

Jacek PIENIAŻEK
Paweł RZUCIDŁO

WYKORZYSTANIE MAGISTRALI CAN W SYSTEMIE POŚREDNIEGO STEROWANIA SAMOLOTEM LEKKIM

Streszczenie: W artykule zaprezentowano rozwiązanie magistrali komunikacyjnych systemu SPS-1, które zostało zrealizowane jako projekt badawczy i przetestowane na samolocie PZL-110 „Koliber”. Struktura systemu sterowania samolotem bazuje na szybkiej magistrali CAN, którą zastosowano do komunikacji pomiędzy trzema komputerami sterującymi, urządzeniami pomiarowymi, jednostką sterującą pracą zespołu napędowego, sterownicą oraz pulpitem operatora. Dodatkowo zastosowano niezależną, zdwojoną wolną magistralę w podukładzie pozycjonowania płaszczyzn sterowych. W niniejszym opracowaniu przedstawiono również narzędzie do monitorowania magistrali CAN, które rozwijano równoległe z systemem pośredniego sterowania samolotem i wykorzystywano w kolejnych etapach prowadzonych nad nim prac. Głównym elementem systemu monitorującego jest oprogramowanie. Pozwala ono nie tylko na podgląd, rejestrację i wstępną obróbkę danych, lecz również umożliwia sterowanie poszczególnymi urządzeniami, symulację wybranych modułów sprzętowych oraz diagnostykę poszczególnych magistral.

Słowa kluczowe: magistrala CAN, sterowanie samolotem, samolot lekki.

1. WPROWADZENIE

Technika sterowania ruchem współczesnego samolotu uległa znacznej zmianie w wyniku wprowadzenia zaawansowanych technologicznie urządzeń elektronicznych. Zadaniem, które realizuje nowoczesny system sterowania jest nie tylko dostarczanie pilotowi informacji pilotażowych i nawigacyjnych, lecz także przejęcie części czynności realizowanych podczas wykonywania złożonych zadań. W tym nurcie plasuje się działalność Katedry Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej, gdzie w latach 2001÷2006 opracowany został system badawczy SPS-1 [2, 7] wspomagający pilota i przeznaczony dla samolotów lekkich (klasa samolotów o masie startowej do 5600 kg). System ten lokuje się w nurcie prac badawczych i konstrukcyjnych związanych z lotnictwem ogólnego przeznaczenia [8, 10].

Istotnym zagadnieniem przy projektowaniu tego typu systemów sterowania dla wspomnianej klasy samolotów jest wykorzystywanie najnowszych technologii w celu uzyskania wystarczającej niezawodności przy stosunkowo małych kosztach. Z tego względu często są stosowane elementy wykorzystywane w innych aplikacjach, w szczególności takich, które wymagają wysokiej niezawodności (np. gotowe moduły mikroprocesorowe, wykorzystywane w aplikacjach przemysłowych jako elementy składowe urządzeń). W projekcie systemu istotnym elementem jest magistrala komunikacyjna, która umożliwia wzajemne przekazywanie informacji pomiędzy różnymi urządzeniami uczestniczącymi w procesie sterowania oraz dostarczającymi informację dla pilota (rys. 1). Prowadzone prace badawcze i konstrukcyjne w tej dziedzinie zaowocowały opracowaniem interfejsu komunikacyjnego, który bazuje na standardzie sprzętowym CAN [9] i wykorzystuje protokół *CANaerospace* [6]. Wybór tego protokołu wynika z faktu uwzględnienia w nim specyfiki zastosowań lotniczych.

W pierwszej wersji systemu SPS-1 zastosowano własny protokół komunikacyjny, który jednak został zastąpiony protokołem standardowym, aby umożliwić szersze zastosowanie opracowanych urządzeń. Także możliwość wykorzystania urządzeń, które wykonane zostaną przez innych dostawców była istotnym czynnikiem przy podejmowaniu decyzji o zmianie koncepcji.



Rys. 1. Kokpit eksperymentalnego samolotu PZL-110 „Koliber”

Zaletą przyjętego rozwiązania jest otwarta architektura systemu. Zmiana liczby urządzeń, a także dodanie nowych komunikatów dla systemu jest zadaniem nieskomplikowanym. Wykorzystanie redundantnych komunikatów, które przenoszą identyczną bądź alternatywną informację o tej samej wielkości [6], pozwala na pracę systemu przy występujących uszkodzeniach.

Istotnym elementem dla systemu, zarówno w fazie badawczej, jak i podczas strojenia w fazie uruchamiania, a także przy diagnozowaniu niesprawności, jest system monitorujący pracę magistrali. Podczas prób w locie istotna jest możliwość bieżącej kontroli parametrów i warunków pracy testowanych urządzeń. System monitorujący powinien odpowiadać nie tylko za wizualizację i rejestrację poszczególnych wielkości, lecz także pozwalać na szybką modyfikację wybranych współczynników, swobodne załączanie i wyłączanie poszczególnych modułów, czy wreszcie umożliwiać pełną diagnostykę badanych układów. Prezentowane rozwiązanie pozwala na sterowanie testowanym systemem z poziomu operatora eksperymentu, kontrolę pracy systemu i układów pomiarowych oraz monitorowanie i rejestrację różnorodnych pakietów danych przesyłanych na magistrali.

2. STRUKTURA SYSTEMU STEROWANIA SAMOŁOTEM SPS-01

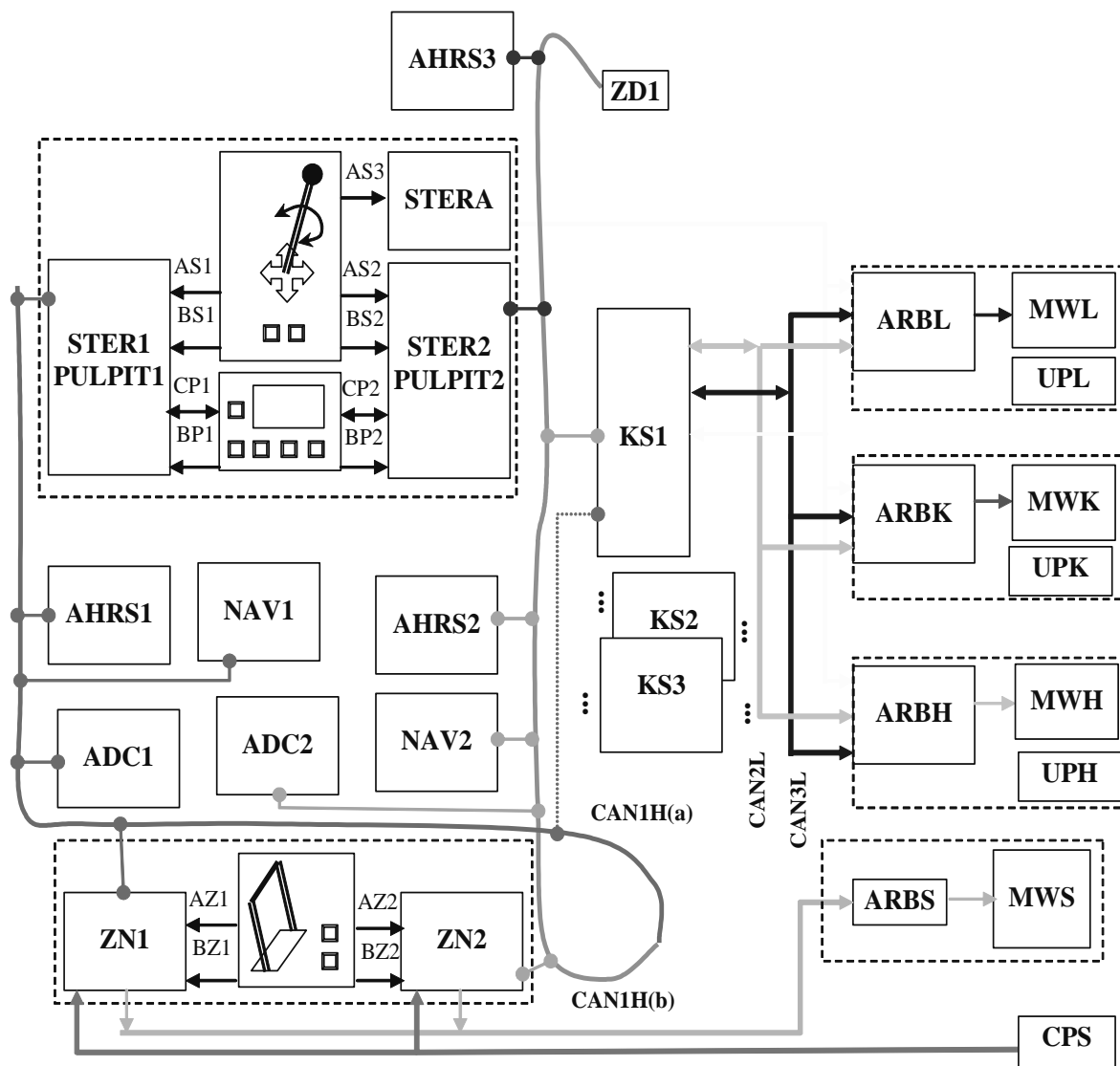
W systemie pośredniego sterowania samolotem należy wyróżnić dwie funkcje:

- przekazywanie informacji o stanie samolotu i stanie otoczenia samolotu dla pilota,
- sterowanie elementami wykonawczymi.

Część urządzeń jest zaangażowana w realizację obydwu funkcji równocześnie, więc jeśli wyróżnimy dwa podsystemy „informacyjny” oraz „sterujący” to jest to podział funkcjonalny, a nie fizyczny. Prace nad podsystemami informacyjnymi dotyczą przede wszystkim systemów wskazań i w ramach opisywanego projektu nie stanowiły głównego obszaru zainteresowań, natomiast podsystem sterujący jest tą częścią, której poświęcone były prace zrealizowane w ramach projektu SPS-1 [7].

Specyfika sterowania wspomaganego polega na tym, że pilot (operator sterujący procesem dynamicznym jakim jest lot samolotu) jest zaangażowany nie tylko w zadawanie

trybów i wartości zadanych, jak to ma miejsce w układach w pełni automatycznych, ale na bieżąco kontroluje stan samolotu i uczestniczy w procesie sterowania. Zadaniem układu sterującego jest realizacja pewnych czynności, a w efekcie odciążenie pilota. Jednym z podstawowych zadań układów wspomagających jest tłumienie efektów zakłóceń oraz modyfikacja właściwości samolotu tak, aby był łatwiejszy w pilotowaniu [7, 8, 10]. Uzyskana w takim systemie struktura sprzętowa umożliwi oczywiście realizację w pełni automatycznego sterowania lotem samolotu.



Rys. 2. Schemat blokowy struktury systemu pośredniego sterowania samolotem

Oznaczenia: AHRS - układ odniesienia, STER - sterownica ręczna, PULPIT - pulpit sterujący pilota, NAV - układ nawigacyjny (niezależnie od wersji), ADC - centrala aerometryczna, ZN - moduł zespołu napędowego (pomiar i sterowanie silnikiem), KS - komputer sterujący, WA - włącznik awaryjny (sygnalizacja normalnej pracy i sterowania awaryjnego, przycisk awaryjnego przejścia sterowania), ARB - układ arbitrażowy dla sygnałów sterujących odpowiednim mechanizmem wykonawczym (L - lotki, K - ster kierunku, H - ster wysokości, S - przepustnica silnika zespołu napędowego samolotu), MW - mechanizm wykonawczy organów sterowych ze sterownikiem, UP - układ pomiaru wychyleń płaszczyzny sterowej, CPS - czujniki pomiarowe związane z zespołem napędowym, ZD - złącze diagnostyczne cyfrowej magistrali danych systemu.

2.1. Struktura sprzętowa

Istotnym elementem w systemie sterowania jest magistrala łącząca poszczególne elementy. W systemie SPS-1 zostały zastosowane dwie redundantne magistrale, którym przydzielono różne zadania.

Urządzenia dołączone do pierwszej magistrali – nazwanej pomiarową ze względu na to, że tą magistralą przesyłane są dane z urządzeń pomiarowych – przesyłają dane z szybkością 1Mbit/s. Układy interfejsu tych urządzeń zostały wykonane w standardzie sygnałowym warstwy sprzętowej ISO 11898-2. Urządzenia dołączone do drugiej magistrali – nazwanej wykonawczą ze względu na to, że tą magistralą są przesyłane informacje do układów wykonawczych – transmitują dane z szybkością 125kbit/s. Układy interfejsów zostały wykonane w standardzie sygnałowym ISO 11898-3.

Zastosowany podział wynika z różnej liczby komunikatów na obydwu magistralach oraz różnych wymagań, co do długości linii i warunków pracy [3]. Schemat struktury systemu przedstawia rys. 2.

2.2. Zastosowany protokół

W pierwotnej wersji systemu sterowania SPS-1 zastosowano protokół transmisji opracowany w Katedrze Awioniki i Sterowania (*CANres*), natomiast w wersji SPS-1/A zastosowano standard *CANaerospace* [6]. Protokół *CANres* charakteryzuje się znacznie większą pojemnością niż *CAaerospace*, gdyż umożliwia transmisję 7 bajtów danych (rys. 3). Niestety, zastosowanie go w przyszłych rozwiązaniach zostało wykluczone ze względu na brak upowszechnienia, a przez to niezgodność z typowymi urządzeniami lotniczymi. Także zastosowane w tym protokole rozwiązanie polegające na umieszczeniu kilku informacji w jednym komunikacie, poza zaletą w postaci obniżenia obciążenia magistrali, okazało się sprawiać problemy przy realizacji oprogramowania obsługującego transmisję komunikatów. Różne sposoby interpretacji danych prowadzą do rozbudowy kodu programów, a dodatkowo następuje utrata przejrzystości tego kodu, co może być źródłem błędów, których wykrycie jest czasochłonne.

Protokół *CANaerospace* znacznie ułatwia przydział identyfikatorów dla standardowych urządzeń systemu sterowania takich jak układy pomiarowe (centrale aerometryczne, układy odniesienia i kursu), sterownice, elementy wykonawcze oraz układy nawigacyjne poprzez zdefiniowanie domyślnych wartości ID dla sygnałów typowych. W standardzie podano również zasady, które umożliwiają tworzenie aplikacji wymagających efektywnego zarządzania procesem przepływu informacji, ścisłej czasowej synchronizacji przesyłanych pakietów danych oraz obsługi urządzeń zwielokrotnionych.

Ramka protokołu *CANres*:

bajt 0	bajt 1	bajt 2	bajt 3	bajt 4	bajt 5	bajt 6	bajt 7
<i>Diagnostyka</i>	<i>Dane</i>						

Ramka protokołu *CANaerospace*:

bajt 0	bajt 1	bajt 2	Bajt 3	bajt 4	bajt 5	bajt 6	bajt 7
<i>ID</i>	<i>Data Type</i>	<i>Service Code</i>	<i>Message Code</i>	<i>Message Data</i>			

Rys. 3. Ramki protokołów *CANres* i *CANaerospace*

Definicje zawarte w *CANaerospace* są bardzo elastyczne i otwarte również na modyfikacje dokonywane przez użytkownika, w tym również współpracę z innymi, odpowiednio zdefiniowanymi protokołami (np. *byteflight*). *CANaerospace* może być stosowany w standardzie CAN 2.0A i 2.0B (11-bitowe jak i 29-bitowe identyfikatory) i przy każdej możliwej prędkości pracy magistrali. Standard jest powszechnie dostępny, a co również ważne, prawa i licencje zarówno do korzystania, dystrybucji, jak i modyfikacji protokołu są nieograniczone [6].

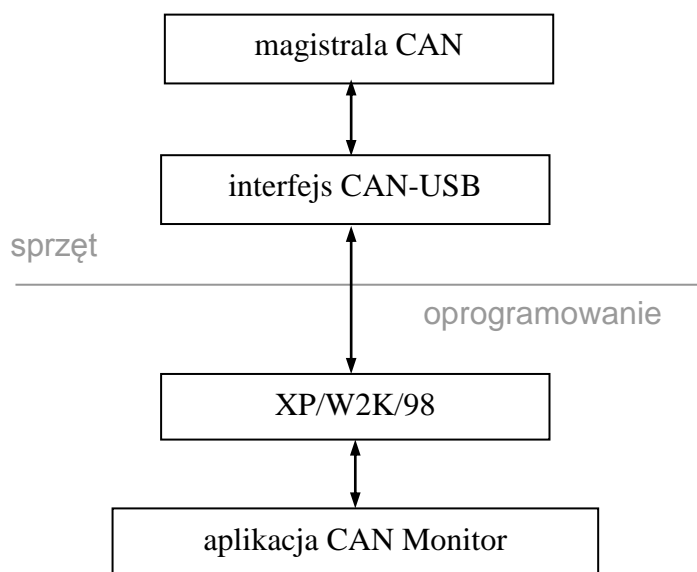
Podczas implementacji protokołu *CANaerospace* okazało się, iż przesunięcie w wartości identyfikatorów urządzeń redundantnych wyrażone wartością dziesiętną 10^4 jest bardzo niepraktyczne [1]. Po konsultacjach przeprowadzonych z autorem protokołu [6] wartość dziesiętna przesunięcia została zastąpiona wartością heksadecymalną $0x10000$, a *CANaerospace* w wersji 1.7 uwzględnia ww. poprawkę.

3. MONITOROWANIE PRACY SYSTEMU STEROWANIA

System monitorujący zbudowano w oparciu o komputer klasy PC i typowy interfejs CAN-USB umożliwiający pełną komunikację z magistralą komunikacji szeregową CAN 2.0 (rys. 4). W trakcie badań nad pośrednim systemem sterowania samolotem PZL-110 „Koliber” [7] monitor pracował zarówno na stacjonarnym komputerze (laboratorium), jak i na przenośnym (próby w locie) [4, 5].

3.1. Obsługa urządzeń

Oprogramowanie obsługuje wszystkie urządzenia zastosowane w systemie pośredniego sterowania samolotem i podłączone do magistrali CAN (tab. 1). Każde urządzenie posiada własne okno, w którym wyświetlane są jego parametry (rys. 5). W zależności od trybu pracy urządzenia, parametry są przesyłane w sposób ciągły bądź pojedynczy pakiet jest odsyłany na życzenie zainicjowane przesłaniem komunikatu typu *RemoteFrame*. Ponadto we wszystkich oknach istnieją przyciski pozwalające na załączanie i wyłączanie urządzeń oraz wprowadzanie ich w tryb autotestu. Każde okno posiada znacznik graficzny pozwalający na szybką ocenę, czy urządzenie wysyła dane (zielona, ruchoma listwa). Istnieją również pola diagnostyczne informujące o statusie odpowiednich ramek przychodzących.



Rys. 4. Ogólna struktura systemu monitorującego

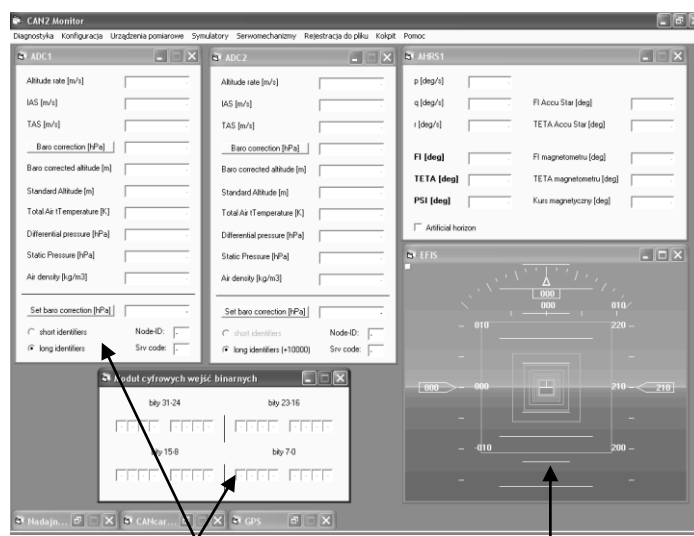
Podczas prób w locie możliwy jest podgląd parametrów poszczególnych urządzeń w oddzielnych oknach. Jest to wygodne, gdy obserwuje się parametry dwóch lub trzech urządzeń. W przypadku konieczności porównania parametrów z większej liczby urządzeń jest to uciążliwe, wymaga wielu zabiegów i rozprasza operatora. Z tego względu zastosowano w programie *CAN Monitor* okno pozwalające na jednoczesny wybór i śledzenie do dwudziestu czterech dowolnych parametrów różnych urządzeń (rys. 6).

Tabela 1. Zestawienie obsługiwanych urządzeń

Nazwa	Liczba urządzeń	Oznaczenie	Częstość komunikacji [Hz]
Centrale aerometryczne	2	ADC1-2	5
Inercjalne układy odniesienia	3	AHRS1-3	20
Sterownice i pulpity sterownicze	2	CON1-2	10
Systemy nawigacji satelitarnej	2	GPS, GNS	1
Komputery sterujące	3	KS1-3	10
Moduł sterowania zespołem napędowym	1	ZN1	10
Układy wykonawcze	4	MW _x	20

3.2. Nadzór nad pracą systemu sterowania

Dodatkową funkcją monitora magistrali CAN jest wirtualny kokpit. Umożliwia on śledzenie wartości ważniejszych parametrów generowanych przez wybraną centralę aerometryczną i jeden z trzech inercjalnych układów odniesienia. Wielkości, takie jak prędkość rzeczywista, prędkość wznoszenia, wysokość barometryczna, kurs magnetyczny czy orientacja przestrzenna samolotu są wizualizowane poprzez wskazania zintegrowanego wskaźnika pilotażowo-nawigacyjnego (rys. 5). Operator ma możliwość dokonywania nastaw wirtualnych przyrządów. W takim przypadku odpowiednio uformowany pakiet danych jest przesyłany do rzeczywistego urządzenia i ma to bezpośredni wpływ na jego parametry pracy (np. zmiana ciśnienia odniesienia dla pomiaru wybranej wysokości barometrycznej skutkuje wysłaniem informacji o tym zdarzeniu do centrali aerometrycznej).



okna poszczególnych urządzeń

wskaźnik zintegrowany

Rys. 5. Okno główne aplikacji CAN Monitor

Wybierz zmienną:	Wartość:	Wybierz zmienną:	Wartość:
ADC1.w [m/s]	0.10	AHR51.p [deg/s]	0.0
ADC2.w [m/s]	0.11	AHR51.q [deg/s]	0.1
	-	AHR53.r [deg/s]	0.0
GNS1.delx [m]	0		-
GNS1.dely [m]	0	KS1.dl [deg]	0.0
GNS1.tr [deg]	134	KS1.dh [deg]	0.1
GNS1.gs [m/s]	36	KS1.dk [deg]	0.3
GPS1.h_geo [m]	128		-

Rys. 6. Okno pozwalające na jednoczesny wybór i śledzenie wybranych parametrów

4. WNIOSKI

Zaprezentowane rozwiązanie konfiguracji systemu sterowania oparte na magistrali CAN z protokołem *CANaerospace* nie sprawiło żadnych problemów w czasie przeprowadzonych prób w locie i może stanowić podstawę do realizacji systemu dla samolotów przeznaczonych do normalnej eksploatacji. Pewnym mankamentem wybranego protokołu jest jego „otwarty” charakter przejawiający się tym, że w kolejnych wersjach wprowadzane są nowe rozwiązania i o ile wprowadzenie nowych elementów nie stanowi żadnego problemu to poprawienie stwierdzonych niedoskonałości może spowodować, że urządzenia wykonane w starszej wersji protokołu nie są zgodne z wersją nowszą i wymagają przeprogramowania.

Program CAN Monitor był zastosowany do analizy i gromadzenia danych w badaniach laboratoryjnych, próbach naziemnych oraz badaniach w locie układu pośredniego sterowania SPS-1 zamontowanego w samolocie PZL-110 „Koliber” [8]. Ponad trzydzieści godzin lotów próbnych zarejestrowanych zostało w plikach binarnych, przekonwertowanych następnie na pliki tekstowe o łącznej objętości ponad 3GB. Uzyskane rezultaty pozwoliły na dokonanie oceny funkcjonalności zastosowanych rozwiązań oraz jakości sterowania przy wykorzystaniu różnych algorytmów.

5. LITERATURA

- [1] KOPECKI G., RZUCIDŁO P., Problems of Monitoring in the Fly-by-Wire System for Small Aircraft, AIAA-2006-6340 Paper, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, 21-24 sierpnia 2006.
- [2] PIENIAŹEK J., System sterowania samolotem z zastosowaniem magistrali CAN, Szybkie Pojazdy Gąsienicowe (17) nr 1, str. 33-40, I Międzynarodowa Konferencja Naukowo-Techniczna „Zastosowania Magistrali CAN”, Gliwice 2003.
- [3] PIENIAŹEK J., Wykorzystanie interfejsu CAN w układach sterowania samolotami ogólnego przeznaczenia, V Konferencja Awioniki, 17-19.09.2007, Rzeszów.

- [4] RZUCIDŁO P., Monitor magistrali CAN systemu pośredniego sterowania samolotem PZL-110, Polskie Towarzystwo Diagnostyki Technicznej, Diagnostyka 31/2004, str. 37-42.
- [5] RZUCIDŁO P., Monitoring and Data Acquisition System for Experimental General Aviation Fly-by-Wire Aircraft, Aviation, vol. X, nr 3, Vilnius "Technika", Wilno 2006, str. 16-20 (również: AVIATION-2004 Conference, Wilno, 9-10 grudnia 2004).
- [6] STOCK M.: CANaerospace - interface specification for airborne CAN applications V 1.7, Stock Flight Systems, 12.01.2006.
- [7] TOMCZYK A. [red.]: Badania systemu pośredniego sterowania kształtującego nowe właściwości pilotażowe samolotów ogólnego przeznaczenia, Sprawozdanie z projektu 5 T12C 042 25, Rzeszów, 2006.
- [8] Advanced General Aviation Transport Experiments, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia 1996, <http://agate.larc.nasa.gov>.
- [9] CAN specification Version 2.0. Robert Bosch GmbH, 1991.
- [10] Small Aircraft Transportation System Website, NASA Langley Research Center, <http://sats.nasa.gov>, Hampton, Virginia 2005

APPLICATION OF CAN BUS IN THE INDIRECT FLIGHT CONTROL SYSTEM FOR SMALL AIRCRAFT

Abstract: The solution of data transmission buses for purposes of SPS-1 indirect flight control system was presented in this work. SPS-1 was realized as research project and has been tested on the board of PZL-110 "Koliber" aircraft. The structure of control system bases on high-speed CAN bus, which has been applied for data transmission between three flight computers, measurement units, thrust control unit, side stick and operator console. Doubled low-speed CAN bus was applied for control surfaces actuation system additionally.

The tool for monitoring of CAN buses has been also presented in this paper. *CAN Monitor* application was being developed simultaneously with indirect flight control system and utilized during particular levels of development. The main part of monitoring system is software. It allows for visualization, recording and preliminary data analysis as well as control of particular devices, simulation of selected devices and diagnostics of CAN buses.

Recenzent: dr hab. inż. Zdzisław Filus, prof. Pol. Śl.