

TPP-BASED AVIONICS ARCHITECTURE FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

H. Flühr¹, M. Gruber¹, P. Lackner¹, M. Haider¹, B. Kreinbucher¹, A. Gruber², M. Sebastian²

¹ FH JOANNEUM Gesellschaft mbH, Graz, Austria

² TTTech Computertechnik AG, Wien, Austria

Abstract

Als Versuchs- und Technologieträger wird am Studiengang Luftfahrt derzeit ein unbemanntes Fluggerät (JOANNEUM Experimental Platform JXP-S) entwickelt. Mit einer Spannweite von 7 m, einer Nutzlast von etwa 3 kg und einer Fluggeschwindigkeit von etwa 50 km/h dient die JXP der Erforschung, Entwicklung und Erprobung neuer Materialien, Bauweisen und Systeme.

Ausgangspunkt für den Entwurf der Avionik-Architektur waren der einzusetzende Datenbus einerseits sowie die zu integrierenden Systeme andererseits. Aufgrund der zweikanaligen Ausführung, der Flexibilität sowie der Unterstützung durch in Matlab/Simulink integrierte Entwurfswerkzeuge wurde als Datenbus der TTP (Time-Triggered Protocol)-Bus gewählt. Zur Sicherstellung der gemeinsamen Zeitbasis weist ein solches Bussystem mindestens 4 Rechnerknoten auf, die über ein RS-485-Netzwerk im TTP-Protokoll kommunizieren. Die Rechnerknoten liegen als kommerzielle Hardware im PMC (PCI Mezzanine Card)-Format vor und verwenden einen 32 bit-Mikroprozessor (MPC5567) sowie einen TTP-Controller. Der Einbau in das UAV erfolgt anhand von Carrier-Platinen, die auf einem gemeinsamen Träger montiert sind und neben der Spannungsversorgung für die PMC-Karten lokale Datenbusse zum Anschluss der Sensoren und Aktuatoren bereitstellen. Auf der Systemseite sind Navigationssensoren (GPS/INS-Modul), Luftdaten-Sensoren (statischer und dynamischer Druck, Lufttemperatur, Anstell- und Schiebewinkel), Aktuatoren (Servomotore) sowie ein Datenlink-Modem vorzusehen. Als Backup (im Sinne eines Sicherheitspiloten) soll eine herkömmliche Funkfernsteuerung vorgesehen werden.

Unter den erläuterten Randbedingungen ergab sich eine Architektur, bei der vier eingesetzte Rechnerknoten in funktionelle Gruppen aufgeteilt und mit redundanten Aufgaben belegt wurden. Die Knoten A und B bilden den Navigationscluster, der für die Luftdatenberechnung, Positions- und Lagebestimmung sowie die Kommunikation mit der Bodenkontrollstation zuständig ist. Während A („Left NAV“) seine Daten von einer kommerziellen GPS/INS-Einheit erhält, arbeitet B („Right NAV“) mit einem derzeit in Entwicklung befindlichen Air Data & Attitude/Heading Reference System (ADAHRS). Knoten A ist weiter für das Energie-Management zuständig. Die Knoten C und D sind für die Flugsteuerung reserviert, die nötigen Berechnungen werden auf diesen Knoten redundant ausgeführt. Im fehlerfreien Betrieb ist C („Left Controls“) für die auf der linken UAV-Seite verbauten Aktuatoren zuständig, während D („Right Controls“) die rechte Seite abdeckt. Im Fehlerfall wird ein ausgestoßener Knoten durch den jeweils anderen ersetzt. Als Backup für das Gesamtsystem dient eine herkömmliche RC-Fernsteuerung, die zuschaltbar an die Aktuatorik angekoppelt wird und eine unabhängige Bedienung des Fluggeräts vom Boden aus erlaubt.

Die vorliegende Arbeit stellt die Konzeption eines fehlertoleranten Echtzeitsystems auf Basis kommerzieller Hardware in einem UAV vor. Die Clusterung in funktionelle Gruppen sowie die redundante Implementierung der Systeme und Funktionen tragen zur Erhöhung der Ausfallsicherheit bei. In den nächsten Schritten werden die einzelnen Rechnerknoten sowie das TTP-Bussystem simuliert, programmiert und schrittweise in Betrieb genommen, um die Funktionsweise zunächst am Boden verifizieren zu können.

Keywords: Aircraft Systems, Flight Control System, Avionics Bus, Time-Triggered Protocol (TTP)

1. EINLEITUNG

Als Versuchs- und Technologieträger wird am Studiengang Luftfahrt derzeit ein unbemanntes Fluggerät (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) entwickelt und gebaut. Mit einer Spannweite von 7 m, einem maximalen Abfluggewicht (MTOW) von 17 kg, einer Nutzlast von etwa 3 kg und einer Fluggeschwindigkeit von etwa 50 km/h dient die JXP (JOANNEUM Experimental Platform JXP-S, Abbildung 1) der Erforschung, Entwicklung und Erprobung neuer Materialien, Bauweisen und Systeme. Während der Prototyp mittels Funkfernsteuerung gesteuert werden soll und lediglich ein einfaches, miniaturisiertes Rechnersystem mit Windows-Betriebssystem zum Erfassen der Flugzeugsensordaten aufweist, wird für die zweite Generation des JXP ein redundant ausgelegtes fehlertolerantes Echtzeitrechner-system entwickelt. Im Rahmen des vorliegenden Artikels wird das zugrunde liegende Konzept dieses Systems vorgestellt.



ABBILDUNG 1. Technologieträger JXP (JOANNEUM Experimental Platform)

2. UNBEMANNTER UAV-DEMONSTRATOR

Im Folgenden wird das Konzept der unbemannten Experimentalplattform JXP sowie die vorzusehenden Systeme vorgestellt.

2.1. Grundkonfiguration und Missionsprofil

Das Fluggerät ist als modularer Technologieträger ausgelegt. Es ist für geringe Flughöhen (etwa 50 m) und geringe Fluggeschwindigkeiten (etwa 12 m/s) ausgelegt und wurde daher als Motorsegler mit einer elektrisch betriebenen Klappluftschraube in Schubkonfiguration und großer Streckung ausgelegt. Die Grundkonfiguration sieht vor, dass die Steuerung primär von einem Piloten am Boden mittels Funkfernsteuerung vorgenommen wird, wobei über einen Umschaltkanal der Betrieb auf eine Steuerung mittels Bodenkontrollstation (Ground Control Station, GCS) umgelegt werden kann. Die GCS kommuniziert mit dem Fluggerät mittels eines handelsüblichen Datenlinks.

2.2. Aktuatorik

Die Steuerflächen des Fluggeräts werden mittels kommerzieller Modellbau-Servos bewegt. Aufgrund der Größe der Steuerflächen sowie der erwarteten aerodynamischen Kräfte werden die Querruder von jeweils zwei synchron arbeitenden Servomotoren angetrieben. Das Seitenruder ist mit zwei Rudern ausgeführt, so dass auch hier zwei synchron arbeitende Servos eingesetzt werden. Das Höhenruder wird als einzige Steuerfläche mit einem Motor bewegt. Als

elektrische Schnittstelle werden pulsweitenmodulierte (PWM) Signale verwendet.

2.3. Sensorik

Als Sensoriksysteme sind solche für die Erfassung interner und externer Messgrößen vorgesehen. Zu den internen Größen gehören:

- Klappenstellungen
- Position
- Lage
- Statischer Druck
- Bordspannung
- Energieverbrauch

Alle externe Größen werden gemessen:

- Anstellwinkel (Angle of Attack, AoA)
- Schiebewinkel (Angle of Sideslip, AoS)
- Staudruck
- Außentemperatur.

Sowohl die Klappenstellung als auch die Messung von AoA und AoS werden kontaktlos durch einen Hallsensor realisiert, der eine I²C-Schnittstelle aufweist. Die Position sowie die Lage des Flugzeugs im Raum wird anhand einer redundant vorhandenen Trägheitsplattform (Inertial Measurement Unit, IMU) mit GPS-, Beschleunigungs- und Drehratensensoren gewonnen. Das Interface ist als USB-Schnittstelle ausgeführt. Der barometrische Druck, der Staudruck sowie die Außentemperatur liegen, ebenfalls redundant, als analoge Messgrößen vor, die über Analog-Digital-Wandler mit SPI-Schnittstelle zugänglich gemacht werden.

Neben der Sensorik für die physikalischen Zustandsgrößen wird ein Energiemanagementsystem vorgesehen, welches die Bordelektronik aus einer redundant ausgeführten Batterie elektrisch versorgt. Auch hier werden die elektrischen Größen (Spannung und Strom an den Verteilerschienen) mittels AD-Wandler mit SPI-Interface digitalisiert

Zudem ist ein Funkmodem vorgesehen, welches den Downlink der Messdaten zur sowie den Uplink der Steuerdaten (Command-and-Control) von der Bodenkontrollstation übernimmt.

2.4. On-board-Computer

Als Bordrechner ist ein Cluster aus vier Rechner-Knoten vorgesehen, die im PCI Mezzanine Card- (PMC-) Format vorliegen (Abbildung 2). Jede PMC-Karte ist mit einem leistungsfähigen Microcontroller (Freescale MPC5567) sowie einem Kommunikationsprozessor mit TTP-Interface bestückt. Weiter sind Schnittstellen für CAN, Flexray, EIA-232, RS-485, SPI (4-Wire), analoge Eingänge sowie digitale I/O-Leitungen vorhanden. Der PCI-Bus ist über die PMC-Konnektoren zugänglich.

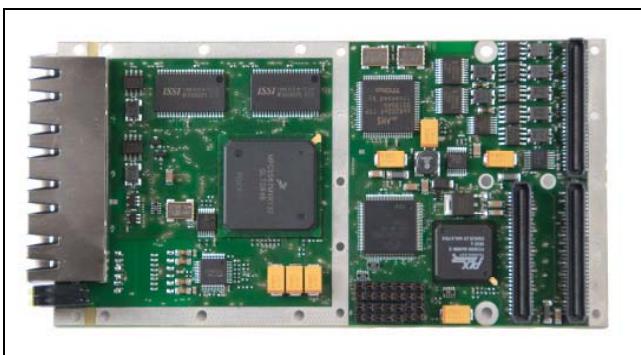


ABBILDUNG 2. Darstellung der TTP PMC-Karte (© TTTech Computertechnik AG, Wien)

Die Kommunikation zwischen den Rechnerknoten wird durch einen TTP-Bus mit RS-485 als physikalischem Layer realisiert.

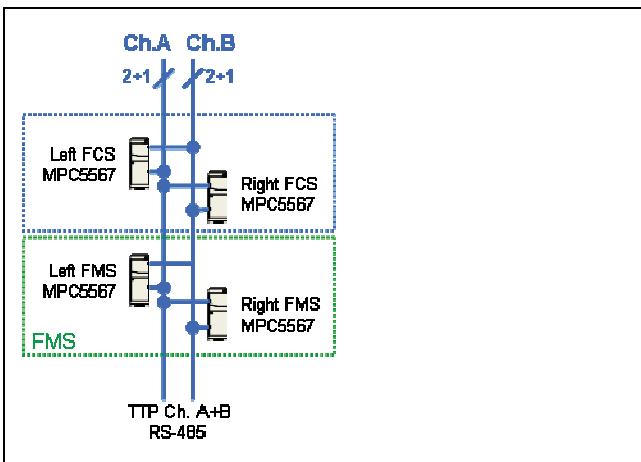


ABBILDUNG 3. Rechnerkern des JXP

Als Backplane wird eine eigens an der FH JOANNEUM entwickelte UAV-Backplane eingesetzt, die als Träger für die PMC-Karte dient. Sie erweitert das Angebot an Schnittstellen um einen USB- sowie einen I²C- (2-Wire-) Bus-Host. Auch wird von der Backplane die Spannungsversorgung sichergestellt.

2.5. Ground Control Station

Die Bodenkontrollstation des UAV setzt sich aus drei Subsystemen zusammen. Die vom Datenlink übermittelte Position, Flughöhe und Fluglage wird zur synthetischen Sichtdarstellung für den Piloten am Boden verwendet. Als Engine dazu wird der X-Plane-Flugsimulator verwendet. Um den räumlichen Eindruck zu verstärken, können optional zwei Schirme für die Seitenansichten links und rechts ergänzt werden (Abbildung 4). Die Instrumente des Basis-T sind in einem primären Flugdisplay zusammengeführt und werden dem Rendering-Prozess von X-Plane überlagert und, zusammen mit dem Terrain, am Hauptdisplay dargestellt. Gemeinsam mit einem Steuernüppel wird auf diese Weise die Bedienung des Fluggeräts ermöglicht. Als drittes Teilsystem kann auf dem zentralen Display alternativ ein Tool zur Missionsplanung bzw. eine Darstellung der Flugzeugsystemzustände gewählt werden. Jedes Display wird durch einen eigenen Rechner angesteuert, die Rechner sind untereinander mittels eines lokalen

Ethernet-Netzwerkes verbunden. Der Datenaustausch wird mittels UDP-Protokoll sichergestellt.

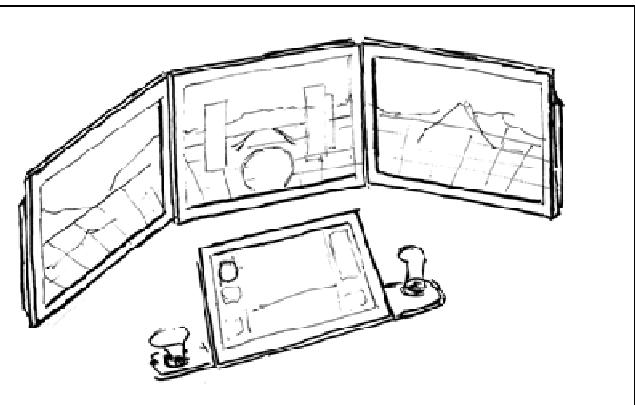


ABBILDUNG 4. Konzeptstudie der Bodenkontrollstation

3. HARDWARE-ARCHITEKTUR

Die Konzeption des Hardware-Segments ist in den nächsten Abschnitten dargestellt. Im Wesentlichen wird diese durch die Clusterung der Systeme in das Flight Control System (FCS) sowie das Flight Management System (FMS) umgesetzt.

3.1. Flight Management System

Das Flight Management System des JXP wird aus den Rechnerknoten A („Left NAV“) und B („Right NAV“) gebildet und bildet die Schnittstelle zur Außenwelt und zur Bodenstation. Mittels zweier lokaler SPI-Busse werden die Außensensoren (2x Pitot-Static, 2x Temperatur, Anstellwinkel, Schiebewinkel, das Energiemanagementsystem, sowie ein Flight Data Recorder angeschlossen. Beide IMU's sind mittels USB mit den Prozessoren verbunden (Abbildung 5). Sämtliche Sensordaten werden über den TTP-Bus an beide FMS-Knoten kommuniziert. Die Berechnung der Trajektorie des UAV wird von beiden Knoten parallel durchgeführt, das Ergebnis der Berechnung zur Regelung der Fluglage an die Flight Control System-Rechner mittels TTP-Bus weitergeleitet. Weiters übernimmt ein FMS-Knoten über ein Datenlink-Modem die Kommunikation mit der Bodenkontrollstation, während der zweite FMS-Knoten die technischen Flugdaten auf einem mittels USB-Massenspeicher ausgeführtem Flight Data Recorder für spätere Auswertungen speichert.

3.2. Flight Control System

Das Flight Control System wird mit den Rechnerknoten C („Left FCS“) und D („Right FCS“) gebildet und übernimmt die Ansteuerung und Überwachung der Steuerflächen (Abbildung 6). Dazu wird die Stellung sämtlicher Ruder gemessen und über zwei I²C-Busse an die Rechner kommuniziert. Die Ansteuerung der Ruder erfolgt mittels handelsüblicher Modellbauservos. Die hierfür nötigen PWM-Signale werden von einer Schnittstellenkarte generiert, die ebenfalls per I²C von beiden FCS-Rechnern überwacht wird.

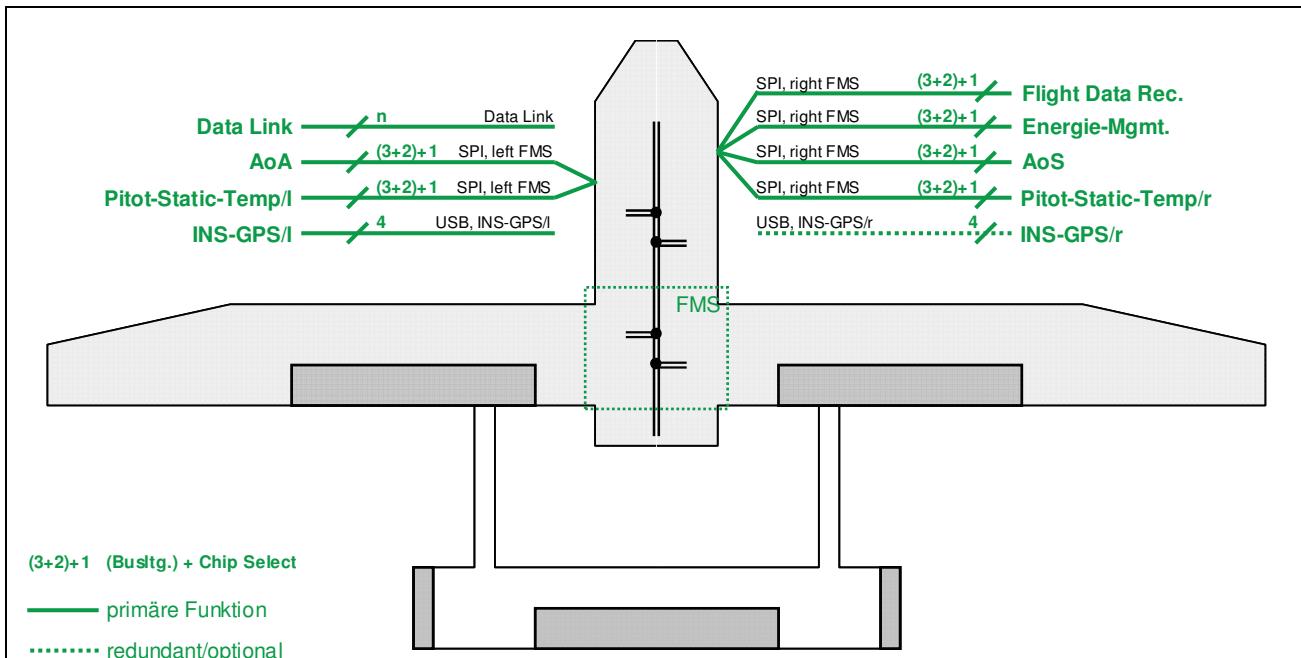


ABBILDUNG 5. Übersicht zum Flight Management System

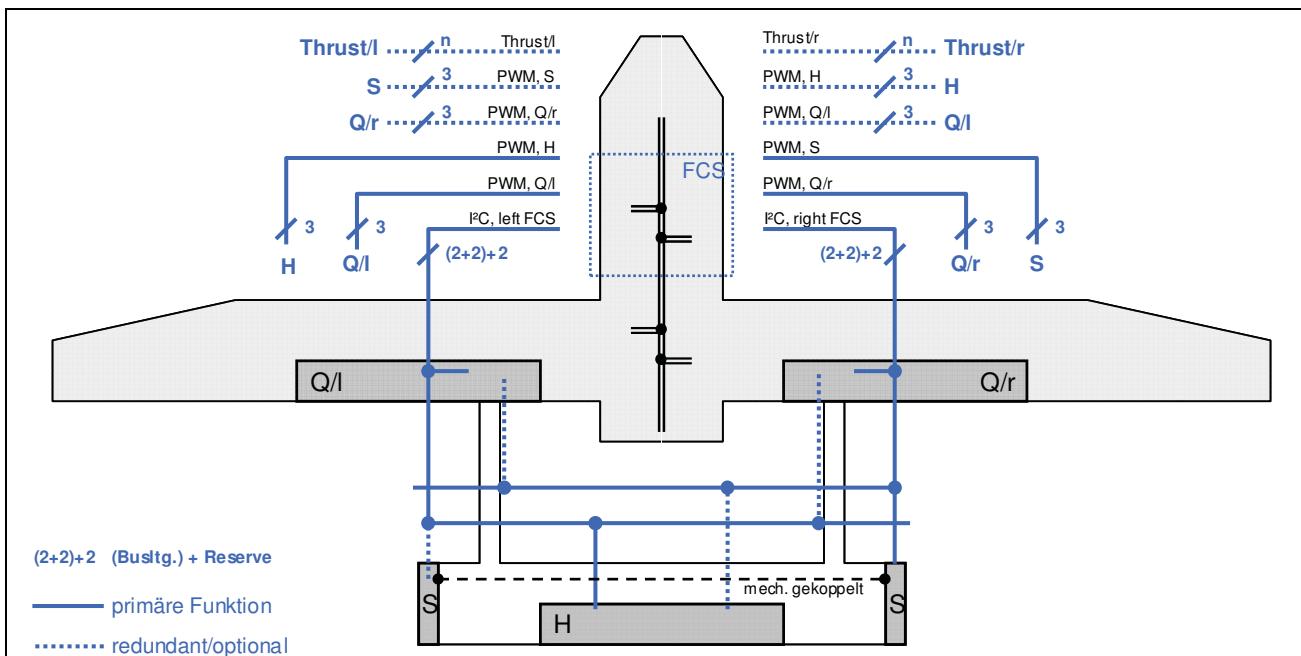


ABBILDUNG 6. Übersicht zum Flight Control System

Auch die Berechnung der Ruderbewegungen wird redundant auf beiden FCS-Knoten durchgeführt. Hierzu ist auf beiden Knoten ein flugdynamisches Modell des UAV gespeichert, um anhand der gemessenen Fluglage und anhand der gewünschten Charakteristik des geschlossenen Regelkreises die Bewegung der Steuerflächen sicherstellen zu können.

4. SOFTWARE-ARCHITEKTUR

Die Implementierung der TTP-Technologie erfolgt in mehreren Schritten. Systemfunktionalitäten von FCS und FMS werden modelliert, bevor ein zeitlicher Ablaufplan erstellt wird und die Zuordnung der Aufgaben zu den einzelnen Rechnerknoten erfolgt.

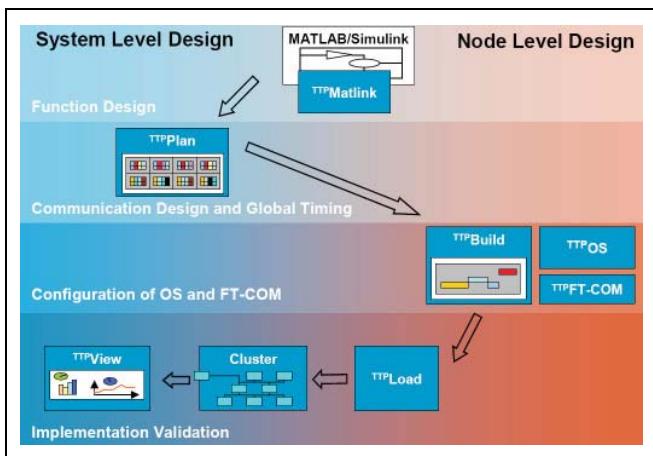


ABBILDUNG 7. Entwicklungsumgebung auf zwei Ebenen (Software Development Suite, © TTTech Computertechnik AG, Wien)

4.1. Design auf System-Ebene

Design und Entwicklung des Systems erfolgen mit Hilfe von Matlab/Simulink (The MathWorks, Inc). Hier werden Schnittstellen definiert, nicht aber hardwarespezifische Parameter des verteilten Echtzeitsystems. Mit der entsprechenden Entwicklungsumgebung (TTTech Software Development Suite), welche ein Simulink-Blockset und weitere Tools zur Verfügung stellt, wird die globale zeitliche Steuerung der Kommunikation festgelegt. Bei dieser knotenübergreifenden Konzeption des Netzwerkes spricht man auch vom sog. Cluster Design.

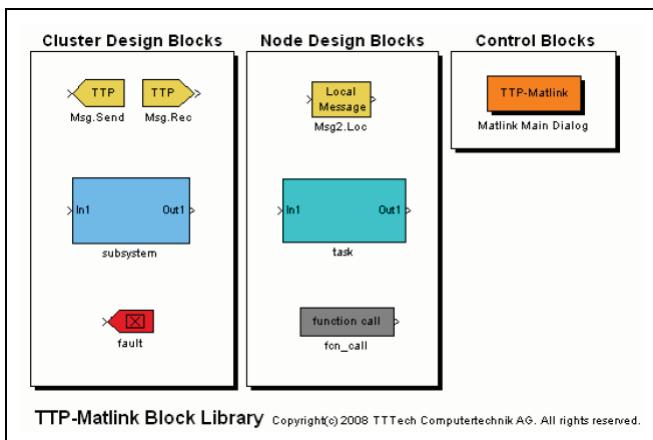


ABBILDUNG 8. Simulink-Blockset für das Systemdesign (TTP-Matlink, © TTTech Computertechnik AG, Wien)

4.2. Design auf Knotenebene

Auf Knotenebene erfolgt die Zuordnung der einzelnen Aufgaben und deren zeitlicher Abfolge. Mit diesen Informationen wird schließlich Programmcode für die fehlertolerante Kommunikation und für die Konfiguration des Echtzeit-Betriebssystems erzeugt. Nach erfolgreichem Kompilieren kann das lauffähige Maschinenprogramm mittels Hilfssoftware zur Hardware übertragen werden.

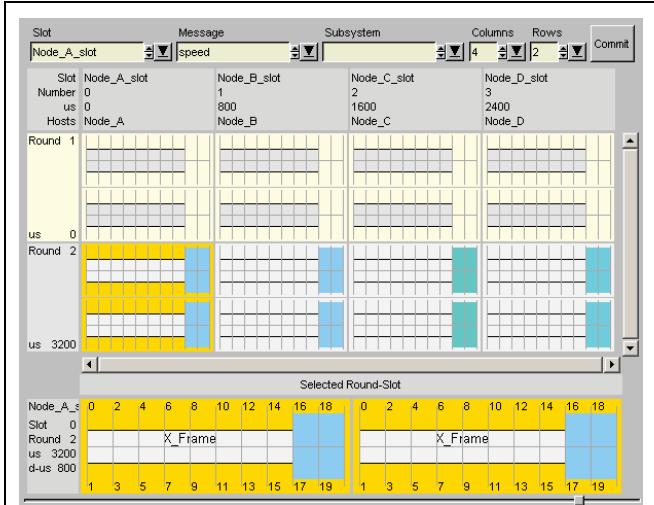


ABBILDUNG 9. Cluster Schedule (Schedule Editor, TTP-Plan, © TTTech Computertechnik AG, Wien)

5. ZUSAMMENFASSUNG

Im vorliegenden Artikel wurde das Konzept einer TTP-basierten Avionikarchitektur für unbemannte Fluggeräte vorgestellt. Im Rahmen der weiteren Projektarbeiten erfolgt der Einbau der Systeme in ein in 2 Freiheitsgraden schwenkbar gelagertes Iron Bird, um eine Erprobung des Konzepts als „Hardware-in-the-loop“ durchführen zu können.

6. LITERATUR

- [1] Kopetz, H., Bauer G.: The Time-Triggered Architecture. Proceedings of the IEEE Special Issue on Modeling and Design of Embedded Software, Jan 2003.
- [2] Kopetz, H., Real-Time Systems, Design Principles for Distributed Embedded Applications. Kluwer Academic Publishers, Boston, 2003.
- [3] Freescale: MPC5567 Microcontroller Data Sheet. Freescale Semiconductors, 2007.
- [4] TTTech: TTP PMC Card User Manual. TTTech Computertechnik AG, Wien, 2008.

7. DANKSAGUNG

Die vorliegende Arbeit wurde im Rahmen des Projekts „CAPTAIN“ (COTS Airborne PMC card for Time-triggered Aerospace Interfaces and Networks) durchgeführt und wird von der Österreichischen Forschungsförderungsgesellschaft (FFG) im Rahmen des Programms TAKE OFF unterstützt.