może być traktowana jako miara ilościowa pozwalająca określić stosunek mocy sygnału wtórnie promieniowanego przez cel powietrzny w kierunku odbiornika do mocy fali elektromagnetycznej opromieniowującej cel.

Do określenia zdolności odbijających obiektu niezbędne jest uśrednienie odbijanej przezeń mocy, aby uzyskać możliwość analitycznego określenia zasięgu radiolokacyjnego. W tym celu wprowadzono pojęcie skutecznej powierzchni odbicia obiektu, które należy rozumieć jako pewną powierzchnię równoważną zastępującą rozpatrywany obiekt. Definiuje się ją następująco:

- skuteczna powierzchnia odbicia (RCS) określana parametrem σ jest to taka ekwiwalentna powierzchnia bez strat, zorientowana normalnie do kierunku padania fali, która – odbijając energię fali padającej izotropowo (równomiernie we wszystkich kierunkach) – powoduje odbiór przez odbiornik radiolokacyjny takiej ilości energii, jak średnio w przypadku rzeczywistego obiektu,

- δ to ekwiwalentna powierzchnia skuteczna, stanowiąca iloczyn współczynnika odbicia oraz współczynnika kierunkowości anteny radaru wykrywającego:

$$\delta = 4\pi \frac{P_s}{P_i} \quad (1)$$

gdzie: P_s – moc energii odbitej od celu przypadająca na jednostkę kąta bryłowego, P_i – gęstość mocy.

Zasięg typowej stacji radiolokacyjnej jest proporcjonalny do czwartego potęgi kwadratu ze skutecznej powierzchni (δ) wykrywanego celu:

$$R_{\max} = \sqrt[4]{\frac{P_n G_n \delta A_o}{(4\pi)^2 P_{o\min}}} \quad (2)$$

gdzie: P_n – moc nadajnika, G_n – zysk anteny nadawczej, δ – skuteczna powierzchnia odbicia (RCS), A_o – skuteczna apertura (powierzchnia) anteny odbiorczej, $P_{o\min}$ – moc minimalna, przy jakiej możliwe jest wyróżnienie sygnału od celu na tle szumów.

Zmniejszenie RCS, np. o 50%, powoduje zmniejszenie zasięgu o 8%, a przy zmniejszeniu o 90% zasięg obniża się o ok. 25%. Można wnioskować, że istotne zmniejszenie zasięgu wymaga radykalnego obniżenia wartości RCS dla uzyskania „niewidzialności” obiektu latającego na obszarze w pobliżu stacji radiolokacyjnej [1, 5].

Bryła płatowca śmigłowca klasy *stealth* powinna być gładka i krzywoliniowa, bez wystających elementów, w tym zwłaszcza anten i podwieszonych wewnętrznych. Takie wystające, niezbędne elementy (światła pozycyjne, niektóre anteny, złącze do uzupełniania paliwa w locie i inne), poza okresami koniecznego wykorzystywania, muszą być chowane lub zasłaniane [3].

Innym kierunkiem zmniejszania RCS jest dobieranie odpowiednich materiałów konstrukcyjnych na wierzchnie elementy płatowca. Osiągnięcia ostatnich lat w dziedzinie inżynierii materiałowej umożliwiły uzyskanie wielu nowych, pochłaniających promieniowanie radarowe, niemetalowych materiałów konstrukcyjnych RAM (materiał absorbujący promieniowanie radarowe, *Radar Absorbent Material*). Chodzi tu o materiały specjalne, o odpowiednich właściwościach pochłaniających i(lub) rozpraszających fale radarowe napotymane przez lecący śmigłowiec.

Drugim pod względem znaczenia postulatem (po minimalizacji wartości RCS) stawianym konstruktorom śmigłowców klasy *stealth* jest zmniejszenie do minimum promieniowania cieplnego w podczerwieni. Wagę tego zagadnienia tłumaczy się tym, że podczerwień, spośród innych zakresów promieniowania

elektromagnetycznego, jest jak dotąd jedynym promieniowaniem (poza zakresem radarowym) umożliwiającym wykrycie obiektu latającego poza granicą bezpośredniej widzialności. Sygnał w podczerwieni umożliwia więc naprowadzenie przez przeciwnika pocisków raketowych klasy „powietrze–powietrze” czy „ziemia–powietrze”. Niekorzystną charakterystykę cieplną śmigłowca tworzą pracujący zespół napędowy wraz ze strumieniem gorących gazów wylotowych oraz nagrzewające się zespoły płatowca (wirnika nośnego), będące efektem wydzielania ciepła przez zespoły i agregaty wyposażenia nagrzewające się podczas pracy.

„Zdradliwe” dla śmigłowca klasy *stealth* jest także promieniowanie elektromagnetyczne pochodzące od pracujących na jego pokładzie różnorodnych urządzeń. Podstawowa zasada zmierzająca do zmniejszenia promieniowania elektromagnetycznego urządzeń pokładowych obejmuje ich grupowanie w jak najmniejszej liczbie miejsc (łatwiej jest je ekranować) oraz przesyłanie informacji i komend za pomocą techniki światłowodowej – szczególnie gdy odległości między tymi urządzeniami na pokładzie są duże.

3. Techniczne środki przeciwdziałania zagrożeniom

Dipole radiolokacyjne

Dipole radiolokacyjne wystrzelwane są z pokładowych wyrzutni na podobnej zasadzie jak flary termiczne. Wykonywane są najczęściej z bardzo cienkich pasków folii metalowej lub włókien szklanych powlekanych aluminium o średnicy ok. 0,025 mm. Dipole odbijają wiązki promieniowania urządzeń radiolokacyjnych, tworząc na ich wskaźnikach fałszywe cele. W ten sposób mogą maskować śledzone obiekty albo imitować obiekty nieistniejące, utrudniając lub wręcz uniemożliwiając wykrycie i śledzenie celów rzeczywistych. Aby zapewnić osłonę radioelektroniczną statku powietrznego, należy zastosować ładunki zawierające dipole o różnych długościach, które pokryłyby całe pasmo częstotliwości 0,5÷18 GHz.

Efektywność chmury radiacyjnej utworzonej z dipoli jest funkcją RCS, czasu wytwarzania oraz czasu trwania. W tym ujęciu skuteczna powierzchnia odbicia RCS, imitowana przez dipol, jest równa lub dwukrotnie większa od rzeczywistej RCS osłanianego obiektu, w odniesieniu do tych samych warunków szacowania (np. kąt widzenia celu przez radar). Czas wytworzenia chmury/obłoku radiacyjnego oraz czas jej trwania muszą uwzględniać obliczenia realizowane przy szacowaniu RCS oraz warunki wymagane na wyjście osłanianego obiektu z bramki odległości lub przechwycenia radaru.

System wyrzucania dipoli najczęściej składa się z zespołu zasobników do odpalania ładunków, zespołu sterowania (bloku elektroniki), pulpitu wyboru z licznikiem (w kabinie) oraz zespołu programatora lub interfejsu zapewniające-

go połączenie z komputerem pokładowym. Program steruje operacją odpalania ładunków, regulując liczbę odpalanych środków, liczbę salw oraz czas przerw między kolejnymi odpaleniami. Program odpalania, zależny od rodzaju misji, może być zadany na ziemi przed lotem statku powietrznego lub wypracowany przez komputer pokładowy EW, w zależności od typu zagrożenia i parametrów lotu. Wskaźniki w kabinie na bieżąco informują o sposobie odpalania (programie) oraz liczbie ładunków pozostałych do wykorzystania.

Urządzenia zakłócające

Zakłócanie polega na wypromieniowaniu w przestrzeń na odpowiedniej częstotliwości (dostrojonej do częstotliwości roboczej urządzeń zakłócanych) i w odpowiednim kierunku sygnału zakłócającego, który na wejściu odbiornika nałoży się na sygnał użyteczny. Zakłócanie jest efektywne tylko wtedy, gdy posiada wystarczający poziom sygnału, aby uniemożliwić wydzielenie informacji użytecznej przez odbiornik przeciwnika. W walce elektronicznej stosowane są dwie grupy urządzeń zakłócających:

- stacje zakłóceń radarowych (*Radar Jammer*),
- stacje zakłócające i urządzenia mylące pracujące w zakresie podczerwieni: IRCM lub DIRCM oraz urządzenia aktywnych zakłóceń w podczerwieni: holowane pułapki-wabiki.

Zakłócenia radarowe

Zakłócenia aktywne (urządzenia zakłócające radary) realizowane są poprzez wysyłanie sygnałów zakłócających na częstotliwościach pracującej stacji radiolokacyjnej SRL. Najprostszym typem zakłóceń aktywnych są zakłócenia typu szumowego. Na określonych częstotliwościach lub w ich pasmach (*span*) wytwarza się jednostajne szумы, które blokują pewien zakres częstotliwości (oślepiają odbiornik w danym sektorze obserwacji), uniemożliwiając jego wykorzystanie, lub inaczej – zapewniają ukrycie obiektu. Zakłócenia tego typu mogą skutecznie realizować jedynie duże, ciężkie nadajniki (LFB – lampa z falą bieżącą), a więc mogą być przenoszone tylko przez odpowiednio duże samoloty. Zapewniają one emisję dużej mocy sygnału zakłócającego w obszarze ochronianego obiektu.

Aby zakłócenia były efektywne, należy zapewnić odpowiednio wysoki stosunek natężenia pola elektromagnetycznego, pochodzącego od nadajnika zakłóceń, do natężenia pola elektromagnetycznego sygnału użytecznego (odbitego od celu).

1. Zakłócenia klasy SOJ (*Stand-off Jamming*) – to zakłócenia prowadzone spoza zakresu bezpośredniego rażenia przez zintegrowane systemy obrony powietrznej (IADS). Zazwyczaj wymagają one bardzo dużej mocy celem uzyskania odpowiednio dużego zasięgu.

2. Zakłócenia klasy SIJ (*Stand-in Jamming*) – to zakłócenia prowadzone wewnątrz zakresu bezpośredniego rażenia przez środki IADS; wymagają mniejszej mocy, więc też zapewniają mniejszy zasięg działania.

3. Zakłócenia klasy CIJ (*Close-in Jamming*) – to zakłócenia prowadzone w bezpośredniej bliskości obiektu ataku (stacji radarowej), dające przewagę polegającą na możliwości wykorzystania małej mocy zakłóceń ze względu na skrócony zasięg.

4. Zakłócenia klasy CJ (*Communication Jamming*) – to zakłócenia skoncentrowane na liniach przekazu danych oraz połączeniach fonicznych, powodujące perturbacje w przekazywaniu danych o wykryciu celu do systemów ogniowych. Powodują one utratę informacji w łączy komunikacyjnym.

Wszystkie typy zakłóceń umożliwiają ogólnie osłonę elektroniczną (wsparcie zakłóceniami) w trakcie prowadzenia misji. Podczas tworzenia wielu fałszywych celów o diametralnie różnych charakterystykach lotu, w połączeniu z zaskoczeniem przeciwnika, powoduje się jego zdezorientowanie, niemożność podjęcia decyzji lub podejmowanie błędnych decyzji [4].

Zakłócenia w zakresie podczerwieni

W odniesieniu do najczęstszych zagrożeń śmigłowców przez systemy ogniowe najskuteczniejszą obroną są systemy kierunkowego przeciwdziałania w podczerwieni DIRCM. Historycznie wywodzą się one z urządzeń klasy IRCM. Pokładowe podsystemy IRCM to urządzenia zakłócające, które emitują modulowaną energię (promieniowanie elektromagnetyczne modulowane np. kodem impulsowym) w wybranym zakresie podczerwieni. Głowica pocisku IR obserwuje obraz stanowiący kombinację sygnatury termalnej celu oraz promieniowanych impulsów pochodzących z elementu grzejnego. Fluktuacja przychodzącego sygnału do głowicy pocisku naprowadzanego na podczerwień powoduje fałszywe odczyty kątowe rzeczywistego położenia celu, powstanie błędów w sekcji kierowania i sterowania, a w następstwie tzw. przycelowanie. Urządzenia IRCM są zazwyczaj montowane parami na kadłubie płatowca. Budowa urządzenia oparta jest na mechanicznym układzie optycznym (obrotowym układzie optycznym z centralnie umiejscowionym źródłem promieniowania) bądź elektronicznie modulowanym źródle promieniowania.

W zależności od sposobu wytwarzania źródła światła wyróżnia się dwie kategorie urządzeń: z systemem paliwowego spalania (np. pręt węglowy) oraz z systemem opartym na wykorzystaniu lampy plazmowej, np. lampy ksenonowej lub łukowej. Rozwiązania te są wystarczające w przypadku stosowania pocisków raketowych starszej generacji, np. SA-7 oraz AA-2. W przypadku obecnie wykorzystywanych nowych pocisków raketowych trzeciej generacji, z systemem conscan oraz obrazowym, konieczne jest zastosowanie ulepszonych konstrukcji urządzeń zakłócających w podczerwieni.

W ślad za konstrukcjami systemów przeciwdziałania w zakresie podczerwieni podążają producenci uzbrojenia lotniczego. Dlatego też ewolucja pocisków naprowadzanych na podczerwień wymusiła konieczność stosowania coraz doskonalszych metod aktywnej obrony. Jak groźne jest zaniechanie modernizacji urządzeń IRCM, przekonali się Amerykanie podczas Pustynnej Burzy. Stacje IRCM (ALQ-144) zamontowane na śmigłowcach AH-54 Black Hawk nie tylko nie myliły pocisków wystrzeliwanych przez wojska irackie, lecz wręcz „wabiły” pociski naprowadzane na podczerwień. W wyniku dotkliwych strat urządzenia IRCM, nazwane przez pilotów amerykańskich „Disco Light”, zostały wymontowane ze śmigłowców uczestniczących w wojnie i przekazane do gruntownej modernizacji [4].

Najbardziej widocznym obszarem zastosowania najnowocześniejszych technologii przeciwdziałania zagrożeniom jest kierunkowe zakłócanie w podczerwieni. Kierunkowe źródła zakłóceń DIRCM w podczerwieni mogą oślepić (technika dazdlingu) bądź uszkadzać/niszczyć układy optyczne poprzez koncentryczne promieniowanie światła o dużym natężeniu. Typowym rozwiązaniem jest zastosowanie lasera bądź specjalnej lampy błyskowej. DIRCM wykorzystuje technikę tzw. otwartej lub zamkniętej pętli śledzenia (*open/closed loop*), pozwalającej na pracę w czasie rzeczywistym (w istocie prawie rzeczywistym) poprzez wykorzystanie urządzenia ostrzegającego o wystrzeleniu pocisku raketowego MWS. W przypadku wykrycia zagrożenia dochodzi do natychmiastowej reakcji w postaci promienia lasera o regulowanej gęstości mocy (laser o bardzo wąskiej wiązce) i długości falowej $1\div 2$ lub $3\div 5$ μm .

4. Uwagi końcowe

Zagadnienie żywotności bojowej śmigłowca zyskuje coraz większego znaczenia w niezwykle trudnych warunkach eksploatacji (np. w misjach PKW w Afganistanie), tj. przy dużym zapyleniu, znacznych wahaniami temperatury w trakcie dnia oraz przy zagrożeniach powodowanych przez środki ogniowe w trakcie całego cyklu – od startu do lądowania. Do określenia żywotności bojowej dla śmigłowca przede wszystkim konieczna jest identyfikacja jego podsystemów pod kątem porażalności oraz wrażliwości na uszkodzenia i zniszczenia. Dopiero wtedy możliwe jest określenie sposobów wyeliminowania krytycznych podzespołów (tj. elementów lub rozwiązań konstrukcyjnych) oraz zmiana technologii wykonania instalacji pokładowej śmigłowca. Jest to zadanie trudne do zrealizowania w praktyce, wymagające odpowiednich nakładów w trakcie procesu konstrukcyjnego statku powietrznego. Innym alternatywnym rozwiązaniem jest późniejsza modernizacja, w trakcie której dokładane jest np. dodatkowe opancerzenie zapewniające osłonę newralgicznych elementów płatowca. Działanie takie pociąga za sobą jednak znaczną utratę osiągnięć przez śmigłowiec (przykładem jest śmigłowiec Mi-17-1V). Lepszym rozwiązaniem jest zastoso-

wanie odpowiednio skonfigurowanego systemu obrony indywidualnej na podstawie urządzeń walki elektronicznej, tj. urządzeń bezpośrednio wpływających na zmniejszenie efektywności środków rażenia. W tym przypadku kluczowe znaczenie ma analiza występujących zagrożeń na wybranym teatrze działań celem właściwego przygotowania bazy danych dotyczących zagrożeń systemu obrony własnej.

Literatura

- [1] Adamy D.: A first course in EW – EW 101, ARTECH House London, London 2001.
- [2] Frater M.R., Ryan M.: Electronic warfare for the digitized battlefield, ARTECH House London, London 2001.
- [3] Heikell J.: Electronic warfare self-protection of battlefield helicopters: a holistic view, University of Technology, Applied Electronics Laboratory, Series E: Electronics Publications E18, Helsinki 2005.
- [4] Materiały techniczne z lat 1999-2009 z posiedzeń grupy ACG3/NAFAG ds. zdolności do przetrwania statków powietrznych (Aerospace Capability Group 3 on Survivability/ NATO Air Force Armaments Group).
- [5] MIL-HDBK-2089: Military handbook aircraft survivability terms, 30 May 1997.
- [6] Lewitowicz J.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych, t. 1: Statek powietrzny i elementy teorii, Wydaw. ITWL, Warszawa 2001.
- [7] Lewitowicz J., Kustroń K.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych, t. 2: Właściwości i właściwości eksploatacyjne statku powietrznego, Wydaw. ITWL, Warszawa 2003.
- [8] Żurek J. (red.): Żywotność śmigłowców, Biblioteka Problemów Eksploatacji, Warszawa 2006.

ELECTRONIC WARFARE – THE MAIN FACTOR FOR DECREASING OF AN AIRCRAFT SUSCEPTIBILITY

Abstract

Aircraft combat survivability which is defined as the capability of an aircraft to avoid or withstand a hostile environment is proportional to the credibility of threat data base and correlated with them EW response. Report presents the fundamentals of the newly emerging discipline of survivability engineering applied to aircraft. Susceptibility refers to the inability of an aircraft to avoid being hit by one or more damage mechanisms in the pursuit of its mission. The level or degree of susceptibility of an aircraft in an encounter with a threat is dependent upon three major factors: the threat, the aircraft (technology e.g. additional armor), and the scenario. The important features of the threat are its characteristic, its operations, and its effectiveness. The aircraft observables or detectable signatures, any countermeasures used, and the aircraft performance capabilities and self-protection equipment (most important for decreasing a susceptibility) are some of the important factors associated with the aircraft itself.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Piotr MICHAŁOWSKI

Włodzimierz ZUBKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

MODELOWANIE ARCHITEKTURY ZINTEGROWANYCH SYSTEMÓW AWIONICZNYCH

Coraz większe możliwości sprzętu komputerowego są przyczyną podwyższenia wymagań na nowe, bardziej złożone funkcje zintegrowanych systemów awionicznych. Prowadzi to do znacznego powiększenia stopnia złożoności systemu, a w konsekwencji do ryzyka pojawienia się błędów. Jednym ze sposobów rozwiązania tego problemu jest prowadzenie projektów według metodyki opartej na modelach, np. MDE (*Model Driven Engineering*). W pracy do modelowania został wykorzystany język AADL (*Architecture Analysis & Design Language*), który ze względu na swoje właściwości (opis struktury i parametrów systemu, modyfikowalność) dobrze opisuje architekturę zintegrowanego systemu awionicznego. W artykule przedstawiono model architektury zintegrowanego systemu awionicznego śmigłowca. Omówiono sposoby i narzędzia badania uzyskanego modelu oraz możliwości jego wykorzystania na różnych etapach cyklu projektowego.

Wstęp

Współczesne systemy awioniczne ze względu na realizowane funkcje wpływają na poprawę bezpieczeństwa lotów. Równocześnie coraz to nowsze możliwości sprzętu przyczyniają się do wzrostu wymagań co do bardziej złożonych funkcji systemów awionicznych. Prowadzi to do znacznego powiększenia stopnia złożoności systemu, a w konsekwencji do ryzyka pojawienia się błędów. Z drugiej strony ich niepoprawne działanie może skutkować ofiarami (nawet śmiertelnymi), poważnymi stratami materialnymi lub zniszczeniem środowiska naturalnego. Systemy takie nazywane są systemami krytycznymi dla bezpieczeństwa (*Safety Critical Systems*, SCS). Niekiedy niepoprawne działanie systemu uniemożliwia wykonywanie zadań związanych z jego misją. Systemy posiadające taką właściwość są zaliczane do kategorii systemów krytycznych dla realizowanej misji (*Mission Critical Systems*, MCS). Dlatego proces tworzenia systemów awionicznych należących do klasy SCS lub MCS musi być oparty na metodach i narzędziach umożliwiających wykrywanie i eliminację ewentualnych błędów we wczesnym etapie projektu. Obecnie zalecaną metodą jest wy-

tworzenie systemów według modelu MDE. Takie podejście jest uważane za właściwą metodę tworzenia systemów krytycznych, ponieważ do badania poprawności systemu wykorzystuje formalną weryfikację modeli (*model checking*) opartą na badaniu sieci Petriego [6].

Metoda MDE wymaga tworzenia modeli systemów w języku dziedzinowym. Kładzie ona nacisk na analizę systemu, a następnie na detekcję błędów we wczesnym etapie projektowania [1]. W pracy do modelowania systemów awionicznych został wykorzystany język AADL, który ze względu na swoje właściwości (opis struktury i parametrów systemu, modyfikowalność, rozszerzalność, przyjazność dla użytkownika) dobrze pasuje do opisu architektury systemów. Standard AADL jest często stosowany w analizie i projektowaniu systemów awionicznych [8]. W artykule przedstawiono model architektury zintegrowanego systemu awionicznego śmigłowca. Omówiono sposoby i narzędzia badania uzyskanego modelu oraz możliwości jego wykorzystania na różnych etapach cyklu projektowego.

1. Standard opisu architektury AADL

Informacje wstępne

Standard opisu architektury AADL [10] został opublikowany przez SAE (*Society for Automotive Engineers*). Definiuje on język dziedzinowy, oparty na pojęciu komponentu. Jest on przeznaczony do modelowania, analizy i projektowania systemów współbieżnych, a w szczególności systemów czasu rzeczywistego, systemów wbudowanych, systemów krytycznych ze względu na bezpieczeństwo, realizowaną misję lub wydajność. Ponieważ zintegrowane systemy awioniczne są najczęściej zaliczane do klasy systemów krytycznych, to język AADL może być wykorzystany do ich modelowania, analizy i projektowania. Dodatkowo za pomocą tego języka można budować modele istniejących i działających systemów, a następnie analizować ich zachowanie w zmieniającym się środowisku.

Stworzona w języku AADL specyfikacja modelowanego systemu składa się z ciągu deklaracji opisujących jego strukturę i realizowane funkcje. W celu uporządkowania opisu deklaracje mogą być pogrupowane w pakiety (*packages*). Jak już wspomniano, język AADL jest oparty na pojęciu komponentu. Komponenty reprezentują zarówno sprzętowe, jak i programowe składowe systemu. Dodatkowo wprowadzono pojęcie komponentu hybrydowego, który reprezentuje pojęcie systemu systemów. Pomiędzy poszczególnymi komponentami mogą przepływać dane i zdarzenia. Język AADL umożliwia opis właściwości poszczególnych przepływów. Opisy te mogą być następnie wykorzystywane do analizy zachowań modelowanego systemu. Język pozwala na stworzenie hierarchicznej struktury modelu z wykorzystaniem mechanizmów dziedziczenia typów.

Modelowany w języku AADL system jest zbiorem abstrakcyjnych komponentów programowych, sprzętowych oraz hybrydowych, które są połączone wzajemnymi relacjami, takimi jak połączenia i powiązania. Połączenia realizują przepływy danych i zdarzeń, natomiast powiązania odwzorowują wewnętrzną strukturę systemu i łączą komponenty programowe z komponentami sprzętowymi. Każdy komponent posiada opis definicji typu i co najmniej jeden opis implementacji [7]. Poziom opis definicji typu zawiera informacje o tym, w jaki sposób dany komponent jest widoczny dla otoczenia, natomiast opis implementacji – o jego zachowaniu (działaniu).

W standardzie AADL zarówno architektura oprogramowania, jak i sprzętowe środowisko wykonawcze mogą być opisywane za pomocą trzech form zapisu: tekstowej, graficznej albo wykorzystującej język XML (*Extensible Markup Language*). Zapis tekstowy stanowi opis referencyjny składni języka AADL. Posiada on największą siłę wyrazu i pozwala na precyzyjne definiowanie komponentów. Zapis graficzny, prezentowany w postaci diagramów, jest zgodny z zapisem tekstowym. Oznacza to, że każdy diagram w systemie może być opisany za pomocą notacji tekstowej. Zapis graficzny umożliwia ogólny przegląd architektury modelowanego systemu. Niestety nie jest on użyteczny w trakcie modelowania dużych i skomplikowanych systemów. Trzecia forma zapisu jest oparta na języku XML. Sposób ten jest w pełni zgodny z zapisem tekstowym. Jest on wykorzystywany przez oprogramowanie do maszynowej analizy i symulacji działania modelowanego systemu.

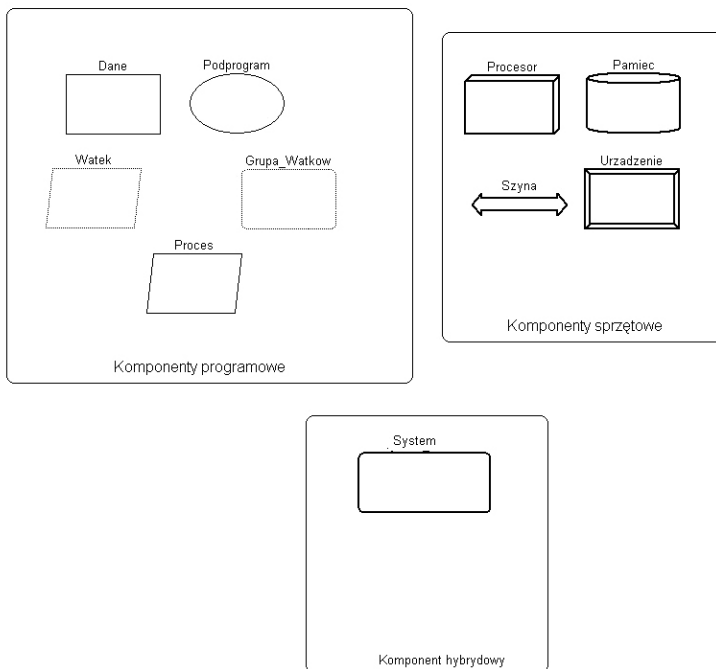
Standard AADL opisuje modelowany system jako zbiór abstrakcyjnych komponentów sprzętowych, programowych oraz hybrydowych (rys. 1.). Do grupy komponentów programowych zaliczane są: wątki, grupy wątków, dane, podprogramy i procesy.

Wątki (*threads*) reprezentują aktywne, współbieżnie wykonywane elementy systemu (podobnie jak wątki standardu POSIX), których wykonanie podlega regułom szeregowania. Wątki mogą być łączone w grupy (*thread groups*), czyli abstrakcyjne struktury umożliwiające ich logiczną organizację. Komponenty typu podprogram (*subprogram*) reprezentują fragmenty wykonywanego sekwencyjnie kodu programowego. Mogą one występować jedynie jako części składowe wątków. Komponenty typu proces (*process*) reprezentują wykonywalne programy, które są odpowiedzialne za ochronę pamięci, i stanowią dla wątków ich środowisko wykonawcze. Każdy proces powinien zawierać co najmniej jeden wątek działający w jego środowisku. W modelowanym systemie komponenty typu dane (*data*) reprezentują potencjalnie współdzielone struktury danych.

Następną grupą komponentów, wchodzących w skład standardu AADL, są komponenty sprzętowe, zwane również komponentami platformy wykonawczej (*hardware/execution platform components*). Do tej grupy zalicza się: pamięć, procesor, urządzenie i szynę danych. Komponenty te reprezentują sprzęt komputerowy. Ich opis zawiera strukturę oraz właściwości środowiska wykonawczego.

Standard AADL definiuje metody dowiązywania komponentów programowych do komponentów sprzętowych. Do realizacji takiej funkcji niezbędny jest komponent hybrydowy typu system, który należy do wydzielonej, jednoelementowej grupy. Rola komponentów typu system polega na zapewnieniu możliwości integracji komponentów składowych (zarówno programowych, jak i sprzętowych) w jednolity system.

W języku AADL z opisem danego komponentu zawiązane są następujące elementy: deklaracje komponentów składowych (*subcomponents*), definicje cech (*features*), opisy przepływów (*flows*) i połączeń (*connections*) oraz właściwości (*properties*). Opisy komponentów składowych, cech, połączeń i przepływów służą do definiowania struktury funkcjonalnej modelowanego systemu. Przykładowymi cechami komponentu są jego porty wejścia/wyjścia, które stanowią punkty dostępu do wnętrza danego komponentu. Ze względu na kierunek przechodzenia informacji wyróżnia się trzy rodzaje portów: wejściowe, wyjściowe i dwukierunkowe. Ze względu zaś na rodzaj przesyłanych informacji porty w języku AADL są zaliczane do jednego z trzech typów: portów danych, portów zdarzeń oraz portów mieszanych, modelujących wejścia/wyjścia zdarzeń wraz z danymi, np. kolejki. Porty, które wchodzi w skład połączeń pomiędzy dwoma określonymi komponentami, mogą być grupowane w celu uporządkowania struktury systemu.



Rys. 1. Symbole graficzne opisujące komponenty w języku AADL

W języku AADL właściwości dostarczają informacji o elemencie zawartym w specyfikacji modelowanego systemu. Właściwości są używane do określania np.: rozmiaru porcji danych, okresu wątku cyklicznego, oczekiwanego czasu wykonania wątku lub opóźnienia wnoszonego przez połączenie albo przepływ. Każda właściwość posiada własną nazwę oraz określony typ, który określa zbiór wartości, jakie może przyjmować dana właściwość. Właściwości są w języku AADL deklarowane za pomocą nazwanych zbiorów, które często stanowią rozszerzenie standardu języka. Obowiązuje tu zasada, że właściwość zdefiniowana dla danego komponentu może jednocześnie przyjmować tylko jedną wartość.

Więcej informacji na temat tworzenia modeli w języku AADL znajduje się w pracach [2÷4]. W pracy [1] przedstawiono zastosowanie języka AADL do modelowania systemów spełniających wymagania standardu ARINC 653, dotyczących partycjonowania systemów awionicznych.

Metody analizy modelowanych systemów oraz wykorzystywane narzędzia programowe

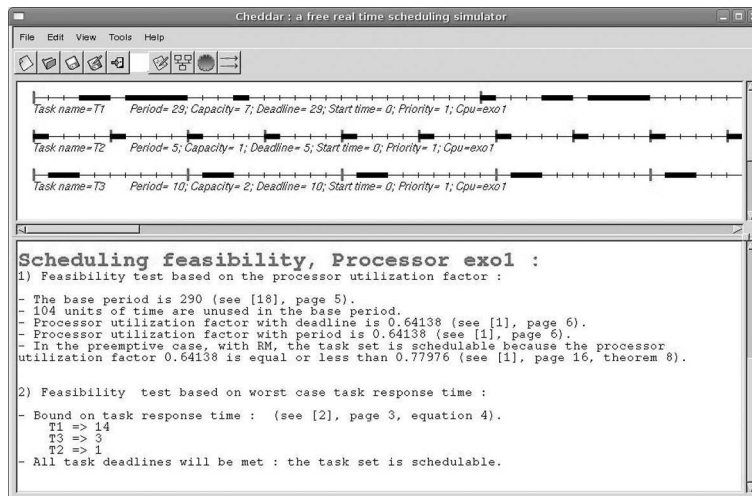
Tworzenie w języku AADL modeli systemów wbudowanych może być wspomagane przez pakiety oprogramowania narzędziowego. Przykładem takiego narzędzia jest opisany w publikacji [9] system OSATE autorstwa Uniwersytetu Carnegie-Mellon.

Utworzone w języku AADL modele systemów wbudowanych (w tym awionicznych) mogą być analizowane pod kątem spełnienia wymagań, które zostały wcześniej zdefiniowane za pomocą cech i właściwości dowiązanych do komponentów modelu. W zależności od przyjętych w modelu zbiorów właściwości, mogą być analizowane różnorakie właściwości, takie jak: wydajność (*performance*), szeregowałość (*schedulability*), sprawność przepływu informacji, zajętość zasobów oraz propagacja błędów.

Przykład analizy wydajności systemu został przedstawiony w pracy [5]. Autorzy omawiają sposób analizy wydajności systemu na etapie jego projektowania. W pracy zastosowano oryginalny zbiór właściwości systemu określający czasowy koszt wykonania pojedynczych instrukcji maszynowych w modelowanym systemie. Na podstawie metody najmniejszych kwadratów podano sposób oszacowania poszczególnych czasów wykonania instrukcji dla określonego typu procesora. Następnie wątki w modelowanych systemach są charakteryzowane wektorem krotności wykonywanych w pojedynczym przebiegu instrukcji maszynowych. Pozwala to na określenie przewidywanego czasu realizacji. Po uzyskaniu oszacowań system jest modelowany za pomocą odpowiednich narzędzi programowych, np. programu Cheddar [12] (rys. 2.).

Pakiet oprogramowania Cheddar został opracowany przez zespół LISyC z Uniwersytetu w Brest we Francji. Jest on przeznaczony do sprawdzania ograniczeń czasowych aplikacji, w tym systemów czasu rzeczywistego, opisanych m.in. w języku AADL. Oprogramowanie wspomaga prototypowanie systemów

i pozwala na symulację (*simulation*) ich działania oraz na analizę możliwości (*feasibility analysis*) spełniania wymagań szeregowości.



Rys. 2. Okno pakietu Cheddar z przykładowym przebiegiem symulacji; strona internetowa projektu [13]

Niekiedy analiza szeregowalności nie jest wystarczająca do określenia występowania blokad, zakleszczeń i zagłódzeń modelowanego systemu. Dlatego w pracy [6] została podana metoda przekształcania diagramów i opisów języka AADL w symetryczne, kolorowane sieci Petriego, które następnie są przedmiotem weryfikacji metodami teorii grafów. Innym sposobem analizy systemów opisanych w języku AADL jest podana w pracy [11] metoda polegająca na przetłumaczeniu ich na procesy stanowiące elementy algebry procesów czasu rzeczywistego ACSR (*Algebra of Communicating Shared Resources*), a następnie na badaniu uzyskanych obiektów metodami matematycznymi.

Do standardu AADL został dodany aneks zawierający mechanizmy modelowania zjawiska pojawiania się i propagacji błędów w modelowanym systemie. Do języka zostały dodane komponenty reprezentujące stany błędów i stany poprawnego działania. Ponadto został on uzupełniony o zdarzenia powodujące przejścia pomiędzy tymi stanami. Właściwości komponentów zostały uzupełnione o rozkłady prawdopodobieństwa zajścia określonych, zdefiniowanych w modelu zdarzeń. Głównym celem wprowadzenia do języka AADL przedstawionych mechanizmów jest zapewnienie możliwości uproszczonego modelowania niezawodności i bezpieczeństwa systemów. W pracy [7] została podana metoda przekształcania opisu modelowanego systemu z języka AADL w uogólnione stochastyczne sieci Petriego, które następnie mogą być analizowane metoda-

mi rachunku prawdopodobieństwa, np. za pomocą pakietu oprogramowania narzędziowego SURF2 [14].

2. Zintegrowany system awioniczny śmigłowca

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych został opracowany zintegrowany system awioniczny dla śmigłowca W3-PL „Głuszczyk”. W artykule zaprezentowano jedynie uproszczony fragment (opisany w języku AADL) modelu wymienionego systemu. Opis został ograniczony do systemu obsługi misji, który stanowi element zarządzający pracą systemu. Jest on odpowiedzialny za wymianę danych pomiędzy zewnętrznymi urządzeniami (podsystemami) typu: terminal, system nawigacyjny, system uzbrojenia oraz system CSAR. Dodatkowo system obsługi misji na potrzeby systemu uzbrojenia realizuje funkcje wyliczeń balistycznych.

System nawigacyjny jest odpowiedzialny za dostarczanie prawidłowych danych o położeniu oraz wektorze ruchu śmigłowca. System uzbrojenia steruje uzbrojeniem podwieszonym do śmigłowca. System CSAR realizuje funkcje poszukiwawczo-ratownicze. Interfejs użytkownika dla wspomnianych urządzeń-systemów jest realizowany przez terminal. System ten wizualizuje dane pochodzące z urządzeń na tle mapy w kontekście przygotowanego wcześniej planu misji. Dodatkowo system terminal umożliwia użytkownikowi wprowadzanie danych i nastaw do zintegrowanego systemu awionicznego.

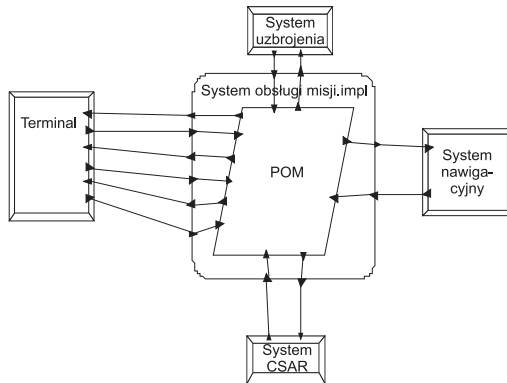
System obsługi misji jest połączony z terminalem za pomocą szybkiej lokalnej sieci komputerowej. Wymiana danych z pozostałymi systemami zewnętrznymi jest realizowana poprzez szyny, których działanie oparto na standardzie MIL 1553B. Każde urządzenie podłączone jest do systemu za pomocą oddzielnej szyny.

Oprogramowanie systemu obsługi misji zostało zrealizowane jako pojedynczy, wielowątkowy proces obsługi misji POM. W skład tego procesu wchodzi trzy współbieżne, kooperujące wątki programowe: WątekUzbr, WątekCSAR i WątekIntegracji.

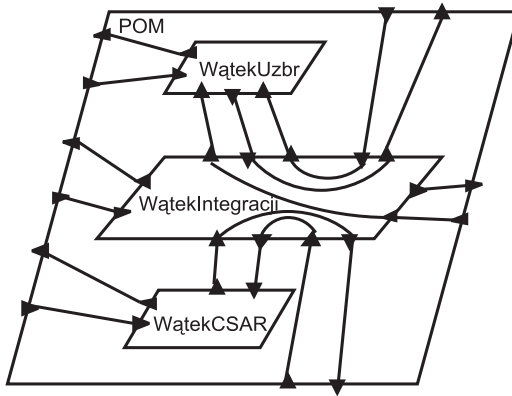
Pierwszy z wymienionych wątków jest odpowiedzialny za generowanie danych dla systemu uzbrojenia, drugi steruje urządzeniami poszukiwawczo-ratowniczymi CSAR. Natomiast ostatni wątek zajmuje się integracją danych przychodzących z sieci lokalnej i szyn. Wątek ten porządkuje dane w pakiety, które są następnie przesyłane do terminala. Strzałki na rys. 3. i 4. przedstawiają przepływy danych i sterowania pomiędzy poszczególnymi elementami systemu.

Każdy wątek zintegrowanego systemu awionicznego jest opisany zbiorem właściwości należących do języka AADL. Określają one typ danego wątku (cykliczny, acykliczny), okres wywołania cyklu, szacowany czas wykonania zadania oraz maksymalne jego ograniczenie. Natomiast zdefiniowane w systemie przepływy danych są opisywane czasami ich realizacji. Struktura systemu oraz

wymienione dane stanowią wejście dla systemów modelowania i symulacji, np. pakietu Cheddar.



Rys. 3. Uproszczony schemat modelu zintegrowanego systemu awionicznego śmigłowca



Rys. 4. Wielowątkowy schemat procesu obsługi misji POM

Zintegrowany system awioniczny śmigłowca W3-PL został opisany za pomocą języka AADL dopiero po etapie jego implementacji. Do stworzenia modelu wykorzystano istniejący kod oprogramowania. Działanie to może być traktowane jako sposób pozyskiwania „wiedzy” z istniejącego systemu. Przyjęty został następujący algorytm postępowania:

- krok 1. – na podstawie istniejącego kodu wytworzenie struktury modelu zintegrowanego systemu awionicznego w języku AADL, wprowadzenie właściwości нефункциональных (np. ograniczeń czasowych),

- krok 2. – wyznaczenie zbioru „działań elementarnych” (podprogramów i innych sekwencji kodu) realizowanych przez poszczególne wątki, a następnie estymacja czasów ich realizacji metodami opisanymi w pracy [5],
- krok 3. – symulacja działania uzyskanego modelu z wykorzystaniem specjalizowanego narzędzia, np. pakietu Cheddar,
- krok 4. – weryfikacja modelu poprzez porównanie uzyskanych wyników symulacji z zarejestrowanymi wcześniej parametrami pracy zintegrowanego systemu awionicznego.

Obecnie trwają prace nad wyznaczeniem zbioru działań elementarnych oraz weryfikacją zgodności otrzymanego modelu z systemem rzeczywistym. W przyszłości planowane jest wykorzystanie otrzymanego modelu do weryfikacji poprawności działania systemu awionicznego, badania jego ścieżek krytycznych oraz analizowania możliwości jego dalszego rozwoju. Wyniki tych prac zostaną opublikowane w późniejszych artykułach.

3. Podsumowanie

W pracy przedstawiono standard opisu architektury wbudowanych systemów czasu rzeczywistego AADL oraz jego zastosowanie do modelowania i analizy zintegrowanych systemów awionicznych. Standard AADL może być stosowany podczas wszystkich etapów procesu analizy, projektowania, testowania, wytwarzania i eksploatacji zintegrowanych systemów awionicznych. Autorzy wyrażają pogląd, że podejście przedstawione w artykule jest szczególnie użyteczne w procesie planowania modernizacji zintegrowanych systemów awionicznych.

Literatura

- [1] Delange J., Pautet L., Plantec A., Kerboeuf M., Singhoff F., Kordon F.: Validate, simulate, and implement ARINC653 systems using the AADL, ACM SIGAda Ada Letters Archive, vol. 29(3), 2009, s. 31÷44.
- [2] Feiler P.H., Gluch D.P., Hudak J.J.: The Architecture Analysis & Design Language (AADL): An introduction, Technical report, SEI, Carnegie Mellon University, 2006.
- [3] Feiler P.H., Gluch D.P., Hudak J.J., Levis B.A.: Embedded system architecture analysis using SAE AADL, Technical note, CMU/SEI-2004-TN-005, SEI, Carnegie Mellon University, 2004.
- [4] Hudak J.J., Feiler P.H.: Developing AADL models for control systems: A practitioner's guide, SEI, Carnegie Mellon University, 2007.
- [5] Januzaj V., Mauersberger R., Biechele F.: Performance modelling for avionics systems, [in:] EUROCAST 2009, R. Moreno-Díaz (ed.), Springer-Verlag, Berlin Heidelberg 2009, s. 833÷840.

- [6] Renault X., Kordon F., Huguens J.: From AADL architectural models to Petri nets: Checking model viability, IEEE International Symposium on Object/Component/Service-Oriented Real-Time Computing, 2009, s. 313÷320.
- [7] Rugina A.E.: Dependability modeling and evaluation – from AADL to stochastic Petri nets, Systèmes. Informatiques. Toulouse: PhD dissertation in LAAS CNRS, Toulouse 2007.
- [8] Sioutis C., Nguyen T.: Modelling airborne mission systems using the Architecture Analysis and Design Language, Proc. 18th World IMACS/MODSIM Congress, Cairns, Australia 13÷17 July 2009, <http://mssanz.org.au/modsim09>.
- [9] Society of automotive engineers: Getting started with the AADL and OSATE: An introductory tutorial using the AADL textual and object model editors, SEI, Carnegie Mellon University, 2007.
- [10] Society of automotive engineers: SAE standards: Architecture Analysis & Design Language (AADL), AS5506 (11/2004), AS5506/1 (06/2006).
- [11] Sokolsky O., Lee I., Clarke D.: Schedulability analysis of AADL models, Proc. 20th IEEE International Parallel & Distributed Processing Symposium, 2006.
- [12] <http://beru.univ-brest.fr/~singhoff/cheddar/>
- [13] <http://beru.univ-brest.fr/~singhoff/chedlolar/#Ref1>
- [14] <http://homepages.laas.fr/surf4tst/what-uk.html>

MODELING THE ARCHITECTURE OF INTEGRATED AVIONICS SYSTEMS

Abstract

Growing capabilities of the computer hardware are a reason for appearing of requirements to new more complex functions of integrated avionics systems. It is causing that the systems complexity, and in consequence the risk of the appearance of errors are increasing. In order to reduce these problem, it is recommended to conduct projects according to well-known methodology based on e.g. Model- Driven Engineering. In the article, there are discussed a model of the architecture of the integrated avionics system for helicopter and methods of its analysis.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Andrzej PAZUR
Sławomir PASZEK
Krzysztof ROGALA

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

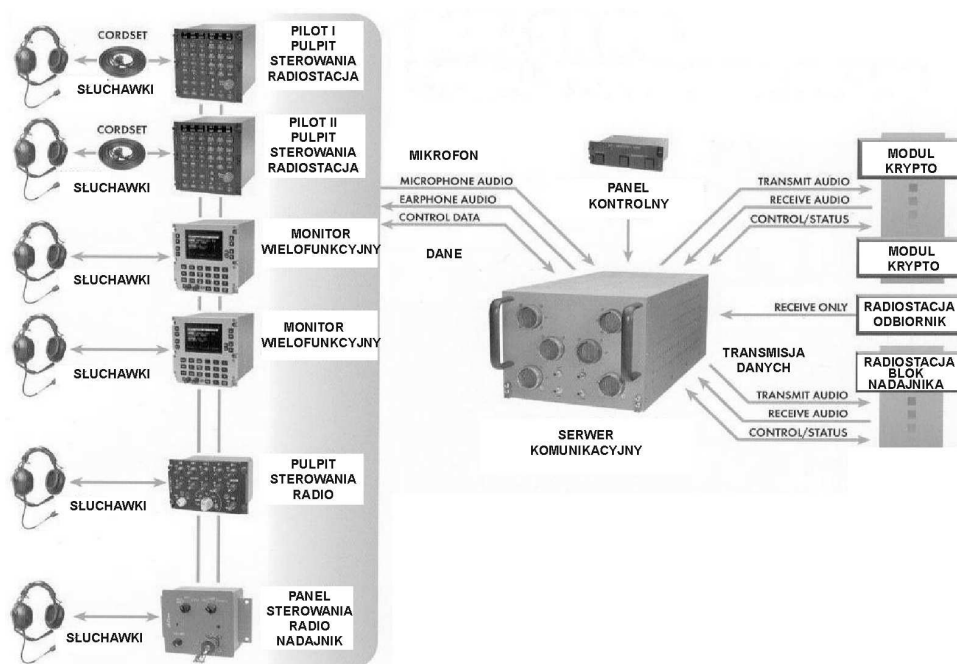
METODA I STANOWISKO BADAWCZE DLA LOTNICZYCH ZINTEGROWANYCH SYSTEMÓW ŁĄCZNOŚCI

W referacie przedstawiono narzędzia badawcze stosowane w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych (ITWL) do budowy, uruchamiania, testowania i unifikacji zintegrowanych systemów łączności w zakresie składu urządzeń oraz funkcji wykorzystywanego w nich oprogramowania. Szczególną uwagę zwrócono na tzw. stanowisko integracyjne przeznaczone do uruchamiania radiostacji pokładowych integrowanych na bazie cyfrowych szyn danych (m.in. według standardu MIL-1553B) oraz mobilny zestaw aparatury kontrolno-pomiarowej typu ZDZSŁ-1 przeznaczonej do ich obsługi i diagnozowania. Posiadanie takiego stanowiska oraz zestawu obsługowo-diagnostycznego pozwoliło integrować nowe urządzenia, przygotowywać i przenosić na pokłady śmigłowców nowe plany łączności radiowej oraz diagnozować elementy zintegrowanego systemu. Omówiono wybrane zadania realizowane za pomocą tego stanowiska oraz problemy pojawiające się podczas uruchamiania i testowania opracowanego oprogramowania integrującego urządzenia łączności w zakresie unifikacji jego funkcjonalności i niezawodności działania. Przedstawiono także aparaturę kontrolno-pomiarową wykorzystywaną do testowania tego oprogramowania, m.in. komputer przemysłowy typu M230 w zakresie diagnozowania zintegrowanego systemu łączności. Umożliwia on m.in. wprowadzanie i testowanie oprogramowania poszczególnych radiostacji, serwera komunikacyjnego oraz przygotowanie planów łączności radiowej.

Wstęp

Architektury tzw. zintegrowanych systemów łączności zabudowywanych na współczesnych statkach powietrznych wykorzystują dużą liczbę cyfrowych połączeń różnego typu, w zależności od rodzaju realizowanych przez nich zadań i wyposażenia. Jednym z nich jest cyfrowa szyna danych MIL-1553B. Rozwój technologii radiokomunikacyjnej, a stąd parametrów funkcjonalnych współczesnych radiostacji pokładowych w zakresie ich częstotliwości, zasięgu, przekazywania sygnałów dodatkowych (m.in. wbudowany odbiornik ratunkowy) oraz sposobu komunikacji (np. przy wykorzystaniu specjalizowanych serwerów ko-

munikacyjnych i pulpity sterowania łącznością), spowodował powstawanie nowych koncepcji i możliwości ich organizacji na pokładzie statku powietrznego. Przykładem może być propozycja firmy Palomar Products (rys. 1.), której to zintegrowane systemy łączności zabudowane są m.in. na samolotach AWACS, AC-130 Hercules oraz śmigłowcach wojskowych Black Hawk [3]. W celu poprawy tzw. świadomości sytuacyjnej załóg w zakresie łączności radiowej na pokładzie śmigłowca wojskowego [1] w Zakładzie Awioniki ITWL opracowano zintegrowany system łączności, który stanowi informatyczny zestaw radiostacji lotniczych i taktycznych niezbędny do realizacji zadania bojowego. Dzięki temu załoga ma zapewnioną przez cały lot łączność zewnętrzną i wewnętrzną na pokładzie statku powietrznego.



Rys. 1. Zintegrowany system radiokomunikacyjny wykorzystywany w lotnictwie wojskowym NATO

Do sterowania zintegrowanym systemem łączności na śmigłowcach wojskowych Mi-8, Mi-17 i Mi-24 piloci wykorzystują pulpity sterowania typu PSŁ-1, które umożliwiają m.in. wybór radiostacji i zmianę ustawień parametrów ich pracy. Pulpit sterowania PSŁ-1 zawiera kolorowy wyświetlacz ciekłokrystaliczny z odpowiednim własnym oprogramowaniem. Na ekranie pulpitu są zobrazowane m.in. stany połączeń zewnętrznych i wewnętrznych, rodzaj łączności

oraz parametry pracy poszczególnych radiostacji. Pilot ma możliwość wybierania abonenta wewnętrznego lub radiostacji poprzez pulpit sterowania, a realizacją połączenia zajmuje się serwer komunikacyjny. Na śmigłowcu W-3PL „Głuszc” funkcje sterowania systemem łączności pełnią monitory wielofunkcyjne typu MW-1, które stanowią wyświetlacz o dużej rozdzielczości. Umożliwia to działanie załogi w każdych warunkach atmosferycznych, w dzień i w nocy (przy różnych warunkach oświetlenia kabiny) oraz przy użyciu gogli noktowizyjnych.

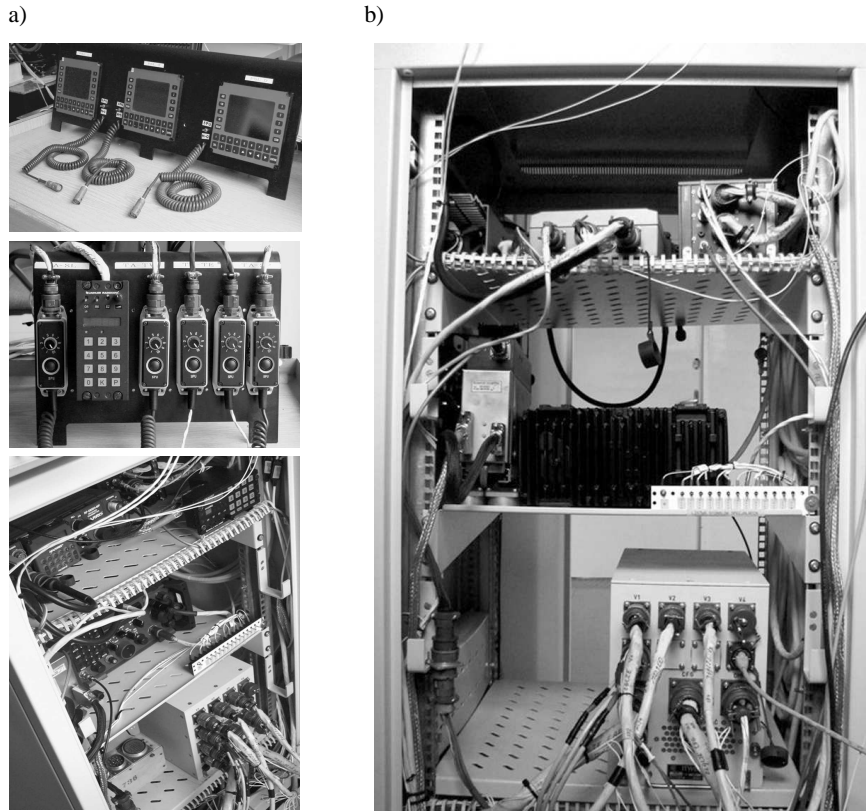
Serwer komunikacyjny zapewnia nadzór i zarządzanie pokładową siecią łączności. Steruje systemem łączności wewnętrznej i zewnętrznej w obwodzie załogi oraz dowódcy desantu. Dostarcza załodze śmigłowca sygnały specjalne, w tym odłączalne sygnały nawigacyjne (np. ARK) i nieodłączalne – ostrzegawcze (np. niebezpieczna wysokość lotu). Na serwerze komunikacyjnym osadzone jest odpowiednie oprogramowanie sterujące i zarządzające [7].

Końcowym zadaniem w procesie budowy zintegrowanego systemu łączności (przed jego zabudową na pokład śmigłowca wojskowego) jest jego optymalizacja na stanowisku integracyjnym, która umożliwi wyznaczenie spośród przyjętych propozycji systemu rozwiązania najlepszego, spełniającego kryteria wynikające z wymagań użytkownika. Stanowisko integracyjne [2] oraz aparatura kontrolno-pomiarowa (zestaw obsługowo-kontrolny) typu ZDZSŁ-1 są elementami wspomagającymi ten proces. Zadaniem aparatury jest testowanie poszczególnych radiostacji, oprogramowania systemów łączności w zakresie ich organizacji, szczegółowego zarządzania poszczególnymi trybami pracy oraz diagnozowania. Posiadanie takiego stanowiska oraz zestawu obsługowo-diagnostycznego pozwoliło integrować nowe urządzenia radiokomunikacyjne, przygotowywać i przenosić na pokłady śmigłowców Mi-8, Mi-17, Mi-24 nowe plany łączności radiowej oraz diagnozować elementy zintegrowanego systemu także przy modernizacji śmigłowca W-3PL „Głuszc”.

1. Narzędzia badawcze wykorzystywane w diagnozowaniu stanu technicznego zintegrowanego systemu łączności

Do budowy i testowania pracy zintegrowanego systemu łączności w zakresie urządzeń i zaimplementowanego w nich oprogramowania wykorzystywane są różne narzędzia badawcze. Szczególną rolę odgrywa tzw. stanowisko integracyjne (rys. 2.), zbudowane w ITWL w ramach modernizacji śmigłowców Mi-8, Mi-17 i Mi-24. Przeznaczone jest do uruchamiania i optymalizacji systemów łączności opartych na serwerze komunikacyjnym (wyposażonym w odpowiednie interfejsy stanowiące karty szyny wymiany danych według przyjętego standardu, np. MIL-STD-1553B). Stanowisko takie jest konieczne do testowania opracowywanych „aplikacji” obsługi urządzeń systemów łączności, a poprzez to do ich integracji w jeden spójny system pokładowy [5]. Istotną zaletą tak zbudowa-

nego stanowiska jest możliwość symulacji wybranych radiostacji wchodzących w skład systemu łączności radiowej, koniecznej przy braku danego urządzenia przy opracowywaniu oprogramowania integrującego cały system.



Rys. 2. Widok stanowiska z elementami systemu łączności (a) i elementami sterowania (b)

Na stanowisku zabudowany jest także komputer przemysłowy typu laptop M230 (rys. 3.), który służy do diagnozowania serwera komunikacyjnego i radiostacji pokładowych wchodzących w skład zintegrowanego systemu łączności [6]. Umożliwia on m.in. wprowadzanie i testowanie oprogramowania poszczególnych radiostacji i serwera komunikacyjnego oraz przygotowanie planów łączności radiowej. W warstwie programowej stanowisko wykorzystuje także zmodyfikowany system operacyjny typu Windows XP, zaimplementowany w serwerze komunikacyjnym, umożliwiającą obsługę pakietów radiokomunikacyjnych i interfejsów zintegrowanych urządzeń.

Standardowo integrowane w systemie ZSŁ radiostacje pokładowe posiadają tzw. testy wewnętrzne, umożliwiające kontrolę stanu technicznego jako oddziel-

nych elementów składowych. Zastosowanie tego typu aparatury kontrolnej pozwala na:

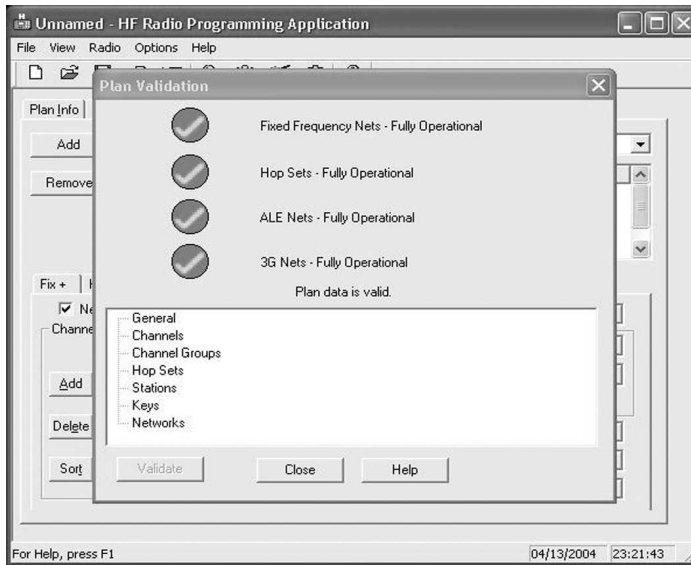
- przeprowadzenie testu pojedynczych modułów radiostacji,
- sprawdzenie stanu źródła zasilania radiostacji oraz baterii podtrzymującej,
- przeprowadzenie testu VSWR,
- sprawdzenie czasu dotychczasowej pracy radiostacji,
- wyświetlenie informacji o dostępnych opcjach radiostacji,
- wyświetlenie szczegółowych informacji na temat wersji oprogramowania.



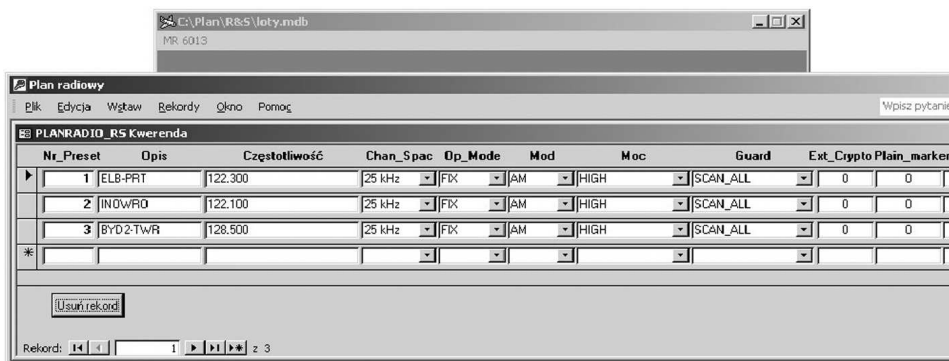
Rys. 3. Widok zobrazowania mobilnego zestawu obsługowo-kontrolnego ZDZSŁ-1 na stanowisku integracyjnym

Ten tryb sprawdzenia umożliwia bieżący monitoring prawidłowości funkcjonowania wielozakresowego nadajnika/odbiornika, przez co zapewnione są optymalne warunki pracy poszczególnych radiostacji. Natomiast w ramach części diagnostycznej całego zintegrowanego systemu łączności stanowisko badawcze umożliwia realizację obsługi testowej poszczególnych radiostacji pokładowych. Realizacja wymienionych funkcji możliwa jest poprzez uruchomienie wybranej aplikacji narzędziowej (rys. 4.). Aplikacje narzędziowe zostały opracowane w środowisku Windows XP z wykorzystaniem zestawu baz danych programu Office Access 2007 oraz klasycznego systemu interfejsów użytkownika i aplikacji dostarczonej przez firmę Harris RF (protokół RPA).

Dodatkowo stanowisko to umożliwia tworzenie i instalację tzw. planu łączności dla poszczególnych typów radiostacji pokładowych wykorzystywanych w zintegrowanym systemie łączności, m.in. radiostacji typu MR 6000 (rys. 5.). Przykładowo oprogramowanie o nazwie PLAN R&S służy do kompleksowego przygotowania planu łączności dla radiostacji RHODE&SCHWARZ, a w szczególności do tworzenia pliku bazy danych umożliwiającego programowanie radiostacji w trybie pracy FIX [4].



Rys. 4. Widok planszy programowania radiostacji RF za pomocą aplikacji HF Radio Programming

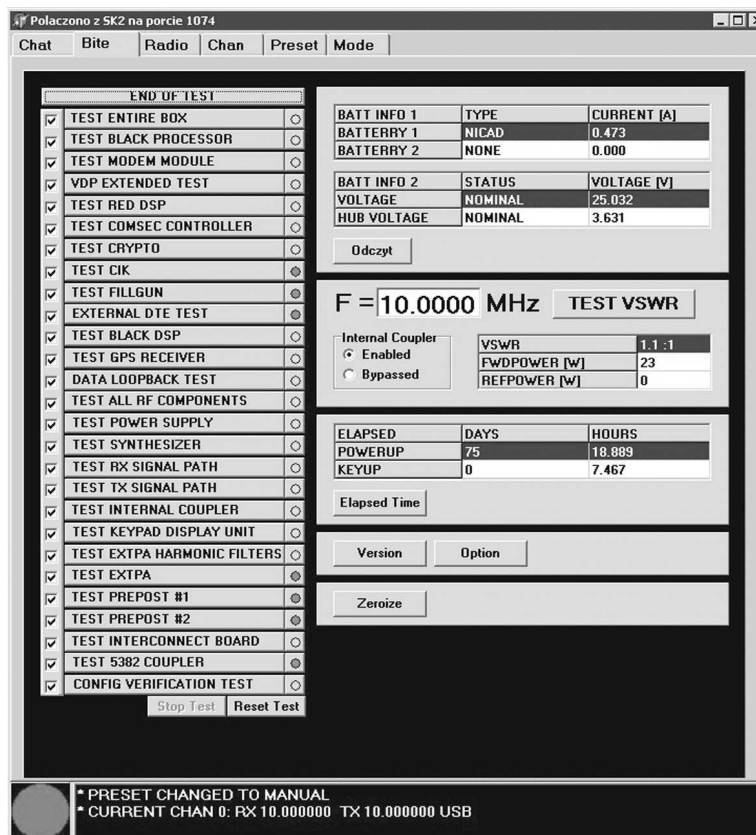


Rys. 5. Widok formularza planu radiowego radiostacji MR 6000

Oprogramowanie umożliwia tworzenie pełnej bazy danych radiowych zawierających parametry pracy radiostacji przyporządkowane dla kolejnych kanałów, m.in. numery presetów kolejnych kanałów, wartości częstotliwości poszczególnych stacji radiowych, ich nazwy opisowe, odstępy międzykanałowe, rodzaj modulacji. Przygotowany plan łączności radiowej może być zaimplementowany bezpośrednio do serwera komunikacyjnego lub rozesłany do poszczególnych korespondentów radiowych za pomocą nośnika elektronicznego.

Stanowisko integracyjne wykorzystywane jest także do wykonywania obsłóg serwisowych i specjalnych na wniosek użytkownika eksploatującego zintegrowany system łączności. Sprawdzenie na stanowisku obejmuje m.in.: kopiowanie plików pomiędzy serwerem komunikacyjnym a laptopem poprzez sieć, pracę za pomocą zdalnego pulpitu, działanie oprogramowania do programowania i testowania radiostacji. Przykładami tego jest przeprowadzenie testu na żądanie i informacja o ewentualnych usterkach radiostacji taktycznej RF firmy Harris (rys. 6.), gdzie wyniki testu będą sygnalizowane kolorem kontrolki (kolor zielony – pozytywny wynik testu, kolor czerwony – negatywny wynik testu). Jeżeli wynik testu jest negatywny, można dowiedzieć się więcej o błędzie, np. o lokalizacji niesprawności z dokładności do modułu funkcjonalnego radiostacji. W tym celu należy najechać kursorem na czerwoną kontrolkę po prawej stronie przycisku, wówczas pokaże się podpowiedź dotycząca błędu (rys. 7.).

Błąd!



Rys. 6. Widok panelu programowego testowania radiostacji HF za pomocą zestawu obsługowo-kontrolnego ZDZSŁ-1



Rys. 7. Widok szczegółowy powstałego błędu w module A1 radiostacji HF

2. Uwagi końcowe

Każdy śmigłowiec „starszej generacji” po wbudowaniu współczesnego systemu łączności ma znacznie więcej możliwości użytkowych, tj. zastosowań dotychczas dla niego nieosiągalnych – wielofunkcyjność oraz zdolność do działania w mocno rozwijającym się tzw. środowisku sieciocentrycznym. Budowa takiego systemu od strony tzw. *hardware*, czyli zakupu urządzeń, nie stwarza obecnie większego problemu, za to dużym wyzwaniem jest opracowanie odpowiedniego, skutecznego i niezawodnego oprogramowania, spełniającego wymagania zapewnienia łączności zewnętrznej i wewnętrznej na pokładzie śmigłowca wojskowego. Poprzez „ucyfrowienie” i wprowadzenie na pokład zintegrowanego systemu łączności zmodernizowane śmigłowce wojskowe będą pomostem pomiędzy śmigłowcami ze „starą techniką analogową” a planowanymi do wprowadzenia śmigłowcami nowego typu.

Jednym z ważniejszych elementów w zapewnieniu wymaganego obecnie poziomu bezpieczeństwa lotu i wykonania zadania bojowego przez pilota użytkującego zbudowany zintegrowany system łączności typu ZSŁ jest stanowisko integracyjne (kontrolno-diagnostyczne). Posiadanie takiego stanowiska pozwala uzyskać możliwości firm zachodnich w zakresie integrowania nowych urządzeń łączności na współczesnym poziomie technologicznym. Zaproponowane stanowisko integracyjne oraz aparatura kontrolno-pomiarowa (system obsługowo-kontrolny) typu ZDZSŁ-1 wspomaga proces diagnozowania i testowania nowych urządzeń radiokomunikacyjnych i stanowi podstawę do dalszego rozwoju zintegrowanych systemów łączności w ramach przemysłu krajowego, w tym realizowanego z powodzeniem wyposażania w ten system śmigłowców wojskowych użytkowanych przez DWŁąd.

Literatura

- [1] Endsley M.R.: Flight crews & modern aircraft in search of situation awareness, Proc. Royal Aeronautical Society, London 2000.
- [2] Michalak S. i in.: Stanowisko integracyjne systemów awionicznych na bazie cyfrowych szyn danych, BT ITWL, Warszawa 2004.
- [3] Palomar Products Inc. Integrated Communication Systems, 2001.
- [4] Pazur A. i in.: Instrukcja obsługi nr 148/43/2009 zestawu aparatury kontrolno-pomiarowej do zintegrowanego systemu łączności ZDZSŁ-1, BT ITWL, Warszawa 2008.

- [5] Pazur A. i in.: Opracowanie programu lotu próbnego doświadczalnego śmigłowca W-3PL w zakresie zintegrowanego systemu łączności, BT ITWL, Warszawa 2008.
- [6] Pazur A. i in.: Opracowanie technologii oraz stanowiska do optymalizacji zintegrowanego systemu awionicznego na pokłady statków powietrznych, BT ITWL, Warszawa 2008.
- [7] Pazur A i in.: Opracowanie technologii wykonywania obsługi serwisowej zintegrowanego systemu łączności śmigłowca Mi-8, Mi-17 (Mi-17-1V), Mi-24 co 2 lata eksploatacji, BT ITWL, Warszawa 2008.

METHOD AND LABORATORY EQUIPMENT FOR THE AIR INTEGRATED COMMUNICATION SYSTEMS

A b s t r a c t

What has been presented in the paper is a research/testing tool used in the (Air Force Institute of Technology) to build, actuate, test, and unify integrated communication systems as far as both a set of devices the system is composed of and the applied software are concerned. Particular attention has been paid to the so-called integration station the laboratory equipment to optimise and unify communication systems integrated on the basis of digital data buses (following the MIL-1553B standard, among other ones). Such equipment has allowed to integrate new communication devices/systems while upgrading the Mi helicopters. Some selected tasks performed with this equipment have been discussed. Also, problems arising while actuating and testing the software developed to integrate communication devices/systems including digitally controlled radio stations of the MR6000, HARRIS, and RRC types. Presented are also additional monitoring and measuring systems used to test this software, just to mention the M230 rugged laptop computer used to diagnose the system and prepare plans of the radio communication.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Małgorzata PERZ-OSOWSKA

Krzysztof BUTLEWSKI

Roman MARCHWICKI

Henryk SZKUDLARZ

Wojciech PUCHALSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Rafał KOLANO

T4 Bydgoszcz

LATAJĄCE LABORATORIUM – SYSTEM REJESTRACJI I TRANSMISJI DANYCH DO NAZIEMNEGO STANOWISKA KIEROWANIA LOTAMI

Artykuł przedstawia elementy stanowiska naziemnego wchodzącego w skład latającego laboratorium oraz system transmisji danych z samolotu do stanowiska naziemnego. Prace nad projektem są prowadzone w ramach projektu finansowanego przez KBN: „Opracowanie i badanie latającego laboratorium do testowania systemów awionicznych, wyposażenia pokładowego, rozpoznawczego, badań medycznych i innych, zbudowanego na bazie lekkiego statku powietrznego ze zmienną konfiguracją wyposażenia badawczego”.

Wstęp

Latające laboratorium to nazwa projektu realizowanego w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w ramach projektu finansowanego przez KBN: „Opracowanie i badanie latającego laboratorium do testowania systemów awionicznych, wyposażenia pokładowego, rozpoznawczego, badań medycznych i innych, zbudowanego na bazie lekkiego statku powietrznego ze zmienną konfiguracją wyposażenia badawczego”. Celem projektu jest zbudowanie całkowicie autonomicznego systemu badawczego składającego się z odpowiednio przystosowanego lekkiego samolotu współpracującego z naziemnym, mobilnym stanowiskiem pomiarowo-rejestrującym. Latające laboratorium jest przeznaczone do badania urządzeń i elementów wyposażenia lotniczego. System pozwala m.in. na prowadzenie prób, badań i testów w rzeczywistych warunkach lotu urządzeń pokładowych przed ich zabudową na obiektach docelowych oraz obserwację terenu za pomocą zamontowanej na samolocie głowicy obserwacyjnej.

System składa się z następujących elementów [1]:

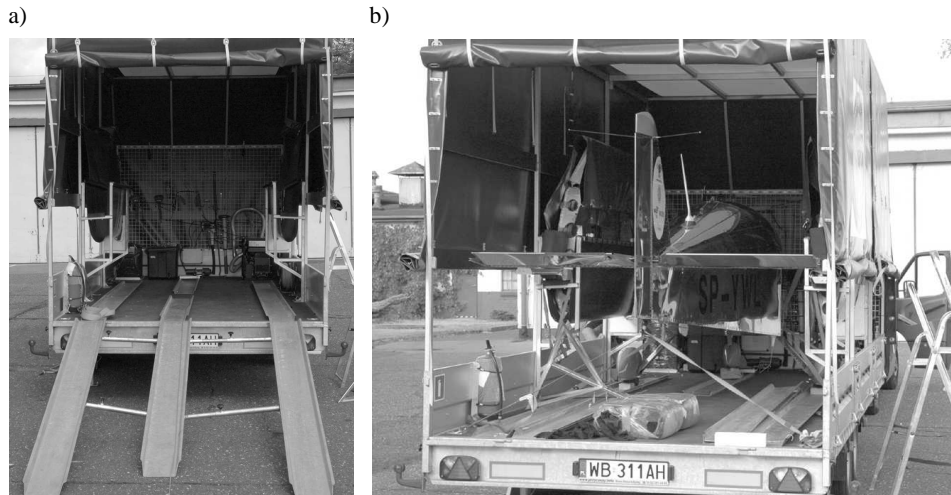
- lekkiego samolotu Sonex (rys. 1.),
- naziemnego stanowiska pomiarowo-badawczego (rys. 2.),
- specjalnej przyczepy do przewozu samolotu (rys. 3.).



Rys. 1. Samolot Sonex



Rys. 2. Naziemne stanowisko pomiarowo-badawcze



Rys. 3. Przyczepa do przewozu samolotu Sonex: a) pusta, b) z załadowanym samolotem

1. Wyposażenie naziemnego stanowiska pomiarowo-rejestrującego

Do zadań stanowiska naziemnego należy [1]:

- zapewnienie łączności radiowej z samolotem wykonującym zadanie badawcze oraz z innymi użytkownikami przestrzeni powietrznej, służbą ruchu lotniczego, a także obsługą lotnisk i obsługą naziemną,
- utrzymywanie kontroli wzrokowej miejsca startu/ładowania samolotu oraz przestrzeni otaczającej lotnisko,
- utrzymywanie bezprzewodowej łączności internetowej oraz telefonicznej (w tym faksowej) z zapleczem naukowym i laboratoriami instytutu oraz z organami zarządzającymi ruchem lotniczym,
- odbiór i rejestracja danych cyfrowych otrzymanych z samolotu,
- odbiór i rejestracja danych wizyjnych otrzymanych z samolotu,
- kontrola i przetwarzanie odebranych danych,
- kontrola parametrów lotu i stanu technicznego samolotu,
- prowadzenie kontroli startów i lądowań oraz obserwacji niektórych faz lotu samolotu badawczego,
- prowadzenie kontroli warunków meteorologicznych w trakcie badań.

W ramach stanowiska naziemnego zostały przewidziane trzy stanowiska robocze: kierownika lotów, inżyniera prób w locie, operatora badanego sprzętu, które zostaną dokładniej opisane w kolejnych punktach. Na rysunku 4. przedstawiono usytuowanie stanowisk w stanowisku naziemnym latającego laboratorium.

a)



b)



Rys. 4. Stanowiska robocze umieszczone w stanowisku naziemnym latającego laboratorium

2. Stanowisko kierownika lotów

Stanowisko kierownika lotów to najbardziej specyficzne i zróżnicowane pod względem wymagań personalnych i sprzętowych stanowisko pracy. Umożliwia ono pracę zespołów prowadzących próby bez konieczności korzystania z infrastruktury lotnisk i ponoszenia związanych z tym kosztów. Ponadto pozwala na prowadzenie badań poza terenem lotnisk, tj. na poligonach czy terenach wybranych (wymuszonych realiami) do prowadzenia prób. Umożliwia także korzystanie z lotnisk (lądowisk) o ograniczonej infrastrukturze i zapleczu technicznym, jakim na ogół dysponują regionalne aerokluby [2].

Do obowiązków kierownika lotów należy m.in:

- planowanie lotów,
- odbiór prognozy pogody,
- wysyłanie zamówień na planowane loty, rezerwacja przestrzeni powietrznej,
- odbiór transmitowanych z pokładu samolotu informacji – parametrów lotu albo parametrów monitorujących stan techniczny samolotu latającego laboratorium,
- kontrola miejsca znajdowania się samolotu,
- podejmowanie decyzji w przypadku zaistnienia na pokładzie samolotu sytuacji szczególnej lub awaryjnej.

Stanowisko to jest wyposażone m.in. w radiostację lotniczą oraz komputer, na którym są wyświetlane informacje o bieżącym położeniu samolotu oraz podstawowe parametry lotu samolotu (rys. 5.).



Rys. 5. Ekran komputera kierownika lotów

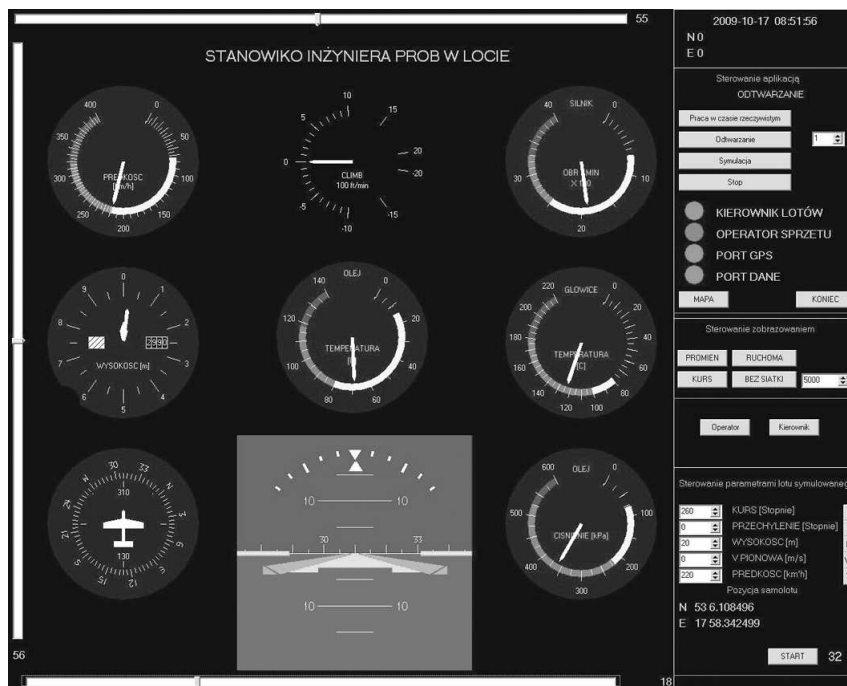
3. Stanowisko inżyniera prób w locie

Inżynier prób w locie to osoba, która kieruje przebiegiem prób, kontroluje ich wyniki, prowadzi analizę spełnienia przez badany obiekt wymagań przepisów i założeń projektowych oraz podejmuje decyzje o kontynuowaniu prób lub ich zawieszeniu zależnie od zaistniałych sytuacji [2].

Inżynier prób w locie jest odpowiedzialny za:

- odbiór transmitowanych z pokładu samolotu informacji, w tym parametrów lotu, parametrów monitorujących stan techniczny samolotu oraz obrazu z pokładowej kamery lub głowicy obserwacyjnej,
- podgląd miejsca znajdowania się samolotu (na ruchomej mapie),
- podsłuch łączności radiowej z samolotem latającym w laboratorium podczas lotów próbnych itp.

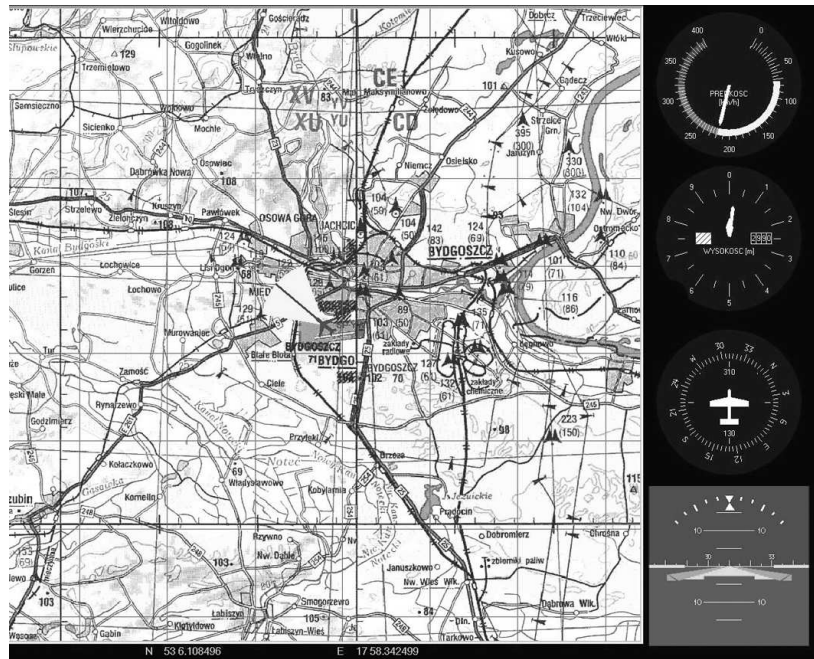
Stanowisko jest wyposażone m.in. w radiostację lotniczą oraz komputer, do którego są podłączone 2 monitory – na jednym wyświetlane jest położenie samolotu, na drugim podstawowe parametry lotu samolotu itd. (rys. 6. i 7.).



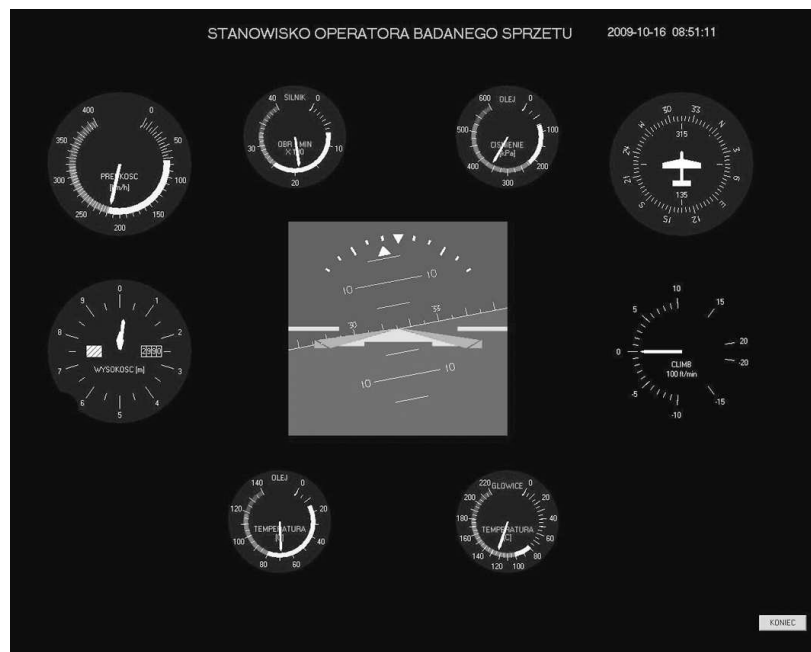
Rys. 6. Ekran pierwszego monitora na stanowisku inżyniera prób w locie

4. Stanowisko operatora badanego sprzętu

Operator badanego sprzętu to osoba, która powinna posiadać wymagany zakres wiedzy na temat obecnie badanej aparatury. Będzie on sprawował na bieżąco nadzór nad przebiegiem procesu badawczego, a obszarem jego zainteresowania będzie dostęp do przesyłanych z pokładu samolotu informacji dotyczą-



Rys. 7. Ekran drugiego monitora na stanowisku inżyniera prób w locie



Rys. 8. Ekran stanowiska operatora badanego sprzętu

cych badanego obiektu. Przykładowy ekran stanowiska operatora badanego sprzętu przedstawiono na rys. 8.

5. Sposób przesyłu danych z samolotu do stanowiska naziemnego

System transmisji wykorzystywany jest do przesyłania danych wizyjnych i cyfrowych. Dane wizyjne mogą pochodzić z głowicy obserwacyjnej i stanowić obraz terenu w otoczeniu samolotu lub z kamery pokładowej, będącej w tym przypadku obrazem tablicy przyrządów w kabinie samolotu. Dane cyfrowe przekazywane z pokładu samolotu pochodzą z trzech niezależnych źródeł:

- z badanych urządzeń,
- z rejestratora pokładowego,
- z głowicy obserwacyjnej i GPS.

Dane wizyjne i cyfrowe są transmitowane za pomocą tego samego nadajnika zainstalowanego na pokładzie samolotu, pracującego z anteną lotniczą na pasmo S. Dane są dodatkowo rejestrowane na rejestratorze zamontowanym na samolocie. Stanowisko naziemne jest wyposażone w antenę odbiorczą i odbiornik. Uzyskane dane są przekazywane na poszczególne stanowiska znajdujące się w stanowisku naziemnym latającego laboratorium i następnie wizualizowane na ekranach tych stanowisk. Dzięki temu obsługa stanowiska naziemnego ma dostęp do wszelkich danych pochodzących z samolotu w czasie rzeczywistym.

Literatura

- [1] Autonomiczny system badawczy – latające laboratorium, praca zbiorowa pod red. M. Kowalskiego. Część 3: Naziemne, mobilne stanowisko pomiarowe, założenia, wymagania, analiza potrzeb i wybór aparatury, ITWL, 2008, 4108/50.
- [2] Mobilne stanowisko pomiarowo-rejestrujące MSPR, projekt wstępny, praca zbiorowa pod red. E. Małychy. ITWL 2008, 4705/50.

THE FLYING LABORATORY – THE SYSTEM OF DATA REGISTRATION AND TRANSMISSION TO THE GROUND PLATFORM

Abstract

The paper describes the ground of the Flying Laboratory and the system of transmission of data from the airplane to the ground platform. The Flying Laboratory is the name of the project financed by polish State Committee for Scientific Research entitled "Research and development of the flying laboratory for testing of avionics systems, onboard and surveillance equipment, medical tests and others, built on the basis of a light airplane with a changeable research equipment configuration".

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Małgorzata PERZ-OSOWSKA

Krzysztof BUTLEWSKI

Roman MARCHWICKI

Henryk SZKUDLARZ

Wojciech PUCHALSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Rafał KOLANO

T4 Bydgoszcz

LATAJĄCE LABORATORIUM – SYSTEM REJESTRACJI I TRANSMISJI DANYCH DO NAZIEMNEGO STANOWISKA KIEROWANIA LOTAMI

Artykuł przedstawia elementy stanowiska naziemnego wchodzącego w skład latającego laboratorium oraz system transmisji danych z samolotu do stanowiska naziemnego. Prace nad projektem są prowadzone w ramach projektu finansowanego przez KBN: „Opracowanie i badanie latającego laboratorium do testowania systemów awionicznych, wyposażenia pokładowego, rozpoznawczego, badań medycznych i innych, zbudowanego na bazie lekkiego statku powietrznego ze zmienną konfiguracją wyposażenia badawczego”.

Wstęp

Latające laboratorium to nazwa projektu realizowanego w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w ramach projektu finansowanego przez KBN: „Opracowanie i badanie latającego laboratorium do testowania systemów awionicznych, wyposażenia pokładowego, rozpoznawczego, badań medycznych i innych, zbudowanego na bazie lekkiego statku powietrznego ze zmienną konfiguracją wyposażenia badawczego”. Celem projektu jest zbudowanie całkowicie autonomicznego systemu badawczego składającego się z odpowiednio przystosowanego lekkiego samolotu współpracującego z naziemnym, mobilnym stanowiskiem pomiarowo-rejestrującym. Latające laboratorium jest przeznaczone do badania urządzeń i elementów wyposażenia lotniczego. System pozwala m.in. na prowadzenie prób, badań i testów w rzeczywistych warunkach lotu urządzeń pokładowych przed ich zabudową na obiektach docelowych oraz obserwację terenu za pomocą zamontowanej na samolocie głowicy obserwacyjnej.

System składa się z następujących elementów [1]:

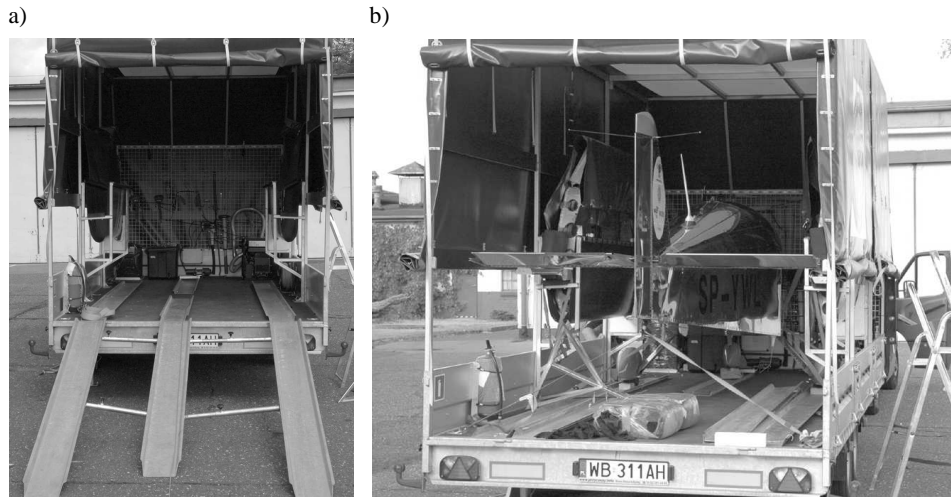
- lekkiego samolotu Sonex (rys. 1.),
- naziemnego stanowiska pomiarowo-badawczego (rys. 2.),
- specjalnej przyczepy do przewozu samolotu (rys. 3.).



Rys. 1. Samolot Sonex



Rys. 2. Naziemne stanowisko pomiarowo-badawcze



Rys. 3. Przyczepa do przewozu samolotu Sonex: a) pusta, b) z załadowanym samolotem

1. Wyposażenie naziemnego stanowiska pomiarowo-rejestrującego

Do zadań stanowiska naziemnego należy [1]:

- zapewnienie łączności radiowej z samolotem wykonującym zadanie badawcze oraz z innymi użytkownikami przestrzeni powietrznej, służbą ruchu lotniczego, a także obsługą lotnisk i obsługą naziemną,
- utrzymywanie kontroli wzrokowej miejsca startu/ładowania samolotu oraz przestrzeni otaczającej lotnisko,
- utrzymywanie bezprzewodowej łączności internetowej oraz telefonicznej (w tym faksowej) z zapleczem naukowym i laboratoriami instytutu oraz z organami zarządzającymi ruchem lotniczym,
- odbiór i rejestracja danych cyfrowych otrzymanych z samolotu,
- odbiór i rejestracja danych wizyjnych otrzymanych z samolotu,
- kontrola i przetwarzanie odebranych danych,
- kontrola parametrów lotu i stanu technicznego samolotu,
- prowadzenie kontroli startów i lądowań oraz obserwacji niektórych faz lotu samolotu badawczego,
- prowadzenie kontroli warunków meteorologicznych w trakcie badań.

W ramach stanowiska naziemnego zostały przewidziane trzy stanowiska robocze: kierownika lotów, inżyniera prób w locie, operatora badanego sprzętu, które zostaną dokładniej opisane w kolejnych punktach. Na rysunku 4. przedstawiono usytuowanie stanowisk w stanowisku naziemnym latającego laboratorium.

a)



b)



Rys. 4. Stanowiska robocze umieszczone w stanowisku naziemnym latającego laboratorium

2. Stanowisko kierownika lotów

Stanowisko kierownika lotów to najbardziej specyficzne i zróżnicowane pod względem wymagań personalnych i sprzętowych stanowisko pracy. Umożliwia ono pracę zespołów prowadzących próby bez konieczności korzystania z infrastruktury lotnisk i ponoszenia związanych z tym kosztów. Ponadto pozwala na prowadzenie badań poza terenem lotnisk, tj. na poligonach czy terenach wybranych (wymuszonych realiami) do prowadzenia prób. Umożliwia także korzystanie z lotnisk (lądowisk) o ograniczonej infrastrukturze i zapleczu technicznym, jakim na ogół dysponują regionalne aerokluby [2].

Do obowiązków kierownika lotów należy m.in:

- planowanie lotów,
- odbiór prognozy pogody,
- wysyłanie zamówień na planowane loty, rezerwacja przestrzeni powietrznej,
- odbiór transmitowanych z pokładu samolotu informacji – parametrów lotu albo parametrów monitorujących stan techniczny samolotu latającego laboratorium,
- kontrola miejsca znajdowania się samolotu,
- podejmowanie decyzji w przypadku zaistnienia na pokładzie samolotu sytuacji szczególnej lub awaryjnej.

Stanowisko to jest wyposażone m.in. w radiostację lotniczą oraz komputer, na którym są wyświetlane informacje o bieżącym położeniu samolotu oraz podstawowe parametry lotu samolotu (rys. 5.).



Rys. 5. Ekran komputera kierownika lotów

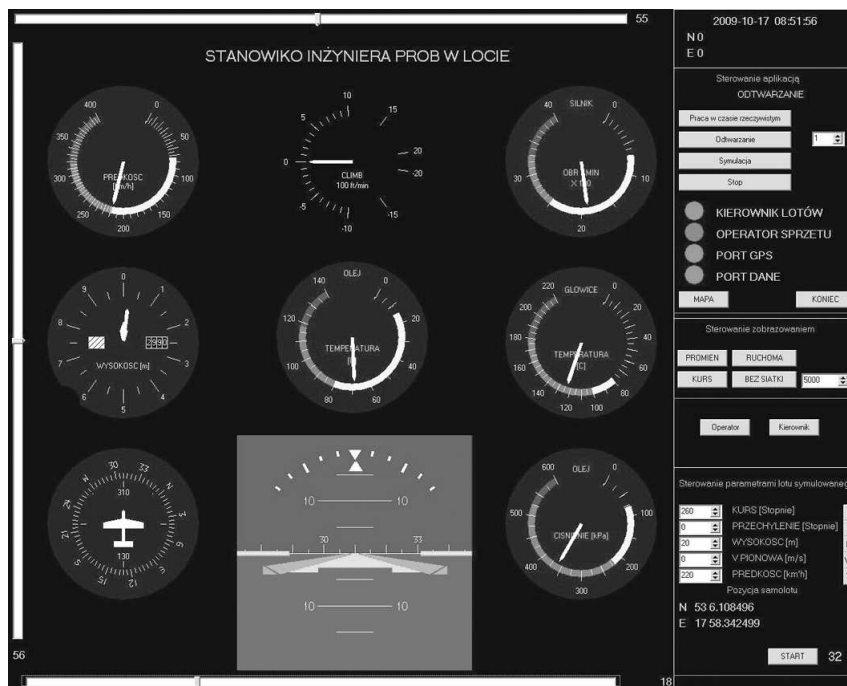
3. Stanowisko inżyniera prób w locie

Inżynier prób w locie to osoba, która kieruje przebiegiem prób, kontroluje ich wyniki, prowadzi analizę spełnienia przez badany obiekt wymagań przepisów i założeń projektowych oraz podejmuje decyzje o kontynuowaniu prób lub ich zawieszeniu zależnie od zaistniałych sytuacji [2].

Inżynier prób w locie jest odpowiedzialny za:

- odbiór transmitowanych z pokładu samolotu informacji, w tym parametrów lotu, parametrów monitorujących stan techniczny samolotu oraz obrazu z pokładowej kamery lub głowicy obserwacyjnej,
- podgląd miejsca znajdowania się samolotu (na ruchomej mapie),
- podsłuch łączności radiowej z samolotem latającym laboratorium podczas lotów próbnych itp.

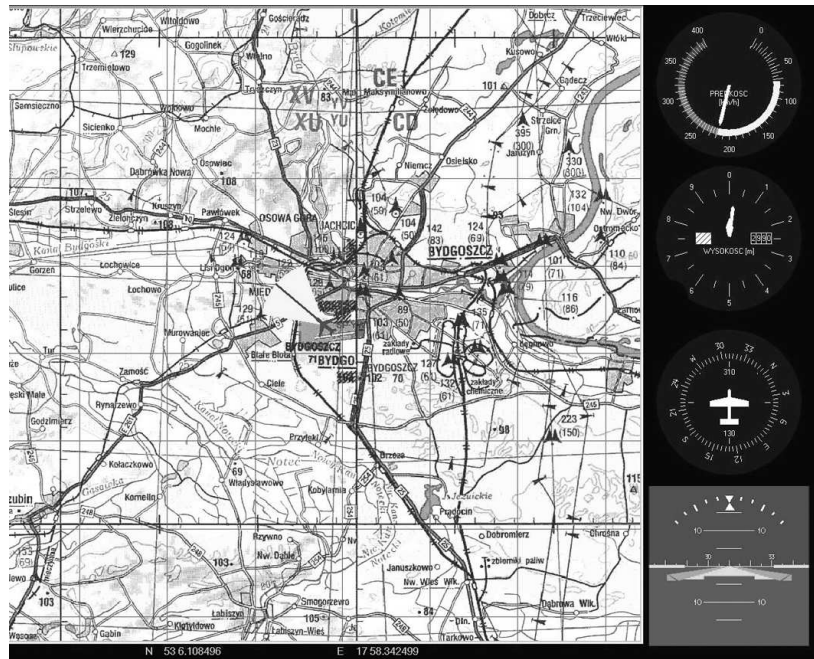
Stanowisko jest wyposażone m.in. w radiostację lotniczą oraz komputer, do którego są podłączone 2 monitory – na jednym wyświetlane jest położenie samolotu, na drugim podstawowe parametry lotu samolotu itd. (rys. 6. i 7.).



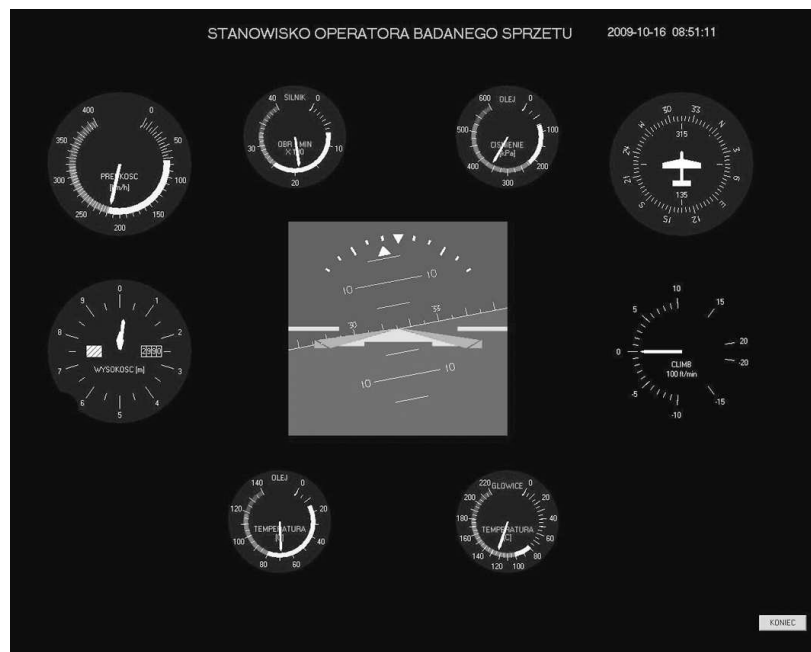
Rys. 6. Ekran pierwszego monitora na stanowisku inżyniera prób w locie

4. Stanowisko operatora badanego sprzętu

Operator badanego sprzętu to osoba, która powinna posiadać wymagany zakres wiedzy na temat obecnie badanej aparatury. Będzie on sprawował na bieżąco nadzór nad przebiegiem procesu badawczego, a obszarem jego zainteresowania będzie dostęp do przesyłanych z pokładu samolotu informacji dotyczą-



Rys. 7. Ekran drugiego monitora na stanowisku inżyniera prób w locie



Rys. 8. Ekran stanowiska operatora badanego sprzętu

cych badanego obiektu. Przykładowy ekran stanowiska operatora badanego sprzętu przedstawiono na rys. 8.

5. Sposób przesyłu danych z samolotu do stanowiska naziemnego

System transmisji wykorzystywany jest do przesyłania danych wizyjnych i cyfrowych. Dane wizyjne mogą pochodzić z głowicy obserwacyjnej i stanowić obraz terenu w otoczeniu samolotu lub z kamery pokładowej, będącej w tym przypadku obrazem tablicy przyrządów w kabinie samolotu. Dane cyfrowe przekazywane z pokładu samolotu pochodzą z trzech niezależnych źródeł:

- z badanych urządzeń,
- z rejestratora pokładowego,
- z głowicy obserwacyjnej i GPS.

Dane wizyjne i cyfrowe są transmitowane za pomocą tego samego nadajnika zainstalowanego na pokładzie samolotu, pracującego z anteną lotniczą na pasmo S. Dane są dodatkowo rejestrowane na rejestratorze zamontowanym na samolocie. Stanowisko naziemne jest wyposażone w antenę odbiorczą i odbiornik. Uzyskane dane są przekazywane na poszczególne stanowiska znajdujące się w stanowisku naziemnym latającego laboratorium i następnie wizualizowane na ekranach tych stanowisk. Dzięki temu obsługa stanowiska naziemnego ma dostęp do wszelkich danych pochodzących z samolotu w czasie rzeczywistym.

Literatura

- [1] Autonomiczny system badawczy – latające laboratorium, praca zbiorowa pod red. M. Kowalskiego. Część 3: Naziemne, mobilne stanowisko pomiarowe, założenia, wymagania, analiza potrzeb i wybór aparatury, ITWL, 2008, 4108/50.
- [2] Mobilne stanowisko pomiarowo-rejestrujące MSPR, projekt wstępny, praca zbiorowa pod red. E. Małychy. ITWL 2008, 4705/50.

THE FLYING LABORATORY – THE SYSTEM OF DATA REGISTRATION AND TRANSMISSION TO THE GROUND PLATFORM

Abstract

The paper describes the ground of the Flying Laboratory and the system of transmission of data from the airplane to the ground platform. The Flying Laboratory is the name of the project financed by polish State Committee for Scientific Research entitled "Research and development of the flying laboratory for testing of avionics systems, onboard and surveillance equipment, medical tests and others, built on the basis of a light airplane with a changeable research equipment configuration".

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Stanisław POPOWSKI

Witold DĄBROWSKI

Instytut Lotnictwa

INERCJALNE METODY OKREŚLENIA KIERUNKU PÓŁNOCNEGO

W artykule przedstawiono metody wyznaczania kierunku północnego oparte na pomiarach inercjalnych. Opisano ideę girokompasu – przyrządu, który zrewolucjonizował na początku XX w. pomiar kursu na statkach i okrętach. Przedstawiono procedurę girokompasowania stosowaną od połowy XX w. najpierw w układach kardanowych, a następnie w układach bezkardanowych orientacji przestrzennej. Pokazano modyfikacje tej metody pozwalające na zwiększenie dokładności pomiaru. Zaprezentowano również metodę inercjalną bezgiroskopową, która stanowi ciekawą propozycję rozwoju inercjalnych metod określenia kierunku północnego.

Wstęp

W 1852 roku francuski uczyony Leon Foucault zademonstrował w Paryżu doświadczenia z giroskopem, które wskazały możliwość pomiaru takich wielkości, jak prędkość wirowania Ziemi, szerokość geograficzna miejsca przeprowadzania eksperymentu oraz kierunek w stosunku do południka, czyli kurs geograficzny.

W 1907 roku firma Anschütz opracowała pierwszy model girokompasu morskiego, którego działanie oparto na właściwościach giroskopu [3]. Wcześniej stosowane kompasy morskie wykorzystywały właściwości ziemskiego pola magnetycznego. Kompas te wykazywały liczne wady, które ujawniały się wraz z powszechnym stosowaniem konstrukcji stalowych w budowie okrętów. Wady te, w postaci błędów dewiacji półokrężnej i ćwierćokrężnej, wymagały specjalnych zabiegów do ich kompensacji. Również anomalie ziemskiego pola magnetycznego i duża podatność na zakłócenia sprawiły, że kompasy magnetyczne nie zapewniały dużej dokładności wskazań.

W 1921 roku Max Schuler, pracując w Clausthal-Zellerfeld Technical College, unowocześnił konstrukcję girokompasu i uzyskał w przeprowadzanych eksperymentach dokładność określenia kierunku w stosunku do północy geograficznej rzędu 20 s kątowych [3].

W 1953 roku w USA odbył się pierwszy lot samolotu z systemem nawigacji inercyjnej. System ten zapewniał w pełni autonomiczną nawigację i orientację podczas lotu, jak również umożliwiał wstępną orientację przed startem (girokompasowanie). Był to system typu kardanowego. Do stabilizacji platformy pomiarowej zawierającej giroskopy i przyspieszeniomierze zastosowano ramy zawieszenia Cardana. Systemy tego typu osiągnęły swoją szczytową doskonałość w zastosowaniach na atomowych łodziach podwodnych mogących nieprzerwanie nawigować przez wiele miesięcy.

W latach 60. powstały pierwsze systemy orientacji i nawigacji inercyjnej typu bezkardanowego (*strapdown*). Systemy te są wciąż rozwijane, przez co osiąga się duże dokładności pomiaru, łatwość eksploatacji i umiarkowaną cenę. Znajdują one zastosowanie na obiektach morskich, lądowych i kosmicznych.

1. Girokompas

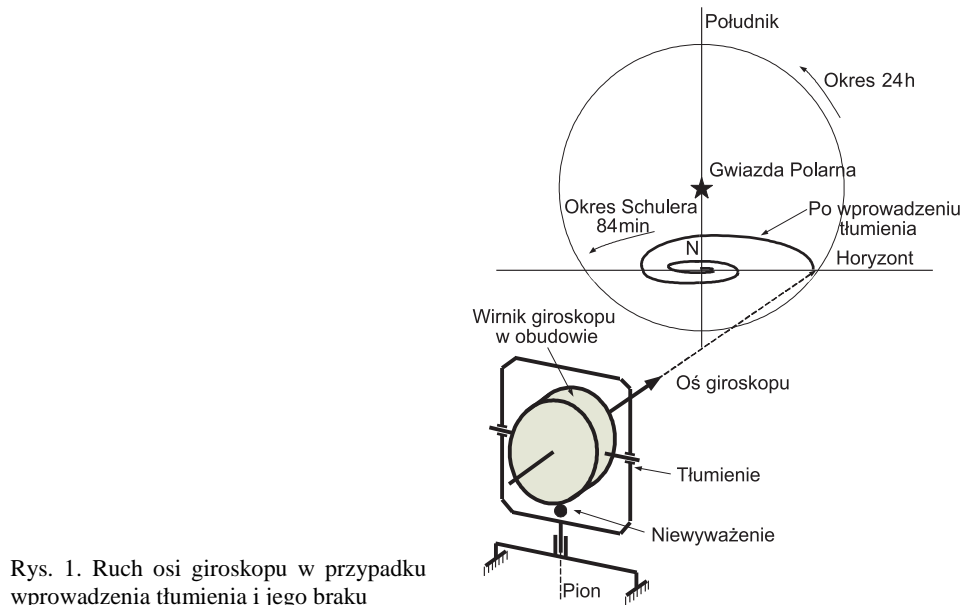
Pierwszy girokompas zademonstrował Leon Foucault w 1852 r. podczas słynnych doświadczeń z giroskopem. Girokompas Foucault nadawał się tylko do pomiarów stacjonarnych. Do końca XIX w. powstawały różne konstrukcje umożliwiające określenie kierunku północnego za pomocą giroskopu, ale dopiero w 1904 r. pojawiły się patenty Anschütza, a w 1907 – pierwsza konstrukcja morskiego girokompasu jednogiroskopowego. Jednak dopiero prace M. Schulera prowadzone w latach 1910-1923 doprowadziły do powstania w pełni użytecznych przyrządów pomiarowych, które potrafiły wyznaczyć w warunkach stacjonarnych kierunek północy z dokładnością ok. 20 sekund kątowych i które potrafiły działać w warunkach eksploatacyjnych na statkach i okrętach. Znaczny wzrost dokładności pomiarów nastąpił po wprowadzeniu zmian, które spowodowały, że okres wahań głównej osi giroskopu jest zgodny z okresem Schulera (84 min). Okres wahań nietłumionych girokompasu określa wzór:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{H}{P_k \Omega_E \cos \Phi}} \quad (1)$$

gdzie: H – kręt giroskopu, P_k – parametr konstrukcyjny związany z niewyważeniem, Ω_E – prędkość obrotowa Ziemi, Φ – szerokość geograficzna miejsca pomiaru.

Wartość $T = 84$ min jest najczęściej osiągnięta dla szerokości geograficznej $\Phi = 60$ deg (nazywana szerokością konstrukcyjną). Drugim istotnym czynnikiem wpływającym na skrócenie czasu pomiaru jest wprowadzenie tłumienia (rys. 1.). Pomimo wielu znaczących udoskonaleń, girokompasy z zasady nie są przewidziane do pracy na obiektach poruszających się z dużymi prędkościami.

Na statkach i okrętach, w związku z falowaniem oraz przyspieszeniami wynikającymi z manewrów, ma się do czynienia z tzw. dewiacją inercyjną, która ogranicza dokładność girokompasów.



Rys. 1. Ruch osi giroskopu w przypadku wprowadzenia tłumienia i jego braku

Girokompas, poza zastosowaniem stacjonarnym, np. w budownictwie, w przemyśle wydobywczym, górnictwie, wykorzystano w obiektach wolno poruszających się (statkach i okrętach, łodziach podwodnych). Jeden z najmniejszych girokompasów, powstały w 1943 r. w Niemczech, znalazł zastosowanie na miniaturowej łodzi podwodnej. Dokładność tego przyrządu wynosiła ok. 1 deg.

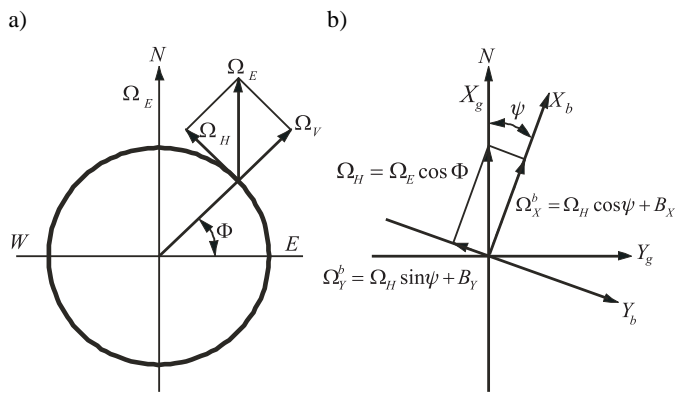
2. Metody pomiaru azymutu w systemach typu *strapdown*

Do określenia kierunku południka (kierunku północy geograficznej) wykorzystuje się zjawisko ruchu obrotowego Ziemi oraz jej grawitację. Proces girokompasowania w systemach *strapdown* przebiega dwuetapowo. W pierwszym etapie system określa położenie płaszczyzny horyzontalnej w miejscu wykonania pomiaru. Do tego celu wykorzystuje się pomiar wektora przyspieszenia ziemskiego. Tylko składowe wektora przyspieszenia leżące w płaszczyźnie horyzontalnej mają wartości zerowe, a składowa pionowa przyjmuje wartość 1 g. Mając wyznaczone położenie tej płaszczyzny odniesienia (azymut obiektu określona się w płaszczyźnie horyzontu), przechodzi się do drugiego etapu procesu,

w trakcie którego wyznaczony zostaje azymut obiektu. Proces ten nazywa się girokompasowaniem. Na rysunku 2. przedstawiono zasadę przeprowadzania tego pomiaru. Rysunek 2a przedstawia kulę ziemską z zaznaczonym wektorem prędkości jej obrotu Ω_E . W miejscu przeprowadzania girokompasowania o szerokości geograficznej Φ istnieją dwie składowe tego wektora – pionowa i pozioma o wartościach:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_V &= \Omega_E \sin \Phi \\ \Omega_H &= \Omega_E \cos \Phi \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

gdzie: Ω_E – prędkość obrotu kuli ziemskiej = 15,041 deg/h, Ω_V – składowa pionowa, Ω_H – składowa pozioma.



Rys. 2. Proces girokompasowania – określenie kierunku północnego: a) wektor obrotu kuli ziemskiej, b) pomiar azymutu

Na rysunku 2b przedstawiono proces pomiaru azymutu podczas girokompasowania w płaszczyźnie horyzontalnej. Wprowadzono dwa układy współrzędnych prostokątnych. Jeden oznaczony $OX_g Y_g$ jest układem normalnym ziemskim, którego jedna oś skierowana jest na północ, a druga na wschód. Drugi układ $OX_b Y_b$ związany jest z obiektem i wyznacza kierunki jego głównych osi sprowadzonych do płaszczyzny horyzontu. W punkcie 0 zamocowane są czujniki pomiarowe zorientowane zgodnie z osiami obiektu, które mierzą składowe horyzontalne prędkości obrotu kuli ziemskiej:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_X^b &= \Omega_H \cos \psi + B_X \\ \Omega_Y^b &= \Omega_H \sin \psi + B_Y \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

gdzie: Ω_X^b – składowa horyzontalna mierzona wzdłuż osi X_b obiektu, Ω_Y^b – składowa horyzontalna mierzona wzdłuż osi Y_b obiektu, ψ – azymut obiektu, B_X, B_Y – błędy girokopów wzdłuż osi X_b i Y_b .

Na podstawie rys. 2b można obliczyć wartość azymutu:

$$\psi_{obl} = \arctg\left(\frac{\Omega_Y^b}{\Omega_X^b}\right) = \arctg\left(\frac{\Omega_H \sin \psi + B_Y}{\Omega_H \cos \psi + B_X}\right) \quad (4)$$

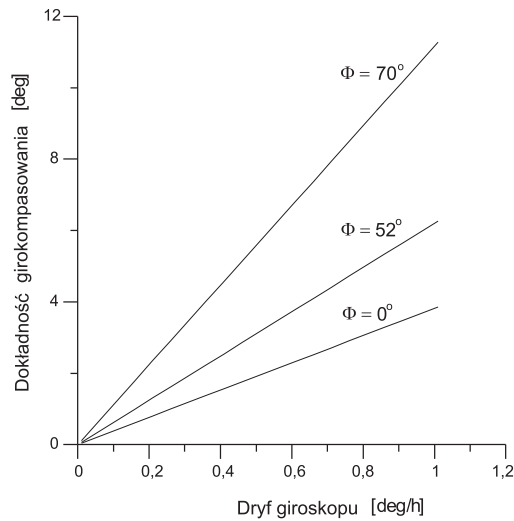
gdzie: ψ_{obl} – wartość obliczona azymutu, ψ – wartość rzeczywista azymutu.

Przy założeniu, że ψ ma małą wartość, można przyjąć $\sin \psi = \psi$ i $\cos \psi = 1$. Zakładając dodatkowo, że B_X jest małe w stosunku do Ω_H (co praktycznie zawsze jest spełnione), ze wzoru (4) można obliczyć:

$$\psi_{obl} - \psi = \frac{B_Y}{\Omega_H} \quad (5)$$

Różnica azymutów $\psi_{obl} - \psi$ jest błędem wyznaczenia azymutu:

$$\delta_k = \frac{B_Y}{\Omega_H} \quad (6)$$



Rys. 3. Błędy girokompassowania w zależności od dryfu giroskopu i szerokości geograficznej

Na rysunku 3. przedstawiono wartości błędu girokompasowania δ_k , wyliczone z równania (6), w funkcji błędów giroskopów oraz dla szerokości geograficznych od równika do 70° . Wyprowadzenie błędu wyznaczenia azymutu oparte jest na założeniu, że kąt ψ ma małą wartość. Można jednak udowodnić, że równanie to jest również prawdziwe dla całego zakresu zmian kierunku.

Na podstawie równania (4) widać, że na kierunku wschód–zachód wartość azymutu będzie nieokreślona. Aby do tego nie dopuścić, w pobliżu tego kierunku stosuje się następującą zależność [7]:

$$\psi_{obl} = \frac{\pi}{2} - \arctg\left(\frac{\Omega_X^b}{\Omega_Y^b}\right) \quad (7)$$

Metody ograniczenia wpływu błędów giroskopów podczas girokompasowania stosowane w systemach *strapdown*

Metoda dwukrotnego pomiaru

W metodzie tej girokompasowanie przeprowadza się dwukrotnie. Pierwszy pomiar dokonywany jest zgodnie z rys. 2b. Zespół czujników pomiarowych obraca się w płaszczyźnie horyzontu o 180° , a następnie pomiar powtarza. Pomiarzy uzyskane w pierwszym i drugim etapie określają wzory:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_X^b(0) &= \Omega_H \cos \psi + B_X, & \Omega_X^b(180) &= \Omega_H \cos(\psi + 180^\circ) + B_X \\ \Omega_Y^b(0) &= \Omega_H \sin \psi + B_Y, & \Omega_Y^b(180) &= \Omega_H \sin(\psi + 180^\circ) + B_Y \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Przy założeniu stałych błędów giroskopów, azymut jest wyliczany zgodnie z równaniem (9):

$$\psi_{obl} = \arctg\left(\frac{\Omega_Y^b(0) - \Omega_Y^b(180)}{\Omega_X^b(0) - \Omega_X^b(180)}\right) = \arctg\left(\frac{\Omega_H \sin \psi}{\Omega_H \cos \psi}\right) \quad (9)$$

Z zestawienia równań (3) i (9) widać, że stałe dryfy giroskopów zostały wyeliminowane. W warunkach rzeczywistych dryfy są zmienne, jednakże w krótkim czasie przeprowadzania girokompasowania dla giroskopów o dużej stabilności współczynnika skali zmiany te są niewielkie, przez co metoda ta jest wyjątkowo skuteczna.

Metoda wielokrotnego pomiaru [3]

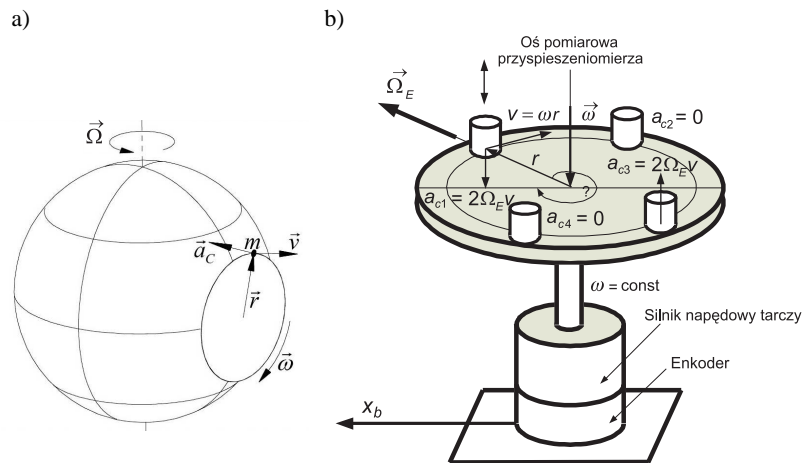
W metodzie wielokrotnego pomiaru wykonuje się N pomiarów. Proces pomiaru wyjaśniają równania:

$$\left. \begin{aligned} R &= \sum_{i=1}^N \Omega(\psi_i) \cos(\psi_i) \\ I &= \sum_{i=1}^N \Omega(\psi_i) \sin(\psi_i) \\ \psi_{obl} &= \operatorname{arctg}\left(\frac{I}{R}\right) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

gdzie: N – liczba pomiarów, ψ_i – bieżący azymut, R – suma składowych mierzonych wzdłuż osi X obiektu, I – suma składowych mierzonych wzdłuż osi Y obiektu.

3. Inercyjne metody bezgiroskopowe określania północy

Ciekawą propozycję urządzenia bezgiroskopowego zamieszczono w pracach [1, 4]. Koncepcja tych rozwiązań zakłada wykorzystanie siły Coriolisa, będącej następstwem przyspieszenia powstałego podczas unoszenia z prędkością kątową (w tym przypadku z prędkością Ziemi Ω_Z) ciała poruszającego się z prędkością liniową v . Prędkość liniową v uzyskuje się w wyniku zadania ruchu obrotowego tarczy obracającej się ze stałą prędkością obrotową ω o promieniu r (rys. 4a). Aby zwiększyć przejrzystość opisu rozwiązania, należy rozpatrzeć położenie poziome tarczy na równiku; oś podłużna obiektu odchyłona jest o poszukiwaną wartość kąta ψ . Wartość przyspieszenia Coriolisa mierzona jest za pomocą przyspieszeniomierza o osi pomiarowej prostopadłej do po-



Rys. 4. Idea pomiaru kierunku bez giroskopów (a), układ doświadczalny (b)

wierzchni wirującej tarczy (rys. 4b). Przyspieszenie to jest proporcjonalne do iloczynu odpowiednich składowych prędkości Ω_E i ω . Przy założeniu stałej (lub zmierzonej) wartości ω przyspieszenie Coriolisa mierzone przez przyspieszeniomierz jest funkcją kąta obrotu tarczy (względem osi podłużnej x_b) z przesunięciem fazowym o wartości ψ (czyli azymutu). Maksimum amplitudy sygnału przyspieszeniomierza jest osiągane dla kąta położenia wirującej tarczy równego ψ . W rzeczywistości amplituda sygnału jest funkcją pozostałych kątów orientacji. W tym przypadku proponuje się określić wartość kąta ψ poprzez wyszukanie zerowych wartości amplitud sygnału. Wartość zerowa sygnału jest osiągana, gdy kąty położenia tarczy przyjmują wartości $(\psi - 90 \text{ deg})$ i $(\psi + 90 \text{ deg})$.

Aby wypoziomować lub zmierzyć kąty pochylenia i przechylenia obiektu na wirującej tarczy, montuje się przyspieszeniomierz (o osi pomiarowej leżącej w płaszczyźnie tarczy), mierzący składowe przyspieszenia ziemskiego w funkcji kąta obrotu tarczy. Według publikacji [1] w urządzeniu z tarczą wirującą z prędkością 25 obrotów na sekundę i o promieniu zabudowy przyspieszeniomierza równym 15 mm błąd azymutu w warunkach ustalonych był na poziomie 0,01 deg.

4. Wnioski

Inercjalne metody określenia azymutu obiektów znajdujących się na powierzchni Ziemi lub w jej pobliżu (pod ziemią, pod wodą, nad ziemią, na lądzie, w wodzie, w bliskim kosmosie) są bardzo „atrakcyjne” z racji dużej niezawodności tych metod i dość dużej dokładności. Wysoka niezawodność tych pomiarów związana jest z niemożnością zakłócenia pola grawitacyjnego Ziemi oraz jej wektora prędkości obrotowej. Są to cechy szczególne dla Ziemi, umożliwiające przeprowadzenie opisanych metod.

Aby metody te mogły być stosowane, muszą być spełnione pewne warunki [2, 7]. Jednym z najważniejszych warunków jest zachowanie podczas procesu girokompasowania niezakłóconej pracy w sensie mechanicznym. Prędkość obrotu Ziemi jest stosunkowo niewielka (15,04 deg/h) i każdy ruch układu może w istotny sposób zakłócać pomiar. Jest to szczególnie ważne w przypadku wykonywania procedury girokompasowania na obiekcie latającym, który stoi na ziemi, zaopatrzone w duże powierzchnie nośne podatne na podmuchy wiatru. Innym warunkiem jest eliminacja wpływu szkodliwych przyspieszeń pochodzących od manewrów oraz falowania na statkach i okrętach. Do eliminacji tych niepożądanych zjawisk (dewiacja inercyjna) stosuje się filtracje, w tym kalmanowską oraz aproksymację falkową. Zakłócenia mechaniczne powodują wzrost czasu trwania procedury girokompasowania. W przypadku typowym wynosi on

ok. 5 min, a w czasie zakłóceń wzrasta do 10÷15 min, przy czym proces girokompasowania może zakończyć się bez sukcesu.

W przypadku pojazdów lądowych można próbować przeprowadzać proces girokompasowania podczas ruchu obiektu. Taką próbę opisano w pracach [5, 6]. Metody podwójnego i wielokrotnego girokompasowania pozwalają na znaczące zwiększenie dokładności przy wykorzystaniu tych samych czujników. W praktyce metoda podwójnego girokompasowania pozwala na zmniejszenie błędu azymutu początkowego 3÷4 razy dla giroskopów klasy 1 deg/h. Wykonując girokompasowanie na szerokości geograficznej Warszawy giroskopami o dryfie 1 deg/h, można spodziewać się błędu azymutu na poziomie 6 deg (rys. 3.), a po podwójnym girokompasowaniu – błędu poniżej 2 deg. W przypadku giroskopów dających dokładniejsze wyniki zysk jest jeszcze większy, co wynika ze wzrostu stabilności sygnału z giroskopu.

Literatura

- [1] Bar-Itzhack I.Y., Reiner J., Naroditsky M.: New inertial azimuth finder apparatus, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 24, no 2, 2001.
- [2] Kayton M., Fried W.R.: *Avionics navigation systems*, John Wiley & Sons, London 1997.
- [3] Lamprecht H.A., Tromp H., Abbot M.A.: Base motion compensation for a fiber-optic north-seeking gyroscope, *Symposium Gyro Technology*, Stuttgart 1996.
- [4] Pöthig T.: Entwicklung und Erprobung eines Systems Zurkreiselloser Nordrichtungsbestimmung auf Grundlage von Beschleunigungsmessungen, *Regelungstechnisches Kolloquium in Boppard*, 25÷27 Februar 2009.
- [5] Szymanowski J., Grzelak J., Popowski S.: Dynamic initial settings update method in inertial navigation systems, *Annual of Navigation*, no 8, 2004.
- [6] Szymanowski J., Grzelak J., Popowski S.: Static initial azimuth update method in land navigation systems, *Annual of Navigation*, no 6, 2003.
- [7] Titterton D.H., Weston J.L.: *Strapdown inertial navigation technology*, Peter Peregrinus, 1997.

INERTIAL NORTH FINDING METHODS

Abstract

In the article north finding methods based on inertial measurements are presented. The idea of gyrocompass is described, as at the beginning of 20th century this instrument revolutionised procedures of course angle measurement on ships. The gyrocompassing procedure is presented – it was used during first half of 20th century, primarily in cardan and then in strapdown inertial attitude measuring systems. Modifications of this method, aimed at improving measurement accuracy, are discussed. The nongyroscopic inertial method is also considered, as an interesting proposition for the development of inertial north finding methods.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Zdzisław SZYMAŃSKI
Instytut Lotnictwa

KWESTIE BEZPIECZEŃSTWA W KONSTRUKCJI URZĄDZEŃ AWIONICZNYCH

Konstruktor urządzeń pokładowych samolotu lub śmigłowca uwzględnia przede wszystkim dokładność i sposób działania tych urządzeń w zmiennych warunkach środowiskowych, czego wymagają obowiązujące normy lotnicze. Jednak powinien on również brać pod uwagę skrajne sytuacje, w jakich może znaleźć się urządzenie. Należą do nich awaryjne lądowanie lub pożar statku powietrznego, a także awaria zaprojektowanego urządzenia – samoistna lub wywołana przez otoczenie. Wówczas urządzenie nie może stwarzać zagrożenia bezpośredniego, jak i pośredniego poprzez generowane elektryczne sygnały wyjściowe, które mogłyby zmylić pilota lub spowodować fałszywe zadziałanie pokładowych układów sterowania.

Wstęp

Pokładowe urządzenia awioniki dokonują pomiaru i zobrazowania parametrów lotu, a także wskazują stan pracy różnorodnych urządzeń pokładowych. Ich wielkości wyjściowe stanowią podstawę decyzji podejmowanych przez pilota, są też wykorzystywane przez automatyczne układy regulacji i sterowania statkiem powietrznym. Dlatego istotne jest, aby urządzenia te:

- zachowywały założone parametry pracy w przyjętych warunkach środowiskowych,
- w przypadku własnego uszkodzenia nie przekazywały mylących informacji pilotowi lub innym urządzeniom pokładowym,
- w warunkach awarii statku powietrznego (np. pożar, awaryjne lądowanie) nie stanowiły zagrożenia dla załogi i pasażerów.

Ponadto urządzenia nie mogą wywierać niekorzystnego wpływu na inne urządzenia pokładowe podczas pracy w każdych warunkach.

1. Praca w obowiązujących warunkach eksploatacji

W zależności od przewidywanych zastosowań każde urządzenie awioniczne ma przyporządkowaną kategorię środowiskową określającą:

- warunki, w których urządzenie to powinno pracować niezawodnie z zachowaniem założonych parametrów,
- ewentualne warunki skrajne, w których urządzenie powinno również pracować, lecz z mniejszą dokładnością,
- sytuacje, w których urządzenie nie jest zobowiązane do pracy, lecz nie powinno ulec uszkodzeniu.

Praca z zachowaniem parametrów obowiązuje zwykle w warunkach środowiska, określanych jako normalne lub „nienormalne”. Znormalizowane warunki środowiskowe i odpowiadające im kategorie urządzeń są określone w normach lotniczych, np. DO-160E [3] lub MIL Standard [1, 2]. Spośród tych warunków uwzględnia się co najmniej:

- zakres temperatury otoczenia podczas ciągłej i krótkotrwałej pracy,
- maksymalną szybkość zmian temperatury w pełnym zakresie,
- maksymalną wysokość lotu, czyli minimalne ciśnienie powietrza,
- wilgotność w otoczeniu urządzenia,
- wibracje urządzenia,
- wartość napięcia zasilania,
- zakłócenia przewodzone i indukowane o częstotliwości akustycznej dostające się z sieci zasilającej,
- zakłócenia wysokoczęstotliwościowe (radiowe) przewodzone i promieniowane.

Skrajne (lub awaryjne) warunki pracy, w których urządzenie awioniczne powinno pracować, lecz bez konieczności zachowania założonych parametrów, dotyczą zwykle:

- temperatury otoczenia,
- wartości napięcia zasilania i jego chwilowych zmian,
- wyładowań elektrostatycznych.

Urządzenie awioniczne może chwilowo zaprzestać pracy podczas wystąpienia narażeń w postaci:

- udarów eksploatacyjnych,
- przejściowych zaników lub znacznych spadków napięcia zasilania,
- wyładowań atmosferycznych,
- impulsów elektromagnetycznych wywołanych wybuchem jądrowym.

Konstruktor powinien zwrócić szczególną uwagę, aby na skutek pojawiającego się narażenia urządzenie nie generowało błędnych sygnałów lub wskazań, które mogą zmylić pilota lub spowodować fałszywe działanie urządzeń współpracujących. Wskazane jest, aby urządzenie przerywające pracę wytwarzało automatycznie sygnał błędu, który pozwoli na detekcję tego stanu przez inne przyrządy pokładowe. Gdy narażenie takie minie, urządzenie powinno samoczynnie wrócić do pracy z zachowaniem uprzednich parametrów (dla niektórych urządzeń dopuszcza się resetowanie przez załogę).

Eksploatowane są również urządzenia niższej rangi, niemające bezpośredniego wpływu na bezpieczeństwo lotu, które mogą nie być wytrzymałe na ekstremalne narażenia. Dla nich nie jest konieczne wykonywanie prób w skrajnych, rzadko występujących warunkach.

Zachowanie się urządzeń awionicznych podczas zmiennych warunków środowiskowych jest badane podczas prób typu, przeprowadzanych obowiązkowo dla wyrobów lotniczych na podstawie obowiązujących norm. Starannie opracowane warunki techniczne, stanowiące podstawę badań, pozwalają na sprawdzenie pracy urządzeń w każdych przewidywanych warunkach eksploatacji. Przeprowadzane badania powinny uwzględniać też oddziaływanie urządzeń na otoczenie, w szczególności poprzez pomiar wytwarzanych zakłóceń elektromagnetycznych wysokiej częstotliwości (przewodzonych i promieniowanych) i zakłóceń pola magnetycznego i dokonanie oceny, czy nie przekraczają one dopuszczalnych wartości.

2. Zachowanie się urządzeń w przypadku ich awarii

Eksploatowane urządzenie może ulec awarii samoczynnie, np. w wyniku małej trwałości użytych elementów, albo na skutek nieprzewidywanych czynników zewnętrznych lub ich superpozycji. W przypadku nowoczesnych urządzeń awaria jest najczęściej wykrywana automatycznie, a pojawiający się sygnał błędu zapobiega błędnej interpretacji generowanych wskazań. Wykrywaniu awarii sprzyjają występujące najczęściej uszkodzenia katastroficzne, podczas których dochodzi do pełnego uszkodzenia elementów, powodującego pojawienie się sygnałów o skrajnej, nieprawdopodobnej wartości. Rzadziej występujące uszkodzenia parametryczne mogą być wykrywane podczas diagnostyki naziemnej wykonywanej okresowo. Nie mają one zazwyczaj dużego wpływu na bezpieczeństwo lotu, gdyż zmiany parametrów elementów (i w ślad za nimi wzrost błędów wskazań) następują powoli.

Rolą konstruktora jest zaprojektowanie takiego „self-testu” urządzenia, który pozwoli na wykrycie możliwie dużej części potencjalnych uszkodzeń. Nie ma jednak jednolitych zasad postępowania. Nieocenione pozostaje tu doświadczenie konstruktora, jego dokładna znajomość sposobu pracy urządzenia, zakresu zmienności wewnętrznych sygnałów, bardziej zawodnych elementów składowych (pomocne mogą być tu współczynniki niezawodności elementów). Konstruktor powinien umieć dokonać analizy wpływu uszkodzenia elementu na sygnały wyjściowe urządzenia oraz ocenić wpływ uszkodzenia na możliwość bezpiecznej kontynuacji lotu.

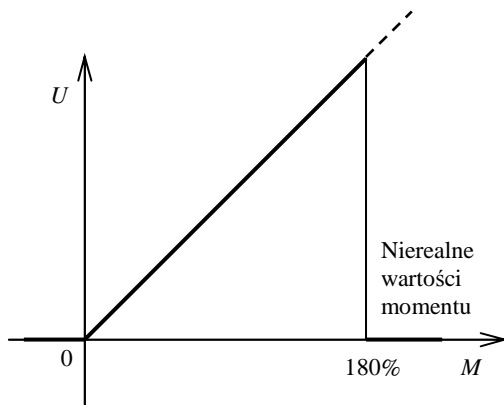
Wiele z eksploatowanych urządzeń nie ma wbudowanych układów do wykrywania uszkodzeń, względnie kontrolują one tylko wybrany parametr. Dobrze, gdy mają one nieskomplikowaną konstrukcję, a tym samym większą niezawodność. Konstruktor analizujący ich pracę powinien zwrócić uwagę na możliwość

wystąpienia awarii, pociągającej za sobą pojawienie się sygnałów wyjściowych o istotnym znaczeniu, których nietypowa wartość może zaważyć na dalszym przebiegu lotu.

Nie każde uszkodzenie urządzenia pokładowego wpływa na bezpieczeństwo lotu statku powietrznego, zależne jest ono również od warunków lotu. Dlatego konstruktor powinien znać nie tylko wybrane urządzenie, ale też zasady jego współpracy z innymi przyrządami lub systemami pokładowymi. Powinien dążyć do wyeliminowania możliwości przypadkowego pojawienia się takich sygnałów, które grożą niebezpiecznymi konsekwencjami. W kolejnych akapitach przedstawiono kilka przykładów z praktyki autora.

Momentomierz UPM-100M

Momentomierz UPM-100M służy do pomiaru i wskazań wartości momentu obrotowego (M) dwóch silników śmigłowca, którego sygnały napięciowe (U) (rys. 1.) wykorzystuje się do wskazań momentu i automatycznej regulacji mocy tych silników. Ponadto wytwarza on pomocnicze sygnały dostarczające świetlnej informacji o przekroczeniu progów momentu każdego silnika, a także wykorzystywane przy rejestracji czasów pracy silników w wybranych zakresach momentu.



Rys. 1. Sygnał napięciowy w funkcji sygnału z czujnika momentu

Pojawienie się w warunkach awarii napięciowego sygnału momentu jednego silnika o wartości wyższej od rzeczywistej może doprowadzić do odcięcia paliwa do tego silnika, a nawet do jego wyłączenia w locie. Wewnętrzny układ kontrolny momentomierza ocenia, czy sygnał momentu ma wartość realną, w przeciwnym przypadku następuje jego zerowanie (przyjęto tu zakres pomiaru momentu od 0 do 180% wartości nominalnej, wartości ujemne nie występują w locie). Jednocześnie pojawia się czerwona chorągiewka na wskaźniku momentu WM-32DC świadcząca o awarii. Brak sygnału momentu, czyli jego zerowa wartość, nie stanowi zagrożenia, oznacza jednak konieczność ręcznego

sterowania mocą silników przez pilota. W tych warunkach możliwy jest lot do najbliższego lotniska.

W momentomierzu pilot ma możliwość sprawdzenia sprawności toru pomiarowego podczas lotu poprzez naciśnięcie przycisku TEST na wskaźniku. Brak sygnału pomocniczego (lub jego błędne wystąpienie), służącego do sygnalizacji świetlnej wejścia silnika w zakres momentu nadzwyczajnego (żółta lampka 1 lub 2 na wskaźniku) lub przekroczenia dopuszczalnej wartości momentu (czerwona lampka 1 lub 2), albo brak sygnału sterującego zliczaniem czasu pracy silnika w zakresie momentu startowego czy nadzwyczajnego stwarza pewną niedogodność w eksploatacji śmigłowca, nie ma jednak istotnego wpływu na bezpieczeństwo lotu, który powinien być kontynuowany zgodnie z planem.

Paliwomierz PPM-1

Paliwomierz realizuje pomiar masy paliwa w zbiornikach samolotu M-28 metodą pojemnościową. Składa się z 22 czujników poziomu paliwa obsługujących 8 zbiorników, z bloku pomiarowego, 2 wskaźników cyfrowych i wskaźnika analogowo-cyfrowego masy paliwa pozostałej w głównych zbiornikach. Największym zagrożeniem w pracy paliwomierza w przypadku awarii może być wskazanie większej ilości paliwa niż jest dostępna w rzeczywistości. Dlatego w torze pomiarowym każdego zbiornika układ kontrolny sprawdza, czy sygnał napięciowy ma realną wartość. Przyjęto, że pojawienie się sygnału przekraczającego pojemność zbiornika o kilkanaście procent świadczy już o wystąpieniu błędu, wtedy odbywa się zerowanie tego sygnału i pokazanie informacji o błędzie na odpowiednim wskaźniku. Sumaryczna mierzona masa paliwa jest wtedy niższa od rzeczywistej. Nie stwarza to większego niebezpieczeństwa, może jednak mobilizować pilota do skrócenia trasy lotu w niektórych sytuacjach.

Potencjalnie najczęściej może wystąpić uszkodzenie polegające na przerwaniu połączenia z jednym z czujników. Skutkuje to wskazaniem mniejszej ilości paliwa od rzeczywistej, stwarzając sytuację podobną do sygnalizowanej wcześniej. Paliwomierz posiada wbudowany układ testujący, który pozwala na kontrolę wskazań wskaźnika analogowego i sprawdzenie wyświetlaczy wskaźników cyfrowych.

Blok oświetlenia BRO-2

Jest to regulator napięcia przestrajany potencjometrem, który służy do ręcznego doboru jasności oświetlenia przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych w kabine samolotu. Lot samolotu może być zagrożony na skutek pojawienia się maksymalnego oświetlenia przyrządów – oślepiającego pilota podczas lotu ciemną nocą, jak również braku oświetlenia – gdy nie widać wskazań przyrządów. Najbardziej zawodnym elementem w bloku jest potencjometr, w którym może wystąpić brak kontaktu suwaka. Aby zminimalizować skutki awarii, w bloku zastosowano takie połączenie potencjometru, przy którym wymienione

uszkodzenie skutkuje ustaleniem się napięcia zasilającego lampki przyrządów na minimalnej stosowanej wartości.

3. Minimalizacja skutków w przypadku awarii statku powietrznego

Konstrukcja urządzeń awionicznych powinna uwzględniać także ich zachowania w sytuacji, gdy znajdują się na pokładzie statku powietrznego ulegającego awarii. Zagadnienia te zostały ujęte w normach lotniczych, ale ich pełne uwzględnienie wymaga też wiedzy i wyobraźni konstruktora.

Sytuacją taką jest awaryjne lądowanie, gdy występują znaczne udary (do 15 g) i przeciążenia liniowe (do 12 g) [3]. Wówczas pokładowe urządzenia awioniczne nie mogą powodować zagrożenia mechanicznego: wyrwać się z zamocowań, rozpaść się na części itp. Naturalnym zjawiskiem jest zaś ich uszkodzenie. Konstruktor powinien też rozważyć, czy nie będą one stanowiły wtórnego zagrożenia, np. przez samozapłon czy pojawienie się na ich złączach sygnałów elektrycznych o nieprawidłowej wartości, które mogą spowodować w następstwie niebezpieczną reakcję innych urządzeń pokładowych.

Jeżeli urządzenia te znajdują się w zasięgu personelu lub pasażerów, ich konstrukcja powinna zapobiegać poważnemu zranieniu w przypadku zderzenia z ciałem człowieka. Dlatego nie powinny one mieć ostrych krawędzi ani innych wystających, ostrych części. Awaryjną sytuacją jest też pożar na pokładzie samolotu. Urządzenia awioniczne nie mogą być wykonane z materiałów łatwopalnych, które podtrzymywałyby oddziałujący na nie płomień.

4. Uwagi końcowe

Konstruktor urządzeń awionicznych powinien uwzględniać ich zachowanie nie tylko podczas eksploatacji w różnych warunkach środowiskowych, ale także w możliwych do przewidzenia awaryjnych sytuacjach. Nieocenione są tu wiedza i doświadczenie, a często też intuicja konstruktora, wykraczające poza znajomość zaprojektowanego urządzenia, lecz obejmujące działanie innych przyrządów pokładowych. W przeciwnym przypadku urządzenie to może stać się elementem w łańcuchu zdarzeń pogłębiających skutki zaistniałej awarii lub katastrofy.

Literatura

- [1] Joint Aviation Authorities, JAR-21, Certification procedures for aircraft and related products and parts, Amendment, no 7, 2007.
- [2] MIL Standards.

- [3] RTCA/DO-160E: Environmental conditions and test procedures for airborne equipment, Washington 2004.

QUESTION OF SAFETY IN DESIGNING OF AVIONIC DEVICES

A b s t r a c t

The design engineer of aircraft board devices, usually considers their accuracy and manner of operation in various environmental conditions, what is required by applied aviation standards. However, he should also take into consideration extreme situations, which the device may meet. These are composed of crash landing, fire on deck, as well as break-down of designed device, self-dependend or caused by surroundings. Then the device cannot make any hazard for people by itself, including indirect effect, by generating of output electric signals, which could mislead the pilot or cause the malfunction of flying controls.

Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.

Ryszard WITKOWSKI
Polskie Linie Lotnicze LOT S.A.

DOKĄD ZMIERZASZ CZARNA SKRZYNKO?

W tym nieco intrygującym pytaniu kryje się próba określenia trendów rozwojowych tzw. czarnych skrzynek, czyli rejestratorów parametrów lotu. Choć w tytułowym pojęciu mieszczą się również rejestratory rozmów oraz w ostatnim czasie zewnętrzne i wewnętrzne rejestratory video, to z pewnością większe zainteresowanie awioników wzbudzają rejestratory parametrów lotu. Podlegają one różnorodnym przemianom. Rejestratory zwiększają swoje możliwości: zapisują dłuższy okres lotu, większą liczbę parametrów i robią to precyzyjniej. Na ile proces ten jest wynikiem postępu technologicznego? Jaki wpływ na wprowadzane zmiany mają zaistniałe wypadki w lotnictwie, a jaki grupy specjalistów opracowujących nowe przepisy? Jakże słabe punkty rejestratorów uwidoczniły ostatnie katastrofy lotnicze i jak temu zaradzić w przyszłości? Czy czarne skrzynki będą musiały „nauczyć się” nowych funkcji, aby mogły spełniać do końca swoją rolę? Wokół najnowszej historii rejestratorów pojawia się znacznie więcej trudnych pytań niż łatwych odpowiedzi, co próbuje przedstawić niniejszy artykuł.

Trudne początki

Historia rejestracji parametrów lotu jest starsza od pierwszych samolotów, gdyż pomiarów dokonywano już na pokładach dziewiętnastowiecznych balonów. Z ówczesnych manometrów i termometrów spisywano dostępne wielkości fizyczne głównie do celów meteorologicznych. Późniejsze barografy i tachografy wyeliminowały potrzebę udziału człowieka w ciągłej obserwacji i ręcznej rejestracji niektórych parametrów w wyniku ich automatyzacji. Nieodparcie pojawiła się myśl, aby ekstrapolować ideę tę na zapis większej ilości parametrów, także innych niż atmosferyczne. Powstanie pierwszych rejestratorów lotu zbiegło się z wybuchem II wojny światowej, a operacje lotnictwa wojskowego były dramatycznym poligonem doświadczalnym, gdzie testowano prototypowe, niezbyt doskonałe rozwiązania.

Pierwsze komercyjne rejestratory parametrów lotu w transporcie lotniczym pojawiły się w latach 50. i były to niezbyt skomplikowane urządzenia, rejestrujące jedynie 5 podstawowych parametrów lotu. Początkowo przepisy nakazywały, aby rejestracji podlegały wysokość barometryczna, kurs magnetyczny, prędkość przyrządowa, przeciążenie normalne i aby na zapisie naniesiona była skala czasowa. Wyposażono w nie pierwsze amerykańskie odrzutowe samoloty pasa-

żerskie, choć niewątpliwą i bezpośrednią przyczyną ich zastosowania były katastrofy brytyjskich samolotów Comet. W pierwszych czarnych skrzynkach stosowano m.in. zapis lotu na taśmie filmowej, a przekształcenia parametrów odbywały się w procesie sterowania promienia świetlnego przez układ lusterek przekazujących sygnał z przetworników elektrycznych. Prawdopodobnie termin „czarna skrzynka” pochodzi od rozwiązania sprzętowego tego typu, gdyż konieczne było zapewnienie w nim całkowitej szczelności, tak jak w korpusie tradycyjnego aparatu fotograficznego. Istniały także rozwiązania oparte na taśmie metalowej lub drucie wolframowym oraz na rysowaniu rysikiem na taśmie celuloidowej lub papierowej. Pięcioparametrowe rejestratory były bardzo długo eksploatowane. Jednak kilka wypadków samolotów wyposażonych w rejestratory tego typu, szczególnie starszych modeli Boeingów B737, unaocznily ich bezużyteczność w analizie wypadków lotniczych, w związku z czym zostały wycofane.

Drugą generacją rejestratorów były urządzenia zapisujące parametry lotu na taśmie magnetycznej (rys. 1.). Zapis większej liczby parametrów możliwy był poprzez skonstruowanie jednostek towarzyszących rejestratorom, które zbierały dane z różnych źródeł i organizowały w ramki możliwe do zapisu. Były to tzw. szyfratory lub FDAU (*Flight Data Acquisition Unit*).

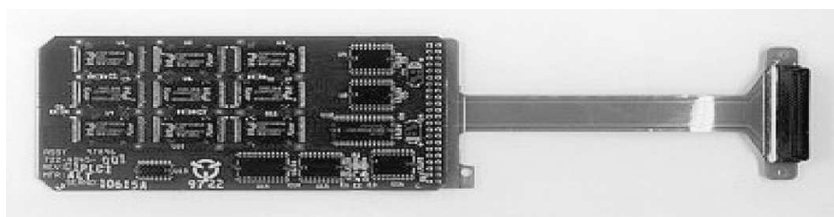


Rys. 1. Wnętrze magnetycznej czarnej skrzynki

Zadaniem szyfratora jest zbieranie sygnałów wejściowych o różnym charakterze (analogowe, cyfrowe), częstotliwości ich generowania czy amplitudzie. Kolejnym krokiem jest tworzenie ramki danych, najczęściej o wielokrotności 64 słów 12-bitowych na sekundę (64, 128, 256 w/s itd.), a następnie wysłanie do układu zapisującego w rejestratorze. Rozwiązanie takie stosowane jest od lat 60. do dziś, choć wskazuje się na konieczność ustalenia daty wycofania rejestratorów taśmowych.

Trzecią generacją są rejestratory typu SSFDR (*Solid State Flight Data Recorder*). Ich rozwój datuje się od końca lat 80. XX w., kiedy to powstał pierwszy model rejestratora tego typu. Innowacja polega na wyeliminowaniu taśmy ma-

gnetycznej, a zapis parametrów odbywa się w pamięci półprzewodnikowej (rys. 2.). Korzyścią dla operatorów jest niższy koszt eksploatacji rejestratorów, ze względu na brak konieczności przeglądów i wymiany taśmy magnetycznej. Dużo szybszy i prostszy jest także proces odczytu danych. Wprawdzie pod względem ogólnej idei zespół szyfrator–rejestrator (FDAMU–SSFDR) działa podobnie jak w przypadku rejestratorów taśmowych, jednak powszechnie wykorzystywana technologia cyfrowa umożliwia dodawanie nowych funkcji, np. zmianę ramki parametrów definiowanych przez użytkownika lub programowanie raportów eksploatacyjnych w ramach funkcji ACMS (*Aircraft Condition Monitoring System*).



Rys. 2. Pamięć półprzewodnikowa

Więcej, pewniej, precyzyjniej

Czy naturalną konsekwencją zmiany generacji rejestratorów parametrów lotu jest zwiększanie ich możliwości? Z pewnością tak, ale wpływ na to ma nie tylko postęp technologiczny, jakim niewątpliwie podlega technika lotnicza, w tym także czarne skrzynki. Zdecydowanie mocniejszym regulatorem są tu przepisy i prawo lotnicze, a także niekiedy katastrofy i zdarzenia w lotnictwie, szczególnie te, w których rejestratory lub ich brak czy zniszczenie miały decydujący wpływ na późniejsze prace komisji badań wypadków lotniczych.

Zmiany wymagań w prawie i przepisach

Prawo i przepisy lotnicze posiadają swoją hierarchię i strukturę. Kraje, które podpisały Konwencję Chicagowską są obowiązane do stosowania aneksów ICAO, czyli Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego. Aneks 6. określa zasady eksploatacji statków powietrznych, w tym również wymagania odnośnie rejestratorów lotu oraz listy obowiązkowych parametrów. Organem odpowiedzialnym za przygotowywanie propozycji zmian jest FliRecPanel, czyli Panel Rejestratorów Lotu. Autor niniejszego artykułu kilkakrotnie brał udział w pracach tego panelu. Polegają one na analizie stanu dotychczasowego, ze szczególnym uwzględnieniem ostatnio wprowadzonych standardów bądź zmiany statusu niektórych zmian z rekomendacji na standardy. I tak nieuchronnym wynikiem działania Panelu Rejestratorów Lotu jest podnoszenie co kilka lat

wymogów odnośnie rejestracji lotu. To, co do niedawna było jedynie rekomendowane w Aneksie 6. ICAO staje się po kilkunastu latach obowiązującym standardem. Ma to również przełożenie na przepisy krajowe lub międzynarodowe jak FAA czy JAR, dla których aneksy ICAO są bezpośrednim odniesieniem. Oto przykład pierwszego zestawu parametrów obowiązkowych (*mandatory parameters*) w rejestratorach tzw. typu I:

- czas UTC lub czas skorelowany,
- wysokość ciśnieniowa,
- prędkość przyrządowa,
- kurs magnetyczny,
- przyspieszenie normalne,
- kąt pochylenia,
- kąt przechylenia,
- transmisja radiowa,
- ciąg/moc każdego z silników i położenie manetek,
- położenie klap lub ustawienie dźwigni klap,
- położenie slotów lub ustawienie dźwigni slotów,
- położenie odwracaczy ciągu silnika,
- położenie przerywaczy i/lub hamulców aerodynamicznych,
- temperatura zewnętrzna,
- ustawienie autopilota lub automatu ciągu,
- przyspieszenie podłużne,
- przyspieszenie poprzeczne.

Zestaw taki obowiązywał w latach 90. dla samolotów w transporcie lotniczym o masie powyżej 20 000 kg. Po 1998 roku parametry te rozszerzono na samoloty powyżej 5 700 kg, a dla samolotów w transporcie lotniczym o masie powyżej 27 000 kg ustanowiono po 2002 r. nowy standard. Oprócz wymienionych parametrów obowiązuje rozszerzony, następujący zestaw:

- ustawienie trymera steru wysokości,
- wysokość radiowa,
- pionowe odchylenie od ścieżki schodzenia ILS Glide Slope,
- poziome odchylenie od ścieżki schodzenia ILS Localizer,
- znacznik przelotu nad markerem,
- ostrzeżenia,
- częstotliwość pracy urządzeń nawigacyjnych,
- odległość od DME,
- przełącznik położenia podwozia ziemia/powietrze (*Air/Ground*),
- sygnały układu ostrzegania o niebezpiecznym zbliżaniu do ziemi (GPWS),
- kąt natarcia,

- ostrzeżenia o spadku ciśnienia (w instalacji hydraulicznej lub pneumatycznej),
- prędkość względem ziemi (*Groundspeed*),
- położenie podwozia (wypuszczone/schowane) lub dźwigni podwozia.

Jak widać, w każdej dekadzie poszerzany jest standard dotyczący zestawu rejestrowanych parametrów. Oto ostatni przykład wymogów dotyczących samolotów komunikacyjnych wyposażonych w systemy wyświetlaczy elektronicznych:

- wybrana wysokość (*selected altitude*),
- wybrana prędkość (*selected speed*),
- wybrana liczba Macha (*selected Mach*),
- wybrana prędkość pionowa (*selected vertical speed*),
- wybrany kurs (*selected heading*),
- wybrana trajektoria lotu (*selected flight path*),
- wybrana wysokość decyzji (*selected decision height*),
- format wyświetlania EFIS (*EFIS display format*),
- format wyświetlania wielofunkcyjnego (*Multi function/engine/alerts display format*).

Przedstawione parametry muszą być rejestrowane z pozycji obu pilotów. Widać więc, jak systematycznie przybywa nowych wymogów do spełnienia, co dotyczy zarówno nowych typów samolotów, jak i w niektórych sytuacjach samolotów od dawna użytkowanych, ze względu na konieczność modyfikacji lub wykonania niezbędnych biuletynów. Często są one wynikiem zaistniałych zdarzeń lotniczych bądź działań profilaktycznych, które przed takimi zdarzeniami zapobiegają.

Zmiany wymuszone okolicznościami

Często w trakcie eksploatacji statków powietrznych zachodzi konieczność dokonania zmian jego systemów lub poszczególnych elementów. Dotyczy to również układu rejestracji czy akwizycji danych. Wspomniany przykład wydany przez nadzory lotnicze zakazu użytkowania 5-parametrowych rejestratorów lotu był wynikiem kilku katastrof, w których informacja zapisana w czarnych skrzynkach okazała się bezużyteczna lub dalece niewystarczająca. Zmiany mogą dotyczyć wymiany całych układów rejestracji lub ich poważnej modyfikacji. Przykładem może być modyfikacja samolotów, które wlatywały nad terytorium USA, gdzie zaczęły obowiązywać ostre wymogi bezpieczeństwa co do wyposażenia samolotów, m.in. w systemy TCAS (system zapobiegania kolizjom). Podobne modyfikacje przeprowadzono w samolotach latających w Europie, gdy wprowadzano systemy RNAV (nawigacja obszarowa) lub obowiązkowy mod S w transponderach. Opisane operacje wymagały zmodyfikowania w głównej mierze układów akwizycji danych, gdyż wprowadzano parametry, których dotychczas nie było ani w instalacjach pokładowych, ani na szynach z danymi.

Wprowadzanie takich zmian jest procesem bardzo poważnym i kosztownym; nierzadko wymagającym wycofania samolotów z eksploatacji na długi czas, a także zabudowy nowych przyrządów, przeprowadzenia wiązek przewodów, integracji z pozostałymi systemami i wielu zmian w oprogramowaniu, dokumentacjach, procedurach operacyjnych i obsługowych, a także w programach szkoleń i treningów. Dlatego też samoloty nowego typu projektuje się z odpowiednim wyprzedzeniem w stosunku do obowiązujących przepisów. Przykładem mogą być najnowsze samoloty w komunikacji lotniczej wszystkich przodujących producentów. Samoloty Embraer 170, 175 i 190 rejestrują ok. 1000 parametrów, dużo więcej niż wymagają przepisy ICAO, FAA czy JAR.

Zmiany wymagań konstrukcyjnych

Wraz ze zwiększaniem istotnej zawartości czarnych skrzynek, którymi są parametry lotu oraz zapis rozmów, następują zmiany wymagań co do ich właściwości konstrukcyjnych, wytrzymałościowych, termicznych itp. Ma to swoje odzwierciedlenie w przepisach i prawie lotniczym, podobnie jak przy ustalaniu obowiązującej listy parametrów, z tą jednak różnicą, że największy udział w tworzeniu tych wymagań mają organizacje związane z technicznymi aspektami projektowania i produkcji lotniczej. W ustalaniu rozwiązań konstrukcyjnych rejestratorów rozmów i parametrów lotu dużą rolę odgrywają dokumenty organizacji EUROCAE, która określa wytyczne do projektowania systemów awioniki. W przypadku rejestratorów są to dokumenty ED55, ED56, ED112 oraz ED155.

Zwiększanie wymagań konstrukcyjnych w kolejnych generacjach rejestratorów widać choćby na przykładzie rosnącego przeciążenia niszczącego dla nośnika informacji. W pierwszej generacji czarnych skrzynek przyjęto współczynnik przeciążenia 100 g, co okazało się niewystarczające i późniejsze konstrukcje musiały wytrzymać 1000 g. Obecnie jest to dla większości rejestratorów katastroficznych 3400 g ze wskazaniem na dalszy wzrost, gdyż już teraz niektóre konstrukcje wytrzymują 6000 g. Podobnie rzecz ma się z odpornością na temperaturę, wodę morską, sól i inne szkodliwe substancje. Rosną też wymagania odnośnie procentowej dokładności zapisu poszczególnych parametrów lub możliwej dopuszczalnej ilości błędnych ramek na jednostkę czasu.

Recovery, znaczy odzyskać dane

Lot francuskiego Airbusa A330-200 1 czerwca 2009 r. z Rio de Janeiro do Paryża zakończył się podwójną katastrofą. Pierwszą i niewątpliwie najdotkliwszą była śmierć wszystkich osób znajdujących się na pokładzie oraz utrata samolotu, drugą – nieodnalezienie czarnych skrzynek w wodach Atlantyku przez długi czas po katastrofie. Dla francuskiego Biura Badania i Analiz Wypadków Lotniczych BEA była to sprawa prestiżowa, jednak wobec braku praktycznie

jakichkolwiek informacji nie mogła zakończyć się powodzeniem. Oprócz kilku szczątkowych komunikatów o raczej spekulatywnym charakterze udało się osiągnąć jedno – powołać zespół specjalistów, który opracował wytyczne dla całego procesu odnajdywania czarnych skrzynek i odzyskiwania z nich istotnych informacji. Główny nacisk położono na utratę rejestratorów w lotach nad wodami. Jednak proponowane rozwiązania mogą mieć pozytywny wpływ na inne aspekty badania wypadków lotniczych, szczególnie przy utracie danych lub poważnych zniszczeniach czarnych skrzynek. Prace zespołu złożonego ze 120 osób reprezentujących takie organizacje, jak ICAO, EASA, FAA, BEA, NTSB, BFU, Airbus, Boeing, Honeywell, GE, EADS, L3Com, IATA, IFALPA, SITA, Air France i inne, były ukierunkowane na: transmisję danych z lotu, rejestratory nowych technologii, zlokalizowanie wraku [2].

Transmisja danych z lotu

Zespół uznał, że bezprzewodowa transmisja parametrów lotu jest na tyle dojrzałym procesem, a często i produktem, że może być rekomendowana jako sposób pozyskania danych z rejestratorów. Rozważano kilka sposobów tej transmisji:

- transmisja parametrów lotu w czasie rzeczywistym,
- transmisja parametrów lotu wymuszona sygnałem uruchamianym w razie katastrofy,
- rozszerzone raportowanie pozycji geograficznej o podstawowe parametry lotu za pomocą sieci ACARS,
- podwodna transmisja danych z rejestratora po namierzeniu przez pływające jednostki poszukiwawcze.

Transmisja danych z lotu jest już powszechnie stosowana w praktyce. Wielu operatorów korzysta z kilku rozwiązań opartych w głównej mierze na sieciach GSM lub WiFi. Jednakże jest to dostępne głównie na terenach lądowych o rozwiniętej infrastrukturze. W przypadku przelotów nad dużymi akwenami pozostaje łączność satelitarna (Iridium, Inmarsat, Astrium) – rozwiązanie już istniejące, ale kosztowne [1]. Jednocześnie zespół wskazał na konieczność zwiększania ramki parametrów do 1024 słów/s, co jednak obecnie jest trudne do osiągnięcia, gdyż jedynie nieliczne samoloty posiadają ramkę 512 słów/s, a większość rejestruje 64÷128 słów/s. Niewielkich zmian i nakładów wymagałoby rozszerzenie transmisji acarsowej o niezbędne parametry do lokalizacji wraku i podstawowej analizy w badaniu wypadku lotniczego, natomiast wariant podwodnej transmisji do statku poszukiwawczego uznano za zbyt mało zaawansowany.

Rejestratory nowych technologii

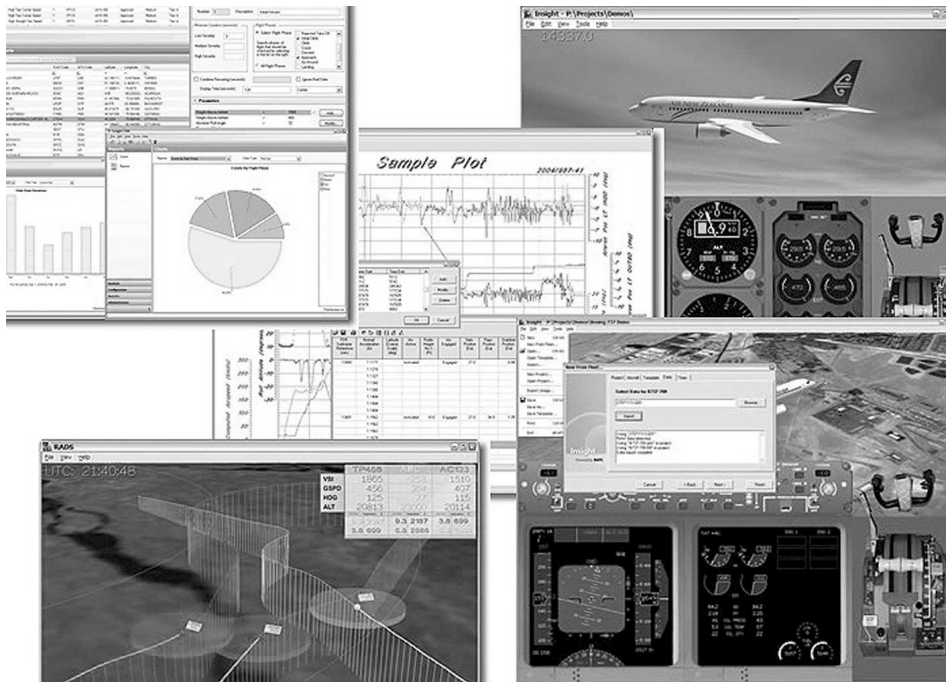
Opracowano założenia do projektowania rejestratorów o całkowicie nowych funkcjach, takich jak pływalność i autonomiczność po katastrofie. Są one

zawarte w dokumentach EUROCAE ED-112 i ED-155. Rozwiązanie takie będzie dotyczyć samolotów budowanych w przyszłości.

W istniejących samolotach rozważano możliwość instalacji dodatkowego rejestratora o lekkiej konstrukcji i wyposażonego w funkcję pływalności, jako uzupełnienie dotychczasowych czarnych skrzynek. Proponowano również zastępowanie istniejących rozwiązań, czyli zestawów DFDR+CVR, dwoma rejestratorami typu Combo (zintegrowanymi rejestratorami rozmów i parametrów lotu).

ULB i ELT, czyli zlokalizować wrak

Prace w tym kierunku przyniosły najwięcej konkretnych rezultatów. Zwiększenie żywotności ULB (*Underwater Located Beacon*) z 30 do 90 dni po katastrofie stało się jednym z pierwszych wniosków złożonych do ICAO i EASA. Postulowano również rozszerzenie częstotliwości pracy nadajnika ULB ze standardowych 37,5 kHz na niższe częstotliwości w przedziale od 3 do 9 kHz, które dają większy zasięg w wodzie morskiej. W przypadku rejestratorów odrzucających z samolotu w momencie katastrofy ULB powinny znajdować się zarówno przy samolocie, jak i przy rejestratorze. Duże szanse na wprowadzenie do eksploatacji mają również urządzenia ELT (*Emergency Locator Transmitter*) zintegrowane z nadajnikiem GPS, które uruchamiane impaktowo wysyłają dane o położeniu geograficznym.



Rys. 3. Współczesny program do analizy parametrów lotu

3. Wokół rejestratora

Aby wykorzystanie danych z czarnych skrzynek było możliwe, potrzebne są środki do ich obróbki i analizy (rys. 3.). Wraz z kolejnymi generacjami rejestratorów zmieniało się niezbędne otoczenie (tab. 1.). Pierwsza generacja to często bezpośredni odczyt z naświetlonej czy zarysowanej taśmy, druga magnetyczna wyzwoliła konieczność transformacji zakodowanych parametrów do inżynierskich wielkości, co było często procesem złożonym, praco- i czasochłonnym. Dopiero u schyłku drugiej generacji z pomocą „przyszła” technika cyfrowa – trzecia generacja (*solid state*) to pełna integracja i synergia z komputerami, a ich rosnące możliwości wpływają na ciągłe ulepszanie odczytu danych, ich analizę, prezentację, archiwizację itp. Przyszłość to zapewne pełna integracja z systemami bezpieczeństwa SMS oraz zdalne sterowanie rejestracją lotu [3].

Tabela 1. Krótka charakterystyka generacji rejestratorów

Generacja rejestratorów	I	II	III	Następna generacja
Nośnik informacji	taśma celulo-idowa, papierowa, stalowa	taśma magnetyczna	pamięć półprzewodnikowa	nanotechnologie
Obowiązkowa liczba parametrów	5	16÷32	>32	>64
Liczba słów na sekundę	NA	64	128-512	>1024
Szyfrowanie i akwizycja parametrów	brak	<i>Flight Data Aquisition Unit</i>	<i>Flight Data Aquisition and Management Unit</i>	bezpośrednio na szynach danych nowych magistral ARINC
Wymagana odporność na przeciążenie	100 g	1000 g	3400 g	6000 g
Odporność temperaturowa	brak	1000°C/30 min	1100°C/60 min	>1100°C/60 min
Długotrwałość pracy ULB	NA	30 dni	30/90 dni	>90 dni
Możliwości aplikacji obsługujących zapisy	zapis i odczyt bezpośredni, ręczny lub fotograficzny	odczyt przez przetwornik lub interfejs PC, podstawowe opcje wizualizacji i analizy	odczyt całkowicie cyfrowy, aplikacje do analizy, wizualizacji i prezentacji lotu, zarządzanie informacjami dodatkowymi ASR/GSR, meteo, GPS, integracja z CVR	integracja z SMS (<i>Safety Management System</i>), <i>FleetWatch</i> , programowanie usług, zdalna obsługa i administrowanie rejestratorem

Podsumowanie

Przytoczone w referacie informacje wskazują na ciągłe powiększanie możliwości rejestratorów, zarówno pod względem ilościowym, jak i jakościowym. Ulepszaniu będą poddane także konstrukcja i odporność czarnych skrzynek na katastroficzne czynniki. Z jednej strony będą to urządzenia o dużej autonomności, szczególnie po zaistnieniu wypadku lotniczego, z drugiej zaś w pełni zsynchronizowane i wykorzystujące zasoby samolotu.

Literatura

- [1] Avionica Inc.: Real innovations – Real solutions, Miami, FL, USA 2005.
- [2] BEA: Flight data recovery working group report, Paris, Le Bourget 2009.
- [3] Teledyne controls: Taking information to a higher plane, Santa Monica, CA, USA 2007.

WHERE ARE YOU GOING, THE BLACK BOX?

Abstract

Flight Data Recorders, also called as “black boxes” have over an half century history. The three generations presented different constructions and still improving abilities. The article describes many aspects of changes of recorders due to growing requirements, technological progress or circumstances of aircraft accident investigations. The author predicts the next generation recorders as devices with increasing number of parameters, growing accident resistance, using new functions for either their autonomy or full synchronization with aircraft.

Złożono w Oficynie Wydawniczej we wrześniu 2011 r.